

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

Research and Development of the Osaka Institute of Technology  
2nd PROITERES Nano-Satellite with  
High-Power Electrothermal Pulsed Plasma Thrusters for Powered Flight

○藤田 浩貴・上村 拓也・山内 翼・田原 弘一  
高田 恭子（大阪工業大学）・池田 知行（東海大学）

○Hiroki Fujita・Takuya Kamimura・Tsubasa Yamauchi・Hirokazu Tahara  
Kyoko Takada (Osaka Institute of Technology)・Tomoyuki Ikeda (Tokai University)

Abstract

In the Project of Osaka Institute of technology Electric-Rocket-Engine onboard Small Space Ship (PROITERES), the 2nd PROITERES nano-satellite with high-power pulsed plasma thrusters has been developed after the 1st PROITERES nano-satellite was launched by Indian PSLV C-21 on September 9th in 2012. The main mission is to change long-distance orbital altitude by high-power electricthermal PPT and to perform operation tests for a reaction wheel designed for micro/nano-satellites. Magnetic torquers and sun sensors for the 2nd satellite were developed and measured their performances. As the results, the magnetic torquers achieved the required performance, and the sun sensor also achieved a view angle of 50 degree although the maximum error angle was over 4.1 degree. In this paper, performance characteristics of the magnetic torquers and the sun sensors are described.

記号の説明

$\theta$ [deg.]:	太陽光の入射角	$T_a$ [Nm]:	空力トルク
$h$ [mm]:	スリットと受光部の高さ	$\rho(h)$ [kg/m <sup>3</sup> ]:	基準高度での大気密度
$x$ [mm]:	センサ中心からの距離	$A\alpha$ [m <sup>2</sup> ]:	空気抵抗になる衛星断面積
$I$ [kg・m <sup>2</sup> ]:	慣性モーメント	$Cd$ :	抗力係数
$T$ [Nm]:	地磁気トルク	$v$ [m/s]:	基準高度での地球周回速度
$N$ [Am <sup>2</sup> ]:	衛星の残留磁気モーメント	$Re$ [km]:	地球半径
$B_v$ [T]:	地磁気ベクトル	$H$ [km]:	軌道高度
$Tg$ [Nm]:	重力傾斜トルク	$M$ [Am <sup>2</sup> ]:	磁気モーメント
$\mu_e$ :	地球重力係数	$T_o$ [Nm]:	外乱トルク
$R_0$ [km]:	地心からの距離	$B_e$ [T]:	投入予定高度の地球磁場
$\emptyset$ [deg.]:	ロール軸周りのずれ角	$R$ [m]:	測定装置と磁気トルカの中心との距離
$\tau$ [deg.]:	ピッチ軸周りのずれ角	$L$ [m]:	磁気トルカのコアの長さ
$\varphi$ [deg.]:	ヨー軸周りのずれ角	$B$ [T]:	測定した磁束密度
$T_{sp}$ [Nm]:	太陽輻射トルク	$\mu_0$ [H/m]:	真空の透磁率
$P_s$ [N/m <sup>2</sup> ]:	太陽輻射圧定数		
$A_s$ [m <sup>2</sup> ]:	衛星の表面積		
$L_s$ [m]:	衛星の図面上の中心点から重心までの距離		
$q$ :	衛星表面の反射率		
$i$ [deg.]:	太陽光入射角		

1. はじめに

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 Osaka Institute of Technology Electric-Rocket-Engine onboard Small Space Ship）「PROITERES：プロイテレス」は2007年に大阪工業大学で発足したプロジェクトである。本プロジェクトは電気推

進ロケットエンジンを搭載した超小型人工衛星の設計・開発を行っている。2012年にはPROITERES衛星1号機の打ち上げに成功し、現在はその後継機であるプロイテレス衛星2号機の開発を進めている<sup>1)</sup>。

## 2. プロイテレス衛星2号機

2010年11月に超小型人工衛星プロイテレス2号機の開発が開始された。プロイテレス衛星2号機は、プロイテレス衛星1号機の技術を基に2号機用に大電力化したパルスプラズマスラスタ(PPT)を用いた動力航行を行い、長距離の軌道高度変更を行う超小型人工衛星の開発を目指している。本学では衛星に搭載するロケットエンジン、姿勢制御機器である太陽センサ、磁気トルカ的设计・製作を行っている。PROITERES衛星2号機のイメージ図と諸元を図1と表1に示す。

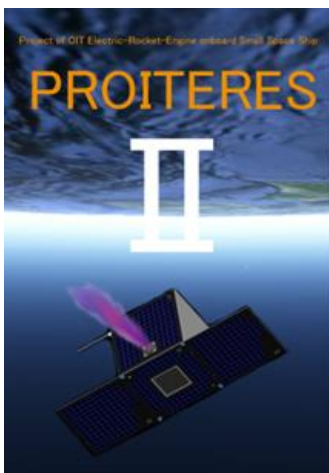


図1 プロイテレス衛星2号機のイメージ図

表1 プロイテレス衛星2号機の諸元

質量	50 kg
サイズ	500 x 500 x 500(h) mm (パドル展開前)
電力	60 W
寿命	1-2年
姿勢制御方式	磁気姿勢制御, ゼロモーメント制御

衛星2号機は総重量が50 kgで外形寸法が500 mmの立方体であり、前回の外形寸法が290 mmであった衛星1号機よりもサイズアップした構体である。搭載ロケットについては現段階では未定であるが、今回は磁気姿勢制御方式のみを採用し、有芯型磁気トルカを用いて姿勢制御を行うので、地球低軌道への投入を予定している。

そしてメインミッションとして、大電力化したパルスプラズマスラスタ(PPT)を利用した地球低軌道での長距離軌道変更、また三菱プレジジョン製のリアクションホイールを用いた宇宙空間での姿勢制御の実証の二つを設定している<sup>2)</sup>。

## 3. プロイテレス衛星2号機の搭載機器

**3.1 電熱加速型 PPT** 衛星2号機に搭載する電熱加速型 PPT の搭載のメリットを以下に記述する。

- 1) 推進剤に固体であるテフロン (Poly Tetra Fluoro Ethylene(PTFE)) を使用しており、推進タンク、シール部品、メカニカルバルブ等が不要であり小型・軽量化の面で有利である。
- 2) 構造が簡単のため部品点数が少なく、噴射の信頼性が高い。そして打ち上げ時の衝撃や振動に強い。
- 3) パルス作動であるため、ON/OFF 回路におけるデジタル制御が可能である。
- 4) ウォームアップ時間が1秒程度であり、待機電力がほぼ0である。
- 5) 放電はピークで数 kA, 数  $\mu$ s 程度のパルス状電流であり、10 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 オーダーとなる。

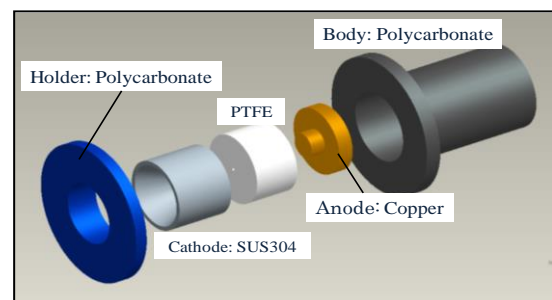
これらのメリットがあるため衛星2号機の搭載に適している<sup>3)</sup>。

本学では電気推進ロケットエンジンである PPT を独自で研究開発を行っている。今回、小型人工衛星用 PPT として製作を行うにあたってのコンセプトを以下に記述する<sup>4)</sup>。実際に開発し、衛星1号機に搭載した PPT の外観と内部構造を図2に示す。

- 1) 部品を少なくし、軽量化を図る。
- 2) 振動に耐えることのできる構造。
- 3) 磁場干渉を抑える。



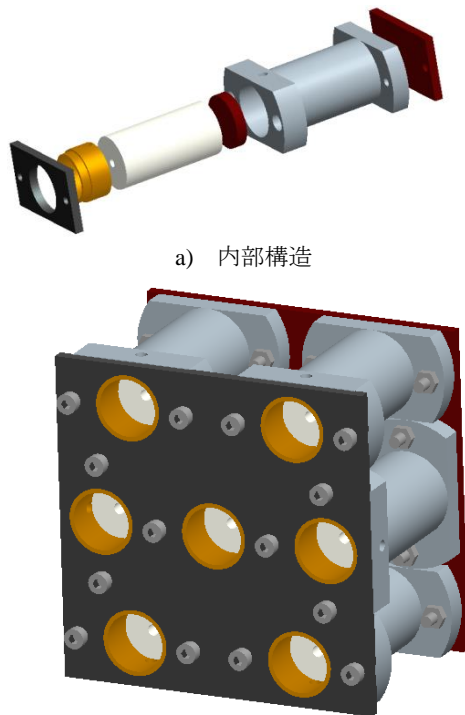
a) 1号機用の PPT の外観



b) 1号機用の PPT の内部構造

図2 1号機用 PPT

今回の PPT の目的は、数 km から数十 km の軌道上昇である。そこで推力向上のために大電力化し長時間作動のため放電室を増やした多放電室型の PPT を現在開発中である<sup>5)</sup>。開発中の多放電室型 PPT を図 3 に示す。



a) 内部構造  
b) 組立図  
図 3 多放電室型 PPT

**3.2 リアクションホイール** ミッションで実証試験をおこなうリアクションホイールは、三菱プレジジョン製のリアクションホイールを使用する。搭載するリアクションホイールの外観を図 4 に、仕様を表 2 に示す。

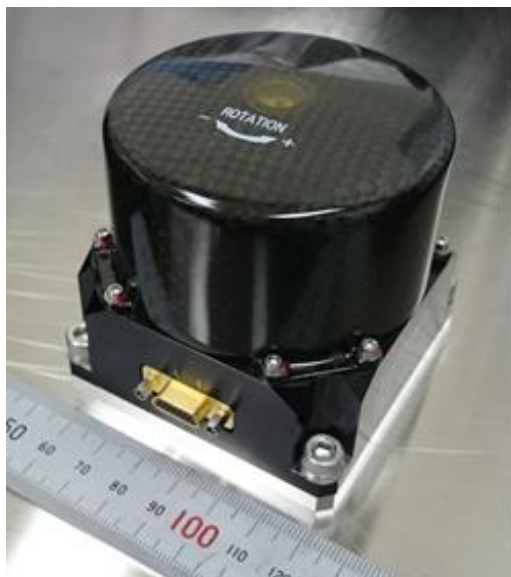


図 4 三菱プレジジョン製リアクションホイール

表 2 リアクションホイールの諸元

質量	1.05 kg
最大回転数	±6000 rpm
最大出力トルク	18.4 mNm
消費電力	高温試験時 4.9 W
	低温試験時 2.6 W
制御モード	モータトルク指令モード
	回転数指令モード
	出力トルク指令モード

**3.3 太陽センサ** 太陽センサは、太陽の方向を検出することにより衛星の姿勢角を求めるセンサである。ピンホールより入った太陽光をセンサで感知し、そのときの位置とセンサとピンホールの距離から方向と角度を測定することができる。その原理を図 5 に示す。

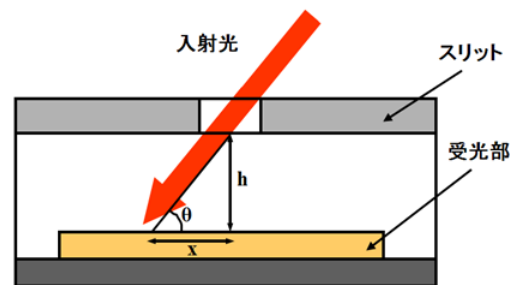


図 5 太陽センサの角度検出原理

図 5 より角度  $\theta$  は逆三角関数より次式で求めることができる。

$$\theta = \tan^{-1} \frac{h}{x}$$

受光部である PSD は、衛星 2 号機が 50 kg 級衛星のため 1 号機と同様にセンサ質量が小さく、姿勢がどのような状態でも検出できるように広範囲での太陽光検出が望ましい。

小型化、広動作温度範囲、簡単な回路、広視野範囲であるという観点から角度位置変換方式で浜松ホトニクス社の 2 次元 PSD(S5991-01)を選定した。

2 次元 PSD の外観図を図 6 に、仕様を表 3 にそれぞれ示す。

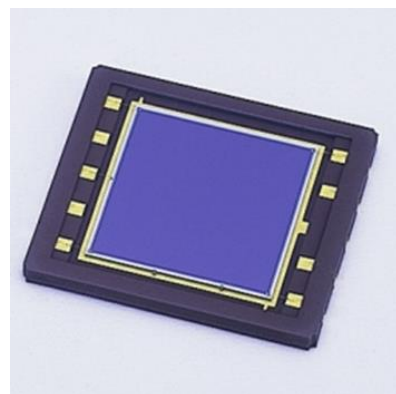


図 6 浜松ホトニクス社製二次元 PSD S5991-01

表3 S5991-01の仕様

検出方法	2次元 PSD
サイズ	16.5 x 14.5 x 1.26(h) mm
受光面	9 x 9 mm
動作温度範囲	-20 to 60 °C
分解能	1.5 μA
飽和電流	500 μA
受光感度	0.6 A/W

スリットと受光部間の距離を保持するためのカバーとスリットの製作を行った。センサカバーの外観を図7、スリットの外観を図8、また、完成したものを図9に示す。

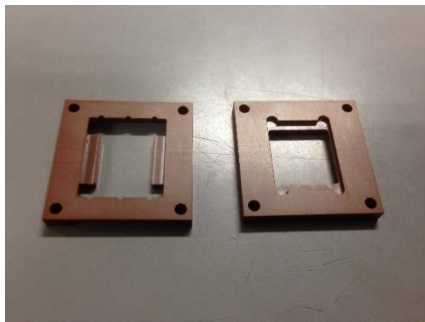


図7 太陽センサカバー

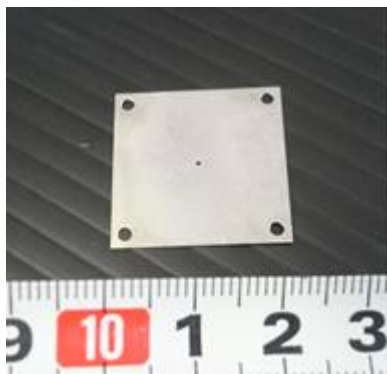


図8 ピンホールスリット

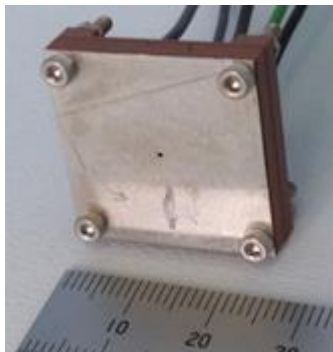


図9 太陽センサ

製作した太陽センサに対して、暗室での実験を行った。光源に対して太陽センサを±50 deg.の範囲で回転させ、5 deg.ずつ角度検出を行った。角度検出の実験結果を図10に示す。

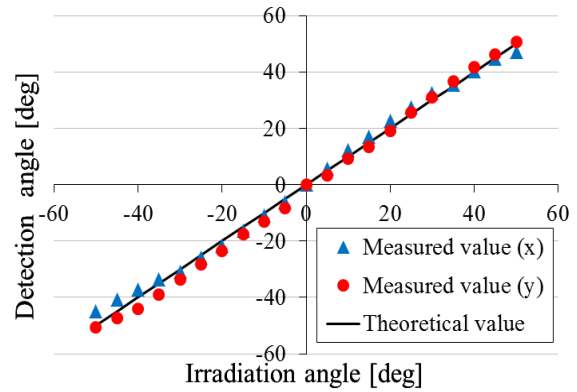


図10 角度検出の実験結果

図10より、±50 deg.の範囲での検出を確認でき、最大誤差4.1 deg.となった。要求性能である検出範囲±50 deg.は達成できたが、検出誤差は達成出来なかった。

今後の課題としては、発生した誤差を小さくするため電子回路の最適化を行う。また屋外で実際に太陽光を用いて測定を行う予定である。

#### 4. プロイテレス衛星2号機の予想環境外乱

2号機の3Dモデルを使用して慣性モーメントを求めた。それを表4に示す。

表4 衛星2号機の慣性モーメント

Ix	2.986 kg·m <sup>2</sup>
Iy	1.898 kg·m <sup>2</sup>
Iz	2.205 kg·m <sup>2</sup>

#### ●地磁気トルク

地磁気トルクは次式より求めることができる。

$$T_x = N_y B_{vz} - N_z B_{vy}$$

$$T_y = N_z B_{vx} - N_x B_{vz}$$

$$T_z = N_x B_{vy} - N_y B_{vx}$$

ここで衛星の残留磁気モーメントである $N$  [Am<sup>2</sup>]は表5を参考値として用いた。

表5 衛星2号機の慣性モーメント

衛星のクラス	設計基準	磁気双極子モーメント因子 [Am <sup>2</sup> /kg]
Class1	磁性体を管理・配置	1.0 x 10 <sup>-3</sup>
Class2	磁性体・カレントループを管理	3.5 x 10 <sup>-3</sup>
Class3	軟磁性体を利用せず	10 x 10 <sup>-3</sup>

表5より、プロイテレス衛星2号機は残留磁気対策を施していないことからClass3とした。

また打ち上げ予定高度である地球低軌道高度における平均磁場を、国際標準磁場モデルの予測結果をもとにまとめたものを表6に示す。

表 6 平均磁場ベクトルの予測結果

H [km]	Bvx [ $\mu$ T]	Bvy [ $\mu$ T]	Bvz [ $\mu$ T]
600	14.5	3.6	28.2
700	14.0	3.4	27.2
800	13.3	3.2	26.2
900	12.8	3.1	25.2
1000	12.3	2.9	24.2

● 重力傾度トルク

重力傾斜トルクは次式で求めることができる。

$$T_{g_x} = \frac{3\mu e}{R_0^3} |I_z - I_y| \sin \phi$$

$$T_{g_y} = \frac{3\mu e}{R_0^3} |I_z - I_x| \sin \tau$$

$$T_{g_z} = \frac{3\mu e}{R_0^3} |I_x - I_y| \sin \phi$$

● 太陽輻射圧トルク

太陽輻射トルクは次式から求めることができる。

$$T_{sp} = P_s A_s L_s (1 + q) \cos i$$

これは静止軌道以上の高度では衛星にかかる最大の外乱トルクである。太陽輻射圧トルクは衛星の姿勢によって変化するのので、最悪姿勢を想定して計算した。

● 空力トルク

空力トルク、基準高度での地球周回速度である  $v$  [m/s] は以下の式で表される。

$$T_a = 0.5 L \rho v^2 C_d A$$

$$v(H) = \sqrt{\frac{\mu e}{R_e + H}}$$

空力トルクも太陽輻射圧トルクと同様に姿勢によって変化するのので、最悪姿勢を想定し計算した。

● 総外乱トルク

すべての環境外乱を計算し総外乱としてすべてまとめたものを図 11 に示す。

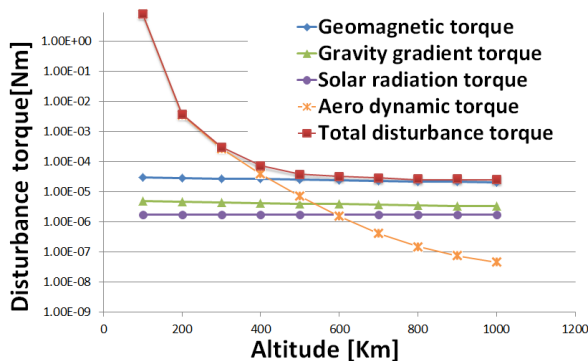


図 11 環境外乱とその総外乱

このグラフより 100-300 km までは空力トルクが支配的であり、打ち上げ予定の軌道高度 600 km 付近では残留磁気トルクと重力傾斜トルクが他の外乱トルクを上回っていることがわかる。この時の総外乱トルクは  $3.09 \times 10^{-5}$  Nm であり、これより有芯磁気トルカで姿勢制御を行うためには、この総外乱を上回るトルクを生み出すということが設計条件となる。

5. 磁気トルカ

プロイテレス衛星 2 号機の姿勢制御機器である、磁気トルカは本学で製作を行う。プロイテレス衛星 1 号機では空芯型のソレノイドコイルを使用していたが、大型化に伴い 2 号機では有芯型の磁気トルカを製作した。

5.1 有芯磁気トルカの制作 磁気トルカの最低限必要な磁気モーメントは次式で表される。

$$M = T/B$$

これより、最低限必要な磁気モーメントは  $0.65 \text{ Am}^2$  とわかる。磁気トルカは瞬時に働く力が小さいため、制御力に余裕をもたせ、設計値を  $6.0 \text{ Am}^2$  とした。また印加電流は  $0.5 \text{ A}$ 、消費電力は一本あたり  $0.5 \text{ W}$  を上限とした<sup>6)</sup>。

製作した磁気トルカを図 12 に、概要を表 7 に示す。

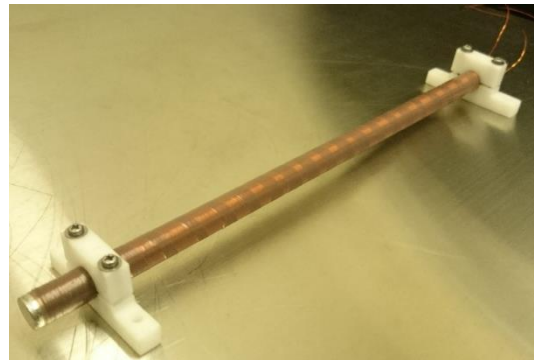


図 12 有芯磁気トルカ

表 7 有芯磁気トルカの概要

コア素材	パーマロイ PB
コア直径	8 mm
コア長さ	300 mm
導線素材	銅 直径 0.5 mm
巻数	2174 巻 (4 層)
磁気モーメント (設計値)	$6.0 \text{ Am}^2$

5.2 性能評価試験 磁気トルカに安定化電源を用いて電流を流し、一定距離にガウスメータを設置して磁気トルカの磁束密度を計測した。その結果を磁気モーメントに変換して性能評価を行った<sup>7)</sup>。測定装置であるガウスメータの測定部分と磁気トルカの位置関係を図 13 に示す。



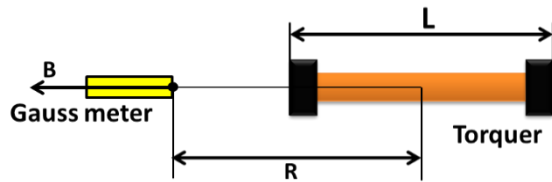


図 13 ガウスメータと磁気トルカの位置関係

また、以下に示した理論式を用いて計測結果を磁気モーメントに変換し、理論値と比較した。

$$M = \frac{4\pi}{\mu_0} \cdot \frac{1}{\frac{\frac{R}{L} - \frac{1}{2}}{\left(R^2 - RL + \frac{L^2}{4}\right)^{3/2}} - \frac{\frac{R}{L} + \frac{1}{2}}{\left(R^2 + RL + \frac{L^2}{4}\right)^{3/2}}} \cdot B$$

測定結果を図 14 に示す。

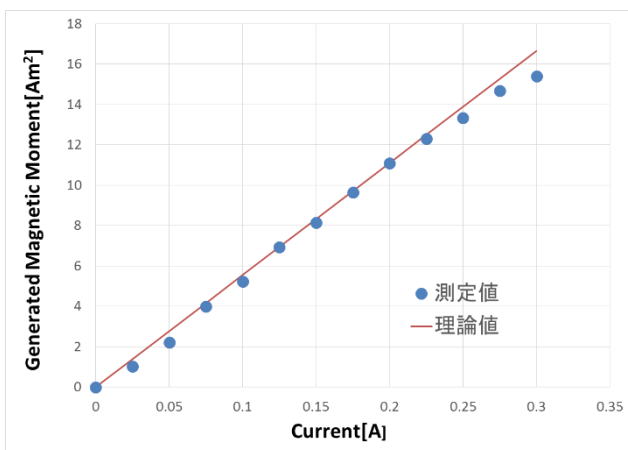


図 14 磁気モーメントと電流の関係

この結果より、0.125 A で理論値、測定値ともに要求性能である  $6.0 \text{ Am}^2$  を上回ることが確認できた。またこのときの消費電力は目標値であった  $0.5 \text{ W}$  を下回る  $0.096 \text{ W}$  となった。しかし、測定時に生じる外部磁気に対して対策を施していないため、測定値にはばらつきが生じた。

今後は測定時の外部磁気に対する対策を考え、測定を行う。また磁気トルカの制御用ドライバを製作し、作動実験を行う予定である。

## 参考文献

1) Naoki Egami, Takaaki Matsuoka, Masaaki Sakamoto, Yoichi Inoue, Tomoyuki Ikeda and Hirokazu 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, Nagoya Congress Center, ISTS2013-f-12, 2013.9.

2) Yuki Kojima, Takuya Kamimura, Yoshifumi Nishimura, Tomoyuki Ikeda, Ryota Fujita, Hirokazu Tahara and OIT PROITERES Team : R&D and Final Operation of Osaka Institute of Technology 1st PROITERES Nano-Satellite with Electric Rocket Engines and Development of 2nd and 3rd Satellites, 6th Nano-Satellite Symposium, Kobe Convention Center (Kobe, JAPAN), ISTS-2015-f-13, 2015.7.

3) Rikio Muraoka, Chen Huanjun, Shuya Kisaki, Masato Tanaka, Hirokazu Tahara and Takashi Wakizono : Performance Characteristics of Electrothermal Pulsed Plasma Thruster Systems onboard Osaka Institute of Technology PROITERES Nano-Satellite Series, 29th International Symposium on Space Technology and Science, Nagoya Congress Center, ISTS2013-b-13, 2013.9.

4) Ryota Fujita, Rikio Muraoka, Chen Huanjun, Shuya Kisaki, Masato Tanaka, Hirokazu Tahara and Takashi Wakizono : Development of Electrothermal Pulsed Plasma Thruster Systems onboard Osaka Institute of Technology PROITERES Nano-Satellites, AIAA Propulsion and Energy 2014, Cleveland Convention Center (Cleveland, OH, USA), AIAA-2014-3610, 2014.7.

5) Keita Kanaoka, Ryota Fujita, Rikio Muraoka, Hirokazu Tahara and Takashi Wakizono : Research and Development of High-Power Electrothermal Pulsed Plasma Thruster Systems for Osaka Institute of Technology 2nd PROITERES Nano-Satellite, 34th International Electric Propulsion Conference, Kobe Convention Center (Kobe, JAPAN), IEPC-2015-22 / ISTS-2015-b-22, 2015.7.

6) Takuya Kamimura, Yoshifumi Nishimura, Tomoyuki Ikeda and Hirokazu Tahara : 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, 34th International Electric Propulsion Conference, Kobe Convention Center (Kobe, JAPAN), IEPC-2015-209 / ISTS-2015-b-209, 2015.7.

7) J.Lee, A.Ng, and R.Jobanputra : On Determining Dipole Moments of a Magnetic Torquer Rod – Experiments and Discussions , Canadian Aeronautics and Space Journal Vol.48 No.1, p.61-67, 2002.