

30J 級同軸型パルスプラズマスラスタの性能評価

Performance Evaluation of 30J Coaxial Pulsed Plasma Thruster

○助野 悠・藤田 亮太・榎本 光佑・徳永 萌乃・田原 弘一（大阪工業大学）
・脇園 堯（ハイ・サーブ）

○Yuu Sukeno・Ryota Fujita・Kosuke Enomoto・Moeno Tokunaga・Hirokazu（Osaka Institute of Technology）
・Takasi Wakizono（High-Serve Ltd.）

Abstract

In the Project of Osaka Institute of Technology Electric-Rocket-Engine onboard Small Space Ship (PROITERES), a pulsed plasma thruster (PPT) for mounting the PROPERTIES-2 nano-satellite had been developed. The PPT adopted straight nozzle as the cathode nozzle shape of the thruster to use more propellant (Polytetrafluoroethylene : PTFE). In this research, we changed to divergent nozzle which can obtain higher thrust than straight nozzle and measured impulse bit (I_{bit}). Furthermore, the nozzle length of the straight nozzle was changed and the impulse bit was similarly measured. As a result, the nozzle length of 10 mm achieved the highest impulse bit of 2.9 mNs and half angle 10 deg. achieved the lowest falling rate of I_{bit} .

I_{bit} : インパルスビット
 I_t : トータルインパルス
 I_l : インパルスビット低下率
 η_i : 推進効率

本稿では、S-PPTでの10万shots連続作動及びインパルスビット測定実験結果について報告する。さらに、ノズルに半頂角10deg、20degを設け、 I_{bit} 測定するノズル形状変更実験とノズル長を14mmから0mm,10mm,20mmに変更し、 I_{bit} 測定するノズル長変更実験について報告する。

1. 研究背景

近年、ピギーバック方式などの試みにより、小型人工衛星の打ち上げが身近になってきている。また、小型化による人工衛星の開発・製造期間の短縮、打ち上げコストの削減、複数の衛星を用いたフォーメーションフライトなどの特異ミッションなどの観点から、企業や大学等の研究機関で超小型人工衛星の研究開発が盛んに行われている。大阪工業大学では2007年に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 Osaka Institute of Technology Electric-Rocket-Engine onboard Small Space Ship : PROITERES)を立ち上げた。2012年に電気推進ロケットエンジンのパルスプラズマスラスタ (Pulsed Plasma Thruster : PPT) を搭載したプロイテレス衛星1号機の打ち上げに成功した。1号機のメインミッションは、PPTの宇宙作動実証、1kmの軌道高度の変更(動力飛行)であり、必要な総力積は5Nsであった。現在は1号機同様、PPTを搭載したプロイテレス衛星2号機の研究開発を行っている。2号機のメインミッションは複数の同軸型PPT (Single-PPT: S-PPT) を持つMDR-PPT (Multi Discharge Room-PPT) を用いた50-100kmの軌道遷移である。しかし、長時間作動を可能とするために開発したMDR-PPTのノズル形状は最適化されていない。そこで、ノズル形状の変更を行い、S-PPTのトータルインパルスを高めることでスラスタ個数の削減により、MDR-PPTの軽量化できると考えた。そこで、本研究ではインパルスビットの向上を目指し、ノズル形状の変更を行った。

2. プロイテレス衛星2号機

プロイテレス衛星1号機の次世代機であるプロイテレス衛星2号機について説明する。2号機のメインミッションは先述した通り、PPTを用いた軌道遷移である。この動力飛行はPPTの作動により、衛星進行方向にプラズマを噴射することで、軌道を周回する衛星の速度を減速させ、高度を降下させる軌道遷移である。軌道遷移のイメージを図1に示す。プロイテレス衛星2号機のフライトモデルを図2、諸元を表1に示す。

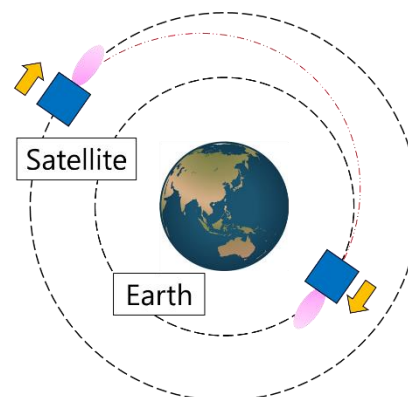


図1 軌道遷移のイメージ

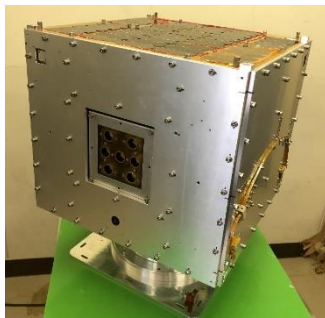


図2 プロイテレス衛星2号機 FM

表1 プロイテレス衛星2号機の諸元

Mass, kg	47.7
Dimensions, mm	498 x 496 x 462
Electrical power, W	60

3. PPTの概要

パルスプラズマスラスタは主に固体の四フッ化エチレン (Polytetrafluoroethylene : PTFE) を推進剤に用いるパルス作動型の電気推進ロケットエンジンである。

近年、超小型人工衛星の開発が活発化しており、それらに搭載する推進機として PPT が注目されている。PPT が注目されている理由を以下に示す。

- 1) 部品点数が少ないため信頼性が高く、打ち上げ時などの振動や衝撃に強い。
- 2) 固体推進剤を用いるためタンク、バルブ等の駆動部、制御機器が不要であるため、小型かつ軽量化が可能。
- 3) パルス推進であるため、ON・OFF 回路でのデジタル制御が容易。

PPT には、加速原理の違いから電熱加速型 PPT と電磁加速型 PPT の 2 種類が存在する。これまでに小型人工衛星用推進機として電磁加速型 PPT が多く開発されてきた。しかし、電磁加速型 PPT は、他の推進機において推力にあたるインパルスビット (1 shot あたりに発生する力積) が微小であるため、衛星の姿勢制御、位置制御には適しているが、軌道高度の変更には大幅なインパルスビットの向上が必要となる。電熱加速型 PPT と電磁加速型 PPT を比較すると、電熱加速型 PPT は電磁加速型 PPT よりも比推力は劣るが、高い推力-電力比を有する。そこで本学では電磁加速型 PPT よりも高インパルスビットが期待できる電熱加速型 PPT の開発を行っている。電熱加速型 PPT の概略図を図3に示す。

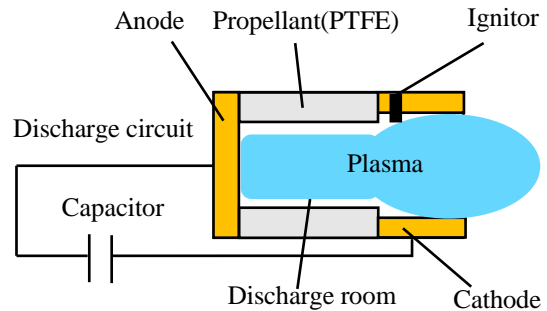


図3 電熱加速型 PPT の概略図

電熱加速型 PPT はコンデンサに主放電のエネルギーが充電されており、イグナイタによるイグニッション放電により少量の推進剤を昇華・プラズマ化し主放電を誘発する。主放電のジュール加熱および放射により放電室壁面の推進剤が昇華・プラズマ化される。昇華・プラズマ化された推進剤は、高エンタルピー気体の膨張による気体力学的加速を受け、ノズルを通して加速される。この加速されたプラズマの反作用を利用して推力を得ている²⁾。

4. 実験装置

本研究で使用した実験装置の概略図を図4に示す。真空排気系は、真空チャンバと2台のロータリーポンプ、その内の1台に直列接続されたターボ分子ポンプから構成されている。PPT が作動中の真空度は0.03 Pa 以下である。真空チャンバ内には、微小インパルス測定用垂直振り子型スラストスタンドがあり、それは支持台に固定された2本のニードルで支えられ、それらを結ぶ軸周りに回転する。キャパシタは、インダクタンスおよび抵抗を低減させるために真空チャンバ内に設置した。キャパシタ以外の電源系は真空チャンバ外に設置されており、これらは電流導入端子により真空チャンバ内の PPT に接続されている³⁾。

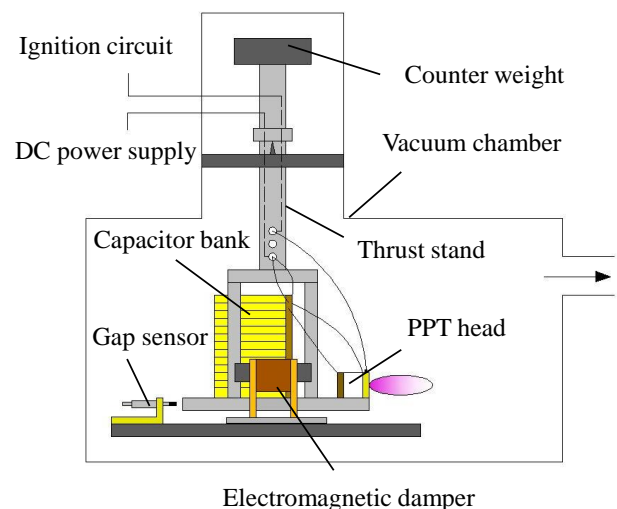


図4 垂直振り子型スラストスタンドの概略図

5. 10万 shots 連続作動実験

先行研究より、MDR-PPTに搭載するS-PPTを用いて、10万 shots 連続作動及びインパルスビット測定実験を行った。実験用S-PPTの写真を図5、仕様を表2に示す。

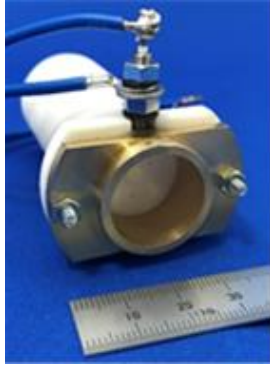


図5 実験用S-PPT

表2 S-PPTの仕様

Discharge channel length, mm	50
Discharge channel diameter, mm	4
Nozzle diameter, mm	20
Nozzle length, mm	14
Input voltage, kV	1,800
Energy, J	31.59
Ignition voltage, V	3,000

測定したインパルスビットとショット数の関係を図6に、トータルインパルス、インパルスビット低下率、推進効率を表3に示す。実験の結果、ショットを繰り返す毎にインパルスビットが緩やかに低下していることを確認した。100,000ショットの時点でインパルスビットが初期値よりも約77%低下した。これは推進剤の昇華により放電室直径が広がり、放電室内の圧力が低下したためだと考えられる。このグラフから得られた近似式を作動回数で積分することによって、トータルインパルス約92Nsを算出した。よって、放電室を7つ設けたMDR-PPTではトータルインパルスが約644Nsとなる⁴⁾。

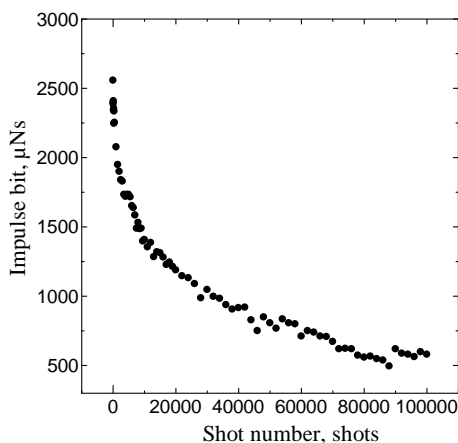


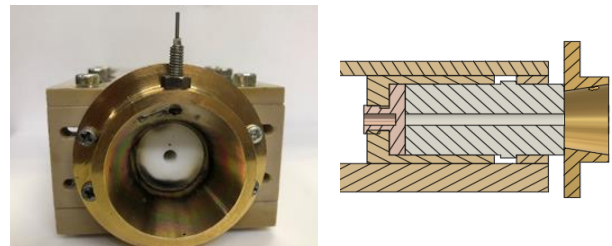
図6 I_{bit} と shot の関係

表3 S-PPTインパルスビット測定実験結果

Lowering rate of Impulse bit, %	77
Total impulse, Ns	92

6. ノズル形状変更実験

プロイテレス衛星2号機では開発の手順を削減するためにS-PPTのノズルにはストレートノズルを採用している。本実験では、よりインパルスビットを向上できるノズルを調べるために、半頂角10deg., 20deg.の拡大ノズルを用いて、インパルスビット測定を行った。本実験に使用したPPTの写真を図7、仕様を表4に示す。



(a)PPTの外観図

(b)PPTの概略図

図7 PPT

表4 PPT(半頂角10deg., 20deg.)の仕様

Discharge channel length, mm	50
Discharge channel diameter, mm	4
Nozzle diameter, mm	20
Nozzle length, mm	14
Half angle of nozzle, deg.	10/20

S-PPT, 半頂角10deg., 20deg.におけるインパルスビットとショット数の関係を図8、トータルインパルス、インパルスビット低下率、推進効率を表5に示す。実験の結果、ノズルを拡大ノズルに変更した場合においても作動回数が増加するにつれてインパルスビットが低下しているが、そのインパルスビット低下率はストレートノズルよりも抑えられている。1万shotsまでのトータルインパルスでは若干拡大ノズルの方が低い値を示しているが、作動開始から2,000shots付近まではストレートノズルが最も高い値を示しており、それ以降半頂角10deg., 20deg.においては9,000shots付近までほとんど同じ値を示している。しかし、9,000shots付近から半頂角10deg.がストレートノズルよりも高い値を示している。この理由として、2,000shots付近までは半頂角10deg., 20deg.共にノズルの影響をあまり受けておらず、ノズルの影響を受けているストレートノズルよりも低い値を示しており、作動回数が増え放電室径が拡大することでノズルの影響を受け始めたと考えられる。そのため、1万shotsまでのトータルインパルスでは若干拡大ノズルの方が低い値を示しているが、10万shotsまで作動させた場合、特に半頂角10deg.においてストレートノズルよりも高い値を示すことが期待できる。

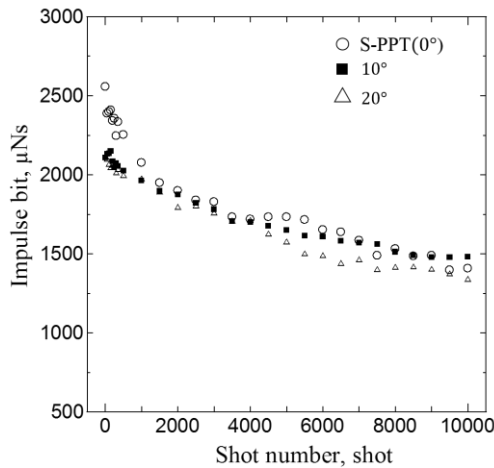


図8 各半頂角における I_{bit} とshotの関係

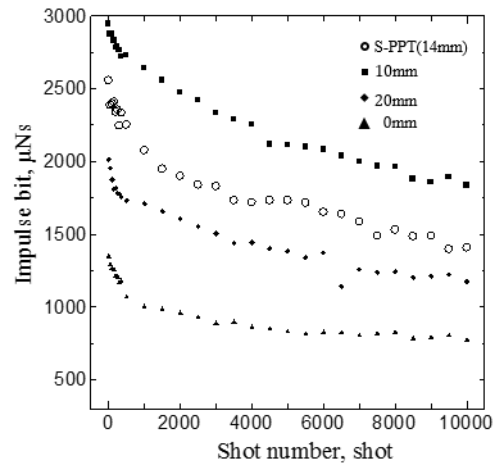


図10 各ノズル長における I_{bit} とshotの関係

表5 ノズル形状変更実験結果

Half angle of nozzle, deg.	I_t , Ns	η_t , %	I_t , %
S-PPT(0)	17.3	9.7	45
10	16.9	9.1	30
20	16.2	8.4	37

表7 ノズル長変更実験結果

Nozzle length, mm	I_t , Ns	η_t , %	I_t , %
S-PPT(0)	8.8	2.5	43
10	22	16	38
14	17	9.7	45
20	14	6.4	42

7. ノズル長変更実験

ノズル長さによる PPT の性能を比較するためにノズル長 0, 10, 20 mm のノズルを用いて、インパルスビット測定を行った。ノズル 0mm を除いたノズル内径は全て 20 mm とし真鍮を用いた。構造としては S-PPT と同様である。PPT の外観を図 9, 仕様を表 6 に示す。

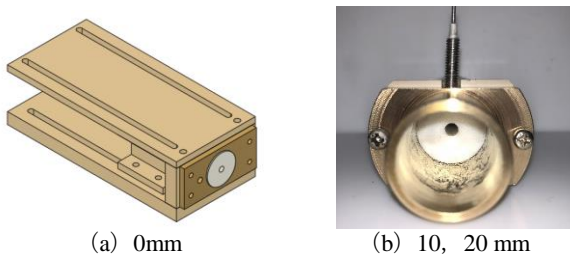


図9 PPTの外観図

表6 PPTの仕様

Discharge channel length, mm	50
Discharge channel diameter, mm	4
Nozzle diameter, mm	20
Nozzle length, mm	0/10/20

S-PPT, ノズル長 0, 10, 20 mm におけるインパルスビットとショット数の関係を図 10, トータルインパルス, インパルスビット低下率, 推進効率を表 7 に示す。

図 11 より, 各ノズル長において作動回数の増加と共にインパルスビットが低下しており, 一般的な PPT と同様の傾向を示していることが分かる。しかし, 初期のインパルスビットと実験終了時のインパルスビットの差を比較したインパルスビット低下率を見ると, 0, 14, 20 mm においては 40% 台を示しているものの 10 mm のみ 38% と低い。また, ノズル長 10 mm までトータルインパルスは大きくなっていくがそれ以降は低下傾向にあることが分かる。これは, ノズル長 10 mm まではノズルの摩擦よりもノズルの効果が大きく, プリュームが加速されているためだと考えられる。ノズル長 14 mm 以降でも同様にノズルの効果により加速されるものの, ノズルの摩擦の影響が大きいためプリューム速度が落ちたと考えられる。

8. まとめ

・ノズル形状変更実験

- 1) PPT 作動初期のノズル半頂角を 10 deg., 20 deg. を用いたにも関わらずストレートノズルよりも低いインパルスビットを示した (0 deg.: 約 2,500 μ Ns, 10 deg. 及び 20°: 約 2,200 μ Ns)。
- 2) 作動回数 9,000shots 周辺で半頂角 10 deg. においてストレートノズルのインパルスビットよりも高くなり始めた。
- 3) 最小径が放電室径よりも非常に大きい拡大ノズルを使用していたために作動初期では拡大ノズルの影響をあまり受けておらず, 作動を増す毎に放電室径が拡大し, 9,000shots あたりで徐々にその影響を受け始めたと考えられる。

- 4) 半頂角 10 deg.において最小インパルスビット低下率 30%を達成した.
- 5) 拡大ノズルを使用し長時間作動させることでインパルスビット低下率が抑制され, ストレートノズルを用いた場合よりも高いトータルインパルスを期待できることがわかった.
 - ノズル長変更実験
 - 1) ノズル長 10 mm において最大インパルスビット約 2,900 μ Ns, 最大トータルインパルス 22 Ns を達成した.
 - 2) ノズル長 10 mm においてインパルスビット低下率が 45%から 38%へと抑制された.
 - 3) ノズル長 14 mm 以降でノズルの加速効果よりもノズル壁面による損失が上回りインパルスビットが低下傾向にあることがわかった.

参考文献

- 1) 岡原 勇人, 榎本 光佑, 隆宝 洗貴, 小野 航平, 森川 直樹, 藤田 亮太, 田原 弘一, 高田 恭子 (大阪工業大学), 脇園 堯 (ハイ・サーブ): 「大阪工業大学・超小型人工衛星プロイテレス 2 号機搭載用電熱加速型パルスプラズマロケットエンジンシステムの開発」, 電気学会 プラズマ/パルスパワー/放電合同研究会, PST-17-039, PPT-17-039, ED-17-059, 2017 年 5 月, 京都工芸繊維大学 (京都府京都市) .
- 2) 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, 2003, pp.157-180.
- 3) 小野 航平, 森川 直樹, 榎本 光佑, 藤田 亮太, 田原 弘一, 高田 恭子 (大阪工業大学), 脇園 堯 (ハイサーブ): 「大阪工業大学プロイテレス衛星 2 号機動力航行用多放電室型電熱加速パルスプラズマスラストシステムの研究開発」, 第 61 回宇宙科学技術連合講演会, IE13, 2017 年 9 月, 朱鷺メッセ (新潟県新潟市) .
- 4) 森川 直樹, 隆宝 洗貴, 小野 航平, 榎本 光佑, 金岡 啓太, 藤田 亮太, 田原 弘一, 高田 恭子 (大阪工業大学), 脇園 堯 (ハイサーブ): 「超小型人工衛星搭載用大電力電熱加速型パルスプラズマスラストシステムの研究開発」, 第 57 回航空原動機・宇宙推進講演会, 1A09, 2017 年 3 月, 沖縄県市町村自治会館 (沖縄県那覇市) .