

平成18年度

九州大学大学院 総合理工学府

先端エネルギー理工学専攻

修士論文

論文名

10cm 級マイクロ波放電型イオンエンジンの

アンテナ及び磁場設計指針

氏名

宗貞 伸孝

指導教員名

中島 秀紀 教授

目次

第一章 序論

1.1 研究背景	1
1.2 電気推進の歴史	3
1.3 イオンエンジンの今後	4
1.4 本研究の目的	6

第二章 電気推進

2.1 宇宙空間における推進機について	7
2.1.1 化学推進	7
2.1.2 電気推進	7
2.2 電気推進の種類	8
2.3 イオンエンジン	8
2.4 マイクロ波放電型イオンエンジンの特徴	9
2.4.1 マイクロ波放電型イオンエンジンのプラズマ生成部	10
2.4.2 イオンエンジンのイオンビーム抽出部	13
2.4.3 イオンエンジンのイオンビーム中和部	15
2.5 推進剤の種類	15
2.6 イオンスラスタの性能評価	16

第三章 マイクロ波伝送系

3.1 マイクロ波電源について	18
3.2 プラズマ生成領域へのマイクロ波伝送方法	21
3.2.1 導波管	21
3.2.2 スロットアンテナ	21
3.2.3 アンテナを用いたマイクロ波伝送($\mu 10$)	22
3.3 マルチモノポールアンテナ	23
3.4 マルチモノポールアンテナの可能性について	25

第四章 実験	
4.1 実験装置	26
4.1.1 真空排気系	27
4.1.2 マイクロ波電源系	27
4.1.3 イオンエンジン	28
4.1.4 ダブルプローブ	29
4.1.5 イオンコレクター	29
4.2 実験内容	30
4.2.1 アンテナ高さ依存性	30
4.2.2 アンテナと磁気トラックの関係	30
4.2.3 磁場配位依存性	31
4.2.4 マイクロ波周波数依存性	31
4.3 結果と考察	38
4.3.1 アンテナ高さ依存性	38
4.3.2 アンテナと磁気トラックの関係	38
4.3.3 磁場配位依存性	39
4.3.4 マイクロ波周波数依存性	40
第五章 結論	53
参考文献	54
謝辞	

第一章 序論

1.1 研究背景

空を見上げた事のない人間はいるだろうか？人は空というものに魅了され、空に永遠の憧れを抱いているといっても過言ではない。そんな空の華美性を作り出しているのが数々の星であり、その神秘性は人間の歴史と共に歌われてきた。現代社会の高度に発達した科学技術により、人は空に行く事が可能となった。アポロ 11 号が月面に着陸した時、全人類が興奮したことは言うまでもない。また、近年では宇宙空間への旅行すら夢ではなくなってきたおり、宇宙旅行がビジネスとして成り立つ時がせまっている。多額の金銭を払ってでも人が宇宙への探求を求めているということである。しかしながら木星以遠の深宇宙においての探査機のリターンミッション等はいまだ困難を極めており推進機の飛躍的科学進歩を待ちわびている状態にあると言える。

近年の科学技術の発展で注目をあびているのはプラズマである。プラズマは物質の究極の状態であると言え、様々な分野に応用されている。蛍光灯などで使われる身近なものから新材料の開発までプラズマは現代社会を影ながら支える存在になりつつあるといえる。プラズマは究極の状態であるがゆえに取り扱いは非常に難しいものの思い通りにコントロールさえすれば、人々の暮らしをより豊かにし、飛躍的に科学を進歩させることができるものである。

宇宙空間においてもプラズマは宇宙開発の発展に貢献する。その一つがプラズマを利用した電気推進である。プラズマを利用して宇宙空間を航行しようとする電気推進は宇宙で得られる現状の電力レベルが 1kW 程度であることを考えるときわめて低推力のロケット推進であり、打ち上げ用や月・惑星とのランデブーから周回軌道へのキャプチャー時のように瞬発力を要請される場面には不向きである。しかしながら、ロケット推進の燃費を意味する比推力は通常の化学推進の 2 - 10 倍またはそれ以上あり、結局は同じ宇宙ミッションであるなら時間はかかるが、推進剤の大きな節約となる。比推力とは、

$$\text{比推力} = \frac{\text{ロケットエンジンが発生する推力}}{\text{単位時間当り消費する推進剤の重量}} \quad (\text{単位は秒})$$

で与えられる。これがロケットエンジンの燃費を表す指標であり、この秒数が大きければ大きいほどロケットエンジンは燃費性能に優れているといえる。

人工衛星や人工惑星は、中心力場にてケプラー運動を行う。運動エネルギーと位置エネルギーの和は保存され、その量は、 C を用いて、

$$\frac{V_{sc}^2}{2} - \frac{\mu}{r} = \frac{C}{2}$$

と表され、この式の各項に運動体の質量を乗ずると、左辺第1項が運動エネルギー、第2項が位置エネルギーを表す事が分かる。ここで、 V_{sc} は宇宙機の世界速度、 μ は中心天体の重力定数、 r は中心天体との距離を示す。宇宙の別の場所や天体に移動するには、初期軌道から特定の軌道に移行することになる。これは軌道エネルギーに相当する C を変更することに他ならず、そのためには宇宙機の世界速度を変化させなければならない。例えば半径 r_1 の軌道から r_2 の軌道に移行する場合、 V_{sc} が増減速するのである。このときの速度の増減速の事を速度増分 V といい、深宇宙における惑星間探査では V がミッション達成に重要なパラメータとなる。例えば、月周回軌道に到達するためには2km/sの速度増分、火星以遠や小惑星に到達するためには5km/sの速度増分が必要となる。 V を大きくさせるためには、指数関数的に巨大な探査機、巨大な打上げロケットが必要になり、ペイロード比が低くなる。ペイロード比とは、ロケットの終期質量をそのままペイロードと考えると初期質量に対する割合のことである。図1.1のように V が5km/sを超えるようなミッションでは化学推進のペイロード比は極端に劣化するため、電気推進のように高比推力のロケットエンジンが必須となってくる¹⁾。

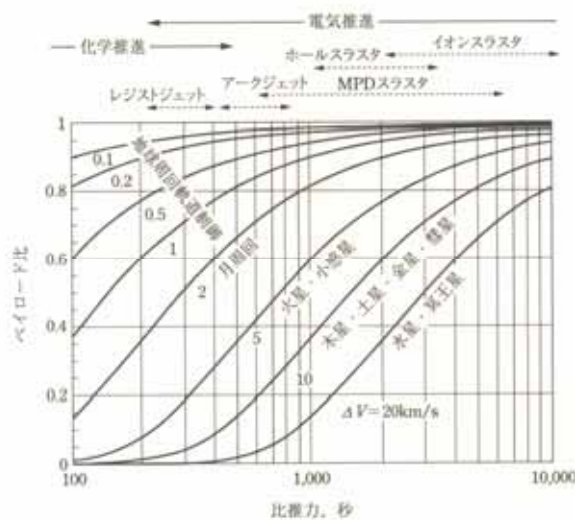


図 1.1 各ミッションにおけるペイロード比と比推力

[出典：電気推進ロケット入門]

1.2 電気推進の歴史

電気推進の概念を最初に見出したのはゴダード(R. H. Goddard)で、1906 - 12年に当時の彼のノートの中に、放電管のなかで高速イオンが加速されて飛び交うのを目の当たりにしロケット推進としての具体的なイメージが記述されていることが発見された。ロシアでも1895年にチオルコフスキー(K. E. Tsiolkowskii)が著書「宇宙旅行とロケットについて」の中で有名なロケット方程式を導出し、ロケットエンジンの排気速度がその性能上いかに重要なパラメータであるかを指摘した。また、ドイツでもオーベルト(H. Oberth)が1957年の著書「人類宇宙へ」のなかで電気推進が取り上げられている。

NASA(National Aeronautics and Space Administration)の前身であるNACA(National Advisory Committee for Aeronautics)のルイス(Lewis)飛行研究所のカウフマン(H. Kaufman)らが電気推進の理論的および実験的研究を開始し、イオン生成、ビーム抽出、中和、粒子軌道の最適化、ミッションにいたるまで検討した。1960年にはNASAの公式の電気推進の研究開発プログラムが発足、日本でも東京大学航空研究所(後に宇宙航空研究所)を中心に1960年代にはイオンスラスタの研究が始まった。以降、各研究所は電気推進の研究を進め、1998年、アメリカはDS1(Deep Space 1)という惑星間探査機に大型のイオンエンジン1台を惑星間飛行の主推進として搭載しミッションを行った。日本では2003 - 07年に宇宙科学研究所が小惑星サンプルリターンミッションにおける惑星間航行の主推進として電気推進システムを採用した。そのミッションに使用された探査機「はやぶさ」はマイクロ波放電型イオンエンジンを4機搭載し、2003年5月に打ち上げられ、2年半後の2005年9月に目的天体へのランデブーに成功した。その間、マイクロ波放電型イオンエンジンは4台のうち最大3台までを同時運転し延べ2万6000時間の作動を行い1日約4m/sの増速を得る役割をはたした。このミッションにおいて、化学推進のみを用いた推進システムでは宇宙機としての成立はなりたらずイオンエンジンでしか達成できないものであった。この計画により、マイクロ波放電型イオンエンジンの性能および耐久性は十分に実証された。

1.3 イオンエンジンの今後の動向

NASAなどで土星の衛星探査を目標とするJIMO計画が2002年に始動し、その目標を達成するための推進機として60cmのイオンエンジン、長方形のイオンエンジンなどが候補として挙げられ、NASA Glenn Research CenterやNASA Jet Propulsion Laboratoryをはじめとする企業や大学機関で開発が進められた²⁾。その中で、図1.2で示すような大型で長方形の放電室としたイオンエンジンなどの開発が行われた。このイオンエンジンにはホローカソードを用いるプラズマ生成方法とスロットアンテナと呼ばれるマイクロ波伝送でECRによるプラズマ生成方法など様々な方法を取り入れ、研究開発が行われていた³⁾。残念ながら有人探査に予算が振り分けられたため、JIMO計画はキャンセルされる結果となったが、かわりにJUNO計画が進められている⁴⁾。一方、日本においては、はやぶさMK-2サンプルリターン計画⁵⁾や木星探査のための高比推力型イオンエンジンの開発に着手されている。JIMO計画で示されたように、イオンエンジンを木星探査等の深宇宙でのミッションに適應させるためには、さらなる大型化および長寿命化が必須となってくる。このような要求において、マイクロ波放電型イオンエンジンは更なる改良が必要となってくる。その一つがプラズマ生成領域の均一性、すなわち中心がくぼんだリング状のプロファイルの改善である。これはグリッドの損耗の不均一につながるため克服しなければならない課題である。この不均一性は、図1.3に示すようにマイクロ波が同軸ケーブル・アンテナ・円形導波管を介して主放電室に導かれる。そして、磁石表面近傍の極めて強い磁場の中で電子サイクロトロン共鳴によるマイクロ波放電が起き、プラズマが生成される⁶⁾⁷⁾ために、図1.4に示すようにプラズマが放電室内の磁石表面近傍(放電室壁近傍)で生成され、中央部では生成されない。したがって、マイクロ波を導波管で導入する場合、プラズマが放電室壁近傍のみ局所的に生成され、その領域で生成されたプラズマからイオンを引き出そうとすると、引き出し電極に悪影響を及ぼし、寿命予測が大変困難となる。

我々はプラズマ生成を均一に行うためにマルチモノポールアンテナシステムを提案した。アンテナを用いる事により放電室中央部でプラズマ生成が可能となり、放電室内全体で均一にプラズマ生成をすることができると考え、複数本用いる事により放電室全域で効率よくプラズマ生成を行う事ができると考えている。

大型化や放電室の形の大幅な改善の試みにおいて、プラズマ生成は磁場配位に依

存するため、マイクロ波の導入位置に柔軟性を持たせる事が重要で、さらにマイクロ波を効率よく分配できることが必要である。マルチモノポールアンテナシステムを用いるとこれらも可能となると考える。これにより大型化のみならず矩形などの様々な形の放電室を使用したマイクロ波放電型イオンエンジンに應用する事ができると考えるため、マルチモノポールアンテナシステムの設計指針を確立させることは宇宙開発の発展に貢献できる。

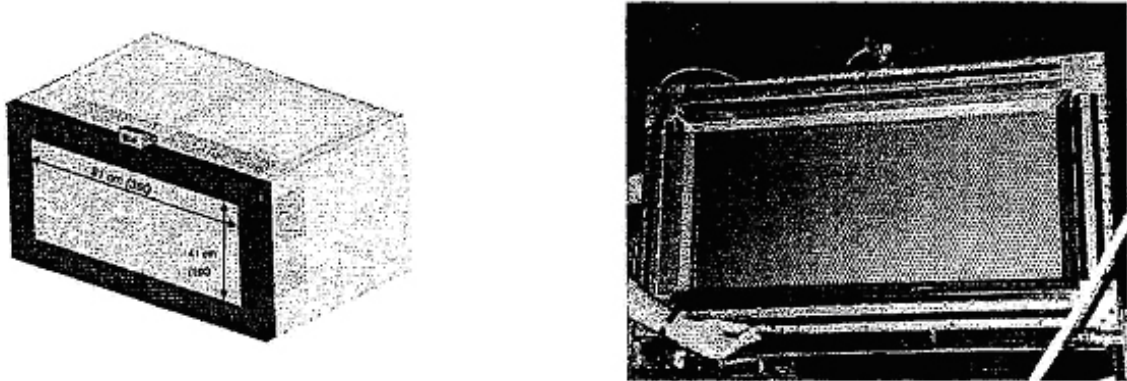


図 1.2 四角で大型の放電室のマイクロ波放電型イオンエンジン
 [An Overview of the High Power Electric Propulsion Project]
 copyright by NASA Glenn Research Center

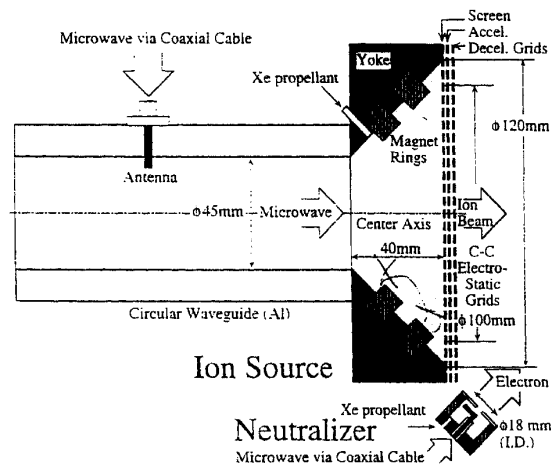


図 1.3 「はやぶさ」搭載のマイクロ波放電型イオンエンジン
 [マイクロ波放電式イオンエンジン用耐久試験装置の開発]

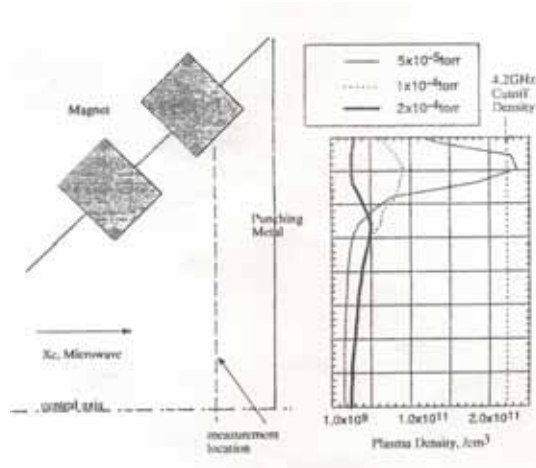


図 1.4 プラズマ生成部とプラズマ密度

[Plasma diagnostics and numerical modeling of a microwave ion engine]

1.4 本研究の目的

マルチモノポールアンテナシステムを用いたマイクロ波放電型イオンエンジンにおいて、アンテナ形状および磁場形状が性能に及ぼす影響を調査し、均一なプラズマを生成できるアンテナおよび磁場形状の設計指針を得ることは重要である。したがって、本研究の目的は、均一なプラズマを生成できるアンテナおよび磁場形状の設計指針を得ることである。

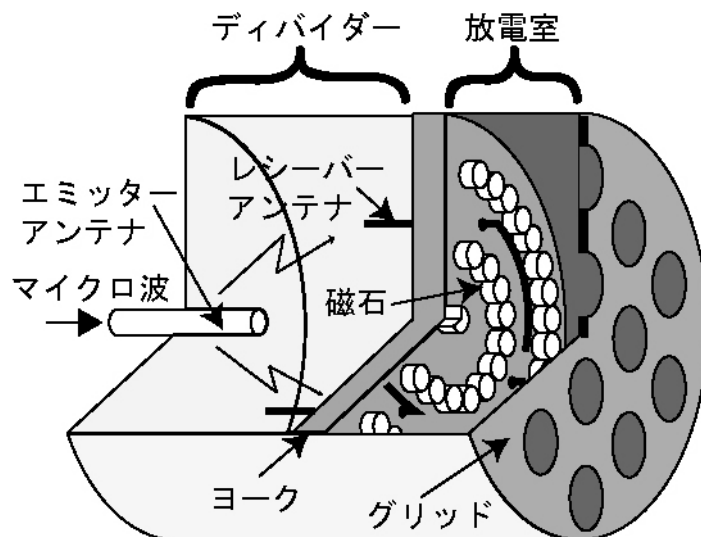


図 1.4 マルチモノポールアンテナシステムの断面図

第二章 電気推進

2.1 宇宙空間における推進機について

2.1.1 化学推進

宇宙推進機関は、推進剤にエネルギーを注入し速度を与えて一方向に噴射し、その反動で宇宙機を加速する。推力は単位時間当りに放出される運動量と考える事ができ、その質量を担うものが推進剤である。エネルギー源に化学燃料を利用する場合、燃焼後の生成物を推進剤として利用する。燃焼前の化学物質と酸化剤のことが燃料と言われ、この化学反応の前後で発生するエンタルピー上昇を推進力に変換する。このため、単位質量当りに生成するエンタルピーは、自ずと上限があり、これが性能限界の一つの理由である。燃焼によって発生したエネルギーにて推進剤の温度を上昇させ、粒子の熱速度を高めて、これを排気速度に転換する。高温ガスを保持する容器の耐熱性が、限界の二つ目の理由となる。方向性のないランダムな熱速度はラバーノズルを通過させる過程で、粒子・粒子間の衝突を利用して一方向へそろえられていく。この加速機構を空気力学的加速という。化学エネルギーと空気力学的加速を利用するこの方式を化学推進と呼ぶ。化学推進では、燃料がエネルギー発生と推進剤としての役割の双方を担うので、簡便で信頼性の高い宇宙システムが実現されるが、推進性能は制限され、排気速度 5000m/s、比推力 500 秒がおよその限界となる。

2.1.2 電気推進

化学推進よりさらに高速排気を得るスラスト方式を、広義に先進型推進として位置付けられており、その推力発生に化学反応を直接利用しないという意味で非化学推進という名称も用いられる。具体的な加熱・加速手法として電気をを用いるので、狭義には電気推進と呼ばれる。電気推進は、太陽光や別のパワープラントから伝送される電気エネルギーにより、推進剤を加速、排気し、その反力をロケットの推力とする。電気推進の特徴は、

- (1) エネルギー源と推進剤を個別に調達し、任意割合で調合できること。
- (2) 推進剤に化学的に不活性な物質を利用できること
- (3) 加熱や加速に電熱的・静電的・電磁的手法を応用できること

があげられる。これらにより化学推進とは大きく異なった推進性能を実現する事が可能となったのである。

2.2 電気推進の種類

電気推進は、推力発生機構の違いにより、静電加速型のものと、電磁加速型のもの、電熱加速型のものがある。静電加速型の代表的なものにイオンスラスタがあり、電磁加速型を代表するものとしてMPD(Magneto-Plasma-Dynamic)スラスタおよびホールスラスタがあり、電熱加速型を代表するものとしてアークジェットスラスタがあげられる。図 2.1 に各種推進機の推力密度(噴射口単位面積あたりの推力)と比推力の関係を示す。イオンスラスタの特徴は、推力密度は高くないが比推力は高いということである。

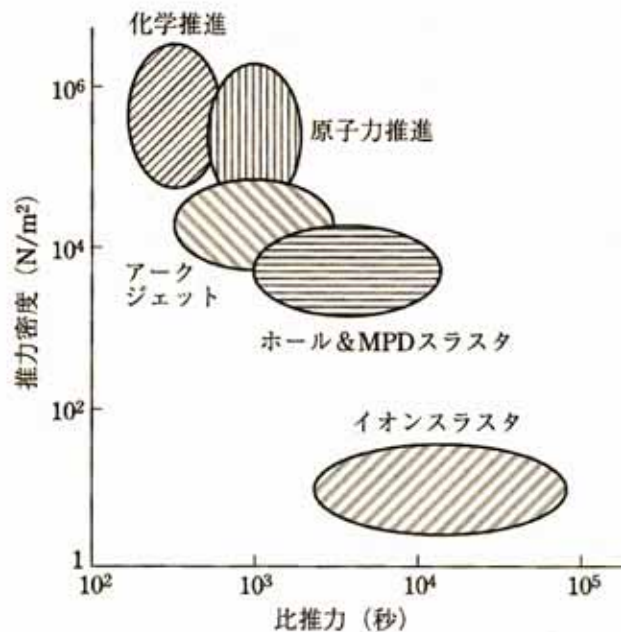


図 2.1 各種推進機の推力密度と比推力の関係
[電気推進ロケット入門]

2.3 イオンエンジン

イオンエンジンは、アーク放電やマイクロ波放電等で推進剤を加熱・電離させてプラズマを生成し、2枚ないし3枚から構成される多孔状の電極に1000-2000Vの電圧を印加してイオンを加速するという静電加速型の推進装置である。図 2.2 にイオンスラスタの概念図を示す。イオンスラスタの物理過程はプラズマ生成部、イオンビーム引き出し部、イオンビーム中和部の3つに大別することができる。

イオンエンジンはさらにプラズマ生成方式の違いから、

直流放電型

高周波誘導放電型

マイクロ波放電型

接触電離型

などに分類することができる。このなかで最も開発が進んでいて飛翔実績が多いのがの直流放電型であり、推進剤に熱陰極（ホローカソード：中空陰極）を使用した熱電子放出により電子を放出および衝突させることによってプラズマを生成するものである。は本研究室で研究開発を行っているマイクロ波放電型で、静磁場中の電子にマイクロ波の交流電場が電子を加速し、エネルギーを共鳴的に増大させる電子サイクロトロン共鳴（ECR）によってエネルギーを吸収した電子が推進剤に衝突することによってプラズマを生成するものである。

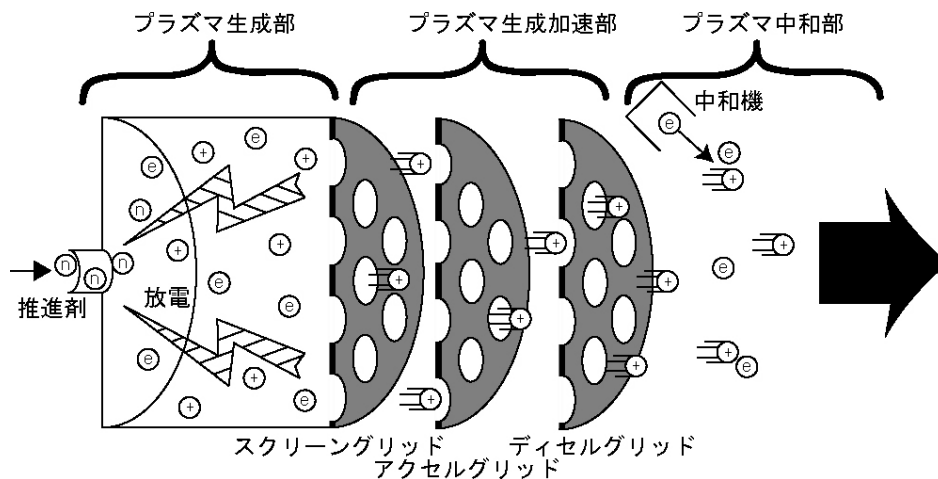


図 2.2 イオンエンジン概念図

2.4 マイクロ波放電型イオンエンジンの特徴

マイクロ波放電型イオンエンジンと直流放電型イオンエンジンの概略を図 2.3 に示す。マイクロ波放電型イオンエンジンの特徴として大きく以下の3つがあげられる⁸⁾。

- 1) プラズマ生成にマイクロ波放電を利用し、直流放電では寿命制限の一要因となっていた熱陰極電子源(ホローカソード)を撤廃した。そのため地上試験での大気暴露に対する保護策の必要性がない。
- 2) エンジン本体のみならず中和器からもホローカソードを撤廃し、エンジンシステムの簡略化による長寿命化、および高信頼性を獲得できる。
- 3) プラズマ点火に特殊な手順や付加装置が不必要である。ホローカソードを撤廃

した事により、推進剤供給器や各種電源の台数を減らす事も可能である。

このようにマイクロ波放電型と直流放電型ではプラズマの生成方法とシステムが異なってくるが、基本的にどの種類のイオンエンジンもプラズマ生成・閉じ込めを行う放電室、イオンビーム抽出・加速を行うスクリーン・アクセル・ディクセルグリッド、およびイオンビーム中和のための中和器、という3つの部分に分けることができる。

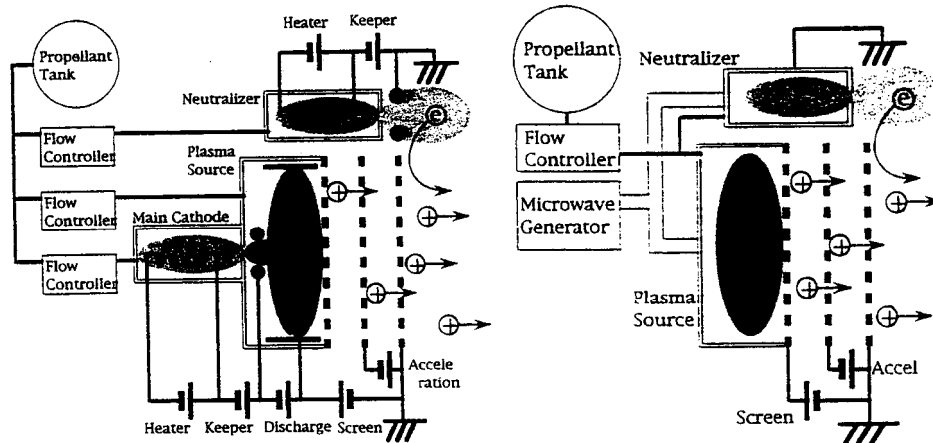


図 2.3 左 直流放電型イオンエンジン 右 マイクロ波放電型イオンエンジン

2.4.1 マイクロ波放電型イオンエンジンのプラズマ生成部

プラズマ生成部は推進機システムの第 1 段階であり、放電室内に推進剤を供給し、永久磁石で生成された磁場に補足された電子に、マイクロ波電力を供給することでプラズマを生成し維持する。

現在イオンスラスタの主流となっている直流放電型イオンスラスタでは、酸化バリウム等を含浸させた多孔質タングステンを内部物質とした陰極（図 2-3 左の Main Cathode）から電離電圧以上のエネルギーを持った 1 次電子を放電室内へ供給し、中性粒子（推進剤）と衝突させてプラズマを生成している。一方本研究で取り扱うマイクロ波放電型イオンスラスタでは電子サイクロトロン共鳴（ ECR: Electron Cyclotron Resonance ）加熱を利用しており、熱エネルギーを持った電子にマイクロ波電力を供給することにより電離電圧以上にまで加速し中性粒子と衝突させることによりプラズマを生成する。図 2.4 にその原理を示す。プラズマを構成するイオン及び電子は反磁性体であるため、外部から与えられた磁場に対して磁場をうち消す方向に、磁力線に巻き付くサイクロトロン運動を行う。電子サイクロ

トロンの運動の運動方程式は、電子の質量 m_e 、速度ベクトル \vec{v} 、電荷量 e とし、外部磁場 \vec{B}_0 を与えた場合、以下の式で表すことができる。

$$m_e \frac{d\vec{v}}{dt} = -e\vec{v} \times \vec{B}_0 \quad (2-1)$$

このときのサイクロトロン半径、またはラーマー半径と呼ばれる電子回転半径 r_c は、

$$r_c = \left| \frac{m_e v_{\perp}}{e\vec{B}_0} \right| \quad (2-2)$$

となる、 v_{\perp} は B_0 に垂直な方向の速度成分である。回転の中心を案内中心という。また、サイクロトロン周波数と呼ばれる回転方向の角速度 ω_c は

$$\omega_c = \frac{|e|\vec{B}_0}{m_e} \quad (2-3)$$

と表される。

荷電粒子は電場 E により、イオンは電場方向に、電子は電場とは逆方向に加速される。ECR は、電子を電場により加速し、エネルギーを増加させるメカニズムである。サイクロトロン運動をしている電子に対し、常に電子の軌道上における接線ベクトルとは逆方向のベクトルで、常に加速する方向に高周波電場をかけ続ける。これにより、電子は相対性理論効果や他粒子との衝突等の制限を受けるまで電場からエネルギーを吸収し続ける。この ECR 現象が生じるのは、マイクロ波の電場の周波数 ω_{rf} が、電子のサイクロトロン周波数と等しくなる

$$\omega_{rf} = \omega_{ce} \quad (2-4)$$

の場合である。この時の外部磁場 B_{ref} は

$$B_{ref} = \frac{m_e \omega_{rf}}{|e|} \quad (2-5)$$

と表す事ができる。電波法により工業的に割り当てられており、本研究で使用した 2.45GHz および 4.2GHz のマイクロ波では、必要な共鳴磁場はそれぞれ 0.0875T および 0.1500T となる。

本研究で開発したマイクロ波放電型イオンスラスタに限らず「はやぶさ」のエンジンにおいても磁場 B_{ref} は永久磁石を複数個使用することで得ており、この事によりコンパクトで効率のよいプラズマの生成を実現している。その模式図を図 2-5 に示す。永久磁石により生成された磁力線に巻きついた電子が、ミラー効果により磁

石間を往復運動する。その際、共鳴層を通過する度にマイクロ波の電場により電子は加速されてエネルギーを得る。しかしながら、永久磁石で生成される磁場には必ず勾配が生じ、 $\nabla B \times \bar{B}$ ドリフト運動をする。このことにより電子は決まった磁石対の間を往復運動するのではなく、往復運動は続けながら $\nabla B \times \bar{B}$ の方向に移動する。従って磁石対の端面があればそこでプラズマは消滅してしまう事になる。この距離 l を Goede⁹⁾は以下のように表している。

$$l \geq \frac{v_{\nabla B}}{v_c} = \frac{T_e (eV)}{v_c \cdot B(G) \cdot L_B (cm)} \times 10^8 (cm) \quad (2-6)$$

ここで $v_{\nabla B}$ は磁場勾配中の電子のドリフト速度、 v_c は電離衝突周波数、 T_e は電子温度、 L_B は磁場勾配長である。上式より決定される l よりも長い距離の磁石対を並べる事で克服できそうであるが、これは磁石対の端から端まで電子がドリフト運動を行った場合であり、途中からドリフトを行う電子はプラズマを生成する前に消滅してしまう事になる。Goede はこの問題を解決する方法として磁石対をループにすることを提案し、電子が無限軌道を描く事で電離効率を大幅に向上させた。このようにマイクロ波放電型イオンエンジンのプラズマ生成において磁場形状は非常に重要なパラメータの一つである。磁場を変更することにより性能が大きく増減することは容易に想像ができる。

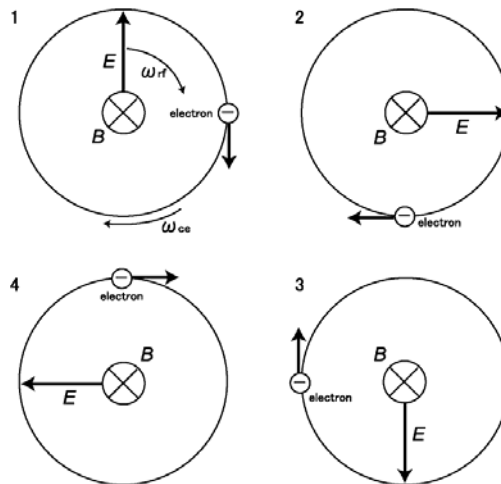


図 2.4 電子サイクロトロン共鳴(ECR)加熱原理

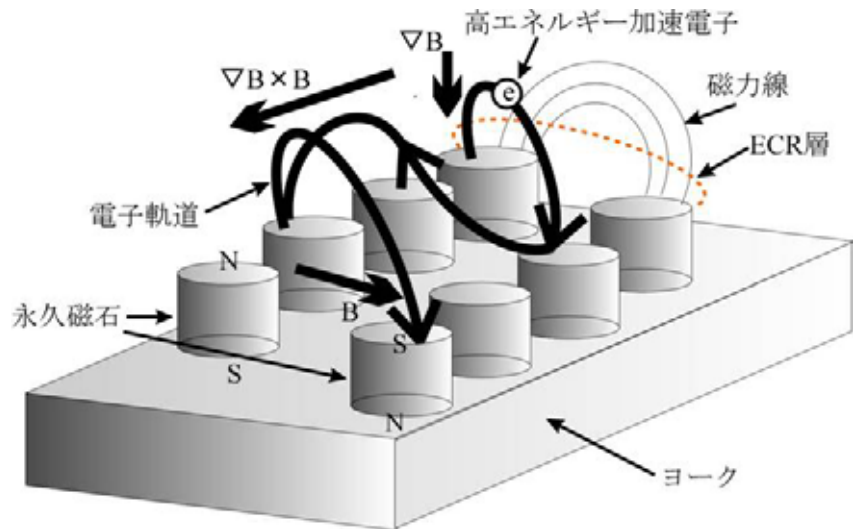


図 2.5 永久磁石上での電子の運動

2.4.2 イオンエンジンのイオンビーム抽出部

イオンの抽出・加速はグリッドと呼ばれる 2 枚ないし 3 枚の多数の孔の空いた電極板に高電圧を印加して行う静電加速である。このようなシステムはイオンエンジンの典型的特徴のひとつである。グリッドは上流からスクリーングリッド、アクセラグリッド、ディセルグリッドと称する。ディセルグリッドを省略する場合が 2 枚の場合となる。1mm 以下の間隔で近接設置したこの 3 枚のグリッドに、スクリーン電源やアクセラ電源にて、1500V、-300V、0V といった電位を与える。イオン源からスクリーングリッドの孔を介して引き出されたイオンは、スクリーングリッドとアクセラグリッドの間の電界によっていったん加速され、アクセラグリッドとディセルグリッド間の逆電位勾配によっていくぶん減速して噴射される。この逆電位勾配は、下流からの電子の侵入を阻止する。結局、スクリーン・アクセラグリッド間の電位差に対応してイオン引出しが行われ、スクリーン電圧に相当する運動エネルギーを得てイオンは排気される。イオンビーム電流はアクセラ電流を經由しないので、逆電位勾配領域における電力損失はほとんどない。効率的なイオン引出しのためにスクリーングリッドには大きな開口面積の孔を設ける一方、アクセラグリッドにはイオン流の収束、下流電子の排斥と中性粒子の閉じ込めのため、小さな孔を用いる。グリッドシステムにおけるイオン流は、各グリッドの中心を結んだ軸に対しほぼ 2 次元軸対称をなしている。

スクリーングリッドはスクリーンが「仕切り」を意味するように、プラズマが宇

宙空間へ流れ出ないように仕切り、保持するために設けられる。アクセルグリッドは、スクリーングリッドとの電位差による電界によって、プラズマからイオンのみを引き出す。アクセルグリッドの孔径をスクリーングリッドの孔径よりも小さくすることにより、スクリーン・アクセルグリッド間の等電位線形状が軸状に焦点を結ぶメニスカス状となる。これによって、イオン引出面積はスクリーングリッド孔面積よりも大きくなり、グリッド1孔当りから引き出し、加速されるスクリーン電流、すなわち推力を増大させる効果がある。アクセルグリッドは、イオンの流れを収束させる。アクセルグリッド孔近傍のイオンビームが収束する領域では、空間電荷によって電位が上昇する。この電位が宇宙空間電位よりも高くなると下流の電子が逆流するため、アクセルグリッドには十分に大きな負電圧を加え、孔径を小さくしてこの領域の電位上昇を阻止する。ディセルグリッドはグリッドシステム直下流の電位を、イオンエンジンの電位に近づけ、アクセルグリッド面への低速イオン流入を阻止する役割を担っている。

電極間隙を狭くして、かつプラズマ密度を大きくすれば、引出し可能な電流密度を向上させることができる。しかし、電極間隙の狭窄化は電極間に放電を誘発し、静電加速電圧の印加を難しくする。これを真空放電または絶縁破壊と呼ぶ。このため、電極間隔には限界がある。ちなみに、絶縁破壊に至る電圧 V_B と電極間隔(ギャップ長) d_G には次式で表されるような特性がある¹⁰⁾。

$$V_B = 58\sqrt{d_G} \quad (2-7)$$

V_B および d_G の単位は、kVおよびmmである。電極間隙0.5mmとすると真空破壊電圧は約41kVになる。しかしこの値は洗浄された電極表面における値であり、実用のグリッドシステムにおいては、1桁ほど小さい値が目安となる。なお、パッシェンの法則は、ガス環境の放電現象であり、ここで記述した放電現象とは異なる。

静電加速部の長寿命化のために、グリッド材としてスパッタリング率が低いモリブデンやチタンが用いられる。これら金属材料は熱膨張を起こすため、あらかじめ変形を考慮して各グリッドは設計される。各加速孔からのイオンビームをイオンエンジン中心軸に沿って平行に保つ設計は、たいへんに難しい。はやぶさ小惑星探査機搭載マイクロ波放電式イオンエンジンでは、スパッタリング率が低くかつ熱膨張率がほぼ0の炭素複合材を応用し、グリッド間隔調整が不要の平板グリッドシステムを採用している¹¹⁾。当研究室では、宇宙航空研究開発機構の國中研究室で使わ

れた「はやぶさ」のグリッドシステムのラボラトリーモデルを参考に炭素複合材、モリブデンを使用している。

2.4.3 イオンエンジンのイオンビーム中和部

イオンビーム中和部は、中和器と呼ばれる電子源からなる。中和器は図 2-3 に示されるようにプラズマ生成部及びビーム抽出部とは独立してスラストに取り付けられ、噴出された正イオンと同量の電子を放出することでイオンビームを中和する。宇宙空間での実利用においては図 2-3 のような電気回路の接地はできないため、中和器なしでイオンビームのみを噴出した場合、推進機および宇宙機全体が瞬間的に負に帯電して、推進機及び宇宙機の動作に支障を来す。さらに噴出されたイオンが宇宙機の負電位により引き戻されるため、推力発生も不可能となる。したがって中和器はイオンスラストの運転には必要不可欠である。中和器を放電室同様マイクロ波放電にすることで、システムの簡略化が可能になった点が注目すべきところである。

2.5 推進剤の種類

特定の化学物質しか利用できない化学推進とは大きく異なり、電気推進はどんな物質でも推進剤に利用できる特徴がある。しかし、現状においては複数の理由から、DC アークジェットではヒドラジン、イオンエンジンやホールスラストではキセノンを用いる。DC アークジェットなどでは空気力学的加速を推進機構の主要素としているので、原子量の小さな水素やヘリウムが推進効率の向上に有利である。しかし水素やヘリウムは常温においては気体状態であるため、推進剤として高密度の保管に適さない。打上げロケットでは冷凍状態の液体水素を用いるが、長期の宇宙運用には適応不可である。そこで、化学結合の状態の水素原子を多量に含むアンモニアやヒドラジンを推進剤として用いる。これらの化学種は常温常圧において液体であり、高密度保管が可能で貯蔵性がよい。特に後者は化学推進の燃料と共有できるため、システム構成上たいへん有利である。DC アークジェットには、ヒドラジンを触媒によって窒素、水素に分解した上で気体状態にて供給する。イオンエンジンやホールスラストが推進剤にキセノンを用いるのは、以下の要件に根拠する。

- (1) 高比推力推進では粒子質量が重いほど高い推力電力比が得られる。
- (2) 一般に重い粒子ほど電離電圧が低い。
- (3) 重い粒子は速度が遅いため、中性気体の閉込め効率が高い。
- (4) キセノンは貯蔵タンクへの充填効率が高い。
- (5) 漏えいしたキセノンは気体状態で宇宙機に付着せず、汚染する事がない。
- (6) 毒性がない。

特に近地球における電気推進の応用では、使用時間が限られるために高比推力よりも大推力が求められる。同時に使用電力も制限されるため、高い推力電力比が必要とされ、重い推進剤粒子が常用される。重い粒子の電離電圧は降下する傾向にあり、イオン化に有利である。また同一温度でも中性粒子の熱運動速度が遅くなるため、放電室内に滞在する時間が長くなり、それだけ電離確率が上昇する点も挙げられる。イオンエンジンの研究開発歴史では、初期においては接触電離によるセシウム、続いて直流放電による水銀、さらにはキセノンと変遷してきた。いずれも重粒子である。今後は高比推力化や大規模運用に対応するため、クリプトン、アルゴンへと進む可能性がある。

2.6 イオンスラストの性能評価

ここでは簡単のため、多価電離をしないイオンエンジンの場合における性能の評価法を述べる。推進剤として供給される粒子の中で、イオンビームとして排出される粒子の割合：推進剤利用効率 η_u と、ビームとなるイオン 1 個あたり生成に要するエネルギー：イオン生成コスト ε_c (W/A)、および比推力 I_{sp} はそれぞれ

$$\eta_u = \frac{m_i J_b}{e \times \dot{m}} \quad (2-8)$$

$$\varepsilon_c = \frac{P_d}{J_b} \quad (2-9)$$

$$I_{sp} = \frac{F}{\dot{m}g} \quad (2-10)$$

で表される。ここで、 m_i ：イオン質量、 J_b ：イオンビーム電流、 e ：電気素量、 \dot{m} ：推進剤流量、 P_d ：プラズマ生成に要する電力、 F ：推力、 g ：地表面における重力加速度である。推力は平均排気速度を \tilde{v} とすると $F = \dot{m}\tilde{v}$ で表す事ができるため、比

推力は

$$I_{sp} = \frac{\tilde{v}}{g} \quad (2-11)$$

とできる。推進剤流量の単位は sccm で、これは Standard Cubic Centimeter per Minute の略で標準状態の気体が単位分あたり何立方センチメートル流れるかを示す量である。推進剤利用効率は高く、イオン生成コストは低い方がエンジンとして高性能である。一般に、イオンビーム電流を大量に引き出せるエンジンほど性能が良い傾向があるが、プラズマ生成電力および推進剤利用量により η_u 、 ε_c を求めて性能を評価する。

中性粒子の推力への寄与が無いとすると、推力は

$$F = \gamma \cdot J_b \sqrt{\frac{2m_i V}{e}} \quad (2-12)$$

$$\gamma = \cos \theta_b \frac{\{1 + (\alpha / \sqrt{2})\}}{1 + \alpha} \quad (2-13)$$

となる。ただし、 V はグリッド印加(ビーム加速)電圧、 θ_b は発散角、 α は 2 価イオン存在比であり、 $\theta_b = 10^\circ$ 、 $\alpha = 0.15$ とすると $\gamma = 0.94$ となる。推力は上式に示すように、グリッド印加電圧とイオンの質量に大きく影響を受ける。例を挙げると、陽子の質量を m_p 、イオンの原子量を M とすると、

$$m_i = Mm_p \quad (2-13)$$

とできるため、 $M_{Ar} = 39.94$ 、 $M_{Xe} = 131.30$ より、重いイオンである Xe の方が Ar のように軽いイオンに比べ高推力を実現しやすい。同等のイオンビーム電流を引き出すことが可能な場合には、明らかに Xe の方が、Ar よりも高い推力を得ることができる。

第三章 マイクロ波伝送系

3.1 マイクロ波電源について

プラズマ源として対象となるマイクロ波電源の種類は出力が数 W ~ 1kW の範囲の進行波管 TWTA(Traveling Wave Tube Amplifier)と半導体アンプ SSPA(Solid State Power Amplifier)、マグネトロンなどがある。それぞれ単体で発振機能を備えた自励式のもの、微小出力の外付け発振器と大電力増幅器とを組み合わせる方式のものがある。工業用加熱装置や電子レンジに使用される大電力の 2.45GHz や 4.2GHz の電源の入手性が良好のため、地上用プラズマ発生装置に盛んに利用されてきた。宇宙推進用イオン源に限定して話を進めると、宇宙で電気推進が利用可能な電力が 1kW 程度であり、推進力に直接寄与しないプラズマ生成電力は少ない事が求められ、100W 程度で十分なプラズマ生成を行う事が望まれる。さらに長時間動作を実現するためには、マイクロ波電源にも宇宙機械としての耐久性が要求される。元来、宇宙利用は通信や放送の分野を中心に発展してきたので、宇宙機搭載用の高信頼・長寿命のマイクロ波電源は TWTA や SSPA で確立されている。直流と比較して電力変換効率が低い事が障害であったが、年々改良され、TWT で効率 70%が宇宙通信に実用されている。

TWTA は TWT とそれを動作させるための電源(EPC, Electronic Power Conditioner)からなる。TWT のイメージを図 3.1 に示す。TWT は電子管の一種でヘリックスと電子ビームの相互作用を利用して RF 信号を増幅している。EPC は TWT を動作させるため高電圧を供給する。TWTA の主な特徴は高出力、高効率である。TWT の効率は動作周波数帯域に大きく依存するが EPC は動作周波数帯域にはあまり依存せず 1997 年にはおよそ 94%まで達している。TWT の効率は S 帯 2.4GHz/140W で 63%、C 帯 4GHz/100W で 68%(4GHz/60W では 63%)となり、TWTA の効率は TWT と EPC の効率を掛けたものである¹²⁾。

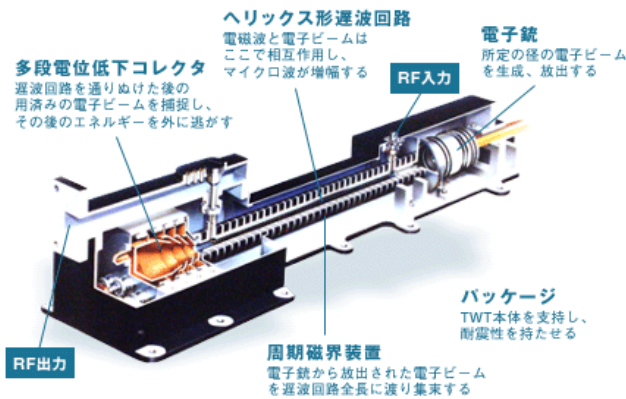


図 3.1 TWT イメージ

[NEC マイクロ波管株式会社ホームページ]

SSPA は EPC、CCS(Control Circuit Section)ならびに RF 部とから構成される。SSPA は、良好な直線性、小型、高信頼性の点ですぐれているが、大電力、効率の点で TWT に対して劣っている。しかし、欠点を補う改良が進められており、SSPA の総合効率は C 帯 3.7-4.2GHz 帯で 45%(at 60W output)程度となっている。ここで RF 部の高出力部に 3 台の FET を使用している。FET(Field effect transistor、電界効果トランジスタ)とは、ゲート、ドレイン、ソースの 3 端子からなる半導体素子で入力電圧(電界)で出直電流を制御するもので、代表的なものに GaAs などのような化合物半導体などを用いた FET や MOSFET(Metal Oxide Semiconductor FET)がある。MOSFET とは、ゲートの絶縁に酸化膜を使った FET である。(図 3.2 参照)、大電流を制御できることにより駆動回路が簡単であることや、低圧時の損失が小さくできることなどが特徴である¹³⁾。なお、S 帯 2GHz 帯で GaN HEMT(High Electron Mobility Transistor)と呼ばれるデバイスを用いたものではおよそ 80%の効率を達成している¹⁴⁾。

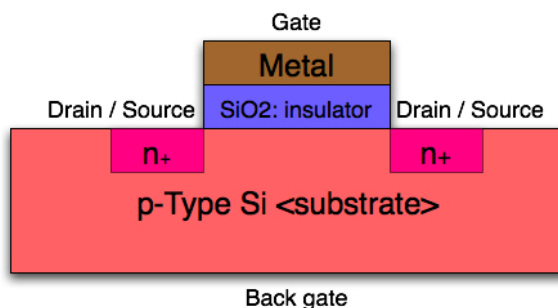


図 3.2 FET の概略図

[Wikipedia:電界効果トランジスタ]

マグネトロンでは管に DC 磁界が加えられており、管の中央の空洞にあるカソードを出た電子は陽極に達するとき円運動をし、全体として周回運動をする。電子群が管の周囲に規則的に設けられたキャビティという小さな空洞を通過する際に強力な高周波発振が発生するというシステムである。発信器としての効率が高く大電力発振管として適しており、レーダーなどに用いられる¹⁵⁾。

なお、本研究室で使用しているものは 2.45GHz の高周波源として高周波電源 (T161-48DDA、サムウェイ製) を使用しており、低電力領域の発振特性がよい固体発信器と固体増幅器である。最大出力は 60W である。4.2GHz の高周波源として、スペーテック社の SP5040-40 マイクロ波高電力増幅器を使用し、3.9-4.2GHz の信号を 40W の高電力に増幅するマイクロ波高電力増幅器および 20dB 出力電力可変アッテネーター・出力電力と負荷からの反射電力を検出し、表示する電力検出・表示部から構成され、426 × 198 × 450mm のケースに収納できるほどの大きさである。

3.2 プラズマ生成領域へのマイクロ波伝送方法

3.2.1 導波管

はやぶさに搭載されているマイクロ波放電型イオンエンジンでは第一章で紹介したようにマイクロ波が同軸ケーブル・アンテナ・円形導波管を介して主放電室に導かれるというマイクロ波伝送方法である。(図 1.2 参照)導波管型のマイクロ波伝送方法の場合、電流密度(=イオン引出し電流/引出し面積)の低下と大型化の際の放電室内でのマイクロ波の分布が問題となる。また、図 3.3 に導波管を棒で模擬した写真を示す。このように長く突き出した導波管自体の大きさも宇宙機に搭載する上ではデメリットとなり、大型化への適用性を考えた場合、導波管によるマイクロ波伝送では導波管重量やそれが占める体積が大きくなり衛星搭載時に問題となる。



図 3.3 「はやぶさ」の $\mu 10$ 構造モデル

3.2.2 スロットアンテナ

マイクロ波を放電室内に均一に伝送させるために検討されたのがスロットアンテナを使用した「スロットアンテナ型イオンエンジン」である。マイクロ波伝送にスロットアンテナを使用したイオンスラストの断面図、正面図を図 3.4 で示す。スロットアンテナを使用することにより、マイクロ波を広範囲に放射

できるのでプラズマを広範囲に生成できると考えられた。しかしながら、大電力が必要であるので太陽光パネルなどで電力を得る現行の電力供給システムではスラスタとしては大きな欠点となる。また、高電位になるエンジンは真空容器内では同軸管に接続されており、高電位部と設置部の絶縁は大気中の導波管同軸管変換器の間に厚さ1mm程度のテフロンを挟む事によってDCブロックとしなければならないことなどもスラスタとしては欠点となる¹⁶⁾。

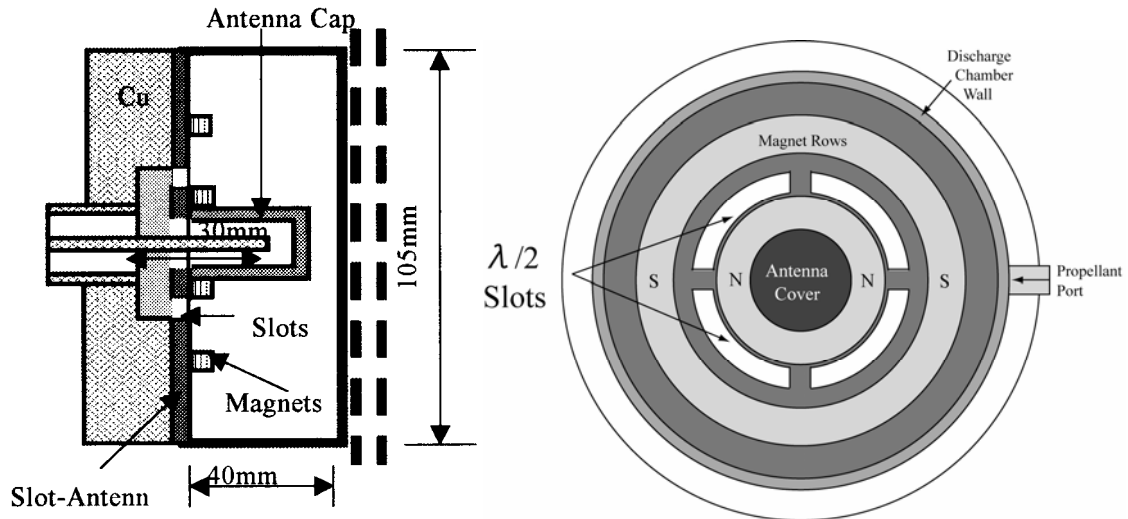


図 3.4 スロットアンテナを用いたイオンスラスタ 断面図(左) 正面図(右)

3.2.3 アンテナを用いたマイクロ波伝送(μ 20)

20cm 級のマイクロ波放電型イオンエンジンにおいてはモノポールアンテナを用いたマイクロ波伝送方法が用いられている。アンテナを直接放電室内に挿入する方法では、導波管方式と同等の性能を発揮し、自己点火特性が優れていることが確認されている。モノポールアンテナを用いた場合のエンジンの断面図と正面図を図 3.5 で示す。アンテナが中心にあるため磁石列を付近にも配置した場合、放電室中心付近ではマイクロ波電力の吸収が盛んになり放電室の外側では十分な電界強度を持ったマイクロ波が伝播して来なくなるため、中心付近の磁石列を取り除いた図のような配置になっている。中心付近に磁石列がないためプラズマは中心付近では生成されないものとなってしまう、不均一性は改善されないままである。

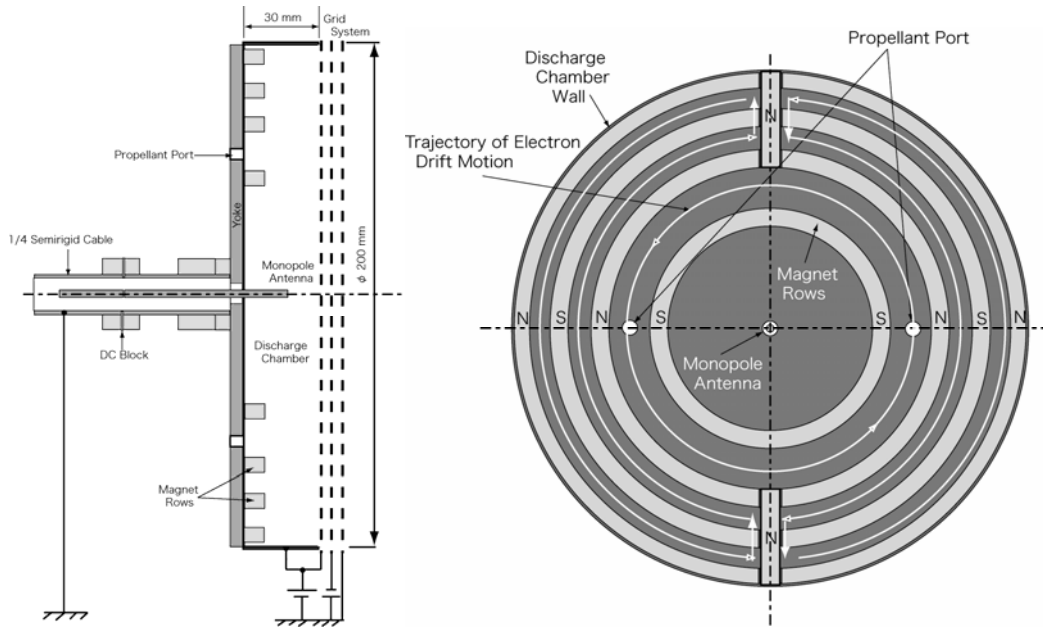


図 3.5 モノポールアンテナを用いた
20cm 級マイクロ波放電型イオンエンジン

3.3 マルチモノポールアンテナ

モノポールアンテナでのマイクロ波伝送方法を応用し、複数本のアンテナによるマイクロ波の伝送方法を考案した。それが“マルチモノポールアンテナ型イオンエンジン”である。複数本のアンテナを設置した場合、分配器などを用いマイクロ波を分配するのではなくディバイダーという金属壁で作られた空間を介してマイクロ波を分配する方法を取り入れている。このシステムは自動車搭載用 GPS アンテナ及び $\mu 10$ の中和器を参考に製作している¹⁷⁾¹⁸⁾。

図 4.6 にマルチモノポールアンテナ型スラストの断面図と正面図を示す。同軸管によりディバイダーまでマイクロ波が伝送され、一度その内部でマイクロ波が放射される、ディバイダー内部で放射されたマイクロ波は放電室まで延びている複数本のモノポールアンテナへ伝搬し、放電室へ伝送される。よって我々はこのマイクロ波伝送システムのことを“マルチモノポールアンテナシステム”と呼んでいる。以下にこのシステムを使用した場合のメリットを挙げる。

- 1) 一般にマイクロ波パワーの分配器には誘電体が挿入されており、誘電体損失が避けられない。またマイクロ波帯ではコネクタでの損失も避けられず、分配器の数によりその損失も増加する。しかし考案したシステムに使用しているディバイダーは金属壁で囲まれているだけであり、またディバイダ

一内のアンテナの数が増えてもコネクタは 1 カ所であるのでマイクロ波の損失を極力抑えることができる。

- 2) 放電室径が大きくなると中心からのマイクロ波放射では磁場配位を工夫しなければ、放電室の半径方向外側にまでマイクロ波が十分に到達できない。そのため中心部と半径方向外側でのマイクロ波電界強度に差ができ、一様なプラズマの生成が困難となる。しかしこのシステムでは中心付近のみならず、任意の場所に十分な電界強度をもったマイクロ波を供給できる。
- 3) 同軸管の内導体とディバイダー、及び放電室へ伸びているアンテナとは物理的に接触しておらず、マイクロ波放電型イオンスラスタで必須のマイクロ波電源とスラスタを絶縁するための DC Block の製作が容易となる。従来の同軸型 DCBlock は中心軸の絶縁が困難とされており¹⁹⁾ (特に真空状態で使用する場合)、このシステムではその部分を考慮しなくてもよい。同軸管の外導体のみを絶縁すればよいことになる。

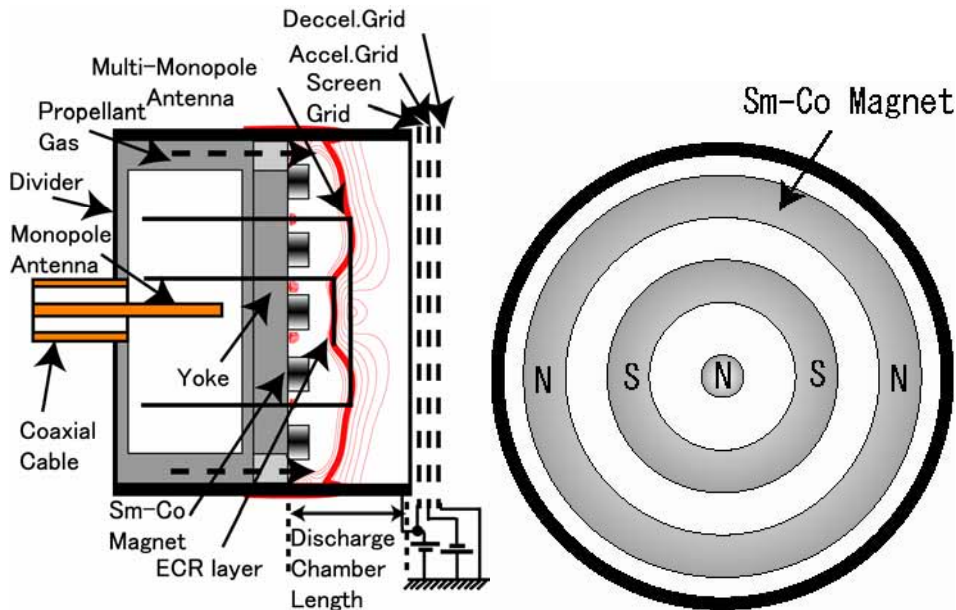


図 3.6 マルチモノポールアンテナシステムを用いた
マイクロ波放電型イオンエンジン
断面図(左)と正面図(右)

3.4 マルチモノポールアンテナシステムの可能性について

大型化を視野に入れたマイクロ波放電型イオンエンジンの開発で重要な事は

- (1) マイクロ波を放電室に局所的に入射しないこと。すなわち分配する事。
- (2) プラズマの生成は磁場配位に依存するので、マイクロ波の導入位置に柔軟性を持たせる事。

である。我々はこの条件を満たすことがマルチモノポールアンテナシステムでは可能であると考え。よって大型化されたマイクロ波放電型イオンエンジンにおいて、最も効率的なマイクロ波伝送方法はマルチモノポールアンテナシステムを用いた伝送方法であると言われる日が来ると確信している。

第四章 実験

4.1 実験装置

本研究に使用した実験装置全体の概念図を図 4.1 で実験装置写真を図 4.2 で示す。実験装置は主にマイクロ波電源系、推進剤供給系、真空排気系、高圧電源系、イオンエンジン本体から構成される。

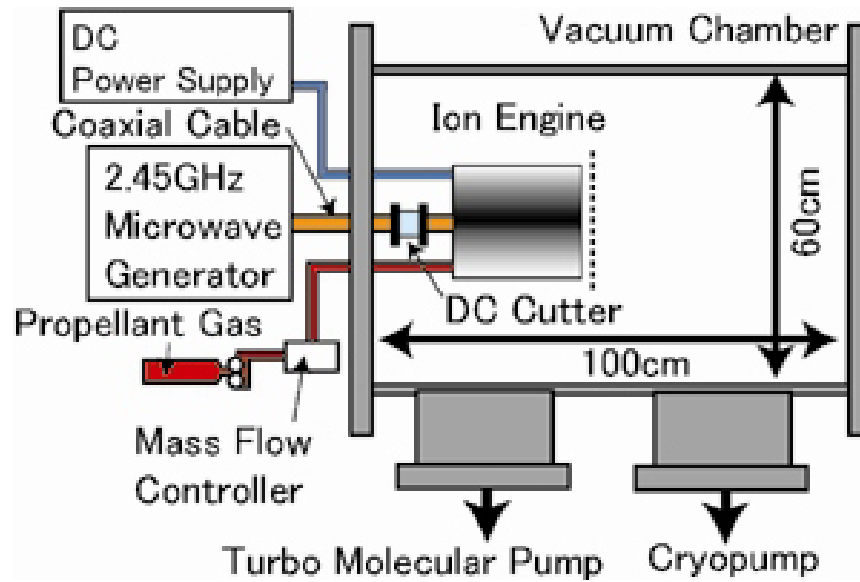


図 4.1 実験装置概念図



図 4.2 実験装置写真

4.1.1 真空排気系

真空排気系として真空容器下面の 2 つのフランジからそれぞれクライオポンプ (排気速度：2000 l/s) とターボ分子ポンプ (520 l/s) が取り付けられており、ターボ分子ポンプの下流にはロータリーポンプ (310 l/m) を 2 台補助ポンプ用として設置している。ロータリーポンプは、回転する内部の板が気体を書き出すように排気する真空ポンプの一種である。超高真空を必要とするチャンバーの粗挽きや背圧を維持するための補助ポンプとして使われる。到達真空度は 10^{-1} Pa (10^{-3} Torr) 程度である。ターボ分子ポンプは真空ポンプの一種で内部の金属製の羽根が空気分子を弾き飛ばすことにより排気する方式のもの。動作原理は、斜めに配置された羽根を高速回転させて気体分子を排気側へ押し出す。実際には羽根のたくさんある回転翼と固定翼を組み合わせて、逆流の防止と排気効率の向上を図っている。最高到達真空度は 10^{-7} Pa (10^{-10} Torr) 程度である。その原理から、全ての気体に同じ排気速度を持っており、希ガスも真空に引くことができる。動作圧力に制限があるため、ロータリーポンプを補助ポンプとして用いる。クライオポンプは気体分子を 14K 程度の極低温面に凝縮・吸着させて捕捉する気体ため込み式真空ポンプである。あらゆる気体に対しての大きな排気速度、 $10 \sim 10^{-8}$ Pa と広い動作範囲、簡易に清浄な超高真空を得られるなどの優れた特長を持つ真空ポンプである。

まず、粗挽きを行うためにロータリーポンプを使って真空容器内を 0.75 Torr 程度の真空にした後にターボ分子ポンプで真空引きを始める。 2.0×10^{-4} Torr 以下になるとクライオポンプを使用して 10^{-6} Torr まで真空を引く。2.45 sccm のガス供給時は 7.0×10^{-5} Torr である。また、本研究で使用した推進剤は Xe である。推進剤ボンベから 2 次圧力調整弁を通過した推進剤は、流量計および制御バルブを介して真空容器内に設置されたエンジン内の放電室へと供給される。この流量計の最大流量は 3 sccm である。誤差が最大流量に対して 0.2 % であるから、実験における流量に対しておよそ 0.006 sccm 程度の軽微な誤差がある。

4.1.2 マイクロ波電源系

本研究で使う 2.45 GHz のマイクロ波電源の最大出力 60 W である。この周波数は、電波法により工業的に定められたものであるため、この周波数での電源が安価であることやさまざまな用途のための部品が揃っている。「はやぶさ」に搭載され

たマイクロ波電源の周波数は 4.25 GHz であるが、このような高周波数のマイクロ波と比較して、2.45 GHz のマイクロ波は伝送効率が高く、発振器の発振効率が実用化されているもので 30 ~ 50 % と高いなどの利点をもつが、一般に 2.45 GHz の発振に用いられるマグネトロン管のマイクロ波電源の場合、低電力領域では発振が安定しないという特性をもつ。そのため、本研究では低電力領域で発信特性のよい、固体発信器と固体増幅器 (Solid State Power Amplifier : SSPA) を使用した。

マイクロ波伝送系のフローチャートを図 4.3 に示す。マイクロ波は発振器から発振された後、アッテネーター (減衰器) を経て、アンプによって増幅される。その後アイソレータ、方向性結合器を経て、特性インピーダンス 50 Ω の N 型同軸ケーブルより出力される。真空容器内へは N 型真空用コネクタを使用し、真空容器内で N 型ケーブルからセミリジッドケーブルへと変換され、SMA コネクタを経てラスタ部へ導入される。反射波はダミーロードにて熱として外部へ放出される。

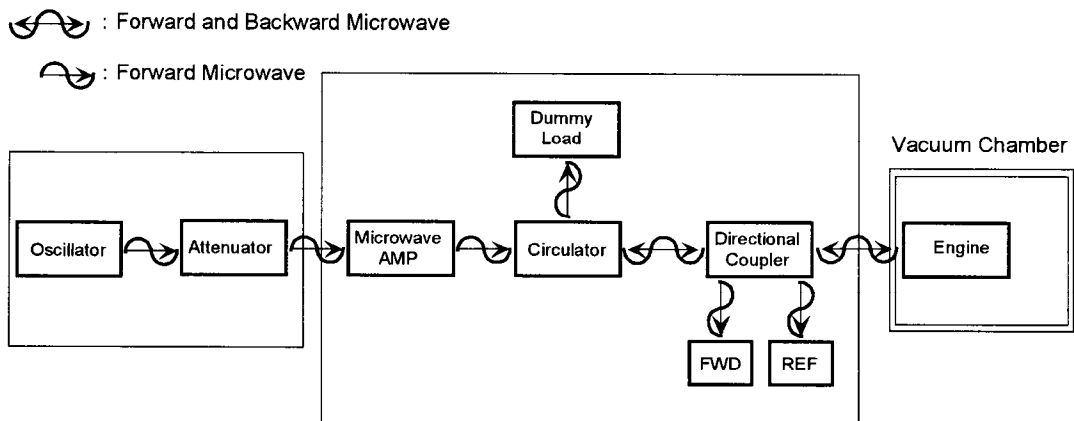


図 4.3 マイクロ波伝送系フローチャート

4.1.3 イオンエンジン

放電室の写真と概略図をそれぞれ図 4.4 および図 4.5 に示す。105mm の放電室は磁気回路を構成できるように軟鉄の鋼管を使用し、その内部にはアルミ製のディバイダーと磁石設置用のヨーク (軟鉄製)、および複数個の Sm-Co 永久磁石とモリブデン製のアンテナが設置されている。鋼管の周りには銅のパイプが巻かれており冷却が可能である。ディバイダーは放電室上流より供給される推進剤を放電室に供給できる推進剤供給口が設けられている。

磁石の並べ方により、様々な磁場形状を放電室内に形成する事が可能で、また、

アンテナ挿入位置も底面ヨークを変更することにより、15mm、29mm、35mm等に設置可能である。アンテナは 1.5mm のモリブデン線を任意の長さにして任意の形状にすることができる。

4.1.4 ダブルプローブ

プラズマ診断はダブルプローブを用い、グリッドの代わりにパンチングメタルを設置した。パンチングメタルを設置した写真を図 4.6 で示す。放電室の中心を横切る場所にスリットをダブルプローブの軌道とし、パンチングメタル表面より上流 3mm の場所が測定位置となるように設置した。デバイ長は電子温度 8eV、プラズマ密度を $10^{17}[\text{m}^{-3}]$ とするとおよそ $6.6 \times 10^{-5}[\text{m}]$ 程度である。プローブの径 r_p とプローブの間隔 d は以下の条件を満たし、なおかつ空間分解能を考慮してなるべく小さくしなければならない。

1. 2本のプローブの間隔 d

$$d > 2\lambda_D = 2 \times \sqrt{\frac{\epsilon_0 k T_e}{e^2 n_e}} \approx 10^{-4} \quad [\text{m}] \quad (4-1)$$

2. 無衝突プラズマ

$$r_p \ll \lambda_e \quad \lambda_D \ll \lambda_e \quad (4-2)$$

$$\lambda_{en} = \frac{1}{n_n \sigma} \approx \frac{1}{10^{19} \times 10^{-19}} \approx 1 \quad [\text{m}] \quad (4-3)$$

$$\lambda_{ee} \approx \lambda_{ii} \approx \lambda_{ei} = \frac{1}{n_p \sigma} = \frac{16\pi\epsilon_0^2 m^2 v^4}{e^4 n_p} \approx 1 \quad [\text{m}] \quad (4-4)$$

3. シース厚さ

$$\lambda_D = 6.6 \times 10^{-5} < r_p \quad (4-5)$$

円筒プローブでは空間分解能が落ち、また、プラズマを乱す可能性があるため、直径 1mm の平面プローブで測定した。

4.1.5 イオンコレクター

測定はグリッドを装着し、電圧をかけイオンを引き出して行った。設置位置はグリッドの下流 15mm の場所で、+55 から -55 までの 1mm 刻みの測定を行った。イオンコレクターの写真を図 4.7 で示す。イオンコレクターは、エッジ効果を減らした

めに2重管にしている。

4.2 実験内容

4.2.1 アンテナ高さ依存性

まず、アンテナ形状が性能に及ぼす影響を調査するため、磁石列を固定したまま様々なアンテナ長さの性能比較を行った。磁石配置は、直径10mm、高さ5mmの円筒形の永久磁石を同心円状に設置し、隣り合う磁石列の磁極が反対になるように設置する。以上のように設置した場合の磁場配位および磁力線の概略図を図4.8に示す。2.45GHzを使用した場合のECRに必要な磁場は0.0875Tであり、その磁場強度を持つ領域をECR領域とする。これまでの研究成果より、最適なアンテナ全長は90mmであったため、全長はこの長さに固定した。これは電磁波の波長の1/4の奇数倍の数値である。この1/4の奇数倍という数値は、アンテナで効率よく電磁波を送受信する際に使用される長さであり、マルチモノポールアンテナシステムにおいてもマイクロ波の効率良い伝送が行われたのだと考えられる。

このような放電室内の条件下で、アンテナ設置高さとの関係が性能に及ぼす影響を調査した。ECR領域はヨークからの高さが10mmの場所にある。アンテナはECR領域に近いほどECRによる電子の加速が効率的に行える²⁰⁾。一方、ECR領域に設置するとECRで加速した高エネルギーの電子がアンテナに衝突し損失が大きくなり性能低下を引き起こすことが考えられる。そこで、アンテナの高さを8、9、10、11、12、13mmとECR領域との距離を変えて性能比較を行った。ECR領域とアンテナ設置位置の関係を図4.9に示す。実験はできるだけパラメータを変化させないためにも、アンテナ全長を約90mm、本数を1本とし、磁石2列目と3列目の間に設置した。その時の正面写真を図4.10に示す。

4.2.2 アンテナと磁気トラックの関係

和泉らの数値解析により、アンテナ本数は設置本数によりマイクロ波の伝送効率に違いがあり最適値が存在した²¹⁾。プラズマ中にアンテナを設置するとプラズマがアンテナへ衝突することで生ずる損失が発生し、アンテナ設置本数の増加に従い損失も増加する。よって、アンテナ本数の最適化はマイクロ波の伝送効率のみならず、アンテナへの衝突損失も考慮にいれなければならないことが新屋敷らによって

示された²²⁾。また、マイクロ波の伝送に関するシミュレーションによると同心円状にアンテナを挿入した方がマイクロ波電力の伝送に偏りがなく均等に行える²³⁾。それを考慮に入れアンテナを同心円状に複数本挿入した場合の比較実験を行った結果、2本が最適であることが今までの研究で分かった。

アンテナを同じ径の位置に2本挿入し、アンテナと磁気トラックの関係が性能に及ぼす影響を調査した。3列磁場において磁気トラックは磁石間に形成され、図4.11に示すようにインナーの磁気トラックとアウターの磁気トラックと定義する。電子は磁気トラック間を移動するため、各磁気トラックへアンテナを伸ばしマイクロ波電力を伝えた方がプラズマ生成の効率が良いと考えられる。図4.12で示すようにアンテナは中心から2列目と3列目の磁石間に2本挿入し、2本ともアウターの磁気トラックに沿わせたケース1、1本はインナーの磁気トラックへ、もう1本はアウターの磁気トラックへ沿わせたケース2で比較実験を行った。このとき、今までの成果を考慮し、アンテナは2本でともに長さは全長90mm、高さはECR+2mmとした。

4.2.3 磁場配位依存性

次に磁場配位の依存性を調査した。プラズマ生成は磁気トラックで行われているため、磁場列を増やすことにより、プラズマ生成領域の拡大が期待できる。図4.13に、4列にした場合の磁石列を示す。3列ではSm-Co永久磁石に直径10mm高さ5mmの磁石を使用していたが、4列にしたものでは高さ4mm幅4mm長さ4mmの角型磁石を用いた。小型の磁石を用いることにより磁石上面のあまり発光の見られない場所も小さくなりより均一なプラズマ生成を期待した。アンテナは正面図に示すように、同心円状にアンテナを挿入し、各磁気トラックにアンテナを沿わせるように設置した。このときの磁場配位と磁力線の概略図を図4.14で示す。

4.2.4 マイクロ波周波数依存性

4.2GHzのマイクロ波電源を使用して周波数による性能比較を行った。マイクロ波周波数を2.45GHzから4.2GHzにした場合、ECRに必要な磁場の強度は0.0875Tから0.15Tと変化する。2.45GHzの場合、ECR領域はヨークからの高さが10mmの領域だったが4.2GHzにすると5mm程度の領域になる。ECR領域と

グリッドの距離は性能に影響をおよぼす²⁴⁾ため、4.2GHzを使用するときは磁石を2段に重ねたものにして、ECR領域はほぼ同じ位置になるようにした。2段にした場合の磁場配位および磁力線の概略図を図4.15に示す。また、アンテナ本数はともに2本で ECR+2mm に設置した。アンテナ長さは波長の変化に合わせて約90mm(3/4)と約89mm(5/4)として、放電室内の正面図を図4.16に示す。



図 4.4 放電室の写真

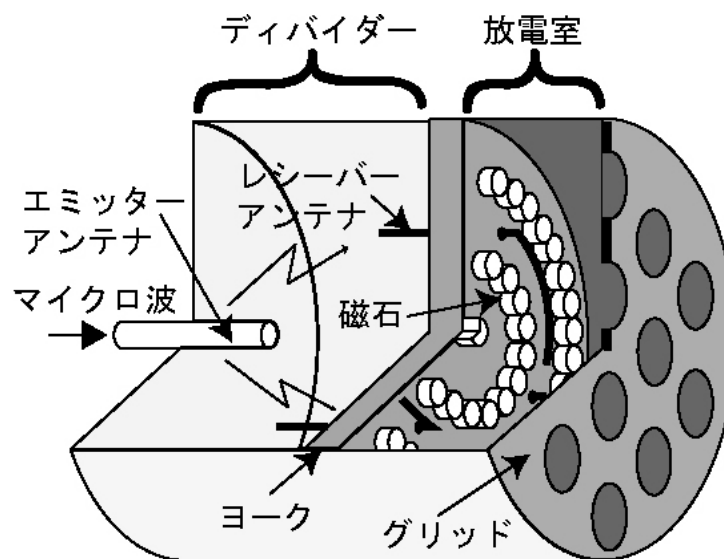


図 4.5 放電室の断面イメージ図

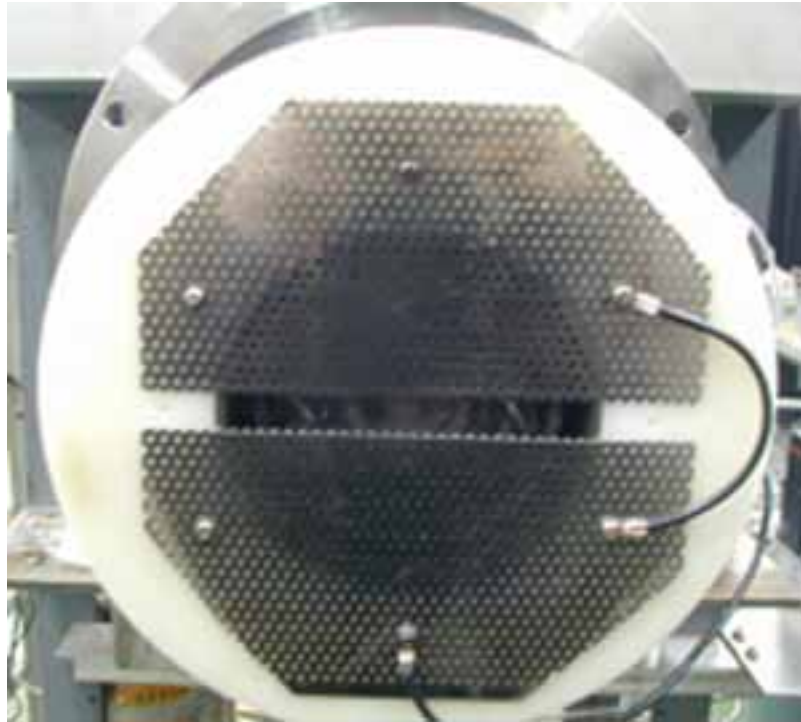


図 4.6 パンチングメタル装着時正面図

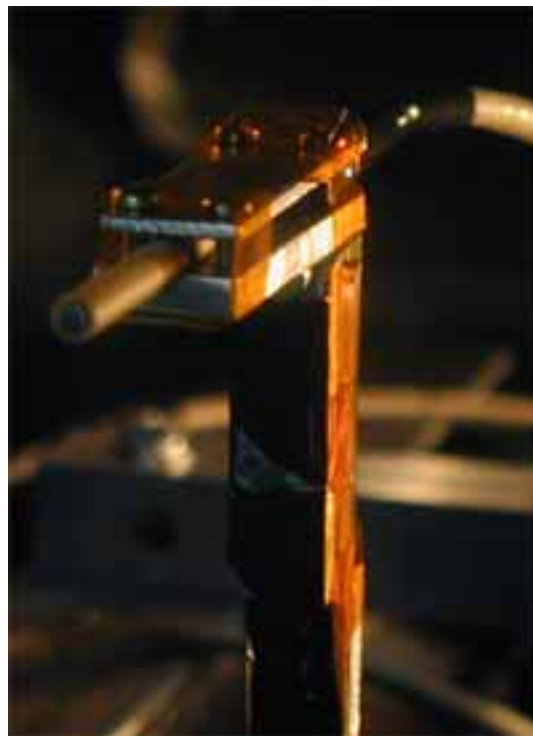


図 4.7 シングルプローブ

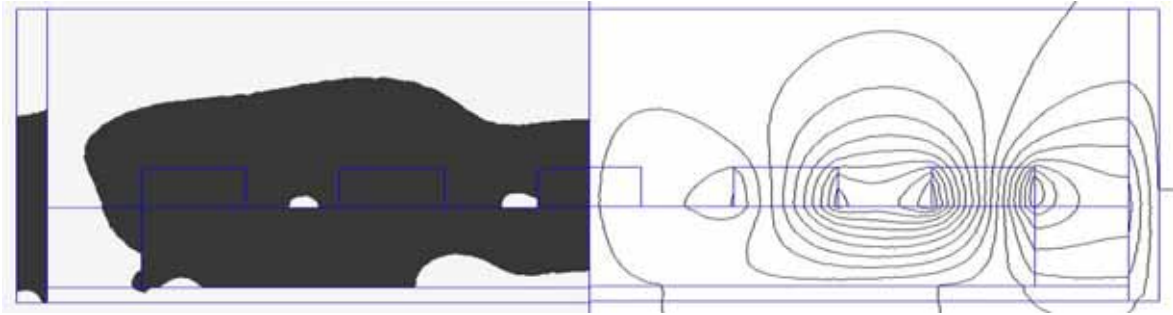


図 4.8 放電室内の ECR 領域(磁場強度 0.0875T)と磁力線

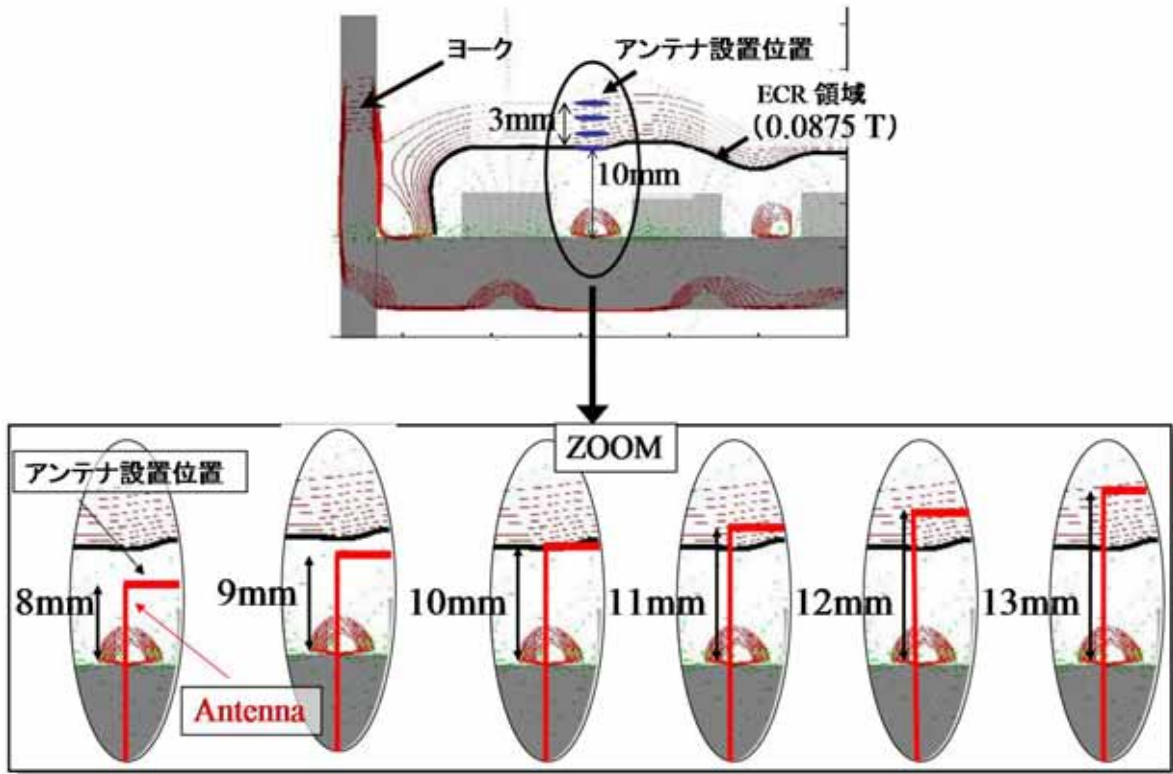


図 4.9 アンテナ設置高さイメージ図



図 4.10 高さ比較時の正面図

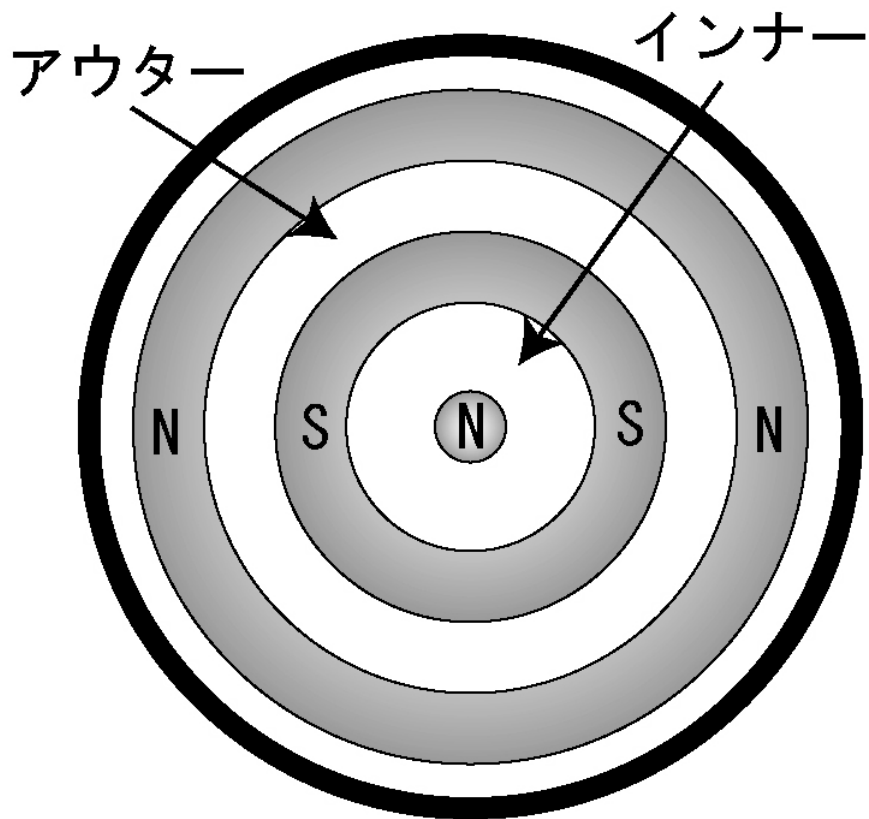


図 4.11 磁気トラックの位置



図 4.12 磁気トラックとアンテナの関係 ケース 1(左) ケース 2(右)



図 4.13 磁石 4 列の正面図

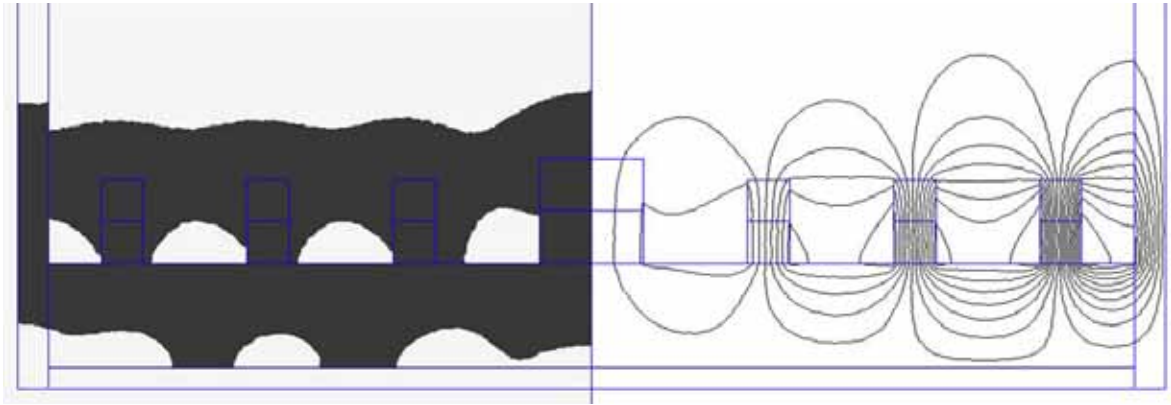


図 4.14 磁石 4 列における磁力線と ECR 領域(0.0875T)

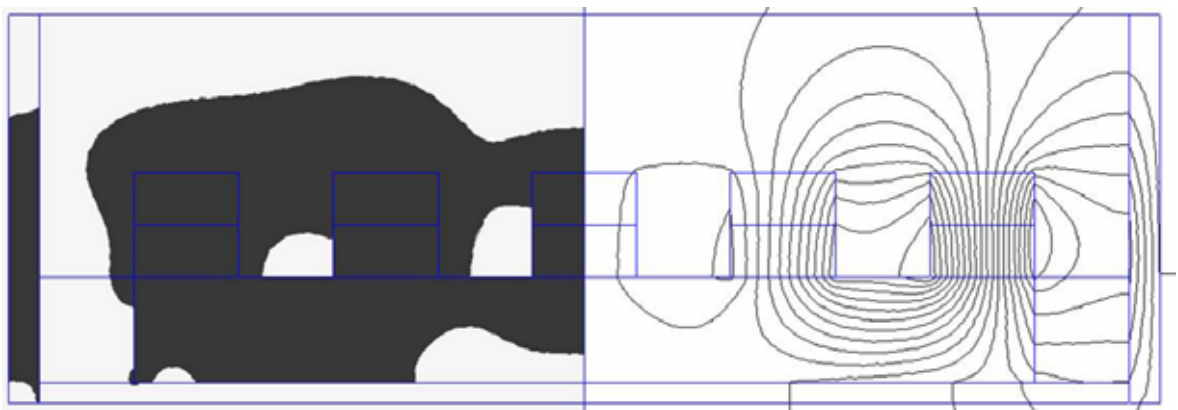


図 4.15 磁石 3 列 2 段における磁力線と ECR 領域(0.15T)



図 4.16 マイクロ波周波数変化時の正面図 2.45GHz(左) 4.2GHz(右)

4.3 結果と考察

4.3.1 アンテナ高さ依存性

アンテナ設置高さを変化させて性能比較した結果を図 4.17 で、2.45sccm24W 投入時のプラズマ発光写真を図 4.18 から図 4.23 で示す。ECR 領域に設置するよりも、ECR 領域から離してアンテナを設置したほうが性能の向上が見られた。これはアンテナ表面での損失が大きいためと考えられる。また、小電力領域では ECR より低い場所である 8mm と 9mm にアンテナを設置する方が良かったが、大電力領域では ECR より高い場所である 11mm と 12mm にアンテナを設置する方が良かった。24W の投入電力においては 12mm の高さに設置したものが一番良かったが、さらに距離を離す 13mm では性能が下がった。ECR 領域より離しすぎる事により伝送効率が低下したためだと考える。ECR+2mm では ECR-2mm と比較して、発光強度が強い範囲が広範囲にわたり見られるように、より広範囲でプラズマ生成が行われ性能が上がったのだと思われる。

次に、ECR-2mm、ECR、ECR+2mm とした時のプラズマ診断を行った。アンテナは 2 本設置し、図 4.12 のケース 2 のような形とした。ECR-2mm、ECR、ECR+2mm の電子温度と電子密度を測定した結果を図 4.24 から図 4.26 に示す。また、電子温度と電子密度で比較したグラフを図 4.27 と図 4.28 で示す。ECR にアンテナを設置した場合、電子温度は高いがプラズマ密度は低いことがわかる。これは、シミュレーション通り ECR 領域にアンテナを設置した方が ECR で効率よく電子が加速され高エネルギーの電子が存在するが、アンテナでの衝突損失が増えプラズマ密度が上がらなかったのだと考えられる。一方、ECR-2mm や ECR+2mm では電子温度は高くはないが、全体的にプラズマ密度は ECR に設置したものよりも高い点が多い。これは、アンテナ表面での損失が少なくなったためプラズマ密度が高くなったと考える。結論として ECR 領域にアンテナを設置するよりは ECR 領域から適度に距離をおいて設置した方がよいことが分かった。

4.3.2 アンテナと磁気トラックの関係

アンテナと磁気トラックの関係が性能に及ぼす影響を調査し性能比較した結果を図 4.29 に示す。また、それぞれの発光写真を図 4.30 に示す。発光写真から分かるように、それぞれの磁気トラックにアンテナを沿わせたケース 2 の方がインナー

の磁気トラックにもプラズマが生成されていることが分かる。これにより均一性が向上しているといえる。ケース1では異常放電がおり24W以上の性能を測定できなかった。インナーの磁気トラックでの発光が少ない事から均一性および性能向上の期待は少ないと考える。アンテナは各磁気トラックへ沿わせる方が各々の磁気トラックでプラズマ生成が行われるため均一性の向上が期待できることがわかった。

4.3.3 磁場配位依存性

磁場配位による性能依存性を調査した。磁石列を4列にした場合のプラズマ発光写真を図4.31に示し、3列の磁石配置の結果は第4.3.2章で行われたケース2での結果として4列の磁石との性能を比較したグラフを図4.32で示す。発行写真より4列の磁場にした場合でもすべての磁気トラックで発光していることが分かる。しかしながら、性能は大電力領域では3列の磁石配置よりも向上していない。これは、4列にすることにより生成領域の拡大はしたが、放電室壁面への衝突による損失の増大により性能が向上しなかったと考えられる。

3列の磁石列と4列の磁石列の均一性の比較のためにイオン飽和電流をイオンコレクターで測定した。測定はグリッドを装着し、電圧をかけイオンを引き出して行った。推進剤流量は2.45sccm、マイクロ波投入電力8Wでのイオン飽和電流の比較を図4.33に示す。3~4mm間隔での凹凸はグリッド孔間隔が3.5mmであるので、孔の有無の影響であると考えられる。均一性の比較を行うため同じ範囲の値の標準偏差をその範囲の値の平均で割り、その値を均一度とした。4列の磁石列の方が均一となっており、磁石列を増やす事による均一性を高める事が可能であることが示唆された。

この4列の磁石配置とはやぶさのマイクロ波放電型イオンエンジンのスラストに行われたビームプロファイルの結果²⁴⁾を図4.34で比較する。ここでは4列磁場のプロファイルの結果を5mm間隔で平均をとり、それぞれの最大値を1として分布の比較をした。はやぶさのスラストは推進剤流量2.35sccm、マイクロ波投入電力22W時のプロファイルなので、その条件に近い推進剤流量2.45sccm、マイクロ波投入電力24Wのものと比較を行った。±30mmの範囲においてはやぶさのスラストは均一度13%であったのに対し、4列磁場では9%であったため、はやぶさの

スラストと比較しても均一性のとれたものであることがいえる。これは、インナーの磁気トラックにおいてもプラズマ生成が行われた結果である。アンテナ上でイオンビームが不均一となるのは、アンテナ付近では、高エネルギーの電子が存在するためであり、この不均一性の改善は今後の検討課題である。

4.3.4 マイクロ波周波数依存性

マイクロ波周波数を 4.2GHz の場合の発光写真を図 4.35 で、性能比較したものを図 4.36 に示す。4.2GHz での性能向上が見られた。また、放電室内のプラズマ診断をしたものを図 4.37 と図 4.38 に示し、電子密度を図 4.39 で比較した。電子密度において 4.2GHz の方が大幅な上昇が見られた。これは、2.45GHz の場合のカットオフ密度は $7.45 \times 10^{16} [\text{m}^{-3}]$ であるのに対し、4.2GHz の場合のカットオフ密度は $2.2 \times 10^{17} [\text{m}^{-3}]$ である。2.45GHz において、プラズマ密度が 10^{17} と仮定するとスキンドープス 33mm であるため、このイオン源のサイズに関して、マイクロ波の伝播という観点からすると、カットオフがそれほど重要な制限要素とは成り難い。しかしながら、このサイズでマイクロ波が伝播するのではなく、アンテナが電極として、アンテナ近傍に強電界を形成し、その電界によって ECR 加熱が行われていると考え、プラズマ密度がカットオフ密度付近になることは妥当である。いずれにせよ、周波数を 2.45GHz から 4.2GHz に変更することにより、高密度のプラズマが生成し性能が向上したことが確認された。

最後に 4.2GHz を使用した時の推進性能を図 4.40 で示す。マイクロ波投入電力 32W、推進剤流量 2.45sccm において推進剤利用効率 0.62、イオン生成コスト 276W/A を達成した。

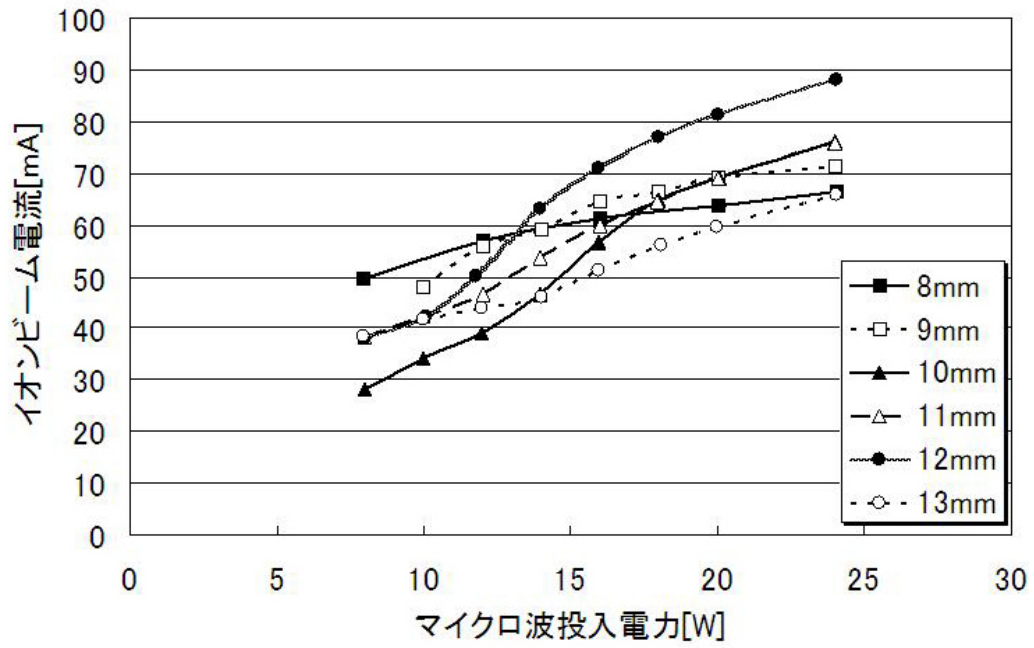


図 4.17 高さ変化させた場合の性能比較

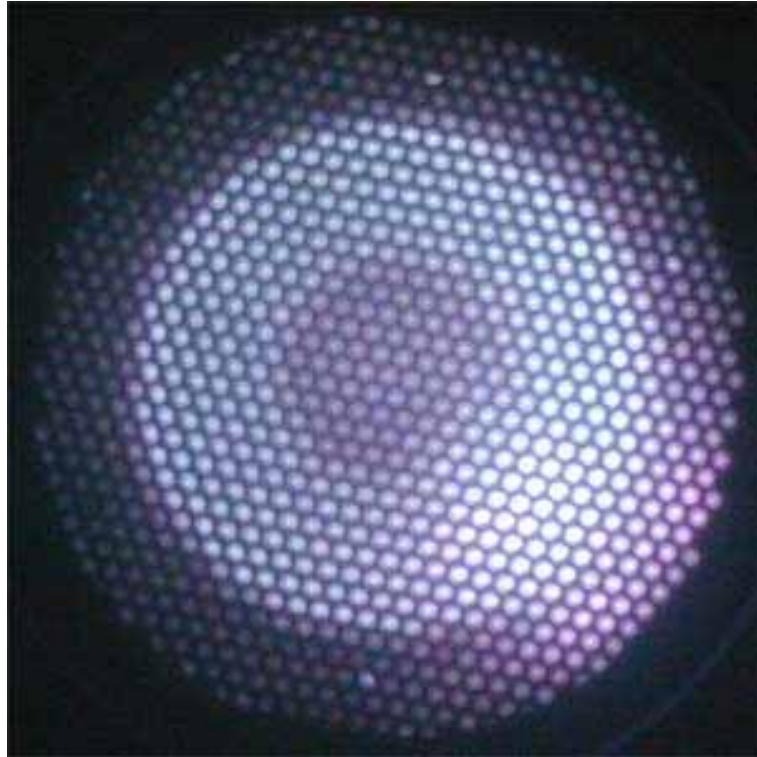


図 4.18 ECR-2mm プラズマ発行写真

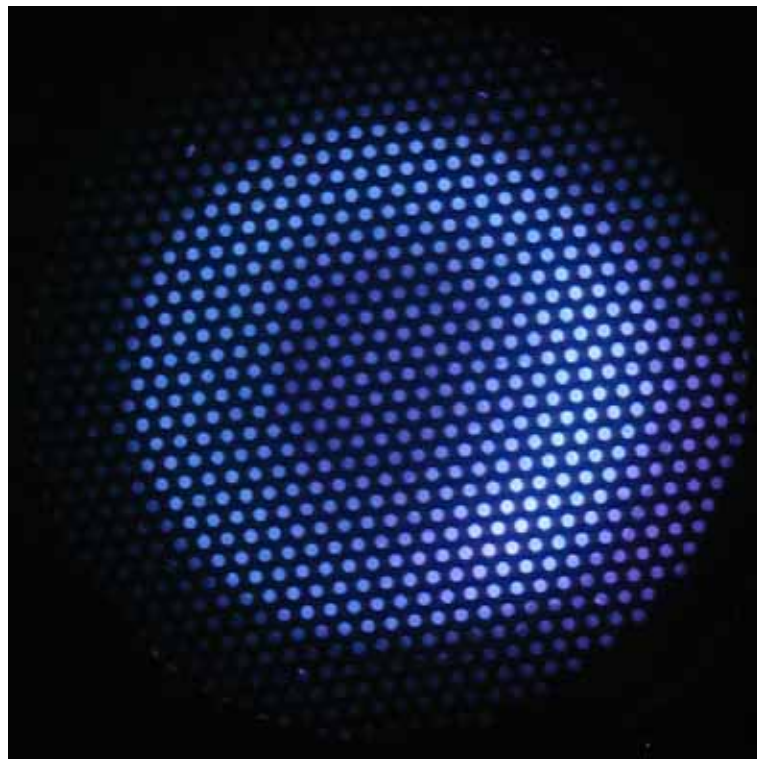


図 4.19 ECR-1mm プラズマ発光写真

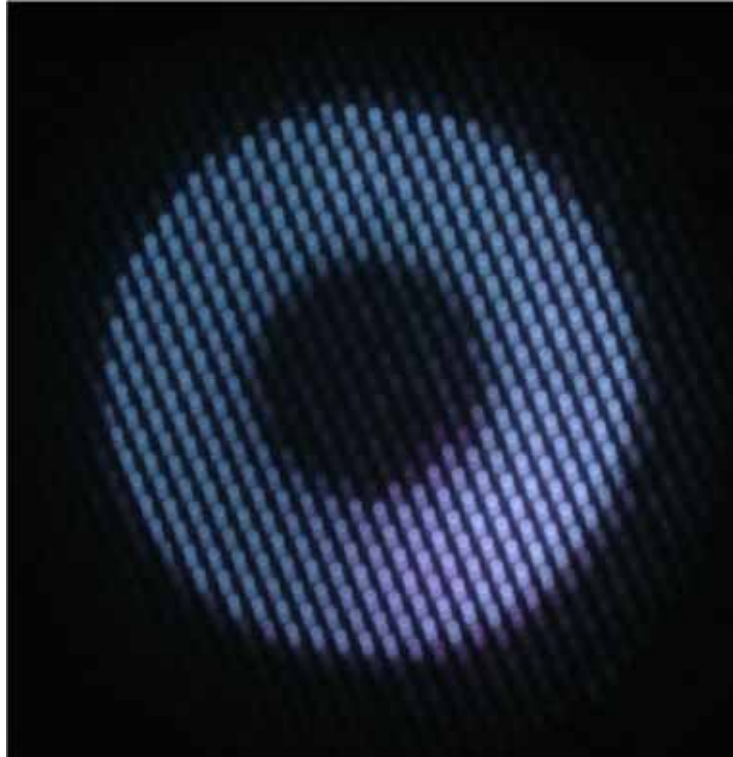


図 4.20 ECR プラズマ発光写真

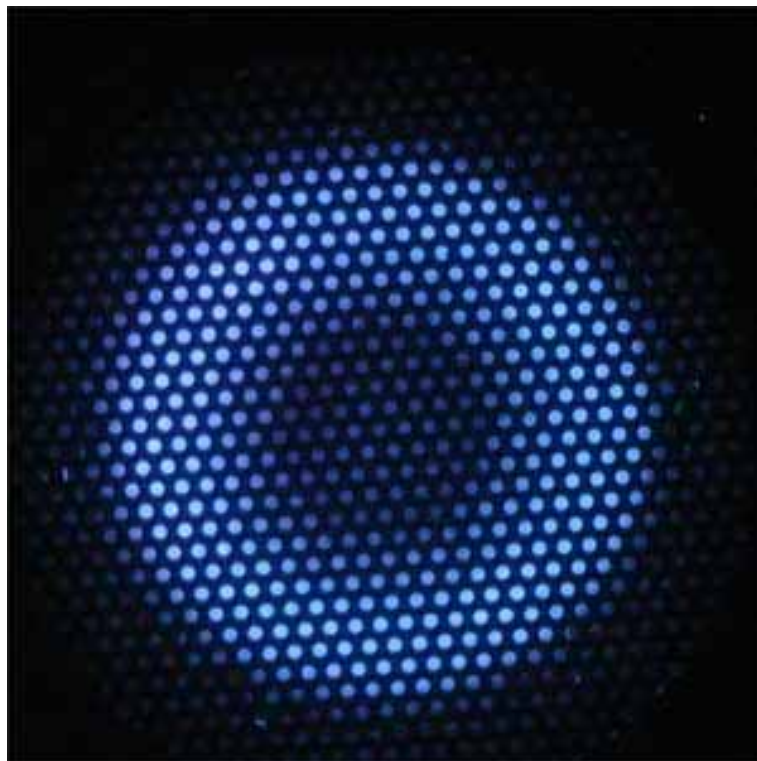


図 4.21 ECR+1mm プラズマ発光写真

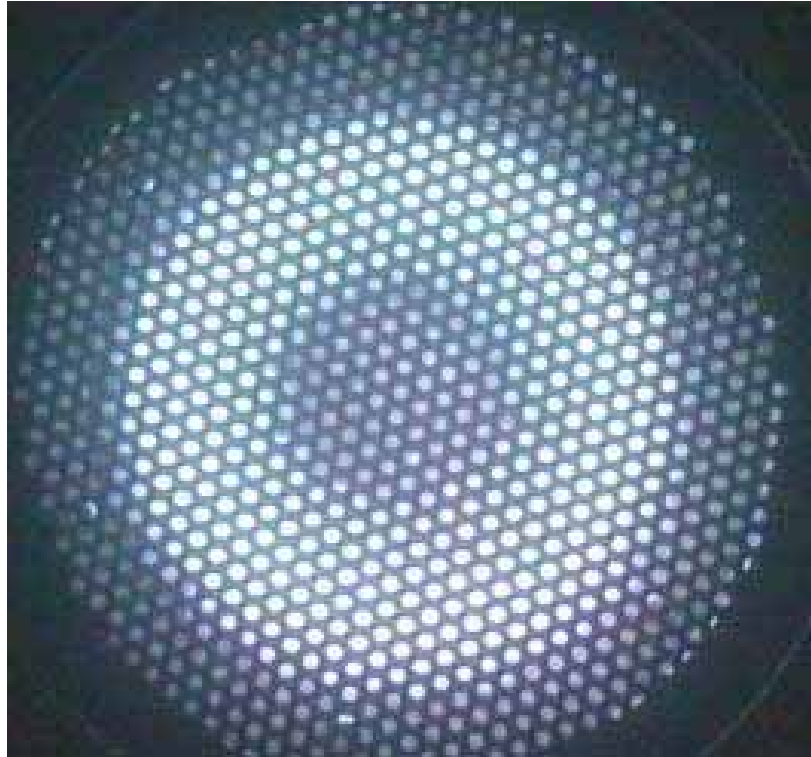


図 4.22 ECR+2mm プラズマ発光写真

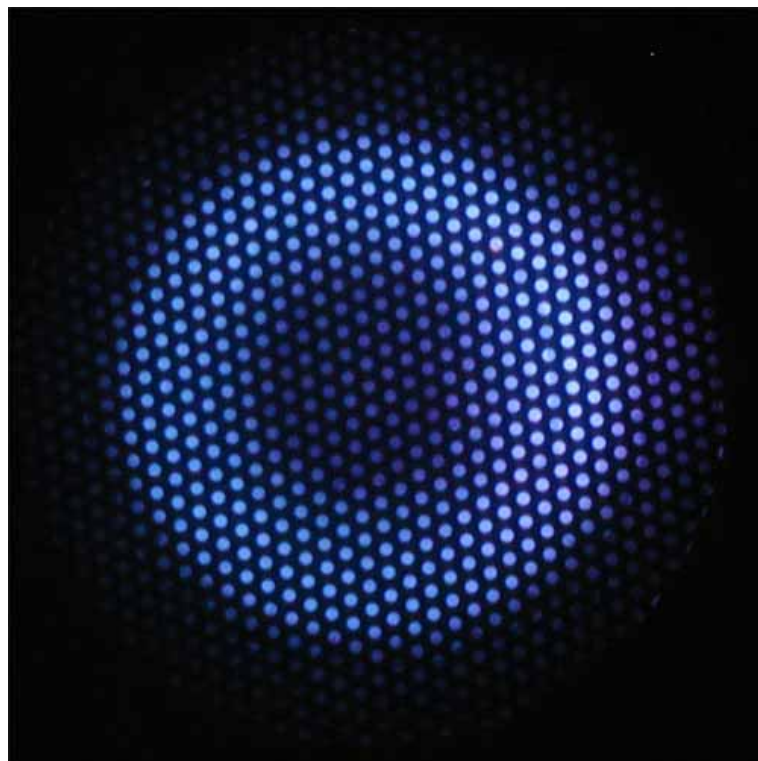


図 4.23 ECR+3mm プラズマ発光写真

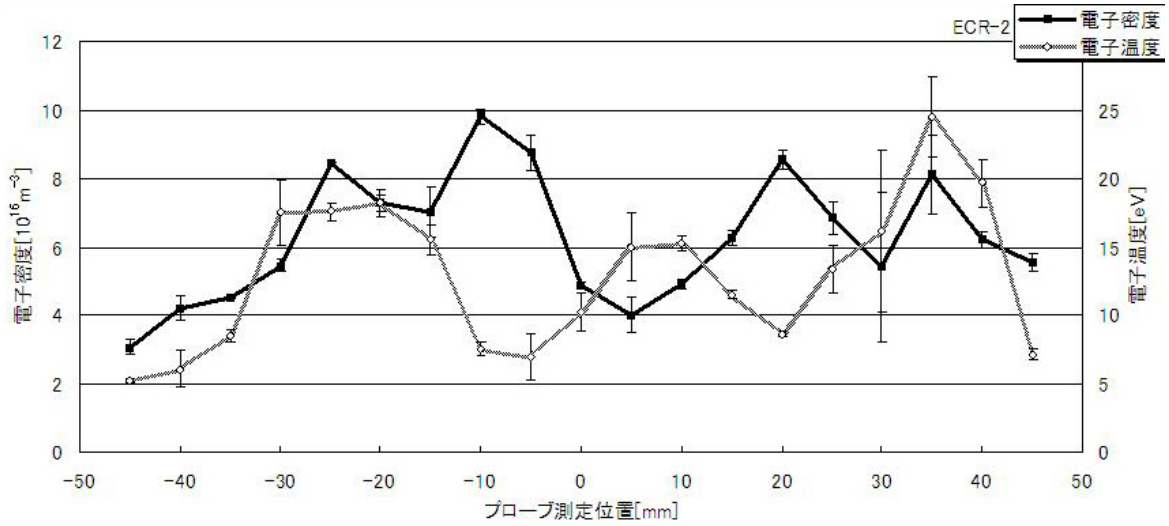


図 4.24 ECR-2mm にアンテナを設置した場合の電子密度と温度

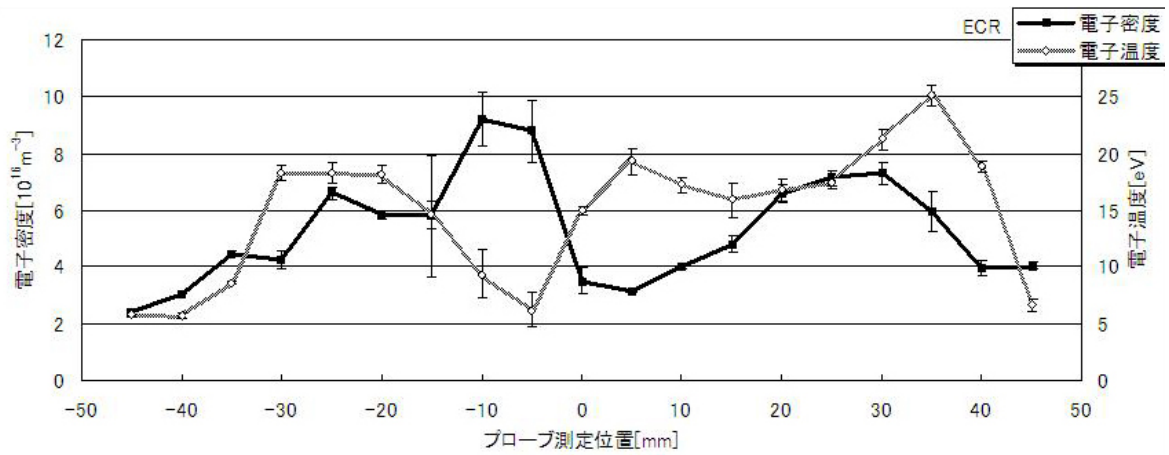


図 4.25 ECR にアンテナを設置した場合の電子密度と温度

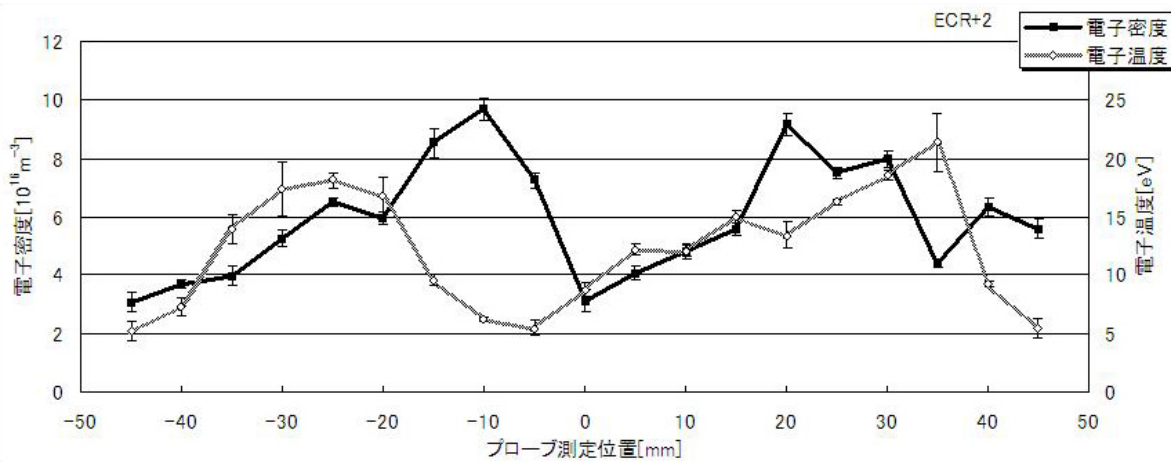


図 4.26 ECR+2mm にアンテナを設置した場合の電子密度と温度

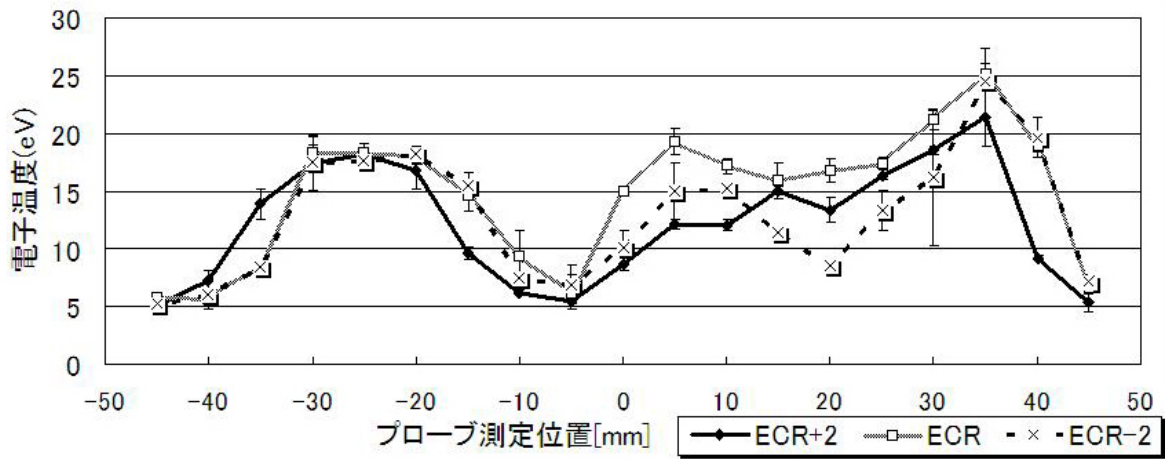


図 4.27 高さを変化させた時の電子温度の比較

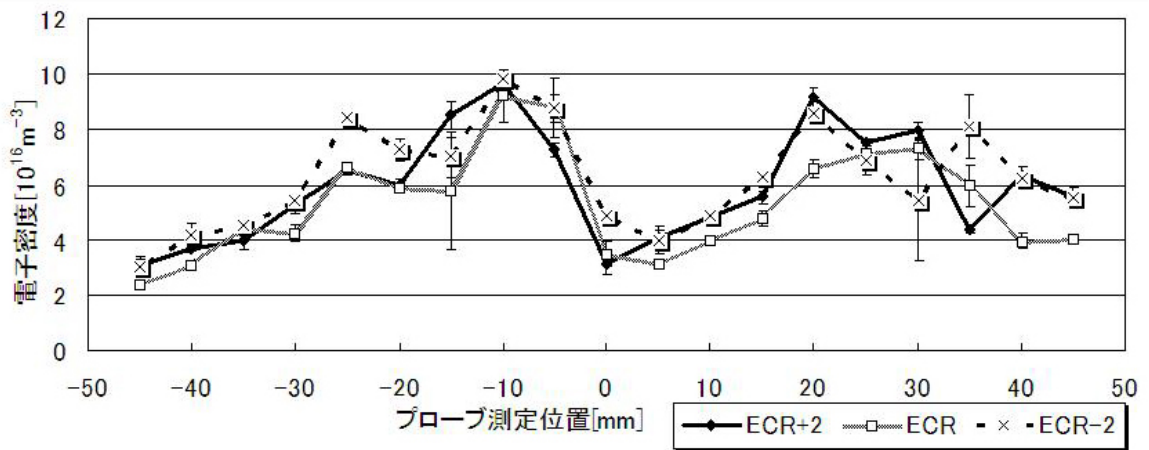


図 4.28 高さを変化させた時の電子密度の比較

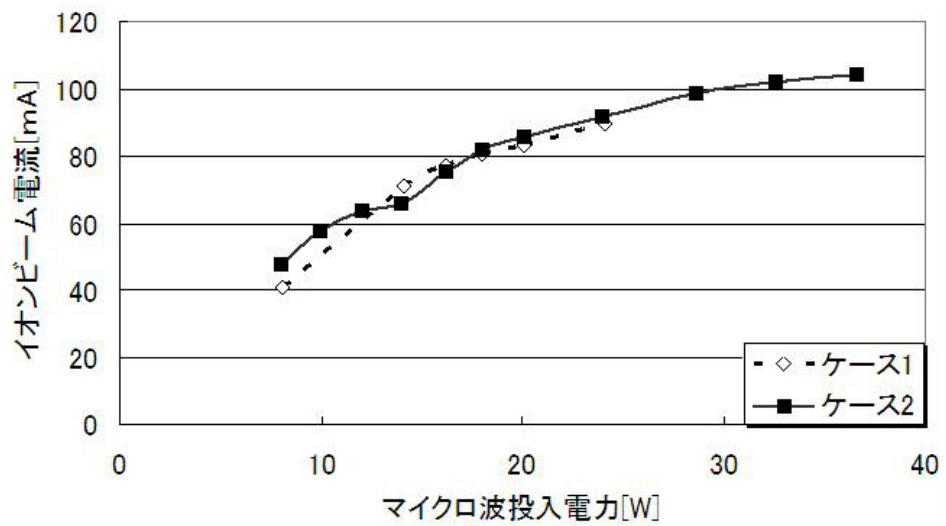


図 4.29 アンテナと磁気トラックの関係が性能に及ぼす影響調査

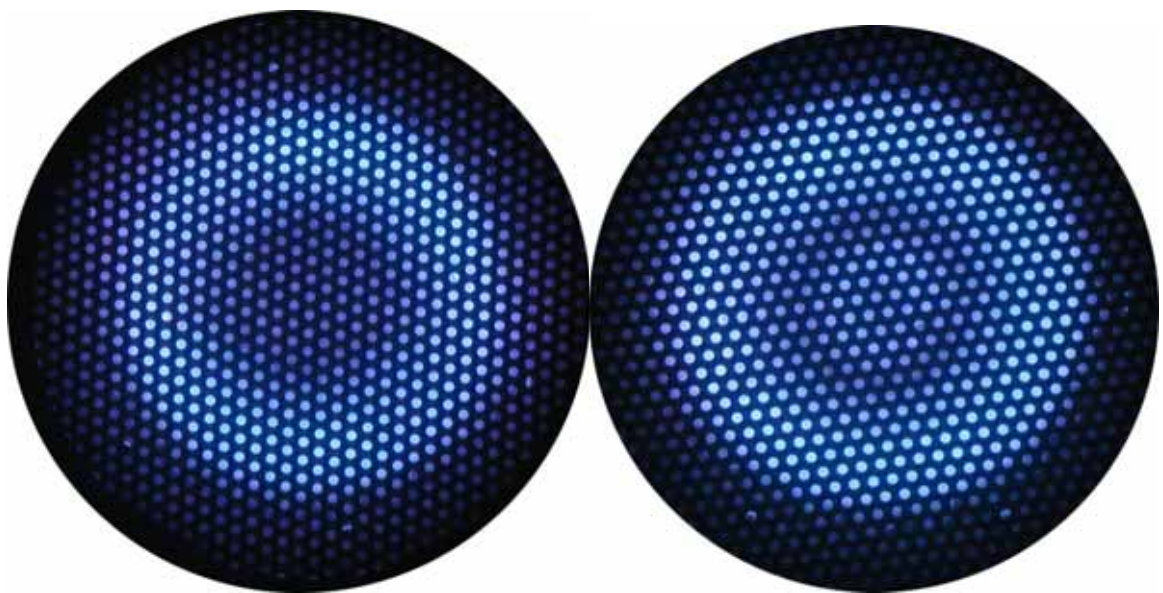


図 4.30 プラズマ発光写真 ケース 1(左) ケース 2(右)



図 4.31 磁石 4 列時のプラズマ発光写真

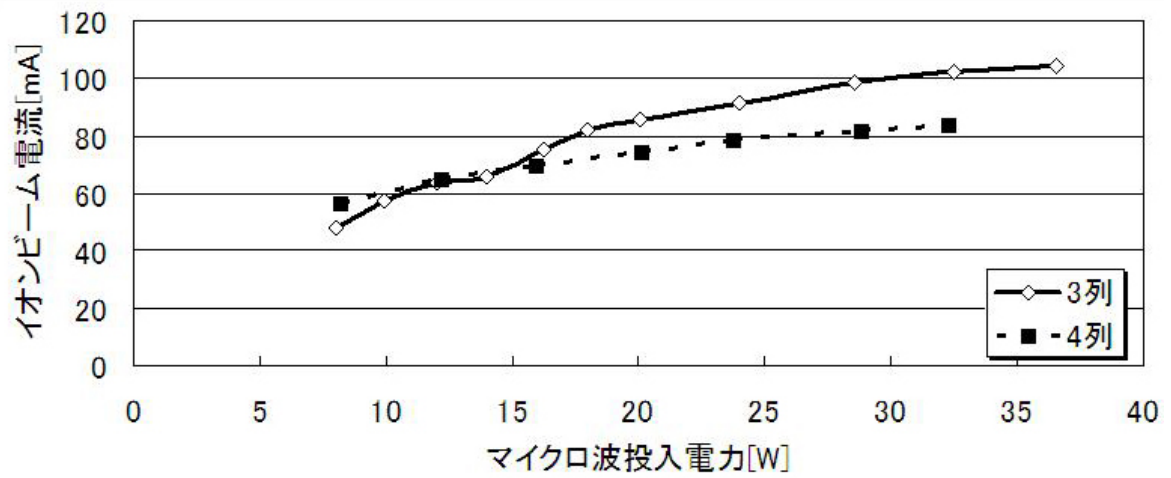


図 4.32 磁場形状を変化させた性能比較

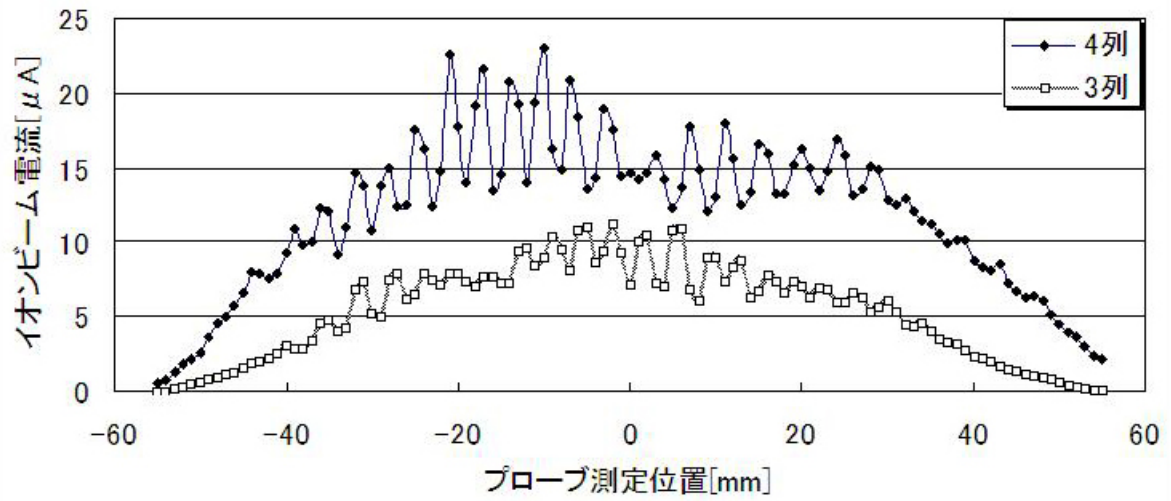


図 4.33 イオンビームプロファイル

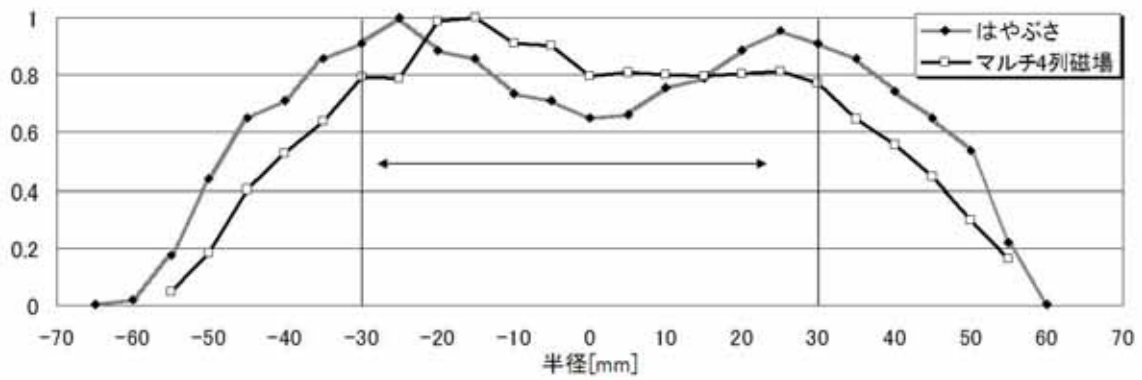


図 4.34 はやぶさと 4 列磁場とのビームプロファイルの比較

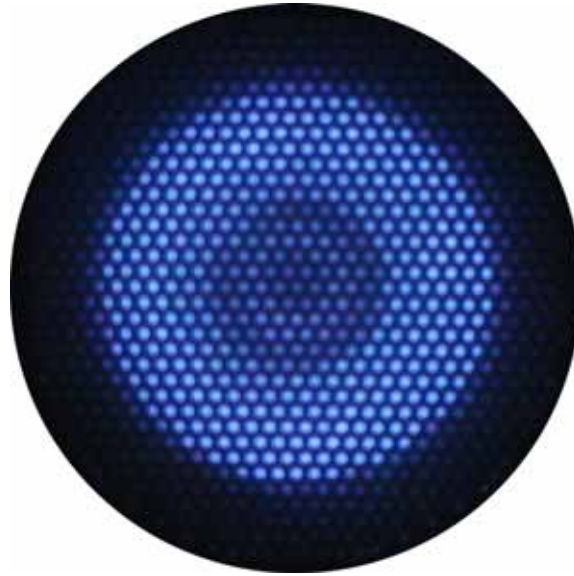


図 4.35 4.2GHz の場合のプラズマ発光写真

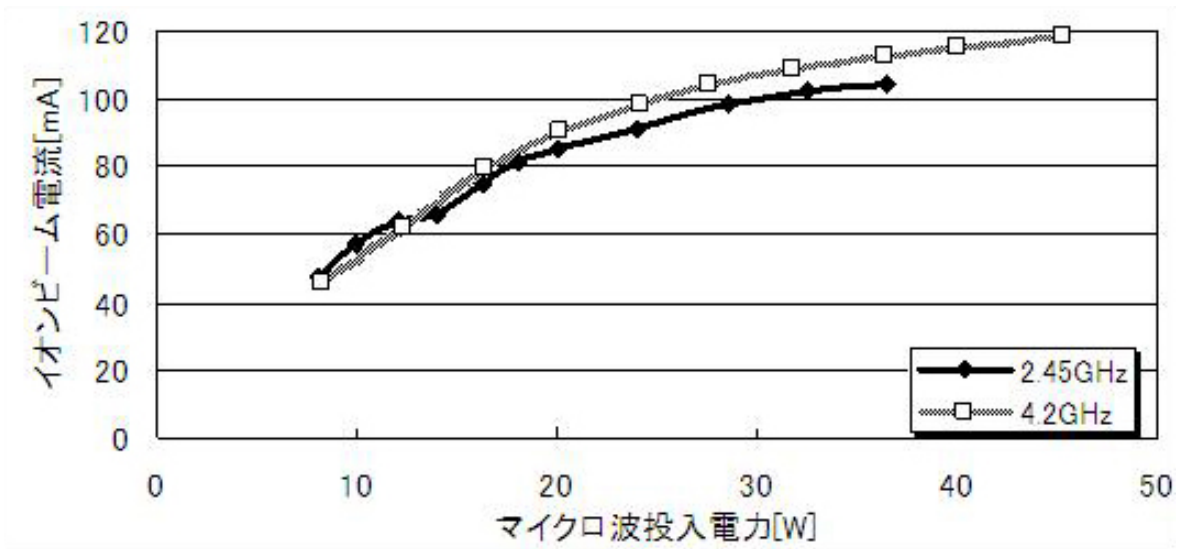


図 4.36 マイクロ波周波数変化による性能比較

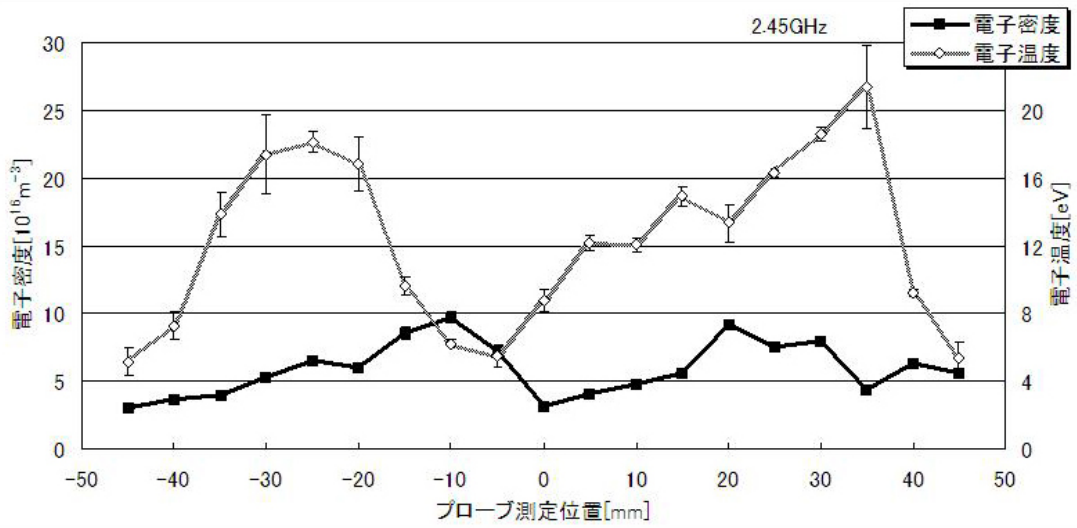


図 4.37 2.45GHz における電子密度と電子温度

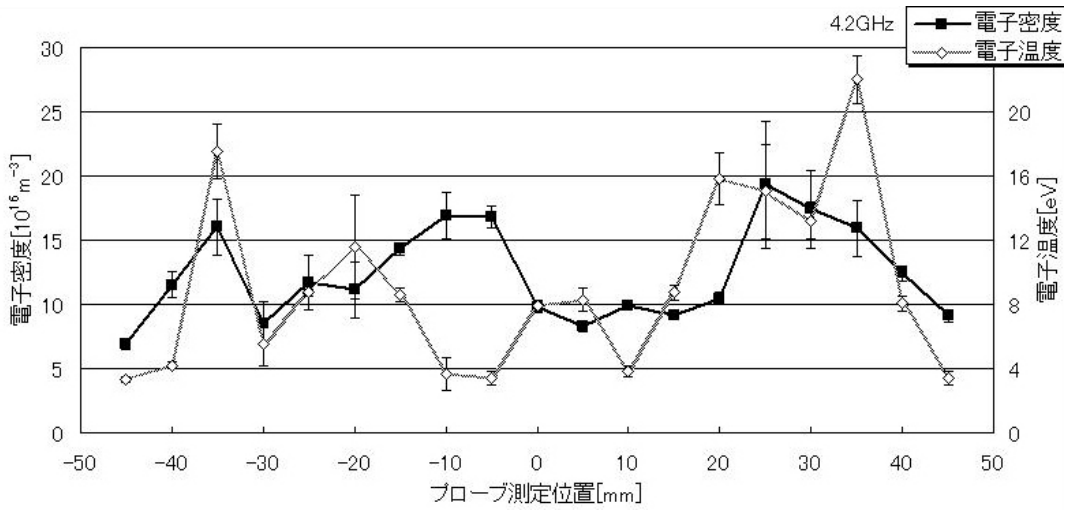


図 4.38 4.2GHz における電子密度と電子温度

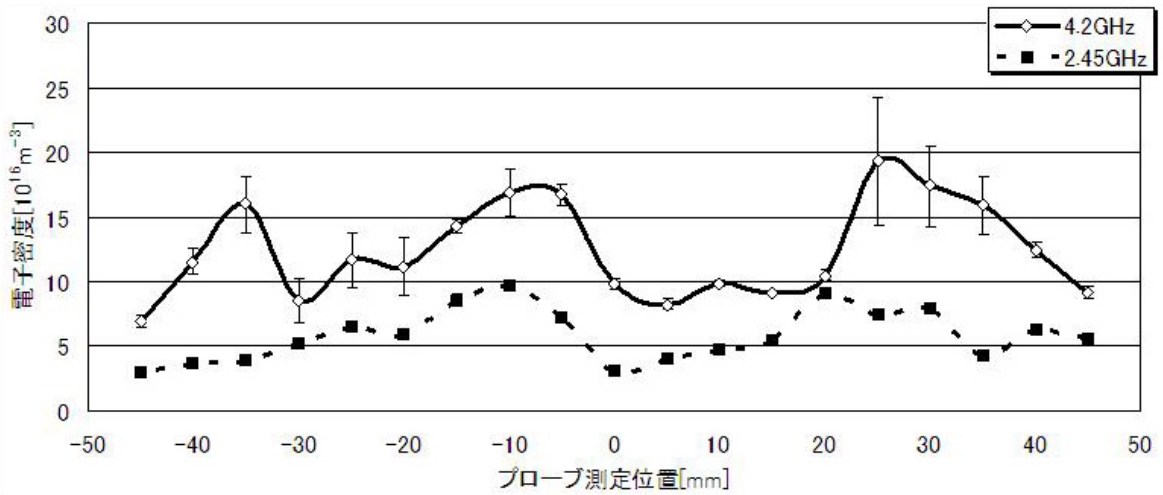


図 4.39 マイクロ波周波数の違いによる電子密度の比較

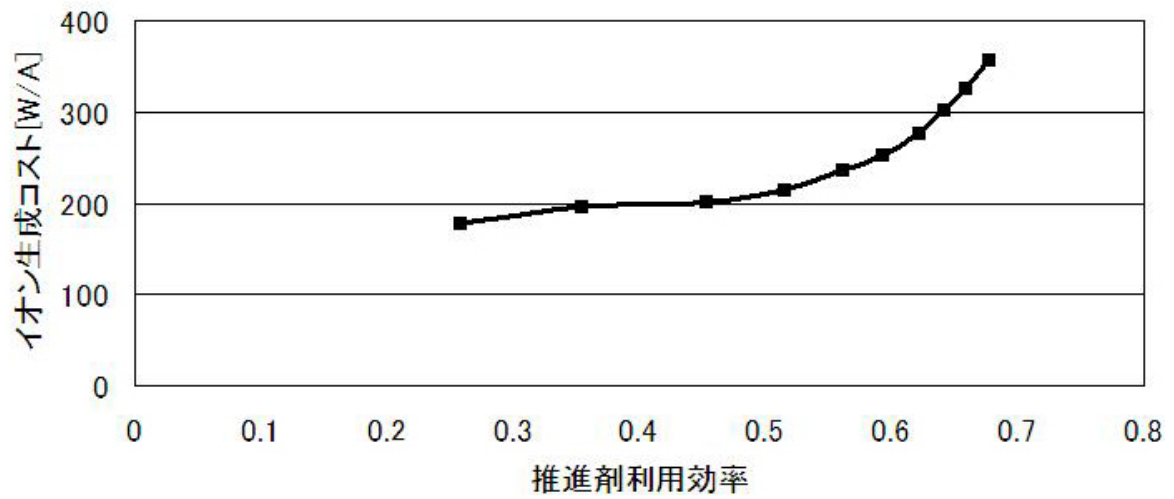


図 4.40 4.2GHz を使用した場合の推進性能

第5章 結論

マルチモノポールアンテナシステムを用いたマイクロ波放電型イオンエンジンの開発において以下の結果を得た。

1. アンテナを設置する際、ECR 領域とアンテナ高さの關係に最適値があることがわかり、本研究においては、ECR+2mm の場所に設置する事により性能が向上する事がわかった。
2. アンテナと磁気トラックの關係が性能に及ぼす影響を調査した。その結果、各磁気トラックにアンテナを沿わせるように配置した方が均一性向上の期待ができることがわかった。
3. 磁石列を増加させることにより均一なプラズマ生成が行える事ができ、これをイオンビームプロファイルの測定により確認した。また、「はやぶさ」のマイクロ波放電型イオンエンジンと比較しても均一性のとれたものであることがわかった。
4. マイクロ波の周波数を変更することにより高密度のプラズマが生成し性能が向上することを確認した。また、4.2GHz を使用した時の推進性能として、マイクロ波投入電力 32W、推進剤流量 2.45sccm において推進剤利用効率 0.62、イオン生成コスト 276W/A を達成した。

以上のことよりアンテナ及び磁場形状の設計指針が得られ、イオンビームの均一性を持つマイクロ波放電型イオンエンジンを設計することができた。

参考文献

- 1) 栗木恭一・荒川義博: “電気推進ロケット入門” (東京大学出版会, 2003)7.
- 2) Steven R. Oleson, “Electric Propulsion Technology Development for the Jupiter Icy Moons Orbiter Project”, AIAA-2004-3449
- 3) Frederick W. Elliott, John E. Foster, and Michael J. Patterson, “An Overview of the High Power Electric Propulsion (HiPEP) Project”, AIAA-04-3453, 2004
- 4) S. Matousek, “The Juno New Frontiers Mission”, IAC-05-A3.2.A.04. 56th International Astronautical Congress in Fukuoka, 2005.
- 5) 吉川真, “始原天体探査について”, 第4回太陽系探査ロードマップ検討小委員会, 2007
- 6) I. Funaki. et al., “Plasma diagnostics and numerical modeling of a microwave ion engine”, AIAA-98-3341, 1998
- 7) 船木一幸, “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, 第47巻, 第550号, 1999
- 8) 國中均, “電気推進への宿題(前半)”, 日本航空宇宙学会誌, 53, (2005), pp.1-6.
- 9) Hank Goede, “30-cm Electron Cyclotron Plasma Generator”, Journal of Spacecraft, Vol. 24, pp. 437-443, 1987.
- 10) 原雅則, 秋山秀典, “高電圧パルスパワー工学”, 2章, 森北出版(1991).
- 11) 國中均, “イオンエンジンによる動力航行”, 3章, コロナ社(2006)
- 12) 片上勘次, “衛星搭載用 TWTA における性能向上と開発動向”, 社団法人電子情報通信学会, 信学技報 SPS2003-03(2004-02)
- 13) 飯田明夫, 他, “衛星搭載用マイクロ波機器”, 社団法人電子情報通信学会, 信学技報 SPS2003-01(2004-02)
- 14) William L. “High Efficiency Class-E Amplifier Utilizing GaN HEMT Technology”, NC 27703USA, The 2006 IEEE Radio and Wireless Symposium.
- 15) 岡田 文明, “マイクロ波工学基礎と応用”, 7章, 学献社(1999)
- 16) 宮本尚使, “マイクロ波放電型イオンスラスタの性能向上に関する実験的研究”, 平成17年度九州大学博士論文.
- 17) 渡辺俊明, 小川勝, 原田知育, 西川訓利, 「車載用 BS 受信アンテナシステム」豊田中央研究所 R&D レビュー, Vol. 32, pp.23-33, 1997.

- 18)小野寺範義, 竹ヶ原春貴, 西山和孝, 船木一幸, 國中 均, 「マイクロ波放電型中和器の電子放出機構」, 日本航空宇宙学会論文集, Vol. 49, pp.27-31, 2001 .
- 19)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 15 年度宇宙輸送シンポジウム, pp.201-206, 2003 .
- 20)増井博一, “マイクロ波放電型宇宙推進用プラズマ源に関する数値解析”, H17 年度九大博士論文.
- 21)Izumi Keisuke, “Electromagnetic Field Analysis for Microwave Discharge Ion Engine using Multi mono-poles Antenna System”, IAC-05-C4.P.03, 56th International Astronautical Congress in Fukuoka,2005.
- 22)新屋敷佳祐, “マルチモノポールアンテナ式マイクロ波放電型イオンエンジンのアンテナ設計指針”H17 年度九大修士論文
- 23)笠岳幸, “マイクロ波放電型イオンエンジンのアンテナ設計最適化に向けた電磁波伝播解析”, H18 年度九大修士論文
- 24)三井謙太郎, “10cm 級マイクロ波放電型イオンエンジンのモノポールアンテナによる高推力高密度化”, H15 年度九大修士論文
- 25)西山和孝, “モノポールアンテナによる μ 10 の作動特性”, H18 年度宇宙輸送シンポジウム, 2007