# 第 1 章　序論

## 1.1　研究背景

世界初の人工衛星スプートニク 1 号がソビエト連邦により打ち上げられてから 50 年以上が経過し，現在では年に約 100 機の人工衛星用大型ロケットが打ち上げられている．

電気推進機[1-1][1-2]は化学推進器に比べて比推力が高く（燃費が良く）宇宙開発や探査において，姿勢制御や主推進の手段として欠かせないものである．特にイオンエンジンは，Deep Space1 から始まり，世界初のマイクロ波放電型イオンエンジンを搭載し，小惑星のサンプルを採取して 2010 年 6 月に帰還を果たした惑星探査機「はやぶさ」や長期間のミッションである GOCE(Gravity Field and Steady-State Ocean Circulation Explorer)にも搭載され，その信頼性と実績を証明した[1-3]-[1-6].

また近年，低コスト，開発期間の短縮という利点から小型衛星へ注目が寄せられており，多くの機関，ベンチャー企業や大学によって様々な小型衛星の研究および開発が行われ続けている[1-7][1-8]．現在これら小型衛星の目的の多くは動作実証であるが，次なるステップとして小型推進機を用いたより高度なミッションが登場し始めている[1-9].

そうすることで衛星の軌道保持や姿勢制御に加え，大気抵抗補正やフォーメーションフライト，自己廃棄など，様々なミッションが低コストで可能になる．このため，現在日本をはじめ，多くの研究機関によって小型推進機の開発が盛んに行われている．電気推進機の持つ高い比推力は，推進剤を大幅に削減できるため，小型衛星への搭載にも適しており，なかでも小型イオンエンジンは有望視されているもののひとつである[1-10][1-11].

本研究室においても高性能を維持しつつも小型化を可能にし，長寿命も期待できるとして，マイクロ波放電に注目し，小型マイクロ波放電型イオン源の研究開発に取り組んできた．なかでも磁場やアンテナ形状，グリッドに注目し，スラスタヘッドの性能向上に努めてきた[1-12]-[1-14].

このように小型イオンエンジンの研究は多く存在するが，中和器まで含めた研究は極限られた例しかない．しかし，イオンビームを排出することによって推進するイオンエンジンにとって，電子放出によるビームの中和は不可欠な要素である．仮にビーム中和を実施しなければ，宇宙機は瞬時（～1 ms）に帯電（～1 kV）し，ビームが宇宙機へ逆流する．この結果，イオンエンジンは推進機として役割を全く果たさない．電子放出は推力には全く寄与しない（10 万分の 1 以下）ため，中和器はイオン源ほどには注目を集めないが，上記のように中和器なしではイオンエンジンは成立せず，中和器を含めて初めて「イオンエンジン」と呼べる．今日までに，ホローカソード式，熱陰極式，プラズマ生成式，電界放出型など多くの小型電子源の

研究がなされているが，小型イオンエンジン用の実用に足る中和器は未だ開発段階である．また，上述した「はやぶさ」においてもミッション終盤の 2009 年 11 月に中和器の性能低下によって，一時的にイオンエンジンが自動停止した [1-15]．このように中和器は小型のみに限らず，イオン源に遅れをとっている状況である．

## 1.2　研究目的

本研究では小型マイクロ波放電型電子源の，イオンスラスタへの適用を目的とし，実験によその検討を行う．以下に詳細を示す．

1) 小型マイクロ波放電型中和器の最適パラメータの取得と性能向上
2) 本研究室開発の小型マイクロ波放電型イオン源への適応検討

### 1.2.1　性能目標

1.1 で述べたように，中和器は直接推力に寄与しないため，イオン源に比べて，低電力，少ない作動ガスでの作動が大きな条件である．「はやぶさ」搭載のマイクロ波放電型イオンエンジン μ 10 を例にとると，イオン源の主なスペックとしては，マイクロ波投入電力 32 W，推進剤流量（Xe）2.35 sccm においてイオンビーム電流 143 mA であるが，これに対し，中和器はマイクロ波投入電力 8 W，推進剤流量（Xe）0.5 sccm において，イオンビームの中和を行っていた．すなわち，マイクロ波電力，推進剤流量はイオン源の 1/4 程度の量でイオンビームと同等の電子電流を得ていたことになる．

本研究室の「イオンエンジン」としての目標は，実機（小型衛星）への搭載を想定して消費電力 30 W 程度で推力 0.5 mN の達成であるが，これまでの研究により，スラスタヘッドにおいては，マイクロ波電力 8 W，推進剤流量（Xe）0.2 sccm イオンビーム電流 12 mA において推力 0.57 mN，比推力 2970 s，推進効率 0.43 と実用化できるレベルに到達している．これと「はやぶさ」のスペックを参考に小型中和器としての目標値をマイクロ波投入電力 2 W，推進剤流量（Xe）0.05 sccm，電子電流値 12 mA と設定した．

なお，本研究室において，過去にも小型マイクロ波放電型中和器の研究が行われ，性能向上に努めてきたが[1-16][1-17]，目標値には達しなかった．そこで今回，新たに開発した電子源の性能向上とともに，目標値の達成を目指す．表 1.1 にこれまでの研究における小型中和器の性能代表値を示す．

表 1.1　中和器の主な性能値

| | 目標値 | 結果 1 | 結果 2 |
|---|---|---|---|
| マイクロ波投入電力　[W] | 2 | 2 | 3.8 |
| 推進剤流量（Xe）　[sccm] | 0.05 | 0.05 | 0.05 |
| 電子電流値　[mA] | 12 | 8.2 | 12 |

参考文献


(1-1) Jahn, R. G.: Physics of Electric Propulsion, McGraw-Hill, New York, 1968.

(1-2) 栗木恭一, 荒川義博 : 電気推進ロケット入門, 東京大学出版会, 東京, 2003

(1-3) Proceedings of the 3rd International GOCE User Workshop, 6-8 November, 2006, Frascati, Italy, ESA Special Publication, SP-627, ISBN 92-9092-938-3, pp.1-8, 2007

(1-4) European Space Agency, GOCE Mission Web Site, http://www.esa.int/livingplanet/goce

(1-5) Sovey, J. S., Rawlin, V. K., and Patterson M. J., "Ion Propulsion Development Projects in U.S.: Space Electric Rocket Test I to Deep Space I," Journal of Propulsion and Power, Vol. 17, No. 3, pp. 517-526, 2001

(1-6) Kuninaka, H., Nishiyama, K., Funaki, I., Yamada, T., Shimizu, Y., Kawaguchi, J., "Powered Flight of Electric Cyclotron Resonance Ion Engines on Hayabusa Explorer," Journal of Propulsion and Power, Vol. 32, No.3, pp.544-551, 2007.

(1-7) 齊藤宏文, 水野貴秀 : "れいめい"衛星の開発と小型高機能衛星の展望, 日本航空宇宙学会誌, 56(2008), pp.88-96

(1-8) 海老沼　拓史, 千蔵　真也, 中須　賀真一, "超小型地球観測衛星 PRISM における軌道推定予備実験", 宇宙技術, Vol. 6, No. 0, pp.1-8, 2007

(1-9) 山川史郎, 此上一也, 今村俊介, 五十嵐伸明, 高畑博樹 : 超低高度衛星計画の概要と将来展望, 第 55 回宇宙科学技術連合講演会講演集, JSASS-2011-4116

(1-10) Nakayama, Y., Funaki, I. and Kuninaka, H.: Sub-Milli-Neutron Class Miniature Microwave Ion Thruster, J. Propul. Power, 23 (2007), pp. 495-499

(1-11) 中山　宜典, 舟木　一幸, 國中　均, 中島　秀紀 : 小型マイクロ波イオン推進機の実験的評価, 日本航空宇宙学会論文集, 53 (2005), pp. 461-466

(1-12) Yamamoto, N., Masui, H., Kataharada, H., Nakashima, H., and Takao, Y., "Antenna Configuration Effects on Thrust Performance of Miniature Microwave Discharge Ion Engine," Journal of Propulsion and Power, Vol. 22, No. 4, pp. 925-928, 2006.

(1-13) Yamamoto, N., Kondo, S., Chikaoka, T., Nakashima, H., "Effect of Magnetic Field Configuration on Thrust Performance in A Miniature Microwave Discharge Ion Thruster", Journal of Applied Physics, 102, 123304, 2007.

(1-14) 山本直嗣, 近藤慎哉, 近岡貴行, 金川隆保, 中島秀紀 : 小型イオンスラスタの推進性能における形状依存性, 日本航空宇宙学会論文集, 56 (2008), pp. 383-390

(1-15) 細田聡, 國中　均 : イオンエンジンによる小惑星探査機「はやぶさ」の帰還運用 J. Plasma Fusion Res. Vol.86, No.5 (2010)pp.282-292

(1-16) 谷所正彦 : マイクロ波放電型中和器の基礎研究, 九州大学大学院修士論文,

2009
(1-17) 鶴哲平 ： マイクロ波放電式中和器の性能向上に関する研究, 九州大学大学院修士論文, 2006

# 第 2 章　電気推進と電子源

## 2.1　電気推進機

電気推進機は推進剤の加速方式によって電熱加速型,電磁加速型,静電加速型の 3 種に大別される．図 2.1 に各推進機の推力密度と比推力を示す．ミッション内容により要求される推力密度,比推力が異なるため適切な推進機を選択したり，組み合わせたりする必要がある．電気推進のおもな特徴としては以下の 3 点である．

(1) エネルギー源と推進剤を個別に調達し，任意の割合で調合する

(2) 推進剤に化学的に不活性な物質を利用する

(3) 加熱や加速に電熱的，静電的，電磁的手法を応用する

電熱加速型は推進剤をジュール加熱して高エンタルピーガスを生成する．高エンタルピーガスはノズルを介して空気力学的に加速され推力を発生する．電磁加速型はプラズマ化した推進剤を直交する電磁界によって発生するローレンツ力で加速して推力を発生する．静電加速型はプラズマ化した推進剤中のイオンを推力方向に印加された電界により静電加速することによって推力を得る．

2.2 では電子源を必要とする電気推進機のひとつであるイオンスラスタについて述べる．

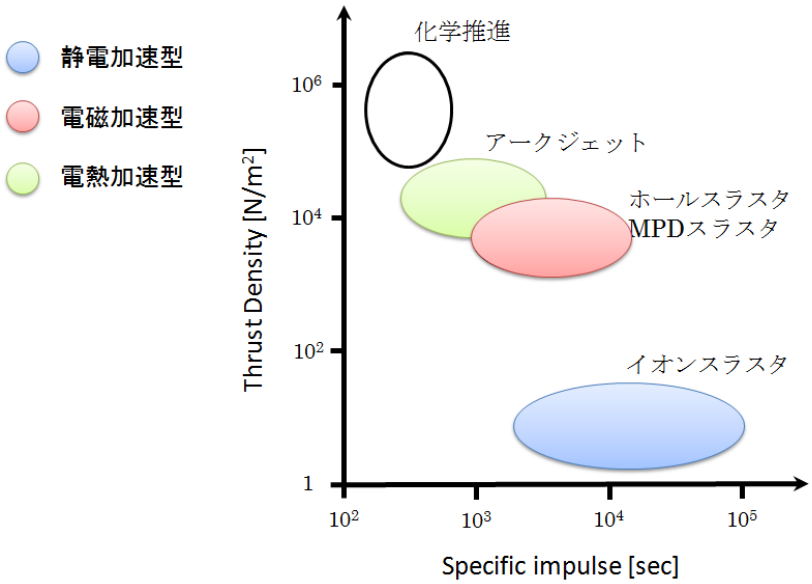



図 2.1　各推進機の推力密度と比推力

## 2.2　イオンスラスタ

### 2.2.1　イオンスラスタの作動原理

イオンスラスタは電気推進機の一種であり，放電室で推進剤を加熱・電離させプラズマを作りイオンを静電的に加速して推力を得ることから静電加速型推進機とも呼ばれる．図 2.2 にイオンスラスタの概略図を示す．イオンスラスタの物理過程は，1)プラズマ生成, 2)イオンビーム抽出, 3)イオンビーム中和の 3 段階に分ける事ができる．

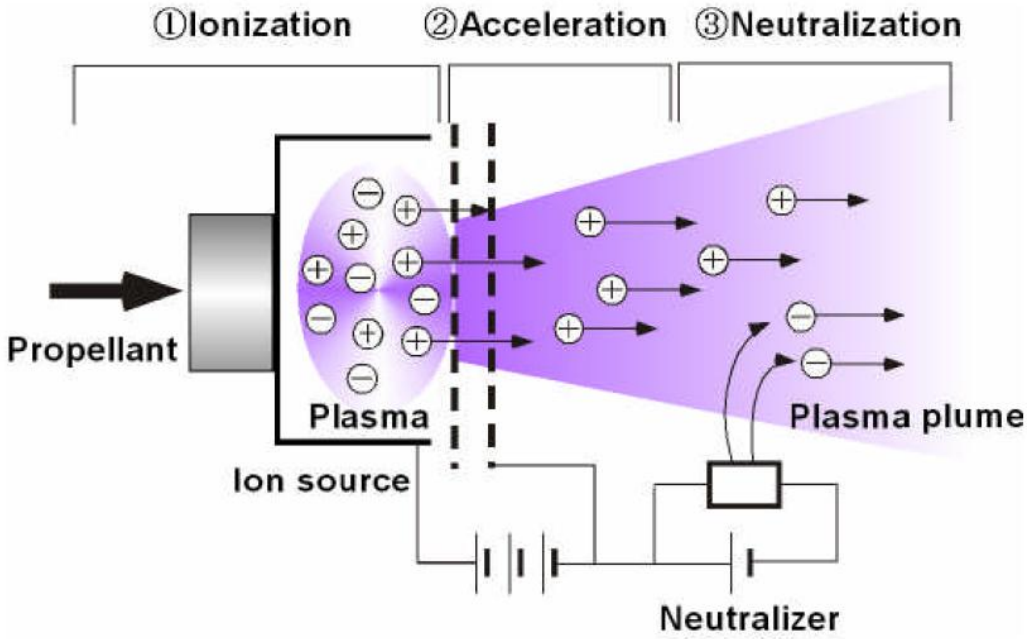



図 2.2　イオンスラスタの概略図

イオンスラスタにおいて，イオンビームの引出しはプラズマ生成部で発生した正イオンを静電界によって加速することによって行われる．引出し部はプラズマに接するスクリーン電極と 1 mm 程度の短い間隙で平行に置かれるアクセル電極および減速電極で構成される．場合によっては減速電極を用いない 2 枚電極システムで構成されることもある．各電極には内径 1-3 mm 程度の孔が多数あけられ，その開口率 (孔の総面積が占める割合) は，スクリーン電極で約 70 %，アクセル電極で約 25 %，減速電極で 50-70 %程度である．軸方向の電位分布の概略を図 2.3 に示す．イオンビームの下流領域には中和器から放出された電子やイオンとスラスタから漏出した中性粒子との電離反応で生じた電子が存在し，ビームプラズマと呼ばれるイオンビームと，それを取り囲むようにプラズマが存在した状態が形成されている．これらの電子が引出し部を通ってプラズマの生成部へ逆流しないように図 2.3 に示されるように負の電位領域を形成している．この役割をするのがアクセル

電極である.

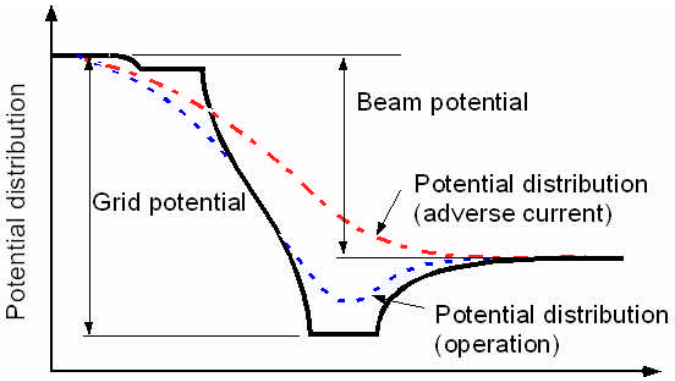



図 2.3　イオンスラスタの電位分布

2.2.2　イオンスラスタの種類

プラズマ生成の方式によってイオンスラスタの分類を行う事が多い．これまでに研究されてきているイオンスラスタは大きく以下の5種類に分けることが出来る.

1)直流放電型（カウフマン型）　ex) UK-10（ESA）
2)直流放電型（カスプ磁場型）　ex) NSTAR（NASA），XIPS25（Boeing)
3)高周波誘導加熱型　ex) RIT10（ESA）
4)マイクロ波放電型　ex) μ10（JAXA），HiPEP（NASA）
5)接触電離型

1)および2)は，放電プラズマの生成に熱陰極からの電子による電離衝突を用いるタイプで，1)では放電室外部磁石による軸方向発散性の磁場が，2)では放電室内部磁石によるカスプ状磁場が，プラズマの閉じこめと電離能率向上のために形成されている．最も早く宇宙作動に成功したのはカウフマン型であり，現在は三菱電機や英国QinetiQ 社で製造されている．リングカスプ型のイオンエンジンは世界で最も多く搭載されており，米国の深宇宙探査機 DeepSpace1，Dawn の主推進機であるNSTAR や，L3 社が商用衛星に使用している XIPS シリーズがある．NSTAR エンジンはイオンエンジン単体での最高作動時間（16000 時間）の記録を持つ．このような圧倒的な宇宙実績がある直流放電型イオンエンジンであるが，放電室内で発生したイオンが高い放電電圧によって陰極をスパッタリング浸食し，発生した金属粉が電極短絡を誘発するなどの故障が発生する．また電子発生源となる陰極も，単純なフィラメントからホローカソードなどの耐久性に優れたものに変わったが，温度サイクルなどによるホローカソードのヒーターの断線や，ゴミの付着による放電電極の短絡などの場合，システムの全損故障へと発展する危険性がある．

3)は RF（Radio Frequency）型とも呼ばれ, kHz ~ MHz 帯の高周波を放電室外部から加えることで電子に電離衝突に必要なエネルギーを与え，プラズマを生成する．4)は ECR（Electron Cyclotron Resonance)型とも呼ばれ，周波数が GHz 程度のマイクロ波により静磁場中の電子を共鳴的に加速･加熱することで電子による電離衝突が為される．3)や 4)は「無電極プラズマ生成」を実現することで，大きなアドバンテージを持つ．無電極放電によって生成されたプラズマは放電質壁面との電位差が小さく，スパッタリングが発生しない．また 1 次電子の発生源も必要としない．5)の接触電離型は推進剤よりも仕事関数の大きい物質に推進剤を接触させることでイオン生成を行う機構である．

### 2.2.3　マイクロ波放電型イオンエンジン

マイクロ波放電型とはマイクロ波帯域の交流電界で電子を加速し，この電子が中性粒子と電離衝突してプラズマを生成，放電を維持するというものである．このマイクロ波放電をイオンスラスタに採用することで以下のようなメリットが得られる．

1. 放電用電極を必要としないのでスラスタの長寿命化と構造の簡略化が可能

2. マイクロ波がその電力を伝送する際に基準電位を必要とせず，DC 絶縁が容易に行えることから単一マイクロ波源による，互いに電位の異なるイオン源・中和器プラズマの同時生成が可能

3. 予備加熱が不要となるので，スラスタの迅速なスタートが可能

本研究ではこのような特長を持つマイクロ波放電式イオンスラスタの開発を行う．図 2.4 にマイクロ波放電型イオンスラスタのシステム概略図を示す.

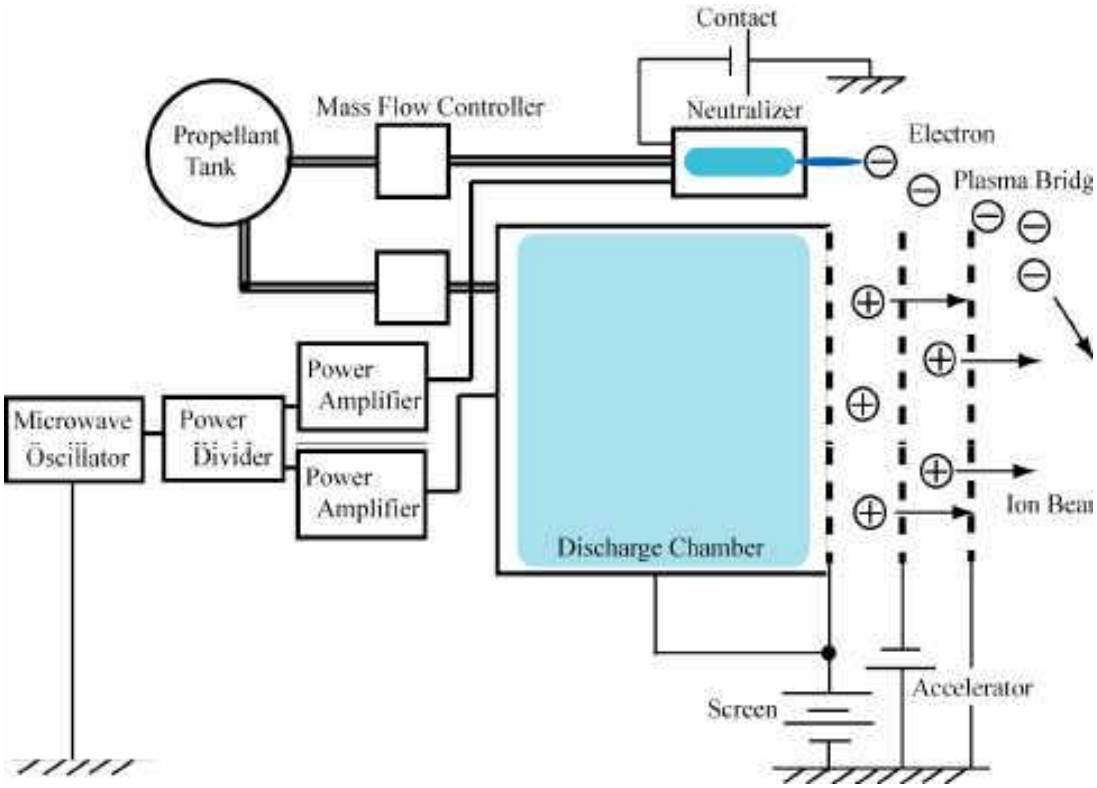



図 2.4　マイクロ波放電型イオンエンジンのシステム概略図

### 2.2.4　小型マイクロ波放電型イオンエンジン

本研究室においても，高性能を維持しつつ，小型化を可能にし，超小型衛星への搭載が期待できるものとして，マイクロ波放電型イオンエンジンのスラスタヘッドの研究開発に取り組んできた．これまで取り組んできた内容として，磁場形状，アンテナ形状，グリッド等の改善が行われてきた．図 2.5 にスラスタヘッド外観を、図 2.6 にその構成を示す．

性能の一部を表 2.1 に示す．本研究に使用した電子源は，このイオン源からのイオンビームを中和するための中和器として適用させることを想定している．

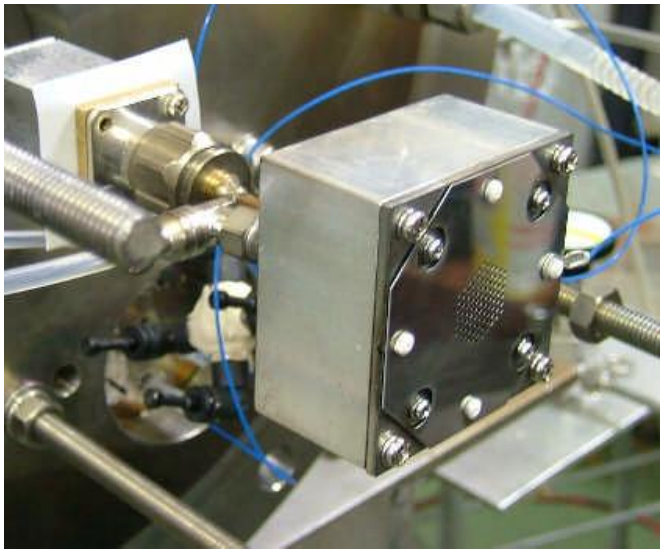


図 2.5　小型マイクロ波放電型イオンスラスタヘッド

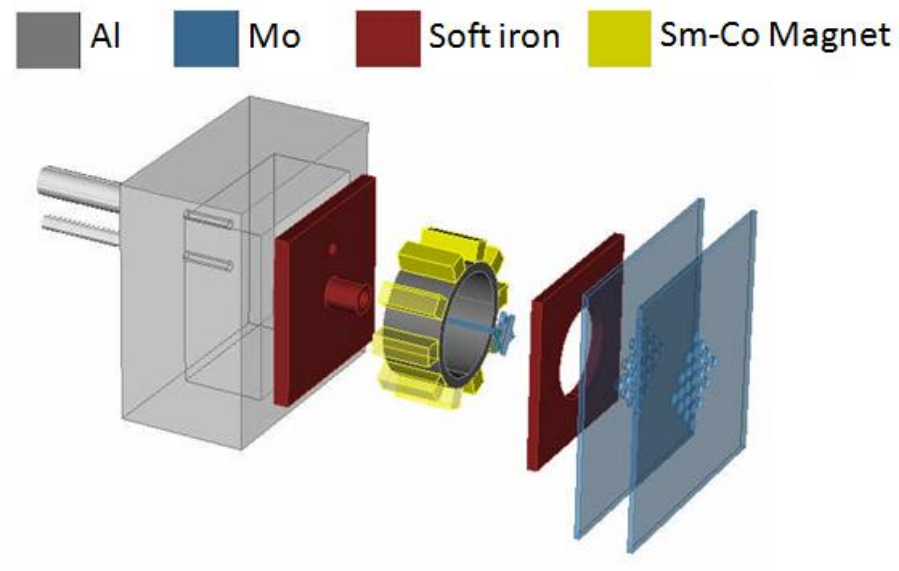



図 2.6　小型マイクロ波放電型イオンスラスタヘッド構成図

表 2.1　スラスタヘッドの性能代表値

| Parameter | Value |
|---|---|
| Incident microwave power (w) | 8.0 |
| Propellant mass flow rate (sccm) | 0.2 |
| Ion beam current (mA) | 12 |
| Thrust (mN) | 0.57 |
| Specific thrust (s) | 2972 |
| Thrust efficiency (%) | 43.0 |

## 2.3　電子源について

中和器として、様々な電子源が存在するがその一部を以下に述べる[2-1].

### 2.3.1　フィラメントカソード

フィラメントカソードはタングステン等の高融点金属を加熱することで一部の電子が熱エネルギーを得て電子を放出（熱電子放出）する装置である.

### 2.3.2　電界放出型カソード

電界放出型カソード（Field Emission Cathode; FEC）は，金属表面に強い電界を加えることで電子を放出（電界放出）する装置である．先端の尖った金属表面とゲートと呼ばれる電極の間に電圧を印加することによって強電界を生み出し金属内の自由電子がトンネル効果によって放出される．1 つの素子あたりの電子電流は数 A のオーダであるので，多くの素子を集めてアレイとして用いられる．FEC には針状の金属を用いたスピント型とカーボンナノチューブ（CNT）を用いた CNT 型がある．図 2.7 に電界放出型カソードの概念図を示す.

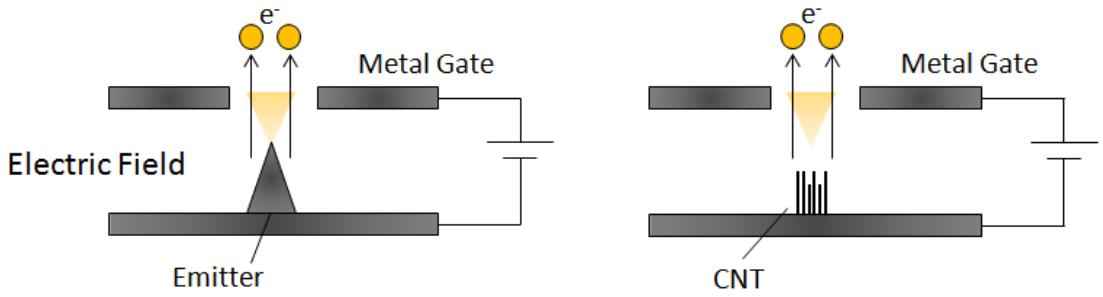



図 2.7　電界放出カソードの原理図

### 2.3.3　ホローカソード

図2.8にホローカソードの断面図を示す．ホローカソードは直流放電型イオン推進機システムの主放電電子源や中和器として利用されているプラズマ源である．ホローカソードの中心部は空洞であり，オリフィスを介し内部の熱電子放出電極とキーパー電極の間に直流放電を起こしプラズマを連続生成する．オリフィスにより，内部の作動ガスの中性粒子密度を高め，低ガス流量においても比較的高いプラズマ密度が得られ，高い電子電流が得られる．

インサートには，バリウム化合物等の熱電子放出を促す物質が含浸された仕事関数の低いポーラスタングステンが用いられている．作動には外部に巻かれたヒータを加熱することにより熱電子を放出させる．この電子と作動ガスである中性粒子が衝突，電離することで電子と正イオンが生成される．このイオンがインサートに衝突して二次電子が放出することにより放電が自立する．フィラメントのように単純に熱電子だけを放出しているわけではない

インサートに用いられているバリウム化合物等のアルカリ土類金属の酸化物は，活性ガスである大気などに触れると水蒸気と反応して水酸化物を形成し，再び元には戻らず陰極として使えなくなる．このため，打ち上げ前の地上で大気に暴露しないように窒素パージなどを行う必要があり，また低軌道上のように活性ガス密度が無視できない場合もある．さらにインサートは作動時には高温に加熱する必要があるので，作動数分前からヒータによる予熱の必要がある．ヒータは作動サイクルと共に高温と極低温の厳しい温度サイクルにさらされることとなり，ヒータの断線といった推進機全体にとってクリティカルな不具合が発生する場合もある．

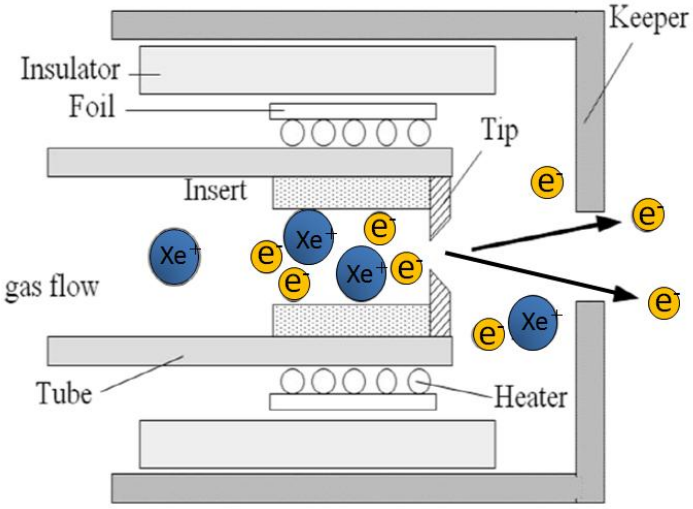



図2.8　ホローカソードの断面図

参考文献

(2-1)　大熊　拓児：誘導結合型プラズマ電子源のホールスラスタへの適用検討, 首都大学東京大学院, 修士論文, 2010

# 第 3 章　マイクロ波放電型中和器

## 3.1　背景

ホローカソードの弱点をカバーできる無電極放電プラズマを用いた電子源として, RF 放電型中和器[3-1]やマイクロ波放電型中和器がその代表例としてあげられる. マイクロ波放電型中和器は, 小惑星探査機「はやぶさ」のエンジンに組み込まれ, その作動が実証されている. しかし地上試験において 2 0000 時間程度の耐久性を確認しながら, 実作動においては, 1 0000 時間足らずで性能が低下してしまい, エンジンシステムの寿命を制限したことから, 現在宇宙空間特有の中和器劣化現象の解明や性能向上が行われている[3-2][3-3].

また, 小型イオンスラスタ用中和器としてもマイクロ波放電型中和器は有望視されている. 小型衛星用に研究が進むイオン源に対して, 後れを取っている小型電子源であるが, 唯一中和器まで含めた小型イオンエンジンとして確立しつつある宇宙科学研究所(JAXA)開発の μ1 はマイクロ波放電型の中和器を採用している[3-4][3-5].

## 3.2　マイクロ波放電型プラズマ

### 3.2.1　電子サイクロトロン共鳴

真空中に存在する荷電粒子は磁場中でローレンツ力を受ける. この向心力により荷電粒子は図 3.1 に示すように磁力線を軸とした回転運動を行う. これをサイクロトロン運動と呼ぶ. 空間に磁場のみが存在する場合, 電子の運動方程式は,

$$m_e \frac{d\mathbf{v}}{dt} = e\mathbf{v} \times \mathbf{B} \tag{3.1}$$

と表される. ここで, $m_e$ は電子の質量, $\boldsymbol{v}$ は速度ベクトル, $\boldsymbol{e}$ は素電荷, $\boldsymbol{B}$ は磁束密度である. 電子はこの式にしたがって回転運動しているが, その円軌道の半径は,

$$r_L = \frac{mv_\perp}{|e|B} \tag{3.2}$$

で表され, ラーマー半径と呼ばれる. $v_\perp$ は電子の速度ベクトルの垂直成分である. 荷電粒子の集合体であるプラズマは反磁性を示すので, 電子の場合, その回転方向は磁場方向に対し右回り（時計回り）となる. 逆にイオンの場合は磁場方向に対し

左回り（反時計回り）となる．電子の回転の周波数は，

$$\omega_{ce} = \frac{|e|B}{m} \tag{3.3}$$

で表され，サイクロトロン角周波数と呼ばれる．

磁場がある場合では，角周波数 $\omega$ のマイクロ波を，電子サイクロトロン周波数が $\omega_{ce} > \omega$ となる強磁場側からプラズマ中に入射すると，透過して，右回り偏波が励起される．$\omega/\omega_{ce} = 1$ のとき，電子サイクロトロン波と呼ばれる．

この電子サイクロトロン波が，弱磁場側へ伝搬して，$\omega = \omega_{ce}$ の ECR 共鳴ライン付近で減衰して，電磁波のエネルギーが電子の運動エネルギーに変換される．その時，電離反応が加速的に起こり，電子サイクロトロン共鳴(ECR)プラズマが生成される．角周波数 $\omega = 2\pi f$ (2.45GHz)のときは，磁場 $B_0$＝87.5mT の位置が共鳴ラインとなる．

### 3.2.2　磁気ミラー効果

磁場に垂直な方向の荷電粒子の運動は，磁力線の回りをまわるような軌道を描くことは 3.2.1 で述べた．ここでは，プラズマ中に図 3.2 に示すような磁力線が存在する状況を考える．この図の点 O に旋回の中心を持ち，速度 $v_0$（磁場に垂直な成分，磁場に平行な成分）を持つ粒子があるとする．荷電粒子の運動エネルギーの保存より

$$\begin{aligned} v^2 &= v_{\parallel}^2 + v_{\perp}^2 \\ &= v_{\parallel,0}^2 + v_{\perp,0}^2 \\ &= v_0^2 \end{aligned} \tag{3.4}$$

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

$$\frac{\frac{1}{2}mv_{\perp 0}^2}{B_0} = \frac{\frac{1}{2}mv_{\perp}^2}{B} \tag{3.5}$$

である．また，

$$v_{\perp} = v\sin\theta = v_0 \sin\theta_0 \tag{3.6}$$

であることを考慮し，式（3.6）を式（3.5）に代入すると，

$$\frac{\sin^2\theta_0}{B_0} = \frac{\sin^2\theta}{B} \tag{3.7}$$

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

$$B_{ref} = \frac{B_0}{\sin^2\theta_0} \tag{3.8}$$

となる．

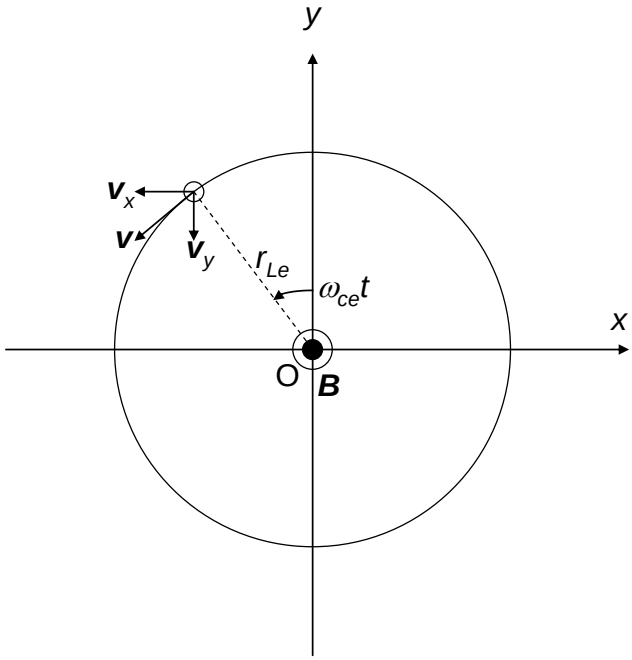



図 3.1　磁場による電子の回転

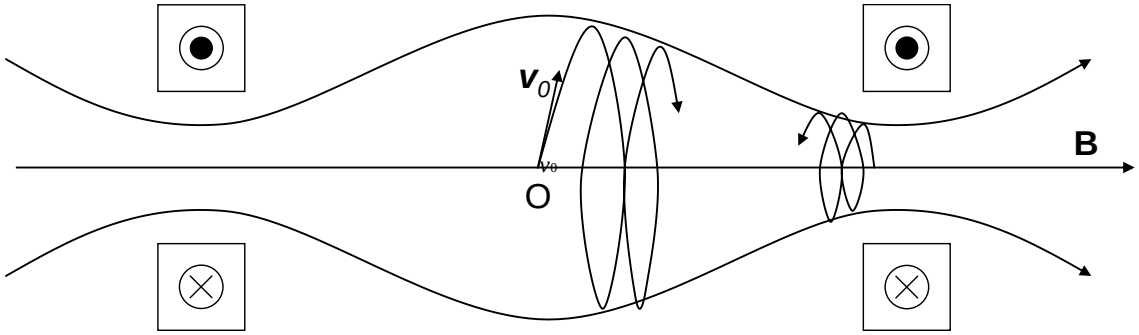



図 3.2　磁気ミラーによる粒子の閉じ込め

3.3　マイクロ波放電型中和器の概要と作動原理

マイクロ波型の中和器もホローカソード同様，放電プラズマを利用する．マイクロ波放電型中和器の概念図を図 3.3 に示す.

中和器内部の一次電子はイオン源同様に ECR 加熱によるプラズマから供給される．ECR 放電によるプラズマ生成の概念図を図 3.4 に示す．まず放電室内ではフロントヨークとバックヨークの間で磁気ミラーが形成されている．生成されたプラズマ中の電子は，磁力線にそってヨークに近づくがヨーク付近の強い磁場によって反射され，再び磁力線にそって逆側のヨークへと向かっていく．このように電子は磁気ミラー間を何度も往復する間に，マイクロ波の電界により加速され中性粒子に衝突し，プラズマが生成されていると考えられている．また磁気ミラー間の中に ECR 領域が含まれれば，そこで電子が共鳴的に加速されることにより，より効率よくプラズマを生成することが出来ると考えられている．マイクロ波の電界による加速の概念図を図 3.5 に示す.

一方イオンは引き出された電子の代わりに壁面に入射し，壁に衝突したイオンは再結合して再度プラズマの材料として利用される．この結果，低流量での作動が可能となる.

中和器本体は専用の電源によって負にバイアスされており，生成されたプラズマから電子が外部に向かって引き出され，オリフィス近辺でさらに電離衝突を起こして電子を増加させる.

この中和器から放出された電子のイオンビームへの輸送については，中和器オリフィスから出るプラズマジェットがイオンビームと接触することで電子の通り

道を作り，イオンビームへの到達を容易にしている．仮に電子だけを放出した場合，空間電荷により中和器の近傍で電子の移動が阻害され，電子を加速させるための引き出し電圧が増加して電力も増加するため不利である．

中和器電圧（＝イオンビームとの接触電圧）は中和器の性能に直結する．性能が良い状態では，低い中和器電圧でも効率的に電子を生成し，イオンビームに供給できるが，内部の劣化やマイクロ波電力の低下などで徐々に性能が低下すると電子を引き出すのにより高い電圧が必要となる．さらに閾値を越えた中和器電圧では中和器内壁に飛び込むイオンによりスパッタが発生する．スパッタ率は電圧に対して指数的に増加することから，高い電圧での運転は中和器の急激な劣化を招く．「はやぶさ」ではキセノンイオンが中和器内壁の材料であるモリブデンをスパッタするエネルギーの閾値は 40 V であるため，これを基準としていた．

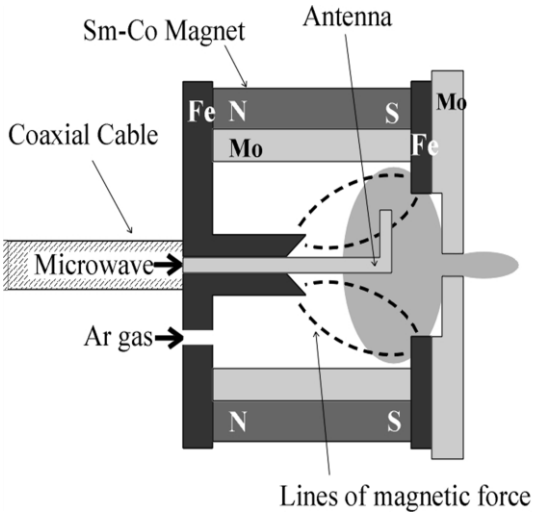



図 3.3　マイクロ波放電型中和器の概念図

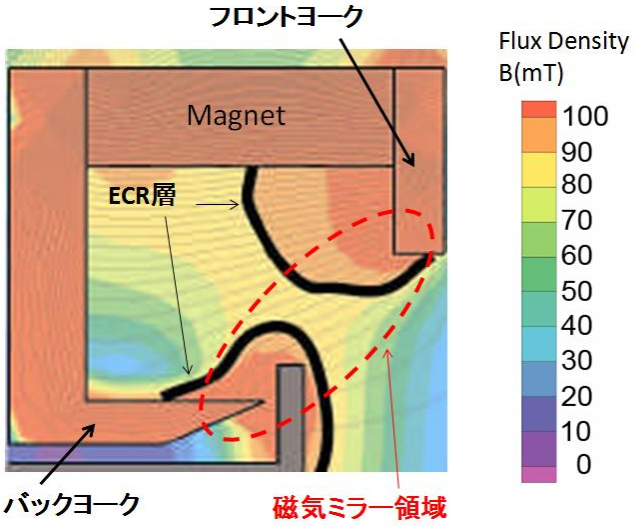



図 3.4　ECR 放電によるプラズマ生成

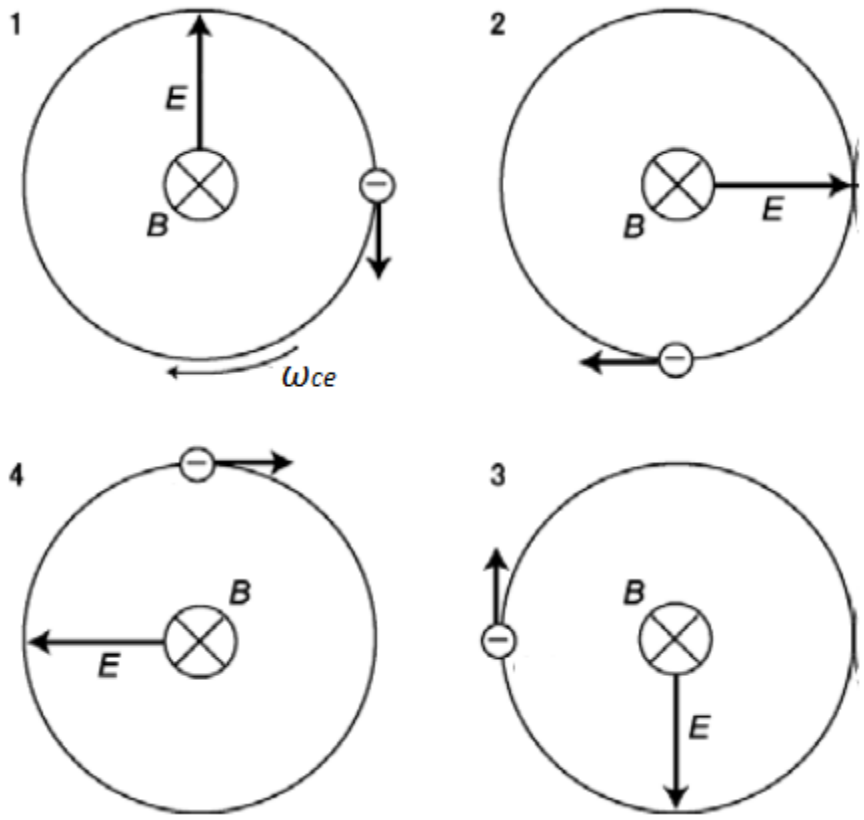


図 3.5　マイクロ波の電界により加速される電子

参考文献

(3-1)　大熊　拓児：誘導結合型プラズマ電子源のホールスラスタへの適用検討, 首都大学東京大学院, 修士論文, 2010

(3-2)　渡邊 裕樹, 竹ヶ原 春貴：イオンエンジンの作動原理および搭載状況, Space Japan Review, No. 70, October / November 2010

(3-3)　大道 渉, 小泉 宏之, 國中 均：マイクロ波放電式中和器の耐久性に関する調査, 第 54 回宇宙科学技術連合講演会講演集, JSASS-2010-4159

(3-4)　小泉宏之, 國中均：小型衛星搭載用の小型低電力イオエンジンの開発状況, 第 54 回宇宙科学技術連合講演会講演集,　JSASS-2010-4250

(3-5)　小泉　宏之, 國中　均：小型イオンエンジンシステムμ1 を用いた両極性運転の実証, STEP-2009-4, 2009

# 第 4 章　実験装置および実験方法

## 4.1　実験装置

### 4.1.1　真空排気系

図 4.1 に本実験の真空排気体系を示す．真空容器は SUS 製で，内径 0.6m，長さ 1m の円筒型である．真空容器には大小合わせて 11 箇所の穴が設けられ，それぞれスラスタ設置用，真空排気用，プローブ差込用，観察用となっている．また，この真空容器は全実験を通して電気的にアースされ，基準電位となっている．
以下に使用した真空排気装置を示す．

1. Rotary pump 310 *l* / min: 1 台
2. Turbo molecular pump 300 *l* / sec

Rotary pump は粗排気用，Turbo molecular pump は高真空用に使用した．

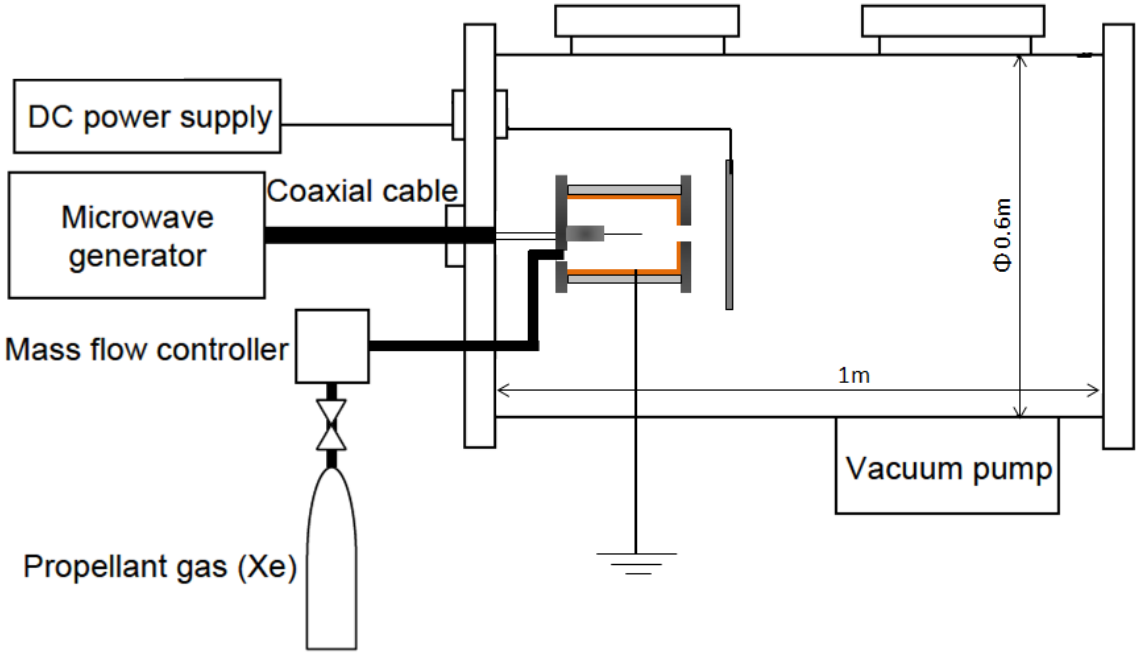
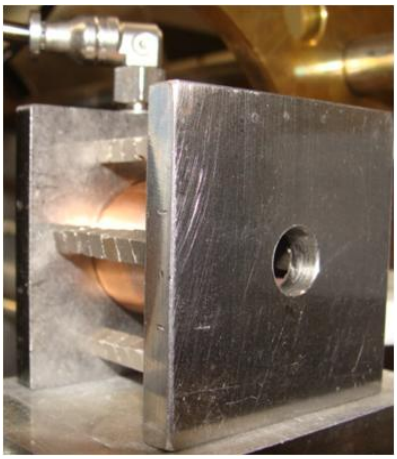



図 4.1　本実験の真空排気体系

### 4.1.2　中和器本体

図 4.2 に中本実験で使用した中和器の外観とその概略図を示す．放電室は銅製で内径は 21 mm であり，長さは 32 mm である．放電室の周りに配置した複数の 4 mm×4 mm×32 mm の長手方向磁化のサマリウムコバルト(Sm-Co)磁石と放電室を前後から挟み込む軟鉄製のヨークによって磁気回路を形成させる．放電室周囲の磁石の個数によって内部の磁場形状を変更できる．また，フロントヨーク（電子引き出し側）の内側にも Sm-Co 磁石を配置し，放電室内部に ECR 層を形成するようにしている．図 4.3 に中和器の主な構成を，図 4.4 に本実験に使用した中和器の内部磁場の様子を示す．マイクロ波周波数 1.2 GHz において，磁束密度 43 mT の位置で ECR 層を形成する．

フロントヨークの中心に直径 10 mm の穴を開け，それをオリフィスとしている．バックヨークの中心に SMA コネクタを介してアンテナを固定した．マイクロ波は同軸ケーブルを通してアンテナに伝送している．また，プラズマの生成や損失によりアンテナ形状は性能に大きく寄与することが，イオン源の研究において示されている．膨大な自由度のあるアンテナ形状であるが，本研究においては試験的に直線型アンテナを使用した．ECR の原理から，電場と磁場は垂直であることが望ましいことや，アンテナが磁力線を遮り，磁気ミラー反射を繰り返す電子の動きを妨害することで，プラズマ損失の大きな原因になりうるということが，この直線型アンテナにした理由の一つである[(4-1)(4-2)]．使用したアンテナはモリブデン製で，直径 1 mm の円柱型をしている．



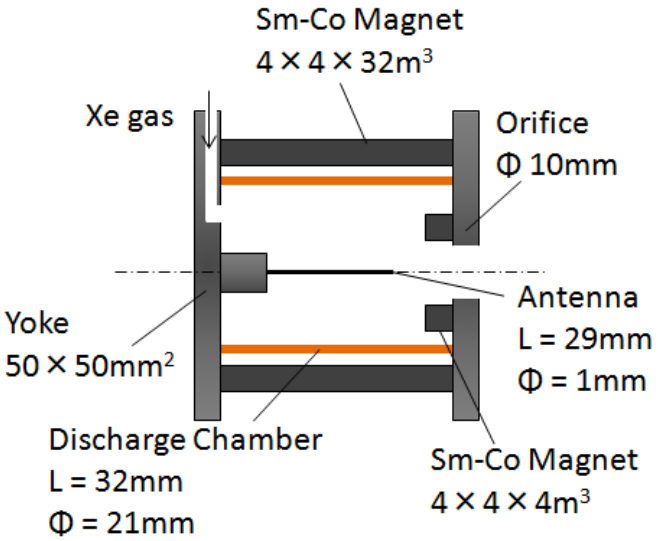
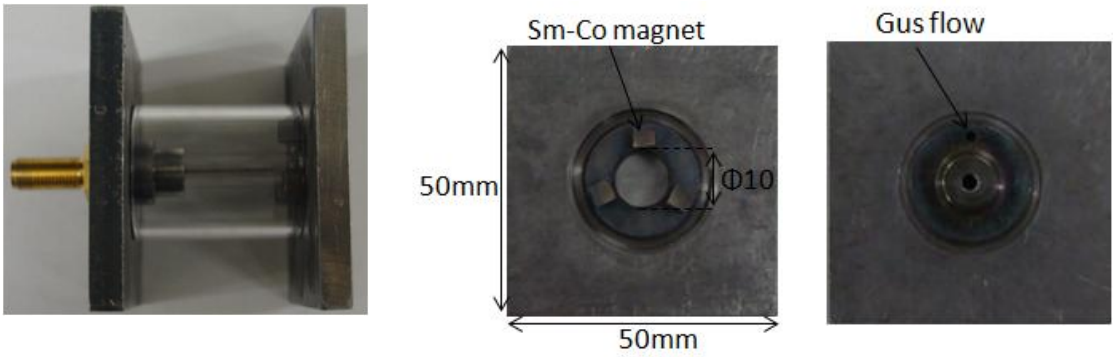



図 4.2　中和器の外観と概略図




(a) (b) (c)

図 4.3　中和器の主な構成

（(a)：可視化した放電室 (b)：フロントヨーク (c)：バックヨーク）

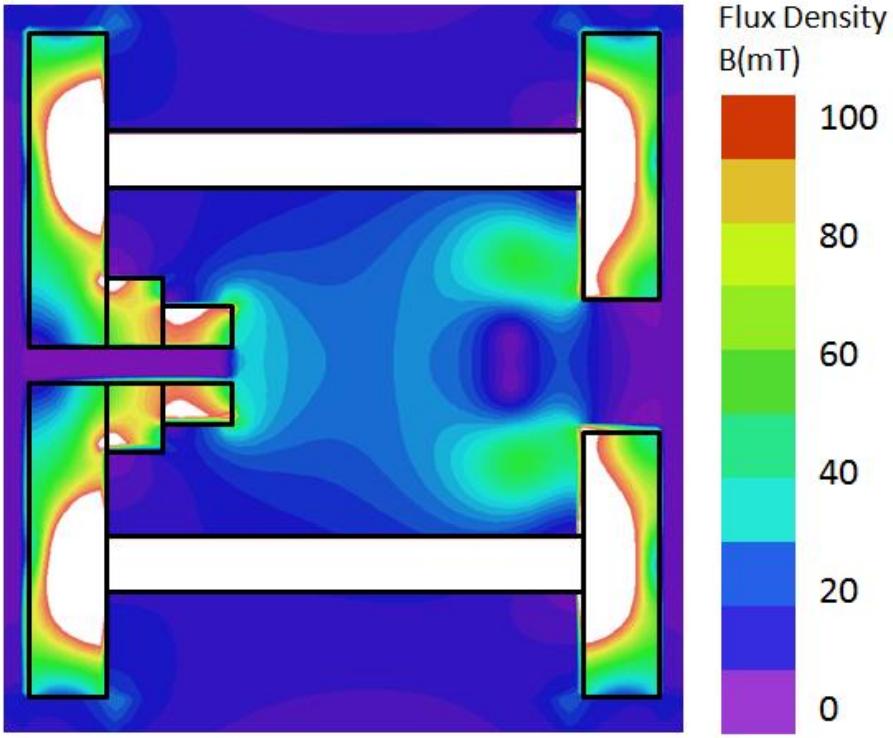



図 4.4 放電室内部の磁場

4.2　実験方法

4.2.1　電子引き出し実験

図4.5に電子引き出し実験の概略図を，図4.6に電子引き出し時の様子を示す．今回はイオン源なしの，中和器単体の試験であるため，中和器に接触触電圧は印加していない．その代わりに，オリフィスの前方 1 cm の位置にターゲットとして直流電源につながれたカーボン製の電子コレクタを配置した．このターゲットを正に昇圧することで，中和器より電子を引き出し，その電子電流を測定する．また，中和器自体は接地しており，プラズマ中のイオンは，放電室内壁に捕集される．作動ガスには Xe を使用し, Mass flow controller を用いて，流量を制御した．

実験条件としては，性能目標値であるマイクロ波投入電力 2W，推進剤流量 0.05 sccm，コレクタ印加電圧 35 V と設定し，使用したマイクロ波周波数は 0.9 GHz, 1.2 GHz, 1.6 GHz, 2.45 GHz である．それらの条件下において，引き出された電子電流値で性能を評価した．

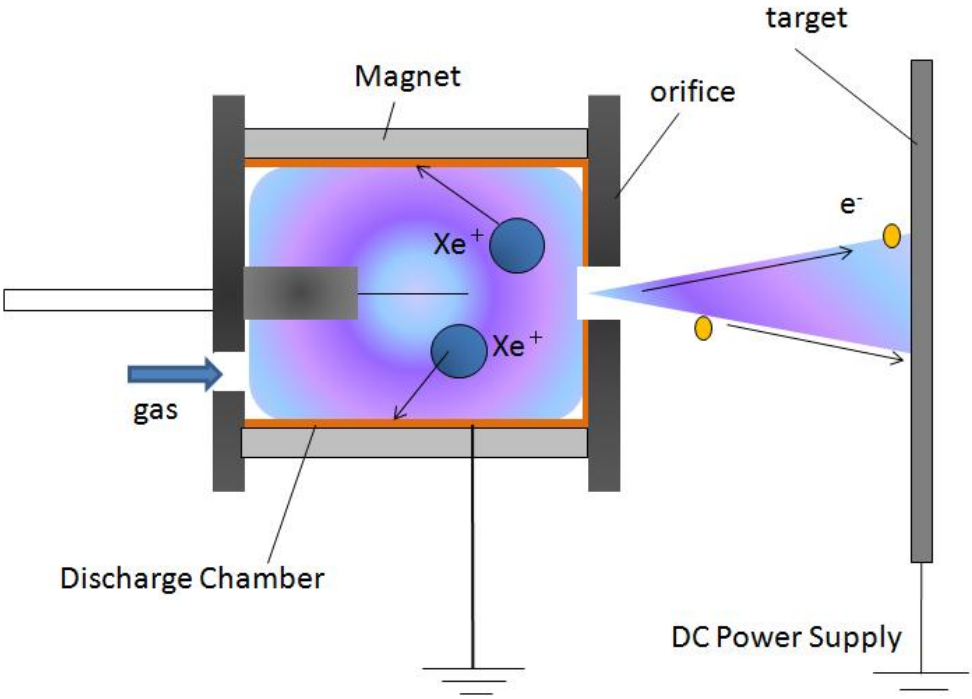



図 4.5　電子引き出し実験の概略図

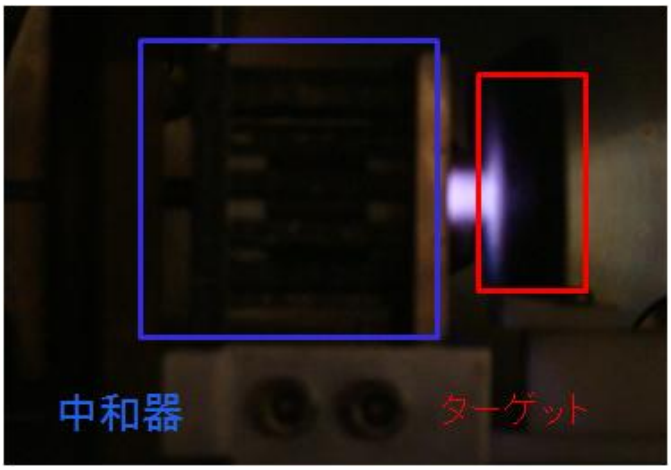



図 4.6　電子引き出し時の様子

4.2.2　最適化したパラメータ

性能向上を目指すにあたって，最適化を試みた中和器の構成要素を以下に示す

1) オリフィス径：電子放出口の直径と引き出し電流の依存性を調査する.

2) 磁場　：放電室周りに設置した磁石個数を変更することで，磁場形状と強度の引き出し電流への依存性を調査する.

3) アンテナ長さ：直線型アンテナの長さにより，プラズマの生成や損失の割合が変わるという見解から，アンテナ長さの引き出し電流への依存性を調査する.

4.2.3　損失電流測定

アンテナ表面での再結合によるプラズマ損失を評価するため，アンテナに Biass-T を連結し，アンテナに直流電源を用いて 0 ～ -50 V を印加することで，アンテナに流れこむイオン飽和電流（損失電流）の測定を行う. Biass-T と中和器の設置図を図 4.7 に示す. 損失電流計測の概略図を図 4.8 に示す.

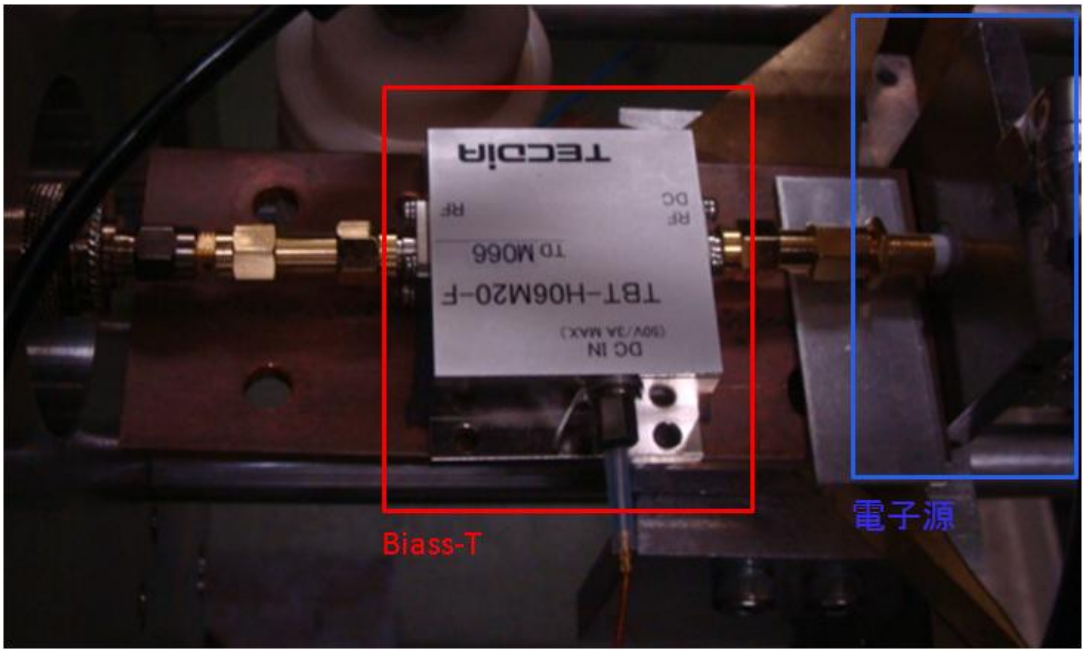



図 4.7　Biass-T と中和器の設置

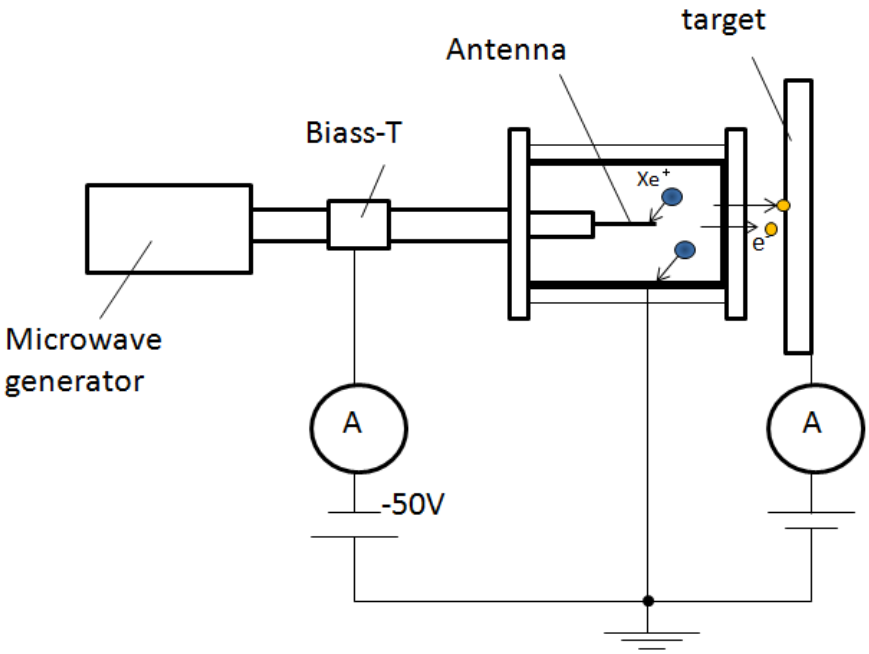



図 4.8　損失電流計測の概略図

参考文献

(4-1) 近岡　貴行：小型衛星用イオンスラスタの開発, 九州大学大学院, 修士論文, 2007

(4-2) 小泉　宏之, 國中　均：超低電力小型マイクロ波放電式イオンエンジンのアンテナ設計方法, 日本航空宇宙学会論文集, Vol. 57, No. 665, pp. 234-243, 2009

# 第 5 章　結果および考察

## 5.1　パラメータの最適化結果

### 5.1.1　オリフィス径依存性

プラズマの生成や，引き出し電流はオリフィス径について考慮する必要がある[5-1]．2.3.3 で述べたように，ホローカソードにおいても電子の引き出し口にはオリフィスが設置されており，内部の作動ガスの中性粒子密度を高め，低ガス流量でも比較的高いプラズマ密度で高い電子電流を得やすい機構となっている．

本実験では，オリフィス径と引き出し電子電流の関連を調査するため，オリフィス径を 5,7,10,12 mm と変更して，電子電流値を計測した．図 5.1 にマイクロ波投入電力 2 W，推進剤流量 0.05 sccm における電子電流値のオリフィス径依存性を示す．使用したマイクロ波周波数は 1.2 GHz である．オリフィス径の増加に伴い電子電流値の増加が見られた．この要因の一つとして，径の拡大により電子の引き出し面積が増大したことと，プラズマブリッジの形成等が考えられる．今回使用した中和器においてはオリフィス径 10 mm 付近に最適値が存在することが示唆された．オリフィス径 12 mm において電子電流値が減少した原因としては，気密性の悪化により中性粒子密度が低下した結果，プラズマ生成率が減少し，プラズマ密度が低下したためであると考えられる．結果的にオリフィス径には最適値が存在し，今回の体系においては，オリフィス 10 mm 付近であることがわかった．

### 5.1.2　磁場依存性

図 4.3 で示したように，本実験で用いた中和器の内部磁場の特徴として，前方ヨークと後方ヨークにそれぞれ ECR 層を形成するような磁場形状をとっている．内部磁場は基本的に放電室の周囲に配置した磁石個数によって変更可能である．そこで，放電室周囲の磁石個数と引き出し電流の関係性を調査した．図 5.2 に磁石個数を 6 個, 7 個, 8 個として，引き出し電流のマイクロ波電力対する依存性を示す．この実験条件は，マイクロ波周波数 1.2 GHz，マイクロ波投入電力 2～8 W，推進剤流量 0.05, 0.1 sccm である．総じて磁石個数 6 個の時が最も性能が良く，続いて 7 個 8 個という結果になった．目標値として定めた投入電力 2 W においては磁石個数 6 個の時で 14.2 mA, 8 個では 9.26 mA と 30 % 程度の減少が見られた. 8 W 時ではその減少が 40 %程度まで達している．ECR 層の形状に関して、マイクロ波周波数 1.2 GHz における ECR 層は磁束密度が 43 mT の位置に形成される．図 5.3 に磁石個数 6 個, 7 個, 8 個の時の放電室内の ECR 層の様子を示す．磁石個数の増加につれ, ECR 層が拡大していることがわかる．通常, ECR 層を通過する電子が多い程効率よくプラズマ生成が行われる．また, ECR 層での電界強度が強いほどプラズマの生成には

有利であり，アンテナと ECR 層との距離が近いほどこの電界強度が上がることが数値解析により示されている[5-2]．即ち ECR 層の拡大はプラズマ生成に有利に働くはずである．しかしながら，結果としては，それとは逆に性能は減少方向である．これは，アンテナと ECR 層が接近しすぎていることでアンテナ表面での電子の再結合による損失の影響が出ているためだと考えられる．そのアンテナでの損失電流の測定結果を図 5.4 に示す．実験条件はマイクロ波電力 2 W および 8 W，推進剤流量 0.05 sccm，アンテナ長さ 31 mm において，放電室の周囲に配置した磁石の個数は, 6 個 7 個 8 個である．磁石の増加に伴い損失電流も増加傾向にある．要因としては、1) ECR 層の拡大により，アンテナと ECR 層が接近したことにより，加速された電子がアンテナに衝突することで損失が増加した. 2) 磁場強度が上がり，プラズマの閉じ込め効果が高まり放電室内壁への電子の拡散が抑えられたために，アンテナでの損失が増加した．という 2 点が考えられる．しかし損失の増加のみが性能低下を引き起こしたと考えるには充分でない．これに合わせて磁場強度が増したため，電子が磁場にトラップされ引き出されにくくなったということも考える必要がある．

### 5.1.3　アンテナ長さ依存性

5.1.2 では，磁場の強度や形状の変化に伴い性能に差異が見られることを述べた．次に，フロントヨーク側に形成される ECR 層とアンテナの位置関係に注目して，アンテナの長さと電子引き出し性能の関連性を調査した．すべて実験は最適磁石個数の 6 個で行った．図 5.5 に電子引き出し電流のアンテナ長さに対する依存性を示す.

この実験条件は，マイクロ電力 2 W，推進剤流量 0.05 sccm であり，マイクロ波周波数は 1.2 GHz である．用いたアンテナ長さは 25, 27, 29, 31, 33 mm である．用いたすべての長さで，目標値である電子電流値 12mA を上回っている．中でも長さ 29 mm において，最高値 17.2 mA を記録した．最も低い性能で，長さ 25 mm において電子電流 14.1 mA と最高値に比べ 17 % 程度小さい.

この結果から，アンテナとフロントヨーク側に形成される ECR 層との位置関係は，性能に影響することがわかる．次に図 5.6 にアンテナの長さが 25 mm，29 mm，33 mm における，電子電流値のマイクロ波投入電力の依存性を，図 5.7 にはその 3 種類のアンテナを用いた時のアンテナと ECR 層との位置関係をそれぞれ示す．同じく推進剤流量 0.05 sccm，マイクロ波周波数は 1.2 GHz である．マイクロ波投入電力 1～8 W において総じて 29 mm のものが最も性能が良い. 1 W 程度では，性能の差はほとんど見られないが，4 W 以降からその差は明らかになってくる．また 25 mm と 33 mm に注目すると，マイクロ波電力 1～2 W では, 25 mm に対し, 33 mm の方が 30 %程度上回っているが, 4 W 以降では，その差は逆転している．この原因を ECR とプラズマの損失の観点から考えると，アンテナの長さが短い場合，1～2 W

のように低い電力域では，アンテナから放射される電界がフロントヨーク側のECR 層に及ばず，電子のエネルギー上昇が不十分であるため, 25 mm のアンテナのほうが 33 mm のものより性能が劣っていると考えられる．また 6〜8 W のように比較的高い電力域では，25 mm の短いアンテナでも電界がフロントヨーク側の ECR 層に到達し，電子のエネルギー上昇が見込まれる．この時，33mm のような比較的長いアンテナではECR 層に接近しているため, ECR によって加速された電子が，アンテナもしくはフロントヨークに衝突したり，オリフィスを通して引き出される電子を遮る等の理由で，プラズマ損失が大きくなることで，性能に影響を与えるものだと考えられる．また，マイクロ波電力の上昇に伴ってプラズマ密度が高くなるにつれ，損失も増えるものだと考えられる．

この実験に関して，アンテナ長さが 25〜33 mm におけるアンテナ表面での損失電流の測定結果を図 5.8 に示す．マイクロ波周波数 1.2 GHz，マイクロ波電力 2 W，推進剤流量 0.05 sccm である．基本的には，長さに伴って損失電流は上昇傾向である．この結果より，性能は損失のみに依存するものではなく，ECR 層との位置関係によるプラズマの生成と損失の割合によって決まり，そこには最適値が存在することが示唆される．

今回の中和器の体系では，目標値である電力 2 W という条件も含め，測定したすべての電力でアンテナ長さ 29 mm 付近に最適値が存在することがわかった．

## 5.2　周波数による比較

5.1 では，本実験で用いた小型中和器の，オリフィス径，磁場，アンテナ長さについての最適化について述べた．これらのパラメータの最適化は，マイクロ波周波数 1.2GHz で行った．これと同様にマイクロ波周波数 2.45GHz, 1.6GHz, 0.9GHz についても最適化を行った．図 5.9 に，マイクロ波周波数 1.6GHz，1.2GHz，0.9GHz について，電子電流値のマイクロ波電力依存性の結果を示す．性能としては，1.6GHz で最も性能が良く，続いて 1.2GHz，0.9GHz という順番である．性能目標値であるマイクロ波電力 2W において，最も高い電子電流値は 1.6GHz における 19.2mA であり，最も低い電子電流値は 0.9 GHz における 11.6 mA であり．周波数の低下に伴い，性能は 40 %程度低くなる．各周波数において，放電室の周囲に配置した磁石の個数に注目すると, 1.6 GHz, 1.2 GHz, 0.9 GHz の順にそれぞれ 9 個, 6 個, 4 個である．この 3 種類の中和器の内部磁場について，フロントヨーク，バックヨーク側に形成されるECR 層は，ほぼ同じ形状であるが，磁場強度が異なり，電子の閉じ込めに影響する．周波数を上げる事による磁場強度の増加により，プラズマの閉じ込め性能が上昇し，放電室内壁での損失が減少した結果，性能が向上したと考えられる．

次に，マイクロ波周波数 2.45 GHz について，その性能の代表値を周波数 1.6 GHz と比較して図 5.10 に示す．低電力域では, 1.6 GHz よりも性能が劣っている. 8 W 以

降，比較的高い電力域では，性能は逆転する結果となった．低電力および推進剤流量の少ない低密度のプラズマの状況下においては，磁場強度が強い 2.45 GHz については，電子の引き出しが妨げられ，性能が低下したように思われる．特に今回の中和器の電子の引きだし原理から，スラスタヘッドのように静電界によるイオンの積極的な引き出しではないため，特に磁場の影響による電子のトラップが影響しやすいように思われる．これに対し，電力や流量を上昇させ，比較的密度の高いプラズマを生成している場合は，放電室内壁への電子の拡散がおさえられ，損失を低減させやすい強磁場の方が性能は上昇すると考えられる．図 5.11 に推進剤流量を 0.1～0.5 sccm とし，電子電流値のマイクロ波投入電力依存性の結果を示す．マイクロ波電力の増加と共に性能は向上した．特に 4 W から 6 W への増加の際，流量 0.3 sccm の時で 120 %程度の飛躍的な電子電流値の向上が見られた．また流量 0.3 sccm の時, 14 W で 140 mA を記録した.

このように，欲しい電子電流値によっては，マイクロ波周波数を変更し，磁場強度を変更する方が好ましいということが示唆された．本研究の目標値のような低電力，低流量においては，マイクロ波周波数 1.6G Hz が適している．一方，大型エンジンのように大電流を要する中和器においてはマイクロ波周波数 2.45GHz が適していると思われる結果を得た.

## 5.3　定電流測定

本実験においては中和器単体の試験を行ったため，ターゲットとして電子コレクタを設置したが，実機での運用については中和器を負に帯電（接触電圧）させることにより，イオンビームと中和器の電位差によって電子は引き出される原理であり，中和器の性能はこの接触電圧で評価される．接触電圧は中和器の性能低下とともに大きくなる．これはある電圧で十分な電子電流を得られなくなった場合，中和器全体を負に更に停電させることで電子が引き出ししやすくなるということによる．すなわち，接触電圧の増加は中和器の性能低下として評価される.

本実験では電子電流値を目標値である 12 mA で固定し、マイクロ波電力，または推進剤流量の変化に伴って、を一定として中和器とターゲット間に電位差をかけて実験を行った．図 5.12 に電子電流値 12 mA，推進剤流量 0.05 sccm における引き出し電圧とマイクロ波電力の関係を示す．マイクロ波周波数は，目標値の条件において最も性能が良い 1.6 GHz で実験を行った．引き出し電圧 25 V で性能目標値に達している．図 5.13 に電子電流値 12 mA，マイクロ波電力 2 W として，引き出し電圧の流量依存性を示す．流量 0.04 sccm においては 28.8 V であり，0.1 sccm においては 21.1 V と 27 %程度引き出し電圧は減少した．0.2 sccm～0.4 sccm まで流量を増加させても，引き出し電圧はほぼ変わらず，引き出し電圧は 4.5 %程度しか減少しなか

った.

また本研究室においては大型エンジンにも適用できるような比較的電流値が大きい中和器についても研究を行っていく予定である．それに関連して，今回マイクロ波周波数 2.45 GHz を用いた際の結果として，マイクロ波電力が比較的高い領域においては，電子電流値が 100 mA を上回っており，大型エンジン等にも適用が見込める結果であった．図 5.14 に電子電流値 100 mA，推進剤流量 0.3 sccm における引き出し電圧とマイクロ波電力の関係を示す．「はやぶさ」の知見により，許容範囲とされる引き出し電圧 40 V 以内では, 6 W 以上の電力において達成している．実用的な値としてはマイクロ波電力 8 W, 引き出し電圧 31 V の条件が妥当だと考えられる．今後この大電流用中和器の実用化についても検討していく予定である．

## 5.4　スラスタヘッドと中和器の同時運転

本研究室ではこれまで，スラスタヘッド，中和器それぞれについて，研究を行なってきたが，単独運転での性能評価しかされてこなかった．1.2 で述べたように中和器の研究が遅れていることがその理由の一つであった．今回中和器の開発に伴い，スラスタとの同時運転を行った．図 5.15 にイオンビーム電流と中和器の引き出し電流の関係を示す．スラスタヘッドと中和器の推進剤流量はそれぞれ 0.2 sccm, 0.1 sccm で、ともに Xe を用いた。マイクロ波電力は方向性結合器によりスラスタヘッドと中和器に分配され、投入電力 7 W において、スラスタヘッドに 6 W, 中和器に 1 W である．

本実験においては，スラスタヘッドのイオンビーム値が単独運転時に比べて劣っていることに課題は残るが，中和器によりビームの中和はできており，マイクロ波電力の変化によるビーム電流の上昇にも対応できていることがわかる．

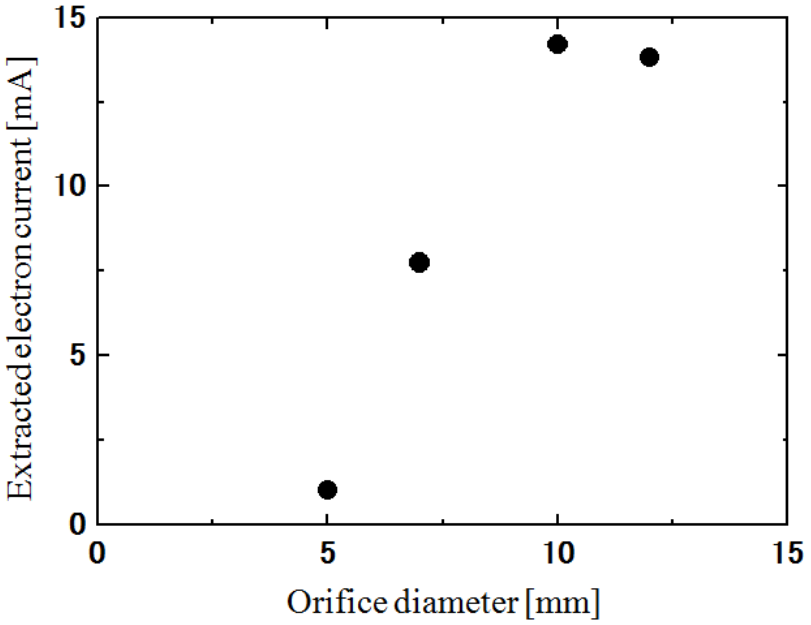



図 5.1　電子電流値のオリフィス径依存性
（マイクロ波投入電力 2W, 推進剤流量 0.05sccm）

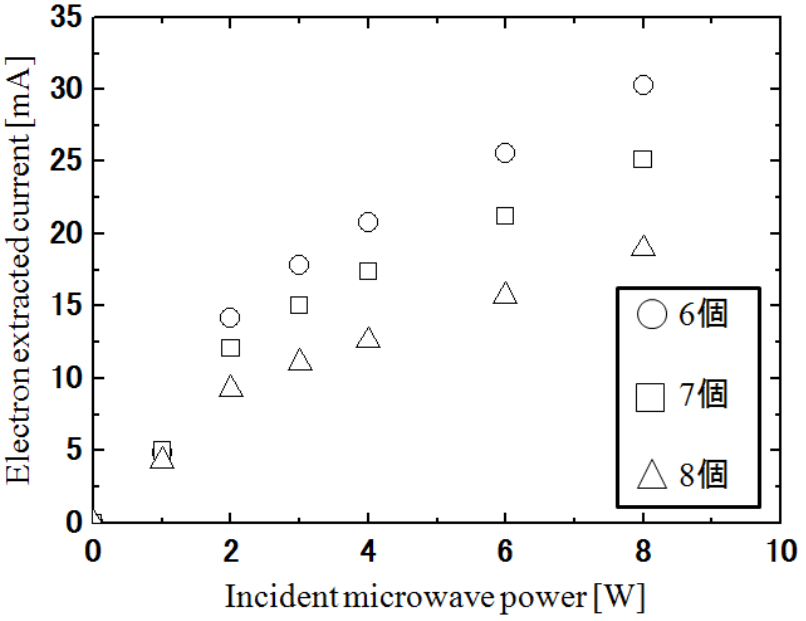
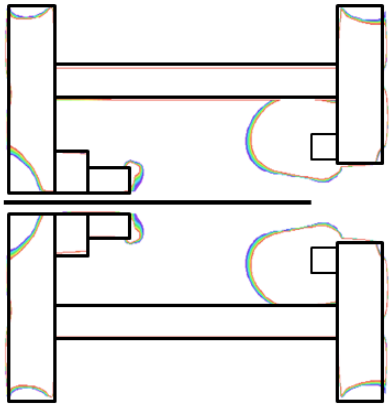
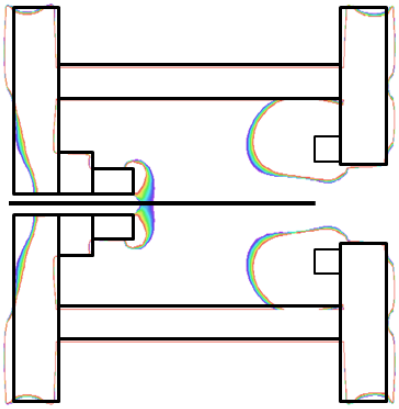


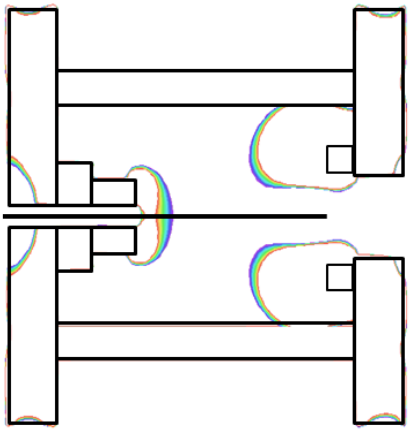

図 5.2　磁石個数による電子電流値のマイクロ波投入電力依存性



(a)



(b)



(c)

図 5.3　放電室内部の ECR 層のようす

（(a) : 6 個 (b) : 7 個 (c) : 8 個）

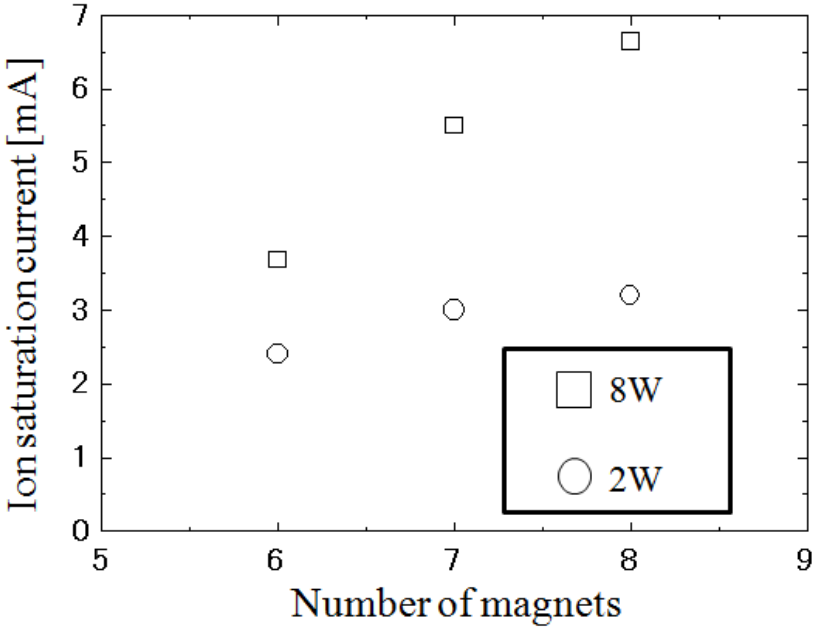



図 5.4　損失電流の磁石個数依存性
（アンテナ 31mm，推進剤流量 0.05sccm）

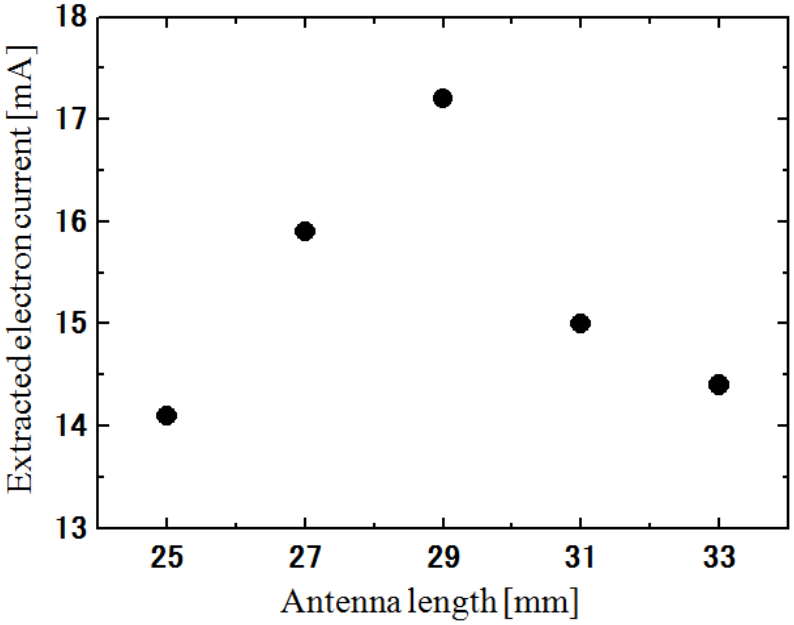



図 5.5　電子電流値のアンテナ長さ依存性
（マイクロ波投入電力 2W，推進剤流量 0.05sccm）

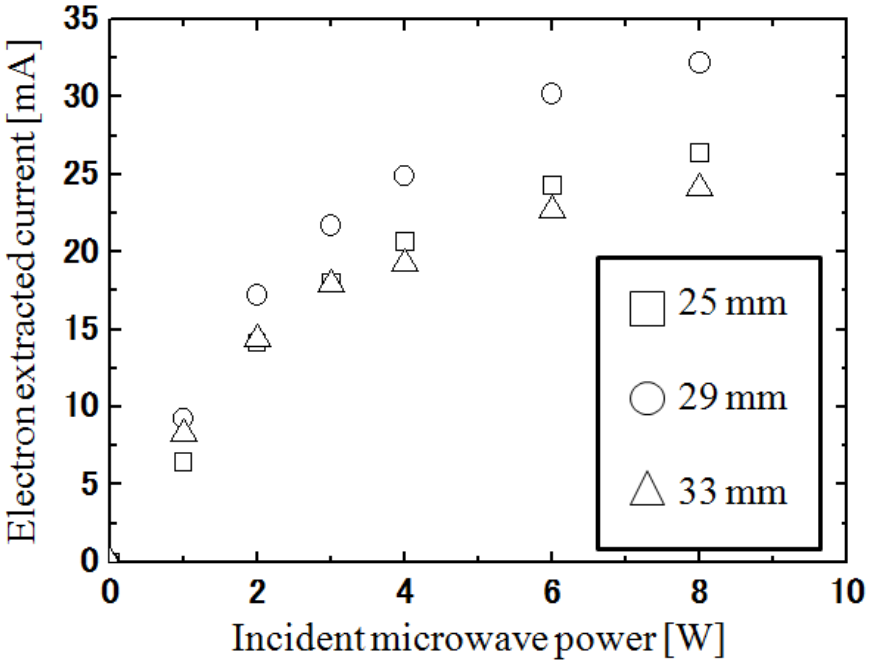
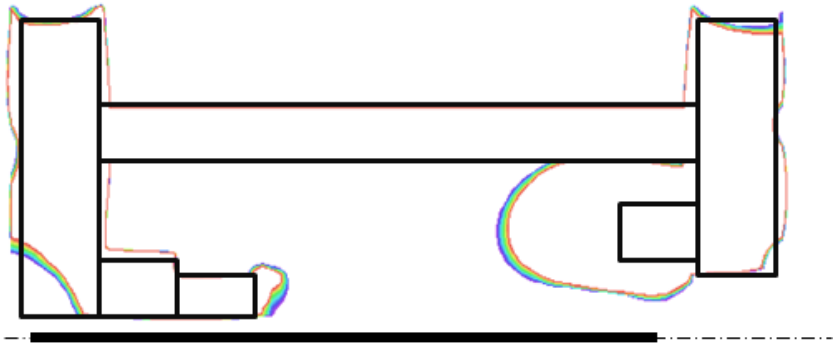
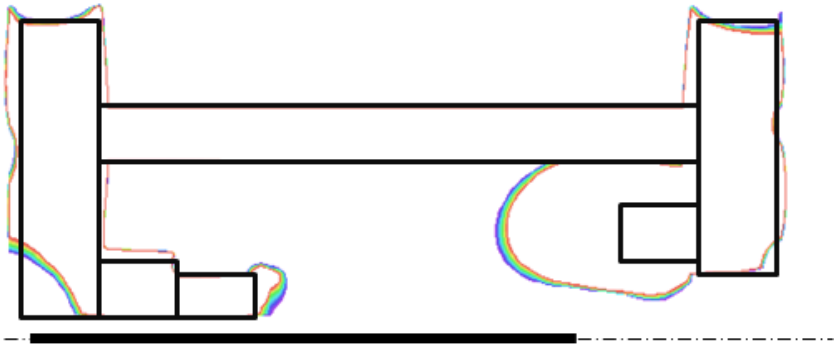


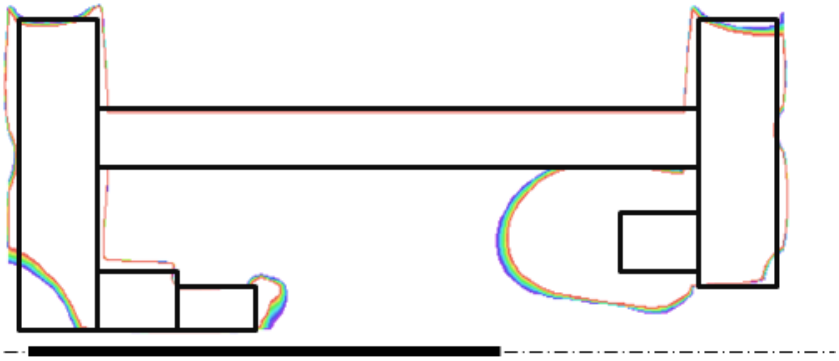

図 5.6　各アンテナ長さに対する電子電流値のマイクロ波投入電力依存性



(a)



(b)



(c)

図 5.7　アンテナ長さと ECR 層の位置関係
（(a) : 33mm (b) : 29mm (c) : 25mm）

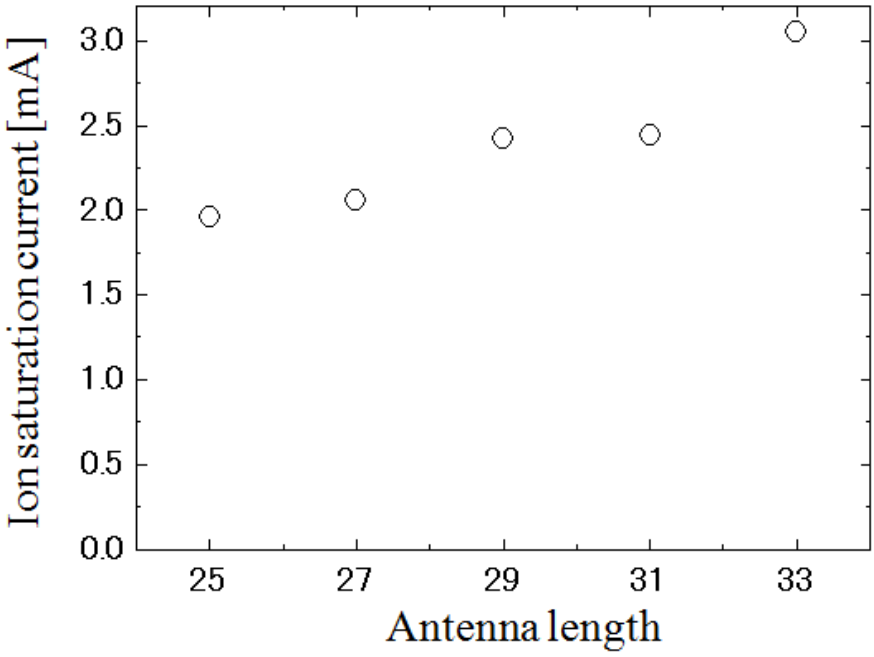



図 5.8　各アンテナにおける損失電流のマイクロ波投入電力依存性

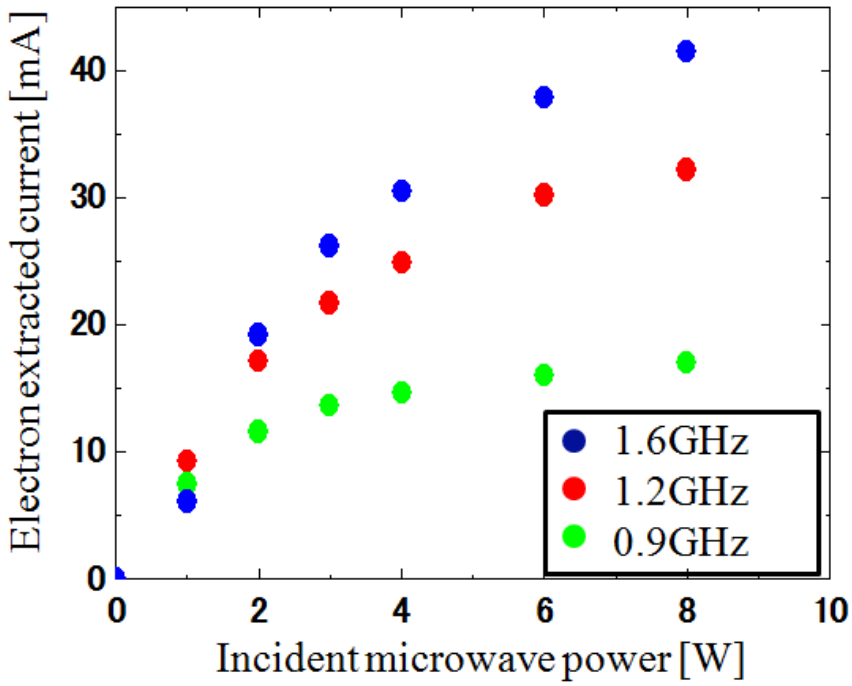



図 5.9　各マイクロ波周波数における電子電流値のマイクロ波投入電力依存性

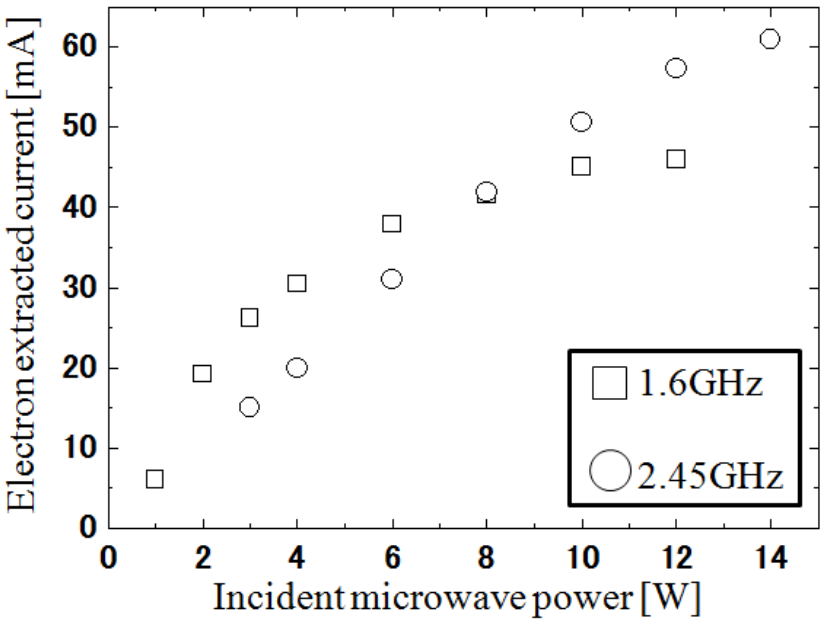



図 5.10　電子電流値のマイクロ波投入電力依存性
（マイクロ波周波数 1.6GHz, 2.45GHz）

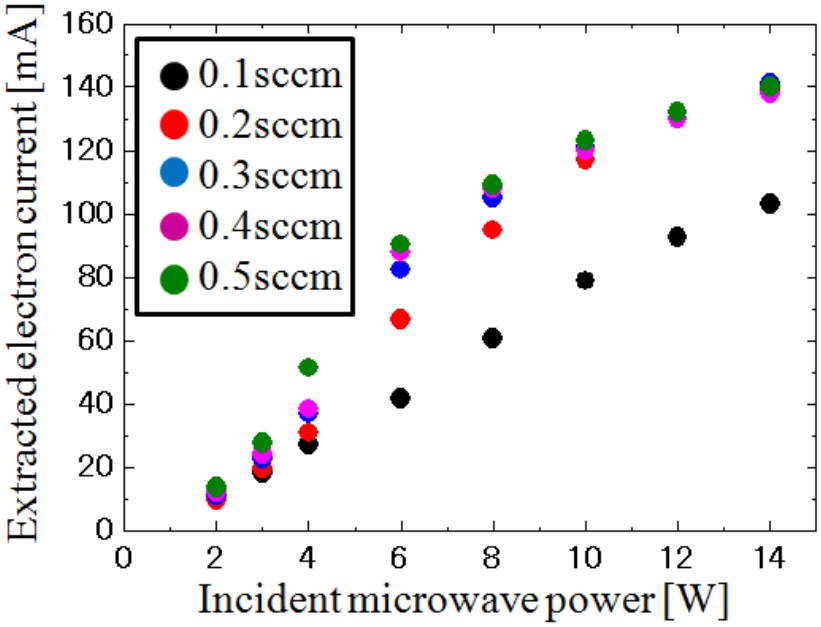



図 5.11　電子電流値のマイクロ波投入電力依存性
（マイクロ波周波数 2.45 GHz，引き出し電圧 35V）

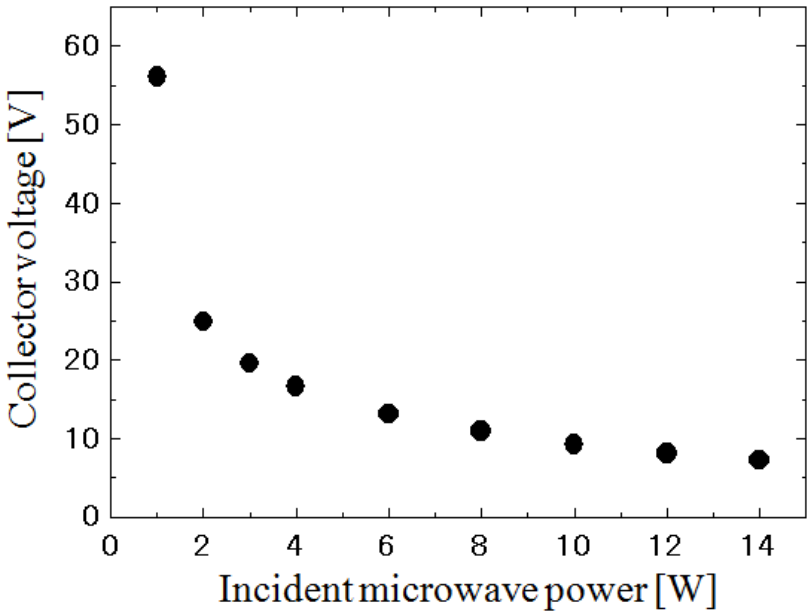



図 5.12　引き出し電圧のマイクロ波投入電力依存性
（マイクロ波周波数 1.6 GHz，電子電流値 12mA，推進剤流量 0.05sccm）

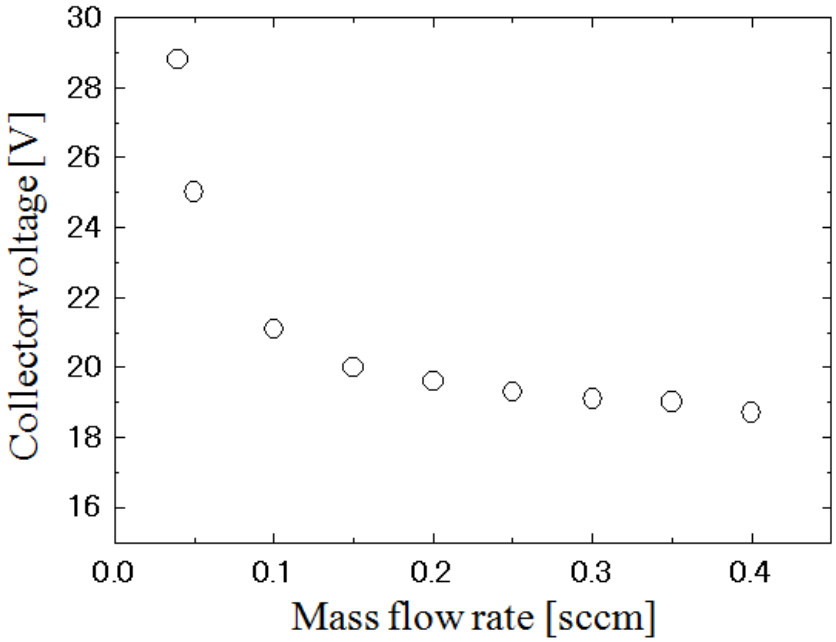



図 5.13　引き出し電圧の流量依存性
（マイクロ波周波数 1.6 GHz，電子電流値 12mA）

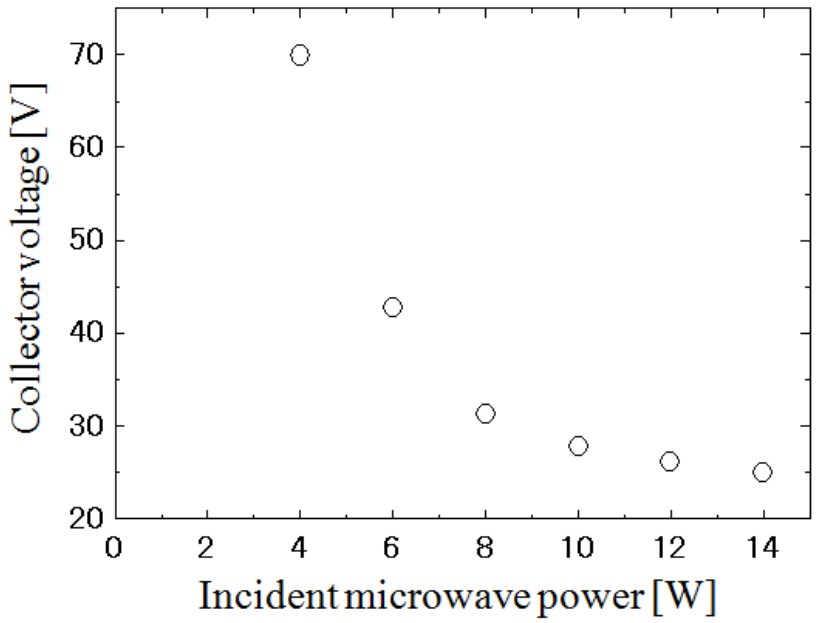



図 5.14　引き出し電圧のマイクロ波投入電力依存性
（マイクロ波周波数 2.45GHz，電子電流値 100mA，推進剤流量 0.3sccm）

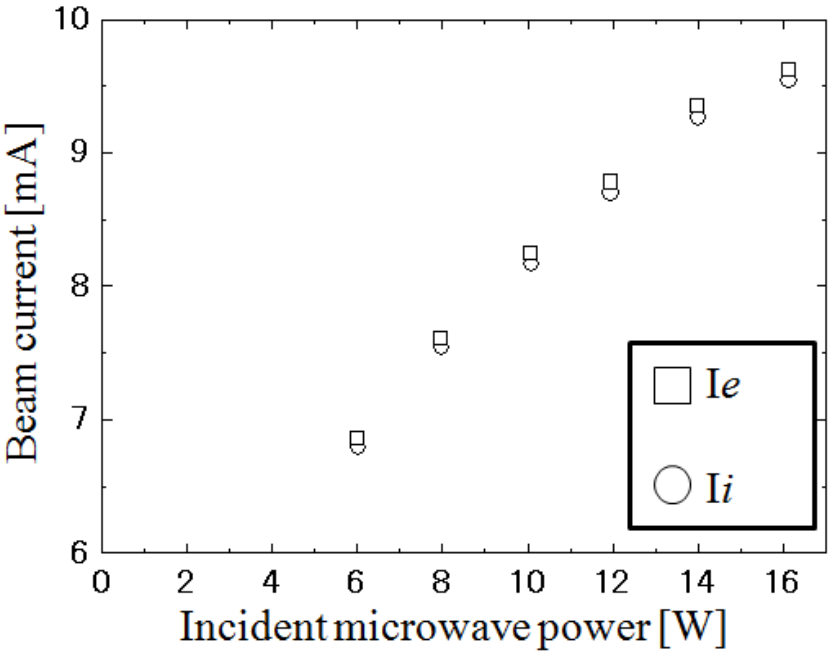



図 5.15　同時運転によるビーム値のマイクロ投入電力依存性
（I*e* = 電子電流値, I*i* = イオンビーム値）

参考文献

(5-1)　前山忠穀：マイクロ波放電型中和器に関する基礎研究, 九州大学大学院修士論文, 2002

(5-2)　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, 九州大学大学院, 博士論文, 2006

# 第 6 章　結論と今後の課題

## 6.1　結論

本研究の目的および結果を以下にまとめる.

消費電力 30 W 程度の小型イオンエンジンに適応可能な小型マイクロ波放電型中和器を開発した. 性能目標値は, マイクロ波投入電力 2 W, 推進剤流量（Xe）0.05 sccm, 引き出し電子電流値 12 mA である. 目標値達成のために, 中和器の最適パラメータの調査を行い, 以下のような結論を得た.

・オリフィス径

オリフィス径によって電流値は大きく変化し, 最適値が存在することがわかった. 放電室径 21 mm においてはオリフィス径 10 mm 付近であった.

・磁場

磁石個数の増加に伴い, ECR 層が拡大すると, ECR 層とアンテナが接近することで, アンテナでの損失が増加する. それが性能に影響することから, 最適磁場が存在することがわかった.

・アンテナ長さ

アンテナの長さを変更することにより, アンテナと ECR 層の位置関係によるプラズマの生成と損失の割合により, アンテナ長さには最適値が存在することがわかった. 本研究の中和器においては, マイクロ波周波数 1.6 GHz において, 29 mm 付近であった.

・周波数による比較

マイクロ波周波数の変更に伴う磁場強度の上昇による影響から, 必要な電子電流値に応じて, 適する周波数が存在することが示唆された. 本研究においては, 結果を概観すると, 低電流用としては周波数 1.6 GHz を, 大電流用としては 2.45 GHz を使用することが好ましいことが分かった.

・定電流測定

実用化する際, 中和器の耐久性に大きく関わる接触電圧（引き出し電圧）について調査した. 接触電圧の増加に伴い電子電流は上昇し, また, 推進剤流量の増加にも依存することが分かった. 性能のまとめとして, 小型マイクロ波放電型中和器の

代表値を表 6.1 に示す.

表 6.1　性能代表値

| | 目標値 | 1.6GHz | 2.45GHz |
|---|---|---|---|
| マイクロ波電力 [W] | 2 | 2 | 8 |
| 推進剤流量 [sccm] | 0.05 | 0.05 | 0.3 |
| 電子電流値 [mA] | 12 | 12 | 100 |
| 引き出し電圧 [V] | 30 | 24.9 | 31.3 |

今回考慮したパラメータについては，それぞれ最適値が存在し，性能に影響を与えることがわかった．それらパラメータの最適化により，マイクロ波周波数 1.6 GHz, 1.2 GHz において，それぞれ 19 mA, 17 mA と目標値 12 mA を大きく上回ることができた．同時運転についてはまだ課題はあるが，イオンビームに対しての中和を確認し，スラスタヘッドと中和器を組み合わせた「イオンエンジン」として総合的に評価できる段階に入った.

## 6.2　今後の課題

本実験においては，アンテナの長さや ECR 層との位置関係により，アンテナ表面での損失が性能に影響を与えると考え，それぞれの長さに対するアンテナ表面での損失電流と性能の関係について調査した．基本的にはアンテナの長さに伴って損失も増える結果となった．しかしプラズマの損失はアンテナのみで起こるものではなく放電室内壁や，ヨークにおいてもプラズマの損失が発生する．例えば 5.3 でも述べたように周波数の増加により，ECR 層形成のために必要な磁場強度も増加する．このことによりプラズマの閉じ込め効果が向上し，放電室内壁での損失を低減させ，性能の向上にも関係することを示した．そこで今後はアンテナのみでなく，放電室内壁やフロントヨーク，バックヨークそれぞれの損失を測定することにより，アンテナ形状も含め，ECR 形状や，磁場強度のよりよい最適化に貢献するものだと考えられる.

本研究室において，イオンエンジンのスラスタヘッドや中和器について，それぞれ単体の性能向上に関する研究が行われてきた.

イオンエンジンの研究を行うに当たって最終目標ともいえる衛星への搭載について述べる. 1.2.1 で述べたイオンエンジンの消費電力 30 W 程度で推力 0.5 mN の達成という目標の主なミッション例として，超低高度衛星[6-1]を参考に検討する.

・超低高度衛星について

超低高度衛星は，従来の地球観測用衛星の一般的な高度である 500～900 km より低い 180～250 km の高度を飛ぶ衛星である．低い高度を飛ぶことにより地球観測を行う光学センサの分解能を向上させ，電波センサに必要な電力を軽減するメリットがある．しかし，この高度領域ではごく僅かではあるが空気が残っており，従来の衛星では，空気抵抗により短期間で落下してしまう．そのため空気抵抗をキャンセルし，軌道高度を積極的に維持することが必要となる．そこで電気推進機のなかでも特に高比推力が特徴であるイオンエンジンを常時噴射することによって，長期間衛星の軌道を維持することが提案されている．以下にこの衛星の利点および課題を示す.

超低高度衛星の利点

・地球観測センサの高分解能化

・地球観測センサの小型化・低電力化

・希薄大気など，従来得られなかった科学的知見

超高度衛星の課題

・高度が低いため，衛星から見渡す範囲が低下する

・大気密度が濃く，空気抵抗や加熱として衛星に影響を与える

・大気中に原子状酸素が多く含まれており，衛星の材料の劣化につながる

以上のような衛星に本研究室のスラスタヘッドおよび中和器を使用した場合のミッションについて，高度 180 km を飛行すると考えた場合，超低高度軌道での運用のため，大気抵抗補正のためにイオンエンジンにより約 0.5 mN を出力し続ける．この時，エンジンの消費電力の内訳は，プラズマ生成に 8 W，イオンビーム引き出しに 12 W，中和器のプラズマ生成に 2 W，ビーム中和に 0.3 W．これにマイクロ波変換効率や DC-DC 変換効率を考慮すると、消費電力 29.6 W と見積もられる．なおこの時の衛星の推進方向断面積は 1.2×1.2 $m^2$ とした.

以上より，エンジンの消費電力 30 W で，超低高度衛星への適用が可能であることがわかった.

これまで単体でのみの試験しか行ってこなかったスラスタヘッドおよび中和器をイオンエンジンとして同時に運転させ，さらに衛星への搭載も視野に入れるという段階に入りつつあるため，これからエンジンの連続運転や耐久性に関する調査も行っていく必要性がある.

参考文献

(6-1) 野田篤司：超低高度衛星のコンセプト，第 53 回宇宙科学技術連合講演会講演集, JSASS-2009-4126, pp.557～559

謝辞

はじめに，大学院入学時から 2 年間，宇宙推進という分野の研究に携わる機会を与えていただいた中島秀紀教授に感謝致します．研究を進めていくなかで，未熟な私に考え方や実験等，いつも親しみやすく丁寧にご指導くださいました山本直嗣准教授に感謝致します．いつも明るく振舞っていただき，快適な研究生活のサポートをしていただいた大神めぐみ秘書に感謝致します．実験や工作等，面倒なことでも快く付き合ってくれた平野賢治氏に感謝致します．同期として研究や就職活動等，公私ともにここまで楽しく充実した時間を過ごしてきた下川床潤氏，杉田建策氏，安永将人氏に感謝致します．研究室をいつも楽しく笑いのある空間にしてくれた前野旭弘氏，花屋倫生氏，中村祐輔氏，秀平靖磨氏，日永智之氏，廣池匠哉氏，坂本雄樹氏，笹川裕太郎氏，富永宙志氏，三輪裕大氏に感謝致します．また，卒業された先輩方やこの場所で研究を行うにあたり，お世話になった多くの方々に感謝致します．最後に，これまで 6 年間いつも温かく見守ってくれた両親に，普段なかなか言葉で表すことのない感謝の気持ちをこの場を借りて言いたいと思います．ありがとうございます．これからも，社会人として，自らの目標に向かって頑張っていきます．