

低軌道における大気抵抗補償向けパルスプラズマスラスタの開発 および超小型衛星搭載に向けたラインナップ化

Development of Pulsed Plasma Thruster for Atmospheric Drag Compensation in Low Orbit and Lineup for Microsatellite

○西尾 美咲・小瀧 智範・長尾 真・竹ヶ原 春貴（首都大学東京）

○Misaki Nishio・Tomonori Kotaki・Makoto Nagao・Haruki Takegahara (Tokyo Metropolitan University)

Abstract (概要)

Pulsed Plasma Thruster (PPT) is a kind of electric propulsion thruster using a solid propellant. It has features such as light weight, low cost, high reliability, etc. Therefore, it is one of the suitable thruster for the microsatellite. In this research, we developed a PPT for atmospheric drag compensation in low orbit. The input energy to the PPT is 25 J and it can operate with light weight and low power. In this paper, we show performance of the PPT and lineup of PPT that developed in our laboratory.

記号の説明

ρ :	空気密度
v :	軌道速度
C_D :	抵抗係数
A :	衛星の断面積
r :	地球半径
h :	軌道高度
D_A :	大気抵抗
I_{bit} :	インパルスビット
f :	作動周波数
M :	推進剤質量
Δm :	マスショット
n :	作動回数
P :	作動電力
E :	投入エネルギー

1. 研究背景

近年、100 kg 以下の超小型衛星の開発が盛んに行われている。超小型衛星は民生品を使用することによって短期間で安価に開発できる等の利点からビジネスや教育などにも幅広く用いることができるため、現在様々な機関で開発が進められている。しかし、このような衛星は重量や電力、予算などの制限から推進機を搭載できないこともある。そのため、衛星自身で姿勢制御や軌道変更などができずミッションの制限や短寿命化、運用終了後のデブリ化などの問題が発生する。そこで、超小型衛星に適した軽量かつ低電力で使用できる推進機の開発が求められている。

2. 研究目的

本研究では超小型衛星の寿命延長に着目し研究を行った。超小型衛星は一般にピギーバックや ISS からの放出によって軌道に投入されるため、軌道高度は 300~500 km 程度と低く、衛星に作用する大気抵抗が大きくなる。そのため大気抵抗によって衛星の軌道速度が低下するとともに高度が低下し、やがて大気圏へ突入して寿命を迎える。そこで、超小型衛星の大気抵抗の補償に適した軽量・低電力作動が可能なパルスプラズマスラスタの開発を行い、初期性能を取得することを本研究の目的とする。また、本研究室で過去に研究開発されたパルスプラズマスラスタ (TMU-PPT シリーズ) とのラインナップ化も行う。

3. パルスプラズマスラスタ概要

パルスプラズマスラスタ(Pulsed Plasma Thruster : PPT)はパルス放電によって推力を発生する電気推進機である。図 1 に PPT の作動概念図を示す。PPT は一般に PTFE などの固体推進剤を用いるため、タンクや配管、バルブ等が不要で簡素な構造となり、小型かつ軽量な推進系を構成することが可能である。そのため、PPT は超小型衛星に適した推進機の 1 つである¹⁾。

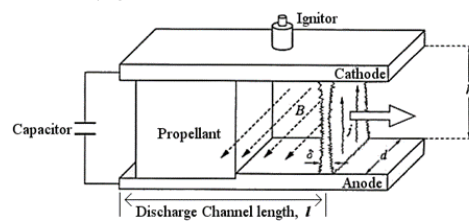


図 1 PPT 作動概念図

PPTは機構により平行平板型と同軸型の2種類に大別することができる。平行平板型は電磁加速力を主としており低インパルスビット・高比推力の推進機、同軸型は電熱加速力を主としており高インパルスビット・低比推力の推進機である。

4. 大気抵抗補償向けパルスプラズマスラスタの開発

大気抵抗補償向けPPTの開発を行うにあたり、以下の指針を元に設計を行った。

- ・50 kg級の超小型衛星の高度300~400 kmでの大気抵抗の補償が可能
- ・過去に本研究室において開発されたPPTとのラインナップ化が可能で投入エネルギー25 J
- ・PPTシステム重量を50 kg級衛星の重量の1割以下に収める(目標3 kg)
- ・より軽量に製作が可能であるという観点から平行平板型を採用

以上の指針を元に製作したPPT(TMU-PPT-25P)を図2に示す。完成時の重量は1.49 kg(推進剤0.06 kgを含む、電源系は除く)となった。

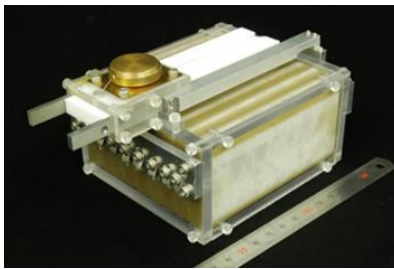


図2 大気抵抗補償向けPPT

5. 初期性能評価試験

5.1 試験概要 開発したPPTの初期性能取得試験を行った。その際の実験コンフィグレーションを図3に示す。

実験時の取得項目はインパルスビット、電流電圧波形、マスショットとする。また、実験条件を表1に示す。今回は初期性能の取得を目的としているため作動回数は50,000 shotとする。

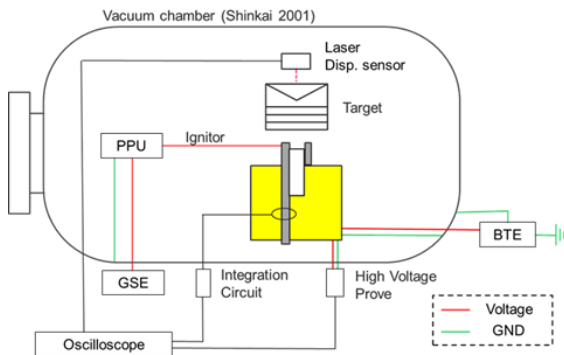


図3 実験コンフィグレーション

表1 実験条件

投入エネルギー	25 J
静電容量	8.69 μ F
主放電電圧	2.4 kV
作動回数	50,000 Shot
作動周波数	1 Hz
推力測定方式	Target

5.2 性能 図4に50,000 shot作動中におけるインパルスビットの履歴を示す。取得したインパルスビットは348 μ Ns \pm 10%となった。インパルスビット値およびばらつきは本研究室における過去の研究と比較しても妥当である。

図5に取得した電流電圧波形の一例として1 shot目の波形を示す。PPTとして一般的な減衰振動波形を描いており、正常に作動していることが確認できる。また、50,000 shot作動後も電流電圧波形に大きな変化は見られなかった。表2にはインパルスビットおよびマスショットから算出した大気抵抗補償向けPPTの性能値を記す。取得した性能は投入エネルギーレベルに対して妥当な値となった。

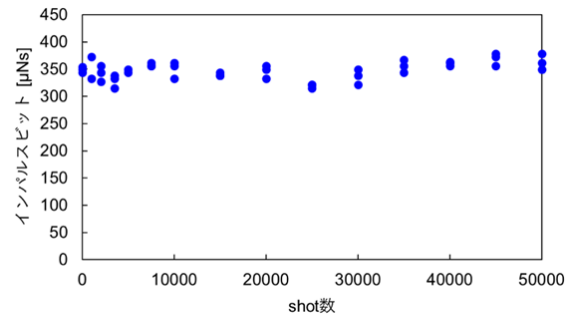


図4 インパルスビット履歴

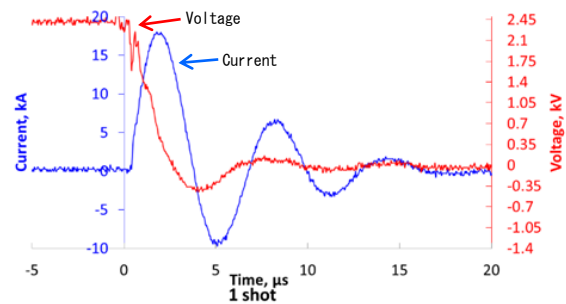


図5 1 shot目の電流電圧波形

表2 TMU-PPT-25P 諸性能

インパルスビット	348 μ Ns
マスショット	18.9 μ g/shot
比推力	1872 sec
推進効率	12.8 %

また、スラスタの単位質量あたりに発生させることができるトータルインパルス(トータルインパルス/スラスタ質量)は性能を損なわずPPTの軽量化を行う目安として重要な指標となる。そこで本研究において開発したPPTと過去

に衛星に搭載された PPT との比較を行った。その結果を図 6 に示す。ここで、本研究において開発した PPT のトータルインパルスは搭載した推進剤 (60 g) を全て消費し 1078 Ns を発生したとして算出している。同図より、本研究において開発した PPT は非常に良い性能を示しており、衛星搭載に十分な性能が出ている。

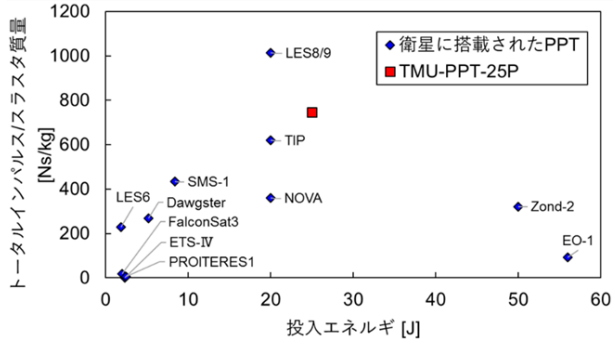


図 6 トータルインパルス/スラスタ質量

5.3 作動後の PPT 図 7 に推進剤断面を示す。電極および推進剤周囲に多少のチャーリングは見られるものの推進剤昇華面は概ね均一に昇華しており、チャーリングも確認されなかった。よって、50,000 shot 以上の作動も問題なく行うことができる状態であると考えられる。

図 8 に作動後の電極放電面を示す。Anode 側の電極は損耗が顕著に見られた。今回開発を行った PPT では耐スパッタリング性を考慮し、モリブデンを電極として用いた。過去の研究ではモリブデンを電極として用いた際にはスパッタリングが軽減されると報告されているが²⁾、その研究の際の PPT の投入エネルギーは 3.2 J であり、本研究では投入エネルギーが 25 J となっており、エネルギーレベルが大幅に増加しているため、スパッタリングが顕著に現れたと考えられる。今後 50,000 shot 以上の作動を行う場合、スパッタリング対策を行うことが必要になると考えられる。

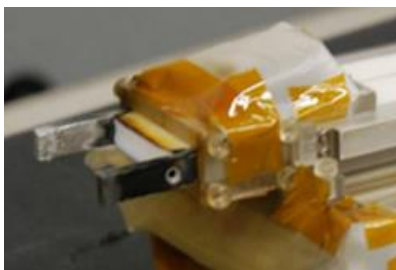


図 7 作動後の推進剤周辺の様子

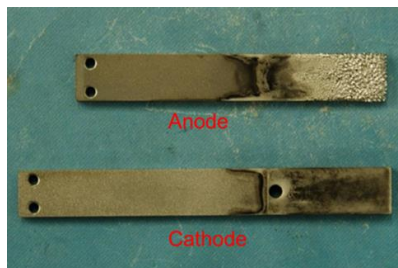


図 8 作動後の電極放電面の様子

6. 大気抵抗補償シミュレーション

本研究において開発した PPT を用いた超小型衛星の大気抵抗の補償の優位性を示すため 50 kg 級の超小型衛星に対してのシミュレーションを行う。シミュレーションを行う軌道はピギーバックもしくは ISS からの放出で投入される低軌道(400 km, 300 km)とする。

本シミュレーションにおいては、軌道は円軌道、軌道上の大気抵抗は一定と考える。このとき、大気抵抗は以下の式で表される。

$$D_A = \frac{1}{2} \rho v^2 C_D A = \frac{1}{2} \frac{\rho \mu^2 C_D A}{r+h} \quad (1)$$

ここで、大気抵抗係数は一般的な値(2~3)を元に $C_D=2.5$ 、各高度における空気密度は理科年表³⁾を元に算出、衛星断面積は一辺が 0.5 m の正方形とし、断面積を 0.25 m² として計算を行った場合、高度 400 km および 300 km における抵抗値は 33 μ N および 229 μ N となる。

PPT を用いて大気抵抗の補償を行う場合、PPT はパルス作動であるため、発生するインパルスビットと PPT の作動周期の間で大気抵抗が発生する力積が釣り合うように PPT の作動周期を設定することで大気抵抗の補償が可能になるとする。このとき、PPT の作動周波数は以下のようにあらわされる。

$$f = \frac{D_A}{I_{bit}} \quad (2)$$

また、必要な推進剤の量は以下のように表される。

$$M = \Delta m \times n \quad (3)$$

さらに、作動時の消費電力は以下のように表される。

$$P = E \times f \quad (4)$$

軌道高度 400 km および 300 km において 1 年間(31,536,000 秒)の大気抵抗の補償を行う場合、(1)~(4)式を用いた計算結果を以下の表 3 に示す。この時、高度 400 km では 10.5 秒、300 km では 1.5 秒間隔で作動させることで大気抵抗の補償が可能となる。一例として、50 kg 級の超小型衛星を ISS からの放出により高度 400 km に投入した場合、1 年弱であった寿命⁴⁾は PPT を搭載することによって 2 年程度まで延長することが可能である。

表 3 大気抵抗補償シミュレーション結果

	@ 400 km	@ 300 km
作動周波数 [Hz]	0.095	0.66
1 年間の消費推進剤 [g/year]	56.7	393
電力 [W]	2.37	16.5

7. TMU-PPT シリーズ

本研究室では過去に TMU-PPT シリーズとして投入エネルギー 5/50 J、平行平板型/同軸型を組み合わせた 4 種類の PPT の研究開発を行った⁴⁾⁵⁾⁶⁾⁷⁾。そこに本研究で開発した PPT を加え、ラインナップの拡張を行った。図 9 に TMU-PPT シリーズの外観を、表 4 に TMU-PPT シリーズの諸性能を示す。

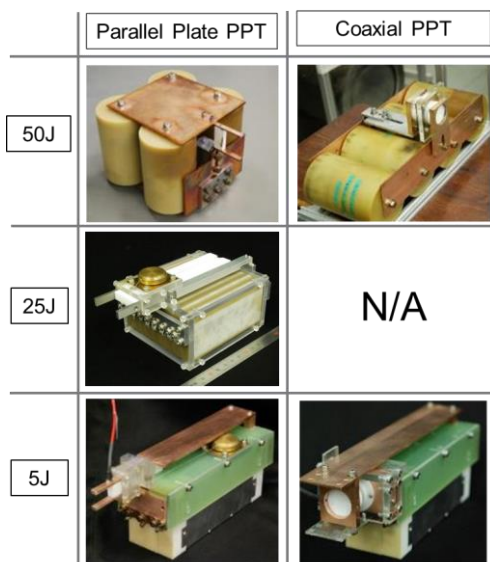


図9 TMU-PPTシリーズ外観

表4 TMU-PPTシリーズ諸性能

	50P	50C	25P	5P	5C
インパルスビット [μNs]	990	5300	348	48.2	304
比推力 [s]	2744	300	1872	1255	258
推進効率 [%]	26.6	15.6	12.8	5.9	7.7
PPT質量* [kg]	9.89	10.5	1.49	1.41	1.54

*質量はいずれもキャパシタを含み、電源系は除く。また50P、50C、5P、5Cについては軽量化設計未実施。

超小型衛星は自身のミッションや重量・電力などのキャパシティに合わせてこれらのPPTからより最適な推進機を選択することが可能となる。また、50kg級衛星搭載を想定した場合の各PPTの特性値を生かした主な用途は以下の通りである。

- a) TMU-PPT-50P: 姿勢制御, 軌道制御
- b) TMU-PPT-50C: 軌道制御 (軌道遷移)
- c) TMU-PPT-25P: 軌道維持 (大気補償)
- d) TMU-PPT-5P: 精密姿勢制御
- e) TMU-PPT-5C: 軌道維持 (大気補償)

8. 結 論

本研究では、大気抵抗補償向けパルスプラズマスラスタの開発および初期性能評価を行い、以下の結論を得た。

- ・投入エネルギー 25 J, 質量 1.4 kg の PPT を開発した
- ・上記の PPT で取得した性能はインパルスビット 348 μNs , マスショット 18.9 g, 比推力 1872 sec, 推進効率 12.8 % となり, そのエネルギーレベルでは妥当な性能が得られた
- ・上記 PPT を用いて質量 50 kg 級の超小型衛星において 1 年間の大気抵抗の補償を行う場合, 高度 400 km では推進剤 56.7 g, 消費電力 2.37 W, 高度 300 km では推進剤 393 g, 消費電力 16.5 W で PPT を作動させることにより大気抵抗の補償が可能となる
- ・上記 PPT を TMU-PPT シリーズに加えてラインナップを拡張し, 超小型衛星の推進機搭載時の選択肢を拡大した

参 考 文 献

- 1) 栗木恭一, 荒川義博, 電気推進ロケット入門, 東京大学出版会, pp.157-173, 2003
- 2) 河原健太郎他, μ -Lab Sat 2 号機搭載用パルス型プラズマスラスタの性能評価, 第 46 回宇宙科学技術連合講演会, 2002
- 3) 国立天文台編, 理科年表平成 29 年(机上版), 丸善出版, pp 気 155(333), 2016
- 4) 信州大学「ぎんれい」プロジェクト:
<http://www.shinshu-u.ac.jp/shindaisat/place/>
- 5) 進藤崇央他, 放電チャンネル形状による 50J PPT の推進性能への影響, 2012 年度宇宙輸送シンポジウム
- 6) 岩月由輝他, 50J 同軸型/平行平板型パルスプラズマスラスタの性能評価, 2013 年度宇宙輸送シンポジウム
- 7) 田尻啓祐他, 50kg 級小型衛星搭載用パルスプラズマスラスタの試作評価, 第 55 回航空原動機・宇宙推進講演会, 2015
- 8) 山下大治郎, 同軸型パルスプラズマスラスタの研究開発, 首都大学東京平成 26 年度卒業論文