

大阪工業大学プロイテレス衛星 1 号機の最終運用報告と 衛星 2 号機の開発

○上村拓也, 山崎敬史, 恵上直樹, 池田知行, 田原弘一 (大阪工業大学)

Final Report of Operation after Launch of Osaka Institute of Technology
1st PROITERES Nano-Satellite and Development of 2nd Satellite
Takuya Kamimura, Naoki Egami, Keishi Yamasaki, Tomoyuki Ikeda,
Hirokazu Tahara (Osaka Institute of Technology) and Yosuke Watanabe (Osaka University)

Key Words: Nano-Satellite, Powered Flight, Electric Thruster, Plasma Thruster, Operation Report

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 named the 1st PROITERES satellite with electrothermal pulsed plasma thrusters (PPTs) was launched by Indian PSLV C-21 rocket on September 9, 2012. Finally, the development of the satellite Flight-Model (FM) was completely finished in 2010. In this paper, we introduce all operations just after launching. Furthermore, the research and development of the 2nd PROITERES satellite with high-power electric thrusters and reaction wheels based on the 1st PROITERES technology are also introduced.

1. 諸言

「プロイテレス衛星 1 号機」は、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) が開発した 10kg 級の超小型人工衛星である^{1, 2)}。2012 年 9 月 9 日にインド宇宙研究機関 (ISRO) の極軌道ロケット PSLV C-21 を用いて、サティシュダワン宇宙センター (インド南東群スリハリコタ島) より高度 660km に打ち上げた。図 1 に PSLV C-21 の打ち上げ写真を示す。



図 1 PSLV C-21 の打ち上げ写真 (ISRO 提供)

2. PROITERES 1 号機の概要

プロイテレス衛星 1 号機の概要を表 1 に示す。

表 1 衛星 1 号機の概要

項目	内容
寸法	290mm×290mm×290mm
質量	14.5kg
軌道	太陽同期軌道 66km
通信	アマチュアバンド
姿勢制御方式	磁気姿勢制御 重力傾斜方式
運用期間	1 年以上 (2012.9~2013.9)

衛星 1 号機は質量が 14.5kg のナノサットである。電力は衛星底面を除く 5 面に貼られた宇宙用電池パネルと内蔵バッテリーより供給させる。衛星の動力飛行を実現するため、本学で開発されたパルスプラズマスラスタ (Pulsed Plasma Thruster : PPT)^{3, 4)} を衛星の側面に合計 2 機搭載する。また、高度な姿勢制御が要求される高解像度カメラを用いた環境観測を行うため、アクチュエータとして磁気トルカ (Magnetic Torquer : MTQ) と重力傾斜を利用する伸展ブーム、姿勢決定を行うためにジャイロセンサと磁気センサ、太陽センサを搭載する。図 2 に衛星の全体図を、図 3

にフライトモデル(FM)を示す。

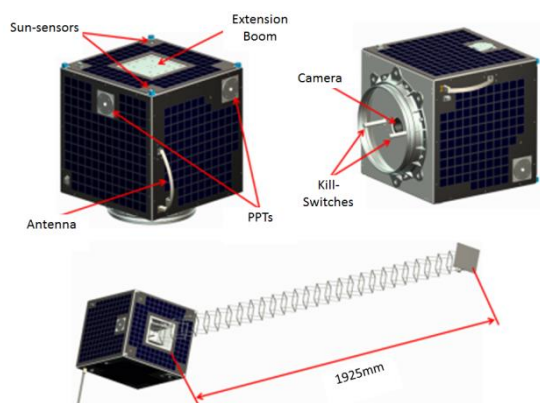


図 2 衛星の全体図

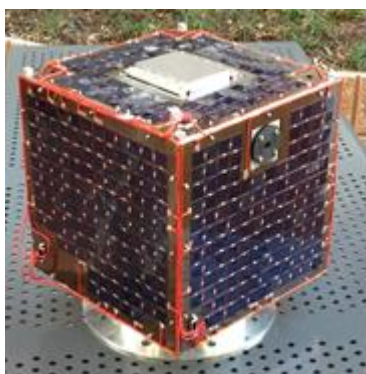


図 3 衛星のフライトモデル(FM)

3. 通信履歴と現在までの記録

2012年

9月9日

- ・ 13:23 打ち上げ成功
- ・ 16:36 ドイツ・アマチュア無線家が PROITERES のモールス受信に成功
- ・ 22:48 大阪工大の管制局にて PROITERES のモールス受信に成功

9月10-13日

- ・ モールス通信で衛星の電源情報の受信に成功

9月14日

- ・ 10:00~10:36 順調に聞こえていたビーコンが聞こえなくなる
- ・ 10:36 通信が途絶する

9月21日

- ・ 10:25 他局にて再度モールス信号を受信(夜パスは受信できず)

9月23日

- ・ 21:41 モールス信号を大阪工大の受信局で再受信するが(この時の符号にならない信号が送られてくる)またもや通信が途絶

12月4日

- ・ 00:16 プロイテレスの軌道の上にデブリが接近していると警告を受ける(アメリカ航空宇宙局より). 内容としては「2012年12月5日, 6日に合計2度デブリが接近する.」とあった. このデブリに関しては次章で説明する.

12月5日

- ・ 00:01 プロイテレス衛星にデブリが最接近(1度目)

12月6日

- ・ 03:27 プロイテレス衛星にデブリが最接近(2度目)

2013年

4月11, 12日

- ・ 09:00 09:00 大阪工大の地上局にてモールス信号を受信(朝パスのみ). この時の信号も符号にならないものだった.

4月13日

- ・ 通信が途絶する

4. 受信データ

受信したビーコンは、衛星名 (PROITERES) の文字列ならびに電源系の稼働状況を表す16進の信号が続く. 打ち上げ日の9月10日から9月13日までの電源系の受信データを図4, 5に示す.

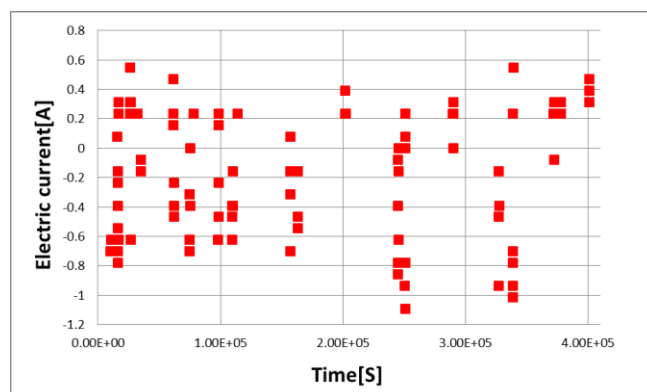


図 4 電流データ (発生・消費電流を示す. +値が放電時, 一値が充電時)

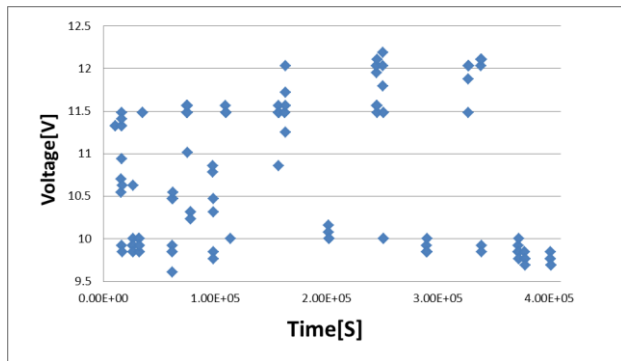


図 5 電圧データ

電流データについて、消費電流は 0.23[A]から 0.31[A]とほぼ一定の値を示している。発生電流は太陽との角度によって値にバラつきがある。電圧データについて、放電時は約 9.8[V]以下、充電時は 11.5[V]以上を示している。

5. 衛星 1 号機に接近したデブリについて

デブリの警告はアメリカ側より 2012 年 12 月 4 日の 00:16:03 にあった。一度目の接近は 12 月 5 日の 00:01:48 に距離 635m のところを相対速度 14.59km で、2 度目は 12 月 6 日の 03:27:11 に距離 109m のところを相対速度 15.07km で通過するとあった。これらのデブリは、2009 年 2 月 11 日に北シベリア上空約 790km で、米 Iridium Satellite LLC 社の保有するイリジウム 33 号とロシア宇宙軍が保有するコスモス 2251 号が衝突した際に発生したものである。人工衛星本体同士の衝突は意図的な衝突を除いて人類の宇宙開発史上初めてのことである。

6. 通信不具合などに関する見解

・符号にならない信号が送られることに関して

衛星に搭載している Satcom (変調復調器) が定格電圧をしたまわる 4.5V 以下の電圧が 0.1msec 以上かかると、Satcom 内の Rom にあるデータが勝手に書き換えられる可能性があるという情報があった (購入元のアクセルスペースより)。Satcom 周りの電圧昇圧器をオシロスコープで調べたところ電源が入ってから、数秒すると必ず定電圧電流が流れてしまうところがあった。その時のオシロスコープの波形を図 6 に示す。オレンジの波形が Satcom にかかる電圧を示し、ピンクの波形が Satcom に入る直前の電圧である。これにより、Rom が書き換えられてしまいこのような符号にならない信号がでたと考えられる。

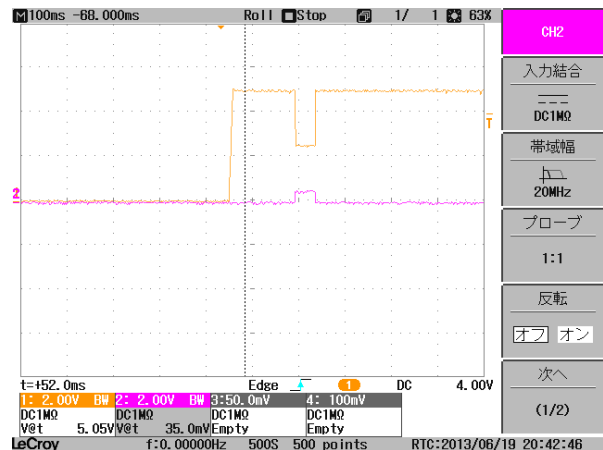


図 6 低電圧発生時のオシロスコープの画面

・デブリの影響

NORAD データよりデブリ衝突によりプロイテレス衛星が粉々になったという情報はなく、あくまで 1 個の衛星として地球を回っていることは確認されている。通信が途絶えていた時点から 4 月に通信があったことより確証も得ることができた。しかし、それ以降通信がないことから、デブリによって太陽パネル、太陽センサが損傷し、発電率が急激に下がり通信が行える状態ではないと考えられる。

7. PROITERES2 号機の概要

「プロイテレス衛星 2 号機」は、2010 年 11 月より開発がスタートした。2 号機は、1 号機の技術を基に、スラスタを大電力化させた衛星の開発を目指している。現在はブリッドボードモデル(BBM)の製作段階であり、衛星に搭載する機器の開発研究を行っている。図 7 にイメージ図を、表 2 にプロイテレス衛星 2 号機の諸元を示す。

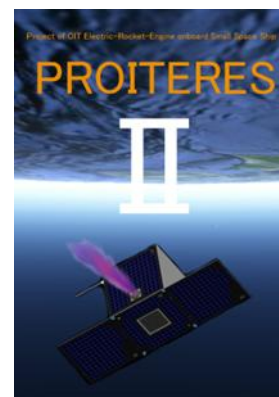


図 7 プロイテレス衛星 2 号機のイメージ図

表 2 衛星 2 号機の概要

項目	内容
質量	50kg
サイズ	一辺約 50cm の立方体
電力	60[W]
打ち上げ予定	2015 年
姿勢制御方式	磁気姿勢制御
運用期間	1 年以上

プロイテレス衛星 2 号機は、大電力スラスタを利用して 400km の軌道変更とリアクションホイール (RW) の実証をミッションに掲げ、現在開発を進めている。また、1 号機は姿勢制御機器として空芯型磁気トルカを使用していたが、2 号機は有芯磁気トルカを使用する。

8. PROITERES2 号機の搭載機器

・電気推進ロケットエンジン

衛星 2 号機に使用する電気推進ロケットエンジンは、1 号機の PPT を大電力化し放電室とイグナイタを増やした多放電室型のパルスプラズマスラスタである^{5, 6, 7)}。現在開発中の多放電室型 PPT を図 8, 9 に示す。

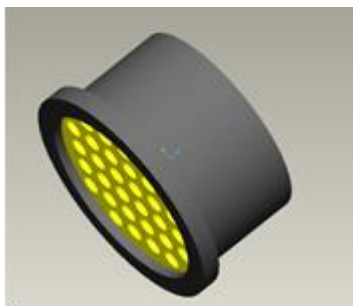


図 8 多放電室型 PPT

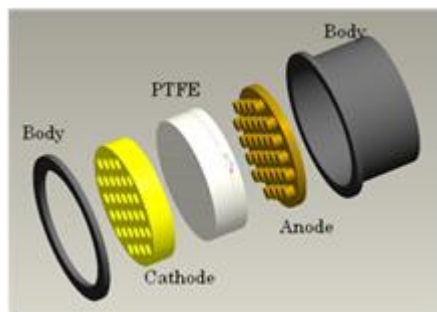


図 9 多放電室型 PPT の構造図

PPT は構造が単純である。推進剤にテフロン®(poly-tetrafluoroethylene:PTFE)を用いている。

・リアクションホイール

ミッションで使用するリアクションホイールは三菱プレジジョンのものを使用する。搭載するリアクションホイールの図 10 に、仕様を表 3 に示す。

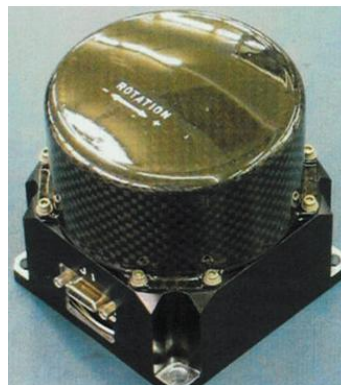


図 10 リアクションホイール
(三菱プレジジョン提供)

表 3 リアクションホイールの仕様

Design Specification	Capability
Maximum momentum	0.2~0.4Nms(selectable)
Maximum output Torque	2.8[deg]
Power consumption Peak Torque@6000rpm, Maximum torque Steady state@6000rpm	<25.5w <6w
Dimension	72x72x78mm
Mass	1000g
Operation Temperature Range	-15~+60°C
Bearing Life	>3.2×10 ⁹ Revolution

・太陽センサ

太陽センサは本学で製作したものを使用する。太陽センサはピンホールより入射した太陽光をセンサで感知し、三角法により太陽の向きを認識するものである。現在開発中のものを図 11 に示す。

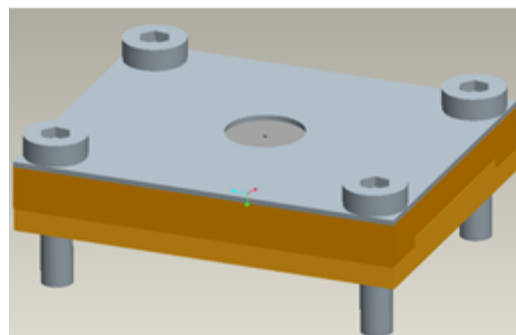


図 11 太陽センサ

9. 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 [kg・m ²]	2.986
Iy [kg・m ²]	1.898
Iz [kg・m ²]	2.205

・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。

$$T_x = N_y B_z - N_z B_y$$

$$T_y = N_z B_x - N_x B_z$$

$$T_z = N_x B_y - N_y B_x$$

N は衛星の残留磁気モーメント[Am²], B は地磁気ベクトル[μT]である。ここでは衛星の残留磁気モーメントの参考値として表5を用いた。

表5 残留磁気の参考値

衛星のクラス	設計基準	磁気双極子モーメント因子[Am ² /kg]
Class1	磁性体を管理・配置	1.0x10 ⁻³
Class2	磁性体・カレントループを管理	3.5x10 ⁻³
Class3	軟磁性体を利用せず	10x10 ⁻³

表5より、プロいてレス衛星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600km~1000kmの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]	Bx[μT]	By[μT]	Bz[μT]
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

・重力傾斜トルク

重力傾斜トルクは次式で求めることができる。

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

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

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

ここで μe は地球重力係数, Re は軌道半径[km], I_x, I_y, I_z は衛星のX, Y, Z軸周りの慣性モーメント[Nm²], そして ϕ, θ, ϕ はロール, ピッチ, ヨー軸周りの地心方向ずれ角[deg]である。

・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。

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

P_s は太陽輻射圧定数[N/m²], A_s は衛星の表面積[m²], L_s は衛星の図面上の中心点から重心までの距離[m], i は太陽光入射角[deg], q は衛星表面の反射率($0 \leq q \leq 1$)である。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で、最悪姿勢を想定して計算した。

・空力トルク

空力トルクは次式から求めることができる。

$$T_a = 0.5L_a \rho(h) A \alpha C_d v^2$$

L_a は重力と空力圧力中心距離[m], $A \alpha$ は空気抵抗になる衛星断面積[m²], C_d は空力係数, v は基準高度での衛星の地球周回速度, $\rho(h)$ は基準高度での大気密度で算出には理科年表を用いた。 v は基準高度での地球周回速度であり、次式であらわされる。

$$v(h) = \sqrt{\frac{\mu e}{Re + h}}$$

ここで, μe は地球重力係数, Re は地球半径, h は軌道高度である。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 12 に示す。

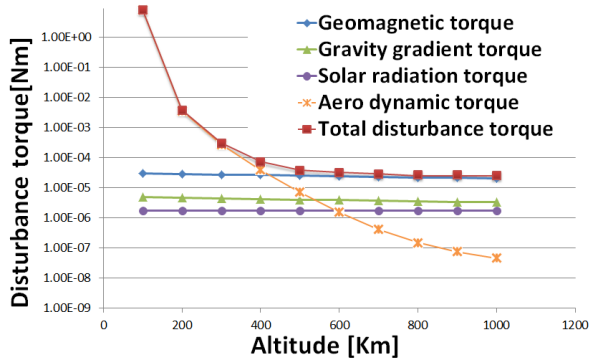


図 12 環境外乱とその総外乱

このグラフより 100km~300kmまでは空力トルクが支配的であり、打ち上げ予定の軌道予定高度 600km 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 $3.09 \times 10^{-5} \text{Nm}$ 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。

10. 磁気トルカ

磁気トルカの最低限必要な磁気モーメント M は次式で表される。

$$M = T / B$$

T は外乱トルク [Nm^2]、 B は軌道予定高度の地球磁場 [T] の平均値となる。これより、最低限必要な磁気モーメントは 0.65Am^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 6.0Am^2 とした。製作した磁気トルカを図 13 に、緒元を表 7 に示す。



図 13 磁気トルカ

表 7 磁気トルカ緒元

コア素材	パーマロイ PB
コア直径	10[mm]
コア長さ	200[mm]
導線素材	銅 直径 0.5[mm]
巻数	800 巻 (400 巻 2 層)
磁気モーメント (設計値)	6.0[Am ²]

製作した磁気トルカに電流を流し磁気モーメントの測定を行った。また理論値との比較を行った。その結果を図 14 に示す。

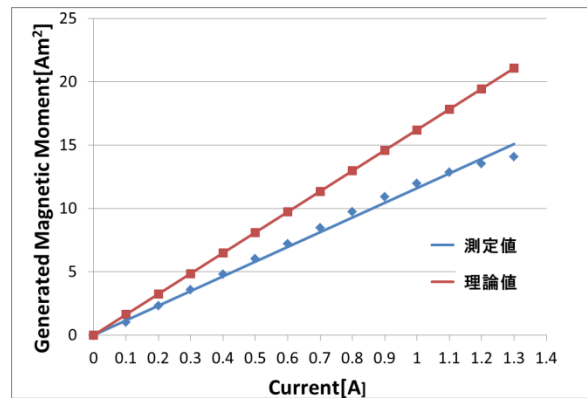


図 14 磁気モーメントと電流の関係

この結果より、0.5A 付近で設計値である 6Am^2 を測定値、理論値ともにこえることが確認できた。また、測定時に外部の磁気に対して対策を施していないため、測定値にばらつきがでてしまっている。

参考文献

- 1) Hirokazu Tahara, Yusuke Ishii, Masato Tanaka, Masamichi Naka and Yosuke Watanabe : Flowfield Calculation of Electrothermal Pulsed Plasma Thrusters for the PROITERES Satellite, 32nd International Electric Propulsion Conference, Kurhaus, Wiesbaden, Germany, IEPC-2011-037, 2011.9.
- 2) 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.
- 3) Jun-ichi Ozaki, Tomoyuki Ikeda, Tatsuya Fujiwara, Masaya Nishizawa, Shunsuke Araki, Hirokazu Tahara

- and Yosuke Watanabe : Development of Osaka Institute of Technology Nano-Satellite “PROITERES” with Electrothermal Pulsed Plasma Thrusters, 32nd International Electric Propulsion Conference, Kurhaus, Wiesbaden, Germany, IEPC-2011-035, 2011.9.
- 4) Masamichi Naka, Ryuta Hosotani, Hirokazu Tahara and Yosuke Watanabe : Development of Electrothermal Pulsed Plasma Thruster System Flight-Model for the PROITERES Satellite, 32nd International Electric Propulsion Conference, Kurhaus , Wiesbaden, Germany, IEPC-2011-034, 2011.9.
 - 5) Rikio Muraoka, Chen Huanjun, Shuya Kasaki, 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.
 - 6) Chen Huanjun, Rikio Muraoka, Syuya Kasaki, Masato Tanaka, Hirokazu Tahara and Takashi Wakizono : Performance Prediction of Electrothermal Pulsed Plasma Thruster Systems onboard Osaka Institute of Technology PROITERES Nano-Satellite Series, International Symposium on Space Technology and Science, Nagoya Congress Center, ISTS2013-b-14, 2013.9.
 - 7) Shuya Kasaki, Rikio Muraoka, Chen Huanjun, Masato Tanaka, Naoki Egami, Tomoyuki Ikeda, Hirokazu Tahara and Takashi Wakizono : Research and Development of Osaka Institute of Technology PROITERES Nano-Satellite Series with Electrothermal Pulsed Plasma Thruster Systems, International Symposium on Space Technology and Science, Nagoya Congress Center, ISTS2013-b-15, 2013.9.