

平成 22 年 4 月 5 日現在

研究種目：基盤研究(B)

研究期間：2007～2009

課題番号：19360382

研究課題名（和文） 小型衛星用電熱加速型パルスプラズマスラスタのインパルス向上に関する研究

研究課題名（英文） RESEARCH ON ENHANCEMENT OF IMPULSE FOR ELECTROTHERMAL PULSED PLASMA THRUSTERS ONBOARD SMALL SATELLITES

研究代表者

田原 弘一 (TAHARA HIROKAZU)

大阪工業大学・工学部・教授

研究者番号：20207210

研究成果の概要（和文）：超小型衛星搭載用電熱加速型パルスプラズマスラスタ（PPT）システムの開発研究において、キャビティ断面積を縮小したことは有効であり、小さい充電エネルギーに対して大きな単位充電エネルギー当たりのインパルスビットが得られ、一般の電熱加速型 PPT よりも良い性能を示した。連続作動試験では、ショット数を増すにつれ、キャビティ直径が大きくなり、約 53,000 ショットの時点でアノードの直径とキャビティ直径が等しくなり、噴射が確認できなくなった。こうして、電熱加速型 PPT システムの衛星搭載用エンジニアリングモデルが設計製作され、十分な性能を有することを確認した。

研究成果の概要（英文）：Electrothermal PPT has been studied in order to understand physical phenomena and improve thrust performances with both experiments and numerical simulations. The length and diameter of a Teflon discharge room of electrothermal PPTs are changed to find the optimum configuration of PPT heads in very low energy operations for the satellite. Initial impulse bit measurements are conducted, and long operations and endurance tests are also carried out with the optimum PPT configuration. The PPT was operated with a small stored energy of 2.43J per shot. The PPT with a discharge room diameter of 1.0mm and an insulator length of 9.0mm stably generated the highest impulse bit of 250 μNs with the highest thrust efficiency of 18%. In the endurance test, the total impulse of about 5Ns, as shown in Fig.2, was achieved in 53,000-shot operation with 2.43 J/shot. Finally, the engineering model of PPT system was developed.

交付決定額

（金額単位：円）

	直接経費	間接経費	合計
2007年度	4,800,000	1,440,000	6,240,000
2008年度	4,900,000	1,470,000	6,370,000
2009年度	5,000,000	1,500,000	6,500,000
年度			
年度			
総計	14,700,000	4,410,000	19,110,000

研究分野：工学

科研費の分科・細目：総合工学・航空宇宙工学

キーワード：電気推進、航空宇宙流体・構造・航法・制御・推進

1. 研究開始当初の背景

近年、コスト削減とリスク低減の観点から、ロケットの余剰ペイロードを活用して打ち上げられる小型衛星、軌道上におけるフォーメーションフライト等が世界的に注目されている。それに伴い、小型衛星の姿勢・位置制御用の小型・低電力推進機の必要性が生じ、その候補として電気推進機の一つであるパルスプラズマスラスタ (Pulsed Plasma Thruster: PPT) が有望視されている。PPT は以下の特徴を持つ。

- ・固体、主に昇華性の良いテフロン (ポリテトラフルオロエチレン: PTFE) を推進剤として用いるため、推進剤タンクやバルブが不要である。

- ・PPT の作動は、キャパシタに充電された初期エネルギーを数 μs でパルス放電させて行われる。そのため、低電力でも、瞬間的には数 kA 以上のピーク電流と MW オーダーの投入電力が得られる。

- ・本体における可動部は固体燃料供給機構のみであるため信頼性が高い。

以上より、PPT は他の電気推進機よりも小型・軽量・低電力化が可能である。

現在研究されている小型衛星用 PPT の多くは電磁加速力を主推力とするものである。この電磁加速型 PPT は、数 μNs ~ 百 μNs 程度の微小インパルスビット (1 ショット当たりの発生力積) を発生するため微小な位置・姿勢制御には適しているが、南北位置制御やフォーメーションフライト等のためには最大発生インパルスビットの大幅な増大が必要である。 μ -LabSat (マイクロラプサット) 2 号機には、東京都立科学技術大学と旧宇宙開発事業団との共同開発による電磁加速型 PPT (29.4 μNs , 1130 秒) が搭載予定であったが、インパルスビットが小さすぎるという理由で搭載が取りやめになった。

そこで本研究では、電磁加速型 PPT よりも高いインパルスビットが期待できる電熱加速型 PPT に着目した。主に空気力学的加速により推力を得る電熱加速型 PPT は、比推力に関しては電磁加速型よりも劣るが、固体推進剤を用いる限り、推進剤タンク等が不要であるため、多少の推進剤重量の増加は他の推進機と比べて不利な要因とはならない。

現状の電熱加速型 PPT において、インパルスビットの更なる増大と連続作動における性能維持が必要である。後者は達成される総インパルスの増大につながるため、衛星の長寿命化のために重要な課題である。

2. 研究の目的

本研究では、小型衛星搭載用の電熱加速型パルスプラズマスラスタの性能向上 (更なる高インパルスビットの発生と高総インパルスの達成) を目指した作動実験とそれによる

スラスタ形状の決定、長時間作動性能の測定実験、エンジンシステムのエンジニアリングモデル設計・製作までの成果を報告する。最終的には最適な PPT 本体構造・作動システム条件を明らかにすると共に、設計相似則を提案する。

3. 研究の方法

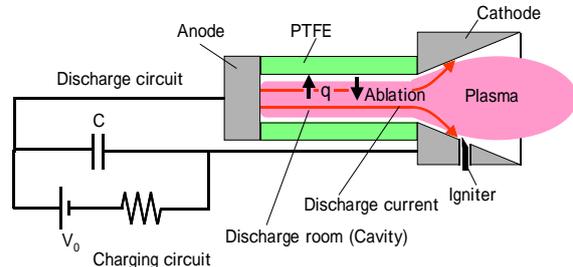


図1 電熱加速型 PPT の概略図

電熱加速型 PPT の概略図を図1に示す。充電回路によりキャパシタが充電され、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る。充電回路および放電回路の時定数は、それぞれ 0.1~1s 程度および数 μs であるため、充電回路に高電圧スイッチなどを設ける必要はない。主放電は、ピークで数 kA、幅 $10\mu\text{s}$ 程度のパルス状電流であり、10 J 程度の充電エネルギーにおいても、プラズマへのエネルギー供給は瞬間では MW のオーダーとなる。昇華 (アブレーション) した固体推進剤 (PTFE: poly-tetrafluoroethylene (通称、テフロン)) は放電電流によりジュール加熱を受け、放電室 (キャビティ) 内の圧力が上昇し、下流に加速され、推進力を得る。

主な実験装置は、図2、図3に示す真空チャンバとスラスタスタンドである。真空チャンバは、長さ 1250mm、直径 600mm の大きさであり、排出速度 3,000 l/s のターボ分子ポンプで圧力を 0.01Pa に保ち実験を行う。

スラスタスタンドの垂直振り子部は支持台に固定された2点のナイフエッジで支えられ、それらを結ぶ軸周りに回転する。アノード、カソードおよびイグナイタ用のケーブルの振り子部への取り付け位置は、振り子部への余分な力のモーメントを最小限に抑えるように、振り子部の支点とほぼ同一軸上に配置されている。振り子の変位は非接触変位計で測定され、あらかじめ既知の力積 (インパルス) をスラスタスタンドに与え振り子変位・インパルス校正直線を作成しておく (振り子の周期は PPT 放電時間より十分長いので、振り子変位が発生インパルスに比例する)。

振り子の敏感度 ($\mu\text{m}/\mu\text{Ns}$: $1\mu\text{Ns}$ のインパルスを与えたときの振り子の振幅) は、図4に示すようにカウンターウェイトの質量を調節することにより、調節できる。原理的に



図2 実験用スペースチャンバー

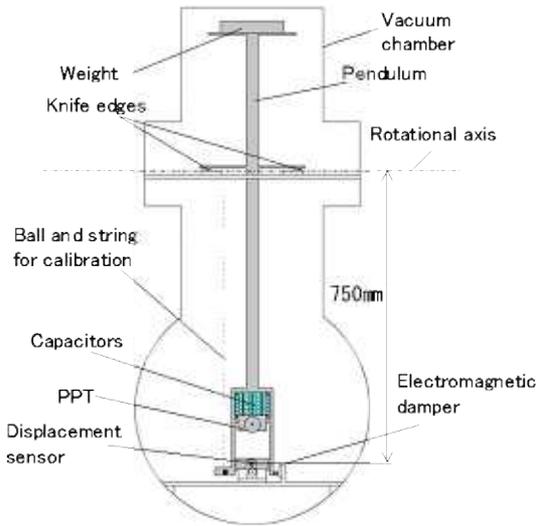


図3 推力測定用スタンド

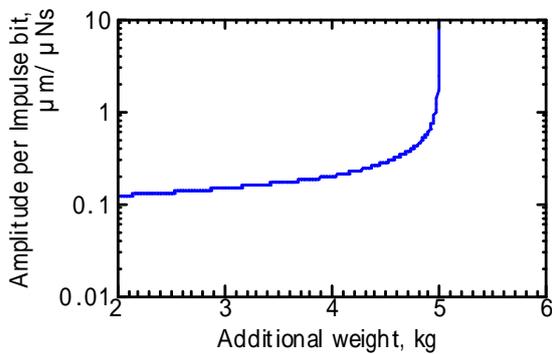


図4 スラストスタンドの敏感度

は、振り子の重心を回転中心（支点）に近づけることで、無限大の振幅まで調整可能である。

PPT 作動時のスラストスタンド変位測定の一例を図5に示す。振り子の自由振動を抑えるために電磁ダンパを作動させるが、放電直

前にダンパ機能を停止しPPTを作動させ振り子変位を測定する。

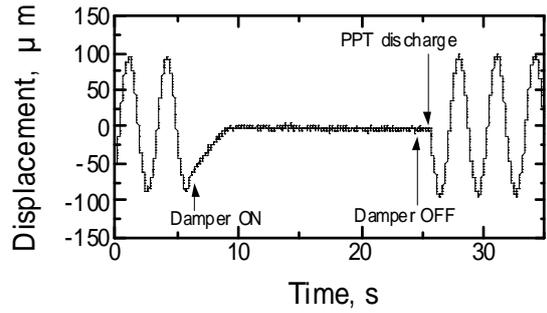
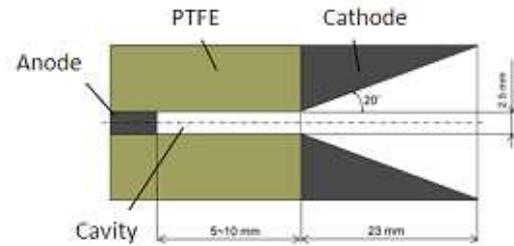


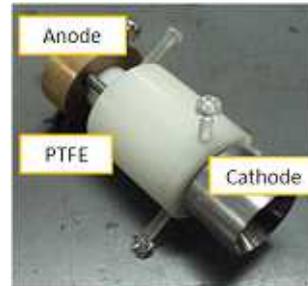
図5 推力測定変位の一例

4. 研究成果

(1) 実験方法および実験条件



(a) PPT 本体断面図



(b) PPT 本体写真



(c) PPT 放電写真

図6 使用したPPTの概要

小型人工衛星への搭載を目標とし、初期エネルギーが2.43Jとこれまでに無く小さいため、主な測定は放電室（キャビティ）長さと

表 1 実験条件

Charging Voltage	V_0	1800 V
Capacitance	C	1.5 μ F
Stored Energy	E_0	2.43J
Cavity Length	L	5-10mm
Cavity Diameter	D	1.0-3.0mm

キャビティ直径を変化させて行った。図 6 に使用した PPT 本体と放電写真、表 1 に実験条件を示す。

(2) 推進性能のキャビティ長さ依存性

本実験ではキャビティの直径を 1mm とし、キャビティ長さを変化させ、200 ショット作動し推進性能の測定を行った。インパルスビットとマスショット（共に 1 ショットあたりの発生力積とテフロン消費量）比推力（単位推進剤重量あたりに得られる推力であり、時間の次元をもつ。ロケットエンジンでは一般に燃費の指標となる。）推進効率（充電

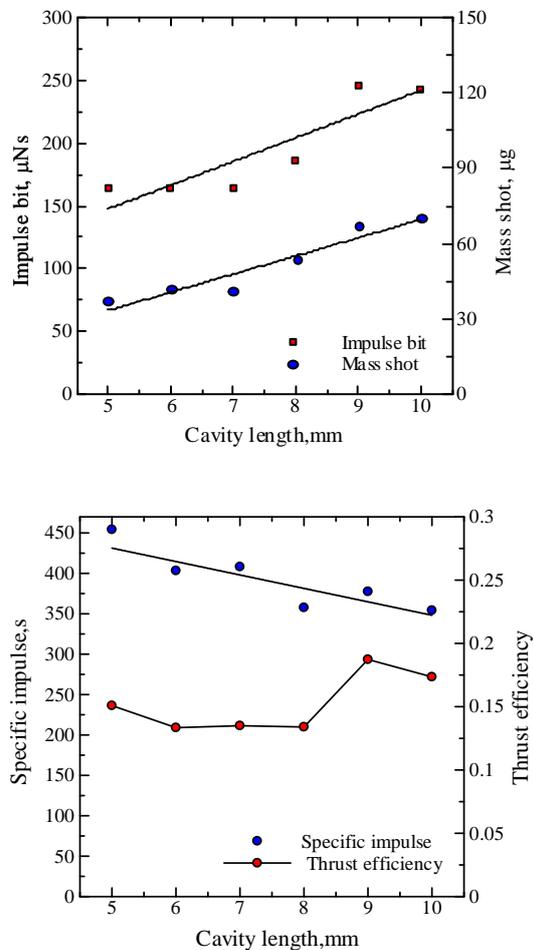


図 7 推進性能のキャビティ長さ依存性

気エネルギーから推進エネルギーへの変換効率)を図 7 に示す。

インパルスビットとマスショットはキャビティ長さが増すにつれて大きくなった。比推力はキャビティが短いほど高い値が得られた。キャビティが短いと高いエネルギー密度が得られるため、より高いキャビティ内圧力が達成されると考えられる。推進効率は約 15% 前後であり、PPT の推進効率としては高い値である。

(3) 推進性能のキャビティ直径依存性

本実験ではキャビティの長さを 10mm とし、キャビティ直径を変化させ、400 ショット作動し推進性能の測定を行った。

インパルスビットは直径が小さくなるにつれ増加した。これはキャビティ内圧が高くなっているためと考えられる。また、キャビティ直径が小さいほどマスショットが増加しており、小キャビティ直径では単位断面積あたりの推進剤昇華量が極度に大きくなることが推測される。ゆえに、キャビティ直径が小さくなるにつれて比推力は低下していく。推進効率は非常に高く、20% を超える条件もある。

(4) 10,000 ショットにおける性能の変化

性能の変化を調べるために、キャビティ長さが 8mm、9mm、10mm、キャビティ直径が 1mm のものを使用し、0.5Hz で約 10,000 ショットの連続作動試験を行った。1 ショット毎の初期エネルギーは 2.43 J とし、インパルスビットを測定した結果を図 8 に示す。

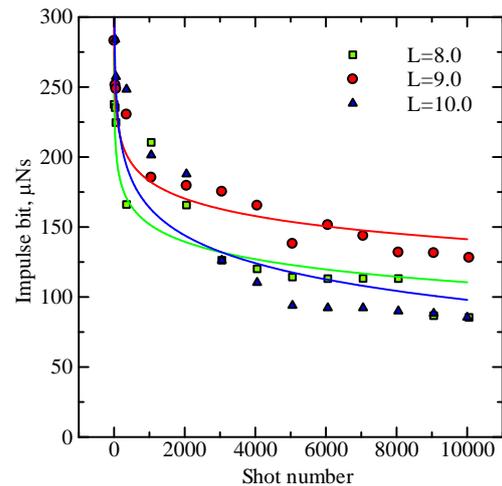


図 8 1 万ショット連続試験

すべてのキャビティ長さで、ショット数が増すとキャビティ直径が増大し、それに伴い圧力が低下しインパルスビットも徐々に低下していった。初期のインパルスビットはキャビティ長さが 10mm の場合が最も高いが、低下の割合も最も大きくなった。これは 1 ショット毎のマスショットが他と比べて大き

いことによると考えられる。総発生インパルスはキャビティ長さが9mmの場合が一番大きく、約 1.6~2.0Ns が得られた。インパルスビットの変化は、2,000 ショット後で約 30% 減、10,000 ショット後で約 65% 減であった。

(5) 連続作動試験における性能の変化

キャビティ長さを 9mm とし、更なる連続作動試験を行った。結果を図 9 に示す。

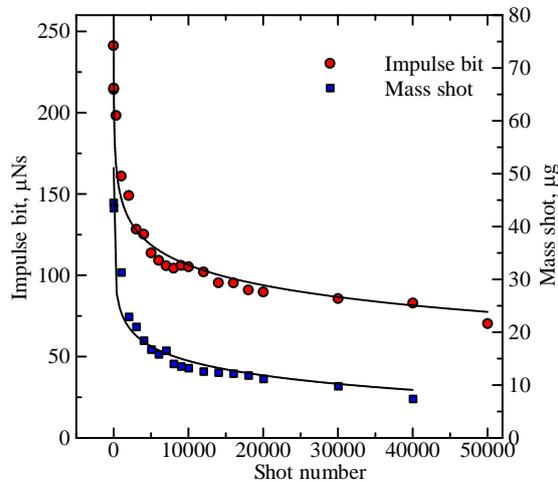


図 9 連続耐久試験

現状では約 53,000 ショットの作動が確認でき、総発生インパルス約 5~6Ns が得られた。50,000 ショットを越えるとミスショットが現れ始め、これはキャビティ断面が拡大し、後方のアノード直径と等しくなり放電が不安定になってきたことによると推測される。放電プラズマ流の状態も作動ショット数と共に弱々しくなっていた。今後はアノードの直径を増大させることで、更にショット数を増やせることが期待できる。

得られたすべての実験結果を検討し、電熱加速型 PPT 作動システムの衛星搭載用エンジニアリングモデルを設計・製作した。PPT ヘッド本体のキャビティ長さ・直径はそれぞれ 9mm、1mm とし、アノード径を 10mm に設定した。

(6) まとめ

電熱加速型パルスプラズマスラスタ (PPT) システムのインパルス向上に関する研究において以下の主な結果が得られた。

- ・キャビティ断面積を縮小したことは有効であり、小さい充電エネルギーに対して大きな単位充電エネルギー当たりのインパルスビットが得られ、一般の電熱加速型 PPT よりも良い性能を示した。
- ・キャビティが長くキャビティ直径が小さいとき、高インパルスビット・低比推力の電熱加速型 PPT の特性を示した。
- ・キャビティが短くキャビティ直径が小さいとき、低インパルスビット・高比推力の電

磁加速型 PPT の特性に近づいた。

- ・キャビティが長いほどミスショットは大きく、キャビティが短いほど単位断面積当たりの推進剤昇華量は大きい。
- ・ショット数を増すにつれ、キャビティ直径が大きくなり、約 53,000 ショットの時点でアノードの直径とキャビティ直径が等しくなり、噴射が確認できなくなった。アノード直径を大きくすることで更にショット数を増加させることが可能と考えられる。

こうして以上の結果をもとに、電熱加速型 PPT システムの衛星搭載用エンジニアリングモデルが設計製作され、十分な性能を有することを確認した。

5 . 主な発表論文等

(研究代表者、研究分担者及び連携研究者には下線)

[雑誌論文](計 9 件)

田原弘一, " 高度ミッションを可能にする電気推進ロケットエンジンの開発 ", 特集 宇宙開発を支える電気工学技術 3, 電気学会誌, Vol.129, No.11, 2009, pp.735-738, 査読有.

H. Tahara, " Pulsed Plasma Thruster Systems onboard Small Satellites," 31st International Electric Propulsion Conference -Professional Meeting-, 2009-0510, 2009, pp.1-10, 査読有.

H. Tahara, " Performance Enhancement of Electrothermal Pulsed Plasma Thrusters for Small Satellites," 31st International Electric Propulsion Conference -Professional Meeting-, 2009-0540, 2009, pp.1-10, 査読有.

H. Tahara, " Research and Development of Electrothermal Pulsed Plasma Thrusters onboard Small Satellites," Advances in Applied Plasma Science, Vol.7, 2009, pp.1-6, 査読有.

H. Tahara, " Project of Electric Rocket Engine Experiment onboard Small Satellite," Frontier of Applied Plasma Technology, Vol.1, 2008, pp.109-111, 査読有.

Y. Ishii, T. Yamamoto, M. Yamada and H. Tahara, " Development of Electrothermal Pulsed Plasma Thrusters onboard Small Satellites," Proc. 26th Int. Symp. on Rarefied Gas Dynamics, Kyoto, Vol.1, 2008, pp.1-4, 査読有.

H. Tahara, T. Edamitsu and H. Sugihara, " Performance Characteristics of Electrothermal Pulsed Plasma

Thrusters with Insulator-rod-arranged Cavities and Teflon-alternative Propellants,” Proc. 30th Electric Propulsion Conference, 337, 2007, pp.1-8, 査読有.

S. Yuge, Y. Kuwamura and H. Tahara,” Influences of Magnetic Field Topography and Discharge Channel Structure on Performance of Anode-layer Hall Thrusters, 336, 2007, pp.1-8, 査読有.

H. Tahara and A. Shirasaki,” Effect of Magnetic Field Configuration and Electrically-Floating Metal Plates in Hall Thrusters with Circular-cross-sectional Chambers,” 338, 2007, pp.1-14, 査読有.

〔学会発表〕(計3件)

石井悠介, 高木宏樹, 中雅理, 構口直輝, 田原弘一,” 電熱加速型パルスプラズマスラストの流れ場の数値計算と性能評価,” 第53回宇宙科学技術連合講演会, 2009年9月10日, 京都大学吉田キャンパス(京都市).

高木宏樹, 山本剛史, 石井悠介, 田原弘一,” 小型衛星用電熱加速型パルスプラズマスラストの性能測定,” 第52回宇宙科学技術連合講演会, 2008年11月3日, 淡路夢舞台国際会議場(淡路市).

黒木俊祐, 吉本剛, 宮井勇樹, 田原弘一,” 小型衛星搭載用電熱加速型パルスプラズマスラストの性能特性,” 第51回宇宙科学技術連合講演会, 2007年10月30日, 札幌コンベンションセンター(札幌市).

〔その他〕

ホームページ等

<http://www.oit.ac.jp/med/tahara/top.html>

6. 研究組織

(1)研究代表者

田原 弘一 (TAHARA HIROKAZU)
大阪工業大学・工学部・教授
研究者番号: 20207210

(2)研究分担者 無し

(3)連携研究者 無し