

# 卒業論文

題目 小型マイクロ波放電型イオンエンジンの磁場設計

氏名 近藤慎哉

所属教育分野 プラズマ理工学

指導教員 中島秀紀 教授

九州大学工学部エネルギー科学科

提出年月 平成 18 年 2 月

# 目次

<b>第1章</b>	<b>序論</b>	<b>1</b>
1.1	研究背景	1
1.2	研究目的	4
<b>第2章</b>	<b>マイクロ波放電型イオンスラスタ</b>	<b>7</b>
2.1	マイクロ波放電型イオンスラスタ	7
2.2	ECR プラズマ	10
2.3	イオンビーム引き出し	13
<b>第3章</b>	<b>性能目標</b>	<b>17</b>
<b>第4章</b>	<b>実験装置及び方法</b>	<b>21</b>
4.1	真空排気系	21
4.2	マイクロ波伝送系	23
4.3	スラスタ本体	24
4.4	実験体系	27
<b>第5章</b>	<b>イオンビーム電流測定</b>	<b>29</b>
5.1	磁場強度依存性	29
5.2	磁場形状変更	36
5.3	ラインカスプ型磁場配位	42
<b>第6章</b>	<b>結論</b>	<b>46</b>
	<b>謝辞</b>	<b>48</b>
	<b>参考文献</b>	<b>50</b>

# 第 1 章 序論

## 1.1 研究背景

1957 年 10 月に当時のソビエト連邦により世界初の人工衛星スプートニク 1 号が打ち上げられて以来、現在までに世界各国で約 5000 個もの人工衛星が打ち上げられており、情報通信や気象観測、地球の環境の観測など様々な目的で運用されている。衛星通信・放送、GPS による船舶・自動車などのナビゲーション、気象衛星を用いた天気予報は、もはや私たちの生活に不可欠なものとなっている。また、人工衛星から地球を観測することによって得られたデータは、異常気象や地球温暖化、オゾン層の破壊といった深刻な環境問題を解決していくための糸口を見つける手段にもなる。

また、宇宙、惑星探査を目的とした宇宙探査機の打ち上げも活発化しており、2003 年 5 月に宇宙航空開発機構 (ISAS/JAXA) により打ち上げられ、2005 年 6 月に小惑星 1998SF36(イトカワ)に到着した小惑星探査機“はやぶさ”<sup>(1)</sup>、NASA( National Aeronautics And Space Administration : アメリカ航空宇宙局) により打ち上げられ、2004 年 7 月に土星の周回軌道に入り 2005 年 1 月に土星の衛星タイタンに突入し、着陸に成功した “Cassini-Huygens” など現在そのミッションを遂行中である<sup>(2)</sup>。

宇宙で推進するには、質量を噴射 (ジェット) したその反動を利用する。宇宙は真空であり吸い込むものが何もため、あらかじめ燃料はすべて持参しなければならない。また、宇宙で電力を得るためには今のところ太陽電池によるものだけと考えるべく、当然推進機に供給できる電力も制限される。一度軌道上に打ち上げられた宇宙機は長期間の運用が求められるため、限られた燃料、供給電力の許容内で長寿命の推進技術が必要とされる。この問題を解決するために電気推進システムが 1960 年代から研究、開発されてきた<sup>(3)</sup>。

電気推進システムの概念図を Fig. 1-1 に示す。電気推進ロケットは太陽電池等からの電気エネルギーを推進剤に与え、推進剤をプラズマ状態にし、高速のプラズマジェットを排気して推力を得ようとする一種の外燃機関である。電気推進は化学推進に比べると、電力が限られて状況下では得られる推力は非常に小さいものの燃費を意味する比推力が非常に大きい。そのため電気推進は、大きな推力を必要としない人工衛星の軌道維持や姿勢制御、長期間にわたり連続稼働が求められる宇宙探査機の軌道変更など化学推進では達成できないような宇宙ミッションを目的として、搭載される機会が増加している。

Fig. 1-2 に衛星の軌道修正の模式図を示す。

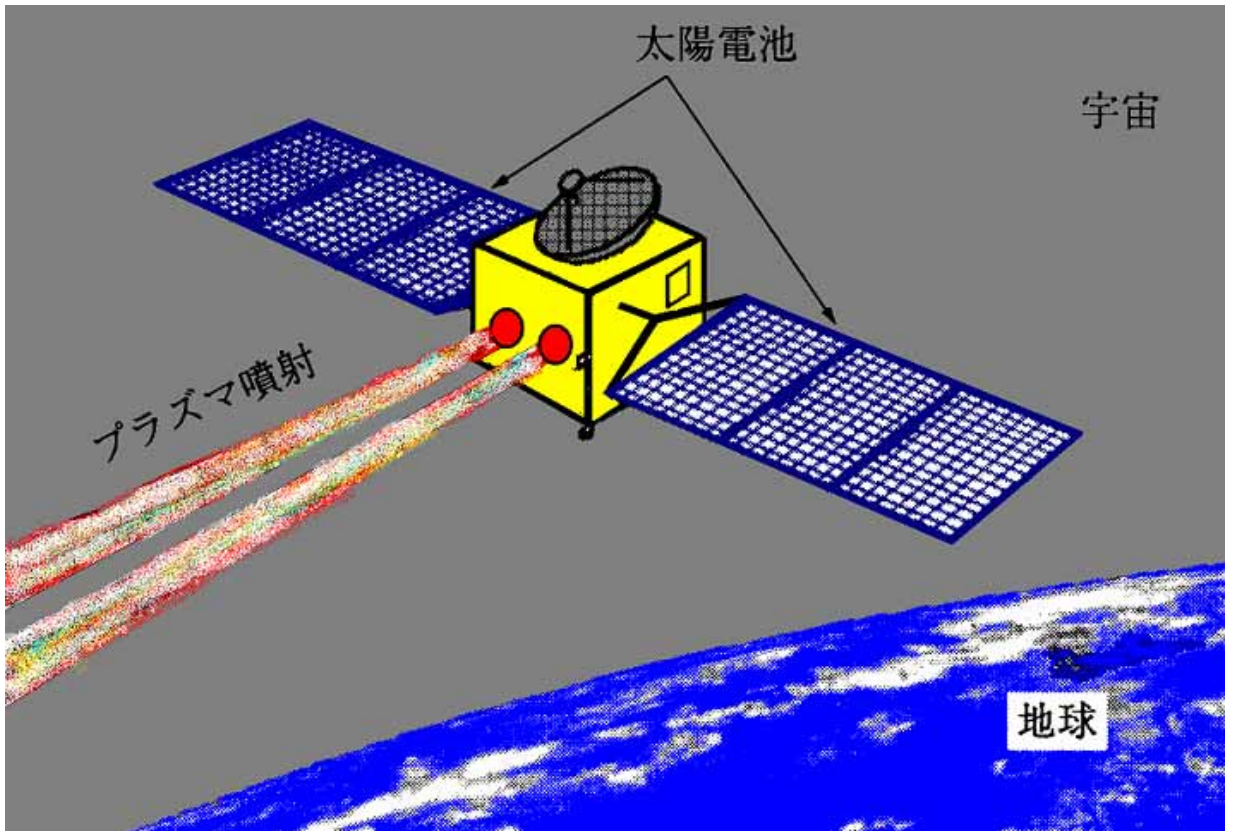


Fig. 1-1 電気推進システム概念図

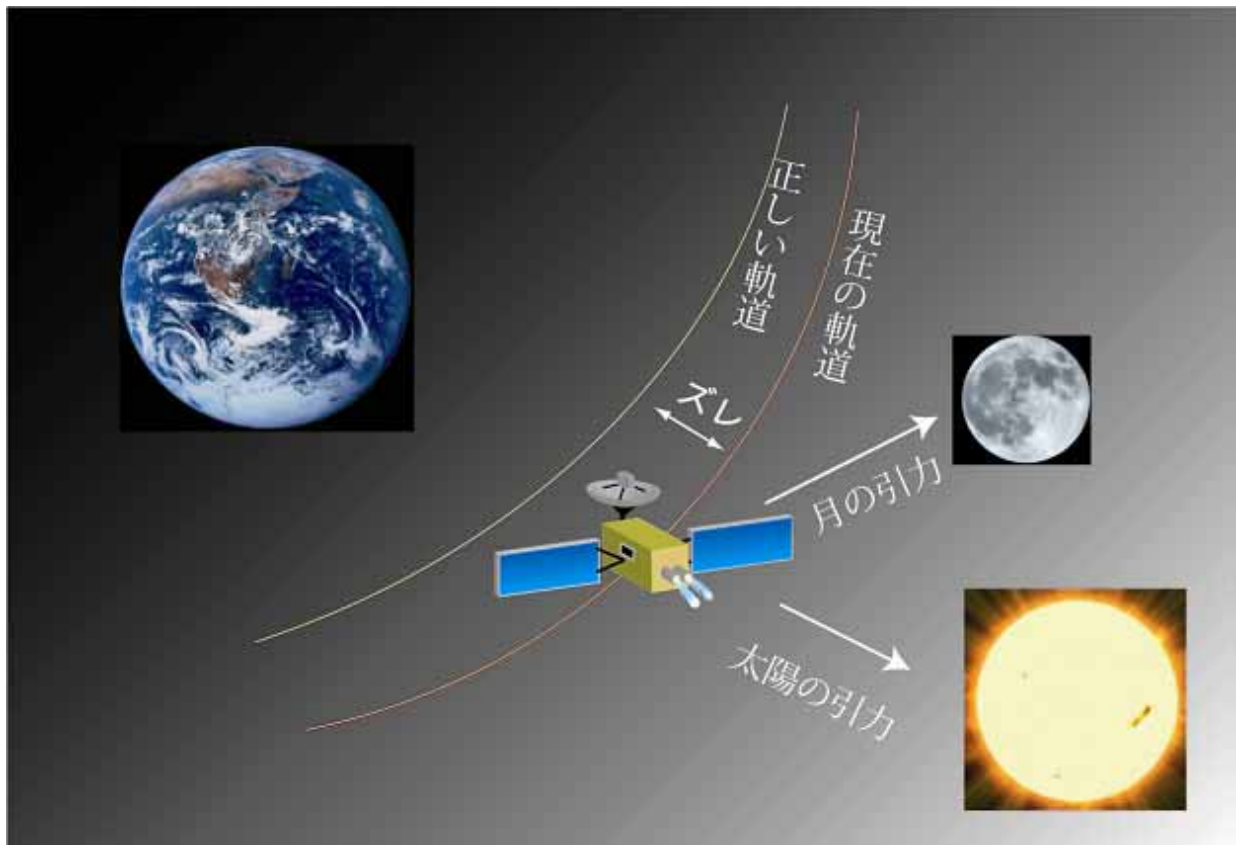


Fig. 1-2 衛星の軌道修正

電気推進は、高速のプラズマジェットを排気して推力を得るもので、基本的な技術は、プラズマの閉じ込めや高速イオン及び中性粒子ビームの噴出など、核融合で用いられている技術とよく似ている。しかし、その開発指針が非常に異なる。これは宇宙空間での使用という特殊事情に因るものである。

基本的なコンセプトは以下の通りである。

1. 軽く小さい
2. 耐久性がある
3. エネルギー変換効率が高い

指針 1 であるが、宇宙へ持っていったり、宇宙空間を飛行させたりするためにはなるべく軽く小さくする必要がある。なぜならば、ロケットの重量が指数関数的にコストの増大を招くからである。よって出来る限り小さく軽くする必要がある。

指針 2 に関しては、一度打ち上げると当たり前のことではあるが、故障しても宇宙に行って修理することが非常に困難である。そのため、電気推進には、メンテナンスなしで数千時間、数万時間動かさなければならないという耐久性が求められる。

さらに指針 3 は以下のような理由から生じている。宇宙空間にはガソリンスタンドもコンセントもない。そのため、電力はロケットに搭載した太陽電池や原子炉などからしか供給されない。また、第一の指針でもあるように、出来るだけ軽くするために、ロケットには必要最低限の電力が得られる太陽電池や原子炉しか持っておらず、得られる電力は非常に限られている。そのために、極限までエネルギー変換効率を高める必要がある。エネルギー変換効率を高めるもう一つの理由として熱の問題がある。

宇宙空間では、廃熱は放射冷却に頼らざるを得ないため、出来る限りロケットから発生する熱を抑える必要がある。エネルギー変換のロスが熱として現れるため、エネルギー変換効率を上げる必要がある。

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、電熱・電磁加速型のものがある。静電加速型の代表的なものとしてイオンスラスタやホールスラスタがあり、電熱・電磁加速型の代表的なものにはアークジェットスラスタと MPD (Magneto-Plasma-Dynamic) スラスタがある<sup>(4)</sup>。アークジェット、MPD スラスタ等のプラズマ推進は、化学推進に比べて比推力は大きいが推力密度は小さいことから低重力空間で利用され、人工衛星の姿勢制御や軌道維持のための推進装置として、軌道間輸送や惑星間輸送のための推進装置として用いられる。

その中でもイオンスラスタは完成度が高く、過去数多くの研究成果が報告されており、現在でも軽量化・高効率化などの性能向上が続けられている<sup>(5)(6)</sup>。イオンスラスタは高比推力領域 ( $10^3 \sim 10^5$  秒) で高い推進効率 (70 ~ 80%) が得られるのが特長である。

## 1.2 研究目的

近年、宇宙の商業利用の増加に伴い、宇宙開発コストの大幅な低減が要求されている。そのため、リスクの分散及び開発コストの低減という利点からマイクロサットやピコサットと呼ばれる 100 kg 以下の小型人工衛星の開発が様々な研究機関で進められている<sup>(7)</sup>。小型衛星は、そのサイズから搭載できる燃料の量も制限される。そこで燃費を意味する比推力が非常に大きい電気推進機、中でも高比推力領域 ( $10^3 \sim 10^5$  秒) において高い推進効率 (70~80%) を得られるという特長をもつイオンスラスタが注目されており、さらに ECR (Electron Cyclotron Resonance) 放電を利用するマイクロ波放電型イオンエンジンはスラスタの長寿命化、エンジン構造を簡素化でき、システムの軽量化が可能となり、また高い信頼性を獲得できる。

現在は、小惑星探査機“はやぶさ”に搭載されたような大型のイオンエンジンは開発が進み実用化されている<sup>(8)</sup>。小型イオンエンジンの開発は世界各国で進められており<sup>(9)</sup>、小型イオンエンジンを小型人工衛星に搭載できれば、小型衛星の機能を大幅に向上でき、従来の小型衛星では不可能であった長期間の地球観測や火星探査、また衛星自身が宇宙デブリとならないための自主廃棄なども可能となる。衛星の自主廃棄の模式図を Fig. 1-3 に示す。

また、小型イオンスラスタはその特長からフォーメーションフライングを行う小型衛星に搭載されることも期待されている<sup>(10)</sup>。小型衛星によるフォーメーションフライングの概念図を Fig. 1-4 に示す。フォーメーションフライングとは撮影用衛星、地球にデータを送る通信衛星、データを集積する衛星など、それぞれの衛星に役割を分担させて複数の衛星で協働してひとつのミッションを遂行することを言う。複数機で運用するため、単独の大型衛星では達成できないような高精度の地球観測や立体的な科学観測を行うことができる。また、もし大型一台のみの運用中に故障したら、その時点でミッションは終了となるが、フォーメーションフライングの場合は一つの衛星が故障しても、故障した宇宙機の代わりとなるものを打ち上げたらミッションは継続できるためリスクを分散することができる。フォーメーションフライングでは、頻繁に衛星の軌道修正が必要とされる。そこで、低推力ながらも、高比推力のイオンエンジンが必要となる。

これらの用途に使える高性能の小型イオンスラスタの開発が必要となる。

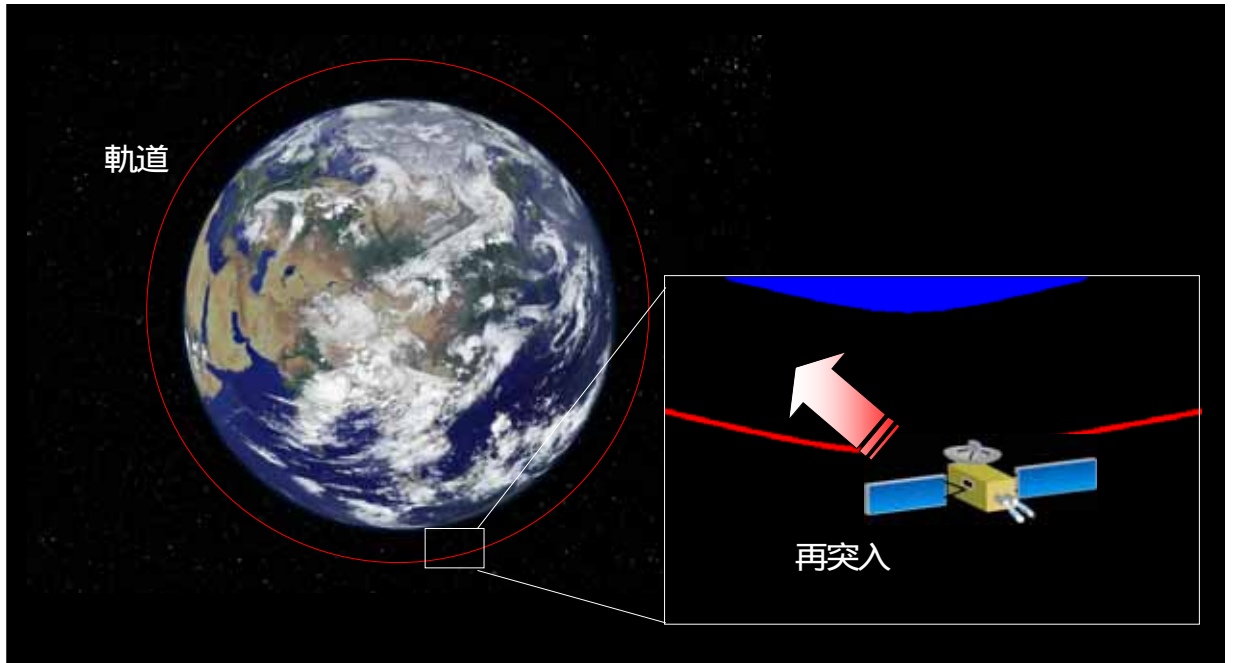


Fig. 1-2 衛星の自己廃棄

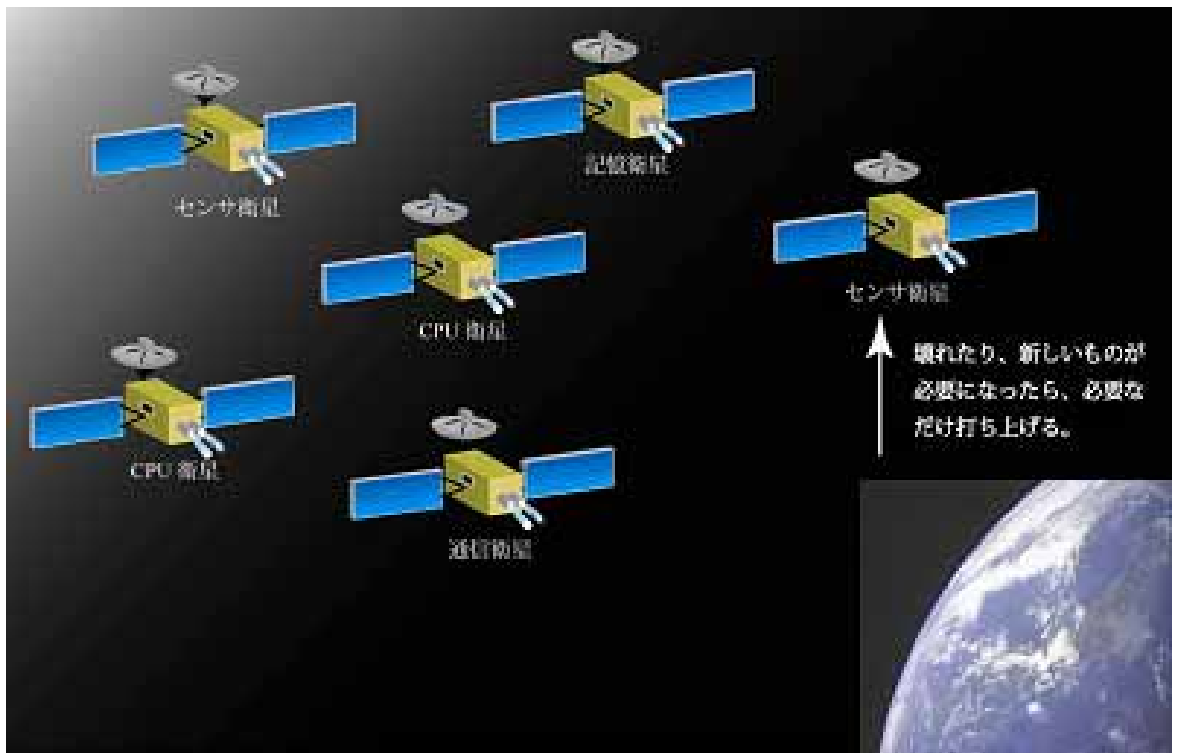


Fig. 1-3 フォーメーションフライング概念図

イオンスラストの性能に関わるプラズマ生成やプラズマ閉じ込め、マイクロ波伝送効率は放電室内の磁場配位の影響を受ける。過去の研究においてアンテナの形状やグリッドの改良は行われていた<sup>(11)(12)</sup>が、磁場配位の改良は行われてこなかった。そこで本研究では、放電室内磁場配位とイオンスラストの性能との関係を調べ、磁場の最適化を図る。



## 第2章 マイクロ波放電型イオンスラスタ

### 2.1 マイクロ波放電型イオンスラスタ

イオンスラスタの概念図を Fig. 2-1 に示す。イオンスラスタはアーク放電やマイクロ波などで推進剤を加熱・電離させてプラズマを作り、2枚ないし3枚からなる多孔状の電極に1000 V程度の高電圧を印加させ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。イオンスラスタは主に3つの領域から構成されている。

推進剤を電離するイオン生成部 (Ionization)

生成されたイオンを静電的に加速して推力を得る加速部 (Acceleration)

放出されたイオンビームを電氣的に中和する中和部 (Neutralization)

これらの各過程はそれぞれイオン源、加速電極、中和器によって行われる。

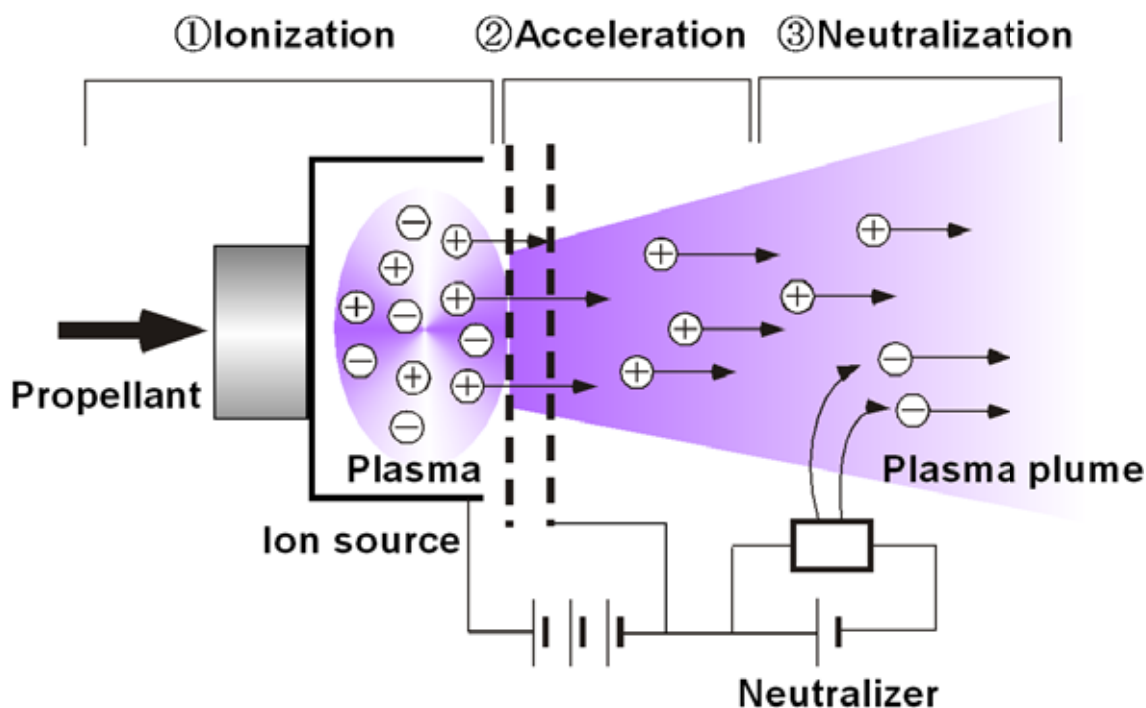


Fig. 2-1 イオンスラスタの構成図

イオンスラスタはプラズマの生成方法によって直流放電型、RF (Radio Frequency) 誘導放電型、マイクロ波放電型などに分類されることが多い。直流放電型イオンスラスタの概念図をFig. 2-2に、本研究の対象であるマイクロ波放電式イオンスラスタの概念図をFig. 2-3に示す。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( Fig. 2-2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。

マイクロ波放電とはマイクロ波帯域の交流電界で電子を加速、この電子が中性粒子を衝突電離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ことによる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. ヒーターを用いないので予備加熱が不要となり、スラスタの迅速なスタートが可能

このようにスラスタの長寿命化、構造・システムの簡略化という点でマイクロ波放電式は優れている。

マイクロ波電源の性能が直流放電に比べて劣っていることもあり、推進性能の向上にはマイクロ波から電子へのエネルギー伝達効率を上げることが不可欠である。そのため放電においては ECR ( Electron Cyclotron Resonance : 電子サイクロトン共鳴 ) を利用し、電子の加熱効率を上げている。

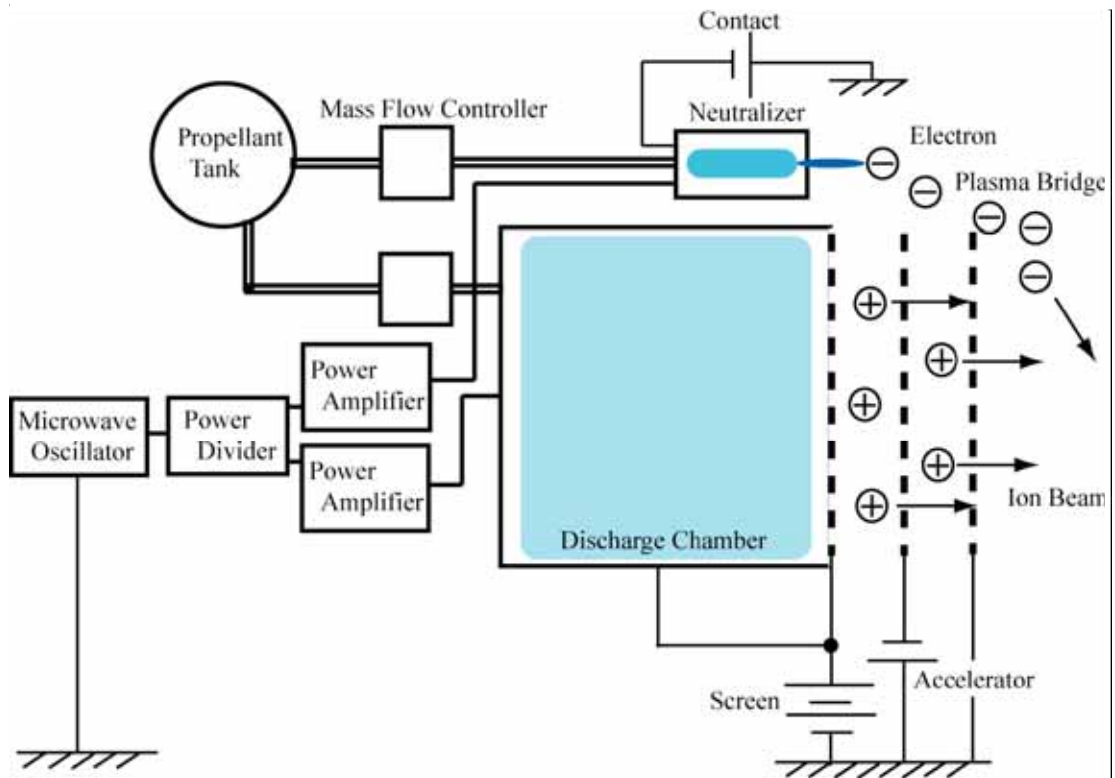


Fig. 2-2 直流放電型イオンスラスタの概念図

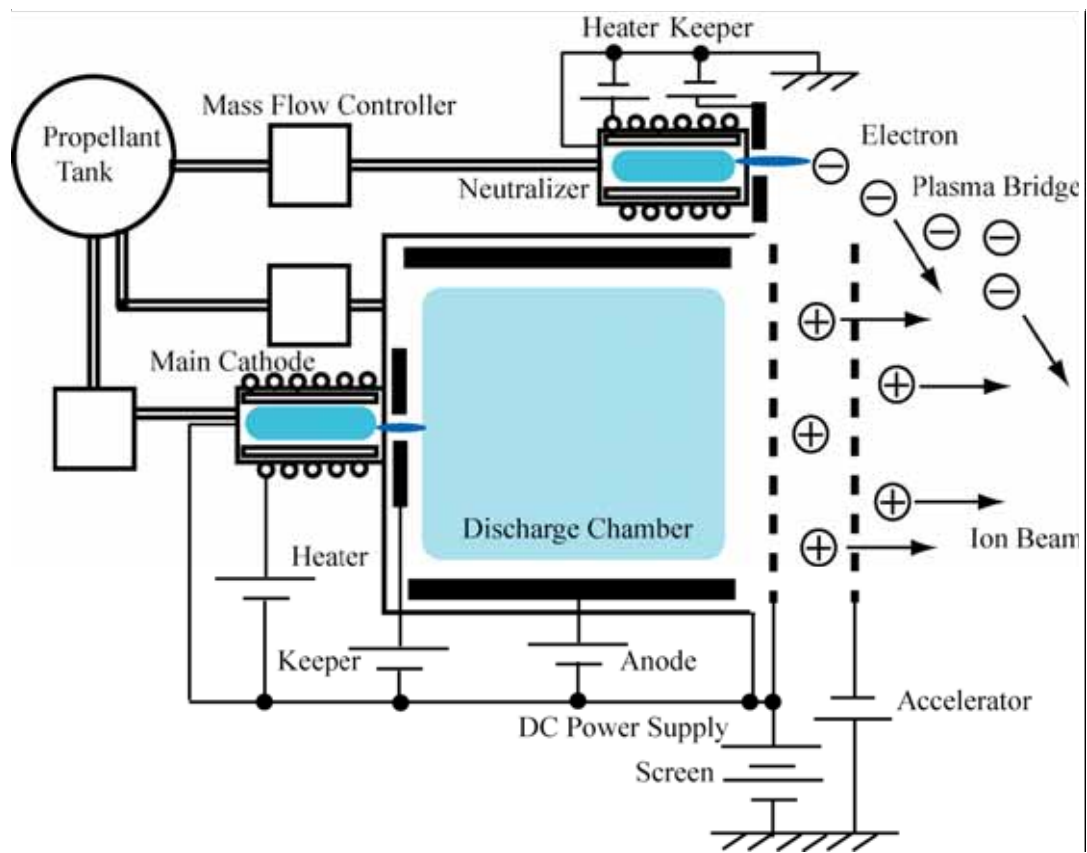


Fig. 2-3 マイクロ波放電型イオンスラスタの概念図

## 2.2 ECR プラズマ

ECR の原理と概念図を Fig. 2-4 と Fig. 2-5 にそれぞれ示す。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。この向心力のため磁力線に巻きつくようなサイクロトロン運動と呼ばれる回転運動が現れる。磁界における電子の運動方程式は次式で表される。

$$m \frac{d\mathbf{v}}{dt} = e\mathbf{v} \times \mathbf{B} \quad (2.1)$$

ここで  $m$  は電子の質量、 $\mathbf{v}$  は速度ベクトル、 $e$  は電荷量、 $\mathbf{B}$  は磁束密度である。このときの円軌道の半径  $r_L$  はラーマ半径と呼ばれ

$$r_L = \frac{mv_{\perp}}{|e|B} \quad (2.2)$$

で与えられる。ここで  $v$  は電子の  $\mathbf{B}$  に対する垂直な速度成分の大きさである。

プラズマを構成している荷電粒子は全て反磁性体である。そのためサイクロトロン運動の回転の方向は、外部磁場の向きに対して荷電粒子の回転によってできる磁場が常に逆を向く方向である。つまり電子は磁場に対して右回りの回転運動を行う。この回転運動の角周波数はサイクロトロン角周波数と呼ばれ

$$\omega_c = \frac{|e|B}{m} \quad (2.3)$$

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

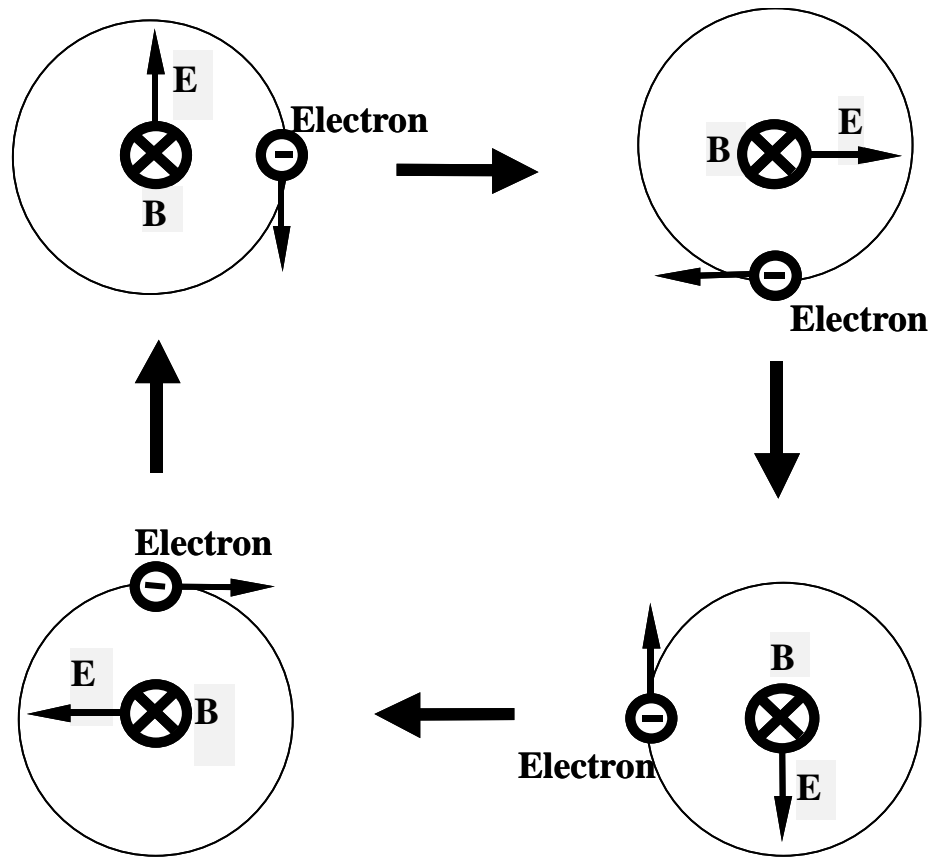


Fig. 2-4 ECR の原理

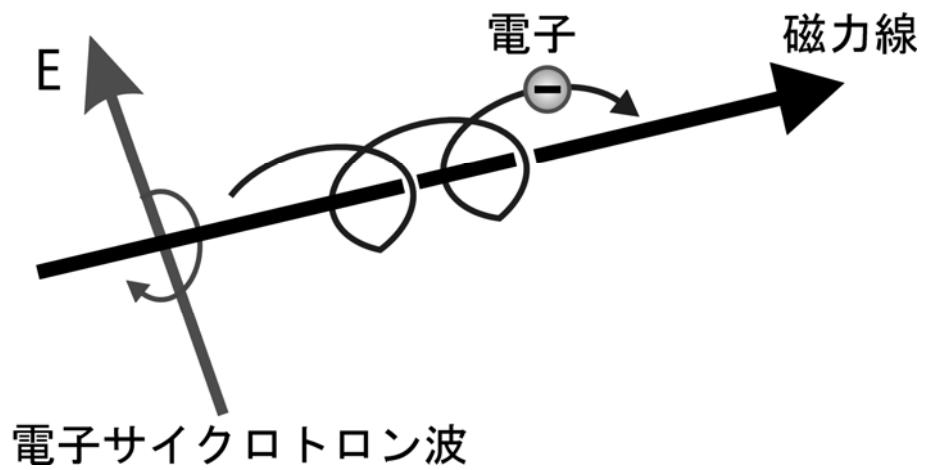


Fig. 2-5 ECR の概念図

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

また逆に、ECR を起こすときに必要な磁束密度の大きさを  $B_{res}$  とすれば (2.3)、(2.4) 式より

$$B_{res} = \frac{m\omega_{rf}}{|q|} \quad (2.5)$$

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

## 2.3 イオンビームの引き出し<sup>(13)</sup>

プラズマは正イオンと電子の密度が等しく、正と負の空間電荷量が釣り合った電位的に安定な状態にある。プラズマの空間電位に対して負の電位を持つ電極が存在すると、空間電荷のバランスが崩れ電子は反発されて正イオンの空間電荷だけが存在するシースが形成される。プラズマ中の電子はイオンに比べて移動度が大きく、エネルギー分布を持っているため、イオンがプラズマから取り出されるときにはイオンは Fig. 2-6 に示すような遷移領域を経てからイオンシース領域において加速される。このとき、プラズマから取り出されるイオン電流量のことをイオン飽和電流と呼ぶ。イオン飽和電流密度  $J_{pi}$  はイオンシースが安定に存在する条件 (Bohm の条件) から求めることができ、以下の式で表される。

$$J_{pi} = en_p \left( \frac{kT_e}{m_i} \right)^{\frac{1}{2}} \exp\left(-\frac{1}{2}\right) \quad (2.6)$$

ここで、 $e$  は素電荷、 $n_p$  はプラズマ密度、 $k$  は Boltzman 定数  $1.3807 \times 10^{-23} \text{ J} \cdot \text{K}^{-1}$ 、 $T_e$  は電子温度、 $m_i$  はイオンの質量である。このようにプラズマからのイオン放出能力はプラズマ密度の 1 乗と電子温度の平方根に比例する。

ただしプラズマからイオンを引き出す場合、イオン自らがもつ正の空間電荷により電界が変化し、その電界がイオンビーム電流量を制限する。Fig. 2-7 に引き出されるイオンビームの量における、イオン引き出し系での空間電荷とプラズマ源でのイオン放出能力の関係を示す。この空間電荷に制限された電流値のことを空間電荷制限電流値といい、イオンシース領域において、電流密度  $J_0$  と電極間の印加電圧  $V_0$  を用いて以下のような関係式がある。

$$J_0 = \frac{4\epsilon_0}{9} \left( \frac{2q}{m_i} \right)^{\frac{1}{2}} \frac{V_0^{\frac{3}{2}}}{d^2} \gamma \quad (2.7)$$

ここで、 $\epsilon_0$  は真空の誘電率、 $q$  は荷電粒子の電荷量、 $d$  は引き出し電極間隙、 $\gamma$  は空間電荷制限緩和係数 (イオン引き出し領域に電子による空間電荷中和がある場合に空間電荷制限電流が緩和されるときにの係数で、1 以上の値をもつ) である。この式は Child-Langmuir の式と呼ばれ、荷電粒子ビームの加速進行方向に対して輸送する場合の最大電流密度を表す。

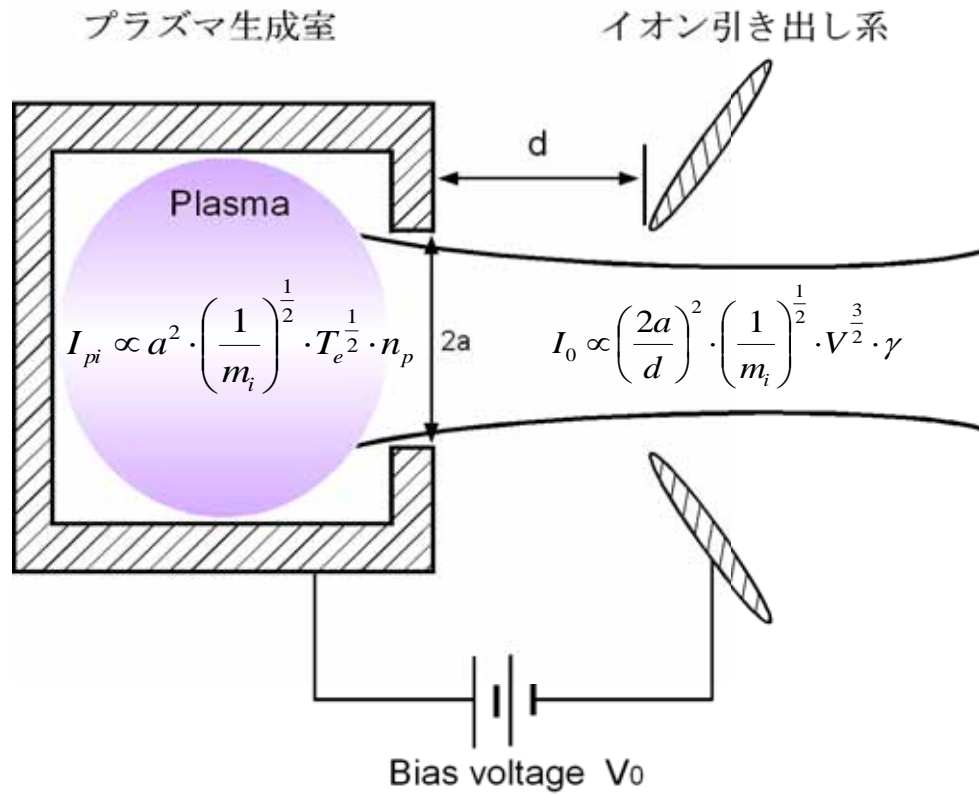


Fig. 2-6 イオン源プラズマとイオンの引き出し

単孔から引き出し得る最大イオンビーム電流は、理想的には引き出し電圧の  $3/2$  乗に比例して増加する。しかし、イオンは質量が大きいため速度が遅く、空間電荷効果の制限を受けやすい。また与えられた電極間隙に対して絶縁破壊電圧が存在することなどからその上限値が存在する。そのため多量にイオンビームを得たい場合は、引き出す孔の数を増やせばよい。2 次的に孔数を増やす方法が多孔電極引き出しであり、孔の数倍だけ電流を増すことができる。



イオンスラストにおいて、イオンビームの引き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。引き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加速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%、加速電極で約25%、減速電極で50-70%程度である。Fig. 2-7に2枚電極の場合での、1組の孔から引き出されイオンビームとなる過程を示す。また軸方向の電位分布の概略をFig. 2-8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ト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。これらの電子が引き出し部を通過してプラズマの生成部へ逆流しないように、Fig. 2-8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加速電極である。

イオンビームの中和はイオンスラスト本体より外側に配置された中和器によって行われる。イオンスラストが正イオンのみを噴出すればスラストやそれを用いる宇宙機は負に帯電するため、イオンは再び引き戻されることになり、推力発生は不可能となる。このため、噴射したイオンと同数の電子を放出する必要があるが、その電流量は中和器やビームプラズマの電位のわずかな高低の変化によって、自動的かつ自然に行われ、とくに積極的な制御を必要としない。

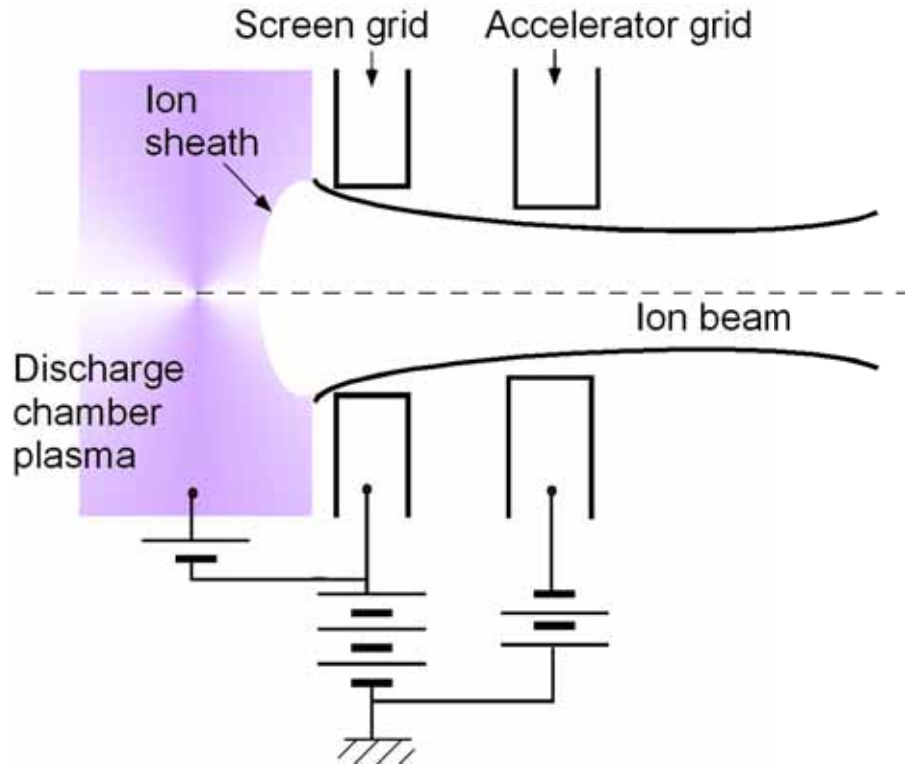


Fig. 2-7 単孔から抽出されるイオンビーム

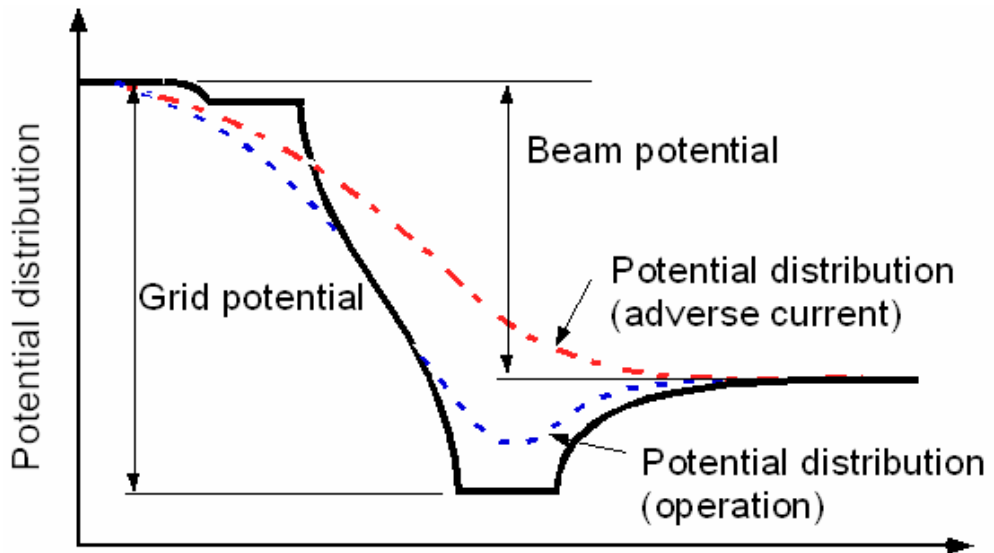


Fig. 2-8 イオンビーム引き出し軸方向電位分布

### 第3章 性能目標

小型イオンスラスタは小型衛星の軌道維持、衛星の自己廃棄、フォーメーションフライングを行う衛星への搭載など、さまざまな用途での使用が期待されている。

本章では、3つのミッションを小型イオンスラスタで行うと想定し、それぞれのミッションで求められる推進性能を算出した。

イオンエンジンは放電室内の正イオンを噴出することにより推進力を得る。そのため推力や比推力などの推進性能は、計測される電流、電圧値及び推進剤流量から計算できる。イオンスラスタの性能を表す主なパラメータの物理的な意味と定義式を以下に示す。

- ・ 推力  $F$  : イオンビーム噴出により発生する推進力

$$F = \dot{m}v = I_b \sqrt{\frac{2m_i V_b}{e}} \quad [ \text{N} ] \quad (3-1)$$

- ・ 推進効率  $\eta_t$  : 投入した電力のうち推力発生の運動エネルギーに変換した割合

$$\eta_t = \frac{1/2 \dot{m}v^2}{P} = \frac{F^2}{2\dot{m}P} \quad (3-2)$$

- ・ 比推力  $I_{sp}$  : 単位推進剤流量での推力持続可能時間

$$I_{sp} = \frac{F}{\dot{m}g} \quad [ \text{sec} ] \quad (3-3)$$

- ・ 推進剤利用効率  $\eta_u$  : 供給推進剤流量とイオンビーム流量の割合

$$\eta_u = \frac{I_b}{\frac{e}{m} \dot{m}} \quad (3-4)$$

- ・ イオン生成コスト  $C_i$  : イオンビームとなる1粒子を生成するのに必要なエネルギー

$$C_i = \frac{P_f - P_r}{I_b} \quad [ \text{W/A} ] \quad (3-5)$$

ここで  $\dot{m}$  は推進剤の質量流量 [kg/s]、 $v$  はイオンの速度 [m/s]、 $I_b$  はイオンビーム電流値 [A]、 $m_i$  はイオンの質量 [kg]、 $V$  は電極間電圧 [V]、 $g$  は重力加速度 [m/s<sup>2</sup>]、 $P_f$  はマイクロ波進行電力 [W]、 $P_r$  はマイクロ波反射電力 [W]である。

一つ目のミッションとして、推進剤を含んだ初期質量 100 kg の静止衛星の、南北制御 ( $V=46$  m/sec/year) を衛星の北面と南面に搭載した 2 台のイオンエンジンによって行うとする。推力ベクトルは南北方向からそれぞれ 30° 傾いている (キャント角 30°) とする。得られる総電力を 120 W、スラスタ 1 台に供給できる電力を 25 W とし、マイクロ波電力 (周波数 2.45 GHz) および DC 電源の変換効率を 50% とする。推進剤利用効率を 75% として計算を行う。

イオンビームを 1500 V で加速すると仮定すると、スラスタの比推力は (3-3) 式より 3800 秒である。キャント角を考慮すると実効的な比推力は  $I_{spe} = 3800 \times \cos 30^\circ = 3300$  秒となる。

ロケット方程式<sup>(14)</sup>から、推進剤質量  $M_p$  は衛星の初期質量  $M_i$  を用いて以下の式で書ける。

$$M_p = M_i \left[ 1 - \exp\left(-\frac{\Delta V}{u_e}\right) \right] \quad (3-6)$$

ここで、 $u_e$  は排気速度 ( $I_{spe} \times g$ ) であり、 $u_e = 3800 \times 9.8 = 37240$  m/s、 $V = 46 \times 5$  m/sec を (3-6) 式にそれぞれ代入すると  $M_p = 0.71$  kg となる。

衛星の運用期間の 15%、イオンスラスタを稼働させるとする。この時の運用期間は 6500 時間となる。

推進剤流量は推進剤質量  $M_p$  を必要な作動時間 6500 時間で割って、(3-3) 式から以下のように書ける。

$$\dot{m} = \frac{F}{I_{sp} g} = \frac{M_p}{t_{burn}} \quad (3-7)$$

(3-7) 式より推力  $F$  が算出でき、1 台あたりの推力 ( $F/2$ ) はおよそ 0.73 mN となる。このとき必要なビーム電流値は (3-1) 式より 11.5 mA である。

イオンビーム加速に要する電力  $P_b$  は  $V_b \times I_b = 1500 \times 0.0115 = 17.25$  W である。イオンスラスタに供給される電力はビーム加速とプラズマ生成に消費されるものとした場合、1 台あたりの供給電力  $P$  (25 W) からビーム加速に必要な電力を差し引いた値  $P_d = 8$  W が放電室内プラズマを生成・維持するためのマイクロ波投入電力となる。

推進剤流量は(3-4)式より  $u_e=0.75$ 、 $I_b=11.5$  mA、をそれぞれ代入して、流量はおよそ 0.2 sccm になる。

このときのイオン生成コストは(3-5)式より 700 W/A となる。

(3-1) (3-2)式より推進効率

$$\eta_t = \frac{FgI_{sp}}{2P} \quad (3-8)$$

となり、 $\eta_t=0.54$  が得られる。

現在、ESA (European Space Agency : 欧州宇宙機関) による、地球型惑星を撮影し、その惑星に生命が存在しているかどうかを調査する DAWIN 計画というものがある<sup>(15)</sup>。

DAWIN 計画は望遠鏡を積んだ撮影用衛星 6 台、データを集積する衛星 1 台、地上との通信を行う衛星 1 台の計 8 台の小型衛星でのフォーメーションフライングによりミッションが遂行される予定である。

撮影用衛星の軌道維持を、2 台の小型イオンスラスタによって行うと想定した場合の推進系に要求される性能について記述する。

撮影用衛星の質量は 493 kg、得られる電力は 143 W とされており<sup>(15)</sup>、5 年間運用する。必要とされる推力を 1 mN、 $V=100$  m/s とし、推進剤利用効率は 75% を目標値とし、推進剤にはキセノンを用いる。また、キャント角を 30° とし、スラスタ 1 台に供給できる電力を 35 W、マイクロ波電源(周波数 2.45GHz)及び DC 電源の変換効率を 50% とし、計算を行う。

(3-6)式に、 $u_e=37240$  m/s、 $M_i=493$  kg、 $V=100$  m/s を代入すると、 $M_p=1.53$  kg となる。また、(3-1)式より必要なビーム電流値は 15.6 mA となる。

イオンビーム加速に必要なとされる電力  $P_b$  は  $V_b \times I_b=1500 \times 0.0156=23.4$  W である。このときの放電室内プラズマを生成・維持するためのマイクロ波投入電力は  $P_d=12$  W となる。

推進剤流量は(3-4)式より  $u_e=0.75$ 、 $I_b=15.6$  mA をそれぞれ代入して  $m=0.3$  sccm となる。

また、イオン生成コストは(3-5)式より  $C_i=770$  W/A となり、(3-8)式より推進効率  $\eta_t=0.53$  が得られる。

人工衛星は、その寿命が尽きると軌道上を周回するスペースデブリ(宇宙ゴミ)となる。スペースデブリは約 10 km/s で周回しており、稼働中の衛星に衝突すると、その衛星に甚大なダメージを与えることもある。

現在、スペースデブリは 9000 個以上あると言われており、寿命が尽きた衛星を大気中に突入させて燃やし衛星を自己廃棄させて、これ以上スペースデブリを増やさないようにしなくてはならない。

推進剤を含む質量 100 kg の人工衛星を 2 台の小型イオンスラスタによって、高度 800 km から 200 km まで移動させるミッションを想定する。

800 km から 200 km まで軌道を変更させるに必要な  $V$  は 435 m/s とされており、今回は約 90% のゆとりを持たせて、必要とされる  $V$  を 800 m/s とする。また、スラスタ 1 台あたりに供給できる電力  $P=60$  W、推力  $F=1.5$  mN とし計算を行う。

1.5 mN の推力を得るために必要なビーム電流値は、(3-1) 式に、 $F=1.5$  mN、 $e=1.6 \times 10^{-19}$  C、 $m_i=2.18 \times 10^{-25}$  kg、 $V_b=1500$  V を代入して  $I_b=23.5$  mA となる。

イオンビーム加速に必要な電力  $P_b$  は  $V_b \times I_b=1500 \times 0.0235=35$  W である。放電室内プラズマを生成・維持するためのマイクロ波投入電力は  $P-P_b=60-35=25$  W となる。

推進剤流量は (3-4) 式に、 $u=0.75$ 、 $I_b=23.5$  mA をそれぞれ代入して  $\dot{m}=0.4$  sccm となる。

また、イオン生成コストは (3-5) 式より  $C_i=1060$  W/A となる。推進効率 (3-8) 式より、 $\eta=0.47$  となる。

以上の 3 つのミッションから得られた推進性能目標を以下にまとめる。

Table 3-1 小型イオンスラスタの性能目標値

Mass flow rate, sccm	0.2	0.3	0.4
Microwave power, W	8	12	25
Ion beam current, mA	11.5	15.6	23.5
$\Delta V$ , m/s	230	100	800
Thrust, mN	0.73	1	1.5
Ion production cost, W/A	700	770	1060
Thrust efficiency	0.54	0.53	0.47

## 第 4 章 実験装置

本研究の実験装置の概要図を Fig. 4-1 に、写真を Fig. 4-2 に示す。

実験装置は主に真空排気系、マイクロ波伝送系、イオンスラスト本体から構成されている。

真空容器の中にイオンスラストを設置し、マイクロ波電源、DC 電源、推進剤タンクは真空容器の外に設置される。DC 電源はグリッドに電圧を印加するために、マイクロ波電源はプラズマを生成・維持するために用いた。マイクロ波電源にグリッドに印加する電圧がかからないように、マイクロ波電源とイオンスラストの間に DC-block を設置した。推進剤はマスフローコントローラによって流量を制御され、イオンスラストに供給される。

以下、それぞれの系統について説明する。

### 4.1 真空排気系

真空容器は SUS 製で、内径 60 cm、長さ 100 cm の円筒形である。

使用した真空排気装置を以下に示す。

- |                         |                 |
|-------------------------|-----------------|
| 1. Rotary pump          | 310 l/sec : 2 台 |
| 2. Turbo molecular pump | 300 l/sec       |
| 3. Cryo pump            | 2000 l/sec      |

到達圧力は、 $7.6 \times 10^{-5}$  Pa で、推進剤流量 0.4 sccm 時の背圧は  $8.0 \times 10^{-4}$  Pa であった。

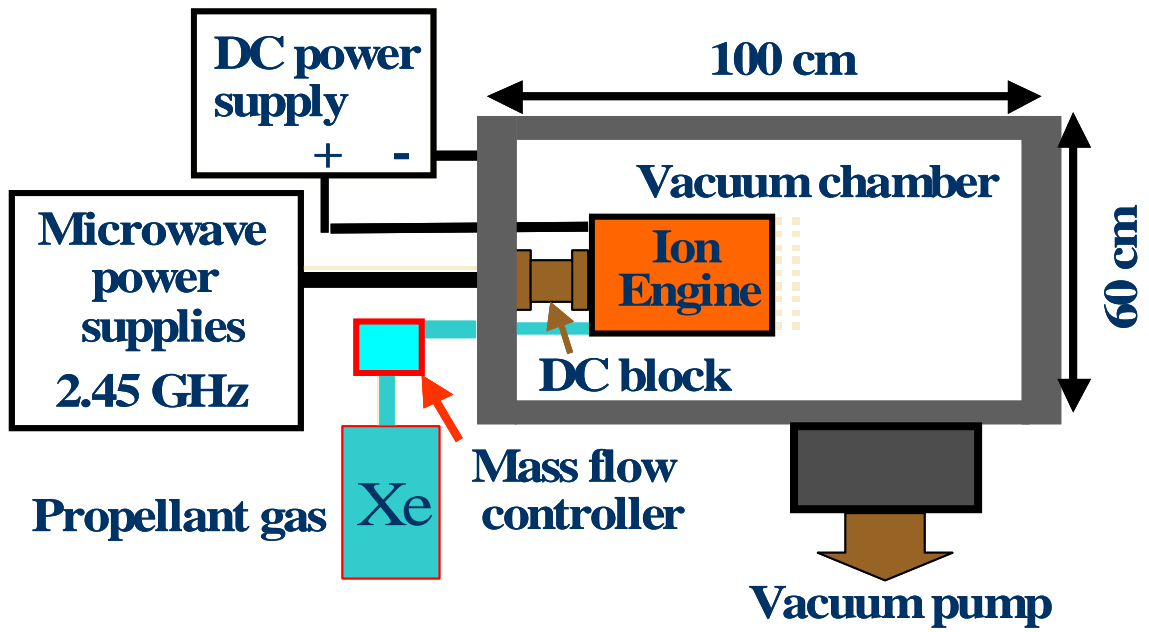


Fig. 4-1 実験装置概要図

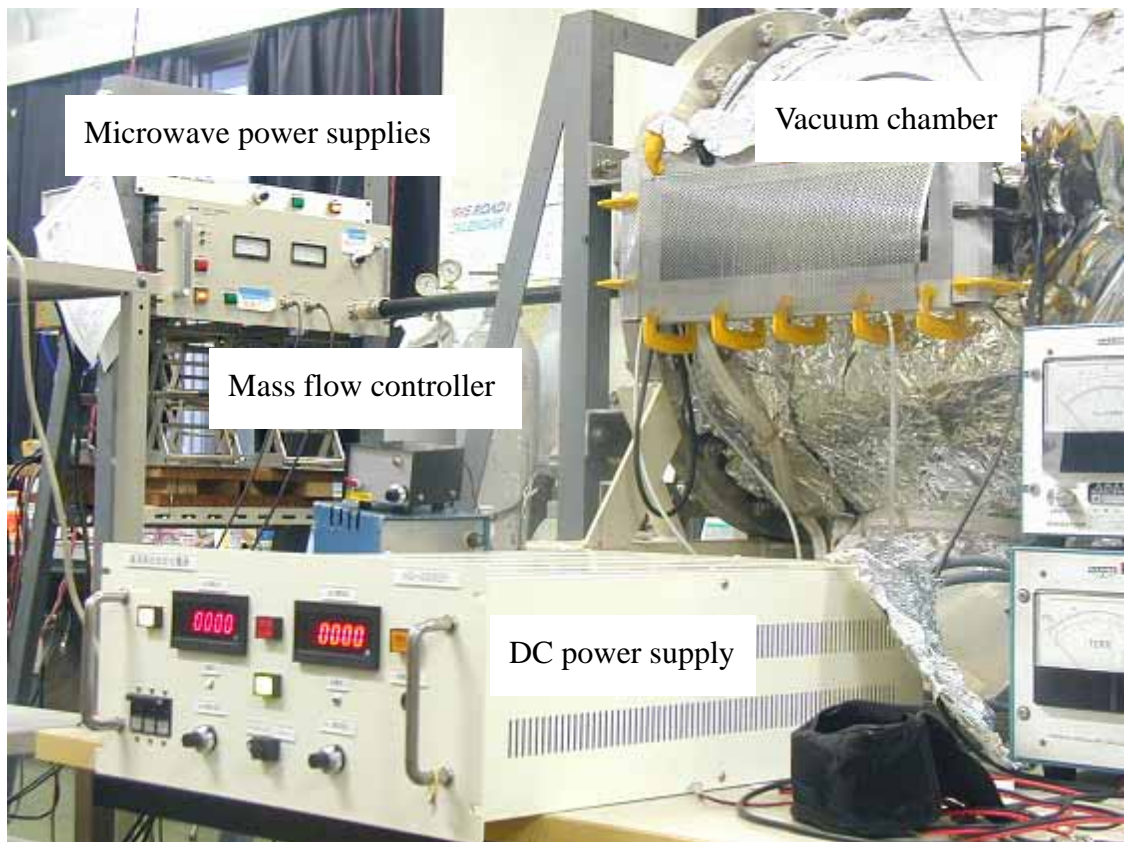


Fig. 4-2 実験装置



## 4.2 マイクロ波伝送系

本研究で使用したマイクロ波の周波数は 2.45 GHz であるが、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持つ。そのため、本研究では固体発振器により発振されたマイクロ波をアンプにより増幅する形式のものを使用した。

マイクロ波伝送系のフローチャートを Fig. 4-3 に示す。マイクロ波は発振器から発振された後、フィルタを経て、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 コネクタを経て放電室内へ導入される。投入電力はパワーモニタにより計測された入射波と反射波の差より算出される。反射波はダミーロードにて熱として外部へ放出される。また、アンテナとの整合はマイクロ波電源から真空容器までの N 型ケーブルの長さや真空容器からスラスト部までのセミリジッドケーブルの長さを変化させて行っている。

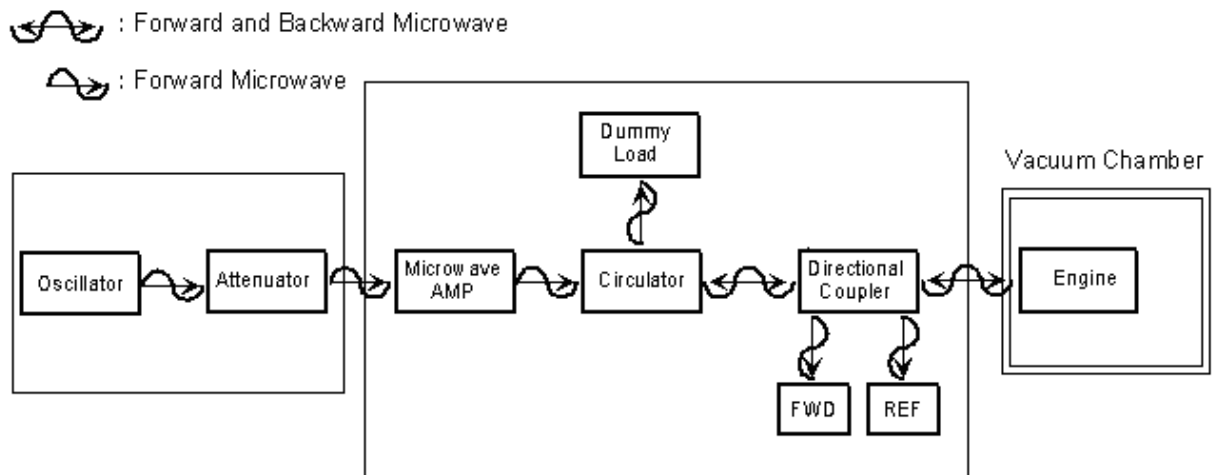


Fig. 4-3 マイクロ波伝送系のフローチャート

### 4.3 スラスタ本体

スラスタ本体は ISAS/JAXA による小惑星探査機 “はやぶさ” に搭載されている中和器（電子源）を参考に製作されている。スラスタは大きく放電室部、磁気回路部、アンテナ部、グリッドから構成される。

スラスタのサイズは  $3 \times 3 \times 2$  cm で、放電室は内径 21 mm、外径 24 mm、高さ 12 mm の Al 製である。放電室外壁に  $4 \times 4 \times 12$  mm、長手方向磁化のサマリウムコバルト（Sm-Co）磁石を設置し、放電室の前方と後方にヨークを設置させることで磁気回路を形成させている。Sm-Co 磁石は割れたり欠けたりしやすい欠点があるものの、高い磁気特性を持っており、温度特性、熱的安定性に優れ、高温での使用にも比較的向いている。磁気回路を構成させるためのヨークには前方、後方ともに軟鉄を用いている。フロントヨークは形状を変更できるようにしている。スラスタの断面図を Fig. 4-4 に示す。

アンテナはモリブデン（Mo）製で、SMA コネクタ（female）によって固定されており、マイクロ波電力を放電室内部に伝え放電を起こすためのものである。全ての実験において厚さ 2 mm、径 9 mm の星型アンテナを使用した。星型アンテナの写真を Fig. 4-5 に示す。

グリッドはモリブデン製であり、Table 4-1 にスクリーングリッド、アクセルグリッドの、2枚のグリッドのパラメータを、Fig. 4-6 に両グリッドの写真を示す。

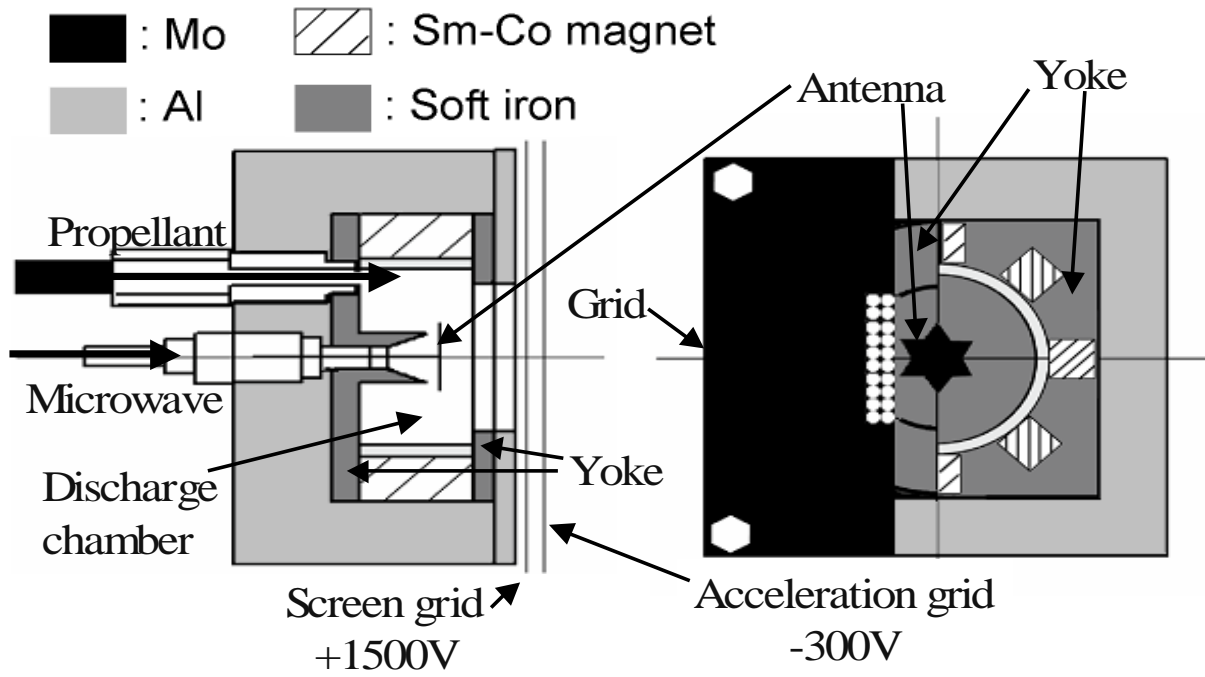


Fig. 4-4 スラスト断面図

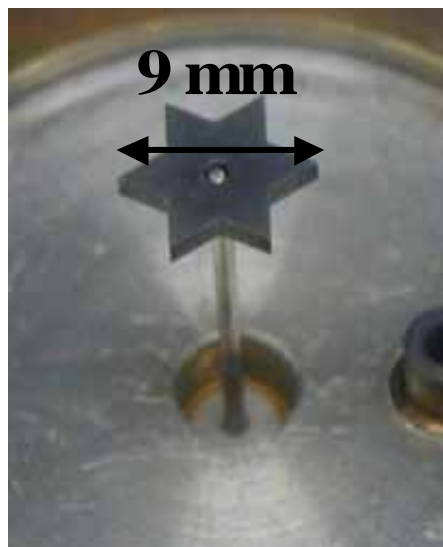


Fig. 4-5 星型アンテナ

Table 4-1 グリッドシステムのパラメータ

	Screen	Acceleration
Open ratio, %	51	14.5
Hole diameter, mm	0.9	0.48
Potential, V	1500	-300
Grid gap, mm		0.2
Hole number		211

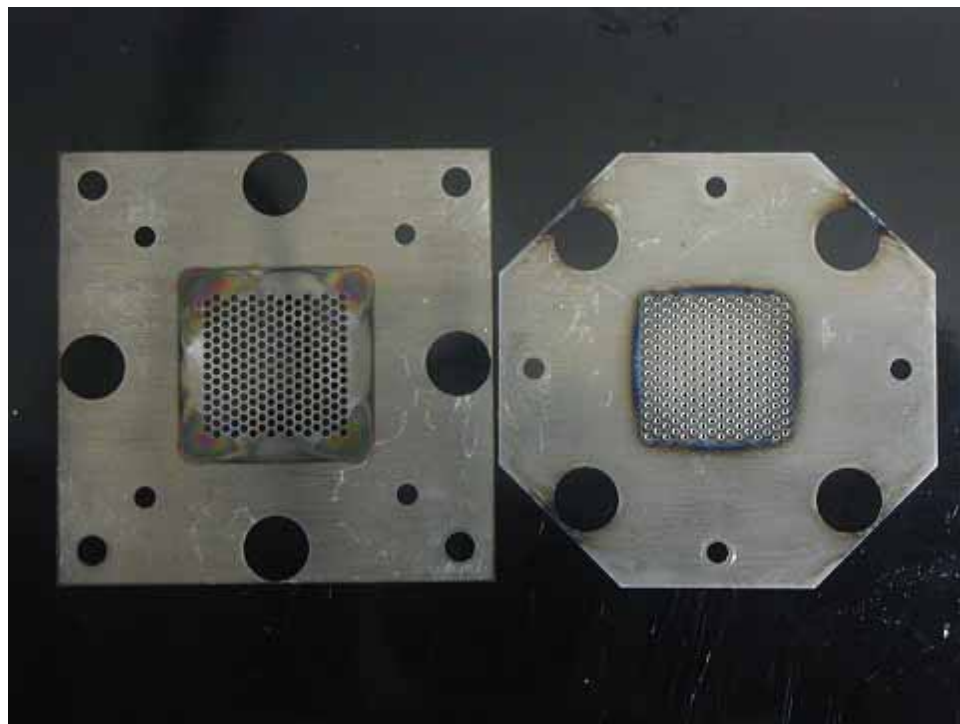


Fig. 4-6 グリッドの写真 (スクリーン、アクセセル)

## 4.4 実験体系

イオンビーム引き出し実験の体系を Fig. 4-6 に、フランジに設置したスラストの写真  
を Fig. 4-7 にそれぞれ示す。イオンビームの抽出はスラスト本体とスクリーングリッド  
に 1500 V を、アクセラグリッドに -300 V を印加することで行った。イオンビーム引き  
出しの様子を Fig. 4-8 に示す。ポテンシャル差によって抽出されたイオンビームはグリ  
ッド用 DC 電源に流れる電流値をそれぞれ差し引くことによって算出した ( $I_b = I_s - I_a$ )。こ  
の電流値はスラスト前方約 50 cm に設置したイオンコレクタによって測定された電流値  
ほぼ一致することが確認されている<sup>(12)</sup>。推進剤にはキセノン (Xe) を用い、使用したマ  
イクロ波電源の周波数は 2.45 GHz である。また、2 次電子などがスラストに流入すると  
ビーム電流値の測定誤差の一因となるため、接地したシールドケース (金属メッシュ)  
をスラスト全体に覆うように設置した。

実験のパラメータとして、マイクロ波投入電力を 4 ~ 24 W、推進剤流量を 0.1 ~ 0.4 sccm  
とした。

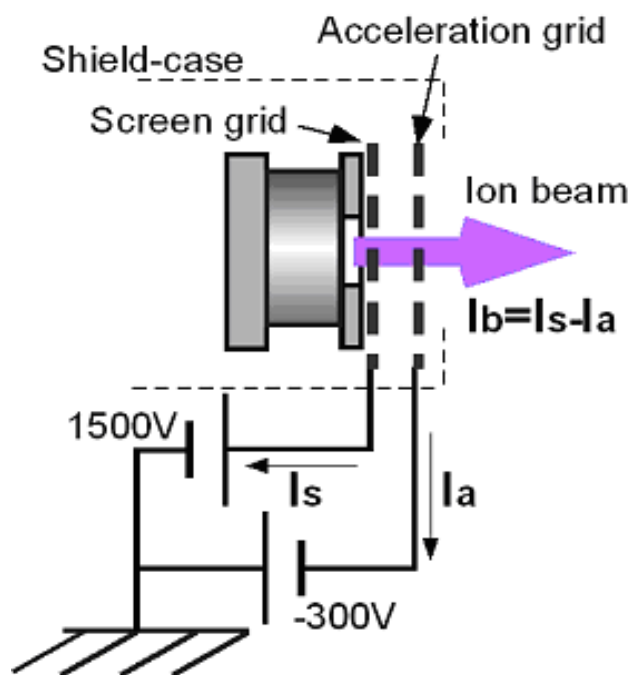


Fig. 4-6 イオンビーム引き出し実験の体系

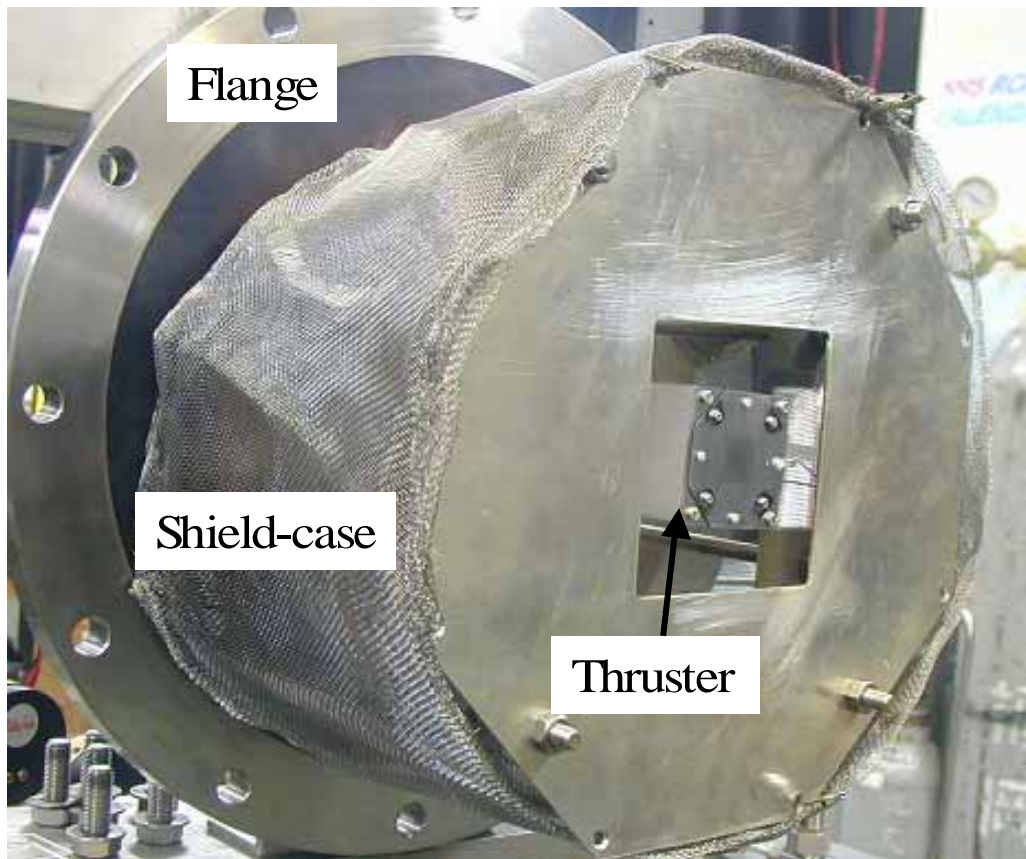


Fig. 4-7 スラスタ設置時



Fig. 4-8 イオンビーム引き出し

## 第 5 章 イオンビーム電流測定

### 5.1 磁場強度依存性

最適な磁場強度を求めめるため、放電室外壁に設置する  $4 \times 4 \times 12$  mm の長手方向磁化の Sm-Co 磁石の数を変化させることにより放電室内磁場強度を変化させてイオンビーム引き出し実験を行った。磁石設置数 8、10、12、13 個時の放電室内磁場配位をそれぞれ、Fig. 5-1、Fig. 5-2、Fig. 5-3、Fig. 5-4 に示す。

マイクロ波電力を 12 W、推進剤流量が 0.2 ~ 0.4 sccm での放電室外壁に設置する磁石の数の変化によるイオンビーム電流値の変化を Fig. 5-5 に示す。設置磁石数が 13、14 個の時ではプラズマは生成されなかった。Fig. 5-5 より、推進剤流量 0.3 sccm において、磁石を 12 個用いたときの電流値は 16 mA で、10 個、11 個用いたときに比べて 1 ~ 2%、9 個に比べて約 10%、8 個に比べて約 30% 高いことがわかる。

また設置磁石数を 8、10、12 個と変えたときの推進剤流量 0.3 sccm におけるマイクロ波投入電力とイオンビーム電流値の関係を Fig. 5-6 に示す。Fig. 5-6 からわかるようにマイクロ波投入電力を変えても放電室内磁場が強いほど電流値が高くなるという傾向は変わらなかった。

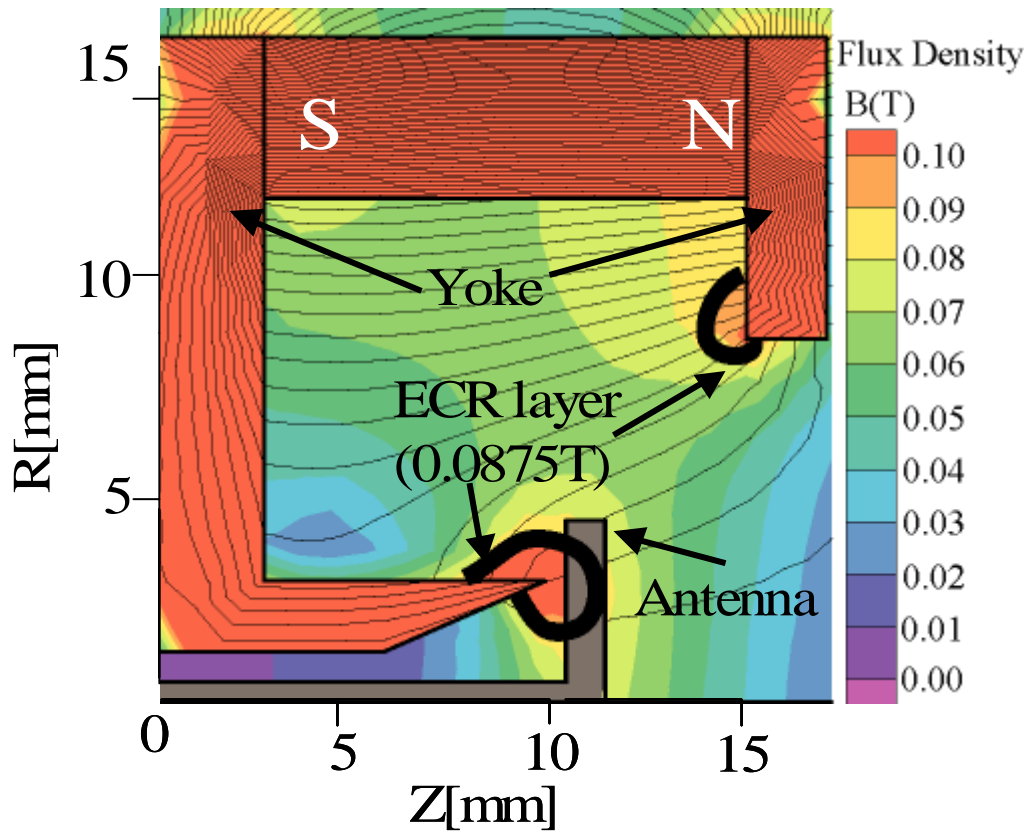


Fig. 5-1 設置磁石数 8 個時の放電室内磁場配位

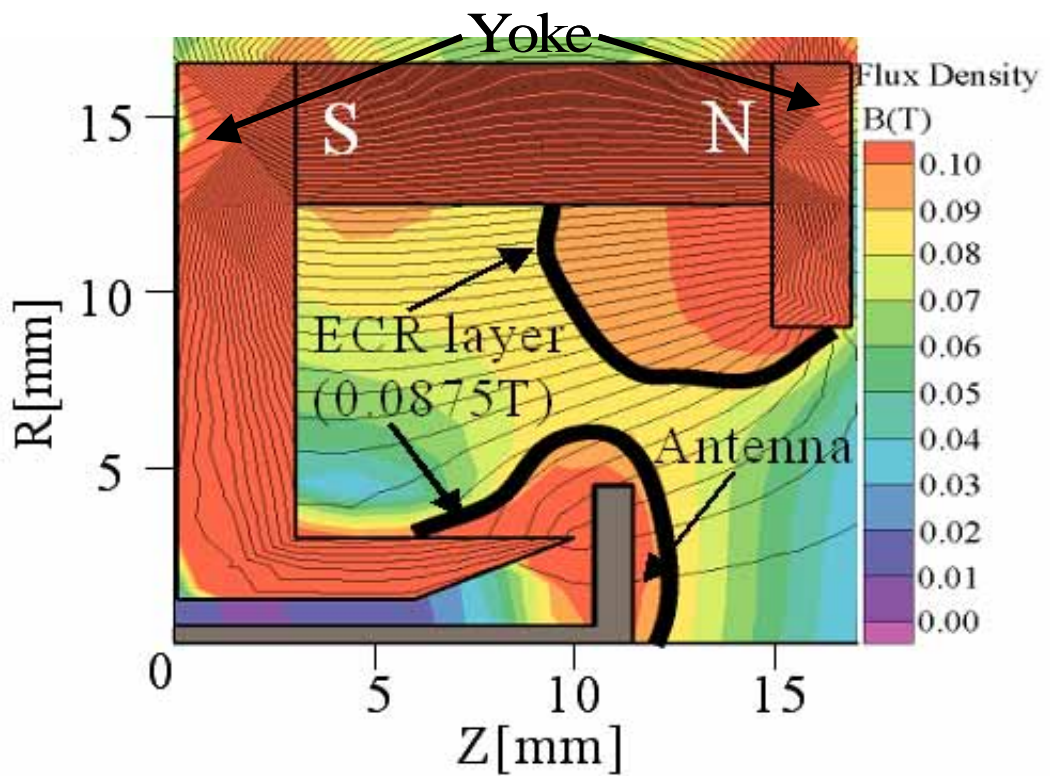


Fig. 5-2 設置磁石数 10 個時の放電室内磁場配位



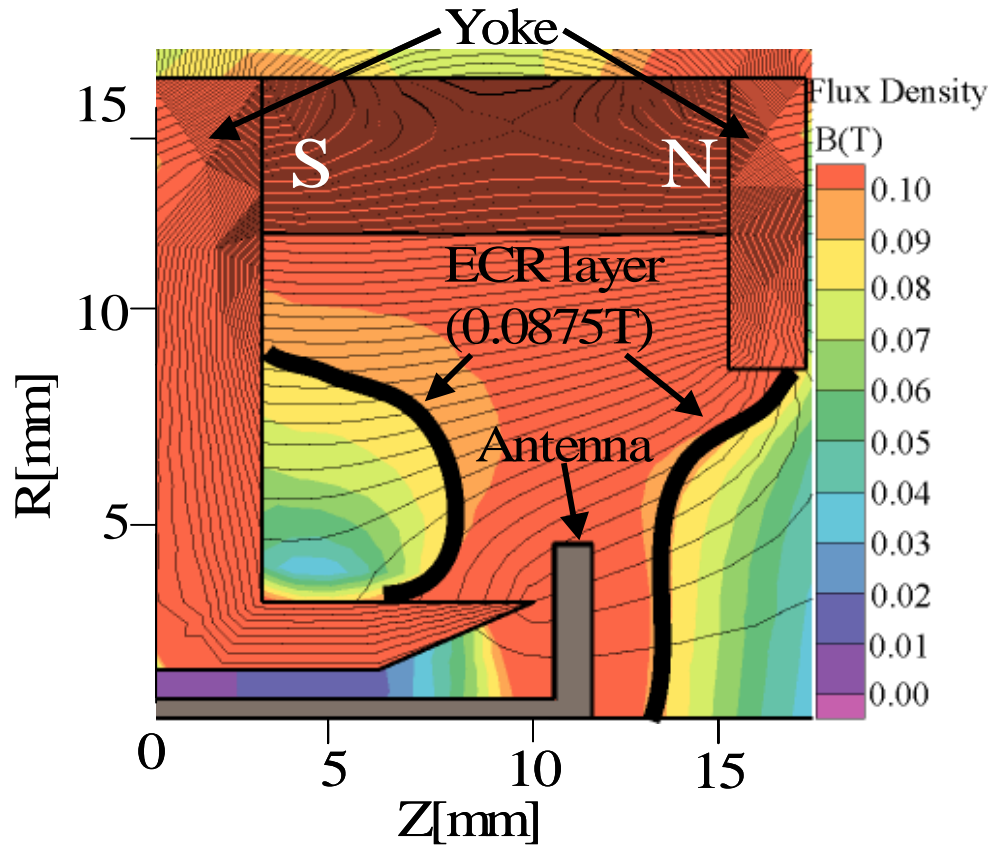


Fig. 5-3 設置磁石数 12 個時の放電室内磁場配位

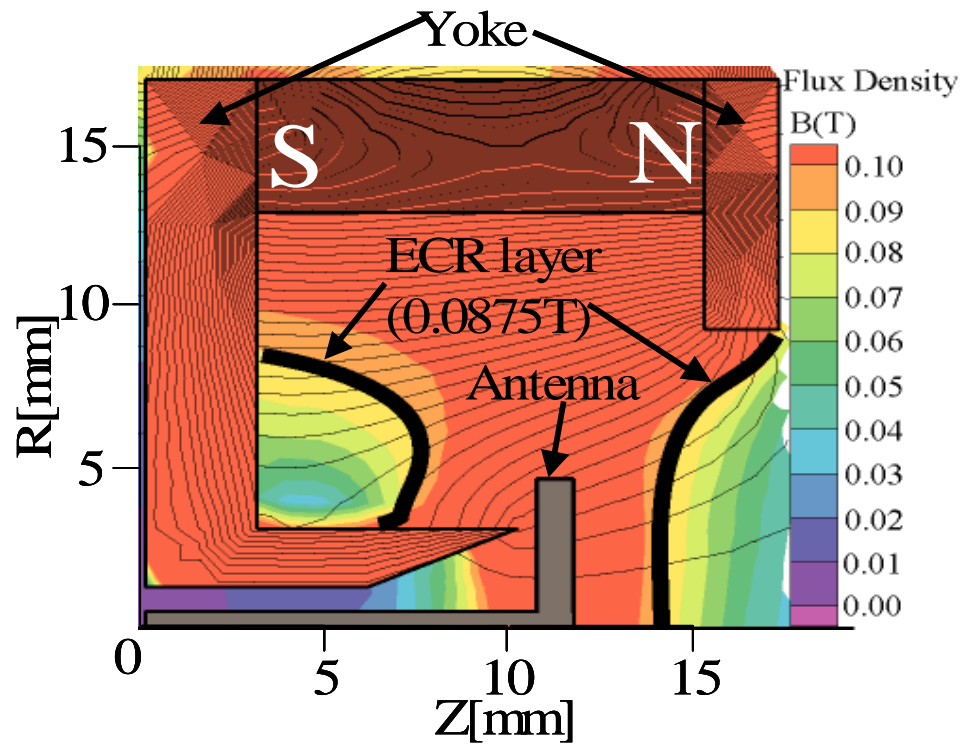


Fig. 5-4 設置磁石数 13 個時の放電室内磁場配位

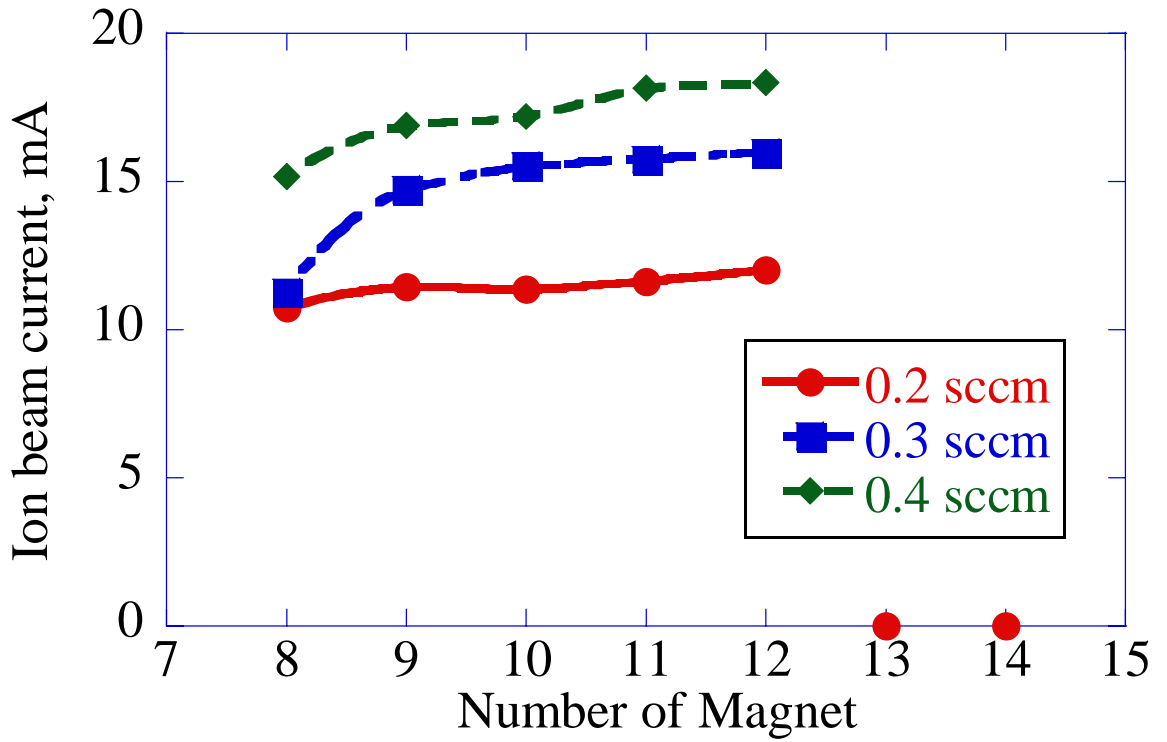


Fig. 5-5 磁石数とイオンビーム電流値の関係

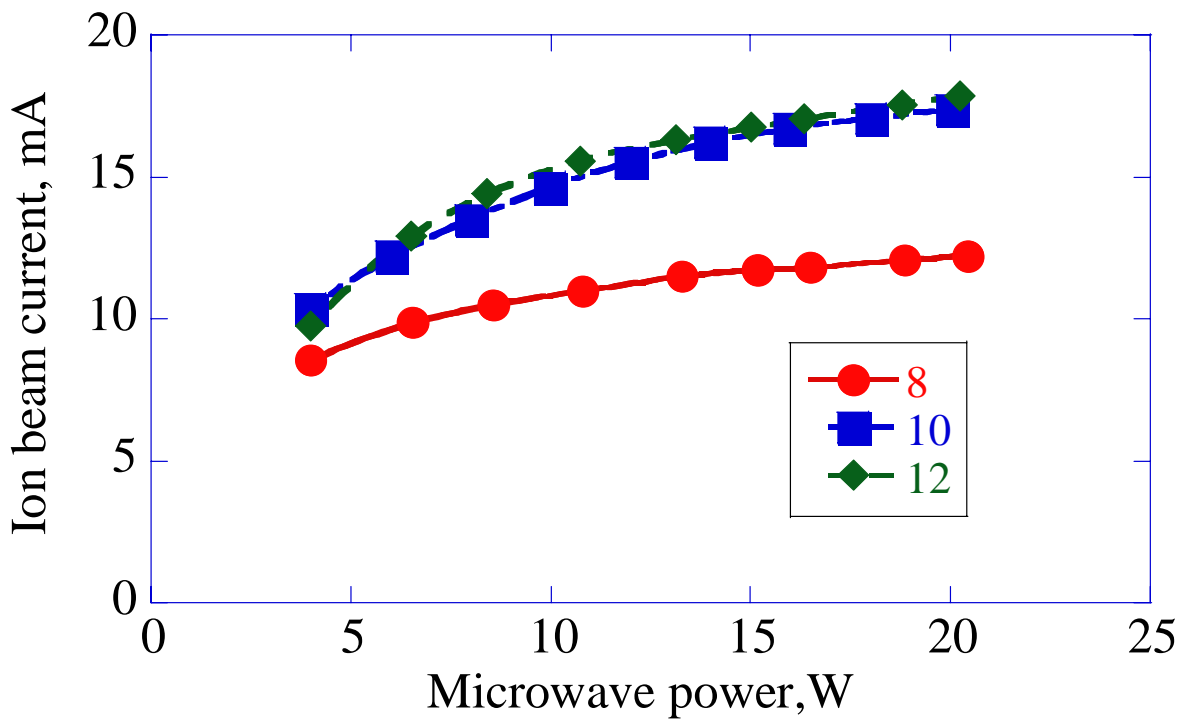


Fig. 5-6 イオン電流値とマイクロ波電力の関係

数値解析の結果より、プラズマ生成効率が良いため、ECR 層はアンテナに接するような位置に存在するのが好ましいと考えられてきたが<sup>(16)</sup>、磁石を 11 個、12 個と増やすに従い、アンテナと ECR 層の距離は離れていくにも関わらず電流値は向上している。これは、プラズマを閉じ込めて壁面での再結合によるプラズマの損失を抑えることも重要だということを示している。ただし、磁石の数が 13 個、14 個設置時にプラズマが生成されなかったことから、アンテナと ECR 層との距離を離れすぎないようにする必要がある。

放電室外壁の設置磁石数 12 個のときの小型イオンスラストの代表性能を算出した。推力のマイクロ波電力依存性を Fig. 5-7 に、イオン生成コストと推進剤利用効率の関係を Fig. 5-8 に示す。

推進剤流量 0.2 sccm、マイクロ波電力 8 W において、イオンビーム電流値 11.7 mA、推力 0.74 mN、イオン生成コスト 680 W/A、推進剤利用効率 82%を得た。

推進剤流量 0.3 sccm においては、マイクロ波投入電力 12 W において、イオンビーム電流値 16.0 mA、推力 1.02 mN、イオン生成コスト、750 W/A、推進時利用効率 74%が得られた。

推進剤流量 0.4 sccm、マイクロ波電力 25 W において、イオンビーム電流値 22.0 mA、推力 1.4 mN、イオン生成コスト 1130 W/A、推進剤利用効率 77%が得られた。

Table 5-1、Table 5-2、Table 5-3 に推進剤流量 0.2、0.3、0.4 sccm それぞれの目標性能と、今回得られた性能との比較を示す。

推進剤流量 0.2、0.3 sccm においては、目標値は達成されたが、0.4 sccm では目標値は達成されなかった。流量 0.4 sccm において推進性能を向上させるために、放電室のサイズの変更、グリッドシステムを改良することで目標値の達成が期待される。

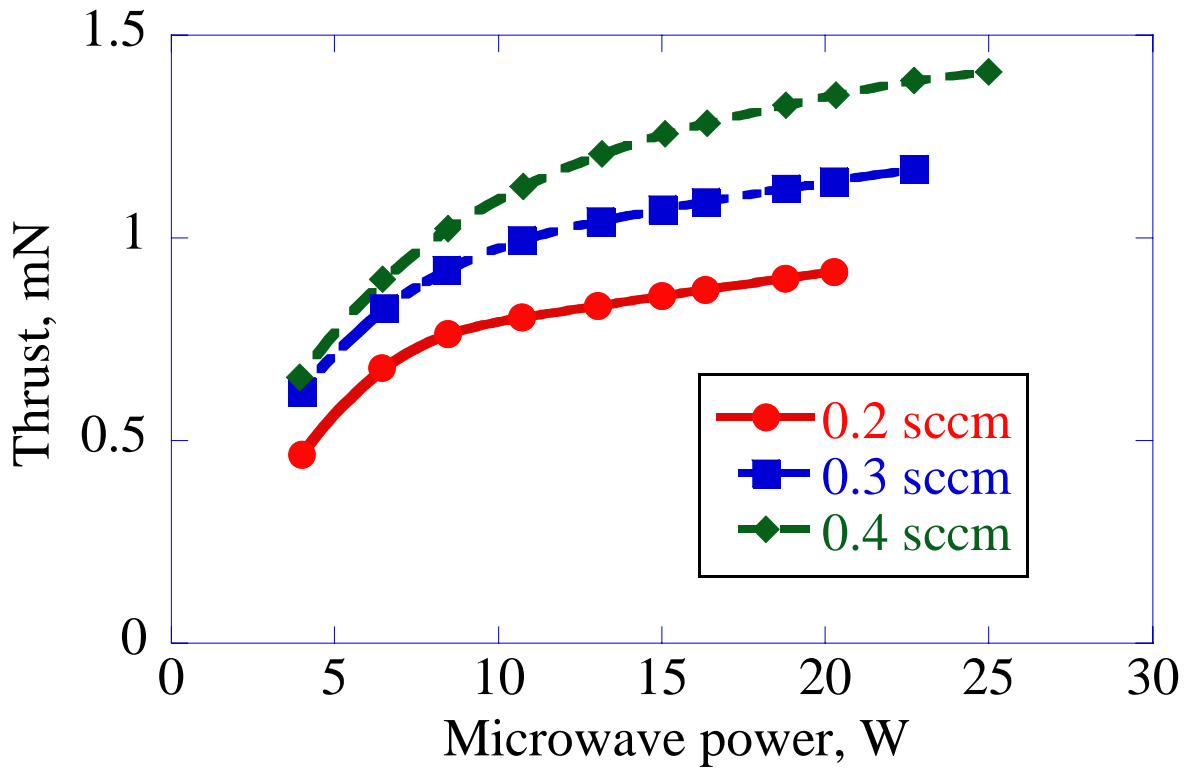


Fig.5-7 推力のマイクロ波電力依存性

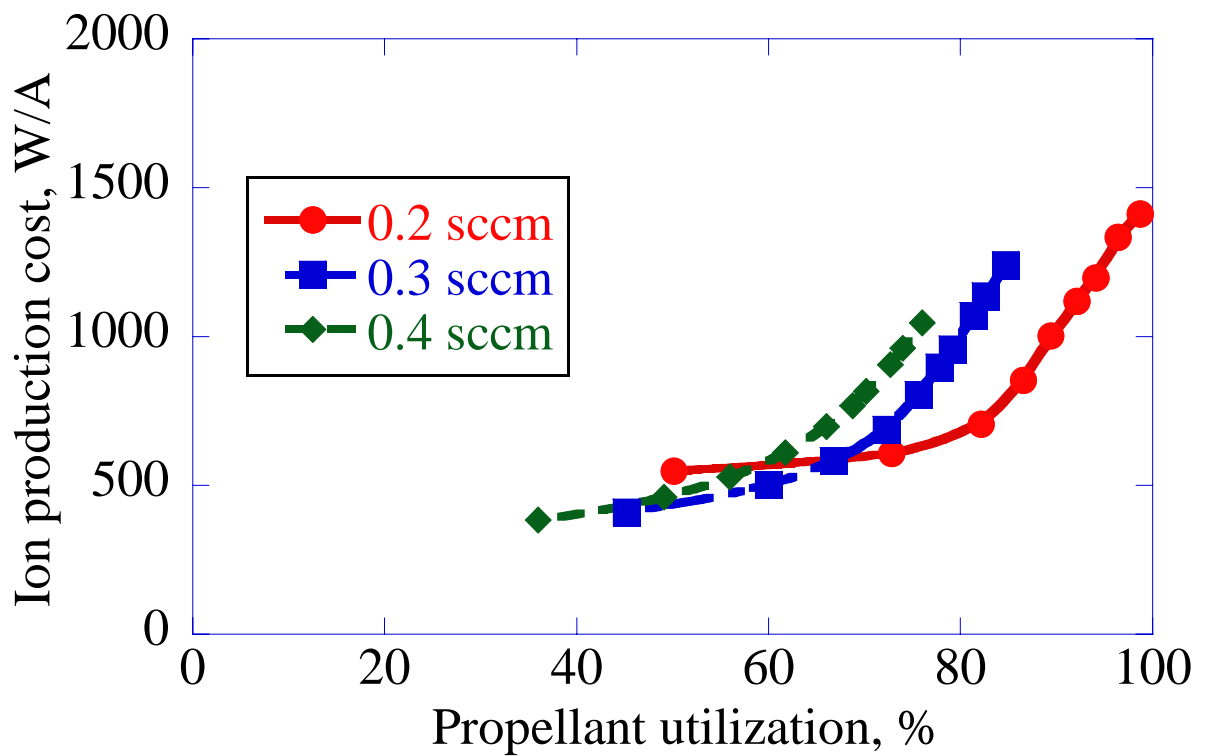


Fig.5-8 イオン生成コストと推進剤利用効率の関係

Table 5-1 流量 0.2 sccm の目標性能と得られた性能

	Experiment	Target
Mass flow, sccm		0.2
Microwave power, W		8
Ion beam current, mA	11.6	11.5
Thrust, mN	0.74	0.73
Ion production cost, W/A	680	700
Propellant utilization	0.82	0.75
Thrust efficiency	0.52	0.54

Table 5-2 流量 0.3 sccm の目標性能と得られた性能

	Experiment	Target
Mass flow, sccm		0.3
Microwave power, W		12
Ion beam current, mA	16	15.6
Thrust, mN	1	1
Ion production cost, W/A	750	770
Propellant utilization	0.74	0.75
Thrust efficiency	0.53	0.53

Table 5-3 流量 0.4 sccm の目標性能と得られた性能

	Experiment	Target
Mass flow, sccm		0.4
Microwave power, W		25
Ion beam current, mA	22	23.5
Thrust, mN	1.4	1.5
Ion production cost, W/A	1130	1060
Propellant utilization	0.77	0.75
Thrust efficiency	0.47	0.47

## 5.2 磁場形状変更

Fig. 5-9 に示すようにベースヨーク部を  $l=7$  mm から、 $l=5$  mm に変更して、イオンビーム引き出し実験を行った。今実験においても、フロントヨークは今内径 18 mm、外径 35 mm、厚さ 2 mm のものを使用し、放電室外壁に設置する  $4 \times 4 \times 12$  mm の Sm-Co 磁石の数を変更していった。

設置磁石数 9 個、12 個のときの放電室内磁場配位を Fig. 5-10、Fig. 5-11 にそれぞれ示す。

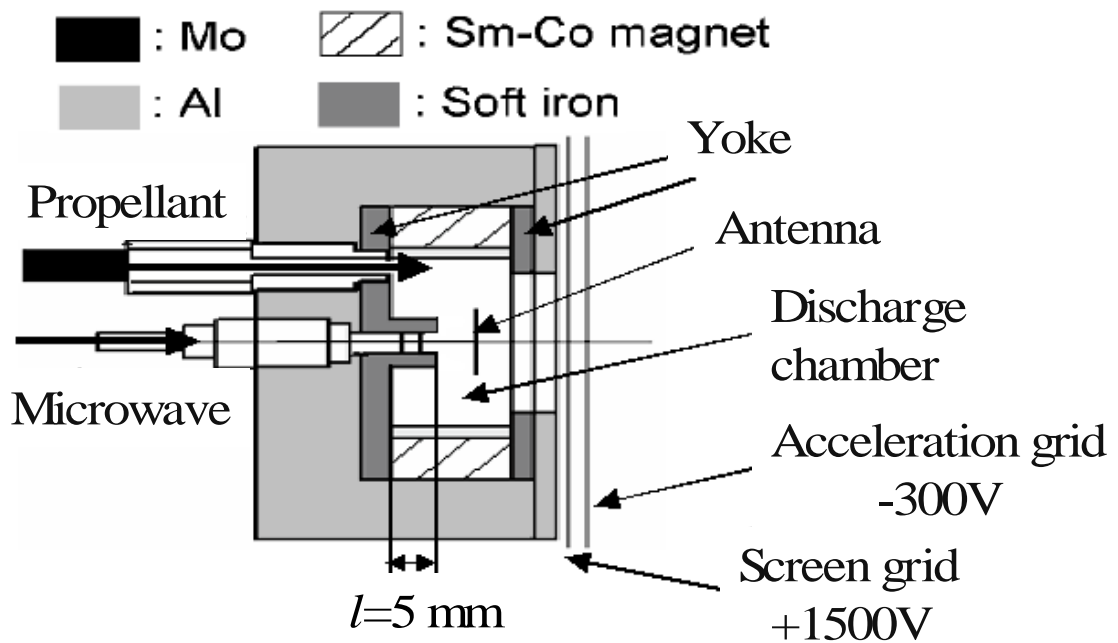


Fig. 5-9 ベースヨーク変更後スラスト断面図

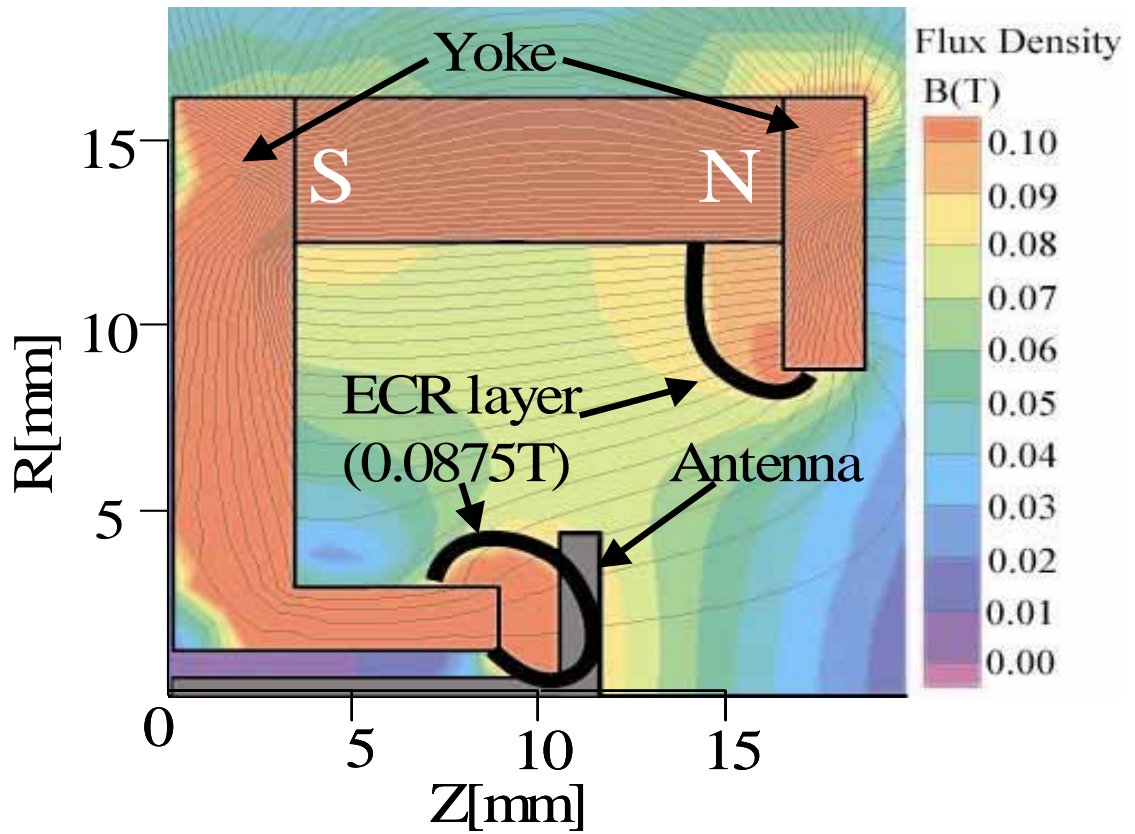


Fig. 5-10 磁石設置数 9 個の放電室内磁場配位

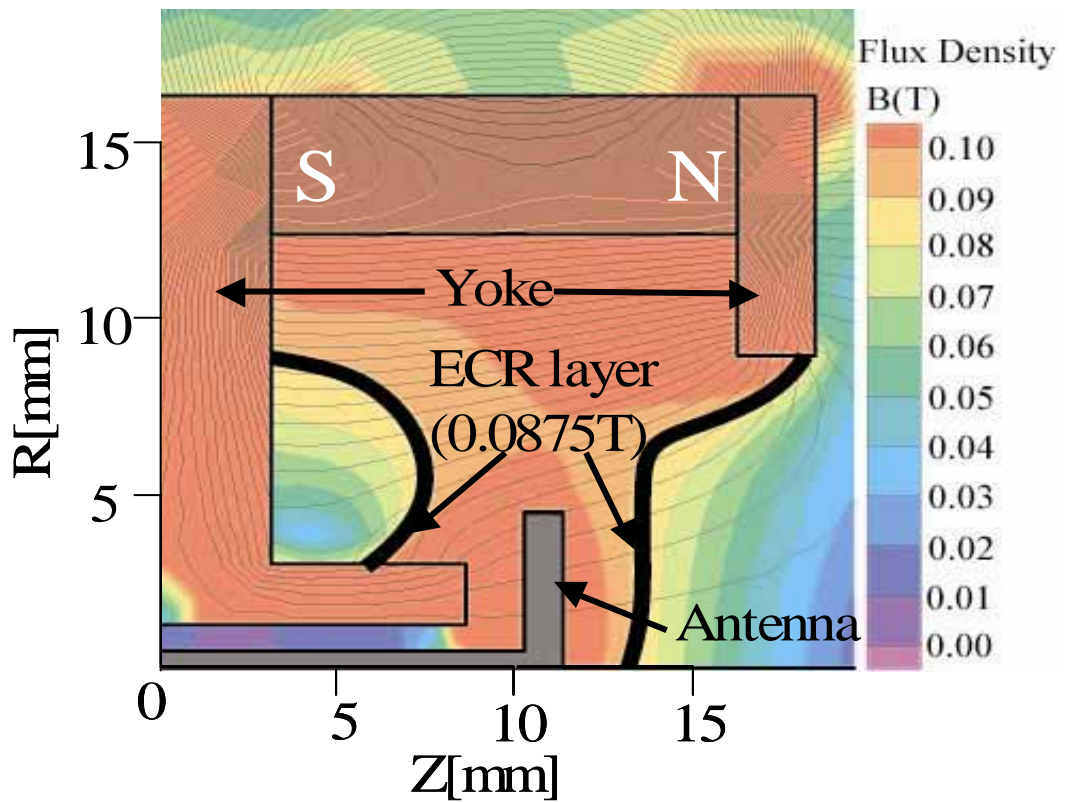


Fig. 5-11 磁石設置数 12 個の放電室内磁場配位

推進剤流量 0.2、0.3、0.4 sccm 時の、マイクロ波投入電力がそれぞれ 8、12、20 W における放電室外壁の設置磁石数の変更によるベースヨーク  $l=7$  mm、 $l=5$  mm でのイオンビーム電流値の比較を Fig. 5-12、Fig. 5-13、Fig. 5-14 に示す。推進剤流量が 0.2、0.3、0.4 sccm、いずれの場合でも  $l=5$  mm のベースヨークを用いたとき、磁石の数が 8 個、14 個のときはプラズマを生成できなかった。

推進剤流量 0.2 sccm では、磁石が 12 個の時に電流値は最高値 11.7 mA を示したが、磁石 13 個の時にはプラズマの生成・維持が困難で、引き出せた電流値は 9 mA であった。また、磁石 9 個のときに、磁石 10 個のときより高い 11 mA という高い電流値が得られた。これは、磁石 10 個ではプラズマはアンテナの前面ではプラズマが生成されなかったのに対し、磁石数 9 個の時はアンテナ前面でもプラズマを生成することが出来たからだと考えられる。

マイクロ波投入電力 8 W 時の、磁石 9 個と 12 個のプラズマ生成の様子をそれぞれ、Fig. 5-15、Fig. 5-16 に示す。磁石 9 個時に放電室前面でプラズマが生成されていることが確認できる。

推進剤流量 0.3 sccm ではどちらのベースヨークでも引き出された電流値に差はみられなかった。設置磁石数 12 個のときにマイクロ波投入電力 12 W でイオンビーム電流の最高値 15.8 mA を示した。

推進剤流量 0.4 sccm 時には、ベースヨーク変更前と同様に、プラズマが生成できれば、磁石の数が多くほど、高い電流値を示した。設置磁石数 13 個の時に、マイクロ波電力 24 W において電流は最高値 21.6 mA を示した。

この結果から、高電力・高推進剤流量ではプラズマ密度が高くなるため、壁面、アンテナ表面での損失が多くなるため、エネルギー伝送効率が悪くても、プラズマを閉じ込めて損失をおさえることのできる強い磁場が必要であるということがわかる。

一方、低電力・低推進剤流量では生成されるプラズマの密度が低く、壁面またはアンテナ表面での損失が少ないため、ECR 層とアンテナを近づけてエネルギーを効率よく伝送することが効果的になる。



推進剤流量 0.2、0.3、0.4 sccm の全流量において、設置磁石数 12 個のときに最も高い電流値を示した。  $l=5$  mm、設置磁石数 12 個時において得られた推進性能を以下に示す。

推進剤流量 0.2 sccm、マイクロ波電力 8 W において、イオンビーム電流値 11.7 mA、推力 0.74 mN、イオン生成コスト 684 W/A、推進剤利用効率 81%を得た。

推進剤流量 0.3 sccm においては、マイクロ波投入電力 12 W において、イオンビーム電流値 15.8 mA、推力 1.0 mN、イオン生成コスト、755 W/A、推進時利用効率 74%が得られた。

推進剤流量 0.4 sccm、マイクロ波電力 25 W において、イオンビーム電流値 21.6 mA、推力 1.37 mN、イオン生成コスト 1140 W/A、推進剤利用効率 75%が得られた。

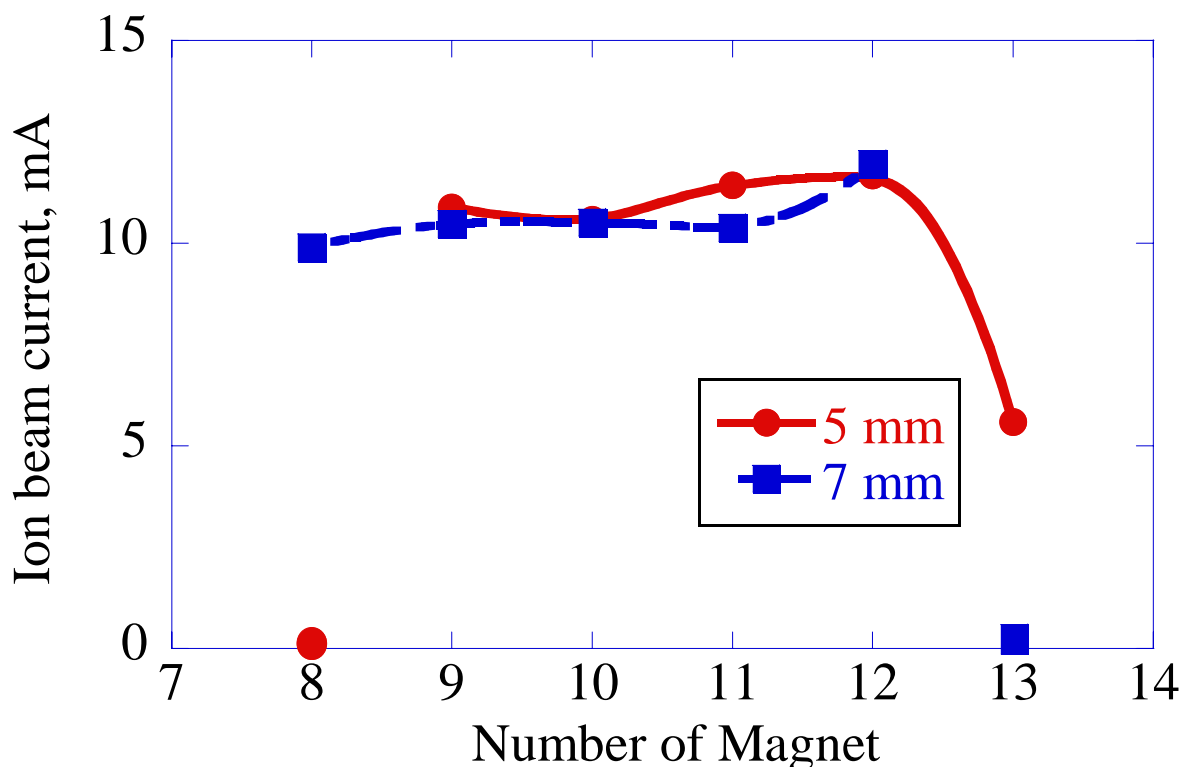


Fig.5-12 磁石数とイオンビーム電流値の関係 (0.2 sccm)

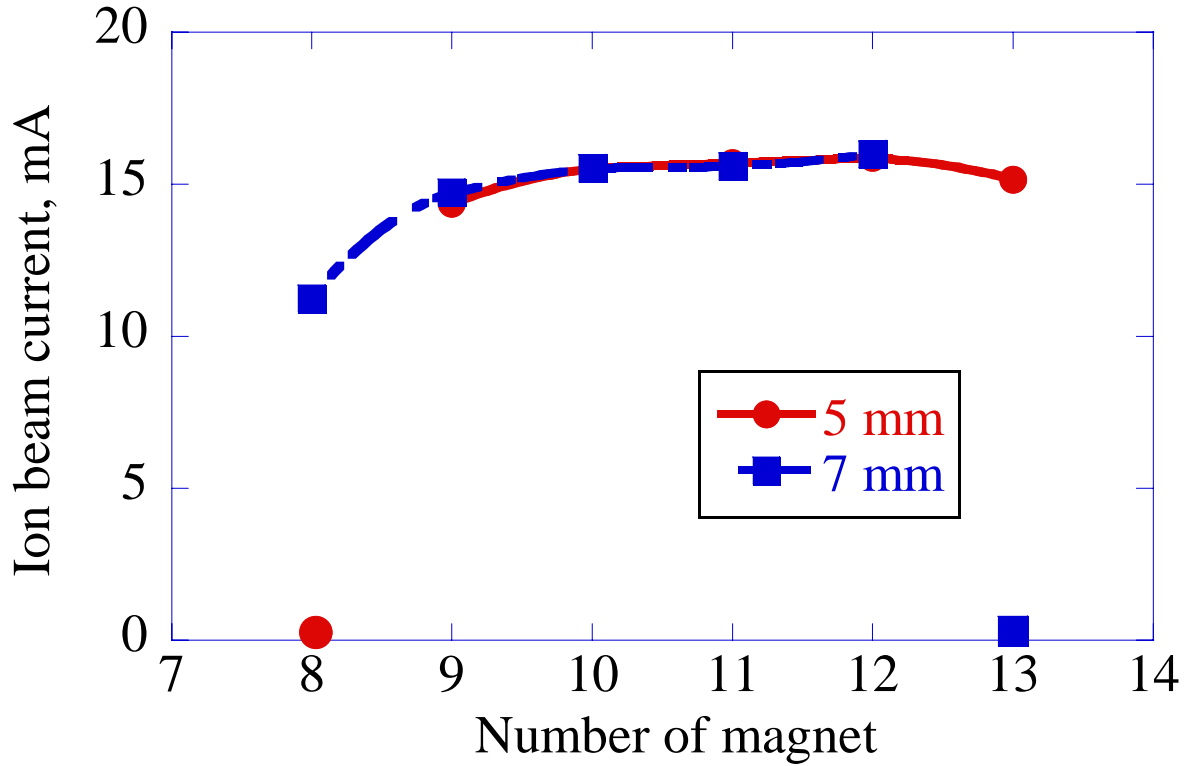


Fig. 5-13 磁石数とイオンビーム電流値の関係 (0.3 sccm)

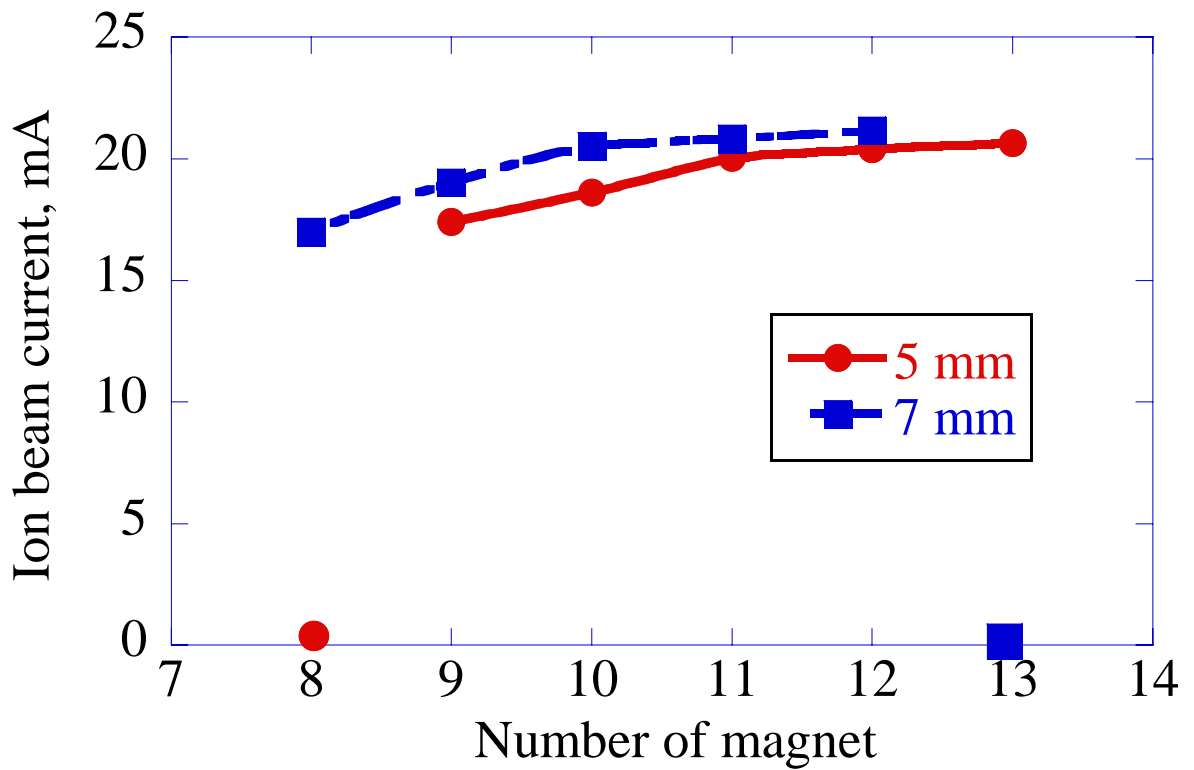


Fig. 5-14 磁石数とイオンビーム電流値の関係 (0.4 sccm)

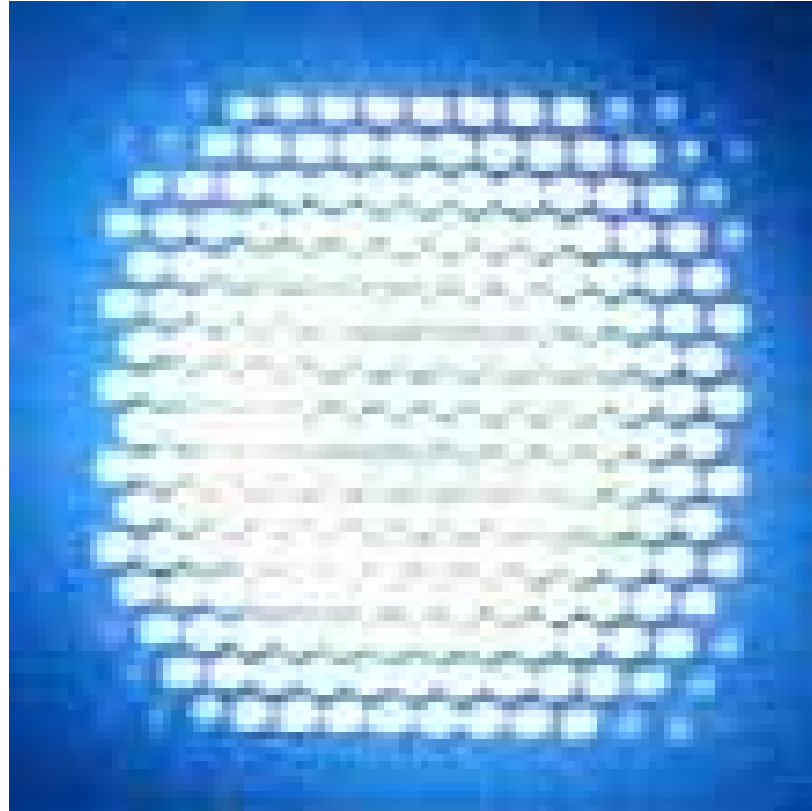


Fig. 5-15 磁石 9 個時のプラズマ生成の様子

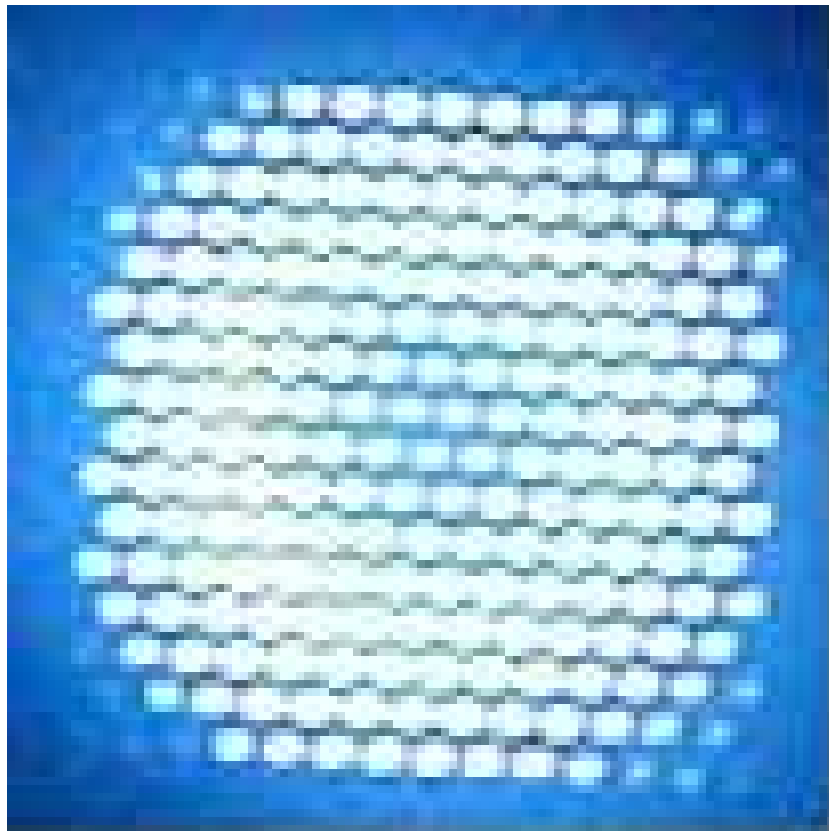


Fig. 5-16 磁石 12 個時のプラズマ生成の様子

### 5.3 ラインカスプ型磁場配位

サイズが  $26 \times 26 \times 19$  mm の鉄製放電室に、 $18 \times 5 \times 4$  mm と  $4 \times 4 \times 2$  mm の、ともに厚さ方向磁化の磁石を用い、隣り合う磁石の磁極が反対向きになるよう設置して 8 列もしくは 4 列のラインカスプ型の磁場配位を形成させて、イオンビーム引き出し実験を行った。磁石を 8 列設置したときの写真を Fig. 5-17 に、放電室内磁場配位を Fig. 5-18 に示す。Fig. 5-18 から、ECR 領域はアンテナと接するように形成されていることがわかる。また、磁石を 4 列設置したときの放電室内磁場配位を Fig. 5-19 に示す。

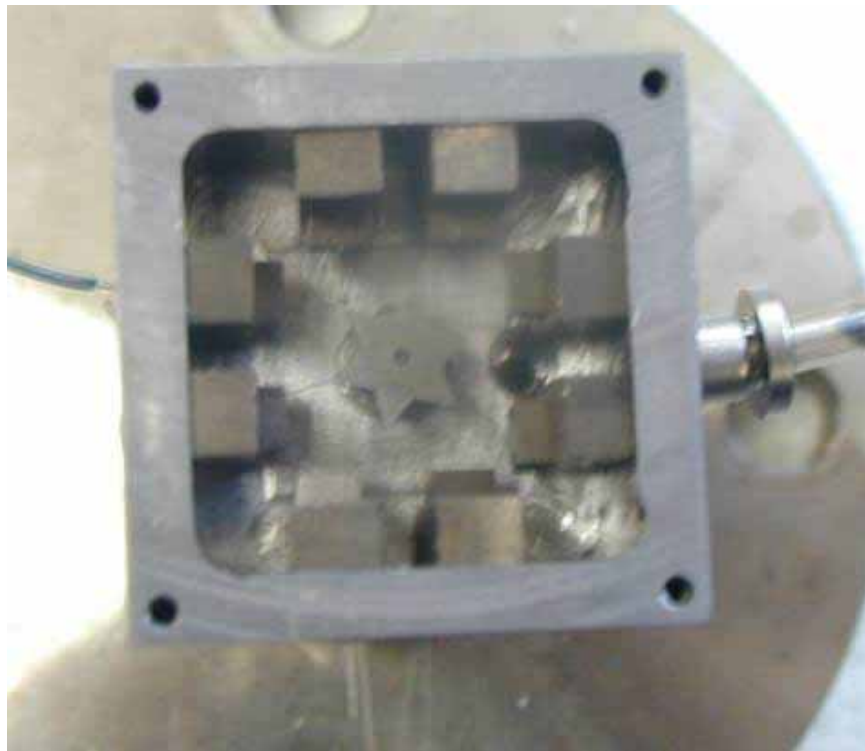


Fig. 5-17 8 列ラインカスプ型磁石配置

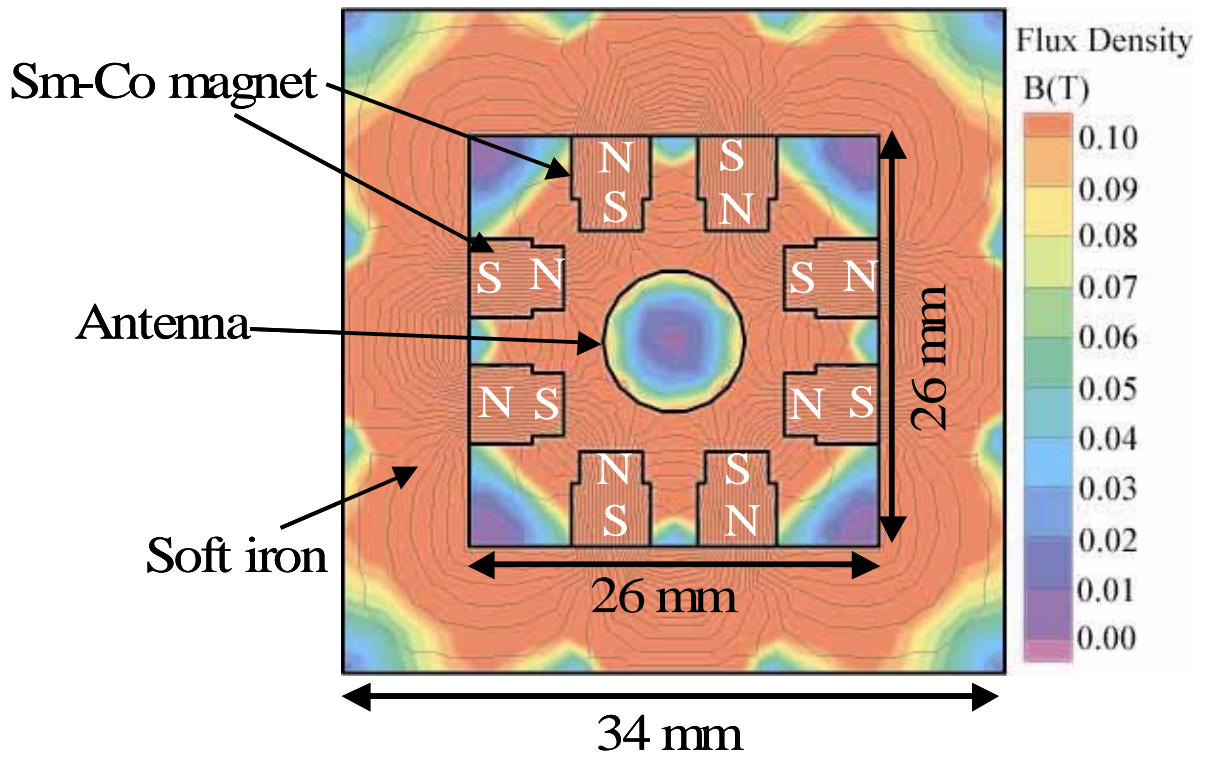


Fig. 5-18 磁石 8 列ラインカスプ型磁場配位

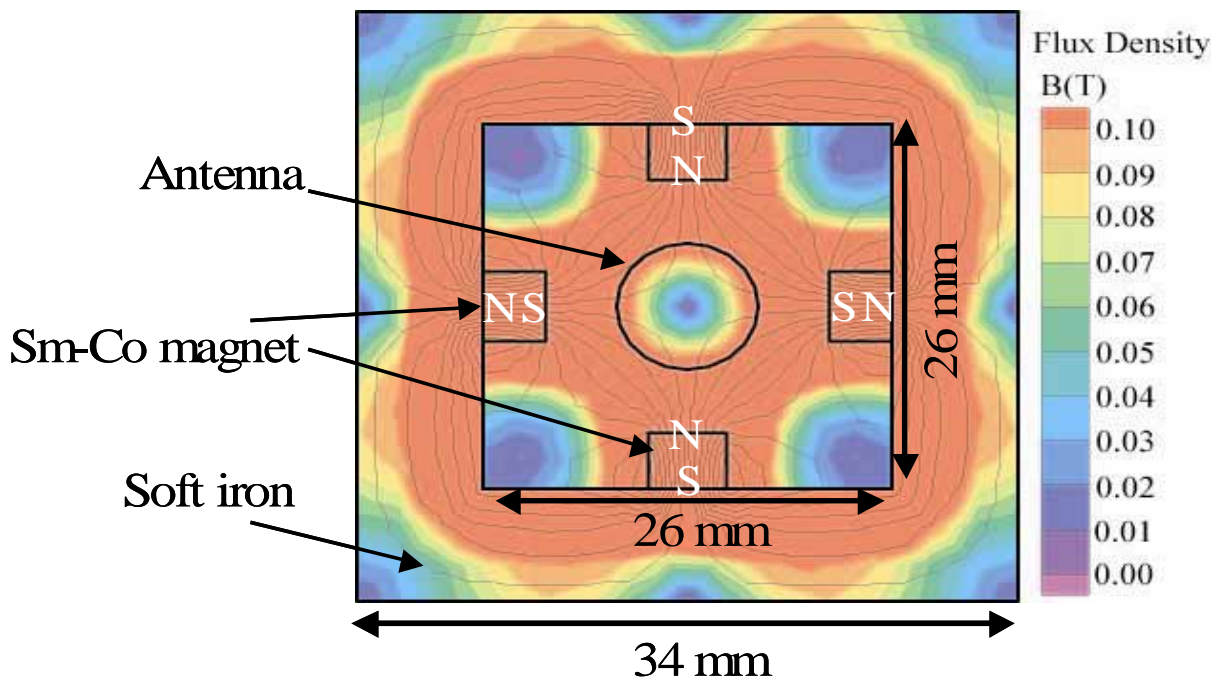


Fig. 5-19 磁石 4 列ラインカスプ型磁場配位

磁石 8 列、4 列での、推進剤流量 0.1 sccm のときのイオンビーム電流値のマイクロ波投入電力依存性を Fig. 5-20 に示す。また、推進剤流量 0.2 sccm での磁石 8 列、4 列ラインカスプ型と  $l=7$  mm のイオンビーム電流値のマイクロ波投入電力依存性を Fig. 5-21 に示す。

0.1、0.2 sccm いずれの場合も磁石 4 列のほうが、高い電流値を示しているが、 $l=7$  mm の時ほど電流は引き出せなかった。

0.1、0.2 sccm いずれの場合も磁石 4 列のほうが、高い電流値を示している理由としては、Fig. 5-12、Fig. 5-13 から分かるように磁石 4 列のほうが放電室内磁場が強く、壁面損失が少ないためだと考えられる。

ラインカスプ型磁場配位では、アンテナ表面での損失が多いと考えられるため、表面積の小さい十字型アンテナを使用してアンテナ表面での損失を減らすことにより性能の向上が見込まれる。

4 列ラインカスプ型磁場配位において推進剤流量 0.1、0.2 sccm において得られた推進性能を以下に示す。

推進剤流量 0.1 sccm において、マイクロ波投入電力 8 W でイオンビーム電流値 6.0 mA、推力 0.38 mN、イオン生成コスト 1340 W/A、推進剤利用効率 83% が得られた。

また、推進剤流量 0.2 sccm においては、マイクロ波投入電力 8 W で、イオンビーム電流値 7.6 mA、推力 0.48 mN、イオン生成コスト 1050 W/A、推進剤利用効率 52% が得られた。

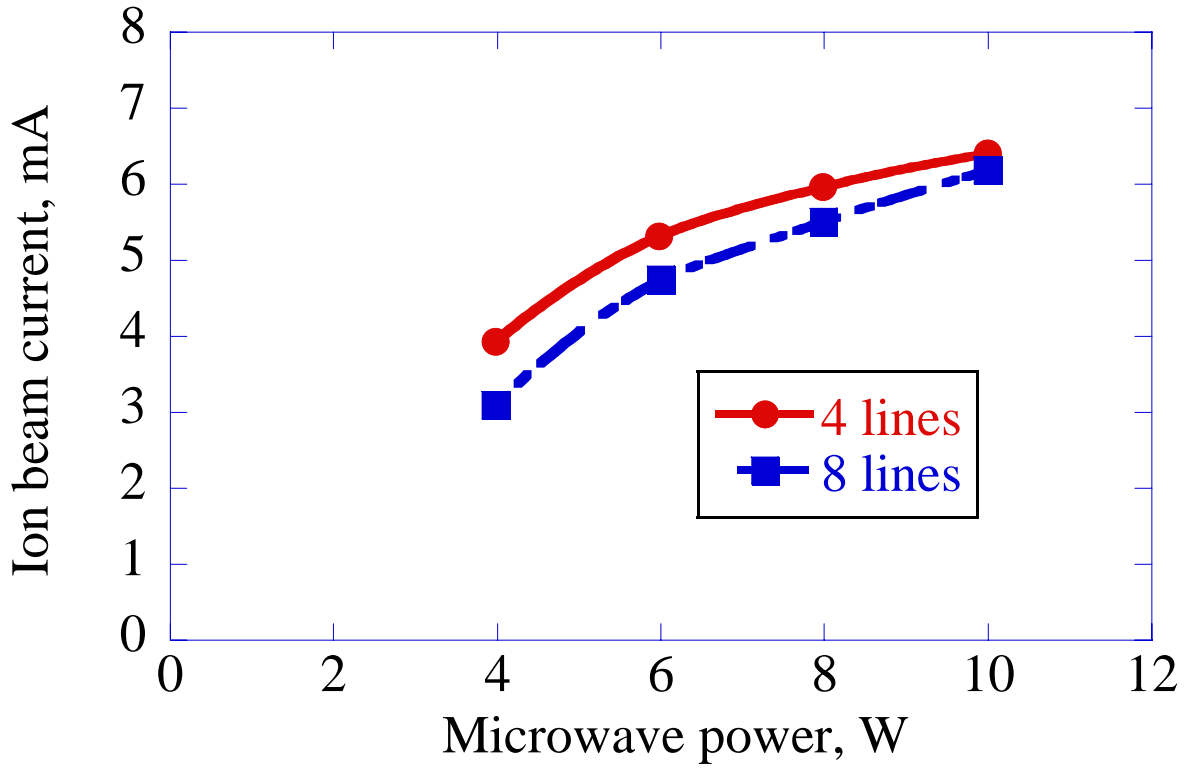


Fig. 5-20 イオンビーム電流値のマイクロ波電力依存性 (0.1 sccm)

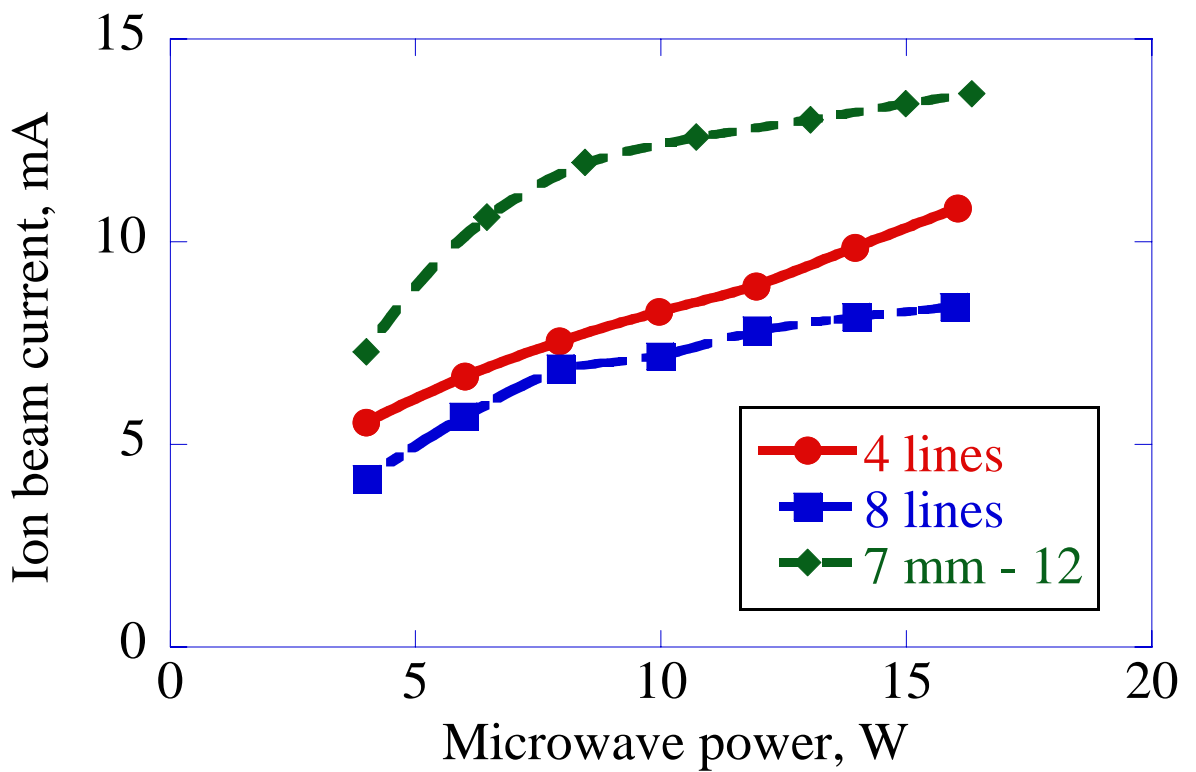


Fig. 5-21 イオンビーム電流値のマイクロ波電力依存性 (0.2 sccm)

## 第6章 結論

本研究では、小型マイクロ波放電型イオンスラストにおける放電室内磁場配位が推進性能に及ぼす影響をイオンビーム電流値の評価によって調査した。またイオンビーム電流値からスラストの性能パラメータを算出した。

本研究の結論を以下にまとめる。

- ・ 放電室外壁に設置する Sm-Co 磁石の数を変更してイオンビーム引き出し実験を行い、イオンビーム電流値の放電室内磁場強度依存性を調べた。磁石の数が増える、すなわち放電室内磁場強度が強いほど、イオンビーム電流値は高かった。これは、プラズマ生成効率が良いため、ECR 層とアンテナが接するような磁場配位が好ましいと考えられてきたが、プラズマを閉じ込めて壁面での損失を抑えることも重要だということを示している。
- ・ ベースヨークを変更し、放電室内磁場形状を変えて、イオンビーム電流値の放電室内磁場形状依存性を調査した。ベースヨークを変更した時の放電室内磁場配位では、推進剤流量 0.2 sccm の時に設置磁石数 9 個のときの電流値が、磁石 10 個のときより高い値を示した。  
また、推進剤流量 0.4 sccm ではプラズマが生成されれば、磁石が増えるほど電流値が高くなる、ベースヨーク変更前と同様の結果が得られた。  
この結果から高電力・高推進剤流量ではプラズマ密度が高くなるため、壁面、アンテナ表面での損失が多くなるため、エネルギー伝送効率が悪くても、プラズマを閉じ込めて損失をおさえることのできる強い磁場が必要であるということがわかる。一方で、低電力・低推進剤流量では生成されるプラズマの密度が低く、壁面またはアンテナ表面での損失が少ないため、ECR 層とアンテナを近づけてエネルギーを効率よく伝送することが効果的になるということがわかった。
- ・ 磁石 4 列、8 列のラインカスプ型磁場配位を形成させてイオンビーム引き出し実験を行った。流量 0.1、0.2 sccm いずれの場合でも磁石 4 列のほうが高い電流値を示した。これは、磁石 4 列のほうが放電室内磁場が強く、壁面損失が少ないためだと考えられる。ラインカスプ型磁場配位では、アンテナ表面での損失が多いと考えられるため、表面積の小さい十字型アンテナを使用してアンテナ表面での損失を減らすことにより性能の向上が見込まれる。



- ・  $l=7$  mm のベースヨークで、放電室外壁の設置磁石数 12 個のときに 0.2、0.3、0.4 sccm 流量で、それぞれマイクロ波投入電力 8 W、12 W、25 W のときに、最も高い電流値を得た。得られた推進性能それぞれ以下の通りであった。

推進剤流量 0.2 sccm、マイクロ波電力 8 W において、イオンビーム電流値 11.7 mA、推力 0.74 mN、イオン生成コスト 680 W/A、推進剤利用効率 82%を得た。

推進剤流量 0.3 sccm、マイクロ波投入電力 12 W において、イオンビーム電流値 16.0 mA、推力 1.02 mN、イオン生成コスト、750 W/A、推進時利用効率 74%が得られた。

推進剤流量 0.4 sccm、マイクロ波電力 25 W において、イオンビーム電流値 22.0 mA、推力 1.4 mN、イオン生成コスト 1130 W/A、推進剤利用効率 77%が得られた。

## 参考文献

- (1) JAXA ホームページ ([http://www.jaxa.jp/index\\_j.html](http://www.jaxa.jp/index_j.html))
- (2) NASA ホームページ (<http://www.nasa.gov/home/index.html>)
- (3) R. G. Jahn., “Physics of Electric Propulsion” McGraw-Hill, 1968
- (4) 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.
- (5) R. Myers., “Overview of Major U.S. Industrial Electric Propulsion Programs” AIAA-2004-3331, 2004.
- (6) J. Dunning et al., ”An Overview of Electric Propulsion Activities” AIAA-2004-3328, 2004.
- (7) 中須賀真一, “小型衛星の開発動向と微小重力実験の利用” JASMA 日本マイクログラフィティ応用学会誌, vol. 19, No. 2, pp92-96, 2002.
- (8) H. Kuninaka, et al., “Deep Space Maneuver by Microwave Discharge Ion Engines onboard “HAYABUSA”; Asteroid Explorer” Asian Joint Conferences on Propulsion and Power, 2004
- (9) Richard. W, et al., “Development and Testing of a 3cm Electron Bombardment Micro-Ion Thruster” IEPC Paper 01-343, 27<sup>th</sup> IEPC, Pasadena, CA, Oct 2001
- (10) Richard. W, Michael G, “Miniture Ion Thrusters for Precision Formation Flying” AIAA-2004-4115
- (11) 増井博一, “小型マイクロ波イオンエンジンに関する研究” 2002 年度九州大学修士論文
- (12) 片原田弘, “小型マイクロ波放電式イオンスラストにおける推進性能評価” 2004 年度修士論文
- (13) 石川順三, “荷電粒子ビーム工学” コロナ社, 2001
- (14) T. Yoshikawa “次世代の宇宙電気推進技術” プラズマ・核融合学会誌, 第 77 巻第 8 号, pp. 765-788, 2001
- (15) Kilter, M., “Micropropulsion Technology Assessment for DAWIN,” Masters Thesis, Lulea University of Technology, 2004.
- (16) ” 田代洋輔 “マイクロ波放電型中和器におけるプラズマ及びマイクロ波挙動解析” 2004 年度九州大学修士論文