

1J/1W-PPT システム搭載 1U キューブサット・大阪産業大学 OSU-1 号機 の開発と OSU-2, 3, 4 号機の構想・開発状況

Development of Osaka Sangyo University 1U Cubesat OSU-1 with 1J/1W Pulsed Plasma Thruster Systems, and Development Features of Nano-Satellites and Probes OSU-2, 3 and 4

○青柳 和輝・島田 知哉・平田 稔（大阪産大）・岡 廉一朗・木村 友則・九里 孝行・
元榮 賢信（OSU 太陽系宇宙開発プロジェクト）・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・Ryo Hirata (Osaka Sangyo University), Ren-ichiro Oka・Tomonori Kimura・
Takayuki Kuri・Kenshin Motoe (OSU Solar System Space Development Project)・
Hirokazu Tahara (Osaka Sangyo University)・Tomoyuki Ikeda (Tokai University)・Takashi Wakizono (High-Serve)

Abstract

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 2023 or 2024. 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 a very-low-power PPT system for orbital transfer and attitude control, is being developed for launching in 2023-2025. Furthermore, the OSU-3 probe is under development for lunar exploration by Hall thruster. 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 2023-2026.

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¹⁻⁶⁾。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、超小型衛星キューブサット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、1 ジュール/1 ワット パルスプラズマスラスタ (Pulsed Plasma Thruster: PPT) システムによる動力航行型 1U キューブサット・大阪産業大学 OSU-1 号機の開発と OSU-2, 3, 4 号機の構想・開発状況の概要を紹介する。

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 (表 1, 図 1, 2) の開発が開始された。本衛星の主目的は、キューブサットでの軌道変更、姿勢制御と地球の撮影である。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、宇宙運用が主である。具体的には、大阪産業大学(生駒山麓に立地)上空通過時の写真撮影、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。宇宙が身近であることを大学内外に徹底的にアピールしたい！また OSU-1 衛星の製作にあたり、可能な限り安価で (パソコン購入価格?) 容易に製作するため、内蔵する機器はほとんど既製品を使用する。OSU-1 衛星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。そのための軌道変更用、姿勢制御用にパルスプラズマスラスタ (Pulsed Plasma Thruster: PPT) システムを装備させる。

表 1 超小型衛星 OSU-1 の詳細

重量[kg]	1
ロケット搭載時の寸法[mm]	100x 100 x 100
消費電力[W]	5
寿命[年]	2
軌道	太陽同期準回帰軌道
分離機構	JAXA, ISRO 提供予定
姿勢制御	PPT : Pulsed Plasma Thruster

2.2 ミッション

OSU-1 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上での姿勢制御、高度変更 (10-50km) である。以下に姿勢制御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) 姿勢状態を確認
- (3) 日照時であることを確認し、姿勢制御方向にパルス作動型推進機 PPT をテスト噴射させる。
- (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。

※メインミッションモードは二つあり一つは太陽光パネルに効率よく太陽光が照射されるように制御し、もう一つは推進制御である。

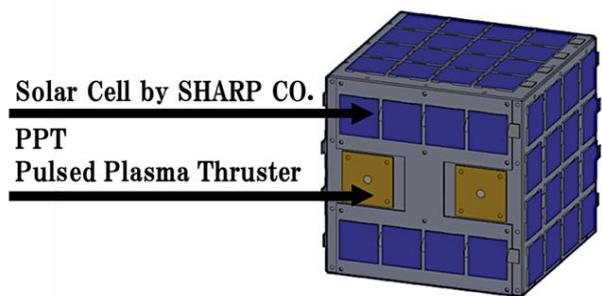


図 1 超小型衛星 OSU-1 の詳細



図 2 超小型衛星 OSU-1 のモックアップ

3. 搭載機器

表 2 超小型衛星 OSU-1 の詳細

	Onboard equipment	Acronym	Self-made
—	Solar panel	SAP	H
ACTUATOR	PPT system	MDR_S	Y
	Magnetic torquer	MTQ	Y
SENSOR	Sun sensor	SSS	N
	Gyro sensor	GSS	N
	Earth sensor	ESS	N
	Magnetic sensor	MSS	N
—	Transmitter & Receiver	TAO	N
—	Antenna	ANT	Y
—	On board computer	OBC	H
PCU	Battery & power unit	BAT/PCU	Y

(Y:Yes, N:No H:made half)

3.1 バス機器

OSU-1 衛星のメインミッションである電気推進機パルスプラズマスラスタ (Pulsed Plasma Thruster: PPT) を用いた投入軌道高度上での姿勢制御, 高度変更を実現させるためには大電力を要する。そこでバッテリーユニットを自作した。バッテリーには充放電性能が高く, 信頼性の高い国産セル (パナソニック製) に, 信頼性の高いセイコーインスツル製 IC を内蔵した, 図 3 に示す 18650 充電電池を使用した。

18650 充電電池一本あたりの容量は 3500 mAh, 供給電圧は 3.7V であり, PPT 用に 3 本, OBC (On board computer) 用に 1 本使用する。各容量は PPT 系バッテリーが 10,500 mAh, OBC 系バッテリーが 3500 mAh となっており, PPT 系の 3 本は直列 (電圧を上げるため) につないでいる。そのため充電回路は 2 系統に分けており, 随時ミッション遂行が可能ないように充放電が同時に行える回路を使用している。

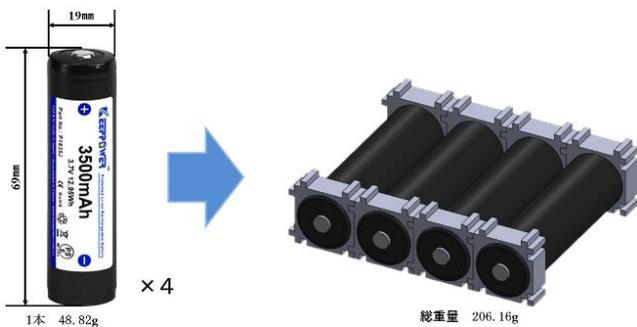


図 3 衛星に搭載する 18650 電池のブロック

3.2 パルスプラズマスラスタシステム

パルスプラズマスラスタ (Pulsed Plasma Thruster: PPT) は, 固体の PTFE (Polytetrafluoroethylene; 通称テフロン Teflon) を推進剤として用いることやパルス作動という点から以下の特徴を持つ。

- 1) 固体推進剤 PTFE を用いることで推進剤タンク, 供給配管などが不要で小型・軽量化が見込める。
- 2) 部品点数が少ないため信頼性が高く, 衝撃や振動に強い。
- 3) 任意の時間間隔で微小推力を発生するため, 衛星の精密な姿勢・位置制御が可能である。

以上のことから, PPT は他の電気推進機よりも小型・低電力化が可能である。

PPT は推進剤の加速方法により電磁加速型 PPT (図 4 左) と電熱加速型 PPT (図 4 右) の 2 種類に分類される。電磁加速型 PPT ではローレンツ力によってプラズマが加速される。一方, 電熱加速型 PPT では生成された高温高圧プラズマが気体力学的に加速される。本学では推力-電力比が高く, 衛星の軌道変更 (動力航行) に望ましい電熱加速型 PPT を採用した。

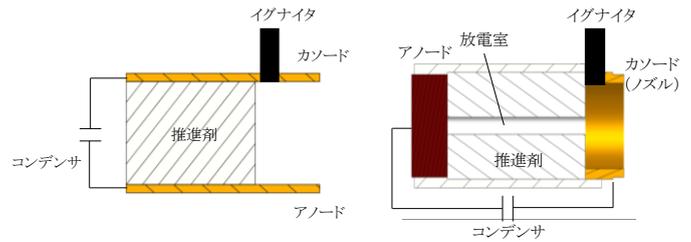


図 4 電磁加速型 (左) と電熱加速型 (右) の PPT

3.2.1 PPT 地上実験

本研究で使用した実験装置の概略を図 5 に示す。直径 0.6 m, 長さ 1.25 m の真空チャンバには 2 台のロータリーポンプ, 1 台のターボ分子ポンプが接続されており, 実験中はチャンバ内圧力を 0.03 Pa に保つことができる。インパルスビットの測定には振り子型スラストスタンドを採用し, 変位計を用いてその変位を計測した。本スラストスタンドの校正は釣り糸を取り付けたおもりを一定の距離から, スラストスタンドに取り付けられたターゲットに衝突させることで行った。

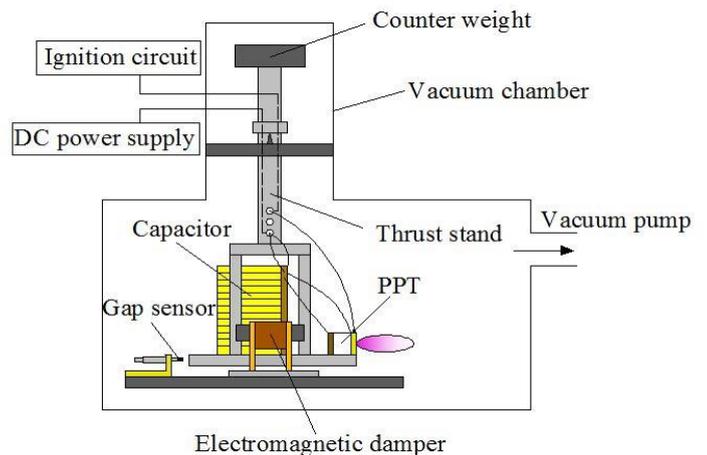


図 5 実験装置の概略図

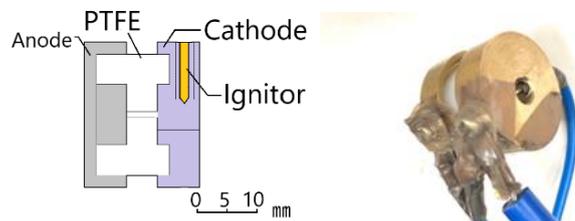


図 6 1J/1W-PPT ヘッドとプラズマ噴射

また、マスショットを算出するために電子天秤を用いて試験前後の推進剤質量を測定した。本試験で用いた PPT ヘッドとプラズマ噴射を図 6 に示す。

3.2.2 性能パラメータ

図 6 に示す PPT はパルス推力であるため、他の定常作動の推進機とは異なる評価パラメータを用いて性能を評価する。

1) インパルスビット

PPT はパルス推力を発生するため、他の推進機における“推力”の代わりに 1shot あたりに発生する力積を評価する。通常、これをインパルスビットあるいはインパルスと呼び I_b と表す。一般にインパルスビットは初期エネルギーが大きいくほど大きくなるため、実用上、単位初期エネルギーあたりのインパルスビット、すなわち推力 - 電力比も性能を表す重要な指標となる。特に低電力の超小型人工衛星用推進機の性能としては重要である。

2) マスショット

1 ショットあたりに消費される固体推進剤の質量をマスショットと呼び Δm で表す。

3) 比推力

比推力 I_{sp} は推進機の燃費を表す指標であり、次式で表される。

$$I_{sp} = \frac{I_b}{g \Delta m}$$

g は標準重力加速度である。

4) 推進効率

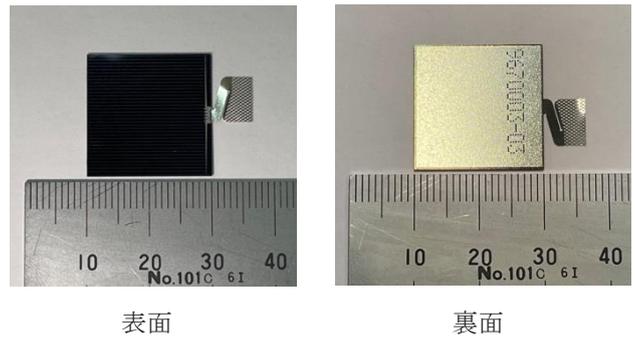
推進効率は電気推進機に投入したエネルギーがどれだけ推進エネルギーに変換されるかを表す割合であり、 η_t と表す。PPT 以外の電気推進機の評価においては、推進機本体に投入されるエネルギーが用いられるが、PPT の場合、キャパシタ内に蓄えられる初期エネルギーを用いて計算する。これは PPT の主放電回路におけるエネルギー損失が他の電気推進機に比べて大きく、推進性能に与える影響を無視できないためである。また、PPT はパルス放電であるため、推進機本体に投入されるエネルギーの見積もりが難しいことも理由に挙げられる。したがって、PPT における推進効率はキャパシタ内に蓄えられた初期エネルギーが運動エネルギーに変換される割合であり、次式で表される。

$$\eta_t = \frac{E_t}{E_0} \approx \frac{I_b^2}{2\Delta m E_0}$$

E_0 はキャパシタ内の初期エネルギー、 E_t は推進エネルギーである。

3.3 太陽光パネル

OSU-1 衛星に使用する太陽光パネルは図 7 に示す SHARP 製の小型衛星用太陽電池セルを使用する。



項目	内容
基板材料	P型シリコン単結晶
基板材料の比抵抗	10 ($\Omega \cdot \text{cm}$)
BSF (Back Surface Field-裏面電界層)	有り (全面BSF)
BSR (Back Surface Reflector-裏面反射電極)	有り (Al)
NRS (Non-Reflective Surface-無反射表面形状)	有り (逆ピラミッド)
P-N接合	N on P
表面電極 (N電極)	Ti-Pd-Ag
裏面電極 (P電極)	Ti-Pd-Ag
カバーガラス	CMX 100 (μm) ARコート
インターコネクター	Ag-X t=30 (μm)

※カバーガラス付き太陽電池セルのみに適用

図 7 SHARP 製の太陽電池セル構造

電気出力は公称負荷電流(mA)が 171.0mA、再現性下限値(mA)は 169.3 mA のものを使用する。電気特性は開放電圧が (Voc) 625mV、短絡電流が (Isc) 183mV、負荷電流が (IL) 170mA である。また回路の接続方法は 8 直列 8 並列とした。

4. 大阪産業大学・超小型衛星 OSU-2

4.1 OSU-2 衛星の概要

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。これを行うために、PPT を大電力化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 8、仕様を表 3 に示す。

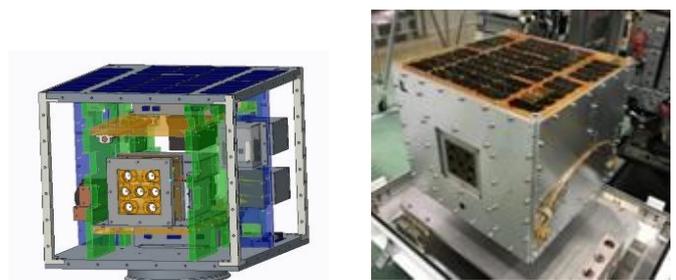


図 8 超小型衛星 OSU-2 (Modified-PROITERES-2)

表 3 超小型衛星 OSU-2 の仕様

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

4.2 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しバッテリー残量を確認
- 2) 日照時である事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。
- 3) 日照時である事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。

5. 超小型月探査機 OSU-3

OSU-3 号機は月探査を目的とした重量 50kg 程度の小型探査機である。図9に OSU-3号機のイメージ図を示す。

月探査を実現するためには、小型衛星に搭載可能とされた限られた量の推進剤で動力航行を行い、地球低高度軌道から月軌道まで遷移しなければならない。これを実現するために、単位推進剤重量当たりの推力を示す、比推力の高い、すなわち噴射速度の大きい電気推進機、シリンドリカル型ホールスラスタを 1 台搭載する。



図 9 超小型月探査機 OSU-3 号機のイメージ図

6. 超小型衛星 OSU-4

6.1 OSU-4 衛星の概要

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。図 10 に OSU-3 号機のイメージ図を示す。

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、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 号機本体と同等サイズを対象として開発を進めている。運用が終了した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。

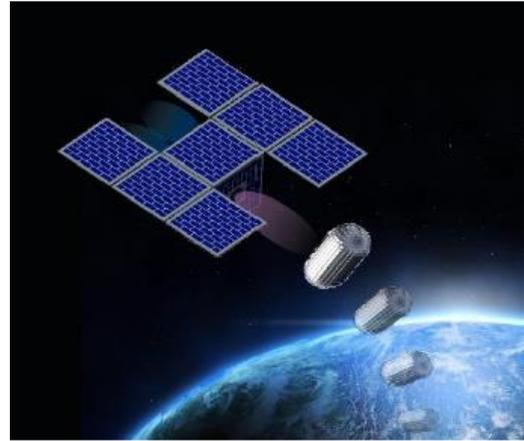


図 10 超小型デブリ除去衛星 OSU-4 号機のイメージ図

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 11 に示す。

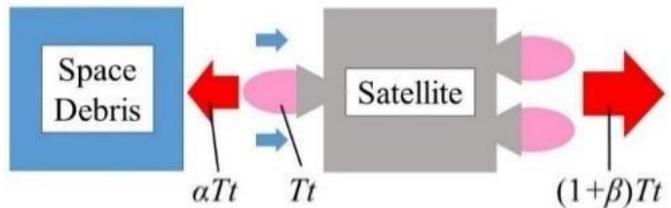


図 11 超小型衛星 OSU-4 とデブリの関係

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。

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。

6.3 地上予備実験

PPTの噴射プラズマ流をデブリを模擬した平板に照射し、平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自身の推進インパルスビット2.2mNs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・探査機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され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。予備実験として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。その結果、PPT自身の推進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.
- 5) 青柳和輝, 島田知哉, 宇根川琢磨, 上田平まいか, 岡廉一朗, 木村友則, 九里孝行, 田原弘一, OSU太陽系宇宙開発プロジェクトチーム, 池田知行, 脇園堯, "1ジュール/1ワットPPTシステムによる動力航行型1Uキューブサット・大阪産業大学OSU-1号機の開発とOSU-2, 3, 4号機の構想・開発状況," 第65回宇宙科学技術連合講演会, オンライン開催, 1116, 2021年11月.
- 6) 島田知哉, 青柳和輝, 宇根川琢磨, 上田平まいか, 岡廉一朗, 木村友則, 九里孝行, 元榮謙信, 田原弘一, OSU太陽系宇宙開発プロジェクトチーム, 池田知行, 脇園堯, "1J/1W-PPTシステムによる動力航行型1Uキューブサット・大阪産業大学OSU-1号機の開発とOSU-2, 3, 4号機の構想・開発状況," 第58回日本航空宇宙学会関西・中部支部合同秋期大会, オンライン開催, SBM000006, 2021年11月.