

宇宙用スラスタ噴流の照射・反動を用いた非接触デブリ処理技術の研究

Sample of Paper for Space Transport Symposium

○梶原 快晴(大阪工大・院)・藤田 浩貴(大阪工大・院)・名田 隆太(大阪工大・学)・橋本 智昭・
田原 弘一・高田 恭子(大阪工大)

○Kaisei Kajihara・Hiroki Fujita・Ryuta Nada・Tomoaki Hashimoto・Hirokazu Tahara・Kyoko Takada
(Osaka Institute of Technology)

Abstract

In recent years, development of micro/nano-satellites has been putting into practical use by cutting launching cost and shortening development period. Accordingly, the number of space debris has been increasing around the earth. As a result, new debris is generated by debris, this phenomenon is called “Kessler Syndrome”. Therefore, we must decrease the amount of space debris for future space development. In this time, Reaction impulse bit of a pulsed plasma thruster (PPT) is measured on a downstream plate by pendulum method. As a result, a reaction impulse bit is average 1.718mNs. Because a previously directly measured thruster impulse bit of the PPT was about 2.2mNs, a reaction impulse bit is about 30% decrease.

記号の説明

m_p :	推進剤全質量
t_p :	作動時間
V_j :	排出速度
Δm :	1回の作動で消費される推進剤消費量
F :	推力
g_0 :	重力加速度
V :	軌道周回速度
ΔV :	速度増分
R_0 :	地球半径
R :	軌道半径
m :	デブリの質量
PE :	単位質量あたりのポテンシャルエネルギー
E :	単位質量あたりの全エネルギー
t :	時間
m_0 :	初期の推進剤全質量
t_0 :	噴射時間

1. 序論

近年、宇宙開発が盛んとなり年間数多くの衛星が世界中で打上げされている。さらに開発機関やコストの優位性から小型人工衛星、超小型人工衛星の開発がベンチャー企業や大学機関が中心に盛んとなっている。こちらも主衛星に相乗り（ピギーバック方式）にて一度に数基打上げられてるほか、現在では国際宇宙ステーションの「きぼう」日本実験棟からの放出や、小型ロケットによる打上げなど軌道投入方法の充

実により年々打上げ基数が増加している。その一方、衛星が大気圏に再突入するまでには10年以上の歳月を要する。そのため、大気圏再突入に処理させるデブリの数より上げられる衛星、ロケットの数の方が多いため、軌道上では運用を終えた衛星やスペースデブリの増加により宇宙環境は悪化する傾向にある。実例として、イリジウム・コスモス衛星衝突事故やロシアの小型衛星にデブリが衝突し使用不能に陥る事態が発生している。さらには中国の衛星破壊実験では特に近年では、また、現在飛行しているデブリが新たなデブリを生む「ケスラーシンドローム」という連鎖反応が始まっており、デブリの増加がより加速している。今後、デブリの増加が進むと、宇宙環境の悪化により新たなロケットの打上げが行えなくなる、運用中の衛星にデブリが衝突し生活に支障をきたす等の問題が発生する。図1に地球低軌道帯におけるデブリの散布状態の模式図を示す。

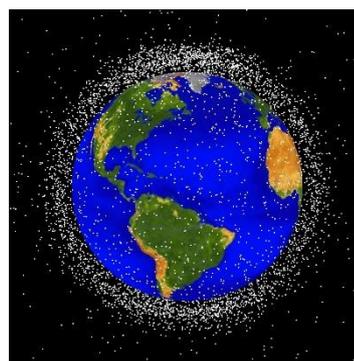


図1 地球低軌道におけるデブリの散布状況

2. PROITERES

2.1 概要 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「PROITERES」(Project of Osaka Institute of Technology Electric-Rocket-Engine onboard Small Space Ship)を発足し、電気推進ロケットエンジンを搭載した衛星の設計・開発を行ってきた。本プロジェクトは本学学部学科の教員、学生の横断的な参加による広範な工学技術の開発実践を通して、高度な研究と教育活動を行うという目的を持つ。2012年9月9日には電気推進機の一つであるパルスプラズマスラスタ(Pulsed Plasma Thrusters: PPT)を搭載したプロイテレス衛星1号機の打上げを開発し、ピギーバック衛星としてインド宇宙研究機関(Indian Space Research Organization: ISRO)のサティシュダワン宇宙センターより、PSLV ロケット C-21 号機を用いて2012年9月9日に高度660 kmに軌道投入された。図2にプロイテレス衛星1号機の外観図を示す。

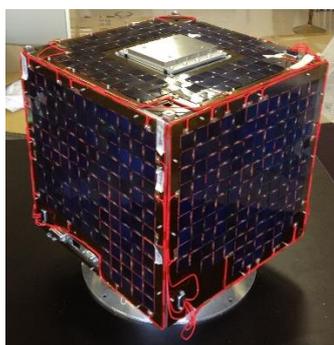


図2 プロイテレス衛星1号機の外観図

2.2 プロイテレス衛星2号機の概要 プロイテレス衛星1号機の後続機であるプロイテレス衛星2号機は2010年より開発が始まり、現在はその最終段階にある。プロイテレス衛星2号機は2018年度GOSAT-2/Khalifasat 相乗りにて種子島宇宙センターより打上げ予定である。本衛星は50 kg級の衛星である。ミッション機器であるPPT及びPPTシステム機器の大型化により、前回の外形寸法が290 mm立方であったプロイテレス衛星1号機よりも大型化した。衛星寿命は1-2年としているが、これは搭載バッテリーの充放電サイクルに伴う劣化や放射線によるCPUの電子回路の故障等に依存した値である。プロイテレス衛星2号機に搭載するPPTはプロイテレス衛星1号機の技術を基に大電力化を行い、作動時間を向上させるために放電室を多数設けた多放電室型PPT(Multi-Discharge-Room PPT:MDR-PPT)を搭載し、より長距離な動力飛行の実現を目指す²⁾。図3にプロイテレス衛星2号機のイメージ図、表1に諸元を示す。

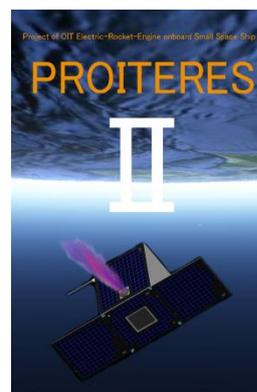


図3 プロイテレス衛星2号機のイメージ図

表1 プロイテレス衛星2号機の諸元

重量 [kg]	50
サイズ	50 cm 級
消費電力 [W]	60
投入予定軌道高度 [km]	400 - 800
寿命 [year]	1 - 2

2.2 多放電室 PPT 1号機はメインミッションが1 kmの軌道高度上昇であったのに対し、2号機では初期投入軌道から数十 km という長距離動力航行による軌道高度変更を目的としている。そのため、PPTの推力の向上を行う必要があった。推力の向上のためにまず、PPTの大電力化を行った。さらに、長時間作動させトータルインパルスを向上させるために放電室を複数設けた多放電室型PPT(MDR-PPT)の開発を行った。MDR-PPTはアノード、カソード、および推進剤を搭載し、自立した単放電室を7つ前後のパネルに取り付ける構造である。またアノードはおねじ形状であり、ボディに設けられたためねじ部とねじ結合させる。これにより、前後のパネルがなくても1つのPPTヘッドとして自立できる。これにより、各 부품の位置関係の固定及び放電室の気密性を均一化でき、信頼性が向上した。また衛星搭載を考え、前後のパネルはアルミ製のベースプレートに取り付けた。MDR-PPTシステムの外観を図4に示す。



図4 MDR-PPTシステムの外観

3. 本研究の概要

3.1 デブリ降下の原理 デブリ除去システムを搭載した衛星を用いてデブリ除去を行う際の方法について述べる。デブリは重力と遠心力の釣り合いによって軌道上を周回している。そこでデブリ除去システムを搭載した衛星はデブリの前方をデブリと同速度で航行し、前方からデブリに対し電気推進機の噴出流を照射し、反力(力積)を与え、デブリを減速させ遠心力を低下させる。遠心力が低下することにより、重力と遠心力の釣り合いが崩れ、デブリは重力に引かれ降下するという仕組みである。またこの時、デブリは減速していくがデブリ除去衛星は加速し、デブリからの距離が離れていく。そこでデブリとの距離を保つため、デブリ除去衛星の前方にも電気推進機を搭載し噴射させ、デブリと同等の減速をする必要がある。デブリ除去衛星に搭載された電気推進機の発生力積を Tt (T は電気推進機の推力、 t は推進機の作動時間) とすると、この力積に相当する噴流力積を与えられたデブリは αTt の反力積を受けると考えられる ($0 < \alpha < 1$; $\alpha=1$ の時、噴流の全衝突状態)。デブリ除去衛星は Tt の力積に加え、デブリからの噴流の反射により加速しようとするため、この力積と差し引きしてデブリの受ける力積と同等の減速を得られる力積を衛星の前方に噴射する必要がある。つまり衛星前方に $(1+\beta)Tt$ の力積を与えることで、衛星はデブリから離れずに一定の距離を保つことができる ($0 < \beta < 2$; $\beta=1$ の時、噴流の理想非弾性衝突状態; $\beta=2$ の時、噴流の理想完全弾性衝突状態)。

これまでいくつかのデブリ除去方法が検討されてきたが、本方法では、衛星はデブリに接触する必要が全くなく、非常に安全であり、かつ現状の技術で達成可能であると考えられる。もちろん、本方法を実現するには、さらに、簡便な軽量システムであり、効率の良く大きい力積を与えることができる電気推進システム、さらには衛星姿勢制御システム、デブリ追尾システムの開発が必要不可欠である。図5にデブリ除去システムの図を示す。

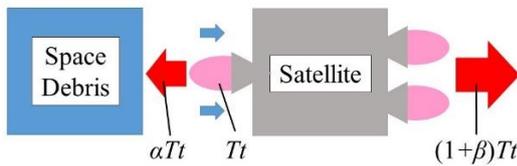


図1 デブリ除去システム

3.3 降下所要時間 超小型人工衛星には1-2年という寿命があるため、衛星運用中にミッション達成にどの程度の時間を要するか計算を行った。以下にその計算を示す。

前述のデブリを降下させる手段は螺旋軌道遷移と呼ばれるものである。ここではプロイテレス2号機の軌道上昇の計算に用いられている計算方法で考える。これは軌道速度方向に推力を作用させ微小加速を行い、円軌道を保ちながら徐々に軌道半径を増大させるという考え方である。その際、以下の条件を仮定する。

- 1) 推力は一定である。
- 2) 1回の作動で消費される推進剤消費量は一定である。
- 3) 推力の方向は飛行経路の接線方向に作用する。
- 4) 推力 $F \ll mg$ (軌道は円軌道)。
- 5) 重力加速度 $g_0 = 0.0098 \text{ km/s}^2$ とする。

以下に各円軌道高度における、軌道周回速度、軌道高度変換を達成する速度増分を示す。ただし、パラメータとして次の数値を利用した。

- ・地球赤道半径：6378.145 km

軌道上のデブリ m について、単位質量あたりのポテンシャルエネルギー PE は

$$PE = \int_{\infty}^R g dR = \int_{\infty}^R \frac{R_0^2}{R^2} g_0 dR = -\frac{R_0^2}{R} g_0 \quad (1)$$

従って、軌道上の単位質量あたりの全エネルギーは

$$E = PE + \frac{1}{2}V^2 = -\frac{R_0^2}{R} g_0 + \frac{1}{2}V^2 = \text{const} \quad (2)$$

$$ER^2 + (g_0 R_0^2)R = \frac{1}{2}V^2 R^2 \quad (3)$$

角運動量保存より

$$E = -\frac{g_0 R_0^2}{2R} \quad (4)$$

となる。更に軌道上のデブリの速度 V を式(3)、(4)より

$$V = \left(\frac{g_0 R_0^2}{R} \right)^{1/2} \quad (5)$$

とし、推力 F が時間 dt になした推進剤消費量あたりの仕事を dE とすると

$$dE = F ds / m = \left(m \frac{dV}{dt} \right) (V dt) / m = V dV \quad (6)$$

となる。また式(5)より dE は

$$dE = \frac{g_0 R_0^2}{2} \frac{dR}{R^{3/2}} \quad (7)$$

となり、式(5)と(7)を式(6)に代入すると

$$dV = \frac{dE}{V} = \frac{(g_0 R_0^2)^{1/2}}{2} \frac{dR}{R^{3/2}} \quad (8)$$

さらに条件1)より dV は式(9)とも表される。ここで m_0 は初期の推進機全質量である。

$$dV = \frac{m_p}{t_p} V_j \frac{dt}{(m_0 - m_p t / t_p)} \quad (9)$$

式(8)と(9)を等値して、 $0 < t < t_p$ で積分すると

$$-\sqrt{g_0 R_0^2} \left[R^{-1/2} \right]_{R_1}^{R_2} = -V_j \left[\ln \left(m_0 - \frac{m_p}{t_p} t \right) \right]_0^{t_p} \quad (10)$$

$$\left(\frac{gR_0^2}{R_1}\right)^{1/2} - \left(\frac{gR_0^2}{R_2}\right)^{1/2} = V_j \ln \frac{m_0}{m_0 - m_p} \quad (11)$$

すなわち、軌道 R_1 から軌道 R_2 へ螺旋運動により遷移したとき、螺旋運動間の作動時間 t_p によって達成される新しい軌道 R_2 は式(12)によって与えられる。その関係は、

$$\Delta M \equiv V_1(\text{軌道 } R_1 \text{ の飛行速度}) - V_2(\text{軌道 } R_2 \text{ の飛行速度}) = V_j \ln \frac{m_0}{m_0 - m_p} \quad (12)$$

となる。以上の関係から、地球低軌道上のデブリの高度を 100 km 下降させるのに必要な速度増分を計算した。式(12)で計算するとマイナスの結果となるため、速度減分として表 2 に示す。

表 2 地球低軌道での必要速度減分

高度 [km]	周回速度 [m/s]	速度減分 [m/s]
400	7668.55	57.89
500	7612.60	55.95
600	7557.86	54.74
700	7504.28	53.58
800	7451.83	52.45
900	7400.46	51.37
1000	7350.14	50.32

また、以下の式(13)を用いて降下に要する時間を計算した。 F は推力、 Δt は噴射時間、 m はデブリの質量、 ΔV は速度減分とする。

$$F\Delta t = m\Delta V \quad (13)$$

前述のようにデブリの質量は 50 kg とする。速度減分は表 1 の値を使い、推力をそれぞれ 1, 5, 10 mN であった場合の噴射時間 Δt を計算した。結果を表 3 に示す。

表 3 推力を変化させた場合の噴射時間

高度 [km]	各推力における噴射時間 $\times 10^5$ [s]		
	1 mN	5 mN	10 mN
400	28.95	5.789	2.895
500	27.98	5.595	2.798
600	27.37	5.474	2.737
700	26.79	5.358	2.679
800	26.23	5.245	2.623
900	25.69	5.137	2.569
1000	25.16	5.032	2.516

表 2 の結果より推力 1 mN 程度であっても、降下に要する時間は 1 ヶ月程度であることがわかった。

このことから、この推力(デブリに与える反動力(抵抗力))によりデブリ降下させることは 1 ヶ月程度の期間で行うことができると予想されるので、衛星の寿命は打上げ後、目標デブリへ接近するまでの期間と合わせて考慮していけばよい³⁾。

4. 実験検討中の推進機

大阪工業大学では 4 種類の電気推進機、さらにコールドガスジェットスラスターの研究開発を行っている。それぞれの推進機について簡単に紹介する。

4.1 電熱加速型パルスプラズマスラスト PPT は大別すると電熱加速型 PPT と電磁加速型 PPT の 2 種類に分けられる。電磁加速型 PPT は高推力であり、電熱加速型 PPT は高比推力である。本学ではプロイテレス衛星のミッションである軌道高度の変更のため電熱加速型 PPT の研究開発を行っている。PPT は他の電気推進機と異なり推進剤に固体である四フッ化エチレン (Polytetrafluoroethylene : PTFE, Teflon®) が用いられる。これにより推進剤貯蔵タンクやバルブ・供給系などが不要となるため構造を単純にすることができ、小型化・軽量化が可能である。しかしデメリットとして推進効率⁴⁾は 10%程度と他の電気推進機と比べて低い点が挙げられる。図 6 に PPT の外観と噴射の様子を示す。



図 6 PPT の外観

4.2 アークジェットスラスト 電熱加速型の電気推進機、推進剤にヒドラジンや窒素などが用いられ、化学推進といった他の推進機と推進剤の共有が可能である。また、他の電気推進機に比べ構造が比較的シンプルなため軽量という利点もある。さらに、これまでに衛星の軌道制御用として多くの実用例があり、信頼性も高い。しかし、他の電気推進機に比べ低電力化が難しく比推力、推進剤効率が低い。本学では水冷式アークジェットスラスト、アノード輻射冷却型電力直流アークジェットスラストの研究開発を行っている⁵⁾。図 7 に低電力水冷式アークジェットスラストの外観と噴射の様子を示す。



図 7 低電力水冷式アークジェットスラストの外観

4.3 MPD スラスタ 電磁加速型の電気推進機, Magneto-Plasma- Dynamic Thruster の頭文字を取って MPD スラスタと呼ばれる。利点として高い比推力また大電力化が容易であり推力密度が大きいため、高推力化、高比推力化を図ることができる。しかし、大電力を必要とするため実用化が難しい。推力が小さい、信頼性が低いといった欠点もある。図 8 に MPD スラスタの外観と噴射の様子を示す。

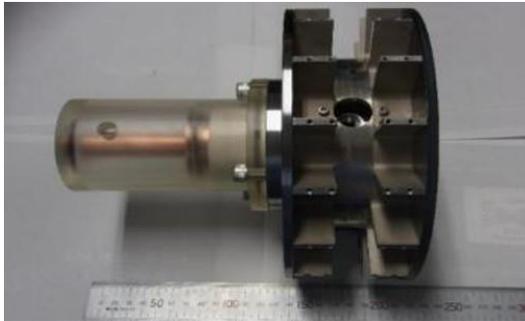


図 8 MPD スラスタの外観

4.4 ホールスラスタ 静電加速型の電気推進機、推進剤としてキセノンなどが用いられる。惑星探査機はやぶさに搭載されたイオンエンジンと同様に比推力、推進効率も他の電気推進機と比べて高い。またイオンエンジンと比べて推力密度が高い。しかし、構造が複雑であり、投入電力が高く、昇圧回路を組み込む必要が出てくるために衛星の重量が増加する。本学では SPT 型ホールスラスタ、TAL 型ホールスラスタ、シリンダリカル型ホールスラスタ (Cylindrical type Hall Thruster : CHT) の研究開発を行っている⁹⁾。図 9 に SPT 型ホールスラスタの外観図、図 10 に CHT の外観図を示す。



図 9 SPT 型ホールスラスタの外観

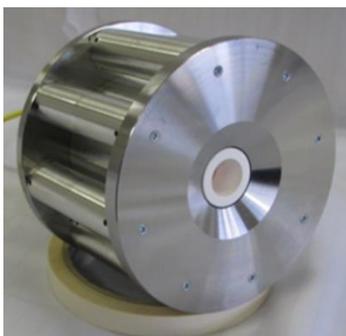


図 10 CHT の外観

4.4 コールドガスジェットスラスタ プロパンガスが推進剤に用いられる。都市ガスにも用いられるガスのため低コストである。質量推力比が良い。高い安定性を誇り、安定した推力を出す。図 11 にコールドガスジェットスラスタのノズルのイメージ図を示す。



図 11 ノズルのイメージ図

5. 反力測定実験

本学では以上の 4 種類の電気推進機の研究開発を行っている。今回は 4 種類の中から PPT の電気推進機の噴流による反力 (反力積) を測定した。

5.1 実験装置 本実験では真空チャンバとロータリーポンプ、ターボ分子ポンプから構成される真空排気系排気系を使用した。実験は 3.0×10^{-2} Pa の真空下で行った。用いた真空チャンバ、ターボ分子ポンプ、ロータリーポンプをそれぞれ図 11、図 12、図 13 に示す。PPT による推力の測定には振り子を使用した。先端に取り付けた板に PPT を噴射させ、その時の振り子の振れ幅からインパルスビットを計測する。図 14 に実験装置の概略図を示す。



図 11 真空チャンバ



図 12 ターボ分子ポンプ



図 13 ロータリーポンプ

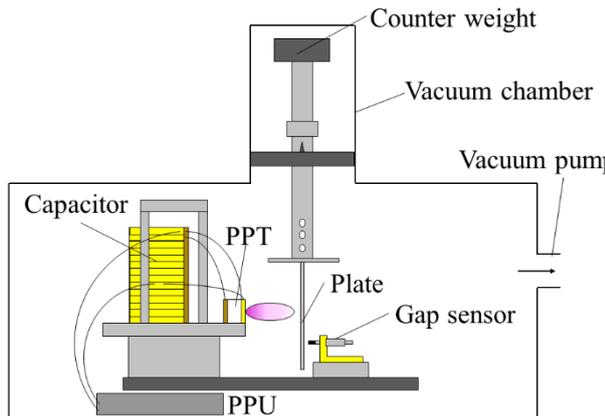


図 14 実験装置の概観図

5.2 実験条件 実験に使用した PPT は現在開発中である衛星 2 号機に搭載予定である放電室長さ 50 mm, 放電室直径 4 mm のものとした。また PPT の噴射を受ける板の大きさは 200 x 200 mm, PPT の噴射口と板との距離は 75 mm とした。この条件で PPT の噴射を数回行い, 板が受けるインパルスビットを計測し, その平均を PPT の初期性能における板が受ける反インパルスビットとした。表 4 に実験条件, 図 15 に PPT の概略図を示す。

表 4 実験条件

Discharge room diameter [mm]	4
Discharge room length [mm]	50
Nozzle(Cathode) diameter [mm]	20
Nozzle(Cathode) length [mm]	14
Plate size [mm]	200 x 200
Distance between PPT and plate [mm]	75

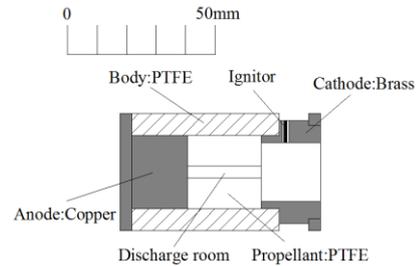


図 15 MDR-PPT システムの外観

5.3 実験結果 実験の結果, PPT の初期性能による板が受けた反インパルスビットは平均 1.718 mNs となった。また同条件時, PPT 自身の推進インパルスビットは 2.5 mNs 程度であると本学の先行研究より明らかになっており, 約 30% のインパルスビットの減少が見られた。また PPT は連続噴射すると徐々にインパルスビットが減少する。本学で行われた PPT の連続噴射時のインパルスビットの測定結果を図 16 に示す。図 15 より噴射開始時は 2 mNs を上回っているが, 30,000 shot 付近では約 1 mNs まで減少している。PPT 自身のインパルスビットの減少は与えられるインパルスビットに大きく関わるため, 今後 PPT 自身のインパルスビットの減少により, 板が受けるインパルスビットがどのように変化するのか調査していく。また得られたデータよりトータルインパルス (総力積) を計算し, どの程度デブリを降下させることができるかの検討を行う。

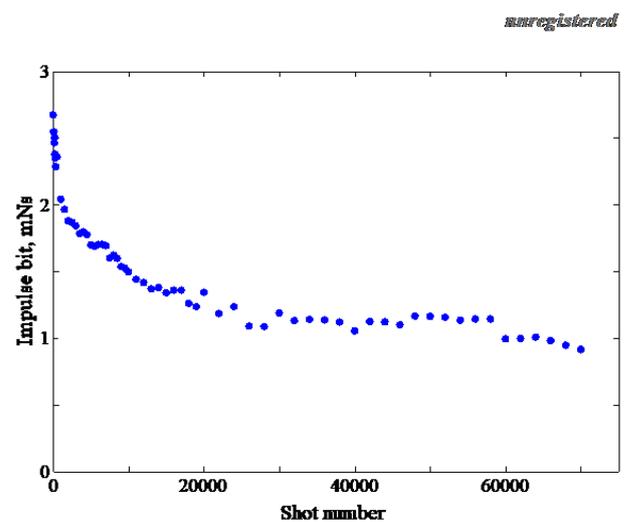


図 16 連続噴射時のインパルスビット

6. 結言

本学ではプロイテレス衛星 2 号機を開発しており、開発において得られて技術を応用し、デブリ除去システムの研究を開始した。本技術は、運用が終了した衛星に対して、進行方向とは逆向きの力積を与え、デブリの地球低軌道帯を飛行する期間を短縮させる衛星である。その手段は推進機の噴流照射による非接触方式である。今回、PPT の初期性能による板が受けるインパルスビットの計測を行った。実験結果は 1.718 mNs であり、PPT 自身のインパルスビットから約 30% の減少が見られた。PPT は噴射回数とともにインパルスビットが減少するため、板が受ける反インパルスビットにどのような変化が見られるか測定を行っていく。また本実験では PPT からの噴射を受ける板の大きさ、PPT の噴射口と板との距離は固定していたが、これらの変化によってもインパルスビットの変化は考えられる。PPT の噴射は拡散しているため、距離が広くなるほどインパルスビットの低下が考えられる。デブリと衛星の安全な距離を考え、距離とインパルスビットの関係を考えていく。板の大きさに関しては実験装置の関係で変更することが困難であったため実験装置を再設計し、同様に測定を行っていく。板の大きさが変わることでもインパルスビットに変化が現れると考えられるが、PPT と板の距離が近い場合は、板の大きさによるインパルスビットの違いはあまり見られないと考えられる。PPT の噴射は拡散しているため板が大きいほど噴射の当たる面積が広くなり、インパルスビットの向上が想定される。距離が近く PPT からの噴射が周囲に逃げることなく板に当たるならば、インパルスビットの変化はないと考えられるので、PPT の連続噴射、PPT と板との距離を優先的に実験していく。今後、PPT の連続噴射、PPT と板との距離、噴射を当てる板のサイズ、それぞれを変更した際のインパルスビットの変化を測定していく。また本学で研究開発を行っている他の推進機に関しても、デブリに与える力積を測定する実験を行う。これらの得られた結果より、物理現象の解明と反力を予測できる数値計算コードの開発を行う。将来的にはデブリ除去システム設計のための指針を提案、そのデブリ除去システムを搭載した衛星の開発、打上げを行い宇宙実証を目指す。

7. 参考文献

- 1) Kato, A, TOWARDS THE SUSTAINABLE DEVELOPMENT OF OUTER SPACE ACTIVITIES, CHIJIN SHOKAI CO. LTD, pp.14-23, 2015.
- 2) Kaisei Kajihara, Tsubasa Yamauchi, Hiroki Fujita, Ryota Yagi, Hirokazu Tahara, Kyoko Takada (Osaka Institute of Technology) and Tomoyuki Ikeda (Tokai University): Research and Development of the Osaka Institute of Technology 2nd PROITERES Nano-satellite with High-Power Electrothermal Pulsed Plasma Thrusters for Powered Flight, Proceeding of Space Transportation Symposium, STEP-2016-022 JAXA, Institute of Space and Astronautical Science Sagami-hara Campus, Kanagawa, Japan, 2017, (in Japanese).
- 3) Hiroki Fujita, Kyoko Takada and Hirokazu Tahara (Osaka Institute of Technology): Research and Development of the Osaka Institute of

Technology PROITERES-4 Nanosatellite for Debris Deorbiting by Electric Propulsion, Proceeding of Space Transportation Symposium, STEP-2016-024 JAXA, Institute of Space and Astronautical Science Sagami-hara campus, Kanagawa, Japan, 2017, (in Japanese).

4) Keita Kanaoka, Ryota Fujita, Koki Ryuho, Kohei Ono, Naoki Morikawa, Kosuke Enomoto, Hirokazu Tahara, Kyoko Takada and Takashi Wakazono: Development of 30 J-class Electrothermal Pulsed Plasma Thruster Systems for Powered Flight onboard the Osaka Institute of Technology 2nd PROITERES Nano-Satellite, The 2016 Asia-Pacific International Symposium on Aerospace Technology, R1-2, Toyama International Conference Center, Toyama, Japan, 2016.

5) Takefumi Mimura, Suguru Shiraki, Yuki Fukutome, Katsuya Shimogaito, Kazuyoshi Okuda, Hirokazu Tahara, Kyoko Takada (Osaka Institute of Technology), Ai Momozawa (Tokyo City University), Daisuke Nakata (Muroran Institute of Technology) and Yuichiro Nogawa (Splije): Performance Characteristics of Kow-Power DC Arcjet Thrusters Using Low-Toxicity Propellants, Proceeding of Space Transportation Symposium, STEP-2016-001 JAXA, Institute of Space and Astronautical Science Sagami-hara Campus, Kanagawa, Japan, 2017. (in Japanese).

6) Tensei Kawakami, Kyohei Fujiwara, Mitsuyoshi Kobayashi, Yusuke Furukubo, Tetsuo Kakuma, Yuya Takahata, Hirokazu Tahara, Kyoko Takada (Osaka Institute of Technology) and Tomoyuki Ikeda (Tokai University): Research and Development of New Electron Source and Low-Power Cylindrical Hall Thrusters Moon-Exploration Micro-Satellite PROITERES-3 for Osaka Institute of Technology, 57th Conference on Aerospace Propulsion and Power, 1A12, Okinawa, Japan, 2017, (in Japanese).