

超小型衛星用パルスプラズマ推進機の開発研究 —50 kg 衛星からキューブサットまで—

Research and Development of Pulsed Plasma Thrusters for Nano-Satellites
-From Cubesat to 50-kg Satellite-

田原 弘一 (Tahara hirokazu)

1. まえがき

近年、人工衛星の小型化が進み、それに適した宇宙用推進機としてパルスプラズマスラスタ (Pulsed Plasma Thruster: PPT) の開発が盛んに行われている。大阪産業大学工学部機械工学科・宇宙推進ロケット工学研究室では、2020 年の 4 月より超小型人工衛星 OSU-1 号機の開発を開始した[1-11]。この衛星は 1 ユニットサイズ (大きさ: 一辺 0.1m 立方体; 質量: 1kg) であり、キューブサットと呼ばれている。

本研究では、OSU-1 衛星の姿勢制御・軌道変更をするために、低電力パルスプラズマスラスタ (Pulsed Plasma Thruster: PPT) システムを設計製作し性能特性を調べた。

2. キューブサット OSU-1 号機の PPT 運用

図 1 に示す衛星 OSU-1 号機のメインミッションは PPT を用いた投入軌道高度上での姿勢制御、軌道高度変更 (10-50km) である。衛星運用のシーケンスは、1) 地上局からのミッションコマンドを衛星が受信; 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 PPT をテスト噴射させる; 4) 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。

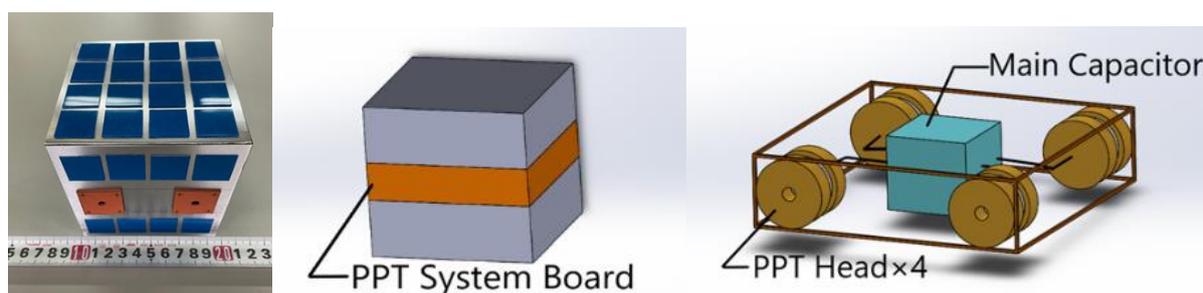


図 1 キューブサット OSU-1 号機と搭載 PPT システムの概要。

3. パルスプラズマスラスタシステムの作動原理・特徴

PPT 本体は、図 2 に示すように主に陽極・陰極及び固体推進剤テフロン (PTFE: Polytetrafluoroethylene)、点火用イグナイタからなり、さらに作動システムとして主放電エネルギー充電用キャパシタ、主放電とイグナイタ用の 2 つの電源で構成される。パルス大電流放電により、テフロンが昇華、加熱され高温高压ガスとなり、ノズル膨張により

推力が発生する。作動は繰り返しパルス作動である。

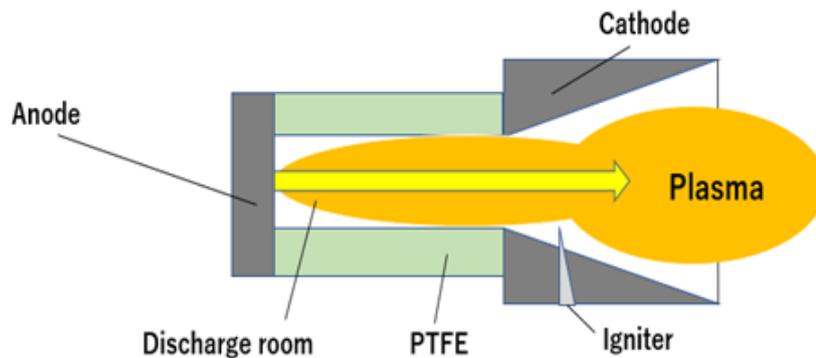


図 2 パルスプラズマ推進機 (PPT) の作動原理。

近年 PPT が注目されるようになった理由として、次の利点が挙げられる。

- (1) 構造が簡単のため高信頼性・低コスト・短期開発が可能である。
- (2) 固体推進剤を用いるので推進剤タンク、供給配管など駆動部や制御機器が不要となり、きわめてコンパクトかつ軽量の推進装置となる。また、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) 繰り返しパルス作動させるので、所要電力が数 W 程度と少なく衛星の負担とならない。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り、小型衛星搭載用推進機に適している。

4. 1 ジュール電熱加速型 PPT システム

4.1 PPT ヘッド

本研究で設計試作した PPT ヘッドは、図 3 に示すように陽極 (真鍮)、推進剤 (テフロン)、および陰極 (真鍮) で構成される。放電室 (テフロン内部円筒空間) は直径 1mm, 長さ 5mm, 陰極ノズルは直径 5mm, 長さ 7mm である。スラストヘッド全体は直径 25mm, 長さ 16mm, 質量 47.08 g である。

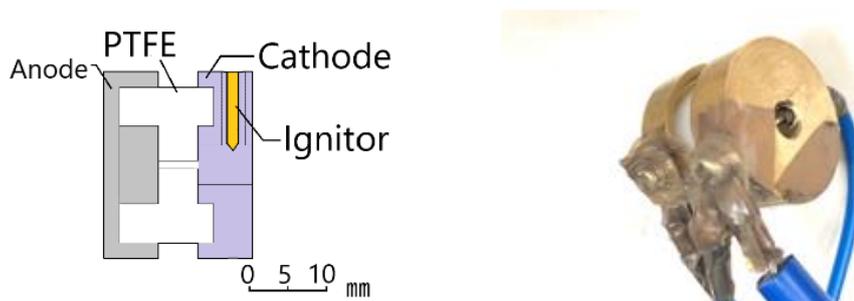


図 3 1J-PPT ヘッドの断面図(左)と全体写真(右)。

4.2 作動電気回路

地上試験用イグニッション放電回路には自動二輪車用イグニッションコイルを使用し簡易的に高電圧パルスが発生させた。主放電用キャパシタには、実際の宇宙使用も想定し、市販の小型軽量フィルムコンデンサ（TDK 社、型番:B32774X0205K000,2 μ F1kV,1J）を使用した。

4.3 真空排気装置とインパルスビット測定

図4（左図）に示す直径0.6m、長さ1.25m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（排気速度3,000 L/s）が接続されており、実験中はピラニ真空計と電離真空計によりチャンバ内圧力が測定され、それは0.03Pa以下に維持される。インパルスビット（1ショットにて発生する力積）を測定するために、図4（右図）に示すように剛体振り子式を用いた。スラストスタンドにPPTヘッドを固定し、噴射時の変位を非接触変位計で計測した。本スラストスタンドの校正は糸に取り付けたおもりを一定の距離からスラストスタンドターゲットに衝突させ、既知の力積を与えることで行った。

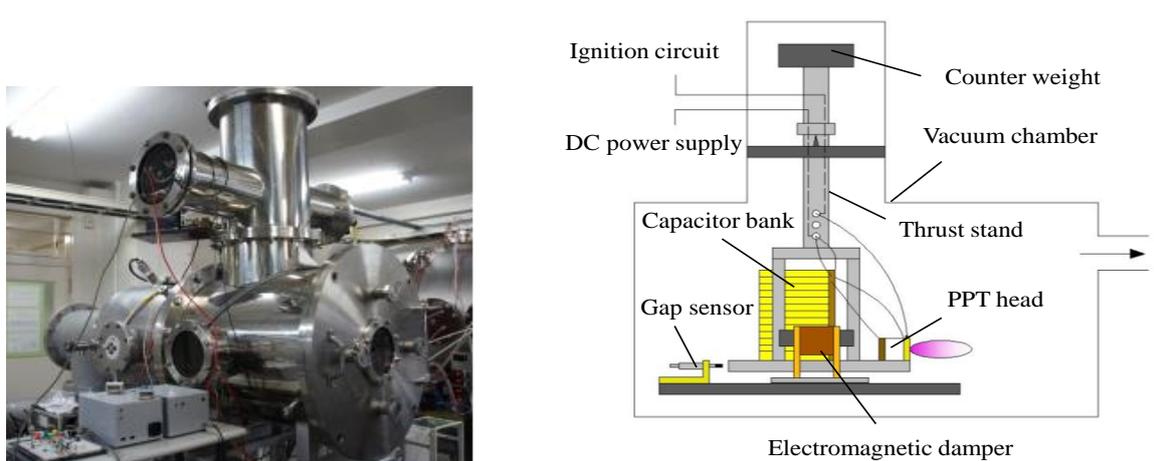


図4 真空排気装置(左)とインパルスビット測定装置(右).

5. 作動実験の結果と検討

5.1 イグニッション放電実験

試作したPPTヘッドを用いて、まず大気圧中で点火可能かを調べた。イグニッションコイルに直列接続したキャパシタに通電し瞬間的に大電流を流し、高電圧パルスが発生させた。充電エネルギーは0.025Jであり、主放電エネルギー1Jに比べて十分小さい。大気中での放電写真を図5（左図）に示す。100発以上の作動において不点火は全く起こらず、安定した点火特性が得られた。次に真空中で作動させた。その放電写真を図5（右図）に示す。真空でも十分輝度の高い閃光を確認することができた。

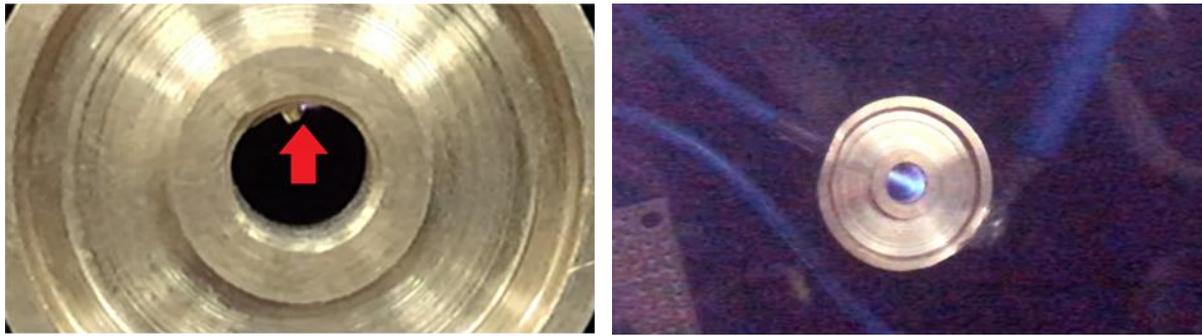


図5 イグニッション放電写真(左図:大気中; 右図: 真空中).

5.2 主放電実験

真空中での主放電写真を図6に示す。真空中にてイグナイタにおけるイグニッション放電により主放電が誘発され、プラズマが下流方向に加速しスラスト外へ排出されていることが確認できる。この時の主放電電圧は1kVであり、充電エネルギーは1Jである。測定されたインパルスビットは、約 $90\mu\text{Ns}/\text{shot}$ であった。この値は超小型衛星用PPTとして高い性能である。真空中での連続作動試験として、現在1万ショットまでは成功している。



図6 主放電写真(左図: 真横より; 右図: 正面より)。

6. まとめと今後の展望

真空中でイグニッション放電、主放電共に確認することができた。さらにインパルスビット測定により $90\mu\text{Ns}/\text{J}$ という、高い性能が得られた。今後、更に高いインパルスビットが得られる最適な放電室形状の探索、10万ショット連続作動試験を行う予定である。1-J PPT システム試作機、実機の開発を進める。

さらに、宇宙推進ロケット工学研究室では、超小型衛星のサイズ・質量、ミッションに合わせたPPTシステムとして、1U・1kgキューブサットから50cm立方体・50kg衛星まで、それらに適したPPTシステムのラインアップが完成しつつある。今後更なる高性能化とともに、商業化を目指す。

参考文献

- 1) 宇根川琢磨, 上田平まいか, 青柳和輝, 島田知哉, 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, 鷹尾良行, 脇園堯, ”高総力積発生用電熱加速型パルスプラズマスラストシステムの開発ー作動電気エネルギー/電力・キューブサット 1U(1kg)用 1J/1W から 50cm 立方体(50kg)用 50J/50W までー,” 第 65 回宇宙科学技術連合講演会, オンライン開催, 4L03, 2021 年 11 月.
- 2) 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, 1I16, 2021 年 11 月.
- 3) 上田平まいか, 宇根川琢磨, 青柳和輝, 島田知哉, 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, 鷹尾良行, 脇園堯, ”高総力積発生用電熱加速型パルスプラズマスラストシステムの開発研究ー作動電気エネルギー/電力:キューブサット 1U(1kg)用 1J/1W から 50cm 立方体(50kg)用 50J/50W までー,” 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, SBM000003, 2021 年 11 月.
- 4) 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.
- 5) 宇根川琢磨, 上田平まいか, 谷内里加, 吉村泰治, 岡廉一朗, 木村友則, 九里孝行, 元榮賢信, 田原弘一, 池田知行, 鷹尾良行, 脇園堯, ”1U キューブサット 大阪産業大学 OSU-1 搭載用 1 ジュール PPT システムの開発,” 2021 年度 JAXA 宇宙輸送シンポジウム, JAXA 宇宙科学研究所 (神奈川県相模原市), オンライン開催, STEP-2021-002, 2022 年 1 月.
- 6) 青柳和輝, 島田知哉, 平田稔, 岡廉一朗, 木村友則, 九里孝行, 元榮賢信, 田原弘一, 池田知行, 脇園堯, ”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,” 2021 年度 JAXA 宇宙輸送シンポジウム, JAXA 宇宙科学研究所 (神奈川県相模原市), オンライン開催, STEP-2021-001, 2022 年 1 月.
- 7) Hirokazu Tahara, Soma Mizuide, Atsushi Mimura, Takuma Unegawa, Maika Uedahira, and Tomoyuki Ikeda, ”Research and Development of 1-Joule Electrothermal Pulsed Plasma Thrusters for Cubesats,” 28th Annual Meeting of Institute of Applied Plasma Science, 14th International Workshop on Plasma Application and Hybrid Functionally Materials, Tokyo, Japan, March 2021.
- 8) Takuma Unegawa, Maika Uedahira, Kazuki Aoyagi, Tomoya Shimada, Ren-ichiro Oka,

Tomonori Kimura, Takayuki Kuri, Kenshin Motoe, Hirokazu Tahara, Tomoyuki Ikeda, Yoshiyuki Takao, and Takashi Wakizono, “ Research and Development of Commercially-Available High-Total-Impulse Electrothermal Pulsed Plasma Thruster Systems from Electric Energy/Power 1J/1W for 1U(1kg) Cubesats to 50J/50W for 50cm-Cube (50kg) Nano-Satellites in Osaka Sangyo University,” 33rd International Symposium on Space Technology and Science (33rd ISTS), Beppu, Oita, Japan, ISTS 2022-b-24, Feb.-March 2022.

- 9) Kazuki Aoyagi, Tomoya Shimada, Takuma Unegawa, Maika Uedahira, Ren-ichiro Oka, Tomonori Kimura, Takayuki Kuri, Kenshin Motoe, Takahiro Itsuki, Hirokazu Tahara, Tomoyuki Ikeda, Yoshiyuki Takao, and Takashi Wakizono, “ Development of Osaka Sangyo University 1U Cubesat OSU-1 with 1J/1W Pulsed Plasma Thruster Systems for Powered Flight, and R&D Project Features of Nano-Satellite & Probe OSU-2, 3 and 4,” 33rd International Symposium on Space Technology and Science (33rd ISTS), Beppu, Oita, Japan, ISTS 2022-f-07, Feb.-March 2022.
- 10) Takuma Unegawa, Maika Uedahira, Kazuki Aoyagi, Tomoya Shimada, Hirokazu Tahara, Tomoyuki Ikeda, Yoshiyuki Takao, and Takashi Wakizono, “ Research and Development of High-Total-Impulse Electrothermal Pulsed Plasma Thruster Systems -from Charging Electric Energy/Power: 1J/1W for 1U(1kg) Cubesats to 50J/50W for 50cm Cube (50kg) Nano-Satellites-,” 37th International Electric Propulsion Conference, Massachusetts Institute of Technology, Cambridge, MA USA, IEPC-2022-552, June 19-23, 2022.
- 11) Kazuki Aoyagi, Tomoya Shimada, Maika Uedahira, Takuma Unegawa, Takahiro Itsuki, Hirokazu Tahara, Tomoyuki Ikeda, Yoshiyuki Takao, and Takashi Wakizono, “ Development of Osaka Sangyo University 1U Cubesat OSU-1 with 1J/1W Pulsed Plasma Thruster Systems for Powered Flight, and Development Features of Nano-Satellites and Probes OSU-2, 3 and 4,” 37th International Electric Propulsion Conference, Massachusetts Institute of Technology, Cambridge, MA USA, IEPC-2022-553, June 19-23, 2022.