

**科学研究費助成事業 研究成果報告書**

平成 28 年 6 月 16 日現在

機関番号：34406

研究種目：基盤研究(B) (一般)

研究期間：2013～2015

課題番号：25289310

研究課題名(和文) 超小型衛星動力飛行用高総インパルス発生電熱加速型パルスプラズマスラストの開発研究

研究課題名(英文) Research and Development of High-Total-Impulse Electrothermal Pulsed Plasma Thrusters for Powered Flight of Nano-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

交付決定額(研究期間全体)：(直接経費) 13,200,000円

研究成果の概要(和文)：超小型人工衛星、例えば大阪工業大学プロイテレス衛星2号機の動力飛行を可能にする、高総インパルス発生パルスプラズマスラスト(PPT)システムの開発を目指した。大電力化によりプロイテレス衛星1号機用PPTと比べて約16倍のインパルスビットの向上を確認できた。インパルスビットは最大2,415  $\mu\text{Ns}$ 、マスショットは最大731  $\mu\text{g}/\text{shot}$ であった。高総インパルス発生用多放電室型PPTで発生した誘発問題を新型多放電室PPTの設計によって解決した。PPUと2台の単放電室型PPTを用いた放電室の切り替え実験を行い、それぞれの選択した放電室でのイグニッション放電を確認し、システム開発の目的が立った。

研究成果の概要(英文)：In micro/nano satellite R&D Projects, for example in the Project of Osaka Institute of Technology Electric-Rocket-Engine onboard Small Space Ship (PROITERES), the 2nd PROITERES nano-satellite with electric thrusters for powered flight has been developed. The main mission of the 2nd PROITERES is to change long-distance orbital altitude with electrothermal Pulsed Plasma Thrusters (PPTs). The PPT was developed by increasing electric power and designing Multi-Discharge-Room type PPT (MDR-PPT). The performance of the new high-power PPT is the maximum impulse bit of 2,415  $\mu\text{Ns}$  with a charging energy of 31.59 J. Furthermore, the PPT achieved successful operation of 100,000 shots using Power Processing Unit (PPU) engineering model.

研究分野：電気推進

キーワード：宇宙推進 電気推進 パルスプラズマスラスト 電熱加速 超小型衛星 動力飛行 大電力 高総力積

1. 研究開始当初の背景

近年、人工衛星の打ち上げ費用の削減、開発期間の短縮、小型人工衛星群によるミッションの設定という観点から企業や大学等で小型人工衛星の研究開発が盛んに行われている。しかし、小型人工衛星に電気推進機を搭載した前例は数少ない。電気推進機により小型人工衛星の軌道位置を変更できれば、これまで以上に小型人工衛星の需要が増加すると考えられる。

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1種である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号機をピギーバック衛星として打ち上げに成功した。そ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)であった。また、2010年から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1号機同様、動力飛行であるが、その距離は数十から数百kmと1号機よりも長距離に設定している。そのため、1号機で用いたPPTでは長距離の動力飛行を達成することが不可能である。

2. 研究の目的

本研究では、プロイテレス衛星2号機のような超小型衛星の長距離動力飛行を実現するために、大電力・長時間作動が可能なPPTヘッド、そのシステムの開発を行った。

3. 研究の方法

表1 プロイテレス衛星2号機の仕様

Mass, kg	50
Dimensions	Cube, 500 mm on a side
Electrical power, W	60
Altitude, km	600-800
Life time, year	1-2

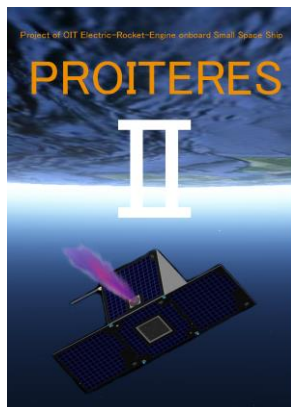


図1 プロイテレス衛星2号機の動力飛行

(1)プロイテレス衛星2号機の概要:現在、大阪工業大学ではプロイテレス衛星2号機の研究開発を行っている。そのメインミッションは、PPTを用いて数十kmから数百kmの動力飛行である。プロイテレス衛星2号機の仕様を表1、そのイメージ図を図1に示す。

(2)パルスプラズマスラスタ(PPT)の概要:

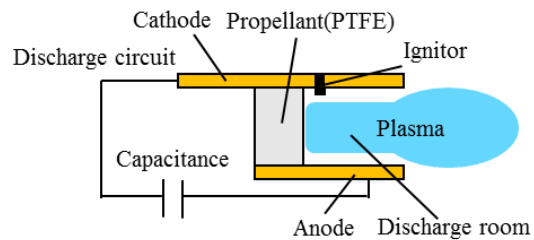


図2 電磁加速型PPTの概略図

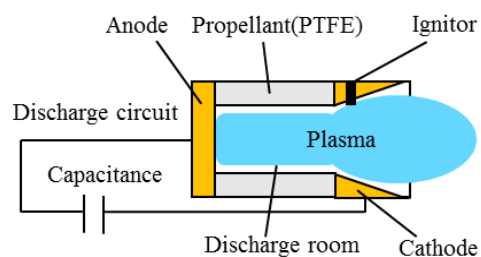


図3 電熱加速型PPTの概略図

PPTは、主に固体の四フッ化エチレン(Polytetrafluoroethylene: PTFE, Teflon®の一種)を推進剤とするパルス作動型の電気推進機である。また、PPTには以下のような特徴がある。①固体推進剤を用いるため、推進剤のタンク、バルブ等の駆動部や制御機器が不要であるためコンパクトで軽量である。②部品点数が少ないため信頼性が高く、打ち上げ時などの衝撃や振動に強い。③パルス推進であるためデジタル制御が容易である。④充電電圧と作動間隔の調節により推力の調整が容易にできる。以上のことから、搭載スペースや電力の限られる超小型人工衛星への搭載に適している。

PPTには、加速原理の違いから電磁加速型と電熱加速型の2種類のPPTが存在する。電磁加速型PPTの概略図を図2、電熱加速型PPTの概略図を図3に示す。電磁加速型PPTはイグニッション放電により平行電極間に主放電とその自己誘起磁場によりローレンツ力が発生し主加速力となる。一方、電熱加速型PPTは、キャパシタに高電圧を充電し、イグナイタに印加されたパルス状の高電圧放電により推進剤表面を昇華・電離する。それにより両電極間に高導電性の領域を作り、短絡させる。両電極に接続されたキャパシタ内の電荷が一気に流れ、主放電を形成する。この主放電による電流がジュール加熱および輻射によって推進剤にエネルギーを与え、昇華・電離して高圧のプラズマを発生し、ノズルを通り気体力学的加速を受け、ノズルを通じて

加速・排出される。その反作用により推力を得る。電磁加速型 PPT と電熱加速型 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。プロイテレス衛星のメインミッションは動力飛行であるため、高い総インパルスが必要とする。また、小型人工衛星は重量制限もあるため、タンク、バルブが不要かつ軽量で高推力なので短時間での高度の変更が可能な電熱加速型 PPT を本研究で採用した。

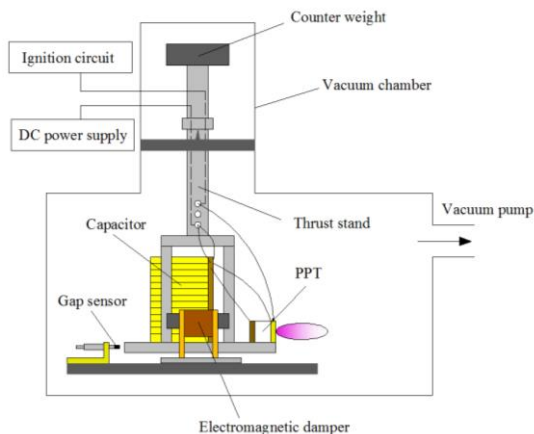


図 4 実験装置概略図

(3) 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。実験装置の真空チャンバは、直径 600 mm、長さ 1,250 mm の円筒形である。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 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  $6 \times 10^{-3}$  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、インダクタンスと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。

(4) 大電力化: プロイテレス衛星 1 号機搭載用 PPT は、キャパシタに静電容量 1.5  $\mu$ F、定格電圧 2 kV の双信電機株式会社製のマイカペーパーコンデンサ (CMP91B202155K-02) を 1 枚使用し、投入エネルギーは 2.43 J であった。2 号機は 1 号機よりも衛星本体のサイズを大型化したので太陽電池による発電量が増加し PPT に供給できる電力が増加した。投入エネルギーは約 30 J と設定し、1 号機と同様のコンデンサを 13 枚並列接続した。静電容量は 19.5  $\mu$ F、投入エネルギーは 31.59 J である。

#### 4. 研究成果

(1) 初期性能測定実験: 放電室長さを 10 mm から 50 mm まで 5 mm ずつ変更し、性能測定を行って、それぞれの放電室長さで 350 shot の作動を行い、50 shot おきにインパルスビ

表 2 実験条件

Charging Voltage, V	1,800
Capacitance, $\mu$ F	19.5
Discharge room diameter, mm	4
Discharge room length, mm	10/15/20/25/30/35/40/45/50
Nozzle(Cathode) diameter, mm	20
Nozzle(Cathode) length, mm	18

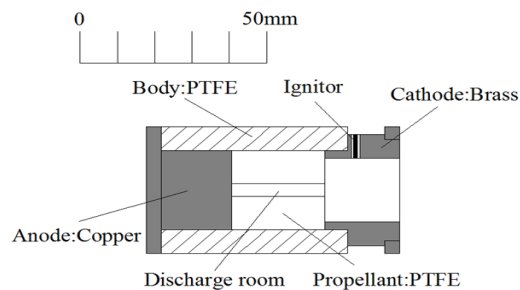


図 5 実験用 PPT ヘッドの概略図

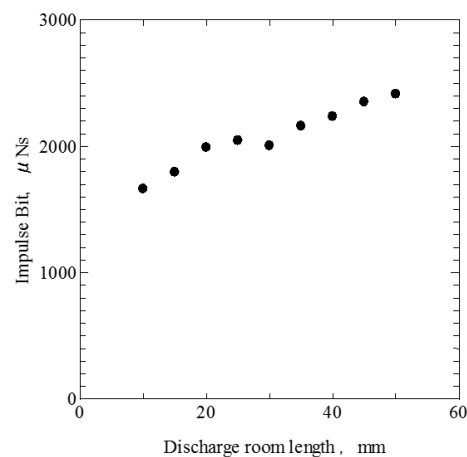


図 6 インパルスビットと放電室長さ

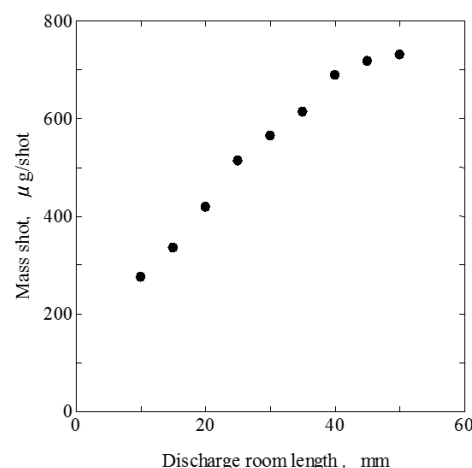


図 7 マスショットと放電室長さ

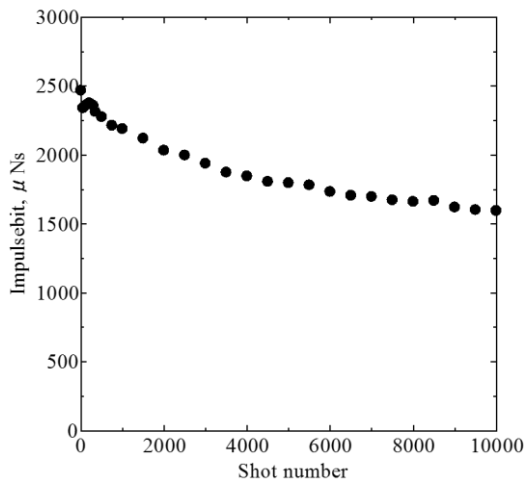


図 8 インパルスビットと作動回数の関係

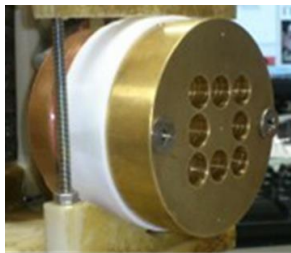


図 9 多放電室型 PPT ヘッド

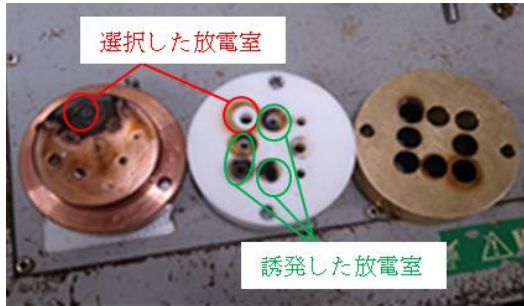


図 10 作動後の多放電室型 PPT ヘッド

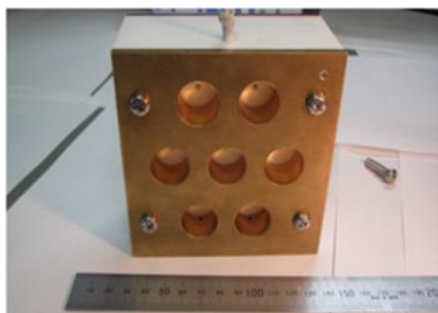


図 11 新型多放電室型 PPT ヘッド

ットを測定し、その平均を初期性能値とした。放電室直径は先行研究により安定作動を確認している直径 4 mm に固定した。実験条件を表 2 に、実験用 PPT の概略図を図 5 に示す。放電室長さとインパルスビットの関係を

図 6, 放電室長さとマスショット (1 shot で消費される推進剤の質量) の関係を図 7 に示す。実験の結果, インパルスビットとマスショットが最大となったのは放電室長さ 50 mm のときであり, それぞれの値は, 2,415  $\mu\text{Ns}$  と 731  $\mu\text{g}/\text{shot}$  であった。1 号機搭載用 PPT のインパルスビットは約 150  $\mu\text{Ns}$  であったため, 約 16 倍のインパルスビットの向上を確認できた。放電室長さが長いほど昇華する推進剤が増加するため, インパルスビットとマスショットが大きくなる傾向が確認できた。

(2) トータルインパルスビット測定実験: 図 6 の結果より, インパルスビットが最も高い値を示した放電室長さ 50 mm の推進剤を用いて, 10,000 shot のトータルインパルス (インパルスビットの積算値) 測定実験を行った。その実験結果を図 8 に示す。作動回数が増加するごとにインパルスビットが緩やかに低下していることが確認できる。作動回数が 10,000 shot の時点でインパルスビットは初期値から約 35% 低下した。その理由として, 推進剤の昇華によって放電室直径が広がり, 放電室内部の圧力が下がったためだと考えられる。図 8 のグラフより得られた近似式を積分することでトータルインパルス, 19.4 Ns を算出した。

(3) 長時間作動システム: プロイテレス衛星 2 号機のメインミッションである数十から数百 km の長距離の軌道高度の変更を達成するためには, 大電力化だけでなく長時間作動システムの開発が必要であると考えた。そこで多放電室型 PPT の開発を行った。多放電室型 PPT とは, 1 つの推進機に複数の放電室を設けた PPT であり, 各放電室ごとにイグナイタを保持している。そのため, イグナイタを選択することで噴射する放電室を自由に選択することが可能となっている。この設計により, 従来の PPT を複数搭載するよりも部品数が少なく, 小型かつ軽量化できる。製作した多放電室型 PPT の写真を図 9 に示す。

製作した多放電室型 PPT を用いて, 1,000 shot の作動実験を行った。実験後の多放電室型 PPT の写真を図 10 に示す。図 10 から噴射を選択した放電室だけでなく, 周りの放電室でも推進剤が昇華したような跡が見られた。周りの放電室が誘発した原因として, 放電室部の気密性不足によりプルーム漏れ, カソードおよびアノードに蓄積された熱が考えられる。

多放電室型 PPT で発生した誘発の原因を考慮し新型多放電室型 PPT の設計・製作を行った。その特徴は, アノード, 推進剤, カソードがそれぞれ独立し, テフロンボディに包まれていることである。この構造により, 放電室内の気密性の向上が期待できる。製作した新型多放電室型 PPT の写真を図 11 に, 分解図を図 12 に示す。新型多放電室型 PPT でも同様に 1,000 shot の作動実験を行った。実験後の新型多放電室型 PPT の写真を図 13



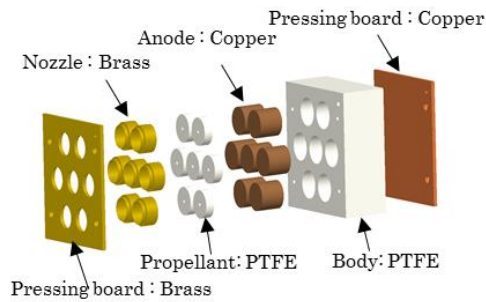


図 12 新型多放電室型 PPT ヘッドの構造

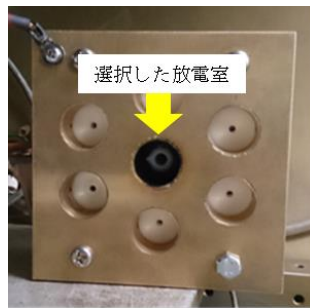
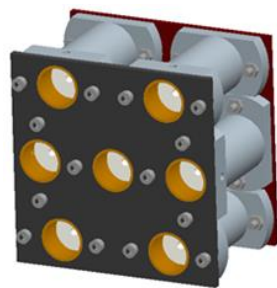
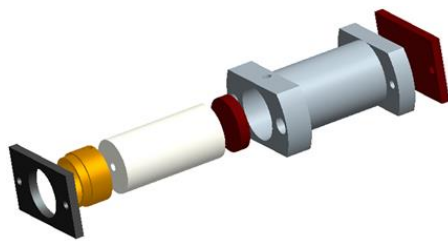


図 13 実験後の新型多放電室型 PPT ヘッド



(a) 多放電室型 PPT ヘッド



(b) 各放電室の構造

図 14 PPT ヘッド FM 案の 3D モデル

に示す。

図 13 からわかるように、選択した放電室以外で噴射した様子は確認されなかった。新型の設計により誘発問題は解決できたが、欠点はいくつかあり、それを以下に示す。①ボディに余分な部分が多く重たい。②プレッシャーボードによる各放電室の締め付けが不均一。③イグナイタの長さが放電室ごとに異なる。④プレッシャーボードの締め付けによって、ノズル固定位置や変化やイグナイタ



図 15 パワープロセッシングユニット

表 3 PPU の仕様

Mass, kg	1.3
Size, mm	185x120x40
Power Consumption, W	About 10
Input Voltage, V	DC28 ±4
Charge time, sec	1.5
Output Voltage to Cap, V	1,800
Output Voltage to Ignitor, V	2,250/2,700

の破損が発生する。

(4)プロイテレス衛星 2 号機搭載用 PPT の FM 案：新型多放電室型 PPT の欠点を考慮してプロイテレス衛星 2 号機搭載用 PPT の Flight Model (FM) 案の設計を行った。また、設計を行った FM 案の 3D モデルを図 14 に示す。テフロンボディにアノード、推進剤、カソードを埋め込む形状は維持したまま質量を軽くするため、それぞれ独立した形状にした。ボディを放電室ごとに個別にすることでイグナイタの長さを統一でき、プレッシャーボードによる締め付けを均一にできる。

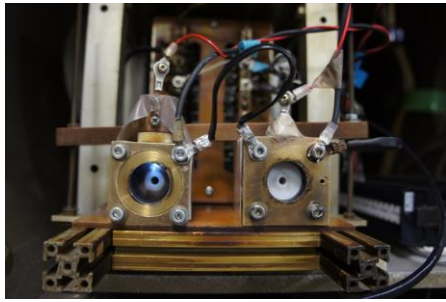
PPT を真空中で作動させるためには真空環境下で電力供給および制御を行うことが可能な装置、パワープロセッシングユニット

(Power Processing Unit : PPU) が必要である。本学では PPU を、有限会社ハイ・サブと共同開発を行っている。PPU の写真を図 15 に、諸元を表 3 に示す。

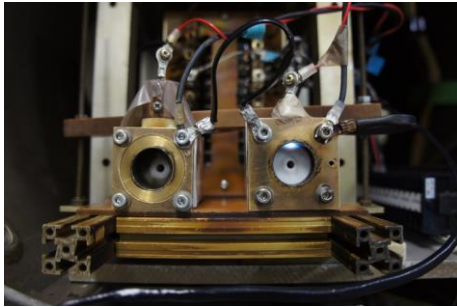
PPU と放電室長さ 50 mm の推進剤を用いて大電力化を行った PPT の噴射実験を行った。実験の結果、PPU を用いて PPT の噴射を確認することができた。作動回数は 100,000 shot を達成した。

多放電室型 PPT は各放電室ごとにイグナイタを保持していることからイグナイタを選択することで噴射する放電室を自由に選ぶことが可能となっている。PPU と 2 台の単放電室型 PPT を用いて模擬的な放電室の切替え実験を行った。イグニッション放電を行った様子を図 16 に示す。実験の結果、選択した各放電室でのイグニッション放電を確認することができた。

(5)まとめ：プロイテレス衛星 2 号機搭載を目指し、大電力化により衛星 1 号機用 PPT



(a) 左の放電室を選択



(b) 右の放電室を選択

図 16 大気中でのイグニッション放電の様子

と比べて約 16 倍のインパルスビットの向上を確認できた。インパルスビットは最大 2,415  $\mu\text{s}$ , マスショットは最大 731  $\mu\text{g}/\text{shot}$  であった。多放電室型 PPT で発生した誘発問題を新型多放電室型 PPT の設計によって解決した。PPU と 2 台の単放電室型 PPT を用いた放電室の切り替え実験を行い、それぞれの選択した放電室での大気中でのイグニッション放電を確認した。

## 5. 主な発表論文等

〔雑誌論文〕(計 2 件)

- ① Keita Kanaoka, Ryota Fujita, Koki Ryuho, Kohei Ono, Naoki Morikawa, Hirokazu Tahara, Kyoko Takada and Takashi Wakizono 「Research and Development of Electrothermal Pulsed Plasma Thrusters with High Total Impulse for the 2nd PROITERES Nano-Satellite」 8th Asian Joint Conference on Propulsion and Power (AJSP 2016), AJCPP2016-115, 2016 年 3 月, Sunport Hall Takamatsu (Kagawa, Japan). 査読無
- ② Keita Kanaoka, Ryota Fujita, Rikio Muraoka, Hirokazu Tahara, Takashi Wakizono “Research and Development of High-Power Electrothermal Pulsed Plasma Thruster Systems for Osaka Institute of Technology 2nd PROITERES Nano-Satellite” 30th International Symposium on Space Technology and Science (30th ISTS), 34th International Electric Propulsion Conference (34th IEPC), 6th Nano-Satellite Symposium (6th NSAT), Hyogo-Kobe, Japan,

IEPC-2015-22/ISTS-2015-b-22, 2015. 査読有

〔学会発表〕(計 6 件)

- ① 森川直樹, 藤田亮太, 金岡啓太, 隆宝洗貴, 小野航平, 田原弘一, 高田恭子, 脇園 堯 「大阪工業大学・超小型人工衛星プロイテレス 2 号機搭載大電力電熱加速型 パルスプラズマスラスト BBM/FM システムの研究開発」 平成 27 年度宇宙輸送シンポジウム, STEP-2015-028, 2016 年 1 月, JAXA 宇宙科学研究所 (神奈川県相模原市) .
- ② 小野航平, 隆宝洗貴, 森川直樹, 藤田亮太, 金岡啓太, 田中慎人, 陳カンシュン, 田原弘一, 高田恭子, 脇園 堯 「小型衛星動力飛行用大電力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研究」 電気学会 プラズマ研究会, PST-15-047, 2015 年 8 月, 広島大学東広島キャンパス (広島県東広島市) .
- ③ 金岡啓太, 藤田亮太, 田中慎人, 陳カンシュン, 隆宝洗貴, 小野航平, 森川直樹, 田原弘一, 高田恭子, 脇園 堯 「大阪工業大学・プロイテレス衛星 2 号機搭載用高総インパルス発生大電力電熱加速型 パルスプラズマスラストシステムの開発」 第 59 回宇宙科学技術連合講演会, 2C06, 2015 年 10 月, かごしま県民交流センター (鹿児島県鹿児島市) .
- ④ 藤田亮太, 村岡力夫, 金岡啓太, 田原弘一, 脇園 堯: 「大阪工業大学 PROITERES 衛星 2 号機搭載用電熱加速型パルスプラズマスラストの研究開発」, 第 58 回宇宙科学技術連合講演会, (2014) .
- ⑤ 金岡啓太, 藤田亮太, 村岡力夫, 田原弘一, 脇園 堯: 「大阪工業大学プロイテレス衛星 2 号機搭載用大電力電熱加速型パルスプラズマスラストの開発研究」, 平成 26 年度宇宙輸送シンポジウム, (2015) .
- ⑥ 隆宝洗貴, 藤田亮太, 金岡啓太, 森川直樹, 小野航平, 田原弘一, 脇園 堯: 「大阪工業大学・超小型人工衛星プロイテレス 2 号機搭載大電力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 プラズマ研究会, (2015) .

〔図書〕(計 0 件)

〔産業財産権〕

- 出願状況 (計 0 件)
- 取得状況 (計 0 件)

〔その他〕

ホームページ等

<http://www.oit.ac.jp/med/~tahara/jp/index-j.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