

# 推進剤供給式電熱型パルスプラズマスラスタの実験的研究

## Experimental study on electrothermal pulsed plasma thruster with propellant feeding

○吉川 哲史(東大)・西山 和孝・國中 均(宇宙航空研究開発機構)

○Tetsushi Yoshikawa(The University of Tokyo)・Kazutaka Nishiyama・Hitoshi Kuninaka (JAXA)

### Abstract

To realize a future mission with launching micro satellites (1-100 kg), a total impulse of 1 kN·s is required by electrothermal pulsed plasma thrusters (PPTs). The author has researched and developed an electrothermal PPT with PTFE rod feeding in order to increase the electrothermal PPT's total impulse. The PPT achieved maintenance of its impulse bits by manual additional feeding. However, to use the PPT in space mission as a flight model, a propellant feeding system is needed. In this study, the author designed and manufactured a PTFE rod feeding system to demonstrate remote feeding. As a result of testing, the manufactured system accomplished the demonstration of remote feeding in vacuum.

### 記号の説明

$I_{\text{bit}}$ : インパルスビット  
 $\Delta M$ : マスショット (消費推進剤質量 / 1 shot)  
 $N$ : PPT の作動回数  
 $\Delta M_N$ :  $N$  ショット後のマスロス  
 $I_{\text{sp}}$ : 比推力  
 $I_{\text{tot}}$ : トータルインパルス

## 1. 背景

### 1.1 超小型衛星ミッションに向けた電熱型 PPT

近年、1-100 kg の超小型衛星の打上台数は増加の一途を辿っており、そこに搭載された観測・実験機器などの軌道上実証が盛んに行われている。ここで得られた知見が基盤となり、将来的には複数の超小型衛星によるフォーメーションフライトミッションの実施が予想される。機能が制約される超小型衛星を群運用することで大型衛星に匹敵する機能を与えたり、広域に渡って大規模なリモートセンシングを実施が期待できる。この時、各衛星のフォーメーション展開や高度維持を遂行するためにスラスタシステムの実装が必須となる。

このような背景のもとで、本研究では 50 kg の超小型衛星によるフォーメーションフライトを想定ミッションとして、この際必要な要求を満足できるスラスタシステムの完成を目指している。想定ミッションの概要を表 1 に示す。具体的に搭載したスラスタによって遂行されることは、50 kg の衛星 9 機を高度 500 km に投入した後の、10 km 間隔の速度方向・軌道面外方向における 3×3 フォーメーション展開と、1 年間の高度維持である。この時の各種マニューバに必要な  $\Delta V$  を表 2 にまとめる。

ここで示した全てのマニューバを実施は、トータルインパルスにして 1 kN·s を出力できるスラスタシステムがあれば十分に行える。

表 1 50 kg の超小型衛星の想定ミッション概要

衛星重量	50 kg / 1 機
フォーメーション形態	速度方向と軌道面外方向に 3 × 3, 10 km 間隔に展開
軌道高度	500 km
ミッション期間	1 年
スラスタ比推力	500 s ( $I_{\text{bit}}$ : 500 $\mu\text{N}\cdot\text{s}$ , $\Delta M$ : 100 $\mu\text{g}$ )
スラスタへの要求	フォーメーション展開・ 1 年間の大気抵抗補償

表 2 想定ミッション遂行に必要なマニューバの  $\Delta V$

マニューバ	$\Delta V$	$I_{\text{tot}}$
速度方向 $\pm 10$ km	2.0 mm/s	0.1 N·s
軌道面外方向 $\pm 10$ km	11 m/s	0.55 kN·s
1 年間の高度 500 km 維持	3.1 m/s	0.16 kN·s

このミッション要求を満足するべく、本研究では電熱型パルスプラズマスラスタ (PPT) <sup>[1,2]</sup> に着目する。PPT は無毒・固体の推進剤として主にポリテトラフルオロエチレン (PTFE; 一般的に Teflon<sup>®</sup> と呼称される) が使用される。このため、高圧タンクやバルブが不要となり、小型・軽量に製

作可能である上、安全要求の厳しいピギーバック打上に有利といった特徴をもつ。PPTの電力レベルは1~100 Wの範囲で他の電気推進と比較して低いため、電力に制約のある超小型衛星にとって都合がよい。PPTには電磁型と電熱型の2種の加速方式する。このうち後者は比推力が500 sと電磁型には劣るものの、推力電力比に優れることからより超小型衛星向けのスラスタといえる。

しかしながら、電熱型PPTは連続使用に伴って、徐々にインパルスビットが低下する<sup>[3-6]</sup>問題がある。これはPTFEが固体推進剤かつ、空力的に加速するための燃焼室（キャビティ）としての機能の両方を有するためである。具体的には、連続使用によってキャビティ壁面が推進剤として消費されキャビティの容積が増大すると、内部圧力が低下しインパルスビットの低下に繋がる。また、キャビティ容積が増大するとチャーリングというキャビティ内壁が炭素汚染される現象が生じる<sup>[7]</sup>。これは、ミスショットや異常放電といった作動不良を引き起こす原因となり、電熱型PPTのトータルインパルス制限する。トータルインパルス向上に向け、大型化・大電力化<sup>[6]</sup>やクラスタ化<sup>[4]</sup>といった取り組みもなされているが、現状において単機の電熱型PPTのトータルインパルスは1 kN・sに到達していない。

## 1.2 推進剤供給式電熱型PPTの現状

電熱型PPTのトータルインパルス向上を図るべく、本研究では推進剤供給式電熱型PPTを提案・開発してきた。この方式の電熱型PPTのコンセプトは、外部から推進剤を供給しキャビティ形状・容積を維持することによる、インパルスビットの維持と作動回数の増大である。設計・製作した推進剤供給式電熱型PPTの概略図を図1に示す。このPPTは供給推進剤としてPTFEロッドを使用することから「ロッド供給式PPT」と呼称する。ロッド供給式PPTのキャビティは昇華されないセラミック部と、通常の電熱型PPT同様のPTFE部からなる。セラミック部にPTFEロッドを供給し、この箇所においてキャビティ容積・形状が維持される。PTFE部は通常の電熱型PPT同様の電極間絶縁の役割と、イグニッションによって主放電誘起する種火としての機能がある。過去にいくつか試行された推進剤供給式電熱型PPTはPTFEバー<sup>[8, 9]</sup>やシート<sup>[10, 11]</sup>といった矩形断面をもつPTFEを供給推進剤としていた。これらは供給路を介してPTFEを供給するための摺動性と、電熱型PPTとして加速するためのキャビティ内の気密性の確保との両立が困難であった。このため、異常放電などの故障モードとなり、継続して作動を行えないことが報告されている。一方で、円形断面をもつPTFEロッドの場合、Oリングを使用することによってキャビティ内の気密性を確保でき、供給における摺動性も得られる。1,000、2,000 ショット毎に手動によってPTFEロッドを追加供給しつつロッド供給式PPTを連続作動させた際のインパルスビットの履歴を図2に示す。この図が示すように、現状においてロッド供給式PPTは通常の電熱型PPTと比較してインパルスビットの低下レートを半分未満に抑えることに成功している。このロ

ッド供給式PPTの中で4本のPTFEロッドを供給するモデルは、これまでの推進剤供給式電熱型PPTで報告されてきた異常放電や推進剤供給が不能となるといった故障モードを生じない。そして、図1におけるキャビティのPTFE部が枯渇するまで正常に作動できる（具体的には、19.6 Jの投入エネルギーで作動する場合50,000 ショットの作動が可能）。

しかしながら、あくまでこの結果は手動供給によるものである。将来的なフライトモデル化を見据えると、遠隔操作でPTFEロッドを供給する装置の設計・製作とその実証が必須となる。

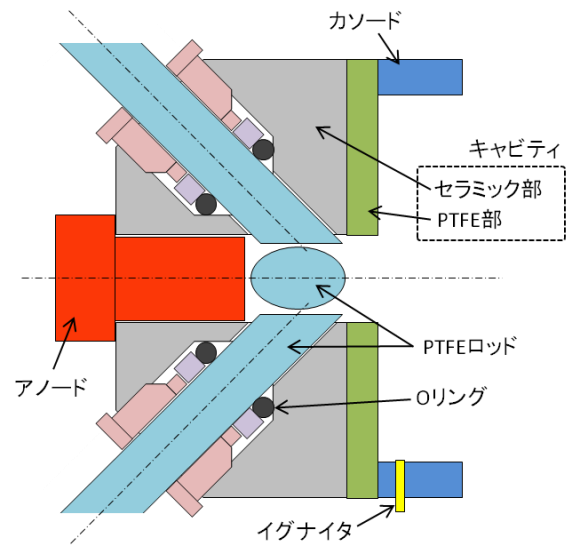


図1 ロッド供給式PPT 概略図

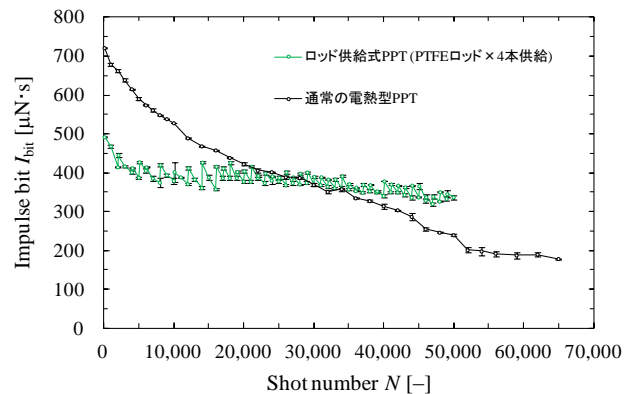


図2 手動供給を介したロッド供給式PPTの連続作動試験で得られたインパルスビットの履歴

## 2. 目的

本研究の目的は、ロッド供給式PPTに実装する推進剤供給装置（PTFEロッド供給装置）の設計・製作し、それによる供給方法が可能であることを実証することである。

### 3. 推進剤供給装置の設計と製作

#### 3.1 設計指針

推進剤供給装置の設計指針は以下の通りである。

- ① 単純で製作しやすい機構
- ② 低消費電力（アクチュエータ電力  $\leq$  PPT 作動電力）
- ③ 小型・軽量

PPT に適用する推進剤供給において単純で製作しやすい機構とは、電磁型 PPT にて既に確立されているスプリング方式が代表的である。スプリング方式とは、PTFE パーなどをスプリングで押し込む方式のことである。スプリングを供給 PTFE の背面に設置するだけであるため製作が容易で、宇宙実績もあるため、信頼性が高い。しかし、スプリング方式のロッド供給式 PPT への適用は容易ではない。キャビティ内にて PTFE ロッドを指定位置でとめるストッパーが存在しないためである。このため、アクチュエータ駆動によって PTFE ロッドを任意の位置に供給する方法を選択することとした。この際、故障リスクの観点から、使用するアクチュエータの個数はなるべく少ない方がよい。

供給装置の作動タイミングがロッド供給式 PPT があるショット数だけ作動した後に行う。このため、アクチュエータ駆動に必要な電力が、ロッド供給式 PPT の作動電力以下であれば十分に衛星の発電量にとって負担とはならない。

小型・軽量であるという要求は、元来 PPT がもつ小型・軽量であるというメリットを失わせないためである。PPT の軽量の理由の 1 つは、固体推進剤を使用することによる高压タンク・バルブを実装が不要である。しかし、推進剤供給装置の実装は、バルブ類を実装することと同義である。このため、PPT を 2 台実装した場合と比較して、重量面で優位性を得るためには、供給装置を軽量に製作することが必須となる。ただし、本研究では供給方法の実証が目的であるため、製作する供給装置の大きさ・重量の最適化までは行わない。

#### 3.2 製作された推進剤供給装置の構造

前節の示した設計指針に基づき、設計・製作した PTFE ロッド供給装置の構造の概略図を図 3 に示す。この装置は、図 2 の結果を得たロッド供給式 PPT と同一のモデルに実装した。このモデル PTFE ロッドを 4 本供給し、内 2 本は直径が 3.3 mm、残る 2 本は直径 5.3 mm となっている。

まず、直径 3.3 mm の PTFE ロッドの供給は、アクチュエータ駆動によって行う設計とした。具体的には、アクチュエータとしてサーボモータを使用し、これによってラックピニオンを駆動する。サーボモータの駆動電力は高々数 W であり、PPT の作動電力と比較して十分に小さい。ラックギアは並進運動を行うため、ここに直径 3.3 mm の PTFE ロッドを取り付けることでキャビティ内に押し込まれる。またピニオンギアの回転には、ウォームギアを用いている。ウォームギアにはセルフロック性という、ピニオンギアの回転によってウォームギアは駆動されない特性がある。これによって PTFE ロッドの巻き戻りを防止できる。2 本の

PTFE ロッドを供給するため、上記のギアセットを 2 組駆動するが、これに必要なサーボモータは 1 つで良い。1 つのサーボモータの回転を 2 組のギアセットにそれぞれ伝えることで、2 本のロッドの供給量の同期も容易となる。

サーボモータは、角度制御のためのモーターであり、回転可能な角度に制限がある場合がほとんどである。本研究で使用したサーボモータも 0-180 deg という可動範囲の制約をもつ。持続的に PTFE ロッドを供給するには、サーボモータを正回転（PTFE ロッドを供給する回転の向き）させ続ける必要がある。そこで、サーボモータとドライブシャフトの間にワンウェイクラッチを設置した。これによって正回転時のみサーボモータの回転をドライブシャフトに伝えることが可能となる。

続いて、5.3 mm の直径をもつ PTFE ロッド 2 本の供給は、スプリング方式とした。スプリング方式は、キャビティ内にストッパーが存在しないと使用不可であることは既に述べた。しかし、本設計ではキャビティ内に供給された直径 3.3 mm の PTFE ロッドをストッパーとして利用できる。これにより、最も単純な方法で残る 2 本の PTFE ロッドの供給が可能となる。

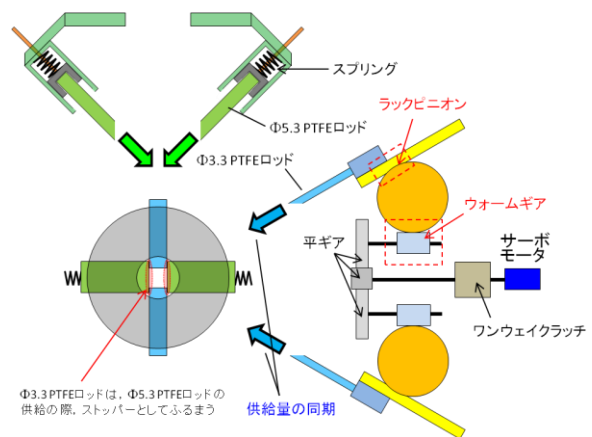


図 3 PTFE ロッド供給装置の構造 概略図

### 4. PTFE ロッド供給装置の実証試験

#### 4.1 実験条件と性能取得装置

PTFE ロッド供給装置をロッド供給式 PPT に装着し、遠隔操作による供給を実証する試験を行った。実験条件を表 3 に示す。1,000 ショット作動する度に供給装置を使用して遠隔で PTFE ロッドを供給した。合計 10,000 ショットの作動を行ったが（供給タイミングは 9 回）、最初の 5,000 ショットでは動作確認のため大気中で供給を行った。後半 5,000 ショットは、真空中で供給操作を行った。

ロッド供給式 PPT の性能取得にはシーソー型スラストスタンドを使用した。このスラストスタンドはシーソーの形状をしており重力方向に感度をもつため、PPT のインパルスビットだけでなく、マスロス（消費された推進剤の質量）も測定可能である。このため、大気開放やスラスト分解を行うことなくマスロス測定が可能となる。

表 3 ロッド供給装置の実証試験 試験条件

供給ロッド本数	4 本 (Φ3.3×2, Φ5.3×2)
投入エネルギー	19.6 J
作動周波数	1 Hz
作動回数	10,000 shots
供給インターバル	1,000 shots

後半 5,000 ショットは真空中で供給装置を使用した遠隔供給を行うが、これは、シーソー型スラストスタンドによる大気開放・スラスト分解を行わずに性能取得を実証することにも繋がる。大気開放を行わずに性能取得が可能となることで、推進剤表面が大気中の水分などによってコンタミネーションされることを防止できる。これは、真空引き直後の電熱型 PPT のインパルスビットが通常より 20~30 % ほど過大に出力されることの防止を意味する。

## 4.2 供給結果

ロッド供給装置を使用した遠隔供給の結果を図 4 に示す。このグラフの縦軸は、遠隔供給によってキャビティ内に押し込まれたロッドの長さを示している。点線で表示されているプロットは手動供給時のものである。まず、直径 3.3 mm の PTFE ロッドの供給履歴に着目する。作動初期 (~4,000 ショット) において供給出来ない・供給量が少ない場合があったものの、その後は安定して供給が行えた。この時の供給量はロッド 1 本あたり約 0.7 mm/1,000 ショットであり、手動供給を行った場合とほとんど同じであった。直径 5.3 mm の PTFE ロッド 2 本についても、スプリング方式によって供給されていることと、その供給量が手動供給時を再現できていることが確認された。

## 4.3 性能取得結果

本試験における取得したインパルスビットの履歴を図 5 に示す。この図には、比較対象として手動供給を行った場合のインパルスビットの履歴も示している。手動供給の場合も、今回の試験で得た推進剤供給装置を使用した場合の結果も、同一の形状・寸法・試験条件をもつロッド供給式 PPT によって得られたものである。図 4 で示した供給が不十分であった作動初期 (~4,000 ショット) においては、PTFE ロッドの追加供給によるインパルスビットの回復が確認できなかった。しかし、その後供給が安定したあとはインパルスビットの回復と、インパルスビットの水準が手動供給の場合とほぼ同じであることが確認できた。

5,001 ショット以降は真空中にて PTFE ロッド供給装置による遠隔供給を行って得られたインパルスビットである。この結果は、実際の真空環境下においても設計・製作した装置による供給が可能であることを実証した。また、この結果は大気開放によって推進剤が大気暴露され、過大に出力されたインパルスビットではない。純粋な PTFE ロッド

の追加供給によってインパルスビットが回復したことを示す結果である。これは、大気開放を行わず、大気暴露の影響を受けずに PPT の性能取得ができるというシーソー型スラストスタンドの利点を示す結果といえる。

一方で、手動供給によって回復したインパルスビットのプロット (図 2 の結果も同様) は、大気暴露の影響を除去した値である。具体的には、手動供給し真空引きを行った後で慣らし運転として 100 ショット作動し、その後でインパルスビットを取得した結果である。これらの結果と供給前後のインパルスビットの回復量の観点から比較すると、装置を真空中で使用した場合も、手動供給し 100 ショットの慣らし運転を行った場合も回復量は両者とも 5 % 前後で同等である。この結果から、図 2 で示されたインパルスビットの履歴は、大気暴露の影響を除去できていた値であったと判断することができる。

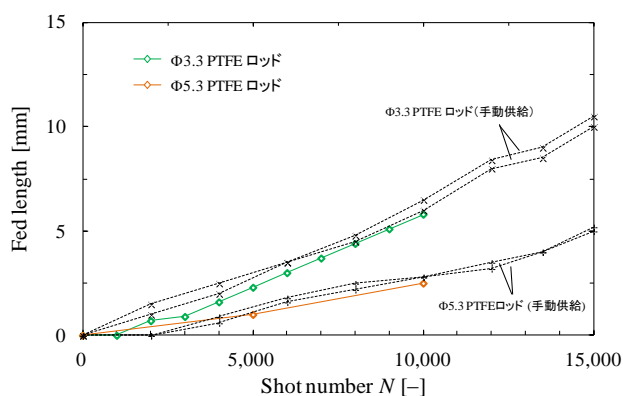


図 4 PTFE ロッド供給装置による遠隔供給の結果

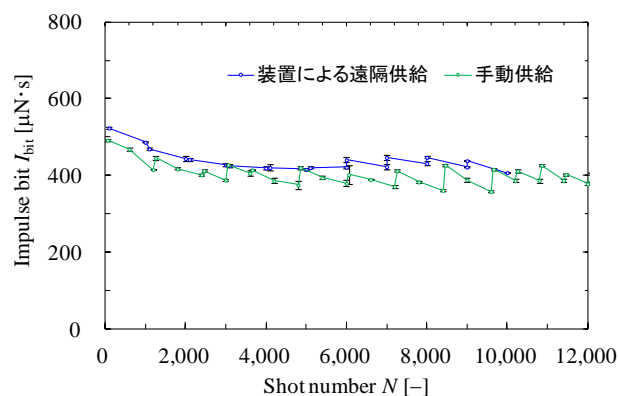


図 5 PTFE ロッド供給装置を使用したロッド供給式 PPT の連続作動におけるインパルスビットの履歴

シーソー型スラストスタンドによって測定されたロッド供給式 PPT のマスロスの履歴を示す。こちらの結果も手動供給を行った際に得られた結果と比較した結果、再現性が確認された。手動供給の時の結果は、電子天秤によって測定された値との誤差が 10 % 未満である。以上の事柄を総合すると、大気開放を省いたことで大気暴露の影響を受けることなくインパルスビットを測定でき、スラスト分解も行うことなくマスロス測定ができたこととなる。

よってシーソー型スラストスタンドの利点を最大限発揮して性能取得を行えたことを示すことができたといえる。

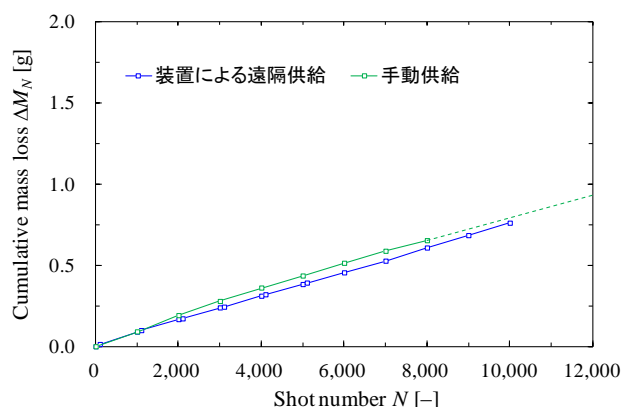


図 6 PTFE ロッド供給装置を使用したロッド供給式 PPT の連続作動におけるマスロスの履歴

そして、以上より「設計・製作した PTFE ロッド供給装置による遠隔供給」は、性能面で手動供給を行った場合との再現性を示したという観点からも実証された。

## 5. 実用化に向けた考察

### 5.1 PTFE ロッド先端の昇華状況

前章の結果より本研究の目的は達せられたが、将来的に宇宙ミッションを遂行する上で対応しなければならない課題がある。それは、図 4 で示されたような作動初期における PTFE ロッドの供給量の不安定性である。具体的には、予めキャビティ内に供給されていた PTFE ロッドの端面が十分に追加供給できる程に昇華されておらず、本来の量を供給できなかったことである。現状、製作した供給装置は指定した量だけ PTFE ロッドを押し込むフィードフォワード制御によって駆動する。このため、宇宙空間にて今回のような昇華不十分の状況が発生すると、PTFE ロッドをキャビティ内に供給し過ぎてしまうこととなる。これは供給された PTFE ロッドが電極間を空間的に封鎖してしまい、作動不良に繋がる恐れがある。

この昇華不十分の主な原因は、PTFE ロッドの端面の上流側が作動初期において優先的に昇華され、下流側の部分が残ってしまうことであると考えられる。この現象は目視確認できるレベルで作動初期において顕著に生じる。この現象の後、ロッド端面は一種の平衡状態とも言える昇華面を形成する。安定して PTFE ロッドを供給できるようになったのは、この面が形成されたためである。以上のことから、作動初期における供給不安定への対策手段として、PTFE ロッドの端面を最初から平衡状態となった面にプリセットすることが挙げられる。

### 5.2 想定ミッション要求を満たす PTFE ロッド長さや装置デザイン

表 1 にて示した想定ミッション（目標トータルインパルス  $1 \text{ kN} \cdot \text{s}$ ）を本供給装置を使用して遂行する場合、どれほどの長さの PTFE ロッドが必要かを考える。電熱型 PPT の比推力を  $500 \text{ s}$  と仮定すると、必要な PTFE の質量は約  $204 \text{ g}$  となる。このうち、PTFE ロッドの占める割合は実験的に  $85 \%$  であることがわかっているため、 $175 \text{ g}$  となる。キャビティの PTFE 部は、残る  $29 \text{ g}$  を賄う。 $175 \text{ g}$  の消費量を直径  $3.3 \text{ mm}$  および  $5.3 \text{ mm}$  の PTFE ロッド 2 本ずつの合計 4 本で賄う場合に必要長さを表 4 に示す。いずれのロッドも  $1 \text{ m}$  以上必要であり、基本的に  $50 \text{ cm}$  立方である  $50 \text{ kg}$  の超小型衛星に搭載を考えると、そのままの搭載は困難である。つまり、実使用に至るには PTFE ロッドはボビンに巻き取ってコンパクトに保管しておく必要がある。直径  $3.3 \text{ mm}$  の PTFE ロッドは約  $20 \text{ mm}$ 。直径  $5.3 \text{ mm}$  の PTFE ロッドは約  $25 \text{ mm}$  の曲率半径で巻けることが実際の確認でわかっている。これを基に考えると、直径  $3.3 \text{ mm}$  のロッドは直径  $40 \text{ mm}$  / 長さ  $56 \text{ mm}$  のボビンに 17 周、直径  $5.3 \text{ mm}$  のロッドは直径  $50 \text{ mm}$  / 長さ  $37 \text{ mm}$  のボビンに 7 周だけ巻き付けておけば、必要な PTFE ロッドを格納できる。この場合、直径  $3.3 \text{ mm}$  のロッド用のボビンをアクチュエータ駆動し、直径  $5.3 \text{ mm}$  のロッド用のボビンはスプリングで常にトルクがかかるようにしておけば、本研究で製作した PTFE ロッド供給装置同様の方法で供給が可能となる。

$29 \text{ g}$  の消費量を負担するキャビティの PTFE 部は、使用後に交換する機構を別途設ける必要がある。

表 4 ロッド供給装置の実証試験 試験条件

	Φ3.3 PTFE rod	Φ5.3 PTFE rod
必要な消費量	175 g	
本数	2 本	2 本
供給長さの比	2	1
ロッド長さ (ロッド質量)	2030 mm / 1 rod (38.3 g / 1 rod)	1015 mm / 1 rod (49.3 g / 1 rod)

## 6. ま と め

本研究のまとめを以下に述べる。

- これまで手動による供給を行って作動試験を実施していた PTFE ロッド供給式電熱型 PPT (ロッド供給式 PPT) の将来的なフライトモデル化を見据え、PTFE ロッド供給装置を設計・製作した。
- PTFE ロッド供給装置は4本の PTFE ロッドを供給することができ、内2本はサーボモータによるアクチュエータによって、残る2本は最も単純な方法であるスプリング方式によって供給される。
- PTFE ロッド供給装置を使用した連続作動試験の結果、大気中・真空中問わず装置作動による PTFE ロッドの遠隔供給を達成した。
- シーソー型スラストスタンドによる性能取得の結果、PTFE ロッド供給装置を使用した際の性能は、手動供給の際に取得していた性能を再現した。
- シーソー型スラストスタンドの利点は PPT の性能を大気開放・スラスト分解なく測定でき、大気暴露によるインパルスビットへの影響も除去できることであるが、本研究によってこれが実証された。

## 謝辞

本研究は、JAXA 先端工作技術グループの支援を受けたものであり、ここで謝意を表する。

## 参考文献

- 1) R. Burton, and P. Turchi, “Pulsed Plasma Thruster,” Journal of Propulsion and Power 14 (5), 716-735 (1998).
- 2) M. Martinez-Sanchez, and J. E. Pollard, “Spacecraft Electric Propulsion—An Overview,” Journal of Propulsion and Power 14 (5), 688-699 (1998).
- 3) T. Kamimura, K. Yamasaki, N. Egami, T. Ikeda, and H. Tahara, “R&D, Launch and Initial Operation of the Osaka Institute of Technology 1st PROITERES Nano-Satellite with Electrothermal Pulsed Plasma Thrusters and Development of the 2nd and 3rd Satellites,” AIAA Paper 2014-3609, 2014.
- 4) 藤田 亮太, 金岡 啓太, 小野 航平, 森川 直樹, 隆宝 洗貴, 榎本 光佑, 田原 弘一, 高田 恭子, 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システムの研究開発」, 日本航空宇宙学会論文集 Vol.66(4), 91-97 (2018). Satellites,” AIAA Paper 2014-3609, 2014.
- 5) D. Mimura, K. Umeda, Y. Kitazono, T. Shindo, J. Aoyagi, and H. Takegahara, “Evaluation of Pulsed Plasma Thruster Performance by Increase of Electric Power,” in 32nd International Electric Propulsion Conference, IEPC-2011-306, Wiesbaden, Germany, 11-15 September 2011.
- 6) 岩月 由輝, 森 慎矢, 田麥 雄也, 田尻 啓祐, 青柳 潤一郎, 竹ヶ原 春貴, 「50J 同軸型/平行平板型パルスプラズマスラストの性能評価」, 2013年度 宇宙輸送シンポジウム, STEP-2013-060, 2014.
- 7) M. Keidar, I. D. Boyd, E. L. Antonsen, F. S. Gulczinski III, and G. G. Spanjers, “Propellant Charring in Pulsed Plasma Thruster,” Journal of Propulsion and Power Vol. 20(6), 978-984 (2004).
- 8) 嶋田 悠斗, 大堀 一樹, 青柳 潤一郎, 「推進剤供給機構を有する電熱加速型パルスプラズマスラストの研究」, 2016年度 宇宙輸送シンポジウム, STEP-2016-007, 2017.
- 9) 枝光 敏章, 「電熱加速型パルスプラズマ推進機の性能向

上に関する研究」, 大阪大学博士学位論文, 2005.

- 10) 吉川 哲史, 百武 徹, 國中 均, 小泉 宏之, 「テフロンシート供給式パルス型プラズマスラストの実験的研究」, 2013年度 宇宙輸送シンポジウム, STEP-2013-064, 2014.
- 11) 吉川 哲史, 百武 徹, 國中 均, 西山 和孝, 月崎 竜童, 「PTFEシート供給式パルスプラズマスラストの実験的研究」, 2015年度 宇宙輸送シンポジウム, STEP-2015-029, 2016.