

電気推進による動力航行型超小型衛星 大阪産業大学 OSU シリーズ 1号機・2号機の開発とデブリ除去衛星 OSU-4号機構想

Development of Osaka Sangyo University Nano-Satellite Series OSU-1 and OSU-2 with Electric Thrusters for Powered Flight and Project of OSU-4 Satellite for Debris Removal

○青柳 和輝・島田 知哉・田原 弘一(大阪産大)・池田 知行(東海大)・脇園 堯(ハイサーブ)

○Kazuki Aoyagi・Tomoya Shimada・Hirokazu Tahara (Osaka Sangyo University)・
Tomoyuki Ikeda (Tokai University)・Takashi Wakizono (High-Serve)

Abstract (概要)

In April 2020, Professor Tahara's group started a new nano-satellite/probe R&D project in Osaka Sangyo University (OSU) after the Project of OIT Electric-Rocket-Engine onboard Small Space Ship (PROITERES) was terminated. In the 1st PROITERES, a nano-satellite with an electrothermal pulsed plasma thruster (PPT) was launched by Indian PSLV C-21 rocket on September 9th in 2012. The main mission was to accurately measure thrust performance in space and to change orbital altitude with the PPT. Currently, the OSU-2 nano-satellite (modified-PROITERES-2 satellite) is being developed in OSU for launching in 2022. The mission is a long-distance powered flight 50-100 km in altitude by high-power electrothermal PPTs. If altitude control is successful, possibility of small/nano-satellites will be widened. In order to achieve the powered flight, a long-time PPT operation is needed for the system of the OSU-2 satellite. Therefore, a new PPT system with a Multi Discharge Room (MDR), called MDR-PPT, was developed and successfully operated. The weight of the OSU-2 satellite is 47 kg; the outside dimension is 470 x 470 x 450 mm, and the electric power is 60 W. The OSU-2 satellite mainly consists of five systems of thruster system, structure system, attitude control system, communication system and C & DH system. All systems were developed with technologies of 1st PROITERES R&D. The OSU-1 nano-satellite, cubesat 1U (1kg), which is provided with very-low-power PPT system for orbital change and attitude control, is being developed for launching in 2022. Furthermore, the 4th OSU satellite is planned as a nano-satellite to achieve a main mission that space debris makes deorbit by electric propulsion. The principle of deorbiting space debris is exposure of plasma flow exhausted from an electric thruster to space debris; that is, reaction impulse from the flow is given to debris, and after that debris decreases velocity and deorbits. Accordingly, the OSU-4 satellite can deorbit space debris with safety without contacting to space debris and the satellite. Now, the OSU-4 satellite is under development for launching in 2022-2024.

1. 緒言

田原弘一教授を中心とする関西の電気推進研究開発グループは、大阪工業大学にて2007年4月より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 OIT Electric-Rocket-Engine onboard Small Space Ship: PROITERES)」を遂行し、現在、2020年4月に大阪産業大学に移った後も「大阪産業大学 (Osaka Sangyo University: OSU)・太陽系宇宙開発プロジェクト」を立ち上げ精力的に電気推進、超小型衛星の開発研究を行っている。これらプロジェクトでは、学生が主体になり、電気推進機を搭載した超小型人工衛星を開発・製作し、宇宙空間で実証試験を行う。最終的には大

学独自の実用衛星、宇宙探査機の開発・打ち上げを目指している。さらに、大阪産業大学は、その設立当初からの理念のもと、大学を上げて、陸海空、宇宙における、将来の高度輸送システムの構築を目指し、「宇宙航空 未来輸送システム 研究開発拠点 (Research & Development Base on Future Aerospace Transportation Systems)」の構築とその大展開を目下遂行中である。

超小型人工衛星は、寸法や質量の制限から推進機の搭載が困難であった。また、超小型人工衛星の打ち上げはピギーバック方式が大半であり、自ら希望の軌道高度を設定することはできなかった。

そこで田原らの研究開発グループでは、超小型衛星

OSU シリーズ : OSU-1 (キューブサット 1U(質量 1kg)), OSU-2 (サイズ 0.5m 立方体(質量 50kg)) の開発に着手し、電気推進機を搭載した、超小型衛星の動力飛行による長距離高度変更を目指す (OSU-2 は PROITERES-2 衛星の改良衛星である)。本衛星のミッションが実証できれば、超小型衛星の活動の幅が広がり、今後の宇宙開発が大いに活発化するものと期待される。

本稿では、OSU-1 衛星の開発計画、OSU-2 衛星 (Modified-PROITERES-2 衛星) の最終開発状況^{1,3)}と、さらに OSU-2 衛星の開発技術を発展させ、宇宙デブリ除去を目的とした 50kg 衛星 OSU-4 の開発を開始したのでその概要を紹介する⁴⁾。

2. 大阪産業大学・超小型衛星 OSU-1

2.1. キューブサット OSU-1 衛星の概要

2022 年打ち上げを目指し、2020 年 4 月より、大阪産業大学工学部の教員と学生の共同参画にて、大阪産業大学・キューブサット OSU-1 の開発が開始された。本衛星の主目的は、大阪産業大学の内外の広報アピールである。決して、高度な衛星工学技術の実践を目指すのではなく、汎用な地球の写真撮影と無線送受信が主である (ただし、軌道遷移用電気推進機は備えているけれども)。具体的には、1) 大阪産業大学 (生駒山麓に立地) 上空通過時の写真撮影、モールス通信 (日々の大学教職員、学生の一体感の鼓舞); 2) 同様に、姉妹高校である、大阪桐蔭高校野球部試合時のグラウンドや甲子園球場の撮影 (甲子園球場における高校野球試合の応援) などである。

OSU-1 のミッションを遂行させるためには、関西の目的地上空近くをできる限り通過させる必要があるが、そのための軌道変更用、姿勢制御用にパルスプラズマスタ (Pulsed Plasma Thruster: PPT) システムを装備させる。

2.2. キューブサット衛星用 PPT システム

キューブサット 1U (1kg) 用 PPT システムの設計指針は次の通りである。1) 衛星のサイズと質量 : 0.1 m 立方体 (1U) , 1 kg ; 2) 衛星の総電力とバス電圧 : 最大 5 W (PPT システム電力 1 W, 5 V) ; 3) PPT システムの要求性能 : 速度増分 5 m/s (軌道高度変更ならば衛星高度を 10 km 変更可能), 衛星姿勢制御も行う ; 4) PPT 用キャパシタの容量・電圧・充電エネルギー・個数・サイズ : 2 μ F, 1 kV, 1 J, 1 個, 一例 30mmx20mmx15mm ; 5) PPT ヘッドの個数・作動周波数 : 4 個 (1 個のみ常に作動) , 1 Hz ; 6) PPT ヘッド 1 機の性能 : 50 μ Ns/J, 比推力 300 sec, 最大ショット数 10 万回。

3. 超小型衛星 OSU-2 (Modified-PROITERES-2)

3.1. 概要

超小型衛星 OSU-2 の開発・打ち上げ計画が進行中であ

る。本衛星はほぼ質量 50 kg, サイズ 0.5m の立方体であり、超小型衛星では最大級である。メインミッションは電気推進機を用いた投入軌道高度からの長距離高度変更である。本衛星では大きな軌道高度の変更を行うために、従来の PPT を大電力化し、作動時間の向上のため放電室を多数設けた多放電室型 PPT (Multi-Discharge-Room PPT: MDR-PPT) を開発し搭載する。開発した OSU-2 (Modified-PROITERES-2) 衛星の PFM を図 1、飛翔イメージ図を図 2、詳細を表 1 に示す。

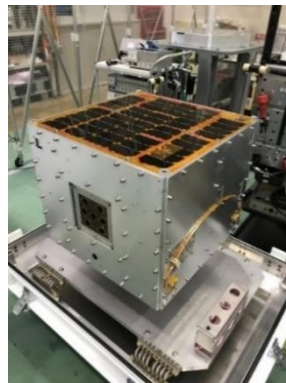


図 1 超小型衛星 OSU-2 (Modified-PROITERES-2) PFM

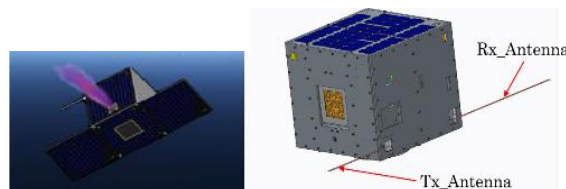


図 2 超小型衛星 OSU-2 のイメージ図

表 1 超小型衛星 OSU-2 の詳細

重量[kg]	47.7
ロケット搭載時の寸法[mm]	498 x 496 x 462.5
消費電力[W]	60
寿命[年]	5
軌道	太陽同期準回帰軌道
分離機構	ISRO 提供予定
姿勢制御	磁気姿勢制御 リアクションホイール

3.2. ミッション

OSU-2 衛星のメインミッションは電気推進機を用いた投入軌道高度からの長距離高度変更 (50-100km) である。以下に軌道変更を行う際の衛星運用の概要を示す。

- (1) 地上局からのミッションコマンドを受信
- (2) バッテリ残量を確認
- (3) 日照時であることを確認し、進行方向にパルス作動型推進機 PPT を 10shot テスト噴射させる。
- (4) テスト噴射を確認した後、メインミッションモードとして連続パルス作動させる。

4. 搭載機器

4.1. バス機器

OSU-2 衛星では、表 2 に示すように姿勢制御の姿勢決定には磁気センサ、ジャイロセンサ、太陽センサ、地球センサを使用し、アクチュエータとして磁気トルカ、リアクションホイールを用いる。太陽電池により発電を行い、バッテリーには市販のエネループを使用し貯蓄、供給を行う。また通信には西無線製送受信機を使用し、送信と受信を同時に行うことができるよう開発を進めている。

表 2 超小型衛星 OSU-2 の搭載機器

Onboard equipment	Acronym	Number of units	Self-made
PPT system	MDR S	1	Y
Expansion paddle	EPD	0	N
Reaction wheel	RW	4	N
Magnetic torquer	MTQ	3	Y
Sun sensor	SSS	5	Y
Angular rate sensor	GSS	3	N
Earth sensor	ESS	1	N
Magnetic Sensor	MSS	1	N
Transmitter & receiver	TAO	1	N
Antenna	ANT	2	Y
On board computer	OBC	2	N
Battery & power unit	BAT/PCU	1	Y

(Y: Yes, N: No)

4.2. アンテナ展開機構

アンテナ展開機構は、打ち上げから放出まではアンテナを固定保持し、放出後はアンテナを展開するために用いる機構である。アンテナ展開前の全体写真を図 3、アンテナ展開機構の全体写真を図 4、その詳細写真を図 5 に示す。

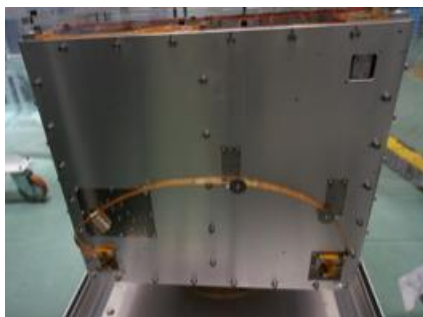


図 3 アンテナ展開前

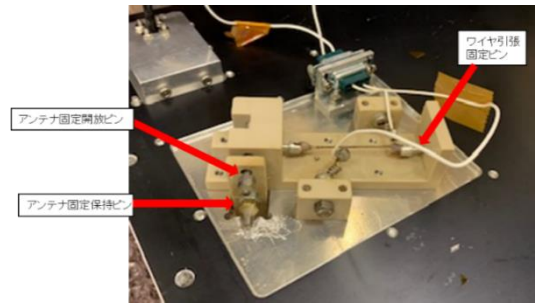


図 4 アンテナ展開機構の全体

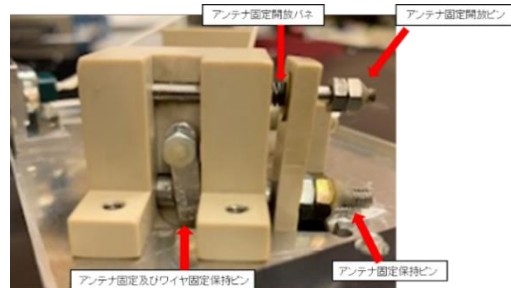


図 5 アンテナ展開機構の詳細

アンテナはアンテナ固定保持ピンにより保持されており、機構内のナイロンワイヤが電熱線により溶断されることでピンが外れアンテナが展開する。アンテナ展開機構のワイヤ部に電熱線を巻き付ける。電熱線は常にテンションがかかるようにしておき、常にワイヤと接触させている。また、放出後、600 秒後にアンテナが自動で展開するプログラムとしている。

4.3. PPT

PPT は個体の四フッ化エチレン (Polytetrafluoroethylene: PTFE, Teflon®) を推進剤とするパルス作動型の電気推進機である。以下に PPT の特徴を示す。

- (1) 推進剤のタンクやバルブを必要としないため軽量でありコンパクトである。
- (2) 構造が単純で部品点数が少ないため打ち上げ時にかかる振動や衝撃に強い。
- (3) パルス作動であるため制御が容易である。
- (4) 待機電力はほぼゼロである。
- (5) 充電電圧と作動間隔を調節することで容易に正確に推力を調整できる。

以上の点から PPT は重量や電力に限りがある超小型人工衛星に適している。大阪産業大学では PPT を独自に研究開発している。今回、小型人工衛星用 PPT を製作するにあたってコンセプトを以下に記述する。

- (1) 部品を極度に少なくし、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。

OSU-2 衛星搭載 PPT の目的は、50-100km 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 (Multi-Discharge-Room PPT: MDR-PPT) を開発した。MDR-PPT は 7 つの放電室を設けたベッド部 (MDR-PPT Head), 作動を制御する (Power Processor Unit: PPU), 電源となる複数のコンデンサを入れたキャパシタバンク (Capacitor Bank) によって構成されている。MDR-PPT ヘッドとそれを構成している単 PPT ヘッドの写真を図 6, MDR-PPT の構成図とその完成写真を図 7 に示す。放電写真を図 8 に示す。

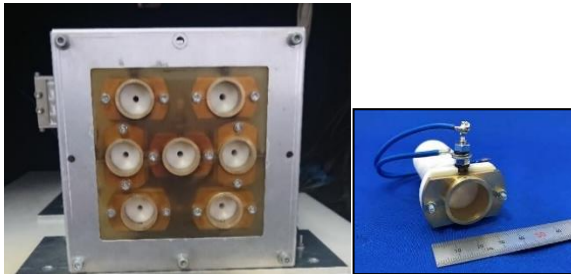


図 6 多放電室型 PPT ヘッドと単 PPT ヘッドの全面写真

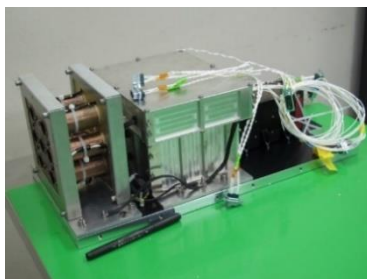
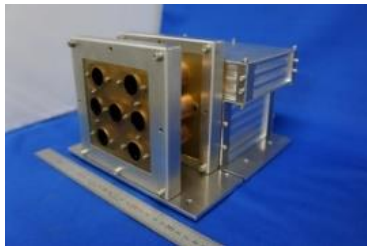
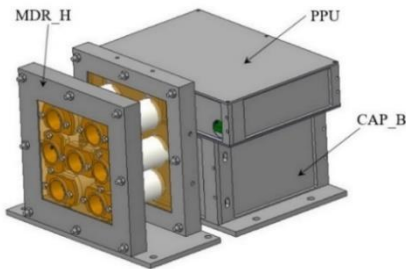


図 7 OSU-2 衛星搭載 MDR-PPT システム



図 8 MDR-PPT の放電写真

4.4. 構体

OSU-2 衛星の主構造はハニカムアルミプレートと Main frame 用アルミ角棒から成る。各構造パーツは M5 ボルトにて締結される。なお、本衛星の開発方式は STM/PFM である。衛星構体の全体図を図 9 に、搭載機器の配置図と最終衛星 PFM を図 10 に示す。

5. 振動試験

5.1. 試験概要

九州工業大学超小型衛星試験センターや JAXA 筑波宇宙センターにて前 OSU-2 (Proiteres-2) 衛星の振動試験を行った。本試験の目的は次のとおりである (これは JAXA HII-A ロケット搭載条件であったが、現在は ISRO・PSLV ロケット搭載を検討している)。

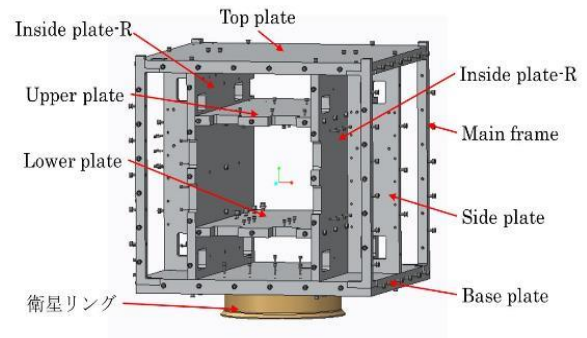


図 9 衛星構体の全体図

- (1) 衛星が PFT レベルの準静的荷重, 正弦波振動, ランダム振動に耐えることを確認する。
- (2) 衛星の剛性が機軸方向 100Hz 以上, 機軸直角方向 50Hz 以上であることを確認する (HIIA を想定)。
- (3) 試験用 PAF239M と結合した衛星の構造数学モデルを更新するためのデータを取得する。
- (4) 累積疲労を評価するためのデータを取得する。

5.2. 試験内容

本試験ではサインバースト試験, 正弦波振動試験, ランダム振動試験, モーダルサーベイ試験を行った。

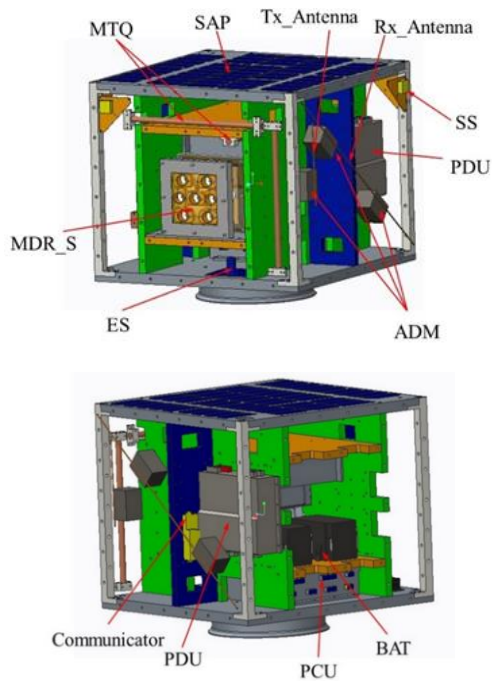


図 1 0 搭載機器イメージ図と最終衛星 PFM

加振軸は X, Y, Z の三軸である。OSU-2 衛星は STM/PFM 方式で開発しているため、試験レベルは PFT レベルで行った。各加振後に外観検査を行い、衛星構体パネルに外観異常が発生していないか、衛星に使用したボルトに記したトルクマークにずれがないかを確認した。また、図 1 1 の位置に加速度センサを取り付け加振した。

5.3. モーダルサーベイ試験結果

モーダルサーベイの結果、X 軸: 277Hz, Y 軸: 62Hz, Z 軸: 76Hz となった。H-II A 搭載の規定は機軸方向 50Hz 以上、機軸直交方向 100Hz 以上なので、規定値以上の固有振動数を持つことが確認された。

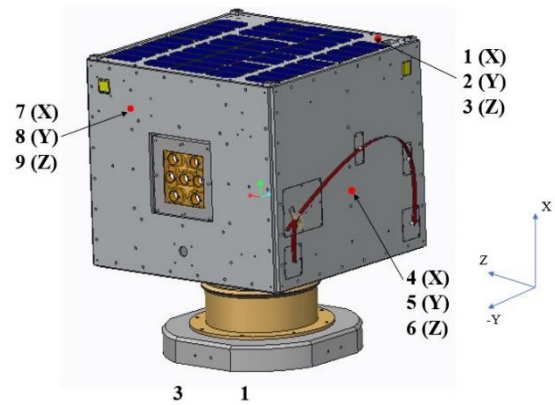


図 1 1 加速度センサ取付位置

6. 超小型衛星 OSU-4

6.1. 概要

OSU-4 衛星は、OSU-2 衛星の技術を応用して地球低軌道上のデブリを電気推進機により除去することを目的とした超小型衛星である。この OSU 衛星 4 号機は目標デブリへの接近、デブリとの距離をある程度確保するための加減速と、衛星 2 号機と比べ多くのパターンによる姿勢制御が必要である。よって OSU-2 衛星で確立した姿勢制御方式を応用して衛星の制御を行う。

また OSU-4 衛星は 50 kg, 0.5 m 級の人工衛星を想定しており、除去するデブリも衛星 4 号機本体と同等の 50 kg, 0.5 m 級のサイズを対象として開発を進めている。運用が終了した超小型衛星を人為的に大気圏に突入させ、デブリとして地球低軌道帯に残さないことを目的としている。OSU-4 衛星のイメージ図を図 1 2 に示す。



図 1 2 超小型衛星 OSU-4 のイメージ図

6.2. デブリ降下の原理

OSU-4 衛星によるデブリを人為的に降下させる原理を述べる。OSU-4 衛星とデブリの関係の概略図を図 1 3 に示す。

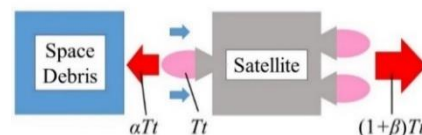


図 1 3 超小型衛星 OSU-4 とデブリの関係

デブリは重力と遠心力の釣り合いによって軌道上を周回している。そこでOSU-4衛星はデブリの前方をデブリと同速度で航行し、前方からデブリに対し電気推進機の噴出流を照射し、反力（力積）を与え、デブリを減速させ遠心力を低下させる。遠心力が低下することにより、重力と遠心力の釣り合いが崩れ、デブリは重力に引かれ降下するという仕組みである。またこの時、デブリは減速していくが衛星4号機は加速していき、デブリからの距離が離れていく。そこでデブリとの距離を保つため、OSU-4衛星の前方にも電気推進機を搭載し噴射させ、デブリと同等の減速をする必要がある。OSU-4衛星に搭載された電気推進機の発生力積を Tt （ T は電気推進機の推力、 t は推進機の作動時間）とすると、この力積に相当する噴流力積を与えられたデブリは αTt の反力積を受けると考えられる（ $0 < \alpha < 1$; $\alpha=1$ の時、噴流の全衝突状態）。OSU-4衛星は Tt の力積に加え、デブリからの噴流の反射により加速しようとするため、この力積と差し引きしてデブリの受ける力積と同等の減速を得られる力積を衛星の前方に噴射する必要がある。つまり衛星前方に $(1+\beta)Tt$ の力積を与えることで、衛星はデブリから離れずに一定の距離を保つことができる（ $0 < \beta < 2$; $\beta=1$ の時、噴流の理想非弾性衝突状態； $\beta=2$ の時、噴流の理想完全弾性衝突状態）。

これまでいくつかのデブリ除去方法が検討されてきたが、本方法では、衛星はデブリに接触する必要が全くなく、非常に安全であり、かつ現状の技術で達成可能であると考えられる。もちろん、本方法を実現するには、さら簡便な軽量システムであり、効率の良く大きい力積を与えることができる電気推進システム、さらには衛星姿勢制御システム、デブリ追尾システムの開発が必要不可欠である。

今回はPPTの初期性能による板が受けるインパルスビットの計測を行った。結果は1.718 mNsであり、PPT自身のインパルスビットから約20%の減少が見られた。

7. 結言

大阪産業大学では、超小型衛星 OSU シリーズ、OSU-1 から OSU-4 まで、電気推進機を備えた衛星の開発を精力的に行っている。

キューブサット OSU-1 衛星の開発は、2022 年打ち上げを目指し、2020 年 4 月より、大阪産業大学工学部の教員と学生の共同参画にて開始された。本衛星の主目的は、大阪産業大学の内外の広報アピールである。決して、高度な衛星工学技術の実践を目指すのではなく、汎用な地球の写真撮影と無線送受信が主である（ただし、軌道遷

移用電気推進機は備えているけれども）。姉妹高校である、大阪桐蔭高校野球部試合時のグラウンドや甲子園球場の撮影（甲子園球場における選抜高校野球大会試合の応援）をしたい。

超小型衛星 OSU-2 は電気推進機を搭載した 50kg 級の超小型人工衛星である。本衛星のミッションは電気推進機を用いた長距離動力飛行による高度変更である。本ミッションが実現できれば主衛星の軌道高度に縛られず超小型人工衛星の利用が可能となる。ミッション遂行のために大電力化、多放電室化した多放電室型 PPT を搭載しミッションを行う。振動試験にて既定の剛性を持つことが確認された。構体開発は完了しており、今後は電気機器や通信の不具合の調整を行い、搭載可能なロケットを待つこととなる。

OSU-4 衛星は、運用が終了した衛星に対して、進行方向とは逆向きの力積を与え、デブリの地球低軌道帯を飛行する期間を短縮させる衛星である。その手段は電気推進機噴射流の照射による非接触方式である。今回は PPT の初期性能による板が受けるインパルスビットの計測を行った。結果は 1.718 mNs であり、PPT 自身のインパルスビットから約 20%の減少が見られた。

参考文献

- 1) 八木 隆太, 山内 翼, 藤田 浩貴, 梶原 快晴, 岩元 亮介, 名田 隆太, 田原 弘一:「動力飛行用パルスプラズマスタ搭載超小型人工衛星プロイテレス 2 号機の開発状況」, 第 61 回宇宙科学技術連合講演会, 1114, 2017.
- 2) 姜 鉉守, 梶原 快晴, 八木 隆太, 岩元 亮介, 藤野 裕太, 中谷 僚, 田原 弘一, 高田 恭子, 池田 知行:「動力飛行用パルスプラズマスタ搭載プロイテレス衛星 2 号機の最終開発」, 第 62 回宇宙科学技術連合講演会, 2M11, 2018
- 3) Ryuta Yagi, Kaisei Kajihara, Hirokazu Tahara, Kyoko Takada and Tomoyuki Ikeda, "Development of the Osaka Institute of Technology 2nd PROITERES Nano-Satellite with High-Power Pulsed Plasma Thrusters for Powered Flight," 32nd ISTS, f-13, 2019.
- 4) Yuta Fujino, Kaisei Kajihara, Tomoaki Hashimoto, Hirokazu Tahara, Kyoko Takada and Tomoyuki Ikeda, "Research and Development of Debris Deorbiting Systems by Electric Propulsion and Its Development of the 4th PROITERES Nano-Satellite for Practical Experiments in Space at Osaka Institute of Technology," 32nd ISTS, r-43p, 2019.