

小型衛星搭載用パルスプラズマスラスタの開発

○森真也, 田尻啓裕, 山下大治郎, 渡邊裕樹, 竹ヶ原春貴

Development of Pulsed Plasma Thruster for Microsatellite

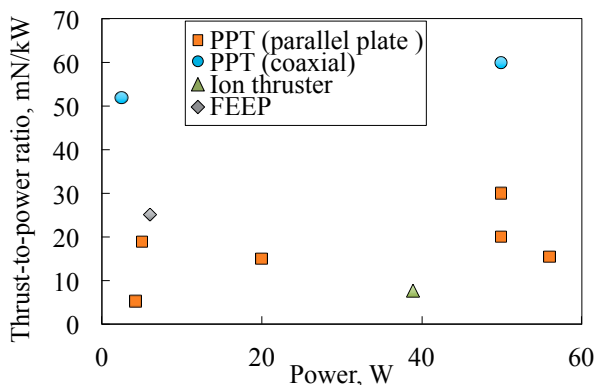
Shinya Mori, Keisuke Tajiri, Daijiro Yamashita, Hiroki Watanabe and Haruki Takegahara

1. 研究背景

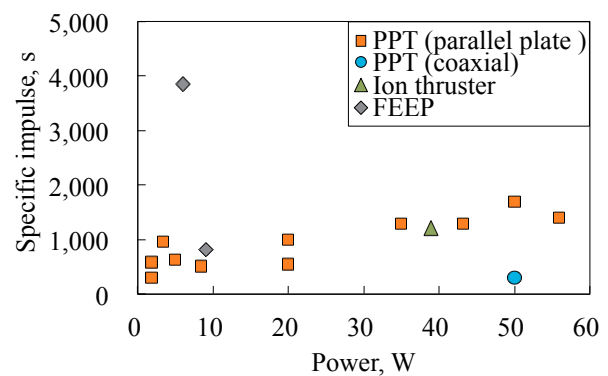
近年, 超小型衛星は低コストで短期開発が可能という利点を持つため注目されている. しかし, 推進機の小型化は衛星の小型化に追いついておらず, 超小型衛星に見合う推進機はあまり存在しない. そのため, 超小型衛星に見合う推進機の開発が求められている.

超小型衛星では電力と重量の制限が中型・大型衛星に比べ厳しいため推力電力比と推力重量比が非常に重要なパラメータとなってくる. また, 推進機が発生可能な速度増分を考慮するためには比推力が重要になるが, 実際にシステム化する際は重量・体積・寿命などの制約からトータルインパルスが限られる.

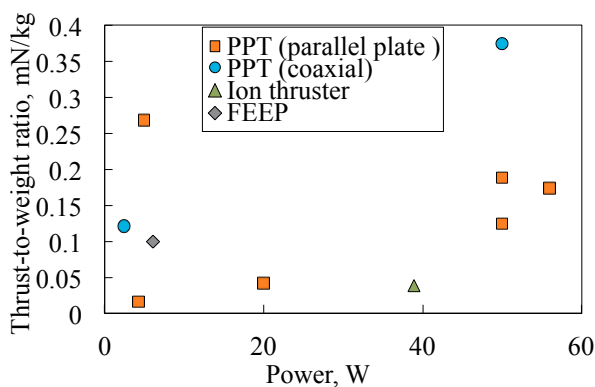
故に比推力の比較とともにトータルインパルスの比較も重要となる. 50 W 以下での各電気推進機の性能を Fig. 2 に示す. グラフに示している電気推進機は平行平板型 PPT, 同軸型 PPT, FEFP およびイオンスラスタである. 他の電気推進機 (ホールスラスタや MPD スラスタ等) は使用電力が 50 W 以下で作動させているものが無かったため表記していない. Fig. 2 より, 推力電力比・推力重量比がともに大きいものは平行平板型/同軸型 PPT であり, 比推力では FEFP に劣るもののトータルインパルスにおいては平行平板型 PPT が高い性能を示している. よって, 超小型衛星に対する推進機としては平行平板型 PPT および同軸型 PP の両者が有力候補である.



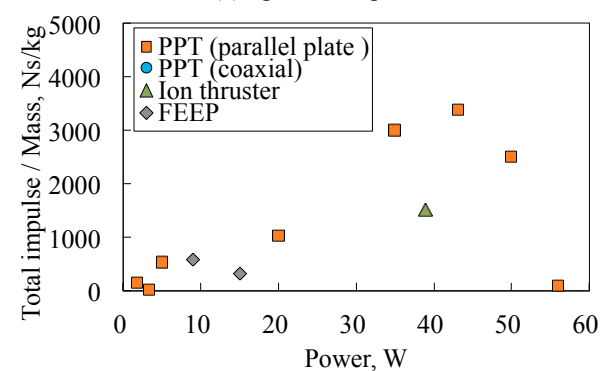
(a) Thrust-to-power ratio



(c) Specific impulse



(b) Thrust-to-weight ratio



(d) Total impulse per system mass

Fig. 1 Comparison between various electric propulsion systems¹⁾⁻¹⁰⁾

PPTの放電減少は10マイクロ秒程度で終了し、その非常に短い間にイグニッション放電による主放電誘起、主放電による推進剤への熱伝達、熱伝達によっての推進剤昇華・プラズマ化、およびプラズマ化された推進剤の加速・排気が行われる。このようにPPTの推力発生に至る現象は複雑であり、瞬間的であるため未だ解明されていない現象が数多く存在する。それ故、数値解析を行う際、正確なモデル化が行えないといった問題やスケーリング則が無く、PPTの設計指針が存在しないといった問題が生じている。

よって、本研究ではPPTの設計指針を構築する初期段階として現在までの実験データを収集しデータマッピングを行った。

2. データマッピング

現在までにデータのマッピングを行った研究は幾つか存在するが、それは平行平板型PPTに関するのみであり、同軸型PPTに注力したマッピングは存在しない。また、平行平板型PPTのマッピングに関しても、大量のデータを用いたマッピングではエネルギーに対する変化に関して論ずるものが多く、その他の要素に関してはあまり触れられていない。

2.1 平行平板型マッピング

(a) 推進効率

PPTの推進効率 η_t はキャパシタに蓄えられたエネルギーがどの程度スラストヘッドに投入されたかを示すエネルギー伝送効率 η_{trans} とスラストヘッドに投入されたエネルギーがどの程度運動エネルギーに変換されたかを示す加速効率 η_{acc} に大別され、以下のように表される¹¹⁾。

$$\eta_t = \eta_{trans} \eta_{acc} \quad (1)$$

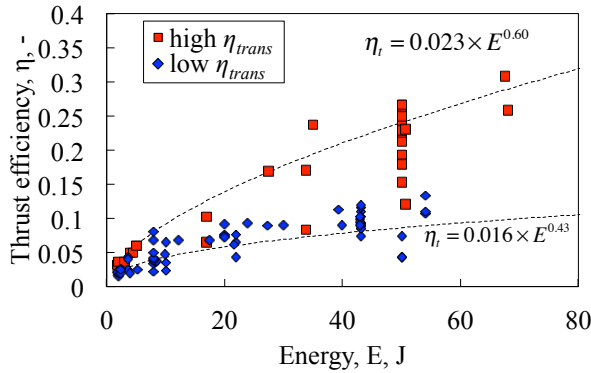
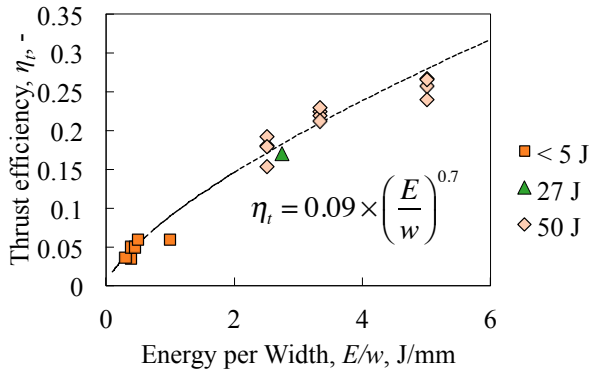
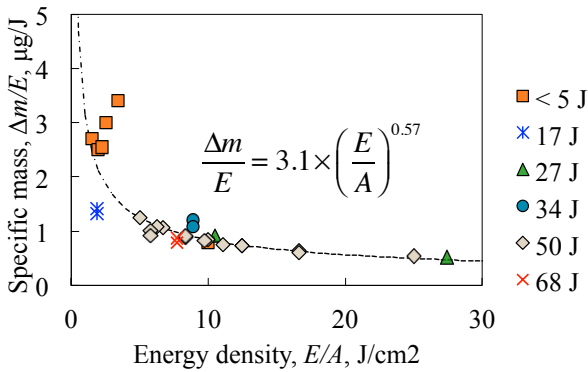
RIAME (Research Institute of Applied Mechanics and Electrodynamics)で開発されたAPPTシリーズやStuttgart大学で開発されたSIMP-LEX, Mars Space

Ltd.やSouthampton大学で開発された小型PPT、首都大学東京で開発されたTMU-PPTシリーズはエネルギー伝送効率の向上を図っており、Fig. 2に示すように過去のPPTに比べ推進効率が向上している。よって、今後は伝送効率の高いデータのみを扱いマッピングを行っていく。

本学で開発されたTMU-PPT-50Pでは、様々な電極形状で性能を評価しており、電極幅によって推進効率が大きく変化するという結果を得た¹²⁾。TMU-PPT-50Pにおける実験は投入エネルギーが50Jのみであったため、全エネルギーに対応できるように単位電極幅あたりに投入されるエネルギーと推進効率の関係のマッピングを行った。マッピング結果をFig. 3に示す。マッピングに用いるデータとして、エネルギー伝送効率が高く電極形状がtongue型ではなくrectangular型という制限をしたためデータ点数が非常に少なくなった。Fig. 3より、このデータ点数の中では推進効率は単位電極幅あたりに投入されるエネルギーに大きく依存している可能性があるが、正確に検証するためには実験を行いデータ点数を増やす必要がある。また、低エネルギー下ではE/wが必然と小さくなるため、現状では電極幅が広すぎるために低エネルギーでの推進効率が低い可能性がある。

(b) マスショット

推進剤の消費量は推進剤の面積および投入エネルギーに支配されると考えられるため、単位エネルギーあたりのマスショットとエネルギー密度(プラズマに暴露される推進剤表面積あたりのエネルギー)の関係をマッピングした。マッピング結果をFig. 4に示す。Fig. 4に用いたデータはbreach-feed, V-shapeなど異なる推進剤形状となっており、推進剤形状に関わらず単位エネルギーあたりのマスショットはエネルギー密度に依存していることがわかる。この関係はスラストヘッドに投入されるエネルギーと推進剤に投入される熱量の関係や単位面積あたりに推進剤に投入され

Fig. 2 Thrust efficiency vs. Energy^{2), 4)-7), 12)-23)}Fig. 3 Thrust efficiency vs. Energy per width^{7), 12), 13)}Fig. 4 Specific mass vs. Energy density^{7), 12)-15)}

る熱量と推進剤昇華量の関係を解き明かすことで確認できると考えられる。

2.2 同軸型 PPT マッピング

同軸型 PPT では本研究室で現在までに行われた実験結果を基にマッピングを行った。

(a) インパルスビット

同軸型 PPT は電熱加速型の電気推進機であるため、インパルスビットはマスショットに大きく依存することが考えられる。よって、推力電力比の単位エネ

ルギあたりのマスショット依存性を Fig. 5 に示す。Fig. 5 より、投入エネルギーが 5 J 以下の場合にはばらついているが、単位エネルギーあたりのインパルスビットは単位エネルギーあたりのマスショットに依存しており、以下のような式で表すことができる。

$$\frac{I_{bit}}{E} = 8.1 \times \left(\frac{\Delta m}{E} \right)^{0.69} \quad (1)$$

(b) マスショット

過去の研究により、同軸型 PPT において、推進剤のキャビティ長さを長くする、もしくはキャビティ内径を狭めるとマスショットが増加することがわかってい。よって、この二つのパラメータの比、すなわちアスペクト比をパラメータにとりマスショットの変化を調査した。グラフを Fig. 6 に示す。Fig. 6 より、エネルギーあたりのマスショットはアスペクト比に大きく依存していることがわかり以下の式で近似される。

$$\frac{\Delta m}{E} = 3.2 \times \left(\frac{l}{d} \right)^{0.77} \quad (2)$$

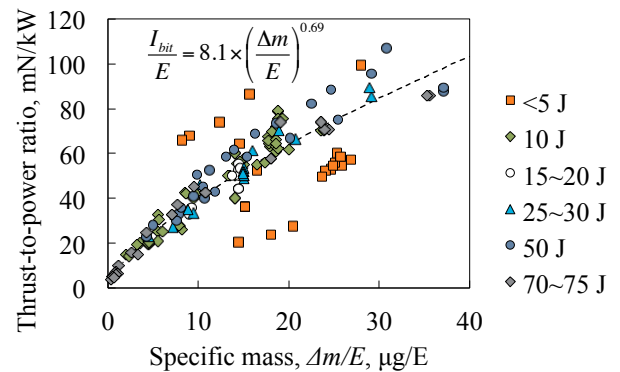


Fig. 5 Thrust-to-power ratio vs. Specific mass

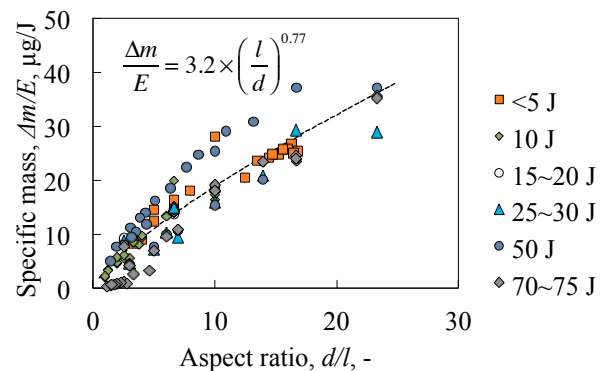


Fig. 6 Specific mass vs. Aspect ratio

(1)式と(2)式を用いることで推進剤形状から同軸型 PPT の性能を求めることが可能となる。しかし、同軸型 PPT ではキャビティ内壁の推進剤を消費するため、作動ごとにキャビティ内径が変化し性能にも変化を及ぼす。よって、同軸型 PPT の性能を見積もるためには性能変化も考慮する必要がある。

2.3 同軸型 PPT 性能変化予測

PPT におけるマスショットはマイクログラムからミリグラムオーダーであり、非常に小さい値である。そのため一度の放電で削れる推進剤の厚みも非常に薄く、一度で削れる推進剤を一様な厚み τ の円柱と考えた場合、その円柱は厚み τ の直方体に近似することが可能である。キャビティ長さ l 、初期キャビティ内径 d_1 、投入エネルギー E の同軸型 PPT を考える場合、初期のマスショット Δm_1 は(2)式より、

$$\Delta m_1 = 3.2E \times \left(\frac{l}{d_1} \right)^{0.77} \quad (3)$$

となる。初期の放電によって削れた推進剤の厚み τ_1 の直方体の体積に推進剤密度 ρ を掛けた値が初期マスショットと等しくなるため、厚み τ_1 は

$$\tau_1 = \frac{2\Delta m_1}{\pi \rho l d_1^2} \quad (4)$$

となる。よって、2ショット目のキャビティ内径は

$$d_2 = d_1 + 2\tau_1 \quad (5)$$

となり、(2)式と(5)式を用いることで2ショット目のマスショットを求めることが可能である。このように繰り返し計算を行うことで同軸型 PPT の作動ごとの性能を見積もることが可能である。

4. 結論

平行平板型 PPT および同軸型 PPT のデータマッピングを行い以下の結論を得た。

1. 平行平板型 PPT の推進効率 η は電極幅あたりに投入されるエネルギーに依存することが示唆さ

れた。

2. 平行平板型 PPT における単位エネルギーあたりのマスショットはエネルギー密度に依存することが示唆された。
3. 同軸型 PPT のインパルスビットはマスショットに大きく依存する。
4. 同軸型 PPT のマスショットは放電チャンネルのアスペクト比に大きく依存する。
5. 同軸型 PPT のマッピング結果を用いて簡易的に作動ごとの性能変化を見積もることを可能にした。

参考文献

- 1) Cassady, R. J., et al., "Pulsed Plasma Thruster Systems for Spacecraft Attitude Control", Proc. 10th AIAA/USU Conference on Small Satellites, 1996.
- 2) R. M. Myers, et al., "Advanced Pulsed Plasma Thruster Demonstration on MightySat Flight II.1", Proc. 10th AIAA/USU Conference on Small Satellites, 1996.
- 3) Charled Zakrzwski, et al., "On-Orbit Testing of the EO-1 Pulsed Plasma Thruster", AIAA-2002-3973
- 4) Nikolay N. Antropov, et al., "APPT for Leo Applications", International Spacecraft Propulsion Conference, 2004
- 5) Nikolay N. Antropov, et al., "APPT Propulsion System for Small Satellites", IEPC-2005-111
- 6) Clyde Space, "Cubesat Pulsed Plasma Thruster", http://www.clyde-space.com/cubesat_shop/propulsion/3_03_cubesat-pulse-plasma-thruster
- 7) M. Coletti, et al., "PPT Development for Nanosatellites Applications: Experimental Results", IEPC-2013-198
- 8) H. Koizumi, et al., "Engineering Model of the Miniature Ion Propulsion System for the Nano-satellite: HODOYOSHI-4", *Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, Aerospace Technology Japan*, Vol. 12, No. 29, pp. 19-24, 2014
- 9) Busek, http://busek.com/index_htm_files/70008500F.pdf
- 10) L. Paita, et al., "Alta's FT-150 FEEP Microthruster: Development and Qualification Status", IEPC-2009-186
- 11) R. L. Burton, et al., "Energy Balance and Efficiency of the Pulsed Plasma Thruster", AIAA-98-3808
- 12) T. Shindo, et al., "Conceptual Design of High Efficiency Breech-Fed Ablative PPT in Tokyo Metropolitan University", IEPC-2013-263
- 13) F. Guarducci, "Design and Testing of a Micro PPT for Cubesat Applications", Doctor Thesis of Sapienza

- University of Rome, 2011
- 14) M. Lau, et al., "Experimental Characterization of a Scalable Pulsed Magnetoplasmadynamic Propulsion System", SP2014_2980914
 - 15) A. Nawas, et al., "Thrust Efficiency Optimization of the Pulsed Plasma Thruster SIMP-LEX", *Acta Astronautica*, Vol. 67, pp. 440-448
 - 16) 竹ヶ原春貴, "電気推進ロケット入門" 栗木恭一, 荒川義博編, 第 8 章, 東京大学出版会, pp.157-181, 2003
 - 17) 枝光敏章, 他, "平行電極型パルスプラズマ推進機の性能向上のための研究", 宇宙輸送シンポジウム, 2006
 - 18) Carsten A. Scharlemann, "Investigation of Thrust Mechanism in a Water Fed Pulsed Plasma Thruster", Doctor Thesis of The Ohio State University, 2003
 - 19) Molina-Cabrera P., et al., "Pulsed Plasma Thrusters: a worldwide review and long yearned classifyion", IEPC-2011-340
 - 20) Shih-Ming An, et al., "MDT-2A Teflon Pulsed Plasma Thruster", *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 19, No. 5, pp. 385-386
 - 21) Lynn A. Arrington, et al., "A Performance Comparison of Pulsed Plasma Thruster Electrode Configurations", IEPC-97-127
 - 22) Sabrina J. Pottinger, et al., "Pulsed Plasma Thruster Performance for Miniaturized Electrode Configurations and Low Energy Operation", *Acta Astronautica*, Vol. 68, pp. 1996-2004
 - 23) A. Rezaeiha, et al., "A Parametric Study of the Effect of Discharge Energy on PPT Performance", International Symposium on Space Technology and Science, 2011