

プロイテレス衛星 2 号機の開発報告と電気推進機を用いたデブリ除去の検討

Development Report of PROITERES2 and Study of Space Debris Removal with Electric Propulsion

○藤野 裕太(大阪工業大学)・梶原 快晴・八木 隆太・岩元 亮介・中谷 僚・服部 亮・姜 鉉守・
田原 弘一(大阪工業大学)

○Yuta Fujino (Osaka Institute of Technology)・Kaisei Kajiware・Ryuta Yagi・Ryosuke Iwamoto・Ryo Nakatani・
Ryo Hattori・Hyonsu Kan・Hirokazu Tahara・(Osaka Institute of Technology)

Abstract

Recently, Space development by private enterprises has become active, and more micro/nano satellite has been launched. Accordingly, space debris increase in low Earth orbit. Therefore, PROITERES-2 have been developed since 2010 and technology of space debris removal that used electric rocket engines have been considered. In this paper, development of PROITERES-2 or multi discharge rooms PPT and result of experiment plume hits target that is imitating debris are reported. The satellite has main mission that is orbit transition used PPT developed in Osaka Institution Technology. This PPT has many discharge rooms, called MDR-PPT. In this PPT, discharge rooms are located symmetrically. For reason that is electric power the satellite has is limited, PPT will be used 30 minutes in hours of sunlight before battery will be charged. In main mission, the heat generated by used PPT may damage other equipment. Therefore an experiment show that the heat is not going to do them is necessary. On the other hand, in relation to, experiment to get some data to research relationship between plume thrust emit and reaction force debris get was done.

記号の説明

T	推力
t	時間
α	係数 ($0 \leq \alpha < 1$)
β	係数 ($0 \leq \beta < 1$)

1. 序 論

近年、ベンチャー企業によるロケット打ち上げ増加に伴い大学や企業が開発した小型人工衛星を用いた宇宙利用が活発になっている。図 1.1-1 は人工衛星打ち上げ数の推移を示している。一方で打ち上げられたロケットの残骸や使い捨てられた衛星が宇宙ゴミとなって地球低軌道に残留し続ける。このまま宇宙ゴミが増加し続けると利用中の衛星に衝突し機能を奪うなどの深刻な問題へと発展する恐れがある。「スペースデブリ低減ガイドライン」では利用済みの衛星は 25 年以内に大気圏への再突入あるいは静止軌道よりも高軌道に移すことを義務付けている¹⁾。

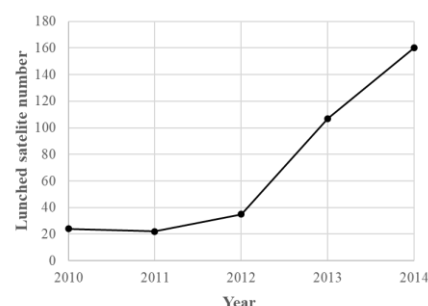


図 1.1-1 人工衛星打ち上げ数の推移

このような背景から大阪工業大学ではPROITERESと呼ばれる推進機搭載型超小型人工衛星の開発および電気推進機を用いたデブリ除去の検討を行っている。

2. PROITERES 衛星 2 号機

2.1 PROITERES 衛星 2 号機の概要

プロイテレス衛星 2 号機は本学で開発された電気推進機パルスプラズマスラスト(Pulsed Plasma Thruster: PPT)の実証目的として 2010 年に研究開発が開始された。図 2.1-1 に衛星構体の写真を載せる²⁾。

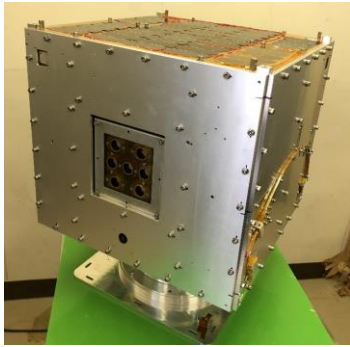


図 2.1-1 プロイテレス衛星 2 号機の外観図

2 号機はサイズが 500mm 四方の超小型人工衛星であり、質量は 50kg 程度である。稼働電力は 60W 程度であり寿命は 2 年程度を想定している。また、姿勢制御方式には本学で製作された磁気トルカおよびリアクションホイールを搭載し、姿勢制御に用いられるセンサには太陽センサ、地球センサ、磁気センサおよびジャイロセンサを使用する。

2.2 メインミッション

プロイテレス衛星 2 号機の本ミッションは PPT を用いた軌道繊維である。図 2.2-1 にメインミッションの概要図を載せる。図における衛星は反時計回りに運動しており、地球軌道に放出された衛星は回転しているためリアクションホイールや磁気トルカを利用して地球指向で姿勢を安定させる。その後進行方向に対して推進機を噴射し減速を図る。減速することによって重力と遠心力との釣り合いが崩れるので徐々に重力の影響が大きくなり軌道高度は下がっていく。PPT はパルス作動で運転されるためこれを複数回繰り返して実行することによって大気圏再突入を目指す。

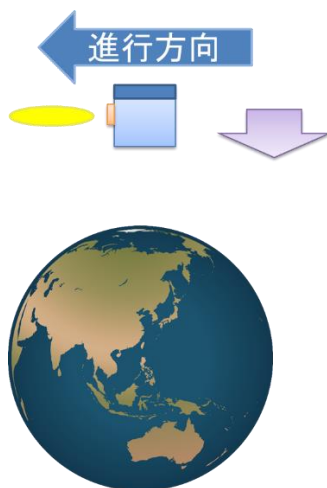


図 2.2-1 メインミッションの概要図

3. 多放電室型 PPT

3.1 PPT の概要

プロイテレス衛星 2 号には本学で開発された単放電室 (Single-PPT: S-PPT) を 7 つ個搭載した多放電室型 PPT (Multi Discharge Room: MDR-PPT) を採用した。推進剤にはテフロン

が用いられている。固体の物質であるテフロンを用いるため PPT は他の推進機に比べて推進剤を供給するバルブやタンクなどが不要である。そのため図 3.1-1 に示した通り部品点数が少なく済むため軽量であり、構造も簡易的になり高信頼性の推進機であるといえる。さらに PPT はパルス作動で使用するため噴射回数を調節することにより総合的な推力の調整を行うことができ数十 W と低電力で運用することができることもメリットである。したがって、構造の小型化、軽量化、簡易化および低電力化が行える PPT は超小型人工衛星に適した推進機である³⁾。

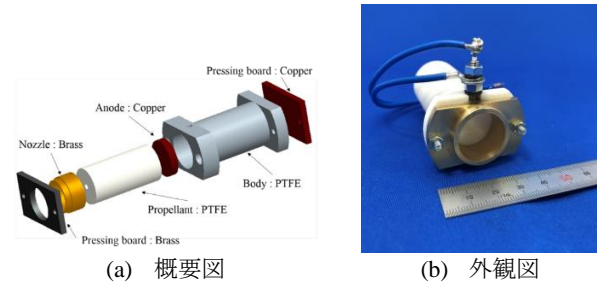
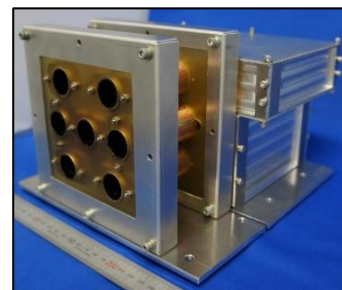


図 3.1-1 S-PPT

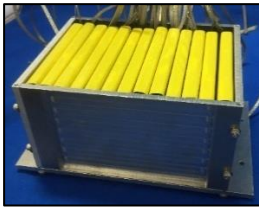
3.2 MDR-PPT の構成

本学で開発された MDR-PPT システムは PPT ヘッド、キャパシタバンクそしてパワープロセッシングユニット (Power Processor Unit: PPU) から構成されている。図 3.2-1 に MDR-PPT、キャパシタバンクおよび PPU の外観図を載せる。PPT ヘッドには S-PPT が 7 つ搭載されている。これにより従来型に比べ、7 倍程度長時間作動が可能になり、トータルインパルスビットを約 7 倍に向上した。また、S-PPT とフレームの間は絶縁材で仕切られており漏電を防ぐようになっている。キャパシタバンクには絶縁材で覆われたコンデンサが収納されている。MDR-PPT は 30W 級であるため所定のエネルギーを生み出すため静電容量 1.5 μ F のコンデンサを 13 枚並列に接続して静電容量 19.5 μ F および初期エネルギーが 31.59J となるようにした。PPU は有限会社ハイ・サーブ社と共同で開発を行った。

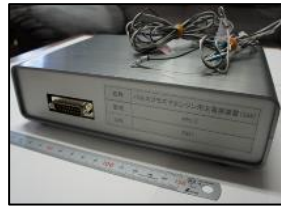


(a) MDR-PPT システム

図 3.2-1 MDR-PPT の構成



(b) キャパシタバンク



(c) PPU

図 3.2-1 MDR-PPT の構成

図 3.2-2 に MDR-PPT システムを衛星に搭載したときの 3D モデルを載せる。図より MDR-PPT システムは衛星の真ん中に配置されている。この位置に置くことで推進機を作動させた際に回転モーメントが発生して衛星の姿勢が崩れてしまうのを防止する。

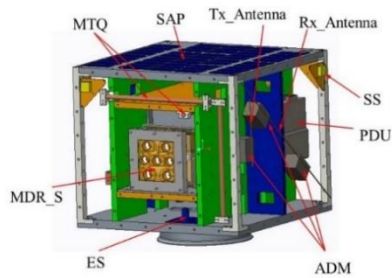


図 3.2-2 推進機搭載時のイメージ図

3.3 MDR-PPT システム

MDR-PPT システムは衛星構体に搭載されたバッテリーより電力を供給され、OBC により PPU を制御することで各 S-PPT に電力の供給およびキャパシタへの充電を行うことができる。図 3.3-1 に MDR-PPT システムのブロック線図を示す。各 S-PPT にイグナイタがひとつずつ取り付けられているため PPU を制御することによって独立して S-PPT を作動させることが可能となっている。こちらは MDR-PPT の回路となります。PPU は衛星バス部の OBC より送られてきたコマンドによって制御され、バッテリーより電力を供給されています。

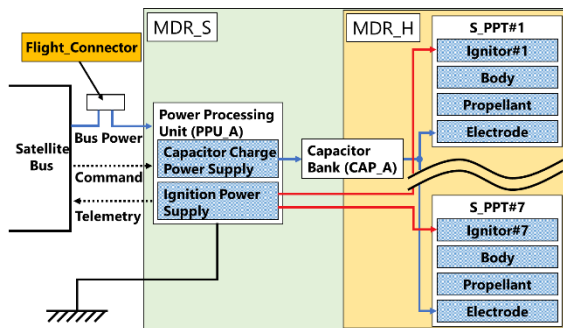


図 3.3-1 MDR-PPT のブロック線図

3.4 MDR-PPT システムの運用

プロイテレス衛星 2 号機のミッションは長期にわたって遂行されるため推進機も長期間作動しなければならない。そ

のため PPT 噴射は 4 つのミッションに分かれて遂行される。図 3.4-1 に S-PPT 噴射の順番を示した。図のように S-PPT は噴射されるが 1 番以外の S-PPT に関しては対称にある PPT 同士交互に噴射させる。重心軸から外れた S-PPT を一つだけ噴射させると回転モーメントが生じてしまう。したがって交互に噴射させることによって回転モーメントの発生を防ぐことができる。各 S-PPT において 8 万ショットの噴射が可能であるので合計で 56 万ショットの噴射が可能である。

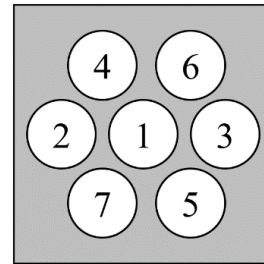


図 3.4-1 噴射の順番

実際には衛星は 90 分で一周し、その間の 30 分間のみ噴射を実行する。図 3.4-2 にミッションの運用工程を示す。図に示す通りミッションは 36Wh の満充電された状態からスタートする。衛星放出後初めの日照時間から 30 分間 PPT を噴射させ、その後 4 週かけて充電を行うこのサイクルを 1 周期として繰り返し行うことでミッションを遂行する。MDR-PPT は 1.5 秒間隔で噴射するため 30 分間の間に約 1,200 ショットの噴射を実行することが可能である。

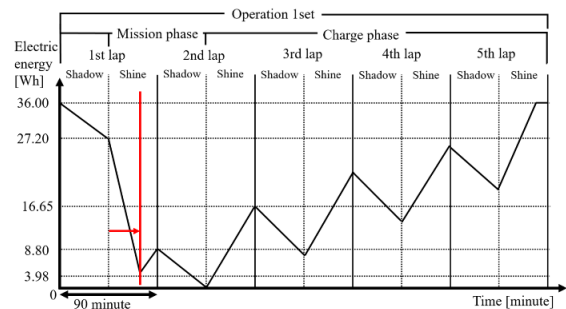


図 3.4-2 ミッション運用工程

3.5 MDR-PPT による放熱の影響

一般的に人工衛星に搭載される電子機器は作動温度の上限が 60℃程度である。そのため推進機を作動させた際の放熱により周辺機器に悪影響を及ぼしてしまう可能性がある。MDR-PPT を 2 万ショット噴射した場合の MDR-PPT システムの各部分における温度を測定した。測定箇所はイグナイタ、アノード、キャパシタ、PPU のトランジスタ、そして MDR-PPT のベースプレートとした。測定箇所を図 3.5-1 に示す。

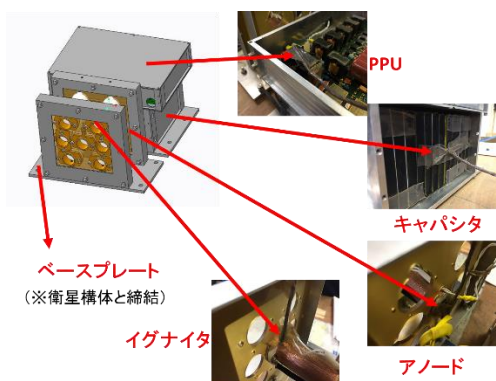


図 3.5-1 測定箇所

実験は各測定点が熱平衡に達するまで行った。温度変化の推移を表したグラフを図 3.5-2 に示す。熱平衡に達した時点ではアノードが最も高く約 130℃に達した。しかし図 3.4-2 に示した通りミッション中に PPT は 1,200 ショットしか噴射を行わない。したがって図に示す黒点線部の 1,200 ショット時の温度を検証する必要がある。1,200 ショット時の各機器の温度をまとめたものを表 3.5-1 に示す。表よりアノード部では 60℃を超えた。しかし唯一衛星構体との接点であるベースプレートの温度は 26.4℃であることとミッションの工程上 1,200 ショット噴射後 6 時間程度作動停止させ充電する必要があるその間に熱伝達によって拡散することから、他機器への影響はないものと判断される。

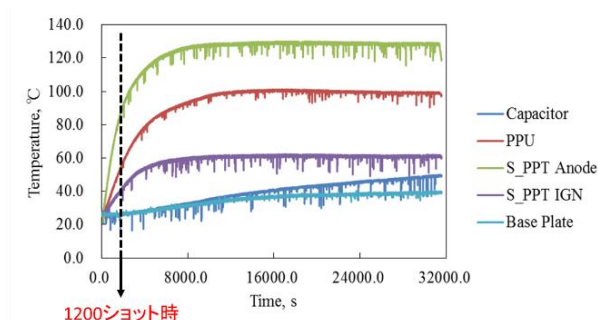


図 3.5-2 測定結果

表 3.5-1 1,200 ショット時の測定温度

	Temperature, °C
Capacitor	26.6
PPU	53.9
S_PPT Anode	86.6
S_PPT_IGN	40.4
Base Plate	26.4

4. 電気推進器を用いたデブリ除去

4.1 デブリ除去の概要

本学では電気推進機を用いたデブリ除去の検討を行っている。図 4.1-1 にデブリ除去の概要を示す。除去衛星はデブリに接近しデブリの前方に移動する。電気推進機をデブリに向けて噴射しデブリの速度を減速させる。減速したデブリは遠心力と重力とのバランスが崩れるため軌道高度を低下していき短期間で大気圏へ突入させることができる。しかしこ

の時推進機による力積が $Tt[Ns]$ とするとデブリの受ける力積は $\alpha Tt[Ns]$ となり、衛星は $Tt[Ns]$ の反作用を受けて進行方向へ加速される。デブリは減速し除去衛星は加速してしまうため両者の距離は一定を保てず継続した除去ができなくなる。そこで除去衛星からは進行方向に対して $(1+\beta)Tt[Ns]$ の強さで推進機を噴射する必要がある。

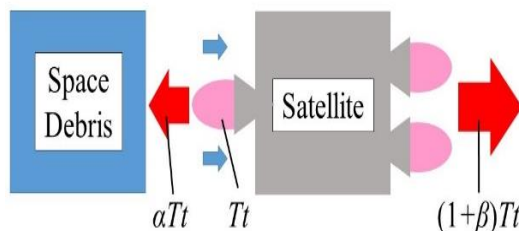


図 4.1-1 デブリ除去の概要図

4.2 実験装置

4.2.1 実験概要

実験の目的は推進機によるプルームとデブリの受ける力積との関係を求めるためのデータを取得することである。まずプローブ法により推進機の推進性能のデータを取得する。次に同じ推進剤を用いて噴射方向にデブリを模したターゲットを配置する。図 4.2-1 に実験概要図を載せる。

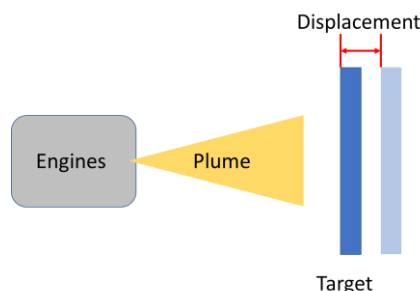


図 4.2-1 実験概要図

4.2.2 シリンドリカルホールスラスタ

電気推進機を用いた除去実験には本学で研究されている電気推進機を用いた除去実験には本学で研究されているシリンドリカルホールスラスタ (Cylindrical Hall Thruster: CHT) を用いた。図 4.2-2 に CHT の概要図および表 4.2-1 に CHT の諸元を示す⁴⁾。

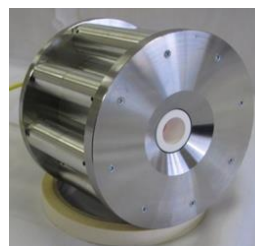


図 4.2-2 CHT の概要図

表 4.2-1 CHT の諸元

直径	100
全長	130
放電室直径	14
放電室長さ	Max 17
磁極位置	11-22
アノード材質	Cu
放電室の材質	BN

4.2.3 真空排気管

図 4.2-3 に真空チャンバおよび真空排気装置の概要図を載せる。真空チャンバの直径は 1,200mm、長さは 2,250mm である。

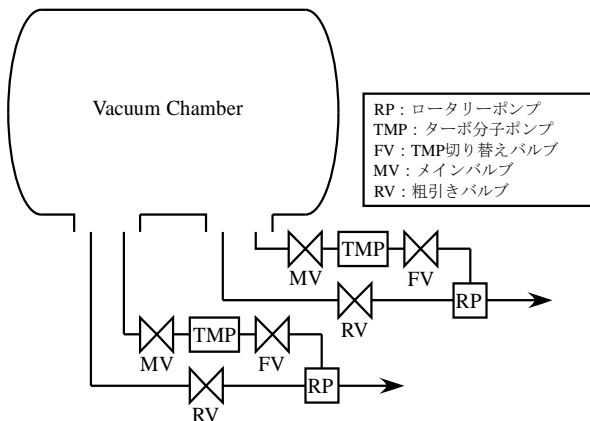


図 4.2-3 真空排気系の概要図

4.2.4 電源装置

ホールスラスタの電源は、直流電源装置のみで構成されている。スラスタ本体の主放電用の電源とホローカソードに使用されている電源の使用を表 4.2-2 に示す。また図 4.2-3 に電源装置の回路図を示す。

表 4.2-2 電源装置の仕様

Power supply	Model	Maximum rated power
Main discharge	SERIES LQ1P10 GRASSMAN HIGH VOLTAGE INC	1000-V 10A
Hollow cathode heater	PAN110-10 (株) 菊水電子工業	110-V 10A
Hollow cathode keeper	PSF-400H (株) テクシオテクノロジー	1800-V 3A

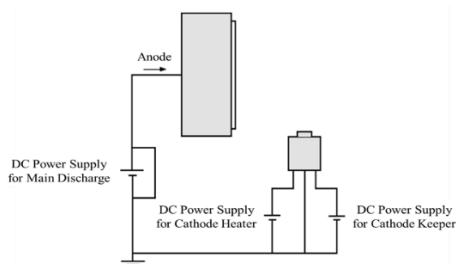


図 4.2-3 電源装置の回路図

4.2.5 電子供給装置

スラスタの電子供給には既製品のホローカソード（Veeco-Ion-Tech 社製の HCN-252）を用いた。図 4.2-4 にホローカソードの写真を載せる。ホローカソードには作動させるためのガスを必要とするが電子供給が安定していることと寿命が長いことからホールスラスタのカソードとして広く用いられている。



図 4.2-4 ホローカソード

4.2.6 ターゲット

デブリを模したターゲットは製作の関係やチャンバのサイズの都合上ロケットのフェアリング部のように数メートルにも及ぶものを作れないことと実際に想定されるデブリの候補として 1U 衛星を採用することにした。ターゲットの 3D モデル図を図 4.2-5 に示す。ターゲットのサイズは 100mm 立方四方であり、材料はアルミ材で作られている。

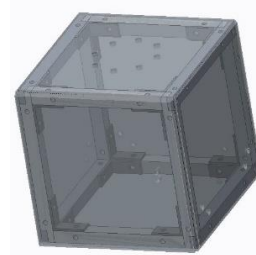


図 4.2-5 ターゲット

4.2.7 推力測定装置

ホールスラスタの推力は mN オーダーと非常に小さいため、接触式ロードセル等による測定は困難である。そのため本実験では渦電流方式の非接触式微小変位計を用いた。ターゲットは図 4.2-6 にチャンバの上部に水平に設置されてある角柱に点接地で支えられており振り子の要領で振れることができる。

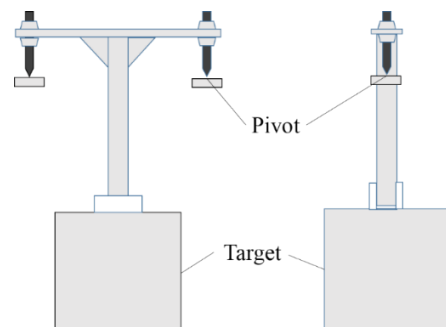


図 4.2-6 ターゲットと振り子の概要図

4.3 反力測定実験

4.3.1 実験条件

実験の諸条件を表 4.3-1 に示す。本実験では放電電流と放電電圧の関係および反力と消費電力の関係を求めるため、放電電圧 300-650V まで 50V 刻みで作動を行い、ターゲットへ噴流を照射した。

表 4.3-1 反力測定実験条件

放電電圧[V]	300-650	
推進剤	Xe	
質量流量[mg/s]	0.3	0.4
ターゲット間距離[mm]	80	
背圧[Pa]	3.55×10^{-3}	

4.3.2 実験結果

本実験において、放電電圧 300-650V での照射を確認した。本実験で取得した放電電流と放電電圧の関係を図 4.3-1 に、反力と消費電力の関係を図 4.3-2 に示す。

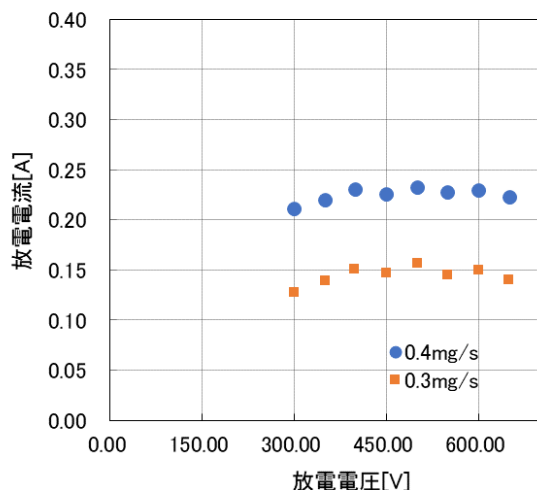


図 4.3-1 各放電電圧における放電電流

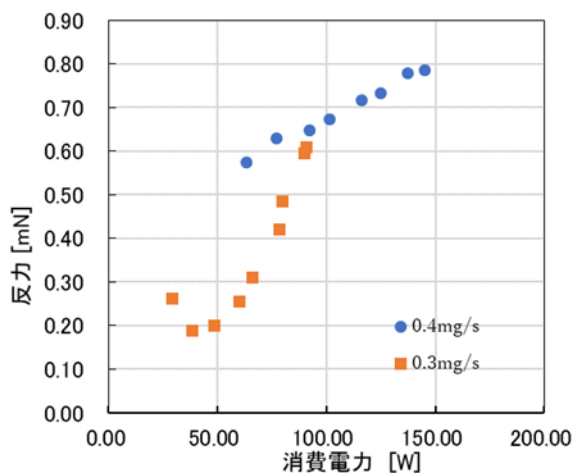


図 4.3-2 消費電力に対する反力の関係

4.4 角度変更後の反力測定実験

4.4.1 実験条件

角度の変更によって最も影響がでると考えられる、ターゲットを 45 度回転させた装置で再度実験を行った。実験の諸条件を表 4.3-2 に示す。本実験では、電圧値を変化したことで、反力の大きな変化がみられなかったため 300V から 100V おきに 600V までの範囲で反力を測定した。

表 4.3-2 角度変更後の実験条件

放電電圧[V]	300-600	
推進剤	Xe	
質量流量[mg/s]	0.3	0.4
ターゲット間距離[mm]	80	
背圧[pa]	3.55×10^{-3}	

4.4.2 実験結果

本実験において、放電電圧 300-600V での照射を確認した。本実験で取得した放電電流と放電電圧の関係を図 4.4-1 に、反力と消費電力の関係を図 4.4-2 に示す。

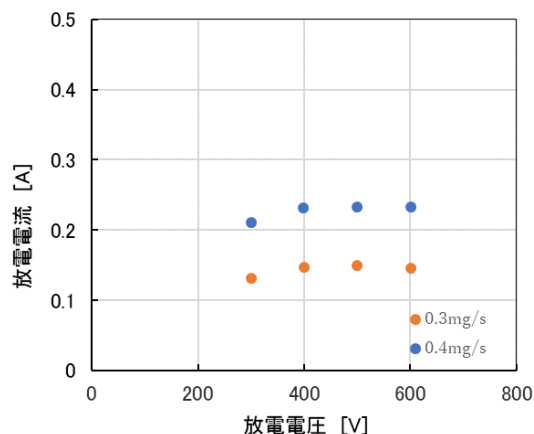


図 4.4-1 角度変更後の放電電流

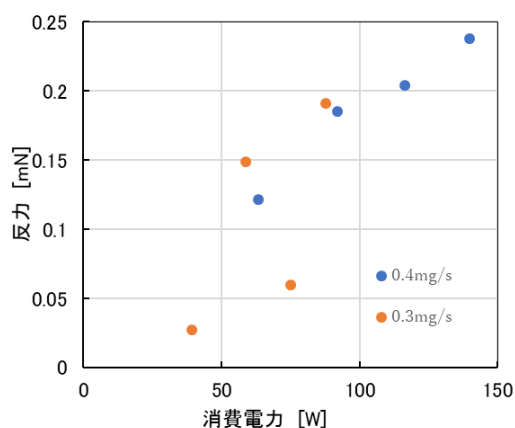


図 4.4-2 角度変更後の反力実験値

4.5 生ガス噴射実験

4.5.1 実験条件

噴流を照射する際に推進剤が同時に少量噴出される。そのとき、推進剤がターゲットに与える影響を確認するため、生ガスのみをターゲットに照射する実験を行った。ターゲット

平面をスラスタに水平に設置した場合とターゲットを 45 度回転させる 2 つの条件で実験を行った。実験条件を表 4.5-1 に示す。本実験では質量流量と反力に関係のデータを取得した。

表 4.5-1 生ガス噴射実験の条件

推進剤	Xe
質量流量[mg/s]	0.8, 1.0, 2.0, 3.0
ターゲット間距離[mm]	80
背圧[Pa]	3.55×10^{-3}

4.5.2 実験結果

実験で得られた質量流量と反力の関係を図 4.5-1 に示す。推進剤の噴射によって与える反力は推進剤を多く投入すると上昇した。

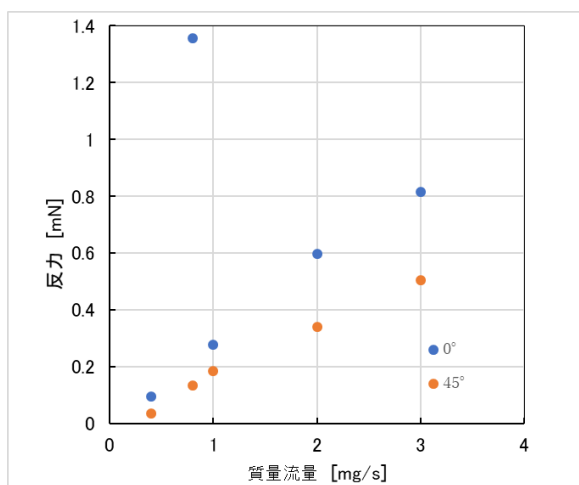


図 4.5-1 各質量流量における反力値

5. 結言

5.1 PROITERES 衛星 2 号機について

本学で PPT の性能実証用衛星としてプロイテレス衛星 2 号機の開発を行った。センサ類として太陽センサ、磁気センサ、ジャイロセンサおよび地球センサを搭載しておりアクチュエータである磁気トルカおよびリアクションホイールによって姿勢制御を行うことができる。メインミッションは本研究室で開発された多放電室型 PPT を用いた軌道遷移であり、2 年以内の大気圏再突入を目指す。

5.2 多放電室型 PPT について

PPT 実証用衛星であるプロイテレス衛星 2 号機への搭載を目的として MDR-PPT システムを開発した。本システムは総静電容量 19.5μF で初期エネルギーが 31.59J のコンデンサを搭載したキャパシタバンク、電力制御用の PPU および PPT 放電室の 3 点から構成されている。推進剤噴射はミッション開始時の初めの日照時間に 30 分行きその後 4 週かけて充電を行い、このサイクルを繰り返して軌道遷移を図る。また本システムにより放出される熱による他機器への影響を考慮するため熱測定実験を行った。測定の結果、最も高いところでアノード部分の 86.6℃であり一般的な宇宙用電子機器の

作動限界 60℃を上回っているが衛星との接続部であるベースプレートが 26.4℃であることから他機器への影響はないものと判断した。

5.3 デブリ除去実験について

スラスタ-ターゲット距離間 80mm、質量流量 4.0mg/s のとき最大で 0.79mN の反力を得られた。

ターゲットの角度を変更することによって、影響の変化を確認した。本研究では、ターゲットを 45°回転させ反力測定を行った。照射を受ける面が斜面となることにより反力が大幅に低減され、最大で 0.238mN の反力を得た。これは形状変化による圧力抵抗が減少したためと考えられる。

スラスタからの生ガス噴射による影響を確認した。推進剤の質量流量 3.0mg/s でターゲット角度 0°のとき最大 0.816mN、45°のとき最大 0.503mN の反力となった。また、実際にスラスタを作動させた 0.3mg-0.4mg の範囲では角度 0°で 0.1mN 以下、角度 45°で 0.05mN 以下となりスラスタ噴射の 17%程度の反力を得られた。しかし、推進剤はそのほとんどがプラズマ化されるため、スラスタ噴射による生ガスの影響は少ないと考えられる。

参考文献

- 1) 加藤明 著 「スペースデブリ」 2015 年
- 2) Iwamoto, Ryosuke; Kajihara, Kaisei; Yagi, Ryuta; Yamauchi, Tsubasa; Fujita, Hiroki; Nada, Ryuta; Tahara, Hirokazu; Takada, Kyoko; Ikeda, Tomoyuki: Development progress of the Osaka Institute of Technology 2nd PROITERES Nano-Satellite with Pulsed Plasma Thrusters for Powered Flight, STEP-2017-083 JAXA, Institute of Space and Astronautical Science Sagamihara campus, Kanagawa, Japan, 2018, (in Japanese).
- 3) Okahara, Hayato; Fujita, Ryota; Morikawa, Naoki; Ono, Takahiro; Ryuho, Koki; Enomoto, Kosuke; Matsumoto, Yuki; Tahara, Hirokazu; Takada, Kyoko; Wakizono, Takashi: Development of electrothermal pulsed plasma thruster system for long distance powered flight of the Osaka Institute of Technology Nano-satellite PROITERES-2, STEP-2017-037 JAXA, Institute of Space and Astronautical Science Sagamihara campus, Kanagawa, Japan, 2018, (in Japanese).
- 4) Kobayashi, Mitsuyoshi; Furukubo, Yusuke; Kawakami, Tensei; Fujiwara, Kyohei; Tagawa, Makoto; Tahara, Hirokazu; Takada, Kyoko; Ikeda, Tomoyuki: Performance Characteristics of Cylindrical Hall Thrusters for Moon Exploration Micro/Nano-Satellites and Development of Magnetic Field Expansion Cathode with Piezoelectric Igniter, STEP-2017-070 JAXA, Institute of Space and Astronautical Science Sagamihara campus, Kanagawa, Japan, 2018, (in Japanese).