

博 士 論 文

(2014年 12月 1日 提出)

論文題目

各種宇宙機用の低電力型及び大電力型ホールスラストの研究と
超小型人工衛星用の姿勢制御システム・電源システムの構築

指導教員 田原 弘一 ⑩

大学院 工学研究科 機械工学 専攻
博士後期課程

申請者氏名 池田 知行 ⑩

大阪工業大学大学院

目次

略語一覧.....	1
総論.....	2
第1部 ホールスラスタの低電力および大電力作動試験.....	3
第1章 序論.....	3
1-1 背景.....	3
1-2 推進機の種類.....	4
1-3 ホールスラスタの分類.....	6
1-4 ホールスラスタの小型・低電力化による問題点とその解決法.....	8
1-5 本研究の目的.....	9
1-6 研究内容.....	9
1-7 第1部の構成.....	10
第2章 ホールスラスタの物理現象と性能評価.....	11
2-1 ホールスラスタの原理.....	11
2-2 ホールスラスタの電子温度と加速領域長の関係.....	13
2-3 磁気ミラー効果.....	17
2-4 磁場と電場の関係.....	18
2-5 放電室壁近傍における電気伝導性.....	20
2-6 ホールスラスタの推進剤.....	20
2-7 推進性能の評価.....	21
2-7-1 比推力.....	21
2-7-2 内部効率.....	22
2-7-3 推進効率.....	23
2-8 ホールスラスタの設計指針.....	23
第3章 実験装置.....	25
3-1 実験装置概略.....	25
3-1-1 真空排気系.....	25
3-1-2 推進剤供給系.....	27
3-1-3 電力供給系.....	27
3-1-4 推力測定系.....	29
3-2 ホローカソード.....	32
3-3 ガウスメータ.....	33
3-4 推進機の作動手順.....	34
第4章 シリンドリカル型ホールスラスタ TCHT-4 の作動試験.....	35
4-1 TCHT-4 の概要.....	35

4-2	目標性能の算出	37
4-3	設計相似則	38
4-3-1	推進剤流量	38
4-3-2	投入電力	39
4-3-3	磁束密度	40
4-3-4	推力	40
4-3-5	壁面損失	40
4-4	磁場形状の比較	42
4-5	作動試験時の各種設定について	43
4-6	推進性能の測定とその結果	44
4-7	本章のまとめ	49
第5章	シリンドリカル型ホールスラスタ TCHT-5 の推進性能測定	50
5-1	TCHT-5 の概要	50
5-2	磁場形状と磁場強度	51
5-3	放電室長と磁極間距離の可変機構	53
5-4	作動試験時の条件	54
5-4-1	低電圧での作動試験	54
5-4-2	高電圧での作動試験	54
5-5	低電圧域での作動試験	55
5-5-1	磁極位置別にみた推進性能の変化	55
5-5-2	SmCo 磁石と Nd 磁石の性能比較	61
5-6	高電圧域での作動試験	64
5-6-1	低推進剤流量での作動試験	64
5-6-2	磁極位置の調整	67
5-7	本章のまとめ	70
第6章	ホールスラスタの大電力作動試験	72
6-1	概要	72
6-2	使用するホールスラスタについて	73
6-2-1	THT-IV ホールスラスタ	73
6-2-2	TALT-2 ホールスラスタ	74
6-3	作動試験時の各種条件	76
6-3-1	THT-IV	76
6-3-2	TALT-2	76
6-4	作動試験	77
6-4-1	THT-IV の高電圧作動と考察	77
6-4-2	TALT-2 の高電圧作動と考察	80

6-5	新型ホールスラスタ開発における課題点.....	83
6-6	本章のまとめ	83
第2部	プロイテレス衛星の姿勢制御系と電源システムの開発	85
第1章	序論.....	85
1-1	研究概要	85
1-2	ミッションについて	85
1-2-1	電気推進エンジンによる軌道上実験.....	86
1-2-2	高解像度カメラによる環境観測.....	87
1-3	本研究の目的	87
1-4	研究内容	88
1-5	第2部の構成	88
第2章	電気推進機を搭載した超小型衛星の姿勢制御装置の開発	89
2-1	姿勢制御系の概要	89
2-2	姿勢制御方式の選定	90
2-2-1	要求精度	90
2-2-2	人工衛星の姿勢制御法.....	91
2-3	外乱トルク	92
2-3-1	太陽輻射圧トルク	92
2-3-2	重力傾斜トルク.....	92
2-3-3	地磁気トルク	93
2-3-4	空力トルク	93
2-4	諸元の仮定	93
2-5	姿勢決定を行う機器の開発	94
2-6	制御トルク・外乱トルクの推定	95
2-6-1	地磁気トルクの導出	95
2-6-2	重力傾斜トルクの推定.....	96
2-6-3	太陽輻射圧トルクの推定	96
2-6-4	空力トルクの推定	97
2-6-5	軌道高度別の外乱トルク	97
2-7	伸展ブームと磁気トルカを併用した場合の解析.....	99
2-8	伸展ブームの開発	100
2-8-1	ブーム本体の設計	100
2-8-2	ロック装置の設計	101
2-8-3	ブーム保持機構の設計	102
2-8-4	ブームケースの設計	104

2-9 振動試験	106
2-10 伸展ブームの展開試験	108
2-10-1 実験装置	108
2-11 試験結果	109
2-12 軌道上での運用	109
2-13 本章のまとめ	110
第3章 電気推進機を搭載した超小型衛星の電源システムの開発	111
3-1 電源系の概要	111
3-2 軌道上での受光量の算出	111
3-3 発電電力量の算出	114
3-4 電源システムに要求される条件	114
3-5 電源装置の設計と製作	117
3-6 太陽電池パネルの製作	119
3-7 軌道上での電源装置の作動	120
3-8 本章のまとめ	121
本研究の結論	122
参考文献	126
謝辞	129
業績目録	130

略語一覧

以下に本論文中で用いられる代表的な略語を示す.

略語	原型	日本語読み
Ar	Argon	アルゴン
BN	Boron Nitride	ボロンナイトライド
JAXA	Japan Aerospace eXploration Agency	宇宙航空研究開発機構
Kr	krypton	クリプトン
LEO	Low Earth Orbit	地球低軌道
MPD	Magneto-Plasma-Dynamic	電磁プラズマ加速型推進機
Nd	Neodymium	ネオジウム磁石
PROITERES	Project of OIT Electric Rocket Engine onboard Small space ship	プロイテレス
PPT	Pulsed Plasma Thruster	パルスプラズマスラスタ
RAIJIN	Robust Anode-layer Intelligent thruster for Japan IN-space propulsion	ライジン
SPT	Stationary Plasma Thruster	エスピーティー型
SmCo	Samarium-Cobalt	サマコバ磁石
TAL	Thruster with Anode Layer	タル型
UNISEC	UNIversity Space Engineering Consortium	ユニセック
Xe	Xenon	キセノン

総論

本論文は著者が大阪工業大学大学院工学研究科博士前期および後期課程において行った低電力型・大電力型の各種ホールスラストについての研究と，超小型人工衛星プロイテレスの姿勢制御・電源システムの構築についてまとめている。

本論文は総論と2部の各論，本研究の結論から構成されている。

第1部では低電力型・大電力型の各種ホールスラスト開発の概要と超小型人工衛星の開発経緯，推進システムの必要性和搭載における問題点，電気推進機の種類，ホールスラストの有用性と課題点について述べ，ホールスラストの作動原理や発生させたプラズマ中の電子・イオンの挙動やその加速法などの物理現象を説明する。

その後，開発を行った消費電力100Wクラスの低電力型ホールスラストの開発と作動試験，および5kWクラスの大電力型ホールスラストの開発と得られた結果，考察について述べている。

第2部では推進システムを搭載した超小型人工衛星の開発技術の獲得と，軌道上での推進機の運用を目的に開発された，大阪工業大学の超小型人工衛星「プロイテレス」の概要を述べ，姿勢制御アクチュエータである伸展ブームのサイジングと開発および試験と，電力供給システムと太陽電池の開発と得られた成果をまとめた。

本論文の研究テーマと人工衛星の推進系と姿勢制御・電源系はそれぞれに分野が異なるが，いずれも今後の人工衛星の開発においては必須となる技術郡である。ここで得られる知見は将来の宇宙工学・プラズマ工学において寄与するものと考えられる。

第1部 ホールスラストの低電力および大電力作動試験

第1章 序論

1-1 背景

今世紀に入り、電気・電子工学の急速な発展と低価格な相乗り衛星打上げビジネスの展開により質量 50kg 以下の超小型人工衛星の開発が世界各国の教育機関および企業で盛んに行われつつある。

2002 年 12 月 14 日に H-IIA ロケット 4 号機で打ち上げられた環境技術衛星「みどり II」(ADEOS-II) と共に、千葉工業大学が開発した鯨生態観測衛星「観太くん」を含む 3 機の超小型人工衛星が打ち上げられ、日本国内の大学で開発・打ち上げられた初の超小型人工衛星となった。この「観太くん」の打ち上げ以降、日本各地の大学による超小型衛星の開発プロジェクトの立ち上げが活発になり、2014 年現在までに 10 機以上の大学発の超小型人工衛星が打ち上げに成功した。また、2010 年 5 月 21 日には金星探査機「あかつき」と共に打ち上げられ、地球の重力圏を脱出した初めての超小型深宇宙衛星「しんえん」が大学宇宙工学コンソーシアム (University Space Engineering Consortium : UNISEC) によって開発・打上げられるなど、超小型人工衛星による地球外探査への応用も進みつつある¹。

このように超小型人工衛星の開発が非常に活発化しつつある理由として、比較的低コストで製作でき、開発期間が数年という短期間で開発できる他、将来的には多数の超小型人工衛星を打ち上げて衛星コンステレーション (編隊) を構築し衛星の機能を分散化させることにより、衛星群全体で 1 機の大型衛星と同等かそれ以上の探査能力を実現できる可能性があるためである²。

しかしながら超小型人工衛星はその小型さ故に現状の推進システムでは搭載が困難であり、投入軌道から他の軌道への遷移や空気抵抗による軌道速度・軌道高度の低下からの回復が不可能であるため、長期間にわたる運用が難しい。さらに副衛星として打ち上げられた超小型人工衛星は、主衛星とほぼ同じ軌道をとるため任意の軌道を選択することが難しい。よって現在のところ、超小型人工衛星のミッション自由度は大型衛星と比較して小さいのが現状である。

この状況の中、2012 年 9 月 9 日に大阪工業大学が超小型人工衛星としては世界初となる、小型の電気推進機を搭載した超小型人工衛星「プロイテレス (Project of OIT Electric Rocket Engine onboard Small space ship : PROITERES)」を開発とインドでの打ち上げを行い、初期運用に成功した³。軌道上での推進機の作動には至らなかったものの、超小型人工衛星に搭載可能な推進機の登場は軌道変更や低下した軌道の回復、衛星コンステレーションの構築に必須となるランデブー技術や大気圏再突入を行うなど、以前の超小型人工衛星で行うことが出来なかったより幅広いミッションを可能にするという点において、今後の超小型人工衛星開発に対する大きな一歩であることは明白である。

これ以後、2014年12月3日に打ち上げ予定の小惑星探査機「はやぶさ2」と共に打ち上げられる、東京大学の50kg級超小型深宇宙探査技術実証機「PROCYON（プロキオン）」にも小型の電気推進機が搭載されるなど、徐々にではあるが着実に超小型衛星への推進機の搭載が進みつつある⁴。しかしながらこれらの衛星に搭載されている推進機の推力はいずれも μN オーダーの非常に小さなものであり、地球周回軌道上で軌道変更や軌道維持、姿勢や位置制御などの機動（マヌーバ）を行うためには長大な噴射時間を要するため、迅速な軌道変更は困難である。

この点において、電気推進機の一つであるホールスラスタ(Hall Thruster)の高い推力密度による mN オーダーの推力と30-60%という高い推進効率に注目する⁵。

超小型人工衛星への搭載により衛星コンステレーション（編隊）の構築など幅広いミッション要求にこたえることができるようになれば、超小型人工衛星による更なる宇宙利用が現実のものとなると考えられる。

またホールスラスタは消費電力1kW以上の大電力作動時において、特に高い推進性能を示すため、静止衛星の南北制御、東西制御に既に用いられている他、軌道間での物資輸送を行う輸送機や深宇宙探査機用の将来的な推進機としても大きな注目を集めており、世界各国の研究機関ではさらに強力な5kWクラス以上の大電力型ホールスラスタの開発が進められている。日本においても例外ではなく大電力型ホールスラスタの技術獲得を目指し、東京大学、首都大学東京、岐阜大学、大阪工業大学、宮崎大学、九州大学の6大学と宇宙航空研究開発機構(Japan Aerospace eXploration Agency, JAXA)によるAll-Japanでの共同研究体制が構築され、比推力3000sの推進性能をもつ5kWクラスの大電力ホールスラスタの開発プロジェクト「Robust Anode-layer Intelligent thruster for Japan IN-space propulsion : RAIJIN」が進められている⁶。

以上のような高い推進性能を期待でき、大小の人工衛星の推進系として発展性があるホールスラスタではあるが、小型化に伴い著しく推進性能が低下することで知られているほか、5kWクラスの大電力型ホールスラスタの作動実績は少なく、作動時における問題点の洗い出しが充分に行われていないのが現状である。

1-2 推進機の種類

ここで衛星に搭載される推進機について述べる。人工衛星に搭載される推進機は大きく分けて2種類あり、それらは化学推進機と電気推進機に分類される。

化学推進機は、推進剤の化学反応で発生した大量の生成ガスを熱エネルギーで加速・噴出させて推力を得る内燃機関タイプの推進機である。化学推進機は大気中・真空中を問わず大推力を得られるため、打ち上げ機や数百kg～数tクラスの大型人工衛星用の姿勢制御用のスラスタ、主推進機として用いられるなど幅広い用途に用いられており、現在の推進機の主流となっている。しかしその反面、化学反応時に発生する反応熱と生成ガスを得るために大量の推進剤が必要であるため、比推力 I_{sp} (Specific Impulse : 単位質

量当たりの推進剤で得ることが出来る推力、燃料噴射時間と解釈出来る)は最も推進性能が優れる化学推進機でも 400-500s 程度であり、燃費が悪い。

よって所定の速度に達するまで大量の推進剤が必要とする化学推進機を搭載容積が極めて小さい超小型人工衛星に搭載することは困難である。

一方、電気推進機は電気エネルギーを用いて推進剤を加熱もしくはプラズマ化し、加速・噴出して推力を得る外燃機関タイプの推進機である。化学推進機と比較して推力は極めて小さいが、比推力が 500-5000s 以上と非常に高い。よって加速に時間はかかるものの僅かな量の推進剤で人工衛星に高速度を与えることが出来るため、燃料補給が困難な宇宙空間において長期間のミッションに適した推進機である。したがって、電気推進機は超小型人工衛星への搭載に適した推進機であるといえる。

電気推進機は推進剤の加速方式により電熱加速型、電磁加速型、静電加速型の 3 種類あり、用途に応じて人工衛星に搭載される。表 1 に主要な電気推進機の代表的な作動電力範囲、比推力、推進効率を示す。

電熱加速型は、放電や電熱器等を用いて推進剤のエンタルピーを上昇させることによってガス化・プラズマ化し、それを加速・噴射させて推力を得る方式である。この加速方式を利用する推進機として、アークジェットスラスタ(Arcjet Thruster)や パルスプラズマスラスタ(Pulsed Plasma Thruster, 以下 PPT とする)が該当する。

アークジェットスラスタはその内部に同軸電極構造を持ち、電極間での放電によって推進剤を加速・排気を行う推進機である。すでに実用化され幅広く用いられているが、消費電力が大きく、また他の電気推進機に比べて比推力は低い。

PPT は円筒状の固体推進剤内で放電を起こして噴射するため、配管部品・バルブ等が不要であり小型化が容易である。またパルス作動を行うため精密位置制御に適しており、姿勢制御用としても用いられたことがあるが、その推進効率は化学推進機よりも低い。本推進機はプロイテレス衛星に搭載されており、軌道上で作動試験、耐久試験を行う予定であった。

電磁加速型は、放電によってプラズマ化した推進剤を電磁力(ローレンツ力)で加速・排気する推進機であり、電磁プラズマ加速推進機(Magneto-Plasma-Dynamic, 以下 MPD とする)と呼ばれる。MPD はアークジェットスラスタと似た構造をしているが、ローレンツ力を主加速力とするため放電時に大電流を必要とする。そのため、電力供給能力が低い超小型人工衛星に搭載することは現状不可能である。

静電加速型は、プラズマ化した推進剤のイオンを静電加速的に加速・噴射する推進機で、比較的電力で高比推力・高効率を実現できる。静電加速型の代表的な推進機として、イオンスラスタ(Ion Thruster)とホールスラスタがある。イオン推進機は比推力・推進効率ともに非常に高く、小惑星探査機「はやぶさ」の主推進系として搭載されるなど惑星空間での深宇宙探査に最適である。推力密度が他の電気推進機と比べて極めて小さく、他の推進機と同等の推力を得るためには推進機本体を大型化しなければならない。

先述のプロキオン衛星には小型のイオン推進機に搭載されており、深宇宙での作動試験を控えている。一方、ホールスラスタはイオン推進機に劣るものの比推力と推進効率は十分に高い。また、生成されるプラズマ密度が1桁程度大きいため推力密度が大きく、PPT やイオン推進機の推力が μN オーダーであるのに対し、ホールスラスタの推力は mN オーダーの推力を見込むことができる。

表1 各推進機の推進性能

	電熱加速型		電磁加速型	静電加速型	
	Arcjet	PPT	MPD	Ion	Hall
Power, W	300-2000	1-200	200- 4×10^5	200-4000	300-6000
Isp, sec	500-600	1000	2000-5000	2800	1600
Thrust efficiency, %	35	7	30	65	50

1-3 ホールスラスタの分類

ホールスラスタは、径方向磁場を印加した円環状の放電室を有しており、その放電室内でプラズマの生成・加速を行う推進機である。磁場を作り出す電磁コイルが放電室内側と外側に内蔵され、純鉄などの強磁性体で作られた磁気回路を通して放電室内の径方向磁場を形成している。

また、放電室と陽極（アノード）のレイアウトの違いから Stationary Plasma Thruster (SPT)⁷、Thruster with Anode Layer (TAL)⁸ の2種に分類される。図1-1にSPT型およびTAL型の概略図を示す。

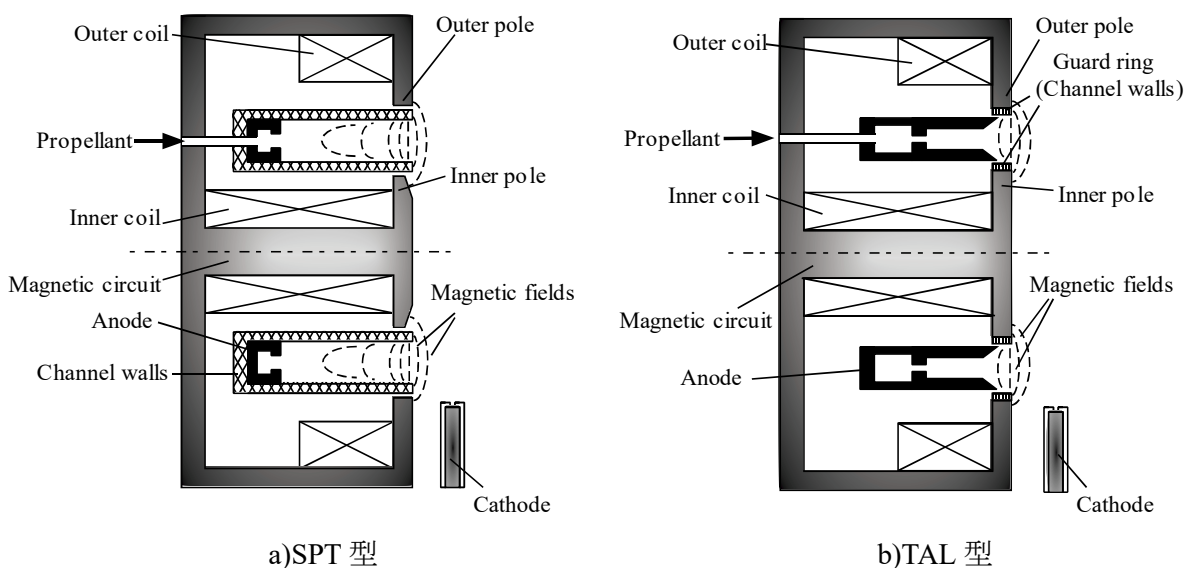


図1-1 ホールスラスタの概略図

SPT 型は、セラミックス製放電室の最上流部にアノードを配置する構造であり、ホールスラスタの最も基本的な構造を有している。作動時の安定作動領域が比較的広いため、1970 年代に旧ソ連によって実用化され現在までに 100 機近い人工衛星に搭載されている。しかしながら長時間作動により放電室出口付近が噴射するプラズマにより損耗し、比推力が低下するなどの欠点がある⁹。

TAL 型は SPT 型に見られるセラミック製の放電室が無く、放電に対して耐性があるステンレスなどの金属で作られた短い放電室と、ホローアノードと呼ばれる導電性材料で作られた陽極をもつ。印加磁場や電圧に対する安定作動領域が狭いため、実用化が遅れているが放電室の損耗がほぼ無く、推進機の長寿命化が期待できる。

図 1-2 に世界各国の研究機関がこれまでに開発してきたホールスラスタの消費電力—推進効率の関係を示す。図 1-2(a) に示すグラフは、消費電力 1kW 未満が作動領域である BHT-200X2B¹⁰, X-40¹¹, SPT-25¹², SPT-30¹³, SPT-50⁹, KM-32¹⁰, KM-20M¹⁴, プリンストン大学が作成した SPT¹⁵, THT-3A-BN¹⁶, D-38¹⁷, T-27¹⁶, マサチューセッツ工科大学 (MIT) の TAL 型ホールスラスタ¹⁸の消費電力—推進効率特性である。図 1-2(b) のグラフは、消費電力 1kW 以上を作動域とする BHT-8000¹⁹, SPT-200²⁰, NASA-173M²¹, T-220²², SPT-140(DM2)²³, P5²⁴の消費電力—推進効率特性を表している。

大電力作動において推進効率 50-65%を示すなど高い推進性能を示しているが、消費電力 5kW 以上の大電力型ホールスラスタは現在のところ、BHT-8000 と SPT-200, T-220 の 3 機しか達成できていない。また消費電力 1kW 未満を作動域とするホールスラスタは、45-65%と高い推進効率を得ているが、消費電力 200W 以下の低電力域では推進効率が急激に低下する傾向があることがわかる。MIT では消費電力 100W 未満を作動域としたホールスラスタの開発を行ったが、その推進効率は 6%程度にとどまった。

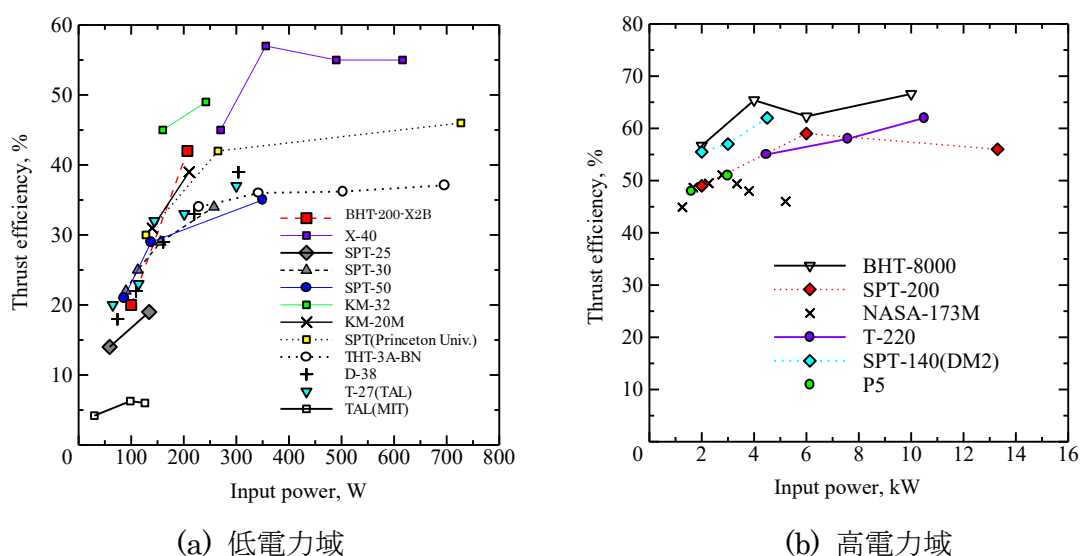


図 1-2 ホールスラスタの推進性能

以上のように、100W 未満の低電力型ホールスラスタの推進性能の改善が進んでおらず、また 5kW 以上の大電力型ホールスラスタの作動例は少なく、問題点の洗い出しが十分行われていないのが現状である。

1-4 ホールスラスタの小型・低電力化による問題点とその解決法

小型化に伴う推進性能の悪化は、推進機の小型化とともに内コイルの磁芯を細くせざるを得ないため、プラズマ生成の際に発せられる熱によって磁芯が過熱して透磁率が下がり、印加される径方向磁場が弱くなりプラズマの生成が十分に行われず、推進性能が大きく低下することが過去の研究から明らかになっている¹⁸。

この問題を解決するため、プリンストン大学プラズマ物理研究所の Raitses 氏らの研究チームは中心部のコイルを取り除いた円径断面の放電室を有するシリンドリカル型ホールスラスタ(Cylindrical Hall Thruster)を開発した²⁵。

図 1-3 にシリンドリカル型ホールスラスタの概略図を示す。シリンドリカル型ホールスラスタは SPT 型と同じくセラミック製の放電室を持つが、これまでのホールスラスタとは異なり、コイル等の磁気回路はアノード後方部に位置している。そのためスペースに余裕があるため磁芯を細くする必要がなく、発熱が懸念される放電室内にコイルがないため、作動時の熱による磁気飽和が起こりにくい特徴を持つ^{26,27}。このことから同一口径のホールスラスタと比較して放電室容積に対する放電室表面積が小さく、放電エネルギーのロスが少なくなるため小型化に有利であるといえる。

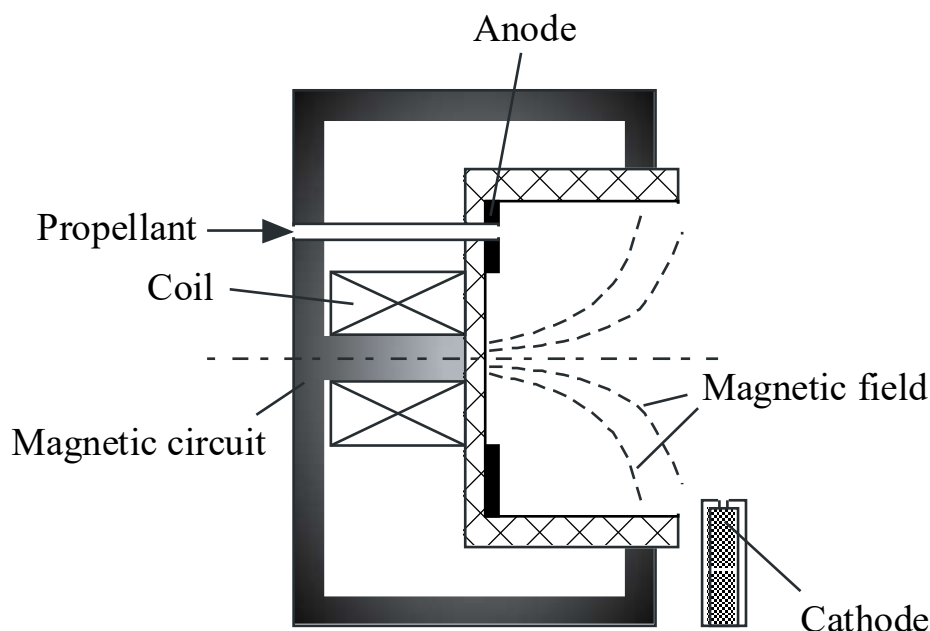


図 1-3 シリンドリカル型ホールスラスタの概念図

1-5 本研究の目的

(1) 50kg 級の超小型月探査機への搭載を想定した低電力ホールスラストの研究開発

2010 年より大阪工業大学・宇宙推進工学研究室では 50kg 級の超小型月探査機への搭載を想定し、消費電力 100W 付近の低電力領域において 30~40%程度の高い推進効率を得ることを目標とした、小型・低電力なシリンダリカル型ホールスラストの開発を行っている²⁸。しかしながらシリンダリカル型ホールスラストの設計指針は現時点において定まっておらず、それぞれの研究機関が独自に磁場設計や放電室設計を行っているのが現状である。そのため、放電室内の磁場分布・形状の違いが作動特性におよぼす影響や、低電力域での適切な作動条件の確立を解明することは急務である。

本研究の目的はこれらを明らかにし、50kg 級の超小型人工衛星への搭載が可能な消費電力 100W クラスの小型・低電力なホールスラストを開発することである²⁹。

(2) 大電力型ホールスラストの開発

現在世界各国の研究機関で、構造が比較的簡単かつ低コストで高い推進性能を見込むことが出来る次世代の推進機として大電力型ホールスラストに注目が集められている。日本においても現在 6 大学と JAXA との共同開発による 5kW クラスの大電力ホールスラストの開発プロジェクト RAIJIN が進められている³⁰。

本研究では大電力作動時に起こりうる問題点を抽出するため、大阪工業大学・宇宙推進工学研究室が所有する既存の SPT 型ホールスラスト THT-VI と TAL 型ホールスラスト TALT-2 の両スラストに対し大電力作動試験を行い、作動時の推進性能と問題点を明らかにすることを目的とする。

1-6 研究内容

本研究の内容は大きく分けて 3 種に分類することが出来る。以下にそれぞれの研究内容について示す。

(1) 超小型人工衛星用シリンダリカル型ホールスラストの開発

a) 基礎作動実験

これまでに開発されてきたシリンダリカル型ホールスラスト”TCHT-3B”を元に、後述の設計相似則に基づき小型化した”TCHT-4”を試作し、推進剤流量別にその基礎作動実験を行い、安定作動域や推進性能を測定した。

また磁場形成に永久磁石を用いており、永久磁石のみでの作動が可能であるが、内蔵のコイルを用いて磁束を強化し、磁場形状や磁束密度の変化がどの程度推進性能に影響を及ぼすかを調べた。

b) 放電室長と磁極位置の最適化による低電力化

TCHT-4 での基礎作動試験の結果に加え、さらに放電室長と中心磁極の位置の最適位置を判定するために可動機構を追加した”TCHT-5”推進機を新たに試作し、よ

り高効率な作動条件を調べるべく最適な放電室長と磁極間距離を最適値の特定を試みた。

(2)ホールスラストの大電力作動試験

本研究では大電力ホールスラスト作動時における問題点を見出すため、既存の放電電圧 150-400V までを想定した SPT 型ホールスラスト THT-VI と TAL 型ホールスラスト TALT-2 に対し、最大で 1kV まで印加した大電力作動試験を行い、その推進性能の測定と大電力作動時に現れる問題点を明らかにし、問題解決のための方策を検討した。

1-7 第 1 部の構成

第 1 章では研究テーマである低電力型・大電力型の各種ホールスラスト開発の概要であり、現在の超小型人工衛星の動向と問題点を述べ、推進システムの必要性と搭載における問題点、電気推進機の種類、ホールスラストの有用性と課題点、本研究の意義と目的と論文構成を説明している。

第 2 章ではホールスラストの放電室内で発生させたプラズマ中の電子・イオンの挙動やその加速法などの物理現象について説明し、推進性能の定義を示している。

第 3 章ではホールスラストの開発において用いた実験装置について説明する。

第 4 章では 50kg 級の超小型人工衛星への搭載を想定した、消費電力 100W 程度、比推力 1300-1900s、推進効率 30%を目標とする低電力ホールスラスト「TCHT-4」の開発について述べ、作動試験の結果と改善点について述べる。

第 5 章では TCHT-4 でみられた不具合の改善と、放電室の最適化のために可動部を設けた TCHT-5 を新たに開発し、その作動条件を変えながら最良条件を探す作動試験について述べる。

第 6 章では、近年注目が集まる大電力ホールスラストの新規開発のため、既存のホールスラスト 2 種に対し大電力作動試験を行い、得られた推進性能と問題点について述べる。

上記のホールスラストの研究についての結論は、「本研究の結論」にまとめる。

第2章 ホールスラスタの物理現象と性能評価

SPT 型や TAL 型, シリンドリカル型といった各種ホールスラスタのプラズマ生成・加速の過程や放電室内の基本的な物理現象は, ほぼ共通している. しかしながらシリンドリカル型ホールスラスタの磁場形状には軸方向成分が含まれておりノズル状の磁場を形成するため, 生成された陽イオンの挙動が SPT 型や TAL 型とは異なることが予想される. 本章ではこれらの過程における物理現象の説明と, 推進性能を示す重要なパラメータである比推力・推進効率について述べる.

2-1 ホールスラスタの原理

ホールスラスタは図 2-1 に示すように円環状の放電室を持ち, 放電室内は径方向に印加した磁場 B と軸方向の電場 E が直交するように設計された静電加速型の推進機である. 放電室外にあるホローカソードと呼ばれる陰極から放出された電子は電位差により放電室上流部に位置するアノードに引き寄せられて放電室内に入り込む. このとき電子は径方向に印加された磁場 B に対してサイクロトロン運動を起こして捕捉され, また磁場に直交するアノードの電場 E により, 電子はドリフト運動をするため, 電子は周方向に回り続けることになる. このドリフト運動は $E \times B$ ドリフト運動といい, 周方向に移動する電子流をホール電流, またこの現象をホール効果という.

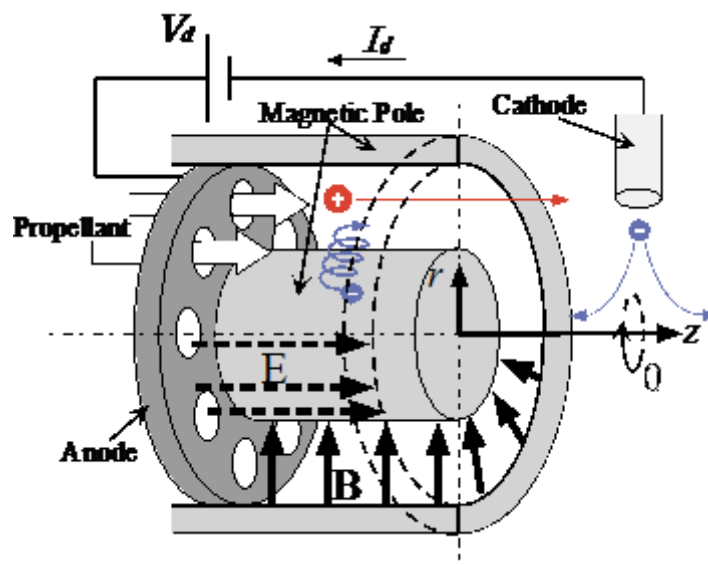


図 2-1 ホールスラスタの内部構造と加速機構

この状態下でアノード方向から推進剤を流入させると, 推進剤とホール効果により放電室内に閉じ込められた電子が電離衝突を起こしてプラズマを生成し, 静電力によって加速・噴射をさせるが, 一般にプラズマに対し電場を印加した場合, 静電力によりイオ

ンと電子のそれぞれに同じ運動量が与えられて逆方向に加速され、作用反作用の法則により推力は理論上発生しない。

このときの電場によるイオン・電子の運動の自由度を表す指標である移動度は式(2-1)のように定義される。

$$\mu = e/m\tilde{\nu} \quad (2-1)$$

ここで e は電荷素量、 m は粒子の質量、 $\tilde{\nu}$ は衝突周波数である。

電気推進機の推進剤として用いられるキセノンのイオンは電子の約 24 万倍の質量を持つためイオンの移動度は小さく、逆に電子の移動度が大きくなるため電場は主として電子の加速に寄与するが式(2-1)よりわかる。

しかしながらホールスラスタのように、アノードの電場に対して直交する方向に磁場が印加されている場合、磁場を横切る軸方向の電子は磁場に捕捉され移動度が極めて小さくなる。式(2-2)に磁場の影響を考慮に入れた場合の移動度を示す。

$$\mu_{\perp} = \frac{\mu}{1+(\omega_c/\tilde{\nu})^2} \quad (2-2)$$

ω_c は粒子のサイクロトロン周波数である。また、電子のサイクロトロン周波数は磁束密度を 200 (mT) とすると $\omega_c \approx 6 \times 10^8$ (rad/s) であるから、電子と中性粒子の衝突周波数は $\tilde{\nu} \approx 2 \times 10^6$ (Hz) となる。

$(\omega_c/\tilde{\nu})$ はホールパラメータと呼ばれており、ホールスラスタの場合その値は 200-300 程度であると過去の研究より判明している³¹。

従って径方向磁場が印加されている環境下の電子の移動度は、磁場がない場合の 200 分の 1 以下になり、アノード方向への電子の加速が行われにくい。逆に質量がはるかに大きいイオンの場合、径方向磁場による影響をほとんど受けずに加速噴射が行われるため、作用と反作用の均衡が崩れて推力を得ることが出来るようになる。

電子は衝突が起こらない限り軸方向には移動せず、周方向の $E \times B$ ドリフトを続けるが、推進剤ガスが供給されると中性粒子と弾性衝突などによる拡散過程を経て軸方向に移動しアノードに到達する。ホールスラスタと呼ばれるすべての推進機は以上のような物理現象を利用して推力を生み出している。

初期のホールスラスタでは、ドリフト電子による電離作用が考慮されておらず、電場と磁場を印加した領域に、あらかじめアークジェットスラスタなどで生成したプラズマを放電室内に供給することによって加速させていた。この種のホールスラスタでは電離

領域と加速領域は明確に分かれていたが、1970年代に旧ソ連が放電室内に流入した電子にドリフト運動を起こさせて推進剤を電離させる SPT 型を開発して以来、電離領域と加速領域の明確な区別は無くなっている。本論文では物理現象を説明するにあたり、それぞれの領域について「電離領域」、「加速領域」、「電離・加速領域」という言葉を用いる。

2-2 ホールスラスタの電子温度と加速領域長の関係

この節ではホールスラスタの電子温度と加速領域長の関係性について、ロシアの Zharinov 氏の数値解析によって判明した事象について述べる³²。

図 2-2 に示すように、 x , y , z 軸で構成される空間において、 $+y$ 軸方向に磁場を、 $-z$ 軸の方向に電場を印加 (z が増加するにつれ電位は増加する) し、電子を $-x$ 方向に運動させた場合のプラズマについて考える。

1次元の連続の式、オームの法則、Poisson の式はそれぞれ以下のように表せる。

$$\frac{d(n_e v_e)}{dz} = \frac{d\Gamma_e}{dz} = v_i n_e \quad (2-3)$$

$$\Gamma_e = \mu_{\perp} \left\{ n_e \frac{d\phi}{dz} - \frac{d}{dz} (n_e T_e) \right\} \quad (2-4)$$

$$\frac{d^2\phi}{dz^2} = 4\pi e(n_e - n_i) \quad (2-5)$$

$$T_e = \beta\phi \quad (2-6)$$

ここで $\Gamma_e (= n_e v_e)$ は電子の流束、 v_i は電離衝突周波数、 n_e は電子数密度、 μ_{\perp} は電子の x 方向への移動度、 ϕ は空間電位、 β は定数 ($0 \leq \beta \leq 1$)、 T_e は電子温度、 n_i はイオン数密度を示す。電子は電位差によりエネルギーを得るため、プラズマ電位に比例して速度を得ると仮定する。よってイオン速度を v_i 、放電電圧を ϕ_0 とすると

$$v_i \approx \sqrt{\frac{2e}{M}(\phi_0 - \phi)} \quad (2-7)$$

と表すことができる。 e は電気素量、 M はイオン質量を示す。次にイオン流束を Γ_+ とするとイオン数密度は

$$n_i = \frac{\Gamma_+}{v_i} = \frac{\Gamma_+}{\sqrt{\frac{2e}{M}(\phi_0 - \phi)}} \quad (2-8)$$

と表現出来る.

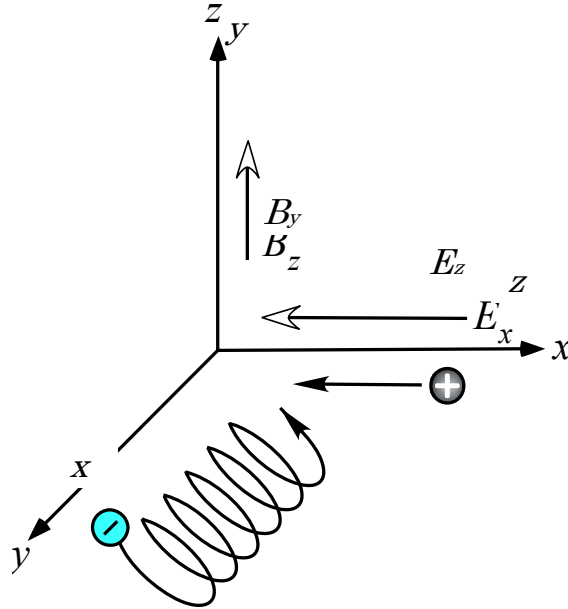


図 2-2 解析モデル

以上のことから, Poisson の式は次のよう表わせる.

$$\frac{d^2\phi}{dx^2} = 4\pi en_e - \left(\Gamma_+ / \sqrt{\frac{2e}{M}(\phi_0 - \phi)} \right) \quad (2-9)$$

基礎方程式を無次元化するため, 各無次元量を次のように表す.

$$\bar{\phi} = \frac{\phi}{\phi_0}, \quad \xi = \frac{x}{l}, \quad \bar{n}_e = \frac{n_e}{n^*}, \quad \bar{\Gamma} = \frac{\Gamma_e}{\Gamma^*}$$

ここで

$$l = \sqrt{\frac{e\phi_0}{v_i\tau m\omega^2}}, \quad n^* = \frac{\Gamma_+}{\sqrt{2e\phi_0/M}}, \quad \Gamma^* = v_i n^* l$$

となる. m は電子の質量, ω は電子のサイクロトロン周波数, τ は平均自由時間である. 無次元化された基礎方程式は以下のようなになる. 以降無次元量のバーは省略する.

$$\frac{d\Gamma}{d\xi} = n_e \quad (2-10)$$

$$\Gamma = n_e \frac{d\phi}{d\xi} - \frac{d}{d\xi} (n_e T_e) \quad (2-11)$$

$$\alpha \frac{d^2\phi}{d\xi^2} = n_e - \frac{1}{\sqrt{1-\phi}} \quad (2-12)$$

$$T_e = \beta\phi \quad (2-13)$$

$$\alpha = \frac{v_i \pi m \omega^2}{4\pi e^2} \quad (2-14)$$

$x=0$ において電位と電位勾配は 0 であるとする、境界条件は次のようになる。

$$\phi(0) = \frac{d\phi(0)}{d\xi} = 0 \quad (2-15)$$

式(2-10),(2-12),(2-13)を用いて式(2-11)の n_e , T_e , Γ を消去すると、次式が得られる。

$$\frac{d^2}{d\xi^2} \left[2\sqrt{1-\phi} + \beta \frac{\phi}{\sqrt{1-\phi}} \right] + \frac{1}{\sqrt{1-\phi}} + \alpha \left[\phi'' - \frac{d}{d\xi} (\phi' \phi'') + \beta \frac{d^2}{d\xi^2} (\phi \cdot \phi'') \right] = 0 \quad (2-16)$$

準中性を仮定し、 $\alpha \rightarrow 0$ とすると微分方程式は次のように表わせる。

$$\frac{d^2}{d\xi^2} \left[2\sqrt{1-\phi} + \beta \frac{\phi}{\sqrt{1-\phi}} \right] + \frac{1}{\sqrt{1-\phi}} = 0 \quad (2-17)$$

また式(2-12), (2-13)を式(2-11)に代入することにより次式が得られる。

$$\frac{d\phi}{d\xi} = \frac{(1-\phi)\sqrt{1-\phi}}{(1-\beta) - (1-\beta/2)\phi} \Gamma \quad (2-18)$$

$\Gamma \neq 0$ であるから

$$\phi^* = \frac{1-\beta}{1-\beta/2} \quad (2-19)$$

となる。

プラズマ電位 ϕ^* において $d\phi/d\xi \rightarrow \infty$ となり準中性の仮定はもはや適用できなくなる。式(2-17)を数値的に解いた結果を図 2-3 に示す。

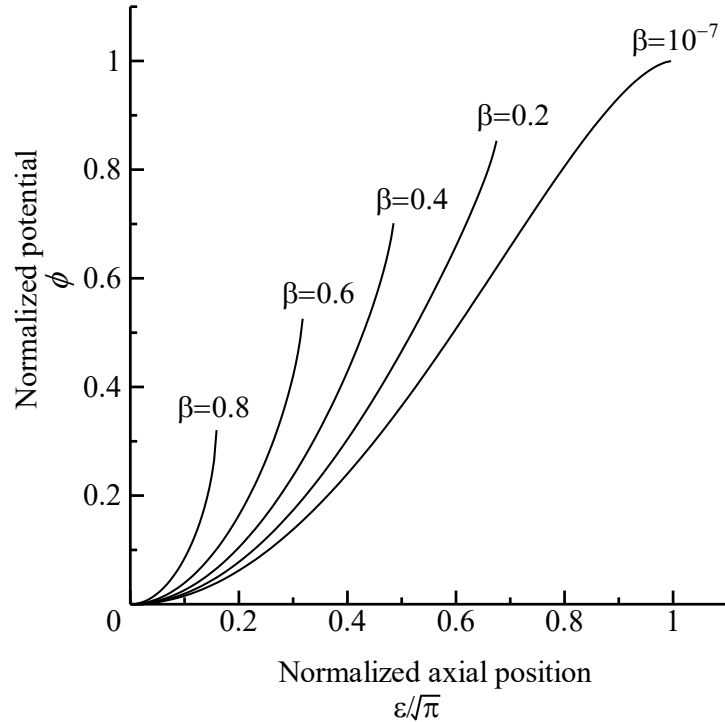


図 2-3 β によるプラズマ電位分布の変化

図 2-3 から β の増加と共に電位の勾配は急峻になり、短い距離で急激な電位上昇があることがわかる。これは SPT 型と TAL 型の違いを説明する上で重要な関係である。 β が小さい場合、電子が電場からエネルギーを受け取っても、そのエネルギーはすぐに消費されてしまい電子温度が上昇しにくい状態であることを示す。

SPT 型において電子のエネルギー消費の原因の一つとして絶縁壁の 2 次電子放出による電子の冷却作用が考えられる。この電子の冷却作用により電子温度が増加しにくい、つまり β が小さい状態であり、電位勾配が比較的緩やかで長い加速領域をもつ。

一方 TAL 型においては放電室が金属で構成されているため 2 次電子によるプラズマ冷却作用が小さく、電位の増加と共に電子温度は速やかに増加することから β が大きいと考えられる。よって TAL 型ではごく短い距離で急激に電位が変化するため、短い区間で加速を行っていることがわかる。この短い加速区間はアノードレイヤー(Anode Layer)と呼ばれる。

また推進剤の電離によっても電子はエネルギーを失うため、推進剤流量が増加すると電離衝突の頻度が増加するため β の値は小さくなると予想される。また放電室内における磁束密度が大きい場合も β の値は小さくなると考えられる。

2-3 磁気ミラー効果

2-1, 2-2 節で述べた事項はすべてのホールスラストに共通することであるが, シリンドリカル型において径方向磁場だけでなく軸方向の磁場を含んだノズル状の磁場を形成していることから, 電子の運動は従来のホールスラストの $E \times B$ ドリフトだけでなく磁気ミラー効果による電子の捕捉についても考慮に入れなければならない. 本節では磁気ミラー効果について述べる. 磁力線が図 2-4 のように + z 軸方向に行くに従い, 磁力線が発散している磁場空間が存在し電子がサイクロトロン運動による周方向の旋回しながら原点方向に向かって移動している場合を考える.

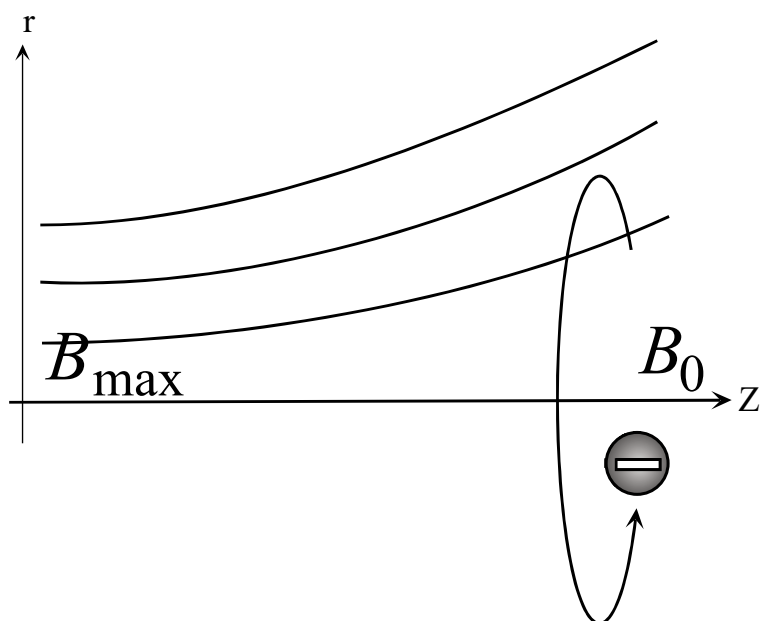


図 2-4 ミラー磁場中での粒子のドリフト

この時, 電子は +z 軸方向に力 F_z を受ける. その力の大きさは

$$F_z = -\mu_B \frac{\partial B_z}{\partial z} \quad (2-20)$$

となる. μ_B は磁気モーメントと呼ばれ次のように定義される.

$$\mu_B \equiv \frac{1}{2} m v_{\perp}^2 / B \quad (2-21)$$

粒子に対してエネルギーを与える要因 (例えば磁場が時間的に変化する等) がなければこの磁気モーメント μ は不変である. ノズル状磁場の場合 $\partial B_z / \partial z < 0$ であるため電

子は+z 軸方向の力を受ける．その結果電子は磁場の収束する箇所につれ減速し，やがて+z 軸方向に反射される．この効果は磁気ミラー効果と呼ばれ，この効果を利用してプラズマの閉じ込め等の用途で用いられている．

磁気ミラー効果の強弱を示す時，ミラー比と呼ばれる指標が用いられる．電子の初期位置での磁束密度 B_0 ，磁場の収束領域の磁束密度を B_{max} とするとミラー比は次のように表すことが出来る．

$$R_m \equiv \frac{B_{max}}{B_0} = \frac{1}{\sin^2 \theta_m} \quad (2-22)$$

ここで θ_m はミラー反射を受ける粒子の最小のピッチ角を表す．図 2-5 のようにピッチ角 θ_m は周方向速度成分 v_θ と軸方向速度成分 v_z がなす角で定義される．磁場の収束領域に近づくに従って軸方向成分 v_θ と共にピッチ角 θ_m が小さくなる．またミラー比の増大と共に θ_m は小さくなる．つまりミラー比が大きい場合，反射を受けないためにはより速い v_z が必要となる．このことからミラー比が大きいほど磁気ミラー効果は顕著に現れるということがわかる．

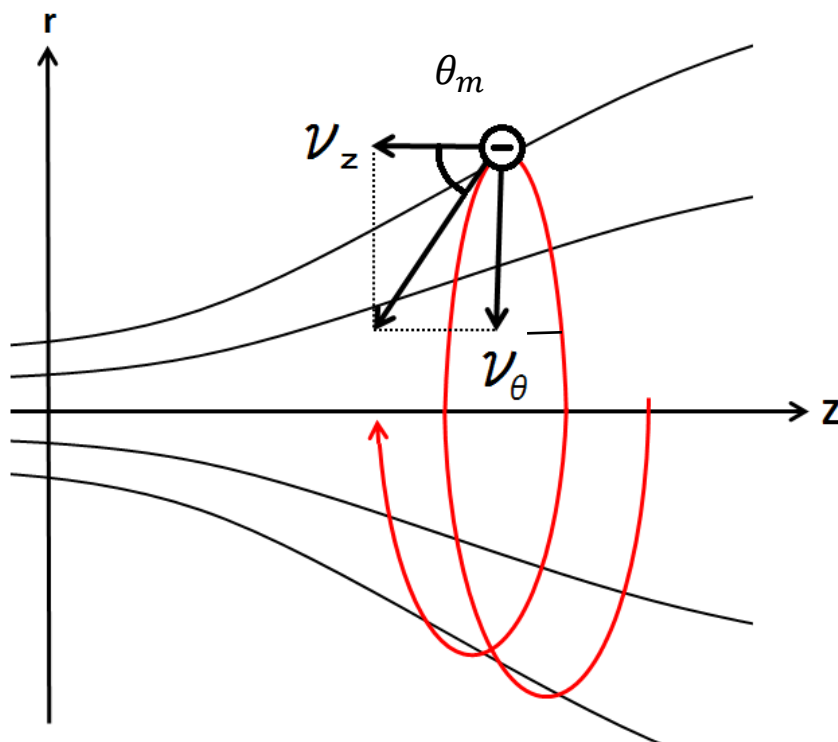


図 2-5 ピッチ角の定義

2-4 磁場と電場の関係

生成されたイオンはアノードの電場によって加速されるが，放電室内の電場は磁場

に非常に大きく依存している．本節では磁場と電場の関係について述べる．

定常状態の電子の運動方程式は以下のように表すことができる．

$$0 = \frac{\nabla p_e}{en_e} + \mathbf{E} + \mathbf{v}_e \times \mathbf{B} \quad (2-23)$$

n_e はプラズマ密度， p_e は電子の圧力， \mathbf{v}_e は電子の速度， \mathbf{E} は電場， \mathbf{B} は磁場強度を示す磁力線方向 l の成分について考えると，右辺の第 3 項は 0 になり，式 (2-32) は次のようになる．

$$-\frac{\partial \Phi}{\partial l} = \frac{1}{en_e} \frac{\partial p_e}{\partial l} \quad (2-24)$$

ここで Φ はプラズマ電位である．磁場に沿って電子温度 T_e が一定であるとすれば， $p_e = n_e k T_e$ を上式に代入し，積分することにより，

$$\Phi + \frac{kT_e}{e} \ln \frac{n_e}{n_{e0}} = \Phi_T \quad (2-25)$$

と表わすことが出来る． n_{e0} は磁力線上の参照点における電子数密度である．

積分定数 Φ_T はサーマルポテンシャルと呼ばれ，磁力線に沿って保存される．磁力線に沿う密度変化が小さいと仮定すれば，

$$\Phi \approx \Phi_T = \text{const.} \quad (2-26)$$

となる．

これは磁力線と等電位線がほぼ一致するというを示しているが，電離衝突による影響，放電室壁付近に存在しているとされる密度勾配などの影響によって磁力線と等電位線が完全には一致しない可能性はあるが，一つの目安として考えることができる．よって電場は磁力線に直交して生じると考えられる．

シリンドリカル型ホールスラスタはノズル状の磁場形状を形成しているため，半径方向にもイオンは加速されると予想される．この半径方向への加速は推力の損失を招くが，放電室中心付近に収束するため，放電室壁面とイオンの衝突が抑制され，壁面の侵食や加熱を抑えられる利点もある．

2-5 放電室壁近傍における電気伝導性

ホールスラストでは過去の研究により、放電室壁によって磁場を横切る方向の電子の移動が促進されることが明らかになっている。電子の磁場を横切る方向への移動度は式(2-2)で表され、粒子等との衝突によって移動度は増加する。電子と壁面の衝突においても同様の作用が起こり、これは Near-Wall-Conductivity と呼ばれる。

この現象による磁場を横切る方向への電子電流 I_w は、次式のように表わせられる。

$$I_w = \sigma_e \frac{\Gamma_{ew}}{\sqrt{\pi}} \frac{m_e}{B^2} E_z L \quad (2-27)$$

ここで σ_e , Γ_{ew} , m_e , B , E_z はそれぞれ二次電子放出率、放電室壁面への電子流束、磁束密度、そして電場である。 L は放電室を軸方向に垂直な断面から見た場合の放電空間の輪郭の直径である。例えば放電室半径 r の円形放電室を持つシリンドリカル型ホールスラストでは $L=2\pi r$ となる。

2-6 ホールスラストの推進剤

ホールスラストに供給される推進剤（作動ガス）は、ごく初期の頃は水銀やセシウム水素といった分子量の大きな物質や、水素や窒素などの軽量の 2 原子分子の気体が作動試験に用いられてきた。しかしながらこれらの物質はプラズマ化を行う前に気化させる必要があり、電離させる際に解離や回転・振動励起によりエネルギーを多く消費する。

表 2 にホールスラストで主に用いられている推進剤を示す。低電力で効率的にプラズマ化と加速・噴射を行う場合、電離電圧が出来るだけ低く分子量が大きい物質が最適である。特にキセノンはこの最適条件を満たしており、ホールスラストやイオン推進機の最適な推進剤として多く用いられている。

表 2 各作動ガスの電離電圧と分子量³³

作動ガス	電離電圧(eV)	分子量
水銀	10.4	200.6
セシウム	3.9	132.9
水素	13.6	2.0
窒素	15.5	28.0
ヘリウム	24.5	4.0
ネオン	21.5	20.2
アルゴン	15.7	39.9
クリプトン	13.9	83.7
キセノン	12.1	131.3

2-7 推進性能の評価

推進性能は推力や比推力そして各種効率によって評価される³⁴。ここでは推進性能の評価方法について説明する。

2-7-1 比推力

理論上の推力 F_{th} は以下のように表される。

$$F_{th} = \dot{m}v_i \quad (2-28)$$

理論上の比推力 $I_{sp,th}$ は

$$I_{sp,th} = \frac{F_{th}}{\dot{m}g} = \frac{v_i}{g} \quad (2-29)$$

と定義される。 \dot{m} は推進剤流量、 v_i はイオンの噴出速度、 g は標準重力加速度である。

式(2-29)の推力 F_{th} を一定とした場合、比推力が大きくなるにつれ必要とされる流量は少なくなる、つまり使用する推進剤を節約することができることがわかる。

推進剤が完全電離し、生じたイオンすべてが放電電圧によって加速され運動エネルギーをもち（放電電圧 200V の場合 200eV のエネルギーを得るなど）、イオンは軸方向速度成分のみをもつと仮定した時、イオンの噴出速度 v_i は次のように表すことができる。

$$v_i = \sqrt{\frac{2eV_d}{M}} \quad (2-30)$$

ここで e は電荷素量、 M はイオンの質量、 V_d は放電電圧を示す。式(2-30)より、スタの推力と比推力は次のように見積もられる。

$$F_{th} = \dot{m} \sqrt{\frac{2eV_d}{M}} \quad (2-31)$$

$$I_{sp,th} = \frac{1}{g} \sqrt{\frac{2eV_d}{M}} \quad (2-32)$$

式(2-31)、(2-32)より、推進剤をキセノン Xe ($M=2.17 \times 10^{-25}$ kg)、質量流量 1.0mg/s、放電電圧 200V としたとき、 $v_i=17.2$ km/s、 $F_{th}=17.2$ mN、 $I_{sp,th}=1755$ s となる。

アークジェットスラスタなどの電熱加速型推進機では推進剤の噴出速度をここまで大きくすることは難しく、比推力 1000s 以上での作動は困難である。

一方ホールスラスタやイオン推進機等の静電加速型推進機では、比較的容易に比推力 1000s 以上の作動を行うことができる。

2-7-2 内部効率

前節で推力・比推力の見積もりの際、推進剤は完全電離であると仮定したが、通常、推進剤が完全に電離するとは限らない。

電離しなかった推進剤は、電場による加速を受けないため推力へほとんど寄与しない。ここで、推進剤がどれだけ推力の発生に利用されているかを評価するため、次式で表される推進剤利用効率 η_u を定義する。

$$\eta_u = \frac{MI_{ion}}{em} \quad (2-33)$$

I_{ion} はイオン電流を示す。放電電流はイオン電流と電子電流の和であり、推力に寄与するのは質量が大きいイオン電流であるため、イオン電流が占める割合は大きいほど高い推進性能を期待できる。この割合は加速効率と呼ばれ次式で定義される。

$$\eta_a = \frac{I_{ion}}{I_d} \quad (2-34)$$

推進剤の電離に消費されるエネルギーやイオンの放電室壁面への衝突によるエネルギー損失のため、噴射されるすべてのイオンが放電電圧によって加速され運動エネルギーを得ることはない。

噴射されるイオンが放電電圧に相当する運動エネルギーをもつ場合、その運動エネルギーは eV_d で表されるが、これに対する噴出されるイオンの平均エネルギーの割合を電圧利用効率と定義し、次式のように表わされる。

$$\eta_E = \frac{\frac{1}{2}M\bar{v}_i^2}{eV_d} \quad (2-35)$$

ここで \bar{v}_i はイオンの平均速度を表す。また、イオンは推力に寄与しない半径方向の加速も受けるため、イオンビームの収束効率 η_f を定義する。

$$\eta_f = \frac{\langle v_i \cos \varphi \rangle^2}{\bar{v}_i^2} \quad (2-36)$$

ここで ϕ はイオンビームが推進機中心軸となす角、 $\langle \rangle$ は平均を表す。

2-7-3 推進効率

推進効率は、投入された電力に対する単位時間あたりに得られた運動エネルギーの割合であり、次式のように定義される。この式はコイルや陰極への供給電力を含んでいないため、しばしば陽極効率(Anode efficiency)と呼ばれる。

$$\eta_{T,th} = \frac{\dot{m}v_i^2}{2V_d I_d} = \frac{F_{th}^2}{2\dot{m}V_d I_d} \quad (2-37)$$

すでに述べたような推力の損失が生じるため、理論上の推力 F_{th} を実際の推力 F に置きかえる。

$$\eta_T = \frac{F^2}{2\dot{m}V_d I_d} \quad (2-38)$$

比推力も同様に、

$$I_{sp} = \frac{F}{\dot{m}g} \quad (2-39)$$

と表すことができる。

各種内部効率を用いると推進効率は次式のように表すことができる。

$$\eta_T = \eta_u \eta_a \eta_E \eta_f \quad (2-40)$$

2-8 ホールスラスタの設計指針

ホールスラスタの放電室内では、電子のみを磁場に捕捉させ、イオンは静電加速させなければ推力を得ることが出来ない。よって放電室長さ L を電子のサイクロトロン半径 r_{Le} より大きく、イオンのサイクロトロン半径 r_{Li} より小さくする必要がある。

つまり、

$$r_{Le} < L < r_{Li} \quad (2-41)$$

を満足させる必要がある。

また放電室内で十分な電離を得るために、放電室長さ L は電離に関する中性粒子の平均自由行程 λ_{mi} よりも十分大きくしなければならない。

よって,

$$L \gg \lambda_{ni} = \frac{V_n}{n_e \langle \sigma_i V_e \rangle} \quad (2-42)$$

も同時に満足されなければならない. ここで V_n は中性粒子速度, n_e は電子数密度, σ_i は電離衝突断面積, V_e は電子速度, $\langle \rangle$ は電子速度分布にわたっての平均を意味する.

磁場強度, 推進剤流量などの作動パラメータは, 安定な放電が維持されるように電子ホールパラメータ Ω_e が十分大きくなるように設定しなければならない.

$$\Omega_e = \omega_e / \nu_e \gg 1 \quad (2-43)$$

第3章 実験装置

この章では、各種ホールスラスタの作動試験および推進性能の測定に用いた実験装置について述べ、始動から推進性能の測定までの操作手順についても説明する。

3-1 実験装置概略

本研究で使用した実験装置は大きく分けて「真空排気系」「推進剤供給系」「電力供給系」「推力測定系」の4種類で構成されている。図3-1に実験装置の概略図を示す。

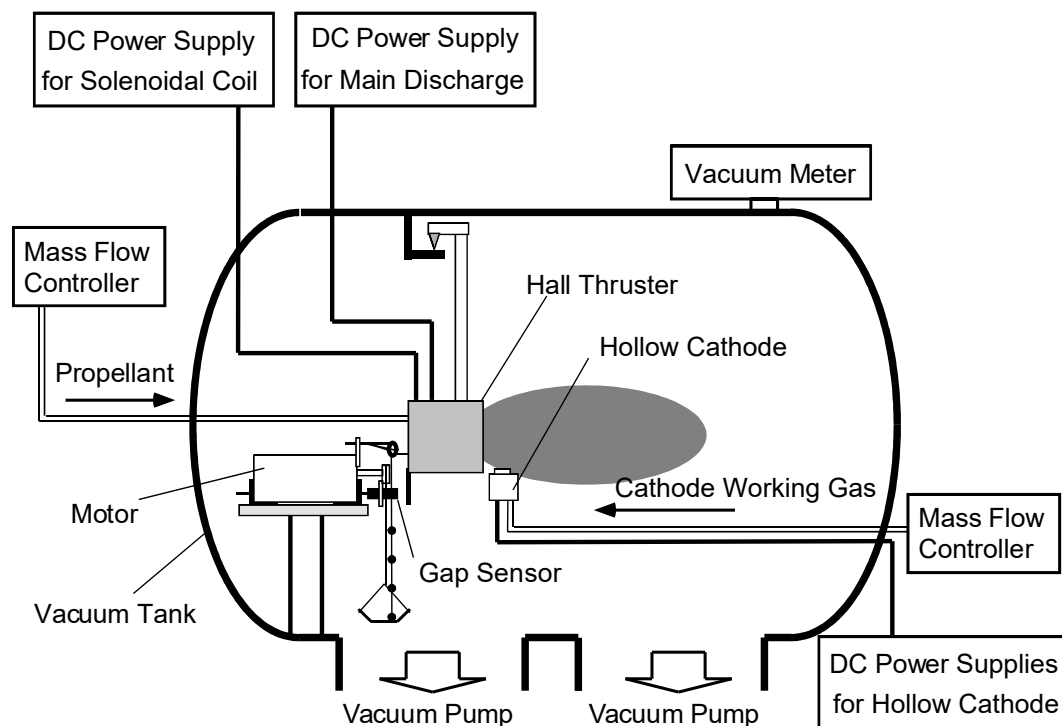


図 3-1 実験装置概略図

3-1-1 真空排気系

スラスタの試験時の環境は、常に高真空環境を維持する必要がある。本研究で使用した真真空容器の外観を図3-2に、図3-3に真空ポンプの位置関係を示す。この真空容器は大阪真空機器製作所製の直径1.2m、奥行き2.25mの円筒形の真空容器である。本実験装置には、低真空と予備排気用の油回転ポンプVD301（株式会社日本真空技術）と、高真空排気（15Pa以下）用のターボ分子ポンプTG5000（株式会社大阪真空機器製作所）がそれぞれ2台ずつ接続されている。ターボ分子ポンプは真空容器に直接接続されており、排気抵抗を小さく抑えることができる。2台のターボ分子ポンプを同時に使用した際の排気速度は10000 l/sに達し、到達圧力は 5.3×10^{-4} Paとなる。真空度の測定にはピラニ真空計と電離真空計を使用した。実験時のチャンバ内の圧力は、いずれの推進剤流量の場合においても 1.0×10^{-2} Paであった。



図 3-2 作動試験に使用した真空容器

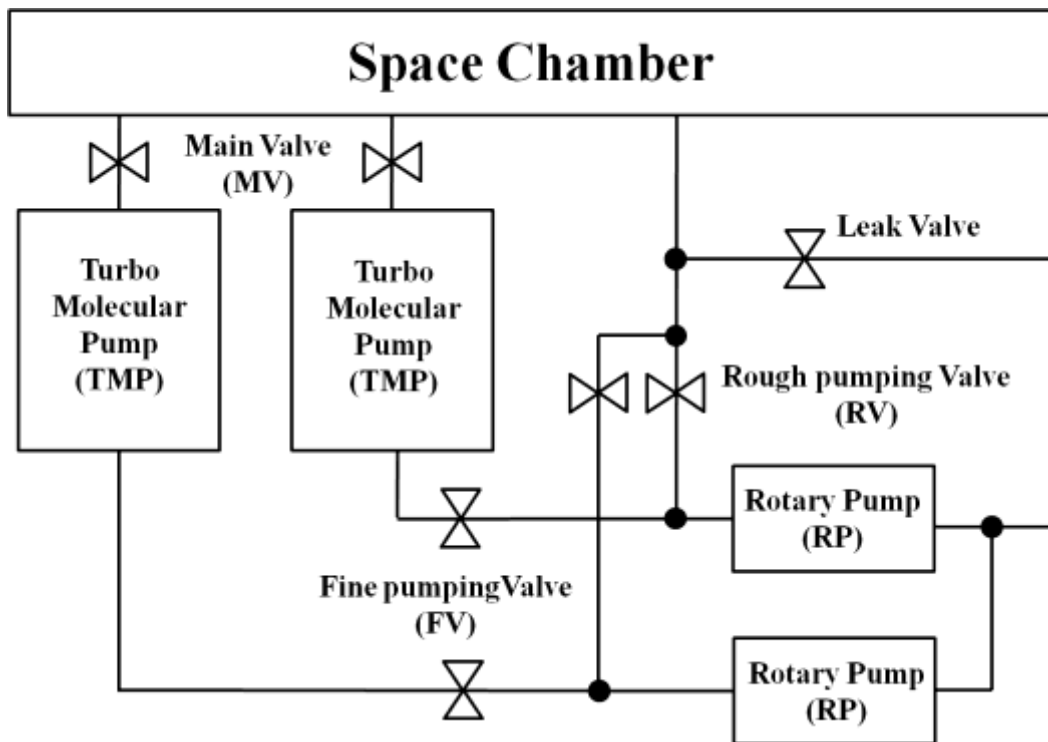


図 3-3 真空ポンプの位置関係

3-1-2 推進剤供給系

ホールスラスタは作動時に電子の供給源となるホローカソードが必要となる。ホローカソードもホールスラスタと同様に Xe を作動ガスとするため、推進剤供給系は 2 系統必要となる。スラスタとホローカソードへ作動ガスを供給するシステムの概略を図 3-4 に示す。Xe はボンベに取り付けられレギュレータで 0.2MPa の圧力で、2 系統に分岐され先にあるサーマル・マスフロー・コントローラ MODEL-3510（株式会社小島製作所）に供給される。それぞれのマスフローコントローラによって推進機側とホローカソード側の流量を制御される。制御範囲は推進剤流量が 0～70ccm（ccm：1気圧，0°Cのときに1分間に流れる流量（cc））の範囲で 0.1ccm 刻みで調節され、ホロー陰極作動ガス流量が 0～50sccm の範囲で 0.05ccm 刻みで調節される。

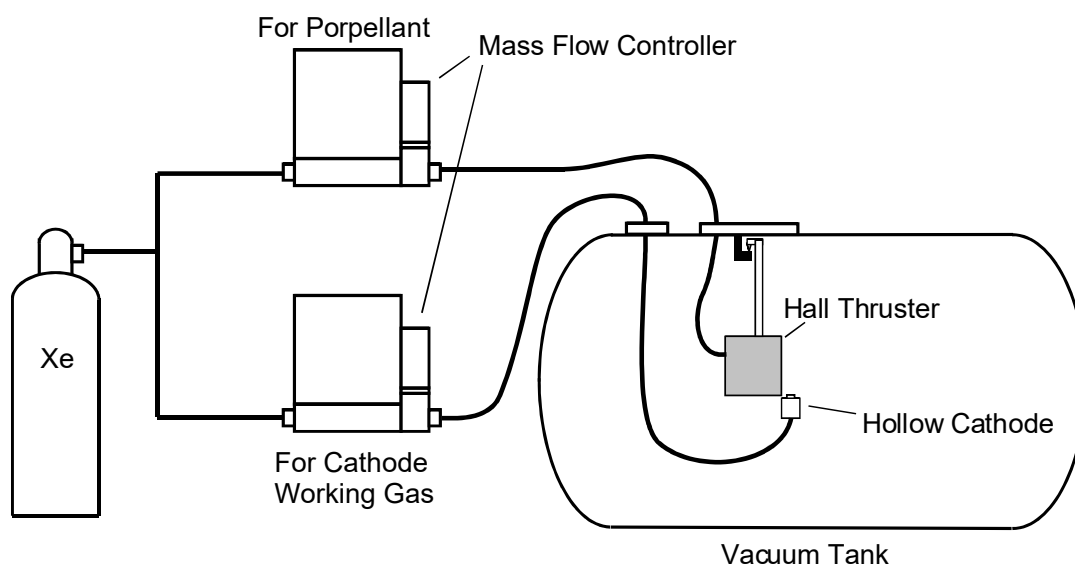


図 3-4 推進剤・ホロー陰極作動ガス供給系

3-1-3 電力供給系

電力供給系は直流電源装置のみで構成されており、ホールスラスタの主放電用として用いることはもちろん、放電室内の磁場形成にコイルを用いる場合やホローカソードの加熱、電子の引き出しに用いられる。各種用途に用いている電源装置の仕様を表 3-1 に、電源供給系の電気回路を図 3-5 に示す。主放電装置として用いる GLASSMAN 社製 LQ シリーズ高電圧電源には電圧・電流の計測回路が組み込まれており、ここから出力された信号は PC リンク型高機能レコーダ GR-3000（株式会社キーエンス）に伝送して放電電圧・放電電流を記録する。サンプリング周期は 0.5 秒である。コイル用電源として用いる安定化電源は 3 台あり、大電力ホールスラスタを作動させる際はそれぞれに中心コイル、外周コイル、トリムコイルに電力を供給する。供給電圧・電流は、装置の操作盤にあるツマミで制御が可能であるため、容

易に各コイル電流値の制御することができる。

表 3-1 各種電源の仕様

用途	型番	最大出力
主放電用電源	LQ SERIES GLASSMAN HIGH VOLTAGE INC.	1000V 10A
コイル用電源 (内)	PAN250-2.5A (株) 菊水電子工業	250V 2.5A
コイル用電源 (外)	PAN35-5A (株) 菊水電子工業	35V 5A
コイル用電源 (トリム)	PAC60-3 (株) ケンウッド	60V 3A
ホローカソード ヒーター用電源	PAN110-10 (株) 菊水電子工業	110V 10A
ホローカソード キーパー用電源	PSF-400H (株) テクシオテクノロジー	800V 3A

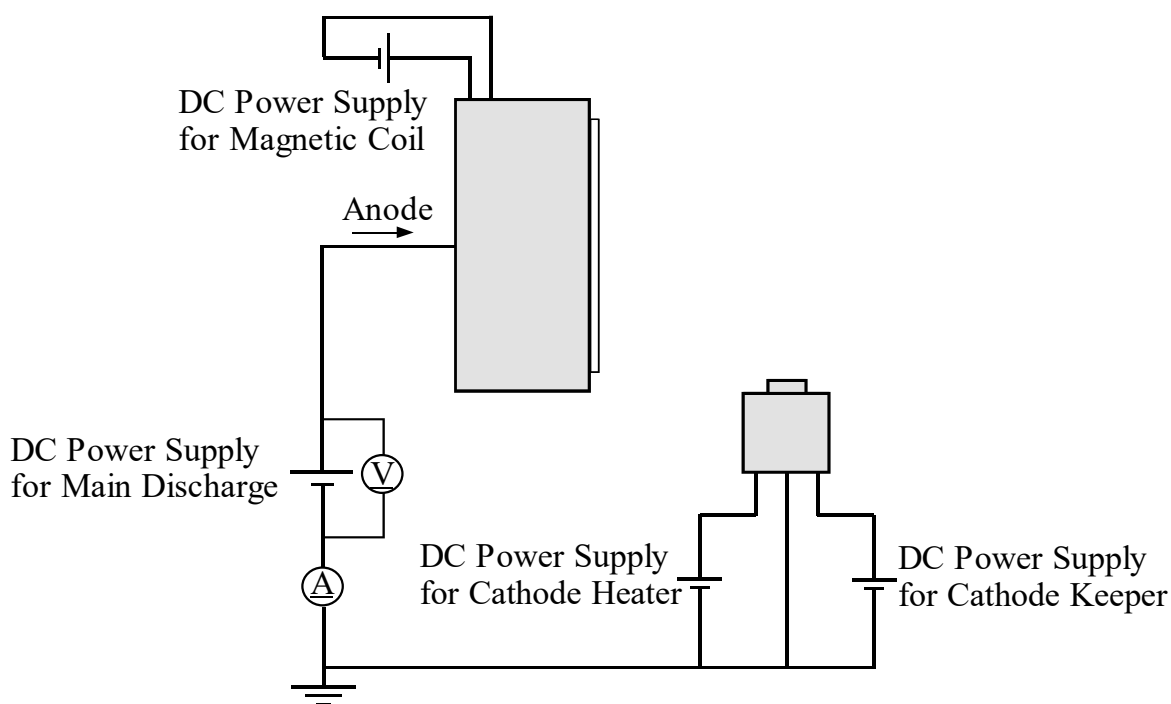


図 3-5 ホールスラスタの電気回路

3-1-4 推力測定系

式 (2-29) からわかるとおり，比推力などの各種推進性能を算出するにあたり推力の測定は極めて重要である．化学推進機やアークジェットスラスタ，MPD のように推力が大きな推進機についてはロードセル等の接触式のセンサを用いて測定することが一般的であるが，推力が mN オーダーと極めて微小な推進機では変形量も極小であるため，測定が極めて困難である．このような微小推力の測定では，スラスタスタンドと呼ばれる真空容器上部から吊るされている振り子の先端部に，対象となる推進機を取り付けて噴射を行い，その時の振り子の移動量から推力を算出する方法が取られている．

図 3-6 に推力測定装置の概略を示す．移動量の測定には渦電流方式の非接触式微小変位計（ギャップセンサ）を用いた．

渦電流式のギャップセンサは，高周波電流が流れる小型コイルが内蔵されており，推進機側に取り付けられたジュラルミン製ターゲット板表面に渦電流を発生させる．ギャップセンサとターゲット板との間の距離が変化するとコイルにかかるインピーダンス（交流電流における抵抗値に相当する）が変化し，その変位量から移動距離を算出する仕組みである．

推力を測定する前に，推進機の推力と移動量の関係式を導出する必要がある．導出には推進機に既知の水平方向の荷重を加え，その変位を測定し，既知荷重と測定された変位量との関係を一次関数式として表現する．

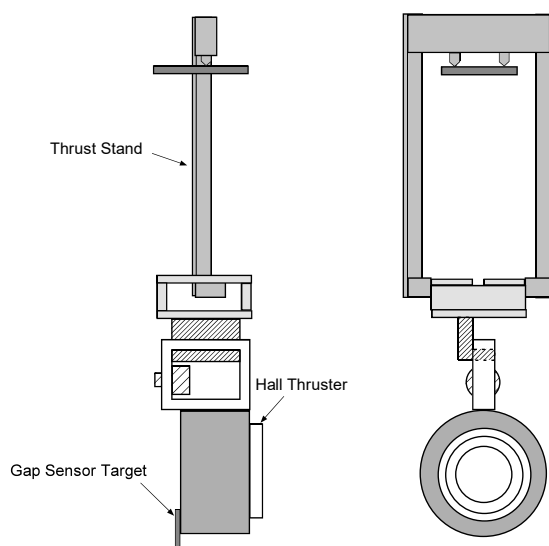
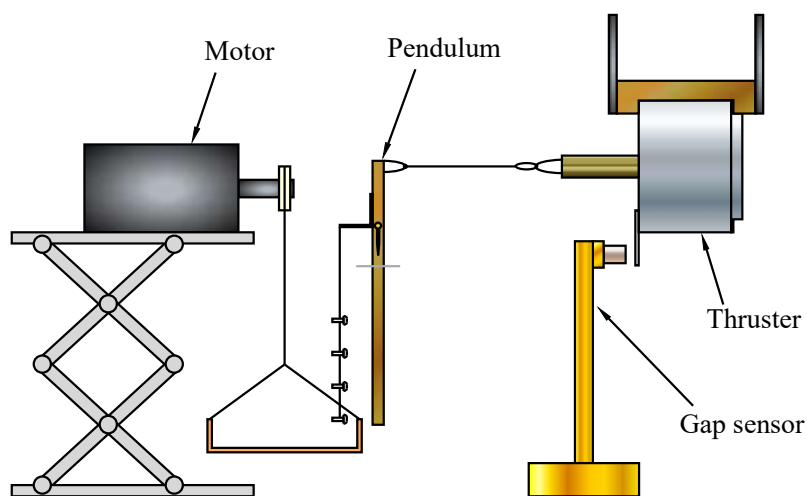


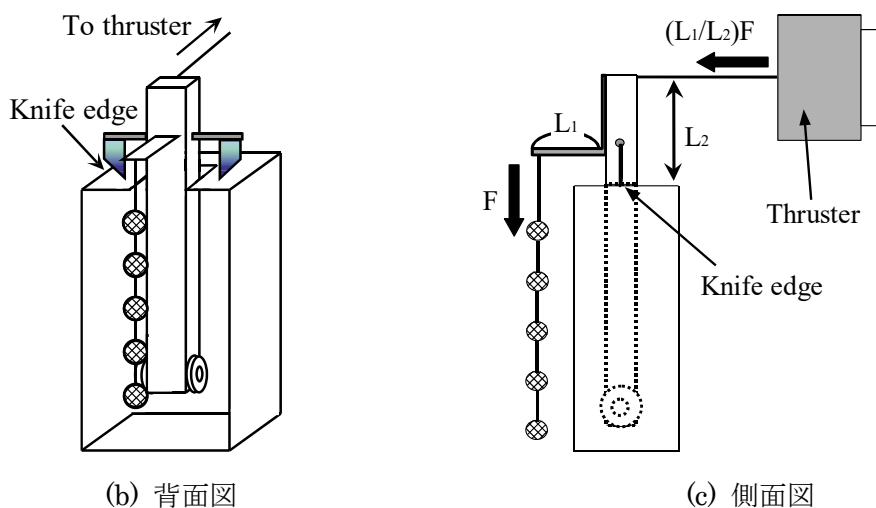
図 3-6 スラスタスタンド概略図

既知荷重を加えるため図 3-7 のような装置を用いて推進機に段階的に荷重をかけた．既知荷重となるおもりは鉛直荷重として存在するが，この振り装置を介して水平方向荷

重に変換される。摩擦による影響を最小限に抑えるため、振り装置には摩擦が大きい滑車を用いず、点接触であるナイフエッジ式のものとした。図 3-7 (c) に示されている振り装置の腕の長さ L_1 , L_2 を調節することによって、おもりの荷重 F による推進機に加わる水平方向力 $(L_1/L_2)F$ をその推力レベルに合わせて調節することができるため、位置関係を調整することによって、スラスタの大小を問わず同じ装置で推力の校正をとることが出来る。モーターによって任意の数のおもりを受け皿にのせることによって推進機にかける既知荷重を変化させることが出来る。



(a) 全体図



(b) 背面図

(c) 側面図

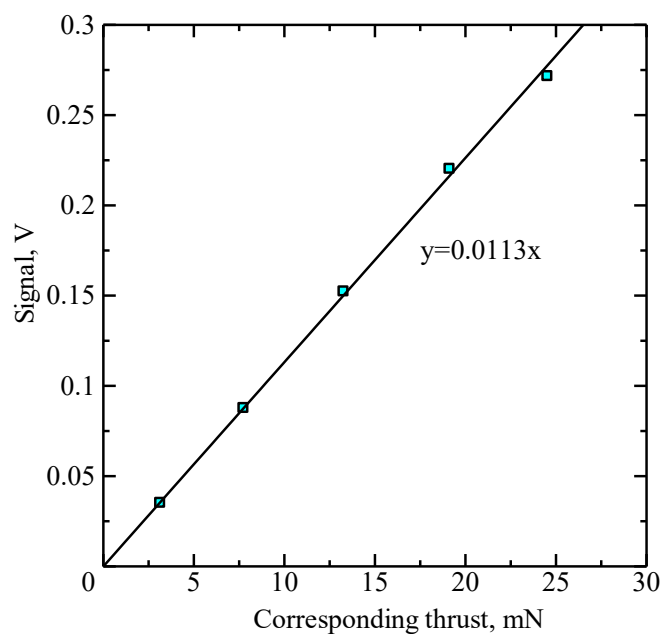
図 3-7 振り子装置

図 3-8 (a) にギャップセンサより得られた変位量と既知荷重の関係を表現するグラフを示す。グラフから推力と出力信号の大きさはほぼ比例の関係にあることがわかる。

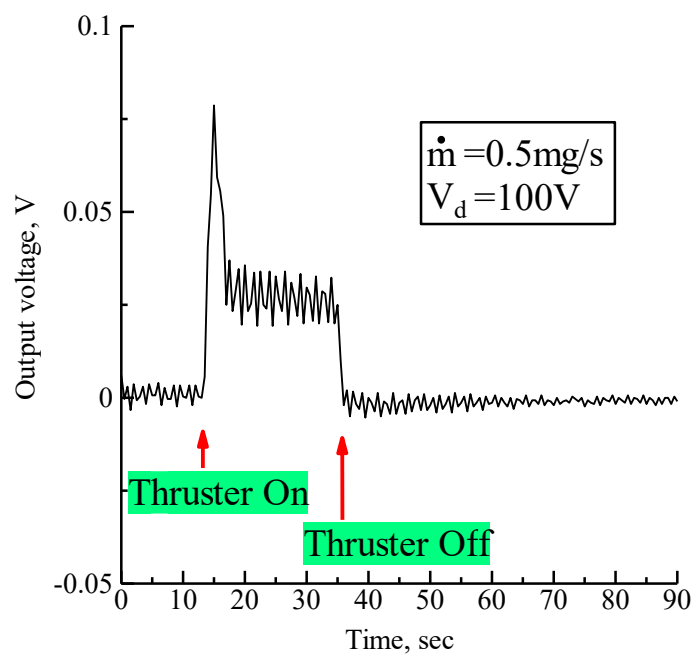
噴射時に推力を測定する際は、おもりの荷重が加わらないよう事前に受け皿を上げて

おもりを回収し、推進機に加えている荷重を 0 にする必要がある。

この操作を行った後に推進機を作動させ、図 3-8 (b)のようにギャップセンサーにより変位を測定し、事前取得した関係式を元に推力を算出して各種推進性能を評価する。



(a) 既知荷重とセンサー出力電流の関係



(b) スラスタ作動前後のセンサー出力電流の例

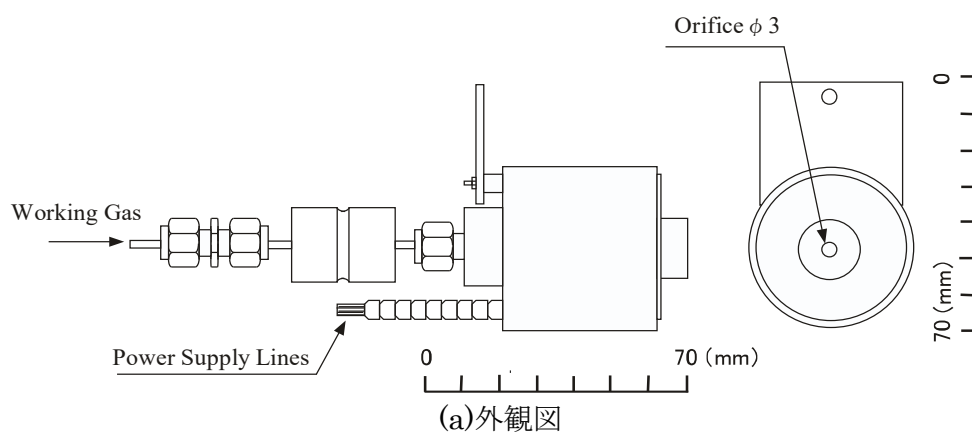
図 3-8 出力信号と推力の関係

図 3-8 (b)をみると推進機の作動・停止時にかかわらず常に小さい振動が観測されるが、真空ポンプ作動時の発生する機械的振動であると考えられる。変位計の出力値はポンプの振動等による雑音に比べて十分に大きいため、推力測定を阻害することはない。

3-2 ホローカソード

ホールスラストへの電子の供給源としてホローカソードを使用した。図 3-9 に HCN-252 の概略図と写真を、図 3-10 にホローカソードの内部構造を示す。

安定した電子放出が可能で長寿命（1000 時間以上の寿命）であることから、現在のホールスラストのカソードとして広く用いられている。本研究では Veeco-IonTech 社製のホローカソード HCN-252 を用いて作動試験を行った。ホローカソード内には、ダブルカーボネート（ $\text{BaCO}_3 \cdot \text{SrCO}_3$ ）が塗られたタンタル製の金属筒（インサター）が挿入されており、インサターを取り囲むように配置された電熱線によりインサターを加熱し、熱電子を放出させる構造になっている。



(b) 写真

図 3-9 ホローカソード HCN-252

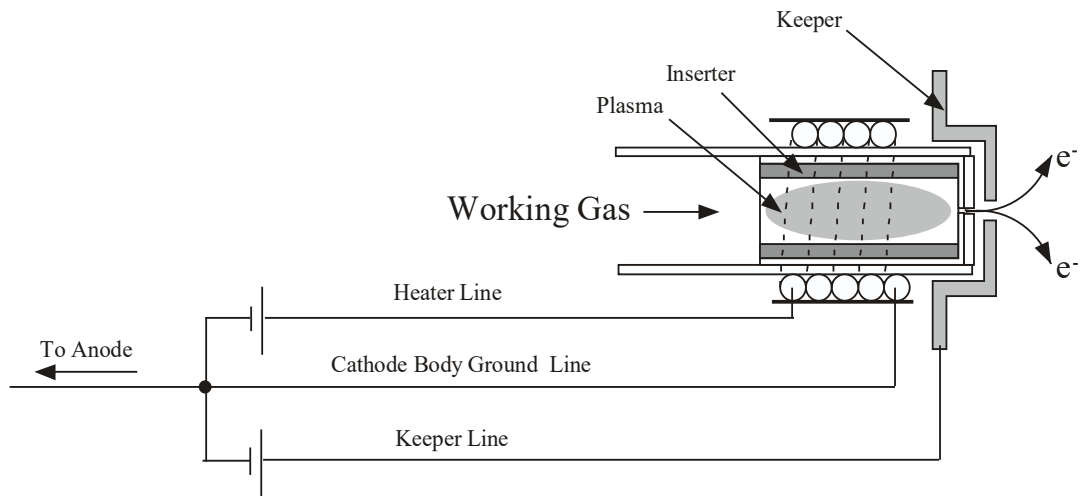


図 3-10 ホロー陰極の内部構造

このとき発生した熱電子は作動ガスと電離衝突を行ってホローカソード内にプラズマが生成される。そしてカソードの前面に取り付けられた電極（キーパー）に正電圧を印加することによって、キーパーの中心部にある直径 3mm のオリフィスからプラズマ中の電子を引き出し、スラスタに電子を供給する。電源接続用のケーブルは 3 本（Heater, Cathode Body, Keeper）であり、ホローカソード作動のために 2 つの直流電源を必要とする。

3-3 ガウスマータ

放電室内の磁束密度分布は図 3-11 に示すガウスマータ GM5307（EMIC）を使用して測定した。



Fig.3-16 ガウスマータ GM5307 の写真

3-4 推進機の作動手順

推進機の作動手順について以下にまとめる.

- ①真空容器内のスラストスタンドに試験対象のスラストと取り付け, 容器内にある推進剤供給用のシリコンホースと主放電用のアノード端子, コイル端子をそれぞれ適切な個所に接続する. 端子の金属部で放電が発生しないようにするため, 接続部を絶縁テープを巻くなどして保護する. また作業中はホローカソードのタンタル筒の酸化を防ぐため, アルゴンガスを 20ccm ほど流しておく.
- ②ギャップセンサや振子装置等の推力校正装置を設置して, 変位量と既知荷重の関係式を測定する.
- ③真空容器の扉を閉め, リークバルブが閉まっていることを確認してから油回転ポンプ (RP) を起動し, 粗引きバルブ (RV) を開放して粗引きを開始する. ここで Ar ガスを止める.
- ④容器内が 15Pa ほどになったら RV を閉鎖し, 本引きバルブ (FV) を開放しターボ分子ポンプ (TMP) の気圧を下げながら起動する.
- ⑤TMP の回転数が 550rpm に達したら容器内の気圧を確認し, 15~20Pa であればメインバルブ (MV) を開放して本引きに移行する. 気圧がこれよりも大きい場合は FV を閉鎖し RV を開放して再度粗引きを行う.
- ⑥真空容器内の気圧を 2×10^{-5} Torr 程度まで減圧出来たらホローカソードに Ar ガスを供給し, ホローカソードのヒーター電流を 30 分かけて 8.2A までゆっくり加熱する. その後, キーパーに 200V の電圧を印加して放電を試みる. ヒーターの加熱が充分であればホローカソードは電子の放出を始める.
- ⑦放電確認後, Ar ガス止めて Xe ガスに切り替える. その後再度放電を試みてホローカソードの作動を確認したあと, 主放電電源とコイル電源の電圧・電流制限値をセットし, コイル電源を入れ放電室内の磁場形成を行う.
- ⑧推進機本体に Xe ガスを供給し主放電電源の電源を印加する. 印加とともにホローカソードから放出された電子が $E \times B$ ドリフト運動により放電室内に捕捉され, Xe ガスが電離・噴射され推力が発生する.

第4章 シリンドリカル型ホールスラスタ TCHT-4 の作動試験

本章では、小型・低電力の電気推進機の実用性を検証するために新たに開発した TCHT-4 の作動試験について述べる。TCHT-4 の作動試験は内蔵した永久磁石のみで作動させた場合と、内蔵コイルを併用した場合の推進性能を測定し、それぞれの性能の比較を行った。また、消費電力 100W 域での推進性能を測定し最適な推進剤供給量、印加電圧の特定した。

4-1 TCHT-4 の概要

2007 年に大阪工業大学・宇宙推進工学研究室では地球低軌道から月軌道まで軌道上昇を行う 50kg 級の超小型人工衛星への搭載を想定した、消費電力 100W の低電力作動を実現するシリンドリカル型ホールスラスタの開発を進めてきた。本プロジェクトにおいて開発したシリンドリカル型ホールスラスタ TCHT-4 の外観を図 4-1 に示す。

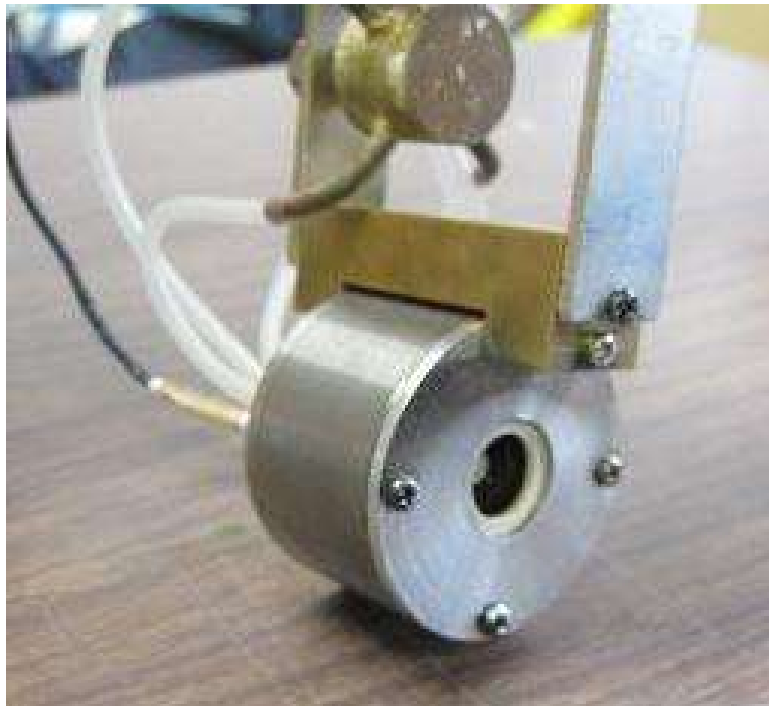


図 4-1 開発したシリンドリカル型ホールスラスタ TCHT-4 の外観

図 4-2 に TCHT-4 の断面図を示す。放電室内の磁場形成のための磁気回路を構成する継鉄(ヨーク)の材質には高い透磁率を持ち、入手性に優れる一般構造用圧延鋼材 SS400 を採用した。起磁源として永久磁石とコイルを併用する。永久磁石は二六製作所製のサマリウム - コバルト磁石 (Sm-Co 磁石) で、キュリー温度が 700-800°C と高く、300°C 程度の作動環境においても使用できるなど熱減磁が小さいため高温環境化での使用に

適している。

低電力での作動を実現するため永久磁石のみで作動を行えるよう後述の設計相似則に従い設計を行った。作動に必要な高磁場を作り出すため、放電室上流部と下流部に永久磁石を配置し、放電室内に 70mT と平均的な SPT 型の 7 倍近い径方向磁場を形成する。このほか、作動試験時に磁束密度の変化が推進性能に与える影響を検証するために 250 回巻きのコイルを内蔵する。

放電室は中心コイルがない円形断面とし、材質には一般的なホールスラストで用いられ、放電時の放電特性が比較的安定的とされているフェローテックセラミックス社のボロンナイトライド (Boron Nitride :BN) の BN-N1 を用いた。放電室は小型・低電力化のため、放電室長さ 7mm、放電室直径 14mm と TCHT-3B のほぼ半分ダウンサイジングされている。

放電室やアノード付近で発生した熱はその後方にあるアルミニウム製の熱シールドから外部に放熱される。この熱シールドは放電室へとつながる推進剤供給管とアノードを保持する役割も兼ねている。推進剤は 4 本のセラミック管を通してアノード背面側から放電室内に供給される。

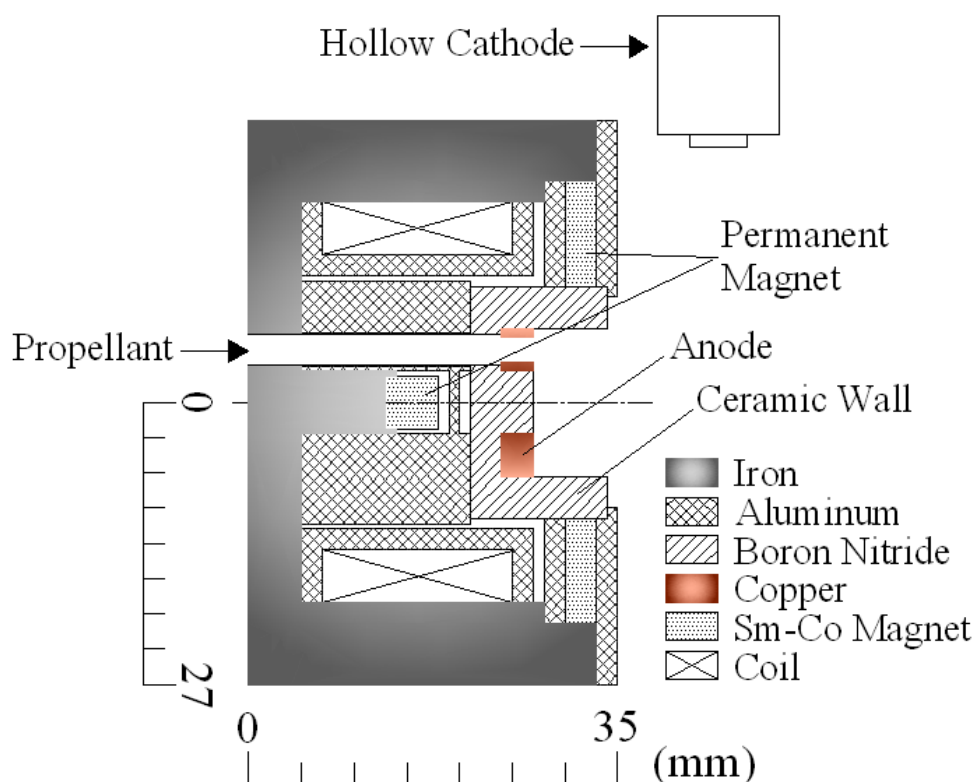


図 4-2 TCHT-4 の断面図

4-2 目標性能の算出

50kg級の超小型人工衛星に推進機を搭載した際、高度400kmの地球周回軌道上から月軌道まで到達させるために必要な速度増分 ΔV と比推力 I_{sp} を簡単に見積もった。

軌道上昇を行う際に必要な ΔV を算出する。軌道間の移動に必要な ΔV は、それぞれの軌道速度の差が必要な ΔV となる。よって式(4-1)のように表わすことが出来る。

$$\Delta V = \left(\frac{g_0 R_0^2}{R_1} \right)^{\frac{1}{2}} - \left(\frac{g_0 R_0^2}{R_2} \right)^{\frac{1}{2}} \quad (4-1)$$

g_0 は重力加速度、 R_0 は地球の半径、 R_1 は初期軌道高度、 R_2 は到達軌道高度を示す。ホールスラスタを含む電気推進機はいずれも推力が小さいため、化学推進機のように瞬間的に軌道高度を上げるための ΔV を生み出すことが出来ない。そのため電気推進機で軌道上昇を行う場合、持続的に噴射を続けるため螺旋軌道をとることになる。対象となる超小型人工衛星が月と同一の軌道面上の高度400kmを円軌道で周回しているものとする。ここで式(4-1)に $g_0 = 9.81[\text{m/s}^2]$ 、 $R_0 = 6378 \times 10^3[\text{m}]$ 、 $R_1 = 400 \times 10^3[\text{m}]$ 、 $R_2 = 390778 \times 10^3[\text{m}]$ をあたえると、

$$\Delta V = 6662[\text{m/s}]$$

となる。

また ΔV はツィオルコフスキーのロケット方程式より式(4-2)のように表わすことが出来る。

$$\Delta V = V_0 \log \frac{m_0}{m_0 - m_p} \quad (4-2)$$

V_0 は推進剤の排気速度、 m_0 は噴射開始前の衛星の全体質量、 m_p は噴射終了までに費やした推進剤質量を表す。

式(2-29)を用いて式を変形すると

$$\Delta V = I_{sp} \cdot g \cdot \log \frac{m_0}{m_0 - m_p} \quad (4-3)$$

ここで高度400kmでの軌道速度として $V_0 = 7670 [\text{m/s}]$ を与え、 $m_0 = 50[\text{kg}]$ 、搭載する推進剤の全質量である m_p を15[kg]、20[kg]として、それぞれの場合の比推力 I_{sp} を算出すると

$$I_{sp} = 1283 [\text{sec}] \quad (15\text{kg 時})$$

$$I_{sp} = 1837 [\text{sec}] \quad (20\text{kg 時})$$

となる。よって開発するシリンドリカル型ホールスラスタの目標比推力を1300-1850[sec]とする。

4-3 設計相似則

ホールスラスタを小型・低電力化する際、基準となる推進機と同等の推進性能を維持するためには磁束密度等の作動パラメータを関係付ける必要がある。ここでは Khayms らによって提案された設計相似則について述べ、TCHT-3B の推進性能を元に TCHT-4 の作動パラメータを見積もる³⁵。相似則において固定するパラメータは比推力とした。

4-3-1 推進剤流量

ホールスラスタの推進性能は 2 章で述べたとおり、電子と中性粒子との衝突による電離過程に大きく依存している。そのため電子と中性粒子数密度を固定しながら推進機本体を小さくすると平均自由行程が大きくなるため電離衝突頻度が減少し、推進剤利用効率の低下を招くことになる。従って小型化の際、推進剤利用効率を一定に保つためには推進機の代表長さ L (ここでは放電室直径) に対する平均自由行程 λ の割合を一定に保つ必要がある。すなわち、

$$\frac{\lambda}{L} = \frac{1}{nQL} = \text{const.} \quad (4-4)$$

が成り立つ必要がある。ここで n は粒子の数密度、そして Q は電子と中性粒子衝突の衝突断面積である。衝突断面積は電子温度 T_e のみに依存し、 T_e は推進機の大きさによらず一定と仮定すると次のような関係が得られる。

$$n_e, n_n \propto \frac{1}{L} \quad (4-5)$$

すなわち代表寸法の縮小に伴い、放電室内における中性粒子（電子）数密度を増大させる必要がある。そのためには推進剤流量を調節する必要があり、流量 \dot{m} は以下のように表わすことができる。

$$\dot{m} = n_n m_n v_n A \quad (4-6)$$

m_n は中性粒子の質量、 v_n は中性粒子速度、そして A は放電室の断面積とする。ここで、 $n \propto 1/L$ と $A \propto L^2$ の関係を用いると推進機の大きさと流量との関係は次のようになる。

$$\dot{m} \propto L \quad (4-7)$$

つまり代表寸法が小さくなるにつれ推進剤流量も小さくする必要がある。

4-3-2 投入電力

次に投入電力について述べる．電子電流密度 j_e は一般化された 1 次元のオームの法則から次式のように表すことができる．

$$j_e = \sigma \left(E + \frac{1}{en_e} \frac{dp_e}{dx} \right) \quad (4-8)$$

σ は電気伝導度， E は電場， n_e は電子数密度， p_e は電子の圧力を示す．電子の磁力線に直行する移動が古典拡散に従うか異常拡散に従うかによって電気伝導度は変わるため，異常拡散の一つである Bohm 拡散による電気伝導度を用いる．

磁束密度を B とすると 異常拡散による電気伝導度は $1/B$ に比例し (古典拡散に従うとした場合電気伝導度は $1/B^2$ に比例する) 以下のように表わせる．

$$\sigma = \frac{1}{16} \frac{en_e}{B} \quad (4-9)$$

n_e は $1/L$ に比例し， B も $1/L$ に比例するため σ は不変に保たれる．従って，

$$j_e \propto E \propto \frac{V}{L} \propto \frac{1}{L} \quad (4-10)$$

の関係が成り立つ．ここで V は放電電圧である．放電室断面積は L^2 に比例するため，電子電流 I_e と L の間には次のような関係が成り立つ．

$$I_e \propto L \quad (4-11)$$

また，イオン電流は推進剤流量に比例するので，

$$I_i \propto L \quad (4-12)$$

となる．結果として投入電力は次式のように代表長さ L に比例する．

$$P = VI \propto L \quad (4-13)$$

ここで I は放電電流で I_i と I_e の和である．

4-3-3 磁束密度

磁場による電子の捕捉特性を維持するためには、代表長さ l と電子のサイクロトロン半径 r_L との比が一定でなければならない。つまり、

$$\frac{r_L}{L} = \frac{m_e v_e}{eB} \frac{1}{L} = \text{const.} \quad (4-14)$$

であるから、

$$B \propto \frac{1}{L} \quad (4-15)$$

が得られる。ここで v_e は電子の速度、 m_e はそれぞれは電子の質量である。このように推進機の小型化に伴って必要となる磁束密度は増加する。SPT型やTAL型のような中心部にコイルを持つ推進機の場合、小型化することによって放電室内のヨークも小さくなるため、大きな磁束密度を通す際に磁気飽和が発生する可能性が高くなる。これが推進機の小型化を妨げる一つの要因となっている。磁気飽和により適切な磁場を形成できなくなるため、イオンの衝突による壁面の過熱・損耗を引き起こす可能性がある。

4-3-4 推力

比推力の式(2-48)を変形すると次式が得られる。

$$F = \dot{m}g \cdot I_{sp} \propto L \quad (4-16)$$

これより推力は代表長さ l に比例することがわかる。

4-3-5 壁面損失

ここではイオンの壁面への損失が推進機寸法によってどのように変化するかを考える。放電室壁へのイオン衝突による単位時間単位面積当たりのエネルギー損失、つまり壁面への熱流束は以下のように表せる。

$$q_{loss} \propto n_i v_{in} E_i \quad (4-17)$$

ここで n_i はイオン数密度、 v_{in} はイオンの速度、 E_i はイオンのもっているエネルギーである。推進機寸法によって v_{in} 、 E_i は変化しないため、壁面への熱流束はイオン数密度 n_i に比例することがわかる。イオン数密度 n_i は代表長さ $1/L$ に比例するため、推進機寸

法が小さくなるに従い、壁面に入射する熱流束が増加する。しかしこのことは直接的に推進効率の低下を招くわけではない。単位時間当たりのエネルギー損失の総和 P_{loss} は壁面の表面積 S に比例する。

すなわち

$$P_{loss} \propto n_i v_{in} E_i S \quad (4-18)$$

と表わせ、 n_i が $1/L$ に比例し、 S が L^2 に比例することから

$$P_{loss} \propto L \quad (4-19)$$

となる。電力 $P (\propto L)$ に対する損失 P_{loss} の割合は一定であるため代表寸法が異なっても推進効率は変わらないはずである。しかし熱流束の増加による壁面の温度上昇は推進効率に間接的に影響を与える。壁面温度が上昇するとヨークの温度上昇を招く。小型になるほど熱容量 ($\propto L^3$) が小さくなり放射面積も減少するため、発熱による磁気飽和は顕著となることが予想される。また、熱流束と同様に壁面へのイオン流束は $1/L$ に比例する。これは推進機の小型化と共に壁面へのイオン流束が増加し、イオン衝突による壁面侵食が増大することを示している。

シリンドリカル型ホールスラストの長所は、同じ放電室直径の SPT 型に比べて放電室容積と放電室表面積の比 (V/S 比) が大きいことである。そのため同じ推進剤流量、電力で作動させた場合、中心部のコイルが存在しないため同一径の SPT 型と比べて放電室面積が小さく、壁面への熱流束及びイオン流束を小さくすることができる。そのため長寿命化を期待できる上に中心コイルがセラミック壁に囲まれていないためその過熱・磁性の悪化を防ぐことが可能と考えられる。

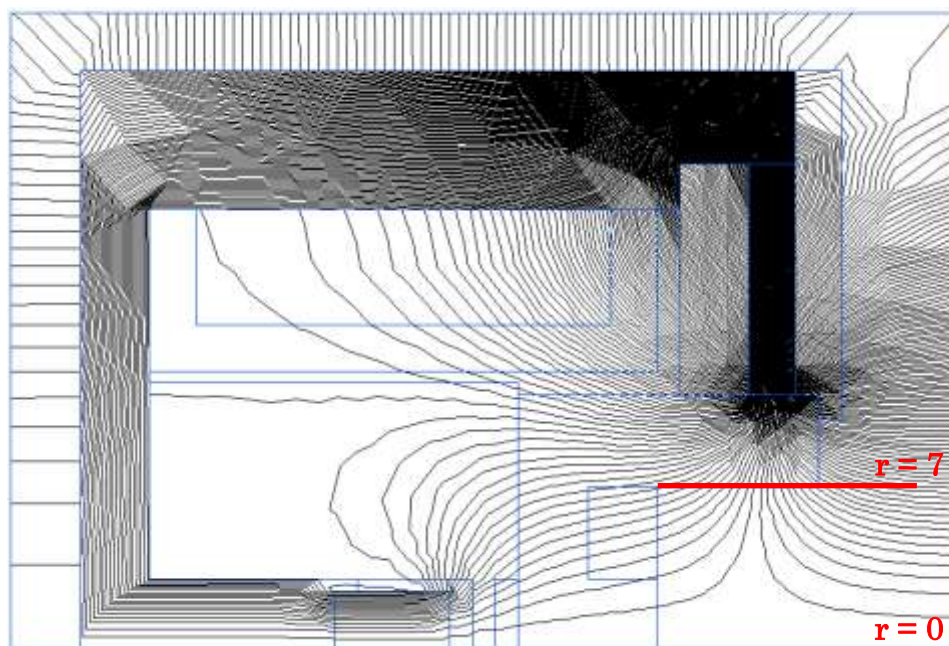
以上の設計相似則を用いて TCHT-4 の作動パラメータを推定した。表 4-1 に結果を示す。

表 4-1 TCHT-4 の予想作動パラメータ

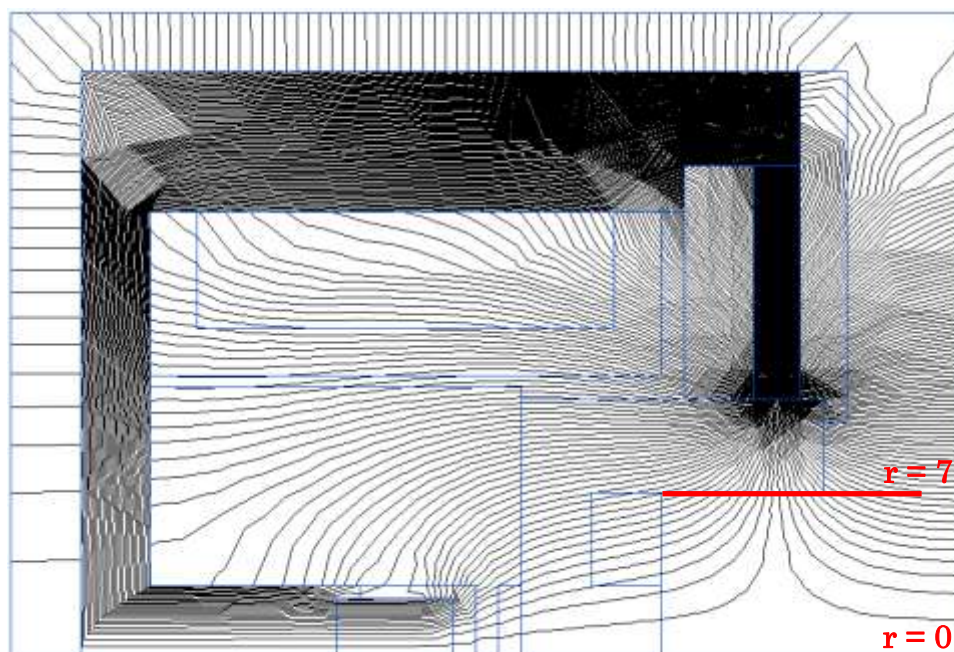
Parameter	TCHT-3B	TCHT-4
Channel diameter	28mm	14mm
Discharge voltage	250V	250V
Specific Impulse	1820s	1820s
Thrust efficiency	36%	36%
Power ($\sim L$)	200W	100W
Thrust ($\sim L$)	6.7mN	3.4mN
Mass flow rate ($\sim L$)	0.37mg/s	0.19mg/s
Magnetic flux density ($\sim 1/L$)	18mT	36mT

4-4 磁場形状の比較

放電室内の磁場形状や径方向磁場強度を調べるため、磁場解析ソフト QuickField を用いて放電室周辺の磁場解析を行った。図 4-3 に磁力線形状を、図 4-4 にコイル電流 0A, 2.0A における TCHT-4 の半径方向磁束密度を示す。



a) コイル電流 0A 時 (永久磁石のみ)



b) コイル電流 2A 時 (永久磁石と併用)

図 4-3 TCHT-4 の放電室内の磁場形状

永久磁石のみの場合、コイルを併用した場合ともに放電室出口から-2mmの位置で径方向磁場が最大となった。放電室の中心軸上から離れるに従って半径方向磁束密度は増加していることがわかる。また永久磁石のみの時の最大磁場は73mTと、設計相似則による予想パラメータよりも大きな磁場強度が得られていることがわかる。コイル電流2Aを印加した時は77mTとなった。放電室壁付近で磁束密度がより急峻なものとなり、かつ放電室出口から-2mmの位置の間で急速に磁束密度が低下していることから、放電室上流部に向けて収束するノズル上の磁場形状が見られる。

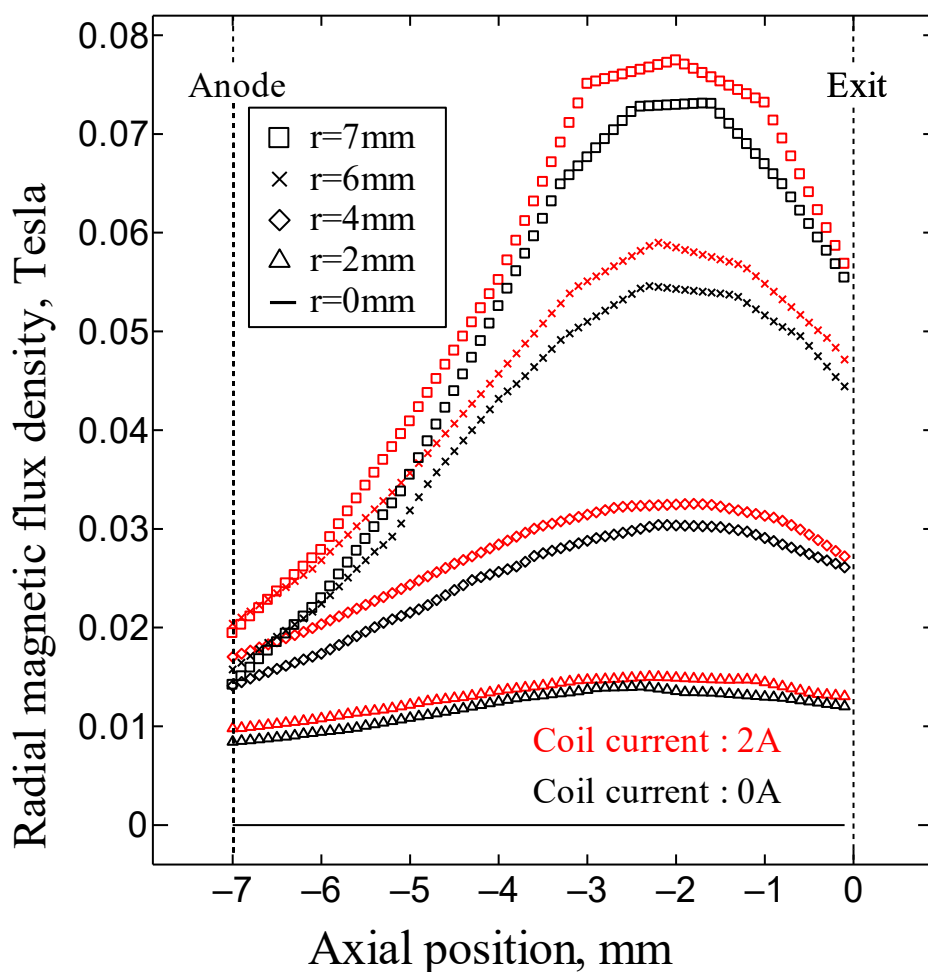


図 4-4 径方向磁束密度

4-5 作動試験時の各種設定について

ここでは TCHT-4 の作動試験を行う際の推進剤流量やコイルへの印加電について述べる。表 4-2 に作動時の条件を示す。本作動試験においては推進剤流量を 0.1~0.3mg/s (1~3ccm)の範囲で行い、得られた推力と放電電圧・電流値から、その推進性能を推定した。ホローカソードへの作動ガス流量は、製造元の Veeco-Iontech 社が推奨する

0.1mg/s とした。コイル電流は 0A と 2A の場合の比較を行った。

表 4-2 TCHT-4 の作動試験諸元

Discharge voltage	100~400V	
Propellant	Xenon	
Mass flow rate	Thruster	0.1~0.3mg/s
	Hollow cathode	0.1mg/s
Coil current	0, 2.0A	

4-6 推進性能の測定とその結果

図 4-5 に TCHT-4 の噴射の様子を示す。シリンドリカル型ホールスラストの特徴でもあるプラズマの発散が見られるものの、作動を確認することが出来た。しかしながら作動後 2 分程度で作動が不安定となり、作動が停止する傾向があった。推進機内を確認したところ、放電室内の発熱により放電室下流部に配置されたリング状磁石が熱減磁を起こし、磁力が大きく落ち込んでいることがわかった。



図 4-5 TCHT-4 噴射の様相

図 4-6 に各推進剤流量，コイルの有無別の放電電流－放電電圧特性を示す。推進剤流量，コイル電流の有無によらず放電電圧の上昇とともに放電電流も比例的に大きくなることから、放電室内での電離が十分に行われていない時のホールスラスト作動モードで

ある「低電圧モード」であることが推測される。

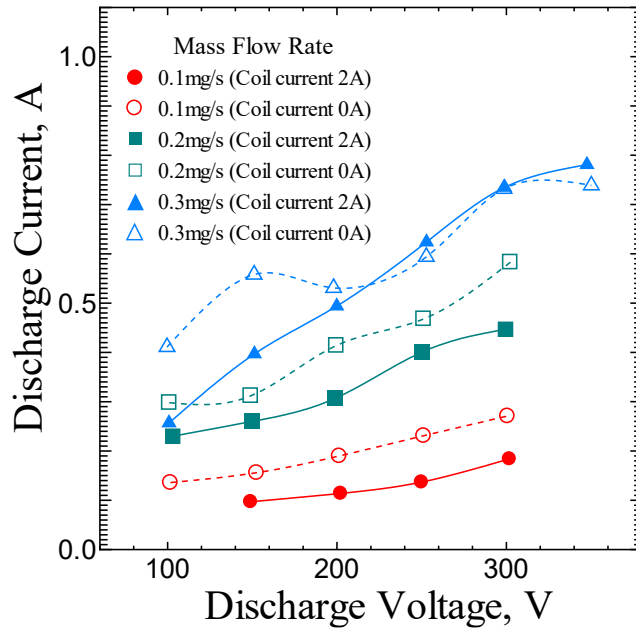


図 4-6 放電電圧－放電電流の特性

次に放電電圧と推力・比推力の特性を各推進剤流量およびコイルの有無別に見た結果を図 4-7, 図 4-8, 図 4-9 に示す。推力および比推力は放電電圧の増加に伴い、ほぼ直線的に増加している。特に推進剤流量が 0.3mg/s, 放電電圧 300V 時に、比推力が目標値を上回る 2000s を超える結果となった。しかし推進剤流量 0.2mg/s, 放電電圧 250V での比推力は 1480s, 消費電力 120W となり、設計相似則による予想パラメータを下回った。

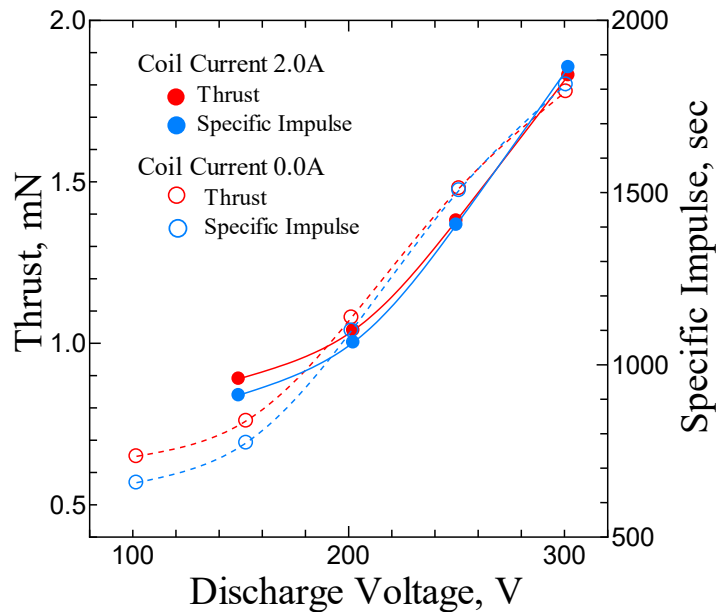


図 4-7 放電電圧－推力・比推力の特性 (流量 0.1mg/s)

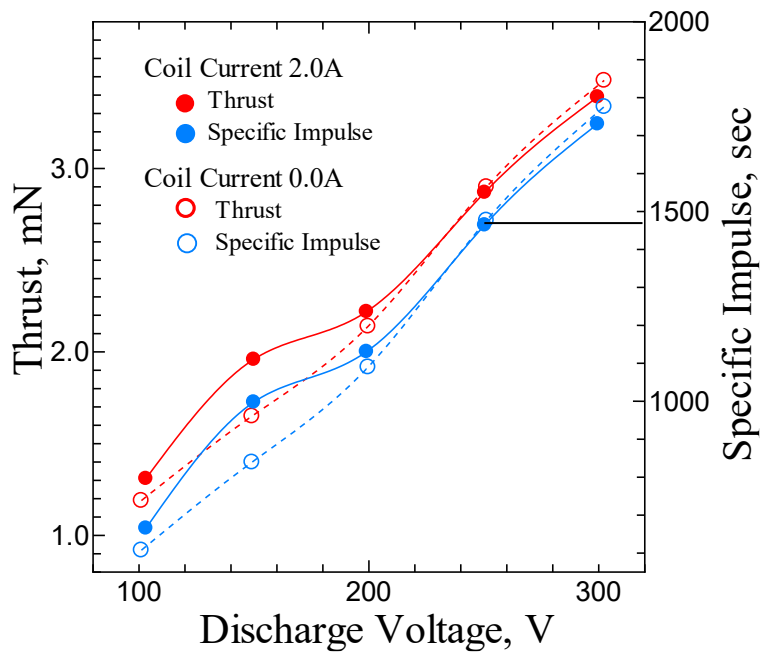


図 4-8 放電電圧－推力・比推力の特性 (流量 0.2mg/s)

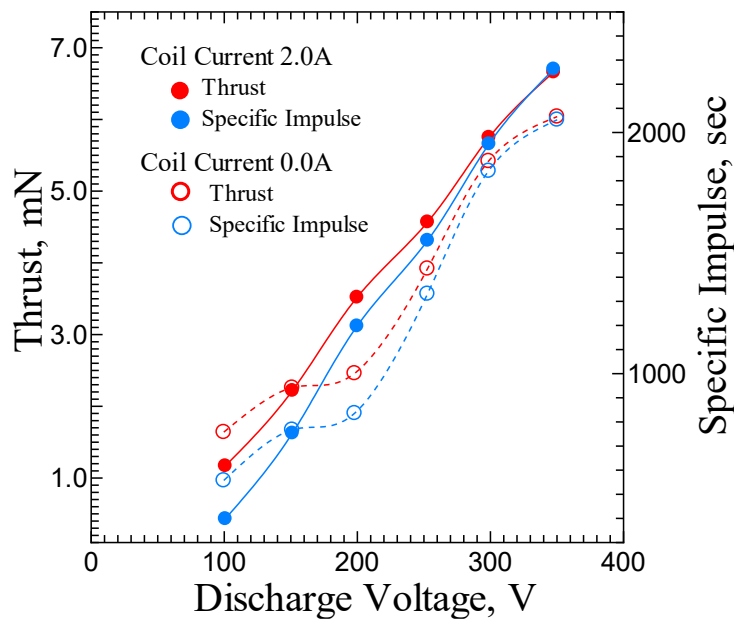


図 4-9 放電電圧－推力・比推力の特性 (流量 0.3mg/s)

図 4-10 に放電電圧と推進効率の特性を示す。コイル電流 0A 時は放電電圧 100-200V の電圧域では電圧の上昇とともに推進効率が大きくなるが、それ以上の電圧域では推進効率の頭打ちが始まっていることがわかる。コイルの印加前後をみると、推進剤流量が少ないほど推進効率が大幅に上昇している。推進剤流量 0.2mg/s、放電電圧 250V にお

いて推進効率は22%程度であり，予想パラメータを下回った．

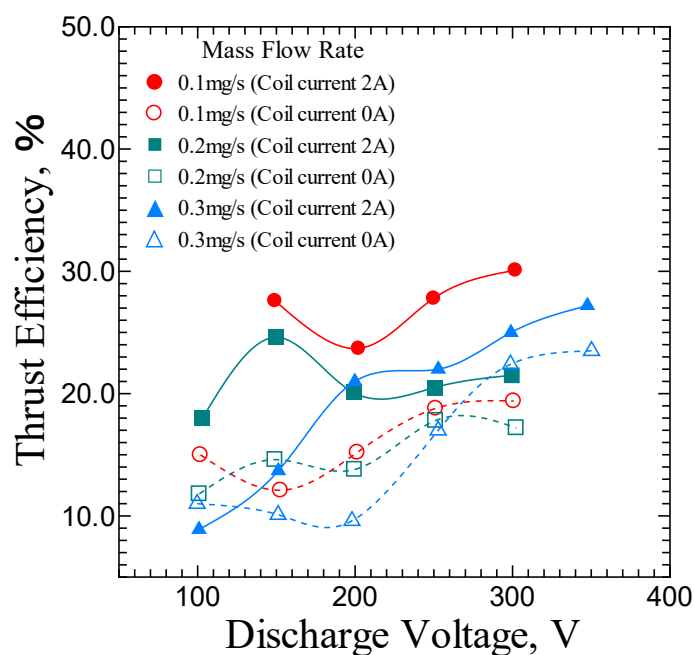


図 4-11 放電電圧—推進効率の特性

図 4-11 および図 4-12 は，消費電力と比推力・推進効率の特性を表したものである．グラフから推進剤流量が少ないほど低電力での比推力が高くなることがわかる．また，推進剤流量 0.2, 0.3mg/s のとき，推進効率 20% 付近から効率の伸びが落ちる傾向がみられた．

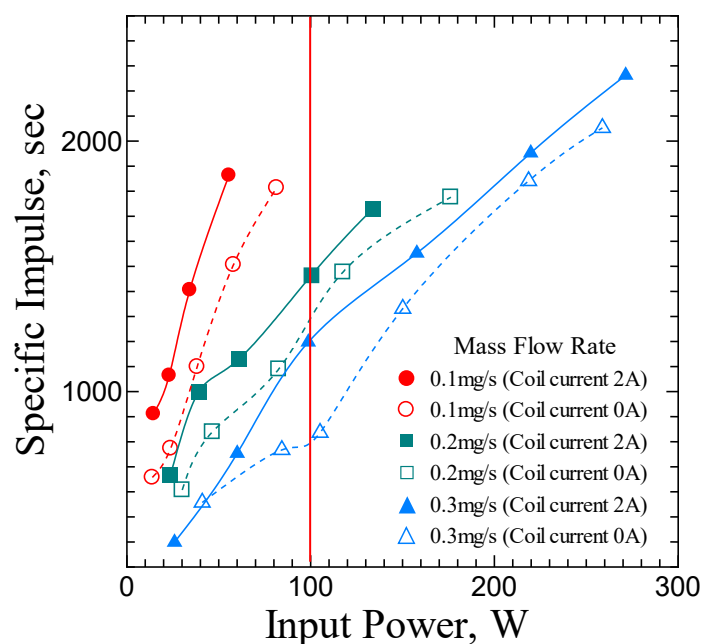


図 4-12 消費電力—比推力の特性

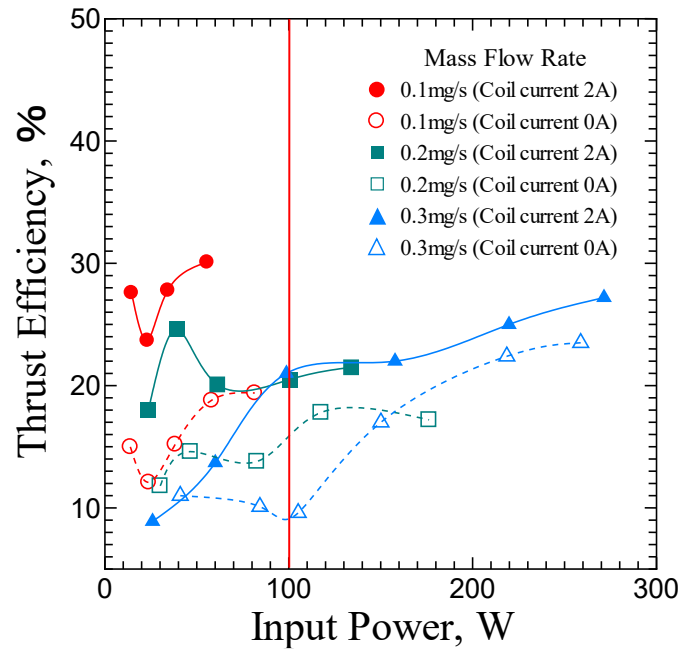


図 4-13 消費電力-推進効率の特性

以上のような比較的良好な結果が出たものの、推進剤流量 0.1, 0.2mg/s において放電電圧 300V 以上の電圧域で作動を行うと、時間とともに推力・比推力が上昇し作動開始 2 分ほどで作動が不安定となった。最終的に 10A 以上の大電流が流れると同時にアノードが熔融した。図 4-14 に熔融したアノードを示す。



図 4-14 熔融したアノード

試験後にスラスタを分解したところ、内蔵磁石の磁力が大幅に落ちていたことから熱による減磁（熱減磁）が確認された。推進剤流量 0.3mg/s のときは放電電圧 400V 域においても安定作動を示したが、それ以上の電圧域では作動が不安定となった。プラズマの発散角が大きい場合、放電室出口付近にプラズマが接触することから、プラズマによって放電室が熱せられ時間とともに周囲に伝熱し、放電室に近接する永久磁石が熱減磁され、磁場が徐々に弱まっていったと考えられる。このときプラズマの運動エネルギーが熱エネルギーに変換されているため、予測パラメータを下回ったものと考えられる。

放電室内の磁場強度が減少した場合、ホール効果やミラー効果による電子の捕捉が弱まり、電子の軸方向の移動度が上がるため大量の電子がアノードに流れ込む、つまり大電流が流れることになる。大電流が流れたことによってアノードが加熱、溶融されたと推察される。この現象を解決するためには永久磁石の熱減磁を避けるため磁石を断熱するか、熱源から遠ざける必要がある。またコイルを印加して磁場強度を上げることにより推進性能が向上していることから、予測パラメータとは異なり、最適な磁場強度は現状のものよりも強化する必要があると推測される。

以上のことから TCHT-4 を改良するにあたり、永久磁石を断熱性のあるケースに収めたうえで組み込むか、熱源から離れた位置に取り付ける等の熱対策を行った上で、永久磁石を多数配置し、径方向磁場の強化も同時を行う必要があると判断した。

4-7 本章のまとめ

本章では 50kg 級の超小型人工衛星への搭載を想定したシリンドリカル型ホールスラスタの TCHT-4 を開発した。作動においてシリンドリカル型ホールスラスタの特徴でもあるプラズマの発散が見られ、作動当初は安定した作動を示したものの、作動後 2 分程度で作動が不安定となり、直後に作動が停止する不具合が見つかった。

正常作動時の推進性能は、消費電力 100W において比推力 1460s 、推進効率 20% であり、比較的良好な推進性能を示した。作動時に見られる放電電流の増加傾向から、放電室内の電離が十分に行われていない時にみられる低電圧モードであることが確認され、コイルを使用することによりわずかに改善傾向が見られた。

推進剤流量が 0.1 mg/s および 0.2mg/s の時、放電電圧 300V 以上の電圧域では作動が不安定になり、アノードの焼損や永久磁石の熱減磁がみられた。推進剤流量 0.3mg/s のときは放電電圧 400V での安定作動を確認できたものの、それ以上の電圧域では不安定な作動を示した。熱減磁の原因は、放電室出口付近にプラズマが接触し、放電室を通して永久磁石が熱せられたためと考えられる。また、放電室内の磁場が減少した結果、電子の捕捉が弱まり、電子の軸方向の移動度が上がるため大量の電子がアノードに流れ込んだため、アノードが加熱、溶融されたと推察される。この現象を解決するためには、推進機の構造を変更して熱源から遠ざけた上で、径方向磁場の強化も同時を行う必要があると判断した。

第5章 シリンドリカル型ホールスラスタ TCHT-5 の推進性能測定

本章では TCHT-4 の作動試験の結果判明した，永久磁石の熱減磁に対する対策を施した新型スラスタ"TCCHT-5"に対して行った作動実験について述べる．また TCHT-4 では確認することが出来なかった放電室長と磁極間距離の最適位置についても検証を行い，永久磁石の外周部配置の有効性と，放電室長と磁気極間距離の最適位置を特定した．

5-1 TCHT-5 の概要

TCHT-4 での永久磁石の熱減磁の対策として SPT 型を参考にスラスタ外周部に永久磁石を配置し，かつ TCHT-4 では固定されていた放電室長と磁極の位置関係についても最適化を行うため，これらの位置関係を無段階に変更可能な機構を組み込んだ新型スラスタ"TCCHT-5"を開発した．図 5-1 に TCHT-5 の外観を，図 5-2 に断面図を示す．



図 5-1 TCHT-5 の外観

磁気回路を構成するヨークの材質は TCHT-4 と同じ SS400 を採用した．低電力化のためコイルを完全に取り除き，起磁源をスラスタの外周部に取り付けられた永久磁石のみとした．強力な径方向磁場を形成すべく，永久磁石には TCHT-4 と同様に Sm-Co 磁石を採用したほか，ネオジム磁石（Nd 磁石）への交換も可能である．

また TCHT-4 の永久磁石は特注品であるのに対し，細かな改良や他の磁石への変更が出来るよう，TCHT-5 では $\phi 15 \times 10\text{mm}$ の円形の汎用品の永久磁石を用いた．

放電室は TCHT-4 と同じ直径 14mm であるが，アノードと放電室出口の位置を変更

できるよう可変機構を有しているため、円筒形状であり可動機構を有した放電室保持部によって固定されている。材質は TCHT-4 と同じ BN を用いた。

推進剤はアノードと直結された銅管を通して供給される。なおこの銅管はアノードへの電力供給を行う導線の役割も兼ねており、電力・推進剤の供給系の簡略化を行った。

放電室やアノード付近で発生した熱は推進機後部の各構造物間に伝熱するため、TCHT-4 のように放電室の熱が直に永久磁石に移動しない構造となっている。

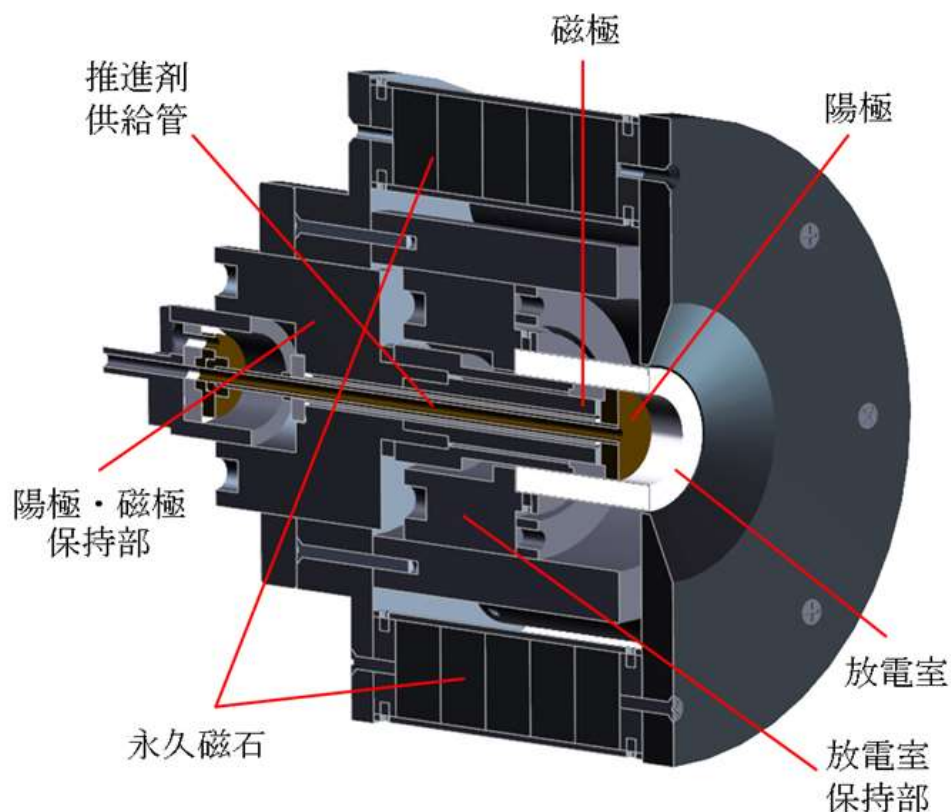


図 5-2 TCHT-5 の断面と各部名称

5-2 磁場形状と磁場強度

TCHT-4 と同じく磁場解析ソフト QuickField を用いて放電室内の磁場解析を行った。図 5-3 と図 5-4 に磁場形状と径方向磁場強度を示す。

Sm-Co 磁石を 5 個直列してジュラルミン製のケースに収めた磁石ユニットをスラスト外周部に 8 本配置し、放電室の熱影響を極力受けないように設計した。TCHT-4 よりも強力かつ大量に永久磁石を搭載したため、放電室の出口より 2mm の位置で最大で 184mT と TCHT-4 の 2.4 倍近く強力な径方向磁場を放電室内に形成することが出来た。

さらに推進剤の発散角を抑えるべく、TCHT-4 よりも軸方向成分を増加させた。そのため以前より、放電室壁面に衝突するプラズマを減らすことが出来、かつミラー効果による電子の捕捉もより効率的に行われると考える。

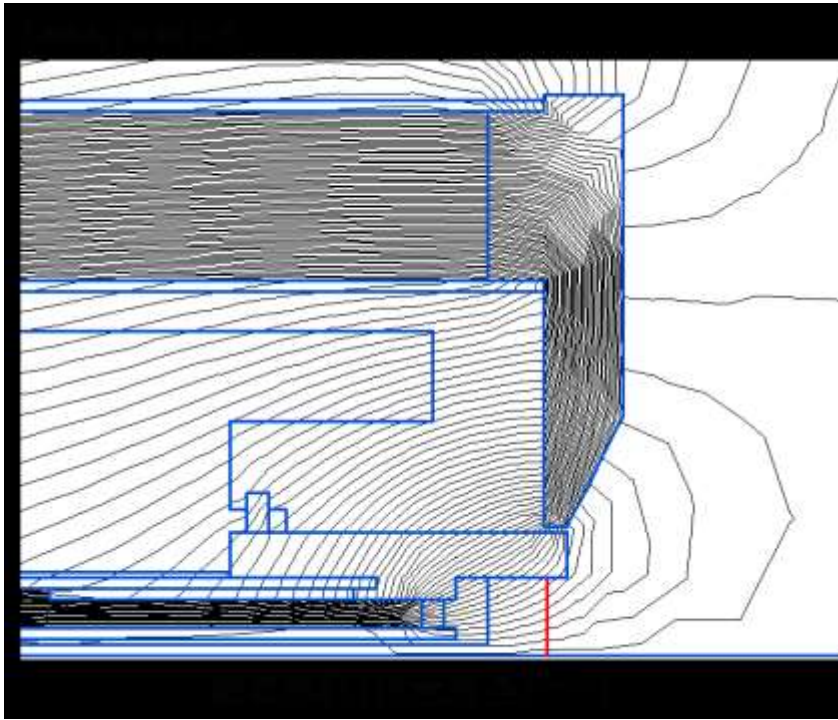


図 5-3 TCHT-5 の磁場形状

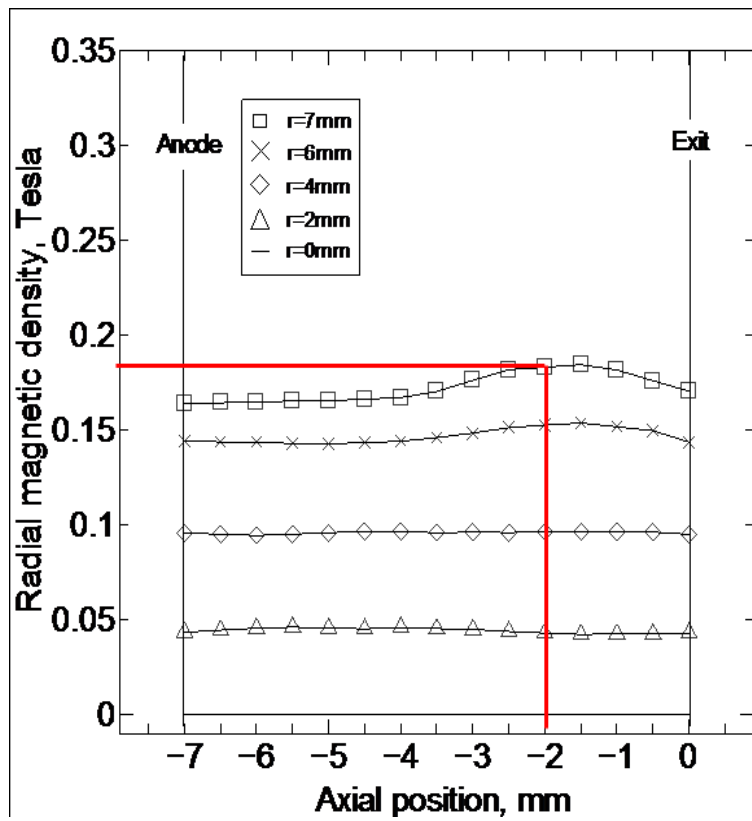
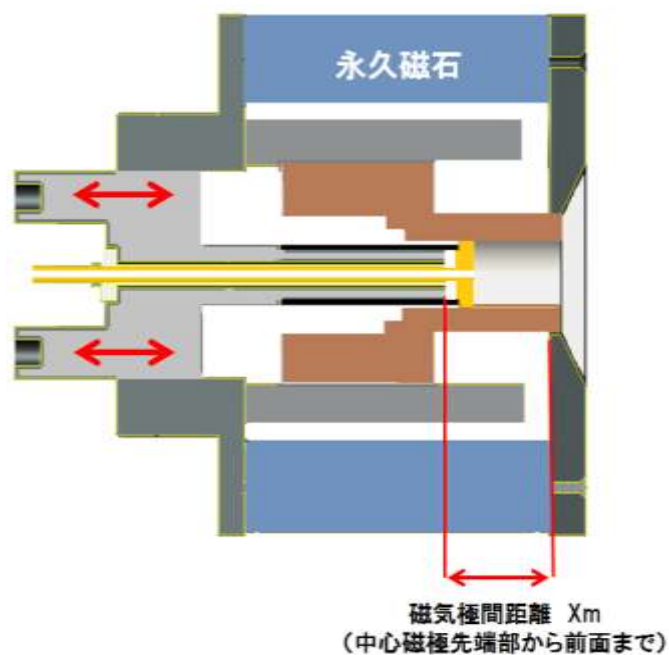


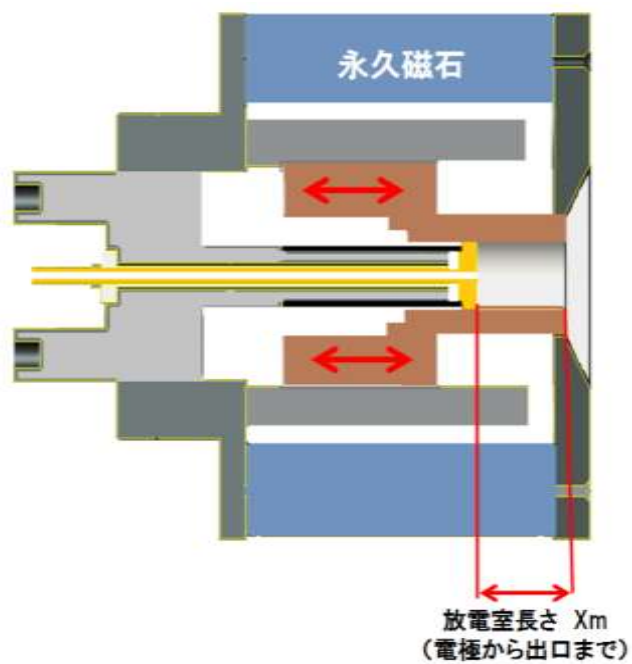
図5-4 径方向磁束密度の軸方向分布

5-3 放電室長と磁極間距離の可変機構

図5-5に放電室周りの構造を示す。電極・磁極保持部を前後に移動させることによって磁極間距離 X_m を11-22mmの範囲で変更が可能である。また、放電室支持部を移動させることにより磁場形状を維持しつつ放電室長 X_d を7-17mm変化させることができる。



(a)磁極間距離の調整



(b)放電室長さの調整

図 5-5 可変機構の概要

5-4 作動試験時の条件

作動試験は、推進機の破損を回避するため低電圧での作動試験を行い、良好な推進性能が得られた条件下で高電圧の作動試験を行った。

5-4-1 低電圧での作動試験

低電圧での作動実験では、作動時の最適な磁極位置と放電室長さを求めるため、TCHT-4と同じ $X_m=14\text{mm}$ のほか、最下限の $X_m=11\text{mm}$ と5mm後退させた $X_m=19\text{mm}$ の場合の放電電流、推進力、比推力、消費電力、推進効率を測定した。またこの試験で推進性能の良い条件下でNd磁石に取り換えた場合の推進性能の比較を行った。放電室長はフロントヨーク部のテーパ下限位置に固定した。

ホローカソードの作動ガスおよび推進剤にはTCHT-4と同じXeを使用した。しかしながら低電圧化での作動試験では、TCHT-4よりも径方向磁場が強いためサイクロトロン半径が小さく、ドリフト運動による電子の移動速度が遅くなるため、少ない推進剤流量では電離衝突が起こりにくい。そのためこの低電圧作動試験ではTCHT-4と同一の推進剤流量での作動は期待できない。よって本試験では推進剤流量0.6mg/s, 0.7mg/s, 0.8mg/sの条件下で行い、推進剤の増減でどの程度推進性能が変化するかを確認した。このときの作動試験時の放電電圧域と推進剤流量を表5-1に示す。印加電圧は150Vから250Vまで10Vずつ昇圧して実験を行った。

表5-1 低電圧作動試験時の放電電圧と推進剤流量

Discharge voltage	150~250V	
Propellant	Xenon	
Mass flow rate	Thruster	0.6~0.8mg/s
	Hollow cathode	0.1mg/s

5-4-2 高電圧での作動試験

高電圧での作動実験では、低電圧作動試験で良好な推進性能が測定できた条件下でTCHT-4と同じ推進剤流量で作動試験を行う。表5-2に高電圧作動時の放電電圧域と推進剤流量を示す。印加電圧は200Vから1000Vまで50Vずつ昇圧して実験を行った。

表5-2 高電圧作動試験時の放電電圧と推進剤流量

Discharge voltage	200~1000V	
Propellant	Xenon	
Mass flow rate	Thruster	0.1~0.4mg/s
	Hollow cathode	0.1mg/s

5-5 低電圧域での作動試験

5-5-1 磁極位置別にみた推進性能の変化

本実験では磁極間距離 $X_m=11\text{mm}$, 14mm , 19mm の場合における各推進性能を測定した。図5-6に噴射時のプリューム形状を示す。磁極位置 14mm と 19mm のプリューム形状に大きな差は見られないものの、 11mm の場合において漏斗状のプリュームの形成がみられ、放電室外で大きく発散していることがわかる。

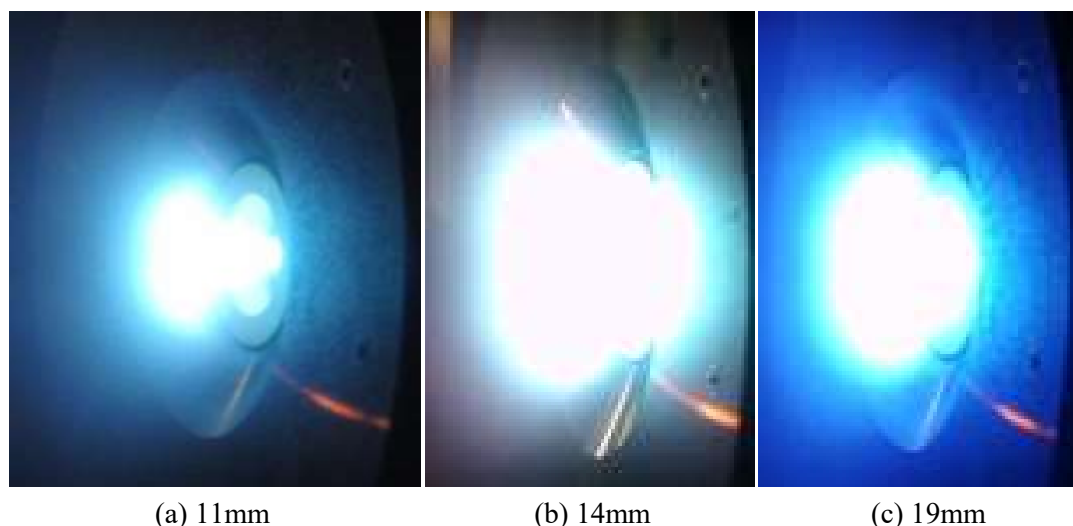


図5-6 プリューム形状

噴射により得られた放電電圧、放電電流、推進力から各種条件下での推進性能を導出した。図5-7にそれぞれの磁極位置、推進剤流量ごとの放電電圧に対する放電電流の変化を示す。いずれの磁極位置においても放電電圧の上昇に対して放電電流はほぼ一定であることから、電離が十分に行われている「高電圧モード」であることがわかる。 $X_m=11\text{mm}$, 19mm の場合では近い値を示すが、 $X_m=14\text{mm}$ の場合、他の条件よりも10%程低い値を示した。

図5-8に放電電圧と比推力の関係を条件ごとに示す。比推力の場合と同様に、 $X_m=11\text{mm}$, 14mm の場合は近い値を示し、 $X_m=19\text{mm}$ の場合は他の条件よりも30%近く優れていることがわかる。また、同じ磁極位置の場合の推進剤流量による比推力の差は比較的小さなものであった。

図5-9に消費電力と比推力の関係を示す。比推力-推進力の場合と同様に、 $X_m=11\text{mm}$, 14mm の場合は近い値を示し、 $X_m=19\text{mm}$ の場合は他の条件よりも30%近く推進効率に優れていることがわかる。

図5-10に消費電力と比推力の関係を示す。本実験での消費電力は推進機のみであり、ホローカソードの消費電力は含まない。グラフからいずれの磁極位置においても、推進剤流量が少ないほど低い消費電力で高い比推力を得られることがわかる。特に $X_m=19\text{mm}$ の場合、消費電力は他のものとほぼ変わらないものの、比推力は20%程向上

していることがわかる。

消費電力と推進効率との関係を図5-11に示す。比推力の場合と同様に、推進剤流量が小さいほど低消費電力で作動していることがわかる。X_m=19mmの場合、他の条件下よりも推進効率7-10%近くが向上した。

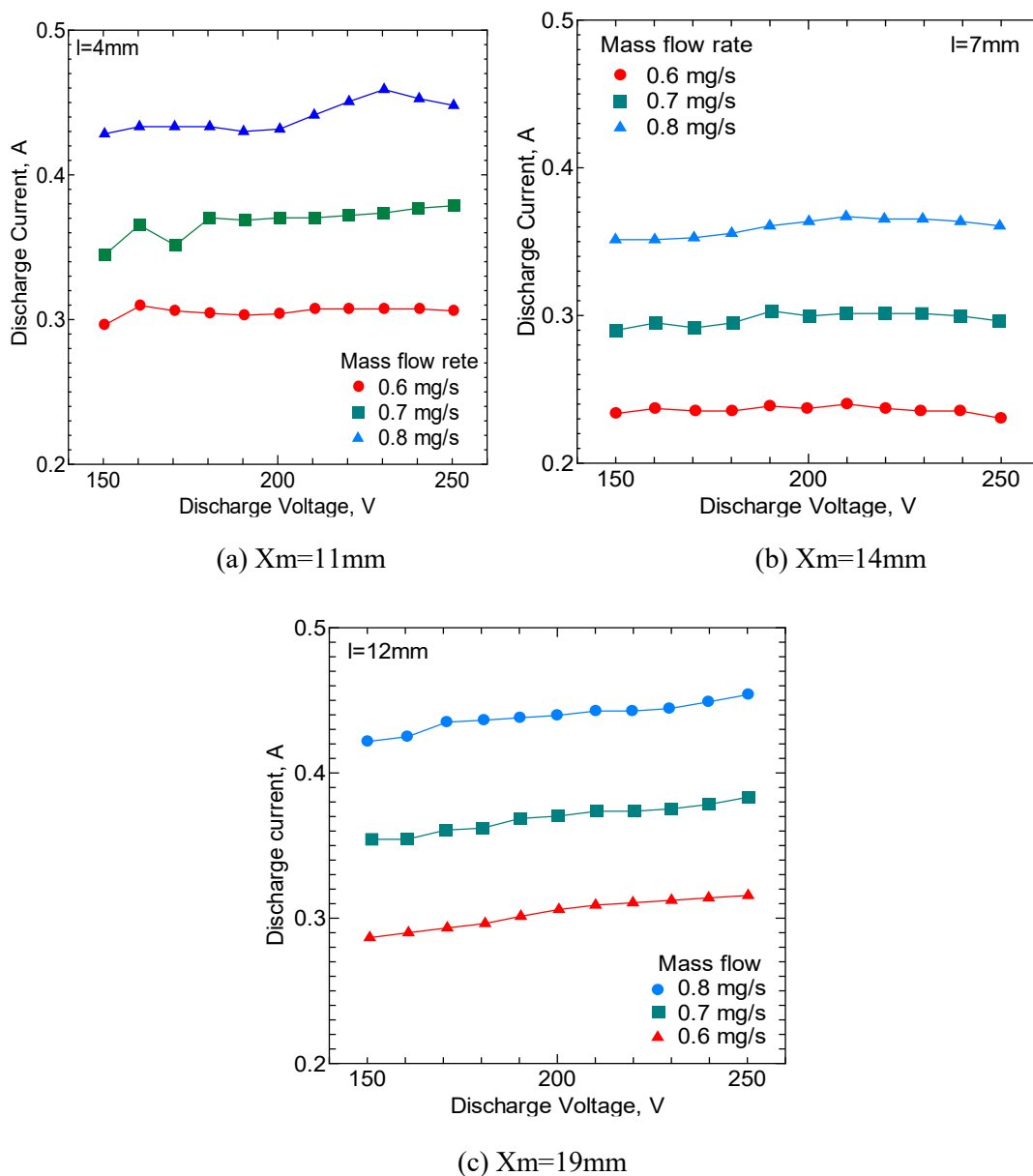
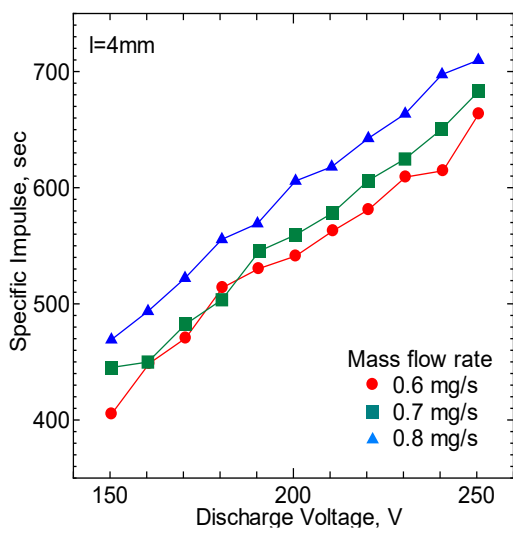
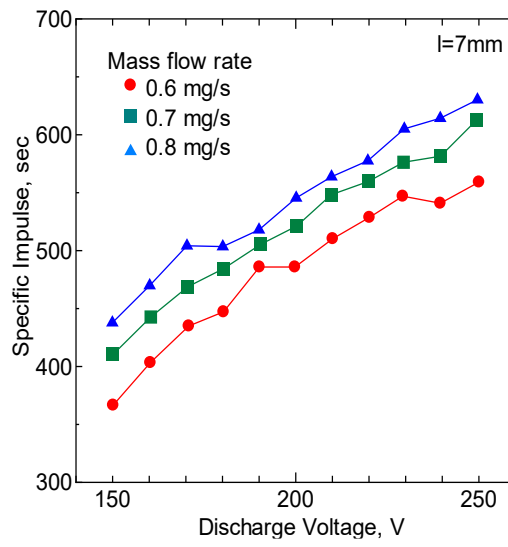


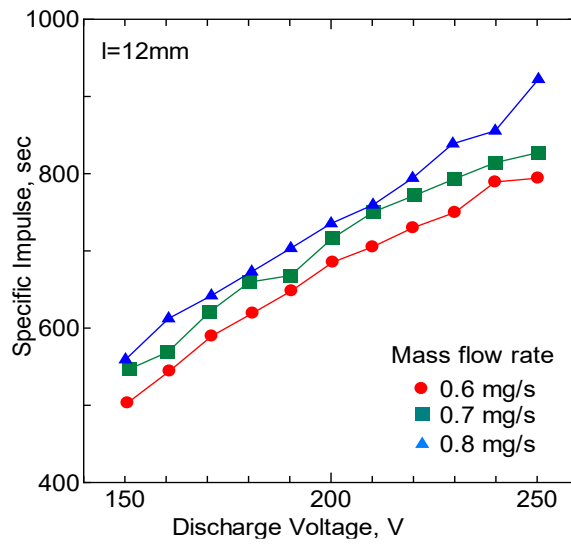
図5-7 放電電圧-放電電流の関係



(a) $X_m=11\text{mm}$

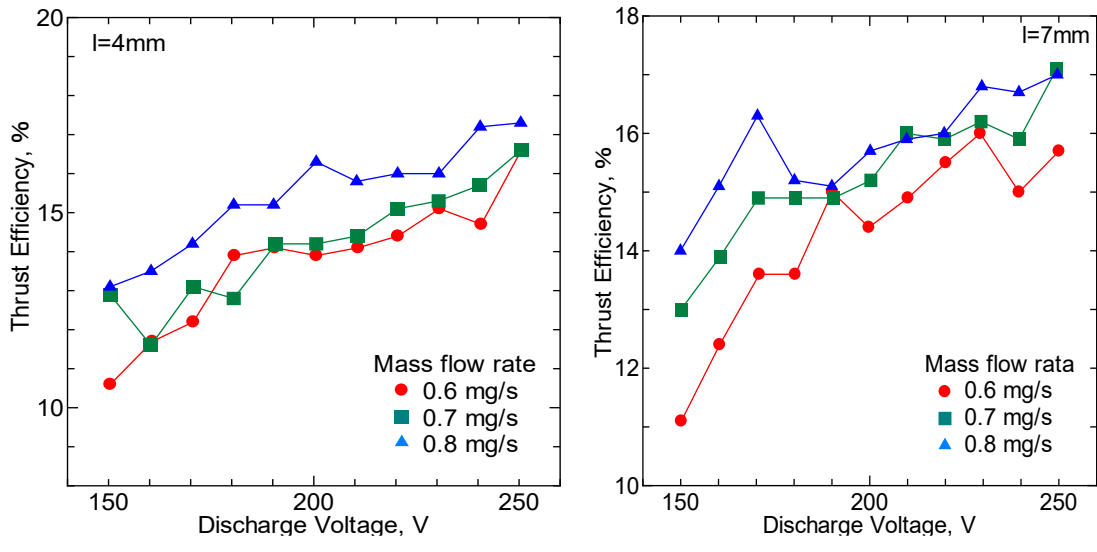


(b) $X_m=14\text{mm}$



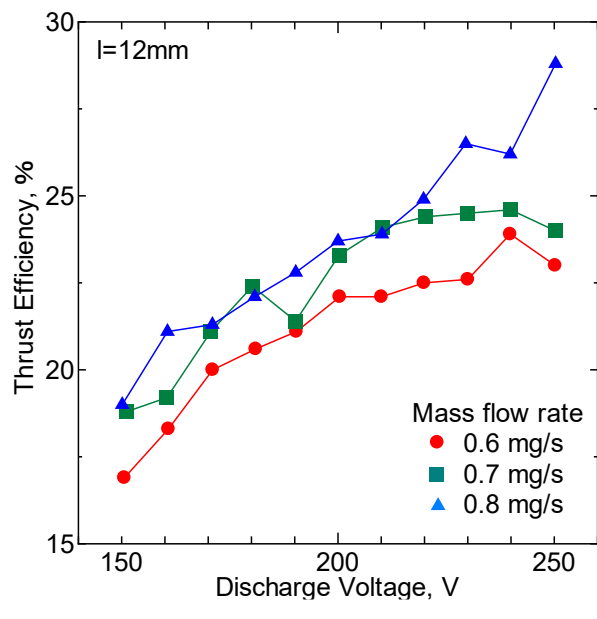
(c) $X_m=19\text{mm}$

図5-8 放電電圧-比推力の関係



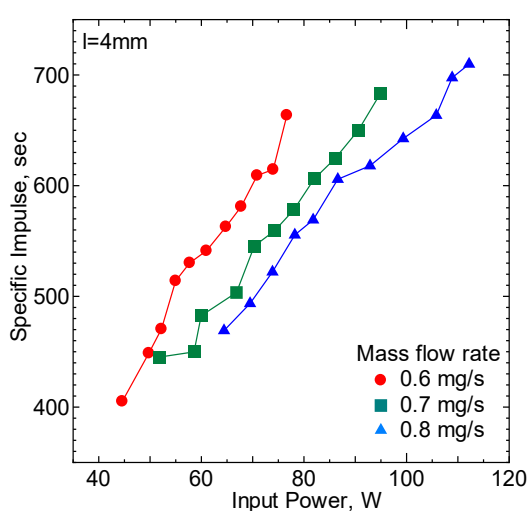
(a) $X_m=11\text{mm}$

(b) $X_m=14\text{mm}$

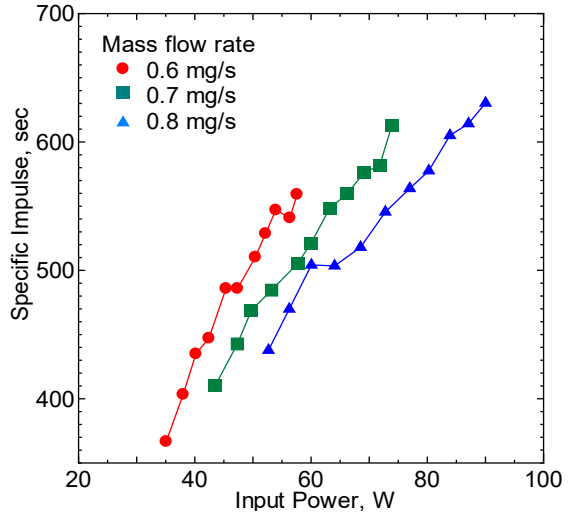


(c) $X_m=19\text{mm}$

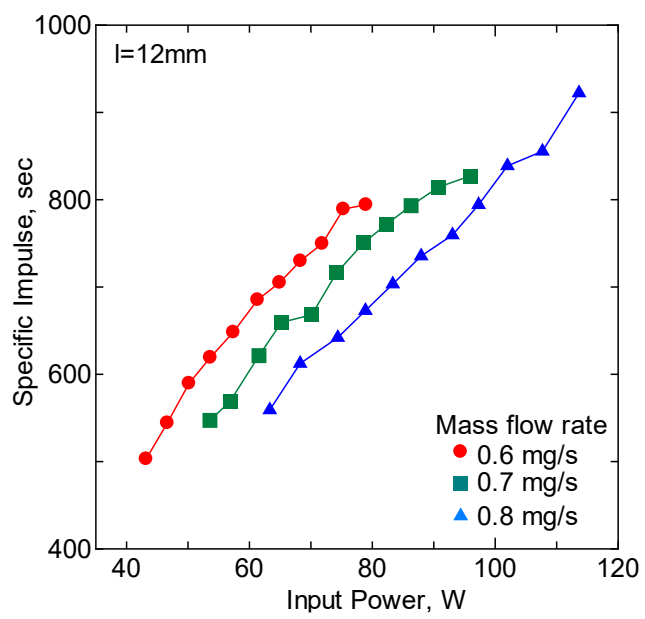
図5-9 放電電圧-推進効率の関係



(a) $X_m=11\text{mm}$



(b) $X_m=14\text{mm}$



(c) $X_m=19\text{mm}$

図5-10 消費電力-比推力の関係

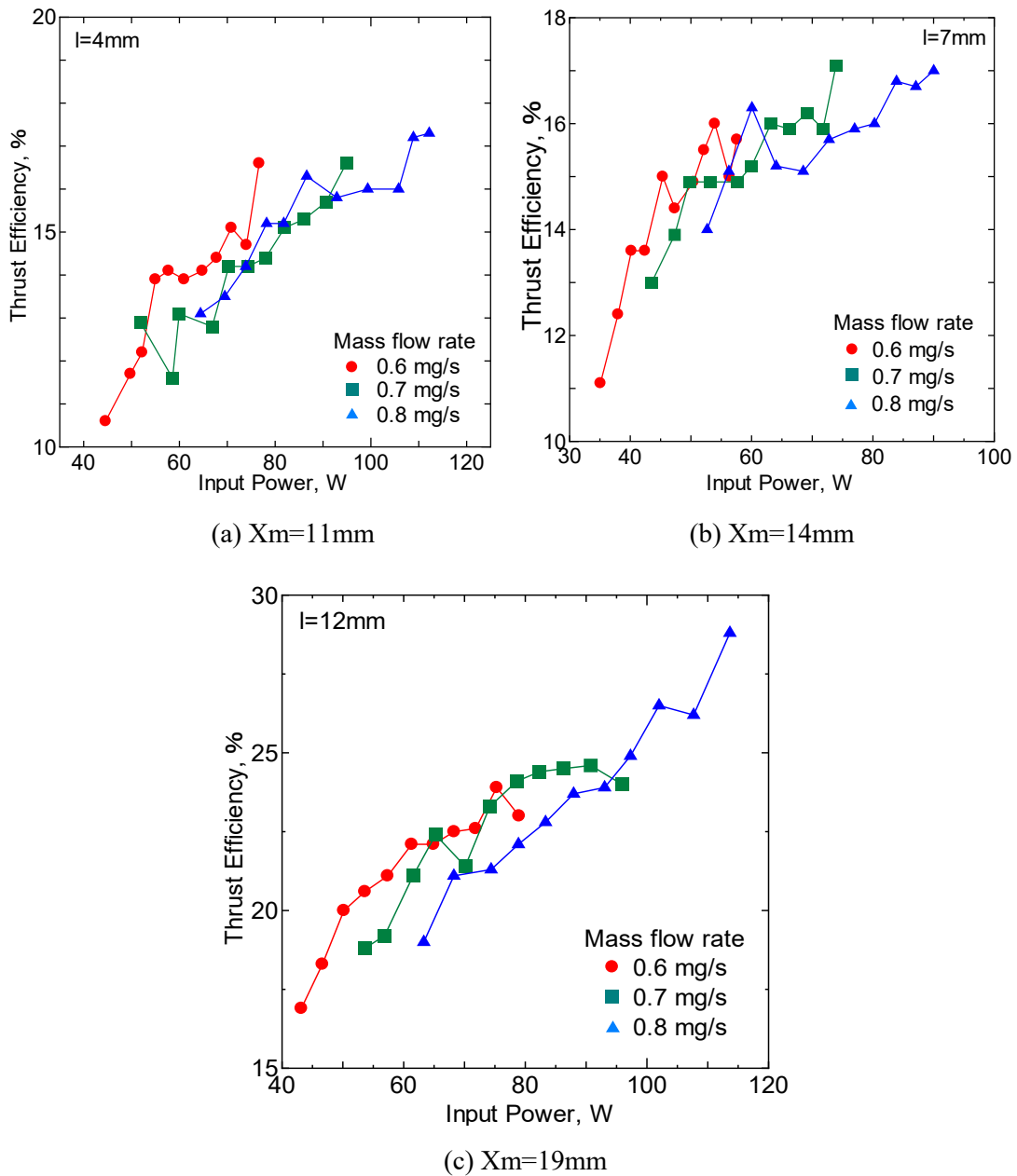


図5-11 消費電力-推進効率の関係

以上のように $X_m=19\text{mm}$ の条件下では、他の条件とほぼ同等の消費電力でありながら、比推力や推進力、推進効率といった推進性能が30%近く向上した。特に100W近辺ではTCHT-4の推進効率20%前後であるのに対し、TCHT-5では25%と性能が向上している。これは磁極間距離が延びたことにより、ノズル下流域と上流域の磁束密度の差によるミラー効果が効果的に働き、電子の捕捉が効率的に行われたためと考えられる。

5-5-2 SmCo 磁石と Nd 磁石の性能比較

本実験では最も良好な推進性能を記録した磁極間距離 $X_m=19\text{mm}$ ， $X_d=12\text{mm}$ で固定し，SmCo磁石とNd磁石の各推進性能を比較した．図5-12に噴射時のプルーム形状を示す．両磁石共に安定作動し発散角はほぼ変化が無かったが，Nd磁石の場合プルームがやや大きい傾向があった．図5-13に放電電圧と放電電流の関係を示す．

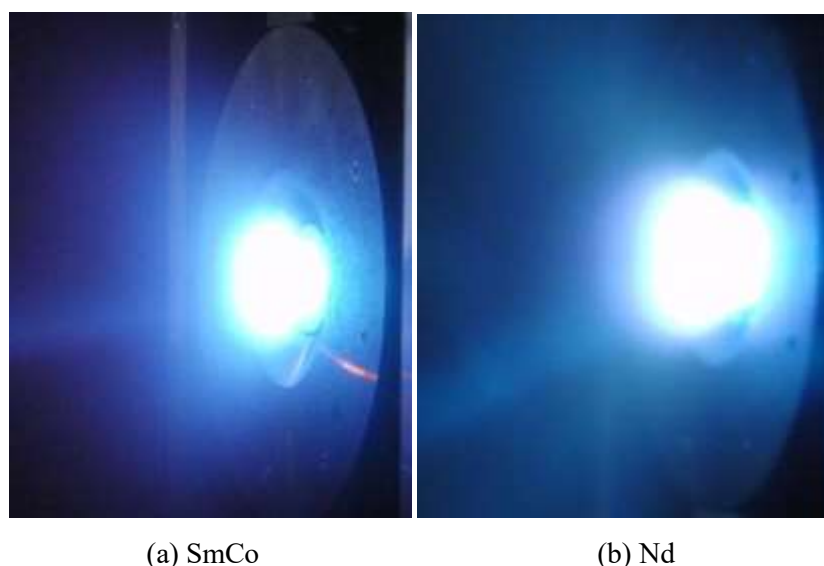


図5-12 噴射時のプルーム形状

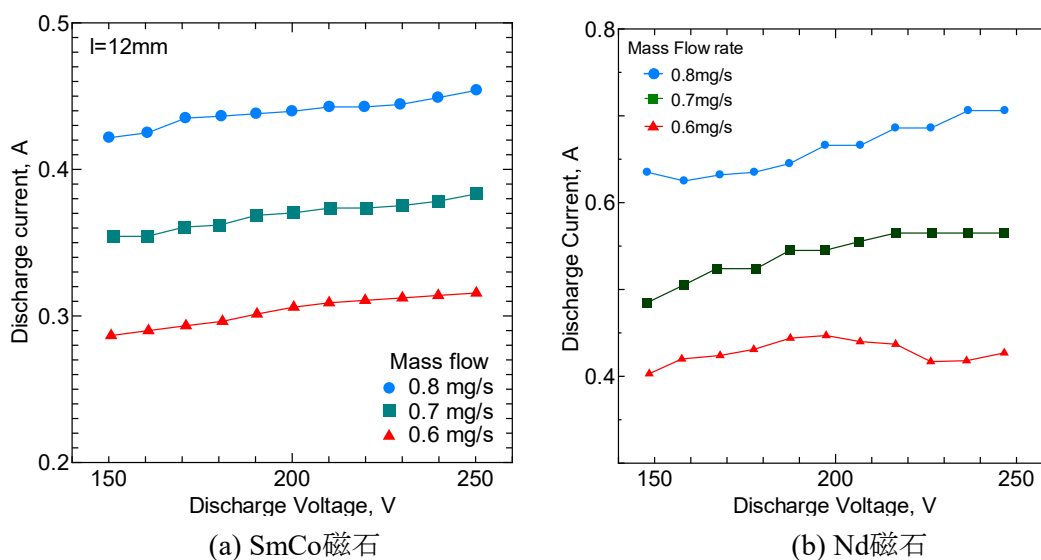


図5-13 放電電圧-放電電流の関係

両磁石ともに放電電流の緩やかな上昇傾向がみられる．Nd磁石の場合，全ての電圧域において放電電流はSmCo磁石の場合よりも13%高い結果となった．

図5-14に放電電圧と比推力の関係を示す．Nd磁石に変更した場合，SmCo磁石よりも

比推力が15%程度向上した。推進材流量0.6-0.7mg/sにおける比推力の差は両磁石とも比較的小さなものであったが、推進材流量が0.8mg/s、印加電圧200Vよりも大きい場合においては、他の推進剤流量の場合よりも比推力が増加傾向にあった。

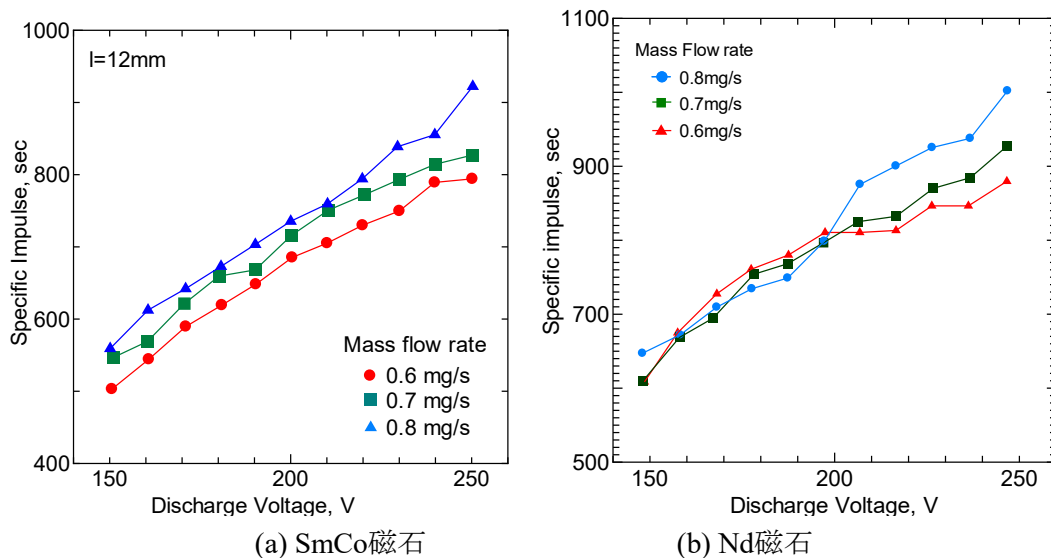


図5-14 放電電圧-比推力の関係

図5-15に放電電圧と推進効率の関係を示す。推進剤流量0.6-0.7mg/sのとき、Nd磁石使用時は20-21%付近から推進効率が伸び悩んでいる傾向があった。ただ推進剤流量が0.8mg/sの時はいずれの磁石の場合においても印加電圧の上昇とともに推進効率が上昇傾向し、特に印加電圧200V付近より推進効率の上昇が顕著であった。

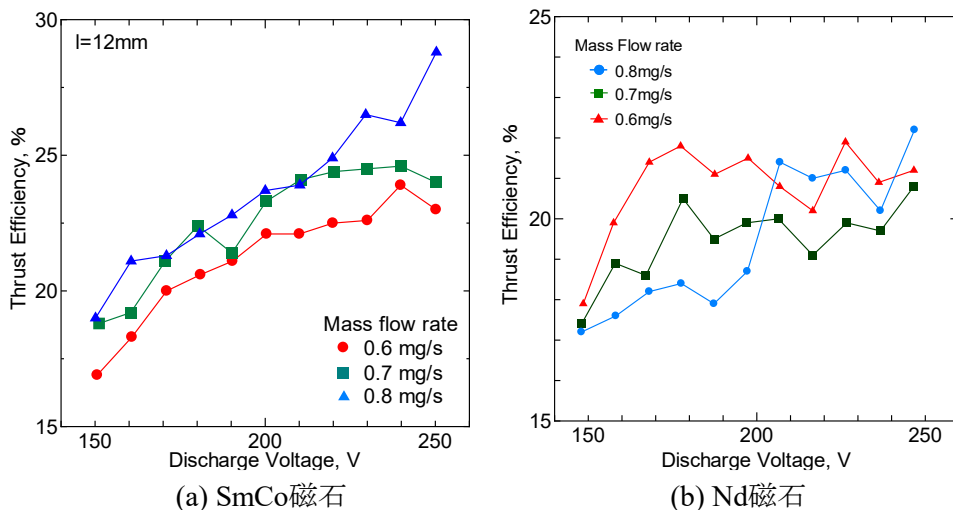


図5-15 放電電圧-推進効率の関係

図5-16に投入電力と比推力の関係を示す。いずれの磁石の場合でも推進剤流量が少ないほど低電力で作動する傾向があることがわかる。また、投入電力100WにおいてSm-Co

磁石が推進剤流量0.8mg/sで比推力838.8 sであるのに対して、Nd磁石の場合、推進剤流量0.6mg/sで比推力846.5 sであることから、Nd磁石を使用し印加磁場を強くすることによって推進剤流量の低減を図ることが出来ることが判明した。

図5-17に消費電力と推進効率の関係を示す。Nd磁石の場合、推進材流量0.6mg/sのとき推進効率21.2%を示したものの、SmCo磁石の場合よりも低い値を示した。

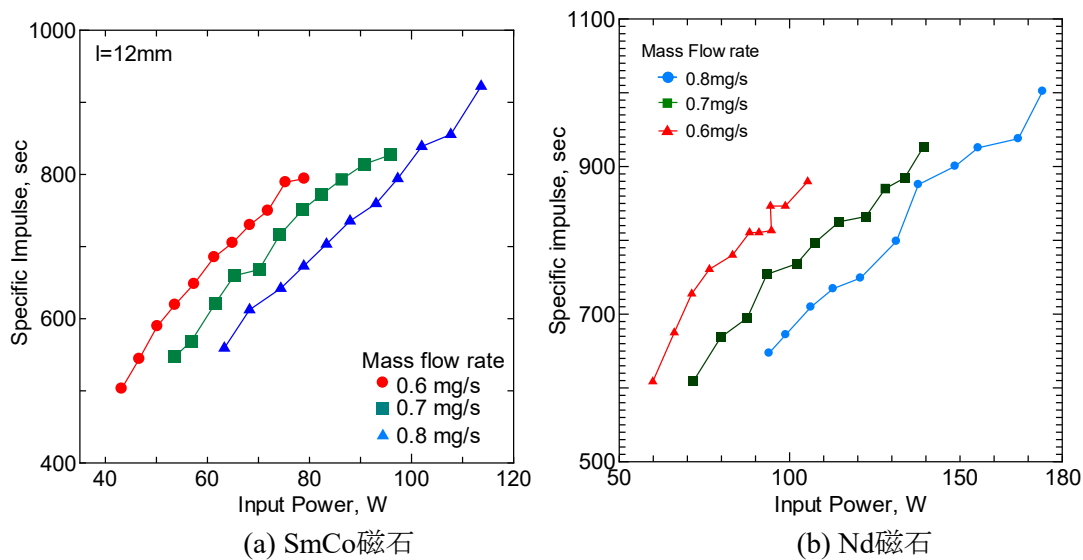


図5-16 消費電力-比推力の関係

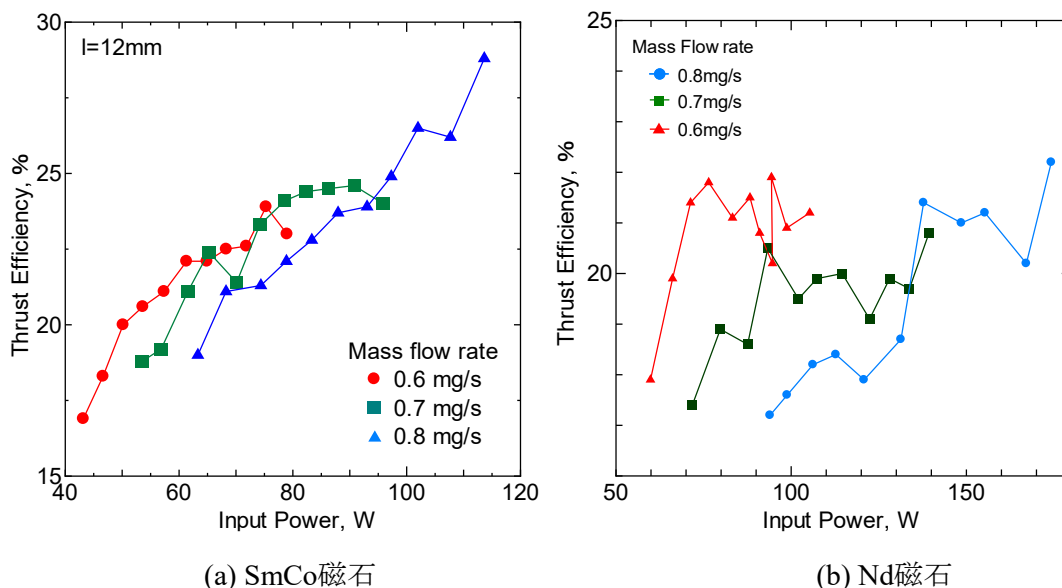


図5-17 消費電力-推進効率の関係

以上のようにNd磁石を用いることにより、比推力が向上することが確認できた。その一方で推進効率が推進剤流量の増加とともに悪化することについては、Xeガスと電

子の電離衝突の機会が増え過ぎ、2価以上のイオンが生成される過程で放電エネルギーが奪われたためと考えられる。この場合推進剤流量を少なくし、過剰に電離が起らないようにすることによって更なる推進性能の向上を期待できる。

5-6 高電圧域での作動試験

5-6-1 低推進剤流量での作動試験

本実験では最も良好な推進性能を記録した磁極間距離 $X_m=19\text{mm}$ 、 $X_d=12\text{mm}$ で固定し、Nd磁石で磁場形成を行い、0.2, 0.3, 0.4mg/sの3種の推進剤流量で150Vより作動が不安定になる電圧域までの推進性能を測定した。

図5-18に放電電圧と放電電流の関係を示す。主放電装置が印加できる最大限の放電電圧1000Vにおいても安定した作動を示し、放電電流値は推進剤流量が0.6-0.8mg/sの時よりも低い値となった。推進剤流量が0.2mg/sの時グラフからもわかるとおり低電圧モードでの作動が確認できる。推進剤流量が0.3, 0.4mg/sのとき、放電電圧150-250V付近は電流値が増加していることから低電圧モードであることを示しているが、放電電圧300V以降は電圧の上昇とともに放電電流が減少しており高電圧モードになっていることがわかる。

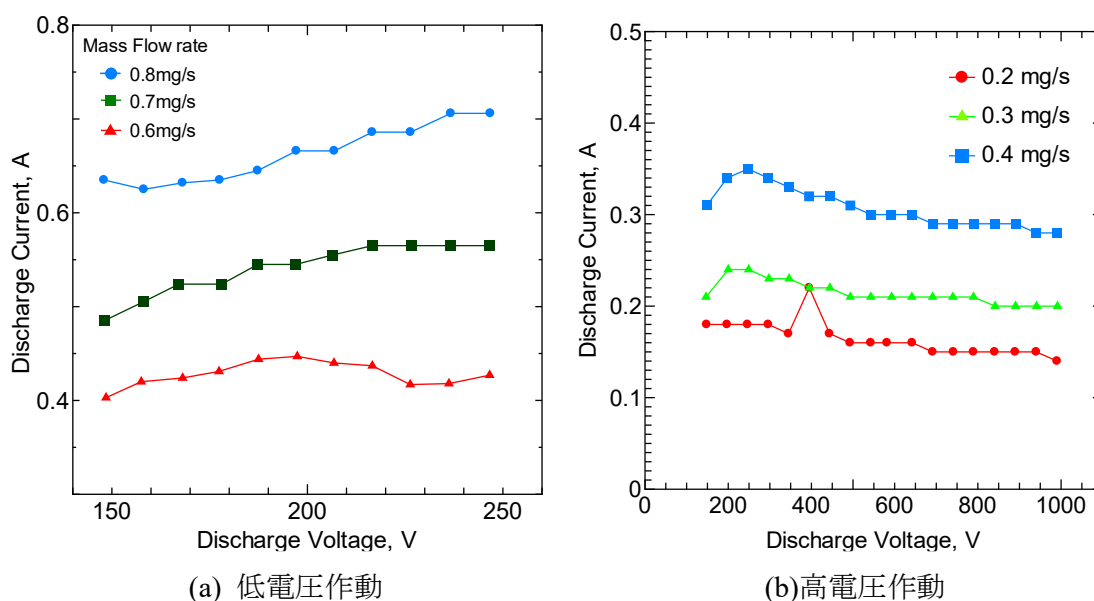
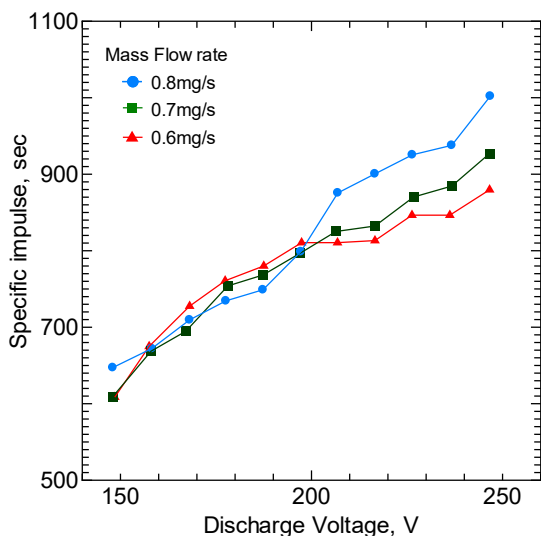
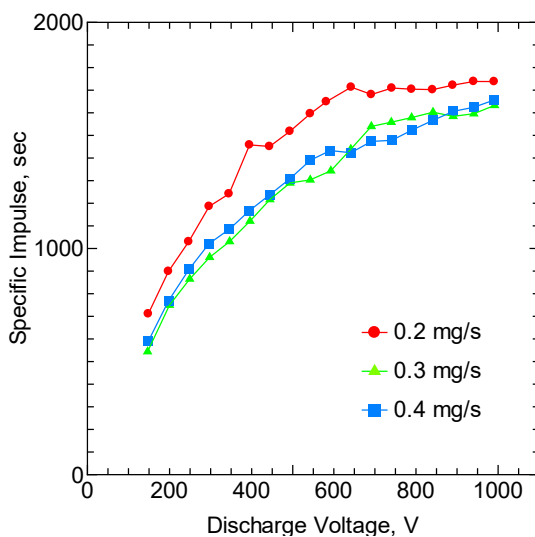


図5-18 放電電圧-放電電流の関係

図5-19に放電電圧と比推力の関係を示す。推進剤流量に依らず放電電圧の増加に従って推力・比推力が伸びており、特に推進剤流量が0.2mg/s、放電電圧250Vの時に比推力が1000sを越え、推進剤流量0.2mg/sの時は600V付近より比推力は1700s前後でほぼ一定の値を示した。放電電圧950Vの時に比推力の最高値1738.6sを示した。



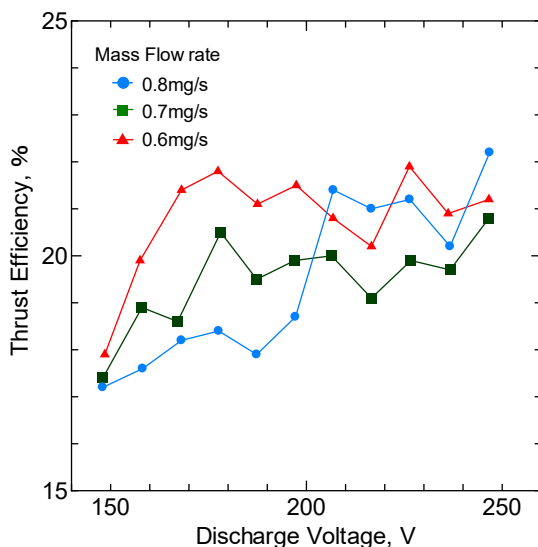
(a) 低電圧作動



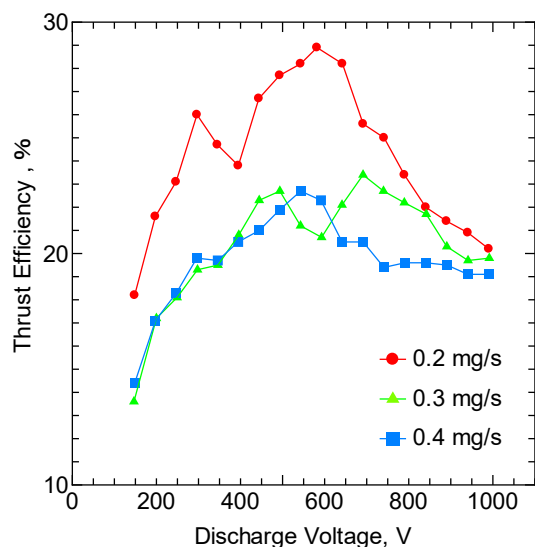
(b) 高電圧作動

図5-19 放電電圧-比推力の関係

図5-20に放電電圧と推力効率の関係を示す。推進剤流量0.2mg/sの時、放電電圧600V付近で最高となる推進効率28.9%を記録したが、その後放電電圧1000V時には20.2%まで低下した。他の推進剤流量では大きな推進効率の上昇はみられず、20%付近で推進効率が頭打ちしている。



(a) 低電圧作動



(b) 高電圧作動

図5-20 放電電圧-推進効率の関係

図5-21に消費電力と比推力の関係を示す。推進剤流量0.2mg/s、消費電力100Wの時、

比推力は1713sと目標とする比推力を達成した。比推力は1700s付近を境に比推力が頭打ちしている。また推進剤流量の増加とともに高比推力を得るために必要な消費電力が増加する傾向がみられる。

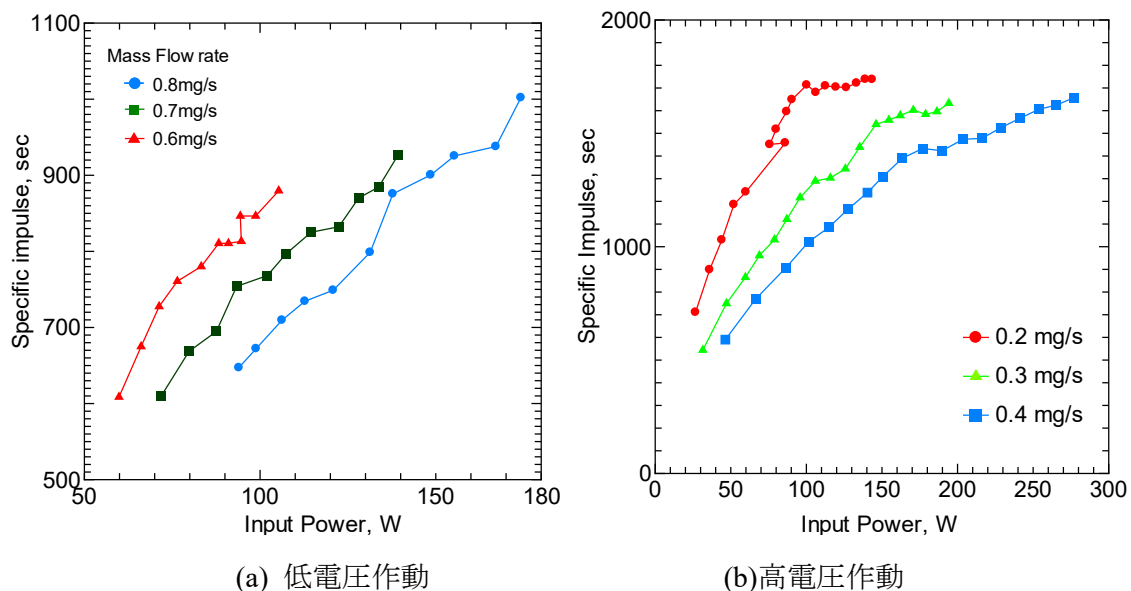


図5-21 消費電力-比推力の関係

図5-22に消費電力と推力効率の関係を示す。推進剤流量0.2mg/sの時、消費電力100W付近で最も推進効率が良いがその後急激に性能が落ちている。その他推進剤流量でも消費電力100W以上の領域においても20%程度の推進効率にとどまった。

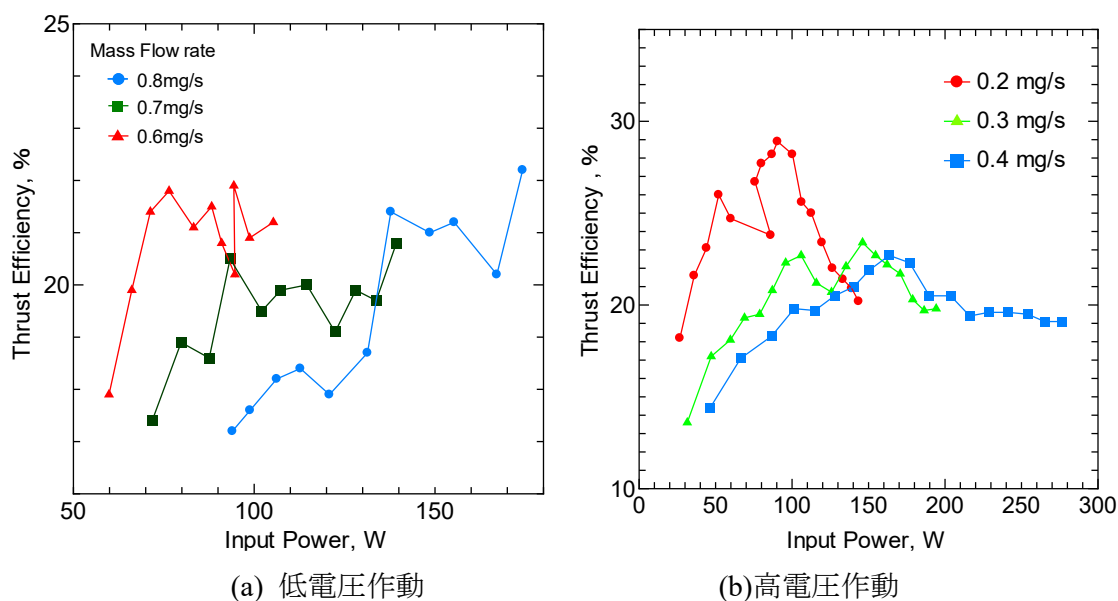


図5-22 消費電力-推進効率の関係

以上の試験により、推進剤流量が0.2mg/sの時、TCHT-4の推進性能を比推力で16%近

く、推進性能で44%近く向上し、かつ長時間作動させても熱減磁が起こらず安定した噴射を確認できた。放電電流が低電圧モードを示しているのは、径方向磁場を強化した上に、磁極間距離が長くなったことによるミラー効果による電子の捕捉も向上したものと考えられる。

5-6-2 磁極位置の調整

ここではミラー効果の影響を確認するため、これまで行ってきた磁極間距離をさらに長くとり、構造上の上限である磁極位置 $X_m=22\text{mm}$ 、 $X_d=15\text{mm}$ の際の作動と推進性能を測定し、 $X_m=19\text{mm}$ 、 $X_d=12\text{mm}$ の場合と比較する。図 5-23 に放電電圧 1000V での噴射の様態を示す。これまでとは異なり噴射時の発散が肉眼で確認することが出来る。



図 5-23 放電電圧 1000V での噴射の様態

図5-24に放電電圧と放電電流の関係を示す。磁極間距離 $X_m=22$ の時、全ての推進剤流量において、放電電流が $X_m=19\text{mm}$ の時よりも低下する傾向を示した。

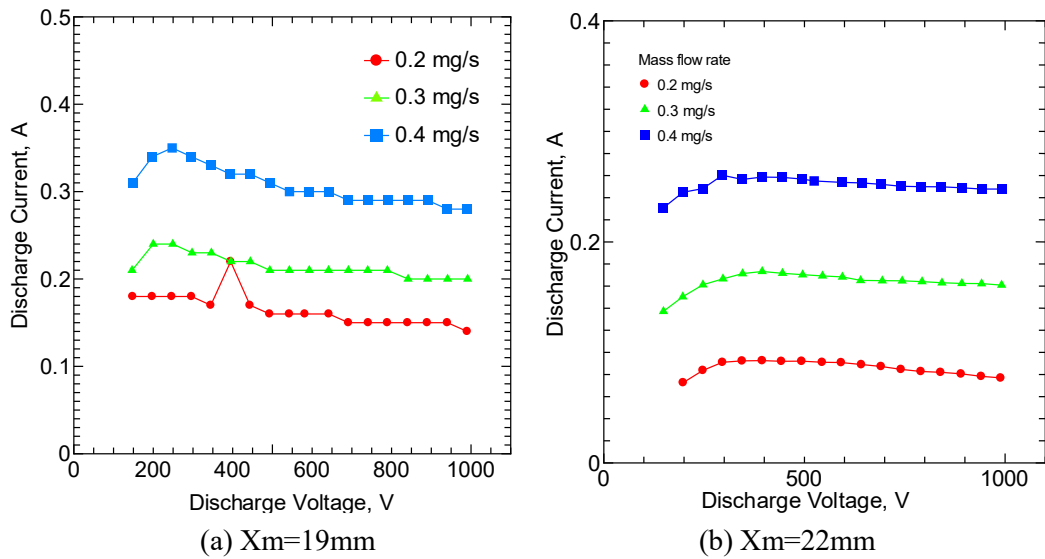


図5-24 放電電圧-放電電流の関係

図5-25に放電電圧と比推力の関係を示す。推進剤流量0.2mg/sの推進性能が磁極間距離 $X_m=19$ の場合よりも低下する傾向がみられた。推進剤流量0.3mg/sの場合はほとんど性能向上がみられなかった。推進剤流量0.4mg/sの時、放電電圧1000Vでの比推力が1656.6sから1800.5sとなり、8.7%程の比推力向上が見られた。

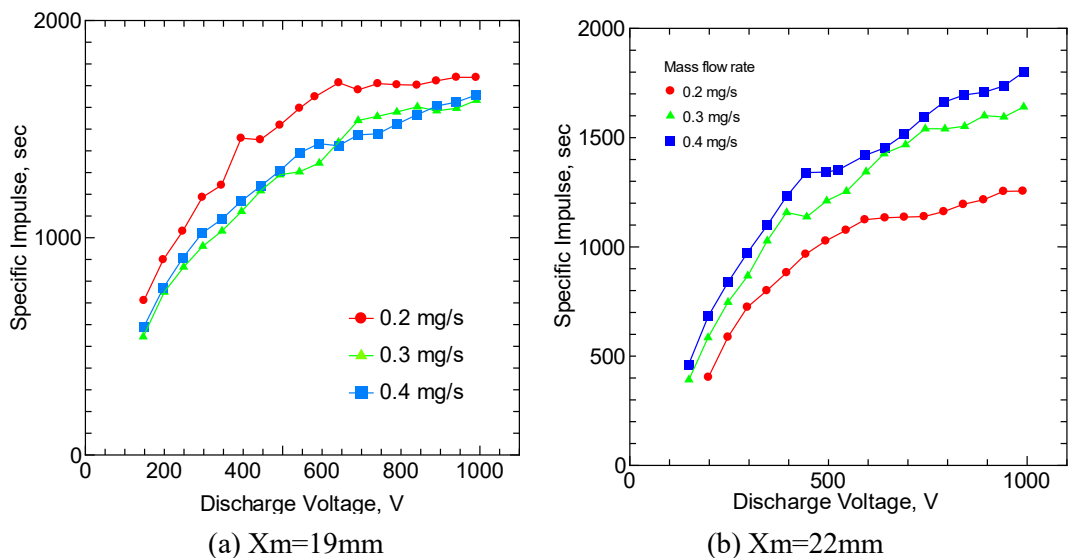


図5-25 放電電圧-比推力の関係

図5-26に放電電圧と推力効率の関係を示す。推進剤流量0.2mg/sの時、推進効率は28.9%から22.6%になるなど性能低下がみられたが、推進剤流量0.3mg/sの時は22.7%から28%前後に、推進剤流量0.4mg/sの時は22.7%から30.1%と推進効率の向上がみられた。

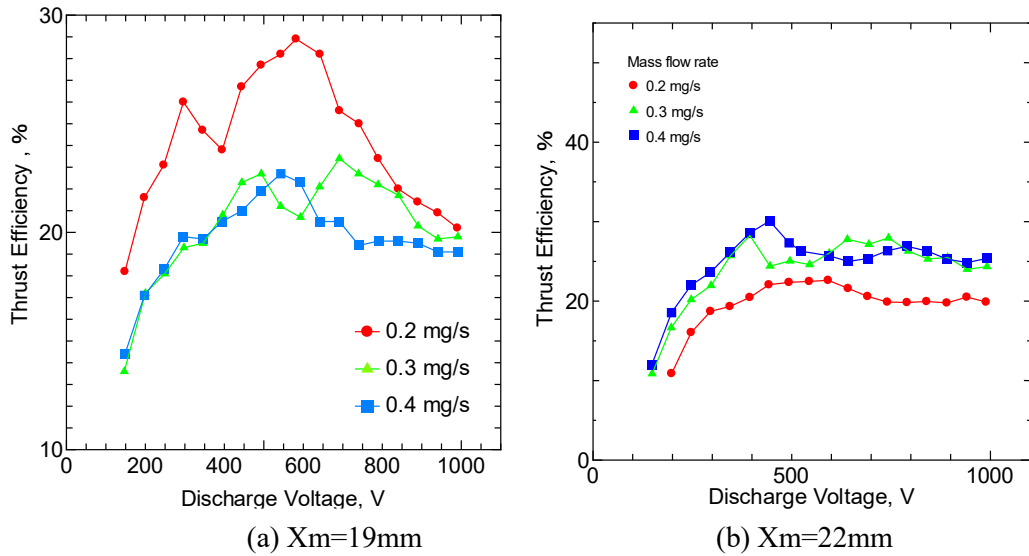


図5-26 放電電圧-推進効率の関係

図5-27に消費電力と比推力の関係を示す。放電電圧1000Vにおいてもの推進剤流量0.2mg/sの時、消費電力100Wを下回る76.1Wでの作動を確認したが、比推力は1255sと目標値を下回った。推進剤流量0.3mg/s, 消費電力100Wの時、1344.3sと目標値を達成した。

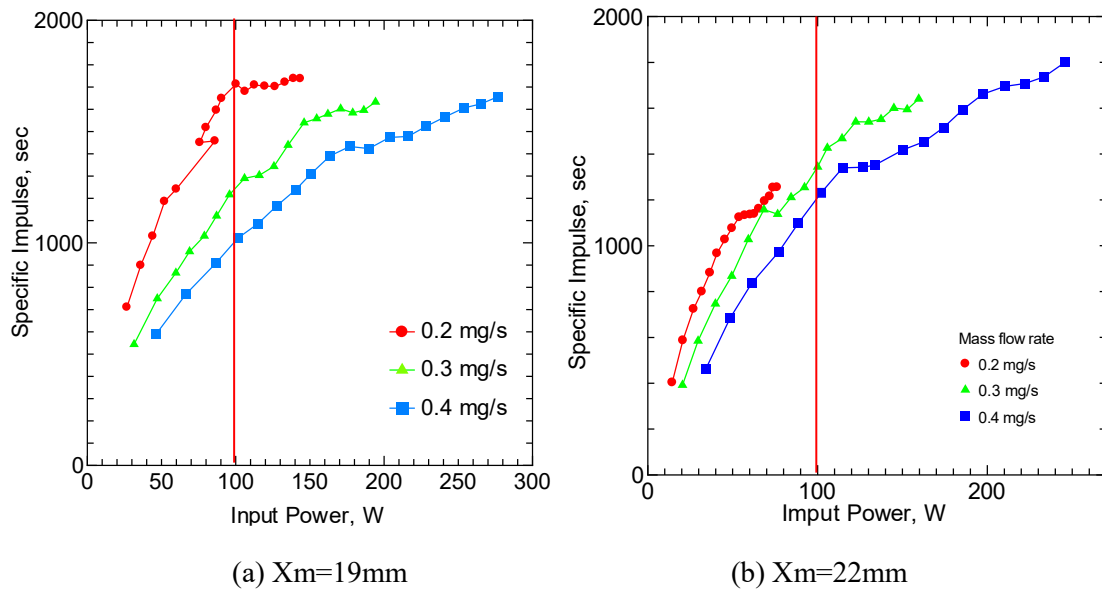


図5-27 消費電力-比推力の関係

図5-28に消費電力と推力効率の関係を示す。 $X_m=19\text{mm}$ では全領域において30%を越える推進効率を得ることが出来なかったが、 $X=22\text{mm}$, 消費電力115Wのとき、推進効率30.1%を達成した。

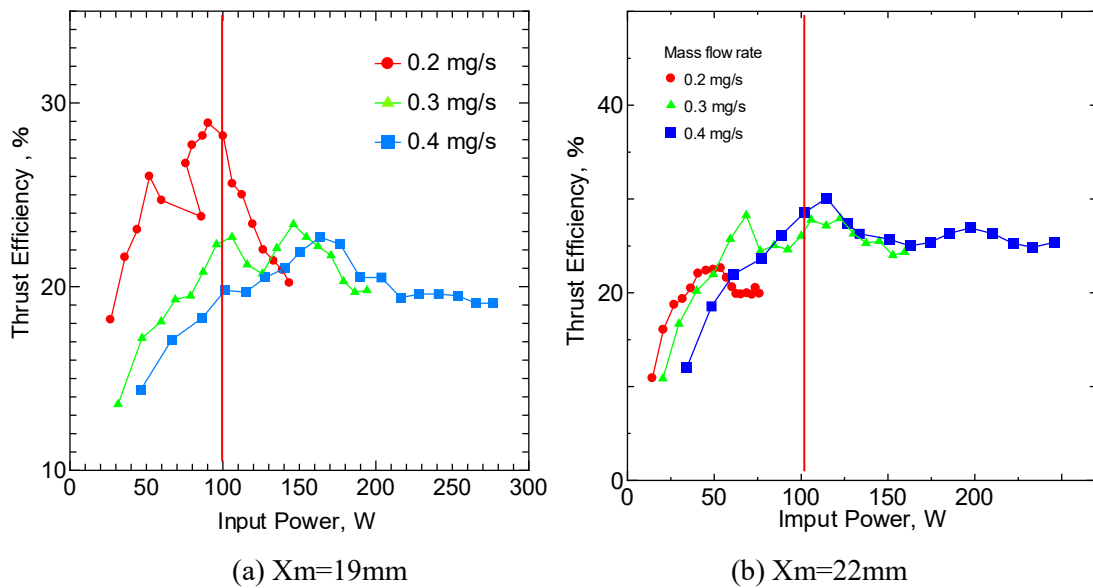


図5-38 消費電力-推進効率の関係

$X=22\text{mm}$ の時、放電電流が減少していることから軸方向の電子の移動度が低下し、 $X_m=19\text{mm}$ の場合よりもミラー効果による電子の捕捉が強くなっているものと考えられる。そのため、推進剤密度が小さく2価イオンの生成等で奪われるエネルギーが小さい推進剤流量 0.2mg/s の時、他の流量よりも比推力・推進効率は更に向上するものと考えたが、放電電流の減少はみられたものの比推力・推進効率が落ち込み、推進剤流量 0.3 、 0.4mg/s の時は逆に推進効率が向上する結果となった。

放電電流の低下する傾向から、推進剤の電離課程に問題は無いと推測されるが比推力の低下と推進効率の低下という点、磁極の後退とともに放電室長 X_d も 12mm から 15mm に変更されている点を考えると、放電室内でプラズマの発散し、放電室壁出口付近でプラズマが接してイオンの運動エネルギーが奪われている可能性が考えられる。

この問題を解決するためには放電室形状をダイバージェントノズルに変更し、放電室出口でのプラズマの接触を防ぐ等の対策が必要になると考えられる。

5-7 本章のまとめ

本章では TCHT-4 の作動試験の結果判明した永久磁石の熱減磁に対し、SPT 型を参考にスラスタ外周部に永久磁石を配置して対策を行い、放電室長 X_d と磁極間距離 X_m の最適値を決定するため、シリンダリカル型ホールスラスタ「TCHT-5」を新たに開発し、作動実験を行った。作動試験は「低電圧作動」と「高電圧作動」の2段階に分けて行い、低電圧作動試験での最良条件を見つけ出し、その条件で高電圧作動試験を行った。

低電圧作動試験においては、 $X_m=11\text{mm}$ 、 $X_d=4\text{mm}$ の場合と $X_m=14\text{mm}$ 、 $X_d=7\text{mm}$ の場合、 $X_m=19\text{mm}$ 、 $X_d=12\text{mm}$ の場合における各推進性能を測定し、 $X_m=19\text{mm}$ の条件下

において、他の条件とほぼ同等の消費電力でありながら、比推力や推進力、推進効率といった推進性能が30%近く向上することを確認した。目標消費電力である100W近辺では、TCHT-4よりも高い25%の推進効率を達成した。これは磁極間距離が延びたことにより、ノズル下流域と上流域の磁束密度の差によるミラー効果が効果的に働き、電子の捕捉が効率的に行われたためと考えられる。

また、この条件下で搭載する永久磁石にSm-Co磁石とNd磁石の場合の各推進性能を比較したところ、比推力が15%ほど向上することが確認できた。放電電流の増加と推進効率の低下がみられたが、これは推進剤流量の増加とともに低下している点から、Xeガスと電子の電離衝突の機会が増え過ぎ、2価以上のイオンが生成される過程で放電エネルギーが奪われたためと考えられる。この場合推進剤流量を少なくすることにより回避できるため、高電圧試験においてはNd磁石を用いて試験を行うこととした。

高電圧試験においては、Nd磁石を用い、低電圧試験で判明した条件である $X_m=19\text{mm}$ 、 $X_d=12\text{mm}$ で放電電圧150V以上の電圧域での推進性能を測定した。その結果、推進剤流量が 0.2mg/s の時、TCHT-4の推進性能を比推力で16%近く、推進性能で44%近く向上し、かつ長時間作動させても熱減磁が起こらず安定した噴射を確認することが出来た。放電電流も低電圧モードを示しており、径方向磁場を強化とミラー効果による電子の捕捉も向上したのと考えられる。

次に磁極間距離を更に後退させた $X_m=22\text{mm}$ 、 $X_d=15\text{mm}$ での推進性能を測定した。当初ミラー効果による電子の捕捉が更に強くなり、放電電流の低下と比推力、推進効率の向上を期待したものの、放電電流の減少はみられたが、比推力・推進効率が落ち込み、推進剤流量 $0.3, 0.4\text{mg/s}$ の時は逆に推進効率が向上する結果となった。

電流値が低下している事実からプラズマ生成の効率は上がっているのと考えられるが、磁極の後退とともに放電室長 X_d も 12mm から 15mm に延長されている点を考えると、発散したプラズマが放電室壁出口付近に接し、イオンの運動エネルギーが奪われている可能性が考えられる。

この問題を解決するためには放電室形状をダイバージェントノズルに変更し、放電室出口でのプラズマの接触を防ぐ等の対策が必要になると考えられる。

第6章 ホールスラスタの大電力作動試験

本章ではこれまで述べてきた超小型人工衛星搭載用のホールスラスタの開発と並行して行ってきた、大電力型ホールスラスタの開発について述べる。

6-1 概要

近年、将来的な有人火星探査計画や小惑星探査、静止軌道上での太陽光発電衛星の建設などでの物資輸送において、化学推進機を用いた従来型の「地上ー地球周回軌道」間の輸送システムに加え、電気推進機を用いた「軌道ー軌道」間の輸送システムの構築が急がれている。特に構造が比較的簡単かつ低コストで高い推進性能を見込むことが出来る大電力型のホールスラスタに注目が集められており、欧米の研究機関で数十 kW クラスの大電力ホールスラスタの技術獲得に向けた研究開発が盛んに行われている。

しかしながら日本においては大電力型ホールスラスタ開発の将来的展望が明確でない上に、日本の大電力ホールスラスタの宇宙実績は無いに等しいため、世界の潮流から取り残されているのが現状である。

大電力ホールスラスタの技術獲得を早急に行うため、2011年より東京大学、首都大学東京、岐阜大学、大阪工業大学、宮崎大学、九州大学の6大学とJAXAによるAll-Japanでの共同研究体制が構築され、複数機で同時作動を行うクラスタ化などの運用形態に対応が可能な、5kW級のTAL型ホールスラスタの開発プロジェクト「RAIJIN」が進められている。本プロジェクトでは大電力ホールスラスタの開発のほか、TAL型ホールスラスタ特有の作動不安定性と狭い作動領域をクリアするスマート電源の開発や大電力作動に対応した20Aクラスのホローカソードの開発、多数機を同時作動させた場合の性能予測など、スラスタ以外の機器・システム開発も含まれる。

表 6-1 に RAIJIN プロジェクトで開発中の大電力ホールスラスタの目標性能を示す。

表 6-1 目標性能

作動電力 [kW]	5
比推力 [sec]	2000-5000
推力[mN]	294.3-490.5
放電室直径 [mm]	100
推進剤流量 [mg/s]	10
使用推進剤	Xe ,Ar
推進効率 [%]	60-70

大阪工業大学は本プロジェクトにおいて、既存のSPT型およびTAL型ホールスラスタに対し放電電圧200-1000Vを印加し、ホールスラスタの大電力作動時における性能特

性の取得と潜在的な問題点についての評価を行う。

6-2 使用するホールスラストについて

本節では大電力作動試験に用いるホールスラストについて説明する。

6-2-1 THT-IV ホールスラスト

大電力作動試験にあたり，SPT型のホールスラストTHT-VIを用いた．図6-1，図6-2に外観と断面図を示す．本スラストはロシアで開発されたSPT-100を参考に，放電電圧100-500Vを作動域として開発されたホールスラストで，外形は100mm，内径は56mm，放電室長40mmのBNで作成された円環状放電室を有している．表6-2に搭載されたコイルの諸元を示す．スラストの外周部に6本，中心部に1本，放電室上流部に調整用のトリムコイルが1本配置されており，作動時に電流を印加して放電室内に作動に必要な径方向磁場を形成する．高電圧作動試験にあたり，アノード電力線を高電圧対応のものに変更を加えたほか，スラスト内部にある端子部に耐熱・絶縁テープで高温化でも確実に絶縁が出来るよう対策を施した．



図6-1 THT-IVホールスラストの外観

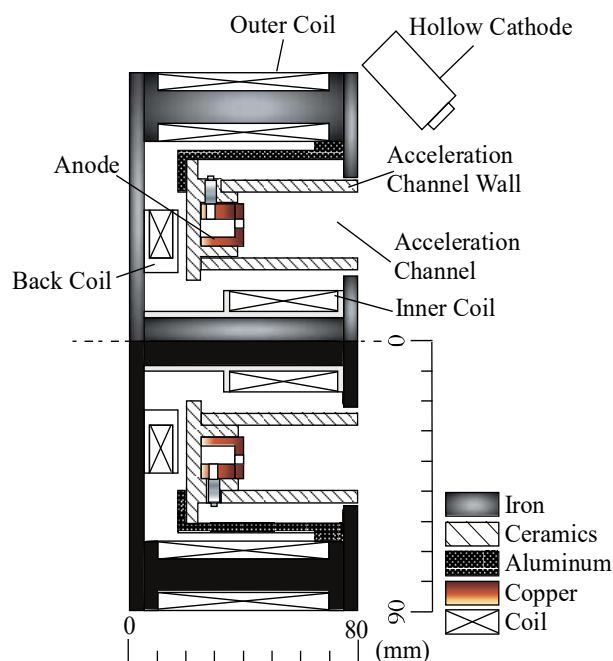


図6-2 THT-IVホールスラストの断面図

表6-2 搭載するコイルの諸元

Coils	
material	Copper φ0.5mm
Inner coil	
Number of turns	1200
Outer coils	
Number of turns	1400
Trim coil	
Number of turns	350

6-2-2 TALT-2 ホールスラスト

THT-IVと同じく高電圧作動試験で使用したTAL型ホールスラストTALT-2の外観と断面図を図6-3、図6-4に示す。TALT-2ホールスラストは典型的なアノードレイヤー型ホールスラストで、外形は65mm、内径は45mm、放電室長35mmの金属製の円環状放電室を有する。磁場印加用のコイルはリング状で、放電室の外周部に1本、内側・中心軸上に1本、トリムコイルが1本内蔵されている。表6-3にコイルの諸元を示す。作動領域は放電電圧100-400Vを対象としているTALT-2に対しても高電圧作動試験にあたり、アノード電力線を高電圧対応のものに変更を加えたほか、端子部の保護の厳重化、アノード外周部の絶縁化など対策を施した。



図 6-3 TALT-2 ホールスラスタの外観

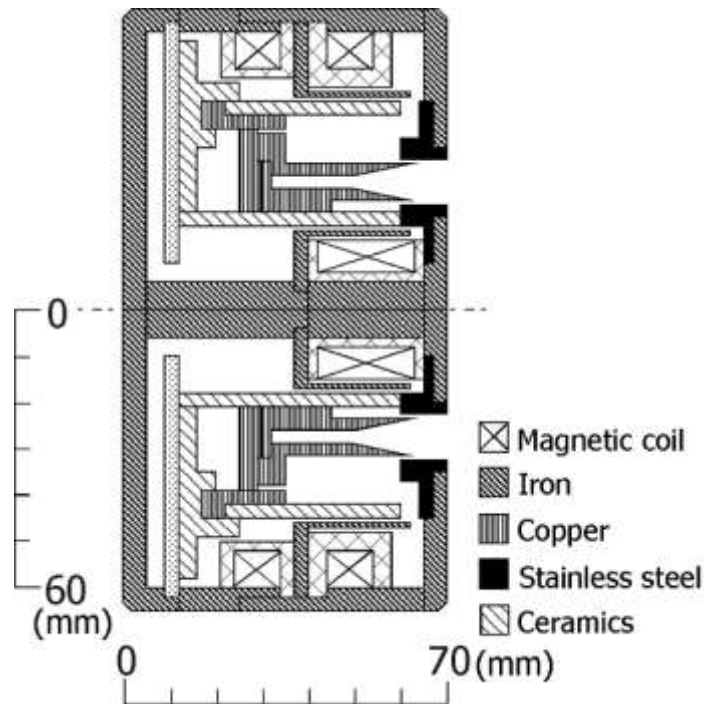


図 6-4 TALT-2 ホールスラスタの断面図

表 6-3 TALT-2 のコイル詳細

Coils	
Material	Copper φ0.5mm
Inner coil	
Number of turns	480
Outer coils	
Number of turns	240
Trim coil	
Number of turns	200

6-3 作動試験時の各種条件

ここでは Xe を推進剤として印加電圧と推進剤流量，ホローカソード流量，コイル電流値の各種条件について述べる．

6-3-1 THT-IV

表 6-4 に THT-IV の高電圧作動時における各種条件について示す．THT-IV では放電電圧 300~1000V までの推進性能を 50V ごとに確認する．また推進剤流量およびホローカソード流量は作動に応じて適時増量することとした．

表 6-4 THT-IV の作動条件

放電電圧 [V]	300 - 1000	
作動ガスの流量 [mg/s]	THT-IV	3.0
	ホローカソード	0.1
コイル電流 [A]	0.3, 0.3, 0.9 (外, 内, トリム)	

6-3-2 TALT-2

表 6-5 に TALT-2 の高電圧作動時の作動条件を示す．TALT-2 も同様に放電電圧 300~1000V までの推進性能を 50V ごとに確認する．推進剤流量およびホローカソード流量も作動に応じて適時増量する．

表 6-5 TALT-2 の作動条件

放電電圧 [V]	300 - 1000	
作動ガスの流量 [mg/s]	THT-IV	3.0
	ホローカソード	0.1
コイル電流 [A]	0.8, 0.8, 2.0 (外, 内, トリム)	

6-4 作動試験

6-4-1 THT-IV の高電圧作動と考察

放電電圧 300V と 1kV での THT-IV 作動時の模様を図 6-5 に示す。作動においては 5kW を上回る大電力作動に成功したものの、800V 以上の高電圧域での作動は不安定になる傾向があった。特に放電電圧 1kV 印加時のブルーム形状は、低電圧時の作動と見た目ではほとんど変化は見られなかったものの、プラズマ生成・加速の不均一に伴うものと思われる間欠的な推力の増減がみられるなど推力が不安定となる傾向がみられた。そのためスラストスタンドの振動が収まらず、また振動が収まる前にコイルの焼損のため作動不能となり、推力測定を行うことが出来なかった。



(a)300V 時



(b)1kV 時

図 6-5 THT-IV の噴射の模様

放電電圧—放電電流特性を図 6-6 に示す。放電電圧 300-550V の間では放電電流が比較的安定して流れていることから高電圧モードであることが推測される。放電電圧 600-750V の電圧域では推進剤流量 3.0mg/s での作動が出来なかったが、推進剤流量 3.5mg/s の時に作動を確認することができた。このときも放電電流は電圧の上昇に対しほぼ一定の値を示した。しかし放電電圧 800V 以降は推進剤流量 3.5mg/s での作動も行うことができず、推進剤流量 4.5mg/s の時作動を確認できたが放電電圧の上昇とともに急激に放電電流値が上昇する低電圧モードとなった。また、放電電圧 850V 以降はホローカソード流量を通常の 5-7.5 倍に上げる必要があった。この他、内コイルの過熱によるものと考えられるコイルの内部抵抗値が増大がみられた。

放電電圧—推力・比推力特性を図 6-7 に示す。放電電圧の上昇に比例して推力・比推力が増大していることがわかる。しかし放電電圧 900V 以降は推力・比推力ともに低下する傾向が見られた。

放電電圧—推進効率特性を図 6-8 に示す。放電電圧 300-400V の電圧域では推進性能の低下がみられたが、放電電圧 400-800V の電圧域において急激に推進効率が伸びた。その後放電電圧 850V 以降は急激に推進性能が低下する傾向が見られた。

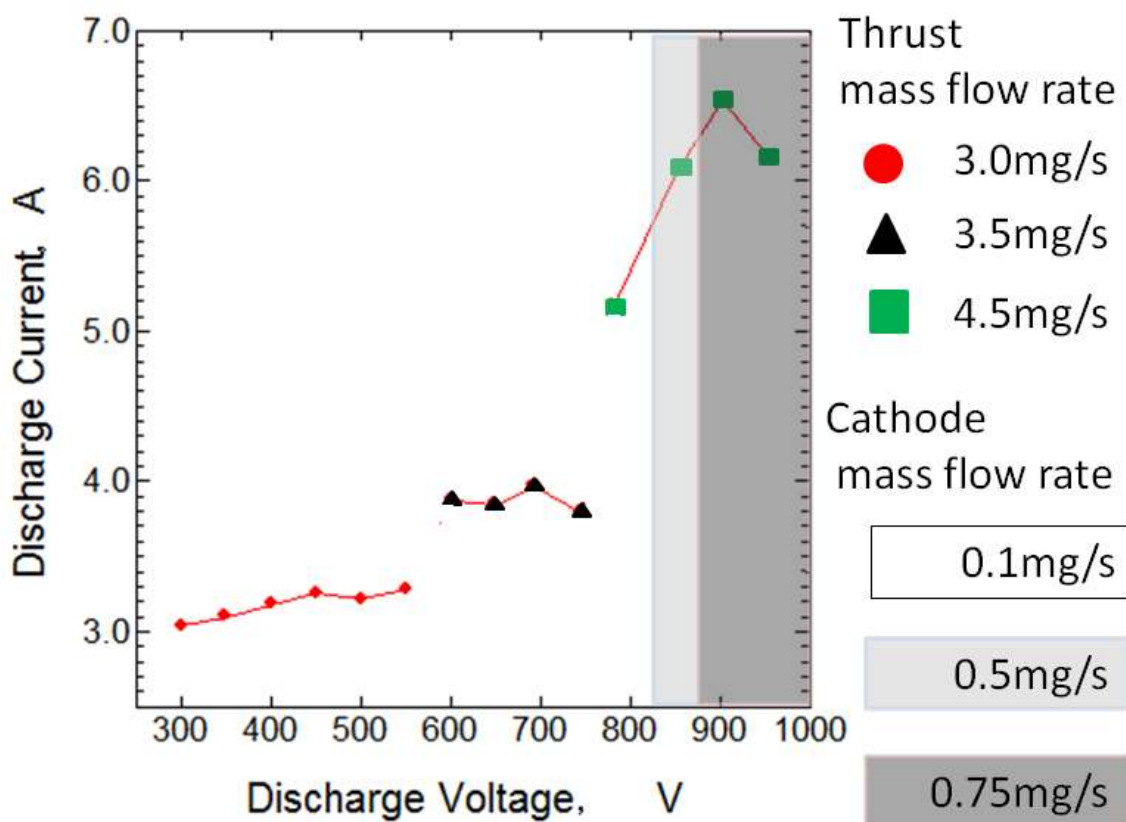


図 6-6 放電電圧—放電電流特性

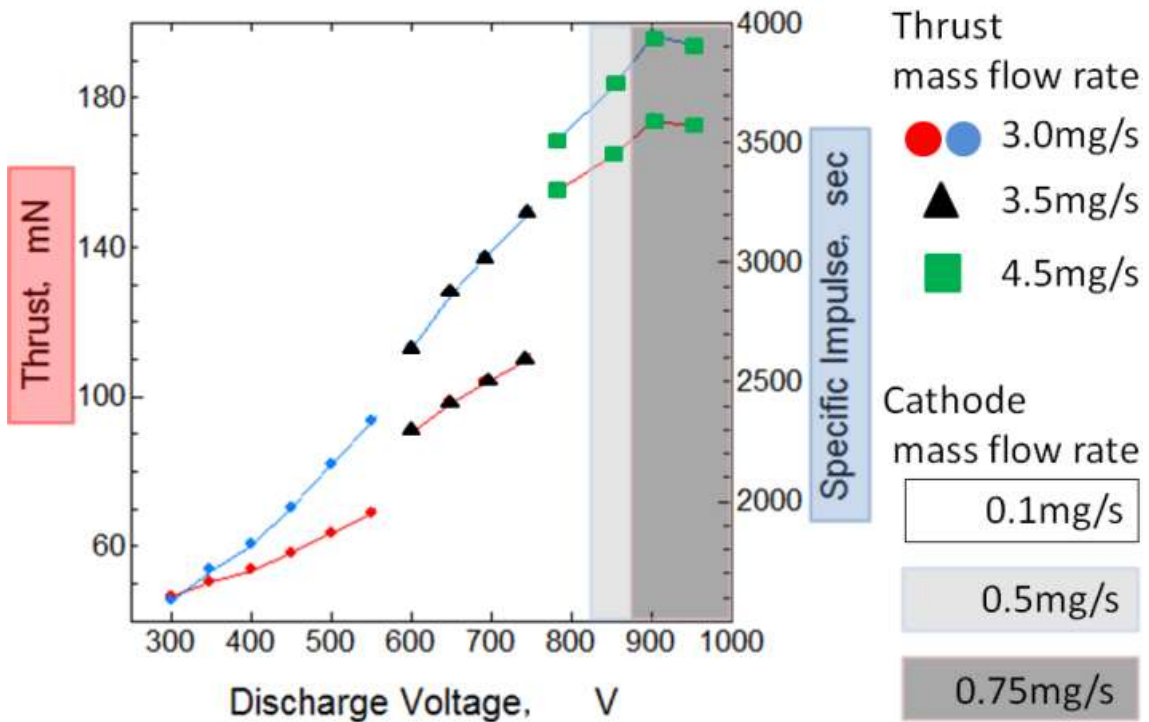


图 6-7 放电电压—推力·比推力特性

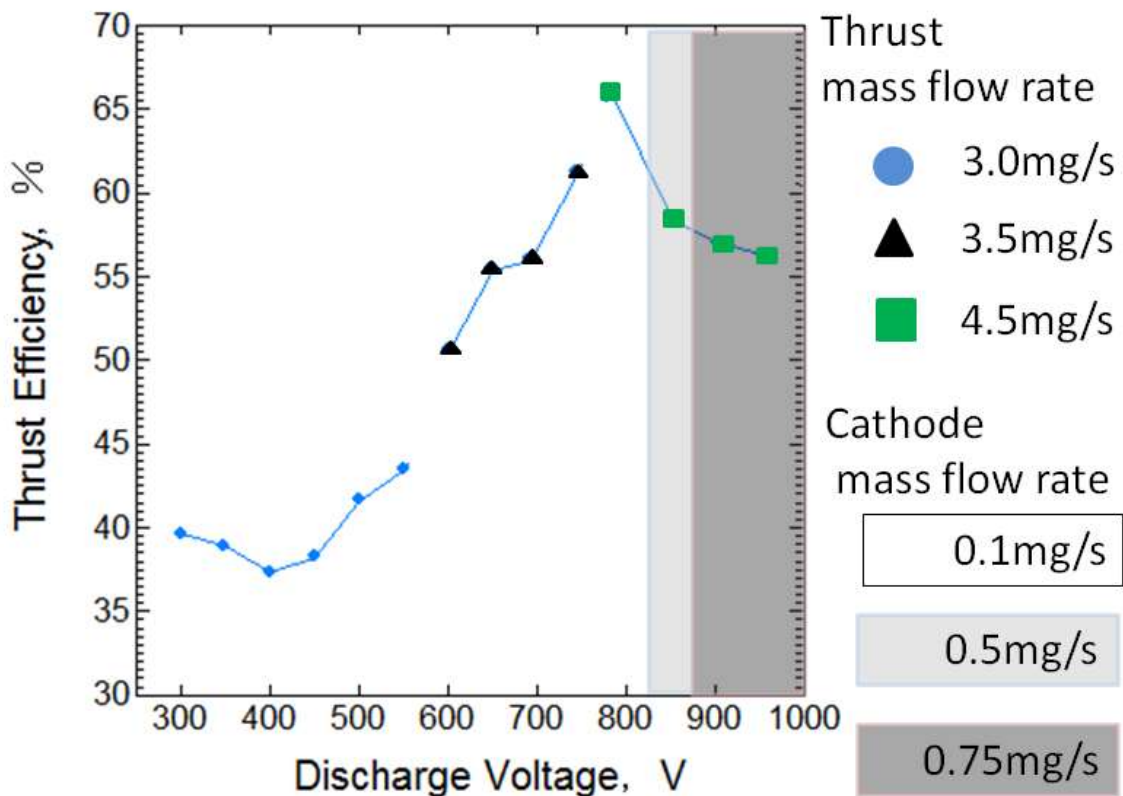


图 6-8 放电电压—推进效率特性

以上の試験を通して、現状の THT-IV が安定的・持続的な噴射を行うことが出来る上限は、放電電圧 750V の時にであることがわかった。このときの推進性能は、比推力 3200s, 推力 110mN, 推進効率 61%, 消費電力 2.85kW となった。

放電電流値の増大とコイルの焼損の関係性により、放電電圧 850V 以降の電圧域にみられる作動不安定性の原因は、スラスタ中心部にある内コイルが作動時の発熱により透磁率が低減し磁場強度が低下したことが主因であると推測できる。径方向磁場の乱れによりプラズマの生成・加速も不均一になることから、推力が間欠的に変動したものと考えられる。このように内コイルの性能低下が起きた場合、磁場強度のバランスが崩れて相対的に外周部側のコイル磁場が強くなり、プラズマの加速を収束させようとするため中心方向にプラズマ流が収束する。するとさらに内コイルが加熱され、より透磁率が落ちる悪循環に陥ったものと考えられる。解決するためには磁場形状の更なる検討と内コイルの冷却手法を改める必要がある。

6-4-2 TALT-2 の高電圧作動と考察

図 6-9 に放電電圧 600V における TALT-2 の噴射を示す。放電電圧 600V の時、外周側のアノード先端部で激しいスパッタが発生するとともにアノードの融解したため実験中止とした。図 6-10 に放電室下流側からみたアノードの赤熱の模様を示す。また試験後に内蔵のコイルを確認したところ、放電室の外周部に配置されたコイルの導線皮膜が熔融して一体化し、短絡していることが確認された。

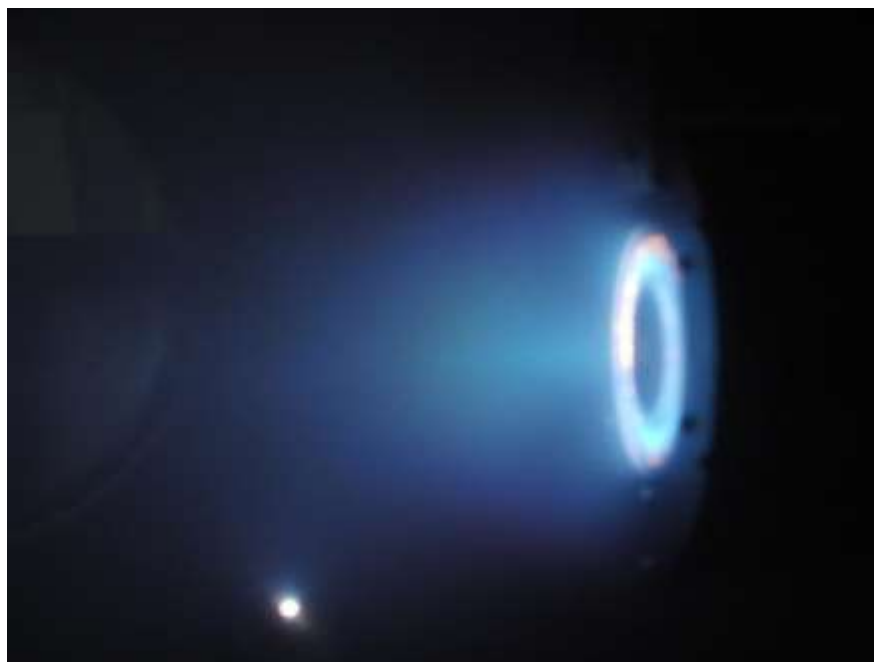


図 6-9 放電電圧 600V における TALT-2 の噴射

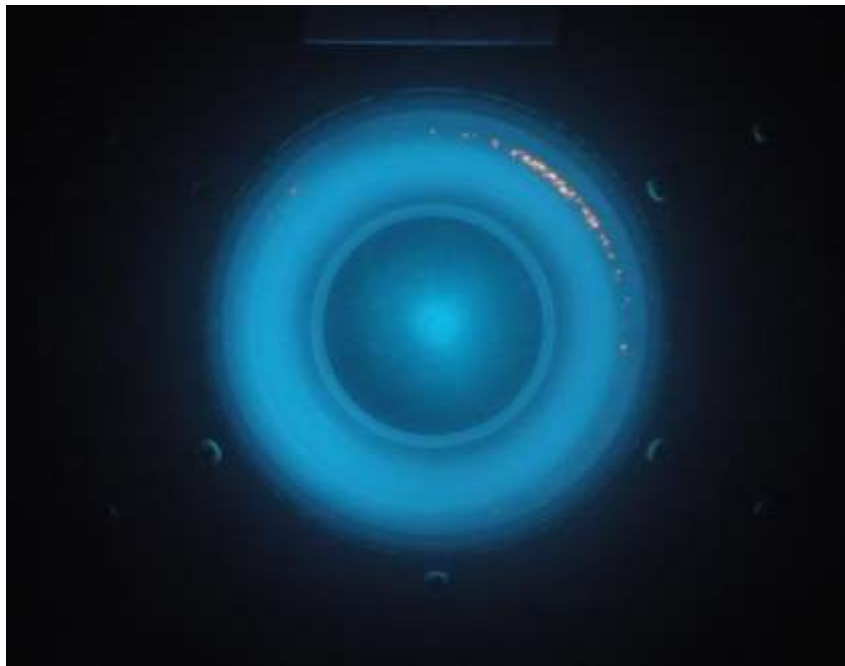


図 6-10 放電電圧 600V におけるスパッタの様様

図 6-11 に TALT-2 の放電電圧—放電電流特性を示す。作動において推進剤流量やホローカソード流量を変更する必要はなかったものの、放電電圧の上昇とともに直線的に放電電流も増加しており、低電圧モードであることがわかる。

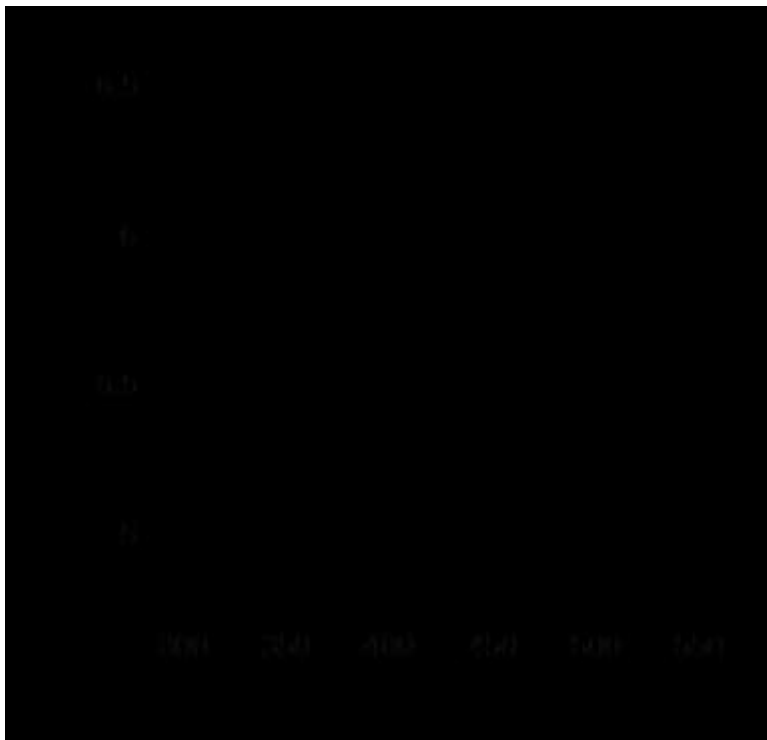


図 6-11 放電電圧—放電電流特性

図 6-12 に放電電圧－推力・比推力特性を示す．この場合も放電電圧の上昇とともに推力・比推力ともに増加しているが，放電電圧 400－500V の電圧域で上昇が緩やかになっている．

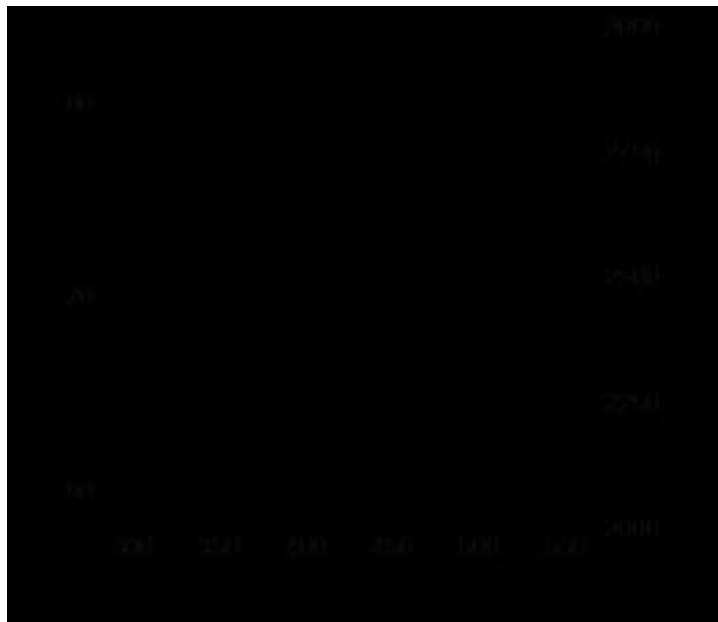


図 6-12 放電電圧－推力・比推力特性

図 6-13 に放電電圧－推進効率特性を示す．放電電圧 300－400V の電圧域ではかろうじて 40%前後の推進効率を維持しているものの，450－550V では急激に効率が落ちる傾向が見られた．



図 6-13 放電電圧－推進効率特性

以上の試験より最も推進効率が良好である条件は、放電電圧 400V 時であることがわかる。このときの推進性能は、比推力 2600s, 推力 74mN, 推進効率 41.5%, 消費電力 2.2kW となった。設計で定められた以上の電圧域では、作動不安定になる傾向があることがわかる。TAL 型ホールスラスタはアノード表面に発生するプラズマ加速領域の形成条件に余裕がほぼ無く SPT 型よりも作動領域が狭い。よって、高電圧作動時において安定作動させるためにはアノードの位置や形状、磁場強度等、構造的に大きく変更する必要があると考えられる。

本試験の場合、放電電圧 450V 以降の電圧域でみられる推力・比推力の増加率の低減、外周部のアノード先端が赤熱している点を考えると、噴出するプラズマの発散角が本来の想定より大きいものと推測できる。発散角が増大することにより推力密度が下がるため、推力・比推力が上がりにくくなるほか、噴射されたプラズマの一部が外周側のアノード先端部や放電室壁に衝突し、イオンの運動エネルギーが奪われるため、推進効率が大きく低下する。また、奪い取ったエネルギーは熱エネルギーとしてスラスタに蓄積されるため、スラスタ下流部の構造物が過熱され、周囲のコイルを焼損させるなど悪影響を及ぼす。加熱されたコイルは THT-IV と同じく透磁率を下げたまま、放電室内の磁場も弱まるため、ホール効果による電子の軸方向移動度が大きくなる。このことからアノードに大電流が流れ、アノード先端部が熔融したものとみられる。

6-5 新型ホールスラスタ開発における課題点

THT-IV と TALT-2 に対する試験より、高電圧作動時で不安定な作動を生み出す共通の原因が、放電室内の磁場形成を担うコイルの過熱によるものであることが判明した。

いずれも消費電力が最大で 5kW であるが、今後は 10kW クラスの運用も考えられるため、早期に解決すべき問題である。コイルの冷却を行うにあたり、冷却水を用いる方式と熱エネルギーを赤外線として外部に放射して冷却する放射冷却を利用する方式が考えられる。冷却水で冷却する手法は、冷却性能が高く非常に有効な手段であるが、冷却液を循環させるシステムは複雑かつ巨大になるため、宇宙機への搭載は不相当である。

よって放射冷却を利用する方式が考えられるが、コイル周りの熱設計やホールスラスタそのものの設計を根本的に見直す必要があると考えられる。

6-6 本章のまとめ

本章では近年次世代型の軌道間輸送において重要な位置を占める、大電力型ホールスラスタ開発の初期段階として、従来型の SPT 型のホールスラスタ THT-IV と TAL 型のホールスラスタ TALT-2 に対し数 kW の電力で作動試験を行い、大電力作動時における課題点を洗い出した。

THT-IV の高電圧作動試験において、5kW を上回る大電力作動に成功した。しかし放電電圧 1000V での作動時は、プラズマの生成不均一によるものと考えられる推力の間

欠的な増減がみられ、その後内コイルの過熱・焼損による磁場の損失により作動が停止した。また TALT-2 の高電圧作動試験において、消費電力 2.2kW を記録したものの、放電電圧 600V 時にアノード先端部が融解し作動が停止した。

推進機を分解し確認したところ、放電室外周部のコイルが焼損し短絡していることが判明した。

いずれの試験結果も放電室出口付近でプラズマが拡散し、放電室内の印加磁場を形成するコイルの透磁率の減少に起因するものであることと推測された。

新型の大電力ホールスラストの設計においては、宇宙機への搭載にあたりコイルの冷却には放射冷却を利用する方式が適当であると考えられるが、コイル周りの熱設計の見直しとホールスラストそのものの設計を変えるなど、根本的な見直しが必要であると考えられる。

第2部 プロイテレス衛星の姿勢制御系と電源システムの開発

第1章 序論

1-1 研究概要

2007年4月、大阪工業大学において電気推進機的一种であるパルスプラズマスラスタを搭載した超小型人工衛星を軌道投入し、軌道上での推進を行うことを目的とした衛星開発プロジェクト「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 (PROITERES:プロイテレス)」が発足した。

この「プロイテレス」衛星は関西の大学初の超小型人工衛星であり、超小型人工衛星としては世界初となる電気推進機を搭載・運用する先進的なプロジェクトである。

本プロジェクトで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・教育活動を目的としている。

本衛星のミッションは、超小型衛星では世界初となる電気推進機による宇宙空間での動力飛行（地球低軌道からの軌道上昇・下降）の実現と、関西地区・淀川流域の観察、地球環境の幅広いリモートセンシングである。

リモートセンシングと推進機の運用ミッションを達成するためには、衛星の姿勢を安定させる姿勢制御器と電力を安定的に供給できる電源システムが不可欠である。

本研究において、電熱加速型PPTを搭載した15kg級の超小型人工衛星「プロイテレス」に搭載する姿勢制御器の一つである伸展ブームの設計開発と、人工衛星の電源システムの開発を行い、将来的に開発が見込まれるシリンドリカル型ホールスラスタを搭載した50kg級の超小型人工衛星の開発の前段階として、開発ノウハウの獲得を目指した。

1-2 ミッションについて

プロイテレス衛星のミッションは以下の2つである。

- ・電気推進機による世界初の動力飛行の実現
- ・搭載した高解像度カメラを用いて淀川流域の環境観測の支援

軌道上でこれら2つのメインミッションを行うため、電熱加速型PPTを2基、高解像度カメラを搭載している。本衛星は開発したPPTを搭載して超小型衛星としては世界初の動力飛行の実現を目指すとともに、製作したPPTの実証・耐久試験を盛り込んだ動力飛行、高解像度カメラによる淀川流域を中心とした環境観測を行う。衛星の軌道高度の変更が実証することができれば、任意の高度での撮影が可能となり、高軌道で広範囲の撮影を行い低軌道で詳細な撮影をおこなうことができるため、今後環境観測のほか気象観測を行うなどミッションの幅が大きく広げることが出来る。図1-1に製作したプロイテ

レス衛星の外観を、表1-1にプロイテレス衛星の諸元を示す。

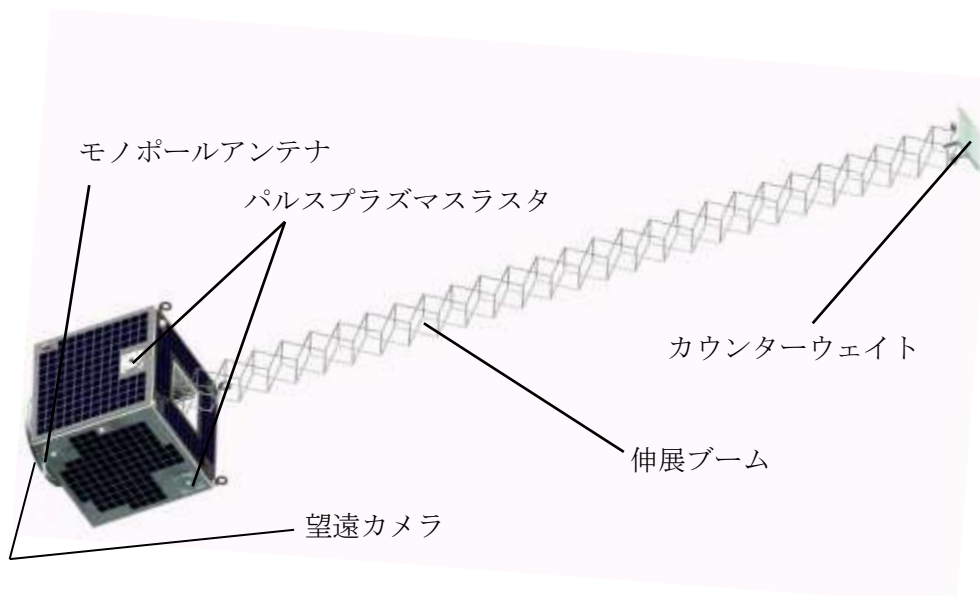


図 1-1 プロイテレス衛星の外観

表 1-1 プロイテレス衛星の諸元

質量	14.5kg
サイズ	290mm×290mm×290mm
軌道傾斜角	99.98[deg] (太陽同期軌道)
軌道高度	遠地点655.04km, 近地点653.45km
打ち上げ機	PSLV-C21
射点	サティシュ・ダワン宇宙センター
開発開始	2007年4月
打ち上げ日	2012年9月9日13時21分 (JST)
姿勢制御	磁気トルカ (3軸), 伸張ブーム
姿勢決定	磁気センサ, 太陽センサ, ジャイロセンサ,

1-2-1 電気推進エンジンによる軌道上実験

エンジンミッションでは開発したエンジンの性能試験のため以下の 2 種の試験を行う。

- ・実証試験では、衛星の重心貫かないエンジンで意図的に衛星を回転させ、ジャイロセンサで衛星の角加速度を検出して推進力と比推力を推定する (図 1-2)。
- ・耐久試験では、重心と推力軸が合致したエンジンを作動させ、連続噴射可能な時間を計測する (図 1-3)。

これらの試験により PPT の有用性が実証することができれば、今まで超小型衛星で行うことができなかった軌道変更を行うことが可能となり、これからの超小型衛星の使用用途が大きく広がることが予想される。

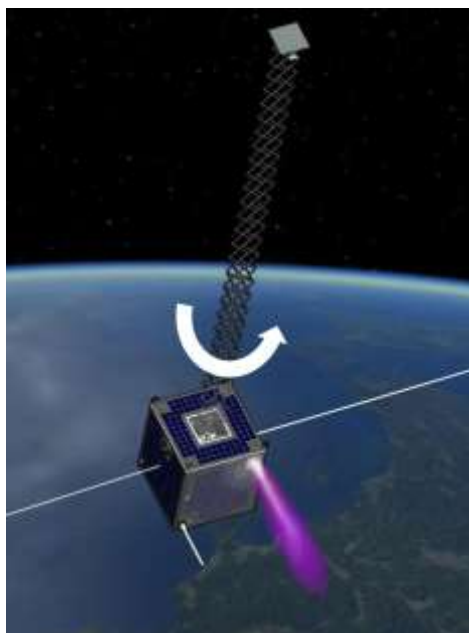


図 1-2 実証試験のイメージ図

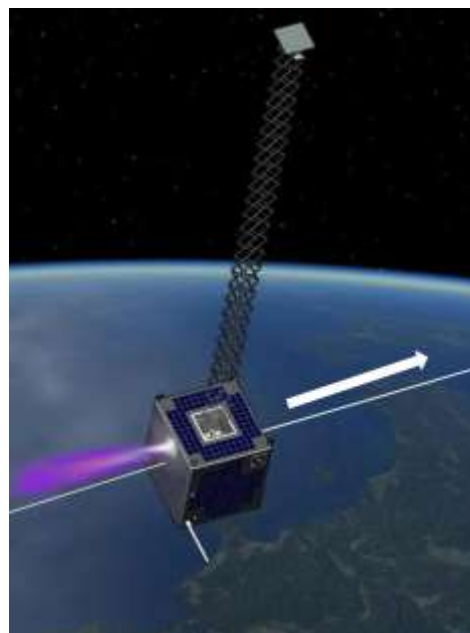


図 1-3 耐久試験のイメージ図

1-2-2 高解像度カメラによる環境観測

カメラミッションでは地上の観測を行う。現在以下のミッションを行う予定であった。

- ・ 地上から指令を出し、軌道上から地上を撮影する。
- ・ 関西・淀川水域の衛星写真を撮り、水質調査などの環境観測を行う。

撮影においては株式会社ジェネシアとの共同開発で製作した望遠レンズと 300 万画素の CMOS イメージセンサにて行う。

1-3 本研究の目的

本研究は、電気推進機を搭載した超小型人工衛星「プロイテレス」に搭載した姿勢制御器の一つである伸展ブームの設計開発と電源システムを開発して超小型人工衛星用の姿勢制御器と電源システムの構築し、開発ノウハウを獲得することを目的とする^{36,37}。

(1) 超小型人工衛星「プロイテレス」搭載の姿勢制御器の開発

大阪工業大学では超小型人工衛星への推進機の搭載を目的とし 2007～2012 年までの期間中に電子機器を除くほぼすべてのシステムを自主開発することとした超小型人工衛星「プロイテレス」の開発を行っていた。本研究の目的は電気推進機を搭載した超小

型人工衛星「プロイテレス」の姿勢制御アクチュエータとして機能する伸展ブームを完成させ、衛星の姿勢制御システム開発の技術獲得を目的とする。

(2) 超小型人工衛星「プロイテレス」の電源システムの構築

プロイテレス衛星はその大きさから発電できる電力が限られており、搭載機器より要求される電力供給能力を満足するため、効率的な発電・電力供給システムの構築が急務である。本研究においては太陽電池パネルの設計、電力供給システムの開発し、衛星の電源システム開発の技術獲得を目的とする。

1-4 研究内容

以下にそれぞれの研究内容について示す。

(1) 姿勢制御用伸展ブームの開発

伸展ブームの開発は、プロイテレス衛星のミッション要求から姿勢精度・安定度のサイジングを行い、伸展ブームの構造の検討、材質の選定、制御トルクの基準となる外乱トルクを見積もり、数値計算により軌道上での挙動を確認する。

これらの結果を元に製造し、ロケット打ち上げ機関側からの振動要求を満たしているかを確認するため、打ち上げ時の振動を模擬した各種加振試験を行う。

(2) 電源システムの構築

電源システムの開発において、人工衛星の各機器から要求される電力を満足するため、宇宙開発合同会社 *AstreX* との共同開発により電源システムの最適設計を行い、それに基づいて製作・評価試験を行う。

1-5 第2部の構成

第1章では2007年に発足した大阪工業大学の人工衛星プロジェクトのミッションとその意義について述べた後、本研究の目的について述べる。

第2章では、人工衛星の姿勢制御について説明した後、プロイテレス衛星の姿勢制御装置の一つである伸展ブームのサイジングと製作・試験について述べる。

第3章では、プロイテレス衛星の電源システムの設計について述べる。

上記の研究についての結論は、「本研究の結論」にまとめる。

第2章 電気推進機を搭載した超小型衛星の姿勢制御装置の開発

2-1 姿勢制御系の概要

一部の衛星を除き、現在軌道上を飛行する人工衛星は電力の確保や通信の確立、搭載カメラによる撮影、推進機の噴射などを行うために衛星の姿勢を制御する必要がある。

軌道上での人工衛星の姿勢は、軌道座標系と機体座標系の2つの座標系から定義される^{38,39}。図2-1に軌道座標系を、図2-2に機体座標系の概念図を示す。

軌道座標系は、地球と衛星の位置関係を表す座標系であり、衛星の重心を原点として、進行方向を X_0 軸、地心方向を Z_0 軸、 X_0 軸と Z_0 軸と直交する成分を Y_0 軸で表わされる。一方機体座標系は、軌道座標系と同じく衛星の重心を原点にとるものの、人工衛星に固定された座標系 X_B 軸、 Y_B 軸、 Z_B 軸が設定されている。

プロイテレス衛星の場合、推進機の推力軸を X_B 軸(ロール軸)、衛星底面のカメラと伸展ブームを貫く軸を Z_B 軸(ヨー軸)、 X_B 軸と Z_B 軸と直交する成分を Y_B 軸(ピッチ軸)と設定した。

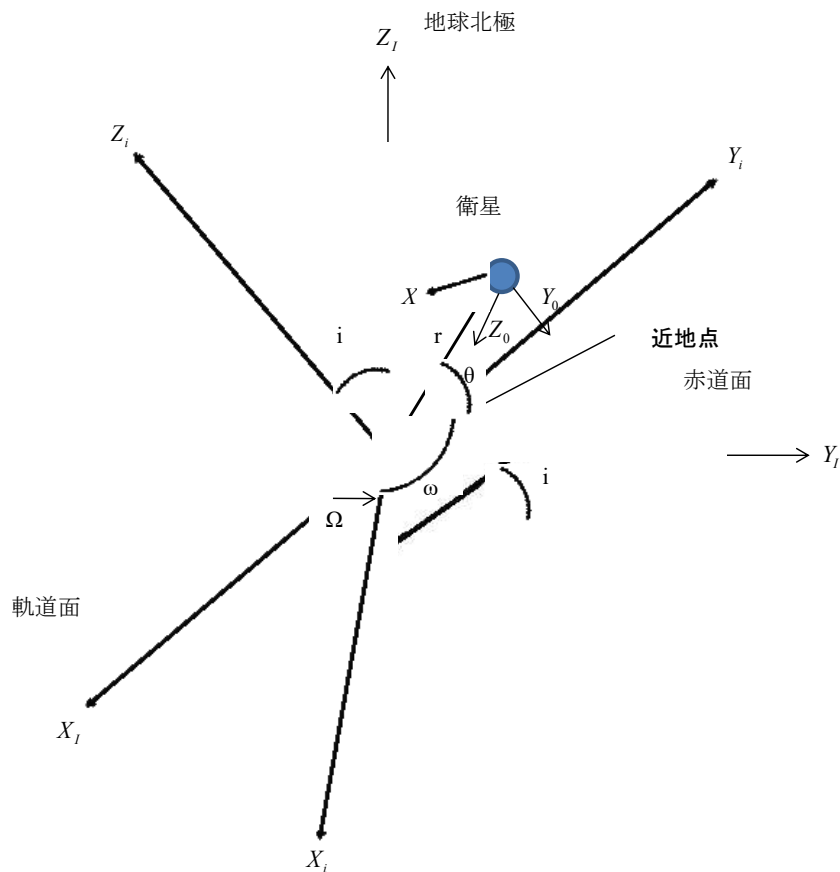


図 2-1 軌道座標系

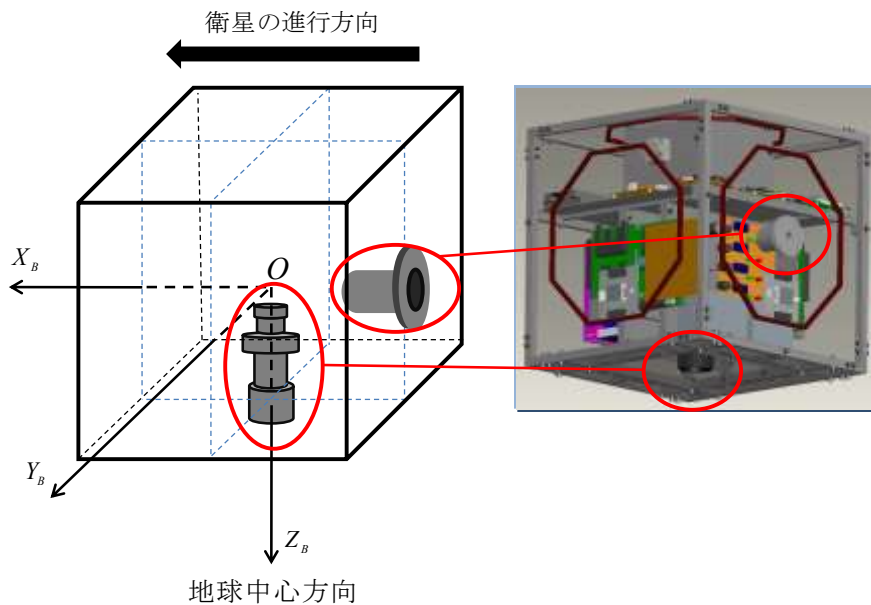


図 2-2 機体座標系

人工衛星の姿勢は、基準となる軌道座標系と機体座標系との角度差から判定する。完全に地球指向を達成している場合は機体座標系と軌道座標系は一致している（姿勢角 $=0^\circ$ ）。プロイテレス衛星の姿勢制御ではカメラミッションや通信を行う等、特定の方角にカメラなどのセンサやアンテナ、太陽電池パネルを向ける必要があるため、いかにして姿勢角 0° に近づけられるかが姿勢制御系開発における課題となる。

2-2 姿勢制御方式の選定

2-2-1 要求精度

姿勢制御系の開発を行うにあたり、特に高い精度が求められる光学系の設計要求を基準として開発を進めた。表 2-1 に光学系・通信系より提示された条件を示す。カメラ撮影のミッションを達成するあたり、カメラの視野角が 5.6deg であることからミッション時は衛星の姿勢角を目標物に対して $\pm 2.8\text{deg}$ 以内に収めなければ目標が視野外に出ることになる。また搭載カメラの CMOS イメージセンサの性能上、衛星が 1deg/sec よりも大きな角速度で回転している場合、像がブレるため不鮮明になる。そのため、姿勢制御系は特定の方角に施行させる姿勢精度に加え、衛星の回転を抑えるため姿勢安定度も考慮しなければならない。

表 2-1 目標精度

		要求値
姿勢 精度	カメラ	$\pm 2.8[\text{deg}]$
	アンテナ	$\pm 50[\text{deg}]$
姿勢安定度		$\pm 1[\text{deg/sec}]$

2-2-2 人工衛星の姿勢制御法

現在人工衛星に用いられている一般的な姿勢制御方法を表 2-2 に示す。人工衛星の姿勢制御には能動安定と受動安定が存在し、衛星に課せられるミッションによって採用する制御方法が異なる。

表 2-2 一般的な人工衛星の姿勢制御方法

形式	アクチュエータ	長所・短所
受動安定	磁気トルカ	地球磁場と衛星内部に搭載された電磁石や永久磁石を作用させて発生する磁気モーメントによるトルクを生み出す地磁気トルクを利用した姿勢制御器。構造が単純なので故障率が低く、XYZ 軸にそれぞれ 1 機ずつ搭載すれば 3 軸制御が可能である。一般的に見込める姿勢精度は $\pm 1 \sim 5 \text{deg}$ とされている。しかし軌道が高くなるにつれて地球磁場が急激に小さいため、地球低軌道(Low Earth Orbit: LEO)でのみ使用が可能である。
	重力傾斜を利用した安定方式	軌道上の衛星各部にかかる重力の僅かな差を利用し、機体重心を中心として特定の箇所を地球中心側に向かせようとする重力傾斜トルクを利用した姿勢制御器。衛星においては内部機器の配置によっても発生する。衛星形状に依存するため電力を消費せずに姿勢制御が行うことが可能である。しかし原理上 1 軸制御しかできず、姿勢精度が $\pm 5 \text{deg}$ 程度と悪い。
能動安定	モーメントムホイール	衛星内部に搭載されたリアクションホイールをモーターで回転させ、発生するジャイロ効果を利用する姿勢制御器。3 軸制御が可能で指向方向を自由に設定が出来る。姿勢精度は $\pm 0.1 \sim 1 \text{deg}$ と高い姿勢精度を維持できる。しかし機器の性質上質量がかさみ、消費電力が大きい。
	姿勢制御用推進機	数か所に取り付けられた小型の化学推進機で姿勢制御を行う方法。現在有人・無人機に問わず幅広く利用されており、多くの場合信頼性の高い 1 液式のロケットエンジンを使用して姿勢制御する。信頼性が高い半面、推進剤の搭載量が衛星寿命を決定する。大抵の場合他の姿勢制御器と併用する。
	スピン安定	衛星を意図的にスピンさせ、ジャイロ効果を利用して安定させる方式。衛星全体をスピンさせるシングルスピン方式と一部のみをスピンさせるデュアルスピン方式がある。姿勢制御装置が不必要で、衛星の構成を単純にすることができる。姿勢精度は $\pm 1 \text{deg}$ ほどが見込まれる。しかし衛星形状が円筒形に限定され、衛星表面しか太陽電池を貼れないため、発電電力は衛星の直径に依存する。

プロイテレス衛星の場合、15kg 級の超小型人工衛星であり、搭載できる太陽電池も少ないため、最大発電電力が 10-20W 程度と電力面での制約が大きい。

そのため、姿勢制御にはわずかな電力で比較的高い姿勢精度を出しやすい磁気トルクを主力とし、無電力での姿勢制御が可能な伸展ブームを併用する姿勢制御システムを採用した。

2-3 外乱トルク

次に姿勢制御システムをサイジングするために考慮すべき外乱について述べる。外乱とは、宇宙環境から受ける力のことであり、衛星の重心周りにトルクが発生する。この外乱によって発生するトルクを外乱トルクといい、 $1 \times 10^{-6} \text{Nm}$ オーダーと極めて小さいトルクであるが真空・ほぼ無重量の環境下では姿勢に大きな影響を及ぼす。地球近傍においては 4 種の外乱トルクが存在する⁴⁰。

2-3-1 太陽輻射圧トルク

太陽から放射される電磁波は、運動量を持つ光子の束と考えることができるので人工衛星の表面に衝突すると圧力が発生する。この圧力を光圧といい、光圧によって生じる重心周りのトルクが太陽輻射圧トルクである。この太陽輻射圧トルク T_{sp} は次式より求めることができる。

$$T_{sp} = P_s A_s L_s (1 + q) \cos i \quad (2-1)$$

$P_s [\text{N/m}^2]$ は太陽光輻射圧定数、 A_s は衛星の表面面積 $[\text{m}^2]$ 、 L_s は衛星の図面上の中心点から重心までの距離 $[\text{m}]$ 、 i は太陽光入射角 $[\text{deg}]$ 、 q は衛星表面の反射率 $(0 \leq q \leq 1)$ である。静止軌道以上の高度では衛星にかかる最大の外乱トルクである。

2-3-2 重力傾斜トルク

重力傾斜トルクは、衛星の形状や内部機器にかかる重力に微小な差によって生まれる重心周りのトルクである。機体座標系における X,Z,Y 軸周りの重力傾斜トルクは次式より与えられる。

$$Tg_x = \frac{3\mu e}{Re^3} |I_z - I_y| \sin \phi \quad (2-2)$$

$$Tg_y = \frac{3\mu e}{Re^3} |I_z - I_x| \sin \theta \quad (2-3)$$

$$Tg_z = \frac{3\mu e}{Re^3} |I_x - I_y| \sin \psi \quad (2-4)$$

ここで、 μe は地球重力係数、 Re は軌道半径 $[\text{km}]$ 、 I_x 、 I_y 、 I_z は衛星の X,Z,Y 軸周りの慣性モーメント $[\text{Nm}^2]$ 、そして ϕ はロール軸周りの地心方向ずれ角 $[\text{deg}]$ 、 θ はピッチ

軸周りの地心方向ずれ角[deg], ψ はヨー軸周りの地心方向ずれ角[deg]である.

2-3-3 地磁気トルク

衛星内部で使用しているネジなどの金属部品の残留磁気や電気回路が生み出す電磁気と地球磁場が作用することによって生まれるトルクを地磁気トルクといい, 次式で X,Z,Y 軸周りの地磁気トルクを求めることができる.

$$T_x = N_y B_z - N_z B_y \quad (2-5)$$

$$T_y = N_z B_x - N_x B_z \quad (2-6)$$

$$T_z = N_x B_y - N_y B_x \quad (2-7)$$

$N[\text{Am}^2]$ は衛星の残留磁気モーメント, B は地磁気ベクトル[μT]である.

2-3-4 空力トルク

空力トルクとは, 軌道上に存在する僅かな大気の微粒子が衛星に衝突する際に発生する外乱トルクである. 低軌道ではこのトルクが支配的となる.

$$T = 0.5La\rho(h)AaCdv^2 \quad (2-8)$$

ここで, La は重力と空力圧力中心間距離, Aa は空気抵抗になる衛星断面積, Cd は空力係数, v は基準高度での衛星の地球周回速度, $\rho(h)$ は基準高度での大気密度で算出には理科年表を用いた. v は基準高度での衛星の地球周回速度であり, 次式で表わされる.

$$v(h) = \sqrt{\frac{\mu e}{(Re+h)}} \quad (2-9)$$

ここで, μe は地球重力定数, Re は地球半径, h は軌道高度である.

2-4 諸元の仮定

前述のとおり, 衛星の姿勢制御システムには, 磁気トルカと伸展ブームの 2 種の姿勢制御アクチュエータを用いる. 磁気トルカは磁場を発生させ地磁気との作用で姿勢制御を行うが, 伸展ブームは衛星の慣性モーメントを変化させ, 外乱トルクである重力傾斜トルクを利用して姿勢制御を行う.

この 2 つのアクチュエータが生み出す姿勢制御トルクは, 擾乱として衛星に働く地磁気トルク, 太陽輻射圧トルク, 空力トルクといった外乱トルクを上回る必要性がある.

プロイテレス衛星の姿勢制御装置のサイジングにおいては, これらの外乱トルクを十分考慮しなければならない. まず発生する外乱トルクを概算し, 必要となる伸展ブー

ムの長さや先端に取り付ける重りの質量について検討した。伸展ブームを含めた内部機器は、衛星が小型であることから、可能な限り小型化と軽量化を行う必要がある。伸展ブームの場合も同様であり、開発グループ間での協議の結果、格納時の機器の容積は120×120×103mm以内、1.5kg未満の質量が割り当てられた。この条件より伸展ブームの設計目標をブーム格納時のサイズを100mm²、質量1～1.5kg前後とした。また展開時のブーム長の設定は、これまで打ち上げられてきた他の超小型人工衛星に搭載されたブームは1.5～3mのものが多く、これらの数値を参考にブーム長を2m、先端質量を0.5kgと仮定した。

2-5 姿勢決定を行う機器の開発

アクチュエータのみでは今現在の姿勢を確認することが出来ないため、姿勢の確認を行う機器が必要になる。プロイテレス衛星には、衛星周辺の地磁気を測定する磁気センサ、衛星の角加速度を検出するためのジャイロセンサ、太陽の位置を検出し、姿勢を確認するため太陽センサの搭載を決定した。採用したセンサを図2-3に記す。磁気センサ、ジャイロセンサは民生品を採用し、太陽センサは新たに開発を行った。



(a)ジャイロセンサ



(b)磁気センサ



(c)太陽センサ

図 2-3 採用した姿勢決定用のセンサ

2-6 制御トルク・外乱トルクの推定

本節では、これまで述べてきたプロイテレス衛星の諸元と仮定した伸展ブームのスペックをもとに外乱トルクを求める上で必要なパラメータを検討する。

2-6-1 地磁気トルクの導出

ここでは衛星本体の構造と軌道高度に依存する衛星の残留磁気モーメント $N[\text{Am}^2]$ と地磁気ベクトル $B[\mu\text{T}]$ を決定する。表 2-3 に超小型人工衛星の残留磁気モーメントを考える上での指標を示す。

表 2-3 残留磁気モーメントの参考値

衛星のクラス	設計基準	磁気双極子モーメント因子 $[\text{Am}^2/\text{kg}]$
Class 1	磁性体を管理・配置	1.0×10^{-3}
Class 2	磁性体・カレントループを管理	3.5×10^{-3}
Class 3	軟磁性体を利用せず	10×10^{-3}

プロイテレス衛星の場合、残留磁気対策を施していないことから Class3 と設定した。かつ最悪の場合を考え、Class3 の磁気双極子モーメントを参考に大目に見積り、 $N = 0.15 \text{Am}^2$ ($N_x = N_y = N_z = 0.15$) とした。

また、地磁気は国際標準磁場モデル (IGRF) を用いて算出する。地磁気のベクトル成分は特殊であり、その座標軸の北方向の成分は、実際の地球上の北極とは一致しないため、プロイテレス衛星の座標軸に対する地磁気成分について定義すると便宜が良い。そこで、北向き成分 X、東向き成分 Y、鉛直下向き成分 Z の 3 つの座標を衛星の座標軸 [Roll(x), Pitch(y), Yaw(z)] に対応させ、地磁気のベクトル成分を $B[x,y,z]$ と表すことにする。地磁気各ベクトル成分と衛星の機体座標系の関係図を図 2-4 に示す。

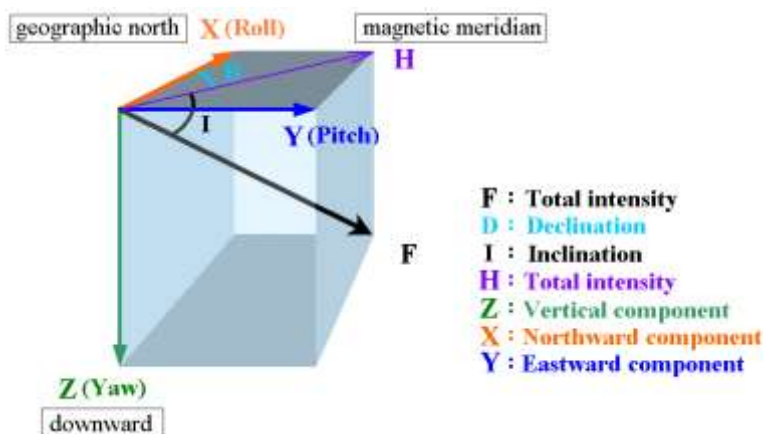


図 2-4 地磁気要素と座標系

プロイテレス衛星の打ち上げ予定高度である 600~1000km の軌道高度における平均磁場を、国際標準磁場モデルの予測結果を元に求めたものを表 2-4 に示す。

表 2-4 平均地磁気ベクトルの内訳と予測結果

H [km]	B_x [μ T]	B_y [μ T]	B_z [μ T]
600	14.6	3.6	28.4
670	14.1	3.5	27.3
700	13.9	3.4	27.2
800	13.4	3.2	26.2
900	12.9	3.1	25.1
1000	12.3	2.9	24.2

この結果を式(7-5), (7-6),(7-7)にあてはめ、地磁気トルクと導出する。

2-6-2 重力傾斜トルクの推定

重力傾斜トルクの算出に必要なパラメータを表 2-5 に示す。表に示す慣性モーメントは、構造系によって解析された値を使用する。また、ずれ角 φ , θ は重力傾斜トルクによってアンテナの指向達成する姿勢の目標である。

これらのパラメータを式(2.2)(2.3)(2.4)に代入し、重力傾斜トルクを導出した。

表 2-5 重力傾斜トルクの見積もりに必要なパラメータ

慣性モーメント [kgm^2]	I_x	2.369
慣性モーメント [kgm^2]	I_y	2.370
慣性モーメント [kgm^2]	I_z	0.169
ずれ角 [deg]	φ	50
ずれ角 [deg]	θ	50
地球重力係数 [km^3/s^2]	μ_e	3.986×10^5
地球半径 [km]	R_e	6378.14

2-6-3 太陽輻射圧トルクの推定

プロイテレス衛星にかかる太陽輻射圧トルクの最大値を求めるために必要なパラメータを表 2-6 のように設定した。

太陽輻射圧定数 P_s は電磁波の入射角に垂直な単位面積あたりに発生する圧力である。この値は太陽からの距離で決定され、地球近傍においては $4.617 \times 10^{-6} \text{ N/m}^2$ でほぼ安定している。また、受光面積は衛星の外部パネルと伸展ブームの面積の合計を 0.1 m^2 とし、

外乱トルクが最悪の場合を想定して反射率を 1 と設定した. また中心点と重心間の距離 L_s は構体系による解析より 0.0712m とした. 以上のパラメータを式(2-1)より推定を行った.

表 2-6 太陽輻射圧トルクの見積もりに必要なパラメータ

太陽光輻射圧定数 P_s [N/m^2]	4.617 $\times 10^{-6}$
受光面積 A_s [m^2]	0.1
衛星表面の反射率($0 \leq q \leq 1$)	1
中心点と重心間の距離 L_s [m]	0.0712
太陽入射角 i [deg]	0

2-6-4 空力トルクの推定

空力トルクの算出に必要なパラメータを表 2-7 に示す.

表 2-7 空力トルクの見積もりに必要なパラメータ

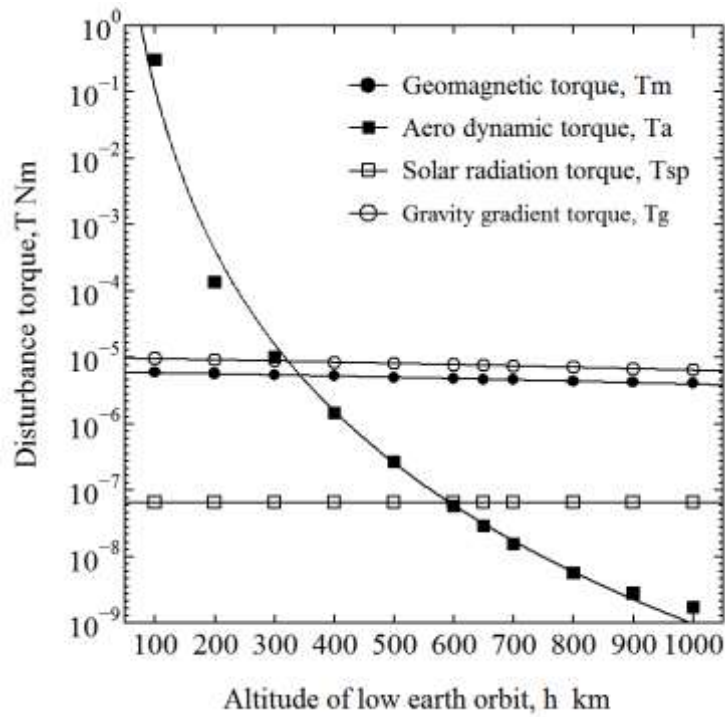
重力と空力圧力中心間距離[m]	L_a	0.0712
空気抵抗になる衛星断面積[m ²]	A_a	0.1
空力係数	C_d	2.5
地球重力係数 [km^3/s^2]	μ_e	3.986 $\times 10^5$
地球半径 [km]	R_e	6378.14

空力トルクも同様に最悪値とするため, C_d は定数として 2~2.5 の値を取るが, ここでは 2.5 とした. また, 断面積と重力と空力圧力中心間距離は太陽輻射圧トルクの推定を行う際のパラメータと同じため, 同じ値を用いた. 以上のパラメータを式(2-9)より推定を行った.

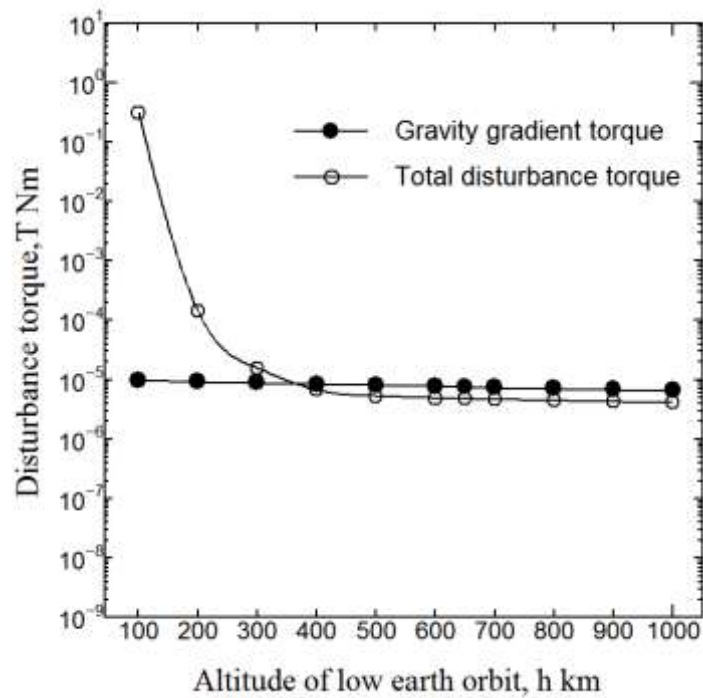
2-6-5 軌道高度別の外乱トルク

ここで推定したパラメータを軌道高度別の外乱トルクを表したものと, 重力傾斜トルクと総外乱トルクを比較した結果を図 7-5 に示す. 高度 100km~300km 付近では空力トルクが支配的であり, 打ち上げ予定の軌道高度 670km 付近では想残留磁気トルクと重力傾斜トルクが他の外乱トルクを上回っていることが図 2-5(a)よりわかる.

また重力傾斜トルクと総外乱トルクを軌道高度別に比較すると, 図 2-5(b)のように高度 350~400km 以下では重力傾斜トルクで姿勢制御を行えないが, 高度 670km では重力傾斜トルクが 7.58 $\times 10^{-6}$ Nm であるのに対し, 総外乱トルクは 4.761 $\times 10^{-6}$ Nm であり, 仮定した条件での重力傾斜トルクは外乱トルクの約 1.6 倍大きなトルクであった.



(a) 軌道高度別のプロイテレス衛星にかかる外乱トルク



(b) 軌道高度別にみた重力傾斜トルクと総外乱トルク

図 2-5 重力傾斜トルクと外乱トルクの関係

2-7 伸展ブームと磁気トルカを併用した場合の解析

次に、ここまで見積もりを行ってきた伸展ブームと磁気姿勢制御を行う磁気トルカを併用した場合の軌道上での挙動と効果を調べるため、シミュレーターを作成し数値計算を行った。計算結果を図に示す。

図 2-6 に伸展ブームと磁気トルカを併用した際の x,y,z 軸の姿勢安定度を示す。衛星の初期角速度を 3 軸ともに 20deg/s と設定したところ、姿勢制御角が 1deg/s 以内に収束する時間が $13,000\text{s}$ となった。

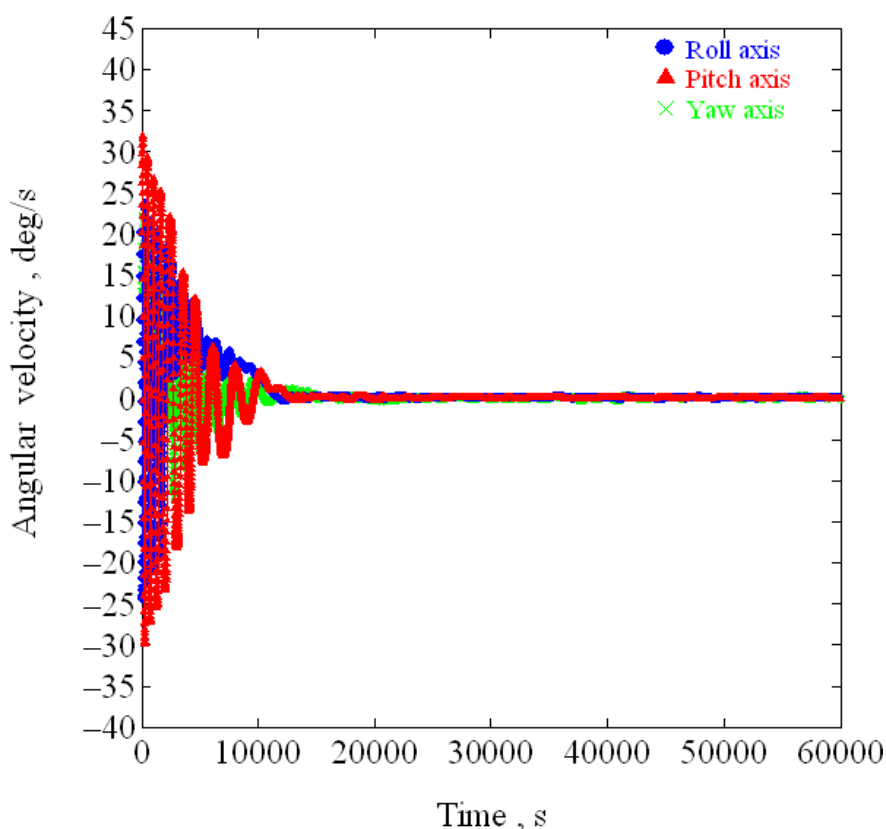


図 2-6 角速度 (B-dot 制御, 重力傾斜)

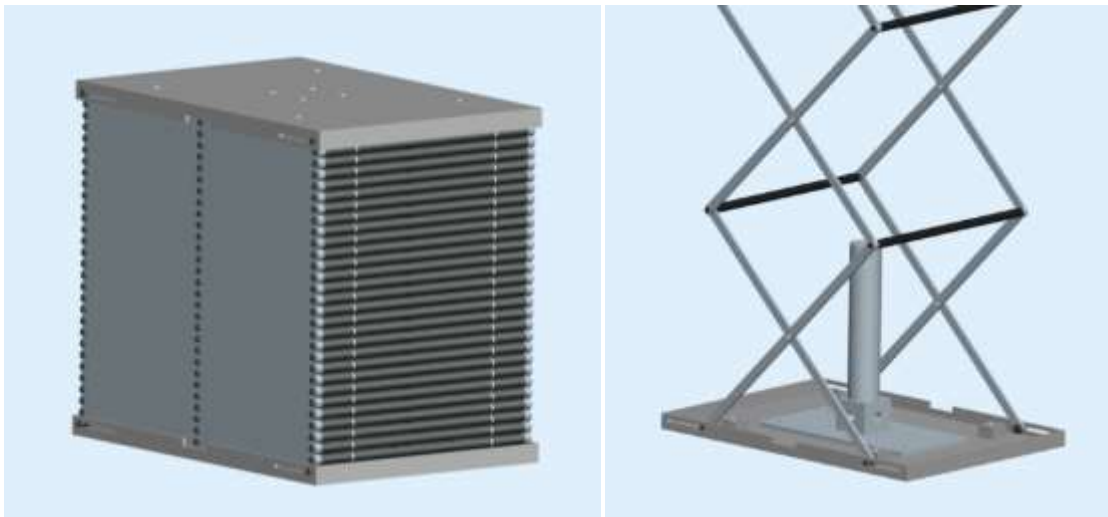
よって磁気トルカと伸展ブームを併用することによって、外乱トルクを上回る姿勢制御トルクを生み出せることがわかる。以上のことから仮定した伸展ブームの条件で生まれる重力傾斜トルクで総外乱トルクを制御できることが確認できた。この結果より仮定した設計条件で十分であると判断した。

2-8 伸展ブームの開発

ここでは決定した質量・寸法をもとに伸展ブームの設計を行った。設計した伸展ブームは「ブーム本体」、「ロック装置」、「保持機構」、「ブームケース」の計4つの機器から構成される。

2-8-1 ブーム本体の設計

まず展開するブームの展開機構について考える。伸展ブームに採用する展開機構は宇宙環境で使用することもあり、できるだけ単純で、かつ打ち上げ時の振動にも耐えうる構造でなくてはならない。ブームを取り付ける衛星上面パネルの開口部が100×100mmと小さく、かつ無電力でブームを展開させる必要があるため、小型化ができ、かつ格納時の剛性が高いパンタグラフ機構を採用した。図2-7に開発したブーム本体の格納時と展開時のイメージ図を示す。



(a)格納時

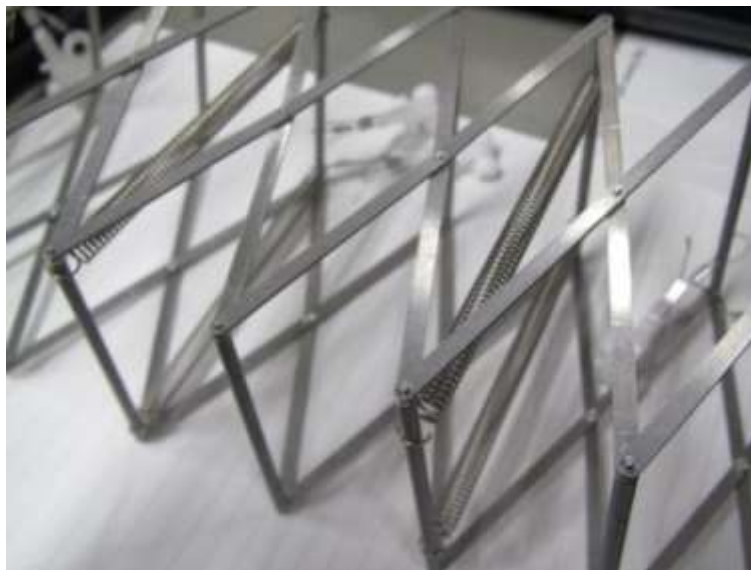
(b)展開時

図2-7 ブーム本体のイメージ図

このパンタグラフ機構は全体がたわみにくいように2列で構成しており、展開後68×68×2000mmの構造物になる。機構上、可動箇所が多数存在するため、この展開機構の主要な材質に表面硬化処理の一つであるアルマイト処理を施したA5052材を用いた。アルマイト処理により部材間の摩擦係数を低減できる他、真空下で金属清浄面同士が接触することによって固着する現象を回避できる。図2-8に製作したブーム本体を示す。



(a)外観



(b)展開部の構造

図 2-8 ブーム本体部

2-8-2 ロック装置の設計

ロック装置は衛星をロケットから放出するまでブームが展開しないよう、ブームを保持する装置である。このロック装置は衛星の搭載コンピュータからの命令を受けて供給される電流を装置内部の電熱線に流し、ブームの展開を保持しているナイロン線を焼き切ることによってロックが解除することが出来る。図 2-9 に設計したロック装置を示す。

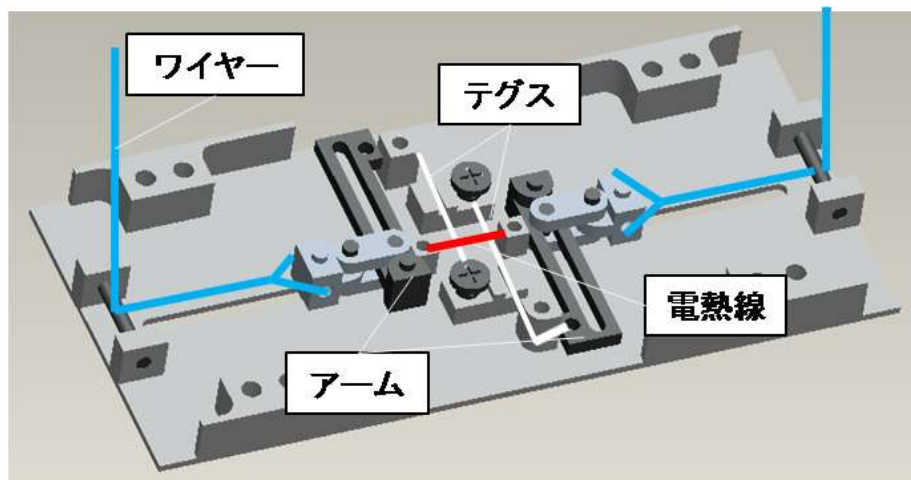


図 2-9 ロック装置の各部名称

ワイヤーは後述の保持機構をロックし，アームを介してネジに一端を接続したナイロン線 2 本で固定されている．ナイロン線の張力はネジで調整が可能であり，組み立て後にアームとの結び目と調整ネジを接着剤で固定した．アームはテコの原理を利用して，テグスにかかる張力をワイヤーの張力の 20%程までに抑えることができる．図 2-10 に製作したロック装置を示す．

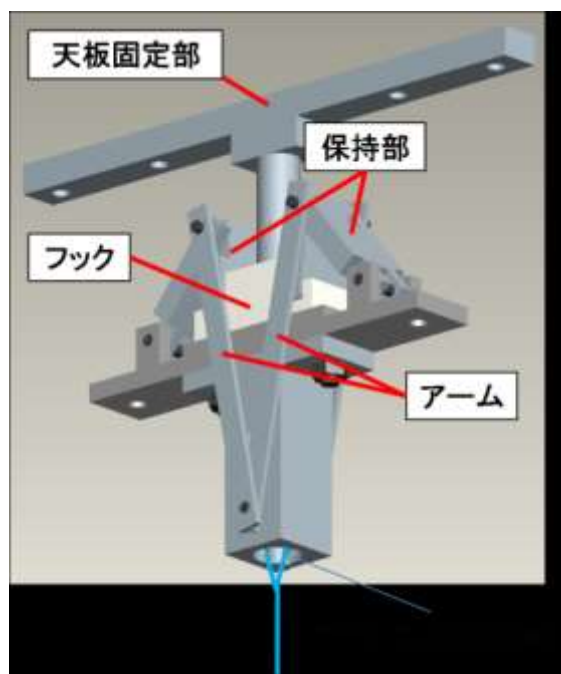


図 2-10 製作したロック装置

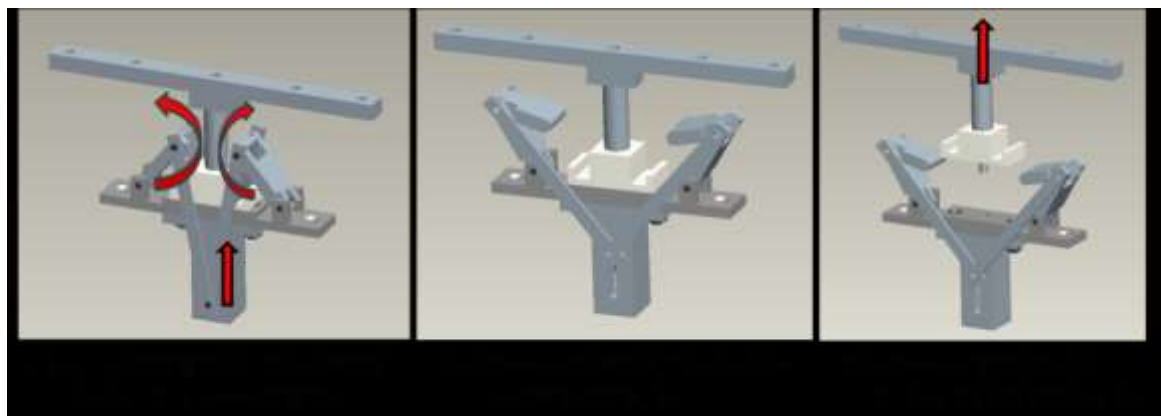
2-8-3 ブーム保持機構の設計

保持機構は，伸展ブームとロック装置を接続する機構であり，ロック装置が解除されるまで伸展ブームを保持する役割をもつ．また間隙無くブーム本体を保持し，打ち上げ時の振動からブーム本体を守る役目を担う．設計した保持機構は，ブーム本体の天板に取り付けられた T 字型のフックと，フックを抑え込む保持部で成り立っている．図

2-11 に設計した保持機構の概略を示す。保持機構は伸展ブームの両端に2基搭載しており、ロック装置の2本のナイロン線が切断されない限りブームは展開しない構造となっている。図 2-12 に製作しブーム保持機構を示す。



(a)各部名称



(b)展開動作

図 2-11 ブーム保持機構



図 2-12 保持機構

2-8-4 ブームケースの設計

ブームケースは、ブーム本体を格納し保護する機能を持つ以外にブーム展開後に内部機器が直接宇宙環境に触れないようにするための仕切り版としての役割をもつ。設計したブームケースを図 2-13 に概要図を、図 2-14 に製作したブームケースを示す。ブーム本体の下の空間にロック装置を配置し、保持機構はブーム側面の空間に配置して、利用できる空間を最大限用いた。図 2-15 に組立完成した伸展ブームを示す。

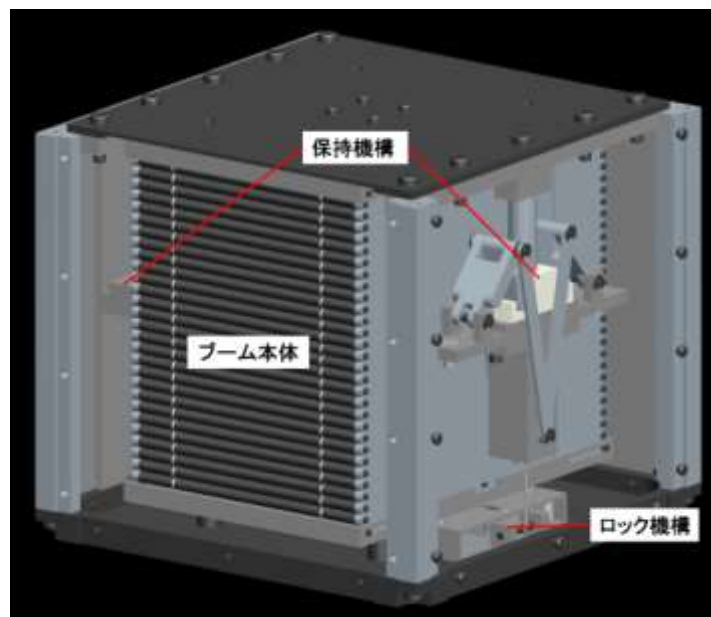
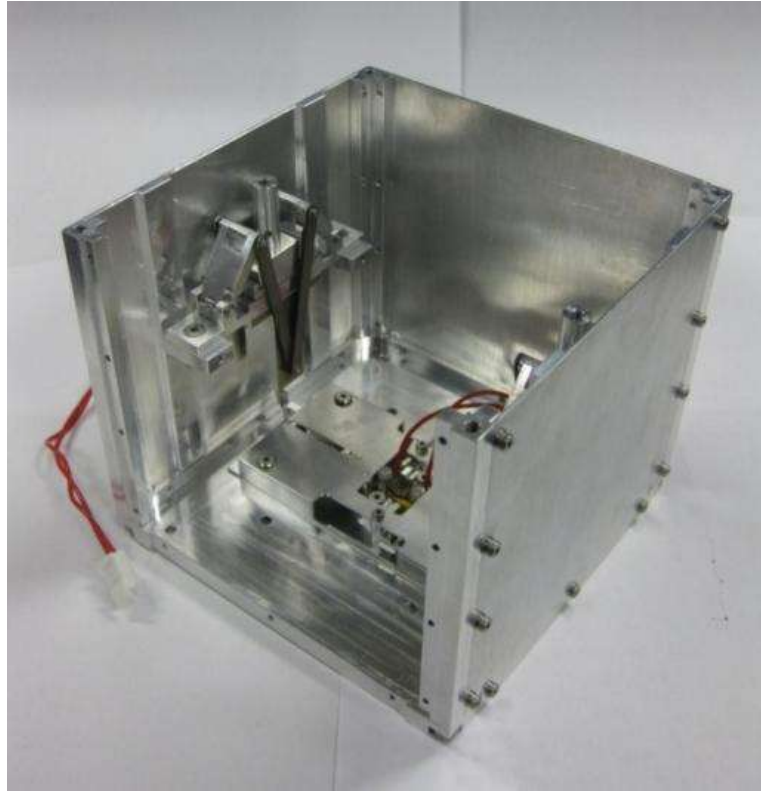


図 2-13 ブームケースの構造

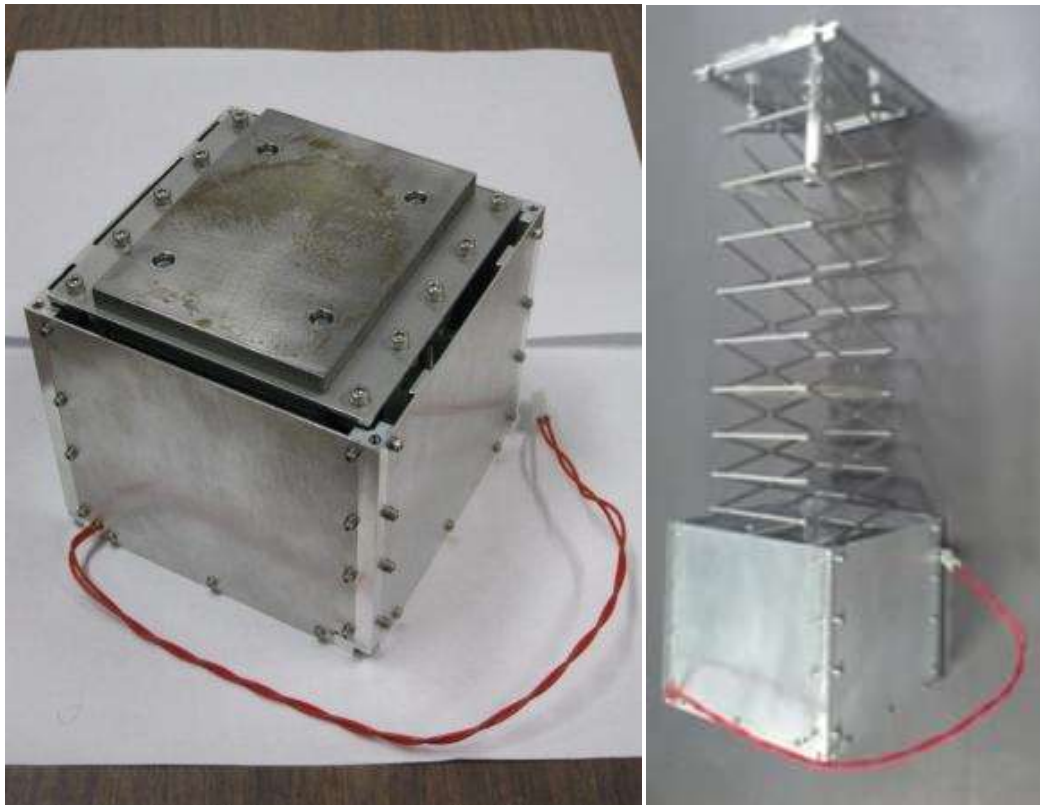


(a) ロック機構と保持機構の位置関係



(b) ブーム本体組み込み時

図 2-14 ブームケースとロック機構，保持機構の配置



(a) 組み立て後の伸展ブーム (b) 展開時の伸展ブーム

図 2-15 ブームケースの構造

2-9 振動試験

2010年6月に完成した機器が打ち上げ時の振動に耐えるかを確認するため、兵庫県尼崎市の音羽電機工業株式会社の雷テクノロジーセンターにて、プロイテレス衛星試作機に対して振動試験を行った。図 2-16 に試験に用いた加振機を示す。



(a) 振動試験機本体 (b) 振動台上のプロイテレス試作機

図 2-16 試験に用いた加振機 (IMV 社製)

表 2-8, 2-9, 2-10, 2-11 にこの時の加振条件を示す. 試験の結果, 振動により伸展ブームは展開することなどの破損はみられず, 試作機からの異音等のなく異常なく, 打上げの際の振動要件を満たしていることがわかった.

表 2-8 準静的荷重試験

	Acceleration [G]
Longitudinal	±11
Lateral	±6

表 2-9 正弦波振動試験 (振幅一定)

	Frequency Range[Hz]	Amplitude[mm]	Sweep Rate[Oct/min]
Longitudinal Axis	5-8	23(peak -peak)	4
Lateral Axis		16(peak -peak)	

表 2-10 正弦波振動試験 (加速度一定)

	Frequency Range[Hz]	Acceleration [G]	Sweep Rate[Oct/min]
Longitudinal Axis	8-100	3	4
Lateral Axis	8-100	2	

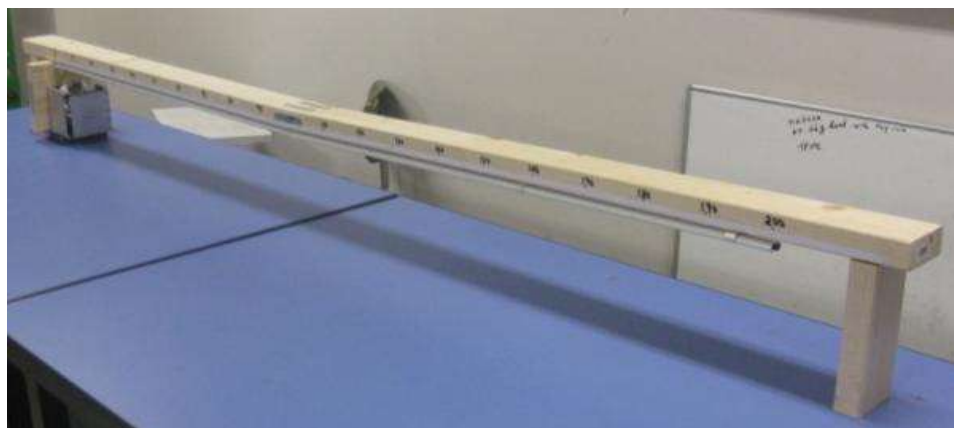
表 2-11 ランダム振動試験(g RMS:4.47, Duration:1min/axis)

Frequency Range[Hz]	PSD[(m/s) ² /Hz]
20	0.1152
110	0.1152
250	1.8055
1000	1.8055
2000	0.4802

2-10 伸展ブームの展開試験

2-10-1 実験装置

振動試験後の伸展ブームが確実に展開するかを確認するため、ブームの展開試験を行った。図 2-17 に展開試験を行うために製作した試験装置を示す。



(a)展開試験に用いた試験装置



(b)実験装置に取り付けた伸展ブーム

図 2-16 展開試験に用いた実験装置

この実験装置はカーテンレールで伸展ブームのリンク部を支え、展開時はレールに沿って展開するようになっている。またレールに沿って 100mm ごとに目盛を記しており、展開時の映像から展開速度を求めることができるようにした。

2-11 試験結果

試験の結果，振動試験後の伸展ブームは正常に展開した．展開時のブームを図 7-18 に示す．伸展ブームは 1.3s で展開を完了しているので終端速度は約 1.5m/s と算出された．

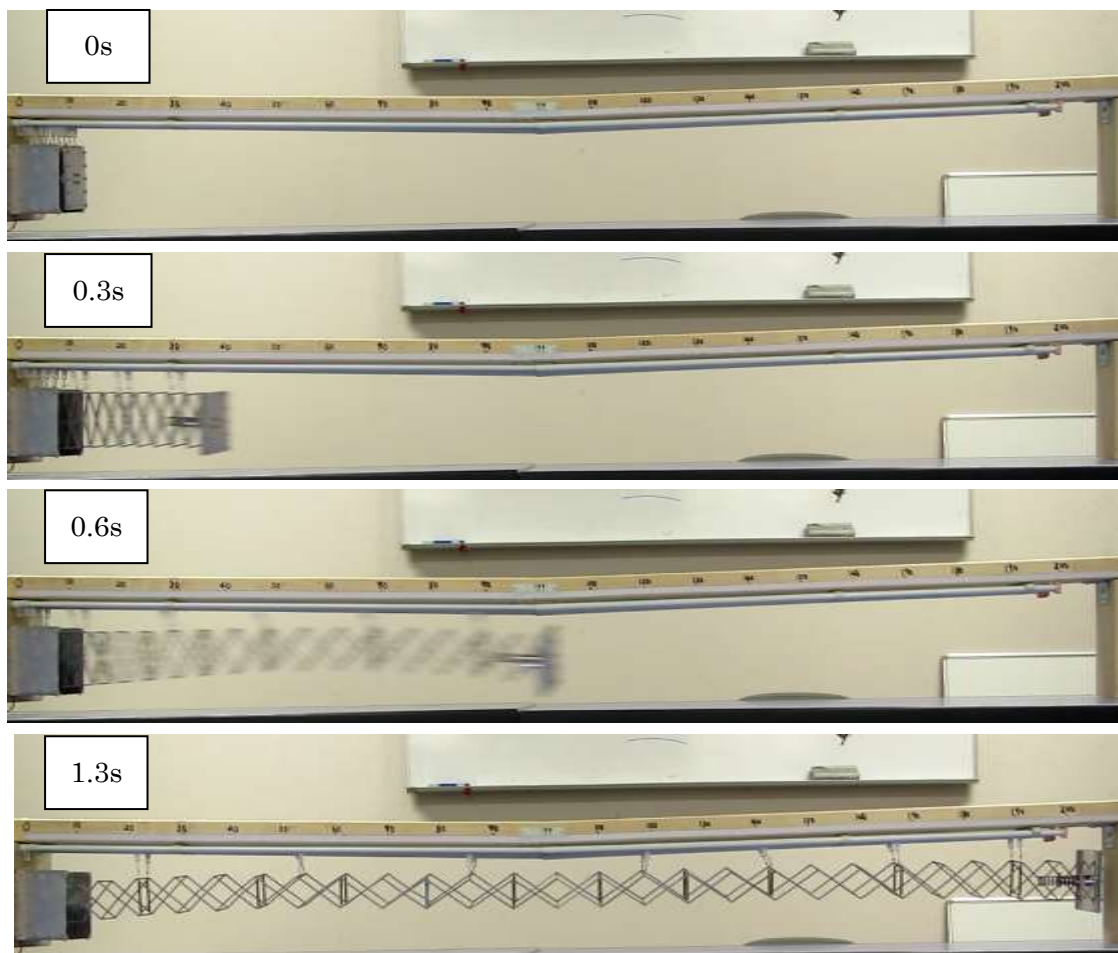


図 2-19 展開時の伸展ブームの挙動

この試験により，打上げ時の振動に耐えて軌道上で伸展ブームを展開できることを確認することができた．ただし展開速度が速いため，軌道上での展開時に衛星の外乱となりえる可能性があるが，磁気トルカによる制御により吸収できるものと考えられる．

また伸展ブームの振動は，ヒンジの摩擦により徐々に熱エネルギーに変換されて行き，振動は収まるものと考えられる．

2-12 軌道上での運用

2012 年 9 月 9 日にインド・サティシュダワン宇宙センターより，伸展ブームを搭載したプロイテレス衛星は無事打ち上げられ，軌道上からのビーコンの取得に成功した．

しかしながら，人工衛星の姿勢を確認するジャイロセンサの測定値を検出するには

至らず、その後の通信装置の破損により衛星の姿勢を確認することは出来なかった。

しかしながら衛星が回転している場合にみられるビーコン電波強度の揺らぎが見られず、またビーコン信号に含まれる発電電圧・電流値データ（次章で述べる）から、安定した発電が出来ていることが確認できた。現状の姿勢精度・姿勢安定度については不明ながらもプロイテレス衛星は回転すること無く、地球志向で安定しているものと考えられる。

2-13 本章のまとめ

本章ではプロイテレス衛星の基本的な姿勢制御アクチュエータである伸展ブームに求められる姿勢精度、姿勢安定度などの要求性能から伸展ブームのサイジングを行い、高度 670km での伸展ブームが生み出す重力傾斜トルクが $7.58 \times 10^{-6} \text{Nm}$ であるのに対し、軌道上で衛星が受ける外乱によるトルクの総計は $4.761 \times 10^{-6} \text{Nm}$ であり、仮定した条件での重力傾斜トルクは外乱トルクを約 1.6 倍上回っていることから、軌道上で問題なく重力傾斜トルクによる制御が行えるものと考えられる。

メインの姿勢制御器である磁気トルカと併用した際の効果を推定するため数値計算を行った。初期角速度を 3 軸ともに 20deg/s の場合、13000s で姿勢制御角が 1deg/s 以内に収束することが確認でき、サイジングの妥当性を示した。

サイジングをもとに、アルマイト処理を施した A5052 材を用いて展開後に 68×68×2000mm の構造物になる伸展ブームを製作した。

製作した伸展ブームを人工衛星試作機に搭載した上で加振試験を行い、打ち上げ時の衝撃に耐えうることを証明した。また加振試験後に伸展ブームの展開試験を実施し、展開できることを確認した。

プロイテレス衛星の打ち上げ後、得られた太陽電池パネルの発電状況から、伸展ブームの展開と姿勢安定が行われていることを推定することができた。

第3章 電気推進機を搭載した超小型衛星の電源システムの開発

3-1 電源系の概要

人工衛星や惑星探査機などの無人宇宙機において、電源システムは衛星搭載機器全ての根幹となる極めて重要なシステムである。また地球近傍を周回するほとんどの人工衛星の電力源は太陽電池であり、プロイテレス衛星も衛星の底面を除くすべての面に搭載し電力を確保する。電源システムの開発においては、最小発電電力を見積もり、各機器の消費電力とのすり合わせを行い、それを満足する電源システムの最適設計・製作・評価試験を行う。電源システムの開発は宇宙開発合同会社 AstreX と株式会社中央電機計器製作所と共同で行った。

3-2 軌道上での受光量の算出

軌道上での最小発電量を見積もるため、伸展ブーム先端部が地球中心方向に指向し、太陽電池が搭載されていない衛星底面が多く受光する最悪姿勢時の受光量を求める。

プロイテレス衛星には分離機構が取り付けられる底面を除く 5 面に太陽電池を搭載されているが、太陽方向に太陽電池を向けるパドルは取り付けられていないため、平均発電量はパドル付の衛星よりも低くなることが予想される。

衛星の各面の番号を図 3-2 のように定義する。面 1 が地球中心方向、面 3 が軌道面と常に平行となるような運動を仮定する。3 の対面は光があたらず、底面は太陽電池パネルを貼らない。2 と 4 は対面である。

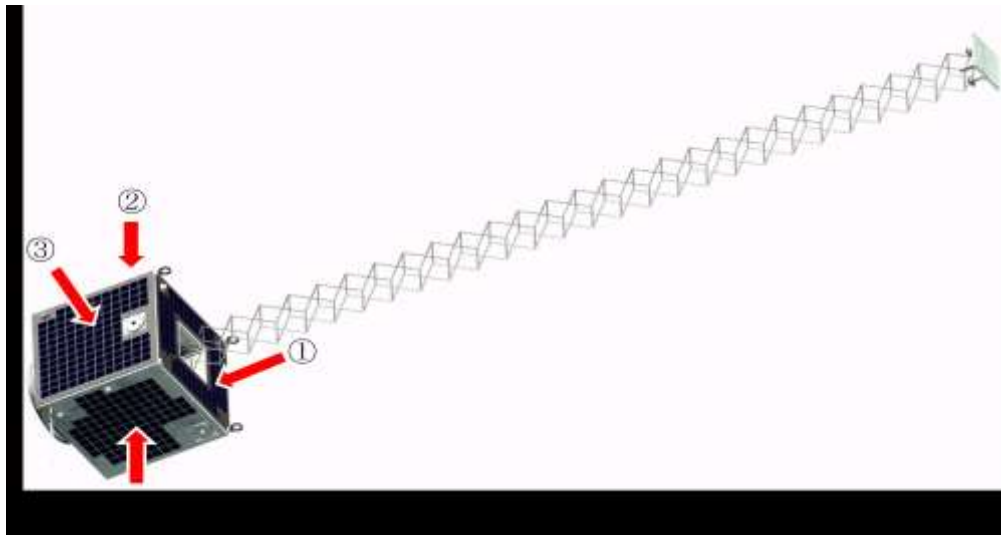


図 3-2 衛星の面

図 3-3 に高度 650km での太陽と衛星、日照部と日陰部の関係を、図 3-4 に衛星の各面に太陽光入射のイメージを示す。ここで θ は軌道を周回する衛星の位置である。プロ

イテレス衛星は地上局がある大阪上空を午前および午後 10 時に差し掛かる軌道である LTDN10 をとる。この軌道を北極上空から地球を見ると、軌道面と太陽は 30° ずれているため、③面は日陰に入る時以外は常に 30° 方向から太陽光を受ける。また最悪姿勢時、つまり伸展ブーム先端部が地球中心方向に指向している場合、衛星上面部①面が常に地球の方向を向いている状態で安定する。

衛星面に直角に入射する場合の光量を 1 とした場合の入射量を、 0° の位置から一周した位置 (360°) まで戻ってくる時間を投入高度における軌道周期を 5913.816s として 1s 毎に計算を行った。表 3-1 に各面の条件別の計算式を示す。

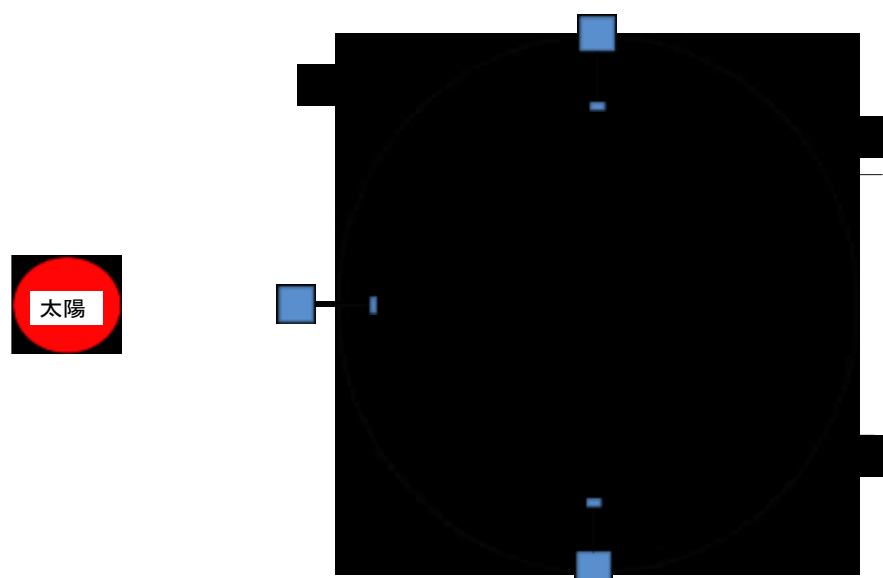


図 3-3 太陽，軌道と衛星の関係

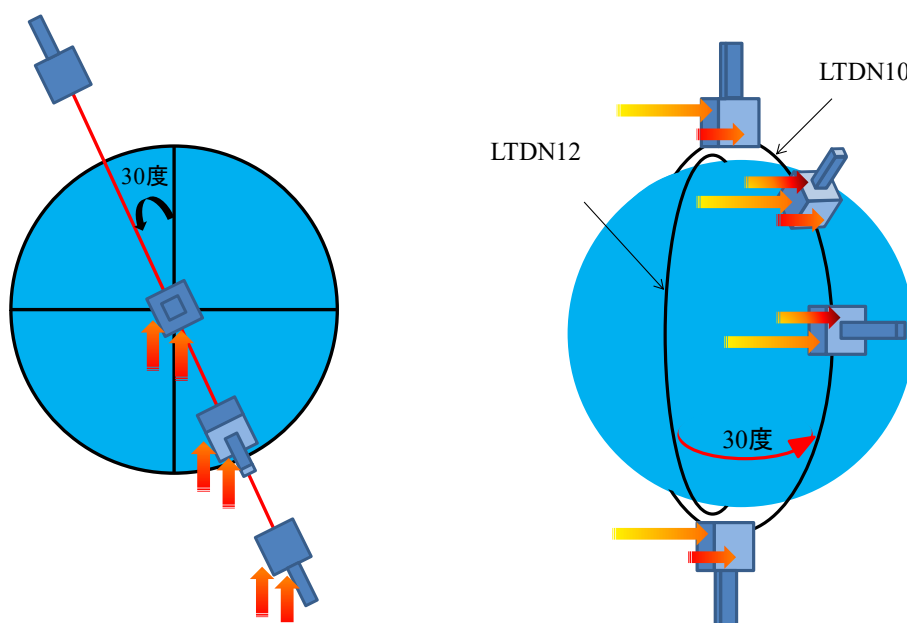


図 3-4 衛星の各面に太陽光が照射されるイメージ

表 3-1 衛星の各面に入射する光量

衛星の位置 θ	面 1	面 2	面 3	面 4
0°	0	$\cos \theta \cos 30$	$\sin 30$	0
$0^\circ < \theta < 90^\circ$	0	$\cos \theta \cos 30$	$\sin 30$	0
90°	0	0	$\sin 30$	0
$90^\circ < \theta < 180^\circ$	0	0	$\sin 30$	$\cos \theta \cos 30$
180°	0	0	$\sin 30$	$\cos \theta \cos 30$
$180^\circ < \theta < 205^\circ$	$\cos(90 - \theta) \cos 30$	0	$\sin 30$	$\cos \theta \cos 30$
$205^\circ < \theta < 335^\circ$	0	0	0	0
$335^\circ < \theta < 360^\circ$	$\cos(90 - \theta) \cos 30$	$\cos \theta \cos 30$	$\sin 30$	0

図 3-5 に各面に入射する光量を、図 3-6 に軌道 1 周あたりの平均受光量を示す。表 3-2 に得られた計算結果を示す。軌道 1 周分で見ると面 3 に安定して太陽光が入射することがわかる。面 1 に光が照射されるのは図 3-5 から $180^\circ \sim 205^\circ$ と $335^\circ \sim 0(360)^\circ$ のときであり、照射される入射量、平均入射量共に最も少ない。

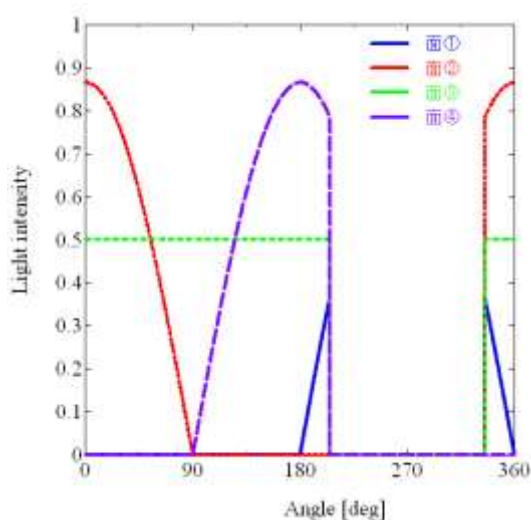


図 3-5 太陽光の入射量の変化

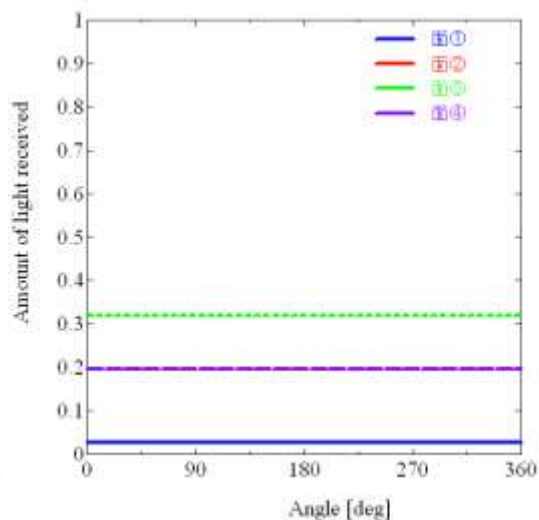


図 3-6 地球 1 周分の平均入射量

表 3-2 最悪姿勢時における各面の入射量の平均

衛星面	垂直入射量を 1 とした場合の平均入射量
1	0.0258
2	0.1961
3	0.1961
4	0.3195

表 3-2 の結果から、衛星表面に入射する太陽放射エネルギーを算出し、搭載する太陽

電池性能から得られる電力を求める。プロイテレス衛星の一面あたりの表面積は 0.084m^2 ，地球近傍における太陽係数は $1366\text{W}/\text{m}^2$ であることから，姿勢最悪時の各面が受けるエネルギーは表 3-2 より，表 3-3 のようになる。

表 3-3 各面が受ける太陽放射エネルギー

衛星面	与えられる太陽放射エネルギー
1	2.97W
2	22.50W
3	36.66W
4	22.50W

以上のことから地球一周あたりに受ける最悪姿勢時のエネルギーは 84.62W となる。

3-3 発電電力量の算出

発電に用いる太陽電池セルはシャープ株式会社の宇宙用太陽電池セルを採用した。図 3-7 に採用したセルの図面を示す。単結晶シリコン型の太陽電池セルは，多結晶型をはじめとした太陽電池セルは発電効率 16%程度であるのに対し，30%の性能をもつ。

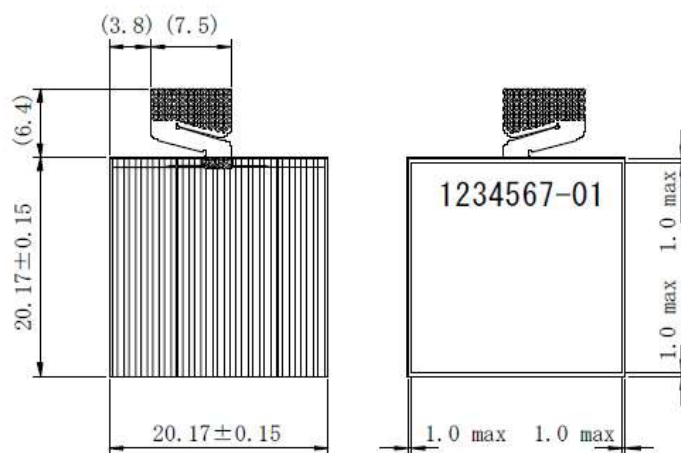


図 3-7 太陽電池セル

よって地球一周当たりの発電量は 25.39W となる。

以上のことから一日あたり 370.74Wh の電力量を確保できると推定できる。

3-4 電源システムに要求される条件

人工衛星は常に一定の電力を消費するというわけではなく，軌道上で待機している時や地上局との通信時，ミッション実行時など，衛星の運用によって消費電力が大きく異なる。そのため人工衛星の電源システムの設計においては，まず衛星のミッションで

最も電力を消費する運用での消費電力値を求め、それを基準に電源システムや太陽電池のサイジングを行う⁴⁾。プロイテレス衛星の各機器の消費電力を表 3-4 に、衛星の運用シーケンスを図 3-8, 3-9 に示す。

表 3-4 各機器の消費電力

機器名	電圧[V]	平均電流[A]	消費電力 [W]
カメラ	3.3	0.073	0.24
送信機 (FM・CW)	5	-	0.125(CW) 3.0(送信時)
ブーム・アンテナ展開装置	5	5	25
電気推進機 (一基あたり)	12	0.35	4.2
磁気トルカ (一基)	5	0.1	0.5
ジャイロセンサ (1 台)	5	0.17	0.85
磁気センサ	5	0.105	0.525
太陽センサ (1 台)	5	0.01	0.05
OBC (1 台)	5	0.3	1
受信機	5	-	0.130

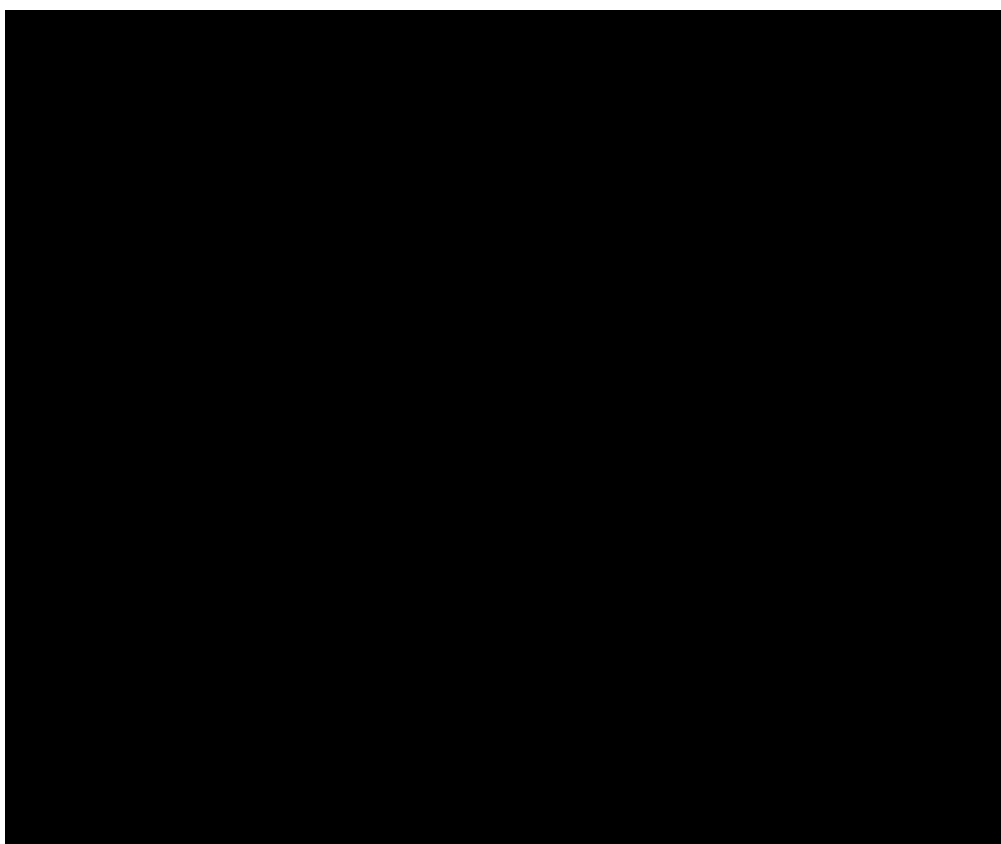


図 3-8 初期運用時の運用シーケンス

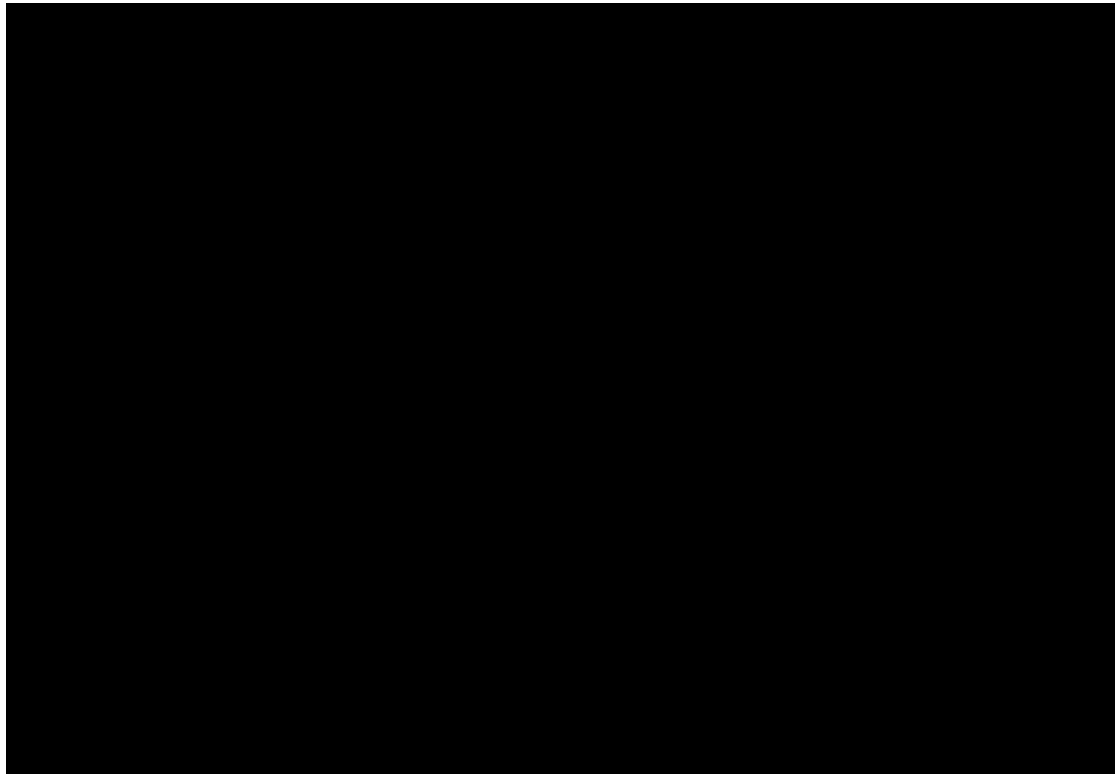


図 3-9 定常運用時の運用シーケンス

次に表 3-4 を元に 1 日当たりの消費電力量が最大の運用を考える。衛星の作動モードを 3 種類に分類し検討を行った。以下に各モードについて述べる。

a) 初期運用時

衛星がロケットから分離された時に、衛星底面に取り付けられたコールドスイッチが ON となり、内部機器に電流が流れる。このとき、表 3-1 であげた「常に作動する機器」が作動するので、しばらくした後時限タイマーによりアンテナと伸展ブームが展開する。このとき電熱線に電流が流れ、一時的に消費電力が 30W に達するが、作動後 10s で停止するため、ここでは特に考慮しない。また、磁気トルカと CW 送信機(ビーコン)も作動するので、初期運用時における消費電力は 6.93W となる。よって一日当たりの消費電力量は 166.32Wh となる。

b) 定常運用時

特に地上局から指令を与えない場合、初期運用時での消費電力 6.93W となる。初期運用時と同様に一日当たりの消費電力量は 166.32Wh となる。

c) ミッション時

カメラモードに移った場合 7.17W、データ送信モードでは CW を停止し、FM 送信を行うことから 9.93W となる。よって一日当たりの消費電力量は 238.32Wh となる。

エンジンモードでは、エンジン一機を噴射するため、最大で 11.13W となる。よって一日当たりの消費電力量は 267.12Wh となる。

a) ～ c)の各モードから消費電力が最大値になるのは、エンジンミッション時であることがわかる。表 3-5 に結果をまとめる。

表 3-5 各モードでの 1 日当たりの消費電力量と発電電力

初期運用時	166.32 Wh	
定常運転時	166.32 Wh	
ミッション時	カメラ撮影時	238.32 Wh
	推進機噴射時	267.12 Wh
発電能力	370.74Wh	

以上のことから、最悪姿勢時においても全モードにおいて継続的な作動が可能であることが確認できた。

3-5 電源装置の設計と製作

以上の結果をもとに、図 3-10 に示す電力供給装置を宇宙開発合同会社 AstreX と共に製作した。この電力供給装置は電力を作り出す太陽電池と地球の夜の領域でもミッションを行うための 2 次電池、そしてそれらの機器をコントロールして内部機器に電力を供給する電源装置から成る。



図 3-10 製作した電力供給装置

図 3-11 に電源システムのブロック図を示す。太陽電池で発電した電力は、バス電源より 5V 電源と 12V 電源に分岐される。5V 電源は搭載している内部機器へ、12V 電源

はエンジンシステムに電力を供給する。余剰電力は夜の領域での活動に備えるためにバッテリーへ充電し、それでも電力が余る場合は放電装置(シャント・ライン)で放電する。また、バス電源と内部機器との間には電子ヒューズが備えられており、異常放電に備えている。

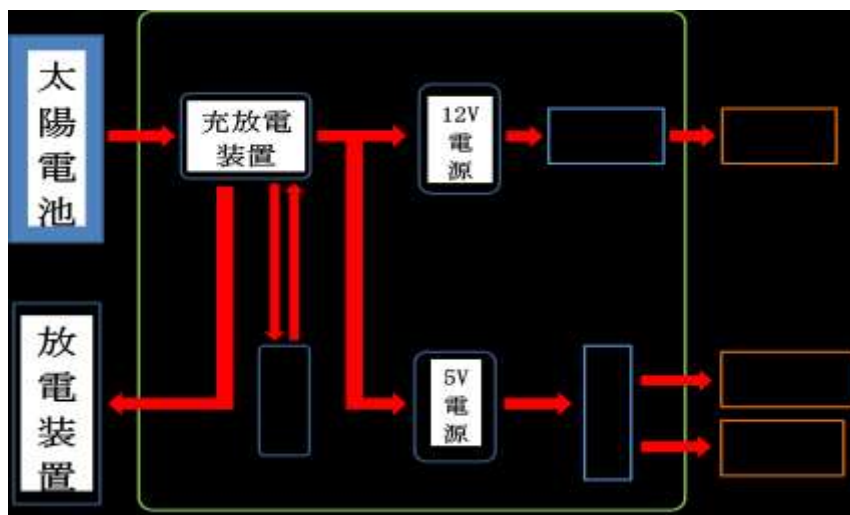


図 3-11 電源システムのブロック図

図 3-12 に製作した衛星バッテリーユニットを示す。このバッテリーユニットには単4の三洋電機製のニッケル水素充電電池エネループ（現在はパナソニックが製造）が8直列，2並列で構成されており，出力電圧 9.6V，容量 1.5Ah であり，定常モードであればバッテリーのみで2時間程度の作動を見込むことが出来る。



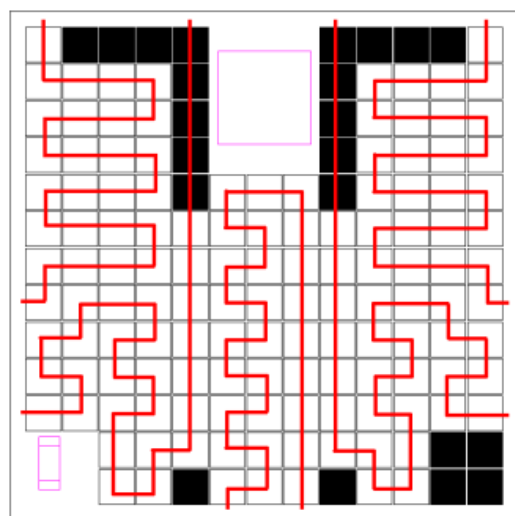
図 3-12 製作したバッテリーユニット

3-6 太陽電池パネルの製作

次に太陽電池パネルの製作について述べる。太陽電池パネルは太陽電池セルを複数枚直列・並列で接続し、必要とされる電力が得られるようにモジュール化したものである。プロイテレス衛星には衛星底面を除く5面に取り付けられる。電源システムの電力収支の要求から選定したセルを26直列し、一面あたり最低でも4並列設けることが決定した。セル間の接続は、接続回路から発生する磁場であるカレントループを軽減するため、ジグザグに接続し、発生する磁場を打ち消しあうように構成した。

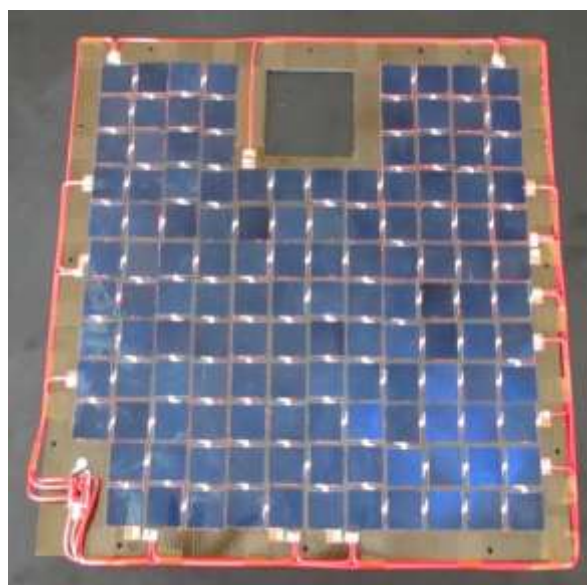
太陽電池パネルは、 $290 \times 290 \times 1.5\text{mm}$ のCFRP製のパネルをベースに、カプトンフィルムで表面を絶縁し、あらかじめ接続しておいた26直列の太陽電池セルを高真空用シリコン接着剤RTV-S691で固定する方法をとった。

セル同士の接続には導電性が高い銀ハンダを用いた。セルの接続は難易度が高いため、株式会社中央電機計器製作所に依頼した。接続したセルの陽極側の一端にはダイオードを取り付け、逆流防止を図ったほか、過電流対策のためシャント・ラインを設けた。図3-13に製作した太陽電池パネルを、表3-7に製作した太陽電池パネルの諸元を示す。



エンジン面(153/130枚)

(a) 配線図



(b) 製作した太陽電池

図 3-13 製作した太陽電池パネルの例

表 3-7 太陽電池パネルの諸元

太陽電池パネルの質量	約 260g
太陽電池パネルの発電能力	26 枚直列, 4~5 回路並列を構成
	一日あたりの最大発電量 360Wh
使用した太陽電池セルの総数	598 枚 (一枚当たり約 120 枚)

完成した太陽電池パネルを装着したプロイテレス衛星フライトモデルを図 3-13 に示す.

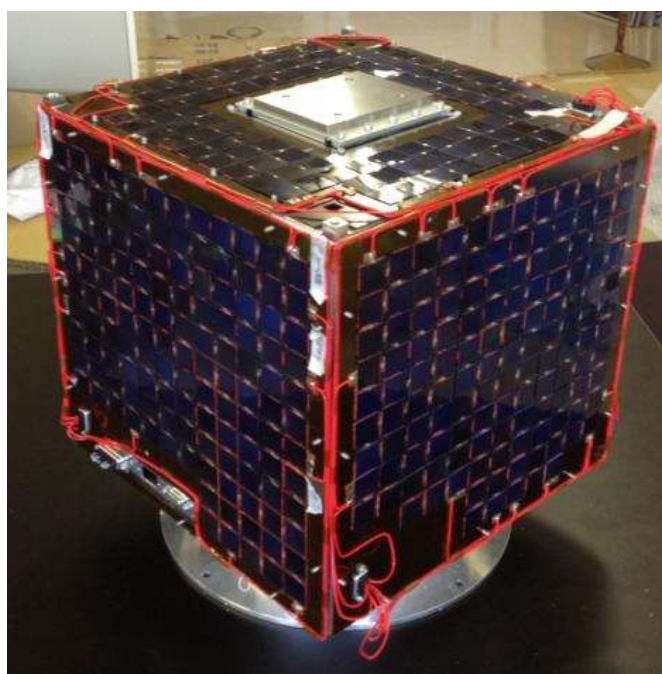


図 3-13 完成した太陽電池パネルを搭載したプロイテレス FM

3-7 軌道上での電源装置の作動

表 3-4 に打上げ当日の 2012 年 9 月 9 日の 21 時台に取得した, 軌道上のプロイテレス衛星のビーコン信号に含まれるプロイテレス衛星の発電電圧・電流値を示す. 時間 21:00:00 から 21:05:42 までの間は電流値がプラスであり, これは 2 次電池へ電流が流れている充電モードであることを示している. この電流値は内部機器に供給された電流値を差し引いた余剰電流を示している. 一方, 時間 21:07:17 において電流値がマイナスであることから, 充電モードから放電モードに転換したことがわかる.

放電時の電流値から, 消費電力が 6.6W 程度であることから, 定常モードであること

がわかる。太陽電池から電源装置に供給される電流値をみると、比較的安定していることから、衛星の姿勢は安定していると考えられる。以上のことから、開発した電源装置と太陽電池が軌道上で正常に機能していることがわかる。

表 8-4 受信した電圧・電流データ

時間	I (16 進数)	V(16 進数)	I (10 進数)	V(10 進数)	電流 I [A]	電圧 V [V]
21:00:00	87	7f	135	127	0.5469	9.9219
21:00:50	84	7e	132	126	0.3125	9.8438
21:01:36	83	80	131	128	0.2344	10.0000
21:02:29	83	7f	131	127	0.2344	9.9219
21:04:01	83	7f	131	127	0.2344	9.9219
21:05:42	84	7e	132	126	0.3125	9.8438
21:07:17	78	88	120	136	-0.6250	10.6250

3-8 本章のまとめ

本章では、軌道周期を 5913.816s として 1s 毎に計算を行い、軌道上で衛星が最悪姿勢を取ったとき、一日あたり 370.74Wh の発電電力量を確保できると推定した。

またプロイテレス衛星の各作動モードごとの機器の消費電力量を算出した。その結果、定常モードで一日当たりの消費電力量は 166.32Wh、エンジンミッションモードで一日当たりの消費電力量は 267.12Wh であることがわかり、最悪姿勢時においても発電電力量が消費電力量を上回っていることを確認した。

これらの結果を元に電源供給システムと太陽電池パネルの開発し、衛星より取得した軌道上での発電量についてを示し、開発した電源システムの妥当性を検証した。

また、軌道上からの放電電圧・電流値より、定常モードになっていることを確認できたため、衛星が正常に稼働をしているものと推察することができた。

本研究の結論

ここでは 2 つの研究テーマの内容と研究によって得られた結果と成果を以下にまとめる。

A. 超小型人工衛星への搭載を想定した低電力ホールスラストの研究開発

本研究で行った内容を以下に示す。

- ① シリンドリカル型ホールスラスト TCHT-3B を元に 50kg 級の超小型人工衛星への搭載を想定したシリンドリカル型ホールスラストの TCHT-4 を開発した。
- ② 開発した TCHT-4 に対し作動試験を行い、推進剤流量別の推力、放電電圧・電流を測定して作動時の性質の確認と推進性能の推定を推定した。
- ③ TCHT-4 でみられた作動不安定性について原因を特定し、新たに熱減磁対策とを施した新たなシリンドリカル型ホールスラストについての検討を行った。
- ④ 熱減磁対策と更なる推進効率の向上を目指し、磁極間距離と放電室長が変更可能な可変機構を設け、磁石をスラスト外周部に配置した TCHT-5 を開発した。
- ⑤ TCHT-5 の可変機構によって使用磁石、磁極間距離、放電室長を変化させ、各推進剤流量別の作動試験を行い、最良の条件を調べた。

本研究で得られた結果を以下に示す。

- (1) TCHT-4 の印加電圧の上昇と共に放電電流値も大きく増加しているから、放電室内での電離が十分に行われていない低電圧モードであると推測される。
- (2) 正常作動時の推進性能は、消費電力 100W において比推力 1460s、推進効率 20% であり、良好な推進性能を示した。
- (3) TCHT-4 の放電室下流部の永久磁石が熱減磁していることから、生成・加速されたプラズマの発散角が大きく放電室出口付近で接触していることが判明した。
- (4) 内蔵コイルを用いて TCHT-4 の印加磁場を上げると、全ての推進剤流用において放電電流の低下が見られたことから、設計相似則による予測パラメータよりも径方向磁場を強化する必要があるとわかった。
- (5) 径方向磁場を強化した TCHT-5 の作動試験において、印加電圧に対して放電電流値がほぼ一定値を示したことから、高電圧モードであると推測される。また長時間作動させても熱減磁が起こらず安定した噴射を確認することが出来た。
- (6) 250V 以下の電圧域における TCHT-5 の作動試験において、TCHT-4 の推進剤流量では作動できず、流量 0.6mg/s 以上での安定作動を確認した。
- (7) 磁極間距離の延長に伴い、ミラー効果によるものと考えられる推進性能の向上が見られ低電圧域においては最大で 30%程度の推進性能の向上が見られた。
- (8) 磁極間距離 $X_m=19\text{mm}$ の時、300V 以上の高電圧域において比較的低い消費電力値をしめし、目標消費電力である 100W 近辺では、TCHT-4 よりも高い 25%の推進効率を達成した。

- (9) 磁極間距離を延長した $X_m=22\text{mm}$ の時、放電電流の更なる低下を確認したが、プラズマが放電室出口付近に接触したためとみられる比推力、推進効率の低下がみられた。
- (10) Sm-Co 磁石と Nd 磁石の場合の各推進性能を比較したところ、比推力が 15%ほど向上することが確認できたが、放電電流の増加と推進効率の低下がみられた。
- (11) 推進剤流量の増加とともに更に低下していることから、Xe ガスと電子の電離衝突の機会が増え過ぎ、2 価以上のイオンが生成される過程で放電エネルギーが奪われたためと推察される。

B. 大電力型ホールスラストの開発

本研究で行った内容を以下に示す。

- ① 既存の SPT 型ホールスラスト THT-IV と TAL 型ホールスラスト TALT-2 に対し放電電圧 300V~1kV を印加して大電力作動試験を行い、作動時における問題点を洗い出した。
- ② 高電圧作動試験を行うにあたり、アノード電力線を高電圧対応のものに変更を加えたほかスラスト内部にある端子部に耐熱・絶縁テープで高温化でも確実に絶縁が出来るよう耐熱・漏電対策を施した。
- ③ 作動が続行出来るよう、作動安定性に合わせて推進剤流量、ホローカソード流量の調節を行った。

本研究で得られた結果を以下に示す。

- (1) 放電電圧 500V での運用を前提とした SPT 型ホールスラスト THT-VI で、放電電圧 300V~1000V の高電圧作動を達成した。
- (2) THT-VI の高電圧試験において、放電電圧 300~750V の電圧域で放電電流値がほぼ一定となる低電圧モードでの作動を確認した。
- (3) 安定作動が確認された最大の放電電圧 750V の時、比推力 3200s、推力 110mN、推進効率 61%、消費電力 2.85kW となった。
- (4) 放電電圧 800V 以降の電圧域では、放電電流値が大きく上昇する傾向があることから、低電圧モードに移行したものと考えられる。
- (5) 放電電圧 400V での運用を前提とした TAL 型ホールスラスト TALT-2 で、放電電圧 300V~600V の電圧域での作動を確認し、放電電圧 550V において、比推力 2814.5sec を測定した。
- (6) TAL 型ホールスラストの全電圧域において放電電流が急増していることから、高電圧モードであると考えられる。
- (7) 放電電圧 600V 時に外周部のアノード先端部が赤熱・融解し作動が停止したことから、放電室外周部に発散するようにプラズマが加速されたと推測される。
- (8) 放電電圧 1000V 時に内コイルの発熱によると考えられる推進性能の低下がみられ、作動が不安定となった。

- (9) 新たな大電力ホールスラストの安定作動のための方策として、コイルの冷却が挙げられ、特に宇宙機への搭載にあたり、放射冷却で行うことが最適であると考えられる。

C. 超小型人工衛星用の姿勢制御器と電源システムの構築

本研究で行った内容を以下に示す。

・伸展ブームの開発において

- ① 電気推進機を搭載した超小型人工衛星システムを作る一環として、プロイテレス衛星に搭載した姿勢制御器の一つである伸展ブームの設計開発をおこなった。
- ② プロイテレス衛星のミッションなどから要求される姿勢精度・安定度のサイジングを行った。
- ③ 搭載可能な装置やセンサ，伸展ブームの構造の検討，材質の選定，制御力の基準となる外乱トルクを見積もった。
- ④ 磁気トルカと併用した際の数値解析を行い，姿勢安定するかを確認した。
- ⑤ 開発した伸展ブームに対してロケット搭載時を模擬した振動試験を実施した。
- ⑥ 振動試験後，損傷を確認するため展開試験を行った。

・衛星用電力供給装置・太陽電池の開発において

- ⑦ 軌道上において最悪姿勢を取った場合の発電量の見積もりを行った。
- ⑧ プロイテレス衛星の各作動モード別に必要とされる供給電力の見積もりを行った。
- ⑨ プロイテレス衛星に搭載した電力供給装置と太陽電池パネルの設計設計開発を共同研究にて行った。
- ⑩ 太陽電池パネルの開発において太陽電池セルの配列を決定し製作した。

本研究で得られた結果を以下に示す。

- (1) 重力傾斜トルクと総外乱トルクの見積もりを行い，投入予定高度 670km において，重力傾斜トルクが $7.58 \times 10^{-6} \text{Nm}$ となり総外乱トルク $4.761 \times 10^{-6} \text{Nm}$ を約 1.6 倍上回ると予測された。
- (2) 数値解析の結果，ロケット分離後 13000s ほどで姿勢が安定することがわかった。
- (3) 加振試験の結果，打ち上げ時の振動条件においても意図せず展開しないことを確認できた。
- (4) 伸展ブームの展開試験により，先端部の終端速度が約 1.5m/s であることがわかり，確実に展開できることを確認できた。
- (5) 打ち上げ後に取得した発電電圧・電流の安定性から，衛星は回転を起こさずに安定した姿勢をとっていることを推定できた。
- (6) 電源システムのサイジングを行うにあたり最悪姿勢時における発電量を概算したところ，理論上一日あたり 370.74Wh の発電量があることが判明した。

- (7) プロイテレス衛星の運用時に最も電力を消費するのはエンジンミッションであり、その一日当たりの消費電力量は 238.32Wh であることから、最悪姿勢時においても持続的な推進機の作動を行うことができことが判明した。
- (8) 電力供給装置および太陽電池パネルの設計を行い、軌道上で衛星が定常モードで作動していることが確認できた。

参考文献

- ¹ Shinichi Nakasuka, "Students' Challenges towards New Frontier -Enlarging Activities of UNISEC and Japanese Universities", 26th ISTS, ISTS-2008-Key-01v, Hamamatsu, 2008.
- ² 宮崎康行, 「人工衛星をつくる 設計から打ち上げまで」, オーム社, 2011.
- ³ 池田知行, 井上陽一, 恵上直樹, 松岡孝明, 田原弘一, 「大阪工業大学 PROITERES 衛星の開発及び打ち上げ・運用状況」, 第 21 回スペース・エンジニアリング・コンファレンス, B5, 2013.
- ⁴ 船瀬龍, 川勝 康弘, PROCYON プロジェクトチーム, 「はやぶさ 2 相乗り超小型深宇宙探査機 PROCYON の開発状況」, 第 58 回宇宙科学技術連合講演会, 2H12, 長崎市, 2014.
- ⁵ 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.
- ⁶ "RAIJIN Project", <http://art.aees.kyushu-u.ac.jp/research/Hall/inospace/index.html>, 2014 年 11 月 1 日参照.
- ⁷ R. X. Meyer, "A Space-Charge-Sheath Electric Thruster," AIAA Journal, Vol. 5, No. 11, pp.2057-2059, 1967.
- ⁸ N. Yamamoto, K. Komurasaki and Y. Arakawa, "Discharge Current Oscillation in Hall Thrusters," Journal of Propulsion and Power, Vol. 21, No. 5, pp.870-876, 2005.
- ⁹ V. Kim, "Main Physical Features and Processes Determining the Performance of Stationary Plasma Thrusters," Journal of Propulsion and Power, Vol. 14, No. 5, pp.736-743, 1998.
- ¹⁰ V. Hruby, J. Monheiser, B. Pote, C. Freeman and W. Connolly, "Low Power Hall Thruster Propulsion System," 27th International Electric Propulsion Conference, Pasadena, IEPC-01-092, 2001.
- ¹¹ M. B. Belilov, O. A. Gordhkov and R. N. Rizwakanov, "The Output Parameters and Angular Plume Characteristics of Low-Power Hall Thrusters," 27th International Electric Propulsion Conference, Pasadena, IEPC-01-094, 2001.
- ¹² E. Ahedo and J. M. Gallardo, "Scaling Down Hall Thrusters," 28th International Electric Propulsion Conference, Toulouse, IEPC-03-104, 2003.
- ¹³ D. T. Jacobson and R. S. Jankovsky, "Test Results of a 200W Class Hall Thruster," AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, 34th, Cleveland, OH, AIAA98-3792, 1998.
- ¹⁴ A. I. Bugrova, A. D. Desiatskov, H. R. Kaufman, V. K. Kharchevnikov, A. I. Morozov, and V. V. Zhurin, "Design and Experimental Investigation of a small Closed Drift Thruster," 27th International Electric Propulsion Conference, Pasadena, IEPC-01-344, 2001.
- ¹⁵ Y. Raitses, J. Ashkenazy and G. Appelbaum, "Experimental Investigation of the Effect of Channel Material on Hall Thruster Characteristics," 25th International Electric Propulsion Conference, IEPC-97-056, 1997.
- ¹⁶ 田原弘一, 後藤大亮, 藤岡崇志, 北野貴久, 白崎篤司, 安井利明, 吉川孝雄, 「低電力ホール型推進機の基本作動特性と推進性能」, 日本航空宇宙学会論文集, 第 50 巻, 第 583 号, pp. 318-324, 2002.
- ¹⁷ L. Zakharenkov, G. Chiskov and A. Semenkin, "Study of Low Power TAL Characteristics," 27th International Electric Propulsion Conference, Pasadena, IEPC-01-041, 2001.
- ¹⁸ V. Khayms and M. Martinez-Sanchez, "Fifty-Watt Hall Thruster for Microsatellites," in the book Micropropulsion for small spacecraft, Edited by M. M. Micci and A. D. Ketsdever, AIAA Progress in Astronautics and Aeronautics, Vol. 187, pp.233-254, 2000.
- ¹⁹ B. Pote, V. Hruby, and J. Monheiser, "Performance of an 8kW Hall Thruster," 26th International Electric Propulsion Conference, Kitakyushu, IEPC-99-080, 1999.
- ²⁰ B. Arhipov, L. Krochak, and N. Maslennikov, "Investigation of the Operating Characteristics of a High-Power Hall Effect Thruster," Journal of Propulsion and Power, Vol. 16, No. 5, pp. 910-915, 2000.
- ²¹ R. R. Hofer and A. D. Gallimore, "The Role of Magnetic Field Topography in Improving the

-
- Performance of High-Voltage Hall Thrusters,” 38th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, Indianapolis, AIAA 2002-4111, 2002.
- ²² R. S. Jankovsky, C. McLean and J. McVey, “Preliminary Evaluation of a 10kW Hall Thruster,” 37th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Reno, AIAA-99-0456, 1999.
- ²³ R. Gnizdor, K. Kozubsky, N. Maslennikov, S. Pridannikov, “Performance and Qualification Status of Multimode Stationary Plasma Thruster SPT-140,” 27th International Electric Propulsion Conference, Pasadena, IEPC-01-094, 2001.
- ²⁴ P. Y. Peterson, A. D. Gallimore and J.M. Haas, “Experimental Investigation of a Hall Thruster Internal Magnetic Field Topography,” 27th International Electric Propulsion Conference, Pasadena, IEPC-01-030, 2001.
- ²⁵ Y. Raitses, N. J. Fisch, K. Ermer and C. B. Burlingame, “A Study of Cylindrical Hall Thruster for Low Power Space Application,” Princeton Plasma Physics Laboratory, Princeton University, Princeton, NJ, USA, Paper PPPL-3479, 2000.
- ²⁶ Y. Raitses, D. Staack, A. Smirnov, A. A. Litvak, L. A. Dorf, T. Graves and N. J. Fisch, “Studies of Non-conventional Configuration Closed Electron Drift Thrusters,” Princeton Plasma Physics Laboratory, Princeton University, Princeton, NJ, USA, Paper PPPL-3606, 2001.
- ²⁷ Y. Raitses and N. J. Fisch, “Parametric Investigation of a Nonconventional Hall Thruster,” Physics of Plasmas, Vol. 8, No.5, pp.2579-2586, 2001.
- ²⁸ 池田知行, 戸川和也, 杉本 成, 三藤陽平, 林 泰志, 田原弘一 「超小型月探査機搭載用シリンドリカル型ホールスラスタ“TCHT-5”の研究開発」 JAXA,宇宙輸送シンポジウム, STEP-2011-016, 2012.
- ²⁹ 池田知行, 三藤陽平, 西田万里, 籠田泰輔, 川村剛史, 田原弘一, 渡辺陽介, “超小型人工衛星搭載用シリンドリカル型ホールスラスタの作動特性”, プラズマ応用科学, Vol.21-1, 2013, pp.23-28.
- ³⁰ 横田茂, 山本直嗣, “ホールスラスタよりも広角に広がるイオン”, 第58回宇宙科学技術連合講演会講演集, JSASS-2014-4713, 2014.
- ³¹ V. Kim, “Main Physical Features and Processes Determining the Performance of Stationary Plasma Thrusters,” Journal of Propulsion and Power, Vol. 14, No. 5, pp.736-743, 1998.
- ³² V. V. Zhurin, H. R. Kaufman and R. S. Robinson, “Physics of Closed Drift Thrusters,” Plasma Sources Science and Technology, Vol. 8, pp. R1-R20, 1999.
- ³³ 国立天文台編, 「理科年表 平成26年」, 丸善出版, P380-381, 2014.
- ³⁴ 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, p13-18, 2006.
- ³⁵ V. Khayms and M. Martinez-Sanchez, “Fifty-Watt Hall Thruster for Microsatellites” in the book Micropropulsion for small spacecraft, Edited by M. M. Micci and A. D. Ketsdever, AIAA Progress in Astronautics and Aeronautics, Vol. 187, pp.233-254, 2000.
- ³⁶ Shunsuke ARAKI, Tomoyuki IKEDA, Jun-ichi OZAKI, Masaya NISHIZAWA, Yoichi INOUE, Takafumi IGUCHI, Hirokazu TAHARA and Yosuke WATANABE, "Development of an Attitude Control System for Nano-Satellite PROITERES", 28th ISTS, ISTS-2011-j-21s, Okinawa, 2011.
- ³⁷ Tomoyuki Ikeda, Jun-ichi Ozaki, Shunsuke Araki, Masaya Nishizawa, Yoichi Inoue, Takafumi Iguchi, Hirokazu Tahara, Yosuke Watanabe, "Research and Development of Nano-Satellite PROITERES Series at Osaka Institute of Technology", 28th ISTS, ISTS-2011-j-21, Okinawa, 2011.
- ³⁸ 木田隆, 小松桂二, 川口淳一, 「人工衛星と宇宙探査機」, コロナ社, 2008, pp.1-12, pp.14-29, pp.184-205.
- ³⁹ 岩崎信夫, 的川泰宣, 「図説宇宙工学」, 日経印刷株式会社, 2010, pp.3-20, pp.87-88, pp.117-138, pp.193-194.
- ⁴⁰ 茂原正道, 鳥山芳夫, 「衛星設計入門」, 衛星設計コンテスト実行委員会監修, 培風館株式会社, 2002, p39-69.
- ⁴¹ 鶴宏, 「人工衛星」, 工学図書株式会社, 1983, p206-223.

謝 辞

本論文は筆者が大阪工業大学大学院工学研究科機械工学専攻の博士前期課程ならびに博士後期課程において行った研究成果をまとめたものです。

本研究の遂行と本論文の執筆・取りまとめを行うことが出来たのは、ひとえに田原弘一教授の多大なる御指導と叱咤激励，そして終始変わらぬ温かいご理解の賜物であり心より厚く御礼申し上げます。2007年秋に仮配属生として宇宙推進工学研究室に配属されてから現在に至るまでの7年の間に人工衛星の開発プロジェクトから推進機の開発まで，多くの研究に携わる機会を設けていただくなど生涯忘れえぬ貴重な経験させていただき，深甚なる感謝の意を表します。

また本論文の作成にあたり，貴重な時間を割いて拙著論文の原稿のチェックと詳細な御助言と御指摘を賜りました上田整教授，小池勝教授，西川出教授に謹んで謝意を表します。

宇宙推進工学研究室の後輩の皆さまはもちろん，ホールスラストの開発において著者のもとで困難な依頼に耐え，研究に対し協力をしてくれた西田万里氏，籠田泰輔氏，角間徹生氏，高畑侑弥氏に厚く御礼申し上げます。

そして沈み込みがちな私を今日まで絶える事無く支えてくれた両親・妹に，心より感謝申し上げます。

業績目録

主要論文

- (1) Prediction of Hall Thruster Performance and Plasma Features.
Frontier of Applied Plasma Technology, Vol.4, No.2, pp.70-75, 2011.
Tsuyoshi Fujita, Hirokazu Tahara and Yosuke Watanabe.
- (2) 超小型人工衛星搭載用電熱加速型パルスプラズマ推進機の流れ場の数値シミュレーション.
プラズマ応用科学, Vol.19-1, pp.29-35, 2011.
石井悠介, 中雅理, 田原弘一, 渡辺陽介.
- (3) 低毒性推進剤を用いたアークジェットスラスタの基礎作動実験.
プラズマ応用科学, Vol.20-1, pp.27-32, 2012.
藤田雄也, 松本和真, 杉村勇也, 田原弘一, 渡辺陽介.
- (4) Performance Characteristics of Direct-Current Arcjet Thrusters Using Clean Propellant “Hydroxyl Ammonium Nitrate”.
Frontier of Applied Plasma Technology, Vol.5, No.2, pp.73-78, 2012.
Hirokazu Tahara and Yosuke Watanabe.
- (5) Performance Characteristics of Very Low Power Cylindrical Hall Thrusters for the Nano-Satellite “PROITERES-3”.
Vacuum, Vol.88, pp.63-69, 2013.
Kazuya Togawa, Hirokazu Tahara and Yosuke Watanabe.
- (6) 超小型人工衛星搭載用シリンドリカル型ホールスラスタの作動特性.
プラズマ応用科学, Vol.21-1, pp.23-28, 2013.
三藤陽平, 西田万里, 籠田泰輔, 川村剛史, 田原弘一, 渡辺陽介.

国際会議 Proceedings

- (1) Optimization of Acceleration Channel Structure and Material for Magnetic Layer Type Hall Thrusters.
32 nd International Electric Propulsion Conference (32nd IEPC), Kurhaus, Wiesbaden, Germany, IEPC-2011-038, 2011.
Tsuyoshi Fujita, Naru Sugimoto, Jun-ichi Ozaki, Hirokazu Tahara.

- (2) Research and Development of Very Low Power Cylindrical Hall Thrusters for Nano-Satellites.
32 nd International Electric Propulsion Conference (32nd IEPC), Kurhaus, Wiesbaden, Germany, IEPC-2011-039, 2011.
- (3) Performance Characteristics of Very Low Power Cylindrical Hall Thrusters for the Nano-Satellite “PROITERES-3”.
Advances in Applied Plasma Science, Proc. of 7 th Int. Symp. on Applied Plasma Science, Hakone, Japan, Vol.8, pp.101-102, 2011.
Kazuya Togawa, Hirokazu Tahara and Yosuke Watanabe.
- (4) Research and Development of High-Efficiency Hall-Type Ion Engines for Small Spacecrafts.
Int. Conf. on Renewable Energy Research and Applications (ICRERA) 2012, Best Western Premier Hotel Nagasaki, Nagasaki-City, Nagasaki, 2012.
Naru Sugimoto, Kazuya Togawa, Yohei Mito and Hirokazu Tahara.
- (5) Research and Development of Very Low-Power Cylindrical Hall Thrusters for Nano Satellites.
33rd International Electric Propulsion Conference (33rd IEPC), George Washington University, Washington, D.C., USA, IEPC-2013-109, 2013.
Yohei Mito, Masato Nishida, Taisuke Kagota, Tsuyoshi kawamura and Hirokazu Tahara.

口頭発表

- (1) 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の進捗状況。
第 45 回日本航空宇宙学会中部関西支部合同秋期大会, 名古屋大学 東山キャンパス ベンチャー・ビジネス・ラボラトリー(VBL),B6, 2008 年 11 月 28 日.
- (2) Research and Development of an Attitude Control System for Osaka Institute of Technology Electric-Rocket-Engine onboard Small Space Ship
27th International Symposium on Space Technology and Science (27 th ISTS), Tsukuba International Congress Center(Epochal Tsukuba), Tsukuba, Ibaraki, Japan, 2009-s-02f, July 23, 2009.

- (3) 大阪工業大学・電気推進ロケットエンジン搭載小型人工衛星プロジェクトの進捗状況。
電気学会プラズマ研究会, 富山大学 五福キャンパス, 2011年5月30日
- (4) Research and Development of Nano-Satellite PROITERES Series at Osaka Institute of Technology
28th International Symposium on Space Technology and Science (28th ISTS), Okinawa Convention Center, Ginowan City, Okinawa, Japan, ISTS 2011-j-21, June 6, 2014.
- (5) Optimization of Acceleration Channel Structure and Material for Magnetic Layer Type Hall Thrusters.
32nd International Electric Propulsion Conference (32nd IEPC), Kurhaus, Wiesbaden, Germany, IEPC-2011-038, September 15, 2011.
- (6) Research and Development of Very Low Power Cylindrical Hall Thrusters or Nano-Satellites
32nd International Electric Propulsion Conference (32nd IEPC), Kurhaus, Wiesbaden, Germany, IEPC-2011-038, September 15, 2011.
- (7) Performance Characteristics of Very Low Power Cylindrical Hall Thrusters for the Nano-Satellite “PROITERES-3”
7th Int. Symp. on Applied Plasma Science, 湯本富士屋ホテル(神奈川県箱根町) E-4, 2011年9月27日.
- (8) 大阪工業大学・超小型人工衛星プロイテレスのシステム設計と構造。
日本機械学会 2011年度年次大会, 東京工業大学大岡山キャンパス(東京都目黒区), S192023, 2011年11月22日.
- (9) 超小型衛星搭載用低電力シリンドリカルタイプ・ホールスラスタの開発研究。
第55回宇宙科学技術連合講演会, 愛媛県 県民文化会館(ひめぎんホール)(愛媛県愛媛市), 1K08, 2011年11月30日.
- (10) 超小型月探査機搭載用シリンドリカル型ホールスラスタ “TCHT-5” の研究開発。
平成23年度宇宙輸送シンポジウム, JAXA 宇宙科学研究所(神奈川県相模原市), STEP-2011-016, 2012年1月19日.

- (11) Performance Characteristics of Very Low Power Cylindrical Hall Thrusters for Nano-Satellites.
Asian Joint Conference on Propulsion and Power 2012 (AJSP2012), Grand New World Hotel (Xi'an, China), AJCPP2012-006, March 1, 2012.
- (12) Research and Development of High-Efficiency Hall-Type Ion Engines for Small Spacecrafts.
Int. Conf. on Renewable Energy Research and Applications (ICRERA) 2012, Best Western Premier Hotel Nagasaki (Nagasaki-City, Nagasaki), November12, 2012.
- (13) 超小型人工衛星搭載用シリンドリカル型ホールスラストの作動特性.
平成 24 年度宇宙輸送シンポジウム, JAXA 宇宙科学研究所 (神奈川県相模原市), STEP-2012-027, 2013 年 1 月 17 日.
- (14) 大阪工業大学 PROITERES 衛星の開発及び打ち上げ・運用状況.
日本機械学会宇宙工学部門 No.12-115 講演会 第 21 スペース・エンジニアリング・コンファレンス (SEC' 12), 国営飛鳥歴史公園 祝戸荘 (奈良県高市郡), B3, 2013 年 1 月 25 日.
- (15) Research and Development of Cylindrical Hall Thrusters for Small Spacecraft.
29th International Symposium on Space Technology and Science (29th ISTS), Nagoya Congress Center, Nagoya City, Aichi, Japan, ISTS2013-b-53p, June 4, 2013.
- (16) Research and Development of Very Low-Power Cylindrical Hall Thrusters for Nano Satellites.
33rd International Electric Propulsion Conference (33rd IEPC), George Washington University, Washington, D.C., USA, IEPC-2013-109, October 7, 2013.
- (17) 低電力シリンドリカル型ホールスラストの基礎作動試験と推進性能.
平成 25 年度宇宙輸送シンポジウム, JAXA 宇宙科学研究所 (神奈川県相模原市), STEP-2013-055, 2014 年 1 月 16 日.

学会での活動

- (1) 日本航空宇宙学会 学生会員 (2009年4月1日) .
- (2) 招待講演「電気推進ロケットエンジン搭載超小型人工衛星の開発研究」
電気学会プラズマ研究会, 県民文化ホール未来会館, 岐阜県岐阜市, 2010年8月11日.
- (3) 講演「プロイテレス衛星1号の最終開発状況」
大学宇宙工学コンソーシアム (UNISEC) 関西近郊研究会, 大阪府立大学工学部 (大阪府堺市), 2010年11月28日.
- (4) 講演「大学生による宇宙開発! 大阪工業大学・電気推進ロケットエンジン搭載超小型人工衛星”プロイテレス”発進!」
日本航空宇宙学会関西支部ライト祭2010, 島津製作所関西支社マルチホール(大阪市北区)

社会での活動

特別授業「飛行機とロケットの原理」
守口市立守口小学校 (大阪府守口市), 2010年11月15日.

賞罰

- (1) 第31回鳥人間コンテスト 2007 滑空機部門フォーミュラクラス 第3位 [98.28m] (2007年7月28日)
- (2) 大阪工業大学学長より課外活動賞(団体)を授与。(2007年10月2日)
- (3) 第32回鳥人間コンテスト 2008 滑空機部門フォーミュラクラス 優勝 [140.57m] (2008年7月26日)
- (4) 大阪工業大学学長より課外活動賞(団体)を授与。(2008年10月17日)
- (5) 大阪工業大学学長より学芸賞を授与。(2009年1月18日)
- (6) 社会人基礎力育成グランプリ 2009 決勝大会 大賞「人工衛星の開発を通じた社会人基礎力の育成」(2009年3月5日)
- (7) 大阪工業大学工学部機械工学科学科長より奨励賞を授与。(2009年3月19日)
- (8) 大阪工業大学学長より学芸賞を授与。(2010年1月18日)
- (9) 大阪工業大学工学部長より学芸賞を授与。(2012年3月3日)
- (10) ICRERA2012 にて Outstanding Paper Award, Int. Conf. on Renewable Energy Research and Applications を授与 (2012年11月)
- (11) 大阪工業大学学長より学芸賞を授与。(2013年3月1日)
- (12) 大阪工業大学工学部長より学芸賞を授与。(2014年3月7日)