

電気推進噴射流の吹き付けによるデブリ除去ロボット衛星・ 大阪工業大学超小型人工衛星プロイテレス 4号機の開発研究

Research and Development of the Osaka Institute of Technology PROITERES-4 Nano-Satellite for Debris Deorbiting by Electric Propulsion

○藤田 浩貴(大阪工大・院)・橋本 智昭・高田 恭子・田原 弘一 (大阪工大)

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

Abstract

In the Project of Osaka Institute of Technology (OIT) Electric-Rocket-Engine onboard Small Space Ship (PROITERES), the development of nano-satellites with electric propulsion was started in 2007. In the PROITERES, a nano-satellite named the 1st PROITERES satellite with electrothermal pulsed plasma thruster (PPT) was launched by India PSLV C-21 rocket on September 9, 2012. Now, we are developing the 2nd and 3rd PROITERES satellites. The main mission of the 2nd PROITERES is a long-distance powered flight with changing altitude by Multi-Discharge-Room PPT, and the 3rd PROITERES is lunar exploration by Hall thruster. The 4th PROITERES satellite is planned as a nano-satellite in order to achieve main mission that space debris makes deorbit by electric propulsion. The 4th PROITERES will be developed by applied attitude control systems of the 2nd PROITERES satellite. The principle of deorbiting space debris is exposure of thruster plume to space debris by an electric engine; that is, reaction impulse is given to debris, and after that debris decreases velocity and deorbits. In this paper, we introduce many kinds of electric thruster as candidate and development plan of the 4th PROITERES satellite.

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. はじめに

近年、多くの小型人工衛星、超小型人工衛星の打ち上げが行われている。その一方、地球周辺の軌道上ではスペースデブリ（以下デブリ）の増加により宇宙環境は悪化する傾向にある。特に近年では、中国の衛星破壊実験やイリジウム・コスモス衛星衝突事故等によりデブリの数が急激に増加している。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。宇宙環境の悪化により新たなロケットの打ち上げが行えなくなる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。

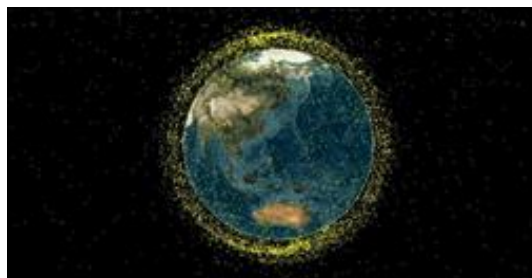


図1 デブリの散布状態の模式図

2. プロイテレス (PROITERES)

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)を立ち上げた。本プロジェクトでは電気推進機を搭載した超小型人工衛星の開発・設計を行っている。2012年9月9日に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号機の打ち上げに成功したり、2010年よりプロイテレス衛星2号機の開発が始まり、現在はその最終段階にある。プロイテレス衛星1号機、2号機ともにメインミッションはPPTの用いた軌道高度の上昇である。2号機では1号機よりも大幅な軌道高度上昇を目的としているため、1号機に搭載していたPPTを大電力化し、より多くの力積を得られるように開発を行っている。さらにシリンダリカル型ホールスラスタを搭載した超小型月面探査機であるプロイテレス衛星3号機の計画も進められている。図2に現在開発中のプロイテレス衛星2号機のイメージ図を、図3にプロイテレス衛星3号機のイメージ図をそれぞれ示す。

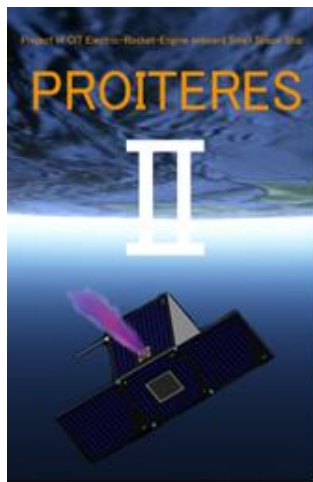


図2 プロイテレス衛星2号機のイメージ図



図3 プロイテレス衛星3号機のイメージ図

3. プロイテレス衛星4号機

3.1 概要 プロイテレス衛星4号機は、現在開発中の2号機の技術を応用して地球低軌道上のデブリを電気推進機により除去することを目的とした超小型人工衛星である²⁾。

2号機のメインミッションは電気推進機の一つであるPPTを用いた地球低軌道での軌道高度変更である。1号機では1kmの軌道高度上昇を目標としていたが、2号機では大電力化した多放電室型PPTを開発し、長距離の軌道高度変更を目指している。メインミッションの達成には衛星の姿勢制御が重要であり、プロジェクトとして姿勢制御則及び姿勢制御器の開発を進めている。プロイテレス衛星4号機は目標デブリへの接近、デブリとの距離をある程度確保するための加減速と、2号機と比べ多くのパターンによる姿勢制御が必要であると考えられる。よって2号機で確立した姿勢制御方式を応用して衛星の制御を行う。

またプロイテレス衛星4号機は50kg、50cm級の人工衛星を想定しており、除去するデブリも4号機本体と同等の50kg、50cm級のサイズを対象として開発を進めている。その理由として近年、宇宙へ進出する大学や企業が増え、多くの人工衛星が打ち上げられるようになったことが挙げられる。特に小型人工衛星、超小型人工衛星は大型の衛星と比べ低コスト化、開発期間の短縮が図れ、盛んに打ち上げられるからである。打ち上げはピギーバック衛星として地球低軌道への投入が行われる。これらの衛星は1-2年程度で寿命を迎え、その後は重力の影響により自然に大気圏に突入し燃え尽きる。地球低軌道帯の衛星は運用終了後、25年以上同軌道帯に留まってはいけないという国際法があるが、基本的にはそれまでに大気圏に突入し燃え尽きる。しかし自然に燃え尽きるには数年から十数年の時間を要する。毎年打ち上げられる衛星の数に対し、燃え尽きる衛星の数は格段に少なく、デブリ増加の要因の一つとなっている。プロイテレス衛星4号機ではこれら運用が終了した衛星を人為的に大気圏に突入させ、デブリとして地球低軌道帯に残さないことを目的としている。図4にプロイテレス衛星4号機のイメージ図を示す。



図4 プロイテレス衛星4号機のイメージ図

3.2 デブリ降下の原理 プロイテレス衛星 4 号機によるデブリを人為的に降下させる原理を述べる。図 5 に 4 号機とデブリの関係の概略図を示す。

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 4 号機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 4 号機は加速し、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、4 号機の前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。4 号機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)。4 号機は 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。

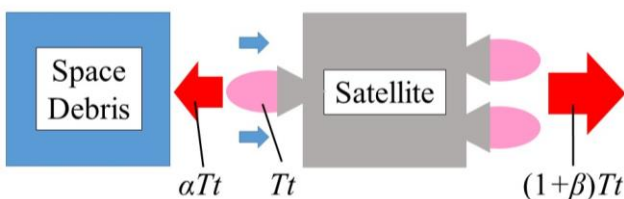


図 5 衛星とデブリの関係

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 1 に示す。

表 1 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 2 に示す。

表 2 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

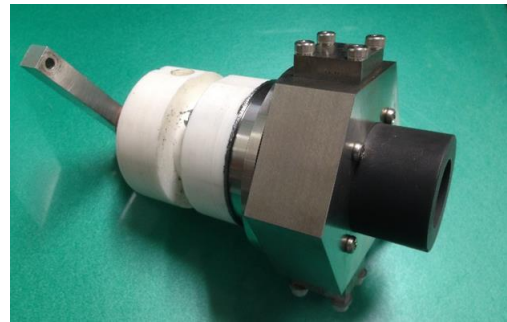
表 2 の結果より推力 1 mN 程度であっても、降下に要する時間は 1 ヶ月程度であることがわかった。

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、衛星の寿命は打ち上げ後、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。

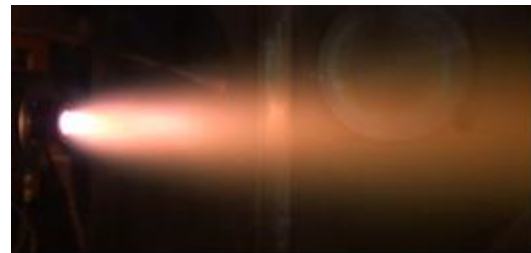
4. 搭載検討中の電気推進機

大阪工業大学では 4 種類の電気推進機の研究開発を行っている。それぞれの電気推進機について簡単に紹介する。

4.1 アークジェットスラスタ 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、化学推進との併用が可能である。他の電気推進機に比べ構造が比較的シンプルという利点もある。しかし、他の電気推進機に比べ比推力、推進剤効率が低い³⁾。図 6 にアークジェットスラスタの外観と噴射の様子を示す。



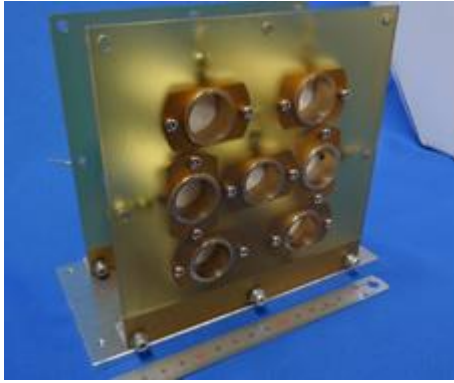
a) 外観



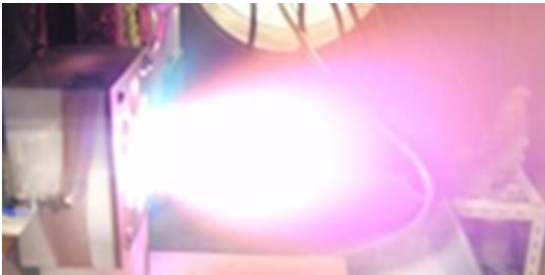
b) 噴射の様子

図 6 アークジェットスラスタ

4.2 電熱加速型パルスプラズマスラスタ 電熱加速型の電気推進機、Pulsed Plasma Thrusters の頭文字を取り PPT と呼ばれる。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⁴⁾。そのため超小型人工衛星への搭載が適しており、プロイテレス衛星 1 号機、2 号機共に搭載される。電熱加速型の他にも電磁加速型の PPT もあり、そちらは衛星の姿勢制御用として用いられることが多い。しかし、推進効率は 10% 程度と他の電気推進機と比べて低い。図 7 に PPT の外観と噴射の様子を示す。



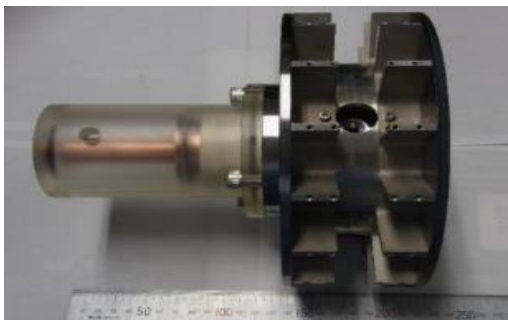
a) 外観



b) 噴射の様子

図7 パルスプラズマスラスタ

4.3 電熱加速プラズマスラスタ 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。推進剤には様々なものを使用でき推進剤を選ばない。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⁵⁾。しかし、大電力を必要とするため実用化が難しい。図8にMPDスラスタの外観と噴射の様子を示す。



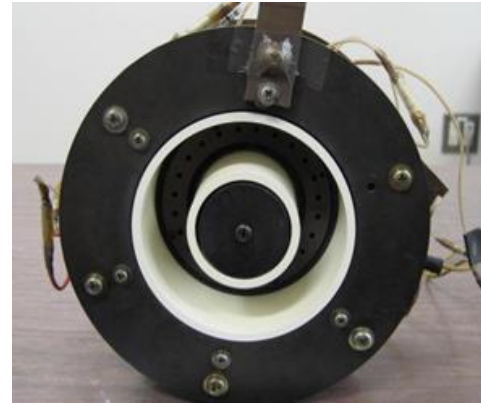
a) 外観



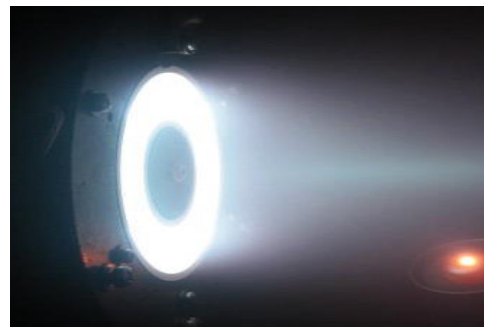
b) 噴射の様子

図8 MPD スラスタ

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、推進効率が他の電気推進機と比べ高い。またイオンエンジンと比べ推力密度が高く、惑星遷移用スラスタに適している⁶⁾。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。図9にホールスラスタの外観と噴射の様子を示す。



a) 外観



b) 噴射の様子

図9 ホールスラスタ

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。プロイテレス衛星4号機ではそれらの電気推進機からデブリ除去に適しているものを検討し搭載する予定である。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、ロータリーポンプ、ターボ分子ポンプをそれぞれ図10、図11、図12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13に実験装置の概略図を示す。



図 10 真空チャンバ



図 11 ロータリーポンプ



図 12 ターボ分子ポンプ

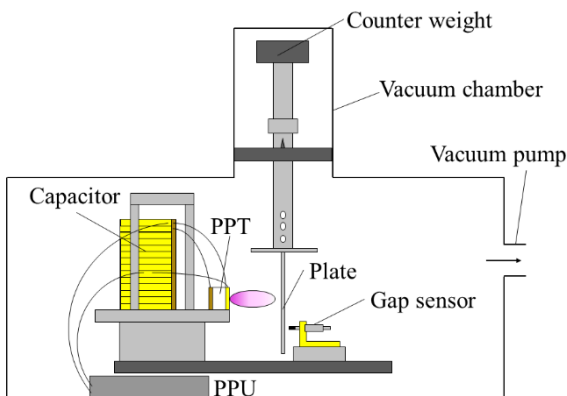


図 13 実験装置の概略図

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 3 に実験条件, 図 14 に PPT の概略図を示す.

表 3 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

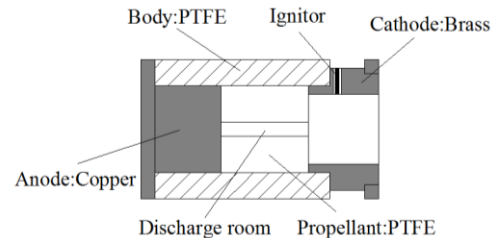


図 14 PPT の概略図

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 15 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.

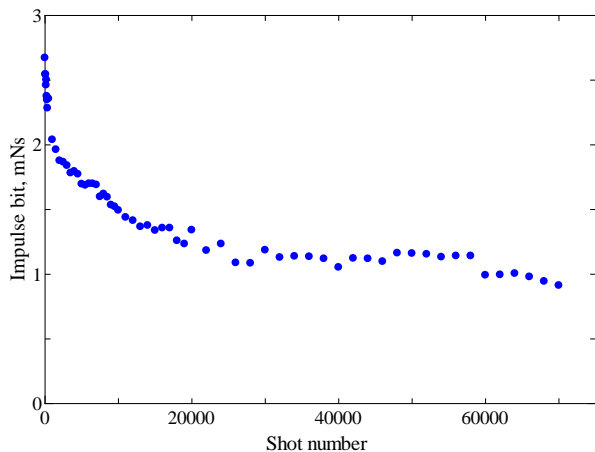


図 15 連続噴射時のインパルスビットの推移

6. 結言

プロイテレス衛星 4 号機は、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。その手段は電気推進機噴射流の照射による非接触方式である。今回は 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。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電気推進機、ホールスラスタ、アークジェットスラスタ、MPD スラスタに関しても、デブリに与える力積を測定する実験を行う。衛星がデブリに接近することは衛星にとって大きな危険が伴うため、可能な限り距離を離れた状態

を維持できるように計画を進めている。そのため実験では 4 種類の電気推進機とデブリとの距離による反力（推力）の変化を測定し、プロイテレス衛星 4 号機に最適な電気推進機を選定していく。またコストに優れていると言われていた電気推進機が、実際に衛星を設計する際に衛星全体でのコストに優れているかも考慮する必要がある。例えばデブリ除去を安全に行うためには、大きな推力を与えられる電気推進機の方がデブリとの距離を広く離すことができるため適していると言える。しかし大きな推力を得るためには電気推進機の大電力化が必要となる。大電力化に伴い、バッテリーの大型化、太陽電池の増設のための展開パドルの搭載など、衛星全体で見た際のコスト的な問題が発生する。宇宙開発にとって商業化は意識されているため、推力と同様に検討を行っていく。

7. 参考文献

- 1) 梶原快晴, 高田恭子, 山内 翼, 池田知行, 田原弘一, 藤田浩貴, 八木隆太 「動力航行用大電力パルスプラズマスラスタ搭載大阪工業大学 超小型人工衛星プロイテレス 2 号機の開発状況」 平成 28 年度宇宙輸送シンポジウム, STEP-2016-022, 2017 年 1 月, JAXA 宇宙科学研究所 (神奈川県相模原市) .
- 2) 藤田浩貴, 橋本智昭, 高田恭子, 田原弘一 「電気推進噴射流の吹き付けによるデブリ除去ロボット衛星・大阪工業大学 超小型人工衛星プロイテレス 4 号機の開発研究」 平成 28 年度宇宙輸送シンポジウム, STEP-2016-024, 2017 年 1 月, JAXA 宇宙科学研究所 (神奈川県相模原市) .
- 3) 三村岳史, 奥田和宜, 下垣内勝也, 高田恭子, 中田大将, 田原弘一, 桃沢 愛, 白木 優, 福留佑規, 野川雄一郎 「低毒性推進剤を用いた低電力 DC アークジェットスラスタの性能特性」 平成 28 年度宇宙輸送シンポジウム, STEP-2016-001, 2017 年 1 月, JAXA 宇宙科学研究所 (神奈川県相模原市) .
- 4) 小野航平, 榎本光佑, 金岡啓太, 高田恭子, 森川直樹, 田原弘一, 藤田亮太, 隆宝洗貴, 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タシステムの研究開発」 平成 28 年度宇宙輸送シンポジウム, STEP-2016-021, 2017 年 1 月, JAXA 宇宙科学研究所 (神奈川県相模原市) .
- 5) 斉藤将太, 高田恭子, 杉山義和, 知野健吾, 田原弘一 「永久磁石によるカスプ磁場搭載定常作動型電磁加速プラズマスラスタの性能特性」 平成 28 年度宇宙輸送シンポジウム, STEP-2016-049, 2017 年 1 月, JAXA 宇宙科学研究所 (神奈川県相模原市) .
- 6) 古久保裕介, 角間徹生, 高田恭子, 高畑侑弥, 小林充宜, 川上天誠, 池田知行, 田原弘一, 藤原恭兵 「大電力ホールスラスタの性能評価および数値解析」 平成 28 年度宇宙輸送シンポジウム, STEP-2016-019, 2017 年 1 月, JAXA 宇宙科学研究所 (神奈川県相模原市) .

- 7) 小林充宜, 角間徹生, 古久保裕介, 高田恭子, 高畑侑弥, 川上天誠, 池田知行, 田原弘一, 藤原恭兵 「月探査超小型衛星搭載用低電力シリンダリカル型ホールスラストの性能特性 およびスラスト併用新型電子源の研究」 平成 28 年度宇宙輸送シンポジウム, STEP-2016-020, 2017 年 1 月, JAXA 宇宙科学研究所(神奈川県相模原市) .