

平成 1 8 年度 博士学位論文

マイクロ波放電式イオンエンジンの
高比推力化に関する研究

主指導教官：趙 孟佑教授

九州工業大学大学院工学研究科

電気工学専攻博士後期課程

林 寛

目次

第1章 本研究の背景・目的・体制

1.1 研究背景	1
1.2 研究目的及び本論文の構成	3
1.3 研究体制	5

第2章 イオンエンジンの基礎

2.1 電気推進ロケット	7
2.2 イオンエンジン	10
2.2.1 基本原理と構成	
2.2.2 推進性能	
2.2.3 主な用途	
2.2.4 海外におけるイオンエンジンの研究開発	
2.2.5 日本におけるイオンエンジンの研究開発	
2.3 マイクロ波放電式イオンエンジン	21
2.3.1 動作原理	
2.3.2 小惑星探査機「はやぶさ」	
2.3.3 「 $\mu 10$ 」イオンエンジン	
2.4 イオンエンジンの高比推力化とその動向	26
2.4.1 高比推力化の物理と技術的課題	
2.4.2 高比推力イオンエンジンの研究開発の動向	
2.5 本研究の目標と位置付け	34

第3章 推進剤ガスによる高比推力化に関する検討

3.1 実験方法	43
3.2 実験結果	45
3.3 検討考察	46
3.4 宇宙プラズマ環境シミュレータ用プラズマ源への応用	49

第4章 高耐圧 DC ブロックの試作と評価

4.1 目標性能	52
----------	----

4.2	実験方法	53
4.2.1	絶縁破壊試験（厚さ特性、温度特性、課電特性）	
4.2.2	沿面放電試験	
4.2.3	窒化ホウ素のマイクロ波帯における誘電特性計測	
4.3.4	高耐圧 DC ブロックの試作と評価試験	
4.3	実験結果	57
4.3.1	窒化ホウ素の絶縁特性	
4.3.2	窒化ホウ素の沿面放電特性	
4.3.3	窒化ホウ素のマイクロ波帯における誘電特性	
4.3.4	高耐圧 DC ブロックの試作と評価結果	
4.4	検討考察	65
4.4.1	絶縁特性に関する評価	
4.4.2	マイクロ波伝送に関する評価	
4.4.3	DC ブロックに関する評価	

第 5 章 高耐圧ガスアイソレータの試作と評価

5.1	目標性能	70
5.2	実験方法	71
5.2.1	ガスアイソレータの放電特性試験	
5.2.2	高耐圧ガスアイソレータの評価試験	
5.3	実験結果	73
5.3.1	ガスアイソレータの放電特性	
5.3.2	高耐圧ガスアイソレータの評価結果	
5.4	検討考察	77
5.4.1	ガスアイソレータの放電特性に関する評価	
5.4.2	高耐圧ガスアイソレータに関する評価	

第 6 章 高比推力イオンエンジンのイオン加速試験

6.1	高比推力加速グリッド	80
6.2	実験方法	81
6.2.1	実験系の構成	
6.2.2	イオン抽出特性試験	
6.2.3	電子逆流特性試験	
6.3	実験結果	84
6.3.1	推進性能	
6.3.2	加速グリッドのイオン抽出特性	

6.3.3 電子逆流特性	
6.4 検討考察	89
6.4.1 推進性能に関する評価	
6.4.2 イオン抽出特性に関する評価	
6.4.3 電子逆流の評価	

第7章 結論・まとめ

結論・まとめ	95
謝辞	97
関連する論文・学会発表の一覧	98

第 1 章 本研究の背景・目的・体制

- 1.1 研究背景
- 1.2 研究目的及び本論文の構成
- 1.3 研究体制

第1章 本研究の背景・目的・体制

1.1 研究背景

1985年1月8日にM-3S- ロケット初号機で太陽周回軌道に投入された工学試験探査機「さきがけ(MS-T5)」によりわが国でも独自の惑星探査ミッションが可能となった。その後、日本の月・惑星探査技術は目覚ましい進展を遂げて「すいせい (PLANET-A)」、 「ひてん (MUSES-A)」、 「のぞみ(PLANET-B)」の3機の月・惑星探査機を宇宙に送り出し、多くの科学的成果をもたらした。これらの惑星探査ミッションは、打上げロケットの大型化やスウィングバイの採用により実現されてきた。しかし、この場合では打上げ時期に制約があると共に莫大なコストが必要とされ、ミッション期間も長期間にわたってしまう。

化学推進ロケットより比推力（後述）が高く、僅かな推進剤で大きな速度変化が発生できるイオンエンジンは、静止衛星の南北制御用としてすでに実用化されているが、近年では開発運用コストの低減とミッション期間の短縮というメリットが見直されて惑星探査機の主推進システムとして、さらにその活躍の場を拡大しつつある⁽¹⁾。

国内でも2005年9月に4台のマイクロ波放電式イオンエンジンを主推進システムとして搭載している工学試験探査機「はやぶさ(MUSES-C)」が小惑星「Itokawa」に到達し、イオンエンジンによる惑星間航行技術が確立された⁽²⁾。

今後も高度な深宇宙探査ミッションを支える高比推力推進システムとして、イオンエンジンへの期待は高まっていくことが予想される⁽³⁾。その一例として宇宙航空研究開発機構宇宙科学研究本部 (ISAS/JAXA) では、ソーラーセイル（薄膜状の鏡で太陽から飛来する光子を反射して推力を発生する推進器）とイオンエンジンを併用したハイブリッドソーラーセイルにより木星を目指すソーラー電力セイル実証探査機計画が提案されている⁽⁴⁾。高価な大型ロケットに依存せずに地球から木星以遠の外惑星を目指すには、比推力が10,000秒級の高比推力推進システムが必要である。現在の技術水準でそのような高い比推力を実現できるのはイオンエンジン以外にはあり得ないが、現在の国内で10,000秒級の比推力を有する実用レベルのイオンエンジンは存在しない。

これまでのイオンエンジンの比推力は3,000秒程度であるが、さらに高比推力化するにはイオンの加速電圧を増大させれば良く、それに伴うイオンエンジン各部の高電圧絶縁技術は必須のキーテクノロジーである。一方、イオンビームを引き出す加速グリッドは消費電力の低減を図るためビーム電流を低めに設定した低パービアンス（引き出し電圧に対するビーム電流の大きさを示す評価指標）設計が求められ、絶縁性能とイオン抽出性能の両立が重要になってくる。又、従来の推進剤ガスとして使用されているキセノンより軽いクリプトンやアルゴンなどの推進剤ガスを採用することによって、イオンエンジンを高比推力化させることも可能であり、この場合は推進剤ガスの変更に伴う推進剤タンク重量の増大などについて検討する必要がある。

マイクロ波放電式イオンエンジンは、後述のように最も一般的な直流放電式イオンエンジンと比較して高比推力化に際していくつかの有利な点を有しており、将来の惑星探査ミッションを担う高比推力推進システムとして適している。現在、宇宙飛行の実績を有するマイクロ波放電式イオンエンジンは、ISAS/JAXAの小惑星探査機「はやぶさ」に搭載されている「 $\mu 10$ 」イオンエンジンのみである⁽⁵⁾。そこで本研究では短い開発研究で高い信頼性を有する高比推力イオンエンジンを得るために「 $\mu 10$ 」イオンエンジンを高比推力化させる事を提案する。

本研究ではマイクロ波放電式イオンエンジン「 $\mu 10$ 」の高比推力化に関する基礎技術の確立を目的として、実際に高比推力マイクロ波放電式イオンエンジンとこれに必要な各種高電圧絶縁機器を試作し、その動作特性や絶縁特性を評価したので報告する。又、様々な作動ガスを用いてイオンエンジンの構成部品の一つであるマイクロ波放電式中和器を作動させ、その動作特性を比較することにより、推進剤ガスによるイオンエンジンの高比推力化についても検討する。

1.2 研究目的及び本論文の構成

本研究の目的を以下に示す。

高比推力マイクロ波放電式イオンエンジンの実証と性能評価

高比推力マイクロ波放電式イオンエンジンを試作し、そのイオン加速試験により推進性能、加速グリッドのイオン光学特性および電子逆流特性を評価し、その設計指針を得る。

推進剤ガスの変更による高比推力化の検討

マイクロ波放電式イオンエンジンの高比推力化の一環として、従来の推進剤ガスであるキセノンよりイオン質量が軽い推進剤ガス（アルゴン、酸素）を用いた場合のマイクロ波放電式プラズマ源のプラズマ生成特性を実験的に評価する。さらにその結果からマイクロ波放電式イオンエンジンの推進性能に与える影響について検討する。

3.高電圧絶縁器機の試作と評価

マイクロ波放電式イオンエンジンの高比推力化に不可欠な高耐圧 DC ブロック及びガスアイソレータ、イオン源支持 / 絶縁材を試作し、その性能を評価、検討する。又、それらの設計、試作に必要な絶縁材料等の電気特性データを取得する。

以下に本論文の構成について述べる。

第 1 章では、本研究を取り組むにあたっての背景、目的、体制について述べる。

第 2 章では、本研究に関連が深いイオンエンジンについて、その原理、主な種類や用途、国内外における研究開発の状況について解説する。また、本研究で特に重要なイオンエンジンの高比推力化の物理と国内外における研究開発の動向についても述べる。その上で本研究の目標と位置付けを示す。

第 3 章では、キセノン、アルゴン、酸素を用いてマイクロ波放電式イオンエンジンの構成部品の一つであるマイクロ波放電式中和器を作動させ、それらの動作特性を比較することにより、推進剤ガスによるイオンエンジンの高比推力化について検証する。併せて、マイクロ波放電式中和器の宇宙用プラズマ環境シミュレータ用プラズマ源としての応用についても述べる。

第 4 章では、マイクロ波放電式イオンエンジンのマイクロ波伝送系を絶縁に用いる高耐圧 DC ブロックの試作と評価について述べる。これに関連して窒化ホウ素の絶縁特性や誘電特性についても報告する。

第 5 章では、推進剤ガス系の放電を抑制するガスアイソレータの放電特性について報告し、その高耐圧化について検討する。

第 6 章では、上記の絶縁器機を用いて高比推力マイクロ波放電式イオンエンジンを試作し、それをを用いたイオン加速試験の結果からその推進性能について述べる。又、イオン加速に不可欠な高比推力加速グリッドのグリッドオプティクス特性についても述べる。

第 7 章では、本研究の成果を簡潔に要約し、本研究のまとめとする。

1.3 研究体制

本研究は、（独）宇宙航空研究開発機構宇宙科学研究本部(ISAS/JAXA)の御協力により、JAXA 相模原キャンパスの設備を用いて全ての実験を実施させていただいた。

また、ISAS/JAXA 宇宙輸送工学研究系の國中均教授、防衛大学校システム工学群の中山宜典助教授の御指導と御助言をいただいた。

(参考文献)

- (1) 北村正治、竹ヶ原春樹：イオンエンジンの現状と展望、日本航空宇宙学会誌、Vol.46、No.530、pp.138-145 (1998)
- (2) 國中均、川口淳一郎：マイクロ波放電型イオンエンジンの宇宙運用報告、宇宙輸送シンポジウム(平成 17 年度) 宇宙航空研究開発機構、pp. 331-332(2006)
- (3) D.G.Fearn: ION THRUSTERS : FUTURE TECHNOLOGY AND MISSIONS, IAC-03-S.4.03, *54th International Astronautical Congress of the International Astronautical Federation, the International Academy of Astronautics, and the International Institute of Space Law*, 29 September-3 October 2003, Bremen, Germany
- (4) 川口淳一郎、ソーラーセイル WG / 工学委員会：ソーラー電力セイルによる外惑星探査実証ミッションについて、第 5 回宇宙科学シンポジウム、宇宙航空研究開発機構、pp. 101-124 (2005)
- (5) 國中均、堀内泰男、西山和孝、船木一幸、清水幸夫、山田哲哉：「はやぶさ」搭載マイクロ波放電型イオンエンジン、日本航空宇宙学会誌、Vol.53、No.618、pp. 203-210 (2005)

第2章 イオンエンジンの基礎

- 2.1 電気推進ロケット
- 2.2 イオンエンジン
- 2.3 マイクロ波放電式イオンエンジン
- 2.4 イオンエンジンの高比推力化とその動向
- 2.5 本研究の目標と位置付け

第2章 イオンエンジンの基礎原理

2.1 電気推進ロケット

ロケットエンジンは、何らかの作動流体を高速で噴射する事により推力を発生する推進機関である。図 2-1 にロケットの分類を示す。今日の宇宙開発で最も一般的なロケットは、エンジン内部で固体もしくは液体の推進剤（燃料と酸化剤）を燃焼させ、それによって発生した燃焼ガスをノズルから噴射して推力を発生する。このようなロケットは燃焼による化学エネルギーを運動エネルギーに変換しているため、化学（推進）ロケット (Chemical Propulsion Rocket) と呼ばれている。ロケットエンジンの推力は、噴射流体の排気速度と単位時間当りの排気質量の積で与えられる。化学ロケットの場合、排気速度は比較的小さいが排気質量は極めて大きいので、推力密度は大きくなる。また原理的に大気中 / 真空のいずれでも作動可能であるため、地上からの打上げや宇宙機の姿勢制御用スラスタ等の幅広い用途で活用されている。一方で作動時間が数十分程度と短く、排気速度が低いことに起因して単位質量当りの推進剤で発生できる推力はあまり大きくないという短所がある。

これに対して推力の発生に全く燃焼（化学反応）を伴わない方式のロケットを非化学（推進）ロケット (Non-Chemical Propulsion Rocket) という。非化学ロケットの代表的な例としては電気推進ロケット、原子力ロケット、核融合ロケット、マストライバー等が挙げられる。この中で電気推進ロケット (Electric Propulsion Rocket) は、電気エネルギーを運動エネルギーに変換して推力を発生するタイプのロケットである⁽¹⁾。具体的には推進剤を放電により電離 / プラズマ化し、これを加速噴射する事により推力を発生する。電気推進ロケット

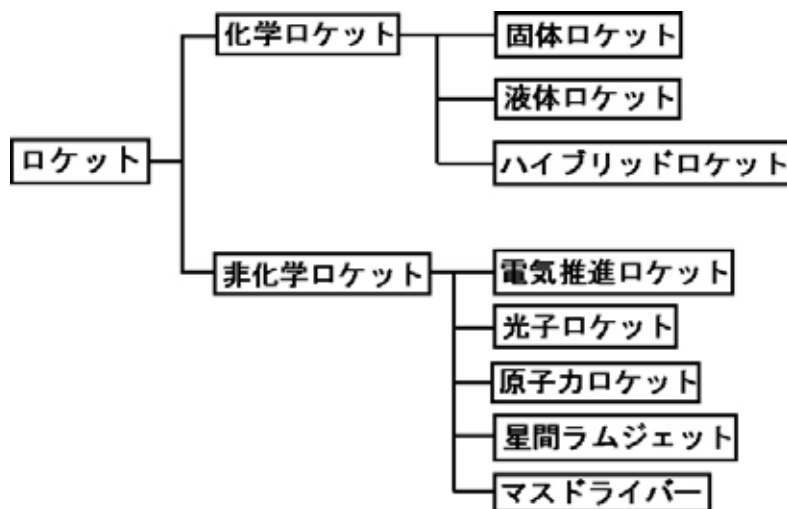


図 2-1 ロケットの分類

は、プラズマの加速方式により電熱加速式、電磁加速式、静電加速式に分類される。電熱加速式の DC アークジェットは、同軸構造電極におけるアーク放電により推進剤ガスを加熱 / 電離させ、プラズマをノズルから空力的に加速して熱エネルギーを運動エネルギーに変換することにより推力を得る⁽²⁾。一方、DC アークジェットの放電電流を数 k A オーダーに増大させると、これによって誘起される磁界と放電電流の相互作用で生じるローレンツ力（電磁力）による電磁加速的なプラズマ加速機構が支配的になる。このような加速機構を活用した推進機を MPD (Magnetoplasma Dynamic)アークジェットという⁽³⁾。

静電加速式の代表例は、イオンエンジンである。その詳細については後述するが、推進剤ガスを放電により電離 / イオン化し、イオン化された推進剤を高電圧印加されたグリッド状電極で加速噴射する事により推力を発生する。又、近年は静電加速と電磁加速の中間的な加速機構を用いるホールスラスターが注目を浴びている⁽⁴⁾。

電気推進ロケットは、いずれの方式でも単位時間当りの作動流体の噴射質量が小さく、投入電力に見合った推力しか発生できない。そのため推力密度は小さく、プラズマや高電圧を用いる都合上、真空中のみの使用に限られる。一方、化学ロケットの数十~数百倍の噴射速度を達成できるため、単位質量当りの推力は非常に大きく、僅かな推進剤で長時間の運用が可能である。図 2-2 に各ロケット推進の推進性能を比較したものを示す。ここで縦軸と横軸はそれぞれ推力密度、比推力を示す。推力密度(Thrust Density)は、発生推力を噴射口の断面積で除した値であり、単位面積当りに発生する推力の大きさを表している。比推力(Specific Impulse)は、後述するように単位時間当りに消費推進剤重量で発生できる推力と定義され、ロケットエンジンの“燃費”を示している。

この図に示されるように噴射質量は大きく噴射速度は小さい化学ロケットは、高推力 / 低比推力であるのに対して、噴射質量は小さいが噴射速度が大きい電気推進ロケットは低推力 / 高比推力であり、それぞれの特色をよく反映している。又、電気推進ロケットでも

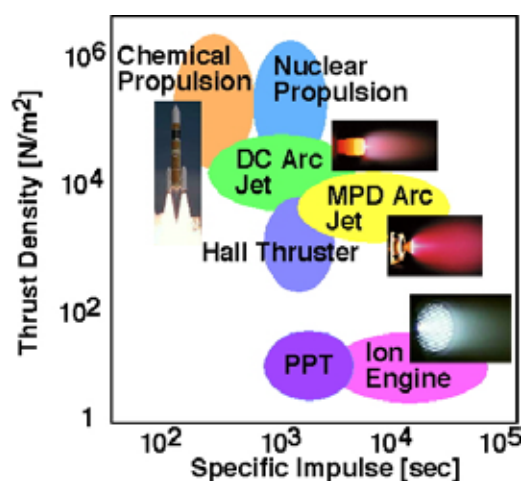


図 2-2 ロケットの推力密度・比推力特性（提供：JAXA）

DC 及び MPD アークジェットは比較的推力密度が高いのに対して、イオンエンジンは比推力が高く、各エンジンの加速機構及び噴射速度を反映しており、それぞれのエンジンがカバーする推進性能の領域は大きく異なる。

2.2 イオンエンジン

2.2.1 基本原理と構成

イオンエンジンは放電により推進剤ガスを電離／イオン化し、これを高電圧が印加されたグリッド状電極を用いて加速噴射して推力を発生する静電加速型の電気推進ロケットである。イオンエンジンは、他の電気推進ロケットよりも大きい排出速度(数十～数百 km/sec) が実現できるため、その比推力は 3,000~10,000 秒と極めて高い。その反面、空間電荷制限により抽出可能なイオンビーム電流が制限されるので、その推力密度は比較的小さい。イオンエンジンの概念図を図 2-3 に示す。イオンエンジンの構造や作動原理は、半導体プロセッシングや核融合炉等で利用されている地上用イオン源と基本的には同等であるが、宇宙機器である為に以下のような特徴がある。

- (1) 小型軽量である。
- (2) 電力利用効率が高い。
- (3) 耐久性、信頼性に優れている。
- (4) イオン抽出系は高パービアンス設計 ($10^{-9}\text{A/V}^{3/2}$ オーダー) である。

図 2-3 に示されるようにイオンエンジンは主にイオン源 (イオン生成部)、加速グリッド (イオン加速部)、中和器 (イオン中和部) から構成される。

イオン源は推進剤ガスを直流放電や高周波放電を用いて電離し、イオンを生成する部分である。イオンエンジンの推進剤としては、かつてはプラズマ生成や貯蔵性を考慮して水銀やセシウムが使用されていたが、近年では推進性能や取扱性等を考慮してキセノンが一般的である⁽⁵⁾。イオン生成方式としては、水銀やセシウム等の電離電圧の低い推進剤を仕事関数の高い金属で接触電離させる接触電離型、直流放電により推進剤ガス粒子に電子を衝

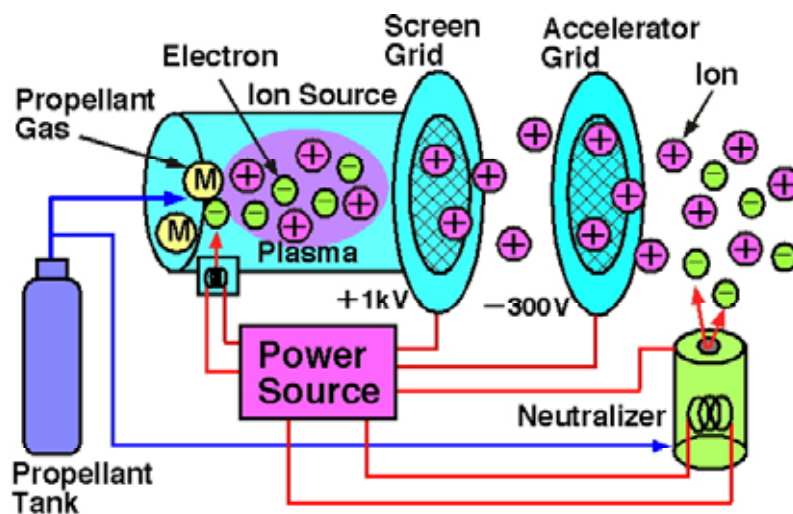


図 2-3 イオンエンジンの構成

突させイオンを生成する直流放電型、イオン源の耐久性の向上を図る為に高周波放電を採用した高周波放電型がある。さらに直流放電型はイオンや電子の閉じ込めに用いる磁界形状により Kaufman 型（電子衝撃型）とカスプ型に分類され、高周波放電型は放電に用いる周波数帯に応じて RF 放電型とマイクロ波放電型に分類される。接触電離型は 1960 年代頃に盛んに研究されたが、効率や耐久性に問題があり、現在では直流放電型が主流になっている。一方、高周波放電型も直流放電型と比較して効率がやや劣るが、その優れた耐久性や運用性が注目され、RF 放電型はドイツ、マイクロ波放電型は日本でそれぞれ盛んに研究され、宇宙運用に成功している。

加速グリッドは、イオン源で生成したイオンを静電的に加速噴射して推力を発生させる多孔状電極である。加速グリッドによるイオン抽出 / 加速の概念図を図 2-4 に示す。典型的な加速グリッドは、イオンが通過する直径数 mm の孔が多数あけられた 2 枚の電極が数 mm の間隔で配置されている。イオン源側に配置されるグリッドはスクリーングリッドと呼ばれており、通常 1kV 程度の正電圧が印加される。イオン源で生成されたプラズマは、基準電位に対してスクリーン電圧にイオン源の放電電圧を加えた分の電位を持っている。その為、スクリーングリッドはプラズマに対して放電電圧相当の負電位を有する事になり、イオンを引き寄せイオンシースを形成する事によりイオン放出面を整える役目をする。スクリーングリッドの下流に配置されるアクセルグリッドは、通常 -300V~-500V の負電圧が印加され、スクリーングリッドとの電位差によりイオンを加速噴射する。又、高圧の負電位を与える事により、中和器からの電子の逆流を防止している。スクリーングリッド下流では高速イオンと低速の中性ガス粒子の電荷交換衝突で発生した低速イオンが負電位のアクセルグリッドに衝突し、その表面を侵食する。そこで電荷交換イオンによるアクセルグ

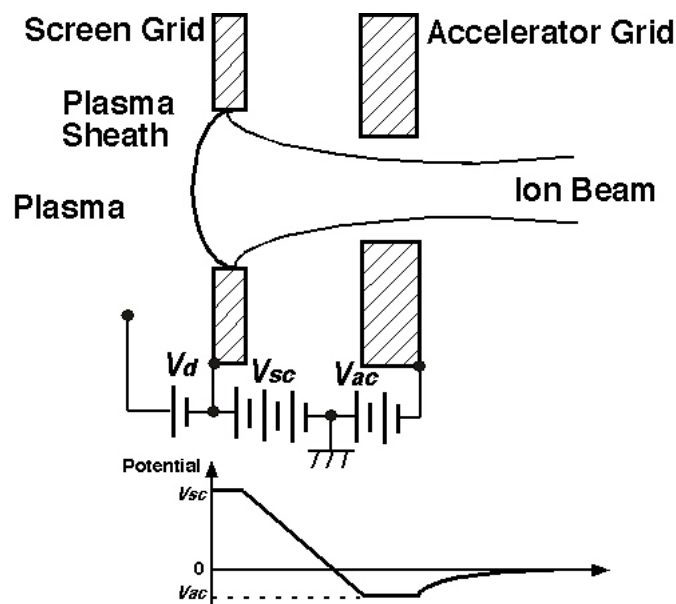


図 2-4 加速グリッドによるイオンの抽出 / 加速

リッドの侵食を低減する為、グランド電位のディセルグリッドを追加した3枚式グリッドも盛んに採用されている。グリッドの材質としては熱膨張率が低く、イオンによるスパッタ率が低いモリブデンやチタンが使用されているが、C/C 複合材製の加速グリッドも実用化されつつある^{(6) (7)}。

加速グリッドのイオン抽出特性はパービアンスと呼ばれる指標で評価できるが、大きさが異なるイオンエンジンのパービアンスを比較するために、1個のグリッド孔に着目して次式で規格化された規格化パービアンス(NP/H : Normalized Perveance per Hole)で評価する事が一般的である。

$$NP/H = \frac{P_h}{(D_s/l_e)^2} \quad \text{但し、} P_h = \frac{J_b/n}{V_s^{3/2}} \quad (2-1)$$

ここで D_s はスクリーン孔直径、 J_b はビーム電流、 n はグリッド孔の総数、 V_s はスクリーン電圧、 l_e は実効加速長と呼ばれ、次式で示される。

$$l_e = \sqrt{(l_g + t_s)^2 + D_s^2/4} \quad (2-2)$$

ここで l_g はスクリーン - アクセル間隔、 t_s はスクリーングリッドの厚さである。

図 2-5 に NP/H に対する抽出イオンの軌道の変化を示す。

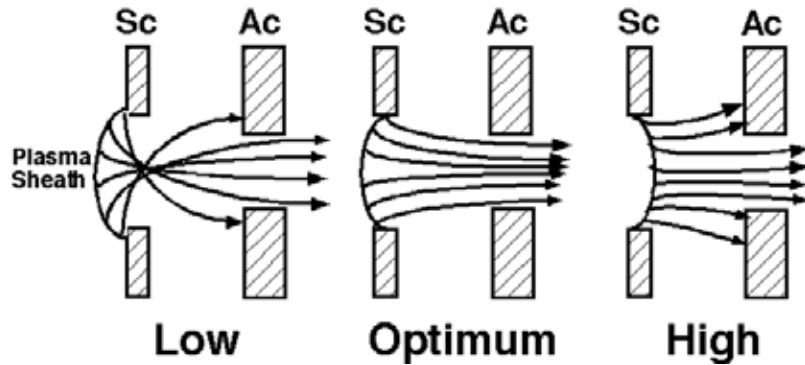


図 2-5 NP/H による抽出イオン軌道の変化

加速グリッドによるイオン抽出・加速の機構については、すでに述べたがグリッドの形状やグリッド孔の直径と実効加速長の比（アスペクト比）などによりスクリーン孔で形成されるシース（イオン抽出面）形状が大きく異なり、抽出イオンの軌道に大きく影響する。 NP/H が適切な値であれば図 2-5 の“Optimum”に示すようにシースが上流側に僅かに湾曲し、すべての抽出イオンが適度に収束しアクセル孔に衝突することなく通り抜ける。 NP/H が高い場合は、同じく“High”で示したようにシース面がアクセル側に膨れ出し、イオンが収束せず外側に広がるような軌道になり、一部のイオンがアクセルグリッドに直撃する。また、 NP/H が低い場合は図中“Low”で示したようにシース面がプラズマ側に大きく湾曲し、

グリッド孔の端から入射してきたイオンは静電的な反発力を受けて軌道が曲げられ、アクセルグリッドに衝突する。ここで”Low”から”Optimum”への境界点を Cross-over limit、”Optimum”から”High”への境界点を Perveance limit と呼ぶ。NP/H が最適であれば、アクセルグリッドには高速イオンと低速中性粒子の電荷交換により発生した低速イオンに起因する電流しか流れない。しかし Cross-over limit より低い、または Perveance limit より高い場合は抽出イオンがアクセルグリッドに直撃してアクセル電流が著しく増大する。いずれの場合も、推進性能や耐久性の低下を引き起こすので好ましくない。

次にエンジン下流からの電子逆流について述べる。スクリーン電圧を一定にしてアクセル電圧が下がっていくと、グリッド下流に存在する電子がアクセルグリッドの孔を通り抜けてスクリーングリッドやイオン源に逆流する現象が観測される。電子の逆流が生じるとビームが発散したり、グリッドに電圧が印加できなくなる。そのため、アクセルグリッドには適度な負電圧を印加する必要があるが、あまりに高い電圧を印加すると電荷交換イオンによるスパッタ量が増大する。そのため、アクセル電圧は必要最小限にする必要があり、電子の逆流が生じるリミット電圧を把握していくことは極めて重要なことである。

Kaufman によれば、電子逆流のリミット電圧 V_{limit} は次式のような半経験式で示される⁽⁸⁾。

$$|V_{limit}| = \frac{0.2V_b}{\frac{l_e}{d_a} \exp \frac{t_a}{d_a}} \quad (2-3)$$

ここで d_a はアクセル孔直径、 t_a はアクセルグリッドの厚さである。この式はあくまでも半経験式であり、実際に電子逆流が顕著になるのは、さらに低い電圧である。(2-3)式からも明らかなように、アクセルグリッドの厚さを厚くすることや孔径を小さくすることが電子逆流の抑制に有効な方法なのである。

プラズマ中から一方的にイオンのみを抽出すると、エンジンや宇宙機自体が負に帯電してしまい、排出イオンが引き戻されたりしてイオン加速が即座に中断してしまう。そこでエンジンの下流に中和器と呼ばれる電子源を配置し、イオンビームと同等の電子をビーム中に注入して電氣的に中和する。これは中和器を介して宇宙機中に蓄積された負電荷を機外に排出する事によって、宇宙機の帯電を防止しているとも見なせる。中和器としては一般的にはホローカソード⁽⁹⁾と呼ばれる熱陰極が使用されるが、マイクロ波放電を利用した中和器も開発されている⁽¹⁰⁾。中和器からの電子の放出は、イオンビームと中和器の間に生じる電位差により自動的に行われ、放出された電子は速やかにイオンビーム中に吸引される。イオンビームの空間電荷による半径方向のビーム拡散を抑制する為に、ビームの中和は中和器にイオンビームが直撃せず、かつできるだけグリッド近傍で速やかに行う事が望ましい。又、中和器で使用される電力や推進剤は直接推力発生には寄与しない為、できるだけ少ない電力や作動ガスで大きな電子電流が供給できる事が要求される。

2.2.2 推進性能

イオンエンジンは、推進機と電気機器の二つの側面を持つシステムである。従って、イオンエンジンの研究開発においては、その推進性能と電気機器の両面で評価することが極めて重要である。特に重要な評価パラメータとしては推力、比推力、イオン生成コスト、推進剤利用効率、電力効率、推進効率が挙げられる。以下に各パラメータの定義と計算式を示す。なお、以下に述べる計算式は加速イオンが全て 1 価イオンであり、ビーム電流成分が全て推力の発生に寄与すると仮定した場合のものである。実際にはビーム発散や多価イオンの存在により、推力や比推力は算出値と比較して 10%程度低下する。

() 推力(Thrust)

イオンエンジンがイオンの噴出により発生する推進力。単位は[mN]。

$$F = \dot{m}_i v_b = J_b \sqrt{\frac{2m_i V_b}{e}} \quad (2-4)$$

ここで F は推力、 \dot{m}_i はイオン質量流量 ($= dm_i/dt$)、 v_b はイオン速度、 J_b はイオンビーム電流、 m_i はイオン質量、 V_b は加速電圧、 e は素電荷量 ($= 1.602 \times 10^{-19} \text{C}$) である。この式から明らかなように推力はビーム電流に比例するが、空間電荷制限則により抽出できるイオンビーム電流には制限があることは既述のとおりである。従って、大推力化するにはイオンの放出面積を大きくするのが一般的な方法である。また、キセノンのようなイオン質量が大きい推進剤を用いることも有利である。イオンエンジンの推力は極めて微小であるため、精度良く直接計測することは困難であり、通常イオンエンジンの推力はイオンビーム電流から計算により求めることが一般的である。なお、これまでに開発されたイオンエンジンの推力レベルは数 mN ~ 数百 mN である。

() 比推力(Specific Impulse)

単位時間当りの消費推進剤重量で発生できる推力。単位は[秒]。

$$I_{sp} = \frac{F}{\dot{m}g} = \frac{\eta_u}{g} v_i = \frac{\eta_u}{g} \sqrt{\frac{2eV_b}{m_i}} \quad (2-5)$$

ここで I_{sp} は比推力、 \dot{m} は推進剤の質量流量、 g は重力加速度 ($= 9.8 \text{m/sec}^2$)、 η_u は推進剤利用効率 (後述) である。比推力は「1kg の推進剤を消費して 1kg の推力を何秒間発生できるかを表す指標」とも考えることができ、自動車のエンジンでの燃費に相当する評価パラメータである。比推力は作動流体の速度に比例し、イオンエンジンの場合は加速電圧とイオン質量で決る。

() 推進剤利用効率 (Propellant Utilization Efficiency)

$$\eta_u = \frac{\dot{m}_i}{\dot{m}} = \frac{m_i J_b}{e \dot{m}} \quad (2-6)$$

供給推進剤の粒子に対するイオンビームとして排出される粒子の割合。単位は、[%]。

この値が低いと比推力が低下し、電荷交換反応が増大し、アクセルグリッドの侵食量を増大させる。また、実際の宇宙機搭載時においては推進剤搭載量に大きく影響を与えるため、実用上も重要なパラメータである。実用的なイオンエンジンでは 90%前後の値となる。

() イオン生成コスト (Ion Production Cost)

イオン 1 個当りの生成に要する放電電力。単位は[W/A]又は[eV/ion]。

$$C_i = \frac{P_d}{J_b} = \frac{P - P_j}{J_b} \quad (2-7)$$

ここで P_d はイオン源での放電電力、 P はイオンエンジンの総消費電力、 P_j は推進に消費される電力である。イオン生成コストは総消費電力に占めるイオン源での放電電力の割合を示す。放電損失とも呼ばれる。これまでのイオンエンジンでは 100~300W/A の範囲である。

() 電力効率 (Power Efficiency)

イオンエンジンの総消費電力のうち推進に消費される電力の割合。単位は[%]。

$$\eta_p = \frac{P_j}{P} = \frac{J_b V_b}{P} \quad (2-8)$$

イオンエンジンで消費される電力で、実際に推進に寄与している電力の割合を表す。通常は、80%前後である。

() 推進効率 (Propulsion Efficiency)

推進剤利用効率と電力効率の積。単位は[%]。

$$\eta_t = \eta_u \cdot \eta_p = \frac{\eta_u}{1 + (2eC_i / m_i g^2)(\eta_u / I_{sp})^2} \quad (2-9)$$

推進効率は高比推力領域では非常に高くなり、その値が次第に推進剤利用効率まで漸近してくるが、比推力が低くなると急激に劣ってくる。

2.2.3 主な用途

初期質量 M_i 、最終質量 M_f のロケットが排気速度 C で推進した場合、その達成速度（速度変化量） V は有名な Tsiolkovski 方程式（ロケット方程式）で記述される。

$$\Delta V = C \ln M = g I_{sp} \ln \left(\frac{M_i}{M_f} \right) \quad (2-10)$$

ここで M は質量比といい、 M_i と M_f の比である。例えば、重量 500kg の小惑星探査機「はやぶさ」に要求される V は 3.7km/sec である。この加速量を比推力 300sec の化学推進で達成するには約 360kg の推進剤が必要であり、探査機の総重量のほとんどが推進剤で占められてしまう。一方、比推力 3,000sec のイオンエンジンを用いると約 60kg の推進剤で済み、推進剤質量を大幅に節約できる。ただし、推力が微小であるため加速時間は長時間におよぶ。以下に現在のイオンエンジンの代表的な用途を述べる。

（ ）静止衛星の南北制御

静止衛星は軌道上において地球重力などの様々な要因により、軌道のズレ（擾乱）が生じる。そのため、衛星に搭載されている補助推進系によりズレを補正する必要がある。その補正の大部分は南北方向に対する補正（南北姿勢制御という）であり、これに消費する推進剤を節約できれば衛星の寿命を大幅に延長できる。現在、南北姿勢制御用の補助推進系としてイオンエンジンを搭載するケースが多い。イオンエンジンを軌道上の昇交点において北向きまたは南向きに噴射することにより、軌道補償を行う。国内の衛星では、技術試験衛星 型「きく 6 号」⁽¹¹⁾、通信放送技術試験衛星「かけはし」⁽¹²⁾ に南北制御用スラスターとして搭載された。（但し、静止軌道に投入できず、動作確認のみ実施した。）

（ ）惑星探査機の主推進

惑星探査機の主推進システムとしてイオンエンジンを用いれば、僅かな推進剤重量で大きな V を発生できるので、様々な惑星探査ミッションが可能になる。但し、月や火星などの地球近傍の天体に対しては化学推進や他の電気推進機を使用する場合と比較してあまりメリットがなく、木星などの遠くの惑星にいくほどメリットが大きくなる。国内の例では、上記のように工学試験探査機「はやぶさ」の主推進システムとして採用された例がある。

2.2.4 海外におけるイオンエンジンの研究開発

荷電粒子を電氣的に加速して推力を得るという電気推進ロケットの概念が考案されたのは、1900 年代初頭であると言われている。「近代ロケットの父」と称される R. H. Goddard は 1906 ~ 1912 年にイオンエンジンの具体的な概念を考案し、それを示したノートが残されている。一方、同じ時期に H. Oberth⁽¹³⁾はその著書のなかで、電気推進について記述している。1945 年、H. Radd は電気推進を用いると推進剤重量を大幅に節約できる事を示した。また、「イオンロケット」という言葉を初めて用いたのも彼である。1952 年に L. Spitzer, Jr. がイオンエンジンの動作原理に関する詳細な物理について示し、1964 年には E. Stuhlinger⁽¹⁴⁾がイオンエンジンの構成要素に関して詳細に研究し、さらにイオンエンジンによる惑星探査の可能性を示唆した⁽¹⁵⁾。

1950 年代後半になるとアメリカでは、軍の研究所の支援により North American 社、General Electric(GE)社、Hughes 社などの民間企業でイオンエンジンの研究開発が組み込まれるようになった。これらの民間会社により、イオンエンジンの動作過程であるイオン生成、イオン加速、イオン中和の物理について詳細にされ、イオン抽出と中和の粒子シミュレーション解析ツールも研究された。1957 年頃から NACA (現在の NASA) の Lewis Research Center の H. Kaufman らがイオンエンジンに関する研究開発に着手し、イオンエンジンの基礎物理からミッションに至るまでを検討すると共に、現在のイオンエンジンの原型となる電子衝撃型イオンエンジン (Kaufman 型) を開発した⁽¹⁶⁾。これらの一連の研究開発により宇宙におけるイオンエンジンの動作実証に向けた機運が高まり、1964 年 NASA Lewis Research Center では、水銀電子衝撃型イオンエンジンを搭載した弾道飛行ロケットによりイオンエンジンの動作試験を行う SERT-I (Space Electric Rocket Test-I) が実施された。SERT-I によりイオンエンジンが宇宙でも地上試験と同等の推進性能が得られること、ビーム中和が問題なく行える事が確認された。1970 年に行われた SERT-1 では、極軌道衛星に 2 機の水銀電子衝撃型イオンエンジンを搭載し、宇宙飛行試験を行った。本試験で使用されたイオンエンジンの累積作動時間はそれぞれ 3,781 時間、2,011 時間であり、推進性能の評価、ビーム中和の評価、衛星のコンタミネーションの評価などを行った⁽¹⁷⁾。一方、米空軍では 1962 ~ 1964 年に弾道飛行によるセシウムイオンエンジンの実証試験を実施している。NASA Goddard Space Flight Center では 1974 年に ATS-6 静止衛星に搭載されたセシウムイオンエンジンを 96 時間運転し、衛星帯電試験などを行った⁽¹⁸⁾。

1980 年代になると、イオンエンジンの推進剤としてそれまでの水銀やセシウムに代わってアルゴンやキセノンなどの希ガスが注目されるようになった。イオンエンジンが静止衛星の南北制御に本格的に用いられるようになったのは 1990 年代中頃の事である。HSC 社 (Hughes Space and Communication) は 13cm 級イオンエンジン XIPS13 (Xenon Ion Propulsion System 13) を搭載した商業衛星バスを開発し、1997 年に PanAmSat 社の PAS-5 衛星に搭載された⁽¹⁹⁾。さらに 13cm 級イオンエンジンが組み込まれた Boeing - 601 系衛星バスが開発され、多くの衛星に実用化されている。その後も 25cm 級イオンエンジン

XIPS25 を搭載された Boeing 702 系衛星バスが開発され、1999 年に打ち上げられた Galaxy-XI などに搭載されている。

イオンエンジンによる惑星間航行を目指して、NASA は 1998 年 10 月に 30cm 級リングカスプ型キセノンイオンエンジン NSTAR (NASA Solar Electric Propulsion Technology Readiness) を主推進システムとする惑星探査機 Deep Space 1 (DS1) を打ち上げた^{(20),(21)}。DS1 は 16,000 時間にわたるイオンエンジンの運用を行い、1999 年には小惑星 Braille とのフライバイを行い、2001 年には Borrelly 彗星とのランデブーに成功した。これに消費したキセノンは 70kg を超えた。DS1 に続く惑星探査計画として木星の衛星を探査する JIMO (Jupiter Icy Moons Orbiter) を 2010 年代に打ち上げる予定であったが⁽²²⁾、2003 年に発生したスペースシャトル「コロンビア」事故などに伴う予算削減により計画が凍結された。

ヨーロッパにおいてイオンエンジンの研究開発に盛んに取り組んだのはイギリス、ドイツ及びイタリアである。イギリスでは、1970 年代より電子衝撃型イオンエンジン UK シリーズを開発した。最初に開発されたのは静止衛星の南北制御への適用を目的とした 10cm キセノン電子衝撃型イオンエンジン UK-10 である⁽²³⁾。その推力レベルは 3.5~24.5mN であり、比推力は約 3,000 秒である。さらに UK-10 の開発成果を踏まえて、深宇宙ミッションの主推進を目的として推力 250mN 級の UK-25 の開発も進められた。

これに対してドイツでは、Giessen University においてイオン源に RF 放電を採用した高周波放電式イオンエンジン RIT-10 を組み込んだ RITA(Radio-frequency Ion Thruster Assembly) シリーズが開発された⁽²⁴⁾。RIT-10 イオンエンジンは、水銀を推進剤とする 10cm 級イオンエンジンであり、1992 年に欧州宇宙機関 ESA の宇宙実験プラットフォーム EURECA-1(European Retrievable Carrier)において 244 時間の累積作動時間を達成している⁽²⁵⁾。また、2001 年に打ち上げられた ARTEMIS(Advanced Relay Technology Mission) 衛星にも南北制御用として、イギリスの電子衝撃型イオンエンジン EITA (Electron Bombardment Ion Thruster Assembly) と共に搭載された。ARTEMIS 衛星は、打ち上げ時にロケットの不具合により静止トランスファー軌道に投入することができなかったため、2002 年に搭載されていたイオンエンジンを用いてスパイラル軌道を航行させることによって衛星を静止軌道に遷移することに成功した⁽²⁶⁾。

なお、イタリアは主に中和器などの電子源の研究開発に取り組んだ。

2.2.5 国内におけるイオンエンジンの研究開発

日本におけるイオンエンジンの研究開発の歩みを大別すると、地上における基礎研究（1962 年～）、宇宙における運用試験（1982 年～）、惑星探査機の主推進への採用（2003 年～）の 3 つの段階をほぼ 20 年ごとに経ている。

日本において最初にイオンエンジンの研究が着手されたのは 1962 年であり、東京大学宇宙航空研究所（現在の ISAS/JAXA）の佐藤浩教授らの研究グループによりセシウム接触電離型イオンエンジンが試作された⁽²⁷⁾。このイオンエンジンは接触電離によるイオン生成⁽²⁸⁾、イオンの静電加速⁽²⁹⁾、イオン中和⁽³⁰⁾に関する基礎的な物理データを取得することを目的とした 3 枚式単孔電極を用いたイオンエンジンである。その推進性能は加速電圧 10kV で推力 0.2mN、比推力 5,200 秒であった⁽³¹⁾。その後、佐藤らのイオンエンジンはホローカソードと加速グリッドを用いた電子衝撃型イオンエンジンに発展している⁽³²⁾。

1970 年頃からは宇宙での運用試験を目指して、科学技術庁航空宇宙技術研究所（NAL、イオンエンジン本体を担当）と工業技術院電子技術総合研究所（ETL、パワーコンディショナーを担当）が共同で 5cm 級水銀電子衝撃型イオンエンジンの研究開発が開始された^{(33),(34)}。約 2 年間に及んでフィラメントを使用した電子衝撃型イオンエンジンを用いた推進性能の評価とその向上、イオンビームの抽出と加速特性の評価、イオン源内部の磁界形状と強度の最適化、放電電圧や圧力による影響の評価等の基礎研究を経て、1972 年度に技術試験衛星 型（ETS ）の搭載実験機器として承認され、その概念設計が進められた。宇宙運用に向けては推進性能の向上、軽量化、高寿命化が課題となり、ホローカソードの開発、長時間運転試験、繰り返し運転などが順次行われた。その後も改良を進めつつ、推力計測、ビーム拡がり角の計測、電磁干渉試験などが行われた⁽³⁵⁾。さらに並行して電力制御装置の試作も進められた。1977 年度にこれらの研究成果は宇宙開発事業団（NASDA）に引き継がれ、ETS - 搭載用イオンエンジン装置の開発がスタートした。推力 2mN、電力 100W、5cm 級水銀電子衝撃型イオンエンジンを 2 台搭載した ETS - （打ち上げ後に「きく 4 号」と命名）は、1982 年 9 月 3 日に種子島宇宙センターから N - ロケットにより高度 1,000km の円軌道に投入された。「きく 4 号」は軌道上において各種運転条件による運転試験、長時間繰り返し試験を行い、182 時間の運転時間と 111 回の on/off 回数を達成し、良好な結果を得た⁽³⁶⁾。

さらに宇宙開発事業団は、静止軌道上での南北制御を目的として 4 台の 15cm 級キセノン電子衝撃型イオンエンジンを搭載した技術試験衛星 型「きく 6 号」、通信放送技術衛星「かけはし」をそれぞれ 1994 年 8 月と 1998 年 2 月に H - ロケットで種子島宇宙センターから打ち上げたが、いずれも静止軌道に到達できなかったのが本来の目的である南北制御は達成できず、楕円軌道上における性能確認試験を実施した。これらの試験はいずれも良好な結果が得られている。2006 年 12 月には南北制御用イオンエンジンを 4 台搭載した技術試験衛星 型「きく 8 号」が H - A ロケットにより打ち上げられた⁽³⁷⁾。これは「きく 6 号」用イオンエンジンの改良型であり、比推力 2,200 秒、単体当りの推力が 20mN 以上の

キセノンを推進剤とするイオンエンジンである。

一方、文部省宇宙科学研究所（ISAS）では 1988 年より科学衛星や惑星探査機の主推進を目的してマイクロ波放電式イオンエンジンの開発に着手した⁽³⁹⁾。実験室モデル「Yoshino」シリーズによりマイクロ波放電式イオン源の性能向上、カーボン/カーボン（C/C）複合材加速グリッドの採用、マイクロ波放電式中和器の開発などにより大幅な推進性能と耐久性の改善に成功した。その研究成果により開発された「 $\mu 10$ 」イオンエンジンは、地上での耐久試験で 18,000 時間を越える耐久性を達成し、これを主推進とする工学試験探査機「はやぶさ」が 2003 年 5 月 9 日に M-V ロケット 5 号機により鹿児島宇宙空間観測所より打ち上げられた。「はやぶさ」は、打ち上げから 1 ヶ月後にイオンエンジンの試運転に成功し、その後イオンエンジン 3 台による定常運用に移行した。2005 年 9 月に「はやぶさ」は、目的地である小惑星「Itokawa」に到達してイオンエンジンによる惑星間航行技術を確立した。打ち上げ後 3 年間における「はやぶさ」のイオンエンジンの累積運用時間は、25,900 時間である。

2.3 マイクロ波放電式イオンエンジン

2.3.1 動作原理

マイクロ波放電式イオンエンジンは 1980 年代に Michigan State University で提案されたが、周波数が 2.45GHz のマイクロ波を使用していたこのイオンエンジンは、その作動に十分なプラズマ密度に達する前にカットオフ周波数にかかってしまうため、イオン生成コストが高く実用レベルとは程遠い性能であった⁽³⁹⁾。また、同時期にカリフォルニア工科大学においても ECR 放電を用いたアークジェット推進機が研究されていた⁽⁴⁰⁾。その後、宇宙科学研究所がマイクロ波放電式イオンエンジンの飛躍的な改良に成功し、工学試験探査機「はやぶさ」への搭載に繋がった。

図 2-5 及び図 2-6 に直流放電式イオンエンジンとマイクロ波放電式イオンエンジンの構成をそれぞれ示す。直流放電式イオンエンジンは 1960 年代に研究開発が進められた標準的な方式のイオンエンジンであり、技術的には完成の域に達していると言ってよい。この方式では、放電室内の主陰極から放出された電子を陽極で加速させる。その際に、放電室内部に注入された推進剤粒子に衝突させることによりプラズマを生成する。主陰極としてはフィラメントを用いることもあるが、現在ではホローカソードを用いることが一般的である。直流放電式では一様な高密度プラズマを得やすいため、優れた推進性能を得やすいことが特長である。一方でホローカソードを用いているため、その構成や取り扱いがやや難しいというデメリットがある。また、エンジンの耐久性もホローカソードの耐久性に大きく依存する。

マイクロ波放電式イオンエンジンの作動原理は、まず内壁に永久磁石トラックを配置した金属容器（イオン源）中に推進剤ガスを注入し、ここにマイクロ波を投入する。これに伴い磁石表面近傍でマイクロ波電界と永久磁石の磁界による電子サイクロトロン共鳴（ECR）放電が生じ、効率良くプラズマが生成される。マイクロ波による無電極プラズマ生成を採用しているため、耐久性に優れている。さらにエンジンの構成も比較的シンプルであるため、信頼性や運用性が優れている。しかし、マイクロ波のカットオフという物理的な制約を受けるので生成プラズマ密度が比較的薄く、さらに一様な密度でプラズマを生成することが難しい。また、発電した直流電力をマイクロ波電力に変換する都合上、電力効率も比較的低い。高電圧を扱うイオンエンジンは各部の高電圧絶縁が重要であるが、直流放電式では加速グリッド間の絶縁と推進剤ガス系を絶縁するガスアイソレータのみでよいが、マイクロ波放電型ではこれらに加えてマイクロ波系を絶縁する DC ブロックが必要である。

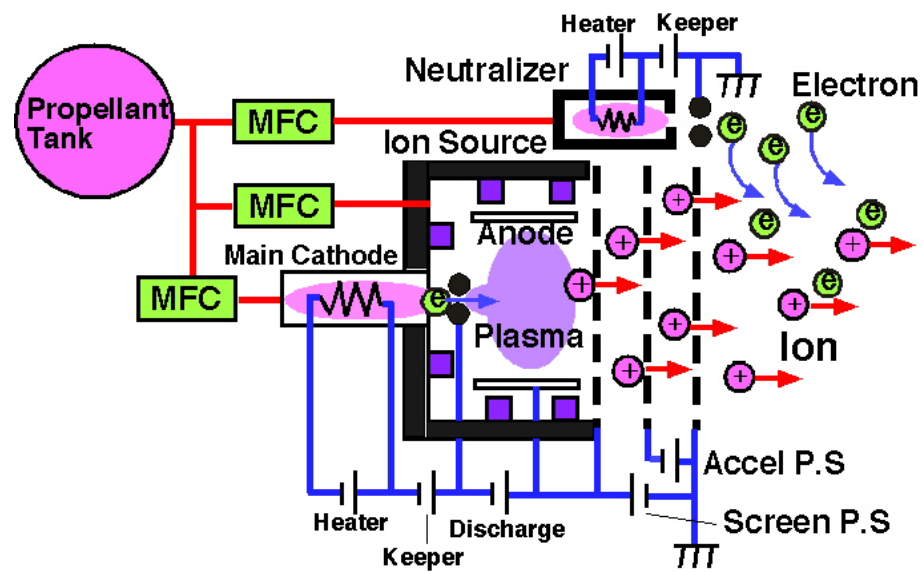


図 2-6 直流放電式イオンエンジン

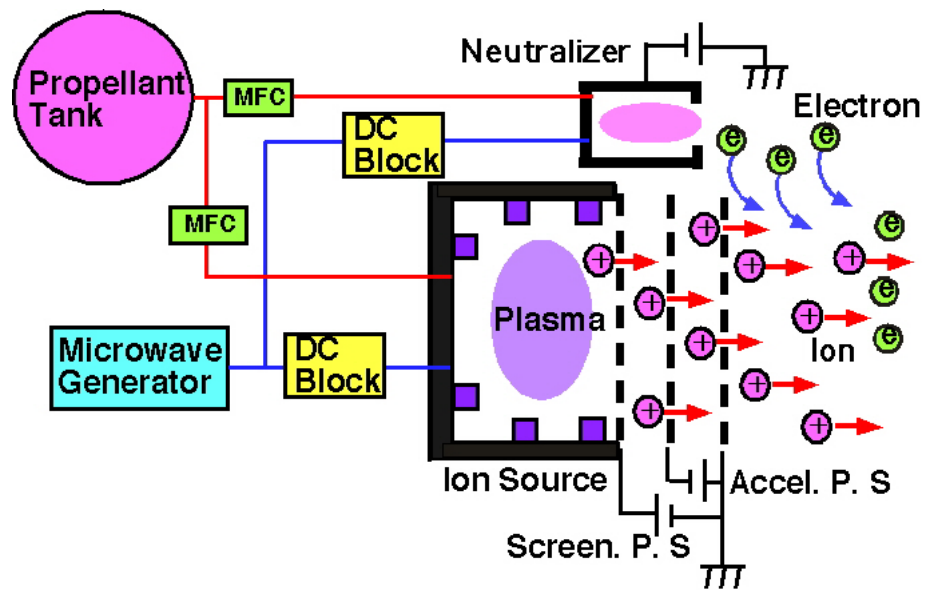


図 2-7 マイクロ波放電式イオンエンジン

2.3.2 小惑星探査機「はやぶさ」

ISAS/JAXA（旧・文部科学省宇宙科学研究所）では、将来の宇宙科学および月・惑星探査ミッションに不可欠な新規技術の宇宙での実証を目的として工学試験ミッション MUSES(Mu Space Engineering Spacecraft)シリーズの開発と運用を進めている。これまでに MUSES-A「ひてん」、MUSES-B「はるか」、MUSES-C「はやぶさ」が軌道に投入されている。

シリーズ3番機となる「はやぶさ」は、小惑星サンプルリターンに必要な イオンエンジンによる惑星間航行、自律航法・誘導技術、サンプル採集機構、再突入カプセルの各技術要素の実証を目的とする工学試験探査機である⁽⁴¹⁾。

「はやぶさ」は、箱型の本体（ $1.0 \times 1.6 \times 2.0\text{m}$ ）の両脇に太陽電池パドル、上部にハイゲインアンテナがそれぞれ設置された構造をしている。本体の下部には、小惑星の岩石試料を採集するサンプラーや着陸時に用いるターゲットマーカーなどが取り付けられている。「はやぶさ」の打上げ時の総重量は約 510kg である。

「はやぶさ」は図 2-8 に示すように 2003 年 5 月 9 日に M-V ロケット 5 号機により打ち上げられ、同年 6 月よりイオンエンジンの運用を本格的に開始した。その後の「はやぶさ」は 2004 年 6 月には地球スウィングバイに成功し、2005 年 9 月に目的地である小惑星「Itokawa」に到着した。到着後 2 ヶ月にわたって「Itokawa」の科学観測を実施し、11 月に 2 回の着陸とサンプル採集を試みた。（着陸には成功したが、サンプル採集の正否は確認できていない。）「はやぶさ」は 2 度の着陸の前後に発生した姿勢制御系の不具合により、「Itokawa」からの離脱が 2007 年春に延期され、これに伴い地球への帰還も 2010 年 6 月に変更された。

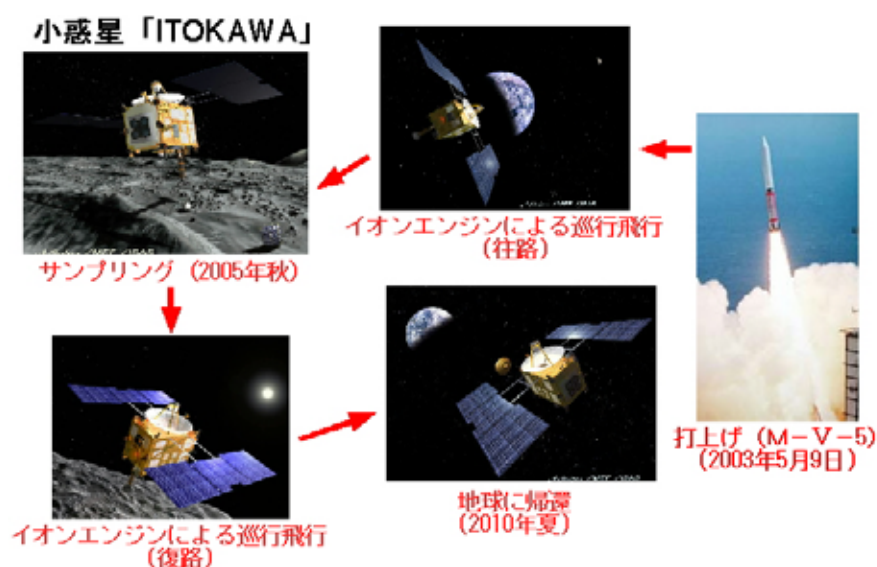


図 2-8 「はやぶさ」の飛行シーケンス（提供：池下章裕氏、JAXA）

2.3.3 「 $\mu 10$ 」イオンエンジン

工学試験探査機「はやぶさ」の主推進システムに用いられたのは、既述のように ISAS/JAXA が開発したマイクロ波放電式イオンエンジン「 $\mu 10$ 」である⁽⁴²⁾。マイクロ波放電式イオンエンジンが、宇宙機に搭載されたのは「はやぶさ」が世界初である。図 2-9、図 2-10 にそれぞれ「はやぶさ」に搭載時の「 $\mu 10$ 」とイオン加速中の様子を示す。

「 $\mu 10$ 」は有効ビーム直径が約 10.5cm であり、推力が 8mN、比推力は 3,180sec のイオンエンジンである。推進剤ガスとしてキセノンを採用し、イオン生成コストは 230W/A、推進剤利用効率は 85% である。1 台当りの消費電力はノミナルで約 350W であり、80~105% の範囲でスロットリングできる。

マイクロ波放電式イオン源は、鉄製容器の内壁に 2 列のサマリウムコバルト系磁石トラックを配置したものであり、イオン源後部には円筒形の整合調整ホーンが接続されている。ホーン後部内面にはアンテナが突き出ており、ここから約 30W 程度のマイクロ波電力を投入する。投入されるマイクロ波の周波数は、カットオフ周波数を引き上げてプラズマの高密度化を図るため、4.2GHz を採用している。イオン源に 2.3sccm の推進剤ガスを注入し、マイクロ波電力を投入すると即座に磁石トラック間で ECR 加熱プラズマが生成される。

イオン源の前方には、イオンを抽出加速する加速グリッドが取り付けられている。「 $\mu 10$ 」の加速グリッドは、カーボン/カーボン(C/C)複合材製の 3 枚式加速グリッドである。C/C 複合材はモリブデンなどと比較してイオンスパッタによる侵食を受け難いだけでなく、熱膨張率が非常に小さいのでモリブデンなどのように皿形成型が不要である。スクリーン、アクセル、ディセルの各グリッドには直径が 3mm、1.8mm、2.5mm の孔がそれぞれ 855 個あけられており、各グリッドの開口率は順に 67%、24%、46% である。各グリッドの間隔はスクリーン・アクセル間が 0.32mm、アクセル・ディセル間が 0.5mm である。イオン加速時には、スクリーンに 1.5kV、アクセルに -350V の電圧を印加して約 140mA のイオンビーム電流を抽出する。なお、ディセルはグランド電位でも支障はないが、できるだけ中和面を上流側に引き寄せてビームの発散を抑制するため中和器と同じ電圧 (- 30V 程度) をバイアスしている。イオン源の脇には加速イオンを中和する中和器が付いている。「 $\mu 10$ 」では中和器もマイクロ波放電化され、10W 程度のマイクロ波電力と 0.5sccm のキセノンで 140mA の電子を放出する。電子電流の放出は、本来はイオンビームと中和器との電位差により自動的に行われるが、「 $\mu 10$ 」では中和器内部のプラズマ密度が比較的低い事と中和器の取り付け位置の都合上、中和器に -30V 程度の電圧を印加している。「 $\mu 10$ 」の「はやぶさ」における要求耐久時間は 1 台当り 16,000 時間であり、これに対処するため 2 度に及ぶ地上耐久試験が実施され、20,000 時間以上の耐久性を有する事が実証されている。

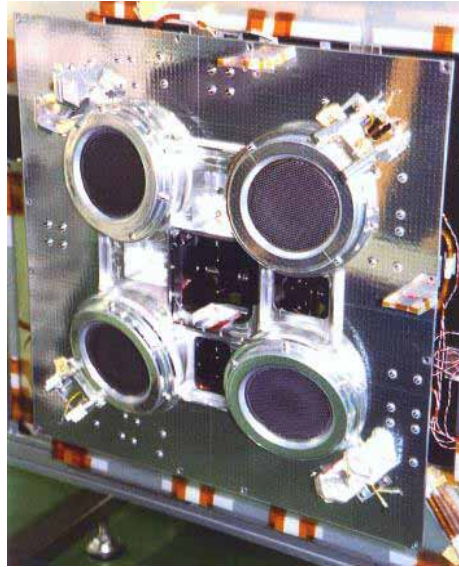


図 2-9 「はやぶさ」に搭載された「 $\mu 10$ 」(提供：JAXA)



図 2-10 イオン加速中の「 $\mu 10$ 」(提供：JAXA)

2.4 イオンエンジンの高比推力化とその動向

2.4.1 高比推力化の物理と技術的課題

イオンエンジンの比推力は、(2-2)式に示したようにイオンの排出速度に比例する。即ちイオンエンジンの高比推力化とは、イオン排出速度を速くする事に他ならない。具体的には加速電圧を上げること、及びイオン質量を軽くすること（推進剤ガスの変更）を指す。以下にその物理と技術的課題について述べる。

（１）推進剤ガスの変更による高比推力化

既述のようにイオンエンジンの比推力を向上させるには、イオン質量（原子量）の軽い推進剤を用いてイオン排気速度を速くすれば良い。この方法では原理的には大幅なエンジンの改修を要することなく、高比推力化が可能である。しかし、電離電圧やイオン質量等の変化によりイオン生成コストの増大、推力の低下などが懸念され、これについて十分に検討しなければならない。

現在、「 $\mu 10$ 」をはじめとする多くのイオンエンジンの推進剤はキセノンが主流となっているが、高比推力化のために推進剤を変更する場合にはその候補としては、以下のガスが挙げられる。

表 2-1 高比推力イオンエンジンの推進剤の候補

推進剤ガス	元素記号	原子量	電離電圧	三重点温度	臨界点温度
水素	H	1.008	13.59eV	13.8K	33.0K
ヘリウム	He	4.003	24.57eV	2.2K	5.20K
酸素	O	15.99	13.60eV	54.4K	154.6K
ネオン	Ne	20.18	21.56eV	24.6K	44.4K
アルゴン	Ar	39.95	15.75eV	83.8K	151K
クリプトン	Kr	83.80	13.99eV	116K	209K
キセノン	Xe	131.3	12.12eV	161K	290K

注）電離電圧は、原子状態での値を示す

ここに挙げた推進剤ガスはいずれも一長一短があり、すべての要求条件を完璧に満たす推進剤ガスは存在しない。質量が最も軽い水素を用いれば原理的には最も高い比推力を達成できるが、推進剤タンクへの充填特性が良くなく、さらに可燃性であるので取扱性の観点からもあまり好ましくない。ヘリウムとネオンは電離電圧が極めて高いので、イオン生成コストの増大が懸念される。酸素は電離断面積が小さいため、ヘリウムなどと同様にイオン生成コストの増大などが懸念され、さらに酸素特有の問題として酸素プラズマは化学的に活性であるため、イオンエンジンの寿命を大幅に短縮させてしまう恐れがある。

希ガスであるアルゴン、クリプトンは有望な候補である。特にクリプトンはキセノンに次ぐ優れた特性を有しており、アメリカにおいても次世代の惑星探査機用高比推力イオンエンジンの推進剤ガスとして想定されている⁽⁴³⁾。アルゴンも特性自体はキセノンやクリプトンに及ばないが、大気中での存在率は約 1%と他のガスと比較して豊富に存在し、これに起因して価格も安価であるので、将来的にはキセノンに代わってイオンエンジンの推進剤の主流になる可能性が高い。イオン生成能力の劣勢についてもエンジン寸法の大型化により、改善されることが報告されている⁽⁴⁴⁾、⁽⁴⁵⁾。

推進剤ガスを変更した場合に懸念される問題として推進剤タンク重量の増大が挙げられる。この場合はエンジンの大幅な改修は推進剤タンクの最低耐久圧力 P は次式で示される。

$$P = \frac{RT}{V} \frac{m_p}{mN_A} \quad (2-11)$$

ここで R は気体定数、 T は絶対温度、 V は推進剤タンクの容量、 m_p は推進剤総重量、 m は推進剤ガス粒子の質量、 N_A はアボガドロ定数($=6.02 \times 10^{23}/\text{mol}$)である。この式に示されるように推進剤タンクの最低耐久圧力は、推進剤ガス粒子の質量に反比例するので、質量の軽いガスを用いるとタンクの要求耐圧が厳しくなる。例えば、クリプトンを使用する場合は推進剤タンクの重量は、キセノンの場合の約 4 倍になる。

(2) イオン加速電圧の増大による高比推力化

イオンエンジンを高比推力化する際に推進剤ガスの変更のみでは限度があり、イオン加速電圧の増大は必須である。ここでは、それに欠かせない高比推力加速グリッドと高電圧絶縁機器について述べる。

最初に高比推力イオンエンジンの加速グリッドについて触れる。高比推力イオンエンジン用加速グリッドは通常のイオンエンジン(比推力が 3,000 秒級)の加速グリッドと比較して、以下のような相違点がある。

- 高加速電圧、低ビーム電流(低パービアンズ設計)
- グリッド間隔が広い(グリッド間の放電防止)
- スクリーン、アクセルグリッドが厚い(シース面保持、電子逆流抑制)
- グリッド孔が大きい(アスペクト比の整合)

高比推力イオンエンジンは、従来の比推力 3,000 秒程度のイオンエンジンより加速電圧が高くなるため、消費電力が増大してしまう。そのため、イオンビーム電流を低く抑える必要がある。比推力化が 3,000 秒オーダーのイオンエンジンの規格化パービアンズはエンジンにもよるが、 $2 \sim 4 \times 10^{-9} \text{ A/V}^{3/2}$ 程度であるのに対して⁽⁴⁶⁾、高比推力イオンエンジンで $0.5 \sim 2 \times 10^{-9} \text{ A/V}^{3/2}$ 程度⁽⁴⁷⁾であり低パービアンズ設計されている。

高比推力イオンエンジンの加速グリッドでは、印加電圧も通常の 10 倍以上になるのでグリッド間での放電を防止するため、スクリーン - アクセルグリッド間隔を広くする必要がある。通常のグリッド間隔は 1mm にも満たないが、高比推力イオンエンジンのグリッド間

隔は数 mm にもなる。スクリーン - アクセルグリッドの間隔が大きいと、イオンの加速距離が長くなる事に伴い、一つのグリッド孔当りのビームレットが隣り合う領域が長くなるため、それらが干渉し合いエンジンに影響を与える。そこで各ビームレットが隣り合う領域を減らすため、高比推力イオンエンジンではスクリーン及びアクセルグリッドの厚さを厚くする。イオン加速電圧が大きい高比推力イオンエンジンは、プラズマシース（イオン抽出面）の厚さも厚くなるため、これを維持する為にもスクリーングリッドを厚くする必要がある。又、スクリーン電圧が大きくなるのに伴い、エンジン下流からの電子逆流も起き易くなるので、これを防止するためアクセルグリッドを厚くする必要性が生じる。さらに各グリッド孔から抽出されるイオン電流値はアスペクト比に依存するが、イオン加速距離が長くなるのに合わせて、スクリーングリッド孔の直径も大きくする。これに伴ってグリッド孔の総数は少なくなる。

続いてイオンエンジン各部の高電圧絶縁に用いる絶縁機器として DC ブロックとガスアイソレータについて述べる。

プラズマ生成にマイクロ波放電を用いるマイクロ波放電式イオンエンジンでは、マイクロ波ラインの絶縁に DC ブロック（DC カッタ）が必要となる。DC ブロックは、直流（低周波）成分とマイクロ波などの高周波成分を分離する高周波機器である。主な用途としてはグラウンドループの排除、サージ電流の遮断、高周波計測時の S/N 比の改善などが挙げられる。図 2-11 に示すようにその構造により同軸型、導波管型およびマイクロストリップ型に分類できる。マイクロストリップ型は IC チップ上への内蔵を対象としたものであり、本研究の対象ではない⁽⁴⁸⁾。一般に市販されている DC ブロックは同軸型 DC ブロックである。この方式は同軸ケーブルと同じく同軸構造の外部導体と内部導体の間が空隙、または誘電体材料で満たされており、ここを高周波成分が反射を繰り返しながら伝播する。図 2-11 に示されるように外部および内部導体は、それぞれ絶縁体フィルムを介してはめ込みで結合される構造となっており、これにより直流分は遮断される。この方式は非常にコンパクトであり、絶縁フィルムが薄いのでマイクロ波挿入損失も低くすることができる。しかし、複雑な構造をしているため、電界集中や放電などが起こりやすく高耐圧化には限度がある。

一方、導波管型 DC ブロックは、二つの導波管の間に絶縁体板を挿入した構造をしている。この方式は構造が極めてシンプルであるため短期間で設計、試作が可能であり、高耐圧化も比較的容易である。しかし、導波管を使用するため、小型軽量化が難しい。

イオン加速中のイオンエンジンは、イオン源全体をスクリーングリッドと同じ電圧でバイアスされる。従って、イオン源へマイクロ波電力を供給するマイクロ波電源に対しての絶縁処置は必須の技術となる。マイクロ波系の絶縁に要求される事はマイクロ波電力を低損失で伝送しつつ、直流高電圧を絶縁することである。

宇宙機は徹底した軽量化が要求されるので、マイクロ波の伝送も導波管ではなく同軸ケーブルを介して行うこと事が理想的である。そのため、イオン源とマイクロ波電源の間に同軸型 DC ブロックを挿入し、イオン源とマイクロ波系の高電圧絶縁を行っている。現在

市販の DC ブロックの耐圧も 3kV 程度であり⁽⁴⁹⁾、数十 kV を超える DC ブロックが開発された例はない。

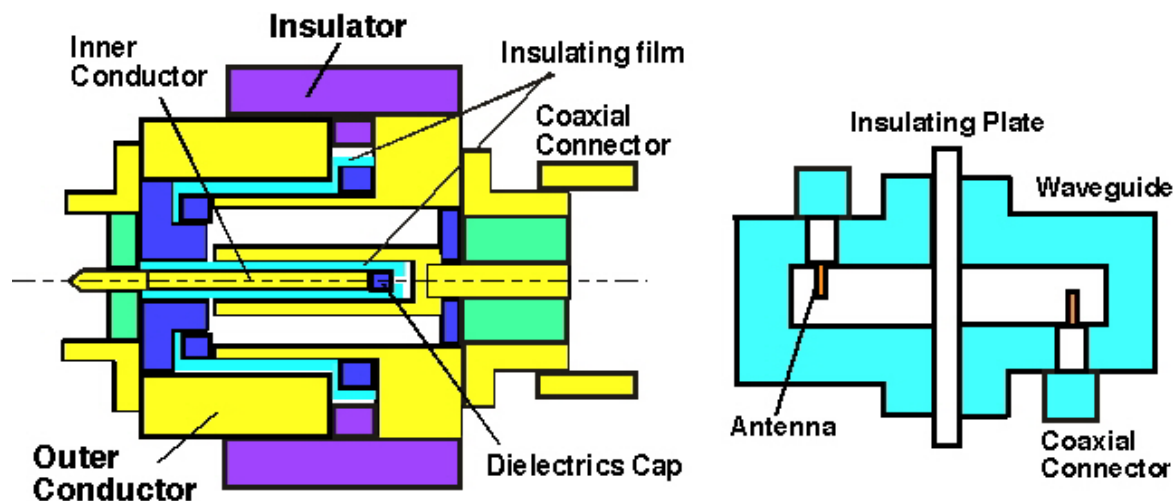


図 2-11 DC ブロック（左：同軸型、右：導波管型）

次に推進剤供給系の絶縁に用いるガスアイソレータ（ガス絶縁器）について記述する。ガスアイソレータは、高電位のイオン源とグランド電位の推進剤タンクとの間の電位差によりガス配管内でのガス放電を抑制する機器である。また、イオン源で生成されたプラズマがガス配管内に逆流することを防止する役目も担う。ガスアイソレータには図 2-12 に示すようにシールドメタル方式⁽⁵⁰⁾、粉末充填方式⁽⁵¹⁾、⁽⁵²⁾、磁場絶縁方式⁽⁵³⁾などの様々な方式が提案、または開発されている。

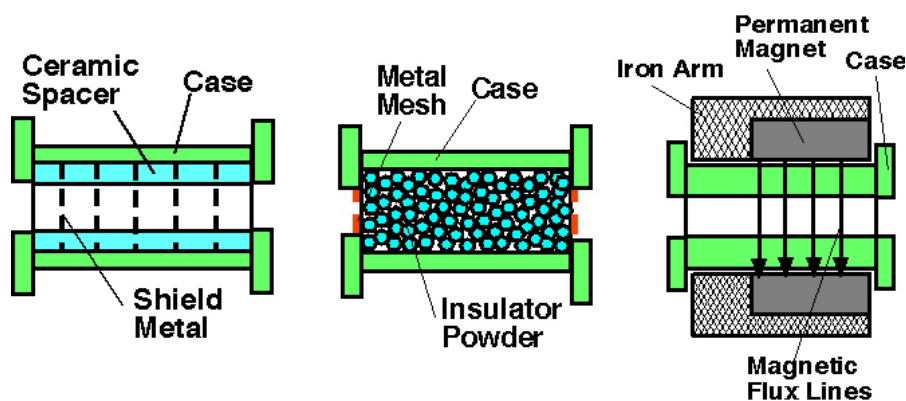


図 2-12 ガスアイソレータ

（シールドメタル方式、粉末充填方式、磁場絶縁方式）

シールドメタル方式は、絶縁体ケース内部にドーナツ状のセラミック製碍子（スペーサ）を介して、シールドメタルと呼ばれる金網を等間隔で配列したものである。金網でガス流路を等間隔に仕切ることにより、各間隔での電界を放電開始電界以下に低下させて放電を

抑制する。

粉末充填方式は、絶縁体ケース内部に粉末や多孔状のセラミックを充填し、その両側を金網で塞いだものである。これにより電子の加速・走行を妨害し、電子の運動エネルギーをガス粒子の電離電圧より低くして放電を抑制する。

磁場絶縁型は、印加電界に対して垂直な磁場を与えたものであり、電子の加速・走行を $E \times B$ ドリフト運動で妨害させて放電を抑制する。

これまでのガスアイソレータはいずれの方式でも電子の加速を物理的または電磁的な手段により妨害し、その運動エネルギーを低下させることにより放電を図っていると言える。

ガスアイソレータにおける絶縁破壊としてはケース材質のバルク破壊、ケース表面での沿面放電、内部でのガス放電が考えられる。このうちバルク破壊については印加電圧やケースの大きさや形状から考えて、起こらないと考えてよい。そのため、懸念すべき放電は沿面放電とガス放電であり、特にガス放電は発生電圧が最も低いので十分な対処が必要である。

ガスアイソレータにおける放電は、図 2-13 に示されるような Paschen の法則に従う低ガス圧放電であり、内部圧力やシールドメタルの粗さや枚数に大きく放電特性が変わる。その為、ガスアイソレータの高耐圧化を図るには改良指針を得るために碍子段数、形状やガス流量などに対する放電電圧特性を知ることが不可欠である。しかし、ガスアイソレータの放電特性に関する報告は世界的にも非常に少なく、国内においても皆無と言ってよい状況であるため、実験的にデータを収集する必要がある。各推進剤自体の放電特性について把握することも重要であるが、キセノンなどの各種ガスの Paschen 曲線は、Schönhuber⁽⁵⁴⁾、Kruithof⁽⁵⁵⁾、Hackam⁽⁵⁶⁾によって報告されている。

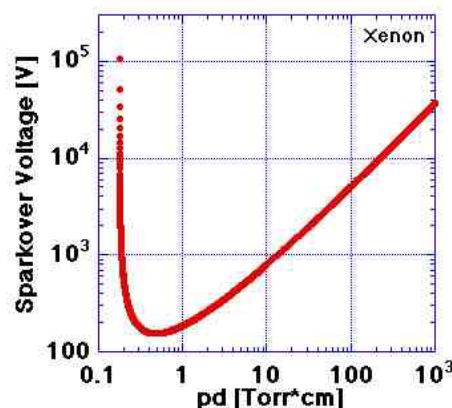


図 2-13 キセノンの Paschen 曲線

2.4.2 高比推力イオンエンジンの研究開発の動向

比推力 10,000 秒級の高比推力イオンエンジンの研究開発が盛んに取り組まれるようになったのは、アメリカの Deep Space 1 や日本の「はやぶさ」がイオンエンジンによる惑星間航行が相次いで実現された 2000 年頃の事である。

イオンエンジンの運用には電源が必要であるが、高い比推力を実現するためにはそれに応じた高い電圧（消費電力）が必要であり、これに伴い電源重量も重くなるので高比推力化に伴う推進剤重量削減のメリットが相殺されてしまう為、次式で近似されるような最適な比推力 Isp_{opt} が存在する⁽⁵⁷⁾。

$$Isp_{opt} = \sqrt{(2\eta_t/\alpha)T} \quad (2-12)$$

ここで α は電源の比重量（単位電力当りの電源を含めた推進システムの重量）、 T はイオンエンジンの作動時間である。この近似式によれば、静止衛星の南北制御のように太陽電池を電源とする地球近傍のミッションでは最適比推力が 3,000 秒程度、同じく太陽電池を用いる惑星探査ミッションでは 5,000 秒以上となる。これまではイオンエンジンの実用化がようやく実現された段階であり、宇宙機で供給できる電力が制限されていると共に静止衛星の南北制御の為に搭載される場合が殆どであるため、比推力が 2,500~3,000 秒の範囲のイオンエンジンが主流となっていた。

しかし、既述のように 1990 年代後半から 2000 年代前半にかけてイオンエンジンによる惑星間航行が実現されると、海王星探査計画、金星サンプリングリターン計画^{(58), (59)}などのこれまで夢物語と思われてきた高度で野心的な惑星探査計画が具体的に検討されるようになった。これらの探査計画を実現するために比推力が 10,000 秒以上、耐久寿命が 3 年以上のイオンエンジンが要求されるようになり、高比推力イオンエンジンの研究開発がアメリカで取り組まれるようになった^{(60), (61)}。アメリカでは NASA/Glenn Research Center (GRC) を中心として、The University of Michigan や Colorado State University などの支援を受けて投入電力レベルが 10~30kW の高比推力イオンエンジンの研究開発を進めている⁽⁶²⁾。GRC で最初に高比推力イオンエンジンの基礎的な技術データ（グリッドオブティクス、絶縁技術）を取得する事を目的として、クリプトンを推進剤とする直径 50cm の高比推力イオンエンジンを試作した⁽⁶³⁾。このイオンエンジンは、ビーム電圧が 13kV で比推力 14,000 秒を達成するものであり、チタン製加速グリッドで 2.3A のイオンビーム電流を抽出し、エンジンの作動に要する総消費電力は 30kW である。その後、NASA で木星氷衛星探査機計画 JIMO(Jupiter Icy Moon Orbiter)が着手され、比推力が 6,000~9,000 秒、推進効率が 65% 以上のイオンエンジンを開発する必要性が生じ、GRC と JPL(Jet Propulsion Laboratory)において高電力イオンエンジン HiPEP(High Power Electric Propulsion)が開発されるようになった^{(64), (65)}。HiPEP は、その形状は 41x91cm の長方形をしており、投入電力 25 kW で比推力 6,000 秒が設計点とされている。HiPEP のイオン源は DC 放電、又はマイクロ波放電のいずれのプラズマ生成方式でも運転が可能であり、約 2A のビーム電流を抽出する。

なお、現在 JIMO はブッシュ政権が発表した新宇宙政策の影響に基づき計画凍結となっている。現在のところ、高比推力イオンエンジンの研究開発に取り組んでいるのはアメリカと日本のみであり、それ以外の国で高比推力イオンエンジンの研究開発の動きはない。

イオンエンジンの高比推力化の重要な技術的課題は、既述のように（１）高比推力加速グリッド、（２）高電圧絶縁技術、（３）軽質量推進剤ガスの適用の３つに要約される。

NASA/GRC では、高比推力イオンエンジン用加速グリッド設計に際しては最適なパーピアンズ設計を求めるために直径 76cm のイオン源にパーピアンズ設計が異なる 3 種類の NSTAR 用加速グリッドを取り付けて、イオン加速を行った。その結果を踏まえて 50cm 径のフルスケールの加速グリッドを試作している。又、Wilbur ら⁽⁶⁶⁾は 19 孔グリッドを用いてスクリーンやアクセルグリッド厚さ、間隔および孔径がイオン光学特性や電子逆流特性に与える影響を実験的に調べている。又、その結果を Nakayama ら⁽⁶⁷⁾が開発した“igx”コードによる数値計算の結果と比較すると共に、それらの結果からアクセルグリッドの耐久寿命を予測している。また、Nakayama ら⁽⁶⁸⁾もフィラメント式直流放電式イオンエンジンに C/C 複合材製 7 孔加速グリッドを取り付けて、加速電圧 8~13kV の範囲でイオン加速を行い、同様のデータを取得している。但し、Wilbur らは 2 枚式加速グリッドを用いているのに対して Nakayama らは 3 枚式グリッドを用いており、ディセルグリッドの設計についても述べている。一方、Williams ら⁽⁶⁹⁾は HiPEP 用加速グリッドのイオン光学特性、電子逆流特性およびビームプロファイルやビーム発散などのビーム計測について報告している。なお、高比推力イオンエンジン用加速グリッドの材質としては、長寿命化を図るためチタンやグラファイトを用いている事が多い。

次に絶縁機器の研究開発の動向について述べる。高比推力イオンエンジン用の絶縁機器としてはガスアイソレータが不可欠であり、マイクロ波放電式イオンエンジンではさらに DC ブロックが必要である。高比推力イオンエンジンを対象としたガスアイソレータに関するものとしていくつかの文献が報告されている。NASA/GRC では JIMO 用イオンエンジンのためにアルミナ粉末を使用した粉末充填方式ガスアイソレータが開発されている⁽⁵²⁾。その絶縁性能については第 5 章で述べるのでここでは割愛するが、充填するアルミナ粒子の粒径などが与える放電電圧への特性についてデータを取得し、それを踏まえて 2 種類のガスアイソレータを試作し、その性能評価を行っている。一方、Hart ら⁽⁷⁰⁾はキセノン流量 80sccm までの範囲で耐電圧 10kV のシールドメタル方式ガスアイソレータを設計するため、シールドメタルの枚数（段数）やキセノン流量による放電特性への影響について報告している。国内ではガスアイソレータに関する文献自体がほとんどない状態であり、高比推力イオンエンジン用ガスアイソレータに関しては中山⁽⁶⁸⁾が報告しているのみである。高比推力イオンエンジンの場合はガス推進剤配管中の電子は 10kV を超える高い電圧で加速されるため、このような場合は磁場絶縁によって放電を抑制するには永久磁石では実現できないレベルの高い磁場が要求されるので、高比推力イオンエンジン用ガスアイソレータとしてはシールドメタル方式か、粉末充填方式のいずれが採用されている。

現在研究されている高比推力イオンエンジンは電子衝撃型を採用している場合が多く、その場合は DC ブロックを必要としない。そのため、高比推力イオンエンジン用の高耐圧 DC ブロックに関する報告が皆無と言ってよい。NASA の HiPEP でもマイクロ波放電で動作させる際には DC ブロックを使用しているが、その詳細については報告されていない。そもそも耐電圧が 10kV を超える DC ブロックに対する需要がないため、イオンエンジン用に限らず 10kV を超える高耐圧 DC ブロックの開発例はない。

最後に推進剤による高比推力化に関する動向について述べる。アメリカの高比推力イオンエンジンでは多くの場合でクリプトンを用いている事が多く、それ以外ではキセノンを用いている。国内ではすべてキセノンを用いており、クリプトンやアルゴンをを用いている例はない。Nakamura ら⁽⁷¹⁾は特にイオンエンジンの高比推力化を図るためではないが、5cm 級電子衝撃型イオンエンジンを用いて推進剤ガスとしてそれぞれキセノン、クリプトン、アルゴンを使用した場合の放電特性や推進性能を評価している。その結果、最高の推進剤利用効率及び比推力がそれぞれ 60%、3,730 秒(アルゴン)、75%、3,200 秒(クリプトン)、80%、2,920 秒(キセノン)となり、開口率の大きいスクリーングリッドを用いるとさらに改善される事を報告している。さらに各推進剤ガスをを用いた場合のシステム重量を解析し、補助推進系としてはキセノンが、主推進系としてはアルゴンが有利であると述べている。

2.5 本研究の位置づけと目標

高比推力イオンエンジンの研究の動向は前節で述べたとおりであり、高比推力化はイオンエンジンの研究開発のトレンドの一つである。これまでの国内におけるイオンエンジンの研究開発の流れを見ると3つのフェーズを経てきている事を述べたが、これに続く4つ目のフェーズが早ければ2010年代に到来することが予想される。それはイオンエンジンの本来の実力が発揮できる10,000秒級の高比推力イオンエンジンによる惑星間航行の実現である。本研究は、その4つ目のフェーズを“キックオフ”するものと位置づける。実際の惑星間航行に供するに値する実用的な高比推力イオンエンジンの設計・開発の際に基盤となる工学データおよびそれに基づく設計指針は、前節に示したようにアメリカにおいては十分に取得されているが、日本では皆無に等しい。比推力が10,000秒を超えるイオンエンジン自体は試作された例はあるが、これはイオンエンジンの動作原理の物理的な解明を目的とした学術研究であり、実際の宇宙機に搭載できる実用的な高比推力イオンエンジンの研究例はない。そこで本研究では国内における10,000級高比推力イオンエンジンの研究開発の基盤となる基礎的な工学データと設計指針を提供する。そのため、本研究は純粋な学術研究ではなく、開発研究的な性格を併せ持つ。

本研究による成果は航空宇宙工学の発展に寄与するだけでなく、国産技術による木星や土星などの外惑星探査への道を拓くものであり、惑星科学の進展にも貢献できると期待される。また、本研究の過程で得られた成果は半導体デバイス製造用のプラズマ源、またはプラズマ反応炉、高電圧機器の絶縁技術に応用できる事が期待され、我々の身近な産業分野にも役立つものと思われる。

本研究のもう一つの特色は、マイクロ波放電式イオンエンジンに対する高比推力化を対象としていることである。これまで研究されてきた高比推力イオンエンジンは最も一般的な方式である電子衝撃（直流放電）型イオンエンジンであるが、最近ではNASA/GRCで研究開発が進められているHiPEPイオンエンジンでマイクロ波放電式を採用する方向にある。その理由はマイクロ波放電式イオンエンジンが持つ長寿命、高信頼性という利点に加えて以下に述べる2つの利点があるためである。

一つ目は、図2-6に示したよう直流放電型イオンエンジンはプラズマ（イオン）生成用電源とイオン加速用電源の電位基準が同じであるため、プラズマ生成用電源やイオン加速用電源の駆動電源に対しても絶縁処置を施す必要があり、システム構成が複雑になってしまい、それに伴い信頼性が低下する。マイクロ波放電式の場合は、加速電源から独立したマイクロ波電源でプラズマを生成するため、絶縁が容易である。

二つ目の利点は、消費電力におけるイオン生成コストとビーム電圧の依存性に関する点である。イオンエンジンの消費電力 P は、イオン生成に要する電力 P_d とイオン加速に要する電力 P_j の和で示される。すなわち、次式のとおりである。

$$P = P_d + P_j = j_b(C_i + V_b) \quad (2-13)$$

(2-13)式に示されるように消費電力はイオン生成コストとイオン加速電圧に依存する。マイクロ波放電式イオンエンジンは、直流放電式イオンエンジンと比べてイオン生成コストが劣ってしまうが、高比推力化のためにイオン加速電圧を高くするとイオン生成コストの依存性は小さくなり、イオン生成コストの劣勢を払拭できる。むしろ、その耐久性や運用性が重視され、優れた高比推力推進システムとなることが期待できる。

さらにマイクロ波放電式イオンエンジンを高比推力化させる場合、電子衝撃型イオンエンジンの場合と比較して以下のような相違事項または技術的課題があり、非常に興味深い。

- 加速グリッドに関する事項
低密度プラズマからのイオン抽出（マイクロ波のカットオフの影響）
プラズマ生成の不均一性（グリッド孔ごとに最適パービアンス値が異なる）
- 高電圧絶縁機器に関する事項
DC ブロックの高耐圧化

本研究では、グリッドオプティクスについてはこれまでの研究と同様に高比推力加速グリッドのパービアンス特性、電子逆流特性の取得を行った。さらに、これまでの高比推力加速グリッドは実験データや経験的知見に基づき設計されてきたが、本研究では数値計算による簡易グリッド設計を確立するために中山が開発した“igx”コードによる最適 NP/H 領域と実験結果の比較を行った。なお、本研究では数値計算は中山が、実験は筆者がそれぞれ担当した。

本研究では、各種絶縁機器の絶縁特性を大幅に向上させるために高耐圧 DC ブロックと高耐圧ガスアイソレータという 2 つのブレークスルーを達成する必要があった。本研究ではそれらの原型モデルを試作し、その絶縁能力を実証する。

地上実験のみであれば、マイクロ波伝送は導波管伝送で良いので DC ブロックは不要であるが、本研究では宇宙機への搭載を見据えているので、同軸ケーブルによるマイクロ波伝送が前提となり DC ブロックの高耐圧化が必要となった。耐電圧が数十 kV の DC ブロックの開発例は世界的にもなく、本研究が初めてである。

ガスアイソレータについては、高比推力イオンエンジン用として高耐圧化が容易な粉末充填方式が採用される事が多いが、本研究で対象とするような注入ガス流量が少ない場合は適さない事が予想され、シールドメタル方式で耐電圧 30kV の目標を達成するというブレークスルーが要求された。このような高い絶縁性能を誇るシールドメタル方式のガスアイソレータを開発された例はない。

最後に本研究で目標とする性能諸元を表 2-2 に示す。ここで設定した目標性能は、ISAS/JAXA で提案されているソーラー電力セイル探査ミッションへの搭載を想定している。本研究で試作する高比推力イオンエンジン（以下、 $\mu 10\text{Hisp}$ という）は「 $\mu 10$ 」と同じイオン源と中和器を用いることを前提とする。従って、イオン源および中和器の作動に必要なマイクロ波電力並びに推進剤流量は「 $\mu 10$ 」と同じである。搭載が想定されるミッションからの要請から目標とする比推力は 10,000 秒となり、これに必要な加速電圧は、

15kV である。加速電圧の増大に伴い推力は 3 倍に向上する。イオン源の運転条件が同一であるためイオン生成コスト、推進剤利用効率は同じである。

表 2-2 性能諸元

項目	μ 10HIsp (目標値)	μ 10 (参考)
加速電圧 [kV]	15	1.5
マイクロ波電力 [W]	32	32
推進剤流量 [sccm]	2.85	2.85
ビーム電流 [mA]	140	140
推力 [mN]	27	8
比推力 [sec]	10,000	3,180
推進剤利用効率 [%]	85	85
イオン生成コスト[W/A]	230	230
総消費電力[W]	2,500	350
推進効率 [%]	85	67

(参考文献)

- (1) 栗木恭一、荒川義博 [編] : 電気推進ロケット入門、東京大学出版会 (2003)
- (2) 鈴木寛、三好孝一、吉川孝雄 : DC アークジェット・システムの研究、宇宙輸送シンポジウム (昭和 61 年度) 宇宙科学研究所、pp.155-157 (1986)
- (3) 田原弘一、吉川孝雄 : MPD 推進機の性能特性と内部物理現象、日本航空宇宙学会誌、Vol.46、No.530、pp.132-137 (1998)
- (4) 荒川義博、小紫公也、平川美晴 : ホール推進機、日本航空宇宙学会誌、Vol.46、No.530、pp.146-153 (1998)
- (5) 北村正治、志野雅美、高野英明 : イオンエンジンの推進剤としてキセノンに関する検討、宇宙輸送シンポジウム (平成 2 年度) 宇宙科学研究所、pp.300-303 (1990)
- (6) 北村正治、山口静 : C/C 複合材によるイオン加速電極の製作に関する検討および試加工、宇宙輸送シンポジウム (平成 5 年度) 宇宙科学研究所、pp.210-213 (1993)
- (7) Funaki, I., Kuninaka, H., Toki, K., Shimizu, Y., Nishiyama, K., Horiuchi, Y : Verification tests of carbon-carbon composite grids for microwave discharge ion thruster, *Journal of Propulsion and Power*, Vol.18, No.1, pp.169-175 (2002)
- (8) Kuafman, H. R. : Technology of Electron Bombardment Ion Thruster, *Advances in Electronics and Electron Physics*, Vol.36, Academic Press, Inc., New York, pp.265-373 (1974)
- (9) 高真新一、吉田英樹、河内宏道、宮崎大輔、佐藤毅志 : ホローカソード、宇宙輸送シンポジウム (平成 2 年度) 宇宙科学研究所、pp.313-318 (1990)
- (1 0) Funaki, I. Satori, S. Kuninaka, H. : Low-power microwave electron source for ion engine neutralizer, *Japanese Journal of Applied Physics Part1*, Vol.37, No.7, pp.4228-4229 (1998)
- (1 1) 梶原堅一、長野寛、西田英司、後藤祥史、河内宏道 : 技術試験衛星 型 (ETS-) イオンエンジン装置の開発、日本航空宇宙学会誌、Vol.46、No.530、pp.168 174 (1998)
- (1 2) 佐々木雅範、滝口太、西田英司、赤井公積、河内宏道、内堀康弘 : 通信放送技術衛星イオンエンジン系の開発、第 40 回宇宙科学技術連合講演会講演集、日本航空宇宙学会、pp.387 388 (1996)
- (1 3) Oberth, H. : *Man into Space*, Harper & Row, Publishers, Incorporated, New York (1957)
- (1 4) Stuhlinger, E. : *Ion Propulsion for Space Flight*, McGraw-Hill, New York (1964)
- (1 5) Stuhlinger, E. : Flight Path of an Electrically Propelled Space Ship, *Jet*

- Propulsion*, Vol.2, No.4, pp.410-414 (1957)
- (1 6) Kaufman, H. R. : AN ION ROCKET WITH AN ELECTRON-BOMBARDMENT ION SOURCE, *NASA TECHNICAL NOTE D-585*, NASA (1961)
- (1 7) Childs, J. H, Cybulski, R. J. : SERT and electric propulsion systems, *Astronautical and Aerospace Engineering*, May, pp.112-116 (1963)
- (1 8) Worlock, R. M., James, E. L., Hunter, R. E., Bartlett, R. O. : ATS-6 cesium bombardment engine north-south station keeping experiment, *IEEE Transaction on Aerospace and Electronics Systems*, Vol. AES-11, No.6, pp.1176-1184 (1975)
- (1 9) Beattie, J. R., Matossian, J. N., Robson, R. R. : Status of xenon ion propulsion technology, *Journal of Propulsion and Power*, Vol.6, No.2, March-April, pp.145-150 (1990)
- (2 0) Brophy, J. R. : NASA's Deep Space 1 ion engine (plenary), *REVIEW OF SCIENTIFIC INSTRUMENTS*, Vol.73, No.2, pp.1071-1078 (2002)
- (2 1) Marcucci, M.C., Polk, J. E. : NSTAR Xenon Ion Thruster on Deep Space 1: Ground and tests (invited), *REVIEW OF SCIENTIFIC INSTRUMENTS*, Vol.71, No.3, pp.1389-1400 (2000)
- (2 2) Oleson, S. R. : Electric Propulsion Technology Development for the Jupiter Icy Moons Orbiter, *Space 2004 Conference and Exhibit*, pp.1-16 (2004)
- (2 3) Fearn, D. G., Martin, A. R., Bond, A. : THE DEVELOPMENT OF THE UK-10 AND UK-25 ION THRUSTER SYSTEMS, *Acta Astronautica*, Vol.19, No.3, pp.215-227 (1989)
- (2 4) Bassner, H., Krülle, G., Zeyfang, E. : Development status and application of the electric propulsion system RIT-10 used for station-keeping, *Acta Astronautica*, Vol.7, pp.1143-1161 (1980)
- (2 5) Bassner, H., Berg, H. P., Kukies, R., Müller, H. : Flight Test Results of the RITA Experiment on EURECA, IEPC-93-102, *Proceeding of the 23rd International Electric Propulsion Conference*, Vol.2, pp.950-955 (1993)
- (2 6) Killinger, R., Kukies, R., Notarantonio, A., Amorosi, L., ARTEMIS: Ion Propulsion – Satellite Interactions, AIAA-2005-3670, *41st AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*, (2005)
- (2 7) 中丸邦男、竜治英、中村嘉宏、佐藤浩：セシウム・イオン・エンジンの地上研究、航空宇宙学会誌、Vol.16、No.177、pp.358-363 (1968)
- (2 8) 佐藤浩、中村嘉宏、中丸邦男：セシウム・イオン・エンジン、宇宙技術講演会講演集、pp.35-38 (1966)
- (2 9) 中村嘉宏：セシウムイオンの加速、宇宙技術講演会講演集、pp.39-42 (1966)

- (3 0) 中丸邦男：イオンビームの中和、宇宙技術講演会講演集、pp.43-45 (1966)
- (3 1) Sato, H. : RESEARCH ACTIVITIES ON ELECTRIC PROPULSION IN JAPAN, *Proceeding of 18th International Astronautical Congress*, pp.165-177 (1967)
- (3 2) Kuriki, K. : Electric Propulsion Work in Japan, *AIAA INTERNATIONAL ELECTRIC PROPULSION CONFERENCE*, Key Biscayne, Florida, November 14-17, 1976, pp.1-7 (1976)
- (3 3) 工藤功、村上寛、後関章一、中山勝矢：電子衝撃型イオンエンジンの研究 (1) 試作一号機に関する実験、日本航空宇宙学会誌、Vol.19、No.205、pp.43-52 (1971)
- (3 4) 中村嘉宏、東久雄、宮崎勝弘：電子衝撃型水銀イオンエンジンの研究、航空宇宙技術研究所報告、TR-326、科学技術庁航空宇宙技術研究所 (1973)
- (3 5) 技術試験衛星 型イオンエンジン装置開発成果報告書、宇宙開発事業団、航空宇宙技術研究所、電子技術総合研究所 (1983)
- (3 6) Kitamura, S., Tabata, J. : Review of engineering test satellite- ion engine project, *JSASS/AIAA/DGLR/ 17th International Electric Propulsion Conference (IEPC)*, 28 May-2 June, Tokyo, pp.92-102 (1984)
- (3 7) Ozaki, T., Kasai, Y., Gotoh, Y., Nishida, E., Kajiwar, K., Itoh, Y. : Development status of xenon ion engine subsystem for ETS- , *21st AIAA International Communication Satellite Systems Conference (ICSSC) and Exhibit*, pp.15-19 (2003)
- (3 8) 國中均：無電極マイクロ波放電式イオンスラスタの研究・開発：日本航空宇宙学会誌、Vol.46、No.530、pp.174-180 (1998)
- (3 9) Dahimene, M., Mahoney, L., Asmussen, J. : AN ELECTRON CYCLOTRON RESONANT MULTICUSP MAGNETIC FIELD MICROWAVE PLASMA SOURCE FOR ELECTRIC PROPULSION, *AIAA-87-1015, 19th AIAA/DRLR/JSASS International Electric Propulsion Conference* (1987)
- (4 0) Sercel, J. C., Fitzgerald, D. J : ECR Plasma Thruster Research: Preliminary Theory and Experiments, *AIAA-89-2379, AIAA/ASME/SAE/ASEE 25th Joint Propulsion Conference* (1989)
- (4 1) Kawaguchi, J., Fujiwara, A., Uesugi, T : The ion engines cruise operation and the earth swingby of “HAYABUSA” (Muses-C), *Space Technology*, Vol.25, No.2, pp105-115 (2005)
- (4 2) Kuninaka, H., Shimizu, Y., Yamada, T., Funaki, I, Nishiyama, K. : Flight Report during Two Years on HAYABASA Explorer Propelled by Microwave Discharge Ion Engines, *AIAA-2005-3673, 41st AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit* (2005)
- (4 3) Dunning, J. W., Jr., Hamley, J. A., Jankovsky, R. S. : An Overview of Electric

- Propulsion Activities at NASA, AIAA-2004-3328, 40th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit (2004)
- (4 4) 中村嘉宏、東久雄、北村正治、宮崎勝弘：希ガスを用いたイオン推進システム、宇宙輸送シンポジウム(昭和57年度) 宇宙科学研究所、pp.313-320 (1982)
 - (4 5) 大川恭志、北村正治：大規模輸送を想定したイオンエンジンの推進剤選択、宇宙輸送シンポジウム(平成14年度) 宇宙科学研究所、pp.356-359 (2003)
 - (4 6) Aston, G., Kaufman, H. R. : Ion Beam Divergence Characteristics of Three-Grid Accelerator Systems, *AIAA JOURNAL*, Vol.17, No.1, pp.64-70 (1979)
 - (4 7) Nakayama, Y., Hayashi, H., Cho, M., Funaki, I., Kuninaka, H. : Feasibility Study on High Specific Impulse Ion Thruster with C/C Grid System, IEPC-2005-233, *Proceedings of the 29th International Electric Propulsion Conference*, (2005)
 - (4 8) Koscica, T.E. : Microwave Quarter-Wave High Voltage DC Block, *IEEE TRANSACTIONS ON MICROWAVE THEORY AND TECHNIQUES*, Vol.41, No.1, pp.162-164 (1993)
 - (4 9) Aeroflex/Inmet 社 ホ ー ム ペ ー ジ : <http://www.inmetcorp.com/PDFILES/8550.pdf>
 - (5 0) 早川幸男、北村正治、宮崎勝弘：カスプ磁場型キセノンイオンエンジンの設計論、航空宇宙技術研究所資料、No.751 (1999)
 - (5 1) Pye, J. W. : A gas-phase high-voltage electrical isolator with controlled breakdown, *Journal of Physics. E, Scientific Instruments*, Vol.11, pp.825-829 (1978)
 - (5 2) Banks, B. A., Gaier, J. R., Hung, C. C., Walters, P. A., Sechkar, E., Panko, S., Karniotis, C. A. : Ultra High Voltage Propellant Isolators and Insulators for JIMO Ion Thrusters, JPC-2004-3815, 40th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit (JPC) (2005)
 - (5 3) Forster, J. E. : Transverse magnetic field propellant isolator, *REVIEW OF SCIENTIFIC INSTRUMENTS*, Vol.71, No.10, pp.3684-3688 (2000)
 - (5 4) Schönhuber, M. J. : Breakdown of Gases Below Paschen Minimum: Basic Design Data of High-Voltage Equipment, *IEEE TRANSACTION ON POWER APARATURE AND SYSTEMS*, Vol. PAS-88, No.2, pp.100-107 (1969)
 - (5 5) Kruithof, A. A. : Townsend's Ionization Coefficients for Neon, Argon, Krypton and Xenon, *Physica*, Vol.7, No.6, pp.541-539 (1940)
 - (5 6) Hackman, R. : Total secondary ionization coefficients and breakdown potentials of monatomic gases between mild steel coaxial cylinders, *Journal of Physics B (ATOM. MOLEC. PHYS.)*, Vol.2, pp.201-215 (1969)
 - (5 7) 荒川義博：未来宇宙機のエンジンの展望、日本航空宇宙学会誌、Vol.40,

No.459, pp.248-251 (1992)

- (5 8) Gershman, R., Manager : Planetary Advanced Missions, *ESS Technology Requirements*, Jet propulsion Laboratory, (1999)
- (5 9) Anon : Integrated In-Space Transportation Planning, *Summary of Process and Technology Prioritization*, NASA Marshall Space Flight Center, (2001)
- (6 0) Dunning, J. W., Jr., Benson, S., Olsen, S. : NASA' s Electric Propulsion Program, *41st AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit* (2005)
- (6 1) Patterson, M. J., Forster, J. E., Haag, T., Pinero, L., Rawlin, V. K., Soulas, G. C., Doehne, S. : Next-Generation 5/10kW Ion Propulsion Development Status, EPC-01-089, *Proceedings of the 27th International Electric Propulsion Conference*, (2001)
- (6 2) Patterson, M. J., Domonkos, M. T., Forster, J. E., Haag, T. W., Mantenieks, M. A., Pinero, L. R., Rawlin, V. K., Soulas, G. C., Sovey, J.S. : Ion Propulsion Development Activities at the NASA Glenn Research Center, IEPC-01-088, *Proceedings of the 27th International Electric Propulsion Conference*, (2001)
- (6 3) Rawlin, V. K., Williams, G. J., Pinero, L.R., Roman, R. F. : Status of Ion Engine Development for High Power, High Specific Impulse Missions, IEPC-01-096, *Proceedings of the 27th International Electric Propulsion Conference*, (2001)
- (6 4) Forster, J. E., Haag, T., Patterson, M. J., Williams, G. J., Jr., Sovey, J. S., Carpenter, C., Kamhawi. H., Malone, S., Elliot, F. : The High Power Electric Propulsion (HiPEP) Ion Thruster, NASA/TM-2004-213194, (2004)
- (6 5) Forster, J. E., Kamhawi. H., Haag, T., Carpenter, C., Williams, G. J. : High Power ECR Ion Thruster Discharge Characteristics, IEPC-205-272, *Proceedings of the 29th International Electric Propulsion Conference*, (2005)
- (6 6) Wilbur, P. J., Miller, J., Farnell, C., Rawlin, V. K. : A Study of High Specific Impulse Ion Thruster Optics, IEPC-01-098, *Proceedings of the 27th International Electric Propulsion Conference*, (2001)
- (6 7) Nakayama, Y., Wilbur, P. J. : Numerical Simulation of High Specific Impulse Ion Thruster Optics, IEPC-01-99, *Proceedings of the 27th International Electric Propulsion Conference*, (2001)
- (6 8) 中山宜典、船木一幸、國中均 : 高比推力イオンエンジンの作動実験、宇宙輸送シンポジウム(平成 16 年度) 宇宙航空研究開発機構、pp.213-216 (2005)
- (6 9) Williams, Jr., George. J., Sovey, J. S., Haag, T. W. : Performance Characteristics of HiPEP Ion Thruster Ion Optics, AIAA-2004-3627, *40th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit* (2004)
- (7 0) Hart, S. L., Tighe, W., Pearce, C. : Investigation and Development of a High

Voltage Propellant Isolator for Ion Thruster, IEPC-2005-316, *Proceedings of the 29th International Electric Propulsion Conference*, (2005)

- (7 1) Nakamura, Y., Miyazaki, K., Suzuki, E. : Operations and Performance of 5cm Diameter Ion Thruster by Using Inert Gases, AIAA-82-1924, *AIAA/JSASS/DGLR 16th Joint Propulsion Conference & Exhibit* (1989)

第 3 章 推進剤ガスによる高比推力化 に関する検討

- 3.1 実験方法
- 3.2 実験結果
- 3.3 検討考察
- 3.4 宇宙プラズマ環境シミュレータ用プラズマ源への応用

第3章 推進剤ガスによる高比推力化に関する検討

3.1 実験方法

第2章で高比推力イオンエンジンの推進剤ガスの候補を挙げたが、その中から本研究ではアルゴンと酸素に注目して、それらの推進剤ガスがイオンエンジンの作動特性に与える効果について検討する事にした。

希ガスであるアルゴンは、電離特性はキセノンやクリプトンに及ばないが、大気中での存在率は約1%もあり、他のガスと比較して豊富に存在するので安価であるため、将来的にはキセノンに代わってイオンエンジンの推進剤の主流になる可能性が高い。電離特性に伴うイオン生成能力の劣勢についてもエンジン寸法の大型化により、改善されることが報告されている⁽¹⁾⁽²⁾。

酸素は電離特性の劣勢や酸化による劣化の問題が懸念されるが、大気中や電離層大気及び月面の表土に多量に含まれており⁽³⁾、これをイオンエンジンの推進剤として用いる事ができれば、極めて効率的な宇宙輸送システムを構築できる事が期待される。実際に電離層プラズマ中の原子状酸素を推進剤として利用する大気吸い込み式イオンエンジンが西山によって提案されている⁽⁴⁾。特に本研究において対象とするマイクロ波放電式イオンエンジンは無電極放電によるプラズマ生成を可能であるので、酸素を推進剤ガスとすることも可能である。さらに推進器以外にも、電離層プラズマ環境シミュレータとしても利用することができるであろう。既に田原らはECR放電を用いた電離層プラズマ環境シミュレータを開発している⁽⁵⁾。このように酸素を推進剤に用いることは困難な点もあるが、上記の背景を考慮すると工学的な意義が十分にあると思われる。

そこで本研究では推進剤としてアルゴン及び酸素を用いた場合のイオン源のプラズマ生成に与える影響について評価するために、以下に示すような実験を行った⁽⁶⁾⁽⁷⁾。本来なら実際にマイクロ波放電式イオンエンジンに上記の推進剤ガスを導入して作動させて、それらの推進性能を比較すれば良いが、本研究ではマイクロ波放電式イオンエンジンの構成要素の一つであるマイクロ波放電式中和器の電子電流の抽出特性から推進剤ガスによる影響を評価した。その理由は酸素による作動の際にイオンエンジンが酸化・損傷される恐れがあり、そのリスクを低減させるためとプラズマ生成能力の評価のためにイオン加速は必須条件ではないと判断される為である。また、イオンエンジンの作動には中和器が不可欠であるが、イオン源よりも作動に要するマイクロ波電力やガス流量の小さい中和器は、推進剤ガスの違いによる影響もイオン源より大きく受けると予想され、キセノン以外の推進剤ガスでマイクロ波放電式中和器が安定に作動し、かつイオンエンジンの運転に十分な電子電流を供給できることを確認しておくことは極めて重要であろう。

今回実験に使用したマイクロ波放電式中和器の構成を図3-1に示す。この中和器は工学試験探査機「はやぶさ」に搭載されているものと同部品であり、図3-1に示すようにオリフィ

スプレート、磁気ヨークと Sm-Co 系永久磁石からなる磁気回路、L 字型アンテナ、放電室内壁、外部ホルダー、ガス導入ポートから構成される小型のプラズマ源である。オリフィスプレートの中央には、電子を放出するために通常は直径 4 mm の穴が開けられている。但し、酸素の場合は 4 mm 径の穴では電子抽出が困難であるため、オリフィス孔径を 10mm とした。本中和器は放電室内部に適切な流量のガスを導入し、L 字型アンテナを介してマイクロ波電力を投入すると磁気回路による磁界とマイクロ波の電界による ECR 放電によりプラズマが生成される。図 3-2 に示したように中和器下流 15mm の位置には正電圧がバイアスされたキーパー電極が設置されており、これにより電子抽出を行う。キーパー電極によって抽出される電子電流は、中和器内部における ECR 放電を起源とする電流とオリフィス近傍における中性ガス粒子と抽出電子の衝突電離に起因する電流の合計である。本実験に使用したキーパー電極は中心に 10mm の単孔を設けたモリブデン板であり、中和器とは電氣的に絶縁されている。

本実験ではマイクロ波電力 20W、ガス流量 1sccm（酸素のみ 3sccm）における抽出電子電流に対するキーパー電極のバイアス電圧特性を比較し、推進剤によるプラズマ生成特性の違いを評価した。

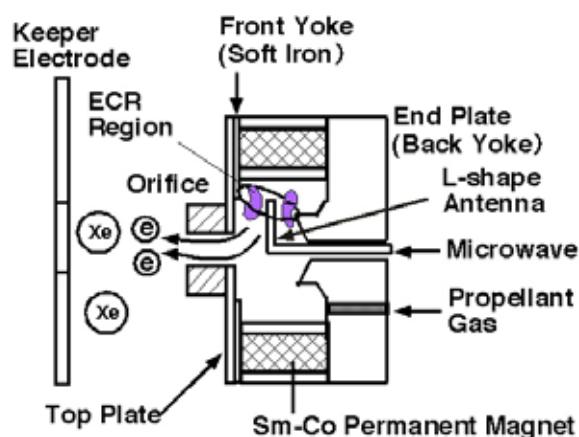


図 3-1 マイクロ波放電式中和器の構造

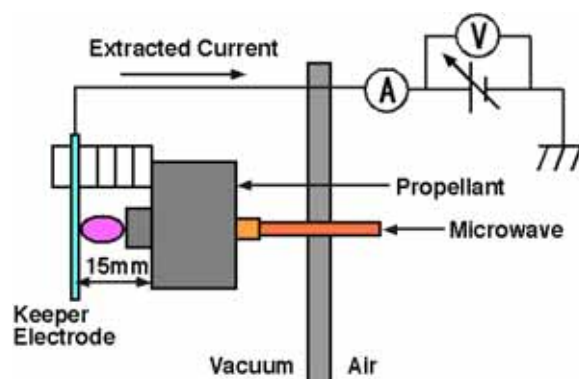


図 3-2 電子抽出実験系の構成

3.2 実験結果

各推進剤ガスによる抽出電子電流 - 電圧特性の比較を図 3-3 に示す。

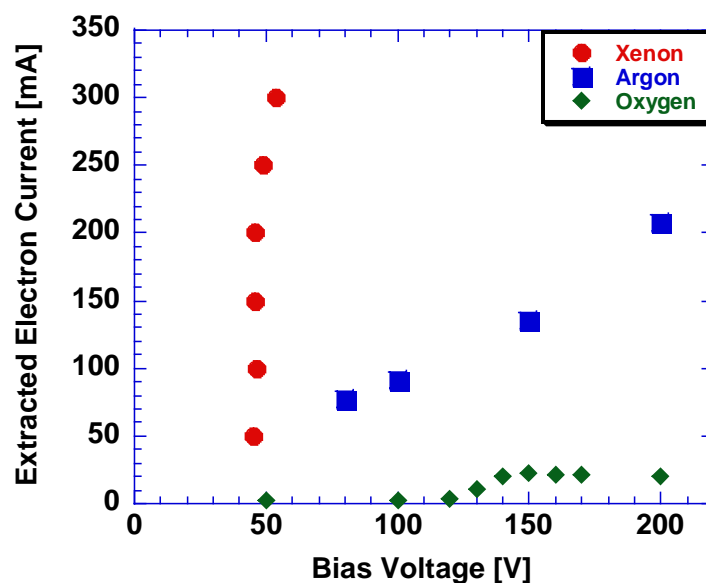


図 3-3 推進剤ガスの違いによる電子抽出電流 - 電圧特性の違い

この図に示されるようにキセノンを用いた場合は、約 50V の抽出電圧で 300mA の電子電流を抽出できるが、アルゴンでは 200mA までが限界であり、その際の抽出電圧は 200V を越えている。酸素の場合では、キセノンの 3 倍のガス流量であるにもかかわらず 200V の抽出電圧で 30mA 程度の電子電流しか抽出することができなかった。プラズマ生成特性のみを考えると、キセノンが非常に優れていることが示されており、逆に酸素では殆どプラズマが生成されていない。また、抽出電子電流が急激に流れ出す電圧値も、キセノンの場合は 30V 前後であるが、アルゴンの場合は 50V 以上であり、酸素にいたっては 100V を越えている。プラズマ点火については、キセノンとアルゴンでは何ら問題なく円滑にプラズマ点火ができたが、酸素の場合は最初のうちは容易にプラズマが点火できたが次第にプラズマが点火し難くなる傾向が見られた。これだけ明確に特性の違いが生じた原因として、各推進剤ガスの電離断面積（電離電圧）の違いと共に本試験で使用した中和器が比較的小型であり、作動に要するマイクロ波電力やガス流量が小さいことによると思われる。また、放電室内部の容積が小さいので、プラズマ生成領域も小さくなることも一因であると思われる。従って、イオン源のように大型でマイクロ波電力やガス流量が大きいプラズマ源を用いれば、プラズマ生成の違いはある程度は改善されると思われる。

3.3 検討考察

マイクロ波放電式中和器の電子抽出特性から、作動ガスの違いがプラズマ生成に及ぼす影響について考察する。本試験によりアルゴンや酸素を用いてマイクロ波中和器を作動させた場合は、従来の作動ガスであるキセノンに比べてプラズマ生成能力が大幅に低下することに伴い、電子電流の抽出特性も格段に低下することが示された。プラズマ生成量を減少させた大きな要因は、既に述べたように作動ガスの電離電圧もしくは電離断面積の違いであろう。図3-4にキセノン、アルゴン、酸素の電子の運動エネルギーに対する電離断面積の一例を示す。これは、次の半経験式を用いて計算により求めたものである⁽⁸⁾。

$$\sigma = \frac{K}{E V_i} \ln \frac{E}{V_i} \quad (3-1)$$

但し、 K は定数であり、ここでは $4.6 \times 10^{-14} \text{ cm}^2 \cdot \text{eV}^2$ を用いた。 E は電子の運動エネルギー、 V_i は電離電圧である。

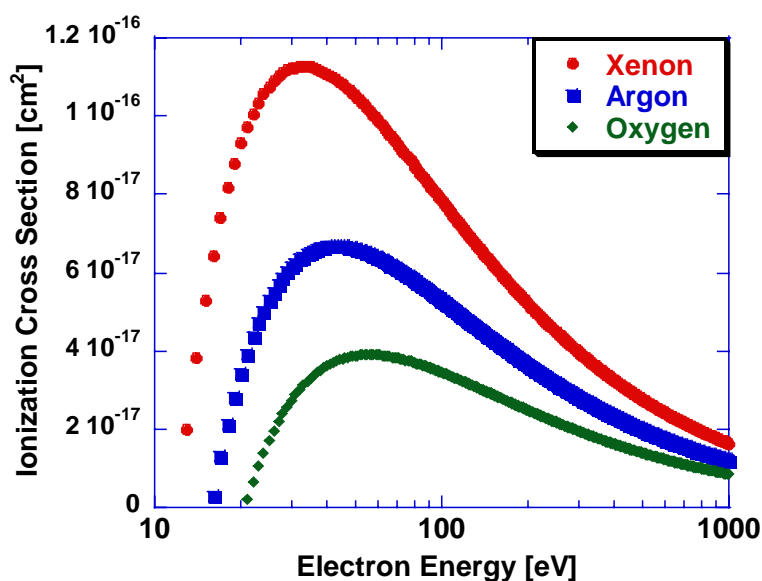


図3-4 各ガスの電子エネルギーに対する電離断面積の例

ここに示したように、アルゴンや酸素はキセノンと比較して電離断面積が一桁小さく、さらに電離断面積が最大となる電子エネルギーもアルゴンや酸素はキセノンより大きい。このような電離特性の違いが、プラズマ生成の差となって現れたものと思われる。また、本試験で用いた中和器のようにマイクロ波放電によりプラズマを生成する場合は、マイクロ波のカットオフという物理的な制約を受けるため、直流放電によるプラズマ生成に比べて生成プラズマの密度が低くなる。さらに主にプラズマが生成されるのは、ECR 領域部分に限られる。従って、このデメリットを克服するためにもできるだけ高密度のプラズマが

生成できるキセノンが有利であると思われる。

このようなプラズマ生成能力の違いは、イオンエンジンのイオン生成コストの増大や推進剤利用効率の低下を招くものであり、アルゴンや酸素でキセノンと同等の推進性能を実現するには、より多くの電力や推進剤が必要であることを示唆している。

本研究では、中和器の電子抽出性能から推進剤ガスの違いによる影響を検討したが、本実験で用いたマイクロ波放電式中和器に加速グリッドを取り付けてキセノン、クリプトン、アルゴンを推進剤ガスとしてイオン加速を行った場合の推進特性の一例が杉本によって報告されている⁽⁹⁾。表 3-1 にその結果を転載する。

表 3-1 推進剤ガスによる小型マイクロ波放電式
イオンエンジンの推進特性の比較

推進剤	アルゴン	クリプトン	キセノン
ガス流量 [sccm]	0.67	0.70	0.37
マイクロ波電力 [W]	10	10	10
スクリーン電圧 [V]	1500	1500	1500
アクセル電圧 [V]	-350	-350	-350
スクリーン電流 [mA]	5.6	5.7	5.3
推力 [mN]	0.19	0.28	0.35
比推力 [sec]	1010	680	960
推進剤利用効率 [%]	12	11	20

(杉本の許可を受けて転載、但し、推力は筆者が計算)

ここで示されているように、アルゴンなどの推進剤ガスでキセノンと同等のイオン電流を引き出すには、キセノンの約 2 倍のガス流量を要することが分かる。推進性能については、イオン質量が小さくなる程、推力は低下している。比推力は、アルゴンは大きくなっているが、クリプトンはガス流量がやや多いため低下している。推進剤利用効率は、キセノン以外の推進剤ガスは軒並み低下している。以上から、推進剤ガスとしてキセノン以外の希ガスを用いると高比推力化は可能であるが、キセノンよりも多量のガスが必要であり、さらに比推力以外の推進性能が格段に低下することが分かった。

次に電子電流特性より中和器としての性能について評価をする。本研究で対象とする「 $\mu 10\text{HIsp}$ 」イオンエンジンに要求される中和電子電流は 140mA であるが、酸素の場合はこれに全く到達していない。アルゴンでは 140mA の電子電流を抽出できているが、これに要する引き出し電圧は 100V 以上であるが、これは実際のイオンエンジンの運転に供する際に、中和器本体に -100V の電圧をバイアスする必要があることを意味している。この場合、中和器中で生成されたイオンが印加電圧に相当するエネルギーで中和器の放電室内壁やア

ンテナに直撃してくるので、それによる侵食が懸念される。一般に金属材料に対する希ガスイオンのスパッタリングのしきい値は 30～40V 程度なので、中和器へのバイアス電圧もこれより低くすることが望ましい。従って、アルゴンの場合は十分な電子電流は得られるが、耐久寿命の点で十分ではないと思われる。キセノンの場合は電子電流も十分であり、引き出し電圧も十分低いので耐久性についても問題はない。実際にキセノンの場合は地上の耐久試験で 20,000 時間以上の耐久性が確認されており、宇宙での運用実績も達成されている。仮にキセノン以外の推進剤ガスを採用することにより、高比推力化を図るならば、現在のマイクロ波放電式中和器を複数取り付けるか、又は大幅に改良しなければならず、それでも不十分な場合は全く新しい設計の中和器を新規開発する必要性が生じるであろう。

以上の検討から推進剤を変更することにより比推力を増大させることは可能であるが、同時に他の推進性能が大幅に低下して、さらにエンジンの運用に要求される電力や推進剤ガスも増大してしまうと結論付けられる。電子衝撃型イオンエンジンの場合であれば、イオン源内部に一樣に高密度プラズマが生成できるので、アルゴンやクリプトンを採用しても実用的な推進性能を有するイオンエンジンを構築する事が可能であるが、既述のように本研究で扱う 10cm 級マイクロ波放電式イオンエンジンの場合は、マイクロ波のカットオフやプラズマ生成領域の制限によるデメリットを克服するためには、プラズマ密度が稼げるキセノンが望ましいと思われる。さらに現状の中和器も十分に作動させることができない事が分かった。

従って、10cm 級マイクロ波放電式イオンエンジンの場合では、推進剤ガスを変えることによって高比推力化を図ることは適切ではなく、推進剤としてはキセノンが最も適していると判断した。

3.4 電離層プラズマ模擬用酸素イオン源への応用

マイクロ波放電式イオンエンジンは宇宙用推進を目的としているが、その技術は他の用途にも応用できる。ここでは、その一例として筆者が行った電離層プラズマ環境シミュレータ用酸素イオン源への応用について述べる^{(10),(11)}。

国際宇宙ステーションやスペースシャトルなどが航行する電離層は、地球高層大気が太陽から紫外線やX線の照射を受け、電子温度が 0.2eV、密度 $2 \times 10^{11}/\text{m}^3$ の電離層プラズマで満たされている。その主要な成分は化学的に活性な酸素原子イオン(O^+)や原子状酸素(AO)であり、これによる宇宙機表面の劣化が懸念されている。そのため、宇宙フライト試験や地上模擬試験により、酸素イオンや原子状酸素の宇宙用材料への物理的および化学的な影響に関する試験データの取得と蓄積が急務となっている。このうち、地上模擬試験では酸素イオンなどを生成する酸素イオン源が欠かせないが、熱陰極を用いた直流放電型イオン源は熱陰極が著しく酸化、劣化してしまうので、酸素プラズマの生成に適していない。そのような理由から酸素プラズマの生成には、無電極プラズマ生成を特長とするマイクロ波放電を用いるのが一般的である。そこでマイクロ波放電式中和器を電離層プラズマ環境シミュレータ用酸素イオン源にして利用することが考えられる。ECR放電でプラズマを生成する「 $\mu 10$ 」用中和器を用いる事により、長時間にわたる安定した酸素プラズマ生成が実現されるだけでなく、宇宙環境を模擬した低ガス背圧下での模擬実験が可能になる。

図 3-5 に酸素で動作中のマイクロ波放電式中和器の様子を示す。作動ガスとして酸素を用いた場合、プラズマ生成に要するマイクロ波電力やガス流量はキセノンの場合に比べて多くなるが、図 3-6 に示したように電離層プラズマに相当するプラズマ密度が広い領域で得られることが確認できた。但し、表 3-2 に示すようにイオン組成の分析結果から酸素原子イオン(O^+)より酸素分子イオン(O_2^+)の方がやや多く、電離層プラズマのイオン組成は模擬できていない。銀蒸着水晶振動子の酸化特性からイオン源から生成される原子状酸素のフラックスを見積もり、実際の電離層とほぼ同程度のフラックス値を得た。なお、フラックスとは単位時間で単位面積当りに入射してくる粒子数であり、粒子の密度と速度の積で与えられる。イオン組成が模擬できていない理由の一つとして、プラズマ源への投入電力が小さい事が挙げられる。つまり、投入電力の多くが比較的容易に生成できる原子状酸素や酸素分子イオンの生成に消費されてしまい、最もエネルギーを要する酸素原子イオンの生成に要するエネルギーがあまり残っていないと思われる。

酸素による動作時の耐久性を確認するため、70 時間運用試験を実施して、長時間にわたって一定の密度のプラズマを安定して生成できることを確認して、その耐久性を確認した。これら一連の試験の結果からマイクロ波放電式中和器は、いくつかの改善点はあるが電離層プラズマ環境シミュレータ用酸素イオン源として活用できることが確認できた。また、作動ガスとしてキセノンを使用した場合でも、宇宙プラズマによる宇宙機用太陽電池パネルの帯電、放電現象の地上模擬試験用プラズマ源として応用することが可能である。

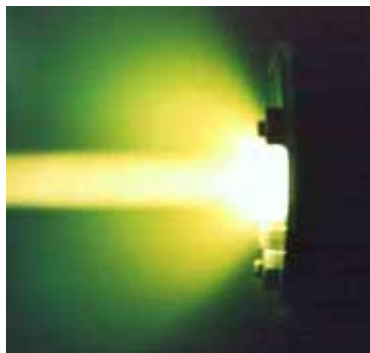


図 3-5 酸素によるマイクロ波放電式中和器の作動

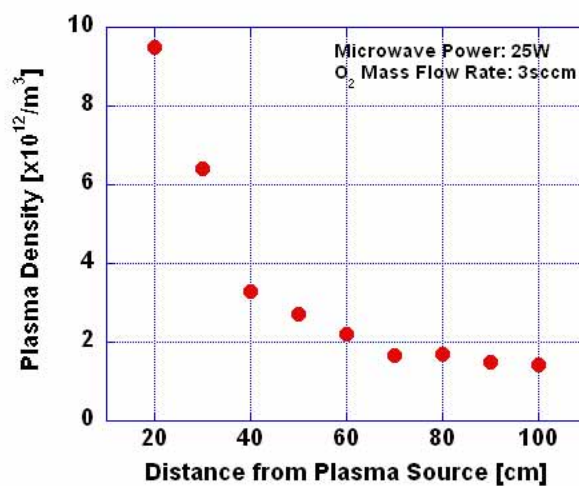


図 3-6 真空槽内におけるプラズマ密度分布の例

表 3-2 マイクロ波放電式酸素イオン源のプラズマ組成

構 成 粒 子	プラズマ密度 $[\text{m}^{-3}]$		フラックス $[\text{/cm}^2 \cdot \text{sec}]$	
	イオン源	LEO	イオン源	LEO
酸素原子イオン(O^+)	3.8×10^{13}	10^{12}	3.2×10^{13}	10^{11}
酸素分子イオン(O_2^+)	6.2×10^{13}	10^7	3.7×10^{13}	10^4
原子状酸素(AO)	$>1.5 \times 10^{17}$	10^{16}	$>2.6 \times 10^{15}$	10^{13}

* イオン源の測定値は、下流 10cm での値である。

* LEO : Low Earth Orbit(地球低軌道)、表中の値は高度 500km での値。

* LEO 上のフラックス値は、衛星表面の電位を 0 V と想定している。

(参考文献)

- (1) 中村嘉宏、東久雄、北村正治、宮崎勝弘：希ガスをを用いたイオン推進システム、宇宙輸送シンポジウム(昭和 57 年度) 宇宙科学研究所、pp.313-320 (1982)
- (2) 大川恭志、北村正治：大規模輸送を想定したイオンエンジン推進剤の選択、宇宙輸送シンポジウム (平成 14 年度) 宇宙科学研究所、pp.356-359 (2003)
- (3) Hepp, A. F., Linne, D. L., Landis, G. A., Wedel, M. F. : Production and Use of Metals and Oxygen for Lunar Propulsion, *JOURNAL OF PROPULSION AND POWER*, Vol.10, No.6, Nov-Dec, pp.834-839 (1994)
- (4) 西山和孝：大気吸い込み式イオンエンジンの検討、宇宙技術 (オンラインジャーナル) Vol.4、pp.21-27 (2005)
- (5) 田原弘一、小河敦、Zhang, L., 安井利明、吉川孝雄：電子サイクロトロン共鳴放電型プラズマ加速機を用いた宇宙プラズマ環境シミュレータの開発研究、日本航空宇宙学会誌、Vol.45、No.522、pp.396-403 (1997)
- (6) Hayashi, H. : DEVELOPMENT OF PLASMA-INTERACTION ACCELERATION TEST FOR STUDY ON SPACE MATERIAL DETERIORATION, *ISTS 2002-s-27, PROCEEDING OF INTERNATIONAL SYMPOSIUM ON SPACE TECHNOLOGY AND SCIENCE*, Vol.2, pp.2512-2517 (2002)
- (7) 林寛：マイクロ波放電式中和器を用いた宇宙プラズマ環境シミュレータに関する研究、平成 14 年度九州工業大学修士論文 (2003)
- (8) 電気学会：電子・イオンビーム工学、電気学会大学講座、オーム社、pp.12 (2001)
- (9) 杉本幸子：人工イオンビームによる高層大気観測に関する研究、平成 16 年度東京大学修士論文、pp.34-36 (2004)
- (10) 林寛、趙孟佑、西山和孝、國中均：電離層プラズマ環境模擬のためのマイクロ波放電式イオン源、日本航空宇宙学会論文集、Vol.52, No.610, pp.528-534 (2004)
- (11) 林寛、趙孟佑、國中均：電離層プラズマシミュレータ用マイクロ波放電式酸素プラズマ源、宇宙輸送シンポジウム(平成 14 年度) 宇宙科学研究所、pp.304-307 (2003)

第 4 章 高耐圧 DC ブロックの試作と評価

- 4.1 目標性能
- 4.2 実験方法
- 4.3 実験結果
- 4.4 検討考察

第4章 高耐圧DCブロックの試作と評価

4.1 目標仕様

本研究で試作するDCブロックの耐電圧は、加速電圧（15kV）に対して安全率を2として、耐電圧30kVを目標とする。要求される耐電圧が極めて大きく、同軸型DCブロックでは厚さが1mm未満の絶縁フィルムに高電圧が印加されるので電界が大きくなり、低マイクロ波損失を維持しつつ十分な耐圧性能を実現することは難しい。また仮に目標とする絶縁性能を達成できたとしても、長時間にわたって高電界に曝され、常に予期しない絶縁破壊や放電が発生する危険性をはらんでおり、高い信頼性を維持することは非常に難しいと判断される⁽¹⁾。そこで本研究では高耐圧DCブロックの構造として有利な導波管型を採用した。また、挿入損失は少なくとも「 $\mu 10$ 」と同程度を維持することを目標として、5%以下を目指す。DCブロック用の絶縁材料としては絶縁耐力が大きく、誘電損失が小さいことが絶対条件である。加えて、信頼性の観点から過去に宇宙用材料として実績を有することが望ましい。そのような条件を満たす材料としてポリテトラフルオロエチレン(PTFE: Polytetrafluoroethylene)と窒化ホウ素(BN)が挙げられる。いずれも地上用のみならず宇宙用絶縁材料として、実績のある材料である。このうちPTFEは沿面放電が起こりやすく、さらに放電に伴う炭素の析出（トラッキング）により絶縁性能が著しく低下することが懸念される⁽²⁾。また、100℃を超える高温かつ真空環境では、アウトガスの発生により高電圧絶縁の維持に対して不安が伴う。そこで本研究では絶縁材としてBNを用いることとする。このDCブロックはその構造から明らかなように、その性能は絶縁板の性能でほぼ決まってしまうので、その設計は極めて重要である。

4.2 実験方法

4.2.1 絶縁破壊試験（厚さ特性、温度特性、課電特性）

絶縁材の絶縁特性はDCブロックの絶縁板の寸法を決める重要な要素であり、絶縁材料の絶縁特性データは不可欠である。特に絶縁材の厚さ、温度、課電時間に対する絶縁耐力特性は重要である⁽³⁾。なお、ここでの「絶縁破壊」とは貫通破壊のみを指すものとする。そこで本研究では、BNを対象とした絶縁破壊試験を実施し、試料の厚さ、温度、課電時間に対する絶縁耐力を計測した。以下にその実験方法を述べる。

図 4-1 に短時間の絶縁破壊試験の構成を示す。本試験で用いた BN 試料は純度が約 99%の BN 焼結体であり、その他の不純物として微量の酸素、炭素、ケイ素などが含まれている。そのサイズはノミナルで厚さ 1mm、50mm 四方である。また厚さ特性を取得する際にはノミナルサイズに加えて厚さが 0.5mm と 2mm の試料を追加した。これを直径 25mm、厚さ 5.5mm のアルミニウム製平板電極の挟み込み、直流電圧を印加した。電極は一方を高電圧側、もう一方を接地側に接続し、任意の電圧から印加し始めて 20 秒毎に 2kV ずつ破壊が生じるまで上昇させた。なお、電極と試料を接触圧を同じにするため、高圧側電極に黄銅製錘をつけて 1N の荷重をかけている。試験に使用する電極は予めその表面をエタノールで洗浄した。本試験で使用した高電圧電源の最高出力は 100kV である。また、温度特性は同様の機材と方法により試料の温度を -50 ～ 100 の範囲で変えて、破壊電圧を計測した。破壊電圧は各ケースで 5 回ずつ取得した。

課電特性（V-t 特性）は、図 4-2 に示すように内部温度を 80 に設定した恒温槽に上記に示した電極と試料を 3 個ずつセットし、これに一定の直流電圧を印加して破壊に至るまでの時間履歴をデータレコーダにて計測した。本研究では 3,000 時間までのデータを取得することとして、それ以上の時間でも破壊が生じない場合は試験を打ち切った。破壊が生じた場合は、破壊した試料を取り外して、残りの健全な試料に対して電圧印加を再開した。

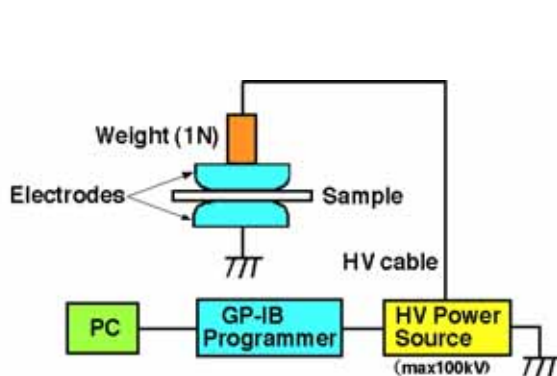


図 4-1 BN 絶縁破壊試験（厚さ、温度）

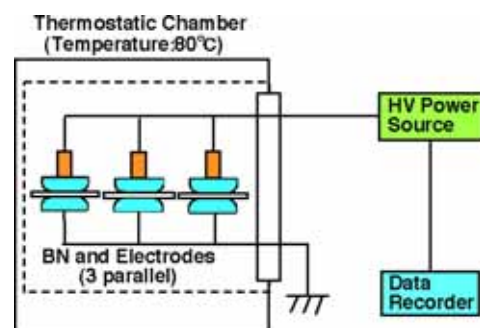


図 4-2 課電特性試験

4.2.2 沿面放電試験

沿面放電は、陰極から放出された初期電子が絶縁材表面をホッピングしながら進行する際に二次電子の発生により全路的な放電に至る現象である。沿面放電は、貫通放電より低い電圧で発生する事が多いので、高電圧機器の耐圧性能は沿面放電で決定される事が多い。本研究で試作するDCブロックにおいても導波管フランジの差し渡しの表面上で沿面放電が懸念され、これを抑制するために絶縁板に十分な沿面距離を確保しなければならない。そこで本研究では、BNの沿面距離と放電回数に対する沿面放電特性を取得した。沿面放電試験のセットアップは、図 4-1 に示す絶縁破壊試験とほぼ同じである。試験は貫通破壊が生じないように厚さ 2mmのBN試料を用いた。沿面距離は 7~42mmの範囲で変えて試験を行い、放電回数特性は沿面距離 7mm固定で 20 回目までの放電電圧を取得した。なお、本研究における沿面距離とは図 4-3 に示したように電極間の差し渡しの距離である。沿面距離特性は各距離で 5 回ずつ計測してその平均を測定値とした。電圧の印加は、任意の直流電圧から 20 秒間毎に 2kVずつ放電が生じるまで上昇させる。さらに大気中と真空中 ($2.93 \times 10^{-3}\text{Pa}$) でそれぞれ試験を行い、その特性の違いを計測した。本試験では、試料からの吸着ガスを除去するためのベーキングなどの処置は特に行わなかった。

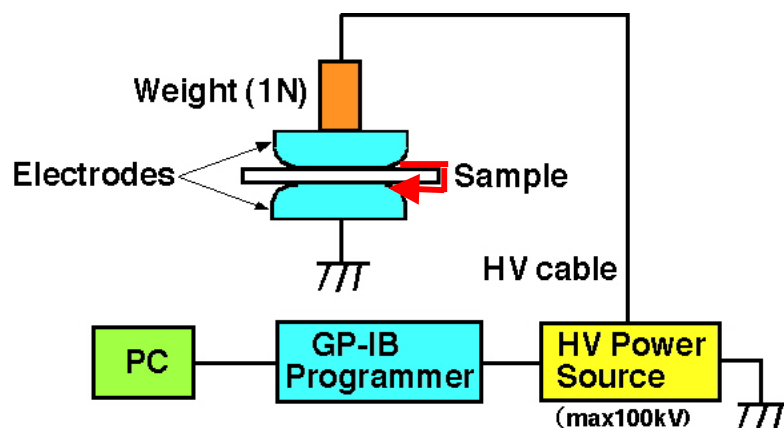


図 4-3 沿面放電試験の構成

4.2.3 窒化ホウ素のマイクロ波帯における誘電特性計測

本研究では挿入損失 5%以下の DC ブロックを試作することを目標としている。挿入損失の要因には様々なものがあるが、誘電体中における誘電損失は大きな要因の一つである。マイクロ波電力の誘電損失 W は、次式で示される。

$$W = kE^2 f \epsilon \tan \delta \quad (4-1)$$

ここで k は比例定数、 E は電界、 f は伝播高周波の周波数、 ϵ は比誘電率、 $\tan \delta$ は誘電正接である。 ϵ と $\tan \delta$ の積は損失係数と呼ばれ、その材質の誘電損失の大きさを示している。この式に示されるように誘電体中を伝播する高周波の周波数や電力が一定であれば、誘電損失は誘電材料の損失係数に依存することを示している。従って、誘電損失を低く抑える場合は ϵ と $\tan \delta$ が共に低い材質を用いる必要がある。BNは損失係数が比較的小さいことが知られているが⁽⁴⁾、その

値は周波数に依存し、一般に公表されているのは1MHzでの計測値である。従って、DCブロックの設計に際しては、精密にマイクロ波帯における誘電特性を把握しておくことが不可欠である。そこで本研究では低損失セラミック材料の誘電特性の精密な計測方法として、JISで規格されている両端短絡型誘電体共振器法^{(5),(6)}により、マイクロ波帯におけるBNの誘電特性を計測した。この計測方法は、図4-4に示すように円柱試料の両端を導体板で短絡させてTE₀₁₁モードの誘電体共振器を構成し、その共振周波数 f_0 と無負荷Q (Q_u)を測定して、これに基づき試料の誘電特性を算出する方法である。本計測法は2~20GHzの周波数範囲で、 ϵ' の範囲が5~500、 $\tan \delta$ の範囲が 10^{-5} ~ 10^{-2} で計測できる。

は共振周波数と計測試料の直径 d と高さ h より次式で求められる。

$$\epsilon = \left(\frac{\lambda_0}{\pi d} \right)^2 (u^2 + v^2) + 1 \quad (4-2)$$

ここで共振波長 λ_0 、誘電体伝送線路の伝播波長 λ_g 、パラメータ v^2 は次式で求められる。

$$\lambda_0 = \frac{c}{f_0} \quad \lambda_g = \frac{2h}{l} \quad (l=1,2,\dots) \quad (4-3)$$

$$v^2 = \left(\frac{\pi d}{\lambda_0} \right)^2 \left[\left(\frac{\lambda_0}{\lambda_g} \right)^2 - 1 \right] \quad (4-4)$$

但し、 c は真空中での光速($=2.9979 \times 10^8$ m/sec)である、 u^2 の値は v^2 の値を次の超越方程式に代入し、求めることができる。

$$u \frac{J_0(u)}{J_1(u)} = -v \frac{K_0(v)}{K_1(v)} \quad (4-5)$$

ここで $J_n(u)$ は n 次の第1種ベッセル関数、 $K_n(v)$ は n 次の第2種変形ベッセル関数である。次に $\tan \delta$ は次式で算出できる。

$$\tan \delta = \frac{A}{Q_u} - \frac{B}{\sqrt{\sigma_r}} \quad (4-6)$$

ここで比導電率 σ_r は を国際標準軟銅の導電率 σ_0 ($=5.8 \times 10^7$ S/m) で割った値である。また式中の A と B は次式で与えられる。

$$A = 1 + \frac{W}{\epsilon} \quad (4-7)$$

$$B = \left(\frac{\lambda_0}{\lambda_g} \right)^3 \frac{1+W}{30\pi^2 \epsilon l} \sqrt{\frac{\mu_0 \mu}{\sigma_0}} \quad (4-8)$$

$$W = \frac{J_1^2(u) K_0(v) K_2(v) - K_1^2(v)}{K_1^2(v) J_1^2(u) - J_0(u) J_2(u)} \quad (4-9)$$

但し、 μ は真空中の比透磁率である。

本試験ではマイクロ波周波数に対する誘電特性を評価するため、共振周波数が5.0GHz、6.5GHz、

8.4GHzとなる直径×高さがそれぞれ 40.02mm×20.03mm、31.02mm×15.53mm、24.02mm×12.01mmのBN試料（純度 99%）を用いて各周波数における誘電特性を計測した。共振器の導体板として直径 120mm、厚さ 3mmで片面を 0.1 μ mRa以下に鏡面研磨した銅板を用いた。また、試料中の焼結助剤が与える誘電特性への影響を評価するために 5%の焼結助剤($\text{CaO} \cdot \text{B}_2\text{O}_3$)が添加されたBN試料（40.02mm×20.03mm）の計測も行った。共振特性はBN試料の両側から 2 本のループアンテナを突き出し、これにより共振器を励振させ、その計測をネットワークアナライザーで計測する。計測は各試料で 5 回ずつ行い、その平均を測定値とした。

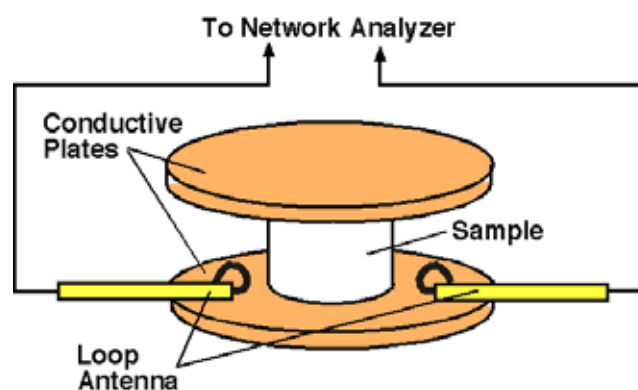


図 4-4 両端短絡型誘電体共振器の構成

4.2.4 高耐圧 DC ブロックの試作と評価試験

BNの絶縁破壊試験と誘電特性試験の結果を踏まえて、高耐圧DCブロックを試作し、その評価試験を行った。DCブロックの導波管としては、WRJ-5(周波数範囲：3.94GHz~5.99GHz、内径寸法：47.55mm×22.15mm)の同軸 - 導波管変換アダプタを用いた。これは伝播マイクロ波の周波数が 4.2GHzであることに加えて、導波管の接続フランジ間からのマイクロ波電力の漏洩を低減するためのチョークフランジを用いるためである。なお、チョークフランジとは表面に深さが伝播マイクロ波の 1/4 波長の溝（チョーク）を切ったフランジであり、チョークで漏洩波と逆位相の波を生じさせて漏洩波を相殺させる⁽⁷⁾。導波管と絶縁板と結合は、GFRP製の接続治具により行う。

試作されたDCブロックの耐電圧性能とマイクロ波伝送性能を評価試験により確認した。耐電圧の評価はDCブロックを真空中(2.12×10^{-3} Pa)に置き、15kV/30kVの電圧をそれぞれ 20 秒ずつ印加して、絶縁破壊が生じないことを確認する。マイクロ波伝送特性の評価は、ネットワークアナライザーにてSパラメータ（透過・反射特性）を計測することによって行った。いずれの計測も 5 回ずつ実施した。

4.3 実験結果

4.3.1 窒化ホウ素の絶縁特性

図 4-5、図 4-6 にそれぞれ BN の厚さに対する破壊電界特性、BN の破壊痕を示す。

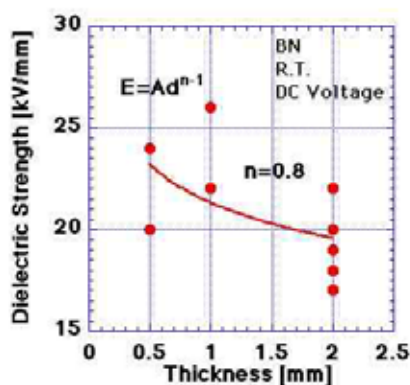


図 4-5 BN の破壊電界 - 厚さ特性

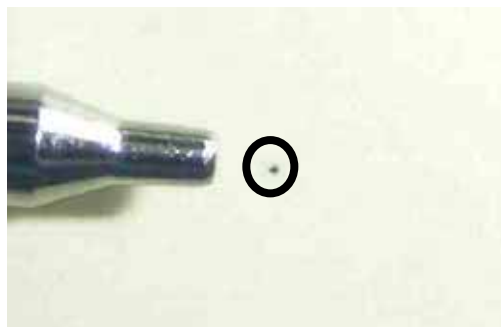


図 4-6 BN の破壊痕

図 4-5 に示されるように、BN の破壊電界は試料個体によりばらつきが見られるが、いずれの厚さでも約 20kV/mm 前後である。一般に絶縁材料の破壊電界と試料厚さの関係は、次式で示されるような逆 n 乗則で示される⁽⁸⁾。

$$E = Ad^{n-1} \quad (4-10)$$

ここで E は破壊電界、 A は比例定数、 d は試料厚さ、 n は材質、電圧波形、厚さで決まる値である。この中で n の値は特性曲線のスロープを決める重要な値であり、本試験では $n=0.8$ となった。破壊後の状況は、図 4-5 に示すように直径が 0.3mm の破壊痕が確認された。(図 4-6 の左側に見えているのは、シャープペンシルの先端であり、直径は約 1mm。)

図 4-7 には BN の温度に対する絶縁電界特性を示す。

ここに示されるようにすべての温度で BN の破壊電界は、約 20kV/mm 前後の値であった。但

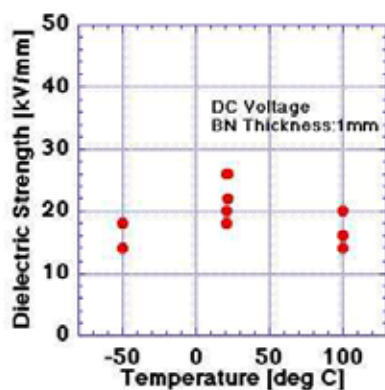


図 4-7 BN の温度に対する絶縁特性

し、-50 で破壊電界がやや下がっているのは、低温領域でしばしば観測される特性ではあるが、空気中の水分の結露や凍結によって低下している可能性があり、一概に温度による影響と断定できない。一方、高温側でも絶縁電界の低下が見られるが、これは温度による影響と考えられる。従って、BN は高温領域では温度の上昇によって絶縁電界が低下するものと考えてよい。

図 4-8 に BN の課電特性を示した。なお、縦軸が電圧表示であることに注意されたい。(試料厚さが 1mm なので、破壊電圧値と電界値[kV/mm]は同じである。)

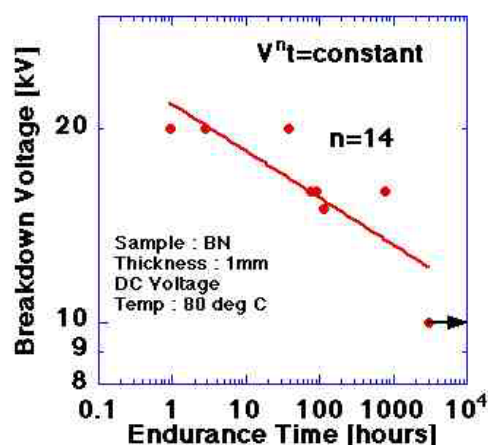


図 4-8 BN の課電特性

ここで示されるように、時間の経過に伴いBNの破壊電圧は低下している。一般に印加電圧と印加時間の関係は逆 n 乗則として知られている⁽⁹⁾。

$$V^n t = \text{const} \quad (4-11)$$

但し、 V は印加電圧、 t は破壊に至るまでの時間であり、 n は電圧波形や材質により定まる定数である。ここで特に重要なのは n の値であるが、 n の値が2~5であれば部分放電などによる劣化を起因とする破壊、10以上であれば試料の弱点に起因する偶発的な破壊であると認識される⁽¹⁰⁾。本試験では、 $n=14$ となり後者であることが示された。

4.3.2 窒化ホウ素の沿面放電特性

図 4-9 および図 4-10 に、それぞれ BN の沿面距離と放電回数に対する沿面放電電圧の特性を示す。

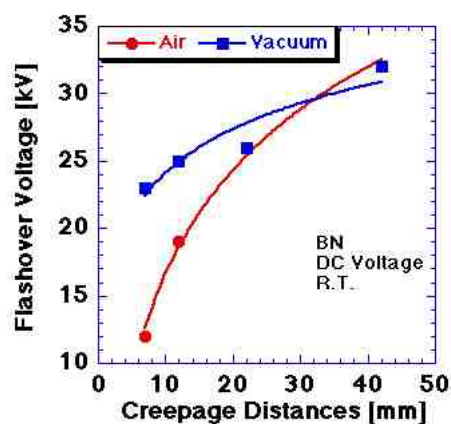


図 4-9 放電電圧 - 沿面距離特性

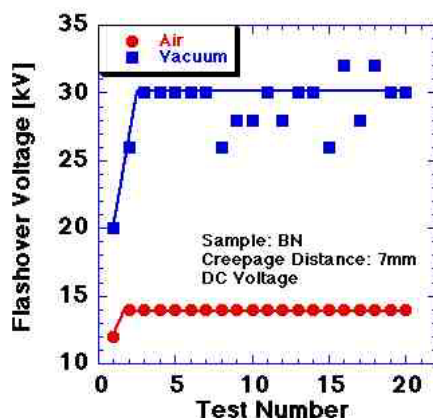


図 4-10 放電電圧 - 放電回数特性

図 4-9 に示される沿面距離では、大気中および真空中共に沿面距離の増大に伴い、放電電圧が増大している。特に大気中ではその効果が著しい。但し、沿面距離が大きくなる程、その効果が鈍くなる傾向も見られる。大気中と真空中のデータを比較すると、沿面距離が短い領域では大きな差が見られるが、次第に差がなくなり最終的にほぼ同等となっている。

図 4-10 の放電回数に対する特性では、いずれも放電初期に次第に放電電圧が増大するコンディショニング効果が見られる。特に真空中での効果が大きい。また、真空中での放電電圧が大気中でのそれより格段に大きくなっているが、これは大気中では空気の局所的な放電が起こるため、わずかな電圧で全路的な放電に至りやすいためである。

4.3.3 窒化ホウ素のマイクロ波帯における誘電特性

図 4-11 に両端短絡型誘電体共振器法によるマイクロ波帯における BN の誘電特性の計測結果を示す。

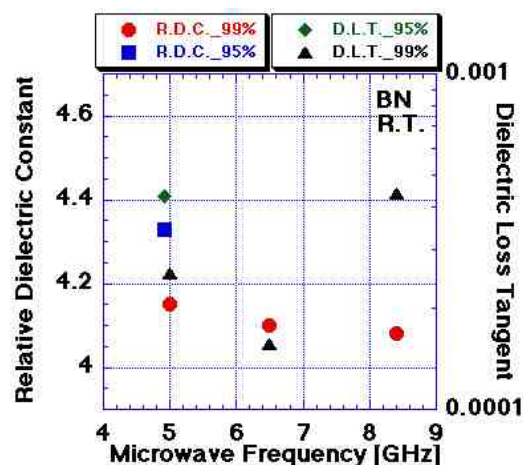


図 4-11 BN の誘電特性

図 4-11 に示したようにBN純度が 99%の場合、本試験で計測を行った周波数範囲では、 $\epsilon' \approx 4.1$ 、 $\tan \delta = 2 \sim 4 \times 10^{-4}$ の計測結果が得られた。また、周波数による誘電特性の違いはあまりないと言える。

BN 純度が 99%と 95%の誘電特性を比較すると、焼結助剤が含まれている方が誘電損失は大きくなる事がわかる。

4.3.4 高耐圧 DC ブロックの試作と評価結果

BN の絶縁特性および誘電特性に基づき高耐圧 DC ブロックの設計と試作を行った。高耐圧ブロックの設計は、実質 BN 絶縁板の設計と言って良い。長時間にわたって安定した絶縁性能を維持するには、課電特性の結果から印加電界を 10kV/mm 以下にする必要がある。従って、耐電圧が 30kV 以上にする場合は BN の厚さを 3mm 以上にしなければならない。さらに導波管フランジ間の沿面放電を抑制するため、絶縁板の沿面距離（差し渡しの距離）を 40mm 以上確保した。

次にマイクロ波伝送について考える。絶縁板に用いる BN は、誘電特性の計測結果から焼結助剤を含まない純度 99% のものを用いる。図 4-12 に BN 厚さに対する周波数 4.2GHz のマイクロ波透過・反射特性を示す。

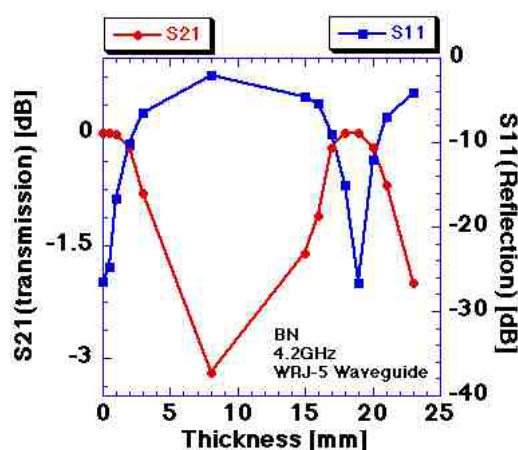


図 4-12 BN 厚さに対するマイクロ波伝送特性

ここに示したようにBNの厚さが厚くなるに伴い、マイクロ波透過量が急激に減少している。十分な絶縁性能を保持するために、厚さを 3mm 以上にすると殆どのマイクロ波が伝送されない。しかし、厚さが 18mm 付近をピークとして反射量が急激に減少し、ほぼ全透過の状態になっている。これは、次式で示される管内波長 λ_g の半波長に相当する厚さであるためである。

$$\lambda_g = \frac{\lambda_0}{\sqrt{\epsilon - \left(\frac{\lambda_0}{2a}\right)^2}} \quad (4-12)$$

ここで λ_0 はマイクロ波の自由空間での波長、 ϵ は誘電体の比誘電率、 a は導波管の長径である。本試験での管内波長は 37mm であり、その半波長は約 18mm である。この場合、入射波と反射波の位相関係は逆相となり、お互いに相殺される。これは半波長板の原理としてよく知られているものである。また、式 (4-12) の計算の際に用いた ϵ の値は、両端

短絡型誘電体共振器で求めた値を使っており、その計測結果が妥当であることが裏付けられた。そこでマイクロ波の伝送損失を低減する為、マイクロ波が伝送する窓部分の厚さを18mmとした。但し、BNの厚さを3mm以上にすると導波管フランジ間からのマイクロ波漏洩も無視できないので、既述のようにチョークフランジを用いている。図4-13はチョークフランジと通常のフラットフランジのフランジ間隔に対するマイクロ波漏洩量を比較したものである。なお、本試験のマイクロ波の伝播媒体は空気であり、入射量から透過量と反射量を差し引いた値を漏洩量と定義している。

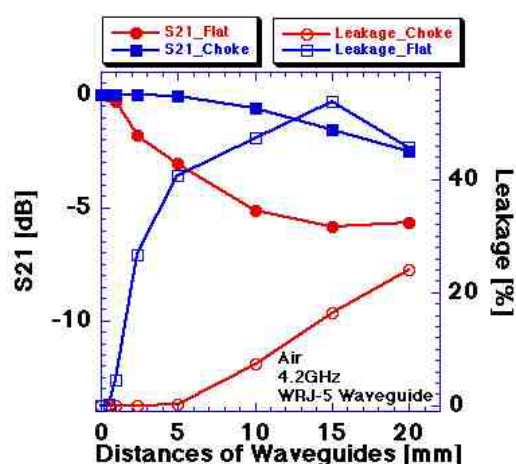


図 4-13 チョークフランジとフラットフランジの漏洩特性

図4-13に示されるようにフラットフランジを用いた場合は、フランジ間隔が広がるにつれて急激に漏洩量が増大しているが、チョークフランジを用いると漏洩波が大幅に低減されている。特に5mm以下の間隔では漏洩が殆どなく、その効果が著しい。

図4-14、図4-15にそれぞれ本研究で試作したDCブロックとBN絶縁板の構造を示す。図4-15に示されるように、本DCブロックは2つのアルミ製導波管の間にBN製絶縁板を挿入し、これを既述のようにGFRP製の接続治具で接続している。



図 4-14 高耐圧 DC ブロック

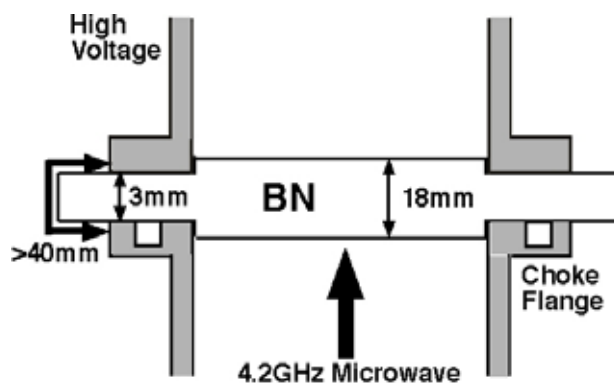


図 4-15 BN 絶縁板の構造

試作された DC ブロックの耐圧性能とマイクロ波伝送を評価した。耐圧性能の評価では、15kV/30kV のいずれの電圧でも問題となるような放電は発生せず、十分な絶縁性能を有している事を確認した。一方、マイクロ波伝送特性の計測結果を表 4-1 に示す。

表 4 - 1 高耐圧 DC ブロックのマイクロ波伝送特性(4.2GHz)

S11 (入力側反射係数)	-18.18dB
S21 (順方向伝送係数)	-0.01dB
S12 (逆方向伝送係数)	-0.13dB
S22 (出力側反射係数)	-18.88dB

図 4-16 に示したように挿入損失は目標の範囲内であり、目標である 5%以下に対して約 3%の伝送損失を達成できている。しかし、半波長板とチョークフランジの効果が効いている周波数域でしか低損失なマイクロ波伝送が実現できないため、この DC ブロックのマイクロ波の伝送帯域は狭い事も示されている。

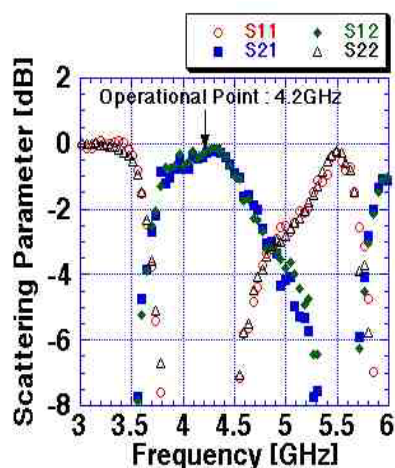


図 4-16 高耐圧 DC ブロックのマイクロ波伝送特性

ところで実際の宇宙機への搭載を考慮すると、DC ブロックの重量も考慮しなければならない。表 4-2 に高耐圧 DC ブロックの重量計測の結果を示す。

表 4-2 高耐圧 DC ブロックの重量

部品名	重量 [g]
導波管 (2 つ分)	696
BN 絶縁板	136
結合治具	170.5
総重量	1002.5

ここに示されるように本 DC ブロックの総重量はほぼ 1kg もあり、かなり重い。その重量の約半分は導波管が占めており、今後は導波管の軽量化が重要な課題である。

4.4 検討考察

4.4.1 絶縁特性の評価

窒化ホウ素の絶縁特性について評価する。一般に絶縁材料の絶縁破壊は、短時間破壊と長時間破壊に分類される。本研究では厚さ特性と温度特性が短時間破壊に、課電特性が長時間破壊にそれぞれ該当する。

図 4-5 に示した厚さ特性に見られるように、厚さの増大に伴いBNの破壊電界は低下していき、次第に傾きが緩やかになっている。Seitz⁽¹¹⁾によれば一つの電子が陰極から放出されて約 40 回の衝突電離を繰り返せば絶縁破壊に至るが（40 世代理論）固体の厚さが薄いと限られた領域で衝突電離を繰り返さなければならないため、高い電界が必要となる。逆に厚さが厚くなると、低い電界でも十分に破壊に必要な衝突回数を達成できるため、破壊電界も低くなる。

図 4-17 に PTFE と BN の厚さに対する絶縁破壊特性の比較を示した。

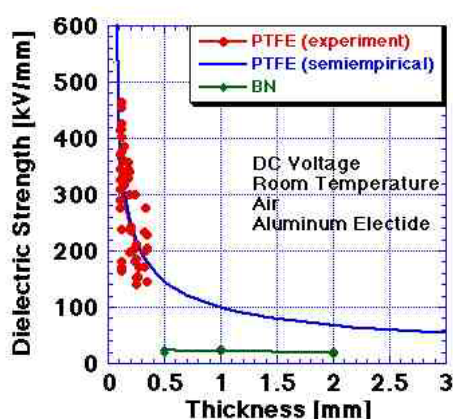


図 4-17 PTFE と BN の絶縁特性の比較

なお、図中で“PTFE(semi empirical)”とあるのは、PTFEの破壊試験の結果に基づき、逆n乗則による算出した値である。図 4-17 から明らかなように厚さが同じである場合、BNの破壊電界は、PTFEの約 1/5 程度しかない。これはBNの結晶構造は比較的単純であり、しかも焼結材であるため内部には多くの空隙が存在し電子が容易に加速されるので、破壊されやすいのに対して、PTFEは複雑な鎖状高分子であるため分解が困難であり、さらに熱による分子鎖のマイクロブラウン運動により電子の加速が妨害されるため、絶縁破壊が難しいと推測される。また、この試験に用いたPTFE試料は熱収縮処理を行っているが、飯田らによれば加熱圧延処理したPTFEフィルムは、試料中の傷やボイドが排除されるため絶縁破壊電圧が上昇するが⁽¹²⁾、本試験で使用した試料でも同様の効果が効いていると思われる。

次に温度特性について考察する。図 4-7 に示したように温度の変化により BN の絶縁特性

は変化が見られたが、軽微なものであり実用上はあまり影響がないと思われる。固体絶縁材料の絶縁破壊特性は、低温領域と高温領域に区別できる事が知られているが、BN も他の材質と同様に高温側では破壊電界がやや低下することが確認された。これは高温側では、電氣的な破壊機構に加えて熱的な破壊機構も存在している可能性を示唆している。

課電特性についてはその n 値より、弱点箇所に起因する偶発的な破壊であり、部分放電劣化などによる電氣的な劣化ではないことが確認された。また、BN で数万時間の耐久性を持たせるには印加電界を 10kV/mm 以下になるように設計する必要がある事が分かった。

次に沿面放電特性について評価する。図 4-18 に BN と PTFE の沿面距離に対する沿面放電特性を示す。

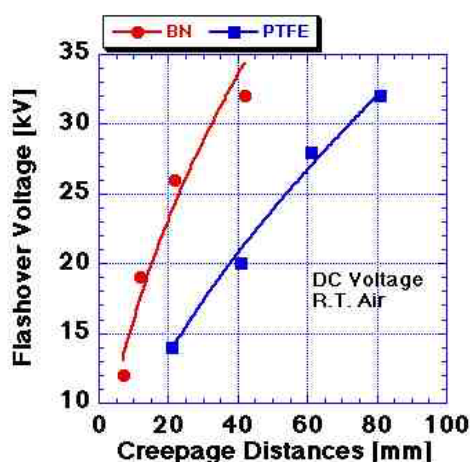


図 4-18 BN と PTFE の沿面放電特性の比較

ここに示されるように沿面距離が同じなら、BN の方が PTFE より沿面放電が発生し難いことが分かる。その理由は、表面状態や二次電子放出係数の違いなどが考えられるが、今のところ決定的な結論は得ていない。しかし、実用上は非常に重要な結果である。また、放電回数特性から放電を繰り返すことによる放電電圧の低下は確認されなかった。PTFE などの有機系の材質では、放電の繰り返しによって炭素が析出してトラッキングなどが生じる恐れがあるが、無機系材料の BN ではそのような恐れが一切ない。従って、BN は貫通破壊に対しては比較的弱い、沿面放電に対して強い材質であると言える。

4.4.2 マイクロ波伝送に関する評価

BNのマイクロ波帯における誘電特性を計測し、PTFEには及ばないものの十分に小さい損失係数を有していることが確認でき、マイクロ波伝送材料として相応しい誘電特性を有していると言える。また、BN純度が高い方が損失係数は小さくなることも重要な所見である。

図 4-19 に BN と PTFE の厚さに対するマイクロ波伝送特性の比較を載せる。

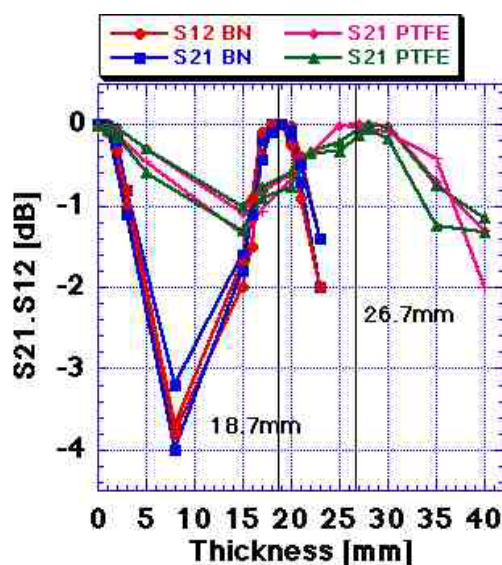


図 4-19 BN と PTFE のマイクロ波伝送特性の比較

ここに示したようにBNとPTFEは、損失係数はそれほど変わらないがBNの方が透過量は格段に少ない。これは損失係数以外の要因によるものと思われるが、具体的な要因は分からない。BNの場合、優れたマイクロ波伝送特性が期待できるのは、厚さが1~2mm以下か、管内波長の半波長の奇数倍である場合のみと言えるので、BNを用いる際に半波長板は極めて重要かつ有効な手法である。なお、BNのマイクロ波伝送特性については、Frederikse *et. al* も数値計算により解析を行っており、同様の結果を報告している⁽¹³⁾。

一方、図 4-12 に示したように、チョークフランジの効果は非常に大きく、極めて有効な技術である。

4.4.3 DC ブロックに関する評価

本研究で試作した DC ブロックは、耐電圧およびマイクロ波伝送のいずれも目標の性能を達成していることが確認できた。DC ブロックの大幅な高耐圧化と低損失化が実現できたことは大きな成果であると言える。特にマイクロ波の挿入損失は、目標より 2 % 程度低い値を達成できた。これにより高比推力マイクロ波放電式イオンエンジンのマイクロ波伝送系の絶縁技術は確立された。本 DC ブロックはマイクロ波の伝送帯域が狭いが、使用するマイクロ波周波数は固定されているので支障ない。しかし総重量は重く、今後の軽量化は重要な課題である。既に述べたように導波管の薄肉化によりさらに軽量化できると思われる。また、絶縁板については要求安全率を満たすためには、現在の設計から軽量化することは困難であるが、設計マージンが評価できた段階で安全率を緩和させる事ができれば、さらに薄くすることができるかもしれない。

本 DC ブロックは、打ち上げ時の振動や衝撃などの機械的条件が考慮されていない。比較的脆い BN 焼結体は、打ち上げ時の振動や衝撃で破損する事が懸念される。そのため、現在の設計で十分な機械的強度を有していることを確認する事が重要な課題である。

(参考文献)

- (1) 林寛、趙孟佑、國中均：宇宙用高電圧 DC ブロックの研究開発、平成 16 年電気学会全国大会講演論文集 [2]、電気学会、pp.60 (2004)
- (2) 大木義路、大塚重信、矢作吉之助：真空中における固体誘電体のインパルス沿面放電フラッシュオーバーについて、電気学会論文誌、昭和 50 年 1 月号、pp.41-47 (1975)
- (3) 電気学会：誘電体现象論、電気学会大学講座、オーム社、pp.259 -299 (1999)
- (4) Taylor, K. M. : Hot Pressed Boron Nitride, *INDUSTRIAL AND ENGINEERING CHEMISTRY*, Vol.47, No.12, pp.2506-2509 (1955)
- (5) 日本工業規格：マイクロ波用ファインセラミックスの誘電特性の試験方法、JIS R 1627-1996 (1996)
- (6) Kobayshi, Y., Katoh, M. : Microwave Measurement of Dielectric Properties of Low-Loss Materials by the Dielectric Rod Resonator Method, *IEEE TRANSACTION ON MICROWAVE THEORY AND TECHNIQUES*, Vol. MTT-33, No.7, pp.586-592 (1985)
- (7) 阿部英太郎：マイクロ波技術、物理工学実験 11、東京大学出版会、pp.75 (1991)
- (8) 河村達雄、河野照哉、柳父悟：高電圧工学、電気学会大学講座、オーム社、pp.58 (2003)
- (9) 電気学会 [編]：放電ハンドブック (下巻)、オーム社、pp.205-206 (1999)
- (1 0) Nelson, W. : Graphical Analysis of Accelerated Life Test Data the Inverse Power Low Model, *IEEE TRANSACTION ON RELIABILITY*, Vol. R-21, No.1, pp.2-11 (1972)
- (1 1) Seitz, F. : On the Theory of Electron Multiplication in Crystals, *PHYSICAL REVIEW*, Vol.76, No.9, pp.1376- 1393 (1949)
- (1 2) 飯田俊一、大木義路：圧延ポリテトラフルオロエチレンフィルムの絶縁破壊特性、早稲田大学理工学研究所報告、第 114 輯、pp.17-23 (1986)
- (1 3) Frederikse, H. P. R., Kahn, A.H., Dragoo, A. L., Hosler, W. R. : Electrical Resistivity and Microwave Transmission of Hexagonal Boron Nitride, *Journal of the American Ceramic Society*, Vol.68, No.3, pp.131-135 (1985)

第 5 章 高耐圧ガスアイソレータの 試作と評価

- 5.1 目標仕様
- 5.2 実験方法
- 5.3 実験結果
- 5.4 検討考察

第5章 高耐圧ガスアイソレータの試作と評価

5.1 目標仕様

本研究で試作するガスアイソレータは、キセノン流量が 2.35sccm で耐電圧 30kV の性能を有するものである。ガスアイソレータは様々な方式が存在することは第2章で述べたが、特に代表的な方式としてシールドメタル方式、粉末充填方式、磁場絶縁方式を紹介した。この中で粉末充填方式はガス流路のコンダクタンスがそれほど良くないので、ガス流量の多いイオンエンジンでは有効であると思われる。一方、高比推力イオンエンジンは推進剤配管中の電子は 10kV を超える高い電圧で加速されるため、このような場合は磁場絶縁によって放電を抑制するには永久磁石では実現できないレベルの高い磁場が要求される。従って、本研究で扱うイオンエンジンのようにガス流量が比較的少ない場合は、シールドメタル方式が適していると思われる。

ガスアイソレータにおける絶縁破壊としてはケース材質のバルク破壊、ケース表面での沿面放電、内部でのガス放電が考えられる。このうちバルク破壊については印加電圧やケースの大きさや形状から考えて、起こる可能性は低いと考えてよい。そのため、懸念すべき放電は沿面放電とガス放電であり、特にガス放電は発生電圧が最も低いので十分な対処が必要である。ガス放電はガスアイソレータ内部の圧力に大きく影響されるため、シールドメタルの粗さや段数により大きな影響を与えると予想され、それらが放電特性に与える影響を十分に把握して設計を行う必要がある。

5.2 実験方法

5.2.1 ガスアイソレータの放電特性試験

ガスアイソレータのガス流路のコンダクタンス(流量、ガス排出孔径)、スペーサの段数、シールドメタルの粗さに対する放電電圧の特性を取得するために、以下に示すような試験を行った。図 5-1 にガスアイソレータ放電試験の試験系を示す。本試験に用いたガスアイソレータは、高さ 20mm、直径 23.5mm、内径 16mm の GFRP 製ケースの内部に厚さ 3mm、直径 16mm、内径 6mm の石英ガラス系セラミック製碍子を 6 段充填している。各碍子間にはシールドメタルとしてニッケルメッキ処理した銅製エキスパンドメタル(インチ角辺りの穴数：2,858 個)が挿入されている。

本試験では、ガスアイソレータ下部にイオン源のガス注入孔を模擬したアルミ板(ノミナル内径：4mm)を取り付けて、上部にガス導入ポートを接続した。電圧の印加はアルミ板を高電圧側、導入ポートをグラウンド側に接続して行った。放電試験は真空中で 0~2sccm の流量範囲のキセノン(Xe)を注入した状態で、電圧を上昇していき放電電圧を計測した。

放電電圧データは、段数特性は 0~12 段、排出孔径は 2~6mm、シールドメタルのメッシュ粗さは 0~400mesh/inch の範囲で取得した。

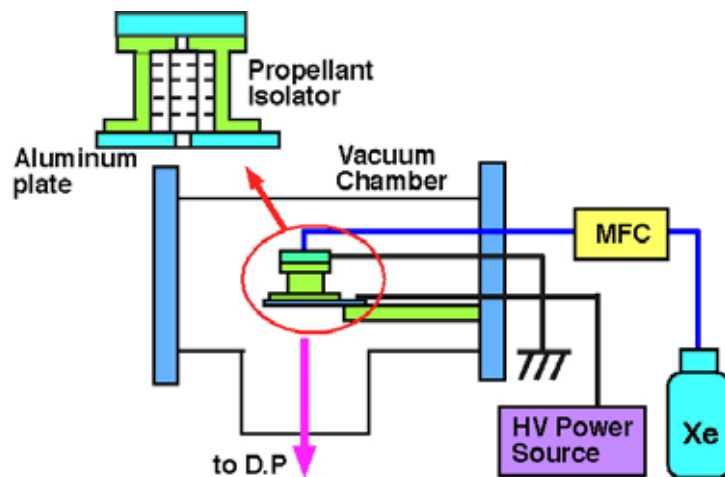


図 5-1 ガスアイソレータの放電試験の構成

5.2.2 高耐圧ガスアイソレータの試作と評価試験

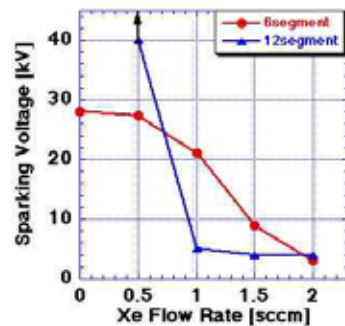
放電試験の結果から得られた設計指針に踏まえて、高耐圧ガスアイソレータの設計・試作を行った。試作されたガスアイソレータが目標とする耐圧性能を有していることを確認するために、以下に述べるような方法で評価試験を行った。

ガスアイソレータは、実際のイオン加速中の圧力状況を再現するために、加速グリッド付きのイオン源に取り付けた。これを真空中に入れて流量 2.35sccm のキセノンを注入し、最大 30kV の電圧を印加して放電の有無を確認した。なお、その際はイオン源を高電圧側、ガスボンベ側をグランド側に接続している。電圧の印加は、5 回実施した。

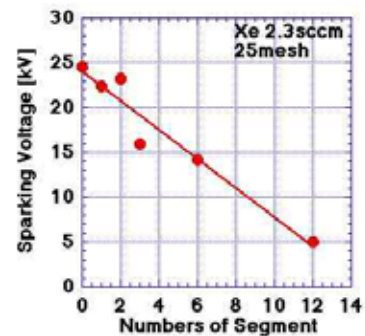
5.3 実験結果

5.3.1 ガスアイソレータの放電特性

図 5-2、図 5-3、図 5-4 にガスアイソレータの段数、ガス流量、メッシュ粗さに対する放電電圧特性を示す。



(メッシュ間隔一定)



(ケース長さ一定)

図 5-2 段数に対する放電電圧特性

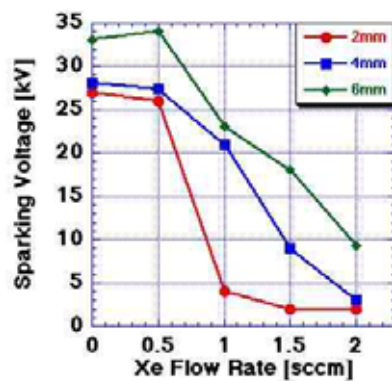


図 5-3 排出孔径、ガス流量に対する放電電圧特性

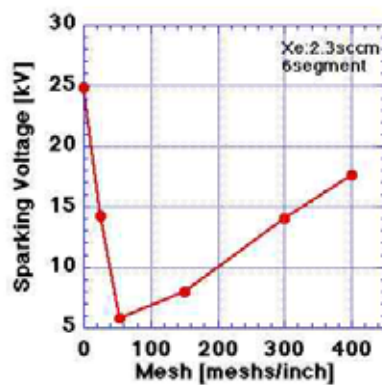


図 5-4 シールドメッシュ粗さに対する放電電圧特性

図 5-2 にはメッシュ間隔とケース長さを固定した場合で、それぞれのガスアイソレータのスペーサ段数に対する放電電圧の特性を示した。メッシュ間隔一定の場合は、段数が少ない方が放電電圧は高いように見える。ケース長さ一定の場合も段数の増大に伴い、放電電圧が低下している。これは段数が増大することによりガスのコンダクタンスが悪化して、アイソレータ内部の圧力も増大したためと推測される。今回の取得されたデータの場合は、圧力とギャップ間距離の積 (pd) の値がキセノンの Paschen minimum より低かった事 (Paschen 曲線の左側の特性である) が示唆され、これにより段数の増大により圧力が増大して放電電圧が低下したと考えられる。但し、本試験系ではガスアイソレータ内部の夏力を計測することが難しく、計測することができなかった。

次にガスコンダクタンスに対する特性であるが、ガス排出孔の直径が大きく、ガス流量が小さいほど放電電圧が大きくなっている。やはり、この場合もガス圧力の増大により放電電圧が低下しており、pd の値がキセノンの Paschen minimum より低い場合の特性を示していると思われる。また、ガス流量が低い領域ではガス放電だけでなく、ケース表面での沿面放電も観測された。

シールドメタルの粗さに対する放電特性では、メッシュが細くなるにつれて急激に放電電圧が低下しているが、約 50 meshes/inch 以上になると次第に放電電圧が増大している。その理由としてメッシュ数の増大によりガス圧力が大きく変化したためと推測される。メッシュが粗い場合はコンダクタンスが低いためガス粒子が少なく、電子との衝突機会が減少するため放電が起こり難くなる。一方、メッシュが細かい場合はガス粒子が多く電子との衝突回数が増え、電子の運動エネルギーがガス粒子の電離電圧までに到達しづらくなるため、放電が起き難くなると思われる。また、メッシュが細くなるとメッシュ自体が電子の加速を妨害しているものと思われる。

5.3.2 高耐圧ガスアイソレータの評価結果

本研究では、ガスアイソレータの放電試験の結果を踏まえて、次に示す2種類の高耐圧ガスアイソレータを試作した。

一つ目のガスアイソレータは、ケース材料にGFRPを用いたタイプであり、これをAタイプと呼ぶことにする。図5-5にAタイプのガスアイソレータの写真と模式図を示す。

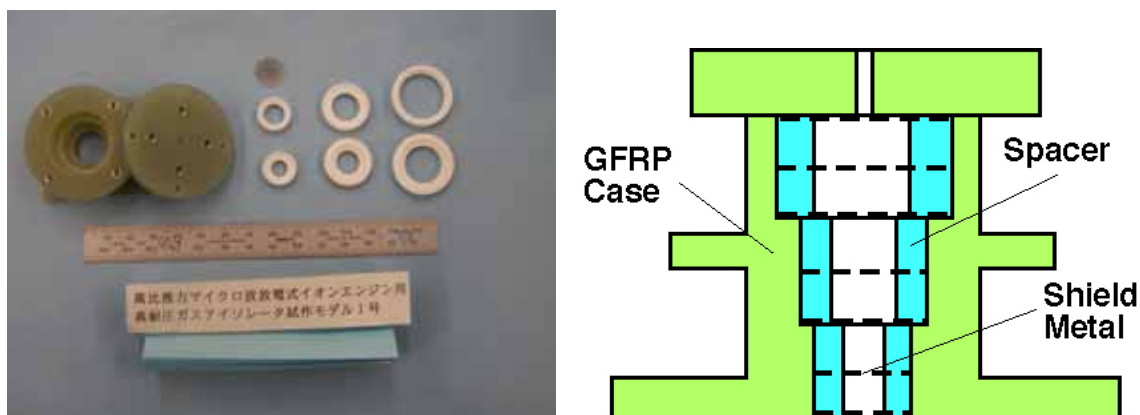


図 5-5 高耐圧ガスアイソレータ (A タイプ)

A タイプでは碍子段数は放電試験の結果を踏まえて「 $\mu 10$ 」用ガスアイソレータの6段から減らすことも検討したが、段数を減らすと1段当たりの電圧配分も大きくなることを考慮して6段のままとした。ガスアイソレータ内部の圧力を低下させるため、ケースと碍子の内径を大きくした。また、沿面放電に対する対策としては模式図に示したようにケースと碍子の側面形状を階段状にて、沿面距離の確保を図った。又、ケースの外面にはつばを設けた。シールドメタルとしては、300meshs/inch のメッシュを1段当たりに2重にして挿入している。

二つ目のタイプとして、トラッキングを防止するためケース材料に石英ガラス系セラミックスに変更したものを試作し、これをBタイプとする。その写真と模式図を図5-6に示す。



図 5-6 高耐圧ガスアイソレータ (B タイプ)

B タイプは A タイプの成果と問題点を反映して設計した。シールドメタルは、A タイプと同じである。またケース内面と碍子形状を変更し、沿面距離を A タイプより長くしている。又、各メッシュ間の電界を小さくするために、段数を A タイプと同じにしてシールドメタル間隔を 6mm に広げている。

ガスアイソレータ A タイプと B タイプのそれぞれの耐圧性能を評価するため、耐圧試験を行った。試験結果、A タイプは 20kV、B タイプは 27kV で放電が発生した。いずれもケースと碍子の隙間で放電が発生しているのが観察された。目標とする 30kV 耐圧には到達できなかったが、「 $\mu 10$ 」用ガスアイソレータの耐電圧が 3kV 程度であることを考えれば、大幅に高耐圧化されている。実験室レベルでのイオン加速に使用しても問題ない水準には到達できていると思われる。

5.4 検討考察

5.4.1 ガスアイソレータの放電特性に関する評価

一連のガスアイソレータ放電試験の結果を通して、ガスアイソレータの放電電圧はその内部のガス圧力に対して非常に大きな影響を受ける事が知見として得られた。

スペーサ段数に対する特性では、メッシュ間隔固定の場合とケース長さ固定の場合でそれぞれ取得した。印加電圧が同じであれば前者の場合、段数の増加により各メッシュ間の電界は低下するが、後者の場合は一定である。従って、ガス流量が同じであれば段数の増加により前者では放電電圧が上昇していき、後者では低下すると予測される。しかし、実験ではいずれも段数が少ない方が放電は起きにくいことが示された。これは段数の増加により、シールドメタルの増加や（前者の場合は）ケース長さの増大によりガス流のコンダクタンスが大きくなり、圧力が大きくなった影響であると思われる。よって、本研究では段数増加によるガス放電の抑制効果は確認できなかった。但し、Hartらは段数を増やすことによって、ガスアイソレータの放電電圧が増大することを報告している⁽¹⁾。又、山極らもスペーサを薄くして、メッシュ枚数を増やしたところ放電電圧が向上したと報告している⁽²⁾。本研究でメッシュ枚数による効果が確認できなかった理由は、分かっていない。

次にガス流量とガス排出孔径に対する特性であるが、ここでもガス圧力の影響は顕著であったと言える。ガス流量が多い場合はガス放電が主であるのに対して、少ない場合はケース表面での沿面放電が多く見られた。これはガス圧力に応じて、ガス放電の発生電圧と沿面放電の発生電圧の大小関係が変動するためである。実際のイオンエンジンの運用でもエンジンのスロットリングを行うために、ガス流量を減少させることが想定されるので沿面放電に対する対策は重要である。

シールドメタルの粗さに対する放電特性について考察する。シールドメタルの粗さが細くなるにつれて、放電電圧が低下する領域と逆に増大していく領域が見られた。その理由についてはすでに述べたが、これは Paschen の法則そのものに思えるが、本研究では実際にガスアイソレータ内部の圧力を測定していないので、断言はできない。また、メッシュが細かい領域ではメッシュによって電子の走行・加速を妨害されている効果もあると考えられる。図 5-4 からシールドメタルの粗さを、より細かくしていくとさらに放電電圧が大きくなると予測される。そこで、シールドメタルとしてアルミ平板を使用したところ、ケースと碍子の隙間で放電が生じ、放電電圧は低下した。この場合は注入ガスがシールドメタルを透過できず、殆どガス粒子がケースと碍子の間を流れるものと思われる。従って、シールドメタルとしては適度にガス粒子を透過させ、かつ電子の加速を妨害するものが望ましいと言える。

5.4.2 高耐圧ガスアイソレータに関する評価

本研究では目標とする 30kV 耐圧は達成できなかったが、最高で 27kV までの耐圧性能を達成できた。表 5-1 に過去に開発されてきたガスアイソレータの放電電圧の例を示す。ここで示されるように各ガスアイソレータは方式、ガス種、ガス流量などが異なるので、一概に比較することは難しいが、本ガスアイソレータのように高い耐圧性能を有するガスアイソレータは世界的にも例は少なく、十分に評価できる成果であると思われる。但し、長時間運用などを考慮するとさらなる設計改善により 30kV 耐圧を達成することは不可欠であろう。

本研究で扱った 30kV 耐圧の 6 段式ガスアイソレータの場合、各段当りの電圧配分は 5kV となる。第 2 章で示した Paschen 曲線を踏まえて放電を抑制するには、メッシュ間隔 3mmn の場合はガスアイソレータ内部の圧力は、0.35Torr 以下か 333Torr 以上にしなければならない。0.35Torr 以下という値は決して実現不可能な値ではないが、シールドメタルや碍子を入れてコンダクタンスが悪くなる一方の条件下で、これを実現するのは簡単ではない。333Torr 以上の圧力についても可能ではあるが、配管内部にオリフィスを設けるなどの工夫が必要である。従って、ケース形状やメッシュ粗さを変えることによってある程度は高耐圧化できるが、数十 kV 耐圧を目標とする場合はそれだけでは不十分であると考えられる。このような場合は、さらに何らの手段によって強制的に電子の加速を妨害することが必要であると思われる。粉末式ガスアイソレータの採用も、検討すべき対策案の一つであると思われる。

表 5 - 1 ガスアイソレータの絶縁特性の例

開発機関・開発者	絶縁方式	ガス流量	推進剤ガス	放電電圧	文献
ISAS (HAYABUSA)	シールドメタル	2.3sccm	キセノン	~3kV	-
中山	シールドメタル	0.5sccm	キセノン	10kV	(3)
NASA/GRC (JIMO)	粉末充填	~45sccm	キセノン	~10kV	(4)
L-3 ETI	シールドメタル	~10sccm	キセノン	8~12kV	(1)
NASA/JPL	シールドメタル	~50sccm	キセノン	~10kV	(1)
J. E. Forster	磁場絶縁	~5sccm	キセノン	4kV	(5)
J. W. Pye	粉末充填	-	水銀	2~10kV	(6), (7)
本ガスアイソレータ	シールドメタル	2.3sccm	キセノン	27kV	-

(参考文献)

- (1) Hart, S. L., Tigghe, W., Pearce, C., Goebel, D. M. : Investigation and Development of a High Voltage Propellant Isolator for Ion Thruster, IEPC-2005-316, *The 29th International Electric Propulsion Conference (IEPC)* (2005)
- (2) 山極芳樹、中村嘉宏、宮崎勝弘 : 12cm 水銀イオンエンジンの作動と特性、宇宙輸送シンポジウム (昭和 56 年度) 宇宙科学研究所、pp.505-515 (1981)
- (3) 中山宜典、船木一幸、國中均 : 高比推力イオンエンジンの作動実験、宇宙輸送シンポジウム (平成 16 年度) 宇宙航空研究開発機構、pp.213-216 (2005)
- (4) Banks, B. A., Gaier, J. R., Hung, C. C., Walters, P. A., Sechkar, E., Panko, S., Karniotis, C. A. : Ultra High Voltage Propellant Isolators and Insulators for JIMO Ion Thrusters, IEPC-2004-3815, *40th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit (JPC)* (2005)
- (5) Forster, J. E. : Transverse magnetic field propellant isolator, *REVIEW OF SCIENTIFIC INSTRUMENTS*, Vol.71, No.10, pp.3684-3688 (2000)
- (6) Pye, J. W. : Component Development for a 10-cm Mercury Ion Thruster, *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol.10, No.2, pp.106-112 (1973)
- (7) Pye, J. W. : A gas-phase high-voltage electrical isolator with controlled breakdown, *Journal of Physics. E, Scientific Instruments*, Vol.11, pp.825-829 (1978)

第 6 章 高比推力イオンエンジン のイオン加速試験

- 6.1 高比推力加速グリッド
- 6.2 実験方法
- 6.3 実験結果
- 6.4 検討考察

第6章 高比推力イオンエンジンのイオン加速試験

6.1 高比推力加速グリッド

図 6-1、図 6-2 に本研究で試作した高比推力加速グリッド⁽¹⁾の写真とその配置をそれぞれ示した。本加速グリッドは「 $\mu 10$ 」と同じく C/C 複合材を材質とした 3 枚式加速グリッドであり、その形状は平板状である。3 枚のグリッドはセラミック製碍子で支持および絶縁され、それぞれのグリッド間隔はスクリーン - アクセル間が 5.5mm ($\mu 10$ は 0.32 mm、以下 () 内は「 $\mu 10$ 」の値)、アクセル - ディセル間が 1.5mm (1.5mm) である。各グリッドの厚さは、スクリーンとディセルが 1.5 mm (0.95 mm)、アクセルが 3 mm (1 mm) となっている。加速グリッドの有効直径は 113 mm であり、各グリッドには直径がそれぞれスクリーン 7 mm (3 mm)、アクセル 4.2 mm (1.8 mm)、ディセル 6mm (2.8mm) の孔が 163 個あけられている。なお、各グリッドの開口率は「 $\mu 10$ 」とほぼ同じくスクリーン 6 %、アクセル 23 %、ディセル 46 % である。従って、本グリッドの有効加速長は 7.82 mm である。(但し、シース厚さは考慮していない。)

イオン加速時のノミナルの各グリッドへのバイアス電圧は、スクリーン 15 kV、アクセル -350 V、ディセル約 -30 V (中和器バイアス電圧と同じ) である。なお、ディセル電位はグランド電位でも構わないが、本研究ではイオンの中和面をできるだけ上流側に引き寄せて、イオンビームの発散を抑制するためにディセルに中和器と同じ電位を印加している。



($\mu 10$ HIsp 用、 $\mu 10$ 用)

図 6-1 高比推力加速グリッド

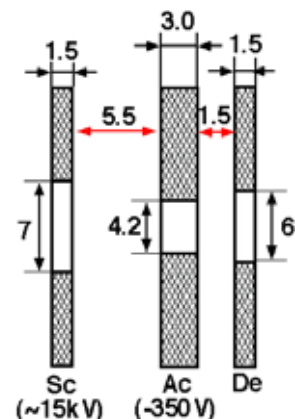


図 6-2 加速グリッドのレイアウト

6.2 実験方法

6.2.1 実験系の構成

高比推力イオンエンジンの試験系はイオンエンジン系、大型真空槽、外部支援機器から構成されている。以下に各構成要素について述べる。

(1) イオンエンジン系

図 6-3 に高比推力イオンエンジンのスラスターヘッド、図 6-4 のイオンエンジン系の構成図をそれぞれ示す。スラスターヘッドは、JIS800 真空フランジとアルミ支柱を介して取り付けられたアルミ板に取り付けられている。イオン源とアルミ板は、図 6-5 に示す窒化アルミ板 4 枚を介して接続・絶縁されている。この窒化アルミの熱伝導率は約 170W/mK であり、イオン源からの排熱も担う。高電圧バイアスされるイオン源および整合調整ホーンの周囲は、周囲のプラズマからの電子収集を防止するシールドケースで覆われている。マイクロ波電力と推進剤の導入は、外部からフィードスルーを介して導入される。イオン源とマイクロ波系またはガス推進剤との絶縁は高耐圧 DC ブロック、高耐圧ガスアイソレータでそれぞれ絶縁されている。イオン源の脇には、専用スタンド

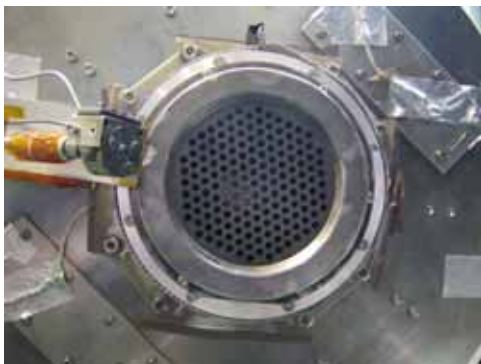


図 6-3 高比推力イオンエンジン

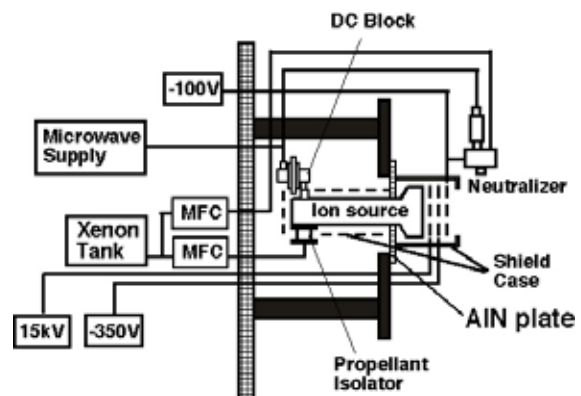


図 6-4 イオンエンジン系の構成

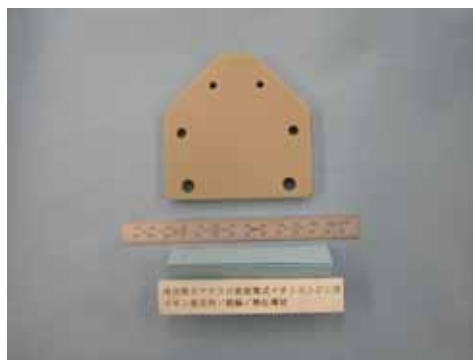


図 6-5 窒化アルミ支持・絶縁・熱伝導材

を介して中和器を取り付けられている。中和器も DC ブロックを介してマイクロ波電源と絶縁されている。

(2) 大型真空槽

大型真空槽⁽²⁾の写真を図 6-6 に示す。大型真空槽は直径 2m、長さ 5m の主真空槽と直径 80 cm、長さ 60 cm の副真空槽及びこれらの内部を真空排気する真空ポンプ群と制御用コンピュータから構成される。主真空槽、副真空槽(いずれも SUS316 製)はそれぞれロータリーポンプ、メカニカルブースターポンプ、ターボ分子ポンプで粗引きされた後、主真空槽に直付けされた直径 80 cm のクライオポンプ(排気能力 : 28,000 l/s) 4 台で真空排気される。これによりガス非導入時で 1.3×10^{-4} Pa 以下の真空度を実現する。イオンエンジンは副真空槽に設置され、ゲートバルブ開放後に主真空槽端に設けられたビームターゲットに向けてイオンビームを噴射する。



図 6-6 大型真空槽

(3) 外部支援機器

外部支援機器はマイクロ波電源系、推進剤ガス供給系、加速電圧供給系(高圧電源) から成る。マイクロ波電源系はイオン源に 36 W、中和器に 10 W のマイクロ波電力(4.2 GHz) をセミリジットケーブルを介して供給する。プラズマとマイクロ波の整合は、イオン源はその後部に接続された整合調節ホーンの長さを調節して行い、中和器はストレッチャーを用いて行う。

推進剤ガス供給系は、推進剤ガスであるキセノンをガスボンベからマスフローコントローラを介してイオン源側に 2.35 sccm、中和器側に 0.5 sccm をそれぞれ供給する。

加速電圧供給系はスクリーン用電源、アクセル用電源、中和器(ディセル) 用電源から成る。スクリーン電源は容量が 15 kV/200 mA、アクセル電源は 500 V/0.1 A、中和器電源は最大出力が 350 V/0.5 A である。グリッドへの電圧印加は、スクリーン電圧の出力に連動して、アクセル及び中和器に電圧が印加されるように制御されている。

6.2.2 イオン光学特性試験

高比推力加速グリッドの最適な規格化パービアンス (NP/H) 領域、即ちイオンビームが最も収束する NP/H 領域を把握するために、NP/H に対するビーム電流中のアクセル電流導入率を取得した。イオンビームが収束していない場合は抽出イオンがアクセルグリッドに衝突するため、アクセル電流が増大する。本研究では NP/H は式 (2-9) により算出した。本試験では、アクセル電圧-350V 一定でスクリーン電圧が 2~15kV の範囲において 1kV 刻みでスクリーン電流とアクセル電流を計測し、これより NP/H に対するアクセル電流導入率の特性を求めて、その特性から最適な NP/H 領域を評価した。

6.2.3 電子逆流特性試験

スクリーン電圧に対する電子逆流リミット電圧値の特性を取得する事を目的とする。本試験では、スクリーン電圧を 5~15kV の範囲で一定としてアクセル電圧を-500V から低下させていき、その際のスクリーン電流とアクセル電流を取得した。電子逆流が生じると、既述のように逆流電子がスクリーングリッドやイオン源に流入するため、スクリーン電流が増大する。そのため見かけ上のビーム電流が増大する。電子逆流による効果は以下に示す Wlibur⁽³⁾による手法を参考にして次式で規格化されたビーム電流増加率により評価した。

$$J_b/J_{b500V} = 100 - \frac{J_{sc} - J_a}{(J_{sc} - J_a)_{500V}} \times 100 \quad (6-1)$$

本試験では、アクセル電圧に対する規格化ビーム電流増加率の特性とスクリーン電圧に対する電子逆流のリミット電圧 (電子逆流が発生する最低電圧) の特性を取得した。

6.3 実験結果

6.3.1 高比推力イオンエンジンの推進性能

図 6-7 にイオン加速中の「 μ 10HIsp」の様子、図 6-8 に「 μ 10HIsp」の加速電圧とスクリーンとアクセル電流特性を示す^{(4), (5)}。

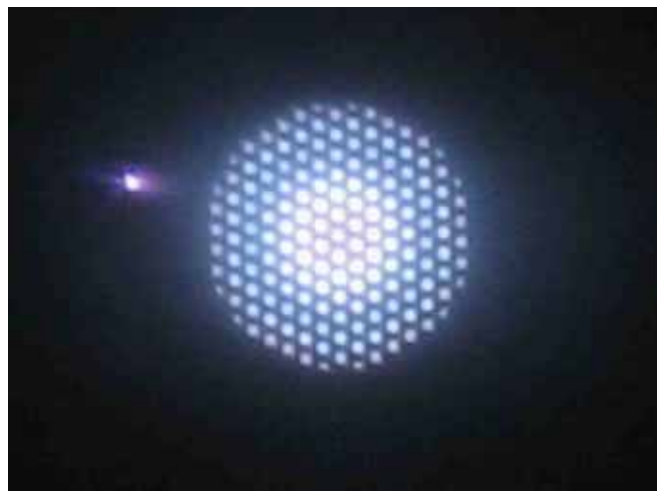


図 6-7 イオン加速中の「 μ 10HIsp」

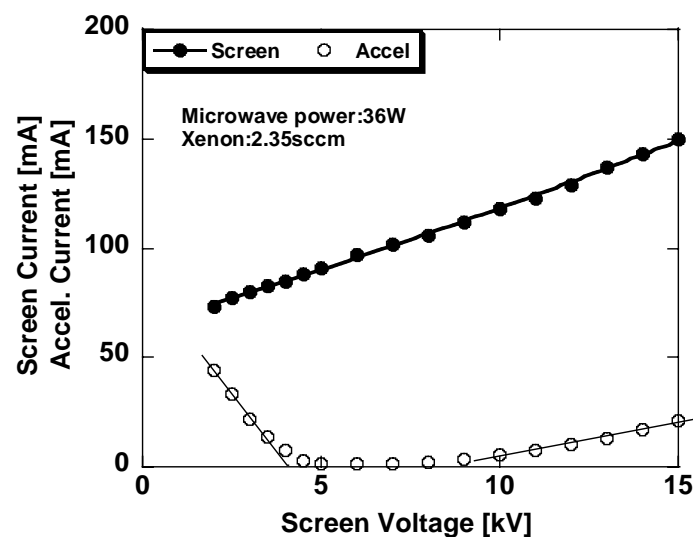


図 6-8 加速電圧と抽出イオン電流特性

「 μ 10HIsp」のイオン加速試験を実施し、加速電圧 15kV での安定したイオン加速を達成した。当初、懸念されたエンジン各部の絶縁についてはガスアイソレータに若干の不安が残る以外は特に問題なく、本研究で取り組んだエンジン各部における絶縁対策が妥当であることが確認できた。試験の結果、15kV で 150mA のスクリーン電流を抽出できた。し

かし、図 6-8 に見られるようにアクセルへのドレイン電流も 20mA 程度流れており、ビーム電流としては 130mA 程度達成していることになる。これは目標のビーム電流より約 10mA 低い。本試験の結果を踏まえて算出した「 μ 10HIsp」の推進性能を表 6-1 に示す。

表 6-1 「 μ 10HIsp」の推進性能

項目	達成値	目標値
マイクロ波電力 [W]	36	36
総推進剤流量 [sccm]	2.85	2.85
スクリーン電圧 [kV]	15	15
ビーム電流 [mA]	130	140
推力 [mN]	26 ^{*1}	27
比推力 [sec]	9,570 ^{*1}	10,000
推進剤利用効率 [%]	77	85
イオン生成コスト [W/A]	278	230
推進効率 [%]	75 ^{*2}	83

*1：二価イオンやビーム発散の影響は考慮していない。

*2：電源効率は考慮していない。

目標とする運転条件はすべて達成できている。しかし、ビーム電流が目標よりやや低いので、それに伴い推進性能も目標値に僅かに届いていない。推力と比推力に関しては、やや低い目標値とそれほどかけ離れてはならず、将来の惑星探査ミッションを担う高比推力システムとして相応しい推進性能を達成できている。推進剤利用効率とイオン生成コストはイオン源の運転条件が同じであれば同じになるが、本実験では目標より低下している。本実験では、イオン源に投入される電力と推進剤ガス流量（イオンの生成量）およびスクリーン電流（イオンの排出量）は「 μ 10」と場合とほぼ同じであるので、イオン源の動作状況自体は「 μ 10」の場合と同じであったと考えられる。しかし、推進剤利用効率とイオン生成コストは、スクリーン電流からアクセル電流を差し引いたビーム電流を用いて算出することが通例であるため、今回のようにアクセル電流が大きい場合はイオン排出量が実際よりも低く扱われるので、両者の値も小さくなる。従って、加速グリッドを改善し、ビーム電流の不足を解消できれば十分に目標に到達できるものと期待できる⁽⁴⁾。

6.3.2 加速グリッドのイオン光学特性

図 6-9 に「 $\mu 10\text{Hisp}$ 」用加速グリッドの NP/H に対するアクセル電流導入率の特性を示す。

ここに示したように本試験で用いた加速グリッドの Crossover limit と Perveance limit は、それぞれ約 $1.3 \times 10^{-9} \text{ A/V}^{3/2}$ 、 $1.8 \times 10^{-9} \text{ A/V}^{3/2}$ であり、 $1.5 \times 10^{-9} \text{ A/V}^{3/2}$ 前後が最適な NP/H 領域である。最適 NP/H 領域で約 1.5% ほどのアクセル電流が見られるが、これは抽出イオンが直撃している訳ではなく、アクセル近傍で発生した電荷交換イオンによる電流である。

この結果は、図 6-8 にも示されるようにスクリーン電圧が 5~7kV で最適 NP/H 領域となり、抽出イオンの直撃を回避されている。それより大きなスクリーン電圧では、抽出イオンの軌道が Crossover となり、アクセルグリッドに直撃している。また、この時にビームレットの発散角も大きくなるため、ディセルグリッドの上流面が荒れているのが確認された。この結果を反映してグリッド設計を変更し、最適 NP/H 領域を 15kV にシフトさせる必要がある。

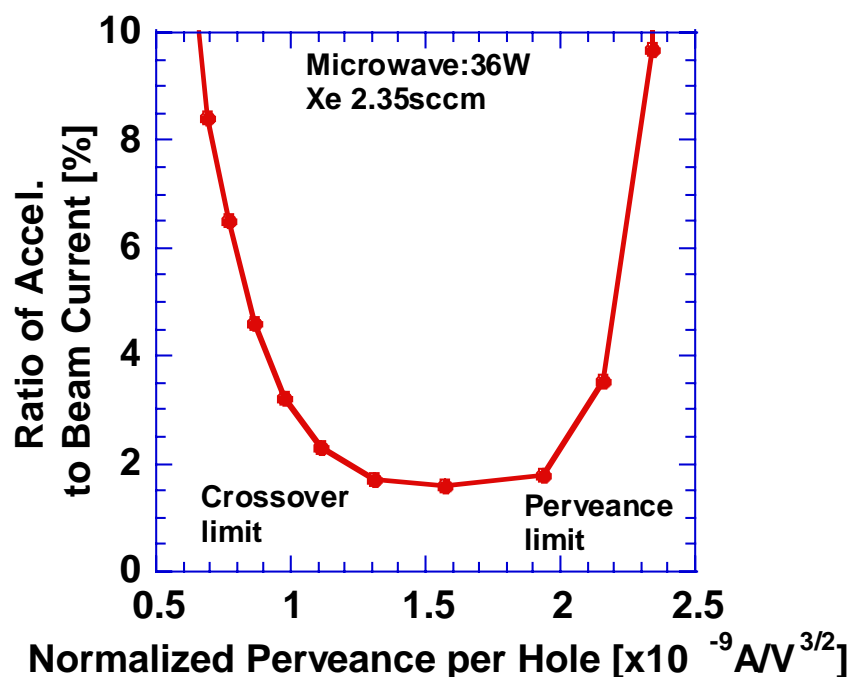


図 6-9 NP/H に対するアクセル電流導入率

6.3.3 電子逆流特性

図 6-10 に「 μ 10HIsp」用加速グリッドの電子逆流特性を、また図 6-11 にスクリーン電圧に対する電子逆流リミット電圧の特性を示す。

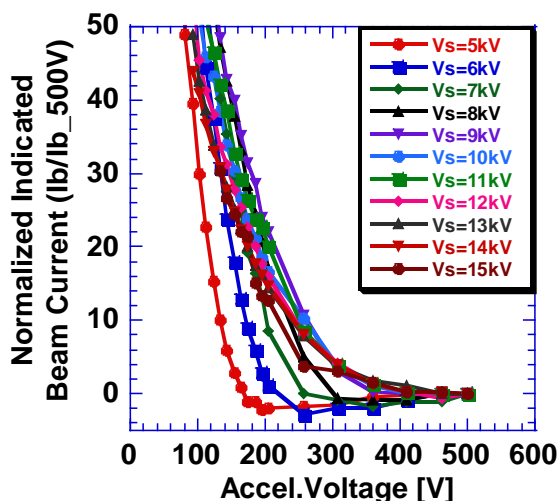


図 6-10 「 μ 10HIsp」用加速グリッドの電子逆流特性

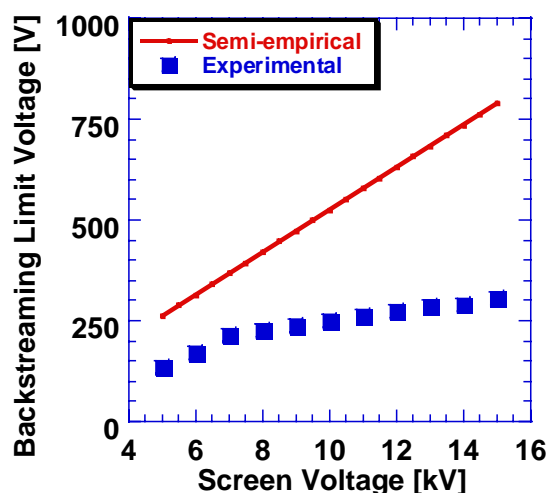


図 6-11 スクリーン電圧 - 電子逆流リミット電圧特性

図 6-10 の縦軸は(6-1)式で定義される規格化ビーム電流増加率を示しており、アクセラ電圧が500Vである場合のビーム電流と比較して各アクセラ電圧でのビーム電流の値がどのくらい増加しているかを示している。ここに示したようにアクセラ電圧を低下していくと、逆流リミット値を下回ると電子の逆流が生じて、ビーム電流が見かけ上で急激に上昇している。又、逆流リミット値はスクリーン電圧が大きくなるほど、大きくなることが示され、スクリーン電圧が10kV以上ではアクセラ電圧が300Vでも僅かに逆流している。

この事は図 6-11 でも示されており、スクリーン電圧の増大により電子逆流のリミット電

圧も状況している。なお、本図中で " Semi empirical " とあるのは、式(2-3)から算出した半経験式による値であり、" Experimental " は図 6-10 における特性曲線で規格化ビーム電流増加率が一定の領域と急激に上昇する領域にそれぞれ接線を引き、その両者の交点から求めた値である。半経験による値と実験値を比較すると、実験値の方がかなり低い。これは本試験における逆流リミット電圧の求め方では、実際の逆流リミット電圧より低めに求まってしまうことや半経験式によるリミット電圧近傍における逆流電流値は極めて微小であるため、その検出が難しいことが理由として考えられる。また、本エンジンではグリッド下流の電子が比較的少ないと思われ、高比推力イオンエンジンのようにスクリーン電圧が高い場合、次第に逆流電子が不足してきて、逆流電流が飽和傾向に転じてくると考察される。このような場合、電子逆流のリミット電圧は半経験式による値よりかなり低くなり、この結果はグリッドの耐久性を考慮すると有利な結果である。

6.4 検討考察

6.4.1 推進性能と運用性に関する評価

「 $\mu 10\text{HIsp}$ 」のイオン加速試験を実施し、当初から想定していた運転条件で安定したイオン加速ができることを確認した。大気暴露直後などはグリッド間で軽微な放電が見られるが、次第に沈静化されていくので特に問題はない。小惑星探査機「はやぶさ」搭載イオンエンジンにおいても、運用開始当初に放電は頻発しベーキングによる沈静化したことが報告されている⁽⁶⁾。同様の事象は技術試験衛星「きく6号」でも報告されており、「きく6号」では運転開始直後はエンジンへの供給電力を低めに抑えて運転し、徐々に定常の動作点に追い込んでいく事により放電を低減させている⁽⁷⁾。

DC ブロックに関して問題になるような放電はなく、マイクロ波伝送にも支障なく円滑なプラズマ点火と生成ができています。一方、ガスアイソレータは単体の評価試験では20kVを超える耐圧性能を確認できたにも関わらず、実際のイオン加速では毎回ではないが、13kV以上の電圧でケースと碍子の隙間で放電が生じる事があった。恐らく耐圧性能の余裕があまりない状態で使用していると思われる、耐圧性能の改善は重要な課題である。また、エンジン起動後数分でイオン源の動作が不安定になるという現象が見られた。これはエンジンの排熱が不十分であるためと推測され、排熱機構の改良が必要である。

イオンの引き出しはスクリーン電流はよく抽出できているが、グリッドオブティクスの設計が不十分であるため、イオン軌道がCross-overとなっているためアクセル電流が大きい。これは推進性能のみならず耐久性の面でも好ましいことではなく、改善が求められる。

推進性能はビーム電流が不足しているため、全体的に目標値には到達していないが、グリッドの改善により十分にフォローできると思われる。特に推力と比推力はそれぞれ25mN、9,000秒を超えており、飛行実績があるイオン源を用いてこのような高い推進性能を達成できたことは十分に評価できるであろう。

まだ改良の余地は残るが、マイクロ波放電式イオンエンジンの高比推力化に関する基礎技術は確立されたと言ってよい。

6.4.2 イオン抽出特性に関する評価

「 $\mu 10\text{HIsp}$ 」のイオン抽出特性から最適なNP/H領域が $1.3 \times 10^{-9} \sim 1.8 \times 10^{-9} \text{A/V}^{3/2}$ であることを明らかにした。図 6-12 は本研究で得られたイオン抽出特性をWilbur⁽³⁾による直流放電式イオンエンジンによる実験データ及びNakayama⁽⁸⁾が行った“igx”コードによる数値計算結果と比較したものである。なお、Wilburらによる実験は推進剤ガスとしてクリプトンを使用しており、アクセル電圧（-420V）、アクセル孔径（3.5mm）とグリッド間隔（4.5mm）が本研究とは異なる。そのため、本実験結果とは一概に比較することはできないが、直流放電イオンエンジンの最適NP/H領域の幅の広さを示すデータとして載せた。“igx”による数値計算は、本研究における実験と同一の条件に対してシミュレーションを行ったものである。この図より、最適なNP/H領域はほぼ一致している。しかし、本研究におけるその幅は他のデータと比較して狭くなっている。その理由として本研究で使用しているイオン源はマイクロ波放電によりプラズマを生成しているため、直流放電式イオン源と比較してプラズマ生成が不均一であり、その密度も薄いことが起因していると思われる⁽⁹⁾。そのため、孔の位置に応じてNP/Hが異なるので、グリッド全面で最適なNP/Hになっていないものと思われる。従って、これに対する対策として「 $\mu 10\text{HIsp}$ 」のビーム電流分布を計測し、これを踏まえて各孔の直径を変えてNP/Hを最適化する方法が考えられる。

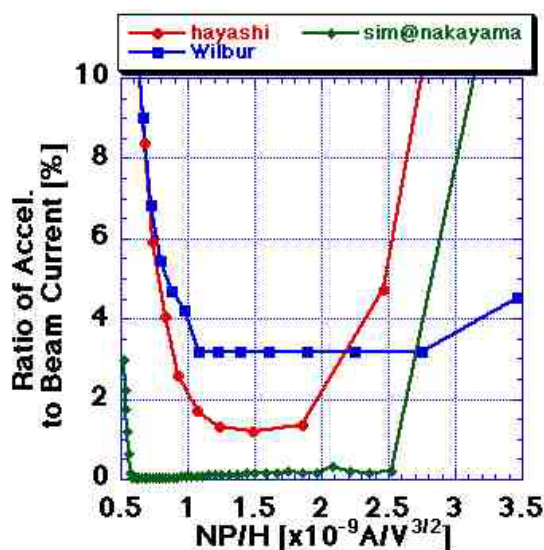


図 6-12 イオン抽出特性の比較

現在のグリッド設計では、最適なスクリーン電圧が 5~7kV であることが示され、推進性能や耐久性を改善するにはこれを 15kV にシフトさせることが必須の課題である。NP/H 領域を高電圧側にシフトさせる方法として、スクリーンとアクセルの間隔を広げることが考えられる。図 6-13 はスクリーンとアクセルの間隔を 8.2mm に広げた場合のイオン抽出特性である。最適なスクリーン電圧の領域がシフトしたことが分かるように横軸はスクリーン電圧で表示した。

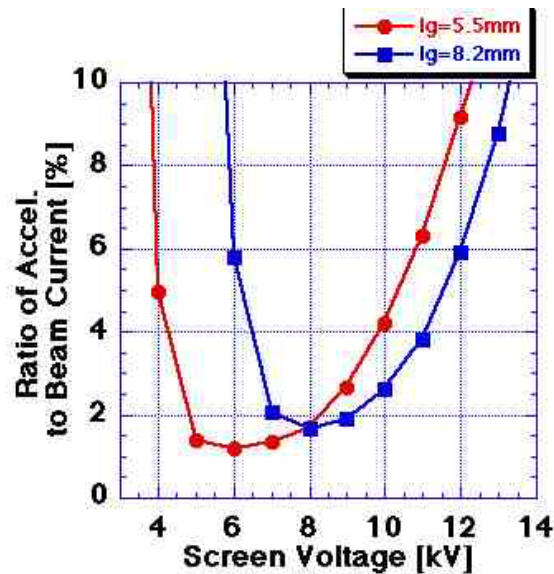


図 6-13 グリッド間隔によるイオン抽出特性の比較

ここで示されるようにグリッド間隔を広げることによって、最適なスクリーン電圧が2kV程度高電圧側にシフトしている。一方でグリッド間隔を広げるとアクセラ電流導入率がやや増大しており、これに伴い最適なスクリーン電圧の領域幅も狭まっている。その理由は次のように考察される。スクリーン上流のシース面から抽出されるビームレットはスクリーン孔を通過中は隣接するビームレットとの干渉は少ないが、スクリーンとアクセラの間の空間を通過している時は隣接ビームレットとの干渉により、各ビームレット間で斥力が生じる。グリッド間隔が大きいとビームレット間の斥力を受ける時間も長くなり、ビーム断面の形状は星型になることが知られている⁽⁸⁾。そのため、星型の先端部分がアクセラ孔の端に直撃することになる。従って、グリッド間隔を広げることによって最適スクリーン電圧をシフトされる方法は、推進性能や耐久性の観点からあまり得策ではないと言える。

なお、Wilburら⁽³⁾はスクリーングリッドを厚くすることにより、最適NP/H領域を変えられることを報告しており、スクリーングリッドを厚くする方法についても今後検討すべきことであろう。これはグリッドの厚さを変えることにより、加速長を変更する方法であり、グリッド間隔は変わらないので隣接するビームレットの干渉は受け難くなる。

また、本実験ではディセルグリッド上流面の損傷が認められたが、これはスクリーングリッドとアクセラグリッドのイオン光学設計を改善することにより、大幅に低減されると期待される。その上でディセルグリッドのスクリーングリッドやアクセラグリッドに対する相対的な位置や孔径を最適化することにより、ビーム発散を小さくできることがAstonらによって報告されている⁽¹²⁾。

6.4.3 電子逆流特性に関する評価

電子逆流特性試験から「 $\mu 10\text{HIsp}$ 」用加速グリッドの電子逆流特性を明らかにすることができ、スクリーン電圧が大きくなると電子逆流のリミット電圧も増大することが示された。同様な結果は、他の文献^{(3), (11)}によっても報告されている。スクリーン電圧の増大は下流電子に対する静電的な吸引力の増大と等価であるので、当然の結果である。本イオンエンジンの加速電圧である 15kV では、アクセル電圧が -300V でもエンジンの運用には支障ない程度の軽微な電子逆流が見られた。本研究ではノミナルのアクセル電圧は -350V としてイオン加速を行ったが、短時間の運転ならば問題ないが電荷交換イオンによるアクセル孔の侵食が顕著になる長時間運用を考慮すると、アクセル電圧をさらに引き上げることも検討の余地がある。しかし、既述のようにアクセル電圧の増大は電荷交換イオンによるスパッタ量の増大に繋がる。そこで、他の電子逆流の抑制手段としてはアクセル孔の直径を小さくする、アクセルグリッドの厚さを厚くするなどの方法が挙げられる。特にアクセル孔径を小さくする方法は、イオンビームが適度に収束するNP/H領域が実験によって明確になっているので、積極的に検討すべき方法のひとつと考える。また、Tanakaら⁽¹³⁾やFosterら⁽¹⁴⁾は、コイルによって外部から磁場を印加することにより電子の逆流を抑制することを提案しているが、スクリーン電圧が高い高比推力イオンエンジンの場合には大きな磁場が必要であり、磁場がエンジンの作動に影響を及ぼす事が懸念され、さらにコイル用の電源が必要になるので、マイクロ波放電式イオンエンジンが持つシンプルな構造というメリットが失われる恐れがある。

(参考文献)

- (1) 林寛、趙孟佑、國中均：高比推力マイクロ波放電式イオンエンジン「 μ 10HIsp」の研究状況 - イオン加速試験と高電圧絶縁機器の試作改良 - 、第 49 回宇宙科学技術連合講演会講演集、pp.863-867 (2005)
- (2) 船木一幸、國中均、都木恭一郎、清水幸夫、佐鳥新：マイクロ波放電式イオンエンジン用耐久試験装置の開発、日本航空宇宙学会論文集、Vol.47、No.550、pp.411-418 (1999)
- (3) Wilbur, P. J., Miller, J., Farnall, C., Rawlin, V. K. : A Study of High Specific Impulse Ion Thruster Optics, IEPC-01-098, 27th International Electric Propulsion Conference (2001)
- (4) Hayashi, H., Cho, M., Kuninaka, H. : Experiment Demonstration of Microwave Discharge Ion Engine with 10,000sec Isp, ISTS 2006-b-33, 25th International Symposium on Space Technology and Science (ISTS), pp.265-269 (2006)
- (5) 林寛、趙孟佑、國中均：高比推力マイクロ波放電式イオンエンジンの推進性能の評価、宇宙輸送シンポジウム (平成 17 年度)、宇宙航空研究開発機構宇宙科学研究本部、pp.333-336 (2006)
- (6) 國中均： μ イオンエンジンの宇宙運用、宇宙輸送シンポジウム(平成 15 年度)、宇宙航空研究開発機構、pp.264-267 (2004)
- (7) 梶原堅一、長野寛、西田英司、後藤祥史、河内宏道：技術試験衛星 型イオンエンジン装置の開発、日本航空宇宙学会誌、Vol.46、No.530、pp.168-174 (1998)
- (8) Nakayama, Y., Wilbur, P. J. : Numerical Simulation of High Specific Impulse Ion Thruster Optics, IEPC-01-099, 27th International Electric Propulsion Conference (2001)
- (9) Funaki, I., Kuninaka, H., Onodera, N., Satori, S. : Plasma Diagnostics of a Microwave Ion Engine, ISTS 98-a-2-20P, 21st International Symposium on Space and Science (ISTS) (1998)
- (1 0) Nakayama, Y., Wilbur, P. J. : Numerical Simulation of High Specific Impulse Ion Thruster Optics, IEPC-01-99, 27th International Electric Propulsion Conference (IEPC) (2001)
- (1 1) Williams, G. J., Sovey, J. S., Haag, T. W. : Performance Characterization of HiPEP Ion Thruster Ion Optics, AIAA 2004-3627, 40th AIAA/ASME/SAE/ASEE/ Joint Propulsion Conference & Exhibit (2004)
- (1 2) Aston, G., Kaufman, H. R. : Ion Beam Divergence Characteristics of Three-Grid Accelerator Systems, AIAA JOURNAL, Vol.17, No.1, pp.64-70 (1979)

- (1 3) Tanaka, F., Satori, S., Itoh, Y. : Control of backstreaming electron current of microwave engine by an external magnetic field, *Memoirs of Hokkaido Institute of Technology*, No.31, pp.247-251 (2003)
- (1 4) Foster, J. E., Patterson, M. J. : Controlling electron backstreaming phenomena through the use of a transverse magnetic field, *Journal of Propulsion and Power*, Vol.18, No.6, pp.1308-1311 (2002)

第7章 結論・まとめ

第7章 結論・まとめ

本研究の結論、まとめを以下に示す。

(ア) 推進剤ガスによる高比推力化に関する検討

推進剤ガスの変更による高比推力化を検討するためアルゴン、酸素を用いてマイクロ波放電式中和器を作動し、その電子抽出特性を比較した。その結果、キセノン以外のガスでは電離特性の違いからプラズマ生成量がキセノンと比較して少なく、イオンエンジンの推進性能に大幅に低下する事がわかった。10cm 級マイクロ波放電式イオンエンジンの場合は、マイクロ波のカットオフやプラズマ生成箇所の局所化などの物理的制約を受けるので、電子衝撃型イオンエンジンと比べてプラズマ生成量が少ない。そのため、高比推力化させる場合もできるだけプラズマ密度を稼ぐため、キセノンを用いる方が有利であるという結論を得た。

マイクロ波放電式中和器の応用利用の一つとして、酸素を作動ガスとして宇宙プラズマ環境シミュレータへの適用について検討した。その結果、中和器を用いて電離層プラズマに相当する密度のプラズマ雰囲気模擬できることを確認した。又、70 時間運用試験によりその耐久性を確認した。

(イ) 高耐圧 DC ブロックの試作と評価

窒化ホウ素の短時間及び長時間の絶縁破壊特性を取得した。その結果、窒化ホウ素を絶縁部品をとして用いる場合は、印加電界を 10kV/mm にしなければならないことが分かった。特に BN は PTFE などの有機系高分子材料と比較して貫通破壊に弱い、沿面放電には強いという特長がある。

窒化ホウ素のマイクロ波帯における誘電特性を計測し、マイクロ波の損失係数が低いことを確認した。また、半波長板やチョークフランジの有効性について確認した。

窒化ホウ素を絶縁材とした導波管型高耐圧 DC ブロックを試作した。さらに試作した DC ブロックの評価試験を行い、耐電圧 30kV 以上、マイクロ波損失約 3% の性能を有していることを確認した。但し、総重量が重いこと軽量化が今後の課題である。

(ウ) 高耐圧ガスアイソレータの試作と評価

ガスアイソレータの段数、内部圧力、シールドメッシュ粗さに対する放電電圧特性を取得した。その結果から、ガスアイソレータの高耐圧化にはガス粒子を適度に透過させつつ、電子の加速・走行を妨害させることが重要であるという知見を得た。

高耐圧ガスアイソレータを試作し、キセノン流量 2.35sccm で放電電圧 27kV を達成した。但し、目標とする 30kV 耐圧は達成されておらず、更なるガスアイソレータの耐圧性能が求められる。

(エ) 高比推力イオンエンジンのイオン加速試験

高比推力マイクロ波放電式イオンエンジンを試作し、そのイオン加速試験を実施した。その結果、加速電圧 15kV でのイオン加速を達成し、推力 26mN、比推力 9,570 秒の推進性能を得た。

高比推力加速グリッドのイオン抽出特性を取得し、最適なNP/H領域について検討した。その結果、 $1.5 \pm 0.2 \times 10^{-9} \text{A/V}^{3/2}$ 付近が最適領域であることを確認した。

高比推力加速グリッドの電子逆流特性を取得し、スクリーン電圧 15kV では -400~-500V 程度のアクセル電圧が必要であることを確認した。さらにスクリーン電圧が高い場合はエンジン下流の電子が少ないと、逆流電子が不足してくるため Kaufman による半経験式と一致なくなり、逆流リミット電圧値が低く抑えられることが分かった。

今後の課題はグリッドオブティクス設計の見直し、排熱方式の改善である。

謝 辞

3 年間におよぶ博士課程での研究を通じまして、御指導・御支援を賜りました多くの先生方および皆様に心より感謝申し上げます。ここに高比推力マイクロ波放電式イオンエンジンの基礎技術を確立し、その成果を博士論文にまとめる事ができましたのは、以下に述べる多くの方々の御鞭撻と御協力によるものであり、いわば「チームワークの成果」であることを最初に強調したいと思います。

最初に博士前期課程から 5 年間にわたり指導教官として御指導いただき、また宇宙研での研究生生活をお許しいただいた九州工業大学の趙孟佑教授に厚く感謝いたします。次に本研究を全般的に御指導いただき有意義なアドバイスをいただいた宇宙航空研究開発機構の國中均教授に感謝の意を表します。防衛大学校の中山宜典助教授には、実験に関するアドバイスやグリッドの数値計算などで御協力していただきました。

宇宙航空研究開発機構の清水幸夫技官、西山和孝助教授には実験に際して様々な御助言と御協力をいただきました事をお礼申し上げます。さらに宇宙航空研究開発機構國中研究室の船田美和子さん、安藤孝弘さん、さらに学生の皆様には大変にお世話になりました。東京農工大学の都木恭一郎教授には、時折励ましのお言葉をかけていただきましたことを深く感謝いたします。

本論文を審査していただきました九州工業大学の匹田政幸教授、並木章教授、橘武史教授に謝意を表します。また、九工大来学の際には秘書の白川久美子さんをはじめとする九州工業大学趙研究室の皆様にお世話になりましたことを厚く感謝いたします。さらに宇宙研での研究に取り組むに際して、九州工業大学の学務部大学院係をはじめとする多くの方々から御協力いただきましたことに厚くお礼申し上げます。

最後にこれまでの長い学生生活を支えてくれた地元・石川県の家族に感謝します。

平成 19 年 3 月

林 寛

関連する論文・学会発表の一覧

関連する論文・学会発表の一覧

国際学会proceeding (自著)

- (1) Hiroshi Hayashi: Development of Plasma-Interaction Acceleration Test Facility for Study on Space Material, The Proceedings of the 23rd International Symposium on Space Technology and Science、Vol.2, pp.2512-2517, (2002 年 5 月)
- (2) Hiroshi Hayashi, Mengu Cho, Hitoshi Kuninaka: Experimental Demonstration of Microwave Discharge Ion Engine with 10,000sec Isp, 25th International Symposium on Space Technology and Science, ISTS-b-33, pp.265-269 (2006 年 6 月)
- (3) Hiroshi Hayashi, Mengu Cho, Hitoshi Kuninaka: High Specific Impulse Microwave Discharge Ion Engine for Interplanetary Explorer, The 22nd International Symposium on Discharge and Electrical Insulation in Vacuum (ISDEIV2006), Vol. 2 , pp.766-769 (2006 年 9 月)

国際学会 proceeding (共著)

- (1) Yoshinori Nakayama, Hiroshi Hayashi, Mengu Cho, Ikkoh Funaki, Hitoshi Kununaka: Feasibility Study on High Specific Impulse Ion Thruster with C/C Grid System, The 29th International Electric Propulsion Conference (IEPC), IEPC-2005-233, (2005 年 11 月)

査読付論文誌

- (1) 林寛、趙孟佑、西山和孝、國中均：電離層プラズマ環境模擬のためのマイクロ波放電式酸素イオン源、日本航空宇宙学会論文集、第 52 巻、第 610 号、pp.528-534 (2004 年 11 月)

国内学会での発表

- (1) 林寛、西園寺章代、豊田和弘、趙孟佑、國中均：イオンエンジン用マイクロ波プラズマ源を用いた宇宙用材料劣化加速試験システムの構築、平成 14 年電気学会全国大会、[第 1 分冊] pp.191 (2002

年 3 月)

- (2) 林寛、趙孟佑、國中均：マイクロ波放電式中和器の宇宙プラズマ環境シミュレータへの応用、第 46 回宇宙科学技術連合講演会、pp.111-116、(2002 年 10 月)
- (3) 林寛、趙孟佑、國中均：電離層プラズマシミュレータ用マイクロ波放電式酸素プラズマ源、平成 14 年度宇宙輸送シンポジウム、pp.304-307、(2003 年 1 月)
- (4) 林寛、趙孟佑、國中均：作動ガスに対するマイクロ波プラズマ源の動作特性、平成 15 年電気学会全国大会、[第 1 分冊] pp.168(2003 年 3 月)
- (5) 林寛、趙孟佑、國中均：マイクロ波放電式イオンエンジンの高比推力化に向けた高電圧絶縁技術の基礎研究、平成 15 年度宇宙輸送シンポジウム、pp.219-222 (2004 年 1 月)
- (6) 林寛、趙孟佑、國中均：宇宙用高耐圧 DC ブロックの研究開発、平成 16 年電気学会全国大会、[第 2 分冊] pp.60、(2004 年 3 月)
- (7) 林寛、趙孟佑、國中均：高比推力マイクロ波放電式イオンエンジンの絶縁・誘電材料の評価試験、第 48 回宇宙科学技術連合講演会、pp.509-514 (2004 年 11 月)
- (8) 林寛、趙孟佑、國中均：高比推力マイクロ波放電式イオンエンジン「 μ 10HIsp」の研究、平成 16 年度宇宙輸送シンポジウム、pp.201-204 (2005 年 1 月)
- (9) 林寛、趙孟佑、國中均：高比推力マイクロ波放電式イオンエンジン、平成 17 年電気学会全国大会、[第 1 分冊] pp.231 (2005 年 3 月)
- (10) 林寛、趙孟佑、國中均：高比推力マイクロ波放電式イオンエンジン「 μ 10HIsp」の研究状況 - イオン加速試験と高電圧絶縁機器の試作改良 - 、第 49 回宇宙科学技術連合講演会、pp.863 - 867 (2005 年 11 月)
- (11) 林寛、趙孟佑、國中均：高比推力マイクロ波放電式イオンエンジンの推進性能の評価、平成 17 年度宇宙輸送シンポジウム、pp.333 - 336 (2006 年 1 月)