

低電力二段加速式ホールスラストの開発

大坪, 正和
九州大学大学院総合理工学府先端エネルギー理工学専攻

<https://hdl.handle.net/2324/4150491>

出版情報 : Kyushu University, 2018, 修士, 修士
バージョン :
権利関係 :



平成30年度
九州大学大学院 総合理工学府
先端エネルギー理工学専攻
修 士 論 文

論文名

低電力二段加速式ホールスラストの開発

氏 名

大坪正和

指導教員名

山本直嗣

目次

第 1 章	緒論.....	4
1-1)	背景	4
1-2)	推進機の種類と特徴	5
1-3)	ホールスラスタの歴史	7
1-4)	ホールスラスタの小型化・低電力化における問題点	9
1-5)	本研究の目的	9
第 2 章	先行研究の検討.....	11
2-1)	ホールスラスタの小型化・低電力化に関する研究	11
2-2)	二段式静電加速スラスタに関する研究	13
2-3)	マイクロ波放電型推進機に関する研究	15
第 3 章	二段加速式ホールスラスタの物理と性能評価.....	17
3-2)	マイクロ波放電	19
3-4)	磁気チューブ	21
3-5)	スラストスタンドの原理	23
3-6)	性能評価	24
第 4 章	第 4 章推進機作動システム.....	26
4-1)	真空排気系	26
4-2)	推進剤供給系	27

4-3)	推力測定系	29
第 5 章	二段加速式ホールスラスタの作動実験.....	32
5-1)	二段加速式ホールスラスタの概略	32
5-2)	スラストスタンドの較正	33
5-3)	スラスタの磁場分布	35
5-4)	スラスタの基礎作動試験	37
5-5)	推力測定	38
第 6 章	結論.....	40

第1章 緒論

1-1) 背景

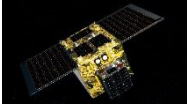
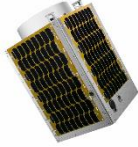
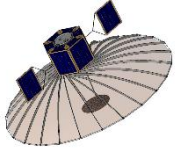
昨今の宇宙産業は、大きなパラダイムシフトのさなかにある。衛星から得られるデータの質・量が抜本的に向上しつつあり、宇宙データが“Connected Industries1”やビッグデータの一部として位置づけられ、他の様々な地上データと組み合わせられるとともに、AI 等の最新技術を活用して解析することで、様々な分野で従来にはなかった新たなサービス・価値の創出が期待されている。¹⁾

また、これまでの衛星やロケット開発は大企業が中心となっていて行われてきたが、近年はベンチャー企業、研究機関、新興国等の新たなプレイヤーが台頭しつつある。このような新たなソリューションやプレイヤーの登場を促す要因の一つとして、技術革新による小型衛星の高性能化・低コスト化がある。安価な小型衛星生産の可能性を背景に、小型衛星コンステレーションによる高頻度観測サービス等の新たなビジネスプレイヤーやビジネスモデルが急速に成長している。また、こうした小型衛星の打上げ需要の高まりから、小型ロケットを開発し、低価格で衛星の打上げを行うビジネスモデルも登場している。

表1に、国内事業者が開発する小型衛星の例を記載する。このように、商業化に向け開発されている小型衛星は 50~150kg の範囲のものが多くある。また、上記の衛星よりもさらに小型な 50kg 以下の超小型衛星については、これまでは商業ミッションというよりも大学等における教育目的であるものがほとんどであったものの、昨今は技術実証および各種ミッションのために、国内において多くの実用化が開始されている。この超小型衛星は、衛星全体の構造が簡素なこと等から生産が比較的容易であることから、さらに短期間・低コストで開発が可能である。特に、同サイズにおいて $10 \times 10 \times 10 \text{ cm}^3$ の立方体を 1U という基本単位として、その単体又は複数から構成される小型衛星はキューブサットと呼ばれ、1U をベースとしたコンポーネントや放出機構のラインナップが豊富であることから、現在の主流となっている。このような超小型衛星は、開発期間の短縮や、開発コストの抑制を追求したため、推進系は搭載されず、軌道制御系の精度は限定的である。推進システムを搭載できれば、衛星自身が軌道を任意に選択でき、位置・姿勢制御はもとより深宇宙探査も可能になるなど、ミッションの幅が大きく広がる。さらに運用終了後に宇宙デブリにならないためにも早期に推進機の搭載が求められている。

表 1 国内で開発された超小型衛星の例

出典) 各社 HP から作成

製造会社	アクセルスペース	アストロスケール	ALE	キャノン電子	QPS 研究所
衛星名	GRUS	ELSA-d	—	CE-SAT	—
重量(kg)	100	130	約 50	65	100
ミッション	地球観測(光学)	デブリ除去	人工流れ星	地球観測(光学)	地球観測(SAR)
外観					

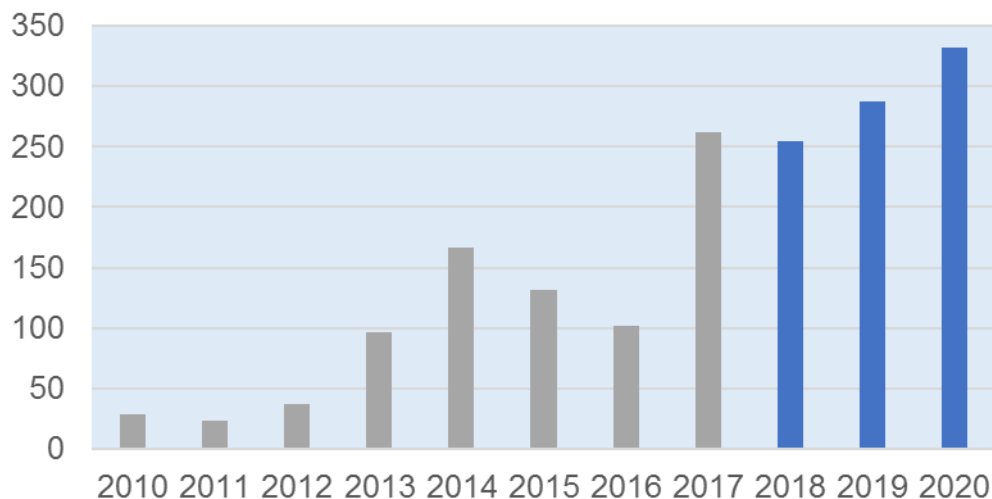


図 1 超小型衛星の打上数の推移

1-2) 推進機の種類と特徴

推進機は化学推進と電気推進に大別される。一般に電気推進は化学推進に比べて推力は小さいが、推進剤噴出速度が格段に大きいので、推進剤の消費量を低減でき、荷重量(ペイロード重量)を増やすことができる。すなわち、高比推力、低加速度という特徴をもつ。そのため、重力の影響の弱い宇宙空間でのミッションに適している。電気推進は、推力発生機構の違いにより、(1)電熱加速型(2)電磁加速型(3)静電加速型に分類され、それぞれカバーできる比推力・推力領域が異なる。ここで、「ス

ラスタ (Thruster)」とは人工衛星や探査機等の宇宙機で使用する推進システムのことを意味する。

(1)電熱加速型は、ジュール加熱によって推進剤にエネルギーを与え、高温高压のプラズマ化し、加速排出することで推力を得る方式である。DC アークジェットスラスタ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。

DC アークジェットスラスタは、同軸円筒電極をもち、電極間の直流アーク放電により推進剤を加熱する。高エンタルピー化された推進剤は、ノズル部で加速排され推力を得る。構造が簡素で、電気推進機としては比較的高い推力をもつが、比推力は低い。

気体力学的加速により推力を得る電熱加速型 PPT は、電磁加速型 PPT と比べて比推力は低いがインパルスビット (パルス状の推力を運動量として評価したもの、力積) が高いため、推力電力比に優れる。電力が限られる超小型人工衛星に主推進機として搭載し軌道高度変更を行う場合は、短時間でより多くの推力を得ることができる電熱加速型 PPT が適していると考えられ、プロイテレス衛星 2 号機の主推進機として採用された。

(2)電磁加速型はローレンツ力でプラズマを加速排出させる方式であり、MPD スラスタが代表的である。MPD スラスタはアーク放電により推進剤を電離するとともに、加速・排出することで推力が得られる。推力は、放電によるジュール加熱に起因する気体力学的加速および、アーク放電により誘起される磁場と放電電流の相互作用であるによるローレンツ力に起因する電磁推力からなる。MPD スラスタの推力は放電電流の 2 乗に比例して増大する特徴を持ち、電気推進機としての高比推力も達成可能で、電流値増加とともに凍結流損失 (推進剤の電離に使われるエネルギー) の割合が減り推進効率も高くなるなど kW~MW 級の大電力動作に適した推進機である。

(3)静電加速型は静電界により、イオンを加速し、その反作用により推力を得る方式である。Field emission electric propulsion (FEEP), ホールスラスタが該当する。

FEEP は推進剤に液体金属を用いる。電極間に強い電場によって、液体金属の表面張力 (液体の表面積を小さくしようとする力) と、液体の表面に凝集した同一電荷同士のクーロン反発による表面張力に逆らう力がつりあい、ここで液体が円錐形の形状をとる。電界が限界値を超えると、円錐の先端の原子が電離し、高速のイオンジェットとして排出される。

ホールスラスタは 50 %を超える高い推進効率と高比推力を両立することができる。また、ホールスラスタはイオン加速領域が準中性に保たれているため、イオンスラ

スタのように空間電荷制限則の影響を受けず、高密度プラズマイオンの排出が可能である。このことからホールスラストは同じ電気推進機であるイオンスラストと比較しても 1桁程度大きい推力密度を得ることができる。同じ推力が必要な場合、ホールスラストは推力密度が大きいため他の電気推進機と比較してスラストの大型化が避けられ、小型衛星に適していると言える。またホールスラストは推力電力比の面でもイオンエンジンを上回っている。これらのことからホールスラストは次世代の宇宙推進機として現在最も注目されており、日欧米で競って研究開発が進められている。²⁾

1-3) ホールスラストの歴史

ホールスラストの研究は 1960 年代にアメリカとロシアで独自に開始された。1971 年にはホールスラストを搭載した最初の衛星 (METEOR-18) がロシアで打ち上げられた。ホールスラストの概念図を図に示す。放電室上流に推進剤を供給し、放電室内の電子との電離衝突によってプラズマが生成される。この電子は、放電室下流に配置された陰極から供給され、放電室内の軸方向電場からエネルギーを得ながら、上流へ拡散する。このとき電子は、放電室に印加された径方向磁場に補足され、磁力線に沿ってラーマー運動をすると共に、軸方向電場との相互作用により、周方向に $E \times B$ ドリフト運動をおこなう。このドリフト運動による周方向の電流はホール電流と呼ばれ、ホールスラストの名前の由来となっている。ホール電流と磁場との相互作用によって生じるローレンツ力により電子の軸方向への移動が妨げることによって、放電室内に強い軸方向電場を維持し、プラズマ中のイオンを加速排出することで推力を得る。

ホールスラストは加速チャネル幅と長さの関係からマグネティックレイヤー型とアノードレイヤー型の二つに大別される。

マグネティックレイヤー型は 1960 年代初頭に旧ソ連で A. I. Morozov らによって静電マグネトロンの応用として研究がおこなわれた。³⁾ 放電室の幅が長さに比して小さく、放電室壁が絶縁体でできている。作動安定性が高く、排出されるイオンビームがチャネル壁面へスパッタリングを起こし、低エネルギーの二次電子が放出されるため電子温度が低く抑えられるが、放電チャネル壁の侵食によって耐久性に問題があることや、高比推力動作時に推進効率が低下するという問題も抱えている。マグネティックレイヤー型は、電位分布が広い領域で、連続かつ滑らかであるため Linear 型、あるいは理論提唱者の名前をとって Morozov 型とも呼ばれる。その後、マグネティックレイヤー型はロシアの Fakel 社によって SPT (Stationary Plasma Thruster) シリーズとして開発が進められ、放電室の口径別に SPT-50, 70, 100, 140

等が製造された。SPT は 90 年代後半までに、118 機が宇宙機に搭載された実績をもつ。⁴⁾

アノードレイヤー型ホールスラストは、マグネティックレイヤー型と同時期に旧ソ連で A. V. Zharinov によりペニング放電の応用として研究がおこなわれた。⁵⁾ アノードレイヤー型は、放電室の幅が長さに比して大きく、放電室壁は磁極を保護するため耐スパッタ性のある金属製であり、ガードリングと呼ばれる。ガードリングはカソード電位に保たれる。このため、イオンビームによる壁面の損耗やイオンの損失が抑えられ、長寿命・高効率化が可能であると言われている。同じ出力では、マグネティックレイヤー型に比して推力密度が高く、よりコンパクトに設計可能であるが、安定動作範囲が狭い。アノードレイヤー型ホールスラストは電子温度が高く保たれるため陽極近傍で電気的中性が崩れ、電位の急峻な勾配が生じる。この電位の急勾配領域はアノードレイヤーと呼ばれ、アノードレイヤー型、TAL (Thruster with Anode-layer) 型あるいは Sheath 型とも呼ばれる理由になっている。こちらも理論を提唱した Zharinov 型と呼ばれることもある。アノードレイヤー型ホールスラストはロシアの研究所である TsNIMASH によって D-38, 55, 100, 110, 150 等が開発されているが、実用化されるときには既にマグネティックレイヤー型が実用化されていたことや安定動作範囲が狭いという影響もあり、宇宙での作動実績はマグネティックレイヤー型に遅れをとっており、RHETT2/EPDM (Russian Hall Effect Thruster technologies 2/ Electric Propulsion Demonstration Module) において D-55 ベースの TAL-WSF による 600 W, 10 分間の繰り返し作動を行った程度である。⁶⁾

これらのホールスラストは、消費電力 200 W 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。

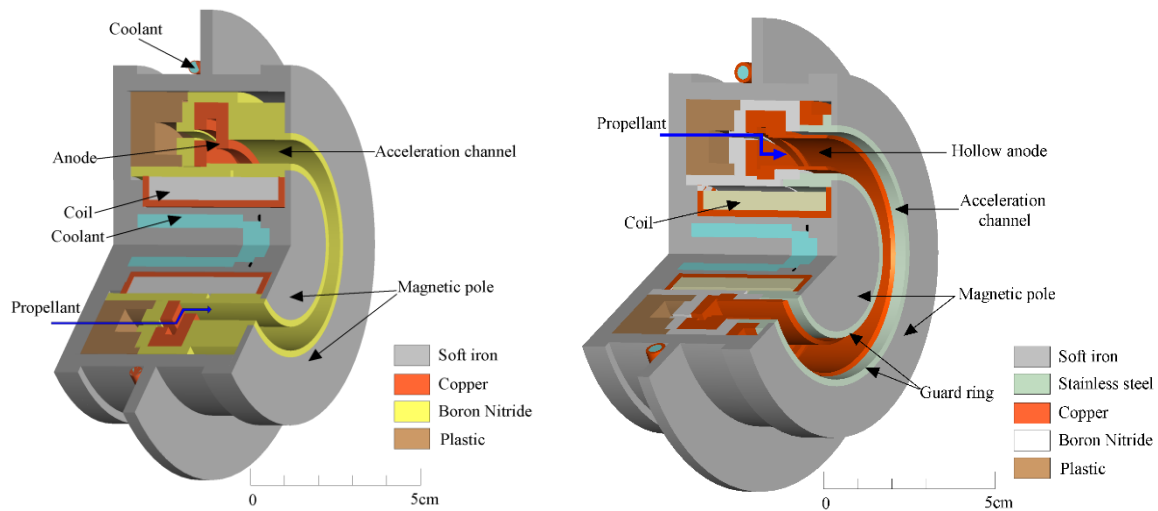


図 1-2 ホールスラスタ

(a)マグネティックレイヤー型 (b)アノードレイヤー型

1-4) ホールスラスタの小型化・低電力化における問題点

ホールスラスタはセラミック製，または金属製の円環状の放電室を有し，内側放電室壁に囲まれた内側コイルと，放電室の周りに配置された外側コイルで構成されている．小型化・低電力化に伴う性能の低下は，磁気回路の問題によって生じる．磁気回路を直線的に縮小すると，内コイルの磁芯のスペースがなくなり細くなる．すると磁気飽和を生じて必要な磁束密度が得られなくなる．また，小型化によってコイルの冷却が困難になり，強磁性体の性質が失われるキュリー温度まで加熱されることも原因である．⁷⁾

1-5) 本研究の目的

本研究は超小型衛星に搭載可能な低電力ホールスラスタを目指すものである．本研究室でも超小型衛星への搭載を目指した小型・低電力の CHT が製作されたが，推進剤がどれだけイオンとして排出されたかを示す推進剤利用効率が低く，推進効率も十数%ほどに留まった．そこで「本研究」では，推進剤を電離させプラズマを生成する生成部と， $E \times B$ ドリフトによって周方向にホール電流を誘起し，イオンを電界で加速排出する加速部を独立させた二段加速式ホールスラスタを開発する．マイクロ波放電により低電力で高密度プラズマを生成し高い推進剤利用効率を示す生成部と，CHT のように壁面損失の少ない円筒形状の加速部の設計と組み合わせを目指す．マイクロ波放電を用いた二段加速式ホールスラスタは，プラズマ密度が均一化されることによる放電振動の抑制や，低放電電圧領域での推進効率の改善が報告されている．

電力の供給源は太陽電池のみとすると，超小型衛星が推進機に使用できる電力は 50W 程度と想定される．したがって，消費電力 50 W で推力 2 mN，従来の一段式 CHT よりも高い推進効率を開発目標とする．

第2章 先行研究の検討

本章では、関連する先行研究について述べる．本研究との関連性の観点から 3 つの節に分けている．

2-1) ホールスラスタの小型化・低電力化に関する研究

前述の通り，小型ホールスラスタの性能低下の原因は，ホールスラスタの大部分を占める磁気回路にある．したがって，ホールスラスタの小型化・低電力化には従来のホールスラスタとは異なる設計概念が必要とされる．Kaufman は図 2-1 に示される円筒形状のエンドホールスラスタを開発した．SPT と比べ，同じ放電室径であれば，であれば放電室体積/放電室面積比（以下 Volume-to-Surface ratio: V/S 比と呼ぶ）が大きく，プラズマによる放電室壁面の損耗が軽減される．また，中心コイルが放電室に囲まれない構造のため，プラズマによるコイルの過熱の抑制が可能である．放電室壁に金属を採用しているため，セラミック壁をもつ SPT のように二次電子放出によるプラズマ冷却効果は小さく、アノードに向かう電子の輸送を高められている．SPT と比べると，陽極へ流入する電子電流が増えるため、大きな放電電流が特徴である．これらの結果，エンドホールスラスタの推進効率は低い（20%以下）ものに留まった⁸⁾

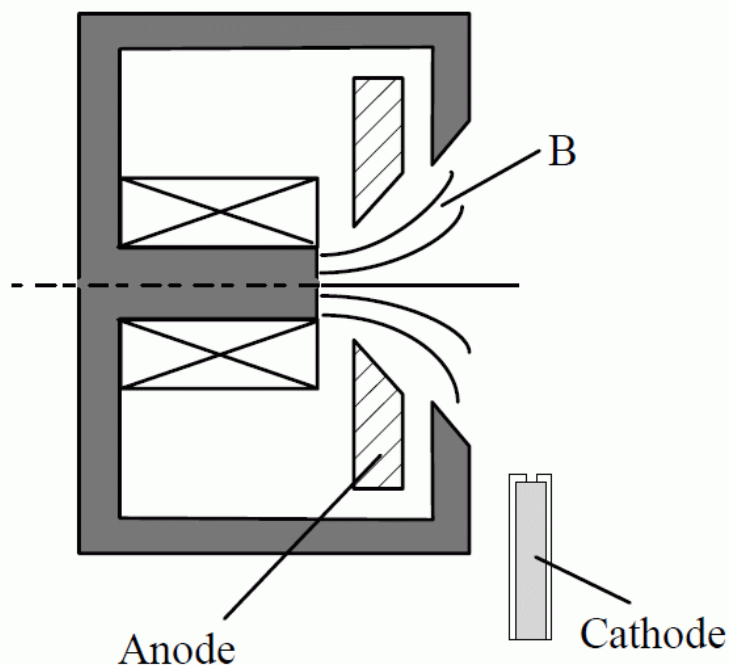


図 2-1 エンドホールスラスタ⁸⁾

SPT 型の適度な出力での高いパフォーマンスと、エンドホールのスケーリングと小型化の容易さを組み合わせたシリンドリカルホールスラストが 2000 年にプリンストン大学プラズマ物理学研究所の Raitses らにより開発された。エンドホールスラストと同様の円筒形放電室をもつが、違いは、磁場がアノードと交差することなく強い半径方向成分を有することができ、セラミック壁の使用により、電子音頭を二次電子放出の第一閾値以下に抑えられることである。その結果、放電室径 9 cm の CHT は 100 W の低電力動作でエンドホールスラストよりも高い推進効率 (~38 %)を発揮した。⁹⁾

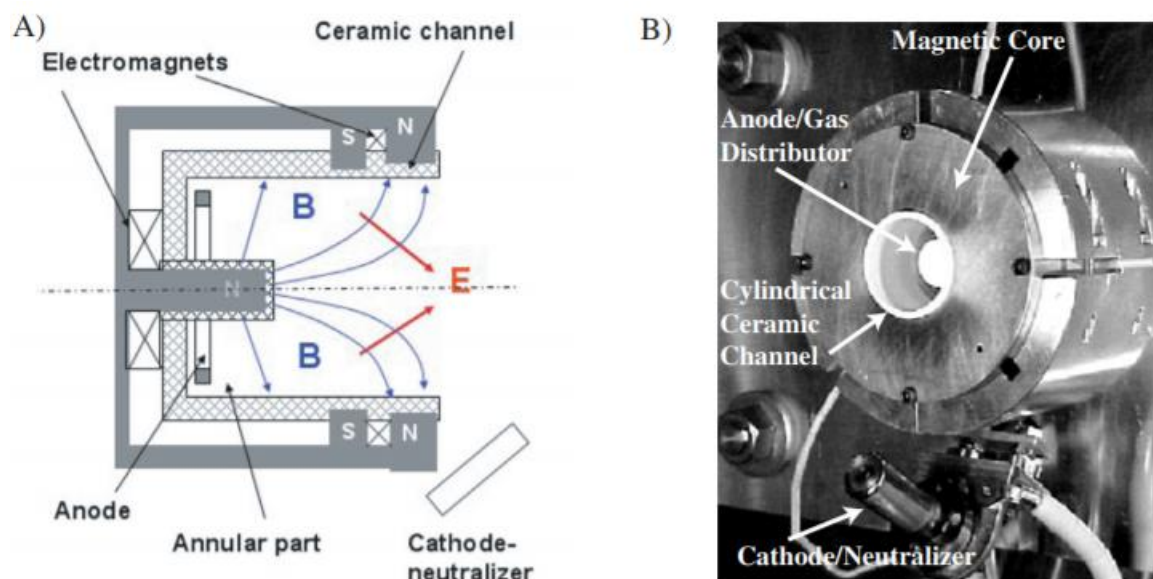


図 2-2 PPPL シリンドリカルホールスラスト: A) 概略図 B)写真⁹⁾

本研究室の Ezaki らは重量 50 kg 程度の超小型衛星に搭載可能な消費電力 50 W で動作するシリンドリカルホールスラストを開発した。消費電力 50 W 以下で、推進剤流量 0.30 mg/s、放電電圧 125 V において推力 1.7 mN、比推力 597 秒が得られた。推進剤がどれだけイオンとして排出されたかを示す推進剤利用効率が低く、推進効率も数十%ほどに留まった。¹⁰⁾

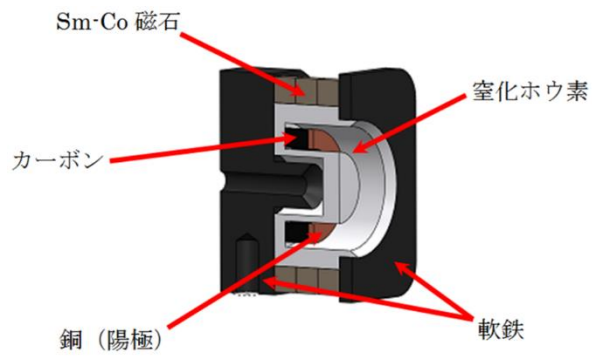


図 2-3 低電力シリンドリカルホールスラスタ: A) 概略図 B) 写真 ¹⁰⁾

2-2) 二段式静電加速スラスタに関する研究

ホールスラスタでは、電子と推進剤の電離衝突によるプラズマ生成とプラズマからのイオンの抽出は、同一の電場によるものである。そのため、プラズマ生成とイオン加速は切り離すことはできず、推力と比推力を個別に制御することはできない。そこで、二段加速式と呼ばれる新たな作動方式が開発された。直流電圧による加速領域とは独立した、プラズマ生成領域を放電室の上流に設けている。

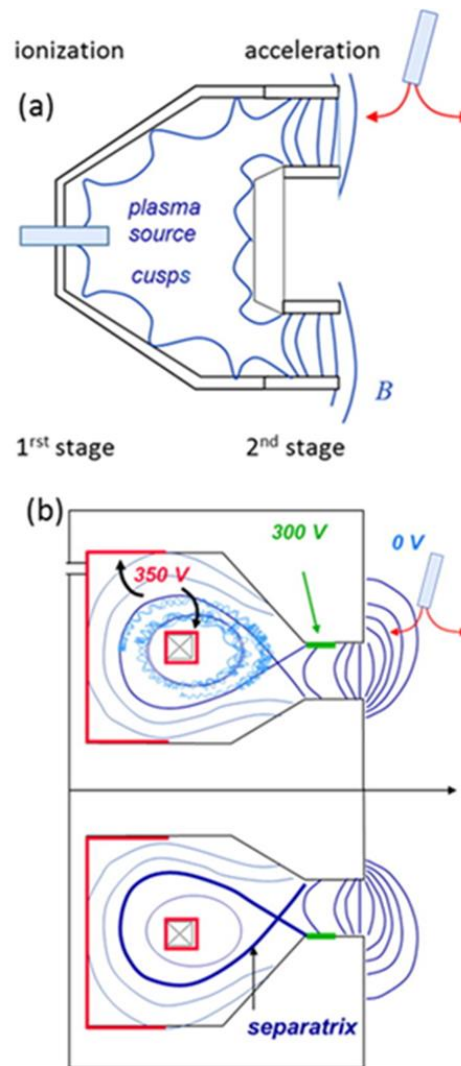


図 2-4 二段加速式ホールスラスタの例; (a) NASA-173GT(Michigan State University)¹¹⁾(b)Galatea concept of Morozov and Savelyev.¹²⁻¹⁴⁾

名古屋大学の Harada らは上流部の高周波プラズマ源と下流部の静電加速部から構成される二段式静電加速器 Helicon Electrostatic Thruster (HEST) に成功した。¹⁵⁻¹⁷⁾ HEST の概念図を図に示す。ソレノイドコイルにより印加した発散磁場は下流部の Nb-Fe-B 磁石と soft iron 製ヨークとからなる磁気回路によってその形状を大きく曲げられている。電子は発散磁場によってスラスタ中心軸付近に閉じ込められるため、アノード近傍から軸方向の電場が半径方向やや内向きに形成される。このわずかに傾いた電場によって、放電室壁面との衝突を避けたイオンの加速を可能にしている。

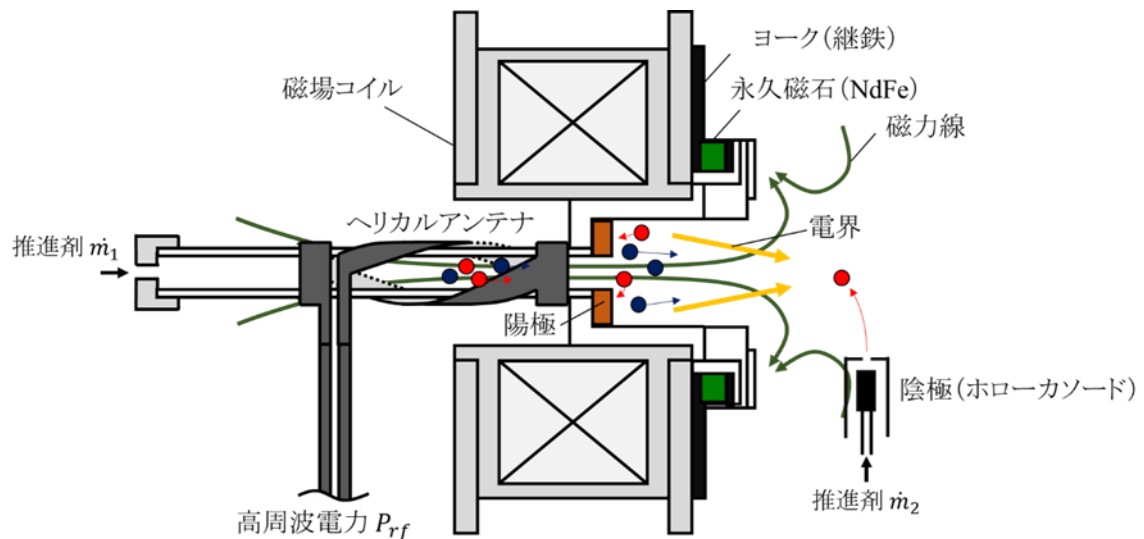


図 2-5 Helicon Electrostatic Thruster (HEST) ¹⁷⁾

2-3) マイクロ波放電型推進機に関する研究

小惑星探査機「はやぶさ」に搭載されたマイクロ波放電式中和器に代表されるように、マイクロ波放電技術の発展に伴い、マイクロ波を用いた推進機の研究が盛んにおこなわれている。従来から使われていた進行波管電力増幅器(TWTA)に加え、固体電力増幅器(SSPA)の技術開発が進んだことで、小型で軽量の増幅器が実現可能となり、搭載スペースに制限がある小型衛星向けの推進システムとして注目されている。小型のプラズマ源の場合、マイクロ波の投入はアンテナを直接プラズマ生成部に差し込む方式が一般的である。マイクロ波からプラズマへのエネルギー伝達効率の上昇するため、低電力で高密度のプラズマを生成可能となる。本研究室でも Ushio らによりマイクロ波放電式小型スラスタが研究されてきた。図に概略を示す。10~30 W のマイクロ波のみで 10 V ほどの電位差を形成し、イオンを加速排出することができる。電子も等量排出されるため、中和器が不要という特徴をもつ。 ¹⁸⁾

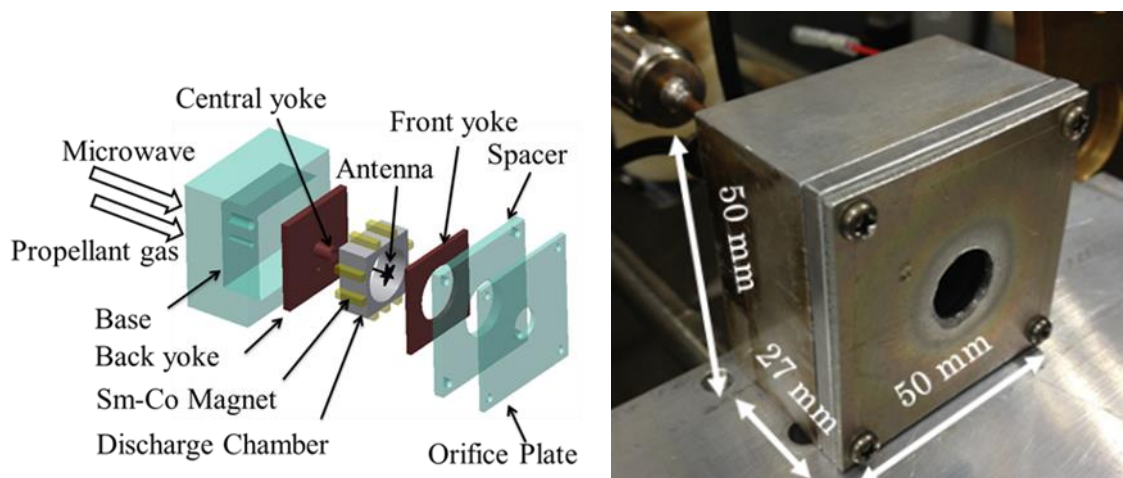


図 2-6 マイクロ波放電式小型スラスタ: A) 概略図 B)写真 ¹⁸⁾

また、本研究室の Kuwano らマイクロ波放電を用いた二段加速式ホールスラストに関する実験的研究をおこなった。¹⁹⁾ 放電室の形状はマグネティックレイヤー型に近く、工業用プラズマ装置に多く利用されている空洞共振器を放電室上流部に取り付け、上流面からマイクロ波投入を行う方式を用いた。マイクロ波は、空洞共振器とスラスト本体の間に取り付けられた石英ガラスを透過して、放電室側の石英ガラス表面付近に高密度のプラズマを生成する。マイクロ波放電の利点として、理想的には陰極からの逆流電子なしでプラズマ生成が可能なため、推進効率の改善の可能性などがある。性能評価の結果、プラズマ生成能力が向上し、推進剤利用効率が改善された。特に低電力動作時に推進効率の改善といった性能面での一段式に対する優位性が明らかとなった。

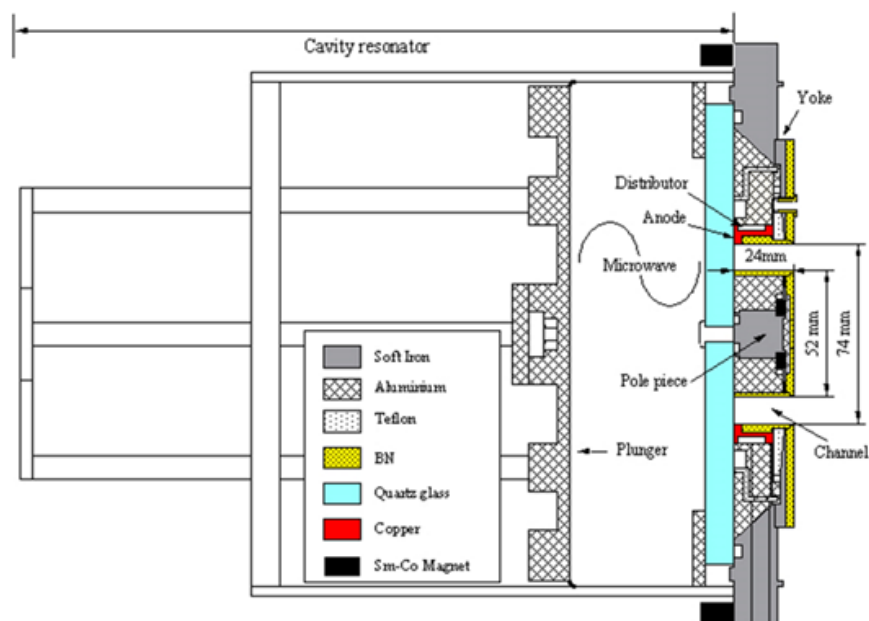


図 2-7 マイクロ波放電を用いた二段加速式ホールスラスト¹⁹⁾

第3章 二段加速式ホールスラストの物理と性能評価

3-1) ホールスラストの原理

ホールスラストの加速チャンネルで、

$$\omega_e \tau_e \gg 1 \quad (2.1)$$

$$r_e \ll L \ll r_i \quad (2.2)$$

$$L \ll \lambda_m \quad (2.3)$$

という条件を満たすように各パラメータを設定すると、電子のみが周方向にトラップされ、 $\mathbf{E} \times \mathbf{B}$ ドリフトしてホール電流が発生する一方でイオンは磁場の影響をほとんど受けることなく印加電場によって軸方向に加速される状態にできる。

ここで ω_e [Hz]は電子のサイクロトロン周波数、 τ_e [sec]は電子の衝突時間、 r_e [m]と r_i [m]はそれぞれ電子とイオンのラーマー半径、 L [m]は加速チャンネル長、 λ_m [m]はイオンの平均自由行程である。

これらの条件によって、軸方向の電場を $\mathbf{E}$ 、径方向の磁場を $\mathbf{B}$ 、電子密度を n_e とすると、 $\mathbf{E} \times \mathbf{B}$ ドリフトによって生じるホール電流密度 j は

$$j = en_e \frac{E}{B} \quad (2.4)$$

となる。これによるローレンツ力 F_h は

$$F_h = jB = en_e E \quad (2.5)$$

となる。つまり、ホールスラストは電子の軸方向への動きを径方向の磁場によって妨げ、軸方向に強い電界を維持することができる。そのために加速部のイオンを静電的に加速するという結果になる。したがって、ホールスラストはイオンエンジンのような静電加速型の推進機の性質を持ちながら、スラスト自身は電子の軸方向の静電加速を打ち消すように働くローレンツ力に起因して推力を得るという電磁加速型の推進機の側面を併せ持っている。

ホールスラストは式(2.1)~(2.3)を満たすように設計されている。以下にそれぞれの式を説明する。

1) $\omega_e \tau_e \gg 1$

この式はチャンネル内部で電子が $\mathbf{E} \times \mathbf{B}$ ドリフトをする条件である。 $\omega_e \tau_e$ はホールパラメータと呼ばれており、電子が1回衝突を起こすまでにどれだけ旋回運動する

かというのを表している．一般的なホールスラストでは200~300程度となる[7]．電子のサイクロトロン周波数 ω_e と電子の衝突時間 τ_e は以下のように書ける[17]．

$$\tau_e = \frac{1}{\sigma_e n v_e} \quad (2.6)$$

$$\omega_e = \frac{eB}{m_e} \quad (2.7)$$

$\sigma_e[m^2]$ は電子の衝突断面積， $n[m^{-3}]$ は中性粒子密度， $v_e [m/s]$ は電子の速度， e は電気素量， $B[T]$ は磁場， $m_e [kg]$ は電子の質量である． また，チャンネル内の電子が Boltzmann 分布であると仮定すると， 電子の速度 v_e は次式のように表される．

$$v_e = \sqrt{\frac{2k_B T_e}{m_e}} \quad (2.8)$$

2) $r_e \ll L \ll r_i$

この式は，加速チャンネル内で磁場によって電子のみがトラップされ，イオンは磁場に捕らわれることなく電場によってチャンネル外へ排出される条件を表している．電子とイオンのラーマー半径 r_e と r_i はそれぞれ以下の式で表される[18]．

$$r_e = \frac{m_e v_e}{eB} \quad (2.9)$$

$$r_i = \frac{m_i v_i}{eB} \quad (2.10)$$

ここで， $m_e[kg]$ と $m_i[kg]$ はそれぞれ電子とイオンの質量， $v_e[m/s]$ と $v_i[m/s]$ はそれぞれ電子とイオンの速度である．イオンの熱速度が電場による速度に比べて無視できるほど小さいと仮定すると，イオンの速度 v_i は次式で表される．

$$v_i = \sqrt{\frac{2eV_m}{m_i}} \quad (2.11)$$

ここで $V_m[V]$ はイオンの平均加速電圧である．また v_e は式(2.6)より求まるので，式(1.2)は以下のように書き換えることができる．

$$\frac{\sqrt{2m_e k_B T_e}}{e} \ll LB \ll \sqrt{\frac{2m_i V_m}{e}} \quad (2.12)$$

3) $L \ll \lambda_m$

この式はチャンネル内でイオンが中性粒子と衝突せずに加速される条件である．イオンの平均自由行程 λ_m は，イオンと中性粒子との衝突断面積を σ_i とすると，

$$\lambda_m = \frac{1}{4\sqrt{2}} \frac{1}{\sigma_i n} \quad (2.13)$$

と表される．

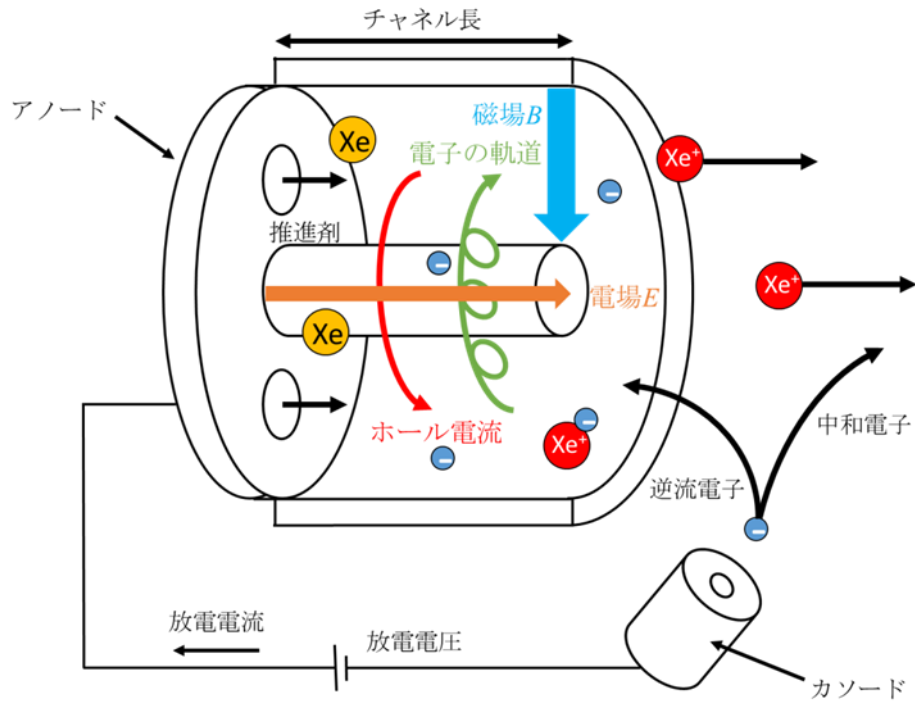


図 3-1 ホールスラスタの概念図

3-2) マイクロ波放電

マイクロ波放電では、偶発的に放電空間に存在する電子がマイクロ波からエネルギーを得て加速し、中性粒子と衝突電離することによりプラズマが生成される。最大の特徴は無電極プラズマ生成である。電極が存在するとスパッタリング損耗による耐久性・信頼性の問題が生じるため、マイクロ波放電を用いることでスラスタの長寿命化や構造の簡素化が可能になる。マイクロ波放電式イオン源として空洞共鳴型と ECR（電子サイクロトロン共鳴）型が研究されているが、本研究では ECR を利用したプラズマ生成を取り扱う

3-3) 電子サイクロトロン共鳴

磁場 B を印加すると、荷電粒子はローレンツ力を受ける。この求心力のため、磁力線の周りを回転する運動が生じる。磁場 B 中を速度 v で運動している電荷 e の粒子には次の運動方程式が成り立つ。

$$m \frac{dv}{dt} = e(v \times B) \quad (2-14)$$

このときの円軌道の半径をラーマー半径と呼び、

$$r = \frac{mv}{|e|B} \quad (2-15)$$

となる．磁場が強いほど，速さが小さいほどラーマー半径は小さくなる．また，電子の円運動は磁力線に対して右回りである．回転の角速度をサイクロトロン周波数と呼び，

$$\omega = \frac{|e|B}{m} \quad (2-16)$$

である．

電子は電場と逆方向に加速されるため，磁場中の電子の回転方向と逆向きに，回転する速さが等しい電場をかけると電子は連続的に加速され，電場から効率的にエネルギーを受けとることができる．これが電子サイクロトロン共鳴現象である．

ECR プラズマ発生装置では，導波管を通して角周波数 ω_{rf} のマイクロ波を入射し，プラズマを生成する．生成されたプラズマ中の電子は，サイクロトロン角周波数 ω_{ce} に従って磁力線方向に向かって右回りの旋回運動を行う．一方，強磁場側から入射したマイクロ波はプラズマ中を浸透し，電子サイクロトロン波と呼ばれる右回りの円偏波を励起する．この波は弱磁場側へ伝播し，角周波数が電子サイクロトロン角周波数と一致する層で急速に減少してマイクロ波から電子にエネルギーが吸収される．つまり， $\omega_{ce} = \omega_{rf}$ の関係が成り立つときに ECR が生じる．

また逆に，ECR を起こすときに必要な磁束密度の大きさを B_{res} とすれば (2-3)式より

$$B_{res} = \frac{m\omega_{rf}}{|q|} \quad (2-17)$$

となる．ECR によってエネルギーを増大させた電子は，磁力線に拘束されながら次々と効率よく周辺の中性粒子と電離衝突を繰り返す．このようにして生成されたプラズマが ECR プラズマである．

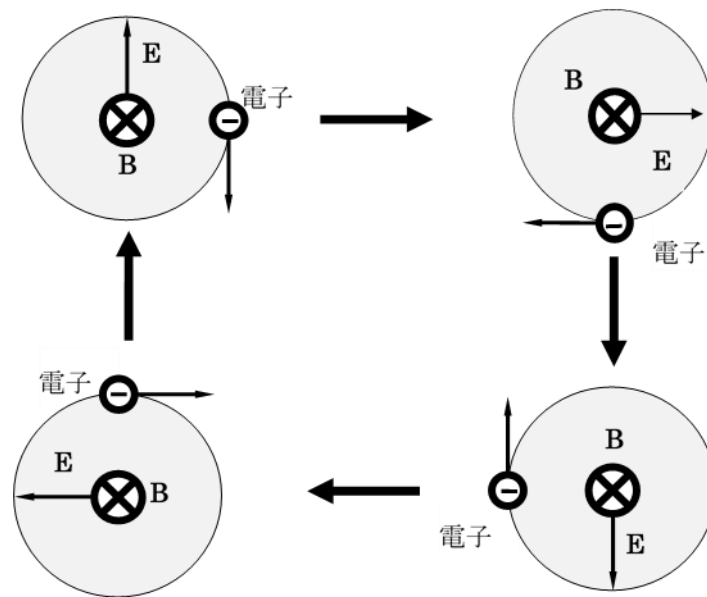


図 3-2 電子サイクロトロン共鳴の原理

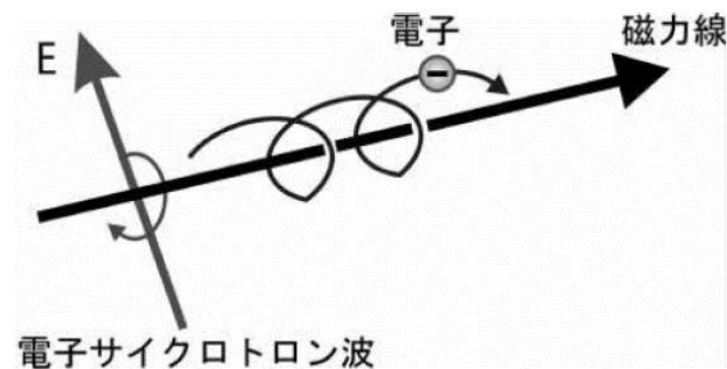


図 3-3 電子サイクロトロン共鳴の概念図

3-4) 磁気チューブ

ECR プラズマにおいて、電子は電場によって中性粒子を電離させるのに十分なエネルギーを持つまで加速されなければならない。そこで、本推進器では電子を十分加速するために、電子が往復運動を行う磁気チューブと呼ばれる磁束管を利用し、電子の動きを制限している。以下、磁気チューブの原理について、詳しく説明する。磁場に垂直な方向の荷電粒子の運動は、磁力線の回りをまわるような軌道を描くことは 2.1 節で述べた。ここでは、プラズマ中に図 2.3 に示すような磁力線が存在する状況を考える。この図の点 O に旋回の中心を持ち、速度 v_0 (磁場に垂直成分 $v_{\perp}$ 、平行成分 $v_{\parallel}$) を持つ粒子があるとする。荷電粒子の運動エネルギーの保存より

$$\begin{aligned}
v^2 &= v_{\parallel}^2 + v_{\perp}^2 \\
&= v_{\parallel,0}^2 + v_{\perp,0}^2 \\
&= v_0^2
\end{aligned}
\tag{2-18}$$

となる．また，磁場が緩やかに変化する場合，磁気モーメント $\mu = (1/2)mv_{\perp}^2/B$ が一定に保たれることを考慮すると，磁場強度が増加するに従い，速度の平行成分が減少していき，ある磁場強度で荷電粒子は磁場の弱い方向へ反射される．このような磁場による荷電粒子の反射を磁気ミラーと呼ぶ． μ の一定性より，

$$\frac{\frac{1}{2}mv_{\perp,0}^2}{B_0} = \frac{\frac{1}{2}mv_{\perp}^2}{B}
\tag{2-19}$$

である．また，

$$v_{\perp} = v \sin \theta = v_0 \sin \theta_0
\tag{2-20}$$

であることを考慮し，式 (2-7) を式 (2-6) に代入すると，

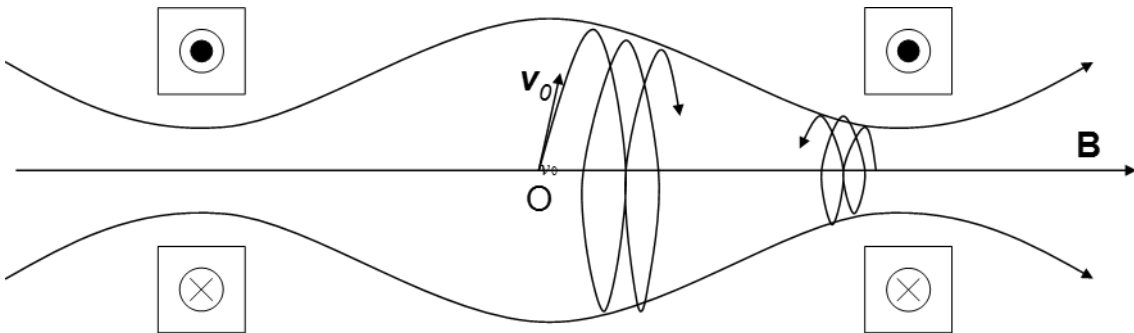
$$\frac{\sin^2 \theta_0}{B_0} = \frac{\sin^2 \theta}{B}
\tag{2-21}$$

となる．よって，反射点での磁場強度は， $v_{\parallel} = 0$ と $\theta = 90^\circ$ であるので

$$B_{ref} = \frac{B_0}{\sin^2 \theta_0}
\tag{2-22}$$

となる．

図のように両端に磁気ミラーを持ち，荷電粒子が往復する領域を磁気チューブと呼ぶ．小型マイクロ波プラズマ推進器では電子がこの磁気チューブを往復しアンテナ近傍を通過するたびにエネルギーを受け取り，加速される．



3-5) スラストスタンドの原理

スラストの推力を測定するためにスラストスタンドを用いる．図 2.2 にねじり式スラストスタンドの概略図を示す． l_t [m]は回転軸からスラストまでの距離， l_m [m]は回転軸から変位センサの変位測定点までの距離である．このスラストスタンドが測定できる推力 F [N]の分解能を求める．スラストスタンドの回転軸周りの運動方程式は次式で書き表すことができる．

$$T(t) = J \frac{d^2\theta}{dt^2} + C \frac{d\theta}{dt} + K\theta \quad (2.23)$$

ここで T [N・m] はトルク， J [kg・m²]は回転軸周りの慣性モーメント， C [kg・m/s]は減衰抵抗の比例係数， K [N・m/rad]はバネ定数， θ [rad]は回転角である．定常状態となった時，式は次のように表される．

$$T = K\theta \quad (2.24)$$

トルク T は推力 F と回転軸からスラストまでの距離 l_t を用いて

$$F \cdot l_t = K\theta \quad (2.25)$$

$$F = \frac{K}{l_t} \theta \quad (2.26)$$

変位センサで測定される変位 x [m]は $x = l_m \cdot \sin\theta$ と書き表すことができるので

$$F = \frac{K}{l_t} \sin^{-1} \left(\frac{x}{l_m} \right) \quad (2.27)$$

これより，推力の分解能を求めることができる．次にスラストスタンドの固有振動数を求める．固有振動数 ω_0 [Hz]は

$$\omega_0 = \sqrt{\frac{K}{J}} \quad (2.28)$$

と表される．

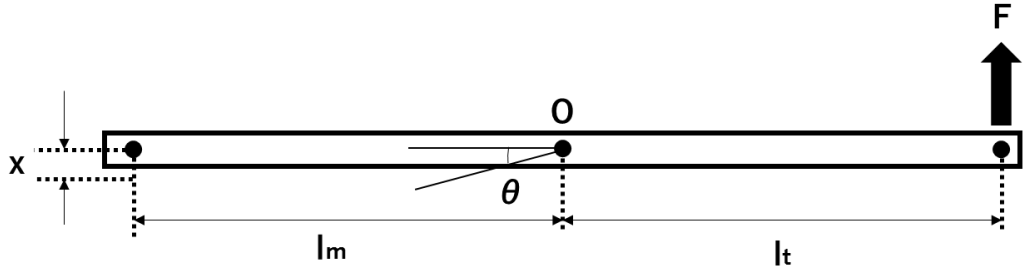


図 ねじり式スラストスタンドの概略図

3-6) 性能評価

スラストの性能を評価するために推進効率 η_t を求める．推進効率は以下のように表すことができる．

$$\eta_t = \frac{F^2}{2\dot{m}V_d I_d} \quad (2.29)$$

ここで $F[\text{N}]$ は推力， $\dot{m}[\text{kg/s}]$ は推進剤流量， $V_d[\text{V}]$ は放電電圧， $I_d[\text{A}]$ は放電電流である．推進効率はスラストに投入された電力がどれだけ推力を発生する運動エネルギーに変化したかを表す指標である．

加速効率 η_a を求める．加速効率は次の式で表される．

$$\eta_a = \frac{I_b}{I_d} \quad (2.30)$$

ここで $I_b[\text{A}]$ はイオンビーム電流である．加速効率はイオンビーム電流を放電電流で除した値で求められ，放電電圧をどれだけイオンの加速に利用したかを表す指標となっている．

推進剤利用効率 η_u は

$$\eta_u = \frac{m_i I_b}{e \dot{m}} \quad (2.31)$$

と表される．推進剤利用効率は投入した推進剤がどれだけ電離してイオンビームとなったかを表す指標である．

エネルギー効率 η_E は

$$\eta_E = \frac{E_m}{e V_d} \quad (2.32)$$

と表される．エネルギー効率は放電電圧がどれだけイオンビームの加速に使われたかを表す指標である．

また，加速効率 η_a ，推進剤利用効率 η_u ，エネルギー効率 η_E は内部効率と呼ばれる．これらの内部効率の積は推進効率 η_t となる．

$$\eta_t = \eta_a \eta_u \eta_E \quad (2.33)$$

第4章 第4章推進機作動システム

本研究で使用した実験装置は以下に示す3つに分類される。

- ・真空排気系
- ・推進機作動システム
- ・測定装置

4-1) 真空排気系

実験は宇宙環境を想定して真空容器内でおこなった。真空容器は長さ 1200 mm, 内径 1000 mm の円筒形ステンレス製で、推力測定のため側面に 600 mm の延長を施し、アルミフレームで組み立てた架台で支えている。真空排気系は、排気速度 $2.7 \times 10^{-2} \text{ m}^3/\text{sec}$ のロータリーポンプと、排気速度 $1.0 \times 10^{-1} \text{ m}^3/\text{sec}$ のターボ分子ポンプで構成される。

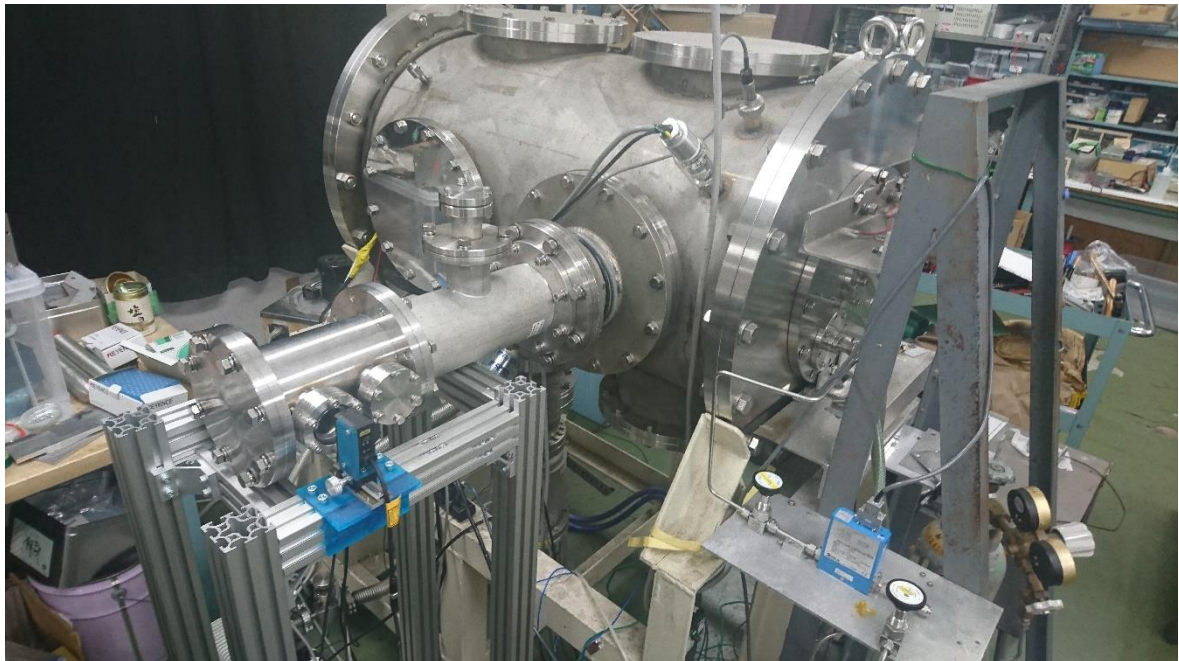


図 3-1 真空容器

4-2) 推進剤供給系

本研究では推進剤にアルゴンを使用した。スラスタに供給される推進剤流量はコフロック社製の Mass Flow Controller モデル 3660 で調整している。制御範囲は 10SCCM ~ 20SLM である。

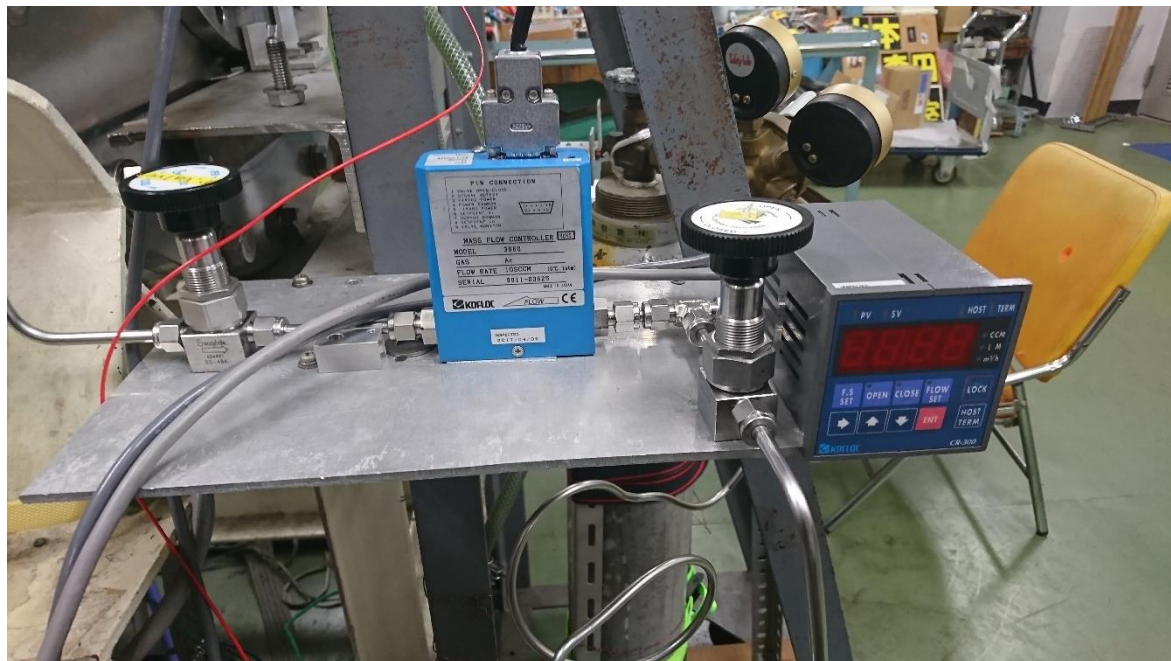


図 3-2 Mass Flow Controller

電源系

スラスタ本体には放電用の直流電源を接続している。放電電圧と放電電流の値は V-I 変換回路を経由して、計測器に記録される。

表 直流安定化電源の仕様

メーカー, 型式	キクスイ, PMC110-0.6A
CV 出力	0~110 V
CC 出力	0~0.6 A



図 3-3 直流安定化電源

計測器



図 3-4 PC ベース計測機 WE500

マイクロ波電源

本研究で用いたマイクロ波の周波数は 1.6 GHz と 4.2 GHz のものである．デジタル変調信号発生器でマイクロ波を発生させ，RF 電力増幅器でゲインを調整している．



図 3-5 デジタル変調信号発生器 MG3660A



図 3-6 RF power amplifier

4-3) 推力測定系

推力の測定は推進機の性能評価に不可欠な基本的要件である。電気推進機は比較的低い推力を生み出すため、 μN オーダーの微小推力の測定が求められる。今回、ねじり式スラストスタンドを作製し、ターゲット方式で推力を間接測定した。概略を図に示す。スラストスタンドは、アルミ製、長さ 830 mm のビームと、変位角に応じて復元力を生じるバネ定数 3.2092 [Nm/rad] の Flexi-pivot で構成される。スラストが作動すると、スタンド端部に取り付けたターゲットが排気プルームの運動量を受けてトルクが発生し、Flexi-pivot の復元力と釣り合う。このときの反射板の変位をセンサで計測し、推力を算出する。スラストスタンドの振動を減衰させるため、永久磁石で作製した渦電流ダンパを使用した。スタンドの変位測定側端部に銅板が取り付けられており、磁束を横切る銅板には振動速度に応じた制動力が働き、振動が減衰される。真空ポンプの振動等の外部からの影響を最小限に留めるため、カウンターウェイトと呼ばれる錘を取り付け、スラストスタンド全体の重心の位置を Flexi-pivot のある回転軸に合わせている。

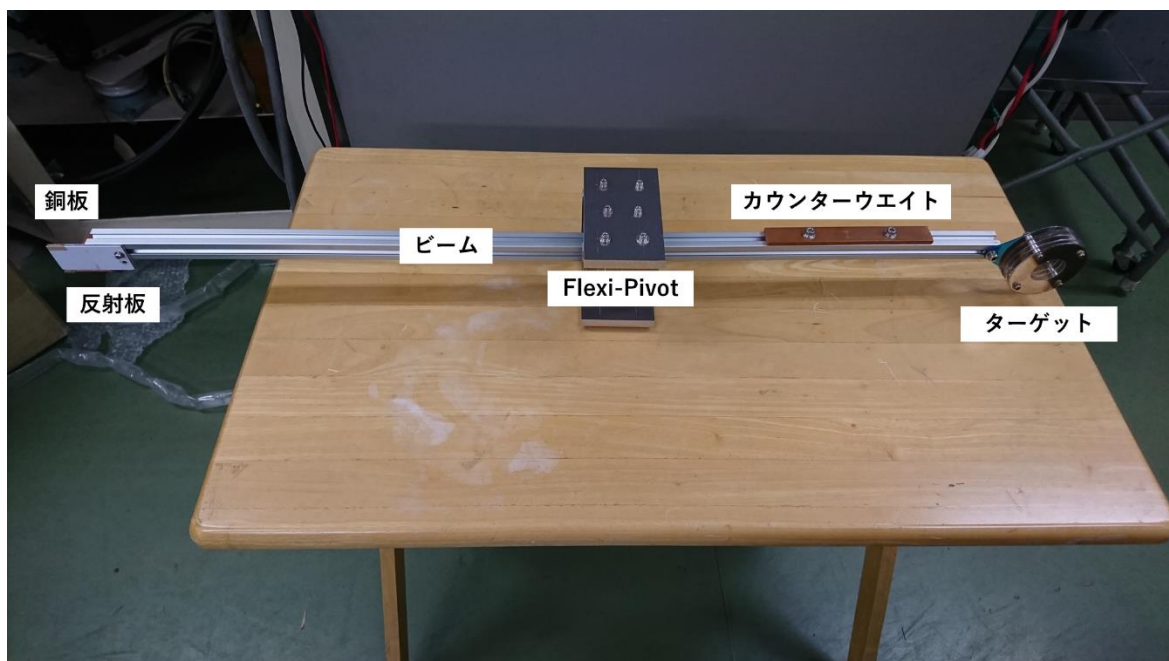


図 3-7 ねじり式スラストスタンド

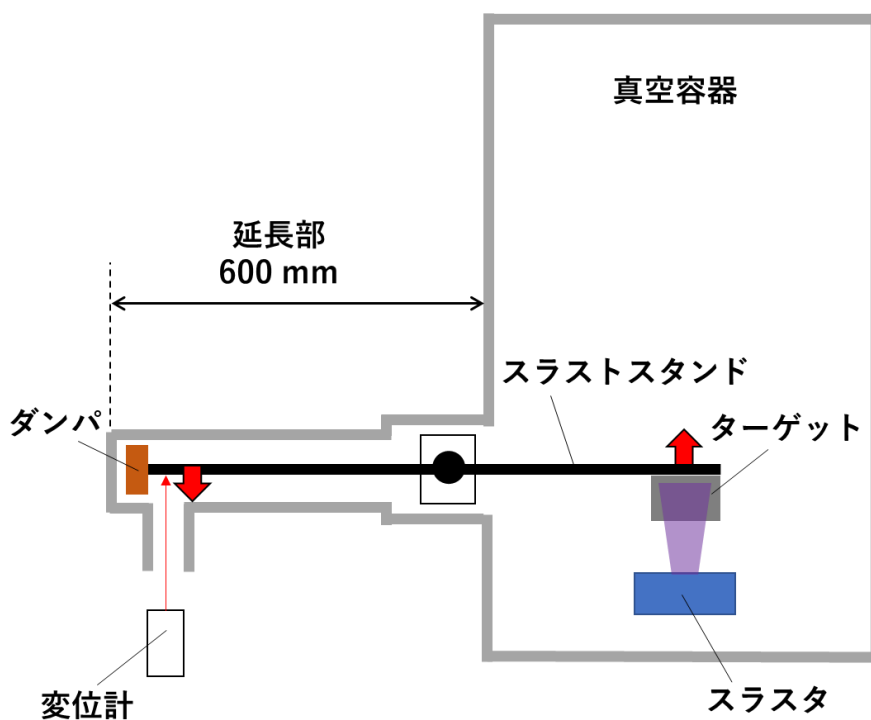


図 3-8 推力測定装置概略図

今回使用したターゲットを図に示す．平板形のターゲットを用いると、スラストから排出されたプルーム中のイオンとの弾性衝突が起こり、ターゲットはイオンの二倍の力積を受けるため、正確な推力測定が困難になる．今回使用したターゲットの形状では、円筒部から軸方向に入った排気プルームがターゲット底面にある円錐状

のコーン部分と多層平板間で衝突を繰り返しながら半径方向へ方向を変え、側面スリットから出ていくためイオンとターゲットの反射を低減し、正確な推力測定が可能となる。ターゲットは真空容器と接続することで接地されており、スラストの陽極側からイオンを引き出す役割も担っている。

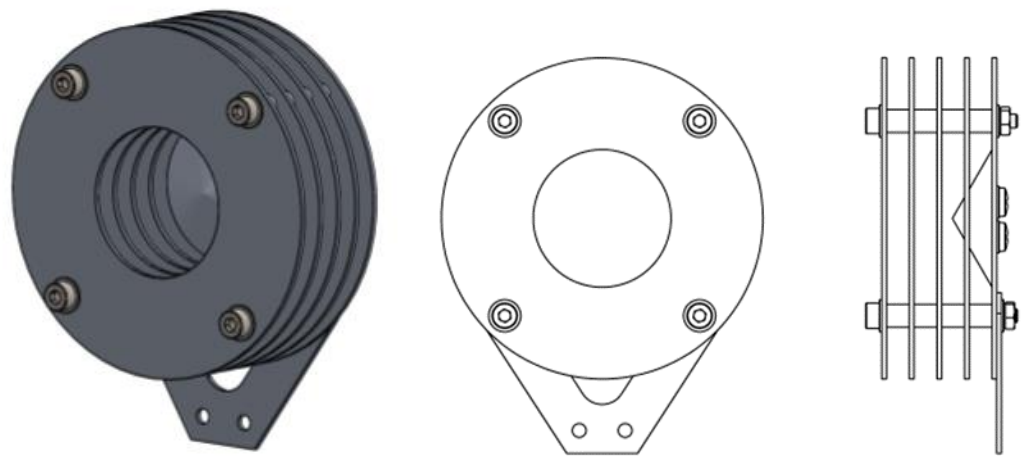


図 3-9 ターゲットの概略図

変位センサは(株)キーエンス製の IL-100 を用いた。外観と仕様を図と表に示す。変位センサは真空容器の延長部を支える架台に設置した。スラストスタンドの反射板にレーザを照射し、距離を測定することができる。

表 変位センサの仕様

メーカー、型式	キーエンス、IL-100
測定距離	75～130mm
繰返し精度	4μm
光源	赤色半導体レーザ 波長：655nm

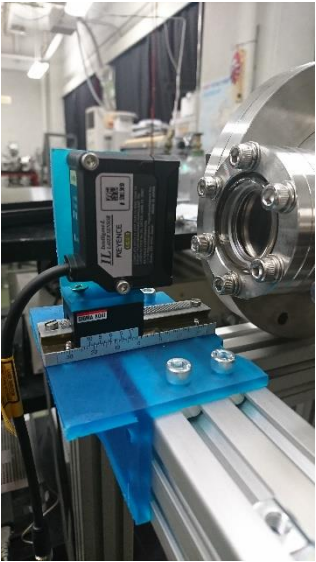


図 3-10 変位センサ IL-100

第5章 二段加速式ホールスラスタの作動実験

5-1) 二段加速式ホールスラスタの概略

本体の大部分が磁気回路を形成するための永久磁石と低炭素鋼 S50C で構成されている。アノードは銅製で、高温耐性のある樹脂で絶縁している。放電室はアルミ合金 A6063 を使用した。放電室は、リング状の中間ヨークを境に二つに分かれている。上流のフェライト磁石に囲われた領域が生成部、下流のサマリウムコバルト磁石に囲われた領域が加速部である。図のように、上流の中心軸付近から下流側へ発散する磁場を有する。磁力線の一部は、中間ヨークに引き込まれ、磁気チューブを形成している。この磁場によるサイクロトロン周波数と同じ周波数のマイクロ波をモリブデン製のアンテナから導入することにより ECR 領域が形成され、電子に効率的にエネルギーを与えプラズマが発生する。また、電子は磁力線に沿って運動するため、スラスタ中心軸上は陰極電位に保たれる。その結果、リングアノードから中心軸に向かって加速電圧相当の電位差が生じ、プラズマ中のイオンが静電加速され排出される。

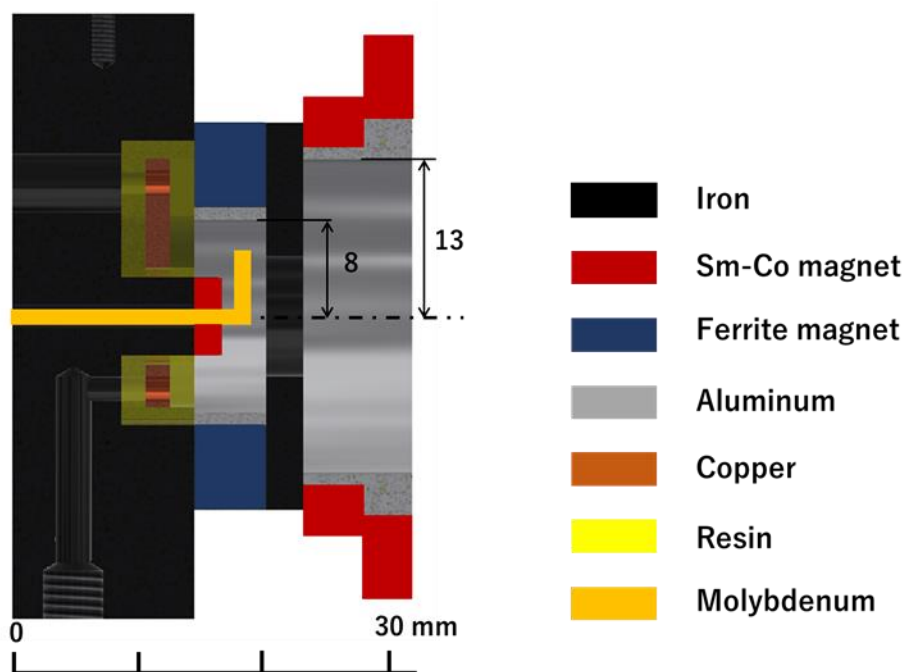


図 5-1 二段加速式ホールスラスタの概略図

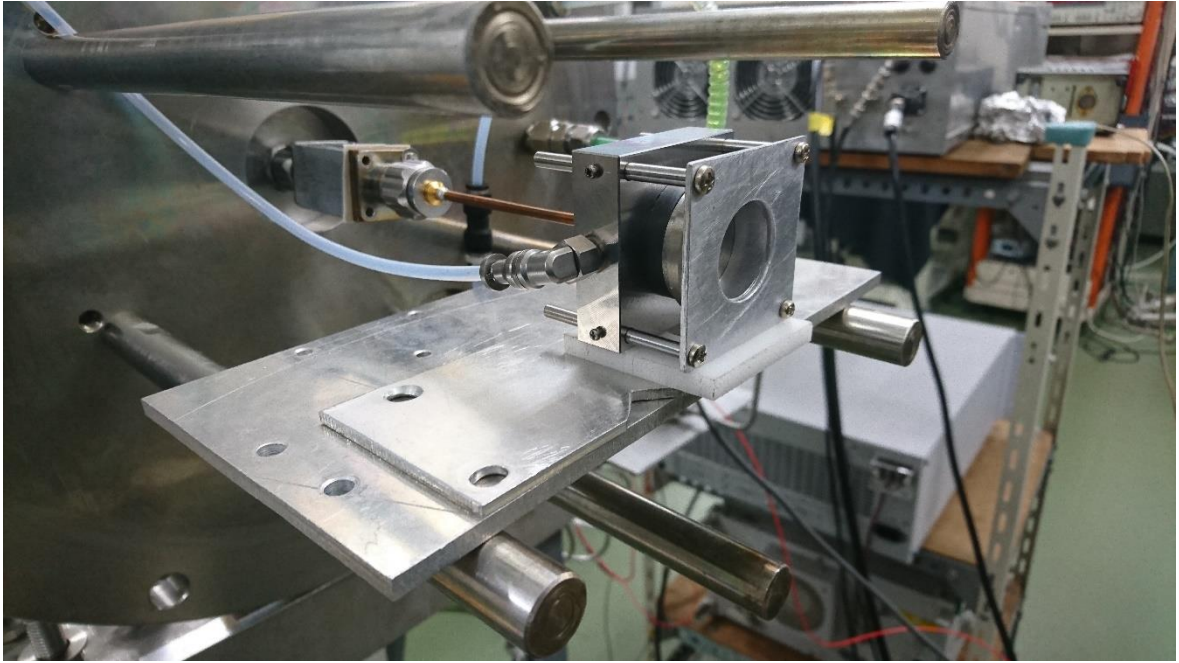


図 5-2 二段加速式ホールスラスタの写真

5-2) スラストスタンドの較正

スラストスタンドの変位と推力の関係は，理論的には式(2.7)を用いて，回転軸から測定位置までの距離 $l_m = 492 \text{ mm}$ ，ターゲットまでの距離 $l_t = 427 \text{ mm}$ ，バネ定数 $K = 3.2092 \text{ Nm/rad}$ より

$$F(mN) = \frac{3.2092}{0.427} \sin^{-1} \left(\frac{x}{492} \right) \quad (5.1)$$

が得られるが，より正確な推力測定のため，既知の力をターゲットに与え，変位の測定することで較正をおこなった．ターゲットに加えた力については，スラスタの設置位置に微小荷重用ロードセルを設置しターゲットに押し当て，Flexi-Pivot の復元力を検出した．なお，較正值はセッティングにより変化するため，セッティングを変えるたびに推力較正を行う．

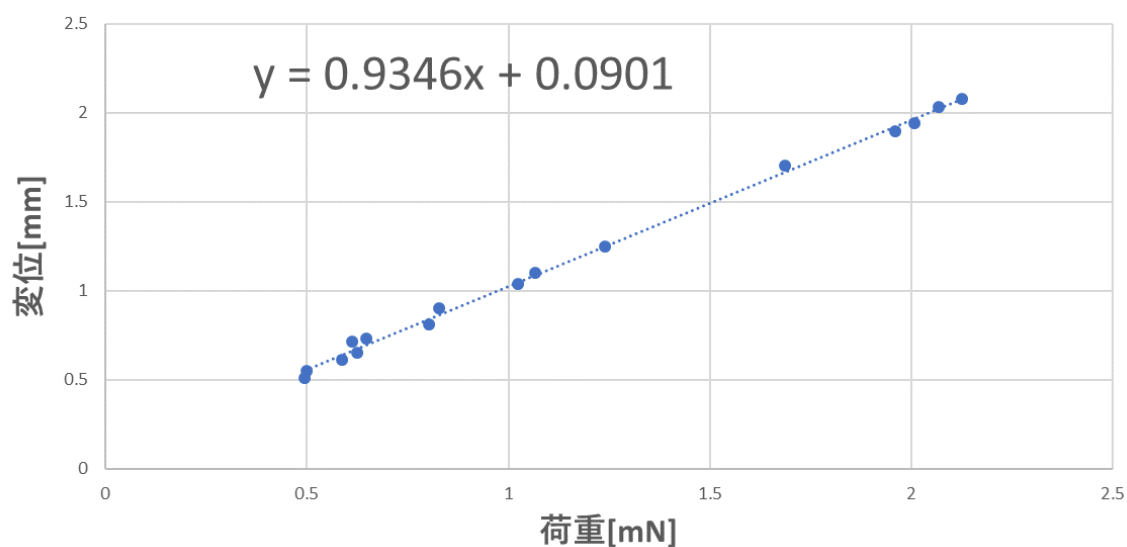


図 5-3 スラストスタンドの較正結果

真空ポンプ作動中のスラストスタンドの動作を変位計で確認したところ、振動のノイズが大きく、微小推力との判別が難しい状態であった。そのため、カウンターウェイトを調整し、スタンド全体の重心位置を、回転軸上に移動させノイズを軽減させた。その後のノイズは推力 $2\mu\text{N}$ 相当となり、作製したスラストスタンドは目標の分解能を達成した。

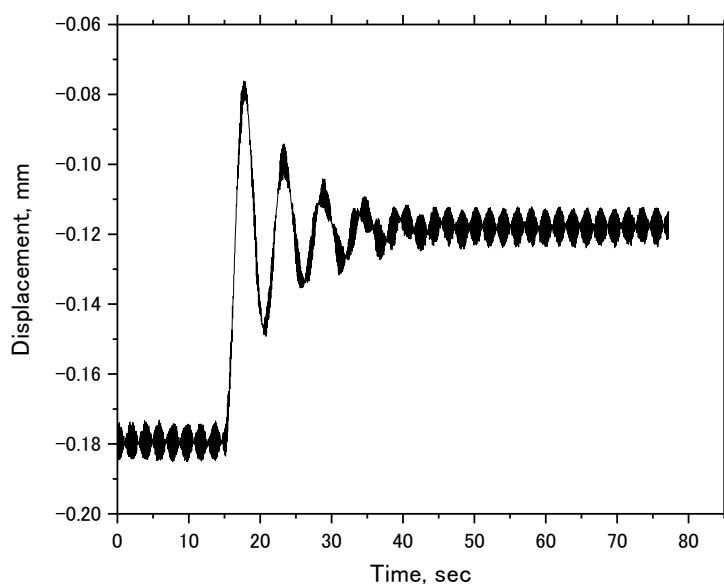


図 5-4 推力測定中のノイズ

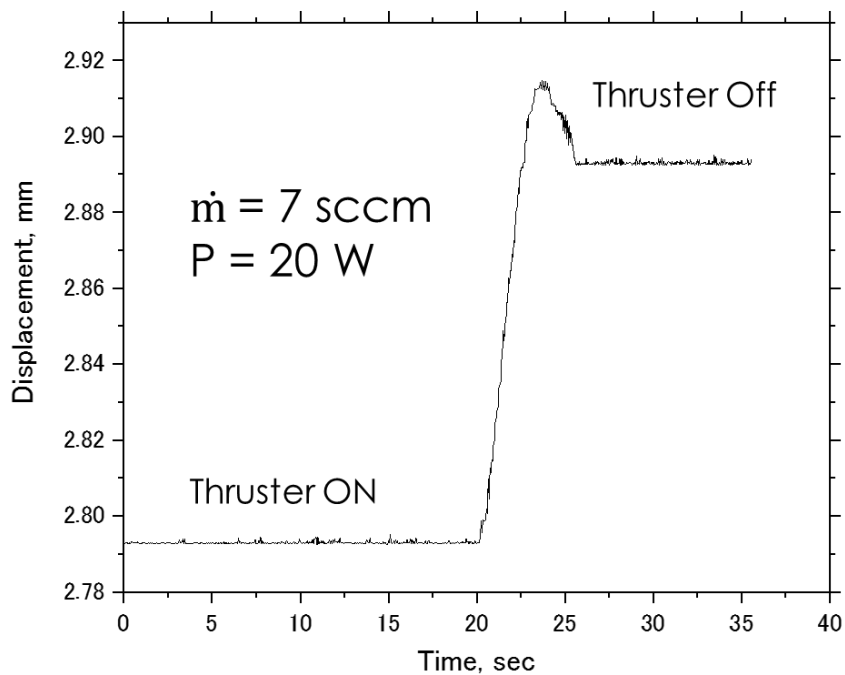


図 5-5 カウンターウェイト調整後の推力測定結果

5-3) スラスタの磁場分布

ホールスラスタはその原理から放電室内の磁場分布が非常に重要となる．設計に際し，アドバンスト・サイエンス・ラボラトリー社の 3 次元電場・磁場解析ソフトウェア Amaze を使用して，磁気回路のシミュレーションを繰り返しおこなった．本研究のスラスタは従来のホールスラスタとは異なる磁気回路が求められる．図に作製したスラスタの磁力線形状を示す．シリンドリカル型と同様，円筒放電室後方に永久磁石を配置し，放電室外の永久磁石との間に発散磁場を有している．放電室外のフェライト磁石と Sm-Co 磁石の間にリング状のヨークを配置することで発散磁場の一部が導かれ，磁気チューブを形成し，静電加速とマイクロ波放電によるプラズマ生成の両方を可能にしている．1.6GHz のマイクロ波を投入する場合，電子サイクロトロン共鳴を起こすには，57.1 mT の磁束密度が必要になる．図に示すように放電室内の磁気チューブ付近に 57.1 mT の ECR 領域が形成されており，効率的なプラズマ生成が期待できる．

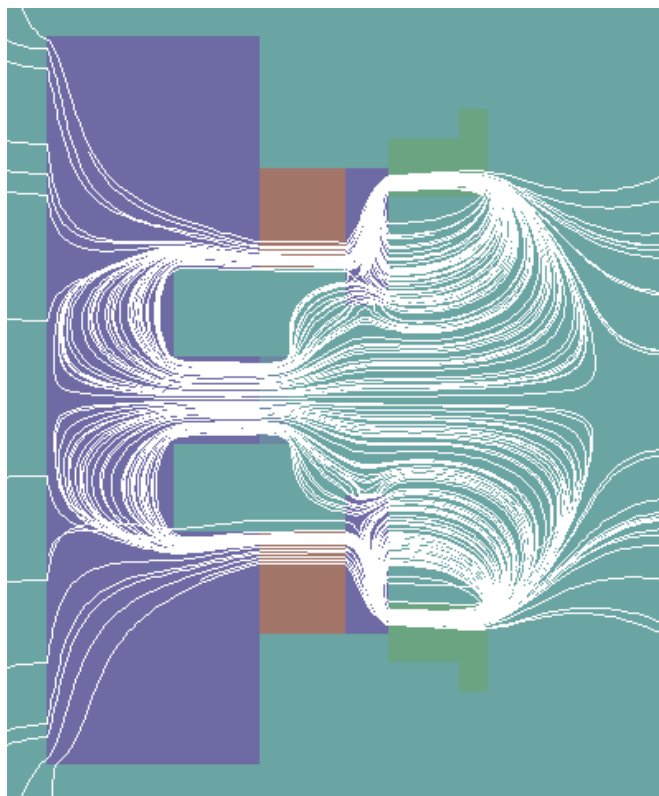


図 5-4 放電室内の磁力線形状

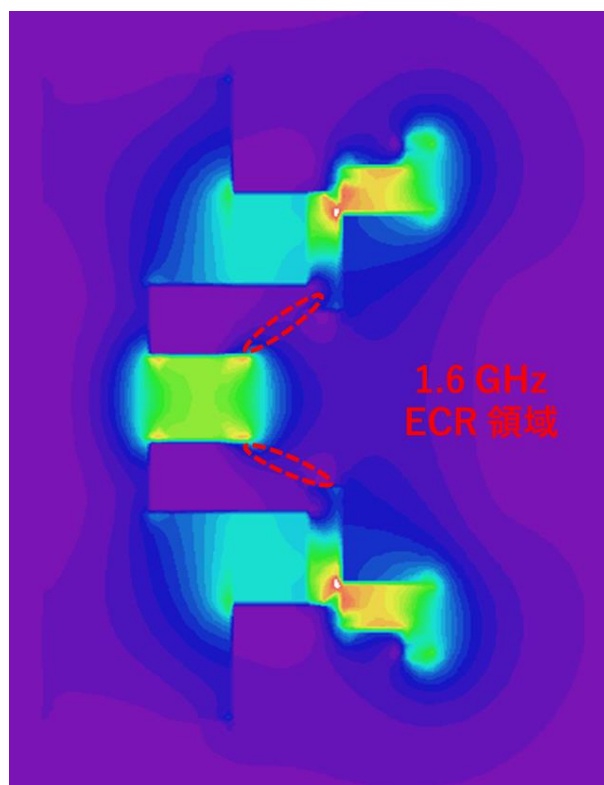


図 5-5 放電室内の磁束密度

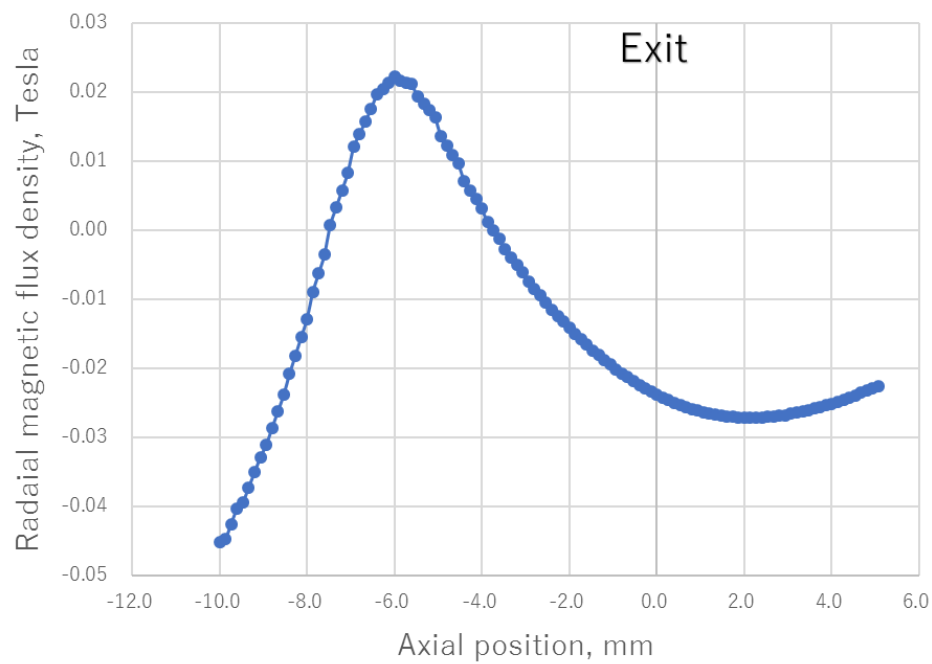


図 5-6 磁束密度の軸方向分布 (Radial position 5 mm)

5-4) スラスタの基礎作動試験

スラスタにマイクロ波を投入しプラズマ点火後、アノードに電圧を印加した。ターゲットは真空容器と同様に接地しているため、アノードに対する基準電位となっている。図 5-7 がスラスタ作動中の写真である。

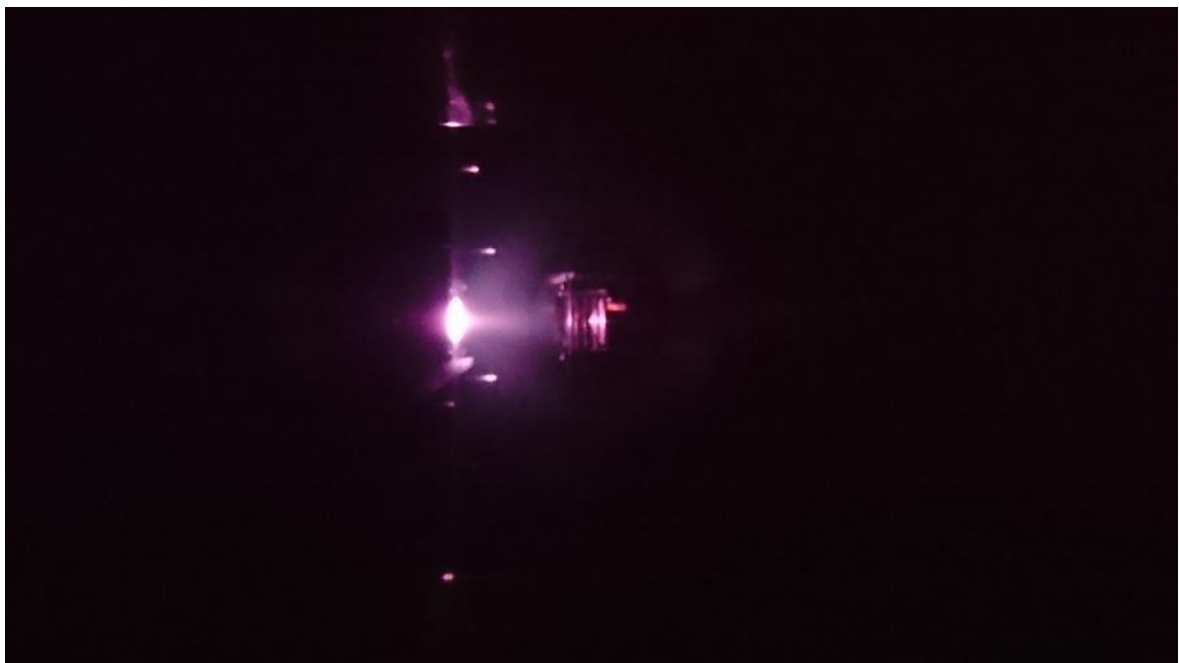


図 5-7 作動中のスラスタ

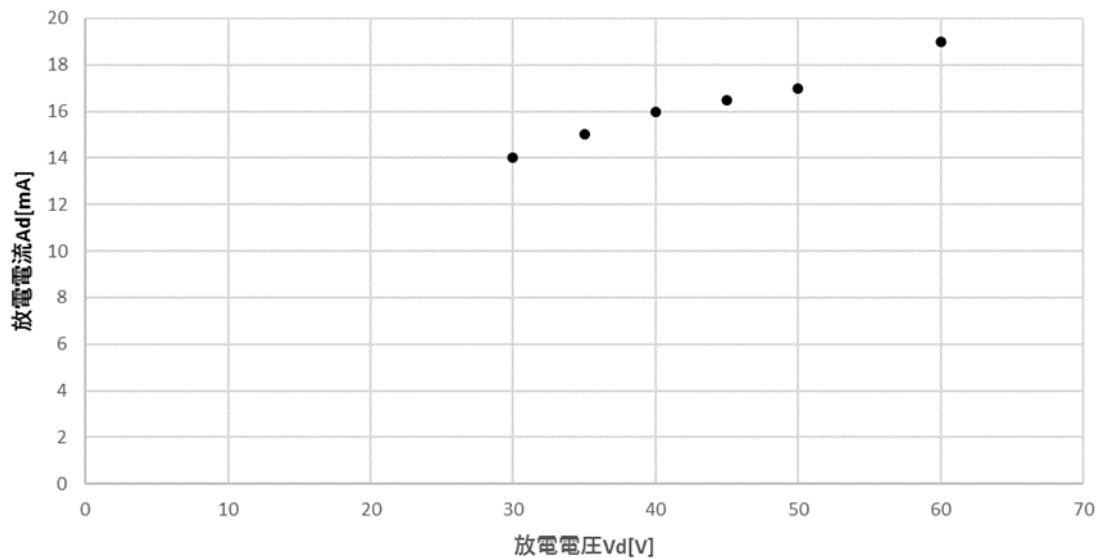


図 5-8 放電電流－放電電圧特性(2.8sccm)

初めはスラスタの作動に数回成功したが、その後はプラズマが点火せず、作動させることができなかった。スラスタを確認したところ、中心に配置した永久磁石の損耗が顕著で、減磁も確認された。この損耗の原因として、電子の衝突が考えられる。本スラスタでは、直流電圧を印加したアノードを他の部品と絶縁している。そのため、アノードに印加した電圧相当の電位差が中心永久磁石近傍で生じ、付近の電子が加速され、磁石表面に過剰に衝突した可能性がある。

5-5) 推力測定

スラスタの安定作動のため、アノードを廃し、スラスタ全体に直流電圧を印加して作動させ、推力測定をおこなった。しかし、電圧上昇に伴う推力の変化は見られなかったため、マイクロ波の投入のみで作動させた。図 5-9 に投入電力に対する推力の変化、図 5-10 に推力測定結果から算出した推進効率を示す。推進剤流量は 10 sccm, 7sccm, 5sccm の三通りで測定した。投入電力 30W のときは、アンテナへの負担を考慮し、推進剤流量 5 sccm での作動はおこなっていない。

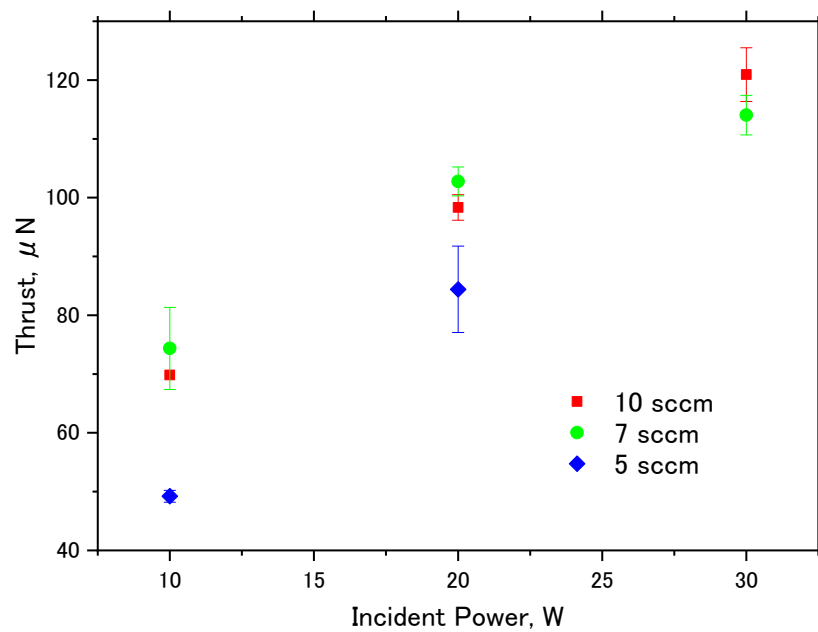


図 5-9 推力－投入電力特性

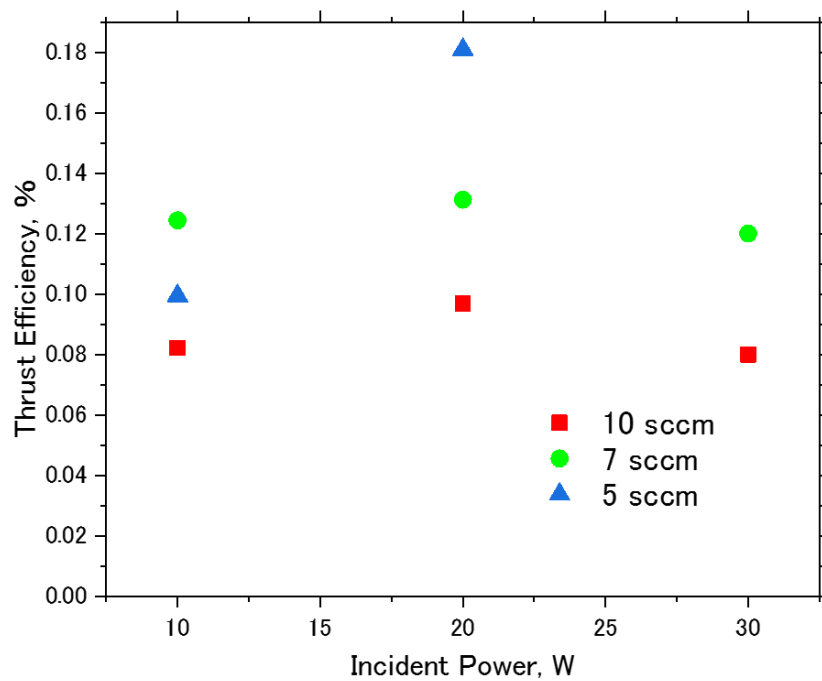


図 5-10 推進効率－投入電力特性

第6章 結論

本研究では、二段加速式低電力ホールスラスタと題して、マイクロ波放電を用いた小型スラスタの設計、スラスタスタンド作製を含めた推力測定環境の構築、スラスタの推力測定をおこなった。

目標の推力性能 2 mN の測定に適した、ねじりばね式スラスタスタンドを作製し、変位センサによる推力測定環境を構築した。推力測定の分解能は $4\text{ }\mu\text{N}$ 相当であり、目標とした分解能を達成した。

新たにマイクロ波放電を用いた小型スラスタを設計し、作製した。マイクロ波放電によるプラズマ生成とイオンの静電加速を分離した二段加速式スラスタを目指して作製したが、想定していた加速領域に電位差を生じさせることができず、磁気回路に使用した永久磁石の損耗が発生したため、スラスタ全体を高電位にする作動方法に変更して推力測定をおこなった。スラスタへの電圧印加による静電加速は実現しなかったがマイクロ波のみで電子とイオンの速度差による電場が生じ微小推力を得られた。スラスタの性能は投入電力 20 W 、推進剤流量 5 sccm のとき、推力 $104\text{ }\mu\text{N}$ 、推進効率 0.13% の性能で目標との差が大きかった。推進剤流量に依る推力の変化は小さいことがわかった。

今後の課題として、以下の2項目が考えられる。

- ・スラスタの性能向上

今回作製したスラスタは、想定していた静電加速が実現せず、マイクロ波の投入のみで作動させる結果となった。加速領域に電位差を生じさせることができれば、推力は大きく向上する可能性があるため、放電室内の磁場形状および磁力線形状を考慮した、新たなアノードの設計をおこなう必要がある。

- ・推力測定環境の改善

推力測定を繰り返しおこなう中で結果が大きく変動することがあった。真空中では浮力が減少するため、測定時に渦電流ダンパとの接触が生じたと考え改善した。しかし、変位信号が滑らかではなく摩擦がどこかで生じている可能性があり、ねじりばねの固定方法等を見直す必要がある。

謝辞

本研究の遂行ならびに本論文の作成にあたり、山本直嗣教授には多くの助言、助力を賜りました。ここに感謝の意を深く表します。山本研での二年間で学んだことを活かし、エンジニアとして社会に貢献できるよう精進してまいります。ミーティング等で闊達な議論にお付き合い頂いた森田太智助教、中島秀紀名誉教授に深く感謝いたします。研究生生活において書類手続き等のサポートしてくださいました、馬渡隆子秘書、大内田映子秘書に深く感謝いたします。研究室で充実した日々を与えてくださった、齋藤直哉氏、牛尾康一氏、パルサ・ユーセフィアン氏、廣池匠哉氏、山村徹氏、黒江雄貴氏、西牟田直氏、高木麻理子氏、安達美咲氏、西岡裕輝氏、齊木淳氏、井上純武氏、河津誠人氏、川邊智氏、桑原直也氏に深く感謝いたします。特に牛尾氏には、実験の基礎からご指導いただき、毎日のように研究の助言をいただきました。大変感謝しております。最後に、私を見守り支えてくださった家族に深く感謝いたします。

参考文献

- 1) 経済産業省 製造産業局 宇宙産業室：コンステレーションビジネス時代の到来
を見据えた 小型衛星・小型ロケットの技術戦略に関する研究会 報告書, 2018,
pp.1-25
- 2) 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.
- 3) A. I. Morozov. :The Acceleration of a Plasma by a magnetic Field, Vol.5, pp.215-220,
1957.
- 4) V. V. Zhurin, H.R. Kaufman and R. S. Roinson. :Physics of closed drift thruster, Plasma
Soures Science and Technology, Vol.8, 1999.
- 5) A.V. Zharinov, and Yu. S. Popov. :Acceleration of Plasma by a Closed Hall Current,
Soviet Physics-Technicals, Vol.12, pp.208-211, 1967.
- 6) J.Dunning. :NASA's Electric Propulsion Program, AIAA Paper99-2161, 1999.
- 7) Yevgeny Raitses, Nathaniel J. Fisch, K. M. Ertmer and C. A. Burlingame. :A Study of
Cylindrical Hall Thruster For Low Power Space Applications, pp.1-9, (2000)
- 8) Kaufman, H. R., Robinson, R. S., Day, M. L. and Haag, T. W. : End-Hall Thrusters,
AIAA/DGLR/JSASS, 21st InternationalElectric Propulsion Conference, Orlando, FL,
AIAA-90-2595,1990.
- 9) Yevgeny Raitses, Nathaniel J. Fisch, K. M. Ertmer and C. A. Burlingame. A Study of
Cylindrical Hall Thruster For Low Power Space Applications(2000)
- 10) 江崎徹. :修士論文低電力ホールスラストの開発(2010)
- 11) Y. Peterson, Ph.D., Michigan State University, 2004.
- 12) E. Chesta et al., “ Flexible variable-specific-impulse electric propulsion systems for
planetary missions,” Acta Astron. 59, 931 (2006).
<https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2005.07.053>,
- 13) C. Boniface, G. Hagelaar, L. Garrigues, J. P. Boeuf, and M. Prioul, “ Modeling of double
stage Hall effect thruster,” IEEE Trans. Plasma Sci. 33, 522 (2005)
<https://doi.org/10.1109/TPS.2005.845117>
- 14) L. Garrigues, C. Boniface, G. J. M. Hagelaar, and J. P. Boeuf, “ Modeling of an advanced
concept of a double stage Hall effect thruster,” Phys. Plasmas 15, 113502 (2008).
<https://doi.org/10.1063/1.3013541>
- 15) D. Ichihara, A. Uchigashima, A. Iwakawa, A. Sasoh, “Electrostatic ion acceleration
across a diverging magnetic field”, AIP Applied Physics Letters 2016, Vol.109, Number
5; doi:10.1063/1.4960363
- 16) Daisuke Ichihara, Akira Iwakawa, and Akihiro Sasoh. “Effects of magnetic field profile
near anode on ion acceleration characteristics of a diverging magnetic field electrostatic
thruster”, Journal of Applied Physics 122, 043302 (2017);
doi: <http://dx.doi.org/10.1063/1.4995286>
- 17) Daisuke Ichihara, Akira Iwakawa, and Akihiro Sasoh. “Effects of magnetic field profile
near anode on ion acceleration characteristics of a diverging magnetic field electrostatic
thruster”, Journal of Applied Physics 122, 043302 (2017);
doi: <http://dx.doi.org/10.1063/1.4995286>

- 18) Koichi Ushio, Yuji Toyoda, Naoji Yamamoto, Taichi Morita and Hideki Nakashima
「Development of a Miniature Microwave Discharge Thruster」 Transactions of JSASS,
Aerospace Technology Japan, Vol. 14 No. 30, pp. 141-147, 2016
- 19) H. Kuwano, A. Ohno, H. Kuninaka, and H. Nakashima, “ Development and thrust
performance of a microwave discharge Hall thruster,” in 30th International Electric
Propulsion Conference (Florence, Italy, 2007), IEPC-2007-085.