

# 目次

第1章 総論 .....	1
1-1 背景.....	1
1-2 電気推進機 .....	5
1-3 超小型人工衛星プロイテレス .....	7
1-4 本研究の目的.....	10
1-5 本論文の構成.....	11
第2章 パルスプラズマスラスタ .....	12
2-1 概要.....	12
2-1-1 概要 .....	13
2-1-2 電極形状 .....	14
2-1-3 推進剤.....	17
2-1-4 点火装置 .....	18
2-2 加速原理.....	19
2-3 性能評価パラメータ .....	20
2-3-1 インパルスビット .....	20
2-3-2 マスショット .....	21
2-3-3 比推力.....	21
2-3-4 トータルインパルス .....	21
2-3-5 エネルギー効率と等価プラズマ抵抗 .....	21
2-4 要求される性能 .....	23
第3章 実験装置 .....	28
3-1 実験装置の構成 .....	28
3-2 PPT システム.....	28
3-2-1 PPT ヘッド .....	28
3-2-2 主放電用キャパシタ .....	29
3-2-3 電源装置.....	30
3-3 排気系装置 .....	33
3-4 インパルスビット測定装置 .....	35
3-5 マスショット測定装置.....	42
3-6 予備実験.....	43
3-7 まとめ .....	45

第4章 数値シミュレーション .....	46
4-1 はじめに.....	46
4-2 仮定とシミュレーションモデル .....	47
4-3 計算コード.....	48
4-3-1 主放電回路 .....	48
4-3-2 放電電流によるジュール加熱.....	48
4-3-3 衝突断面積 .....	49
4-3-4 電離度.....	50
4-3-5 シースの影響を考慮した固体推進剤表面への熱伝達.....	50
4-3-6 電子、イオン及び中性粒子の固体表面近傍の温度.....	55
4-3-7 固体推進剤内部の熱伝導 .....	57
4-3-8 放射によるエネルギー損失 .....	58
4-3-9 アブレーションした気体の熱エネルギー .....	59
4-3-10 アブレーションフラックス .....	59
4-3-11 表面再結合.....	59
4-3-12 流体の保存則 .....	60
4-3-13 粘性による運動量、エネルギーの損失.....	60
4-3-14 ノズル出口における発散による運動量及びエネルギーの損失.....	61
4-3-15 計算スキーム .....	62
4-4 計算結果 -妥当性の確認- .....	63
4-5 まとめ .....	65
第5章 高推力型パルスプラズマスラスタ .....	66
5-1 はじめに.....	66
5-2 数値シミュレーションによるアプローチ .....	67
5-2-1 放電室形状の変更における影響.....	67
5-2-2 ノズル形状の変更における影響.....	75
5-2-3 初期エネルギーの変更における影響 .....	79
5-2-4 主放電回路の変更における影響.....	84
5-2-5 放電室内部の物理現象.....	88
5-3 実験によるアプローチ.....	93
5-4 まとめ .....	96
第6章 長時間作動型パルスプラズマスラスタ .....	98
6-1 はじめに.....	98

6-2 推進剤供給型 PPT.....	98
6-3 多放電室型 PPT .....	100
6-3-1 1st MDR-PPT ヘッド .....	101
6-3-2 2nd MDR-PPT ヘッド .....	103
6-3-3 温度測定 .....	105
6-4 まとめ .....	108
第7章 50kg 級超小型衛星搭載用 PPT システム .....	109
7-1 はじめに.....	109
7-2 プロイテレス衛星 2 号機用 PPT システム.....	109
7-2-1 構成及び課題 .....	109
7-2-2 MDR-PPT ヘッドの改良 .....	111
7-2-3 キャパシタ及び PPU 用筐体の開発 .....	115
7-2-4 PPT システムのまとめ .....	117
7-3 MDR_S の性能評価 .....	119
7-3-1 トータルインパルス測定 .....	119
7-3-2 S_PPT の切り替え及び作動確認 .....	120
7-3-3 温度測定 .....	121
7-4 まとめ .....	124
第8章 総括 .....	126
参考文献.....	130
謝辞 .....	140

## 記号表

$\alpha$	: エネルギー (温度) 適応係数
$A$	: キャビティおよびノズルの断面積
$C$	: キャパシタンス
$C_p$	: 比熱
$e$	: 単位体積当たりの全エネルギー, または電荷素量
$E_i$	: PTFE 中の炭素とフッ素の存在比を考慮した 1 価電離の平均電離エネルギー (15.36 eV)
$j$	: 放電電流密度 ( $=J/A$ )
$J$	: 放電電流
$k$	: ボルツマン定数
$K$	: プラズマ中の熱伝導率
$L$	: キャビティ長さ, またはインダクタンス
$L_{noz}$	: ノズル長さ
$L_{cir}$	: 断面の周長さ
$m$	: 質量
$n$	: 数密度
$P$	: プラズマの圧力
$P_c$	: PTFE の特性圧力
$P_{vap}$	: PTFE の蒸気圧
$q$	: エネルギーフラックス
$Q$	: キャパシタ内の電荷
$Q_{ab}$	: アブレーションしたガスの熱エネルギー[W/m <sup>3</sup> ]
$Q_{conv}$	: シースを考慮した PTFE への熱伝導エネルギー[W/m <sup>3</sup> ]
$Q_j$	: 放電電流によるジュール加熱のエネルギー[W/m <sup>3</sup> ]
$Q_{rad}$	: 制動放射エネルギー[W/m <sup>3</sup> ]
$Q_{rec}$	: 表面再結合による PTFE へのエネルギー[W/m <sup>3</sup> ]
$Q_{rec,in}$	: PTFE 内部で吸収される表面再結合エネルギー[W/m <sup>3</sup> ]
$r$	: PTFE 表面 ( $r=0$ mm) からの深さ
$r_c$	: キャビティの最短半径 (2.0 mm)
$R$	: 電気抵抗
$T$	: プラズマの温度
$T_c$	: PTFE の特性温度
$u$	: 流速
$\phi$	: シースの電位差
$\Phi$	: 粘性によるエネルギー散逸[W/m <sup>3</sup> ]

$\Delta H$ : PTFE の結合エネルギー[J/kg]  
 $\gamma$ : 比熱比  
 $\Gamma$ : アブレーションフラックス[kg/(m<sup>2</sup>s)]  
 $\eta$ : プラズマの抵抗率  
 $\kappa$ : 固体 PTFE の熱伝導率  
 $\varphi$ : 各粒子の数 (フラックス)  
 $\Theta$ : PTFE 内部の温度  
 $\rho$ : プラズマの密度  
 $\rho_0$ : 固体 PTFE の密度  
 $\sigma$ : 衝突断面積  
 $\tau_0$ : 壁面摩擦応力

添字

$c$ : キャパシタ  
 $conv$ : 熱伝達  
 $cond$ : 熱伝導  
 $e$ : 電子  
 $h$ : 重粒子 (イオンと中性粒子)  
 $i$ : イオン  
 $n$ : 中性粒子  
 $p$ : プラズマ  
 $s$ : PTFE 表面  
 $tran$ : 主放電回路のケーブル (電極含む)  
 $w$ : クヌッセン層の表面

# 第 1 章 総論

## 1-1 背景

20 世紀初頭にコンスタンチン・エドゥアルドヴィチ・ツィオルコフスキー (Konstantin Eduardovich Tsiolkovsky) はロケットの推進力を求める方程式 (ツィオルコフスキーの公式) を導き, 人工衛星や宇宙船, 多段式ロケットといった宇宙開発の基礎を提唱した. 以下にツィオルコフスキーの公式を示す<sup>1,2</sup>.

$$\Delta V = u_e \ln \frac{M_i}{M_f} \quad (1.1)$$

$\Delta V$ は宇宙機の飛行速度の変化量,  $u_e$ はロケットエンジンが排出する流体の排出速度,  $M_i$ は宇宙機の初期質量,  $M_f$ は宇宙機の終期質量を表している. この公式は, 宇宙空間 (空気抵抗や摩擦, 重力などが無い空間) で宇宙機に搭載したロケットエンジンにより噴射・推進力を得た際の宇宙機の速度増分を求める際に使用する. 特に, 軌道遷移や宇宙航行を伴う探査ミッションなどでは用いられており, 宇宙空間で使用されるロケットエンジン, 推進機には必要な計算式である. 本論文においても宇宙機の軌道計算の際に使用する.

その後, 主に軍事的にロケット開発が進み, 1957 年 10 月 4 日に世界初となる人工衛星「スプートニク 1 号」の打ち上げが成功した. その翌年にアメリカの人工衛星「エクスプローラ」が打ち上げに成功し, これよりソ連とアメリカの宇宙開発競争を中心に, 世界各国で宇宙開発が激化していった. 近年では, 宇宙開発を行う民間企業が多く設立され, 20 世紀では国家が指導して従事されてきた宇宙開発は民間においても行われるようになってきた. アメリカの Space X 社では世界初の再利用型打ち上げロケットである「Falcon 9」の開発が行われており, 2018 年 2 月 6 日には Falcon 9 を 3 基使用した「Falcon Heavy」の打ち上げ及びサイドブースター 2 機の回収に成功した. Falcon Heavy は Falcon 9 の打ち上げ能力を 3 倍以上向上することに成功し, スペースシャトルや H-IIB ロケットの打ち上げ能力を凌駕している. そのため, 大型の人工衛星や宇宙船などを打ち上げることに期待されている. これまで各国が競うように国家や民間などの垣根を超えて, 宇宙開発に従事してきたことで衛星システムおよびロケット技術が格段に進歩してきた. それに伴い, より良いミッション・実証を遂行しようと画策してきたことで人工衛星や宇宙機は大型化, ロケットの打ち上げ能力が向上し搭載可能な質量も増加してきた. さらに, 衛星の大型化により人工衛星の機能・性能の向上と, 多量の軌道維持用燃料及び冗長システムの搭載が可能になったことで, 人工衛星自身の寿命が延びてきた. 現在, 軍事・通信・地球観測・航行用等の様々な大型人工衛星が打ち上げられ, 私たちの生活に, 不可欠なものとなっている. しかし, その一方で大型人工衛星には下記の問題が存在する<sup>3-6</sup>.

- 1) 開発にかかる費用が莫大（数十億以上）
- 2) 開発期間が長期（数十年）
- 3) 失敗時のコストが甚大

これらの要因により、2000年頃から大学などの研究機関等では予算に限りがあることや挑戦的なミッション等が行えないため大型人工衛星ではなく、100 kg以下の小型人工衛星の研究開発が活発化している。特に、近年では50 kg以下の超小型人工衛星が打ち上げられる件数が大型人工衛星よりも増加している。2010年以降には10 kg以下のキューブサットと呼ばれている超小型人工衛星を中心に急激に超小型人工衛星の打ち上げが増加している。この背景として単にコストが低いだけでなく、これまでに世界中でしのぎを削って宇宙開発に従事してきたことで小型の人工衛星でも大型人工衛星に劣らない性能・実証ミッションが行えるようになったためである。また、打ち上げを行う方法が数多く実現されてきており、大学や中小企業においても低コストで打ち上げを行うことが可能になったことも要因の一つである。打ち上げ及び放出方法は大きく2種類が存在する<sup>7-12</sup>。

- 1) 相乗り方式
- 2) 国際宇宙ステーションからの放出方式

1)の相乗り方式は世界各国で用いられている方式で、打ち上げロケットに主衛星を搭載して余った余剰スペースに超小型人工衛星を搭載し打ち上げる方法である。図 1-1 に概略図を示す。ロケットや主衛星により搭載できる衛星の大きさや数は決まるが、日本ではH-IIA ロケットにより行われており、1回で複数の超小型人工衛星が打ち上げられる。もう一つの2)は国際宇宙ステーションから放出する方式である。この方式は小型衛星放出機構(JEM Small Satellite Orbital Deployer : J-SSOD) や NASA で開発された放出機構に搭載された1U (10 x 10 x 10 cm<sup>3</sup>) サイズの超小型人工衛星を補給機「こうのとり」により地上から国際宇宙ステーション (International Space Station : ISS) に運び、日本実験棟モジュール (Japanese Experiment Module : JEM) 「きぼう」のエアロックシステム (JEM Airlock) とロボットアーム (JEM Remote Manipulator System : JEMRMS) を用いて軌道高度約 400 km の地点に放出される。2017年7月までに198基以上の超小型人工衛星の放出に成功している。日本のみならず、世界中で開発された超小型人工衛星が多く打ち上げられている。ここで表 1-1 に重量別の超小型人工衛星の分類についてまとめた<sup>13-15</sup>。

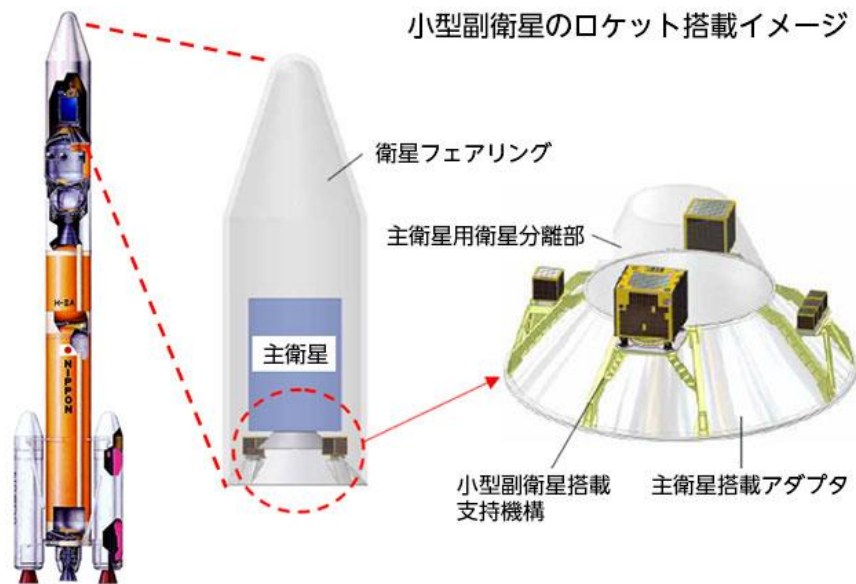


図 1-1 相乗り方式<sup>16</sup>

表 1-1 重量別の人工衛星の分類<sup>17</sup>

重量	分類	
500 kg 以上	大型人工衛星	
50-500 kg	小型人工衛星	ミニサット
10-50 kg		マイクロサット
1-10 kg		ナノサット
1 kg 以下		ピコサット

また、日本には大学宇宙工学コンソーシアム (University Space Engineering Consortium: UNISEC) という特定非営利活動法人が存在する。UNISEC は超小型人工衛星を研究開発する大学や高専が中心となり、世界各国の他の団体と切磋琢磨し協力して宇宙開発を行っている。図 1-2 に 2015 年度までに UNISEC に所属する大学や高専などで開発・打ち上げられた超小型人工衛星をまとめたものを示す。図に示すように数多くの超小型人工衛星の打上げが成功しており、中にはこの 20 年ほどで数十基も打ち上げられ、衛星キット (衛星構体や電源バスなどは、そのままミッション系を顧客がカスタマイズして開発・運用される衛星) として販売が開始されている衛星もある<sup>9</sup>。以上が近年、超小型人工衛星の開発及び打ち上げが活発化している概要である<sup>18,19</sup>。





図 1-2 UNISEC に所属する団体が打ち上げた超小型人工衛星のまとめ<sup>19</sup>

しかし、その一方で問題もある。その問題点については以下の、

- 1) 空気抵抗や摩擦，外乱などの影響で早期に地球へ落下
- 2) 打ち上げ件数の増加に伴う宇宙ごみの増加

である。1)では、相乗りで打ち上げられる超小型衛星は約 600 km，ISS からの放出は約 400 km と地球低軌道位置に打ち上げ・放出されるため，微小な大気や太陽光等の外乱を受け，数か月から数年で地球に落下してくる可能性がある。短期間で落下してしまうと実施する予定であったミッションを遂行する前に運用が終了してしまう。衛星本来の寿命に関わる問題といえる。2)は，打ち上げロケットは人工衛星や宇宙機を所定の位置まで運ぶと分離して軌道に放出される。その際に発生した残骸が宇宙空間に残されて，軌道上を周回しつつ浮遊する。また，近年超小型衛星の打ち上げ数が飛躍的に伸びてきたことで，宇宙空間を浮遊する超小型人工衛星も増大している。このようなロケットの残骸や役目を終えた宇宙機は宇宙のごみ，スペースデブリと呼ばれている。このスペースデブリが運用中の人工衛星や宇宙機と衝突が発生し，問題となっている。2007 年には衛星破壊実験が行われ，2009 年には衛星同士が衝突する事故などがあり，急激にスペースデブリが増加してきている。これ以上スペースデブリが増加すると将来的にロケットの打ち上げが自粛され，打ち上げ回数が減少することも考えられる。この問題は早急に改善する必要があるため，世界各国で問題解決方法が研究されている<sup>20-23</sup>。

この対策として，超小型人工衛星に推進機を搭載し軌道高度の変更を実行することで上記の問題を解決できる。問題 1)については，外乱で少しずつ衛星の飛行速度が低下し地球に落下していくことから飛行速度の低下を感知すると推進機により飛行速度を増加させる。これは位置制御とも呼ばれている。問題 2)については，スペースデブリや宇宙機との衝突を感知すると推

進機により衝突を回避する方法である。これ以外に、軌道高度の変更を行うことが可能な推進機を確立することで、様々な運用に結びつけることができ、超小型人工衛星ではこの試みは未だ実証されておらず、成功すれば今後の超小型人工衛星のみならず宇宙機の利用価値が高まると期待できる。超小型人工衛星には搭載する機器のスペースは小さく、電源装置や制御装置、通信装置など少ないスペースに様々な機器を搭載する必要があるため小型・軽量かつ低電力で作動できる推進機が求められる<sup>24-27</sup>。

## 1-2 電気推進機

宇宙用推進機は主に、化学推進機と電気推進機に大別される。前者は、燃料と酸化剤を化学反応（燃焼反応）により発生した高温高压のガスがノズルを通り加速排出することで推力を得る、一般的に地上から宇宙空間まで人工衛星や探査機等を運搬するロケットのエンジンに使用されている。後者は、太陽電池による太陽エネルギーを電気エネルギーに変換し、その電気エネルギーを用いて推進剤をプラズマ化し、加速排出して推力を得る、一般的に宇宙空間で人工衛星や探査機に使用するエンジンである。図 1-3 に主な宇宙用推進機の性能を評価した図を示す<sup>1,2</sup>。

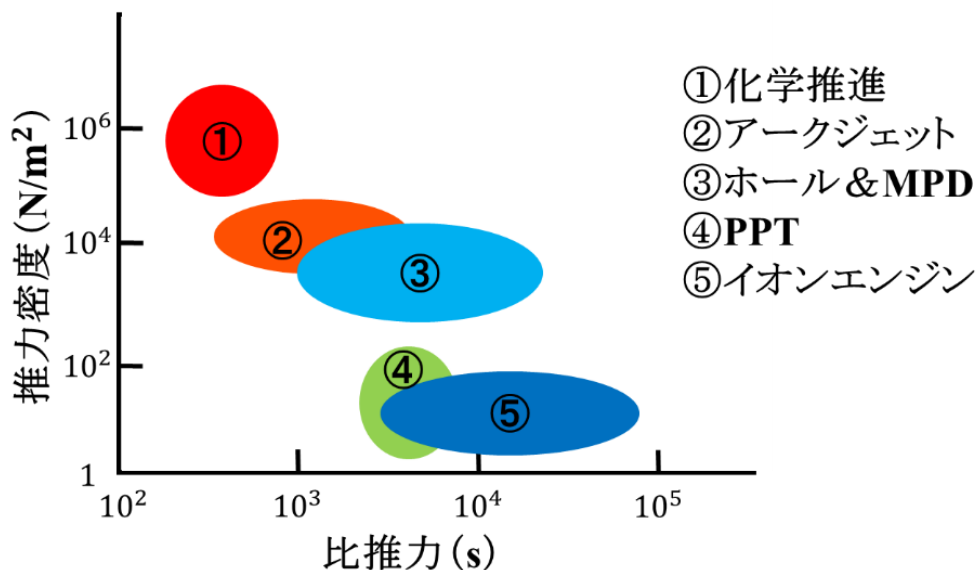


図 1-3 宇宙用推進機の性能まとめ<sup>1</sup>

図からもわかるように、化学推進機は推力密度が他の推進機に比べて非常に高く、瞬時に大きな推力を得ることが出来るが、比推力（単位重量の推進剤で単位推力を発生させ続けられる時間、秒数）は低く、大量の推進剤を必要とする。実際に、人工衛星などの打上げの際に使用されるロケットは総重量の90%以上が推進剤の重量である。また、静止軌道（高度36,000 km）まで自力で飛行しなければならない気象衛星などにも多く採用されているが、2006年に運用を開始した気象衛星「ひまわり7号」は総質量4.65 tの内、約2.9 tは推進剤であり、全体の60%を占める<sup>28</sup>。その他、超小型人工衛星では「HODOYOSHI」衛星1号機（2014年11月打ち上

げ) や 3 号機 (2014 年 6 月打ち上げ) には過酸化水素 (60wt%) を推進剤とした小型一液式化学推進機が搭載されたが, 推進剤のみで 4 kg (1 号機) と 2 kg (3 号機) を使用しており, 衛星重量の内, 推進剤重量が大きい<sup>29-31</sup>. それに対して, 電気推進機は化学推進に比べ推力密度は非常に小さいが, 比推力は非常に高く, 推進剤重量を節約することが出来る. 2010 年, 地球に帰還した小惑星探査衛星「はやぶさ」には, 主推進機として電気推進機の一つであるイオンエンジンが採用され, 約 7 年の歳月を費やしたが僅か 66 kg の推進剤で約 3 億 km 離れた小惑星「イトカワ」を往復し地球に帰還した<sup>32-35</sup>. また, 超小型人工衛星「HODOYOSHI」衛星 4 号機 (2014 年 6 月打ち上げ) にはイオンエンジン, 超小型深宇宙探査機「PROCYON」(2014 年 12 月打ち上げ) にはイオンエンジンとコールドガススラスタを統合した推進システムを採用した. PROCYON は姿勢制御にコールドガススラスタを, 軌道遷移にイオンエンジンを使用し, 推進剤重量 2.57 kg と超小型の宇宙機では重い分類にあるが合計で 223 時間の作動を達成したことからも長距離の軌道遷移や長時間作動には適した推進機であると考えられる<sup>36-40</sup>. 以上から, 重量リソースの限られる小型人工衛星搭載用の推進機として電気推進機が期待されている. 電気推進機は, その加速方式の違いから次のように分類される<sup>1,2,41,42</sup>.

- 1) 電熱加速型 (アークジェットスラスタ, パルスプラズマスラスタなど)
- 2) 静電加速型 (イオンエンジン, ホールスラスタなど)
- 3) 電磁加速型 (MPD スラスタ, パルスプラズマスラスタなど)

1)の電熱加速型はプラズマを気体力学的に加速することにより推力を発生させることができ, 代表的なのはアークジェットスラスタとパルスプラズマスラスタが挙げられる. この電熱加速型は放電室内部を高圧力にしてノズルを通しプラズマを加速させるため, 電極構造が同軸型という点が特徴でもある. アークジェットスラスタは推進剤を直流アーク放電により加熱させノズルによりプラズマを超音速で排出する. 推進剤にはヒドラジンやアンモニアなどが使用される. また, アメリカの Aerojet 社などで実用化されており, 人工衛星や宇宙機の姿勢制御用に用いられている. 基本的に 1 kW 以上の大電力で使用される, 化学推進機に負けない高推力密度を誇る推進機の一つである<sup>43-49</sup>.

2)の静電加速型は正イオンを静電場により加速することで推力を発生させることができ, 代表的なのはイオンエンジンやホールスラスタが挙げられる. この静電加速型は放電室内部でイオンビームを形成し外部に設けている電子を放出する中和器によりイオンビームを中和させ, 宇宙機への帯電を防止する特徴がある. 実際に, 衛星に搭載されたイオンエンジンが中和器から発生する電子放出能力が低下し, 帯電した報告がされている<sup>50</sup>. イオンエンジンは何らかのプロセス (アーク放電やマイクロ波, 高周波など) により推進剤をプラズマ化しグリッドと呼ばれる多孔状電極の穴を通る際にイオンを加速・排出させ, 外部に設置している中和器により電子を放出しイオンビームを中和する. 推進剤はキセノンが主に使用されている. 実用例としては, 小惑星探査機「はやぶさ」や Boeing 社が開発した全電化衛星バス「702SP」などに搭載されている<sup>32-35,51,52</sup>. 全電化衛星とはこれまでの主流であった化学推進機は 1 基も使用せず, 電

気推進機のみで運用を行う衛星のことを呼ぶ。ホールスラストは円環状の放電室内の径方向に磁場を軸方向に電場を印加した構造で、外部に設置した陰極（ホローカソード）より電子を放出し放電室内に磁場の影響で閉じ込めて、放電室上流から推進剤を流してそれと電離衝突させてプラズマを生成する。その後、電位差により下流に向けて放出し、ホローカソードから放出した電子により中和させる。推進剤にはキセノンやクリプトンなどが使用される。実用例は、Fakel 社の SPT-140 や SPT-140D などが代表的である<sup>51,53-58</sup>。

3)の電磁加速型は放電電流とその誘起磁場により発生するローレンツ力でプラズマを加速して推力を得ることができ、代表的なのは MPD スラストやパルスプラズマスラストが挙げられる。この電磁加速型はコイルや磁石などにより発生したプラズマを加速・排出し、高比推力を生み出すことができる特徴がある。MPD スラストはアークジェットスラストと同様の電極構造及びアーク放電により推進剤を電離させ、プラズマを生成しノズルにより加速・放出する。また、放出時にコイルや磁石等の磁場により電磁流体であるプラズマを加速させ、高推進効率を誇る。推進剤には水素やアルゴンなどが使用されており、大電力及び熱的な影響など課題は多くあまり実用例はないが、将来的に有人探査ミッションや月輸送ミッションなどに期待されている。以上より電気推進機には、それぞれに特徴があり、推力・比推力・電力レベルおよび推進剤などが異なるため、ミッションに応じて最適な推進機を選ぶ必要がある<sup>59-65</sup>。

近年、超小型人工衛星に搭載する電気推進機として本研究で扱う電気推進機パルスプラズマスラスト（Pulsed Plasma Thruster：PPT）が注目されている<sup>41,66</sup>。詳細は第2章で説明する。

### 1-3 超小型人工衛星プロイテレス

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) をキックオフした。このプロジェクトは電気推進機を搭載した超小型人工衛星を研究開発し、軌道上で実証試験を行うことを目標としている。本プロジェクトの目的は、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ことにある。これまでに大学規模で開発された超小型人工衛星は推進機を搭載せず、自由に宇宙空間を飛翔することはできなかった。本プロジェクトの遂行により電気推進の動力航行が実証されれば、今後超小型人工衛星のミッションの幅が大きく広がることが予想される<sup>67</sup>。

2012 年にインド宇宙研究機関 (Indian Space Research Organisation：ISRO) の PSLV-C21 ロケットによりプロイテレス衛星 1 号機の打ち上げに成功した。その後、軌道上に投入され通信を試みたが失敗に終わっている。図 1-4 に打ち上げられた 1 号機のフライトモデル (Flight Model：FM) と表 1-2 に主な仕様を示す。1 号機のメインミッションは、電気推進ロケットエンジン PPT による軌道遷移の実現であった。また、サブミッションとして関西地区、淀川域の観察、地球環境の幅広いリモートセンシングを行う。搭載した PPT を図 1-5 に、仕様を表 1-3 に示す。1 号機に搭載した PPT の性能は、作動回数が約 50,000 ショットであり、使用する推進剤で発生

させることができるトータルインパルス（第2章で性能評価パラメータについて詳しく説明する）は5Nsを達成した。図1-6に性能測定を行った結果を示す。また、漏電・磁場干渉の防止、打上げ時の衝撃を考慮しつつ、部品点数の削減と構造の簡略化を行うことにより142gとなった<sup>27.68-71</sup>。

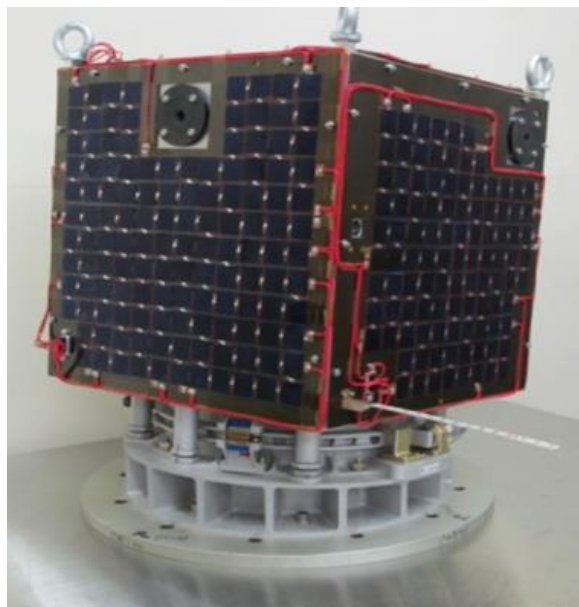
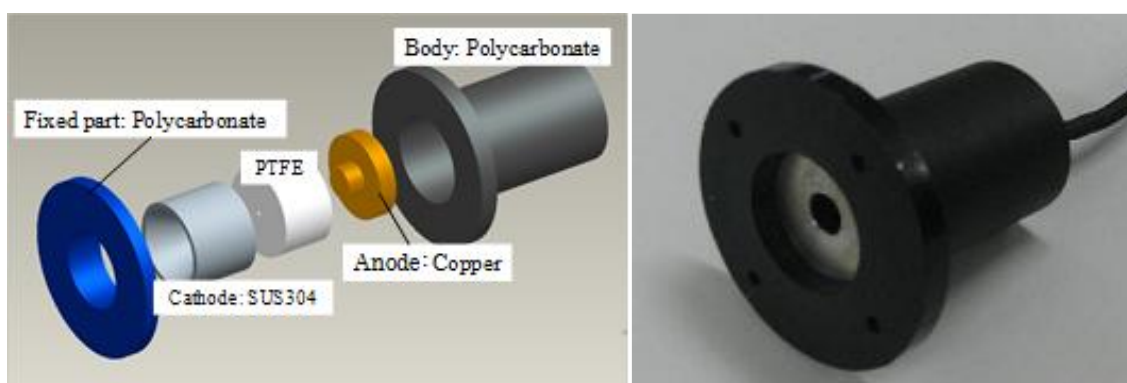


図1-4 プロイテレス衛星1号機FM

表1-2 プロイテレス衛星1号機の仕様

Mass, kg	14.5
Dimensions, mm <sup>3</sup>	300 x 300 x 300
Altitude, km	670
Orbit	Sun-synchronous orbit



(a) 分解図

(b) 写真

図1-5 プロイテレス衛星1号機搭載用PPT

表 1-3 プロイテレス衛星 1 号機搭載用 PPT の仕様

Mass, g	142	Size, mm <sup>3</sup>	30 x 50 x 40
Cavity length, mm	10.0	Cavity diameter, mm	1.0
Ignitor hole diameter, mm	2.2	Ignitor hole position, mm	2.0
Nozzle length, mm	19.0	Nozzle half angle, deg.	0
Nozzle diameter, mm	7.0	Material body	PC
Material propellant	PTFE	Material cathode	SUS304
Material anode	Copper	Total Impulse, Ns	5.4Ns

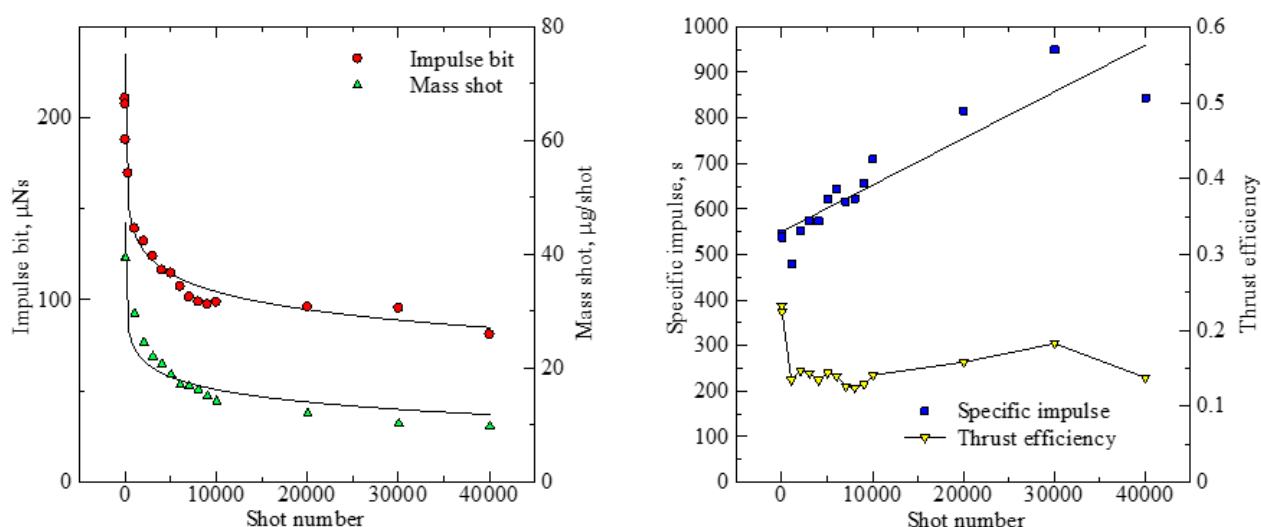


図 1-6 プロイテレス衛星 1 号機搭載用 PPT の性能

また、2010 年度よりプロイテレス衛星 2 号機の研究開発がスタートした。この 2 号機は 1 号機と同様に電気推進機 PPT を搭載して、10 km 以上の軌道遷移を実証することをメインミッションに据えている。そのために、衛星を 50 kg 級に大型化して太陽光パネルを貼り付ける面積を増加させ、推進機で使用できる電力を増加させる。表 1-4 に主なプロイテレス衛星 2 号機の仕様を示す<sup>26,72</sup>。2 号機の詳細については第 7 章で説明する。

表 1-4 プロイテレス衛星 2 号機の仕様

Mass, kg	50.0
Dimensions, mm <sup>3</sup>	500 x 500 x 480
Electrical power, W	60
Life time, year	1-2

## 1-4 本研究の目的

近年、打ち上げコストの削減や打ち上げ機会の増加により、世界中で活発的に 50 kg 以下の超小型人工衛星の開発や打ち上げが行われている。その一方で、打ち上げロケットの残骸やミッションが終了した衛星などの宇宙ごみ、スペースデブリが飛躍的に増加しており、宇宙環境の悪化やデブリと衛星が衝突して運用不能になる問題が深刻化している。これらの対策として、本研究では超小型衛星に搭載可能な小型の宇宙用推進機を開発し、軌道遷移（軌道高度の変更）を行い、スペースデブリとの衝突を回避することを提案した。宇宙用推進機の中でも、小型・軽量化に優れ、推力密度が大きな電気推進機パルスプラズマスラスタ（Pulsed Plasma Thruster : PPT）を研究の対象とした。デブリとの衝突回避ミッションの目標は、デブリと衛星との軌道誤差と超小型衛星が投入される軌道高度での衝突回数などを考慮し、超小型衛星の運用は 1 年間程度であるため、10 km 以上の軌道遷移を行うこととした。また、50 kg 級超小型衛星がこの 10 km 以上の軌道遷移を達成する場合、推進機で発生させることが可能な総合的な推力、トータルインパルスが 269 Ns 以上必要と、これが PPT の目標性能である。

かかる現状において、本博士論文では 269 Ns 以上のトータルインパルスを達成できる PPT システム（PPT 本体とキャパシタ、電源装置で構成される）の中でも、直接的に性能に関わる PPT 本体の開発を目的とし、

- 1) 数値シミュレーションと実験の両方により高推力を達成する単放電室型 PPT の考案
- 2) 実用化を目指した長時間作動が見込まれる多放電室型 PPT システムの確立
- 3) 1)と 2)を両立した PPT システム（実機モデル）の構築

を行うことである。

上記 1)は、短時間で軌道遷移を行うには高推力を発生させることが求められる。PPT は熱や流体など様々な分野の相互作用により性能が決定する。この相互作用を試行錯誤的に実験で把握するには莫大な費用と時間を有する。これを打破するべく、本研究では数値シミュレーションを用いて短時間・低コスト・多条件で作動時のメカニズムや放電時の物理現象を解明及び推進性能を予測し、高推力型 PPT の設計指針を考案する。なお、本数値シミュレーションはプラズマのジュール加熱や熱伝達、推進剤の昇華と 1 次元プラズマ流の非定常計算などを考慮している。

上記 2)は、長期間の軌道遷移を行うには PPT システムの長時間作動が求められる。推進機において長時間作動を行うには推進剤供給機構が最も主流であるが、本研究で対象としている PPT は推進剤供給機構が確立されていない。そのため、本研究では独自に長時間作動が見込まれる PPT システムを考案した。この PPT システムは主に機構や構造を確立するため、実験的に試行錯誤を繰り返して基本モデルを構築した。

最後に、上記 3)は 1)と 2)の研究内容を適宜統合し超小型人工衛星に搭載することを念頭に軌道遷移に特化した PPT システムを構築した。特に、衛星搭載用電源装置との適合実験を行い、

実際に搭載することを目標として開発した。搭載に際して、本学で研究開発を行っている 50 kg 級の超小型人工衛星プロイテレス 2 号機を想定しつつ、50 kg 以下の超小型人工衛星にも適用可能な PPT システムを目指した。

## 1-5 本論文の構成

本論文の構成は以下の通りである。

第 1 章では、超小型人工衛星の増加に伴い発生している問題を取り上げ研究の背景を説明しつつ、人工衛星や宇宙用推進機の概要と事例を紹介、本研究で求められる目的および本論文の構成を述べる。

第 2 章では、電気推進機の一つである PPT についてはこれまで研究されてきた歴史と共に、他の研究室や企業で開発されている性能を比較しつつ概要や種類を紹介し、本論文で扱う電熱加速型 PPT の特徴および動作原理、推進性能を表すパラメータなどを説明する。また、これから PPT に必要とされる性能や取り組むべき課題についても述べる。

第 3 章では、本研究で使用する実験装置を他の研究で使用されている装置と比較、その用途などを説明しつつ、使用する真空チャンバやポンプ、推進性能測定装置、PPT システムなどを紹介する。

第 4 章では、PPT の放電時に発生する非定常物理現象や推進性能を計算する本数値シミュレーションについて説明し、使用している計算コードやスキームを示す。シミュレーションの整合性確認にはプロイテレス衛星 1 号機に搭載した PPT と同様の条件で計算を行い、実験結果と比較する。

第 5 章では、高推力型 PPT を考案するため推進性能に依存する因子やパラメータを適宜変更し、高い推進性能を達成する条件を考案する。

第 6 章では、長時間作動型 PPT システムの機構や構造を構築するために実験的に試行錯誤を行い、独自に長時間作動に特化した PPT システムを考案したので、それらの説明を行う。

第 7 章では、本学で研究開発しているプロイテレス衛星 2 号機及び 50 kg 以下の超小型人工衛星に搭載する際の課題や制約を述べ、第 5 章と第 6 章で考案・構築した結果を統合しつつ課題等を満たした超小型人工衛星搭載用 PPT システムの実用化に向けて動作確認や熱による影響を調査したので説明する。

第 8 章では、本論文の結論を述べる。



## 第2章 パルスプラズマスラスタ

### 2-1 概要

パルスプラズマスラスタ (Pulsed Plasma Thruster : PPT) は電気推進機の一つで、最大の特徴は主に固体である四フッ化エチレン (Polytetrafluoroethylene : PTFE) を推進剤として用いていることである。パルス状の高電圧 (点火装置) を印加させ、キャパシタに蓄えていたエネルギーを放出して推進剤を昇華・電離し、ノズルを通して発生したプラズマ流体を加速及び排出を行うパルス作動型の推進機である。この固体推進剤を利用するパルス作動により、PPT は他の推進機とは異なる以下のような特徴と利点を有する<sup>1.2.10-12.41.73</sup>。

- 1) 基本的に PPT は固体推進剤が放電室を形成していることから推進剤を供給する機構が不要であり、小型・軽量化の点で優れている。
- 2) ウォームアップ時間はキャパシタに充電する時間のみで、1 秒以内で充電が完了する。
- 3) ヒータ等が不要であるため、待機電力は必要ない。
- 4) 部品点数が少なく、可動部が無いため信頼性が高く、打上げ時の衝撃や振動に強い。
- 5) ON, OFF のみのデジタル制御で作動させることができる。
- 6) 作動時の周波数・時間間隔が調節でき、消費電力を抑えることが可能である。

一般に PPT は、その加速原理、電極の形状・配置から 2 種類に大別される (表 2-1, 図 2-1)。

表 2-1 PPT の種類<sup>73</sup>

電極形状・配置	主な加速原理	推進剤
同軸型 (Coaxial)	電熱加速型 (Electrothermal type)	固体, 液体, 気体
平行平板型 (Parallel)	電磁加速型 (Electromagnetic type)	

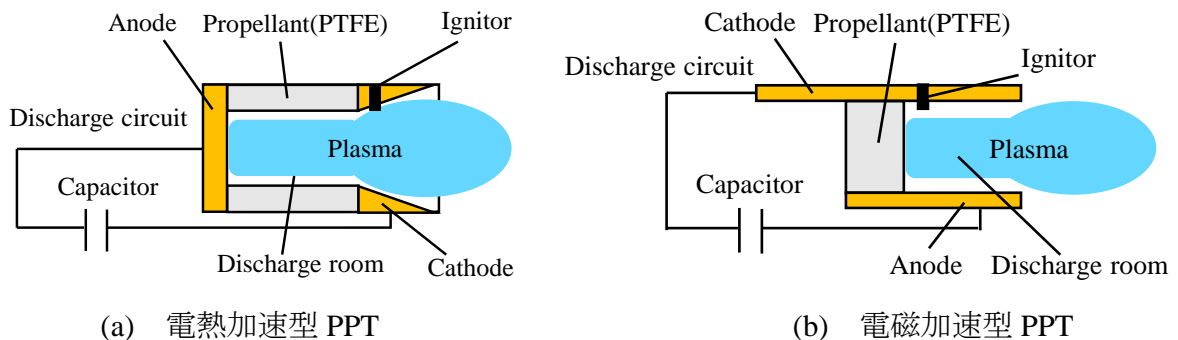


図 2-1 各 PPT の概略図

電熱加速型は放電によるジュール加熱によりプラズマへエネルギーを投入し、そのエンタルピを気体力学的に運動エネルギーへ変換することで気体を加速する推進機である。PPT 以外には DC アークジェットスラスタが代表例である。一方で、電磁加速型は放電による誘起磁場とその放電電流により発生するローレンツ力の反作用を推力として利用する推進機である。PPT 以外の代表的なものとして MPD アークジェットスラスタが電磁加速を主加速力としているものとして挙げられる<sup>1,2,41,73</sup>。この電熱加速と電磁加速にはそれぞれメリット・デメリットが存在する。詳しくは 2-1-2 項で説明する。

また、以下より詳細に PPT が研究されてきた歴史や主な性能、課題などについて紹介する。

### 2-1-1 概要

PPT は 1960 年代にアメリカやソビエト連邦 (Union of Soviet Socialist Republics : USSR) で研究が始まり、1964 年に USSR より打ち上げられた火星探査機 Zond-2 の 3 軸制御用として PPT が搭載された。これは宇宙機に搭載された世界初の電気推進機となった。日本でも L-4SC-3 号機 (1974 年) と ETS-IV (1984 年) に PPT が搭載され、宇宙空間で実証試験が行われた。これまでに PPT は 20 基以上の衛星に搭載された実績があり、その一部を表 2-2 に示す。表からもわかるように 1984 年以降 2000 年に入るまで衛星に搭載されていない。これは衛星や宇宙機が大型化されてきたことで小型・軽量の PPT ではミッションが遂行できないため、一時に研究開発が中断されていた。しかし、2000 年代に入り、小型人工衛星が注目されてきたことで PPT の研究開発が再び活発化し、現在では多くの超小型人工衛星に搭載されている<sup>1,2,41,73-88</sup>。

表 2-2 PPT を搭載した衛星

Year	Mission Name & Sponsor/Builder
1964	Zond-2 (USSR)
1968	LES-6 (Fairchild MIT Lincoln)
1974	SMS (Fairchild MIT Lincoln)
1974	L-4SC-3 (JAPAN)
1975	LES 8&9 (MIT Lincoln)
1975	TIP-II (John Hopkins University)
1981	NOVA (RCA Astro-Electronics)
1981	37min Parabolic (Academia Sinica)
1984	ETS-IV (JAPAN)
2000	MightySat II.1 (AFRL)
2000	EO-1 (Primex Aerospace)
2005	STSAT-2 (Satellite Center KAIST)
2007	FalconSat-3 (Air Force Research Lab.)
2013	Wren (StaDoKo UG)
2013	STRaND-1 (SSTL)
2013	CUSat (Cornell University)
2014	MIKA-FKI PN2 (Russian Academy of Science)
2016	Aoba VELOX III (KIT)
2017	PEGASUS (Fachhochschule Wiener Neustadt)
2018	Aoba VELOX-IV (KIT)

## 2-1-2 電極形状

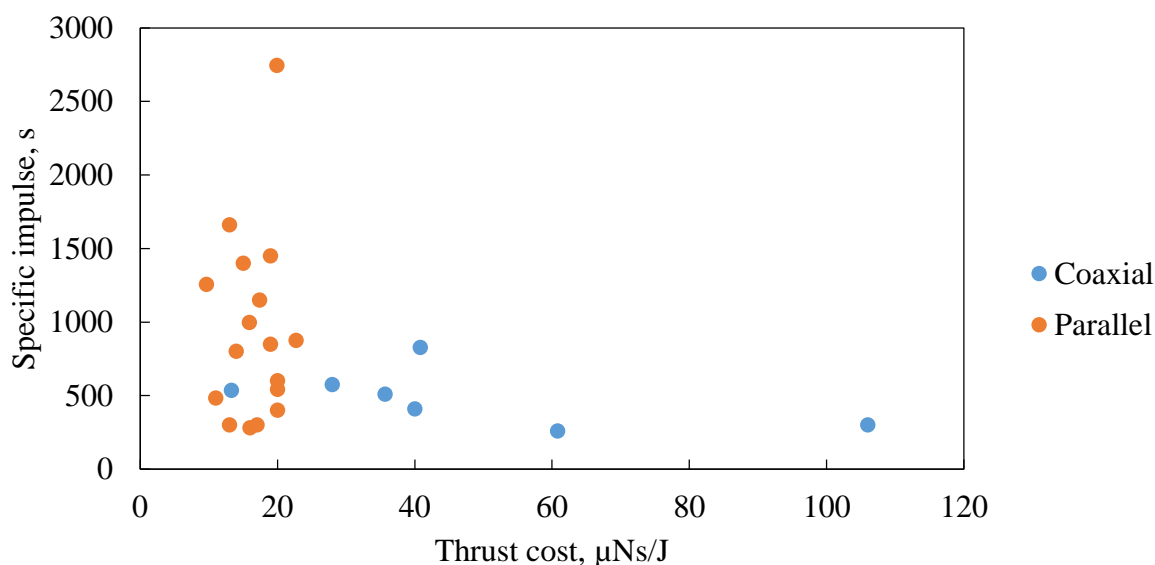
表 2-3 は、実際に衛星へ搭載された PPT や販売されている PPT、現在研究されている PPT で性能が報告されているものをまとめた表である。LES 6 から FalconSat 3 までが衛星に搭載された PPT (記載している名称は衛星の名前) であり、PPUCAP (Mars Space Ltd., Clyde Space Ltd., University of Southampton が開発) と BmP-220 (Busek Co. Inc. が開発) は販売されている PPT である<sup>89,90</sup>。それ以下については、PPT を研究している大学が保有している PPT である。TMU-PPT-50P (エネルギー 50 J で作動する平行平板型の PPT) や TMU-PPT-5C (エネルギー 5 J で作動する同軸型の PPT) は首都大学東京で研究が進められている PPT の名称である<sup>20</sup>。また、表 2-3 に示した PPT の性能を同軸型 (電熱加速) と平行平板型 (電磁加速) に分けて図 2-2 にまとめ、性能評価を行う<sup>20,73-95</sup>。図 2-2 (a) に推力電力比と比推力の関係、図 2-2 (b) に推力電力比と推進効率の関係を表している。なお、横軸は単位初期エネルギー当たりのインパルスビット [ $\mu\text{Ns}/\text{J}$ ],

すなわち推力電力比[ $\mu\text{N/W}$ ]を表している。この図から電磁加速型は推力電力比  $20 \mu\text{Ns/J}$  以下で、比推力  $1,500 \text{ s}$  以下、推進効率  $10\%$  以下を達成していることがわかる。一方、電熱加速型は推力電力比  $60 \mu\text{Ns/J}$  以下で、比推力  $800 \text{ s}$  以下、推進効率は  $10\%$  以下を達成している。以上から電磁加速型は低推力電力比、高比推力型であり、電熱加速型は高推力電力比、低比推力型であることが確認できる。推進効率については PPT より様々であるが、電熱加速型の方が一定水準以上 ( $8\%$  以上) を保っている。その他、初期エネルギーが  $50 \text{ J}$  と大きくなると推進性能が大幅に向上することが図からもみてとれる<sup>20</sup>。しかし、初期エネルギーを増加することはキャパシタの静電容量や充電電圧を増加させる必要があり、システムが大型化して超小型衛星への搭載に支障をきたす恐れがある。

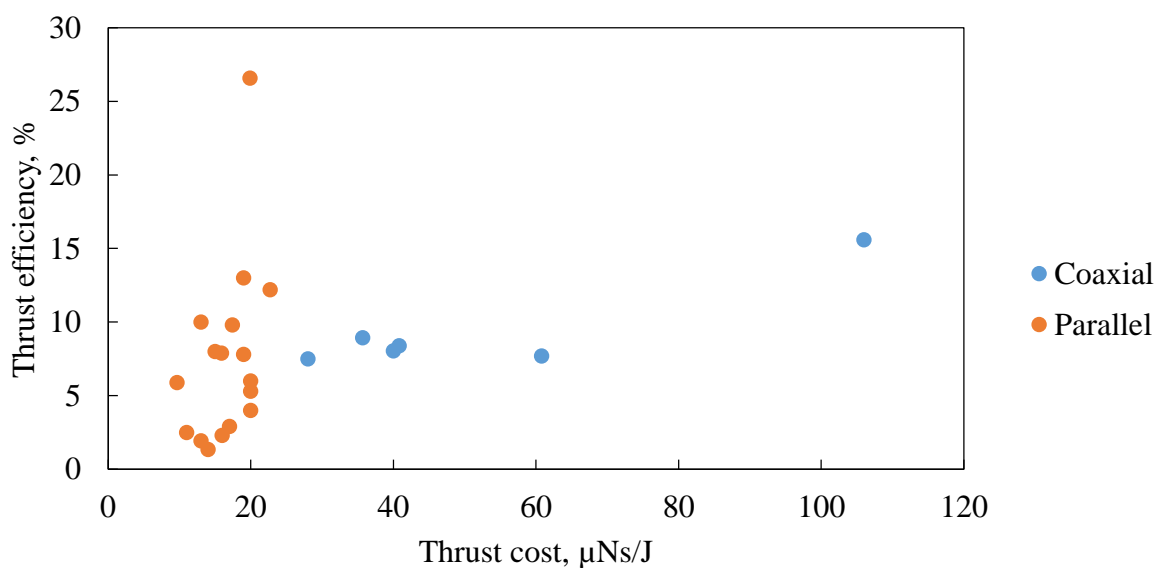
表 2-3 を見てわかる通り、これまで PPT の研究は電磁加速型が大半を占めていた。この背景は電熱加速型ではアノード電極近傍の推進剤がカソード電極近傍と比較して多く昇華される「不均一な昇華」が確認されていることや気体力学的に加速するため放電室内部の気密性が性能上重要であることなどの制約や課題が多くあったためである<sup>97,98</sup>。しかし、超小型人工衛星は寿命が  $2.3$  年と短く、尚且つ作動時間も限られていることから主推進機として用いる際には推力電力比が高い電熱加速型が優位であると考えられる。比推力に関しては電熱加速型の方が劣っているが、推進剤を貯蔵するタンク等が必要ないため推進剤質量を増加しても比推力の低さを補うことができ、不利な要因にはならない。以上から本研究では同軸型である電熱加速型 PPT を研究対象としている。

表 2-3 主な PPT の一覧

	Electrode geometry	Thrust Cost, $\mu\text{Ns}/\text{J}$	Specific Impulse, s	Thrust Efficiency, %
LES 6	Parallel	17	300	2.9
SMS	Parallel	20	400	4
LES 8&9	Parallel	19	1450	13
TIP-II	Parallel	19	850	7.8
NOVE	Parallel	20	543	5.31
37min Parabolic	Parallel	16	280	2.3
ETS-IV	Parallel	13	300	1.92
MightySat II.1	Parallel	17.4	1150	9.8
EO-1	Parallel	15	1400	8
SASAT-2	Parallel	14	800	1.34
Zond 2	Coaxial	40	410	8.04
FalconSat-3	Coaxial	40.8	827	8.4
Mars Space Ltd. PPTCUP	Parallel	20	600	6
Busek Co. Inc. BmP-220	Coaxial	13.3	536	-
TMU-PPT-50P	Parallel	19.9	2744	26.6
TMU-PPT-5P	Parallel	9.64	1255	5.9
Beihang Univ.	Parallel	15.9	997	7.9
Beijing IT	Parallel	22.7	874	12.2
Washington Univ.	Parallel	11	483	2.5
NASA Glenn R. C.	Parallel	13	1660	10
TMU-PPT-50C	Coaxial	106	300	15.6
TMU-PPT-5C	Coaxial	60.8	258	7.7
Tokyo Univ.	Coaxial	35.7	509	8.93
Princeton Univ.	Coaxial	28	574	7.5



(a) 比推力と推力電力比の関係



(b) 推進効率と推力電力比の関係

図 2-2 様々な PPT の性能評価

### 2-1-3 推進剤

これまで衛星へ搭載され実用化されてきた PPT の推進剤は全て PTFE である<sup>73</sup>。その一方で現在、世界各国で固体のみならず液体や気体の推進剤が検討され、研究が進められている。各務らは水やエタノールなど液体の推進剤を使用する液体推進剤 PPT (Liquid Propellant PPT : LP-PPT) を提案した<sup>99,100</sup>。LP-PPT は噴射器を用いて供給する推進剤流量を制御することができるため、固体推進剤 PPT 特有の放電後の予熱で昇華する推進性能に寄与しない推進剤が発生する

ことがなくなる。また、放電室内に液体推進剤を供給することで、急速に気化して放電室内部の圧力を上昇させ、イグナイタなどの点火装置がなくても自発的に放電が発生する利点を持っている。その他、Tony らはフッ素系樹脂であり、液体でもある PFPE と空気を推進剤にした液体推進剤と気体推進剤について提案した<sup>101.102</sup>。だが、構造が複雑で PPT の特徴である簡素で強固な構造が成り立たず、長時間作動のためには噴射器（供給機構）や電極形状の改良など課題がある。

PTFE は高い昇華性を持っており、プラズマからの再付着粒子を寄せ付けないため炭素が付着することが少なく、安定作動に優れている。また、PTFE は樹脂の中では最高レベルの耐熱性（327°Cでゲル化、640°Cで昇華）を有するため、固体推進剤の変形は観察されておらず、現在のところでは PTFE が最良の推進剤であるといえる<sup>103.104</sup>。

## 2-1-4 点火装置

PPT は一般的に点火装置によるきっかけで主放電を誘発し、推進剤を昇華・電離させプラズマを生成する。2-1-3 項で説明した液体推進剤のように「点火装置なし」で主放電を誘発するものもあるが、基本的には点火装置が必要となる<sup>73</sup>。この点火装置は大きく分けて以下の、

- 1) イグナイタによる点火
- 2) レーザーによる点火

の2種類である。上記1)のイグナイタの概要図を図2-3に示す。イグナイタは陽極と陰極の間に絶縁体を設けており、電極間に数 kV のパルス状の高電圧を印加させることでイグニッション放電が発生する。このイグニッション放電により推進剤の少量が昇華して放電室内部を導電性の空間にし、主放電が誘発する仕組みである。一般的に、陽極棒（トリウム入りタングステンなど）にパイプ状の絶縁管（アルミナなど）が固定され、それを PPT の陰極に装着する構造である。陰極は PPT 本体と共通にすることが多い。イグナイタが作動する時間間隔[Hz]は基本的に主放電用キャパシタへ充電される時間により決定する。例えば、充電時間に1秒間かかる場合は1 Hz 以上で、充電時間が0.5秒かかる場合は2 Hz 以上で作動させることになる。以上から PPT の作動する時間間隔はイグナイタの作動間隔である。この方式が最も利用されている点火装置である。

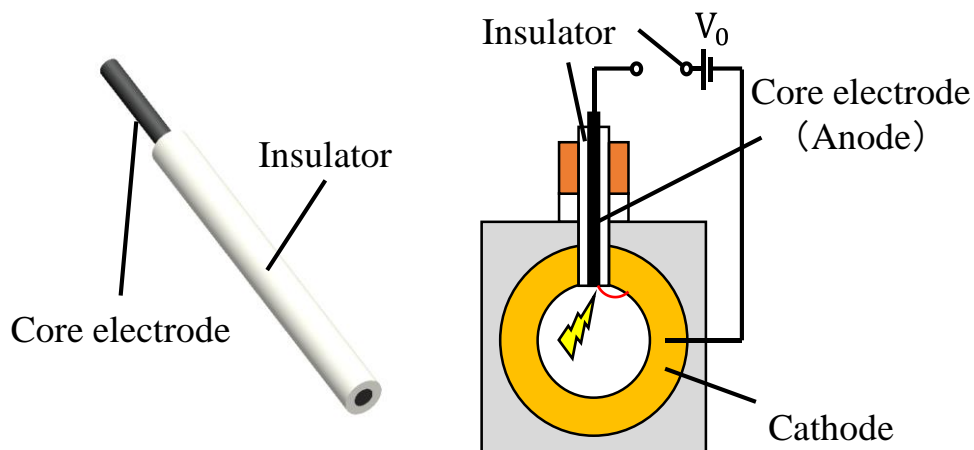


図 2-3 イグナイタの概略図

上記 2)のレーザーは推進剤にレーザーを照射して、レーザーアブレーションプラズマを生成する。これがきっかけとなり、主放電を誘発する仕組みである。レーザーを使用することで短時間に推進剤をプラズマ化することが可能で、効率よく昇華させた推進剤を電離することができ、高い推進性能を誇る。レーザーは PPT だけではなく、固体推進剤を使用する推進機に適したアブレーション方法でもあり、近年では研究が活発化している<sup>105</sup>。

本研究では、超小型人工衛星へ搭載を目的としているため小型化することが容易なイグナイタを使用している。

## 2-2 加速原理

本研究では、同軸型の電熱加速型 PPT を対象としていることから電熱加速型を基に PPT の加速原理について説明する<sup>1,2</sup>。

- 1) キャパシタ (Capacitor) に数 kV の主放電電圧を充電する。この時の充電エネルギーのことを初期エネルギー[J]といい、PPT の性能を決める重要なパラメータである。初期エネルギーはキャパシタを使用していることから電荷  $Q$  を電圧  $V$  で積分して求めることができる。電荷  $Q=CV$  であり、 $C$  は静電容量。よって、

$$E = \int Q \cdot dv = \frac{1}{2} CV^2 \quad (2.1)$$

となる。(図 2-2 (a))

- 2) 次に、点火装置イグナイタと陰極間の Gap (絶縁体) によりパルス状高電圧放電であるイグニッション放電を起こし、推進剤露出面を少量昇華させ、その一部がプラズマ化し両電極間に広がる。これにより高導電性の領域をつくり、両電極間短絡させることでキャパシタ内の電荷が一気に流れ出し主放電を形成する。(図 2-2 (b))



- 3) 形成された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・プラズマ化させる。これにより発生した高エンタルピー気体の膨張による気体力学的加速を受け、下流に加速・排出され、その反作用により推力を得る。(図 2-2 (c))
- 4) 上記などの過程が終了すればもう一度キャパシタに主放電電圧を充電し、一連の作動を繰り返して連続的に作動を行う。主放電の充電回路および放電回路の時定数は、それぞれ 0.5 から 1.5 s 程度 (キャパシタの性能に依存する) 及び数  $\mu\text{s}$  であるため、充電回路に高電圧スイッチなどを設ける必要はない。放電はピークで数 kA、幅十  $\mu\text{s}$  程度のパルス状電流であり、数 J 程度の充電エネルギーにおいても、プラズマへのエネルギー供給は瞬間的に MW のオーダーとなる。(図 2-2 (d))

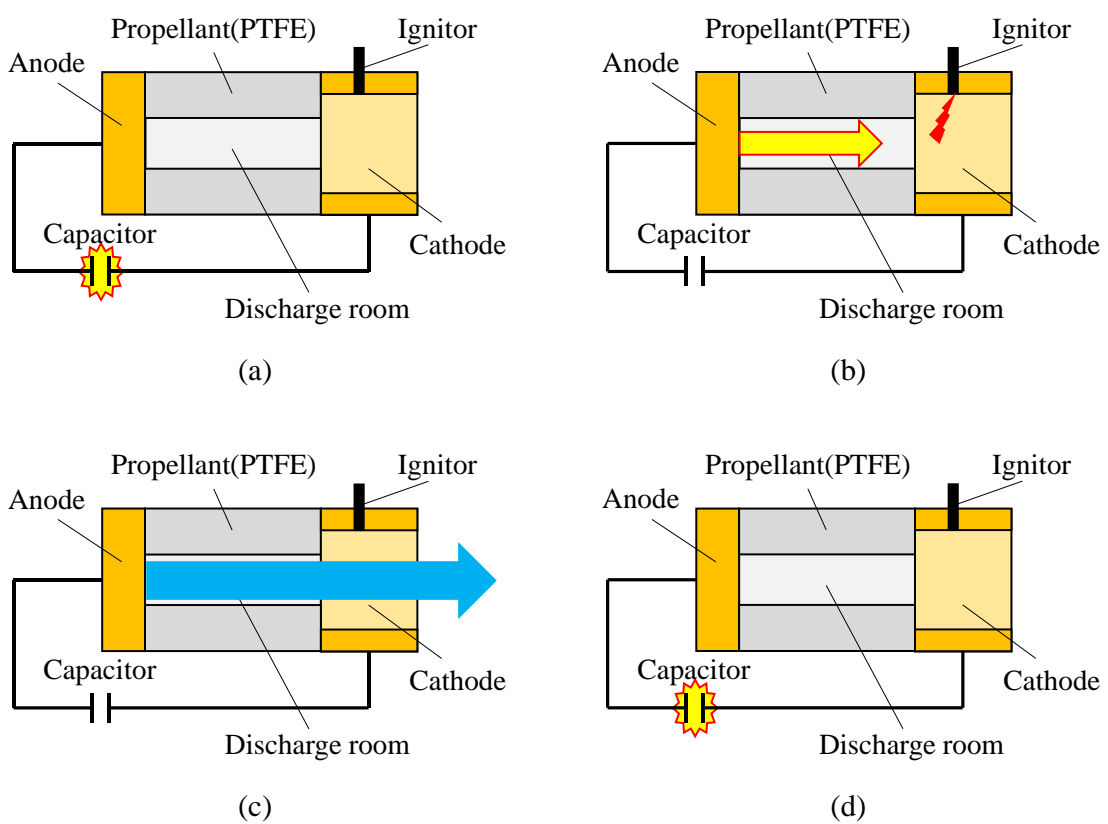


図 2-4 電熱加速型 PPT の作動原理

## 2-3 性能評価パラメータ

本節では、PPT の性能を表すパラメータについて説明する。PPT はパルス作動型の推進機であるため、他の推進機とは若干異なる評価パラメータが用いられる<sup>1,2</sup>。

### 2-3-1 インパルスビット

PPT はパルス推力を発生するため、他の推進機における「推力」の代わりに、1 ショット当たりに発生する力積を評価する。通常、これをインパルスビット或いはインパルスと呼び

$I_{bit}$ [Ns]と表す。一般にインパルスビットは初期エネルギーが増加するほど大きくなるため、実用上、単位初期エネルギー当たりのインパルスビット、すなわち推力電力比も性能を表す重要な指標となる。特に低電力の超小型人工衛星用推進機の性能としては重要である。

### 2-3-2 マスショット

1 ショット当たりに消費される固体推進剤の質量をマスショットと呼び $\Delta m$ [kg]で表す。PPTにおいて発生したマスショットがプラズマ化する割合は非常に少なく、放電後の予熱などで推力にならずに放出されるマスショットが多い。そのため、推進効率が10%台と非常に低い。

### 2-3-3 比推力

比推力 $I_{sp}$ [s]は推進機の燃費を表す指標であり、次式で表される。 $g$ は標準重力加速度( $\approx 9.8 \text{ m/s}^2$ )である。

$$I_{sp} = \frac{I_{bit}}{g \cdot \Delta m} \quad (2.2)$$

### 2-3-4 トータルインパルス

トータルインパルスはPPTの作動停止までに発生するインパルスビットの積算値である。衛星の軌道高度の変更や宇宙空間で用いられる推進機の性能で最も重要なパラメータである。

### 2-3-5 エネルギー効率と等価プラズマ抵抗

主放電回路の等価回路とエネルギーの流れを図2-5に示す<sup>1,2,97</sup>。PPT以外の電気推進機の評価においては、推進効率の算出に用いるエネルギーは、推進機本体に投入される電力を用いる。しかしPPTの場合、通常、推進効率はキャパシタ内に蓄えられる初期エネルギーを用いて計算される。これは、PPTは主放電回路におけるエネルギー損失が他の電気推進機に比べて大きいため、実用的なエネルギー効率としては初期エネルギーを基準にする方が好都合であるためである。また、パルス放電であるため推進機本体に投入されるエネルギーの見積りが難しいことも理由に挙げられる。従って、PPTにおける推進効率は、キャパシタ内の初期エネルギーが推進エネルギーに変換される割合であり、次式で評価される。

$$\eta_t \equiv \frac{E_t}{E_0} \approx \frac{I_{bit}^2}{2\Delta m \cdot E_0} \quad (2.3)$$

ここで、 $E_0$ はキャパシタ内の初期エネルギー、 $E_t$ は推進エネルギーである。上式が近似式となっているのは、排出する推進剤の質量 $\Delta m$ が単一速度で排出されることを仮定しているからであ

る. この仮定は, 例えば半径方向に速度分布を有する推進機では厳密には成り立たず, 更に PPT ではその非定常性も影響する. しかしながら推進効率は実用上有用であり, エネルギー変換効率の指標として用いられる.

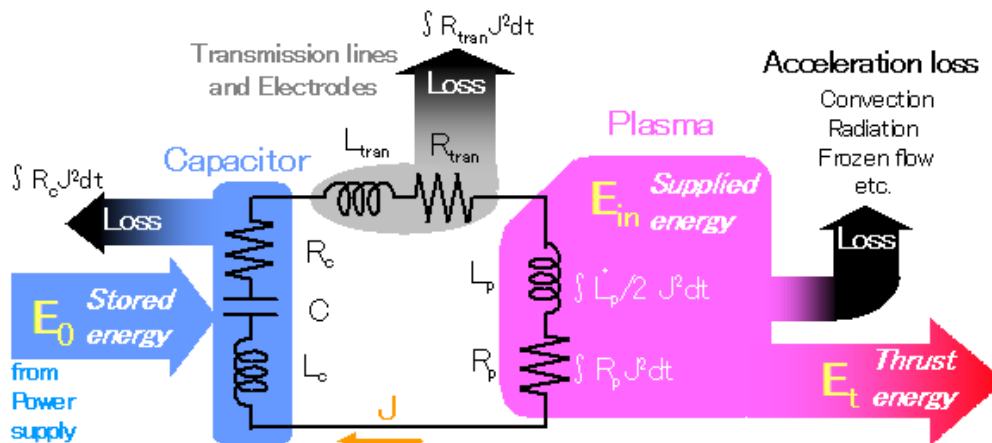


図 2-5 主放電回路の等価回路とエネルギー流れ

本研究では, 推進効率  $\eta_t$  に加え, 輸送効率  $\eta_{tran}$ , 加速効率  $\eta_{acc}$  の 3 種類のエネルギー効率を用いて性能を評価した. 輸送効率はキャパシタ内の初期エネルギーがプラズマに投入される割合, 加速効率はプラズマに投入されたエネルギーが推進エネルギーになる割合, 推進効率はキャパシタ内の初期エネルギーが推進エネルギーになる割合である.

$$\eta_{tran} = E_{in}/E_0 \quad (2.4)$$

$$\eta_{acc} = E_t/E_{in} \quad (2.5)$$

ここで,  $E_{in}$  はプラズマに投入されたエネルギー (以下, 投入エネルギー) を表す. このとき, 推進効率は式(2.4), 式(2.5)の積で表される.

$$\eta_t = E_t/E_0 = \eta_{tran}\eta_{acc} \quad (2.6)$$

式(2.4)-(2.6)のエネルギー効率は, 順に, 主放電回路, 加速機本体, システム全体の性能を表すと考えられるが, 互いに影響される関係にある. 一回の放電におけるエネルギー保存は次式で表される.

$$E_0 = E_{in} + E_{loss} \quad (2.7)$$

$$E_{in} = \int R_p J^2 dt + \int \frac{L_p}{2} J^2 dt \quad (2.8)$$

$$E_{loss} = \int (R_{tran} + R_c) J^2 dt \quad (2.9)$$

ここで、 $E_{loss}$  はキャパシタの内部抵抗、回路のケーブルおよび電極の抵抗によるジュール熱損失の合計である。 $J$  は放電電流、 $R$  は直流抵抗、 $L$  はインダクタンスを表し、添字  $p$  はプラズマ、 $tran$  は回路のケーブル（電極含む）、 $c$  はキャパシタンスを表す。 $RC$  は一般に等価直列抵抗（Equivalent Series Resistance : ESR）と呼ばれている。式(2.8)の右辺第1項はプラズマのジュール加熱に使われたエネルギー、第2項は電磁加速に使われたエネルギーを表す。電熱加速型 PPT においては第1項が支配的であると考えられる。ここで本研究では、投入エネルギーを決定する定数として、等価プラズマ抵抗  $R_{p,eq}$  を次のように定義する。

$$R_{p,eq} \equiv \frac{\int (R_p + L_p/2) J^2 dt}{\int J^2 dt} = \frac{E_{in}}{\int J^2 dt} \quad (2.10)$$

$E_{in}$  を直接求めることは困難であるが、放電電流波形と  $(R_{tran} + R_c)$  が得られれば、式(2.7), (2.9) から、

$$E_{in} = E_0 - \int (R_{tran} + R_c) J^2 dt \quad (2.11)$$

により求められる。 $(R_{tran} + R_c)$  が時間に依存しない場合、輸送効率は等価プラズマ抵抗を用いて次式で表される。

$$\eta_{tran} \equiv \frac{E_{in}}{E_0} = \frac{1}{1 + (R_{tran} + R_c)/R_{p,eq}} \quad (2.12)$$

## 2-4 要求される性能

本研究では、特にスペースデブリとの衝突を回避するために、軌道遷移を行うことができる PPT システムを開発する。このデブリとの衝突回避ミッションの目標は、デブリと衛星との軌道誤差や超小型衛星が投入される軌道高度での衝突回数などを考慮し、超小型衛星の運用は1年間程度であるため、10 km 以上の軌道遷移を行うこととした。

次に、50 kg 級超小型衛星が上記の 10 km 以上の軌道遷移を達成するには、推進機で発生させることが可能な総合的な推力、トータルインパルスの目標について、以下に記載する軌道計

算を行い、本研究で達成する性能を検討する。

人工衛星の軌道遷移においては推進機により衛星に速度変化を与えないといけない。軌道遷移にはホーマン軌道とスパイラル軌道の2種類がある<sup>1.106</sup>。

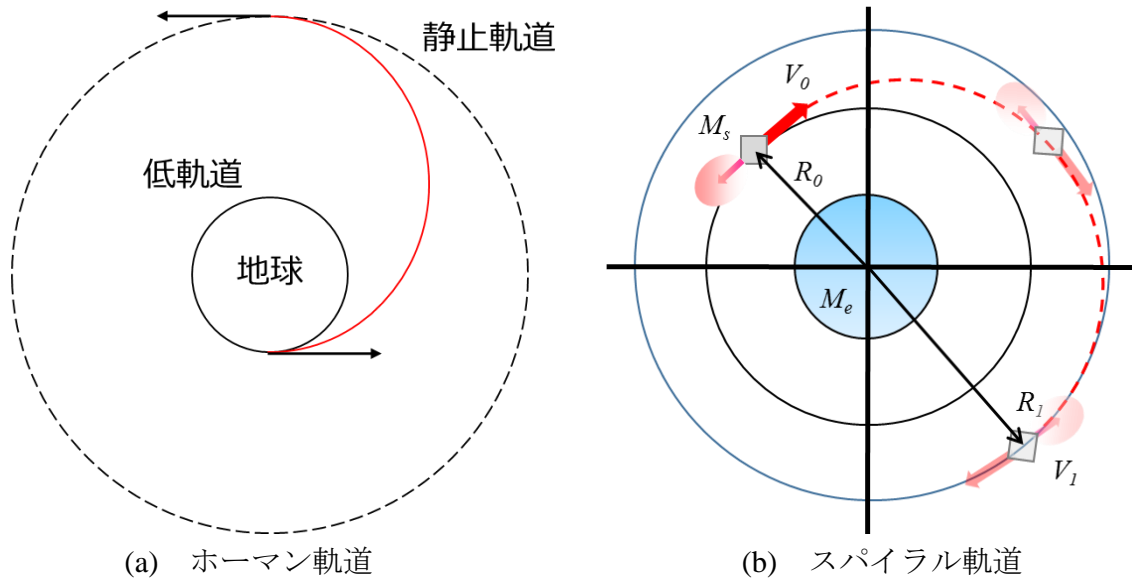


図 2-6 軌道遷移の方法

図のホーマン軌道は短時間で長距離の軌道遷移を行う際に用いられる方法で、瞬発的に高推力を発生させることができる化学推進機により地球低軌道から静止軌道位置へ軌道遷移する時に使用される。スパイラル軌道は長時間かけて軌道遷移を行う方法で、推力は低いが比推力は高く、長時間作動が見込まれる電気推進機による軌道遷移に使用される。本研究では電気推進機 PPT システムにより超小型人工衛星を軌道遷移するためスパイラル軌道を採用した。

次に、スパイラル軌道についてもう少し説明し、軌道計算を行う。軌道に投入された衛星の飛行は、打ち上げ及び放出時の衝撃による速度を保ち、衛星にかかる万有引力と遠心力の釣り合いによって軌道上を周回する。このため、推進機により衛星の周回速度を変更することでバランスを崩して螺旋状（スパイラル）に上昇または降下させることができる。

次に、スパイラル軌道による軌道遷移に必要な力積を算出する。軌道高度  $R$  (地球中心からの軌道半径) での衛星にかかる万有引力  $F_g$  は次式で求められる。

$$F_g = G \frac{M_e M_s}{R^2} \quad (2.13)$$

ここで、 $G$  ( $= 6.6 \times 10^{-11} [\text{N} \cdot \text{m}^2/\text{kg}^2]$ ) は万有引力定数、 $M_e$  は地球の質量、 $M_s$  は衛星本体の質量である。そして、軌道高度  $R$  での衛星にかかる遠心力  $F_c$  は次式で求められる。

$$F_c = M_s \frac{V^2}{R} \quad (2.14)$$

ここで、 $V$ は軌道高度  $R$  での衛星の軌道周回速度である。宇宙空間では衛星にかかる万有引力と遠心力が釣り合うこと ( $F_g = F_c$ ) で軌道高度を維持している。したがって、式(2.13)と式(2.14)より次式が成り立つ。

$$G \frac{M_e M_s}{R^2} = M_s \frac{V^2}{R} \quad (2.15)$$

式(2.15)より軌道高度  $R$  での衛星の軌道周回速度は、

$$V = \sqrt{\frac{GM_e}{R}} \quad (2.16)$$

と表すことができる。本研究では 50 kg 級の超小型人工衛星に搭載することを最初の目標としているため、50 kg 級の超小型人工衛星が投入される軌道高度  $R_0$  である 600 km から軌道高度の上昇を行うと仮定して軌道計算を実施する。まず、式(2.16)を用いて 600 km から 700 km の範囲で 10 km ごとの軌道周回速度を算出した。その結果を表 2-4 にまとめる。ただし、地球半径は 6378 km とした。

表 2-4 軌道周回速度の算出

Orbital altitude, km	Orbital radius, km	Orbital lap speed, m/s
600	6978	7514.4
610	6988	7509.0
620	6998	7503.6
630	7008	7498.3
640	7018	7492.9
650	7028	7487.6
660	7038	7482.3
670	7048	7477.0
680	7058	7471.7
690	7068	7466.4
700	7078	7461.1

次に、投入軌道高度  $R_0$  から目標軌道高度  $R_l$  に到達するために必要な力積  $I$  を算出する。必要

な力積  $I$  は次式で求められる。

$$I = M_s \Delta V = M_s (V_0 - V_1) \quad (2.17)$$

ここで、 $\Delta V$  は速度増分、 $V_0$  は  $R_0$  での軌道周回速度、 $V_1$  は  $R_1$  での軌道周回速度である。式(2.17) 及び表 2-4 を用いて、600 km から 700 km の範囲で 10 km の軌道変更毎に必要な総力積を算出した。その結果を表 2-5 にまとめる。ただし、衛星の重量は 50 kg を想定しているため  $M_s = 50$  kg とする。

表 2-5 必要な力積の算出

Orbital altitude, km	Orbital lap speed, m/s	$\Delta V$ , m/s	$I$ , Ns
600	7514.4	-	-
610	7509.0	5.4	269
620	7503.6	10.7	537
630	7498.3	16.1	805
640	7492.9	21.4	1072
650	7487.6	26.8	1339
660	7482.3	32.1	1605
670	7477.0	37.4	1870
680	7471.7	42.7	2135
690	7466.4	48.0	2400
700	7461.1	53.3	2664

結果、50 kg 級の超小型人工衛星を 10 km 以上軌道遷移させるには 269 Ns のトータルインパルスが発生させる必要がある。プロイテレス衛星 1 号機に搭載された PPT システムで達成できる総力積は約 5 Ns であったことから、大幅な性能向上を実施しなければならないことがわかる。

また、衛星に搭載するコンポーネントとして電力は最も重要なパラメータであり、推進性能に影響を与える他、搭載する際に上限を超えていると搭載することができなくなる。2014 年に打上げられた超小型人工衛星「ほどよし」4 号機には消費電力 27 W のイオンエンジンが搭載され、同年に超小型深宇宙探査機「PROCYON」には 38 W のイオンエンジンとコールドガスラスタの統合型推進システムが搭載された<sup>36</sup>。これ以外に現在販売されている推進機やこれまで超小型人工衛星に搭載されてきた推進機の電力を調査し<sup>24,36,39,40,107</sup>、現在の太陽電池パネルの発電能力及びバッテリーの能力と搭載スペースを考慮すると 50 kg 級超小型衛星では推進機システムに供給することができる電力はおおよそ 30 W 以下となり、本研究では 30 W 以下の PPT

システムを想定する.

電力以外に, 超小型衛星に搭載するには寸法と質量は重要なパラメータである. 本研究では, 「ほどよし」衛星や「PROCYON」探査機などを参考に, 一辺 300 mm 四方の立方体と質量 10 kg 以下に設定し, 開発を行うこととした.

以上から本研究では軌道遷移の目標として約 10 km 以上の軌道遷移が達成できる, すなわち 269 Ns 以上を達成することが可能, かつ 30 W 以下で要求内のスペース及び質量を満たす PPT システムを構築する.



# 第3章 実験装置

## 3-1 実験装置の構成

PPT は人工衛星などの宇宙機に搭載されており，宇宙空間で作動を行うロケットエンジンである．そのため地上で行う作動実験では宇宙空間と同様に真空環境下で実施する．本研究で使用する主な PPT の実験装置の概要（図 3-1）を下記に示す．実験装置を PPT システム，排気系，インパルスビット測定装置，マッシュット測定装置に分けて，それぞれを紹介する．

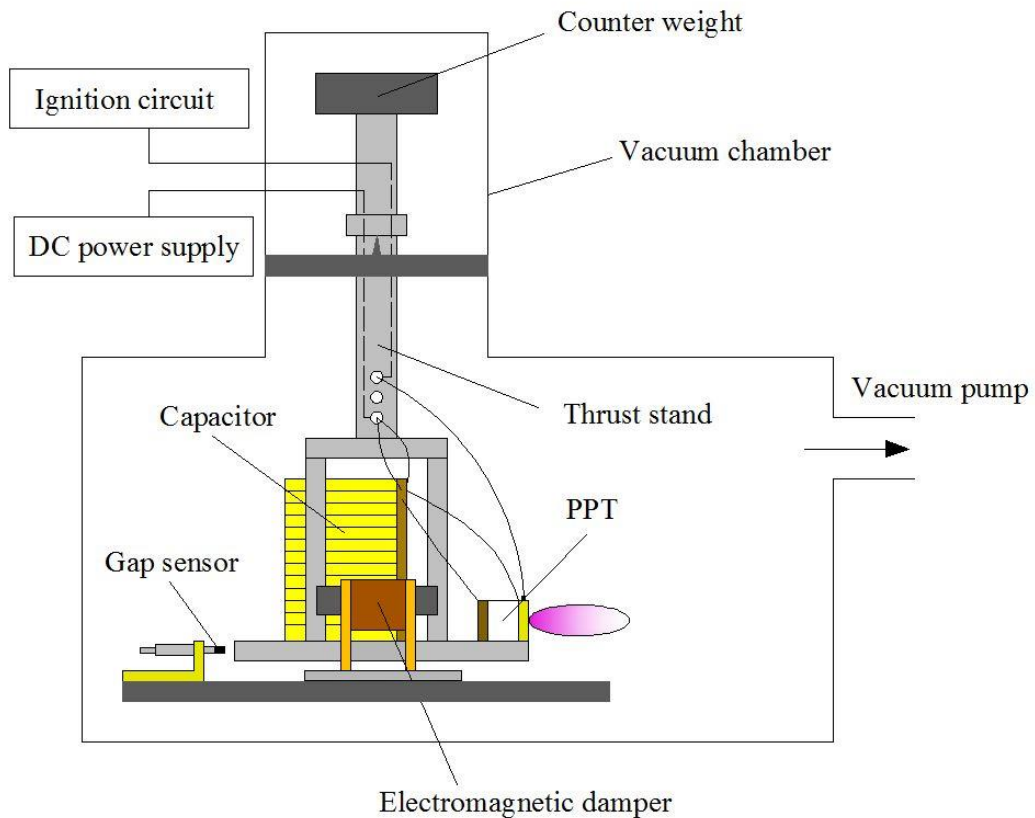


図 3-1 実験装置の概要

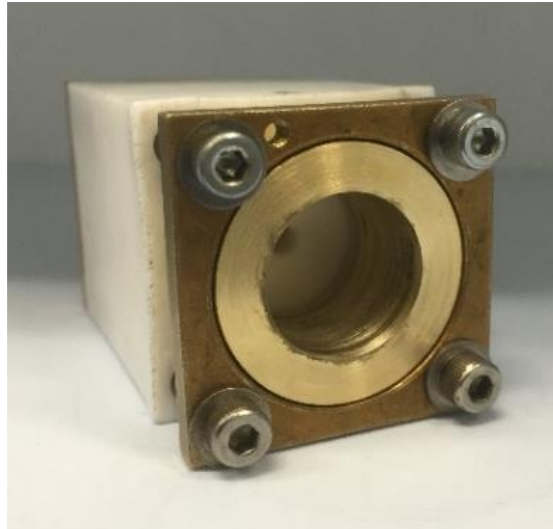
## 3-2 PPT システム

PPT システムは推力を発生させる本体である PPT ヘッド，エネルギーを蓄える主放電用キャパシタ，キャパシタ及びイグナイタへ電力を供給する電源装置の 3 つのサブシステムにより構成されている．

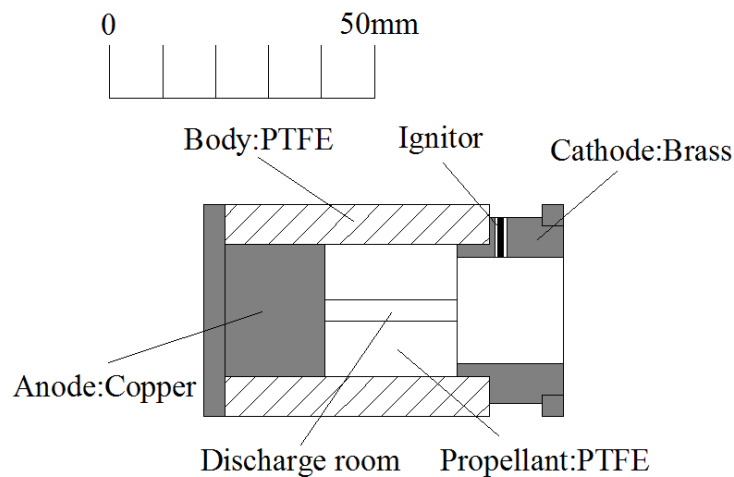
### 3-2-1 PPT ヘッド

図 3-2 に本研究で使用した実験用 PPT ヘッドを示す．この PPT ヘッドは Body 内部に挿入さ

れているアノード円柱の長さを変えることで推進剤の長さも自由に変えることができる。そのため、実験では放電室長さ 10-50 mm に及ぶ複数のパラメータを有する PPT で実験を行うことが可能である。



(a) 外観



(b) 断面図

図 3-2 実験用 PPT ヘッド

### 3-2-2 主放電用キャパシタ

本研究で使用する主放電用エネルギーを蓄えるキャパシタを図 3-3 に示す。図に示すキャパシタは双信電機社製のマイカペーパーキャパシタ（型番：CMP91B202155K-02）である。仕様を表 3-1 にまとめる。本研究では、第一に 50 kg 級超小型人工衛星へ搭載する 30 W 級 PPT システムを構築することが目的である。基本的に、約 1 Hz 間隔で作動させることを考えていることから

1号機搭載用 PPT システムと同様の充電電圧 1,800 V において約 30 J を生み出せる静電容量になるように図 3-3 のキャパシタを 13 枚並列接続させ、静電容量 19.5  $\mu\text{F}$  として初期エネルギー 31.59 J とした。



図 3-3 マイカペーパーキャパシタ

表 3-1 マイカペーパーキャパシタの仕様

Capacitance, $\mu\text{F}$	1.5
Inductance, nH	30
Withstand voltage, V	2,000
Mass, g	180
Size, $\text{mm}^3$	102 x 81 x 10

### 3-2-3 電源装置

PPT システムは主放電用キャパシタに電源供給する系統とイグナイタに電源供給する系統の 2 系統が必要になる。また、本研究では地上試験用電源装置と人工衛星搭載用電源装置の 2 種類の電源装置を使用した。人工衛星搭載用電源装置は開発する PPT システムに合わせて、新たに開発・製作する必要があり、開発初期段階の実験では地上試験用電源装置を使用している。

#### (1) 地上試験用電源装置

##### (a) 主放電用電源

主放電用電源装置には、出力電圧 0-2 kV、出力電流 100 mA のマクセック社製の直流高圧電源（型番：AMA-2K100PBX）を使用した。この電源の写真を図 3-4 に示す。



図 3-4 直流高圧電源

(b) イグナイタ用電源

主放電は PPT ヘッドの陰極付近に取り付けられたイグナイタによるイグニッション放電により誘発される。イグナイタ用電源回路はキャパシタ  $10\mu\text{F} \times 4$  並列、整流後の印加電圧は 141 V である。従って、イグニッション放電一回当たりの消費エネルギーは 0.4J 程度であり、これは主放電のエネルギーに比較して非常に小さい。キャパシタの放電スイッチにはサイリスタを用いている。一定周波数における連続作動時には、ファンクション・ジェネレータで周期的な矩形波を生成し、それをサイリスタのトリガとすることにより周期的にイグニッション放電を発生させる。コンデンサの放電はトランスにより 2 段階に昇圧され、イグナイタにおいては約 3,000 V のパルス電圧が引加される。連続作動試験においては、松下電器産業製ファンクション・ジェネレータ VP-7402A (図 3-5) を用いて矩形波信号をトリガとして、任意周期でイグニッション放電を連続的に発生させることができる。



図 3-5 ファンクション・ジェネレータ

(2) 人工衛星搭載用電源装置

PPT を宇宙環境下で作動させるために真空環境下で電力制御・供給が可能な人工衛星搭載用電源装置が必要である。さらに、小型人工衛星の搭載機器は搭載スペースが限られているため

小型・軽量であることが望まれる．そこで，大阪工業大学では有限会社ハイ・サーブと共同で PPT 専用のパワープロセッシングユニット（Power Processing Unit : PPU）を開発している．現在，PPU はエンジニアリングモデル（Engineering Model : EM）を経て，フライトモデル（Flight Model : FM）の開発まで完了している．開発した PPU-FM の写真を図 3-6 に示し，その仕様を表 3-2 にまとめる．



図 3-6 PPU-FM

表 3-2 PPU-FM の仕様

Size, mm <sup>3</sup>	120 x 185 x 39	
Mass, g	487	
Electric power consumption, W	average 30	
Input voltage, V	28±4	
Charge time, s	< 1.5	
Output voltage, V	to Capacitor	1,800
	to Ignitor	3,000
Operation frequency, Hz	0.67	
Number of ignitor	7	

人工衛星で PPU を使用する場合は，搭載するオンボードコンピュータ（On Board Computer : OBC）から作動指示を行う．地上試験では PPU 専用の地上支援装置（Grand Support Equipment : GSE）を用いて，PPU の作動電圧の印加と作動指示を行う．GSE の写真を図 3-7 に，人工衛星搭載用電源装置を使用する際の概略図を図 3-8 に示す．図 3-8 に示す MDR は本研究で考案した超小型人工衛星搭載用の PPT である多放電室型 PPT（Multi Discharge Room type PPT : MDR-PPT）のことで，詳しくは第 6 章で説明をする．MDR\_S は本研究で考案した超小型人工衛星搭載用 PPT システムを，MDR\_PPU\_A は PPT システム内の電源供給装置 PPU を，MDR\_CAP\_A は PPT システム内の主放電用キャパシタを，MDR\_H\_A は PPT ヘッド（プラズマを噴射する

PPT 本体) を, S-PPT は単放電室型 PPT を表している.



図 3-7 本 PPU 専用の GSE

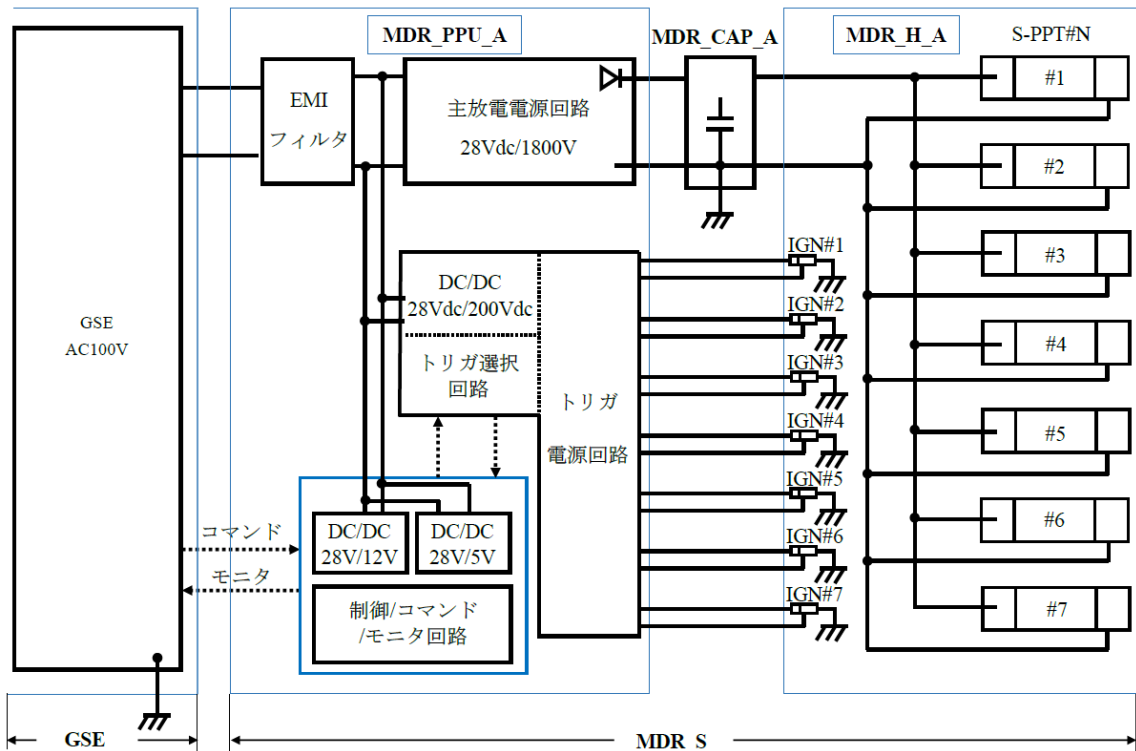


図 3-8 人工衛星搭載用電源装置を用いた実験コンフィギュレーションの概略図

### 3-3 排気系装置

本研究で使用する真空排気設備は, 真空チャンバとターボ分子ポンプ及びロータリーポンプで構成されている (図 3-9). 真空チャンバの長さは 1.25 m, 直径は 0.6 m で, 内部には 3-4 項で記述する推進性能測定装置 (1.0 m 以上の垂直振り子型スラストスタンド) が収納できる縦型真空チャンバ (図 3-10) 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と 1

台のターボ分子ポンプから構成されている。1 台のロータリーポンプは真空チャンバに接続しており，もう 1 台のロータリーポンプはターボ分子ポンプに接続されている。ターボ分子ポンプは真空チャンバに直接接続しており，排気抵抗を小さく抑えることができる。低真空排気及び補助排気には ALCATEL 社製のロータリーポンプ TYPE 2033（図 3-11 (a)）を使用している。このロータリーポンプの排気速度は 125 L/s である。高真空排気（10 Pa 以下）においては大阪真空機器製作所製のターボ分子ポンプ TH3000（図 3-11 (b)）を使用している。このターボ分子ポンプの排気速度は 3,000 L/s である。真空チャンバ内の圧力の測定は 1 Pa 以上ではピラニ真空計，それより下の圧力では電離真空計を使用した。

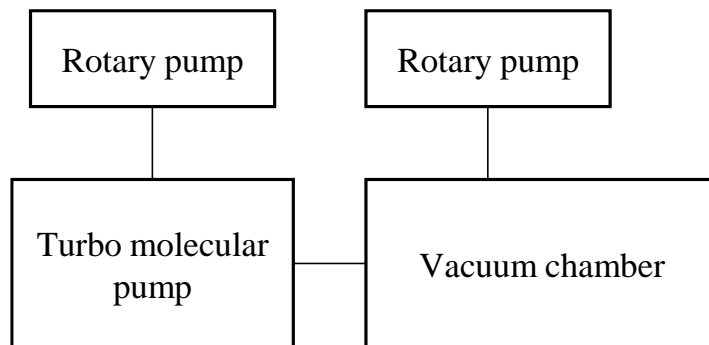


図 3-9 真空排気系の概略図

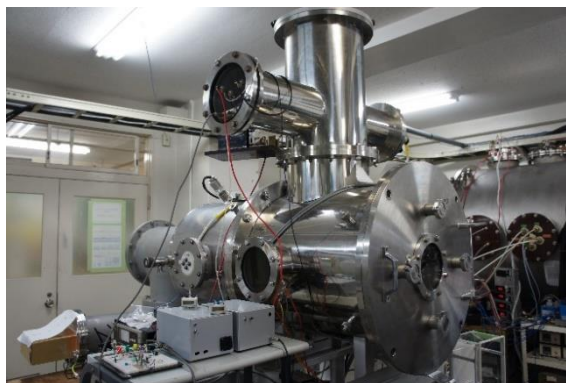


図 3-10 縦型真空チャンバ



(a) ロータリーポンプ



(b) ターボ分子ポンプ

図 3-11 使用するポンプ類

### 3-4 インパルスビット測定装置

電気推進機の推進性能を測定する装置は推力を発生させる原理や真空チャンバのサイズにより異なる。主に以下の3点が存在する<sup>94.97.108.109</sup>。

- 1) ターゲット法
- 2) ねじり式
- 3) 振り子型

1) のターゲット式はターゲット（複数の平板リングと円錐コーンを組み合わせたもの）と呼ばれる単振子にプラズマプリュームを吹き付け、その変位をセンサ等で計測する方法でターゲットやセンサ等があれば簡単に製作設置することができ、多くの研究機関で採用されている。しかし、ターゲット法は排出されたプラズマプリュームがターゲット表面での反跳によってターゲットに2倍以上の運動量を伝えてしまう可能性がある。2) のねじり式は回転軸が重力と平行であるため推進機の重力から独立した推力測定が可能であり、高い分解能をもつ。重力に依存しないという点は、作動による重量の変化が大きい推進機に適している。高い分解能が実現可能である一方で、高い分解能のためには軸が横に長くなり、大型のチャンバが必要である。3) の振り子型はニードルやナイフエッジなどで支えられ、振り子下部に推進機を固定して作動により振り子が振れ変位センサで測定する方法である。ケーブル等の取り付け位置により余分なモーメントが働く可能性がある。しかし、振り子内部にケーブル等を収納すれば解決することができ、本研究で使用するチャンバが振り子型を設置するに適していることから本実験などでは振り子型推力（インパルスビット測定装置）測定装置を採用している。また、以下より推力測定装置をスラストスタンドと呼ぶ。

本研究の地上実験用に開発した微小インパルスビット測定用垂直振り子型スラストスタンドの概略を図3-12に示す。スラストスタンドは、主に以下の構成となっている。

- 垂直振り子部：アーム、PPT本体、キャパシタ及びカウンターウェイト
- 支持台：真空チャンバ下部に固定
- 電磁ダンパ
- 変位計



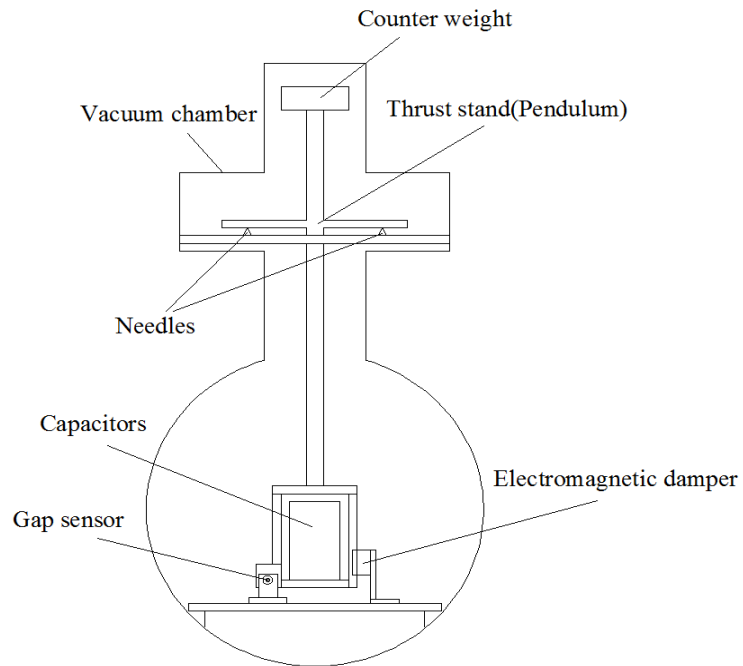


図 3-12 インパルスビット測定装置の概略図

垂直振り子部は支持台に固定された 2 点のニードルで支えられ、PPT が作動（プラズマを噴射）することで、それらを結ぶ軸周りに振り子部が発生した力積で振れる。この時の振幅を変位系で測定し、インパルスビットを計測する。本変位計にはエミック株式会社渦電流式変位計（型番：502-F）を使用した。この変位計の写真を図 3-13 に、その仕様を表 3-3 に示す。また、変位計が出力する電圧の測定にはアジレント・テクノロジー株式会社製のオシロスコープ（型番：MSOX4104A）を使用した。このオシロスコープの写真を図 3-14、その仕様を表 3-4 に示す。

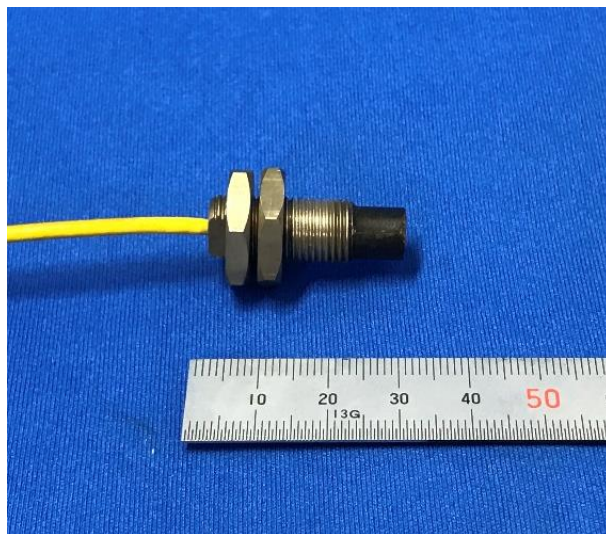


図 3-13 渦電流式変位計

表 3-3 渦電流式変位計の仕様

Model	502-F
Measurement Range, mm	0.2-2.0
Resolution, $\mu\text{m}$	1
Output Voltage, mV/ $\mu\text{m}$	1
Output Impedance, $\Omega$	100
Frequency response, kHz	< 20
Input Voltage, V	DC $\pm$ 12 $\pm$ 10%
Electric power consumption, W	1.2

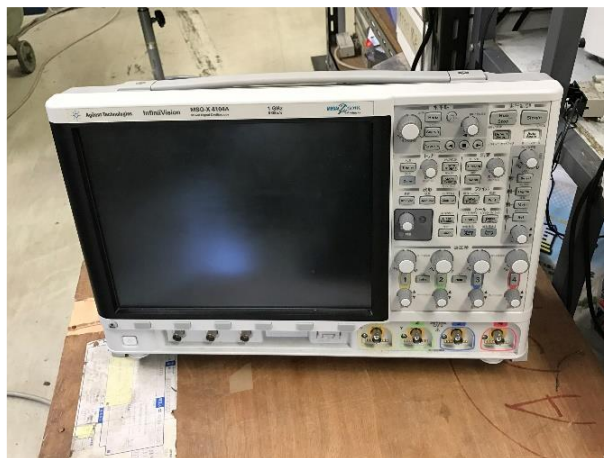


図 3-14 オシロスコープ

表 3-4 オシロスコープの仕様

Model	MSOX4104A
Band Width, GHz	1
Maximum Sample Rate, GS/s	5
Input Impedance, M $\Omega$	1
Voltage Range	1mV/div - 5V/div
Time Range	500ps/div - 50s/div

アノード、カソードおよびイグナイタ用のケーブルの振り子部への取り付け位置は、振り子部への余分なモーメントを最小限に抑えるように、振り子部の支点とほぼ同一軸上に配置されている。電磁ダンパ (Electromagnetic damper) はメカニカルノイズを抑えるためと、一度 PPT を作動させた後、次の測定のために素早く振り子を減衰させるために用いられる。永久磁石は振り子に、コイルは支持台に固定されている。制御回路は変位計からの変位に比例した出力電圧を微分し、その値に比例した電流をコイルに流す。2 つのコイルは速度の向きにより使い分けられ、同時に電流が流されることはない。使用した電磁ダンパの写真を図 3-15 に示す。

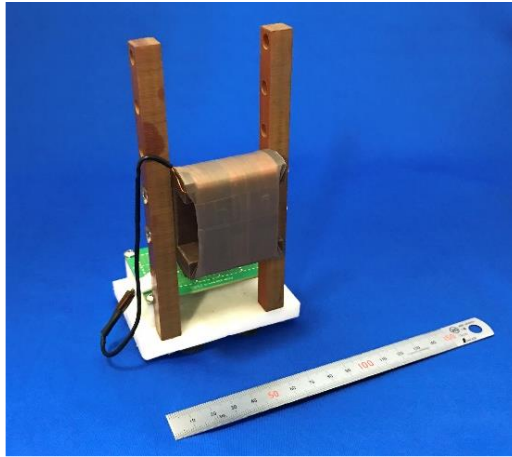


図 3-15 電磁ダンパ

次に，本スラストスタンドによる微小インパルスビットの測定原理を説明する．垂直振り子部の模式図を図 3-16 に示す．

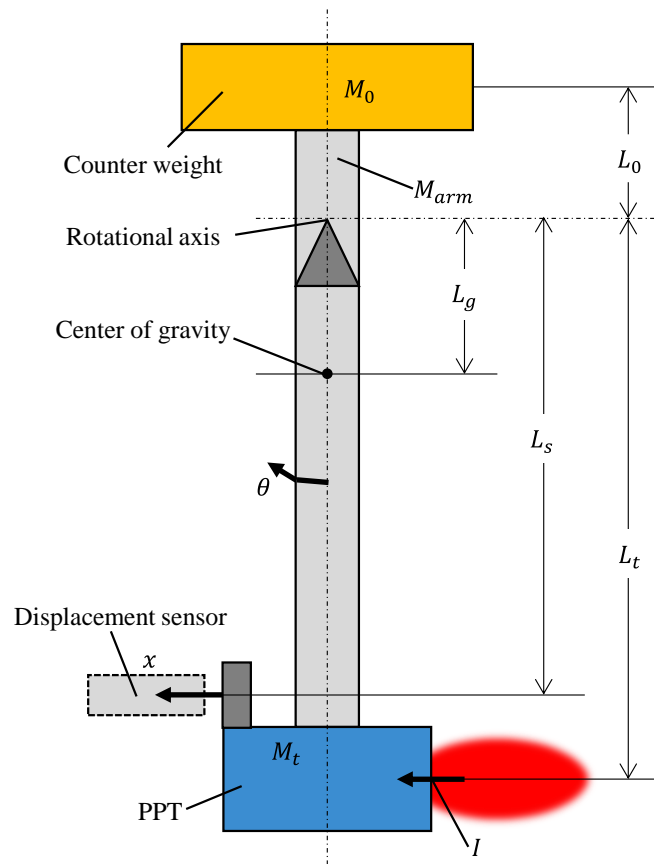


図 3-16 垂直振り子部の模式図

PPT の作動により力積  $I$  が瞬間的に振り子部に与えられた場合，支点周りの回転運動に関する

る運動方程式は次式となる.

$$J\ddot{\theta} + MgL_g\theta = L_tI\delta(t) \quad (3.1)$$

ここで,  $J$  は支点周りの振り子部の慣性モーメント,  $\theta$  は振り子の支点周りの振れ角,  $g$  は重力加速度,  $\delta(t)$  はデルタ関数を表す.  $M$  は振り子部の総質量であり, PPT 本体質量  $M_t$ , 重り質量  $M_0$  および連結棒質量  $M_{arm}$  の和である.

$$M = M_t + M_0 + M_{arm} \quad (3.2)$$

$L_s$  は支点から変位計までの距離,  $L_t$  は支点から PPT までの距離,  $L_g$  は支点から重心までの距離を表す. 支点周りの振り子部の慣性モーメントは, アームの支点周りの慣性モーメント  $J_{arm}$  と, PPT 本体およびカウンターウェイトによる慣性モーメントの和として, 次式で表される.

$$J = J_{arm} + M_tL_t^2 + M_0L_0^2 \quad (3.3)$$

$J_{arm}$  は, アームの重心周りの慣性モーメントを支点周りの慣性モーメントに換算して, 次式となる.

$$J_{arm} = \frac{1}{12}M_{arm}(L_t + L_0)^2 + M_{arm}\left\{\frac{1}{2}(L_0 - L_t)\right\}^2 \quad (3.4)$$

支点から重心までの距離  $L_g$  は, アームの質量による重心位置の変化が無視できると仮定すると, 次式で近似される.

$$L_g = L_t - \frac{M_0}{M_t + M_0}(L_t + L_0) \quad (3.5)$$

振れ角  $\theta$  は微小であるから, 変位計で検出される変位は次式となる.

$$x(t) = L_s\theta(t) = A \sin \omega_n t \quad (3.6)$$

ここで, 振幅  $A$  と角振動数  $\omega_n$  は次式で表される.

$$A = \frac{L_t L_s}{\sqrt{J M g L_g}} I \quad (3.7)$$

$$\omega_n = \sqrt{\frac{M g L_g}{J}} \quad (3.8)$$

したがって、式(3.7)より与えられたインパルスと振幅は比例することが分かる。実験では、振幅を測定する前に比例定数の校正を行う（式(3.7)の  $I$  の係数）。校正を行った比例定数と変位計で測定した振幅の値を掛けることによりインパルスビットが求まる。式(3.2)から式(3.5)及び式(3.7)を用いて、カウンターウェイトの重さを変更した場合の敏感度（ $[\mu\text{m}/\mu\text{Ns}]$ ：1  $\mu\text{Ns}$  のインパルスビットを与えたときの振り子部の振幅）を算出し、その結果を図 3-17 に示す。

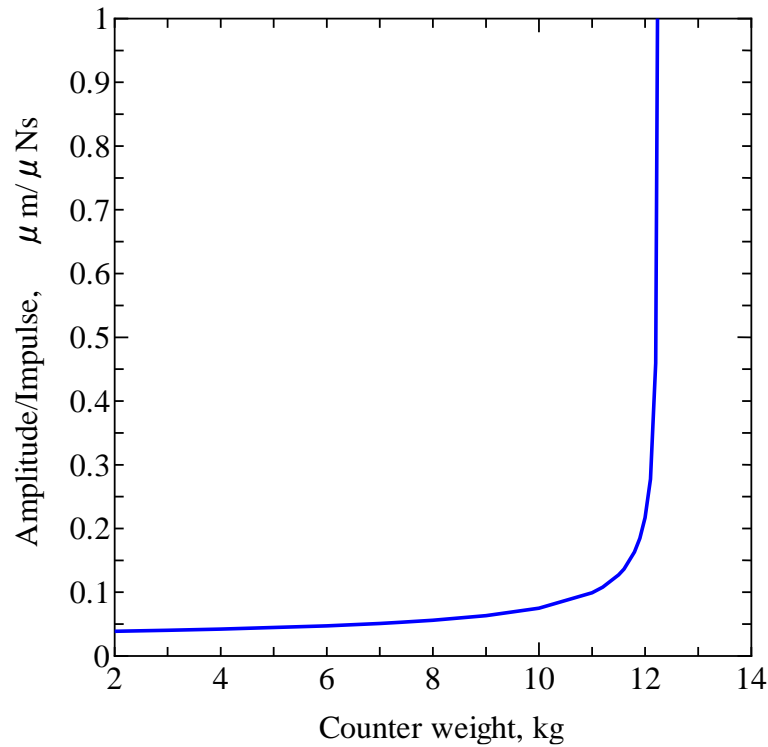


図 3-17 スラストスタンドの敏感度とカウンターウェイトの関係

図 3-17 より、カウンターウェイトの重さを変更することで敏感度を調節できることがわかる。カウンターウェイトの重さを増加させることで、振り子部の重心を回転中心（支点）に近づける。その結果、理論上では無限大まで敏感度を調節可能である。したがって、本スラストスタンドでの振幅測定に超分解能変位計は不要である。本研究では、カウンターウェイトは 7.4 kg のものを使用した。

次に、スラストスタンドの校正について図 3-18 を用いて説明する。

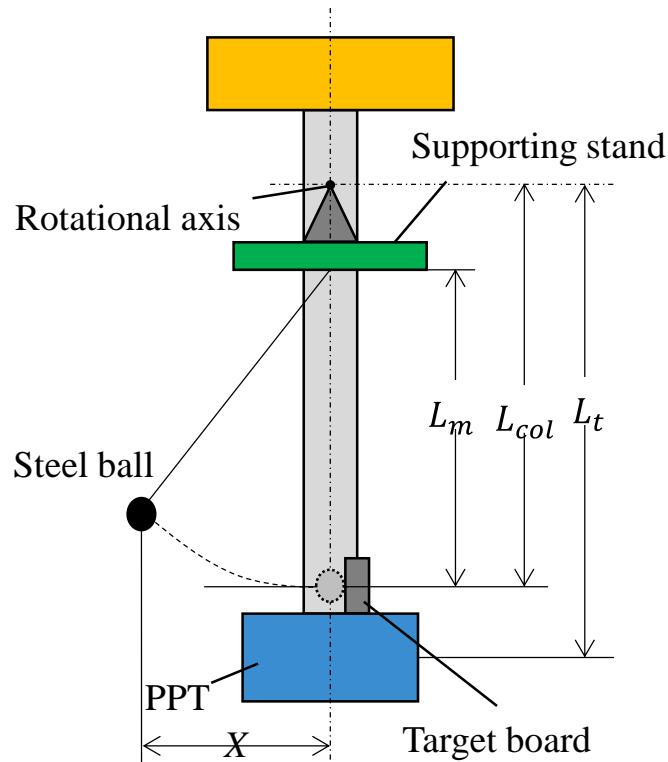


図 3-18 スラストスタンド校正の概略図

本スラストスタンドの校正は、釣り糸を取り付けた重さ  $m$  の異なる 4 つの鉄球を一定の距離からスラストスタンドに取り付けられたターゲットに衝突させる。衝突前の鉄球は、電磁石により固定されており電磁石の電源を切ることによって電磁石から離れる。スラストスタンドに衝突させるターゲットには、少量の真空グリスを塗布し鉄球を疑似的に非弾性衝突させている。鉄球の衝突により発生するインパルスは、力学的エネルギーの保存則から求めることができ、次式で表される。

$$I_{cal} = \frac{mL_{col}}{L_t} \sqrt{2gL_m \left\{ 1 - \cos \left( \tan^{-1} \frac{x}{L_m} \right) \right\}} \quad (3.9)$$

実際の校正の様子を図 3-19 に、校正結果の一例を図 3-20 に示す。校正結果より、理論直線に校正値が乗っていることが分かる。

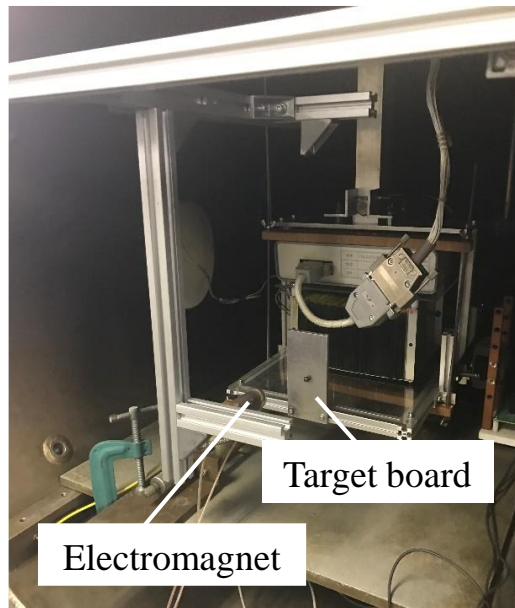


図 3-19 校正の様子

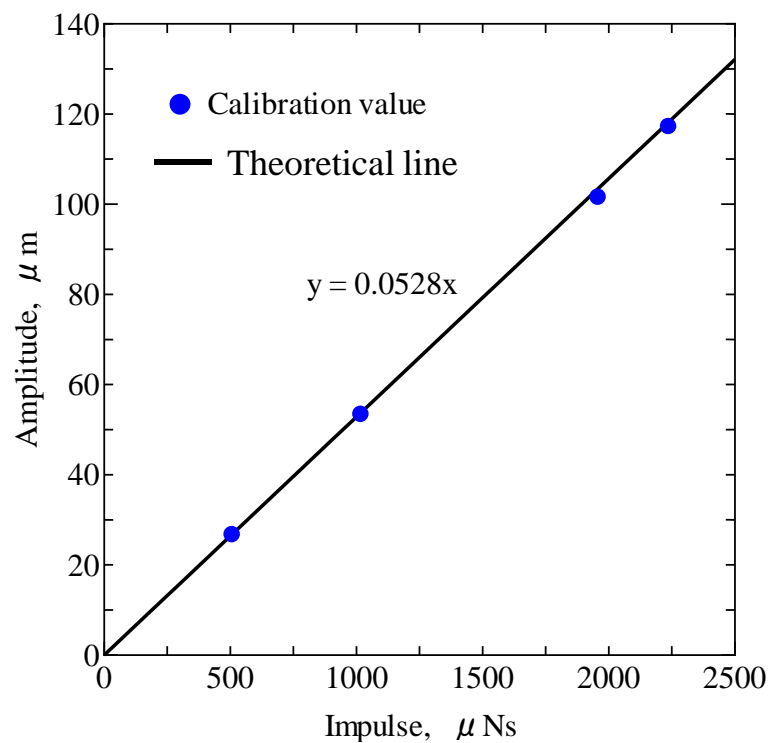


図 3-20 校正結果

### 3-5 マスショット測定装置

PPT のマスショットは、数-数百  $\mu\text{g}$  と微小であるため、通常 1 ショットごとの作動で測定することは困難である。このため、マスショットを求めるには作動前後の固体推進剤の質量を測定し、その差を作動回数で割ることで算出する。以下にマスショットの計算式を示す。

$$\Delta m = \frac{M_0 - M_{after}}{n} \quad (3.10)$$

ここで、 $\Delta m$  はマスショット、 $M_0$  は実験前の推進剤質量、 $M_{after}$  は実験後の推進剤質量、 $n$  は作動回数である。固体推進剤の質量測定には、メトラー・トレド株式会社製の電子天秤（型番：AT201）を使用した。この電子天秤の写真を図 3-21 に、その仕様を表 3-5 にまとめる。また、作動回数の測定には Cds（硫化カドミウム）セルを使用した光センサを使用した。Cds セルはプラズマ光の受光により電気抵抗が低下し、光センサに接続されたカウンタに電流が流れ、作動回数をカウントする。



図 3-21 電子天秤

表 3-5 電子天秤の仕様

Model	AT201
Readability, mg	0.1
Size, mm <sup>3</sup>	241 x 433 x 289
Weight, kg	9.3

### 3-6 予備実験

上記に記述した PPT システム（電源装置は地上試験用を使用した）の作動確認及び安定作動領域の調査、本実験装置による推進性能の測定のために予備実験を行った。実験条件を表 3-6 に示す。本 PPT ヘッドは放電室長さを自由に調節できるため放電室長さ 10-25 mm の 5 mm 刻みで変更及び放電室直径を 1-5 mm の 1 mm 刻みで変更させ、推進性能の比較を行った。先行



研究において気体力学的に流体を加速する電熱加速型 PPT では放電室内部の圧力が高いほど推進性能が向上することが報告されており<sup>97</sup>，放電室内径が小さくなると放電室内部のエネルギー密度が向上するため放電室内部が高圧力になる．しかし，放電室内径が小さすぎるとイグニッション放電で発生する電子が放電室上流部に設けているアノード電極に到達せず，主放電が発生しないことがわかっている．以上から，安定的に作動・プラズマを噴射させ、かつ高インパルスビットを発生させることが可能な放電室形状を確認する．

表 3-6 実験条件

Cavity length, mm	10/15/20/25
Cavity diameter, mm	1/2/3/4/5
Nozzle length, mm	18
Nozzle diameter, mm	20
Capacitance, $\mu\text{F}$	19.5
Charging voltage, kV	1.8
Stored energy, J	31.59

表 3-7 に作動回数を確認した実験結果を，図 3-22 に作動が確認された条件のインパルスビットを示す．本研究では 350 ショットまでの 50 ショット毎に 5 ショットでインパルスビット測定装置によりインパルスビットを計測して，それを平均化して初期性能，初期インパルスビットとしている．そのため，本実験では 350 ショットまでの連続作動実験を行いました．実験結果から放電室直径 1 mm と 2 mm では作動が確認されなかった．また，放電室直径 3 mm では 350 ショットまで作動を確認したが，ミスショット（イグニッション放電はしているが主放電は発生していない）についても確認され，初期エネルギー 30J の条件では安定した作動が見込まれるのは放電室直径 4 mm 以上であることも確認された．また，放電室長さが長くなるにつれて，インパルスビットが増加することも確認された．この理由については，インパルスビットのみならず，マスショットや比推力，推進効率なども合わせて評価する必要があるため，第 5 章で改めて詳しく説明を行う．

表 3-7 実験結果（作動回数の確認）

Cavity diameter, mm	Cavity length, mm			
	10	15	20	25
1	-	-	-	-
2	-	-	-	-
3	350	350	350	350
4	350	350	350	350
5	350	350	350	350

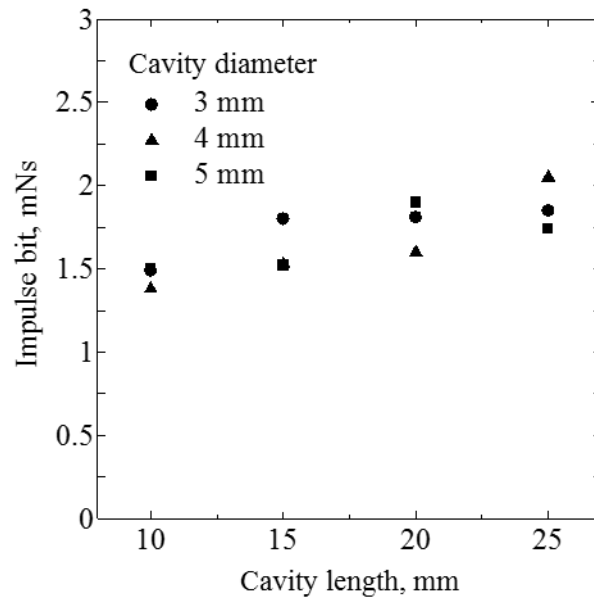


図 3-22 インパルスビットと放電室長さの関係

### 3-7 まとめ

本章で得られた主な結果を以下に示す。

- 1) 本研究で使用する主な PPT システムや装置の説明を行った。また、本研究独自のインパルスビット測定装置を構築した。
- 2) 予備実験では放電室直径を変更し安定作動が行える領域を調査した。その結果、放電室直径が 2 mm 以下の条件では作動が確認できず、3 mm の条件では作動は確認されたがミスショットが多発した。よって、本実験の条件では 4 mm 以上の放電室直径で安定作動が可能であることを確認した。
- 3) また、最も高インパルスビットを達成する放電室直径及び放電室長さを確認した。その結果、放電室直径 4 mm の条件で放電室長さ 25 mm が最も高インパルスビットを達成した。

## 第4章 数値シミュレーション

### 4-1 はじめに

固体推進剤を使用する PPT は一度推進剤をガス化させ、主放電によりプラズマ化することでノズルを通り加速・排出し、推進力を得る推進機である。また、放電時間は数十  $\mu\text{s}$  と非常に短い時間で終了することから、放電室内部の物理現象の時間変化は激しく、放電電流によるジュール加熱や固体推進剤近傍・内部の温度、シースの影響を考慮した熱伝達などの相互作用に加えて、流体の運動量やエネルギー損失が存在しており、その全ての現象において非定常性を有し、性能に大きな影響を与えている。例として、主放電により発生したプラズマが放電室・ノズル外部に排出された後、余熱により昇華されることでそのほとんどが推力にならない余分な推進剤の存在であるレイトタイムアブレーション (Late Time Ablation : LTA) が推進性能の低下に大きく影響していることなどが報告されている<sup>110,111</sup>。本研究では超小型人工衛星に搭載でき、尚且つ長距離の軌道高度変更を可能にする推進性能を有する PPT 実機を構築することを目的としているため、この非定常な放電室内部の物理現象を解明することが必要不可欠である。

PPT における物理現象は非定常、かつ短時間で終了することから実験による現象の解明には様々な制約が伴い、発生する全ての現象や作動メカニズムを解明するにはきわめて困難であった。枝光らはトリプルプローブ法によりプラズマ診断を行い、放電時に発生する現象解明に努めた<sup>112</sup>。トリプルプローブ法(瞬間測定法)は3本のプローブに一定の電圧を印加させておき、プローブに流れる電流の瞬間値やプローブ間の電圧瞬時値を読み取り、瞬時にプラズマパラメータを調査することが可能である。しかし、数 kA まで立ち上がる主放電電流や点火装置による電気ノイズが激しく、それらを除去しないと測定できず、実験条件や装置の変更が発生した。また、静電プローブ法では荷電粒子の情報を得ることができるが、推進性能を左右すると考えられる中性粒子の非定常な昇華現象などの情報が得られない。その他、ほとんどの測定方法では時間平均した情報しか得ることができないため、実験では PPT の現象解明には向いていない。以上からも PPT の複雑な物理現象を解明するには数値シミュレーションが必要であることがわかる。

これまでに PPT に関する様々な数値シミュレーションが存在している。しかし、そのほとんどが電磁加速型 PPT を対象にしたシミュレーションが多く、電熱加速型 PPT を対象にするシミュレーションは少ないが、Keider らは放電によるキャビティ内プラズマのジュール加熱、シースを考慮した熱伝達及び PTFE の昇華を非定常モデルで計算するモデルを提案した<sup>113</sup>。その後、上記のモデルに1次元プラズマ流の非定常計算を加えたモデルが報告された<sup>114</sup>。その一方で、PTFE からの昇華量や推進性能は予測可能になったが、作動時のメカニズムや現象の解明には至っていない。また、適宜条件・形状を変更させ、計算を行うことができていない。この原因はエネルギー損失が大きいとされている主放電回路の影響が考慮されていないこと、計算スキームの簡略化のために固体推進剤への熱供給モデルやノズル効果などにおいて過度の近似・仮定が用いられていることが考えられる。

以上の内容を考慮して、本研究では主放電回路の影響や放電時に放電室内部で発生するプラズマのジュール加熱、シースを考慮した熱伝達、ノズルによる粘性・発散の運動量とエネルギー損失などを考慮した数値シミュレーションを使用する<sup>112</sup>。これにより作動時に発生する物理現象のメカニズムを解明し、また推進性能を予測することで、本研究の目的である超小型人工衛星に搭載可能な PPT 実機的设计指針に用いる。

## 4-2 仮定とシミュレーションモデル

本数値シミュレーションにおける仮定は大きく 2 つに分けることができる。一つがプラズマ流に関する仮定ともう一つが放電現象に関する仮定で、それぞれを以下に示す。また、本研究で用いるシミュレーションモデルの概略図を図 4-1 に示す。

- 1) プラズマ中では局所熱平衡(Local Thermodynamic Equilibrium: LTE)が成立する。

$$T_e=T_i=T_n=T \quad (4.1)$$

ここで、 $T_e$  は電子温度、 $T_i$  はイオン温度、 $T_n$  は中性粒子温度である。ただし、固体推進剤 (PTFE) 表面近傍においては、式(4.1)は成立しないとする。

- 2) 電離は 1 価の電離のみを考慮し、電離平衡状態にあるとする。
- 3) プラズマは理想気体であり、プラズマ流は 1 流体とみなす。すなわち、対象となるプラズマはほとんどの時刻において、電子から重粒子および重粒子間の運動量伝達に関する平均自由距離はプラズマの代表長さと比較して十分に小さく、また、その平均衝突自由時間は放電時間と比較して十分に短いとする。
- 4) 電場、磁場の影響は考慮しないとする。実際には、放電室内では放電電流と自己誘起磁場により、半径内側方向にローレンツ力が発生するが、流れと直角の方向であるため流れ場への影響は小さいと考えられる。

また、放電現象に関する主な仮定は次の通りである。

- 5) プラズマのインピーダンスは、直流抵抗成分のみを持つとする。
- 6) 放電回路は非定常なプラズマの抵抗を含む LCR 直列回路とみなす。また、放電回路のプラズマの抵抗を除く直流抵抗、キャパシタンスおよびインダクタンスは時間と周波数には依

存せず一定であるとする．この直流抵抗，キャパシタンスおよびインダクタンスの値は実験値を用いる．

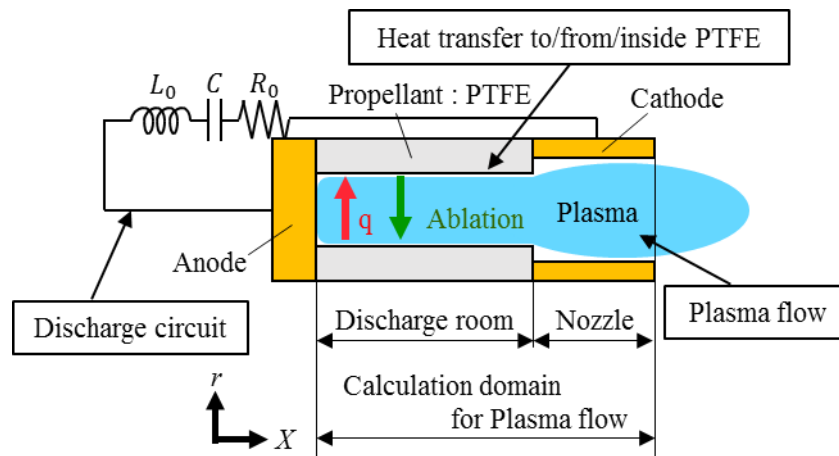


図 4-1 本数値シミュレーションモデル

### 4-3 計算コード

#### 4-3-1 主放電回路

主放電回路はプラズマの抵抗も考慮する必要があるため，LCR 直列回路を想定した．次のように表される．

$$(L_{tran} + L_c)\ddot{Q} + (R_{tran} + R_c + R_p)\dot{Q} + \frac{Q}{C} = 0 \quad (4.2)$$

$$J = -\dot{Q}$$

ここで， $Q$  はキャパシタ内の電荷， $L_{tran}$  はケーブルのインダクタンス， $L_c$  はキャパシタの内部インダクタンス， $R_{tran}$  はケーブルの直流抵抗， $R_c$  はキャパシタの等価直列抵抗 (Equivalent Series Resistance : ESR)， $C$  はキャパシタの静電容量， $J$  は放電電流である．式(4.2)左辺の第一項括弧内と第二項括弧内はそれぞれ回路内のインダクタンスと抵抗値を表しており，実験で求めた値を用いる．プラズマの抵抗は式(4.5)で計算するプラズマの抵抗率をキャビティの範囲で積分することにより求められる．

$$R_p = \int_0^L (\rho_p/A) dx \quad (4.3)$$

#### 4-3-2 放電電流によるジュール加熱

本数値計算では，放電室内のプラズマのみが放電電流によるジュール加熱を受けると仮定す

る。放電電流による単位体積・単位時間あたりのジュール加熱  $Q_j$  は次式で表される。

$$Q_j = \rho_p j^2 \quad (4.4)$$

ここで、 $j$  は放電電流の電流密度である。断面において電流密度は一様であると仮定すると、 $j$  は放電電流  $J$  と断面積  $A$  を用いて次式で表される。

$$j = \frac{J}{A}$$

また、 $\rho_p$  はプラズマの電気抵抗率である。 $\rho_p$  は電子のイオンおよび中性粒子との衝突を考慮して、次式で表される<sup>115,116</sup>。

$$\rho_p = \frac{\ln A}{1.53 \times 10^{-2} T^{\frac{3}{2}}} + \frac{m_e}{n_e e^2} \cdot \sigma_{e-n} n_n \left( \frac{3kT}{m_e} \right)^{\frac{1}{2}} \quad (4.5)$$

ここで、 $m_e$  は電子質量、 $n_e$  は電子数密度、 $e$  は電荷素量、 $\sigma_{e-n}$  は電子-中性粒子間の衝突断面積である。式(4.5)の右辺第1項、第2項はそれぞれ、電子のイオンとのクーロン衝突、電子の中性粒子との弾性衝突により生じる抵抗率を表す。

### 4-3-3 衝突断面積

電子から重粒子へのエネルギー伝達における衝突断面積は、質量の違いから運動量伝達のそれと比較して  $(2m_e/m_h)$  倍となる。また、荷電粒子間のクーロン衝突の衝突断面積はほかの衝突と比較して無視できるほど小さいので 0 とした。本数値計算に用いる衝突断面積は次の通りである<sup>116,117</sup>。

電子-イオン間のクーロン衝突

$$\text{運動量伝達} \quad \sigma_{e-i} = \frac{(Z^2 e^4 / 4\pi\epsilon_0^2) \ln A}{(3kT_e)^2}$$

$$\text{エネルギー伝達} \quad \sigma_{e-iE} = \frac{3m_e}{m_i} \sigma_{e-i}$$

電子-中性粒子間の弾性衝突

$$\text{運動量伝達} \quad \sigma_{e-n} = \frac{\pi d^2}{4}$$

$$\text{エネルギー伝達} \quad \sigma_{e-nE} = \frac{2m_e}{m_i} \sigma_{e-n}$$

イオン-中性粒子間および中性粒子同士の弾性衝突

$$\left. \begin{array}{l} \text{運動量伝達} \\ \text{エネルギー伝達} \end{array} \right\} \sigma_{i-n} = \sigma_{n-n} = \sigma_{i-nE} = \sigma_{n-nE} = \pi d^2$$

同種の荷電粒子間のクーロン衝突

$$\left. \begin{array}{l} \text{運動量伝達} \\ \text{エネルギー伝達} \end{array} \right\} \sigma_{e-e} = \sigma_{e-eE} = \sigma_{i-i} = \sigma_{i-iE} = 0$$

ここで、 $\epsilon_0$ は真空の誘電率、 $Z$ はイオンの価数(本数値計算では1価のみの考慮であるため $Z=1$ )、 $d$ は粒子の存在比(C:F=1:2)を考慮した重粒子の平均直径(値は $6.88 \times 10^{-20} \text{ m}^2$ )である。 $\ln A$ はクーロン対数であり、次式で計算される。

$$\ln A = \ln \left\{ 12\pi n_e \left( \frac{\epsilon_0 kT}{e^2 n_e} \right)^{\frac{3}{2}} \right\} \quad (4.6)$$

#### 4-3-4 電離度

電離度 $\alpha$ は電離平衡を仮定して、次式で表されるサハの電離平衡式により求められる。

$$\frac{\alpha^2}{1-\alpha^2} = 2 \left( \frac{g_+}{g_n} \right) \frac{T^{\frac{5}{2}} (2\pi m_e)^{\frac{3}{2}}}{p h^3} \exp \left( -\frac{eE_i}{kT} \right) \quad (4.7)$$

ここで、 $h$ はプランク定数、 $(g_+/g_n)$ は1価イオンと基底単位の退縮度の比(値は1.3)<sup>118</sup>、 $E_i$ はPTFEを完全分解し炭素原子イオンや水素原子イオンに電離させるために使われる平均電離電圧( $E_i=15.3666 \text{ eV}$ )、 $m_e$ は電子の質量( $m_e=9.109 \times 10^{-31} \text{ kg}$ )、 $k$ はボルツマン定数である。また、プラズマの圧力 $p$ は状態方程式から、次式のように表される。

$$p = (n_n + 2n_e)kT \approx \rho(\alpha + 1) \frac{kT}{m_i} \quad (4.8)$$

流体の支配方程式である式(4.51)、(4.52)、(4.53)、(4.54)により $\rho$ と $p$ が与えられると、式(4.7)と式(4.8)を連立することにより $\alpha$ と $T$ を求めることができる。

#### 4-3-5 シースの影響を考慮した固体推進剤表面への熱伝達

流体は、固体との相互作用を考慮する際、一般的に、次式で定義されるクヌッセン数 $K_n$ の値により以下のように分類される<sup>119</sup>。

$$K_n = \frac{\text{(エネルギー伝達に関する平均自由距離)}}{\text{(代表長さ)}}$$

$$\left\{ \begin{array}{ll} K_n < 0.01 & : \text{連続流} \\ 10 < K_n & : \text{自由分子流} \\ \text{上記の間は中間遷移領域} & \end{array} \right.$$

気体から固体への熱伝達を考慮する際、上記の分類により適用できる計算モデルが異なる。特に、気体がプラズマである場合、電子、イオンおよび中性粒子が含まれるため、それぞれの粒子について熱伝達の計算モデルを検討する必要がある。固体への熱供給を考える場合は、平均自由距離としてはエネルギー伝達に関する平均自由距離を用いなければならない。電子と重粒子では、その質量差から、エネルギー伝達に関する平均自由距離は大きく異なる。また、現象は非定常であるので、時刻によってもクヌッセン数変動する。このような場合、例えば連続流として扱う計算モデルを全計算にわたり適用することは間違いである。なぜならば、固体表面における温度飛躍（固体表面温度と固体表面近傍の気体温度の差）の大きさは、粒子種、時刻および位置により異なるからである。

以上を考慮して、本計算では、すべての時刻および位置において、重粒子の固体表面における温度飛躍を求め、各粒子による熱伝達量を計算するモデルを提案する。電子に関しては、例えば電子数密度、中性粒子数密度ともに  $10^{24} \text{ m}^{-3}$  程度で  $1 \text{ eV}$  の熱平衡状態にある比較的高密度・高圧のプラズマにおいても、電子のエネルギー伝達に関する平均自由距離は約  $1.3 \text{ mm}$  である。キャビティの代表半径が  $1 \text{ mm}$  のオーダーであることを考慮すると、ほとんどの時刻で電子は自由分子流あるいは自由分子流に近い中間遷移領域として扱うべきである。本計算においては、固体推進剤表面近傍の電子温度は中心軸上の電子温度に等しいと仮定した。また、流体はプラズマであるため、シースの影響も考慮する。本項では温度飛躍量を用いて熱伝達量を計算する計算モデルについて説明し、温度飛躍の計算に関しては次項で説明する。

電子、イオン、中性粒子の固体推進剤表面への熱伝達を考慮すると、プラズマからの単位時間・単位体積当たりの熱伝達によるエネルギー損失は、次式で表される。

$$Q_{conv} = (q_e + q_i + q_n) \cdot \frac{L_{cir}}{A} \quad (4.9)$$

ここで、 $q_e$ 、 $q_i$  及び  $q_n$  は、それぞれ電子、イオンおよび中性粒子による固体推進剤表面への熱伝達のエネルギーフラックスである。固体推進剤表面にはシースが形成されるため、その影響を考慮して、表面に入射する熱フラックスを決定しなければならない。

熱運動の速度分布がマクスウェル分布に従う場合、固体推進剤表面に入射するイオンおよび



中性粒子の数（フラックス） $\varphi_i$ 及び $\varphi_n$ は，次式で表される．

$$Q_{conv} = \frac{1}{4} n_j \left( \frac{8kT_{j,w}}{\pi m_j} \right)^{1/2}, J = i, n \quad (4.10)$$

ここで，添字  $w$  は固体表面近傍を表す．電子に関しては，その質量がイオンの質量に比べて小さいため，式(4.11)と同様に電子のフラックス $\varphi_e$ を求めるとイオンのフラックスに比べて非常に大きい値となる．しかし，固体推進剤は絶縁体であるから，入射電子とイオンのフラックスは等しくなければならないため，次式が要求される．

$$\varphi_e = \varphi_i = \frac{1}{4} n_i \left( \frac{8kT_{i,w}}{\pi m_i} \right)^{1/2} \quad (4.11)$$

この式は，固体表面の電位がプラズマに対して負に落ち込み，その電位障壁で電子の入射が制限されることにより満足される．この固体表面近傍の電位勾配を有する領域は，一般にシースと呼ばれる．一方，シースの電位差を $\phi$ とすると，固体推進剤表面に到達する電子のフラックスは，ボルツマンの法則により次式で表すことができる．

$$\varphi_e = \frac{1}{4} n_e \left( \frac{8kT_e}{\pi m_e} \right)^{1/2} \exp\left(\frac{e\phi}{kT_e}\right) \quad (4.12)$$

イオンに関しては，シースの電位差により加速されて表面に衝突するが，シース表面を通過するイオンは全て表面まで到達するため，イオンのフラックスは式(4.11)からの変更はない．1価電離を仮定しているため， $n_e = n_i$ であることを考慮すると，式(4.10)，(4.12)からシースの電位差は次式で表される．

$$\varphi_e = \frac{kT_e}{2e} \ln\left(\frac{T_e m_i}{T_i m_e}\right) \quad (4.13)$$

シースの影響を考慮すると，表面に入射する電子，イオンおよび中性粒子の固体推進剤表面へ向かう熱フラックス $q_{e,in}$ ， $q_{i,in}$ 及び $q_{n,in}$ は以下の式で表される．

$$\varphi_e = \iiint n_e v \left[ \frac{1}{2} m_e (u^2 + v^2 + w^2) - e\phi \right] f(u, v, w) du dv dw \quad (4.14)$$

$$\varphi_e = \iiint n_i v \left[ \frac{1}{2} m_i (u^2 + v^2 + w^2) + e\phi \right] f(u, v, w) du dv dw \quad (4.15)$$

$$\varphi_e = \iiint n_n v \left[ \frac{1}{2} m_n (u^2 + v^2 + w^2) \right] f(u, v, w) du dv dw \quad (4.16)$$

ここで、 $v$ は電子熱速度の固体表面に垂直な成分、 $u$ 、 $w$ は電子熱速度の固体表面に平行な成分を表す。 $f(u, v, w)$ はマクスウェル分布の速度分布関数である。熱運動のエネルギー  $m_e v^2/2$  が  $e\phi$  より小さい電子は固体表面まで到達できないことを考慮して、式(4.14)を、

$$\begin{aligned} -\infty < u, w < \infty \\ (2e\phi/m_e)^{1/2} < v < \infty \end{aligned} \quad (4.17)$$

の範囲で積分すると、次式が導かれる。

$$q_{e,in} = \varphi_e \cdot 2kT_e \quad (4.18)$$

この式から、シースにより電子の入射数は制限されるが、もともと速い熱速度を持つ電子のみが入射するため、エネルギーの項  $2kT_e$  から  $e\phi$  を差し引く必要がないことがわかる。イオンと中性粒子に関しては、

$$\begin{aligned} -\infty < u, w < \infty \\ 0 < v < \infty \end{aligned} \quad (4.19)$$

の範囲で積分して、以下を得る。

$$q_{i,in} = \varphi_i \cdot (2kT_i + e\phi) \quad (4.20)$$

$$q_{n,in} = \varphi_n \cdot 2kT_n \quad (4.21)$$

表面に到達した粒子は、表面にエネルギーを与えた後、プラズマ中へ戻る。その際、電子とイオンは表面付近で再結合を行い、中性粒子として反射すると仮定すると、電子単独での反射は存在しない。よって、衝突後の粒子の温度を  $T_{j,out}$  ( $j = i, n$ ) とすると、反射粒子の熱フラックスは次式で表される。

$$\begin{aligned} q_{j,out} &= \varphi_j \cdot 2kT_{j,out} \quad (j = i, n) \\ q_{e,out} &= 0 \end{aligned} \quad (4.22)$$

衝突前後の熱エネルギーの差が表面に入ったエネルギーであるから，表面への熱フラックスは，

$$q_j = q_{j,in} - q_{j,out} \quad (j = e, i, n) \quad (4.23)$$

となる．イオンと中性粒子に関しては，エネルギー（温度）適応係数が次の式で定義される．

$$a_j = \frac{E_{j,in} - E_{j,out}}{E_{j,in} - E_s}, \quad (j = i, n) \quad (4.24)$$

ここで， $E_{j,in}$  及び  $E_{j,out}$  は，それぞれ，入射粒子および反射粒子 1 個当たりのエネルギー， $E_s$  は表面温度  $T_s$  を反射粒子 1 個当たりのエネルギーに換算したものである．即ち，

$$\begin{aligned} E_j &= q_j / \varphi_j, \quad (j = i, n) \\ E_s &= 2kT_s \end{aligned} \quad (4.25)$$

である．式(4.18)，式(4.20)~(4.25)を整理すると，電子，イオンおよび中性粒子の熱伝達による固体推進剤表面へのエネルギーフラックスは以下のように表される．

$$q_e = \varphi_e \cdot 2kT_e \quad (4.26)$$

$$q_i = a_i \varphi_i [2k(T_i - T_s) + e\phi] \quad (4.27)$$

$$q_n = a_n \varphi_n \cdot 2k(T_n - T_s) \quad (4.28)$$

式(4.26)~(4.28)を式(4.9)に代入すると，イオンシースを考慮した場合のプラズマから固体推進剤への熱伝達量が求められる．エネルギー適応係数は，一般に温度に依存するが，500 K 程度以上の高温気体の場合，剛体球衝突モデルにより，次の式で表されることが知られている<sup>120</sup>．

$$a_i = a_n = \frac{2\mu}{(1 + \mu)^2} \quad (4.29)$$

ここで， $\mu$  は気体原子の質量  $M$  と固体を構成する原子の質量  $m$  の比である．

$$\mu = M/m \quad (4.30)$$

本研究の PPT においては，固体と気体の原子の種類は同じであるので， $\mu=1$ ，即ち  $a_i = a_n = 0.5$  とした。

以上では，仕事関数の影響が考慮されていない．仕事関数を  $W_s[\text{eV}]$  とすると，表面に到達した電子は電位が  $W_s[\text{V}]$  落ち込んだ状態となる．従って， $W_s$  の分の熱エネルギーが表面で発生するため，式(4.26)の右辺に  $\varphi_e W_s$  が加えられる．一方，イオンが電子と再結合する際には，逆に  $W_s$  分のエネルギーが必要となるため，式(4.27)の右辺から  $\varphi_i W_s$  が引かれる．式(4.11)から， $\varphi_e = \varphi_i$  であるので，式(4.9)においては， $W_s$  は現れないため，その影響を考慮する必要はない．

#### 4-3-6 電子，イオン及び中性粒子の固体表面近傍の温度

放電室半径方向の温度分布の概略図を図 4-2 に示す．

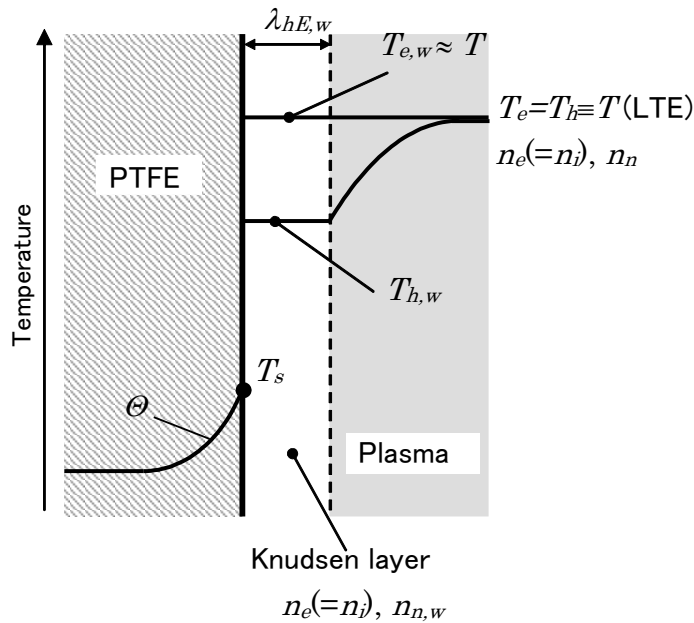


図 4-2 放電室半径方向の温度分布の概略図

電子と重粒子は質量差が大きいため，電子のエネルギー伝達に関する平均自由距離  $\lambda_{eE}$  は，例えばプラズマ密度，中性粒子密度ともに  $10^{24} \text{ m}^{-3}$  程度のプラズマにおいても mm のオーダーとなる．従って，半径方向へ向かう電子のエネルギー伝達に関する衝突は無視でき，PTFE 表面近傍における電子温度  $T_{e,w}$  は中心軸付近の温度に等しいと仮定する．

$$T_{e,w} = T \quad (4.31)$$

一方、重粒子のエネルギー伝達に関する平均自由距離 $\lambda_{hE}$ は $\lambda_{eE}$ より短く、PTFE表面から昇華する低温( $T_s$ 程度)の中性粒子の影響もあり、表面付近の重粒子温度は中心軸付近の温度よりも低い。また、イオン-中性粒子間の衝突はクーロン衝突ではなく、質量が等しいため、固体推進剤表面近傍のイオンの温度 $T_{i,w}$ と中性粒子の温度 $T_{h,w}$ はほぼ等しいと考えられる。従って、表面付近では局所熱平衡は成立しない。

$$T_s < T_{h,w} \equiv T_{i,w} \approx T_{n,w} < T_{e,w} \quad (4.32)$$

固体表面近傍の温度は、表面からエネルギー伝達に関する平均自由距離だけ離れた位置、即ちクヌッセン層の表面における温度と等しい。本計算では、クヌッセン層の表面において、重粒子の熱伝達エネルギーフラックス $q_{h,conv}$ を、中心軸から表面へ向かう重粒子の熱伝導エネルギーフラックス $q_{h,cond}$ と等しくおいて重粒子の固体表面近傍温度 $T_{h,w}$ を求める。以下にその方法を説明する。

プラズマの圧力、および電子とイオンの数密度は半径方向に一定であると仮定する。

$$p = (2n_e + n_n)kT = (n_e T + n_e T_{h,w} + n_{n,w} T_{h,w} k) \quad (4.33)$$

ここで、 $n_{n,w}$ はクヌッセン層の表面における中性粒子の数密度である。添字 $w$ はクヌッセン層の表面を表す。

クヌッセン層の表面からPTFE表面に向かう重粒子による熱伝達エネルギーフラックスは次式となる。

$$q_{h,conv} = a_i(\varphi_i + \varphi_n) \cdot 2k(T_{h,w} - T_s) \quad (4.34)$$

中心軸から表面への熱伝導のエネルギーフラックスは次式で近似する。

$$q_{h,cond} \approx \frac{K_h + K_{h,w}}{2} \frac{T - T_{h,w}}{r_c} \quad (4.35)$$

ここで、 $r_c$ はキャビティの代表半径、 $K_h$ と $K_{h,w}$ は中心軸付近及びクヌッセン層表面における重粒子による熱伝導率であり、イオンと中性粒子による熱伝導を考慮して次式で表される。

$$K_h = K_i + K_n = \frac{3k^2 T_h}{2m_i} (n_e \tau_{iE} + n_n \tau_{nE}) \quad (4.36)$$

$$K_{h,w} = K_{i,w} + K_{n,w} = \frac{3k^2 T_{h,w}}{2m_i} (n_e \tau_{iE,w} + n_{n,w} \tau_{nE,w}) \quad (4.37)$$

ここで、 $\tau_{iE(w)}$ 及び $\tau_{nE(w)}$ は、それぞれ、イオンおよび中性粒子のエネルギー伝達に関する平均自由時間を表し、次式で計算される。

$$\tau_{iE(w)} = 1/v_{iE(w)} \quad (4.38)$$

$$\tau_{nE(w)} = 1/v_{nE(w)} \quad (4.39)$$

ここで、 $v_{iE}$ 及び $v_{nE}$ は、それぞれ、イオンおよび中性粒子のエネルギー伝達に関する単位時間当たりの衝突数を表し、イオン同士のクーロン衝突、重粒子と電子の衝突は、他の衝突に比べてエネルギー伝達の衝突断面積が非常に小さいため無視すると、次式で計算される。

$$v_{iE(w)} = \left( \frac{8kT_{h(w)}}{\pi m_i} \right)^{1/2} n_{n(w)} \sigma_{i-nE} \quad (4.40)$$

$$v_{nE(w)} = \left( \frac{8kT_{h(w)}}{\pi m_i} \right)^{1/2} (n_{n(w)} \sigma_{n-nE} + n_{i(w)} \sigma_{i-nE}) \quad (4.41)$$

ここで、 $\sigma_{i-nE}$ と $\sigma_{n-nE}$ はイオン-中性粒子間及び中性粒子同士のエネルギー伝達に関する衝突断面積を表し、ともに  $6.88 \times 10^{-20} \text{ m}^2$  とした。

式(4.34)と式(4.35)を等しく置き、式(4.33)と連立することにより、 $T_{h,w}$ と $n_{n,w}$ が求められる。

#### 4-3-7 固体推進剤内部の熱伝導

PPTにおけるプラズマから固体推進剤への熱供給は数十 $\mu\text{s}$ 以下で終了するため、固体推進剤内部で温度上昇する範囲は表面から10 $\mu\text{m}$ 程度以下となる<sup>114</sup>。従って、固体推進剤内部の熱伝導は円筒座標で計算される必要はなく、温度場計算は $(x,r)$ の2次元直交座標( $r=0$ :表面)で行う。

また、プラズマから固体推進剤への熱供給は、固体表面から入射する熱フラックスと、深さ方向に分布を持って吸収される放射エネルギーに分類される。前者は表面の境界条件として与えられ、後者は熱伝導方程式に含まれる。シースを考慮した熱伝達と、表面から昇華(蒸発)した気体の持ち去る熱エネルギーは前者に、表面再結合による熱供給は後者に含まれる。制動放射も本来は後者に含まれるべきであるが、制動放射の波長は連続で広い範囲に分布するため透過率が不明であるため、便宜上、固体推進剤表面から入射するものとする。但し、後述するが、

制動放射は他の熱供給機構に比べて、無視できるほど小さいため、計算結果への影響はほとんどない。また、固体推進剤の結合を切断するためのエネルギー、即ち潜熱の影響も考慮する。

以上を考慮すると、PTFE 内部の温度場  $\Theta(x,r)$  の支配方程式と表面における境界条件は、以下のように表される。

$$\frac{\partial \Theta}{\partial t} = \frac{\kappa}{\rho_{PTFE} C_p} \left( \frac{\partial^2 \Theta}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 \Theta}{\partial r^2} \right) + \frac{Q_{rec,in}}{\rho_0 C_p} \quad (4.42)$$

$$\kappa \frac{\partial \Theta}{\partial r} \Big|_{r=0} = (Q_{conv} + Q_{rad} - Q_{ab}) \cdot \frac{A}{L_{cir}} \quad (4.43)$$

ここで、 $\kappa$  は熱伝導率、 $\rho_{PTFE}$  は固体推進剤の密度、 $C_p$  は固体推進剤の比熱である。表面再結合による放射エネルギーは次式で決まる分布により PTFE に吸収される。

$$Q_{rec,in} = q_{rec} C_1 \exp(-C_1 r) \quad (4.44)$$

ここで、 $Q_{rec,in}$  は PTFE 内部の単位時間・単位体積に吸収されるエネルギー、 $C_1$  は厚み  $t_1$  における透過率  $T_1$  から決まる値である。

$$C_1 = -\ln(T_1)/t_1 \quad (4.45)$$

運動エネルギー  $(1/2)m_e v^2$  を持つ 1 個の電子が 1 価イオンと再結合するときに放出される電磁エネルギーの波長は、およそ  $h\nu = (1/2)m_e v^2 + E_i$  と考えられる。電子のエネルギーは分布しているため、再結合の放射は連続スペクトルとなるが長波長側では  $(1/2)m_e v^2 = 0$  すなわち、波長は光速を  $c$  として  $\lambda_{max} = hc/E_i$  より短い範囲に分布し、 $\lambda_{max}$  は  $0.1 \mu\text{m}$  程度である。参照できる PTFE の透過率がなかったが、他のフッ素樹脂 (PFA や FEP) の傾向から<sup>103</sup>、この波長域においては非常に低い透過率であると推測される。しかしながら、後述のように、表面再結合による固体推進剤への熱供給は総熱供給量の相当な割合を占めるため、放射光の透過率が固体推進剤の溶融 (昇華) 量へ及ぼす影響は大きい。

潜熱の影響は、PTFE がゲル化する温度 600 K まで上昇した後、単位体積に投入される熱量が結合エネルギー  $\rho \Delta H$  ( $\Delta H = 1.5 \times 10^6 \text{ J/kg}$ ) に達するまで、更なる温度上昇をさせず、一定に保つことにより、考慮する。

#### 4-3-8 放射によるエネルギー損失

プラズマからの制動放射によるエネルギー損失  $Q_{rad}$  は、次式で表される<sup>116,121</sup>。

$$Q_{rad} = 1.57 \times 10^{-40} n_e^2 T^{\frac{1}{2}} \quad (4.46)$$

制動放射とは、電子が加速度を受けたときに電磁波を放出する現象であり、プラズマからのエネルギー損失の一つである

#### 4-3-9 アブレーションした気体の熱エネルギー

PTFE 表面からアブレーションした気体の熱エネルギー  $Q_{ab}$  はプラズマに投入される。単位時間に単位体積のプラズマに投入されるエネルギーは次式で表される。

$$Q_{ab} = \frac{\Gamma}{m_i} \cdot 2kT_s \cdot \frac{L_{cir}}{A} \quad (4.47)$$

#### 4-3-10 アブレーションフラックス

アブレーションフラックス  $\Gamma$  (単位面積・単位時間あたりの推進剤昇華質量) は、以下に示すラングミュアの法則(Langmuir's law)<sup>113,122</sup>により求められる。

$$\Gamma = \left( \frac{m_i}{2\pi k T_s} \right)^{\frac{1}{2}} p_{vap} \quad (4.48)$$

ここで、 $p_{vap}$  は固体推進剤の蒸気圧(Equilibrium Vaporizing Pressure)であり、表面温度の関数である。とくに PTFE の場合、次式で表される半実験式により求められる。

$$p_{vap} = p_c \exp\left(-\frac{T_c}{T_s}\right) \quad (4.49)$$

ここで、 $p_c$ ,  $T_c$  はそれぞれ特性圧力, 特性温度と呼ばれる物性値である( $p_c=1.84 \times 10^{15}$  Pa,  $T_c=20815$  K).

#### 4-3-11 表面再結合

推進剤 PTFE 表面の反射率を 0 と仮定して、表面再結 PFE 表面へのエネルギーフラックスは、1 価電離の電離電圧  $V_i$  を考慮して次式で計算した。

$$q_{rec} = \varphi_i e V_i \quad (4.50)$$



### 4-3-12 流体の保存則

断面積分布を考慮したプラズマ流の軸方向の質量，運動量およびエネルギー保存はそれぞれ，以下の3つの式で表される．

$$\frac{\partial(A\rho)}{\partial t} + \frac{\partial(A\rho u)}{\partial x} = L_{cir}\Gamma \quad (4.51)$$

$$\frac{\partial(A\rho u)}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x}\{A(\rho u^2 + p)\} = p \frac{\partial A}{\partial x} - \tau_0 L_{cir} \quad (4.52)$$

$$\frac{\partial(Ae)}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x}\{Au(e + p)\} = A(Q_j - Q_{rad} - Q_{conv} - Q_{rec} + Q_{ab} - \Phi) \quad (4.53)$$

ここで， $A$ は断面積， $\rho$ は密度， $L_{cir}$ は断面の周長さである． $\Gamma$ はアブレーションフラックス（単位面積・単位時間あたりの推進剤昇華質量）， $u$ は軸方向速度， $p$ は圧力， $\tau_0$ は壁面における単位表面積・単位時間あたりの運動量損失（摩擦応力）である． $Q_j$ は放電電流による単位体積・単位時間あたりのジュール加熱， $Q_{rad}$ は放射によるエネルギー損失， $Q_{conv}$ は熱伝達による固体推進剤へのエネルギー供給， $Q_{rec}$ は表面再結合による PTFE へのエネルギー供給， $Q_{ab}$ はアブレーションした気体の熱エネルギー， $\Phi$ は粘性によるエネルギー散逸である．また， $e$ は単位体積あたりの全エネルギーで，次式で表される．

$$e = \frac{p}{\gamma - 1} + \frac{\rho u^2}{2} \quad (4.54)$$

ここで， $\gamma$ は比熱比で値は 1.1 とした．

### 4-3-13 粘性による運動量，エネルギーの損失

プラズマ流のレイノルズ数は時刻・位置により異なるが，粘性の影響を無視することはできない．しかし，本計算モデルでは，空間座標は軸方向のみであるため，速度の半径方向分布が得られない．そのため，粘性によるエネルギー散逸を計算することができない．また，ノズル内においては，ノズル壁面への粒子フラックスが不明であるので，壁面抵抗を求めることもできない．そこで本計算では，簡易的に，ある時刻・位置における軸方向速度の半径方向分布  $U(r)$  を，理想的な層流分布（放物線分布）あるいは乱流分布（1/7 乗分布）のいずれかに仮定し，その分布から摩擦応力  $\tau_0$  とエネルギー散逸  $\Phi$  を求める．その際，式(4.51)-(4.53)中の流体の速度  $u$  を断面における平均速度とみなす．乱流へ遷移するレイノルズ数の閾値は 2500 とし，レイノルズ数算出時の代表長さは相当直径  $4A/L_{cir}$  とした．以下に詳細を述べる．

#### i) $Re < 2500$ の時

$$\text{速度分布} \quad U(r) = 2u \left( 1 - \frac{r^2}{a^2} \right) \quad (4.55)$$

$$\text{摩擦応力} \quad \tau_0 = \mu \frac{dU}{dr} \Big|_{r=0} = \frac{4\mu u}{a} = \frac{\lambda}{4} \left( \frac{1}{2} \rho u^2 \right) \quad (4.56)$$

$$\text{エネルギー散逸} \quad \Phi A = \int_0^a 2\pi r \tau \frac{dU}{dr} dr = 8\pi\mu u^2 = \frac{\lambda}{4} \pi a \rho u^3 \quad (4.57)$$

ここで、レイノルズ数  $Re$ 、抵抗係数  $\lambda$ 、相当半径  $a$  は次の様に定義されている。

$$Re = \frac{2a \cdot u \cdot \rho}{\mu} \quad (4.58)$$

$$\lambda = \frac{32\mu}{ua\rho} = \frac{64}{Re} \quad (4.59)$$

$$a = \frac{2A}{L_{cir}} \quad (4.60)$$

粘性係数  $\mu$  の計算には、重粒子による粘性が支配的であると仮定して、次の式を用いる。

$$\mu = n_i m_i \frac{\lambda_i^2}{2\tau_i} + n_n m_i \frac{\lambda_n^2}{2\tau_n} \quad (4.61)$$

ここで、 $\lambda_i$  と  $\lambda_n$  は、それぞれ、イオン及び中性粒子の（運動量伝達の）平均自由距離、 $\tau_i$  と  $\tau_n$  は、それぞれ、イオン及び中性粒子の（運動量伝達の）平均衝突時間である。

## ii) $Re \geq 2500$ の時

$$\text{速度分布} \quad U(r) = 1.235u \left( 1 - \frac{r}{a} \right)^{1/7} \quad (4.62)$$

このとき、摩擦応力、エネルギー散逸は抵抗係数に次式を用いることにより求められる。

$$\lambda = \frac{0.3164}{Re^{1/4}} \quad (4.63)$$

## 4-3-14 ノズル出口における発散による運動量及びエネルギーの損失

ノズル出口における発散の模式図を図 4-3 に示す。ノズル出口における発散による運動量およびエネルギーの損失は、発散により排出速度が、

$$\int U(r)\cos\{\tan^{-1}(r/L_{noz})\}2\pi r dr / \int U(r)2\pi r dr \quad (4.64)$$

倍になるとして見積もる。  $L_{noz}$  はノズル長さ，積分範囲はノズル出口面である。

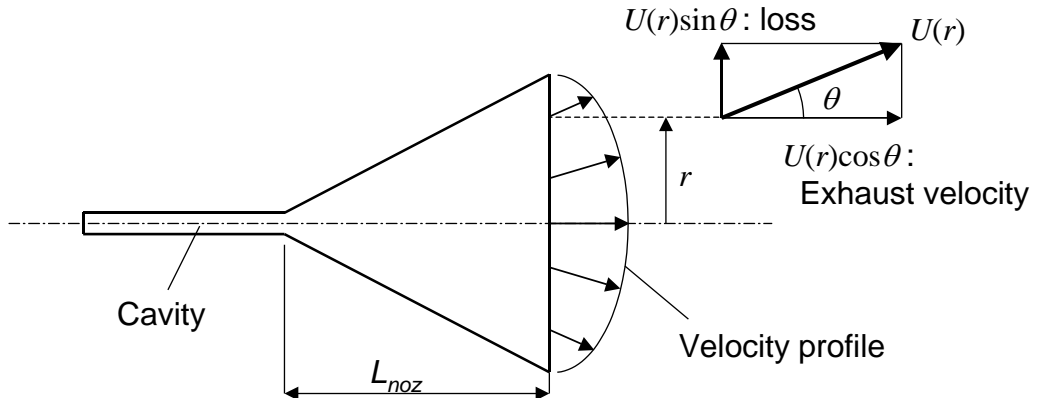


図 4-3 ノズル出口における発散の模式図

#### 4-3-15 計算スキーム

流れ場は TVD マコーマック (Total Variation Diminishing MacCormack) 法<sup>123,124</sup>，放電回路はルンゲクッタ (Runge-Kutta) 法により計算した。式(4.7)，式(4.8)の連立および式(4.37)，式(4.38)の連立の際は，ニュートン法により解を求めた。本数値計算のフローチャートを図 4-4 に示す。

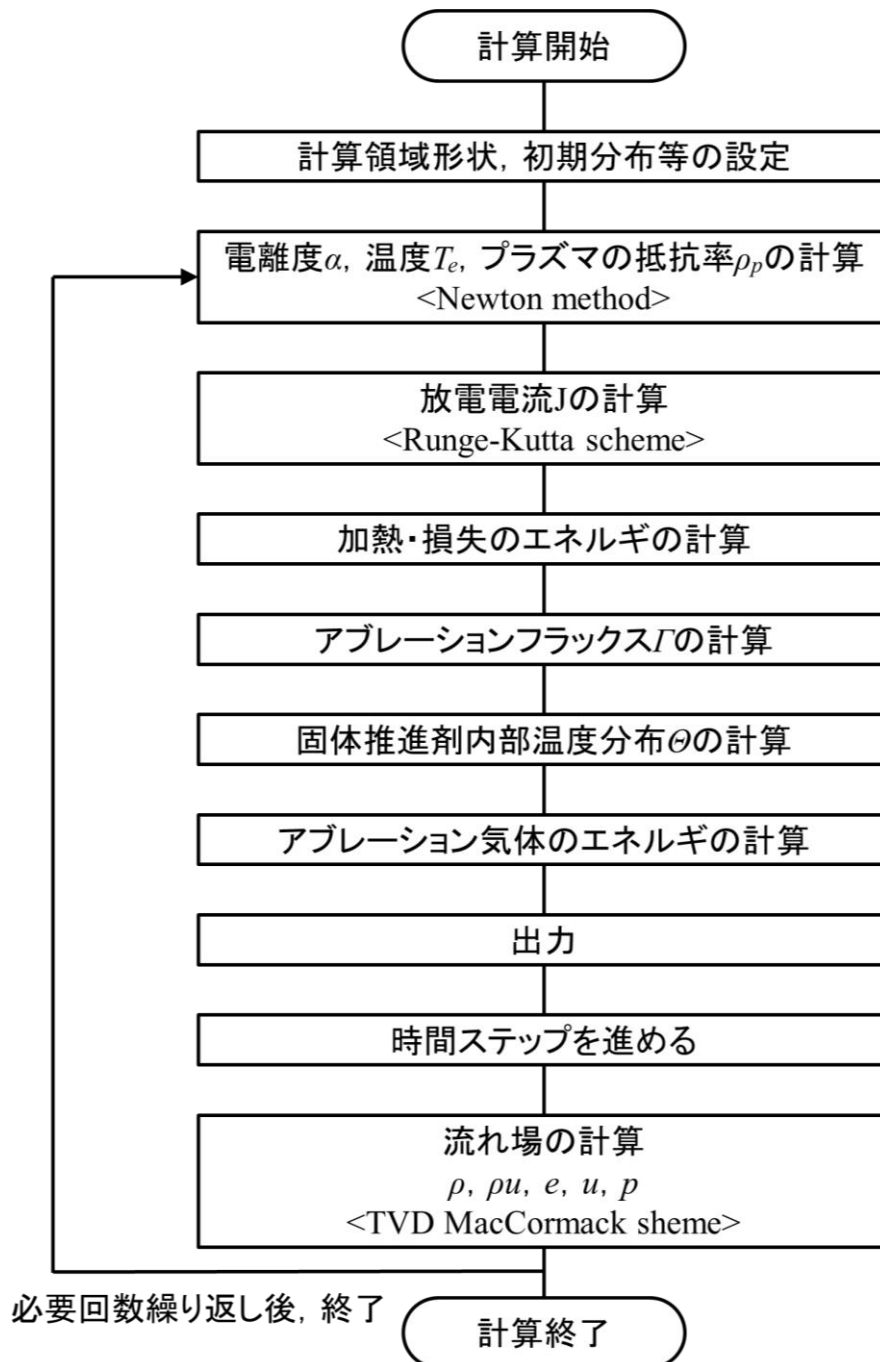


図 4-4 本数値計算のフローチャート

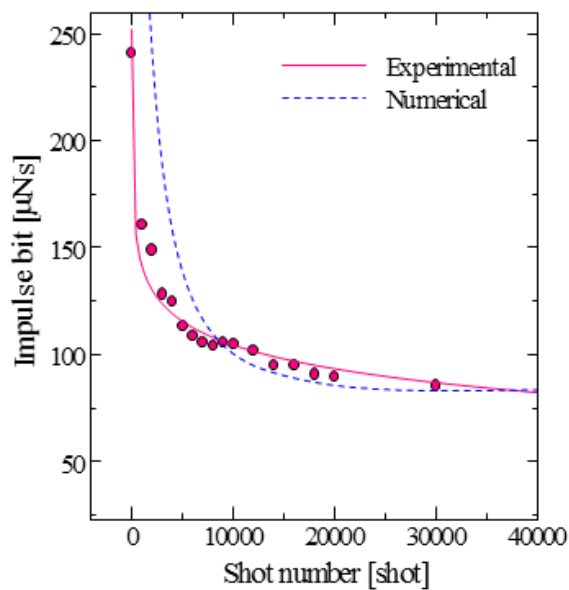
#### 4-4 計算結果 -妥当性の確認-

4-3 項に本数値シミュレーションで用いるコードやスキームについて説明した。本章では本数値シミュレーションが実際に推進性能の予測や物理現象の解明を行えるのか確認するために実験と同様の条件でシミュレーションを実施して実験結果と比較して、数値シミュレーションの妥当性を確認する。この実験データにはプロイテレス衛星 1 号機に搭載された PPT システムを用いた<sup>71</sup>。表 4-1 に実験及び計算で使用した条件を示す。図 4-5 に実験及び計算の結果を

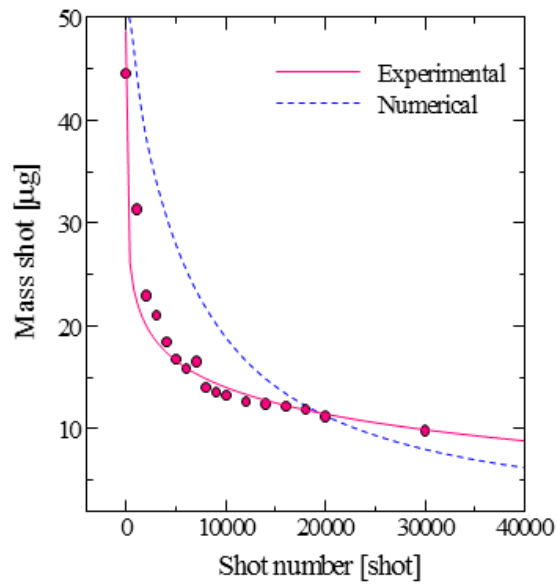
比較した図を示す。40,000 ショットの連続作動時の実験と計算結果を比較しており、インパルスビット及びマスショットの結果、マスショットにおいて最大で 25% の誤差が発生したが、インパルスビットでは精度よく予測できていると考える。双方で、定性的に算出できており、数値シミュレーションの妥当性が示唆されたと考える。

表 4-1 プロイテレス衛星 1 号機搭載用 PPT の実験及び計算条件

Cavity length, mm	10.0
Cavity diameter, mm	1.0
Nozzle length, mm	23.0
Nozzle diameter, mm	20.0
Capacitance, $\mu\text{F}$	1.5
Charging voltage, kV	1.8
Inductance, $\mu\text{H}$	0.35
Resistance, $\Omega$	0.05



(a) 連続作動時のインパルスビットの履歴



(b) 連続作動時のマスショットの履歴

図 4-5 実験及び計算結果の比較

## 4-5 まとめ

本章で得られた主な結果を以下に示す.

- 1) 本研究で使用する数値シミュレーションのモデル概略図や構成, 計算コードなどを 4-3 項で説明した.
- 2) 本数値シミュレーションの妥当性を確認するため, プロイテレス衛星 1 号機に搭載した PPT システムと同様の条件で計算を行い, 実験結果と比較する. 結果, 連続作動時のインパルスビットの減少傾向を定性的に算出することができ, シミュレーションの妥当性が検証された.

## 第5章 高推力型パルスプラズマスラスタ

### 5-1 はじめに

本研究の目的である 50 kg 級超小型衛星による 10 km 以上の軌道遷移を行うにはトータルインパルス約 270 Ns 以上が必要になる。トータルインパルスは PPT がパルス作動した時の推力、インパルスビットの合計値であることから表 5-1 に目標トータルインパルスを達成する際に求められるインパルスビットと作動回数の比較を表した。

表 5-1 トータルインパルスにおけるインパルスビットと作動回数の関係

作動時間 $\Delta t$ [s]	必要な推力 $F$ [N] (600km→610km)
1 (1 秒)	269
60 (1 分)	4.48
600 (10 分)	448.33 m
3,600 (1 時間)	74.72 m
43,200 (半日)	6.23 m
86,400 (1 日)	3.11 m
604,800 (1 週間)	444.78 $\mu$
1,209,600 (半月)	222.39 $\mu$
2,592,000 (1 ヶ月)	103.78 $\mu$
5,000,000 (2 か月)	53.8 $\mu$
15,768,000 (半年)	17.06 $\mu$
31,536,000 (1 年)	8.53 $\mu$

上記の表から作動時間が長ければ長いほど、またインパルスビットが高ければ高いほど達成することができるトータルインパルスは大きくなる。3-6 項における予備試験で達成したインパルスビットは最大でも約 2 mNs であった。後に詳しく説明するが電熱加速型 PPT は推進剤内径、すなわち放電室壁面を昇華・プラズマ化する推進機であるため、作動が繰り返されていくことで放電室直径が拡大し放電室内部の圧力が徐々に低下する。それにより、インパルスビットは徐々に低下する。そのため、より初期インパルスビットが高く、連続作動によるインパルスビットの低下量が低く、高トータルインパルスを達成する条件が求められる。本章では高インパルスビットを達成することができるパラメータを決定するべく、様々な条件で計算及び実験を行った。

## 5-2 数値シミュレーションによるアプローチ

ここでは第4章で紹介した本数値シミュレーションを用いて高推力を達成するPPTの考案を行う。主に、推進性能に影響を及ぼすと報告されている放電室形状やノズル形状、初期エネルギー及び主放電回路について適宜変更した条件で計算を行った。

### 5-2-1 放電室形状の変更における影響

電熱加速型PPTにおいて推進剤内径形状、すなわち放電室形状は最も推進性能を左右するといっても過言ではない。気体力学的に推力を生み出すことから放電室内部の現象は非常に重要となる。3-6項の予備試験でも記載したように放電室形状はPPTの推進性能に影響を及ぼしている。本計算では、放電室形状（直径及び長さ）を表5-2の条件で変更した際の推進性能を求めた。

表 5-2 放電室形状の変更に関する計算条件

Cavity length, mm	10/20/30/40/50/60/70/80/90/100
Cavity diameter, mm	4/5
Nozzle length, mm	20
Nozzle half angle, deg.	0
Capacitance, $\mu\text{F}$	19.5
Charging voltage, kV	1.8
Stored energy, J	31.59
Inductance, $\mu\text{H}$	0.189
Resistance, $\text{m}\Omega$	9.84

計算の結果を図5-1から図5-5に示す。

図5-1に放電室直径毎のインパルスビットと放電室長さの関係を示す。縦軸にインパルスビットを、横軸に放電室長さを表す。計算の結果、放電室長さ50mmまではインパルスビットは増加したが、放電室長さ60mm以降ではインパルスビットが低下することがわかった。また、放電室直径は大きいほうが比較的インパルスビットが低い結果を示した。最も高いインパルスビットを示したのは放電室直径4mmと放電室長さ50mmの条件で2,320  $\mu\text{Ns}$ 、最も低いインパルスビットを示したのは放電室直径5mmと放電室長さ10mmの条件で1,530  $\mu\text{Ns}$ 。インパルスビットはマスショットと排出速度、様々な損失により決定する。後に詳しく説明するが、図5-2に示すように放電室長さが増加することでマスショットは増加することがわかる。そのため、放電室長さ50mmまではインパルスビットが増加した。しかし、図5-1では放電室長さ60mm以降でインパルスビットは低下した。この理由はエネルギー損失が影響しているためであり、これを証明するために放電室直径4mmにおいて加速効率を確認した。まず、図5-6に放



電室直径 4 mm における放電電流と時間の関係を示す。放電室長さが増加することで放電電流が低下している。これは、図 5-7 に等価プラズマ抵抗と放電室長さの関係を表すように等価プラズマ抵抗に原因がある。放電室長さが増加することで等価プラズマ抵抗が高くなり、放電電流値は低下した。そして、これとは逆にプラズマに投入されるエネルギーである投入エネルギーは式(2.11)より、放電室長さと同比例して増加することがわかる。図 5-8 に輸送効率及び加速効率と放電室長さの関係を示す。輸送効率は放電室長さが増加することで高い値を示す。一方、加速効率は放電室長さ 30 mm までは増加しているが、それ以降では減少傾向にある。これはエネルギー損失が大きくなり、推進エネルギーに変換するエネルギー量が低下したことが挙げられる。以上から放電室長さを増加しすぎるとインパルスビットが低下する閾値が存在することがわかった。また、その原因はプラズマに投入されるエネルギーである投入エネルギーと推進エネルギーの間にエネルギー損失が発生したためとわかった。最後に、図 5-9 に圧力と放電室長さの関係を示す。放電室長さ 40 mm において圧力が最大になっていることからインパルスビットの結果は概ね圧力に依存していることがわかる。

図 5-2 に放電室直径毎のマスショットと放電室長さの関係を示す。縦軸にマスショットを、横軸に放電室長さを表す。計算の結果、放電室長さが増加するとマスショットも増加した。また、放電室直径は大きいほうがマスショットは低い結果となった。図 5-2 に示すように放電室長さが増加するとマスショットは増加した。これは放電室長さが増加することでエネルギー密度（推進剤壁面単位体積当たりの投入エネルギー）が低下する。また、図 5-6 に示すように放電室長さが増加すると放電電流が低下して、推進剤壁面の単位面積当たりの昇華量が低下する。しかし、推進剤壁面の単位面積当たりに発生する昇華量の割合が推進剤壁面の単位体積当たりに発生する昇華量（放電室内に発生する全昇華量）の割合を上回るため、マスショットが増加した。

図 5-3 に放電室直径毎の比推力と放電室長さの関係を示す。縦軸に比推力を、横軸に放電室長さを表す。計算の結果、放電室長さが増加すると比推力は低下する。また、放電室直径は大きいほうが比推力は高い結果を示した。放電室長さが増加するとインパルスビットとマスショットも増加するが、その増加量は異なることでこのような結果になった。

図 5-4 に放電室直径毎の推進効率と放電室長さの関係を示す。計算の結果、放電室長さ 30 mm まで推進効率は増加傾向にあるが、放電室長さ 40 mm 以降では低下した。また、放電室長さ 50 mm まで推進効率は放電室直径 4 mm が直径 5 mm を上回っていたが、放電室長さ 60 mm 以上では直径 5 mm の方が上回った。式(2.6)に示すように推進効率は輸送効率と加速効率の積でもある。このことからキャパシタに蓄えられたエネルギーである初期エネルギーが投入エネルギーになり、その後推進エネルギーに変換される。図 5-8 に示した結果から輸送効率に対する加速効率の割合が放電室長さ 30 mm 付近で低下しており、エネルギー損失により推進性能が低下したと考えられる。

10,000 ショットの連続作動を想定した計算を行い、放電室直径の拡大量を求めた結果を図 5-5 に示す。計算の結果、放電室直径 4 mm 及び 5 mm の両方で放電室長さが増加することにより連続作動時の放電室直径の拡大量を抑止することが示された。図 5-6 に示すように放電室長さ

が増加することで放電電流が低下し推進剤壁面の単位面積当たりが発生する昇華量が低下した。これにより連続作動時に伴う放電室直径の拡大が抑制されたことがわかった。

本計算結果のまとめ。放電室長さが長くなることで等価プラズマ抵抗が高くなり放電室内に流れる放電電流が低下することで推進性能に影響を及ぼすことがわかった。インパルスビットや推進効率については条件により最大値が存在することもわかった。放電室直径の拡大を抑えることで長時間作動が見込まれるため、放電室長さを長くしつつ、最もトータルインパルスが達成される形状を採用することが重要である。10,000ショットの連続作動におけるトータルインパルスを計算した結果を図5-10に示す。計算の結果、放電室長さ50mmまでトータルインパルスは増加傾向にあるが、放電室長さ60mm以降ではトータルインパルスは低下した。また、放電室直径が小さい方が全体的にトータルインパルスは大きく算出された。インパルスビットの低下量は50mmが最も低く算出されたため、トータルインパルス21.7Nsを達成した。

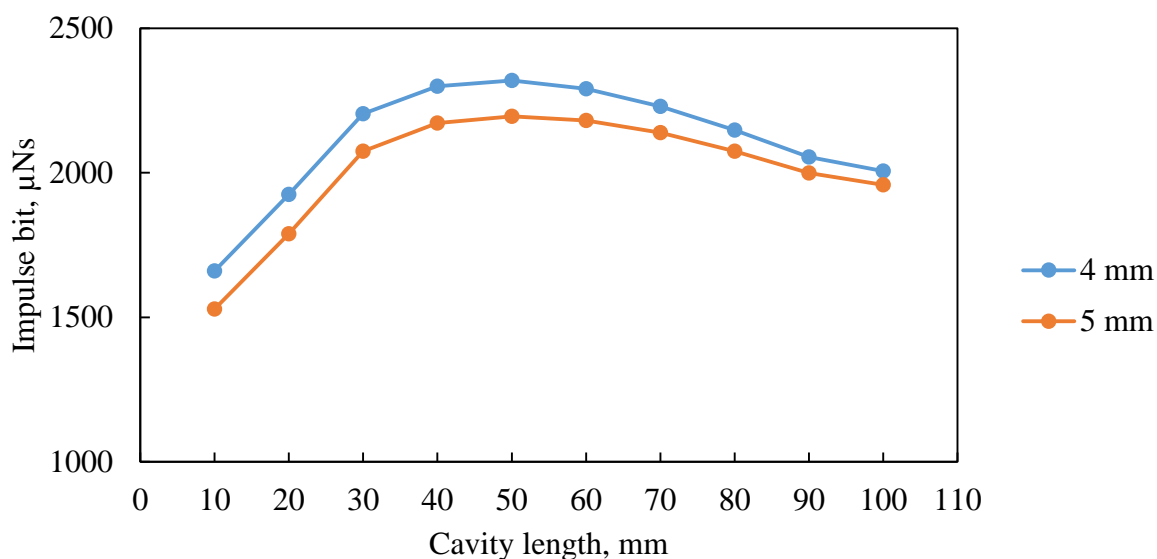


図5-1 インパルスビットと放電室長さの関係

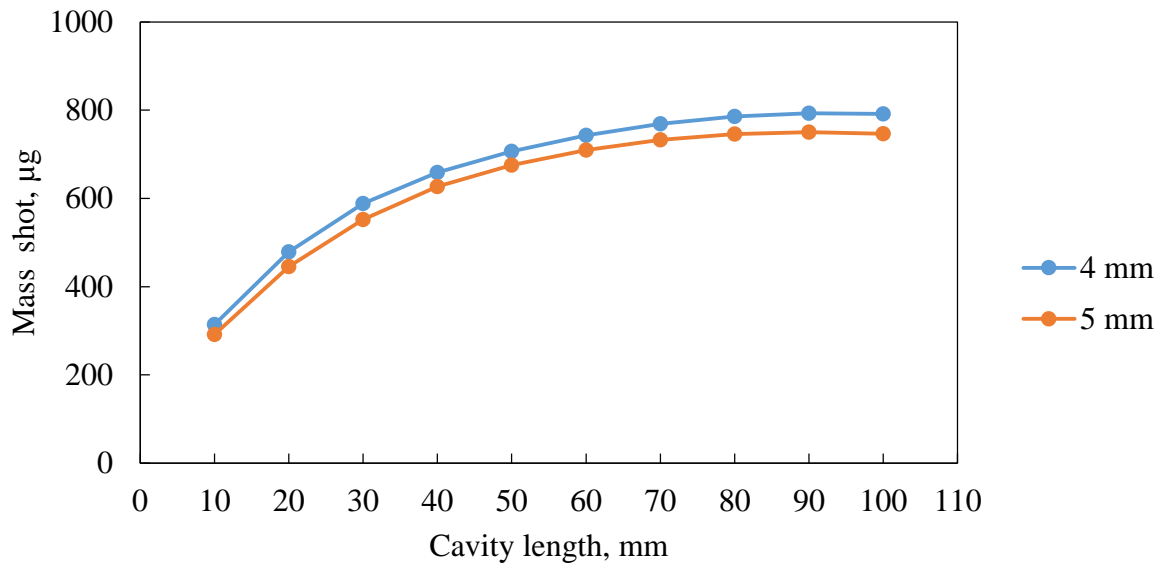


図 5-2 マスショットと放電室長さの関係

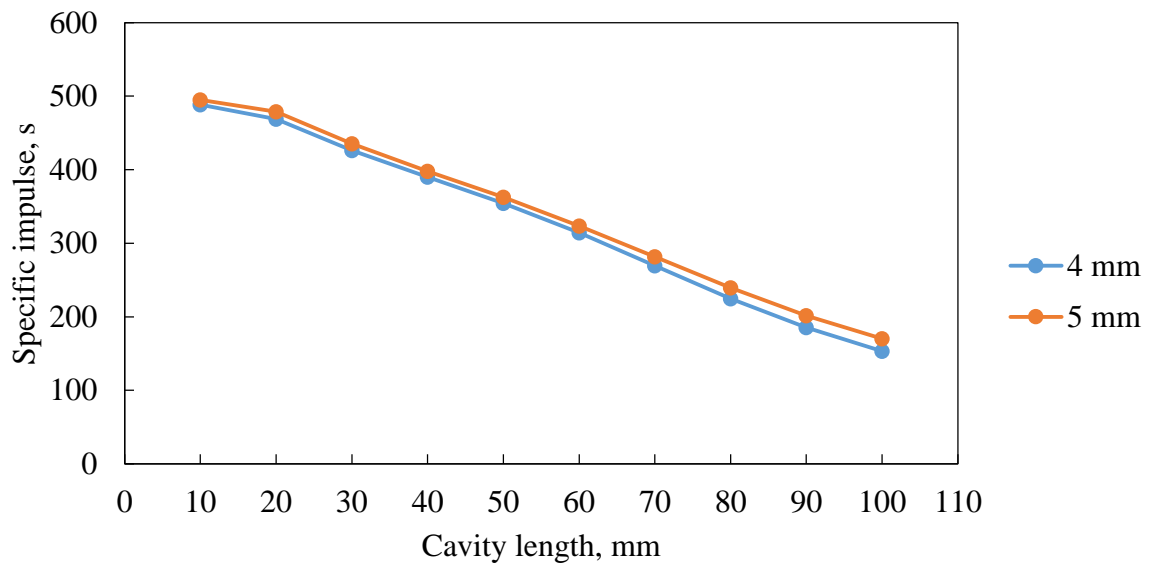


図 5-3 比推力と放電室長さの関係

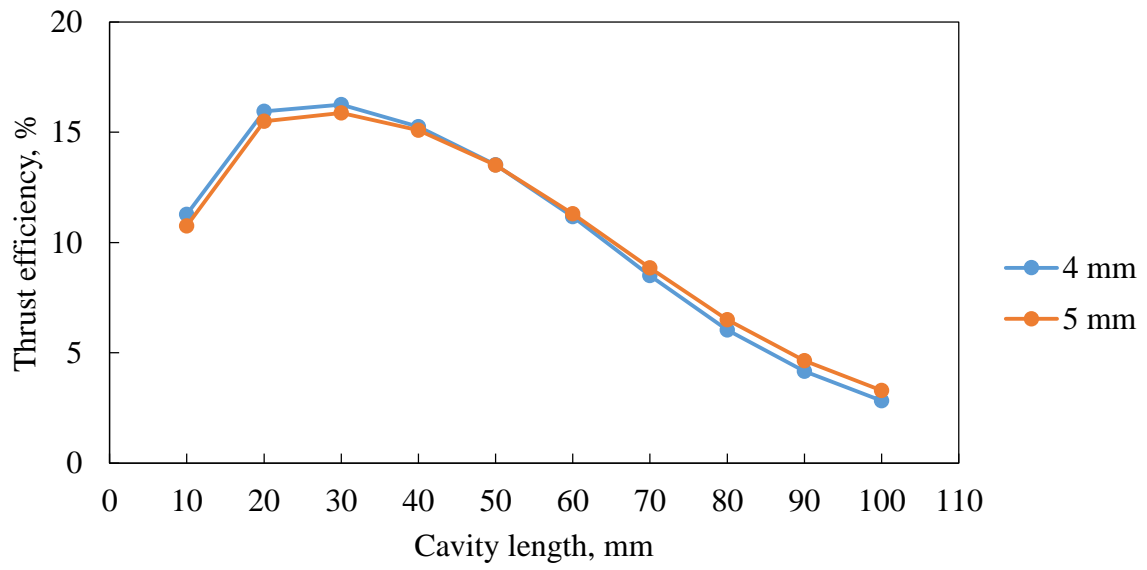
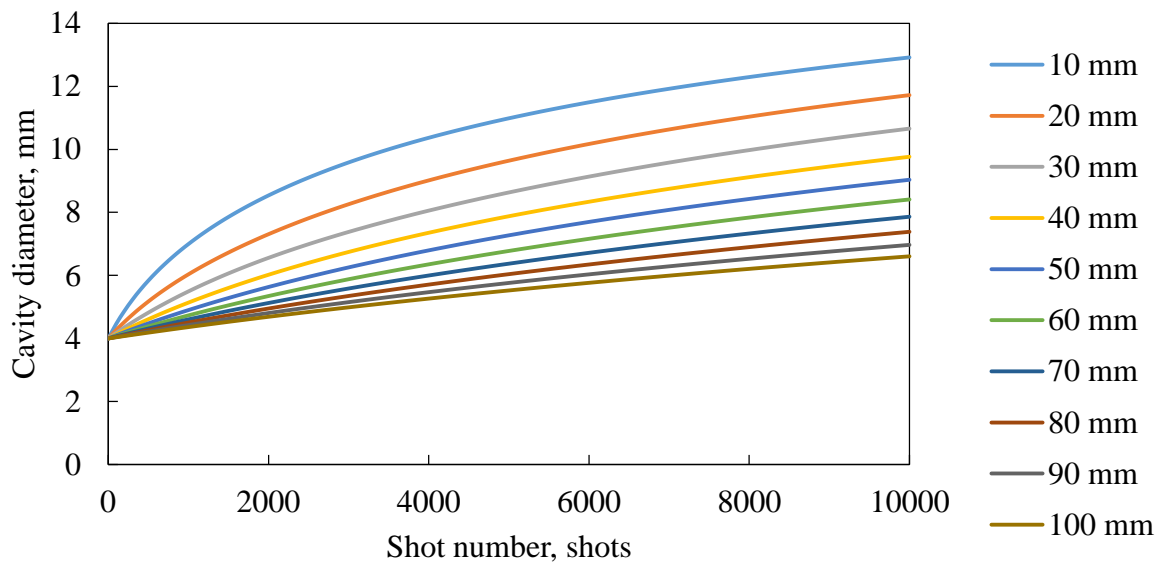
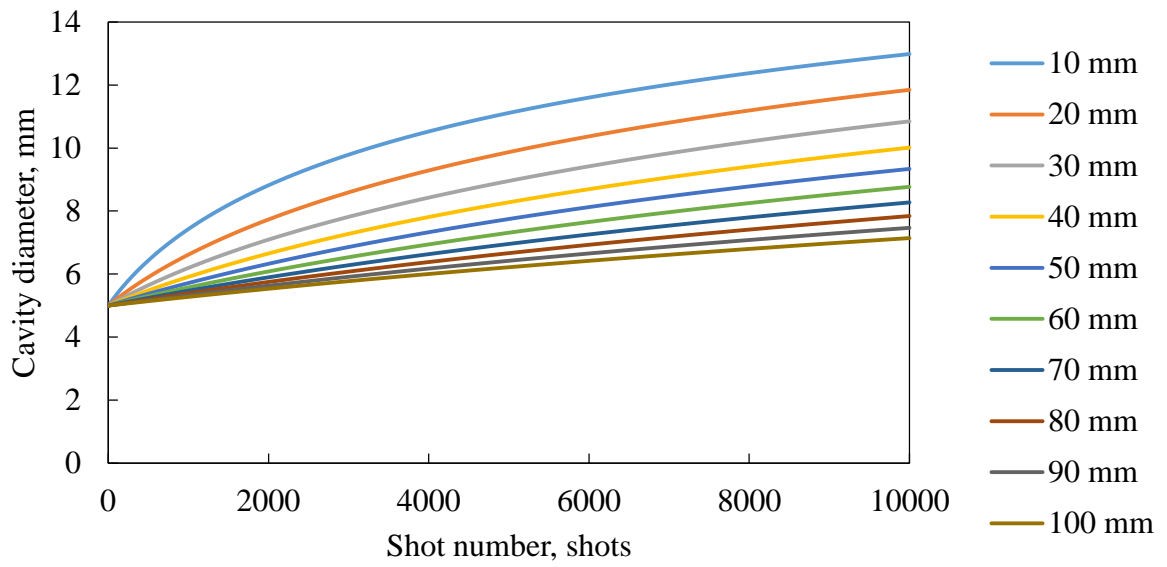


図 5-4 推進効率と放電室長さの関係



(b) 放電室直径 4 mm



(c) 放電室直径 5 mm

図 5-5 各放電室長さにおける放電室直径拡大の計算結果

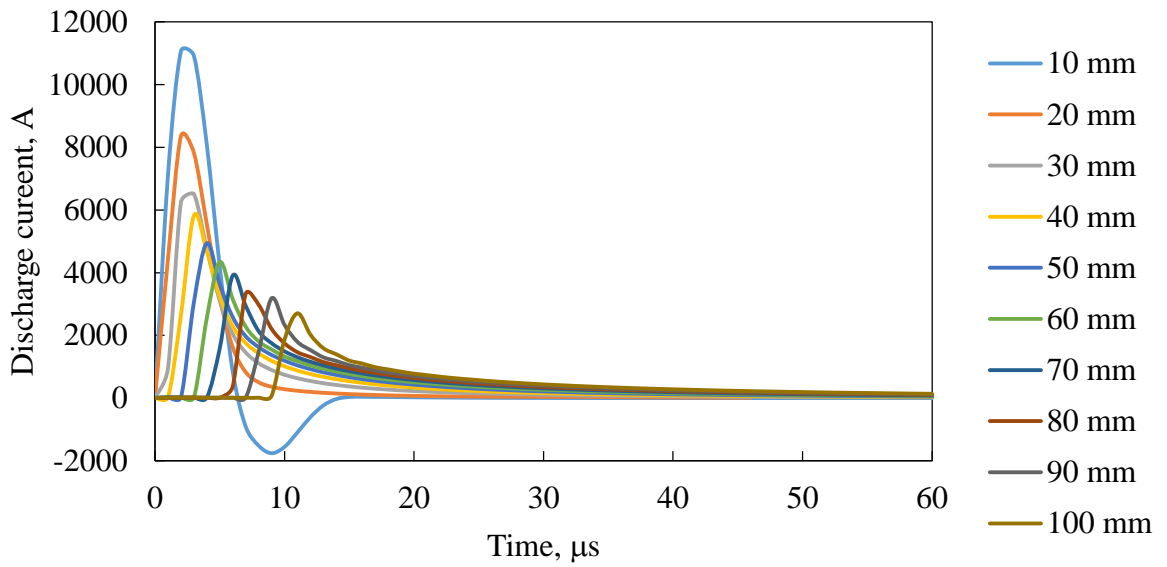


図 5-6 放電室直径 4 mm における放電電流と時間の関係

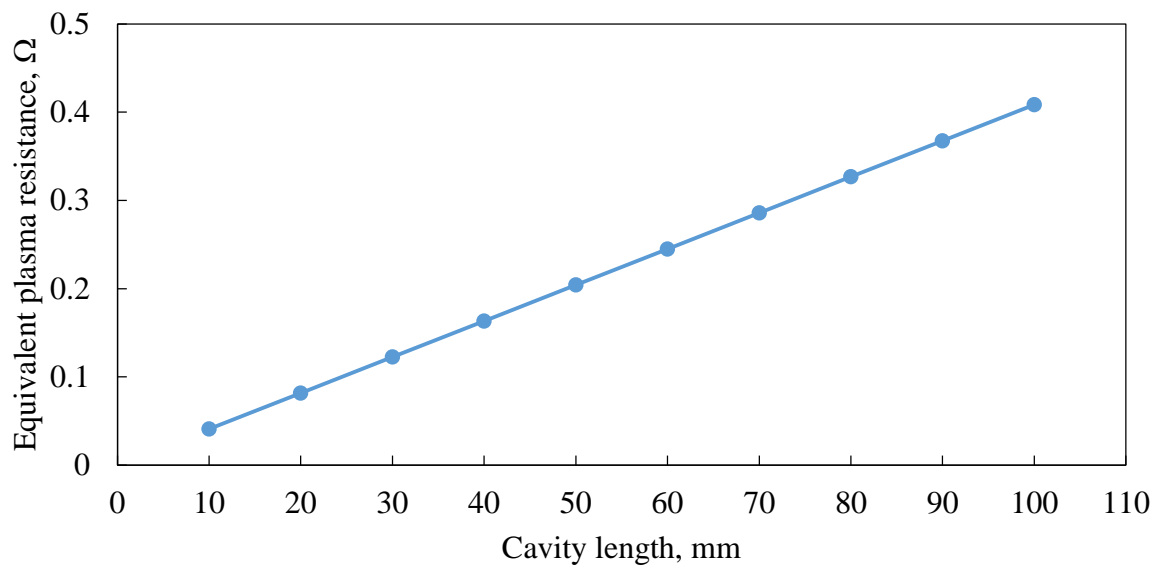


図 5-7 放電室直径 4 mm における等価プラズマ抵抗と放電室長さの関係

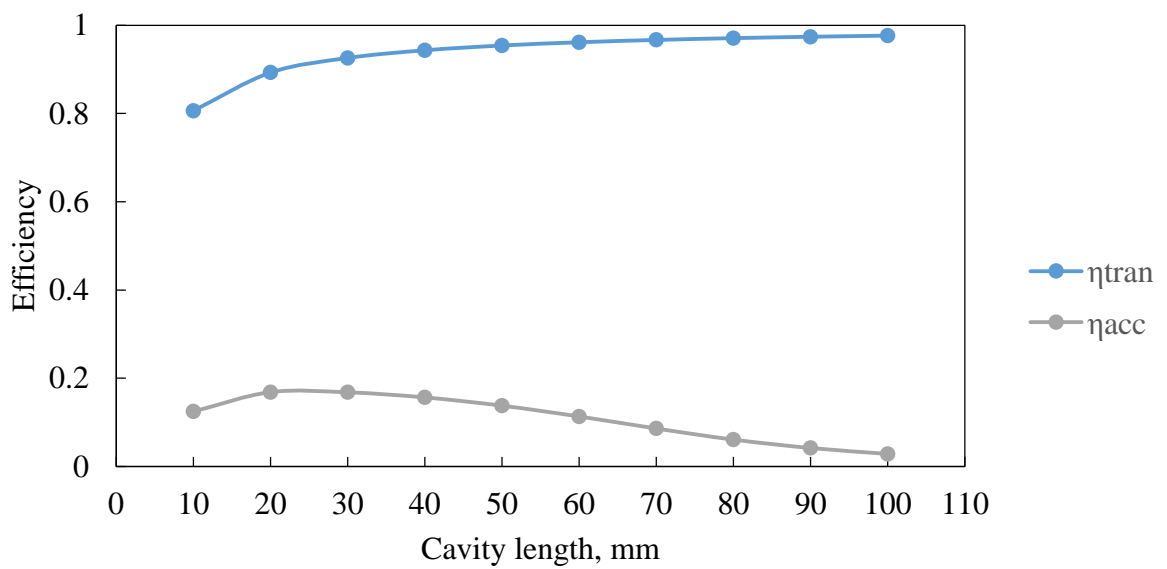


図 5-8 放電室直径 4 mm における輸送効率及び加速効率と放電室長さの関係

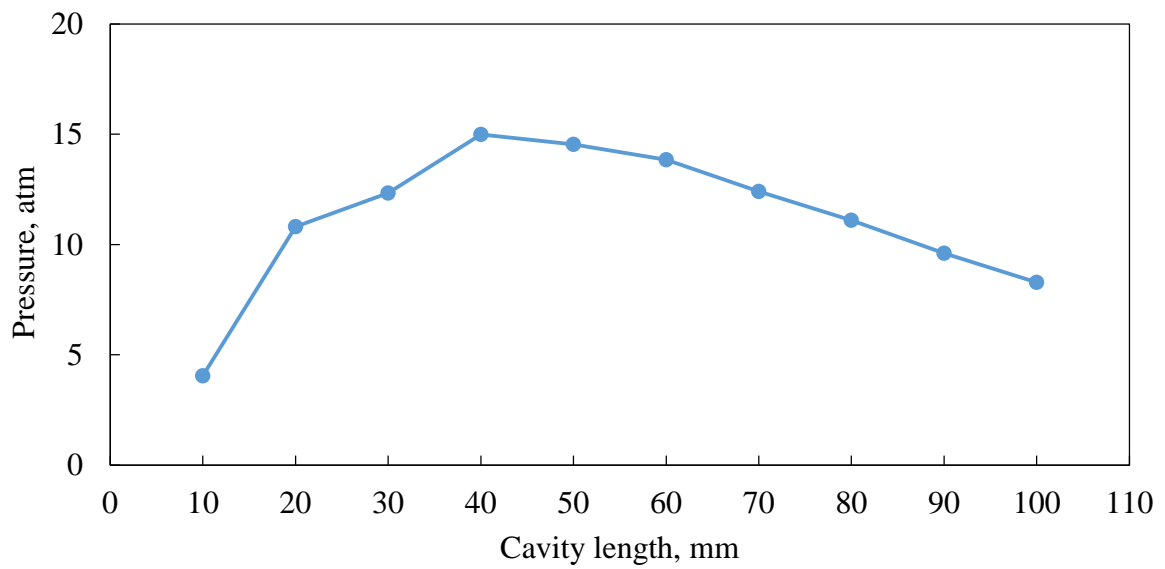


図 5-9 放電室直径 4 mm における圧力と放電室長さの関係

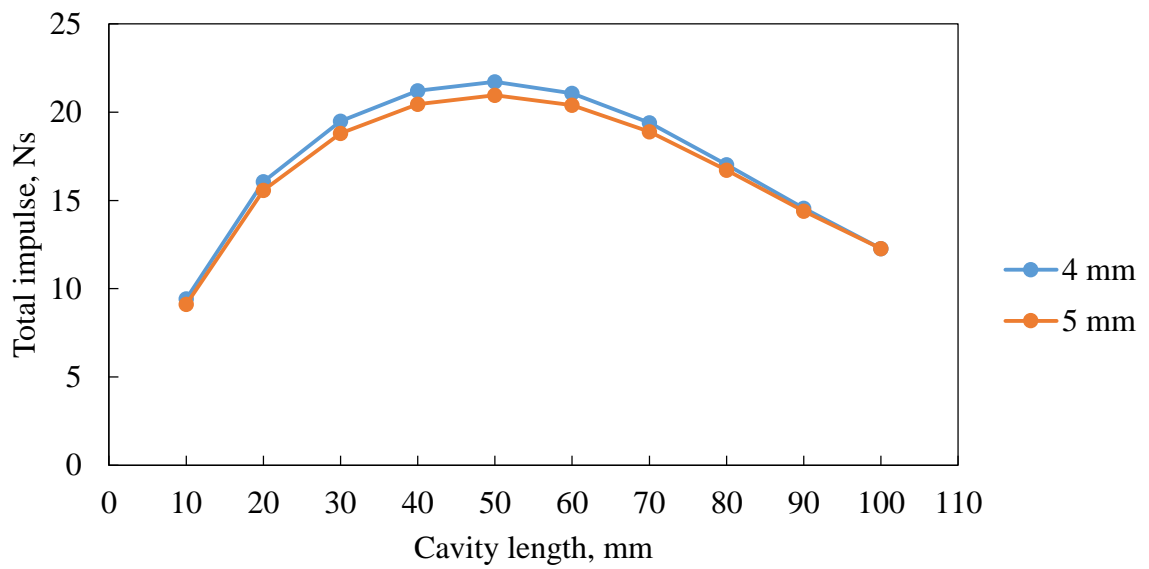


図 5-10 各放電室形状におけるトータルインパルスの比較

## 5-2-2 ノズル形状の変更における影響

宇宙用推進機においてノズルは流体を圧縮膨張させ減速加速を行うなど流体の運動量を決定する重要な機構である。本研究では基本的に角度を設けないストレートノズルを採用している。この理由は、ノズル部に角度を設けてしまうとノズルの重量増加及びシステムの大型化に繋がる。だが、システムの単位重量当たりのトータルインパルスが大きければ、角度を設けることは可能である。そこで、ノズル形状（長さ及び半頂角）を変更した際の推進性能を求める。表 5-3 に計算条件を示す。

表 5-3 ノズル形状の変更に関する計算条件

Cavity length, mm	50
Cavity diameter, mm	4
Nozzle length, mm	5/10/15/20/25/30/35/40
Nozzle half angle, deg.	0/15/30/45
Capacitance, $\mu\text{F}$	19.5
Charging voltage, kV	1.8
Stored energy, J	31.59
Inductance, $\mu\text{H}$	0.189
Resistance, $\text{m}\Omega$	9.84

計算の結果を図 5-11 から図 5-14

図 5-11 にインパルスビットとノズル長さの関係を示す。ストレートノズルはノズル長さが増加することでインパルスビットは低下する。ノズル半頂角 15 deg. の場合ではノズル長さ 15 mm までインパルスビットは増加するが、長さ 20 mm からインパルスビットは低下する。その他、ノズル半頂角 30 deg. と 45 deg. についてはノズル長さ 10 mm までインパルスビットは増加するが、長さ 15 mm からインパルスビットは極端に低下する。ストレートノズルの場合、ノズル長さが増加することでプラズマ流体がノズルとの摩擦や損失により流速が低下しインパルスビットが低下した。また、半頂角を設けた条件、特に 30 deg. と 45 deg. ではノズル長さが 10 mm 以上長くなると摩擦や損失以外にプラズマ流体が発散することで運動量が低下し、凍結流損失によりプラズマ流体の流速が再結合反応速度より遅くなることで解離及び電離エネルギーが運動エネルギーに変換されず排出されることで推力に寄与せず、極端にインパルスビットが低下したと考える。

図 5-12 にマッシュレットとノズル長さの関係を示す。すべてのノズル形状でほぼ同等の値を示しており、約 660-740  $\mu\text{g}$  となった。ノズル形状が変化することで流速や圧力などに影響はあるが、昇華量については、ほぼ影響がないことを確認した。

図 5-13 に比推力とノズル長さの関係を示す。図 5-11 の結果とほぼ同様の傾向を示している



ことがわかった。比推力は式(2.2)で算出することができ、マスショットに変化は確認されなかったことからインパルスビットと同様の挙動を示したことがわかった。

図 5-14 に推進効率とノズル長さの関係を示す。増加や減少の傾向は図 5-11 及び図 5-13 とほぼ同様の結果を示している。比推力と同様に推進効率は式(2.3)で算出することができるため、インパルスビットと比推力の挙動と同様の結果を示した。

本計算結果をまとめる。ストレートノズルではノズル長さが増加することで推進性能が徐々に減少した。また、半頂角を設けることで一定のノズル長さまでは推進性能が向上することがわかった。中でも半頂角 15 deg. ではノズル長さが増加してもほぼ一定の結果を示した。実際に用いるノズルは陰極と併用するため、構造や形状が大きくなることが多い。そのため、極力短いノズル長さに設定し摩擦や損失を低減する必要がある。その他、ノズル直径を極力大きくすることで長時間作動にも繋がることから半頂角の付けすぎには注意が必要である。図 5-15 にトータルインパルスとノズル長さの関係を示す。図 5-15 は 10,000 ショットの連続作動を算出した結果である。ノズル長さが短い場合は半頂角が大きい方がトータルインパルスも大きく、長くなると半頂角 15 deg. の場合が最も高トータルインパルスを達成することがわかった。

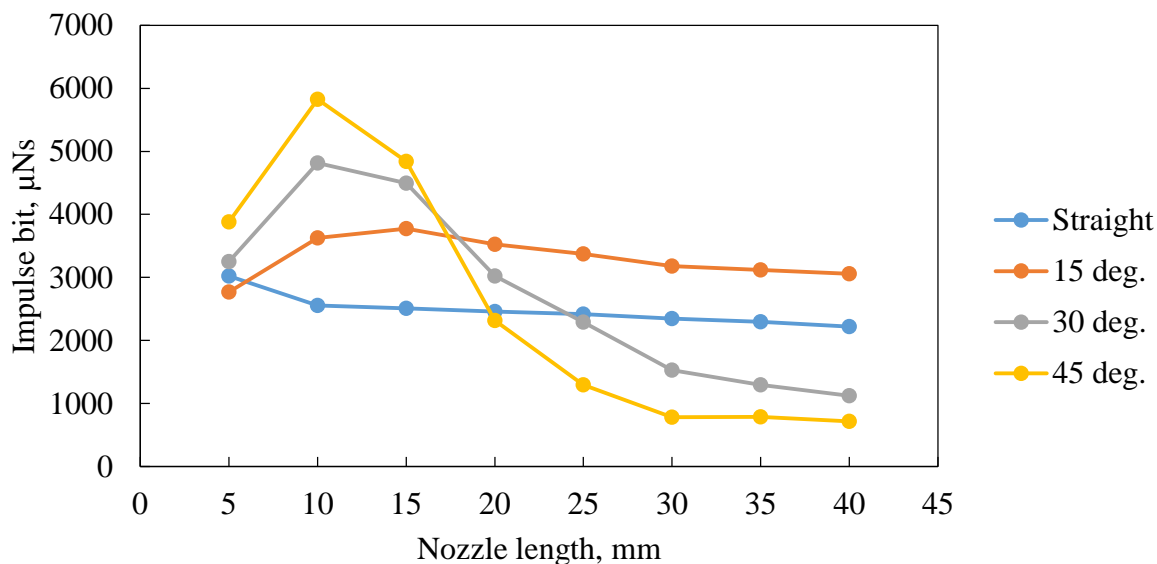


図 5-11 インパルスビットとノズル長さの関係

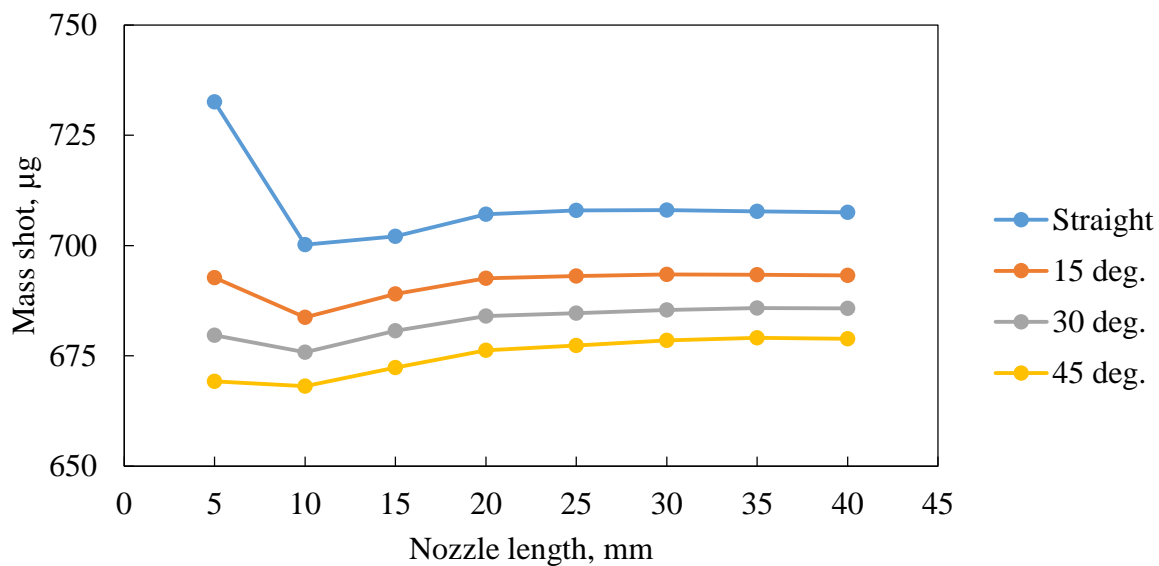


図 5-12 マスショットとノズル長さの関係

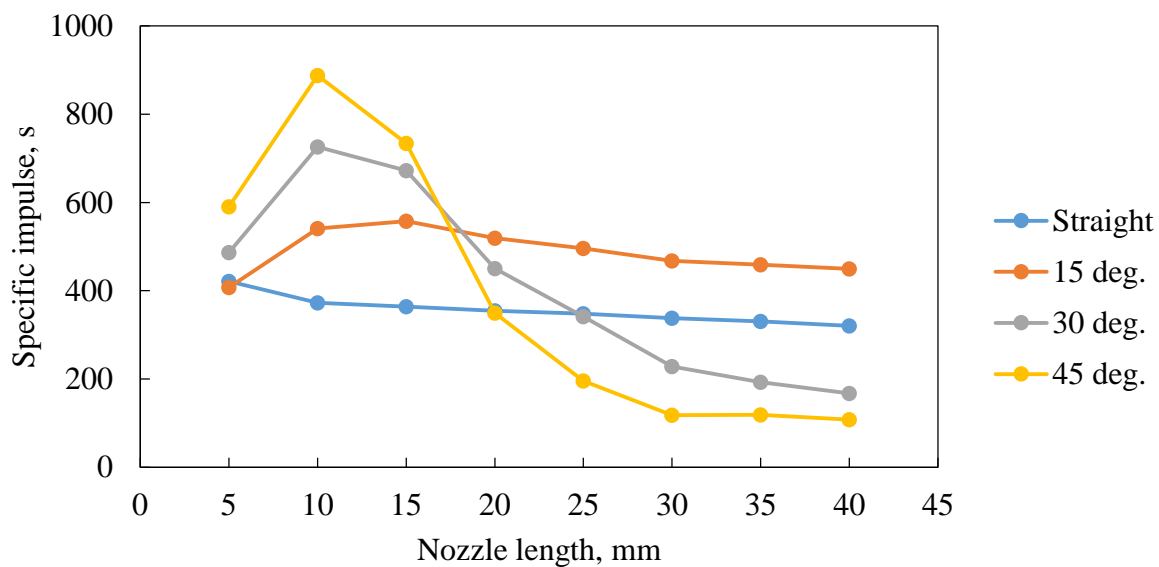


図 5-13 比推力とノズル長さの関係

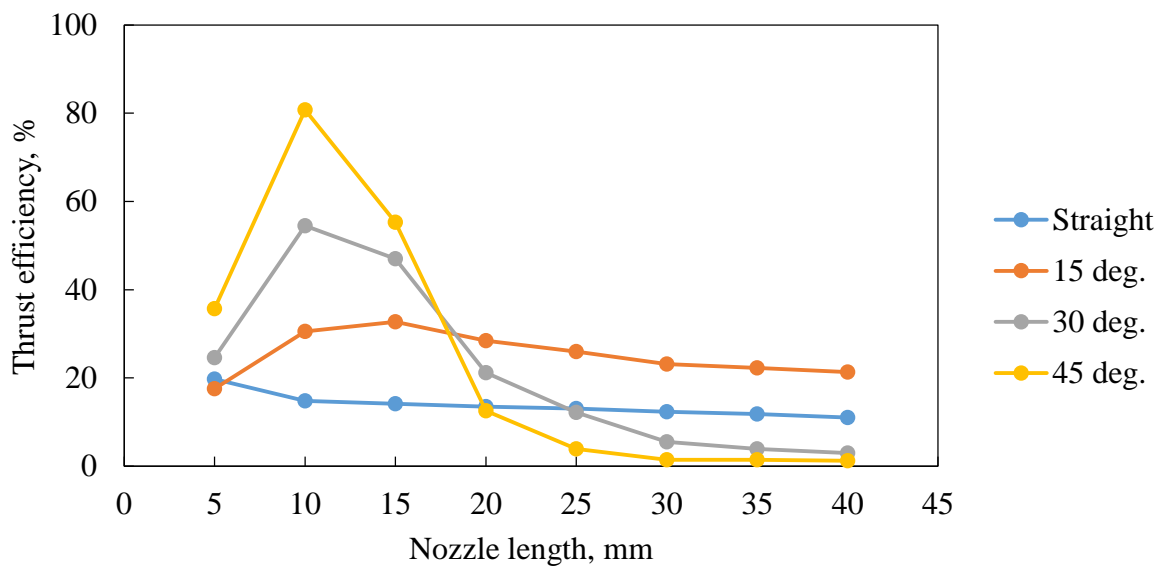


図 5-14 推進効率とノズル長さの関係

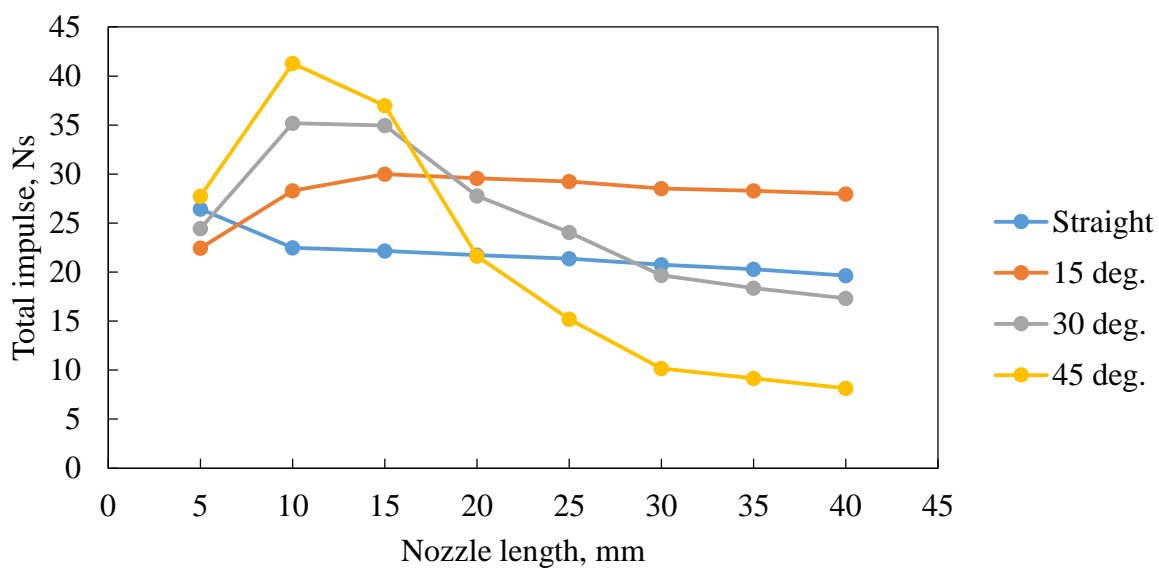


図 5-15 トータルインパルスとノズル長さの関係

### 5-2-3 初期エネルギーの変更における影響

PPT の性能を最も左右すると考えられているのは初期エネルギーである。式(2.1)に示すように主放電回路にある静電容量と充電電圧により初期エネルギーは決定される。そこで、初期エネルギーを一定にして充電電圧と静電容量を適宜変更し、シミュレーションを行う。どのパラメータ（充電電圧と静電容量）が最も性能に影響するのか確認する。表 5-4 と表 5-5、表 5-6 にそれぞれの条件を示す。

表 5-4 10 J における計算条件

Cavity length, mm	50
Cavity diameter, mm	4
Nozzle length, mm	20
Nozzle half angle, deg.	0
Capacitance [ $\mu\text{F}$ ] x Charging voltage [kV]	20.0 x 1.0/8.89 x 1.5/5.0 x 2.0/3.2 x 2.5/2.22 x 3.0
Stored energy, J	10
Inductance, $\mu\text{H}$	0.189
Resistance, $\text{m}\Omega$	9.84

表 5-5 30 J における計算条件

Cavity length, mm	50
Cavity diameter, mm	4
Nozzle length, mm	20
Nozzle half angle, deg.	0
Capacitance [ $\mu\text{F}$ ] x Charging voltage [kV]	60.0 x 1.0/26.7 x 1.5/15.0 x 2.0/9.6 x 2.5/6.67 x 3.0
Stored energy, J	30
Inductance, $\mu\text{H}$	0.189
Resistance, $\text{m}\Omega$	9.84

表 5-6 50 J における計算条件

Cavity length, mm	50
Cavity diameter, mm	4
Nozzle length, mm	20
Nozzle half angle, deg.	0
Capacitance [ $\mu\text{F}$ ] x Charging voltage [kV]	100 x 1.0/44.4 x 1.5/25.0 x 2.0/16.0 x 2.5/11.1 x 3.0
Stored energy, J	50
Inductance, $\mu\text{H}$	0.189
Resistance, $\text{m}\Omega$	9.84

計算の結果を図 5-16 から図 5-19 に示す。

図 5-16 にインパルスビットと充電電圧の関係を示す。初期エネルギー及び充電電圧が高い条件においてインパルスビットが高くなった。充電電圧が大きいほど放電電流が高くなり、初期エネルギーが大きいほどエネルギー密度及び投入エネルギーが高くなったことでインパルスビットは増加した。図 5-20 に初期エネルギー 30 J における放電電流と時間の関係を示す。

図 5-17 にマスショットと充電電圧の関係を示す。初期エネルギー及び充電電圧が高い条件においてマスショットが高くなった。インパルスビットと同様に初期エネルギーと充電電圧が大きくなり、エネルギー密度と放電電流が増加したことでマスショットも増加した。

図 5-18 に比推力と充電電圧の関係を示す。充電電圧 1 kV の条件以外はどの条件においても、ほぼ同様の結果を示した。僅差ではあるが、初期エネルギー 30 J の条件が最も高い比推力を算出した。インパルスビットとマスショットの傾向がほぼ同じであったため、図 5-18 のようにほぼ一定の値を算出した。1 kV の条件ではインパルスビットとマスショットにおいて傾向が少しずれたことでこのような結果になった。

図 5-19 に推進効率と充電電圧の関係を示す。初期エネルギー及び充電電圧が高い条件において推進効率が高くなった。初期エネルギーと充電電圧の増加によりインパルスビットとマスショットが高い値を算出したことから推進効率が向上した。

充電電圧と静電容量を変更して同じ初期エネルギーにおいて推進性能を比較した結果、充電電圧を増加することで放電室内部のエネルギー密度や投入エネルギーが向上して高い推進性能を算出した。また、初期エネルギーが高くなることで推進性能が向上する。静電容量を大きくすることはキャパシタの個数を増加、大きいキャパシタを搭載することになる。超小型人工衛星にはスペースや重量に制限があるため、高インパルスビットを達成するには極力充電電圧を高くすることが重要である。図 5-21 にトータルインパルスと充電電圧の関係を示す。インパルスビットと同様に初期エネルギーと充電電圧が大きいほど高トータルインパルスを達成する。

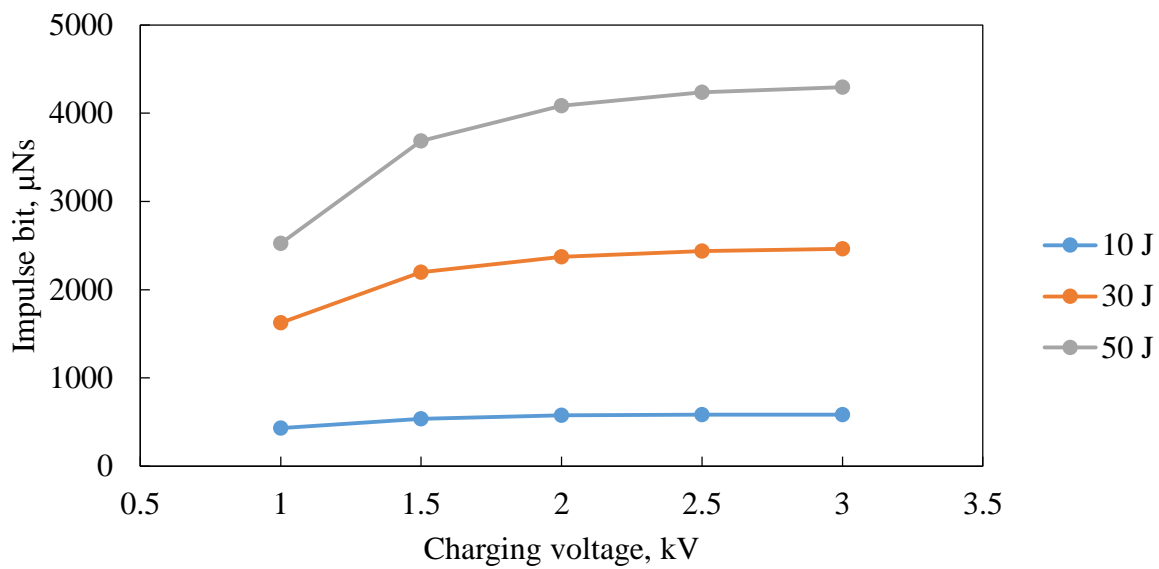


図 5-16 インパルスビットと充電電圧の関係

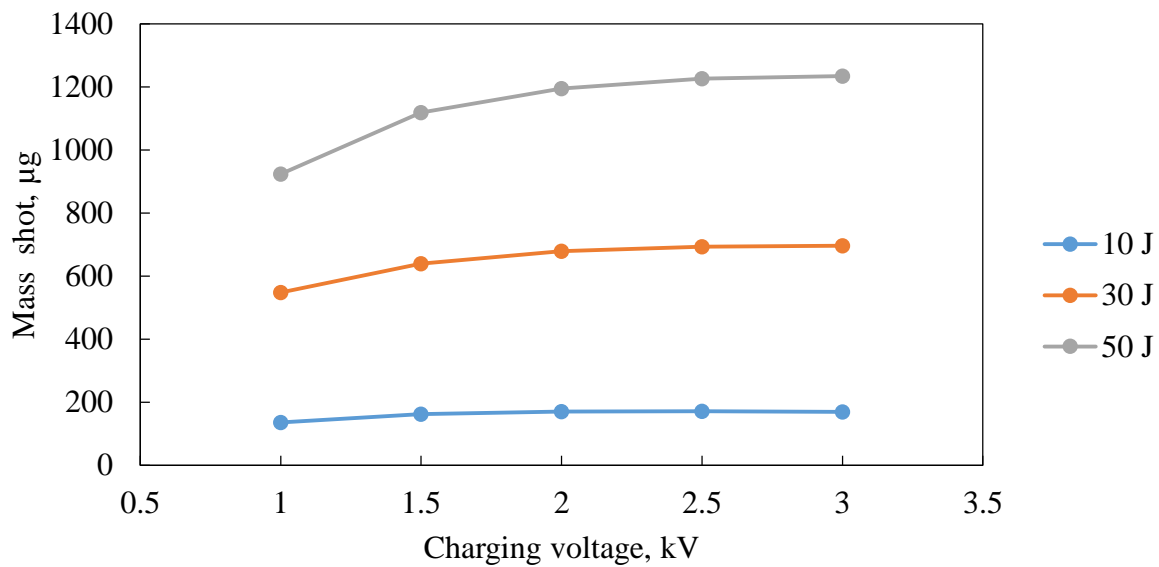


図 5-17 マスショットと充電電圧の関係

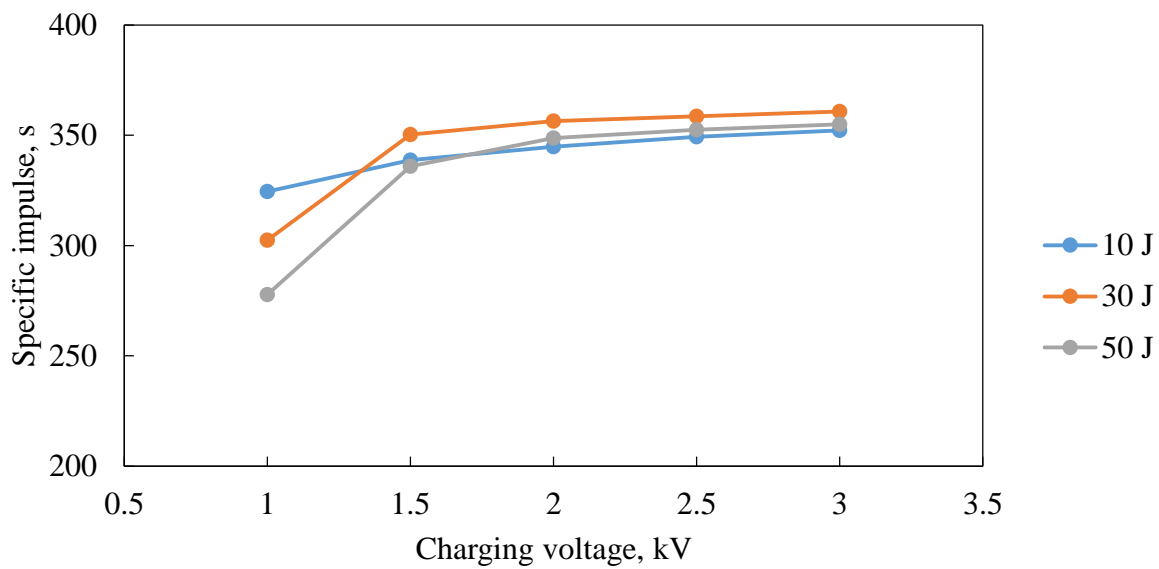


図 5-18 比推力と充電電圧の関係

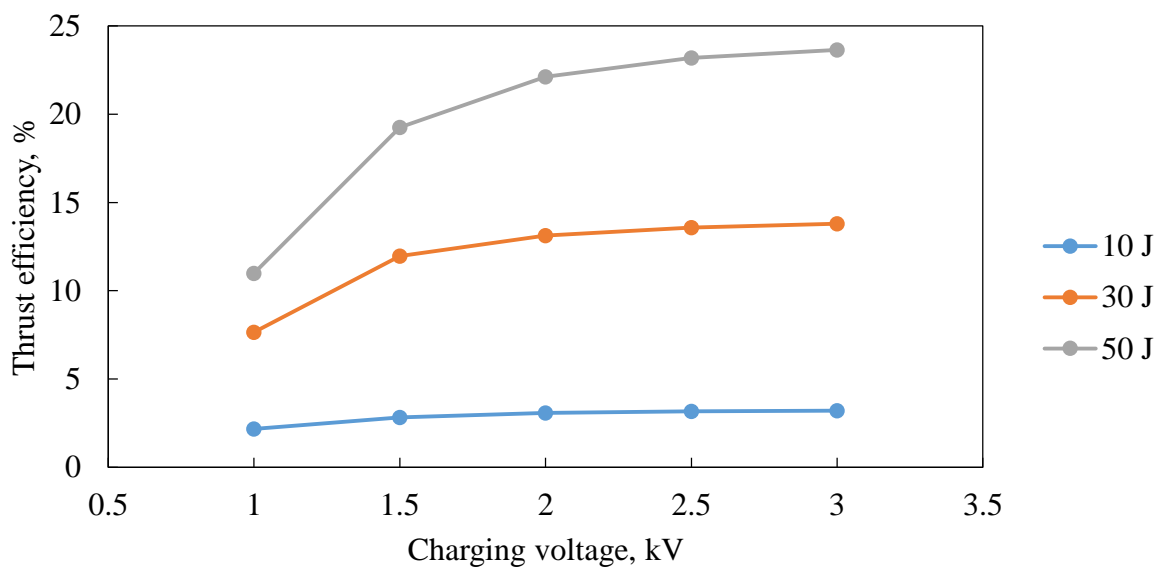


図 5-19 推進効率と充電電圧の関係

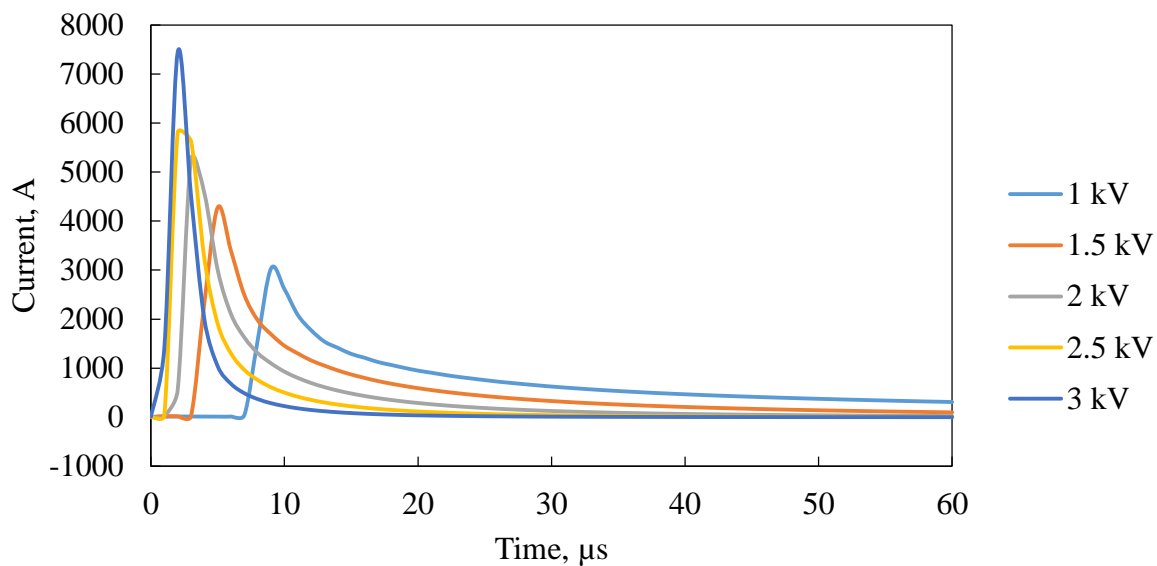


図 5-20 初期エネルギー 30 J における放電電流と時間の関係

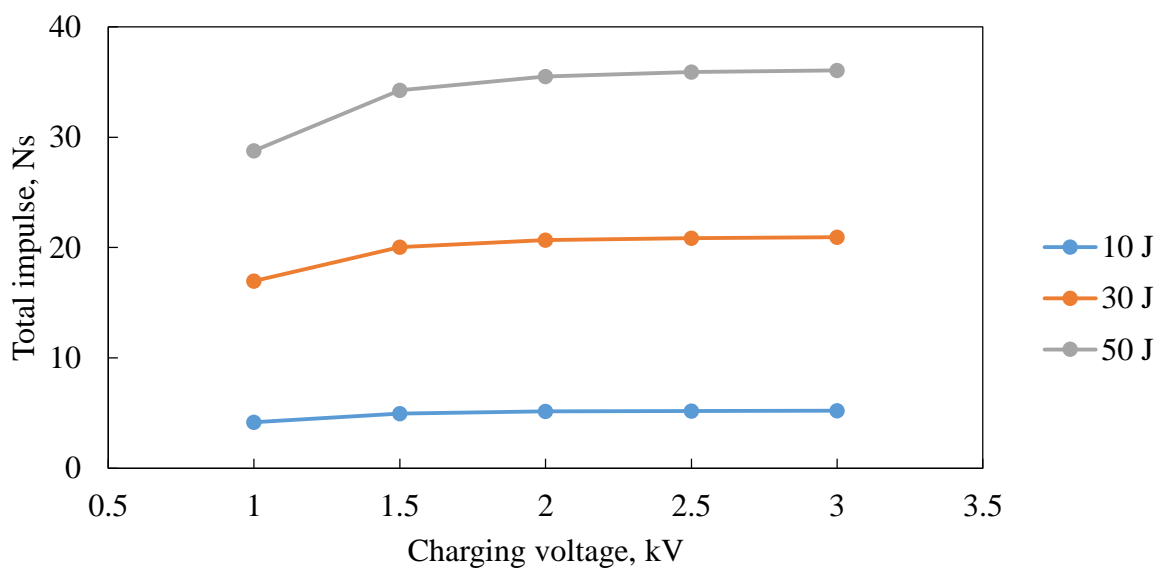


図 5-21 トータルインパルスと充電電圧の関係



#### 5-2-4 主放電回路の変更における影響

PPT は主放電回路における損失が大きく、性能を左右する。そのため、本計算ではインダクタンス及び抵抗値を変更し推進性能の計算を行い、どの程度影響を及ぼすのか調査した。表 5-7 に条件を示す。

表 5-7 主放電回路の変更に関する計算条件

Cavity length, mm	50
Cavity diameter, mm	4
Nozzle length, mm	20
Nozzle half angle, deg.	0
Capacitance, $\mu\text{F}$	19.5
Charging voltage, kV	1.8
Stored energy, J	31.59
Inductance, $\mu\text{H}$	0.0189/0.189/1.89
Resistance, m $\Omega$	0.984/9.84/98.4

計算の結果を図 5-22 から図 5-25 に示す。

図 5-22 にインパルスビットと回路抵抗の関係を示す。抵抗値が低いほど高いインパルスビットを示した。図 5-26 にインダクタンス 0.0189  $\mu\text{H}$  における放電電流と時間の関係を示す。図 5-26 に示すように若干ではあるが、回路抵抗値が低いほど放電電流が高くなり、5-2-3 項のようにインパルスビットが向上した。

図 5-23 にマスショットと回路抵抗の関係を示す。抵抗値が低いほどマスショットが高く算出された。図 5-26 に示すようにインパルスビットと同様に抵抗が低いほど放電電流が高くなることで、放電室内部のエネルギー密度が高くなりマスショットも増加した。

図 5-24 に比推力と回路抵抗の関係を示す。比推力については回路抵抗値を変更しても一定の値を示した。インパルスビットとマスショットが同様の傾向を示したため、ほぼ一定の結果を算出した。

図 5-25 に推進効率と回路抵抗の関係を示す。回路抵抗値が低いほど高い推進効率を算出した。回路におけるエネルギー損失が抵抗値の増加に伴い大きくなり、推進性能が低下した。

主放電回路の抵抗値は PPT において推進性能を左右することが計算において算出された。このことから、回路におけるエネルギー損失を防ぐために主放電回路の配線は短く、キャパシタは低インダクタンスの物を選定する必要がある。図 5-27 にトータルインパルスと主放電回路の抵抗値の関係を示す。抵抗値が低いほど高トータルインパルスを達成した。

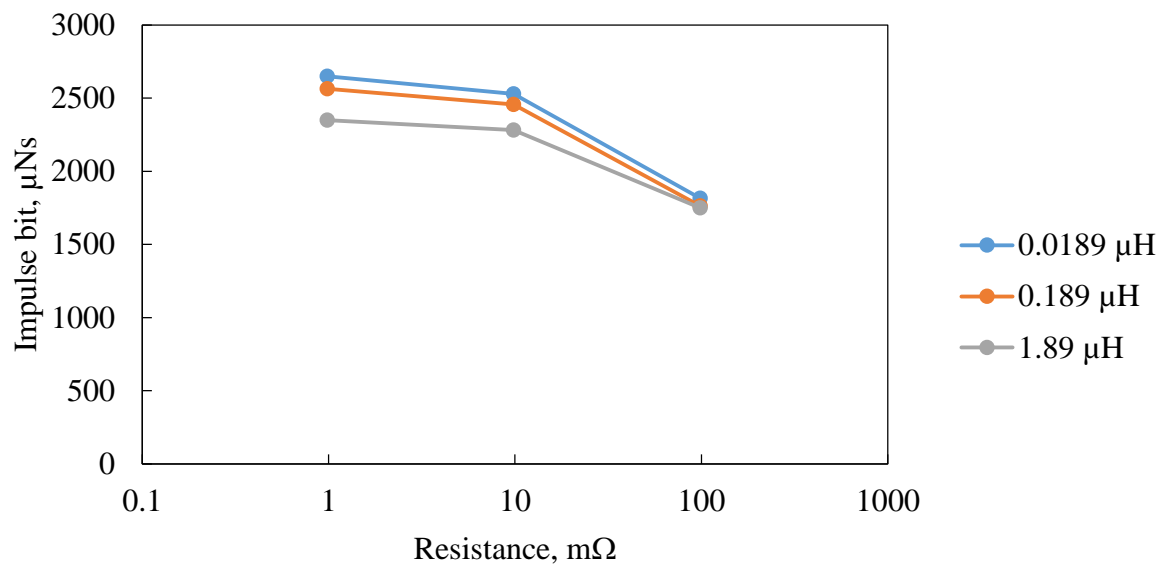


図 5-22 インパルスビットと回路抵抗の関係

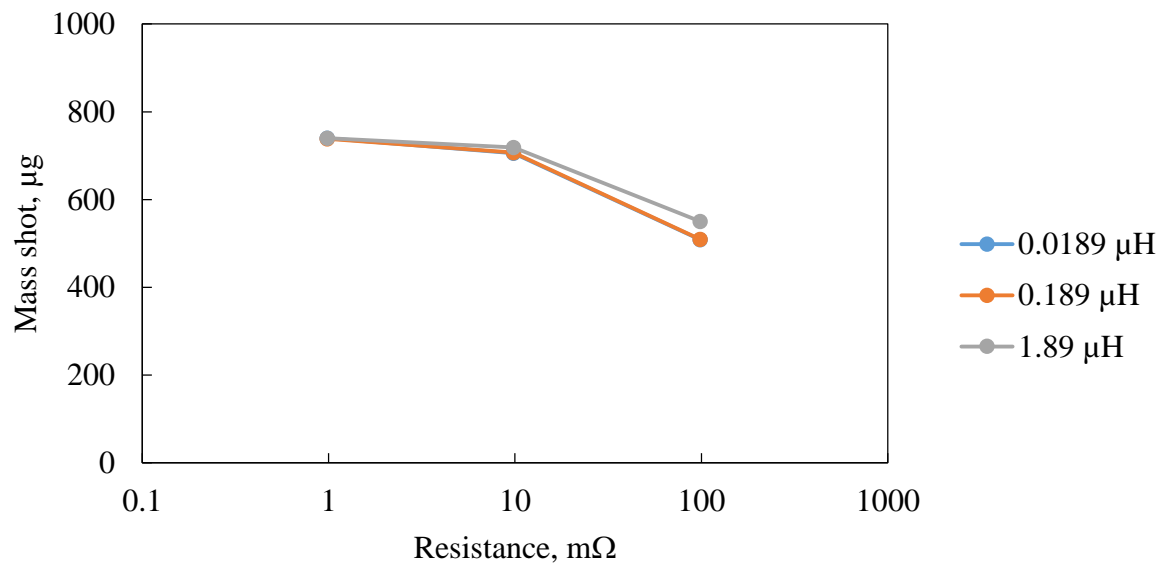


図 5-23 マスショットと回路抵抗の関係

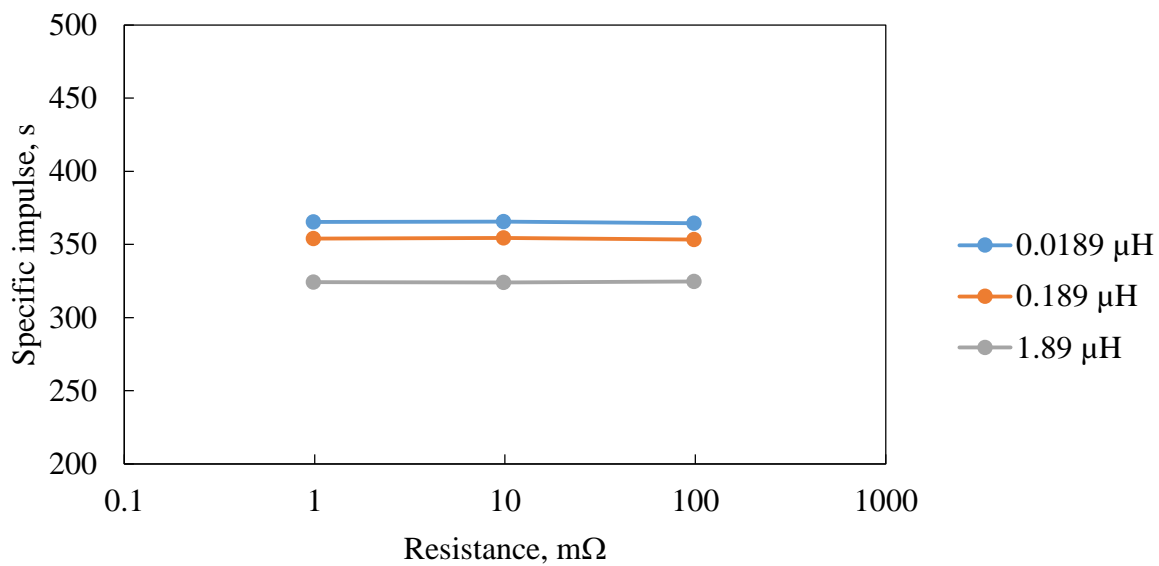


図 5-24 比推力と回路抵抗の関係

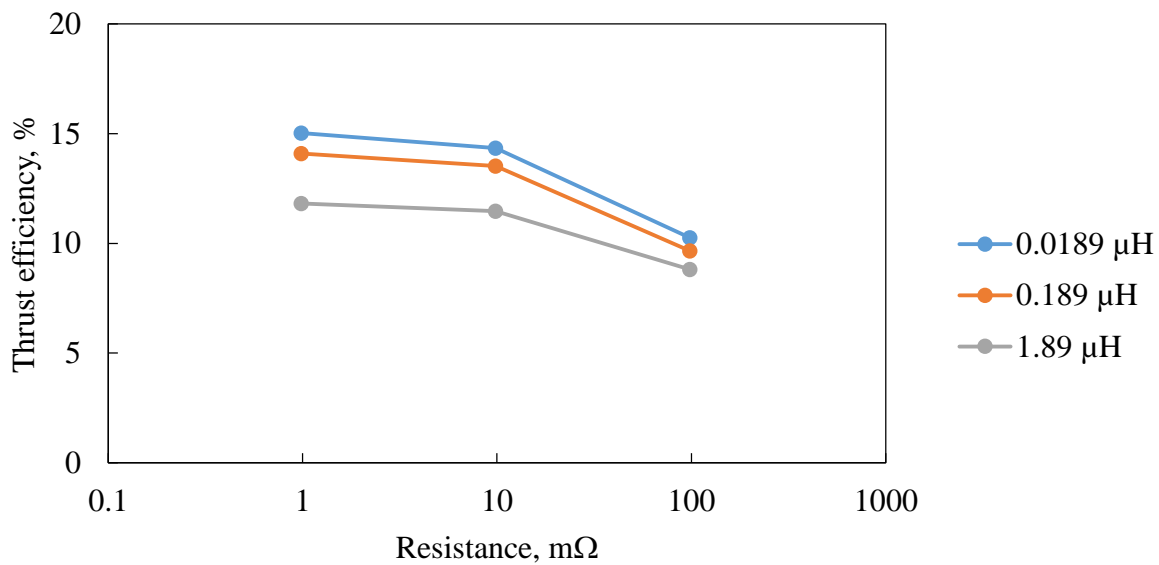


図 5-25 推進効率と回路抵抗の関係

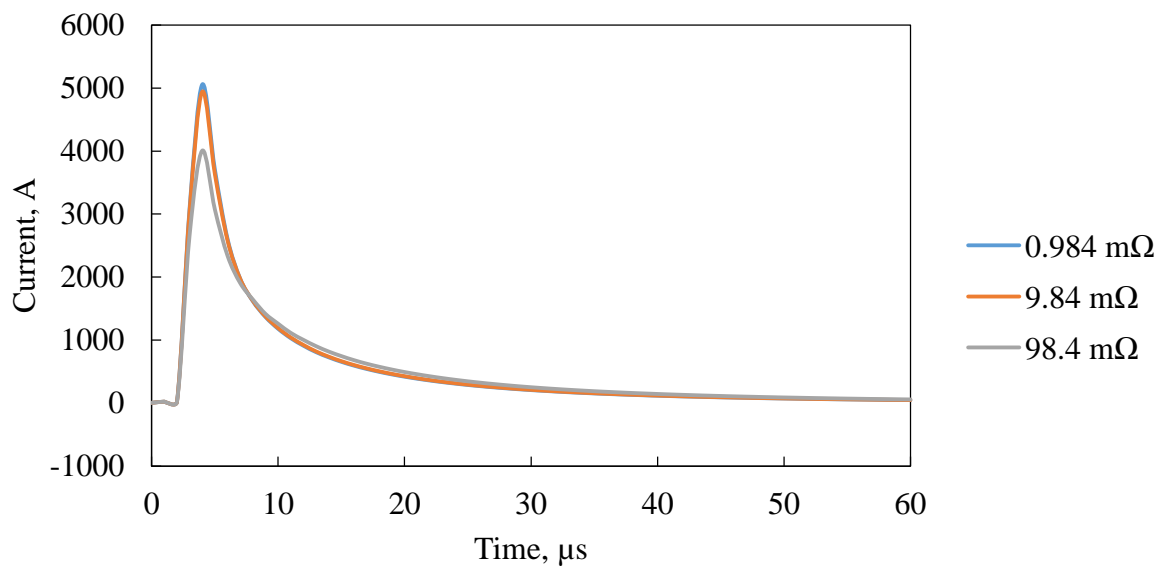


図 5-26 インダクタンス 0.189 μH における放電電流と時間の関係

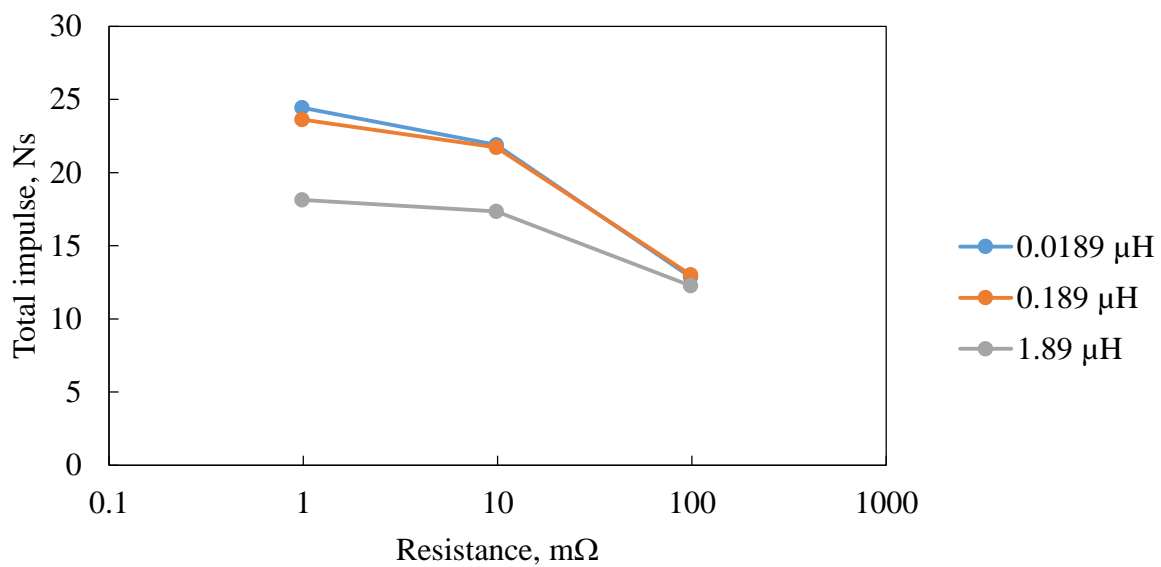


図 5-27 トータルインパルスと回路抵抗の関係

## 5-2-5 放電室内部の物理現象

次に、推進性能ではなく放電室内部における物理現象を算出し、作動時のメカニズムを特定する。これにより、PPTがプラズマを生成し排出するプロセスを明確化して実機開発に役立てる。表5-8に計算条件を示す。本計算では初期エネルギーは実験と同様の条件であり、放電室長さを3種類に分けてそれぞれを評価する。図5-28から図5-36に計算結果を示す。

図5-28から図5-30に、放電電流やアブレーションレート、中性粒子及び電子・イオンの排出による推力、プラズマ温度、圧力の時間変化を示す。いずれの放電室長さの条件で、プラズマ温度、放電電流、アブレーション、圧力、推力の順で最大値に達している結果が算出されたことからその順に現象が行われていることがわかる。そして、放電室長さの増加により、特に圧力と推力の最大値に達する時間は少しずつ遅くなっている。この時間のズレにより放電室長さを増加しすぎることによって発生する推進性能の低下を引き起こしている。電磁加速型PPTは主に電磁加速で推力を生み出すことから電子・イオンによる推力の発生が遅れて、推力に寄与しない昇華（中性粒子）が支配的になることでレイトタイムアブレーションにより推進性能の低下に繋がる。電熱加速型PPTでは気体力学的に推力を生み出すため、多少のズレでは推進性能は低下しないが、放電室長さが長くなるにつれてズレが大きくなったことでインパルスビットなどの性能が低下したと考える。以上より、インパルスビットや推進効率などの推進性能がピークを迎える放電室長さより短い場合は現象の時間変化が短く、良く性能に変換されていることがわかった。しかし、ピークより長い場合は現象の時間変化が長くなり、圧力や推力の発生が遅れることで無駄に排出される推進剤により推進性能が低下することがわかった。これは図5-8に示すように加速効率が関係しているためでもある。そのため、プラズマに投入される投入エネルギーがロスなく推進エネルギーに変換されるような条件が重要である。

図5-31から図5-33に、放電室内部で発生するPTFE昇華量分布の時間変化を示す。図のAxial distanceは推進剤（放電室）長さで、0mmの部分はアノードと推進剤が接している部分を、10mmや30mmなどの部分はカソードと推進剤が接している部分を表している。計算結果から放電室長さが増加することでエネルギー密度が低下し、推進剤壁面単位面積当たりの昇華量が低下している。また、アノード付近とカソード付近の昇華量を比較するとアノード付近の方が良く昇華されていることがわかる。これは、図5-34から図5-36に示すマッハ数分布の時間変化を見てわかるようにアノード付近よりカソード付近の流速が速く、熱フラックスが低下するため昇華量が低下した。この推進剤軸上の不均一な昇華は電熱加速型PPTの問題でもある。連続作動により推進剤壁面が昇華されノズル直径と放電室直径（推進剤内径）が同径以上になり、放電室内部に炭化（チャーリング）が発生して作動停止となるが、不均一な昇華により推進剤壁面に傾斜ができ、その部分にチャーリングが発生して早期に作動が停止する。また、利用されるべき推進剤が利用されずトータルマッシュショット、すなわち推進剤で昇華される全マッシュショットが低下する恐れもある。これに対して、推進剤壁面単位面積当たりの昇華量を減らし、アノードとカソードの昇華量をほぼ均一にすることが可能な条件が重要であり、放電室長さを長くすることで対処可能である。

表 5-8 計算条件

Cavity length, mm	10/30/50
Cavity diameter, mm	4
Nozzle length, mm	14
Nozzle half angle, deg.	0
Capacitance, $\mu\text{F}$	19.5
Charging voltage, kV	1.8
Stored energy, J	31.59
Inductance, $\mu\text{H}$	0.189
Resistance, $\text{m}\Omega$	9.84

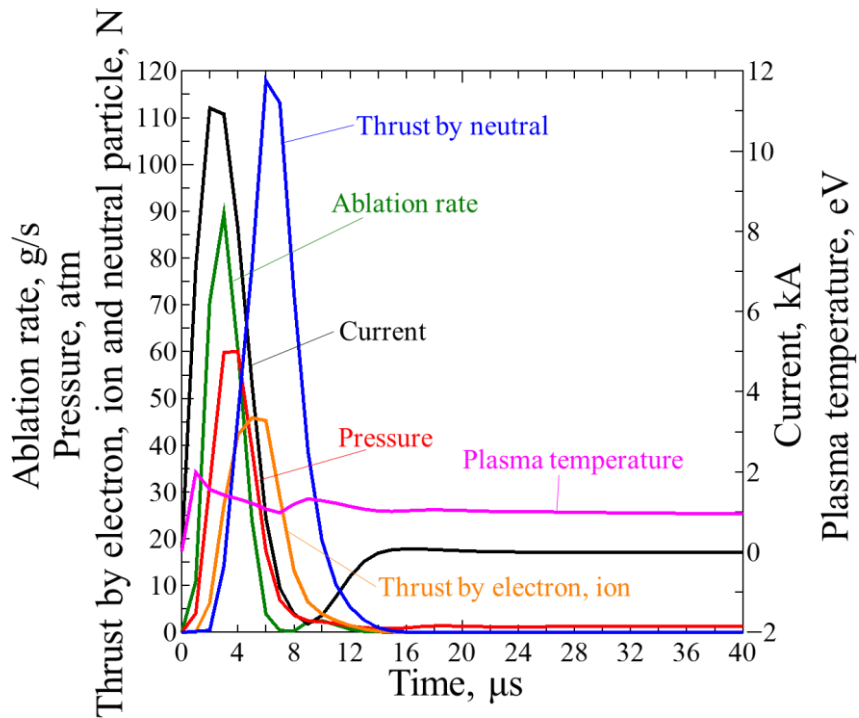


図 5-28 放電室長さ 10 mm における各物理現象と時間の関係

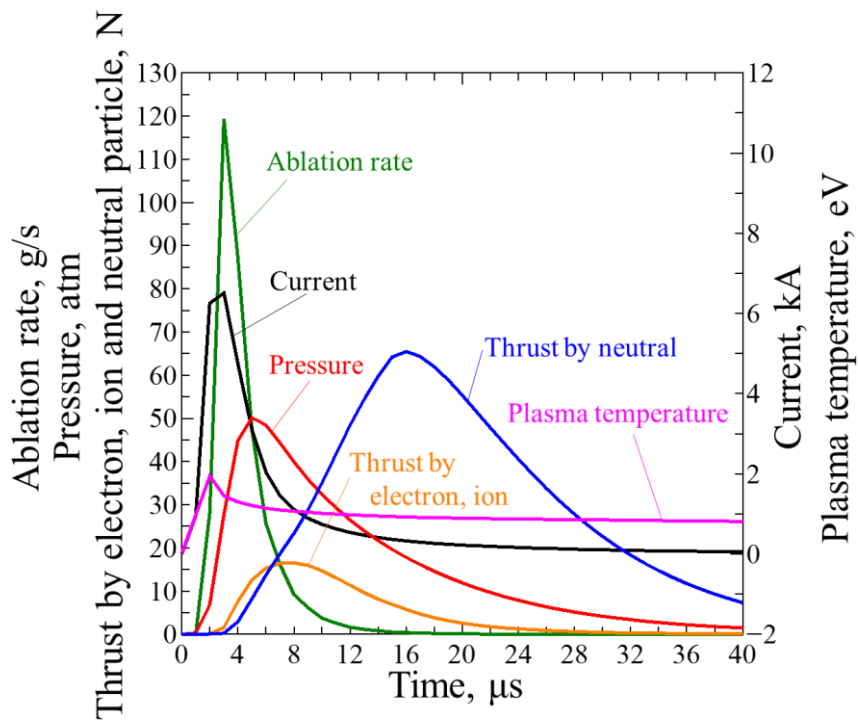


図 5-29 放電室長さ 30 mm における各物理現象と時間の関係

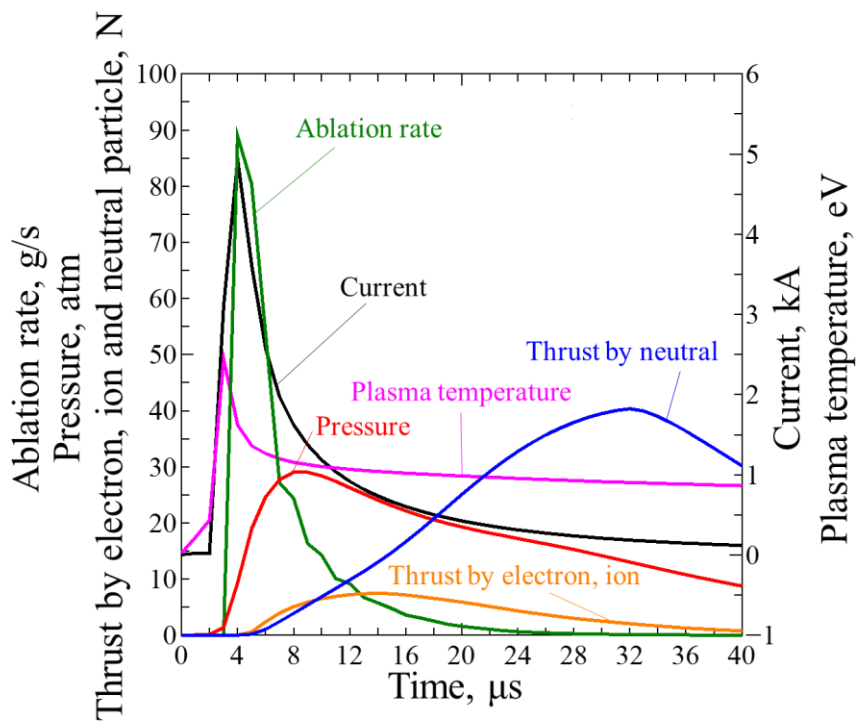


図 5-30 放電室長さ 50 mm における各物理現象と時間の関係

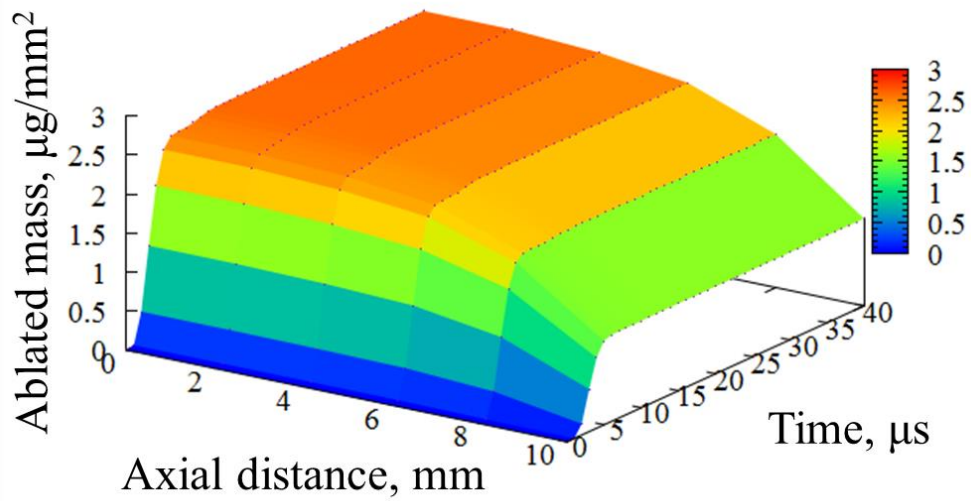


図 5-31 放電室長さ 10 mm における PTFE 昇華分布と時間の関係

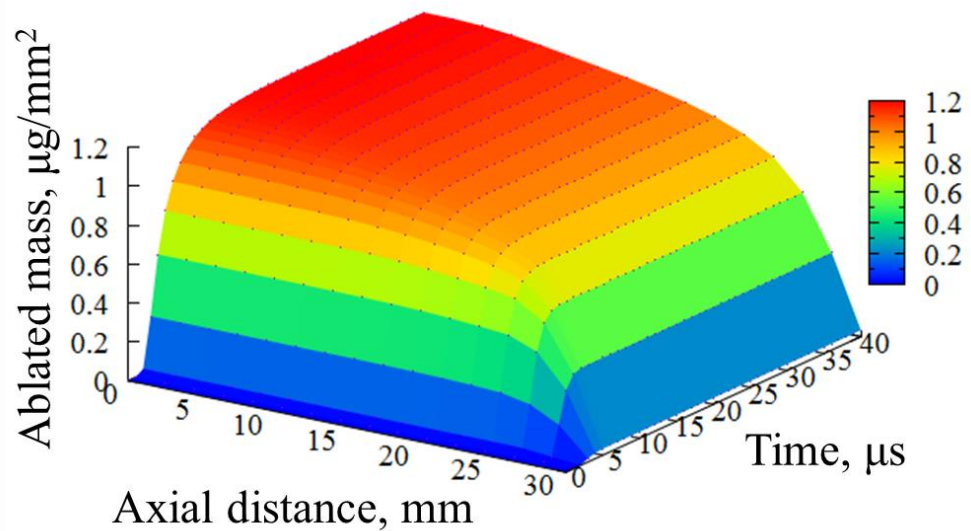


図 5-32 放電室長さ 30 mm における PTFE 昇華分布と時間の関係



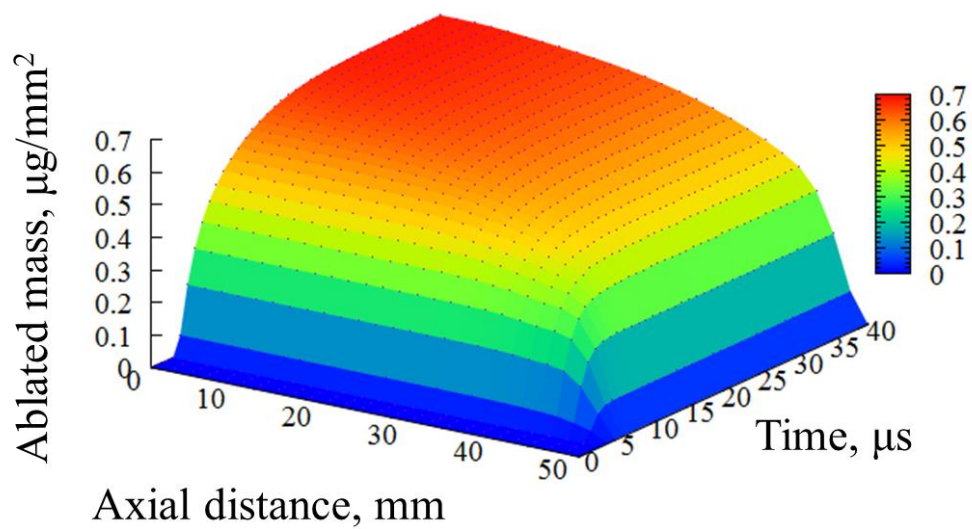


図 5-33 放電室長さ 50 mm における昇華分布と時間の関係

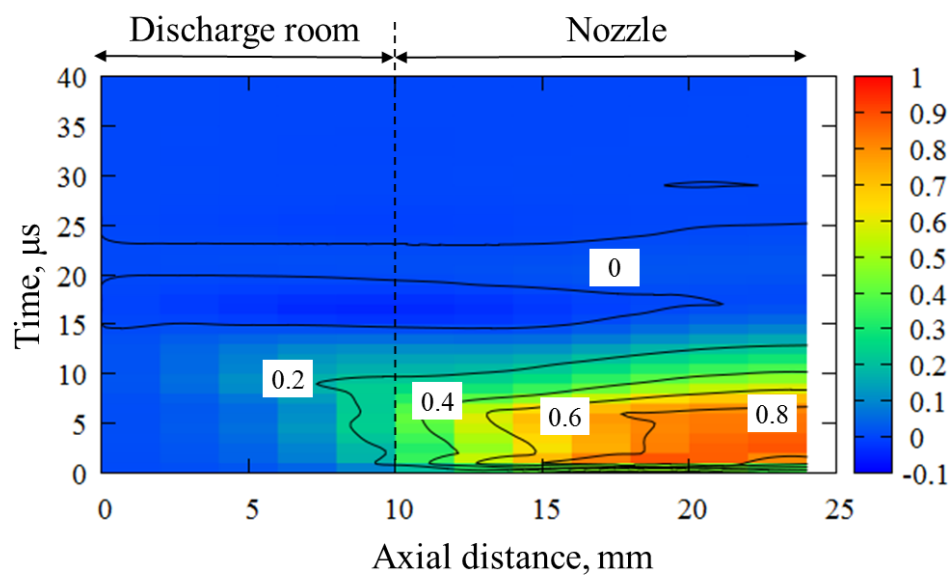


図 5-34 放電室長さ 10 mm におけるマッハ数分布と時間の関係

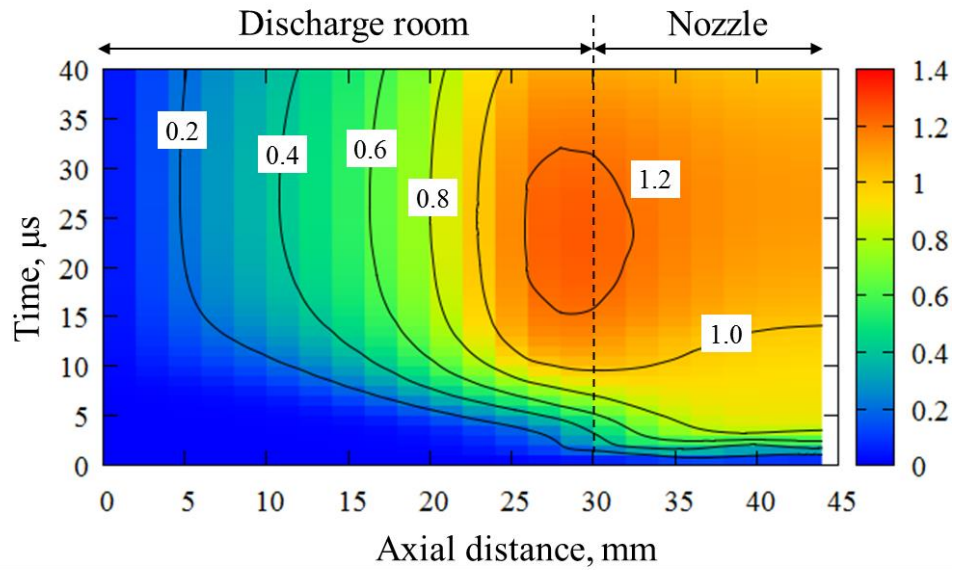


図 5-35 放電室長さ 30 mm におけるマッハ数分布と時間の関係

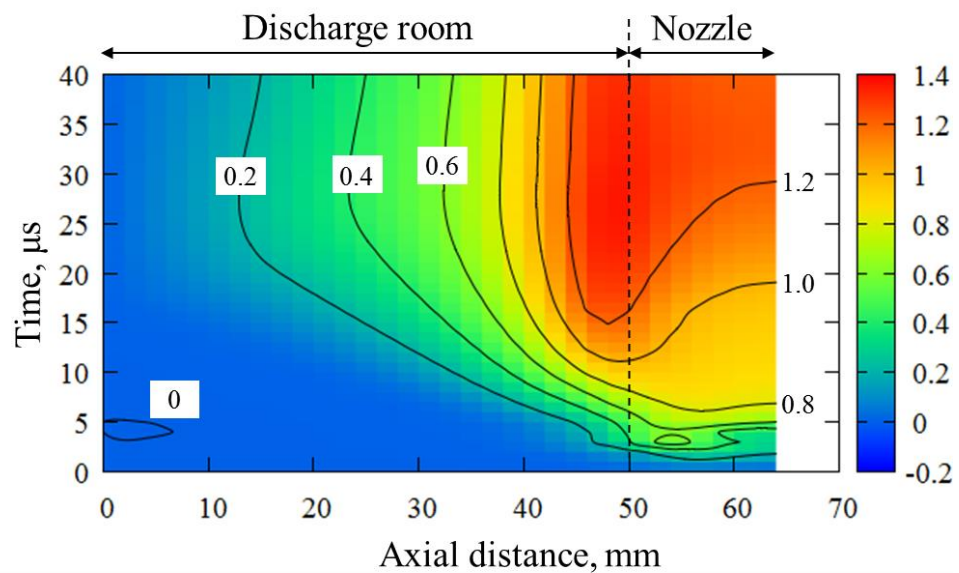


図 5-36 放電室長さ 50 mm におけるマッハ数分布と時間の関係

### 5-3 実験によるアプローチ

5-2 項に記述した数値計算の結果を参考に放電室長さを適宜変更し実際に第 3 章で紹介した推進性能測定装置を用いて推進性能を取得した。実験においても高推力を達成することが可能

な PPT の考案を行った。

表 5-9 に本実験の条件を示す。5-2-1 項の放電室形状の変更における影響のトータルインパルスの計算で、放電室長さ 50 mm が最も高トータルインパルスを達成したことから放電室長さを 50 mm までの条件とした。また、放電室直径は良い推進性能を示し推進剤利用量が多い放電室直径 4 mm とした。

表 5-9 実験条件

Cavity length, mm	10/15/20/25/30/35/40/45/50
Cavity diameter, mm	4
Nozzle length, mm	18
Nozzle diameter, mm	20
Capacitance, $\mu\text{F}$	19.5
Charging voltage, kV	1.8
Stored energy, J	31.59

実験の結果を図 5-37 から図 5-38 に初期性能の取得実験の結果を示す。

図 5-37 にインパルスビット及びマスショットと放電室長さの関係を示す。計算結果と同様に放電室長さが増加することでインパルスビットとマスショットは増加することがわかる。これは放電室壁面の体積が放電室長さの増加により増えるため、昇華・排出されるマスショットが増え、自ずとインパルスビットが増加した。

図 5-38 に比推力及び推進効率と放電室長さの関係を示す。比推力については放電室長さが増加するにつれ、放電室内のエネルギー密度が減少することで放電室内部の圧力が低下したためである。推進効率についてはほぼ一定であることを確認した。この初期性能の取得実験において最も高いインパルスビットを示したのは放電室長さ 50 mm の条件であった。この放電室長さ 50 mm におけるインパルスビットは 2.47 mNs, マスショットは 0.74 mg/shot, 比推力は 342 s, 推進効率は 13.1% を達成した。

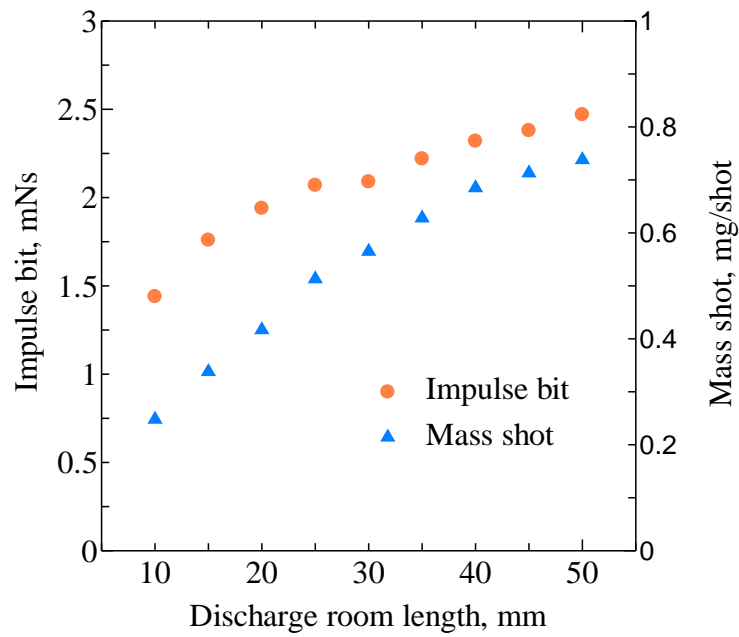


図 5-37 インパルスビット及びマスショットと放電室長さの関係

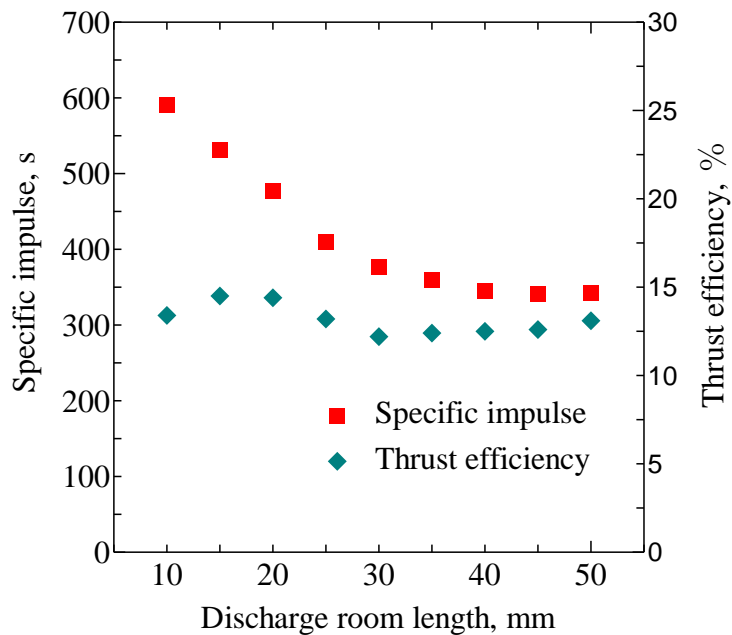


図 5-38 比推力及び推進効率と放電室長さの関係

次に、上記の実験で最も良い性能を示した放電室長さ 50 mm を用いて、トータルインパルス を測定した結果を図 5-39 に示す。連続作動は 0.5 Hz の間隔で作動させ、約 72,000 ショットで イグナイタがイグニッション放電を発生させても主放電が誘発されず作動が停止した。トータ ルインパルス約 90.1 Ns を達成した。

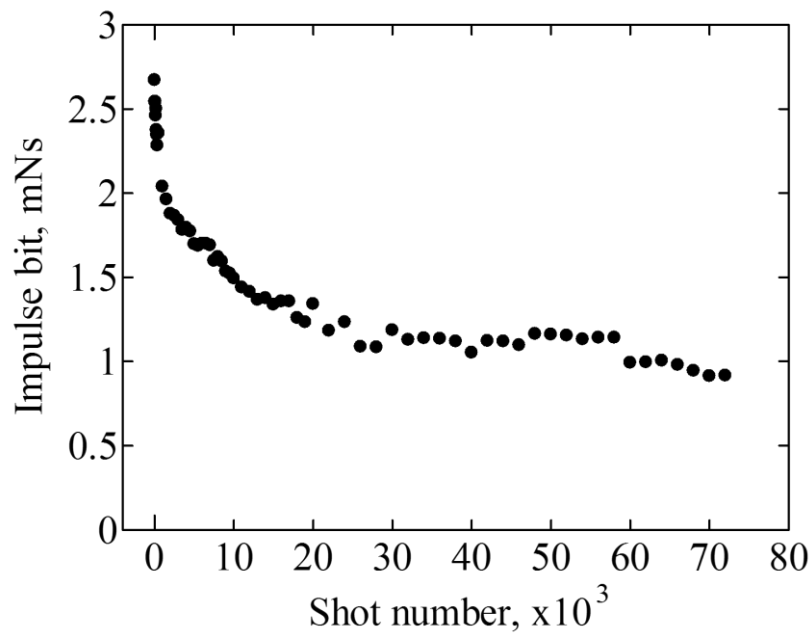


図 5-39 トータルインパルスの結果

## 5-4 まとめ

本数値シミュレーションを用いたアプローチと実験的に行うアプローチの2つの観点から高インパルスビットを達成する条件の選定を行った。

### 本数値シミュレーションを用いたアプローチ

- 1) 放電室形状を変更し性能の影響を調査した結果、放電室直径は小さい方が良い推進性能を示した。放電室長さがある程度増加するとインパルスビットは向上するが、最大インパルスビットを生み出す放電室長さの限界は存在し、本計算の条件では放電室長さ 50 mm 以降でインパルスビットの低下が確認された。だが、連続作動においては放電室長さ 50 mm の条件でインパルスビットの低下量が少なく、10,000 ショットにおけるトータルインパルスの計算結果では最も高いトータルインパルスを達成した。
- 2) ノズル形状を変更し性能の影響を調査した結果、ストレートノズルの場合はノズル長さが増加するにつれて徐々にインパルスビットは低下した。半頂角が大きくなるにつれて一定のノズル長さを超えたあたりから急激にインパルスビットが低下することがわかった。ノズル長さ 10 mm まではどの半頂角でもインパルスビットは増加していることが確認できた。特に半頂角 15 deg. ではノズル長さが増え変化してもほぼ一定の性能を示した。
- 3) 充電電圧と静電容量を変更し同じ初期エネルギーの場合、性能に影響があるか調査した結果、充電電圧を増加することで放電電流が向上して、放電室内部の投入エネルギーが増加した。これにより高い推進性能を算出した。

- 4) 主放電回路の抵抗値を変更し性能の影響を調査した結果、抵抗値が大きいと回路中にエネルギーが奪われ、放電電流や投入エネルギーが低下して性能が下がった。このことから抵抗値が低い回路にすることが重要である。
- 5) 放電室内部の物理現象を算出した。その結果、放電室長さが増加することで現象にズレが発生し、増加しすぎるとズレが大きくなり、推進性能の低下に結びつく。また、昇華の不均一を算出することができ、放電室長さが長ければ長いほど推進剤壁面単位面積当たりの昇華量は低下して放電室直径の拡大を抑制できる。

#### 実験によるアプローチ

- 1) 本数値シミュレーションにおいて高インパルスビットを達成した放電室長さ 50 mm の条件でトータルインパルスの測定実験を行った。結果、約 72,000 ショットで作動が停止したがトータルインパルス約 90.1 Ns を達成した。これは、目標性能である 270 Ns の 1/3 倍である。

## 第 6 章 長時間作動型パルスプラズマスラスタ

### 6-1 はじめに

2-4 項より搭載を検討しているプロイテレス衛星 2 号機のメインミッションである 10 km 以上の軌道遷移を行うにはトータルインパルス約 270 Ns 以上が必要になる。第 5 章で説明したが、この高トータルインパルスを達成するには高インパルスビットと長時間作動が求められる。第 5 章では高インパルスビットを達成することが可能な PPT の因子・パラメータを数値シミュレーションと実験により検証した。最終的に、実験においてトータルインパルス 90.1 Ns を達成した。目標である 270 Ns の 1/3 倍まで到達し、後は推進性能を保ったまま長時間作動を行うのみである。本章では長時間作動を可能にする PPT システムを考案したので報告する。

### 6-2 推進剤供給型 PPT

気体や液体の推進剤を使用するホールスラスタやアークジェット、レジストジェットなどでは、推進剤を供給する機構が必ず備わっている。より長時間作動させるためには推進剤供給のような機構は推進剤の補給や交換ができない宇宙用推進機には必要になる。第 2 章で紹介したが PPT は大きく分けて 2 種類存在する。その内、電極形状が平行平板状になっている電磁加速型 PPT には推進剤供給機構が確立されており、これまで実用化されてきた電磁加速型 PPT には備わっており、連続作動回数も 1,000,000 ショットを超える実機も存在する。その形状から数種類に分類されており、その代表的な推進剤供給機構は<sup>73</sup>,

- 1) Breech-fed 型
- 2) Side-fed 型
- 3) Oblique-fed 型

の 3 種類である。1)は、推進機後方にばねを設けておき、このばねで固体推進剤を上流側に押し出す方式である。放電室下流部付近の両電極に段差などを付け、それ以上前に推進剤を供給させないようにして、作動を行う毎に推進剤が損失した分だけ上流側に供給させる。首都大学東京で開発された PPT-B20 はこの方式である<sup>10-12</sup>。2)は、固体推進剤をばねにより左右の側面から供給する方式である。1)と同様に放電室を形成するために両電極に段差などを設けており、作動を行う毎に推進剤を押し出して損失した分だけ供給する方式である。Mars Space Ltd.と Clyde Space Ltd., University of Southampton により販売されている Pulsed Plasma Thruster for Cubesat Propulsion : PPUCAP にも採用され<sup>89</sup>, 約 1,125,000 ショットの長時間作動を達成した。また、2014 年に打上げられた小型衛星 MKA-FKI PN2 へ搭載された PPT にも採用されており<sup>84</sup>, 円形の固体推進剤を左右側面から供給している。3)は、固体推進剤を斜め方向からばねにより供給する方式である。上記 2 つの方式と同様に電極に段差を設けており、損失した分のみを

供給するようになっている。

電熱加速型 PPT においても推進剤供給機構の研究開発は進められているが、完全なる供給機構は報告されていない。この理由として、電熱加速型 PPT は第 2 章で記述した通り、気体力学的に推力を生み出していることが要因である。ばねを利用し固体推進剤を供給する際にある程度のクリアランス、隙間などが必要になる。これにより固体推進剤で作られた放電室の気密性が低下する。それに伴い、放電室内部の圧力が低下し、推進性能も低下する。電熱加速型 PPT は推進剤が両電極と同軸状に配置されることから Breach-fed 型は向いておらず、本研究では Side-fed 型の電熱加速型 PPT を開発し、長時間作動について試みた。図 6-1 に概略図と実機を、表 6-1 に仕様と実験条件を示す。実験の条件はプロイテレス衛星 1 号機に搭載された条件で連続作動実験を行った。結果、1,500 ショット付近で PPT ヘッド背面部よりプラズマ流の漏れ(図 6-2 に作動時の様子を示す)が観測され、約 6,000 ショット付近で作動が停止した。図 6-3 に作動後の様子を示す。作動停止後、PPT ヘッドを解体すると放電室付近の推進剤やボディにチャーリングの後を確認した。これは、第 5 章で計算された不均一な昇華が原因である。以上より電熱加速型 PPT で供給機構を設けるには革新的な技術・アイデアが必要である。

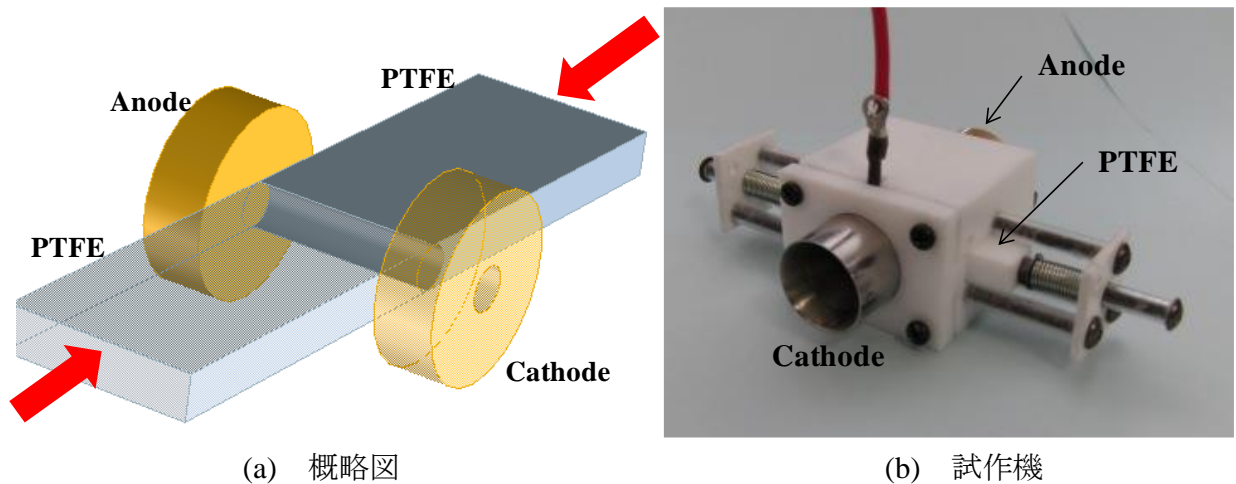


図 6-1 Side-fed 型 PPT

表 6-1 Side-fed 型 PPT の仕様と実験条件

Cavity length, mm	10.0
Cavity diameter, mm	1.0
Nozzle length, mm	19.0
Nozzle diameter, mm	5.7
Nozzle half angle, deg.	23.0
Capacitance, $\mu\text{F}$	1.5
Charging voltage, kV	1.8
Stored energy, J	2.43

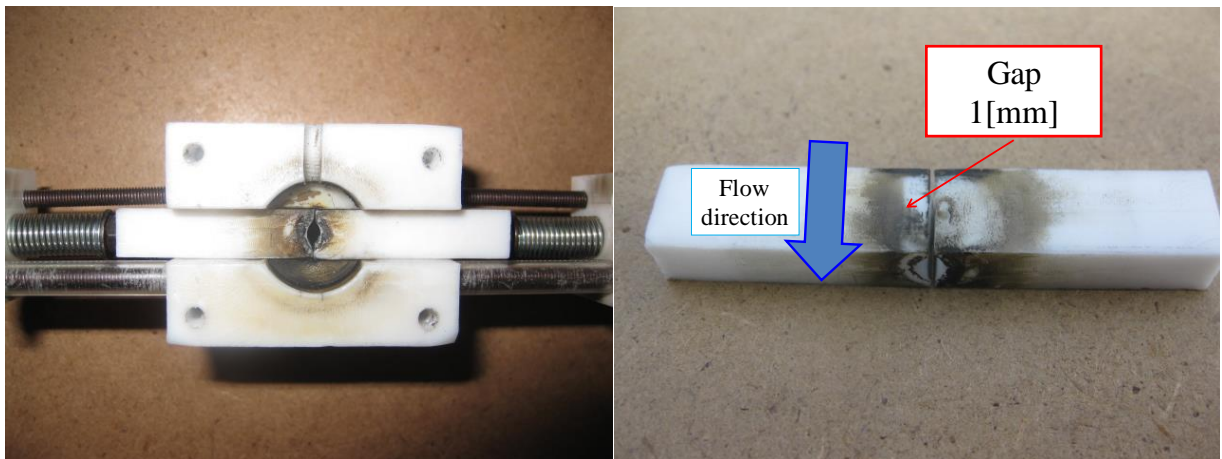




(a) 正面（初期）

(b) 背面（1,500 ショット）

図 6-2 作動時の様子



(a) ノズル側（ノズル無）

(b) 推進剤部

図 6-3 実験後の様子

### 6-3 多放電室型 PPT

6-2 項で記述した通り，固体推進剤を供給するクリアランスを設けてしまうと放電室内部の圧力が低下してしまい，推進性能の低下や作動停止の原因となり，電熱加速型 PPT では推進剤供給機構を設けることは困難である．しかし，長時間作動システムは実用化させるには必要になるため，本研究では多放電室型 PPT を考案した．

多放電室型 PPT（Multi Discharge Room type PPT：MDR-PPT）は 1 つの PPT ヘッドに複数の放電室を設けた構造，または複数の PPT ヘッドを統合したモデルである．この構造は多量の推進剤を利用可能であり，放電室の数を変更することにより様々なトータルインパルスを達成することで，多種多様なミッションに対応できる．また，推進剤を供給する駆動部がなくボディと推進剤を一体化させることでシステム全体の信頼性や小型・軽量化に優れ，人工衛星へ搭載するには適した構造といえる．しかし，その一方で構造上，全ての放電室が衛星の重心軸上を

貫くことはなく，作動により衛星に回転トルクを発生させてしまう．この回転トルクの防止として，各放電室が独立して作動することで対角線上同士の放電室を交互に作動させるなど，作動方法により回転トルクを抑制させるようにする．このために各放電室には独立した点火装置イグナイタが設けられている．図 6-4 に MDR-PPT ヘッドの概略図を示す．点線部分が放電室になっており，イグナイタの点火により選択した放電室のみが作動・噴射する．

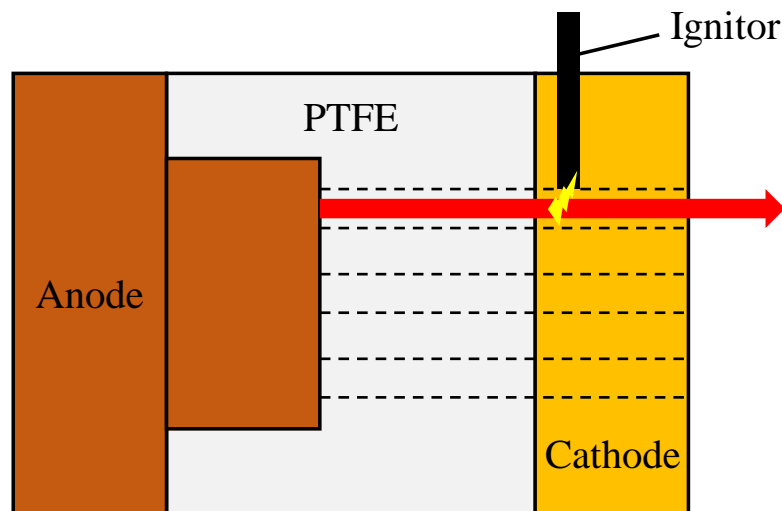


図 6-4 MDR-PPT ヘッドの概略図

### 6-3-1 1st MDR-PPT ヘッド

試作した 1st MDR-PPT ヘッドの写真を図 6-5 に示す．また，その仕様と実験条件を表 6-2 に示す．1st は 8 つの放電室を有しており，ボディと推進剤が一体となっている．隣り合う放電室の隙間距離（放電室間距離）は 1 mm である．このヘッドを用いて 1,000 ショットの連続作動実験を行った．図 6-6 に実験後の様子を示す．図 6-6 から噴射選択した放電室以外の放電室においても噴射が誘発または発生したプラズマが漏れたような煤が確認された．この原因は，以下の 3 点が考えられた．

- 1) 放電室内部の気密不足；電極間の固定が緩く，推進剤とそれぞれの接触面に隙間が存在していた．その結果，発生したプラズマが隙間から漏れ出した．
- 2) 放電室間距離の問題；放電室間距離が 1 mm と短かったため，発生したプラズマがイグニッション放電のような役割を果たしていた．それにより，噴射を選択した放電室と隣接する放電室においてもプラズマが噴射された．
- 3) 連続作動による熱の影響；両電極が連続作動により高温化し，推進剤の一部を昇華させたことで，多数の放電室でプラズマが噴射された．

この原因を特定し，長時間作動型 PPT を構築するために 1st MDR-PPT ヘッドの設計変更が必

要であることがわかった。



図 6-5 1st MDR-PPT ヘッド

表 6-2 1st MDR-PPT ヘッドの仕様及び実験条件

Number of cavity	8
Cavity length, mm	15
Cavity diameter, mm	3
Nozzle length, mm	18
Nozzle diameter, mm	8
Stored energy, J	31.59
Operational frequency, Hz	0.6
Shot number	1,000

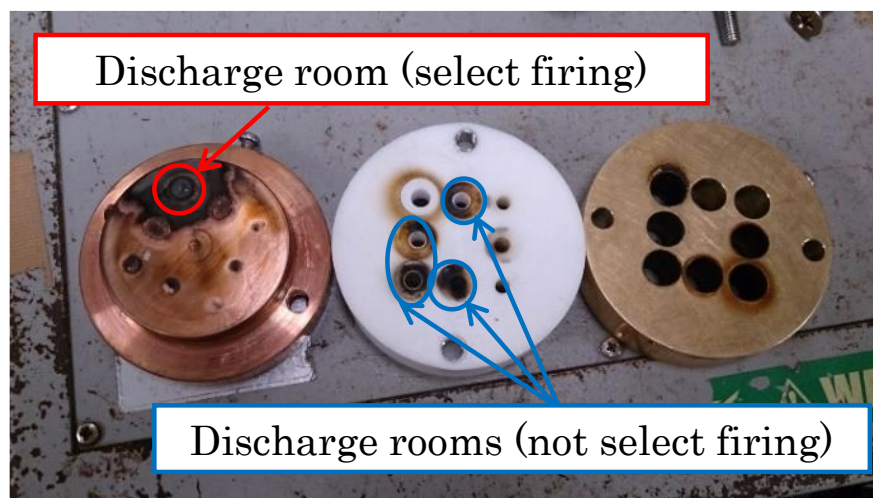


図 6-6 実験後の様子

## 6-3-2 2nd MDR-PPT ヘッド

1st MDR-PPT ヘッドの設計変更を行い、放電室の気密性と冷却性を向上させた 2nd MDR-PPT ヘッドを考案した。図 6-7 に 2nd MDR-PPT ヘッドの分解図と外観図を示す。表 6-3 に仕様を示す。

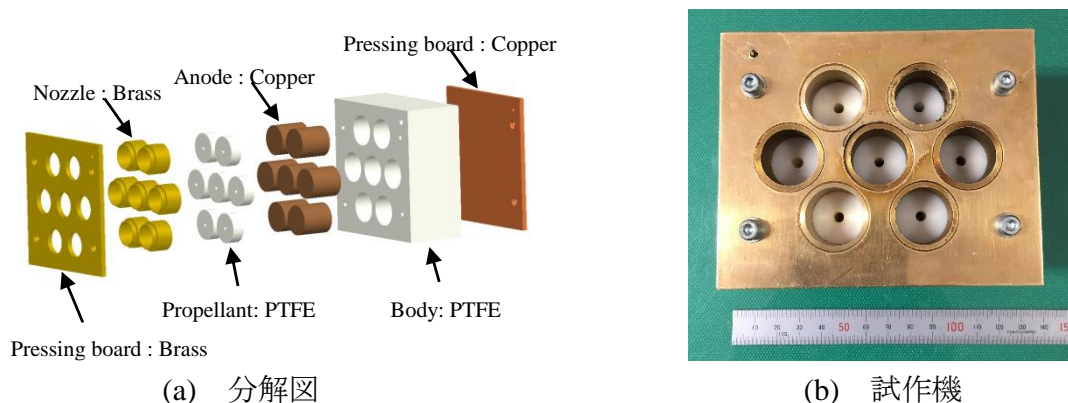


図 6-7 2nd MDR-PPT ヘッド

表 6-3 2nd MDR-PPT ヘッドの仕様

Size, mm <sup>3</sup>	110 x 110 x 59
Mass, kg	2.75
Number of cavity	7
Cavity length, mm	10.0
Cavity diameter, mm	3.0
Nozzle length, mm	18.0
Nozzle diameter, mm	20.0

2nd の構造は、独立した電極と推進剤を PTFE ボディに埋め込み、前後のパネルで挟むように固定することで内部の各コンポーネントを保護している。これにより隣接する放電室へプラズマが漏れることがなくなる。そして、前後のパネルである電極金属面の体積が大きいため熱平衡にかかる時間が増加し、システム全体の温度変化が緩やかになると考えられる。その他、隣接する放電室に発生したプラズマが影響を与えないようにするため最長で 10 mm の間隔を設けた。

この 2nd を用いて 1st と同様の 1,000 ショットにおける連続作動実験を行った。本実験では、中心に位置する放電室のみでイグナイタを作動させた。図 6-8 に実験時の様子を示す。図 6-9 に実験後のヘッドの様子を示す。実験の結果、作動を行っていない放電室に誘発の跡は見られず、正常に連続作動が成功した。

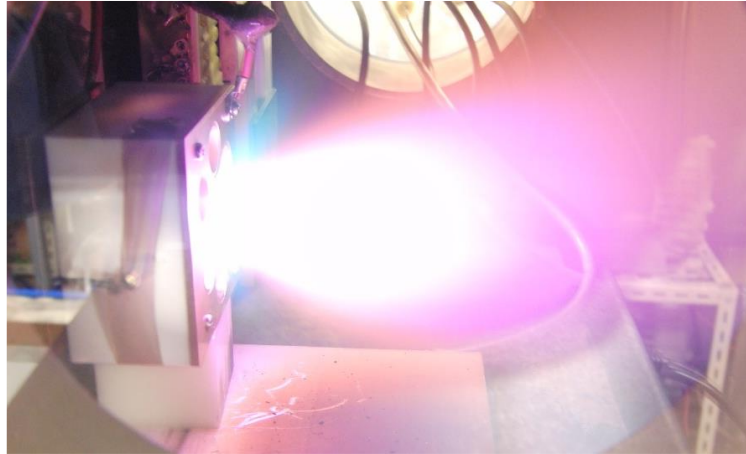
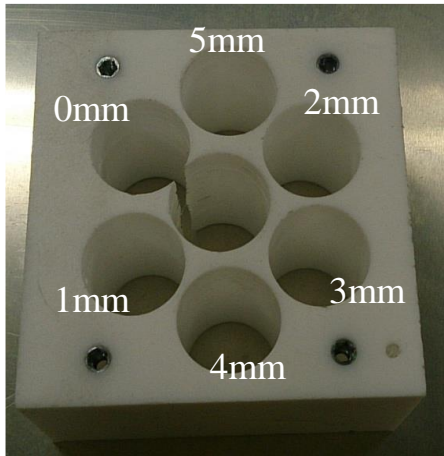


図 6-8 噴射画像

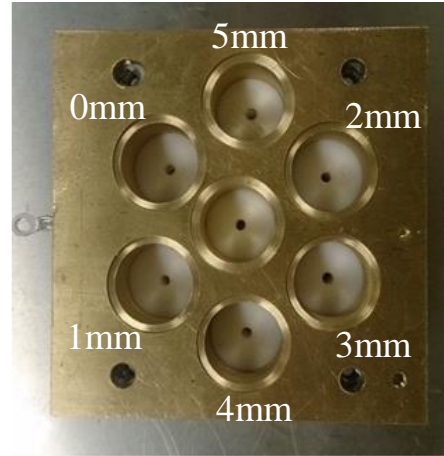


図 6-9 作動後の写真

次に、放電室間距離を変更させシステムの小型及び軽量化を行った。2nd では最長で 10 mm の放電室間距離を設けていたが、放電室形状やノズル形状、構造などを変更させずに放電室間距離のみ 0 mm, 1 mm, 2 mm, 3 mm, 4 mm, 5 mm と変更させた実験用 2nd MDR-PPT ヘッドを構築した。図 6-10 に示す。この実験用 2nd を用いて 1,000 ショットの連続作動実験を行った。本試験でも中心に位置する放電室に設けているイグナイタのみを選択させて実験する。図 6-11 に実験後の様子を示す。実験の結果、選択した放電室以外で誘発した様子は確認されなかった。これにより放電室間距離は誘発には影響は与えておらず、1st で発生した誘発は気密性に問題があったためであることがわかる。また、放電室間距離 0 mm においても誘発が確認されなかったことから小型・軽量化できることも確認した。



(a) ボディ



(b) 外観

図 6-10 放電室間距離を変更した実験用 2nd MDR-PPT ヘッド

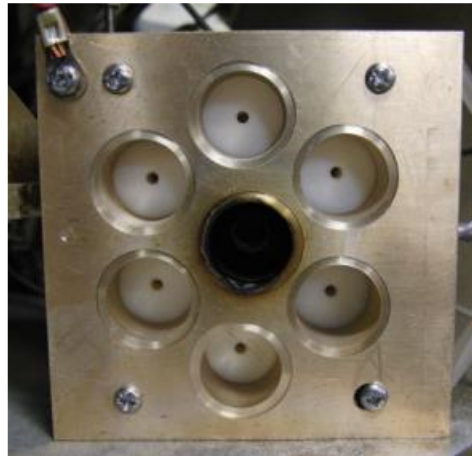


図 6-11 作動停止後

### 6-3-3 温度測定

最後に、2nd MDR-PPT ヘッドの作動時に発生する温度を測定する。人工衛星に搭載する上で、推進機のみならず各コンポーネントで発生する熱量を把握することは必須である。一般的に、電子部品は高熱に弱く場合によっては遮熱材やヒートシンクなどの熱対策部品が必要である<sup>125,126</sup>。しかし、これらの搭載は、重量・体積リソースの限られている超小型衛星では負担が大きい。PPT は他のスラスタと比較するとパルス作動であるため発熱量は少なく、場合によってはこれらの対策部品を削減出来る可能性があるため、作動時の温度を測定する。

本実験では、最も発熱するアノード電極にサーミスタを設置し、連続作動を行うことによって発生する熱量を調査した。実験には、2nd MDR-PPT ヘッドとアノード形状を変更した小型 2nd MDR-PPT ヘッド、単放電室型 PPT ヘッドを使用し温度変化の比較を行った。使用したサーミスタは JT Thermistor104JT-025 である。サーミスタの定格は  $R_{25}=100\text{ k}\Omega$ 、B 定数 4390 K 計測 $\pm 1\%$  である。プルアップ抵抗の設定はゲインを 80 °C 付近にするため 9.1 k $\Omega$  とした。サーミ

スタ設置位置を図 6-12 に示す。各 PPT ヘッドの仕様および実験条件を表 6-4 に、各 PPT ヘッドの断面図を図 6-13 と図 6-14 に示す。結果を図 6-15 に示す。

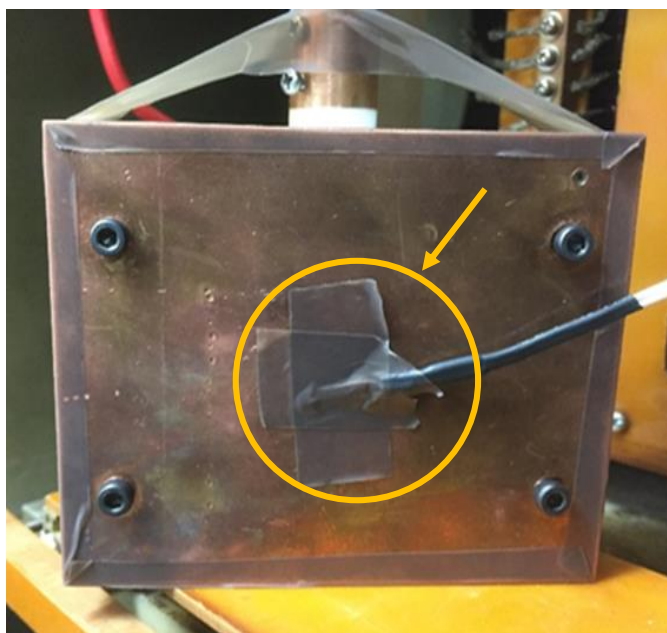


図 6-12 サーマスタ設置位置

表 6-4 温度測定 conditions

	Anode shape	Operation clock	Shot number
Single PPT	Pressing board (40 mm x 40 mm, t=4 mm) +Anode( $\phi$ 25, L=19 mm)		
MDR-PPT	Pressing board (110 mm x 110 mm, t=4 mm)	0.6Hz	10,000 ショット
MDR-PPT (in Anode)	Pressing board (110 mm x 110 mm, t=4 mm) +Anode( $\phi$ 25, L=19mm)		

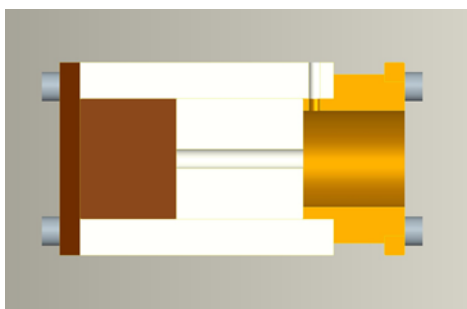
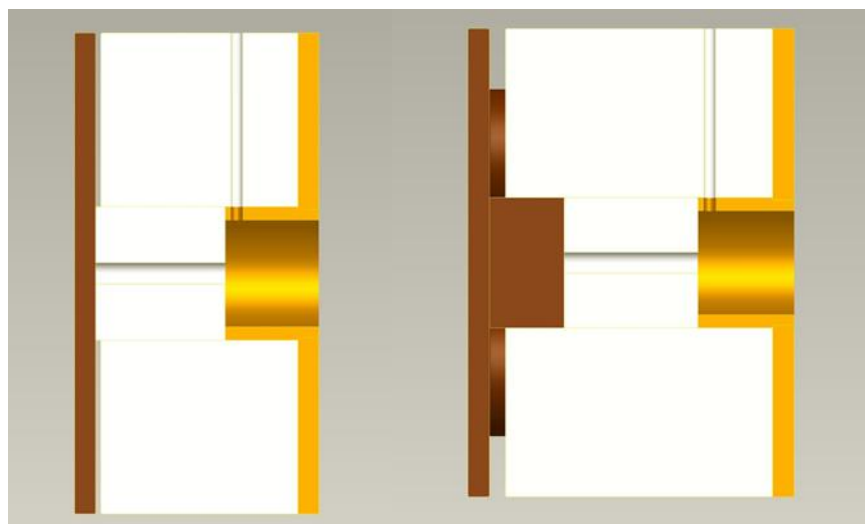


図 6-13 単放電室型 PPT (Single PPT) ヘッドの概略図



(a) 小型 2nd MDR-PPT (b) 2nd MDR-PPT (in Anode)

図 6-14 MDR-PPT ヘッドの概略図

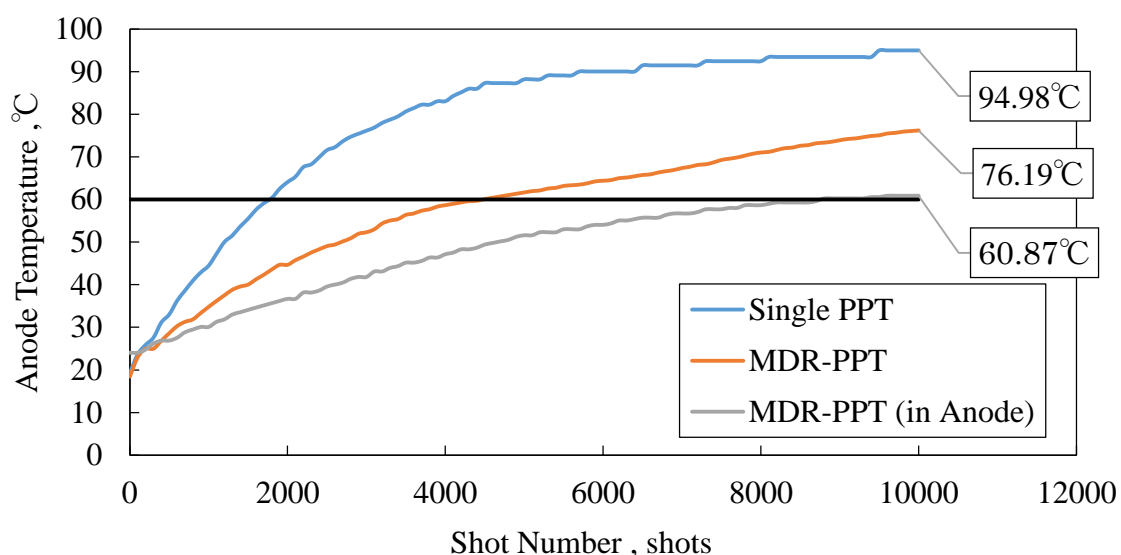


図 6-15 温度測定の実験結果

結果より単放電室型 PPT ヘッドでは 100°C 近い温度上昇をみせたが、アノード電極の大きい 2nd MDR-PPT ヘッドでは、60 °C から 70 °C 前後と冷却板として機能していることが確認された。これによりアノードの体積を変えることで熱制御が可能である。人工衛星に搭載される機器類は -30 °C から 60 °C の範囲で作動を行わなければならないという制約が存在する<sup>125</sup>。今回の実験では単放電室型 PPT ヘッドでは 1,800 ショット付近、小型 2nd MDR-PPT ヘッドでは 4,500 ショット付近、2nd MDR-PPT ヘッドでは 8,800 ショット付近で 60 °C 以上になった。しかしこれは、連続で作動させた場合のみの結果である。実際は電力等の問題で日照時間のみ PPT の作動をさせることになるため、これほどまでに温度が上昇しないと考える。



## 6-4 まとめ

本章では高トータルインパルスを達成するために長時間作動型 PPT の考案を行った。その内容をまとめる。

- 1) 推進剤供給型 PPT を考案し実験を行った結果、約 1,500 ショット付近でプラズマ流がヘッド背面部より漏れ出し、約 6,000 ショット付近で作動が停止した。プラズマ流の漏れや停止の原因は、推進剤の不均一な昇華によるものであった。不均一な昇華を解決して推進剤供給型 PPT を確立するにはコストが高いため、別の長時間作動が見込まれるモデルが必要である。
- 2) 複数の放電室を有する多放電室型 PPT を考案した。1st MDR-PPT ヘッドにより 1,000 ショットの連続作動実験を行った結果、作動していない放電室において誘発の跡が確認され、改良が求められた。
- 3) 各放電室の気密性と冷却性を向上させた 2nd MDR-PPT ヘッドを構築した。1,000 ショットの連続作動実験を行った結果、作動していない放電室において誘発の跡は確認されなかった。また、放電室間距離を変更したモデルで同様の連続作動実験を行ったが、作動していない放電室では誘発の跡は確認されなかった。1st の問題点は気密性であることがわかった。以上より長時間作動型 PPT として、多放電室型 PPT は有用であることが示唆された。
- 4) 最後に、2nd MDR-PPT ヘッドと小型化した 2nd MDR-PPT ヘッド、単放電室型 PPT ヘッドの 3 種類を用いて連続作動時のアノード部における温度測定実験を行った。その結果、衛星搭載コンポーネントが発生させる温度上限である 60 °C を単放電室型 PPT ヘッドでは 1,800 ショット付近、小型 2nd MDR-PPT ヘッドでは 4,500 ショット付近、2nd MDR-PPT ヘッドでは 8,800 ショット付近で超えることを確認した。

# 第7章 50kg 級超小型衛星搭載用 PPT システム

## 7-1 はじめに

近年、50 kg 以下の超小型人工衛星の開発及び打ち上げが活発化しており、これまでに行われてきたミッションや運用とは異なる特異ミッションを遂行するために小型推進機が搭載される件数も増加してきている。PPT は小型・軽量化に優れており、2013 年に打上げられた Surrey Satellite Technology Limited (SSTL) の 3U サイズである「STRaND-1」衛星に約 0.336 kg の  $\mu$ PPT が搭載された<sup>82</sup>。また、2018 年度にイプシロンロケット 4 号機により打ち上げられる革新的衛星技術実証プログラムに PPT を搭載した九州工業大学の 2U サイズである「Aoba VELOX-IV」(衛星重量が 2.52 kg) が選ばれている<sup>87,88</sup>。以上からも 10 kg 以下の超小型人工衛星にも PPT システムが搭載されていることがわかる。しかし、このようなキューブサットに搭載される PPT は軌道遷移を実証するのではなく、姿勢や軌道制御を実証するにとどまっている。本研究では、デブリとの衝突回避や現在以上に超小型人工衛星の需要を高めるためにも軌道遷移を実証することが重要だと考えていることから軌道遷移に特化した PPT システムを構築する。そして、本学では 50 kg 級プロイテレス衛星 2 号機の研究開発を行っており、この 2 号機に搭載でき、かつ 50 kg 以下の超小型衛星にも適合させることができる PPT システムを開発する。本章では、2 号機に搭載する際の構成や課題に沿って、第 5 章や第 6 章で培った内容を盛り込んだ PPT システム実機を開発したので報告する。

## 7-2 プロイテレス衛星 2 号機用 PPT システム

### 7-2-1 構成及び課題

本 PPT システムは、MDR-PPT ヘッド、主放電用キャパシタ、衛星搭載用電源装置である PPU の 3 つのサブシステムから構成される。本 PPT システムの構成ブロック図を図 7-1 に示す。

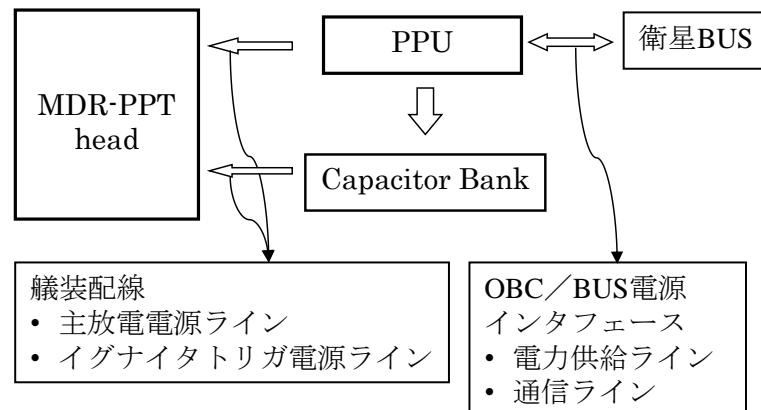


図 7-1 本 PPT システムの構成ブロック図

これらのサブシステムは、システム全体の重心及び寸法の観点からできる限り隣り合うように配置することが望ましい。また、それぞれのサブシステムを近接して配置することによりワイヤーハーネスの重量及び第5章の主放電回路を変更した際の計算結果より回路抵抗が少ないほど推進性能を向上することができる。ただし、各サブシステムは一体化するのではなく自立したシステムで有るべきである。この理由は、プロイテレス衛星2号機のみならず、他の50kg級超小型衛星に搭載する場合、衛星により搭載できるサイズや重量、要求性能によってはMDR-PPTヘッドの放電室の数やキャパシタの静電容量と仕様、PPUの充電電圧等を変更する必要があるため、サブシステムがそれぞれ自立していると変更がスムーズに行えるからである。また、各サブシステムで小型・軽量化のための検討や設計変更を行うことができ、この取り組みによりシステム全体を小型・軽量化させることができると考えたからである。小型・軽量化が進むことで、MDR-PPTシステムを搭載できる衛星の対象は広がる。

次に、本PPTシステムに求められる課題を各サブシステム及びプロイテレス衛星2号機の別に分類して説明する。

#### 1) MDR-PPTヘッド（構築した2nd MDR-PPTヘッドには以下の課題が存在する。）

- (a) ボディ部には性能に寄与しない余分な部分が大きく、重量及び寸法が大きい。
- (b) カソード、アノード及び推進剤は、前後のパネルのみに固定される。この固定方法では、それぞれの部品の位置関係及び放電室部の気密性の均一化に信頼性が欠ける。
- (c) 前後のパネルは、構造体かつ電極である。そのため、電線による回路の確保と比べてPPTヘッドの重量が大きくなる。さらに、高電圧を印加するパネル面積が大きく周辺の搭載機器への悪影響（異常放電や電磁ノイズ）の発生が考えられる。
- (d) 現在、イグナイタの固定方法に樹脂接着剤または絶縁テープを使用している。これらの方法では、確実な固定が困難であり、信頼性の観点から衛星搭載部品として適さない。また、イグナイタを装着するためにボディやノズルに取り付け穴を設けているが、取付けるたびに位置がズレ、取付けに時間を費やし、実験準備中に力がかかってイグナイタがせん断応力により破損する。
- (e) MDR-PPTヘッドと衛星本体の艀装方法が確立していない。そこで、取り付け治具の設計・開発及び接地点の検討を行う必要がある。

#### 2) 主放電用キャパシタ

- (a) 現段階でキャパシタは電極がむき出しの状態である。このまま、人工衛星に搭載するとキャパシタに高電圧を印加した際、周辺の搭載機器との間に異常放電を発生させる可能性がある。そこで、キャパシタの電極部分を絶縁体カバーで覆い、それを収納できる人工衛星搭載用筐体の設計・製作が必要である。
- (b) ロケット打ち上げ時に発生する振動や衝撃から衛星搭載コンポーネントを保護する必要がある。しかし、キャパシタに穴を開けボルトなどで固定することができないため、何らかの方法で打ち上げ時の外乱からキャパシタを保護しなければならない。

### 3) PPU

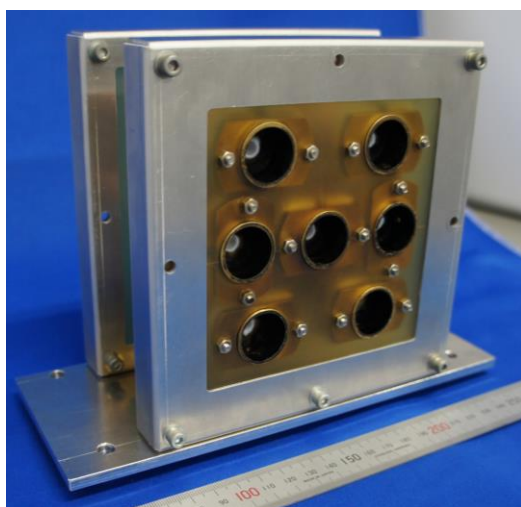
- (a) これまでの実験では全て地上試験用電源装置を用いた。そのため、今後は人工衛星搭載用電源である PPU を用いて実験を行い、安定作動及び性能に差異がないかを確認する必要がある。
- (b) 現在の PPU 用筐体は人工衛星搭載を考慮したものではないことから PPU にも衛星搭載用筐体の設計・製作が必要である。

### 4) プロイテレス衛星 2 号機

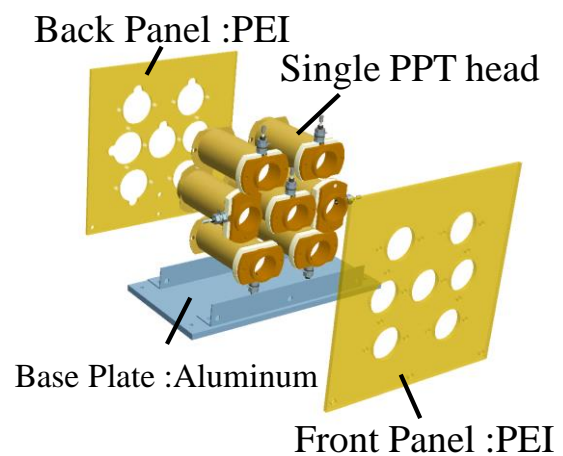
- (a) PPT システムに与えることができるスペースは  $300 \times 300 \times 300 \text{ mm}^3$ 、重さが  $10 \text{ kg}$  以下である。
- (b) PPT は作動時に高電圧を印加する。また、イグニッション放電により電磁ノイズを発生させて他のコンポーネントに異常をきたす恐れがある。そのため、正確に接地処理を行い電磁的両立性 (ElectroMagnetic Compatibility : EMC) の対策が求められる。

## 7-2-2 MDR-PPT ヘッドの改良

課題及び第 5 章で求めた結果を考慮し新たに 3rd MDR-PPT ヘッドを設計・製作した。図 7-2 に製作したモデル図、表 7-1 に仕様を示す。また、図 7-3 に S\_PPT ヘッドの写真を示す。図 7-3 の S\_PPT ヘッドには後に説明する新型のイグナイタを装着している。S\_PPT ヘッドの仕様については第 5 章を参考にしている。5-2 項や 5-3 項より放電室長さ  $50 \text{ mm}$  と放電室直径  $4 \text{ mm}$  の条件が最も高インパルスビットを達成する。また、ノズル長さは  $15 \text{ mm}$  以下にすることで性能が向上するため構造的に最も短い条件である  $14 \text{ mm}$  に、長時間作動及び軽量化のためにストレートノズルを採用した。



(a) 外観



(b) 3D モデル

図 7-2 3rd MDR-PPT ヘッド

表 7-1 3rd MDR-PPT ヘッド

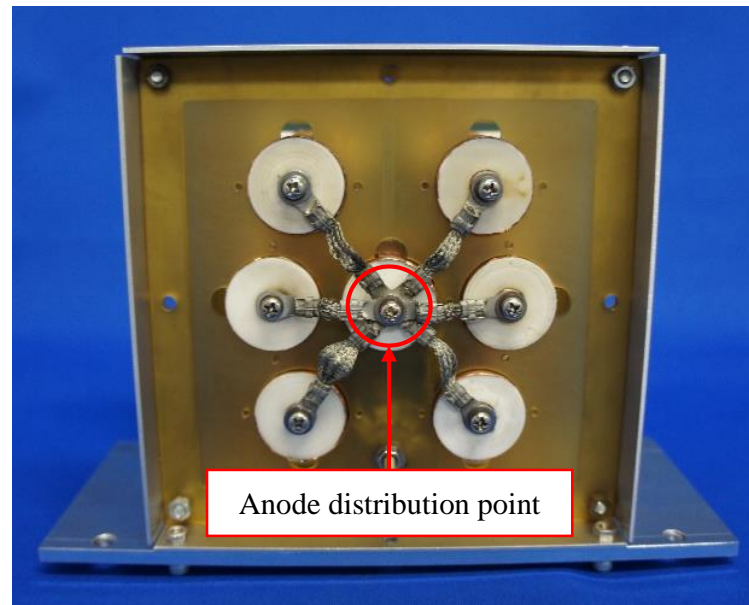
Size, mm <sup>3</sup>	153 x 153 x 90
Mass, kg	1.59
Number of discharge room	7
Cavity diameter, mm	4
Cavity length, mm	50
Nozzle diameter, mm	20
Nozzle length, mm	14



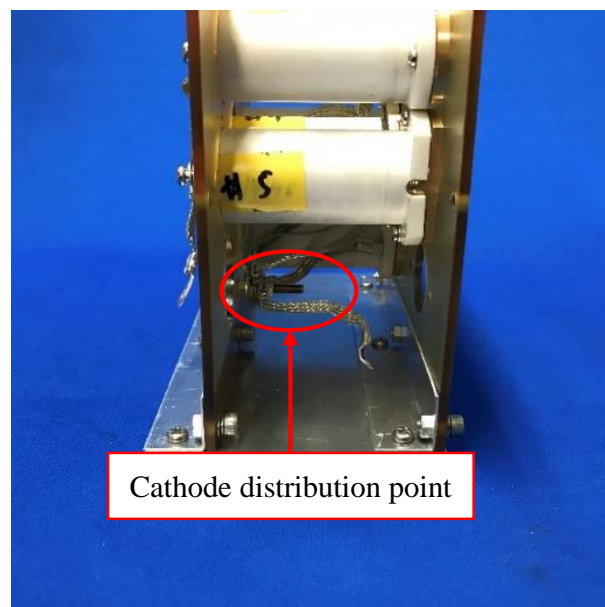
図 7-3 単放電室 PPT

第 6 章に記載した 2nd MDR-PPT ヘッドの構造は、1 つの PPT ヘッドのボディに多数の放電室を設けたものである。それに対して、3rd MDR-PPT ヘッドはカソード、アノード及び推進剤を搭載した単放電室 PPT (Single PPT : S\_PPT) ヘッドを 7 つ、前後のパネルにより保持する構造である。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れる。カソードもボディとボルトにより固定する。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、各部品的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。すなわち、プロイテレス衛星 2 号機では 7 つの S\_PPT ヘッドを搭載しているが、衛星の要求により自由に S\_PPT ヘッドの個数を変更することができる。さらに、S\_PPT ヘッドは電線を接続すれば単体で作動可能である。ボディの材料は、テフロンよりも比重の小さいポリエーテルエーテルケトン (Poly Ether Ether Ketone : PEEK, 比重 1.3) 樹脂を使用し、軽量化に取り組んだ。また、前後のパネルは導電体の材料から絶縁体のポリエーテルイミド (Poly Ether Imide : PEI, 比重 1.27) に変更した。PEI は、耐熱性に優れ (連続使用温度 170°C)、耐放射能性にも優れている。また、ロケット打ち上げ時の外乱による破壊を防ぐために前後のパネルにアルミフレームを取付け、強固にした。その他、この前後のパネルは PPT ヘッドを固定するための構造体であり、電路ではない。電路の確保には電線ケーブルを用

いることで、システムの重量を低減した。3rd MDR-PPT ヘッドの配線の様子を図 7-4 に示す。図には取り付けしていないが、電磁妨害（Electro Magnetic Interference : EMI）フィルタとして銅製の円筒をそれぞれの PPT ヘッドのボディ部に取り付けた。これにより、PPT 作動時に発生する電磁ノイズを軽減させる。2nd MDR-PPT ヘッドの重量は 2.75 kg であったが、3rd MDR-PPT ヘッドの重量は 1.59 kg となり、約 42%の重量低減を達成した。



(a) アノード側



(b) カソード側

図 7-4 3rd MDR-PPT ヘッドの配線

次に、イグナイタの改良について説明する。まず、図 7-5 に従来型イグナイタを示す。図 7-

5に示すように、従来型イグナイタの固定には絶縁テープを用いていた。したがって、固定は確実でなく信頼性の観点から人工衛星搭載部品には適さない。また、2nd MDR-PPTヘッドでは各放電室に設けられたイグナイタの長さが異なり、安定したイグニッション放電が行えていなかった。従来型イグナイタ（S\_PPTヘッドに装着したイグナイタ）の全長は56 mm、重量は54 gである。イグナイタの改良には、以下に示す項目を考慮した。

- (a) スラスタヘッドへの固定方法の確立
- (b) 組み立てたイグナイタの緩み防止
- (c) イグナイタの小型化
- (d) 安定したイグニッション放電

改良を行った新型イグナイタを図7-5に示す。新型イグナイタの構造は、従来型イグナイタに使用していたコア電極棒とインシュレータをねじ切りしたステンレス（SUS406）製のパイプにより覆う。この構造により、イグナイタとPPTヘッドのカソードをねじ結合することが可能となった。また、ステンレスパイプをカソードとすることでイグナイタ単体での作動確認が可能となった。各部品の接着には、真空環境下でも性能を発揮する接着剤を用いた。このイグナイタの全長は25mm、重量は9.02gと小型で軽量となった。

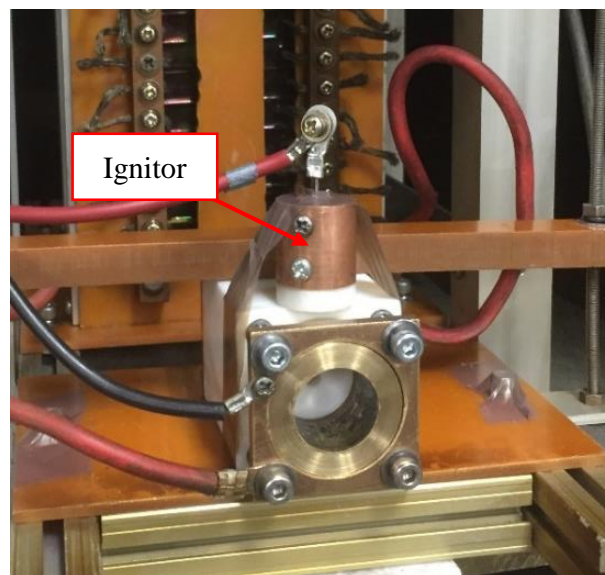
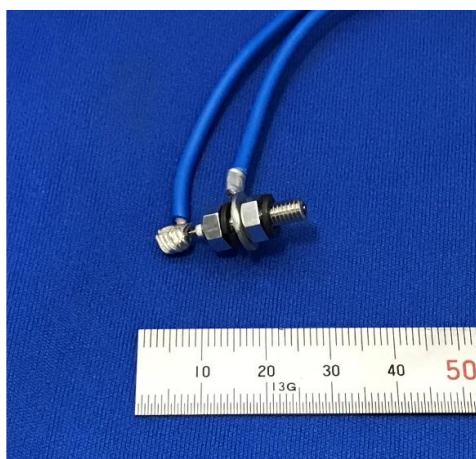
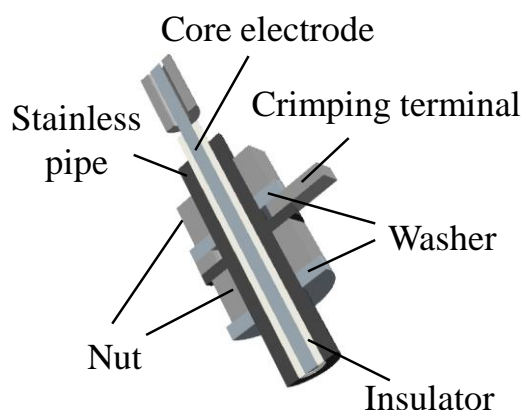


図7-5 従来型イグナイタ



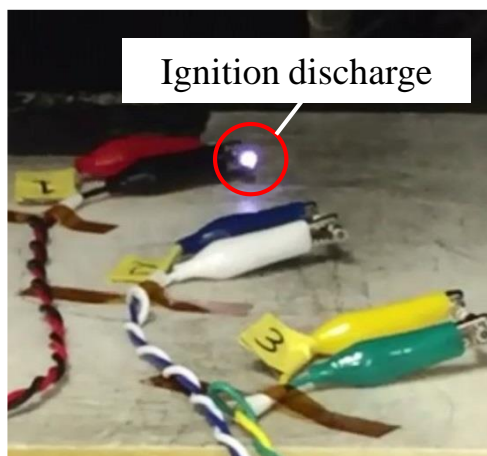
(a) 外観



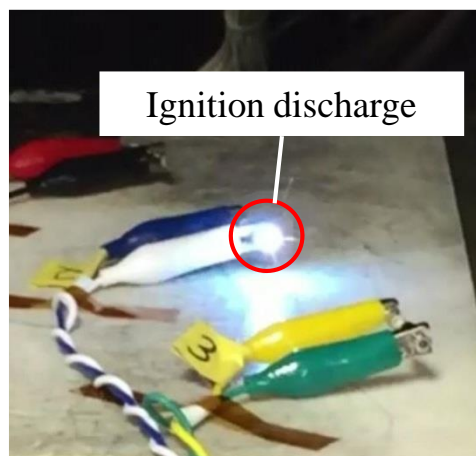
(b) 3D モデル

図 7-6 新型イグナイタ

また、安定したイグニッション放電を発生させるために「首都大学東京 システムデザイン研究科 航空宇宙システム工学域 竹ヶ原研究室」の協力の下、イグナイタの表面処理を行った。この表面処理は、イグナイタのコア電極棒とインシュレータの端面にカーボンの塗布を施すものである。イグナイタ単体の作動確認実験の様子を図 7-7 に示す。図 7-7 に示すように、表面処理を行ったイグナイタは表面処理を行っていないものに比べて光量が大きいイグニッション放電を確認することができた。この結果より、表面処理をした新型イグナイタを用いることで作動回数の増加が期待できる。



(a) 表面処理無し (カーボン無し)



(b) 表面処理有り (カーボン有り)

図 7-7 新型イグナイタの作動確認実験の様子

### 7-2-3 キャパシタ及び PPU 用筐体の開発

本 PPT システムを衛星に搭載するにはキャパシタを収納できる筐体が必要である。設計・製作したキャパシタ用筐体を図 7-8 に示す。また、キャパシタ電極部を保護する PEI の絶縁体保



護部品を図 7-9 に示す.

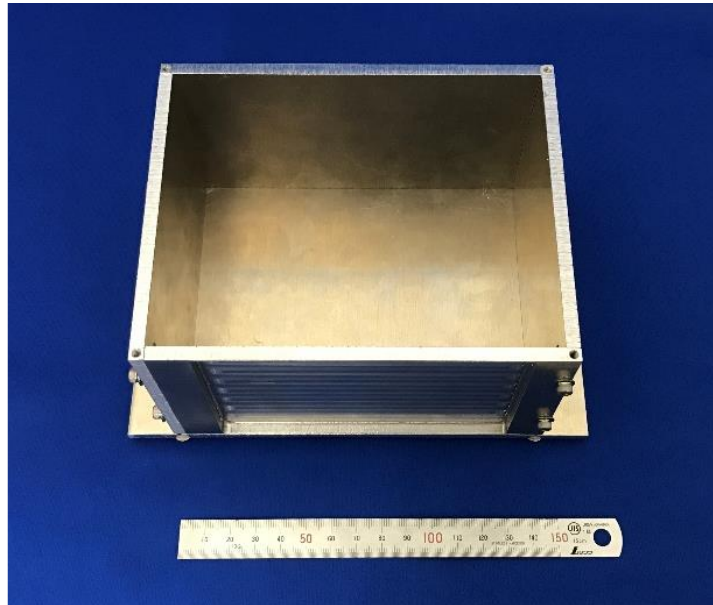


図 7-8 キャパシタ用筐体

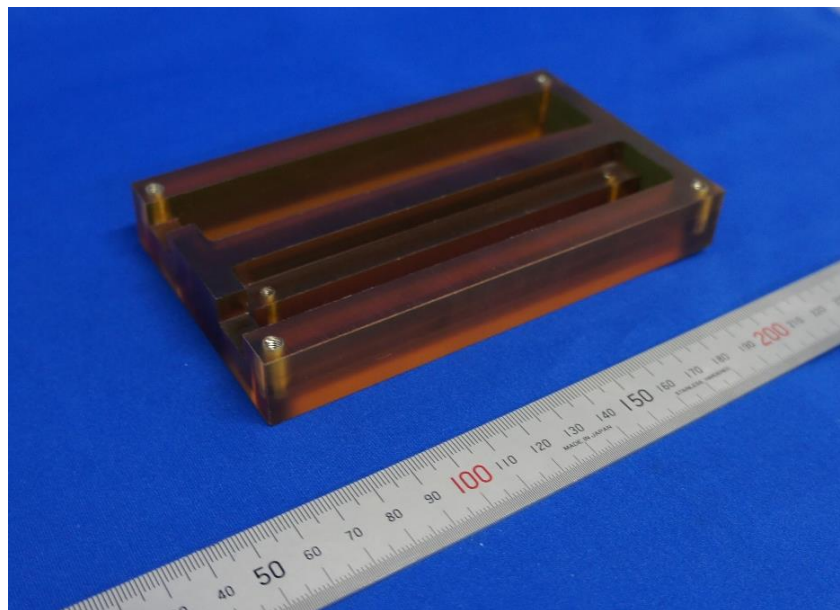


図 7-9 絶縁体保護部品

図 3-3 に示したキャパシタを 13 枚並列接続（静電容量  $19.5 \mu\text{F}$ 、充電電圧  $1,800 \text{ V}$  を印加するため初期エネルギー  $31.59 \text{ J}$  となる）しそれぞれの電極にまとめて、図 7-9 に示す保護部品により保護をした状態で筐体に収納した。また、ロケット打ち上げ時に発生する外乱によりキャパシタや筐体が破壊されないようにキャパシタと筐体の隙間に緩衝材を挿入した。筐体の材料には、アルミ（A5052）を使用し電磁ノイズを抑える役割もある。また、コスト削減のためにアルミブロックから削り出すのではなく、板材を組み合わせることで筐体を形成した。底板は、

アルミ製のベースプレートであり、このベースプレートを人工衛星の構造体と固定する。筐体の軽量化のために、ねじ穴部分以外のアルミ壁面は肉薄になるように加工した。本筐体の総重量は 0.70 kg であり、寸法は  $92 \times 156 \times 142 \text{ mm}^3$ （ベースプレートを含まず）である。キャパシタの総重量は 2.47 kg、保護ケースの重量は 0.19 kg であるため、衛星搭載用キャパシタの総重量（ワイヤーハーネス除く）は約 3.4 kg である。

次に PPU を保護する筐体を設計・製作した。図 7-10 に示す。PPU 用筐体はキャパシタ用筐体の上に取り付ける構造となっている。すなわち、キャパシタ用筐体の天板は PPU 用筐体の底板でもある。それ故に、キャパシタが発生させる熱及び PPU が発生させる熱がそれぞれに影響を与えないように PPU の基板部分を支柱により PPU 用筐体の底板と接触しないようにしている。



図 7-10 PPU 用筐体

本筐体は、キャパシタ用の筐体と同様にアルミ（A5052）の板材を組み合わせて筐体を形成した。また、ねじ穴部分以外のアルミ壁面は肉薄になるように加工した。その他、キャパシタ用筐体と同様に電磁ノイズの影響を抑える役割もある。本筐体の総重量は 0.48 kg であり、寸法は  $46 \times 202 \times 142 \text{ mm}^3$  である。PPU 基板の重量は 0.5 kg であるため、衛星搭載用 PPU の総重量（ワイヤーハーネス除く）は約 0.98 kg である。

#### 7-2-4 PPT システムのまとめ

人工衛星は運用時、地上（グラウンド）に電氣的に接続できないため人工衛星構体部分に接地（アース）箇所を設ける。2nd MDR-PPT ヘッドの開発段階では、電極である前側のカソードパネルを人工衛星本体に固定し接地する予定であった。しかし、実験時は人工衛星筐体を用意することができないためキャパシタのカソードを真空チャンバに接続していた。したがって、

これまでの実験コンフィグレーションを維持したまま人工衛星に搭載すると 2 点接地となる。しかしながら、通常、接地点は 1 箇所にとめることが望まれる。その理由は、接地点が複数箇所あると接地点間に電位差が生じ循環電流が発生する可能性があるからである。この循環電流が発生させるノイズが搭載機器に悪影響を及ぼす恐れがある。そこで、本 PPT システムではキャパシタ筐体や PPU 筐体などを含むすべてのサブシステムを電線ケーブルにより繋げて同電位にし、ベースプレートより衛星の共通グランドに接地することとした。

以上のサブシステムを統合し、開発した本 PPT システムを図 7-11 に示す。ベースプレートを含めた最大寸法は 160 x 226 x 250 mm<sup>3</sup>、配線などを含めた最大重量は 6.5 kg となった。以下より本 PPT システムを MDR-PPT システム : MDR\_S と呼ぶ。次項より推進性能測定や作動確認等を行い、目標のトータルインパルス 269 Ns 以上を達成するのか調査した。

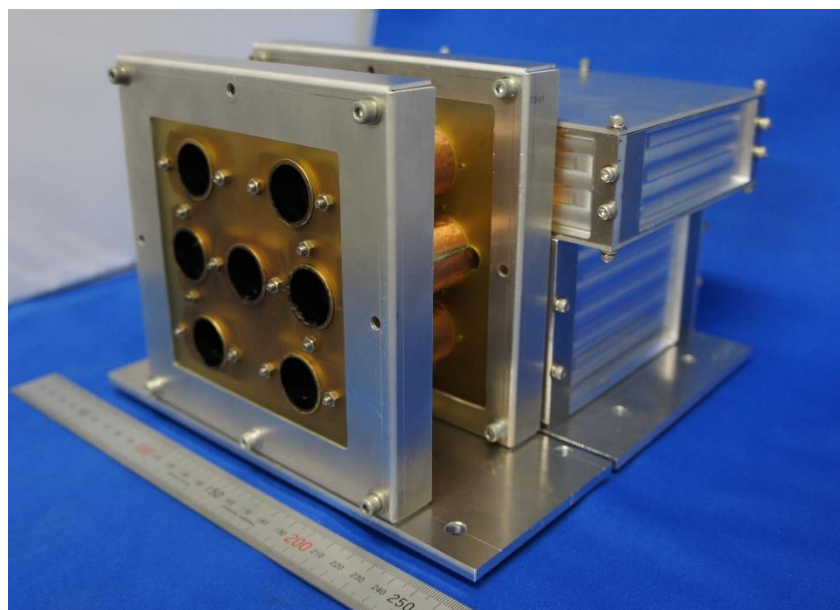


図 7-11 開発した MDR\_S

表 7-2 MDR\_S の仕様

Size, mm <sup>3</sup>	160 x 226 x 250
Mass, kg	6.5
Number of discharge room	7
Cavity diameter, mm	4
Cavity length, mm	50
Nozzle diameter, mm	20
Nozzle length, mm	14
Stored energy, J	31.59
Operational frequency, Hz	0.67

## 7-3 MDR\_S の性能評価

### 7-3-1 トータルインパルス測定

3rd MDR-PPT ヘッドは S\_PPT ヘッドを複数個設けた構造であるため、本研究室では 3rd MDR-PPT ヘッドで達成することができる総トータルインパルスは S\_PPT ヘッドで達成するトータルインパルスを S\_PPT ヘッドの数分増加させることで求める。すなわち、第 5 章で達成したトータルインパルス約 90.1 Ns を 7 つの S\_PPT で達成したとして、3rd MDR-PPT ヘッドで達成するトータルインパルスは約 630 Ns となる。以上から本章で製作した S\_PPT (図 7-3) の性能評価を行い、トータルインパルスの測定実験を実施した。図 7-12 に実験結果、図 7-13 に作動時の写真を示す。結果は、約 110,000 ショットで作動が停止し、達成したトータルインパルスは 92.0 Ns となった。以上から、MDR\_S が達成できる総トータルインパルスは約 644 Ns である。

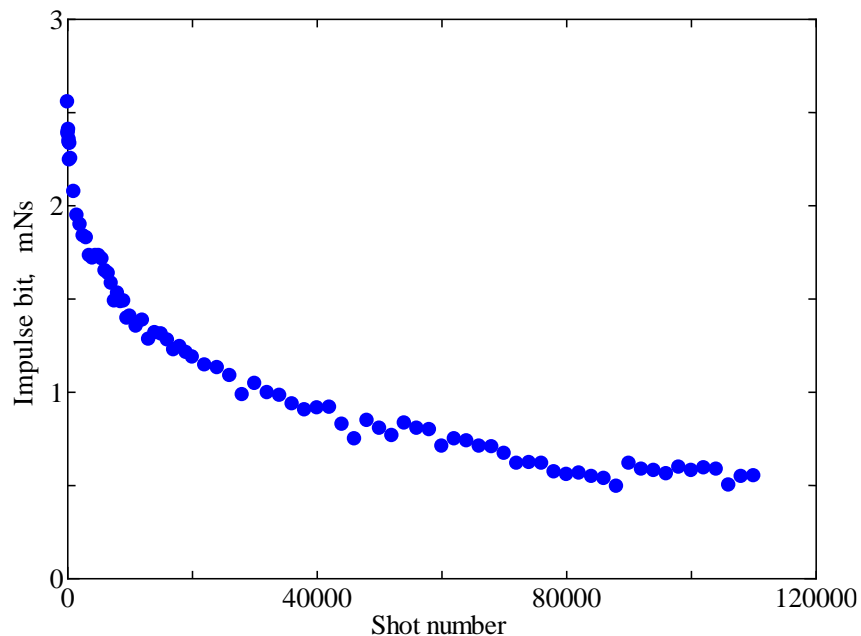


図 7-12 S\_PPT ヘッドにおけるトータルインパルスの結果



図 7-13 S\_PPT ヘッドの作動時

### 7-3-2 S\_PPT の切り替え及び作動確認

7-3-1 項に 3rd MDR-PPT ヘッドで達成するトータルインパルスを測定した。しかし、測定したトータルインパルスはすべての S\_PPT ヘッドにおいて作動を成功させないと達成することはできない。そのため、全 S\_PPT ヘッドにおいて安定的に作動可能か、また各 S\_PPT ヘッドで切り替えが行えるか等の作動確認実験を実施する。3rd MDR-PPT ヘッドは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作動させる放電室を自由に選択することが可能となっている。また、本研究で使用する PPU は 3rd MDR-PPT ヘッドに対応しており、最大 7 つのイグナイタを自由に選択することが可能となっている。S\_PPT ヘッドの位置関係を図 7-14 に示す。本作動確認実験は大気中における各 S\_PPT ヘッドのイグニッション放電（1,000 ショット連続作動）と真空環境下における各 S\_PPT のプラズマ噴射（1,000 ショット連続作動）の作動確認及び切り替え確認が目的である。表 7-3 に実験結果を示す。結果、すべての S\_PPT ヘッドにおいて大気中での 1,000 ショットのイグニッション放電及び真空環境下での 1,000 ショットの作動を確認することができた。また、大気中及び真空環境下において各 S\_PPT の切り替えにも成功した。これにより、MDR\_S の最大の目的である長時間作動を行うことが可能になる。

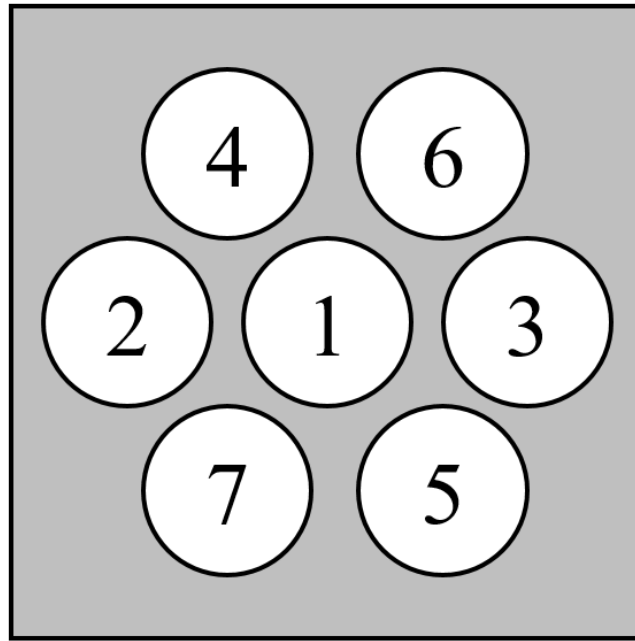


図 7-14 各 S\_PPT ヘッドの位置関係

表 7-3 作動確認実験の結果

S_PPT	1,000 shots (out vacuum chamber)	1,000 shots (in vacuum chamber)
#1	1,000	1,000
#2	1,000	1,000
#3	1,000	1,000
#4	1,000	1,000
#5	1,000	1,000
#6	1,000	1,000
#7	1,000	1,000

### 7-3-3 温度測定

次に、MDR\_S を連続作動させた際に発生する熱量の測定を行った。この実験では最大温度と熱平衡が発生するショット数を確認し、6-3-3 項に記載したように他の衛星搭載コンポーネントに影響を与えないか調査した。また、プロイテレス衛星 2 号機における MDR\_S の運用は搭載予定の太陽電池セルやバッテリーの仕様から地球を 5 周する間の最初の 1 週の日照時のみに約 1,200 ショットの運転を行い、後の 4 周は充電モードに移行して電力を蓄える。これを 1 セットとして、基本的を選択した S\_PPT ヘッドの作動限界まで行う。その後、他の S\_PPT ヘッドに切り替え同様の運用を行う。図 7-15 にプロイテレス衛星 2 号機における MDR\_S の運用概略図を示す。それ故に、連続作動は約 1,200 ショットのみ行い、次の連続作動まで 6 時間以上

の冷却を行う時間があることから、プロイテレス衛星 2 号機では 1,200 ショットの連続作動によって発生する温度が他のコンポーネントに影響しないか調査する必要がある。図 7-16 に測定箇所を示す。本実験では 1 つの S\_PPT ヘッドを 3rd MDR\_PPT ヘッドの筐体部分に取り付け、20,000 ショットの連続作動を行った。測定装置には株式会社チノー製の K 型シース熱電対 (1HKF011) と K 型熱電対の補償導線 (WXJ) を使用した。また、熱電対で検出した温度を電気信号として日置電機株式会社製のデータロガー (LR8402) を介して、PC に出力する。

図 7-17 と表 7-4 に実験結果を示す。温度測定の結果、アノードが最も高い温度 (120 °C 程) を示した。次に、高い温度 (100 °C 程) を示したのは PPU の主放電トランスであった。それ以外のキャパシタや IGN、ベースプレートは 60 °C 程を示した。MDR\_S の基準温度であるベースプレートに比べて、すべての測定点で高い温度を記録していることがわかった。また、熱平衡が起こる噴射回数は約 7,000 ショット付近であった。20,000 ショットにも及ぶ連続作動実験では 100 °C を超える場所が確認されたが、プロイテレス衛星 2 号機では連続作動は 1,200 ショットのみしか行わず、その後 6 時間以上を冷却することになる。図 7-17 の点線部分が約 1,200 ショット付近であり、表 7-4 より衛星搭載コンポーネントに影響を与える基準である 60 °C 以上になる箇所はアノードのみである<sup>125</sup>。しかし、唯一衛星構体と結合されているベースプレートの温度が 26.4 °C と低く、作動させない時間が 6 時間以上あることから輻射や伝導により熱は逃げ、次の連続作動までには冷却されると考える。その一方で、プロイテレス衛星 2 号機以外の衛星に搭載し、1,200 ショット以上の連続作動を行う場合は MDR\_S に MLI や熱制御装置を取り入れるか、衛星側で熱制御について考える必要がある。

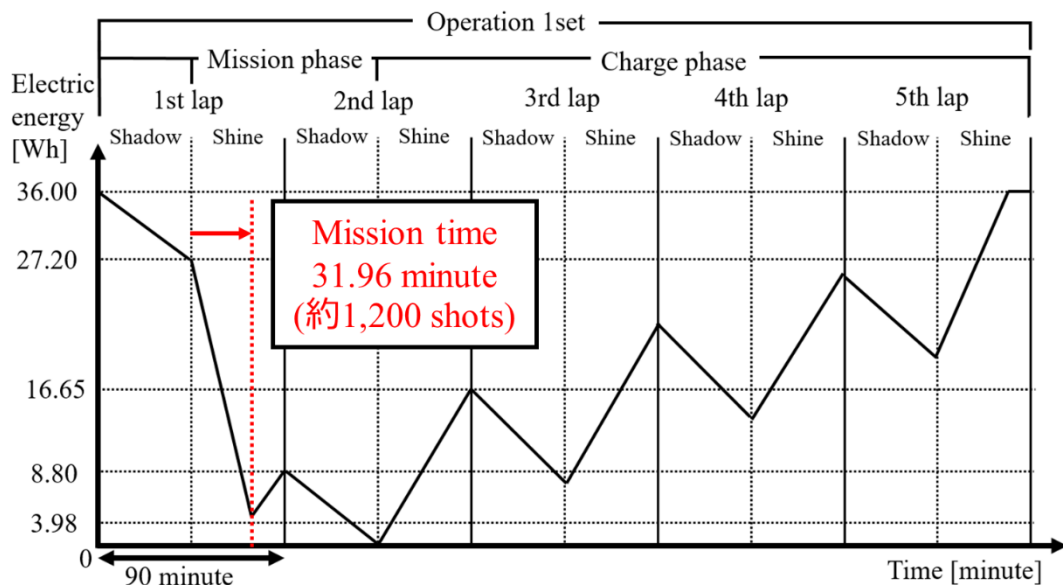
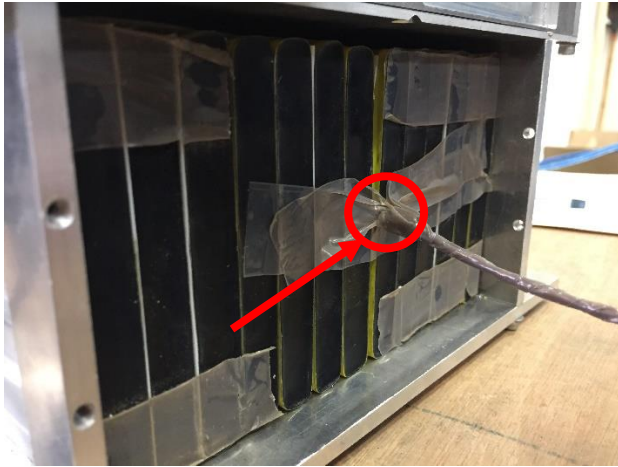
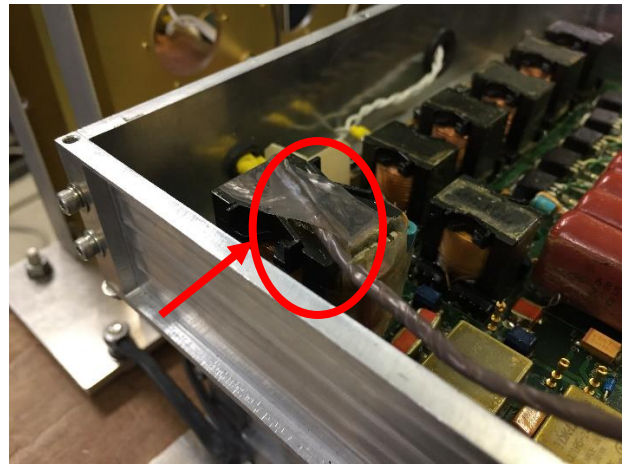


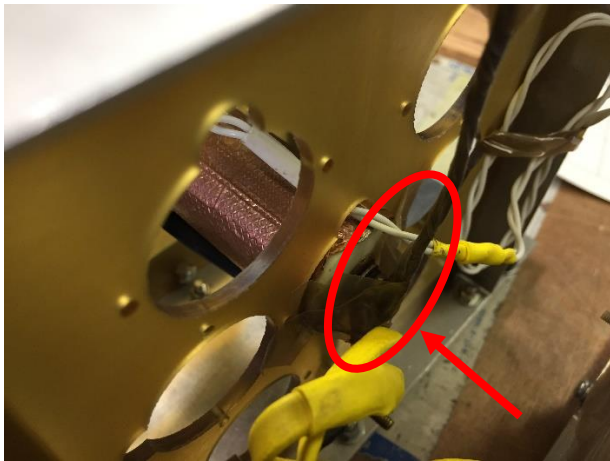
図 7-15 プロイテレス衛星 2 号機における MDR\_S の運用概略図



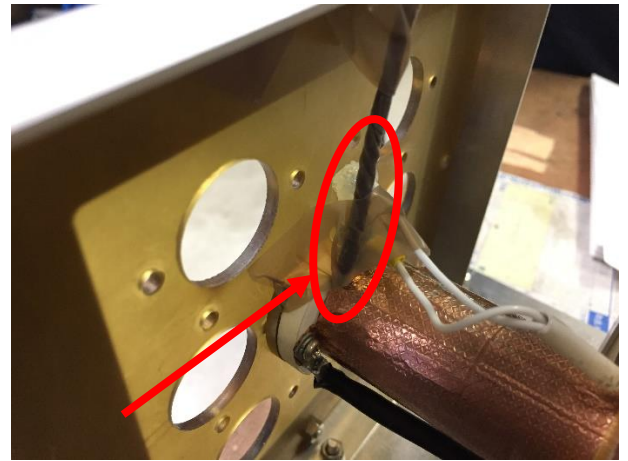
(a) Capacitor



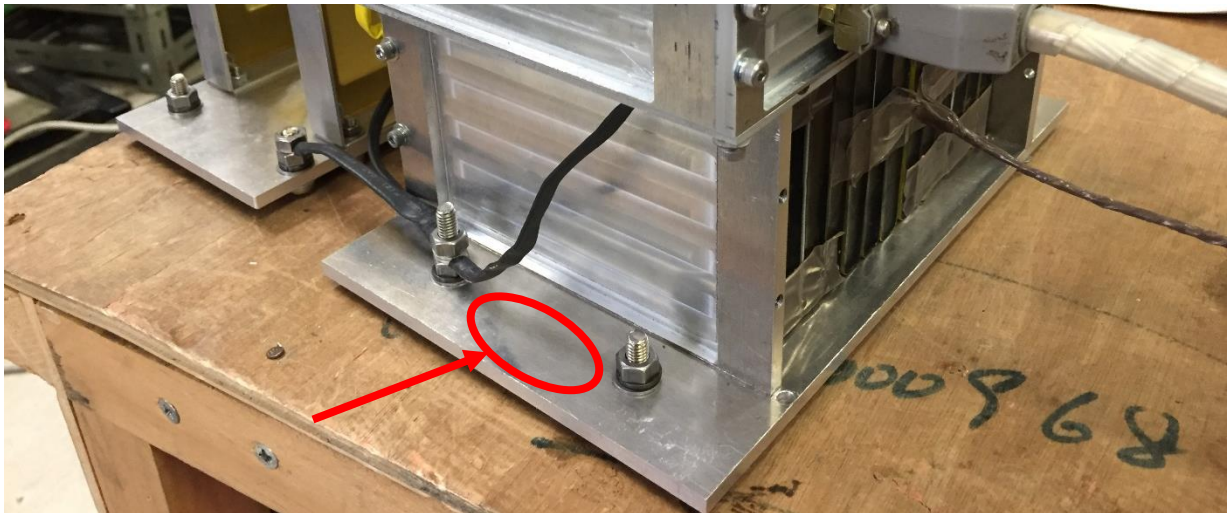
(b) PPU



(c) S\_PPT Anode



(d) S\_PPT IGN



(e) MDR\_S Base Plate

図 7-16 測定箇所



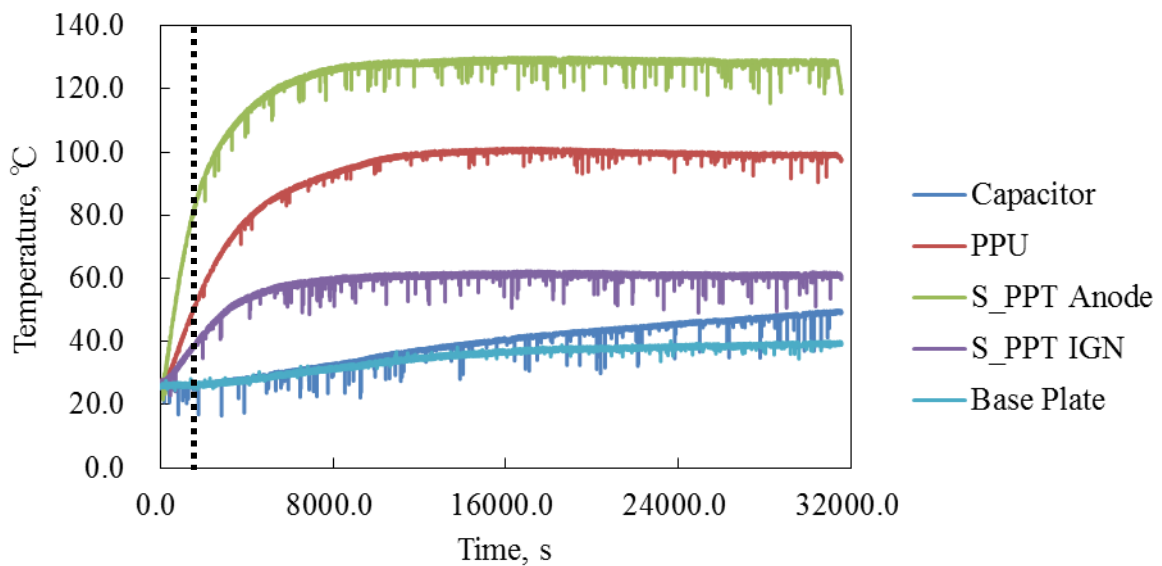


図 7-17 MDR\_S の連続作動時における温度測定の結果

表 7-4 温度測定の結果

	Temperature (1,200 shots), °C	Temperature (20,000 shots), °C
(a) Capacitor	26.6	49.2
(b) PPU	53.9	97.4
(c) S_PPT Anode	86.6	118.5
(d) S_PPT_IGN	40.4	59.7
(e) Base Plate	26.4	39.1

## 7-4 まとめ

本章ではプロイテレス衛星 2 号機及び 50 kg 以下の超小型人工衛星に搭載し、10 km 以上の軌道遷移を行うことが可能な PPT システムを開発した。その内容を以下にまとめる。

- 1) 50 kg 以下の超小型人工衛星に搭載する際の構成や課題等をまとめ、特にプロイテレス衛星 2 号機に搭載することが可能な PPT システムの仕様について検証した。
- 2) 2nd MDR-PPT ヘッドは重量が重く、イグナイタは衛星搭載には向いていないことから新型の 3rd MDR-PPT ヘッドを開発した。重量を 42% 削減することができ、イグナイタの改良にも成功した。また、キャパシタ及び PPU 用の筐体を開発し、3rd MDR-PPT ヘッドと統合させた PPT システムである MDR\_S を構築した。
- 3) MDR\_S の性能評価を行った。MDR-PPT ヘッドには 7 つの S\_PPT ヘッドが搭載されてお

り、それらすべての S\_PPT ヘッドにおいて連続作動及び切り替え実験に成功した。また、S\_PPT ヘッド単体でトータルインパルスを測定し、92.0 Ns を達成した。以上より MDR\_S で達成することができるトータルインパルスは 644 Ns であることがわかる。これは 50 kg 級であるプロイテレス衛星 2 号機を約 24 km の軌道遷移を実証することができる。

- 4) プロイテレス衛星 2 号機における MDR\_S の運用は 1 セット、1,200 ショットの連続作動を行った後、6 時間以上の待機及び電力を充電する。基本的にこれを作動限界まで続ける。この 1,200 ショットの連続作動時に発生する温度を測定した。結果、衛星搭載コンポーネントの基準温度である 60 °C を超える部分が確認された。しかし、MDR\_S の基準温度となるベースプレートとは離れた場所にあることから問題にはならない。
- 5) 最後に、MDR\_S をプロイテレス衛星 2 号機の熱構造モデル (Structural Thermal Model : STM) に搭載して作動実験を行った。図 7-18 に示す。実験では正常に S\_PPT ヘッドの切り替え及び 1,000 ショットの連続作動実験に成功した。

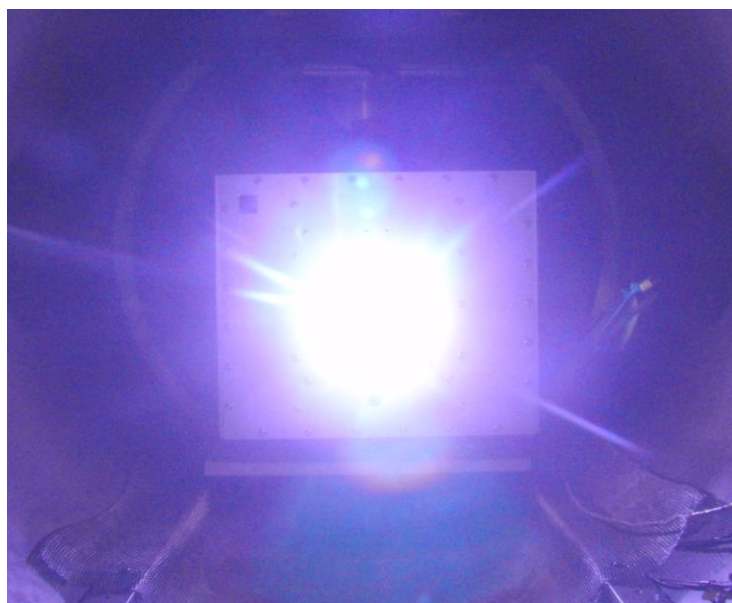


図 7-18 STM に搭載した MDR\_S の作動時

## 第 8 章 総括

本研究の目的は 50 kg 級プロイテレス衛星 2 号機及び 50 kg 以下の超小型人工衛星に搭載することが可能、かつ 10 km 以上の軌道遷移を行うことができる高トータルインパルスを達成する PPT システムの構築である。なお、10 km 以上の軌道遷移には 269 Ns 以上のトータルインパルスが必要。以下に本研究で行った内容をまとめ、総括とする。

本研究で使用する実験装置を用いて予備試験を行った。

- 1) 放電室直径及び長さを変更し安定作動が行える領域を調査した。結果から放電室 4 mm 以上においてミスショット無く、安定的に作動が行えることを確認した。また、放電室長さが増加すると高インパルスビットを達成することを示した。

本数値シミュレーションの妥当性を確認した。

- 2) プロイテレス衛星 1 号機に搭載した PPT システムと同様の条件の下、計算を行い、実験結果と比較して数値シミュレーションの妥当性を検証した。結果、概ね実験結果と同様の結果を示し、連続作動時の性能傾向を算出していることから妥当性が示唆された。

高トータルインパルスを達成するため、高インパルスビットを発生させることが可能な条件を数値シミュレーション及び実験的なアプローチにより考案した。

・数値シミュレーションを用いてアプローチ

- 3) 放電室形状を変更し、推進性能を予測した。結果、放電室直径は小さく、放電室長さは増加するほど高インパルスビットを達成した。しかし、放電室長さを増加しすぎると放電電流などの関係からインパルスビットは低下するため、性能を低下させる閾値が存在する。トータルインパルスを計算した結果、放電室直径 4 mm と放電室長さ 50 mm の条件が最も高い結果を示した。
- 4) ノズル形状を変更し、推進性能を予測した。結果、ストレートノズルではノズル長さが増加することでインパルスビットは低下した。半頂角を設けたノズル形状ではノズル長さが 10-15 mm 付近まではインパルスビットが増加するが、それ以降の長さでは低下した。一方で、半頂角 15 deg. のノズル形状でも長さ 15 mm 以上でインパルスビットは低下するが低下量は非常に少なく、ほぼ一定の結果を示した。
- 5) 充電電圧と静電容量を変更し、推進性能を予測した。結果、静電容量より充電電圧が増加

する方がインパルスビットは向上することを示した。

- 6) 主放電回路の抵抗値を変更し、推進性能を予測した。結果、抵抗値が低い方が高インパルスビットを示した。
- 7) 放電室内部の物理現象を算出した。結果、放電室長さが増加することで現象にズレが生じて、推進性能に影響を与えていることが確認できた。また、昇華の不均一を算出することができ、昇華のメカニズムを解明することができた。

・実験によるアプローチ

- 8) 数値シミュレーションの結果を参考に放電室長さを変更した際の推進性能の測定実験を行った。結果、放電室長さ 50 mm の条件が最も高インパルスビットを達成した。この条件で、高トータルインパルスを測定した結果、約 72,000 ショットの連続作動でトータルインパルス 90.1 Ns を達成した。

高トータルインパルスを達成するため、長時間作動が見込まれる長時間作動型 PPT ヘッドの考案を行った。

- 9) 推進剤供給機構を有する PPT ヘッドを考案した。しかし、数値計算で算出された不均一な昇華により早期に作動が停止し、採用には至らなかった。
- 10) 次に、複数の放電室を有する PPT ヘッドを考案した。最初に考案したモデルを 1st MDR-PPT ヘッドと呼び、1,000 ショットの連続作動実験を行った。結果、選択していない放電室で誘発の跡が確認された。
- 11) 1st MDR-PPT ヘッドの各放電室の気密性を向上させた、2nd MDR-PPT ヘッドを考案した。1,000 ショットの連続作動実験を行った結果、選択した放電室以外で誘発の跡は確認されなかった。誘発以外に、放電室間距離や熱の問題等も考えられたが、それぞれの実験の結果、問題が無いことを検証した。本研究では長時間作動型 PPT として、MDR-PPT ヘッドを採用する。

最後に、これまでに研究してきた内容を応用して PPT システム、実機を開発した。

- 12) 本 PPT システムである MDR\_S をプロイテレス衛星 2 号機に搭載することを前提に仕様について検証した。
- 13) 2nd MDR-PPT ヘッドは重さなどに問題があることからそれぞれ独立した S\_PPT ヘッドを

7つ搭載した軽量型 3rd MDR-PPT ヘッドを開発し、約 42%の重量削減に成功した。また、MDR\_S のサブシステムであるキャパシタと PPU 用に筐体を開発した。開発した MDR\_S のサイズは 160 x 226 x 250 mm<sup>3</sup>、重量は 6.5 kg となった。

- 14) 開発した MDR\_S の推進性能測定実験を行った。結果、すべての S\_PPT ヘッドにおいて作動の切り替えと安定的な連続作動を確認した。また、S\_PPT ヘッド単体でトータルインパルス 92.0 Ns を達成したことから、MDR\_S における総トータルインパルスは 422 Ns を達成することが示唆された。これは 50 kg 級超小型人工衛星を約 24 km の軌道遷移を行うことが可能である。
- 15) その他、連続作動時の温度変化について実験により測定したが、プロイテレス衛星 2 号機における MDR\_S の運用では衛星搭載コンポーネントに影響を与えないことがわかった。仮に、影響がある場合は MDR\_S に MLI や熱制御機器を搭載することを考えている。

最後に、図 8-1 と図 8-2 に本研究で開発した MDR\_S が世界中で開発されている PPT の性能と比較した結果を示す。推力電力比は約 80  $\mu\text{Ns}/\text{J}$  となった。世界的に見ても高推力を達成していることがわかる。また、推進効率についても高い値を示していることがわかった。

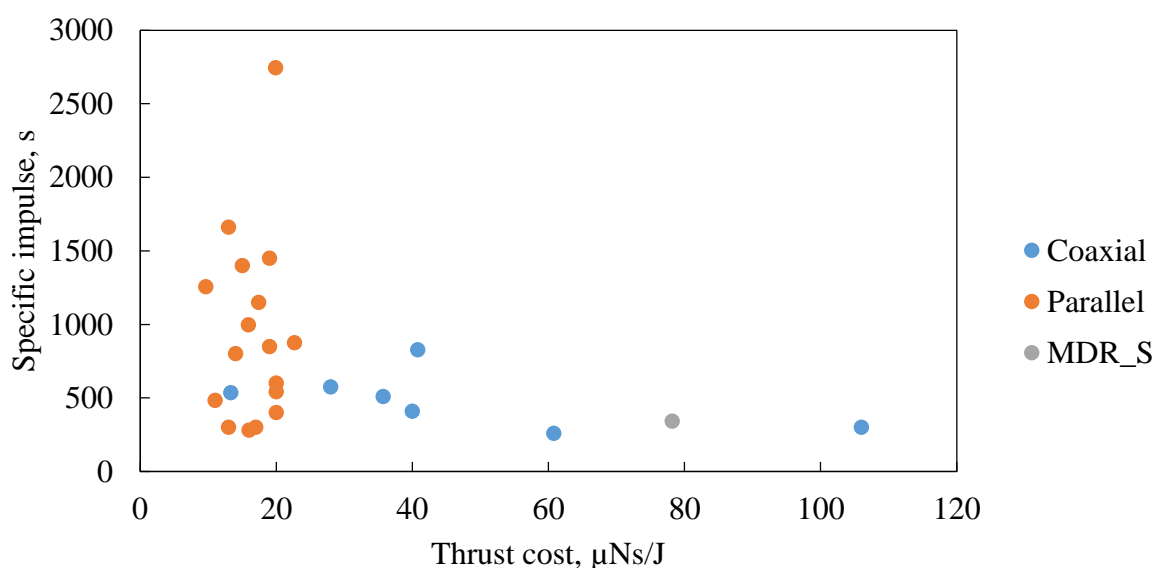


図 8-1 比推力と推力電力比の関係

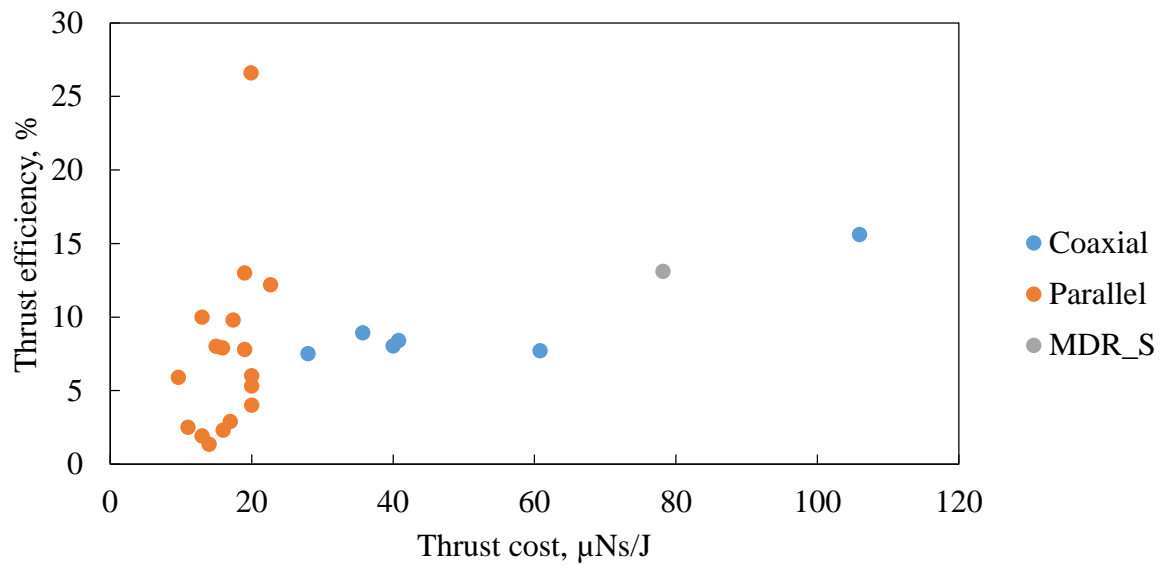


図 8-2 推進効率と推力電力比の関係

## 参考文献

- [1] 栗木恭一, 荒川義博, 「電気推進ロケット入門」, 東京大学出版会, 2003.
- [2] Robert G. Jahn, “Physics of Electric Propulsion”, Dover Publications, 2006.
- [3] 升本喜就, 「マイクロサットシステムとその実現手段」, 日本ロケット協会, 2002.
- [4] 山本格, 「人工衛星の力学と制御ハンドブック」, 培風館, 2007.
- [5] 山本格, 「衛星設計入門」培風館, 2002.
- [6] “Space X”, <https://www.spacex.com/>, 2018/11/14 参照.
- [7] 竹原諒一, 松本将吾, 角間大輔, 南部陽介, 白澤秀剛, 「OPUSAT における姿勢制御系の開発および運用結果」, 第 58 回宇宙科学技術連合講演会講演集, JSASS-2014-4214, 2014.
- [8] 平井良太, 菊池秀明, 田原弘一, 池田知行, 阿尾生地郎, 飯島広行, 竹内新, 金野修, 山本泰三, 蒲谷直樹, 大島逸平, 「最新電子デバイスのキューブサットによる宇宙実証」, 第 58 回宇宙科学技術連合講演会講演集, JSASS-2014-4523, 2014.
- [9] 南部陽介, 大江佐知子, 船越貴寛, 村本陽拓, 平井良太, 菊池秀明, 金野修, 竹内新, 「超小型衛星 OPUSAT をベースとした CubeSat キットの開発」, 第 58 回宇宙科学技術連合講演会講演集, JSASS-2014-4700, 2014.
- [10] Haruki Takegahara, Miwa Igarashi, Naoki Kumagai, Kensuke Sato, Kouji Tamura, Mitsuteru Sugiki, Hidekazu Hashimoto, “Evaluation of Pulsed Plasma Thruster System for  $\mu$ -Lab Sat II”, 27th International Electric Propulsion Conference, IEPC-01-153, 2001.
- [11] Kouhei Shintani, Masayuki Mukai, Yukiya Kamishima, Tsubasa Sasaki, Junichiro Aoyagi, Haruki Takegahara, Takashi Wakizono, and Mitsuteru Sugiki, “Research and Development on Coaxial Pulsed Plasma Thruster with Propellant Feed”, 26th International Symposium on Space Technology and Science, ISTS-2008-b-46, 2008.
- [12] Keisuke Tajiri, Shinya Mori, Daijiro Yamashita, Hiroki Watanabe, Hironori Sahara, Haruki Takegahara, “Development of Pulsed Plasma Thruster for Micro Satellite in Tokyo Metropolitan University”, 34th International Electric Propulsion Conference, 30th International Symposium on Space Technology and Science, IEPC-2015-210/ISTS-2015-b-210, 2015.
- [13] 赤城弘樹, 高田正治, 渡辺英幸, 「国際宇宙ステーション「きぼう」日本実験棟からの超小型衛星放出ミッション」, 第 58 回宇宙科学技術連合講演会講演集, JSASS-2014-4225, 2014.
- [14] 赤城弘樹, 高田正治, 渡辺英幸, 佐野伊彦, 及川幸揮, 「「きぼう」からの超小型衛星放出ミッション - 衛星開発における Lessons Learned - 」, 第 59 回宇宙科学技術連合講演会講演集, JSASS-2015-4545, 2015.

- [15] 赤城弘樹, 佐藤崇行, 松本邦裕, 小澤大作, 小川志保, 「「きぼう」からの超小型衛星放出ミッションの概要と今後の展望」, 第 61 回宇宙科学技術連合講演会講演集, JSASS-2017-4180, 2017.
- [16] 「小型副衛星の概要」, [http://fanfun.jaxa.jp/countdown/astro\\_h/payloads.html](http://fanfun.jaxa.jp/countdown/astro_h/payloads.html), 2018/11/14 参照.
- [17] 東北大学超小型衛星開発チーム「マイクロサット開発入門」東北大学出版会, 2011.
- [18] 川島レイ, 宮崎康行, 中須賀真一, 木村真一, 趙孟祐, 佐原宏典, 船瀬龍, 山崎政彦, 「大学衛星の発展と UNISEC」, 第 61 回宇宙科学技術連合講演会講演集, JSASS-2017-4183, 2017.
- [19] 「UNISEC」, <http://unisec.jp/>, 2018/11/14 参照.
- [20] 西尾美咲, 小瀧智範, 長尾真, 竹ヶ原春貴, 「首都大学東京におけるパルス型プラズマスラスタの研究開発と超小型衛星搭載に向けた検討」, 第 61 回宇宙科学技術連合講演会講演集, JSASS-2017-4110, 2017.
- [21] Andrey B. Nadiradze, Vladimir A. Obukhov, Garri A. Popov, Victoria V. Svitina, “Modeling of Force Impact on Large-Sized Object of Space Debris by Ion Injection”, 34th International Electric Propulsion Conference, 30th International Symposium on Space Technology and Science, IEPC-2015-66/ISTS-2015-b-66, 2015.
- [22] M. Dobkevicius, M. Smirnova, A. M. Perez, D. Feili, “Double-Sided Ion Thruster for Contactless Space Debris Removal: Experimental Results”, 35th International Electric Propulsion Conference, IEPC-2017-261, 2017.
- [23] 「スペースデブリ対策の研究」, [http://www.kenkai.jaxa.jp/research\\_fy27/mitou/mit-debris.html](http://www.kenkai.jaxa.jp/research_fy27/mitou/mit-debris.html), 2018/11/14 参照.
- [24] 小泉宏之, 國中均, 「マイクロ波放電式小型イオンスラスタのシステム性能」, 日本航空宇宙学会論文集, Vol. 60, No. 3, pp. 128-134, 2014.
- [25] 藤田亮太, 藤田浩貴, 橋本智昭, 田原弘一, 高田恭子, 「電気推進噴出流を用いた宇宙デブリの除去 - 電気推進機搭載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 - 」, 第 57 回航空原動機・宇宙推進講演会論文集, JSASS-2017-0015, 2017.
- [26] 八木隆太, 藤田亮太, 山内翼, 藤田浩貴, 梶原快晴, 岩元亮介, 名田隆太, 田原弘一, 高田恭子, 池田知行, 「動力飛行用パルスプラズマスラスタ搭載超小型人工衛星プロイテレス 2 号機の開発状況」, 第 61 回宇宙科学技術連合講演会講演集, JSASS-2017-4185, 2017.
- [27] Ryota Fujita, Hirokazu Tahara, Kyoko Takada, “Research and Development of PROITERES Micro/Nano-Satellite Series at Osaka Institute of Technology”, 35th International Electric Propulsion Conference, IEPC-2017-84, 2017.
- [28] 宮崎康行, 「人工衛星をつくる - 設計から打ち上げまで - 」, 株式会社オーム社, 2011.



- [29] 宮下直己, 中村友哉, 中須賀真一, 岩崎晃, 戸谷剛, 佐原宏典, 江野口章人, 武山芸英, 早川義彰, 間瀬一郎, 「ほどよし 1 号開発の現状と利用実験の戦略」, 第 57 回宇宙科学技術連合講演会講演集, JSASS-2013-4688, 2013.
- [30] 青山順一, 佐原宏典, 小泉宏之, 「超小型衛星用推進系の開発の成果とその利用」, 第 57 回宇宙科学技術連合講演会講演集, JSASS-2013-4691, 2013.
- [31] 佐久間岳志, 太平健弘, 佐原宏典, 宮下直己, 倉本祐輔, 松井正安, 吉本誠司, 鶴田佳宏, 中須賀真一, 「60wt%過酸化水素水を用いた超小型衛星搭載用推進系の開発と軌道上実証」, 平成 26 年度宇宙輸送シンポジウム, STCP-2014-044, 2015.
- [32] Hitoshi Kuninaka, Kazutaka Nishiyama, Ikko Funakai, Tetsuya, Yukio Shimizu, Junichiro Kawaguchi, “Asteroid Rendezvous of HAYABUSA Explorer Using Microwave Discharge Ion Engines”, 29th International Electric Propulsion Conference, IEPC-2005-10, 2005.
- [33] Hitoshi Kuninaka, Kazutaka Nishiyama, Yukio Shimizu, Tetsuya Yamada, Ikko Funaki, Satoshi Hosoda, Hiroyuki Koizumi, “Re-ignition of Microwave Discharge Ion Engines on Hayabusa for Homeward Journey”, 30th International Electric Propulsion Conference, IEPC-2007-9, 2007.
- [34] Hitoshi Kuninaka, Kazutaka Nishiyama, Yukio Shimizu, Ikko Funaki, Hiroyuki Koizumi, Satoshi Hosoda, Daisuke Nakata, “Hayabusa Asteroid Explorer Powered by Ion Engines on the way to Earth”, 31st International Electric Propulsion Conference, IEPC-2009-267, 2009.
- [35] Hitoshi Kuninaka, “Round-Trip Deep Space Maneuver of Microwave Discharge Ion Engines onboard HAYABUSA Explorer”, 32nd International Electric Propulsion Conference, IEPC-2011-328, 2011.
- [36] 小泉宏之, 笠木友介, 稲垣匡志, 河原大樹, 柳沼和也, 浅川純, 小紫公也, 「小型衛星用推進機 - マイクロスラスタ - の開発と今後の課題」, 第 58 回宇宙科学技術連合講演会講演集, JSASS-2014-4333, 2014.
- [37] Hiroyuki Koizumi, Kimiya Komurasaki, Junichi Aoyama, Koji Yamaguchi, “Engineering Model of the Miniature Ion Propulsion System for the Nano-satellite: HODOYOSHI-4”, Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, Aerospace Technology Japan, Vol. 12, No. ists29, pp. Tb\_19-Tb\_24, 2014.
- [38] Hiroyuki Koizumi, Hiroki Kawahara, Kazuya Yaginuma, Jun Asakawa, Yuichi Nakagawa, Yusuke Nakamura, Shunichi Kojima, Toshihiro Matsuguma, Ryu Funase, Junichi Nakatsuka, Kimiya Komurasaki, “Initial Flight Operations of the Miniature Propulsion System Installed on Small Space Probe: PROCYON”, Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, Aerospace Technology Japan, Vol. 14, No. ists30, pp. Pb\_13-Pb\_22, 2016.
- [39] 小泉宏之, 中川悠一, 富田大貴, 飯田未来, 小紫公也, 「水およびキセノンを推進剤とした超小型イオンスラスタの研究開発現状と展望」, 第 61 回宇宙科学技術連合講演会, JSASS-2017-4104, 2017.

- [40] 船瀬龍, 五十里哲, 川端洋輔, 「超小型宇宙科学・探査ミッションにおける推進系利用の現状と今後への期待」, 第 61 回宇宙科学技術連合講演会講演集, 2017, JSASS-2017-4114.
- [41] Michael Keidar, Taisen Zhuang, Alexey Shashurin, George Teel, Dereck Chiu, Joseph Lukas, Samudra Haque and Lubos Brisda, “Electric propulsion for Small Satellites”, Plasma Physics and Controlled Fusion, Vol. 57, No. 1, 014005, 2015.
- [42] Ryota Fujita, Hirokazu Tahara and Kyoko Takada, “Electric Propulsion R&D at Osaka Institute of Technology”, 35th International Electric Propulsion Conference, IEPC-2017-83, 2017.
- [43] James E. Pollard, Ideo Masuda, Yoshifumi Gotoh, “Plume Mass Spectrometry and Calorimetry with a Hydrazine Arcjet Thruster”, 26th International Electric Propulsion Conference, IEPC-99-041, 1999.
- [44] Shigeru Kudhi-ishi and Michio Nishida, “An Approach to Arcjet Thruster Computations for Faster Convergence”, 26th International Electric Propulsion Conference, IEPC-99-044, 1999.
- [45] Masahiko Hayatani and Michio Nishida, “Simple Estimation of the Performance of a Low Power Arcjet Thruster with Diatomic Gas as Propellant”, 26th International Electric Propulsion Conference, IEPC-99-045, 1999.
- [46] D. Bock, G. Herdrich, H. P. Roser and M. Auweter-Kurtz, “Subscale Lifecycle Test of Thermal Arcjet Thruster TALOS for the Lunar Mission BW1”, 30th International Electric Propulsion Conference, IEPC-2007-173, 2007.
- [47] Q. H. Le and G. Herdrich, “Development of a 1 kW class thermal arcjet thruster TALOS”, 33rd International Electric Propulsion Conference, IEPC-2013-238, 2013.
- [48] W. Andrew Hoskins, R. Joseph Cassady, Olwen Morgan, Roger M. Myers, Fred Wilson, David Q. King and Kristi deGrys, “30 Years of Electric Propulsion Flight Experience at Aerojet Rocketdyne”, 33rd International Electric Propulsion Conference, IEPC-2013-439, 2013.
- [49] Dieter M. Zube, Keith D. Goodfellow, Chris Hearn, “Development of a Hydrazine Arcjet System Operating at 100 Volts Input Voltage”, 35th International Electric Propulsion Conference, IEPC-2017-300, 2017.
- [50] 飯田未来, 中川悠一, 富田大貴, 小泉宏之, 小紫公也, 「マイクロ波放電式小型イオンスラスタと衛星構造物との干渉が電子放出性能に及ぼす影響」, 第 61 回宇宙科学技術連合講演会講演集, JSASS-2017-4343, 2017.
- [51] 杵淵紀世志, 長尾直樹, 齊藤靖博, 沖田耕一, 國中均, 「大型電気推進実現に向けた試験設備構想と世界状況」, 平成 25 年度宇宙輸送シンポジウム, STEP-2013-024, 2014.
- [52] 杵淵紀世志, 「全電化衛星の世界動向」, 第 60 回宇宙科学技術連合講演会講演集, JSASS-2016-4130, 2016.

- [53] Alexander V. Gorbunov, Vladimir P. Khodnenko, Alexander V. Khromov, Vyacheslav M. Murashko, Alexander I. Koryakin, Valery S. Zhosan, Gennady S. Grikhin, “Vernier Propulsion System for Small Earth Remote Sensing Satellite “Canopus-V”.”, 32nd International Electric Propulsion Conference, IEPC-2011-001, 2011.
- [54] O. A. Mitrofanova, R. Yu. Gnizdor, V. M. Murashko, A. I. Koryakin, A. N. Nesterenko, “New Generation of SPT-100”, 32nd International Electric Propulsion Conference, IEPC-2011-041, 2011.
- [55] M. Yu. Potapenko, V. V. Gopanchuk, “Characteristic Relationship between Dimensions and Parameters of a Hybrid Plasma Thruster”, 32nd International Electric Propulsion Conference, IEPC-2011-042, 2011.
- [56] H.W. Loeb, D. Feili, G.A. Popov, V.A. Obukhov, V.V. Balashov, A.I. Mogulkin, V.M. Murashko, A.N. Nesterenko and S. Khartov, “Design of High-Power High-Specific Impulse RF-Ion Thruster”, 32nd International Electric Propulsion Conference, IEPC-2011-290, 2011.
- [57] Olga A. Mitrofanova, Roman. Yu. Gnizdor, “Influence of SPT magnetic field on life time characteristics of the thruster”, 33rd International Electric Propulsion Conference, IEPC-2013-51, 2013.
- [58] M.Yu. Potapenko, V.V. Gopanchuk, “Development and Research of the Plasma Thruster with a hollow magnet Anode PlaS-40”, 33rd International Electric Propulsion Conference, IEPC-2013-52, 2013.
- [59] Anuscheh Nawaz, Monika Auweter-Kurtz, Georg Herdrich and Helmut L. Kurtz, “Investigation and Optimization of an Instationary MPD Thruster at IRS”, 29th International Electric Propulsion Conference, IEPC-2005-208, 2005.
- [60] Dan Lev and Edgar Y. Choueiri, “Scaling of Anode Sheath Voltage Fall with the Operational Parameters in Applied-Field MPD”, 32nd International Electric Propulsion Conference, IEPC-2011-222, 2011.
- [61] Akira Kawasaki, Kenichi Kubota, Ikkoh Funaki and Yoshihiro Okuno, “MHD and Thermal Simulations of a Radiation Cooled Self-field MPD Thruster”, 33rd International Electric Propulsion Conference, IEPC-2013-262, 2013.
- [62] Yohei Kobayashi, Kiyotaka Suzuki, Hiroaki Nabuchi, Atsushi Komuro, Kazunori Takahashi, and Akira Ando, “Acceleration of a plasma flow in a magnetic Laval nozzle applied to an MPD thruster”, 34th International Electric Propulsion Conference, 30th International Symposium on Space Technology and Science, IEPC-2015-168/ISTS-2015-b-168, 2015.
- [63] Tatsuya Kimura, Kohei Kojima, Masaaki Yasui, Daisuke Ichihara, Tomoki Uno, Hisashi Kataoka, Akira Iwakawa, Akihiro Sasoh, Shigeru Yokota, “Applied-Field MPD Thruster with Magnetic-Contoured Anodes”, 34th International Electric Propulsion Conference, 30th International Symposium on Space Technology and Science, IEPC-2015-169/ISTS-2015-b-169, 2015.

- [64] Daisuke Ichihara, Tomoki Uno, Hisashi Kataoka, Akira Iwakawa and Akihiro Sasoh, “Operation Characteristics of Small-DC-Current, Applied-Field MPD Thruster”, 34th International Electric Propulsion Conference, 30th International Symposium on Space Technology and Science, IEPC-2015-171/ISTS-2015-b-171, 2015.
- [65] Akira Kawasaki, Kenichi Kubota, Ikkoh Funaki and Yoshihiro Okuno, “Plasma Flow Simulation of an MPD Thruster with an Electrode Model”, 34th International Electric Propulsion Conference, 30th International Symposium on Space Technology and Science, IEPC-2015-201/ISTS-2015-b-201, 2015.
- [66] Kyohei Umeda, Kouhei Shintani, Yuki Kubota, Yohei Kitazono, Junichiro Aoyagi and Haruki Takegahara, “Research and Development on Coaxial Pulsed Plasma Thruster with Feed Mechanism”, 31st International Electric Propulsion Conference, IEPC-2009-255, 2009.
- [67] 「大阪工業大学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」, <http://www.oit.ac.jp/elc/~satellite/>, 2018/11/14 参照.
- [68] Naoki Egami, Takaaki Matsuoka, Masaaki Sakamoto, Yoichi Inoue, Tomoyuki Ikeda and Hirokazu Tahara “R&D, Launch and Initial Operation of the Osaka Institute of Technology 1st PROITERES Nano-Satellite and Development of the 2nd and 3rd Satellites,” 29th International Symposium on Space Technology and Science, Nagoya Congress Center, Japan, ISTS2013-f-12, 2013.
- [69] Takuya Kamimura, Yoshifumi Nishimura, Tomoyuki Ikeda, Hirokazu Tahara “R&D and Final Operation of Osaka Institute of Technology 1st PROITERES Nano-Satellite with Electrothermal Pulsed Plasma Thrusters and Development of 2nd and 3rd Satellites,” 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-2015-209/ISTS-2015-b-209, 2015.
- [70] Yuki Kojima, Takuya Kamimura, Yoshifumi Nishimura, Tomoyuki Ikeda, Ryota Fujita, Hirokazu Tahara, OIT PROITERES Team “R&D and Final Operation of Osaka Institute of Technology 1st PROITERES Nano-Satellite with Electric Rocket Engines and Development of 2nd and 3rd Satellites,” 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, ISTS-2015-f-13, 2015.
- [71] Ryota Fujita, Rikio Muraoka, Chen Huanjun, Shuya Kisaki, Masato Tanaka, Hirokazu Tahara and Takashi Wakizono, “Development of Electrothermal Pulsed Plasma Thruster Systems onboard Osaka Institute of Technology PROITERES Nano-Satellites”, AIAA Propulsion and Energy Forum and Exposition 2014, AIAA-2014-3610, 2014.
- [72] Tsubasa Yamauchi, Hiroki Fujita, Ryuta Yagi, Kaisei Kajihara, Hirokazu Tahara, Kyoko Takada, Tomoyuki Ikeda and Takashi Wakizono, “Research and Development of the Osaka Institute of Technology 2nd PROITERES Nano-Satellite with High-Power Electrothermal

Pulsed Plasma Thrusters for Powered Flight”, 35th International Electric Propulsion Conference, IEPC-2017-151, 2017.

- [73] Molina-Cabrera P., Herdrich G., Lau M., Fausolas S., “Pulsed Plasma Thrusters: a worldwide review and long yearned classification”, 32nd International Electric Propulsion Conference, IEPC-2011-340, 2011.
- [74] Eric J. Pencil, Hani Kamhawi, Lynn A. Arrington, “Overview of NASA's Pulsed Plasma Thruster Development Program”, 40th Joint Propulsion Conference and Exhibit cosponsored by the AIAA, ASME, SAE, and ASEE, AIAA-2004-3455, 2004.
- [75] Lynn Arrington, “Evaluation of Pulsed Plasma Thruster Micropulsing”, 40th Joint Propulsion Conference and Exhibit cosponsored by the AIAA, ASME, SAE, and ASEE, AIAA-2004-3458, 2004.
- [76] 田原弘一, 「最近の電気推進機の開発研究とプラズマ技術」, プラズマ・核融合学会誌 : Journal of plasma and fusion research, Vol. 83, No. 3, pp. 265-270, 2007.
- [77] 森真也, 田尻啓裕, 山下大治郎, 渡邊裕樹, 竹ヶ原春貴, 「小型衛星搭載用パルスプラズマスラストの開発」, 平成 26 年度宇宙輸送シンポジウム, STEP-2014-026, 2015.
- [78] D. L. Tilley, J. A. Pobst, D. R. Bromaghim, R. M. Myers, R. J. Cassady, W. A. Hoskins, N. J. Meckel, J. J. Blandino, D. E. Brinza, M. D. Henry, “Advanced Pulsed Plasma Thruster Demonstration on MightySat Flight II.1”, Proceedings of the 10th AIAA/USU Conference on Small Satellites, 1996.
- [79] Scott W. Benson, Lynn A. Arrington, W. Andrew Hoskins and Nicole J. Meckel, “Development of a PPT for the EO-1 Spacecraft”, 35th Joint Propulsion Conference and Exhibit cosponsored by AIAA, ASME, SAE, and ASEE, AIAA-99-2276, 1999.
- [80] Chuck Zakrzewski, Scott Benson, Joe Cassady, Paul Sanneman, “Pulsed Plasma Thruster (PPT) Validation Report”, <https://eo1.gsfc.nasa.gov/new/validationReport/Technology/Documents/Reports/PPT.pdf>, 2018/11/14 参照.
- [81] “Wren”, [https://space.skyrocket.de/doc\\_sdat/wren.htm](https://space.skyrocket.de/doc_sdat/wren.htm), 2018/11/14 参照.
- [82] Shaw P. V., Lappas V. J. and Underwood C. I., “Design, development and evaluation of an 8  $\mu$ PPT propulsion module for a 3U CubeSat application”, 32nd International Electric Propulsion Conference, IEPC-2011-115, 2011.
- [83] “CUSat”, [https://space.skyrocket.de/doc\\_sdat/cusat.htm](https://space.skyrocket.de/doc_sdat/cusat.htm), 2018/11/14 参照.
- [84] N. N. Antropov, A. V. Bogaty, V. N. Boykachev, G.A. Dyakonov, N. V., Lyubinskaya, G. A. Popov, S. A. Semenikhin, V. K. Tyutin, V. N. Yakovlev, “Development of Russian next-generation ablative pulsed plasma thrusters”, Procedia Engineering, Vol. 185, pp. 53-60, 2017.

- [85] 増井博一, 村上弥生, 九工大学生衛星開発プロジェクト, 趙孟佑, 「九工大学生衛星プロジェクト AOBA-VELOXIII の開発について」, 第 59 回宇宙科学技術連合講演会講演集, JSASS-2015-4135, 2015.
- [86] “PEGASUS”, [https://space.skyrocket.de/doc\\_sdat/pegasus\\_qb50.htm](https://space.skyrocket.de/doc_sdat/pegasus_qb50.htm), 2018/11/14 参照.
- [87] 趙孟佑, Necmi Cihan Orger, Jose Rodrigo Cordova Alarcon, Bui Tran Duy Vu, Tran Quang Vinh, Low Kay Soon, AV4 開発チーム, 「キューブサットによるルーナーホライズングロー撮影のための技術実証ミッション～Aoba VELOX-IV の概要～」, 第 60 回宇宙科学技術連合講演会講演集, JSASS-2016-4609, 2016.
- [88] 趙孟佑, Necmi Cihan Orger, Jose Rodrigo Cordova Alarcon, Marcos Hernandez, 増井博一, 山内貴志, 金相均, Bui Tran Duy Vu, Tran Quang Vinh, Lim Wee Seng, Cheng Tee Hiang, 「2U キューブサット搭載パルスプラズマスラスタによる姿勢・軌道制御～Aoba VELOX-IV の地上検証～」, 第 61 回宇宙科学技術連合講演会講演集, JSASS-2017-4504, 2017.
- [89] Simone Ciaralli, Michele Coletti and Stephen B. Gabriel, “Qualification of a Pulsed Plasma Thruster for Cubesat Propulsion (PPTCUP)”, 34th International Electric Propulsion Conference, 30th International Symposium on Space Technology and Science, IEPC-2015-208/ISTS-2015-b-208, 2015.
- [90] “BUSEK Co. Inc.”, <http://www.busek.com/>, 2018/11/14 参照.
- [91] Zhe Zhang, Haibin Tang, William Yeong Liang Ling, Junxue Ren, Thomas M. York, “A Novel Segmented Electrode Schematic for Pulsed Plasma Thrusters”, 35th International Electric Propulsion Conference, IEPC-2017-319, 2017.
- [92] Xiaoyan Cheng, Xiangyang Liu, Zhiwen Wu, Kan Xie, Ningfei Wang, Xuning Zhang, “Two-stream Model of the Pulsed Plasma Thruster and Simulation Research”, 35th International Electric Propulsion Conference, IEPC-2017-321, 2017.
- [93] 吉川哲史, 國中均, 西山和考, 月崎竜童, 「電熱型パルスプラズマスラスタの推進剤供給方式に関する研究」, 第 60 回宇宙科学技術連合講演会講演集, JSASS-2016-4488, 2016.
- [94] T. Yoshikawa, H. Kuninaka and K. Nishiyama, “Simultaneous Measurement of Impulse Bits and Mass Shots of Electrothermal Pulsed Plasma Thruster”, 35th International Electric Propulsion Conference, IEPC-2017-456, 2017.
- [95] T. E. Markusic, K. A. Polzin, J. Z. Levine, C. A. McLeavey and E. Y. Choueiri, “Ablative Z-Pinch Pulsed Plasma Thruster”, 36th Joint Propulsion Conference and Exhibit cosponsored by AIAA, ASME, SAE, and ASEE, AIAA-2000-3257, 2000.
- [96] 藤田亮太, 隆宝洗貴, 森川直樹, 小野航平, 榎本光佑, 岡原勇人, 松本優希, 田原弘一, 高田恭子, 脇園堯, 「電熱加速型パルスプラズマスラスタの作動メカニズムに関する数値計算」, 平成 29 年度宇宙輸送シンポジウム, STEP-2017-044, 2018.

- [97] 枝光敏章, 田原弘一, 「高インパルス発生用電熱加速型パルスプラズマスラスタの性能特性と連続作動試験」, 日本航空宇宙学会論文集, Vol. 54, No. 625, pp. 55-62, 2006.
- [98] Tetsushi Yoshikawa, “Endurance Test of PTFE-sheet-fed Pulsed Plasma Thruster”, 34th International Electric Propulsion Conference, 30th International Symposium on Space Technology and Science, IEPC-2015-481p/ISTS-2015-b-481p, 2015.
- [99] 各務聡, 小泉宏之, 小紫公也, 荒川義博, 「液体推進剤を用いたパルスプラズマスラスタ (PPT) の試作と作動実験」, 日本航空宇宙学会論文集, Vol. 51, No. 589, pp. 85-88, 2003.
- [100] 北富真言, 増井創一, 千葉麻里佳, 黒木将太郎, 橘武史, 各務聡, 「同軸型パルス型プラズマ推進機の性能に対して液体推進剤の種類が与える影響」, 平成 24 年度宇宙輸送シンポジウム, STEP-2012-069, 2013.
- [101] Jonathan Skalden, Dennis Ilic, Georg Herdrich, Tony Schonherr, Kimiya Komurasaki and Hiroyuki Koizumi, “Characterization and Optimization of Liquid-Ablative and Air-Breathing PPT, Part I: Thrust and Discharge Performance”, 35th International Electric Propulsion Conference, IEPC-2017-174, 2017.
- [102] Dennis Ilic, Jonathan Skalden, Georg Herdrich, Tony Schonherr, Kimiya Komurasaki and Hiroyuki Koizumi, “Characterization and Optimization of Liquid-Ablative and Air-Breathing PPT, Part II: Spectroscopic Investigation”, 35th International Electric Propulsion Conference, IEPC-2017-175, 2017.
- [103] 三井・デュポン フロロケミカル株式会社, 「テフロン®実用ハンドブック」, 1989.
- [104] Pencil, E. J., and Kamhawi, H “Evaluation of Alternate Propellants for Pulsed Plasma Thrusters,” 27th International Electric Propulsion Conference, IEPC-2001-147, 2001.
- [105] Kentaro Kato, Nao Akashi, Yuji Oigawa, Hiroshi Hosokawa, Hideyuki Horisawa, “Magnetic Field Distributions of a Laser Assisted Pulsed Plasma Thruster”, 34th International Electric Propulsion Conference, 30th International Symposium on Space Technology and Science, IEPC-2015-475p/ISTS-2015-b-475p, 2015.
- [106] 荒川義博, 國中均, 中山宜典, 西山和孝, イオンエンジンによる動力航行, コロナ社, 2006.
- [107] 浅川純, 小泉宏之, 西井啓太, 武田直己, 服部旭大, 小紫公也, 「小型水レジストジェットスラスタ “AQUARIUS” の開発」, 第 61 回宇宙科学技術連合講演会講演集, JSASS-2017-4103, 2017.
- [108] 桑原大介, 篠原俊二郎, 小山祐史, 大塚修平, 石井隆路, 石井大樹, 勅使河原直人, 藤墳弘昌, 早稲田真平, 「ターゲット型スラストスタンドを用いた完全無電極ヘリコンプラズマスラスタにおける推力計測」, 平成 25 年度宇宙輸送シンポジウム, STEP-2013-017, 2014.

- [109] 牛尾康一, 齊木淳, 上野文輔, 森田太智, 山本直嗣, 中島秀紀, 「1 mN 級小型プラズマ推進器を想定した推力測定装置の開発」, 第 59 回宇宙科学技術連合講演会, JSASS-2015-4036, 2015.
- [110] Mikellides P. G. and Turchi P. J., “Modeling of Late-Time Ablation in Teflon Pulsed Plasma Thrusters”, 32nd Joint Propulsion Conference and Exhibit cosponsored by AIAA, ASME, SAE, and ASEE, AIAA-96-2733, 1996.
- [111] Spanjers G. G., McFall K. A., Gulczinski III F. S. and Spores R. A., “Investigation of Propellant Inefficiencies in a Pulsed Plasma Thruster”, 32nd Joint Propulsion Conference and Exhibit cosponsored by AIAA, ASME, SAE, and ASEE, AIAA-96-2723, 1996.
- [112] 枝光敏章, 博士論文, 大阪大学, 2006.
- [113] Keider M., Boyd I. D. and Beilis I. I., “Electrical Discharge in the Teflon Cavity of a Coaxial Pulsed Plasma Thruster”, IEEE Transactions on Plasma Science, Vol. 28, No. 2, pp. 376-385, 2000.
- [114] Keider M., Boyd I. D. and Beilis I. I., “Model of an Electrothermal Pulsed Plasma Thruster”, Journal of Propulsion and Power, Vol. 19, No. 3, pp. 424-430, 2003.
- [115] 橘藤雄監修, 「プラズマ物理学と電磁流体力学」, 好学社, 第 7 章, pp. 167-210, 1966. (Cambel A, B, “Plasma Physics and Magnetofluidmechanics”, McGraw-Hill Inc., New York, 1963. の訳書)
- [116] 社団法人電気学会, 「プラズマ工学」, オーム社, 1997.
- [117] Chang C. H. and Pfender E., “Heat and Momentum Transport to Particulates Injected Into Low-Pressure (~80 mbar) Nonequilibrium Plasmas”, IEEE Transactions on Plasma Science, Vol. 18, No. 6, pp. 958-967, 1990.
- [118] Rysanek F. and Burton R. L., “Performance and Heat Loss of a Coaxial Teflon Pulsed Thruster”, 27th International Electric Propulsion Conference, IEPC-2001-151, 2001.
- [119] 物理学大辞典編集委員会編, 「物理学大辞典」, 丸善株式会社, pp.289, 1999.
- [120] Goodman F. O. and Wachman H. Y., “Formula for Thermal Accommodation Coefficients”, Journal of Chemical Physics, Vol. 46, No. 6, pp. 2376-2386, 1967.
- [121] 武田進, 「気体放電の基礎」, 東京電気大学出版局, 第 6 章, p.125-151, 1990.
- [122] Langmuir I., “The Evaporation, Condensation and Reflection of Molecules and the Mechanism of Adsorption”, Physical Review, Vol. VIII, No.2, 1916.
- [123] 廣瀬直喜, 池川昌弘, 登坂宣好, 久保田弘敏, 本間弘樹, 「圧縮性流体解析 数値流体力学シリーズ 2」, 東京大学出版会, 5 章, pp. 169-223, 1995.
- [124] 藤井孝蔵, 「流体力学の数値計算法」, 東京大学出版会, 1994.
- [125] 小林明秀, 「宇宙機の熱制御における表面処理」, 表面技術, 66 巻, 6 号, 2015.
- [126] 板垣春昭, 「宇宙における熱問題」, 真空, 38 巻, 6 号, 1995.



## 謝辞

多くの方々にご支援・ご協力をしていただいたことで、本研究をここまで実施することができました。関わって頂いた皆様に深く感謝いたします。

学部4年次から今日まで親身に相談に乗っていただき、また博士論文執筆の際に御指導をしていただいた上辻靖智教授に心から感謝申し上げます。学部4年次に上辻教授の研究室に配属され、研究では週一回行われる報告会で真剣にご指導していただいたことで広い知見から研究について考えることができました。また、個性豊かな研究学生が所属していた機能材料工学研究室で1年以上生活したことで現在の私の性格・人格を形成していると言っても過言ではなく、大学時代の思い出を思い浮かべると真っ先に浮かぶ、非常に充実した4年次でした。

本博士論文の副査担当になって頂いた羽賀俊雄教授、宮部正洋教授に深く感謝いたします。また、日頃、研究からプライベートまで相談に乗って頂いた、機械工学科の先生方、知的財産学部の高田恭子准教授、松井彰浩准教授には誠に感謝いたします。

また、修士1年次に本研究室へ配属されてから今日まで多くの方々にお世話になりました。湖山典英氏、西田万里氏、松本和真氏、村岡力夫氏は一学年上で、電気推進について全く分からなかった私に優しく御教授していただきました。同学年である井上史博氏・籠田泰輔氏・上村拓也氏・鈴木智也氏には研究室配属以前から気に留めて頂き、配属からは切磋琢磨してきました。2017年3月末に修了した角間徹生氏、金岡啓太氏、白木優氏、杉山義和氏、高畑侑弥氏、福留佑規氏とは同時期に現研究室へ配属され、一学年下でしたが共に研究室を盛り上げてきました。2018年3月末に修了した小野航平氏、小林充宜氏、下垣内勝也氏、知野健吾氏、藤田浩貴氏、古久保裕介氏、森川直樹氏、隆宝洸貴氏と学部卒の中西隆史氏は本研究室に所属して一年後に配属された後輩であり、プライベートでもお世話になりました。そして、今年度修了及び卒業する榎本光佑氏、奥田和宜氏、梶原快晴氏、川上天誠氏、斉藤将太氏、藤原恭兵氏、三村岳史氏、姜鉉守氏、城戸翔磨氏、助野悠氏、徳永萌乃氏、中谷僚氏、服部大輔氏、服部亮氏、藤野裕太氏、丸石達也氏、水谷康一郎氏と来年度M2になる八木隆太氏、岩元亮介氏、岡原勇人氏、奥村俊介氏、多川真登氏、谷和真氏とは現在共に研究生活を行っており、楽しく過ごしています。特に、奥田和宜氏は非常にストイックで研究に対する姿勢には感服しており、共に他大学の研究室を見学し、切磋琢磨してきました。斉藤将太氏とは共通の趣味があり、プライベートでは大いに楽しみました。福留佑規氏、角間徹生氏、川上天誠氏、八木隆太氏、藤野裕太氏とは良く頻繁に交流し、彼らの巧みな話術には日頃から楽しませていただきました。

人工衛星プロジェクトでは小島勇輝氏や柴田雅弘氏、膽吹直諒氏らと共に徹夜を繰り返しギリギリまで人工衛星の開発をしました。また、私にはない電気回路や通信、マイコンなどの知識を得て、日頃の研究においても役立てることができました。感謝しております。

PPUの開発や学会等など様々な場面で大変お世話になりました有限会社ハイ・サーブ脇園堯氏に深く感謝致します。

名古屋大学の市原大輔助教、川崎央助教には学会等でお互いの研究状況や電気推進界限の話

を密にしてきたことで様々な知見を広げてきました。深く感謝いたします。そして、横浜国立大学大学院所属の吉川哲史氏とは、お互い PPT を研究していることから学会等で進捗状況や成果を話し合い切磋琢磨してきた。学会等において有意義に取り組むことができ誠に感謝致します。