

## パルスプラズマスラスタへの電気二重層コンデンサ適用の実験検証

## Experimental Consideration of Application of Electric Double Layer Capacitor to Pulsed Plasma Thruster

○青柳 潤一郎(梨大)・宮下 倫音・両角 翔太・岩崎 亮太(梨大・学)・中山 絢斗(梨大・院)

○Junichiro Aoyagi・Rion Miyashita・Shota Morozumi・Ryota Iwasaki・Kento Nakayama  
(The University of Yamanashi)

## Abstract (概要)

We have been studying about pulsed plasma thrusters (PPTs), which employ mica capacitors for charging electric discharge energy. Typical PPT has lower thrust efficiency than other electric propulsions. And we considered that larger capacitance will improve the efficiency because pulse duration will be longer. Thus, we suggested applying electric double layer capacitor (EDLC) instead of typical mica capacitor for electric discharge of PPT. We connected 200 of EDLCs in series, and prepared a capacitor bank whose capacitance and voltage proof were 500  $\mu\text{F}$  and 1,000 V, respectively. When a single stage PPT utilizes the EDLC bank, we did not observed induction of the electric discharge between the electrodes. And we also conducted a double stage PPT in order to feed significant plume to the gap of the 2nd electrodes connected to the EDLC. Unfortunately, however, we did not observed obvious electric discharge by the EDLC.

## 1. 研究背景と研究目的

パルスプラズマスラスタ (Pulsed Plasma Thruster: 以下 PPT) は固体推進剤を用いることができる電気推進ロケットである<sup>1)</sup>。固体推進剤を使うことにより推進剤の貯蔵・供給系が簡素になり、またその推進剤は一般に化学的に安定な PTFE を用いるため、PPT の推進系は小型化や高信頼性化が比較的容易に達成できる。また数十  $\mu\text{s}$  程度のパルス放電によるパルスの推力を発生させる作動特性のため、人工衛星に与えるトータルインパルスをパルス放電回数で指示することが可能である。このデジタル的制御特性は、特に数 J、数  $\mu\text{Ns}$  程度の低主放電エネルギー、低インパルスビットの PPT 作動時において、人工衛星に作用する微小な擾乱まで抑え、超高精度の姿勢制御の実現も期待できる。PPT の利点であると考えられる。

ここ最近の PPT 研究では超小型衛星への搭載を想定して、スラスタヘッド形状をパラメータとした性能向上指針や<sup>2-5)</sup>、クラスタヘッドの開発<sup>6, 7)</sup>が多く報告されている。実際に超小型衛星は増加傾向にあり<sup>8)</sup>、PPT を搭載した超小型衛星も打ち上げられている<sup>9, 10)</sup>。今後も高精度姿勢要求や複数台編隊飛行などのより高度なミッションでは姿勢や軌道制御の要求精度も高くなるため、超小型衛星用の推進系開発も重要だと考えられる。超小型衛星用の化学推進系の過酸化水素スラスタ<sup>11)</sup>や、電気推進系のイオンエンジン<sup>12, 13)</sup>も研究や搭載が進行しているものの、先に述べた PPT

の特徴は十分に有用で魅力的だと思われる。

一般に、PPT は数 J 程度の充電エネルギーでも作動可能だが、低エネルギーほど推進効率が低くなる傾向がある<sup>14, 15)</sup>。主放電エネルギー 8 J の平行平板形状の電磁加速型で 3 % 程度の推進効率である。主放電エネルギーを増やすことで推進効率は改善するものの、50 J 級で 10% から 25 % 程度と他の電気推進系と比べて低い<sup>15, 16)</sup>。ところで、推進効率は主放電エネルギーを蓄えるキャパシタバンクの静電容量を増やすことでも改善する傾向がある<sup>17)</sup>。静電容量を増やすことで放電周期も長くなり、PTFE の昇華ブルームに効率的に放電エネルギーを伝えことができると考えられる<sup>18)</sup>。

現在、当研究室で使用しているキャパシタバンクは耐電圧と真空中設置の観点からマイカコンデンサを使用している。図 1 はその 5  $\mu\text{F}$  のキャパシタバンクであり、静電容量が 1  $\mu\text{F}$  のマイカコンデンサを 5 個並列接続している。静電容量を増やすためには、コンデンサの並列数を増やしたり、種類を変える方法が考えられる。そこで筆者らは比較的大きな静電容量の電気二重層コンデンサ (Electric Double Layer Condenser: EDLC) を PPT のキャパシタバンクに適用し、推進効率の向上を目指すべく研究を開始した。アルミ電解コンデンサや EDLC は、マイカコンデンサと比べて静電容量が大きい反面、耐電圧が低い。特に EDLC は一般に数 V 程度の低い耐電圧で、数 F 程度の非常に大きい静電容量を有しており、宇宙用にも研究、実用されている<sup>19, 20)</sup>。本論文では特に静電容量の大きい EDLC の主放電用キャパ

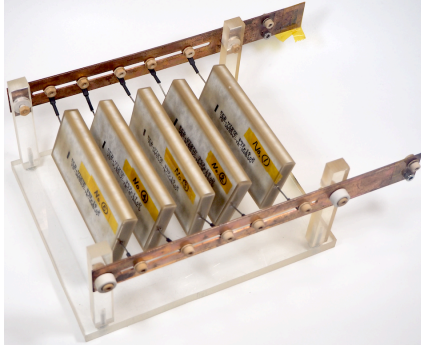


図1 Mica Capacitor Bank having Combined Capacitance of 5  $\mu$ F

シタバンクを構築し、PPTの主放電作動を検証した。

## 2. 実験装置と方法

**2.1 電気二重層コンデンサバンク** 静電容量が 0.1 F、耐電圧が 5 V の EDLC を 200 個直列接続して、合成容量 500  $\mu$ F、耐電圧 1 kV の EDLC コンデンサバンクを作成した。図 2 に作成した EDLC コンデンサバンクの写真を示す。一般に EDLC は静電容量に個体差があるため、印可電圧が不均衡になり、運用中一部の EDLC で耐電圧を超える可能性がある。そのため本来ならば安全性を考慮して保護回路を必要とするが、今回は個々の静電容量差もほとんど無かったことと、900 V までの印可に抑えたため保護回路は設けなかった。

**2.2 パルスプラズマスラスタ** 本研究では、単段放電式と二段放電式の 2 種類の平行平板型 PPT を製作した。図 3 は単段式 PPT で、電極間距離 5 mm、電極幅 5 mm、チャンネル長さ 10 mm である。推進剤は PTFE を使用した。主放電点火用のイグナイタを陰極の推進剤端面近くに設けた。

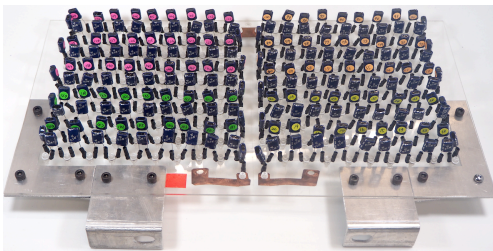


図2 Electric Double Layer Condenser Bank having Combined Capacitance of 500  $\mu$ F

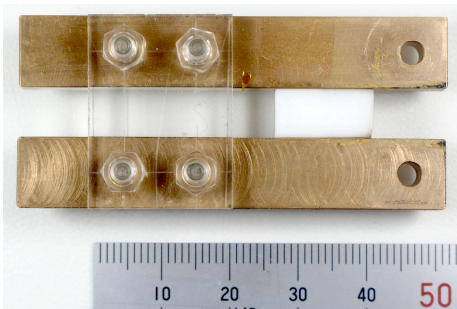


図3 Single Stage Parallel Plate Pulsed Plasma Thruster

図 4 は二段式の PPT で、先に述べた単段式 PPT を 1 段目とし、その下流端から 5 mm 先の部分に電極間距離 5 mm、電極幅 5 mm、チャンネル長さ 20 mm の電極を 2 段目として設置した。推進剤は 1 段目上流部のみを設置し、同じく 1 段目に設置したイグナイタの点火により 1 段目の主放電を発生させ、そのプルームによって 2 段目の主放電が発生することを期待した。

**2.3 実験全体概要** 実験装置概要を図 5 に示す。真空排気系は油回転ポンプとターボ分子ポンプで、実験中の真空度は  $3 \times 10^{-3}$  Pa 程度である。真空チャンバ内には PPT ヘッドの他に、マイカコンデンサのキャパシタバンクと、放電電流測定用のログスキーコイルを設置した。EDLC のキャパシタバンクと、充電用ならびにイグナイタ用電源、電圧プローブとオシロスコープは大気側に設置した。

**2.4 実験条件** 単段式 PPT の実験条件を表 1 に示す。マイカキャパシタバンクまたは EDLC を接続して主放電電圧を印加し、イグナイタ点火した際の主放電波形をオシロスコープで取得した。マイカコンデンサ接続時には、この PPT が従来と同様の主放電を発生させるのかと、低い電圧でも主放電が発生できるのかを確認した。

二段式 PPT の実験条件を表 2 に示す。1 段目にマイカキャパシタバンクを接続して 0 または 1,800 V 印加した。2 段目に EDLC を接続して 200 V から 896 V の 5 通りを印可した。これらの全 10 通りの組合せを実験した。

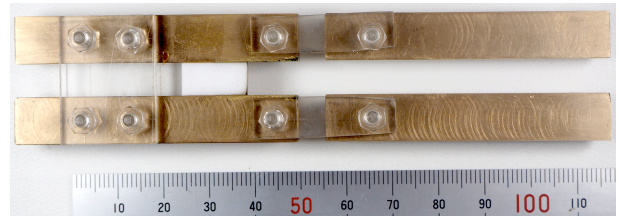


図4 Double Stage Parallel Plate Pulsed Plasma Thruster

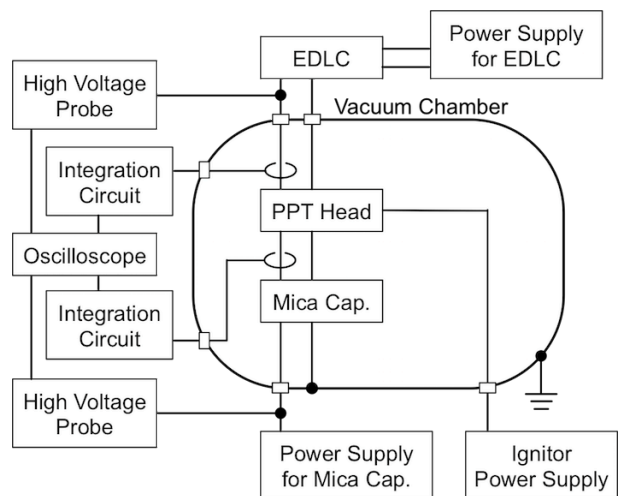


図5 Schematic of the Experimental Equipment

表 1 Experimental Conditions for Single Stage PPT

Capacitor	Discharge Voltage, V	Charge Energy, J
Mica 5 $\mu$ F	100	$2.5 \times 10^{-2}$
	200	$1.0 \times 10^{-2}$
	400	$4.0 \times 10^{-1}$
	500	$6.3 \times 10^{-1}$
	1,000	$2.5 \times 10^0$
EDLC 500 $\mu$ F	1,800	$8.1 \times 10^0$
	200	$1.0 \times 10^1$
	448	$5.0 \times 10^1$
	632	$1.0 \times 10^2$
	776	$1.5 \times 10^2$

表 2 Experimental Conditions for Double Stage PPT

Capacitor	Discharge Voltage, V	Charge Energy, J
1st Stage:	0	0
Mica, 5 $\mu$ F	1,800	$8.1 \times 10^0$
	200	$1.0 \times 10^1$
2nd Stage:	448	$5.0 \times 10^1$
EDLC,	632	$1.0 \times 10^2$
500 $\mu$ F	776	$1.5 \times 10^2$
	896	$2.0 \times 10^2$

### 3. 実験結果および考察

#### 3.1 単段式 PPT 作動試験結果

単段式 PPT にマイカコンデンサを接続し、印加電圧 100 V とした場合の放電波形を図 6 に示す。図 6 から電圧降下と電流が流れていることが確認できたので、マイカコンデンサでは 100 V でも主放電は発生することを確認した。図 7 にマイカコンデンサに 200 V を印加した場合の放電波形を示す。200 V では一般的な平行平板 PPT の電圧波形のように電圧の極性が反転する傾向が見られた。また、400 V、500 V、1,000 V、1,800 V と印加電圧が上昇するにつれて、放電電流は増加した。

次に単段式 PPT に EDLC を接続し、印加電圧 776 V とした場合の電流、電圧波形を図 8 に示す。電圧降下は確認できるものの、放電電流に変化が見られなかった。印加電圧 200 V、448 V、632 V の場合でも同様に、放電電流が確認できなかったため、EDLC を用いた場合 PPT は主放電が発生しておらず、EDLC に充電されたエネルギーが電極間で解放されていたかったと考えられる。その原因として、EDLC が大気側に設置したことで、真空チャンバ内の PPT と距離が離れ、伝送経路における損失が大きかったことが考えられる。または、EDLC 適用によって放電時間が長くなると考えられるため、イグナイタ点火における少量の PTFE 昇華では、その放電時間を誘起、維持できなかったとも考えられる。

#### 3.2 二段式 PPT 作動試験結果

二段式 PPT で 1 段目の電圧を 0 V とした場合、イグナイタ点火による 2 段目の放電は確認できなかった。次に 1 段目と 2 段目の電圧をそれぞれ 1,800 V と 200 V にした場合の放電波形を図 9 に示す。1 段目の放電は単段式 PPT の場合と同様だった。1 段目の放電開始と共に 2 段目の電圧降下も確認できたが、電流波形に大きな変化は見られなかった。次に 1 段目と 2 段目の電圧をそれぞれ 1,800 V と 896 V にした場合の放電波

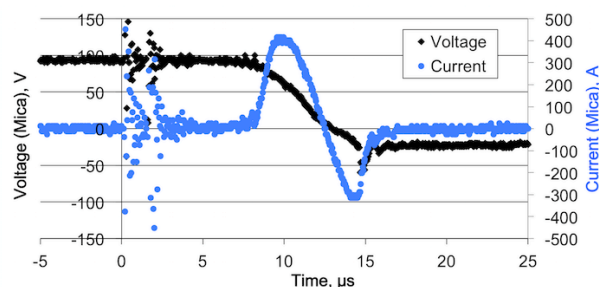


図 6 Electric Discharge Waveform of Single Stage PPT with Mica Capacitor, when Charge Voltage was 100 V.

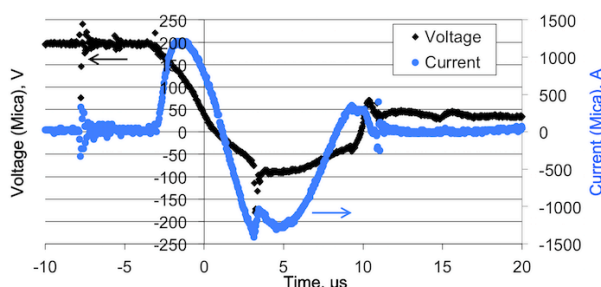


図 7 Electric Discharge Waveform of Single Stage PPT with Mica Capacitor, when Charge Voltage was 200 V.

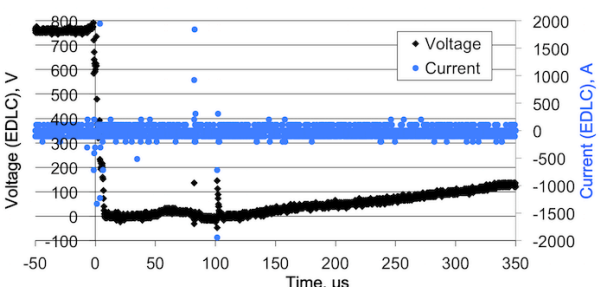


図 8 Electric Discharge Waveform of Single Stage PPT with EDLC, when Charge Voltage was 776 V.

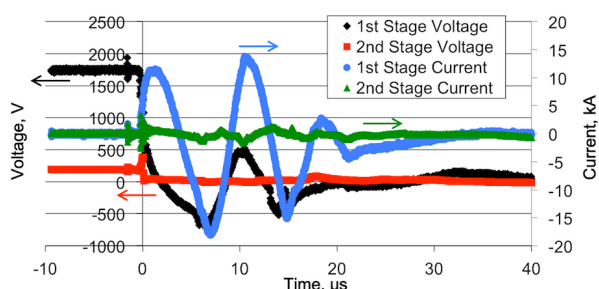


図 9 Electric Discharge Waveform of Double Stage PPT: Charge Voltage of 1st Stage (Mica) and 2nd Stage (EDLC) was 1,800 V and 200 V, respectively.

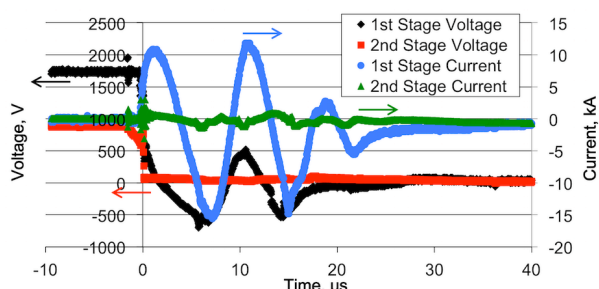


図 10 Electric Discharge Waveform of Double Stage PPT: Charge Voltage of 1st Stage (Mica) and 2nd Stage (EDLC) was 1,800 V and 896 V, respectively.

形を図 10 に示す。図 10 も図 9 と同様に 2 段目の電圧降下が確認できたが、電流波形は 2 段目の印加電圧 200 V の場合とほぼ同じで大きな変化が見られなかった。1 段目の電圧が 1,800 V, 2 段目の電圧が 448 V, 632 V, 776 V の場合でも、同様の傾向だった。よって、単段式 PPT と同様に、二段式 PPT でも EDLC による主放電が確認できなかった。単段式に比べて、2 段目の電極間にプルーフは多く供給されていると考えられるが主放電を誘起できなかったため、EDLC と PPT の接続距離や、電極形状について更なる検証が必要であると考えられる。

#### 4. ま と め

平行平板型 PPT の推進効率向上を目指して、主放電充電用キャパシタバンクを従来の 5  $\mu$ F のマイカコンデンサから、500  $\mu$ F の電気二重層コンデンサ (EDLC) に変えて PPT 作動を検証した。今回の作動実験では、単段式 PPT では EDLC を使った主放電は発生できなかった。同様に二段式 PPT において、1 段目をマイカコンデンサ、2 段目に EDLC とした場合でも、EDLC の放電を確認できなかった。

今後は EDLC と PPT の接続距離を短くすることで伝送経路での損失を減らしたり、より放電しやすい電極形状を検証する予定である。

#### 謝 辞

本研究は平成 30 年度山梨県若手研究者奨励事業の補助金交付を受けて行われました。ここに感謝の意を表します。

#### 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, 2003, pp.157-181.
- 2) Anuscheh Nawaz, Riccardo Albertoni, Monika Auweter-Kurtz: Thrust efficiency optimization of the pulsed plasma thruster SIMP-LEX, *Acta Astronautica*, **67** (2010), pp.440-448.
- 3) Sabrina J. Pottinger, David Krejci, Carsten A. Scharlemann: Pulsed plasma thruster performance for miniaturised electrode configurations and low energy operation, *Acta Astronautica*, **68** (2011), pp.1996-2004.
- 4) Wang Shangmin, Tian Licheng, Feng Weiwei, Zhang Tianping, Chen Xinwei, Chen Changwen, Li Xingda, Gao Jun, Luo Weidong:  $\mu$ -PPT Electro-propulsion System Development and First Flight Application, *IEPC-2017-179* (2017).
- 5) C. Montag, G. Herdrich, T. Schönherr: Modifications and Experimental Analysis towards an Update of the Pulsed Plasma Thruster PETRUS, *IEPC-2017-484* (2017).
- 6) Naoki Morikawa, Koki Ryuho, Kohei Ono, Kosuke Enomoto, Keita Kanaoka, Ryota Fujita, Hirokazu Tahara, Kyoko Takada: Research and Development of

Electrothermal Pulsed Plasma Thruster Systems for Powered Flight onboard the Osaka Institute of Technology 2nd PROITERES Nano-Satellite, *IEPC-2017-89* (2017).

- 7) 長尾 真, 西尾 美咲, 小瀧 智範, 新倉 秀幸, 竹ヶ原 春貴: クラスタ化同軸型パルスプラズマスラスタの性能評価, 2017 年度宇宙輸送シンポジウム, *STEP-2017-014* (2018).
- 8) Space Works Enterprises, Inc.: Nano/Microsatellite Market Forecast, 9th Edition, (2019).
- 9) Rikio Muraoka, Shuya Kisaki, Chen Huanjun, Masato Tanaka, Hirokazu Tahara, Takashi Wakizono: Research and Development of Osaka Institute of Technology PROITERES Nano-Satellite Series with Electric Rocket Engines, *IEPC-2013-103* (2013).
- 10) 趙 孟佑, Necmi Cihan Orger, Alarcon Cordova, Rodrigo Jose, Marcos Hernandez, 増井 博一, 山内 貴志, 金 相均, Vu Bui Tran Duy, Tran Quang Vinh, Lim Wee Seng, Cheng Tee Hiang: 2U キューブサット搭載パルスプラズマスラスタによる姿勢・軌道制御 ~Aoba VELOX-IV の地上検証~, 第 61 回宇宙科学技術連合講演会, *3B13* (2017).
- 11) 小林 悠也, 中村 健二郎, 尾又 由佳乃, 佐原 宏典, 飯塚 俊明: 60 wt% 過酸化水素水を用いた超小型衛星搭載用低毒性推進系の研究開発, 第 62 回宇宙科学技術連合講演会, *2M14* (2018).
- 12) Yoshinori Takao, Hiroyuki Koizumi, Yusuke Kasagi, Kimiya Komurasaki: Investigation of Electron Extraction from a Microwave Discharge Neutralizer for a Miniature Ion Propulsion System, *IEPC-2015-159\_ISTS-2015-b-159* (2015).
- 13) Richard E. Wirz: Miniature Ion Thrusters: A Review of Modern Technologies and Mission Capabilities, *IEPC-2015-275\_ISTS-2015-b-275* (2015).
- 14) 青柳潤一郎, 竹ヶ原春貴, 田原弘一: 大電力パルスプラズマスラスタ研究開発に向けての考察, 2011 年度宇宙輸送シンポジウム, *STEP-2011-058* (2012).
- 15) Molina-Cabrera P., Herdrich G., Lau M., Fausolas S., Schoenherr T., Komurasaki K.: Pulsed Plasma Thrusters: a worldwide review and long yearned classification, *IEPC-2011-340* (2011).
- 16) Takahiro Shindo, Shinya Mori, Keisuke Tajiri, Yuya Tamugi, Junichiro Aoyagi, Haruki Takegahara: Conceptual Design of High Efficiency Breech-Fed Ablative PPT in Tokyo Metropolitan University, *IEPC-2013-263* (2013).
- 17) Abdolrahim Rezaeiha, Tony Schönherr: An Overview of Essential Parameters on Ablative PPT Performance, *IEPC-2011-341* (2011).
- 18) R. Intini Marques, S.B. Gabriel, F. de Souza Costa: The Two-Stage Pulsed Plasma Thruster, *IEPC-2009-250* (2009).
- 19) 鶴野 将年, 曾根 理嗣, 豊田 裕之, 廣瀬 和之, 田島 道夫, 齋藤 宏文: 電気二重層キャパシタの宇宙機適用研究, 宇宙航空研究開発機構特別資料, *06-006*, pp.9.25-9.30 (2006).
- 20) Shunichiro Ide, Ryudo Tsukizaki, Kazutaka Nishiyama, Hitoshi Kunitaka, Evaluation of Quasi-Steady Operation of Applied Field 2D-MPD Thruster using Electric Double-Layer Capacitors, *IEPC-20147-208* (2017).