# 目次

**第 1 章　序論　1**

1.1　研究背景及び目的　1

1.2　性能目標　3

**第 2 章　イオンスラスタ　7**

2.1　イオンスラスタの作動原理　7

2.2　マイクロ波放電式イオンスラスタ　12

2.3　マイクロ波放電式中和器　14

2.4　ECR プラズマ　17

**第 3 章　実験装置及び実験方法　18**

3.1　真空排気系　18

3.2　マイクロ波伝送系　19

3.3　スラスタ及び中和器本体　20

3.3.1　スラスタ　20

3.3.2　中和器　27

3.4　実験方法　28

3.4.1　イオンビーム引出し　28

3.4.2　電子電流測定　29

3.4.3　プラズマ測定　30

**第 4 章　実験結果及び考察　32**

4.1　アンテナ形状依存性　32

4.2　グリッドパラメータ　36

4.3　温度依存性　38

4.4　磁場形状依存性　39

4.4.1　磁場強度依存性　39

4.4.2　バックヨーク形状依存性　44

4.4.3　矩形スラスタにおける磁場形状依存性　47
4.5　本研究におけるスラスタの推進性能　56
4.6　中和器の性能評価　59
4.7　長方形スラスタの性能評価　60

**第 5 章　結論　66**

**参考文献**

**謝辞**

# 第 1 章　序論

## 1.1　研究背景及び目的[(1)~(3)]

約 50 年前，人類初の人工衛星スプートニクが旧ソ連より打上げられ，国の威信を懸けた宇宙開発が活発に行われるようになった．有人宇宙飛行，惑星探査，宇宙ステーションなど様々な国家的プロジェクトが行われ，今日の科学技術の進歩に大きく貢献した．しかしながらこのような大型プロジェクトは冷戦終結後，衰退し限られたものしか行われなくなってきた．国家予算の縮小，長期的な開発期間や失敗時の多大な損失などが原因である．そこで，これまでの大型プロジェクトとは別に，民間・大学レベルでも参入可能な小型プロジェクトへの取組みが活発化してきた．その代表的なものが小型衛星の開発である．

小型衛星とは，明確な定義はないが一般的に質量が 1 ton より小さいか，あるいは 500 kg 以下の衛星を指す．この小型衛星のメリットとして，開発期間の短縮や開発コストの削減が挙げられる．大型衛星では開発期間が 5 ~ 10 年以上，打上げコストが数百億 ~ 数千億円であったが，小型衛星では開発期間 3 年，コスト数億 ~ 数十億円が可能である．開発サイクルが短縮されると，昨今の急速な民生技術開発に対応でき，タイムリーな宇宙開発が可能である．また，低コスト化により，挑戦的なプロジェクトも可能である．勿論，有人宇宙飛行などは小型衛星には向かないが，情報関連など商業的利用価値の高いプロジェクトにはその優位性が発揮できる．このような魅力的な小型衛星の開発は，現在様々な研究機関で行われている[(4),(5)]．しかしながら，小型衛星はそのサイズ故に搭載できる燃料が限られ，様々なミッションに対応しようとすると燃費の良いエンジンが必要不可欠である．そこで，近年注目を集めているのが電気推進機の小型衛星への応用である．

電気推進機とは太陽電池等で得られた電気エネルギで推進剤(燃料)をプラズマ化し，これを加速して推力を発生させるものである．その特徴として従来の化学推進機より推力は小さいものの，燃費を意味する比推力が非常に高い．この電気推進の概念は，約 100 年前の 1906 年に Robert H. Goddard によって生み出された．また，Hermana Julius Oberth が 1929 年に発行された *“Wege zur Raumschiffahrt* (宇宙航行の方法)” の中で電気推進について著すなどその歴史はかなり古い．しかし，技術レベルが十分でなかった事や，ロケット打上げには不向きだったことから化学推進よりも発展が遅れてしまった．その後，Ernst Stuhlinger

や L. R. Shepherd, A. V. Cleaver などによって理論が発展し，様々な研究機関で本格的な実験が始まった．そして 1964 年，旧ソ連より打上げられた Zond-2 の姿勢制御に電気推進が実用化された. また, アメリカでは 1965 年打上げの Vela, 日本では 1994 年打上げの ETS-VI で実用化された．その後も様々な衛星で実用化され，今後も益々その活躍の場は増えていくと予想される.

現在使用されている代表的な電気推進機はアークジェットスラスタや MPD (Magnet-Plasma-Dynamic)スラスタ，ホールスラスタ，そしてイオンスラスタである．イオンスラスタは他の電気推進機と比較しても比推力が高く，長期間の人工衛星の姿勢制御や惑星探査の適している．このようなイオンスラスタを小型化して，小型衛星に搭載できれば従来の小型衛星では不可能であった長期の地球観測やフォーメーションフライング，衛星の自己廃棄等が可能となる．フォーメーションフライングとは複数個の衛星が連携して大型衛星並のミッションを可能とするもので，故障した衛星は代わりを打上げれば良いのでリスクが軽減できる．フォーメーションフライングは精密な姿勢制御が必要なので，低推力かつ高比推力のイオンスラスタが適している．また，衛星の自己廃棄とは寿命を終えた衛星がスペースデブリ(宇宙のゴミ)とならないように軌道を地球へ向けて大気圏消滅を図る事である．デブリ問題は今後の宇宙開発の障害の一つで，デブリが衛星に衝突すると故障する恐れがある．この自己廃棄も高比推力が必要で，イオンスラスタが応用できる.

上述の背景の下，本研究では小型イオンスラスタの開発を行っている．本研究の目的は小型イオンスラスタの実用化を目指して，各コンポーネントが推進性能に及ぼす影響を調査し，その設計指針を得る事である．また，小型衛星のスペースの有効利用といった観点から，従来の円形スラスタとは異なる矩形イオンスラスタについても検討を行う.

## 1.2　性能目標

1.1 で述べたように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，様々な用途での使用が期待されている．小型イオンラスタの開発にあたり，3 つのミッションを想定し，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．

イオンスラスタ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(第 2 章参照)．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，イオンビーム加速電圧値及び推進剤流量から算出できる．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

$$F = \dot{m}v = I_{\mathrm{b}}\sqrt{\frac{2m_i V_{\mathrm{b}}}{e}} \quad [\mathrm{N}] \tag{1-1}$$

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

$$I_{\mathrm{sp}} = \frac{F}{\dot{m}g} = \frac{h_{\mathrm{u}}}{g}\sqrt{\frac{2eV_{\mathrm{b}}}{m_{\mathrm{i}}}} \quad [\mathrm{sec}] \tag{1-2}$$

・推進効率 $h_{\mathrm{t}}$：投入した電力のうち推力発生の運動エネルギに変換した割合

$$h_{\mathrm{t}} = \frac{\frac{1}{2}\dot{m}v^2}{P} = \frac{F^2}{2\dot{m}P} \tag{1-3}$$

・推進剤利用効率 $h_{\mathrm{u}}$：供給推進剤流量とイオンビーム流量の割合

$$h_{\mathrm{u}} = \frac{I_{\mathrm{b}}}{\frac{e}{m}\dot{m}} \tag{1-4}$$

・イオン生成コスト $e_{\mathrm{c}}$：イオンビームとなる 1 粒子を生成するのに要するエネルギ

$$e_{\mathrm{c}} = \frac{P_{\mathrm{d}}}{I_{\mathrm{b}}} \quad [\mathrm{W/A}] \tag{1-5}$$

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], $I_{\mathrm{b}}$ はイオンビーム電流値 [A], $m_{\mathrm{i}}$ はイオンの質量 [kg]，$V_{\mathrm{b}}$ はビーム加速電圧 [V]，$g$ は重力加速度 [m/s$^2$]，$P_{\mathrm{d}}$ はプラズマ生成に要する電力 [W]である．

1 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($DV$ = 46 m/sec/year)を衛星の北面と南面に搭載した 2 台のイオンスラスタ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．衛星の運用期間を 10 年，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)及び DC 電源の変換効率を 50%とする．推進剤利用効率を 80%として計算を行う．なお，推進剤には Xe(キセノン)を用いるとする．

イオンビームを 1500 V で加速すると，スラスタの比推力は(1-2)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 $I_{se}$ = 3800×cos 30 ° = 3300 秒となる．ロケット方程式から，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．

$$M_{\mathrm{p}} = M_{\mathrm{i}}\left[1-\exp\left(\frac{\Delta V}{u_{\mathrm{e}}}\right)\right] \tag{1-6}$$

ここで，$u_e$ は排気速度($I_{sp}$×g)であり，$u_e$ = 3800×9.8 = 37240 m/s，$DV$ = 46×10 m/sec を（1-6）式にそれぞれ代入すると $M_p$ = 1.41 kg となる．

スラスタの作動時間($t_{bum}$)を 10000 時間とすると，推進剤流量は推進剤質量 $M_p$ を必要な作動時間 8000 時間で割って，(1-2)式を用いると以下のように書ける．

$$\dot{m} = \frac{F}{I_{\mathrm{sp}}\,g} = \frac{M_{\mathrm{p}}}{t_{\mathrm{burn}}} \tag{1-7}$$

(1-7)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(1-1)式より 11.3 mA である．

イオンビーム加速に要する電力は $V_b$×$I_b$ =1500×0.0113 = 17 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 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(1-4)式より $h_u$ = 0.80，$I_b$ =11.3 mA，をそれぞれ代入すると，流量はおよそ 0.2 sccm となる．ここで，推進剤流量等価電流換算値(1 sccm = 71.4 mA-eq)を用いている．また，このときのイオン生成コストは(1-5)式より 700 W/A，推進効率は(1-1)，(1-3)式より 0.54 となる．

現在，ESA(European Space Agency：欧州宇宙機関)による，地球型惑星を撮影して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[6].

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．そこで，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[6]，運用期間を 5 年とし推進剤利用効率は 80%を目標値とする．なお，推進剤には Xe を用いるとする．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 40 W, マイクロ波電源(周波数 2.45 GHz)及び DC 電源の変換効率を 50%として計算を行う.

(1-6)式に $u_e$ = 37240 m/s，$M_i$ = 493 kg，$DV$ = 100 m/s を代入すると，$M_P$ = 1.52 kg となる．また，スラスタの作動時間($t_{bum}$)を 7000 時間とすると，(1-7)式より 1 台あたりの推力($F$/2)はおよそ 1.13 mN となる．このとき必要なビーム電流値は(1-1)式より 17.6 mA である.

イオンビーム加速に必要とされる電力は $V_b \times I_b$ = 26.4 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 14 W となる.

推進剤流量は(1-4)式より $h_u$ = 0.80，$I_b$ = 17.6 mA をそれぞれ代入すると 0.3 sccm となる．また，このときのイオン生成コストは(1-5)式より 800 W/A，推進効率は(1-1)，(1-3)式より 0.52 となる.

人工衛星は故障や寿命が尽きるなどその機能を果たせなくなると，軌道上を周回するスペースデブリとなる．デブリは高度によって異なるが数 km/s ~ 10 km/s で周回しており，数 cm サイズのデブリが衝突すると衛星は致命的な損傷を受ける．宇宙ステーションのような大型の物体では，1990 年時点で 10 cm 級のデブリが 10 ~ 100 年に 1 回衝突すると言われる[7]．これ以上デブリを増やさない方法の一つとして衛星の自己廃棄が挙げられる．衛星の自己廃棄とは，寿命を終えた衛星を残り少ない燃料を使って大気圏消滅させる方法である．この自己廃棄をイオンスラスタで行うものとする.

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$DV$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$DV$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 として計算を行う．

1.5 mN の推力を得るために必要なビーム電流値は，(1-1)式より $I_b = 23.4$ mA となる．よって，イオンビーム加速に必要とされる電力は $V_b \times I_b = 1500 \times 0.0234 = 35$ 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 25 Wとなる．推進剤流量は(1-4)式より $h_u = 0.80$, $I_b = 23.4$ mA をそれぞれ代入すると 0.4 sccm となる．また，このときのイオン生成コストは(1-5)式より 1060 W/A，推進効率は(1-1)，(1-3)式より 0.47 となる．

以上のミッションより得られた推進性能の目標値を Table1-1 に示す．

Table1-1　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 | 14 | 25 |
| Ion beam current, mA | 11.3 | 17.6 | 23.5 |
| *DV*, m/s | 230 | 100 | 800 |
| Thrust, mN | 0.73 | 1.13 | 1.5 |
| Ion production cost, W/A | 700 | 800 | 1060 |
| Thrust efficiency | 0.54 | 0.52 | 0.47 |

# 第 2 章　イオンスラスタ

## 2.1　イオンスラスタの作動原理[3]

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生成し，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．

① 推進剤を電離するイオン生成部　（Ionization）
② 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）
③ 放出されたイオンビームを電気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．

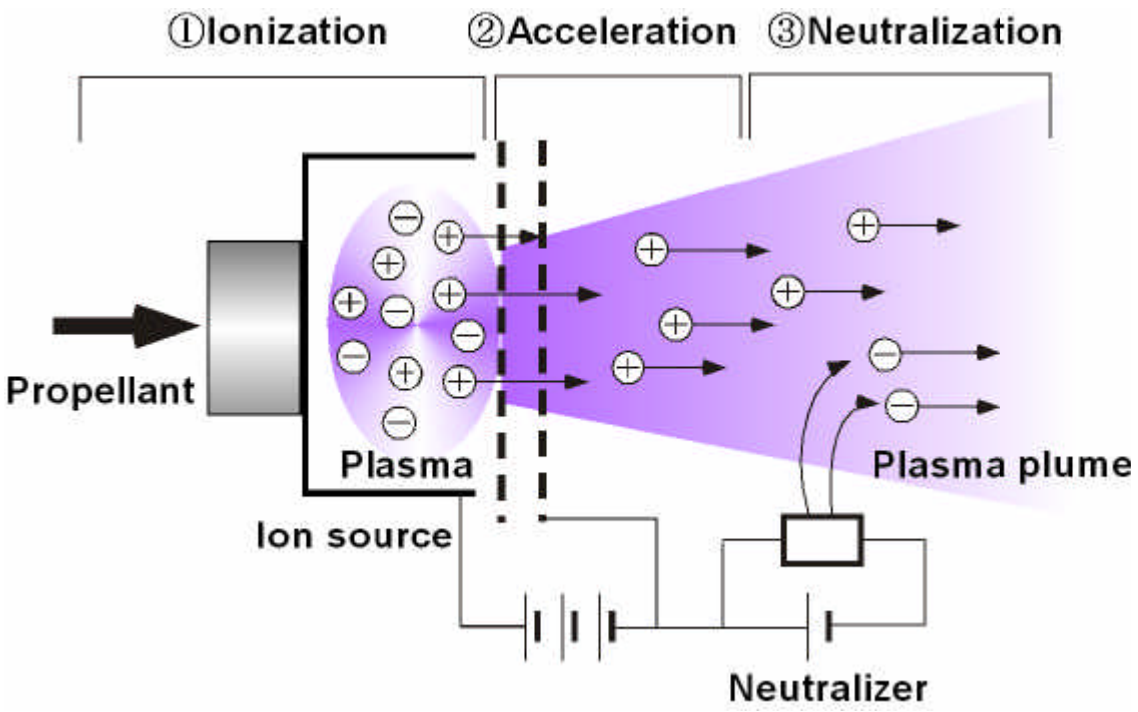



Fig.2-1　イオンスラスタの概念図

ここで，生成されたプラズマ及びそのビーム引出しについて考えてみる．

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.2-2 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。

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

ここで，$e$ は素電荷，$n_p$ はプラズマ密度，$k$ は Boltzman 定数 $1.3807\times10^{-23}$ J・K$^{-1}$，$T_e$ は電子温度，$m_i$ はイオンの質量である．

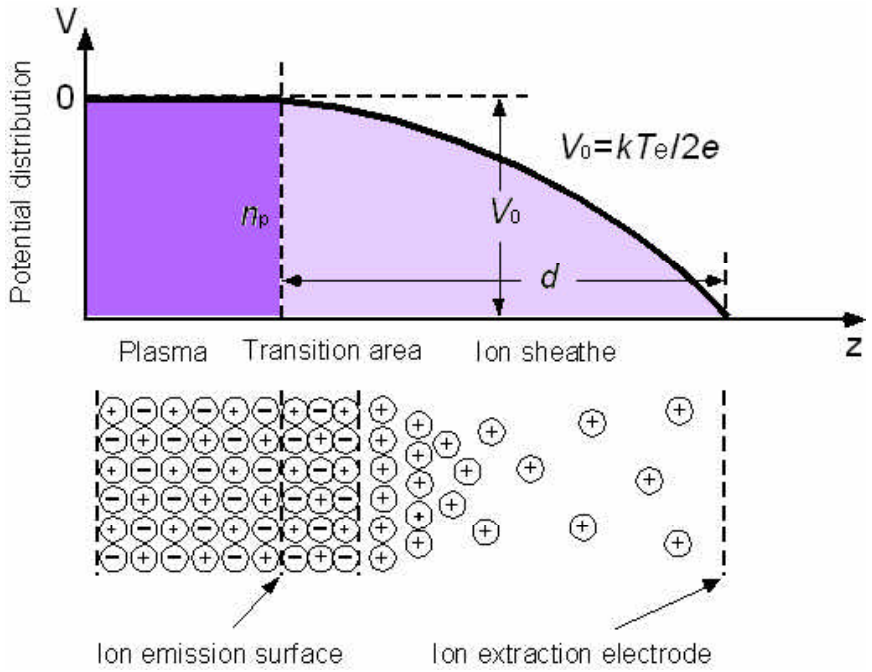



Fig.2-2　イオンシース領域への遷移

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.2-3 に引出されるイオンビーム量における，イオン引出し系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．

$$J_0 = \frac{4e_0}{9}\left(\frac{2q}{m_i}\right)^{1/2}\frac{V_0^{3/2}}{d^2}g \tag{2-2}$$

ここで，$e_0$ は真空の誘電率，$q$ は荷電粒子の電荷量，$d$ は引出し電極間隙，$g$は空間電荷制限緩和係数 (イオン引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の係数で，1 以上の値をもつ) である．この式は Chaild-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．

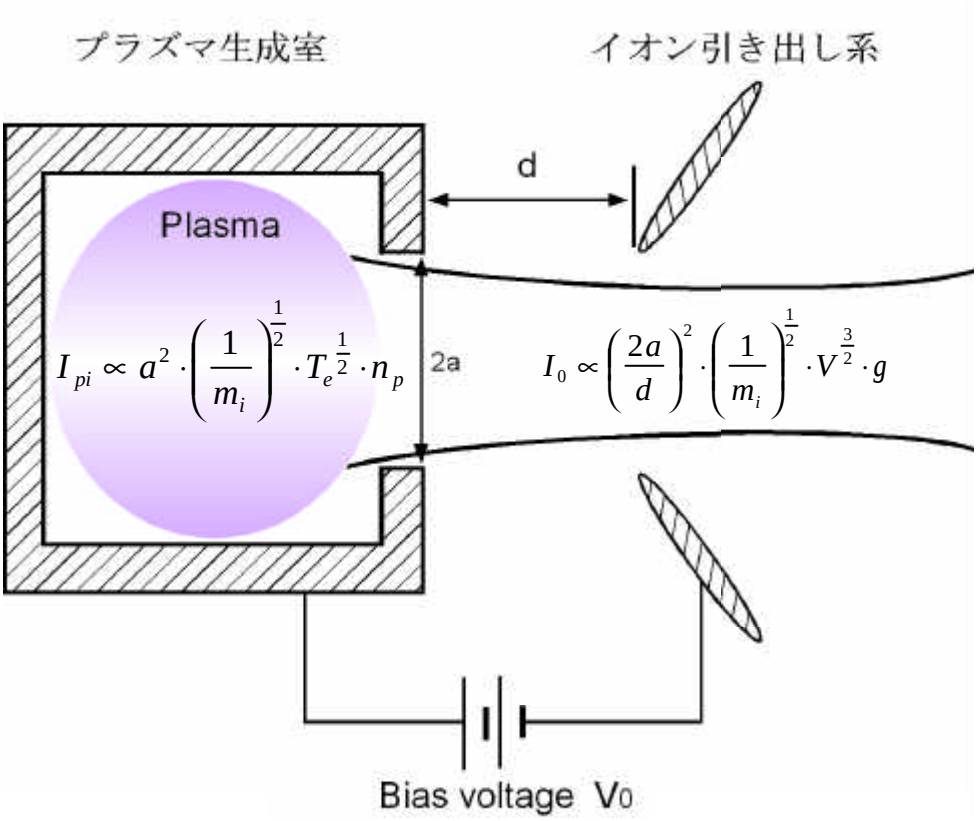



Fig.2-3　イオン源とイオンビーム引出し

単孔から引出し得る最大イオンビーム電流は，理想的には引出し電圧の 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に速度が遅く，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，引出す孔の数を増やせばよい．2 次元的に孔数を増やす方法が多孔電極引出しであり，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.2-4 に 2 枚電極の場合での，1 組の孔から引出されるイオンビームを示す．また，軸方向の電位分布の概略を Fig.2-5 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，Fig.2-5 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．

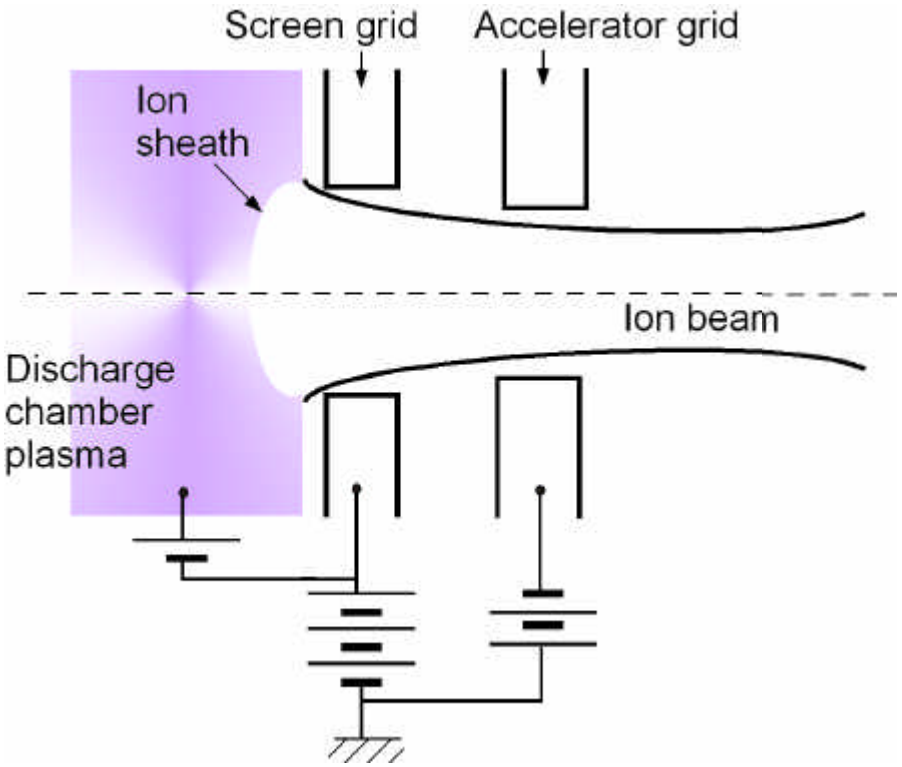



Fig.2-4　単孔から抽出されるイオンビーム

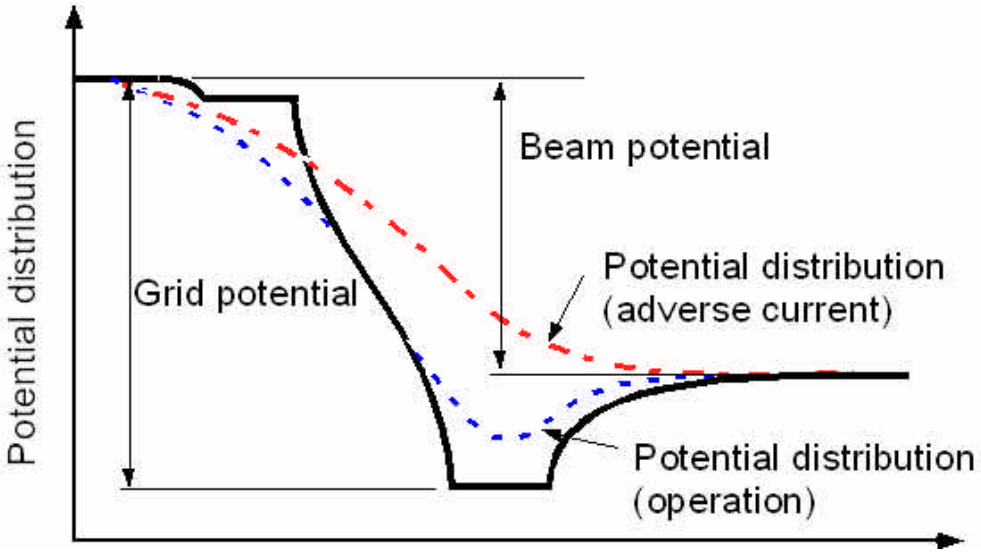



Fig.2-5　イオンビーム引出し軸方向電位分布

## 2.2　マイクロ波放電式イオンスラスタ

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式, RF (Radio Frequency) 誘導放電式, マイクロ波放電式等に大別される. 直流放電式イオンスラスタの概念図をFig.2-6に, マイクロ波放電式イオンスラスタの概念図をFig. 2-7に示す. 実用化されているもので代表的な直流放電式はNASA(アメリカ航空宇宙局)のDeep Space 1(1998年打上げ), マイクロ波放電式は宇宙科学研究所(現宇宙航空研究開発機構)のHAYABUSA(2003年打上げ)がある. 現在イオンスラスタの主流となっている直流放電式イオンスラスタは, 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.2-6のMain Cathode) から電離電圧以上のエネルギを持った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する.

マイクロ波放電式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式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.

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：電子サイクロトロン共鳴) を利用し, 電子の加熱効率を上げている.

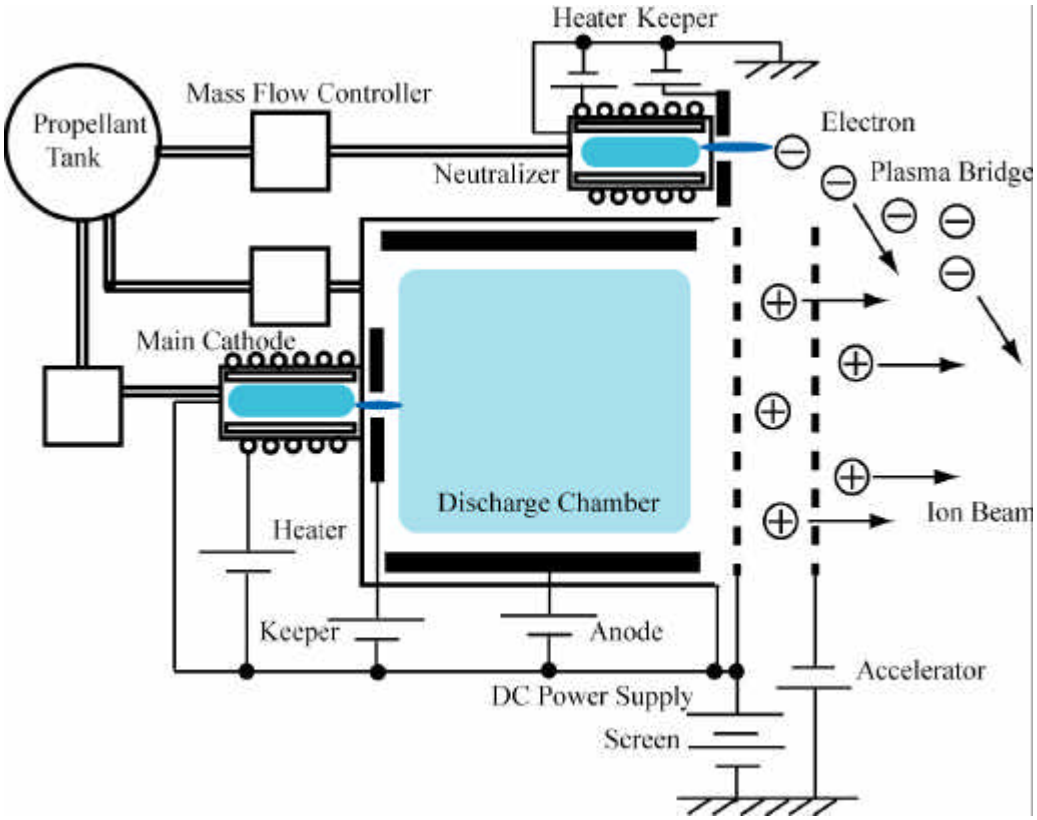



Fig.2-6　直流放電式イオンスラスタの概念図

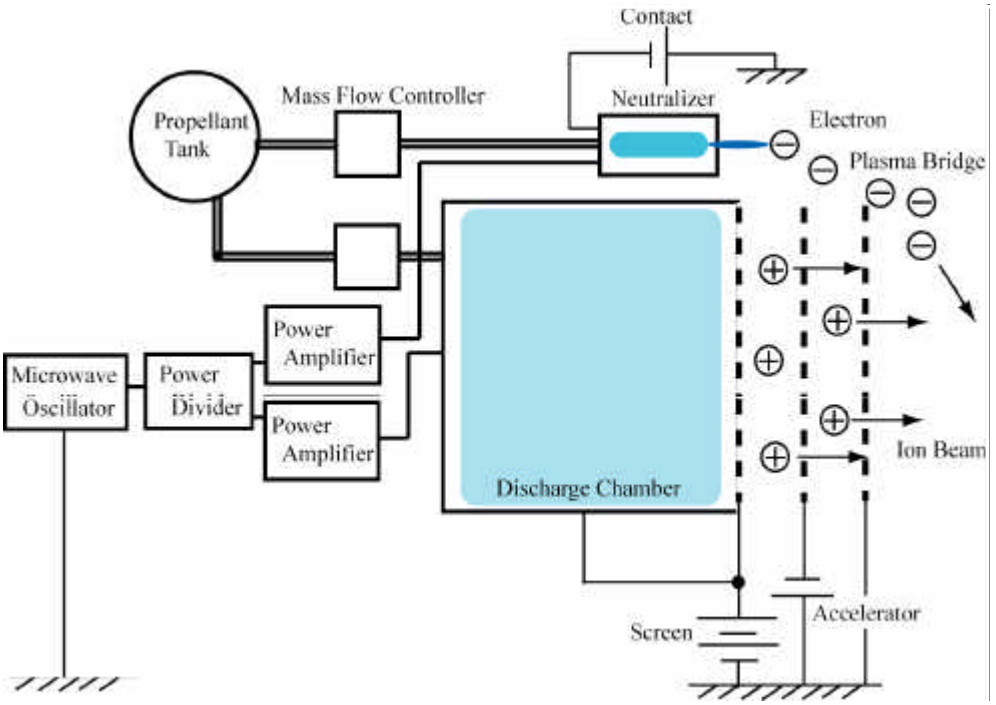



Fig.2-7　マイクロ波放電式イオンスラスタの概念図

## 2.3　マイクロ波放電式中和器

イオンビームの中和はイオンスラスタ本体より外側に配置された中和器によって行われる．イオンスラスタが正イオンのみを噴出すれば，スラスタ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，特に積極的な制御を必要としない．また，外部へ放出される電子電流に対して内部壁面において電荷の補充がなされる．

現在，中和器として主にホローカソードと呼ばれる中空陰極が使用されている．ホローカソードの出口にはオリフィスが設けられ，ガス消費を小さくしてかつホローカソード内部のガス圧力 (数 Torr) を維持する目的を担う．熱電子放出電極にはバリウムを含有する化学物質を使用し，900～1000 ℃程度の高温に維持して初めて熱電子を放出する．作動前には，外部ヒーターによって加熱されるが，一旦作動されると自己発熱に委ねられる．作動が長時間にわたると熱電子放出が損耗し，カソード内部上流にできるバリウム化合物の堆積層が電極を覆うために熱電子放出率が落ちてくる．一方，作動中に堆積するバリウム化合物のため，スラスタの ON/OFF サイクルによって度重なる熱衝撃が加わるとヒーターの断線故障が起こりうる．また，バリウム化合物電極は大気暴露や推進剤含有不純物により性能が損なわれるため，取り扱いに問題を伴う．

本研究で取扱うマイクロ波放電式中和器は，イオン源と同様に ECR 加熱等でプラズマを生成し，中和を行う．この方式は，マイクロ波放電式イオンスラスタと同一のマイクロ波源を用いるので，エンジンシステムの簡素化が可能で信頼性も向上できる．この電源数の削減は，特に小型衛星において重要である．マイクロ波放電式中和器は既述した「HAYABUSA」に搭載されており，電流値及び耐久性は実証されている．しかし，本研究で扱うような小型イオンスラスタに対応するサイズの小型マイクロ波放電式中和器は実用レベルには達していない．

## 2.4　ECR プラズマ[8]

ECR の原理と概念図を Fig.2-8 と Fig.2-9 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．

$$m\frac{d\mathbf{v}}{dt} = e\mathbf{v}\times\mathbf{B} \tag{2-3}$$

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 $r_{\mathrm{L}}$ はラーマ半径と呼ばれ

$$r_{\mathrm{L}} = \frac{mv_{\perp}}{|e|B} \tag{2-4}$$

で与えられる．ここで $v_{\perp}$ 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

$$w_{\mathrm{c}} = \frac{|e|B}{m} \tag{2-5}$$

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．

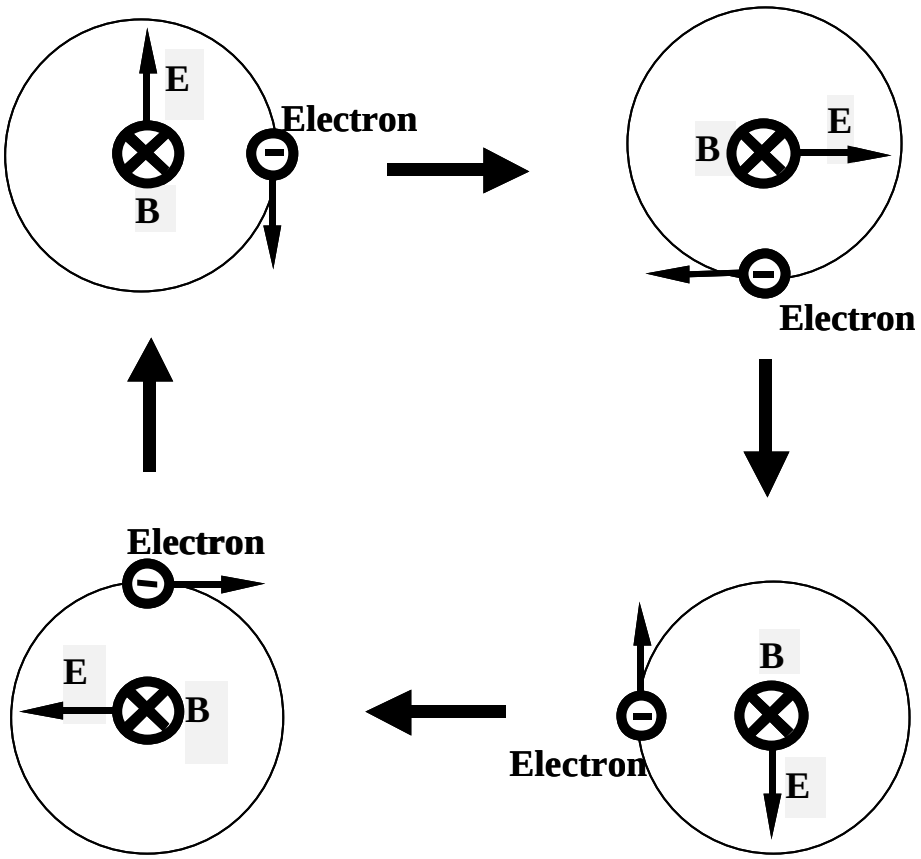



Fig.2-8　ECR の原理

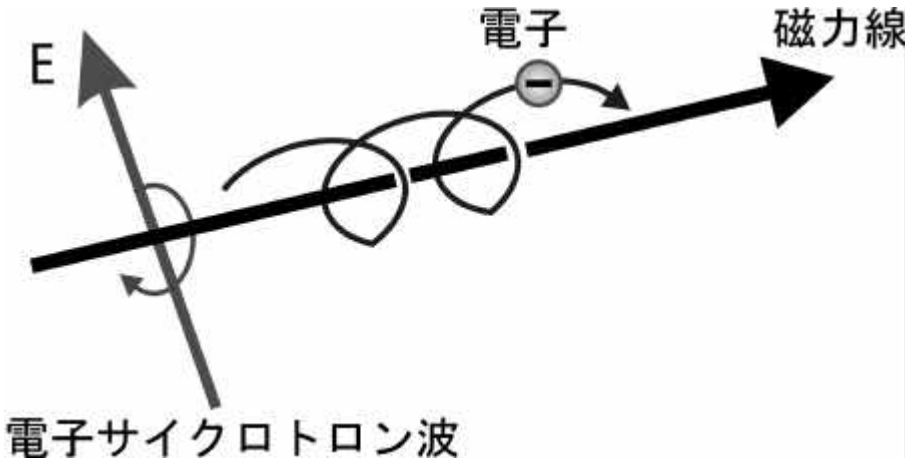



Fig.2-9　ECR の概念図

ECR プラズマ発生装置では，導波管を通して角周波数$w_{rf}$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$w_{ce}$に従って磁力線方向に向かって右回りの旋回運動を行う．一方，強磁場側から入射したマイクロ波はプラズマ中を浸透し，電子サイクロトロン波と呼ばれる右回りの円偏波を励起する．この波は弱磁場側へ伝播し，角周波数が電子サイクロトロン角周波数と一致する層で急速に減少してマイクロ波から電子にエネルギが吸収される．つまり，$w_{ce} = w_{rf}$ 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 (2-4)，(2-5) 式より

$$B_{\mathrm{res}} = \frac{m w_{\mathrm{rf}}}{|q|} \tag{2-6}$$

となる．ECR によってエネルギ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．

第 3 章でも述べるが，本研究では使用マイクロ波周波数が 2.45 GHz である．このとき，ECR 層となる磁場強度は式(2-6)より 87.5 mT となる．

# 第 3 章　実験装置及び実験方法

本研究の実験装置の概略図を Fig.3-1 に示す．実験装置は主に真空排気系，マイクロ波伝送系，イオンスラスタ本体から構成されている．以下，それぞれの系統について説明する．

## 3.1　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: 2 台 |
| 2. Turbo molecular pump | 300 *l* / sec |
| 3. Cryo pump | 2000 *l* / sec |

Rotary pump は粗排気用，Turbo molecular pump と Cryo pump は高真空用に使用した．到達圧力は $7\times10^{-7}$ Torr で，推進剤 Xe ガス 0.2 sccm 流入時の背圧は $1.2\times10^{-5}$ Torr であった．

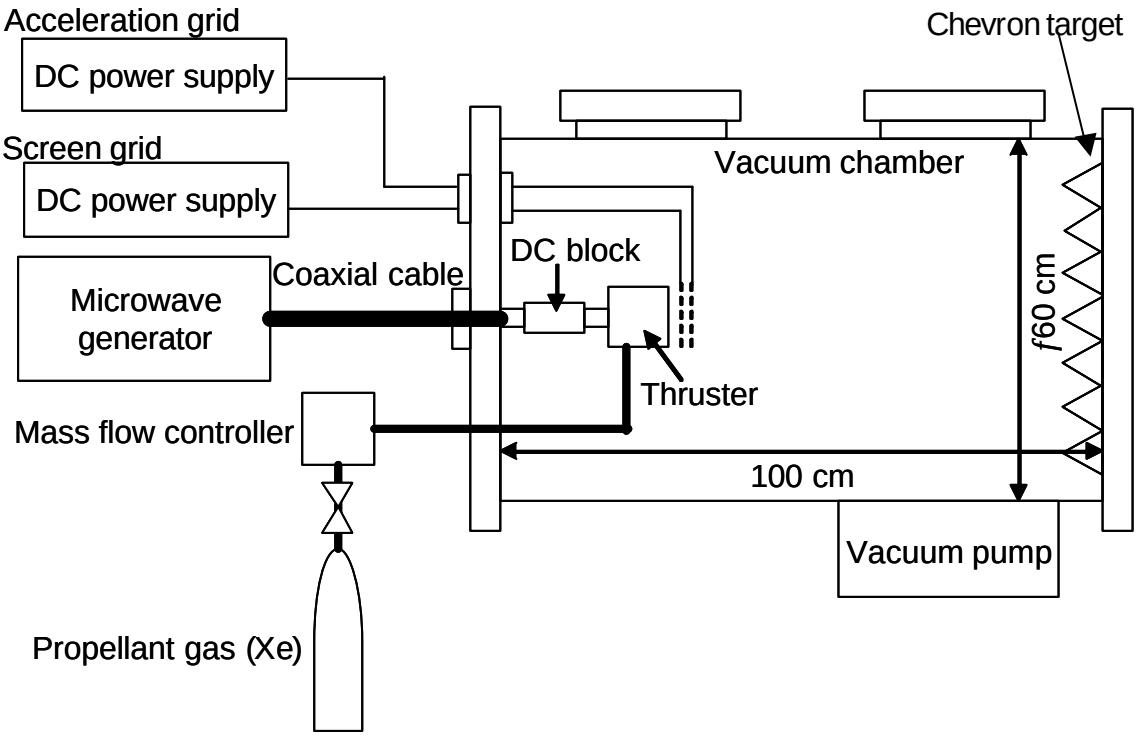



Fig.3-1　実験装置概略図

## 3.2　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.3-2 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 型ケーブルの長さと真空容器からスラスタ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．

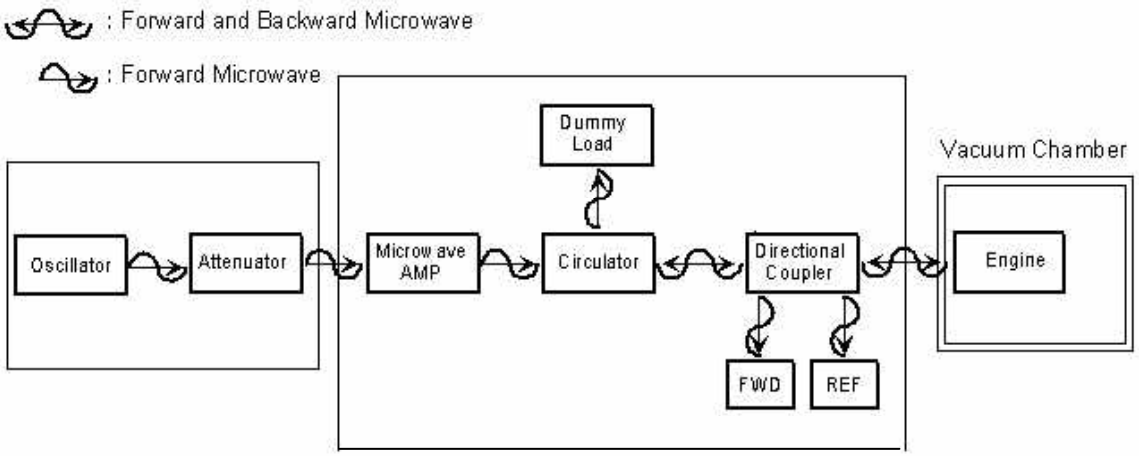



Fig.3-2　マイクロ波伝送系のフローチャート

## 3.3　スラスタ及び中和器本体

### 3.3.1　スラスタ

本研究では形状の異なる円形，矩形 (正方形，長方形) スラスタを開発した．各形状とも，主な構成はアンテナ，放電室，永久磁石，グリッドからなる．以下にその詳細を記す．

#### (1) 円形スラスタ

Fig.3-3 にスラスタの写真を Fig.3-4 にその構成図を示す．後述する矩形スラスタと取付け用ハウジングを兼用するため，外観は 50×50 mm の箱型となっている．取付け用 Al ハウジングを除いたサイズは 35×35×17 mm である．Al 製円筒放電室の周囲に 4×4×12 mm の長手方向磁化磁石を複数設置し，それらを軟鉄製ヨークで挟み込んで放電室内に磁気回路を形成させている．磁石は永久磁石の Sm-Co (サマリウムコバルト) を使用しており，この磁石は高い磁気特性を持ち，また温度特性に優れ高温での使用にも比較的向いている．

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ものである．なお，既述した HAYABUSA に搭載されたマイクロ波放電式中和器にもアンテナが用いられており，その耐久性は実証済みである．

グリッドは Mo 製で，スクリーングリッドとアクセルグリッドの 2 枚を用いた．その写真を Fig.3-5 に，パラメータを Table 3-1 に示す．グリッド同士は絶縁性セラミックスで固定され，また絶縁性セラミックスをグリッド間に挟み込むことでグリッド間隔を調整できるようになっている．

特に断らない限り，第 4 章で述べる実験結果はこの円形スラスタを用いたものとする．

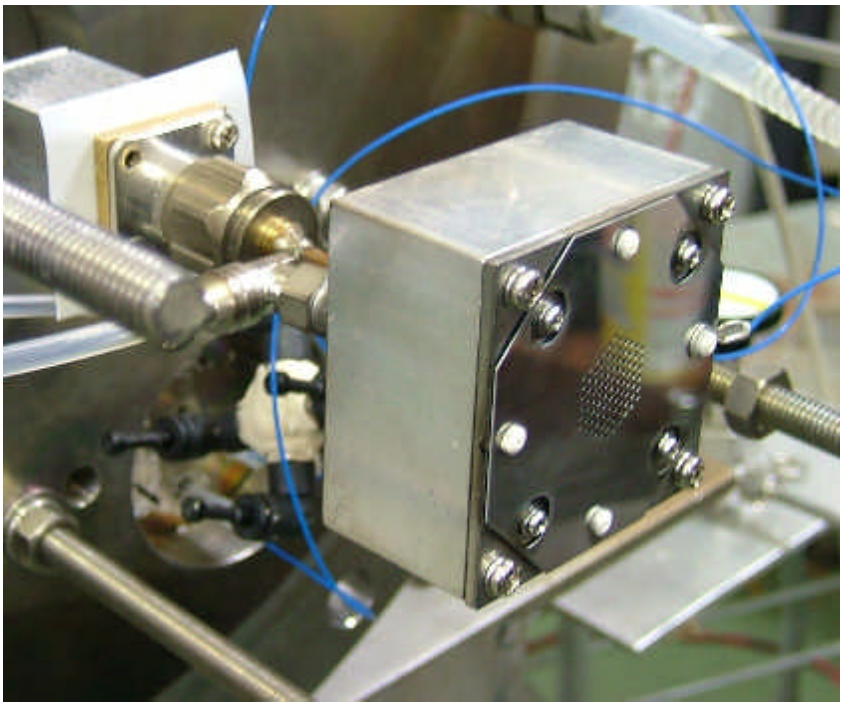


Fig.3-3　イオンスラスタの写真

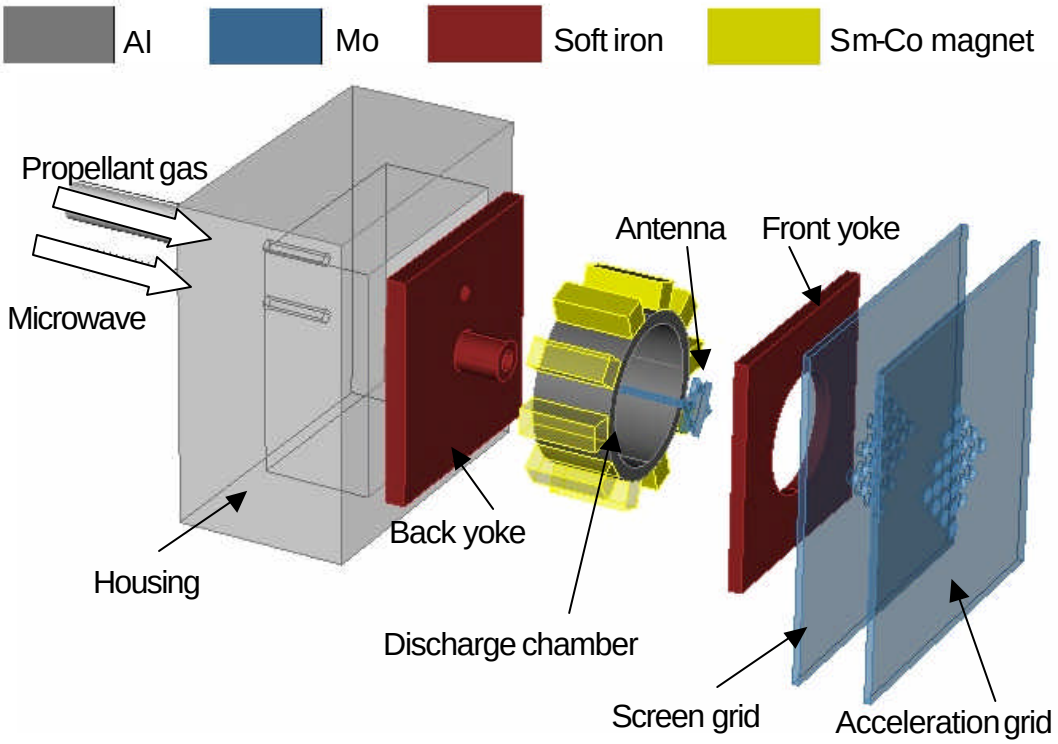



Fig.3-4　イオンスラスタの構成図

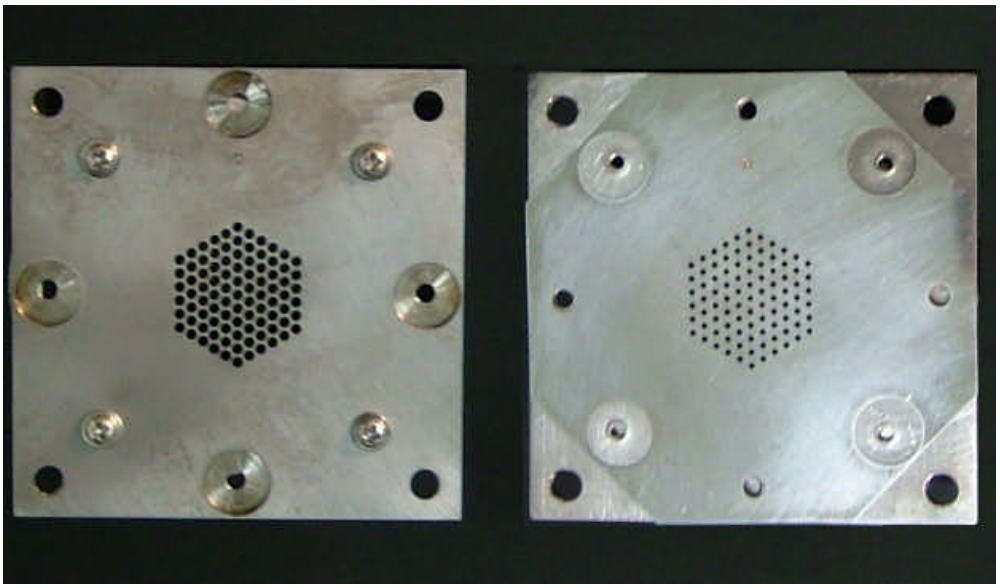


Fig.3-5　グリッドの写真

(左:スクリーングリッド，右:アクセルグリッド)

Table 3-1　グリッドシステムのパラメータ

| | Screen | Acceleration |
|---|---|---|
| Open area ratio, % | 51 | 16 |
| Hole diameter, mm | 1.20 | 0.70 |
| Thickness, mm | 0.30 | |
| Hole pitch, mm | 1.20 | |
| Material | Molybdenum | |
| Grid gap, mm | 0.20 | |
| Number of holes | 91 | |

### (2) 矩形スラスタ

小型衛星において，限られたスペースを有効利用することは重要である．そこで，スラスタ形状が従来の円形ではなく，よりスペースを縮小できる矩形が有望と考えられる．Fig.3-6 にその例を示す．例えば，要求性能が$f$4 cmの円形スラスタ (イオンビーム引出し直径$f$2 cm) 3個で達成できるとする．これと同じイオンビーム引出し面積を持つ長方形スラスタを考えると，50%近く必要スペースを削減できる．また，矩形スラスタは最適化されるとそれをもとにしたサイジングが容易であり，さらにクラスタ化が可能で，ミッションの範囲を拡張できる．このような矩形スラスタは長方形であることが望ましいが，前段階として正方形のスラスタを開発し，その設計指針から長方形の開発を行う．

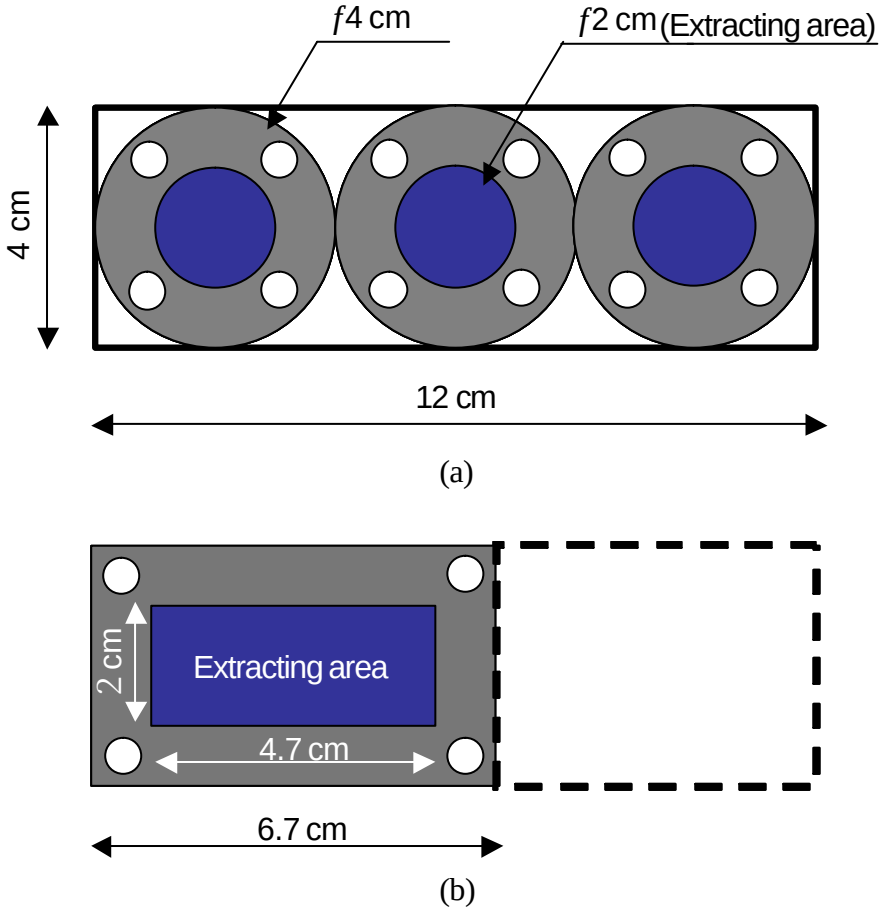



Fig.3-6　従来の円形スラスタと矩形スラスタの比較

(a) 円形スラスタ×3，(b) 長方形スラスタ×1

Fig.3-7 に正方形スラスタと (1) の円形スラスタの比較を，Fig.3-8 にグッリドの写真，Table 3-2 にグリッドパラメータを示す．外観は (1) の円形スラスタと兼用で，放電室，フロントヨーク，グリッドが正方形となっている．また，磁石配置の自由度を上げるため，軟鉄製の正方形スラスタも開発した．その写真を Fig.3-9 に，断面図を Fig.3-10 に示す．この軟鉄製スラスタのグリッドは Fig.3-8 に示すグリッドと同じものを使用している．軟鉄製スラスタのサイズは 34×34 mm で，永久磁石は 18×5×4 mm の長方形と外径 6 mm 内径 3 mm 厚さ 3 mm の円筒 (ともに Sm-Co) を組み合わせて磁気回路を形成させている．

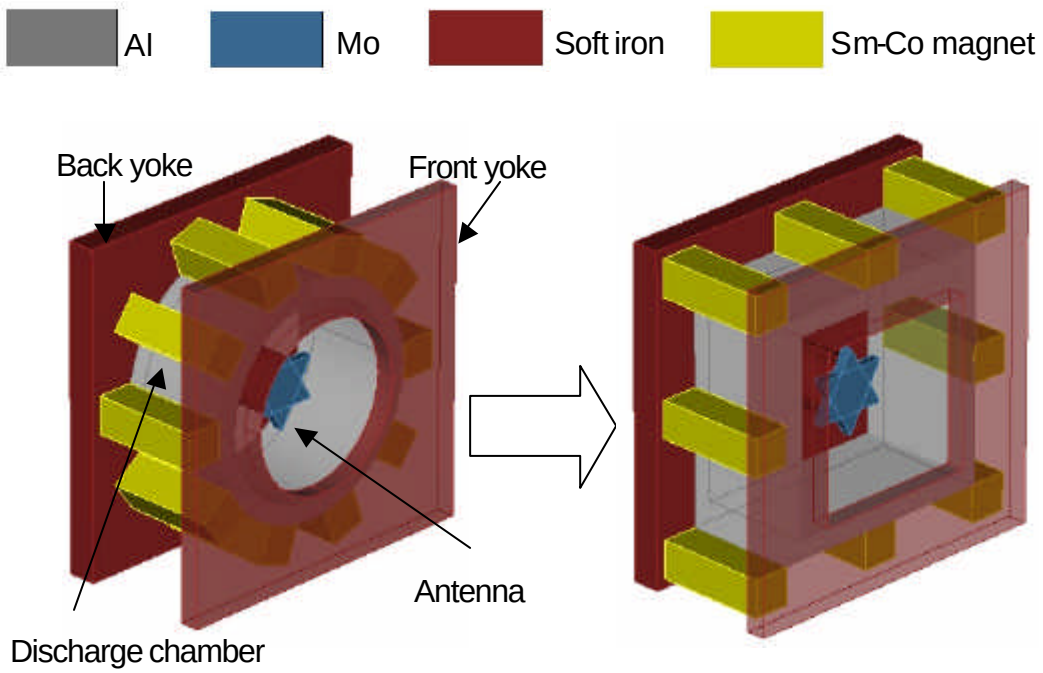



Fig.3-7　円形スラスタ(左図)と矩形スラスタ(右図)

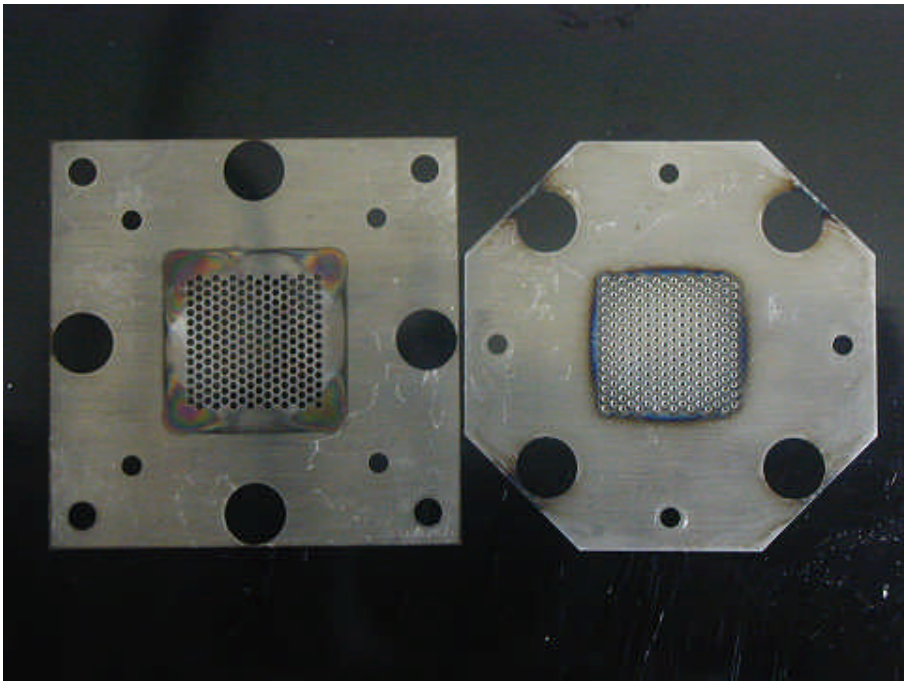


Fig.3-8　矩形グリッドの写真

(左:スクリーングリッド，右:アクセルグリッド)

Table 3-2　矩形グリッドシステムのパラメータ

| | Screen | Acceleration |
|---|---|---|
| Open area ratio, % | 51 | 16 |
| Hole diameter, mm | 0.90 | 0.50 |
| Thickness, mm | 0.30 | |
| Hole pitch, mm | 1.20 | |
| Material | Molybdenum | |
| Grid gap, mm | 0.20 | |
| Number of holes | 211 | |

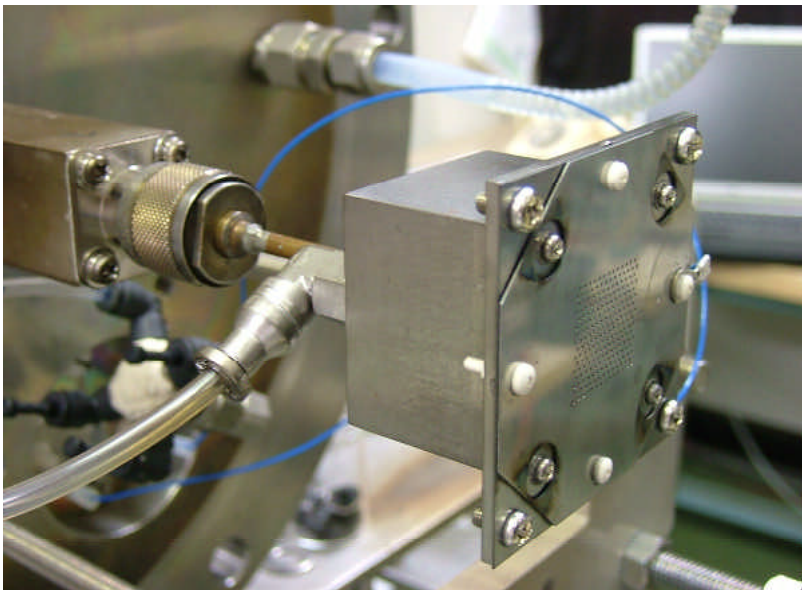


Fig.3-9　正方形スラスタ(軟鉄製)の写真

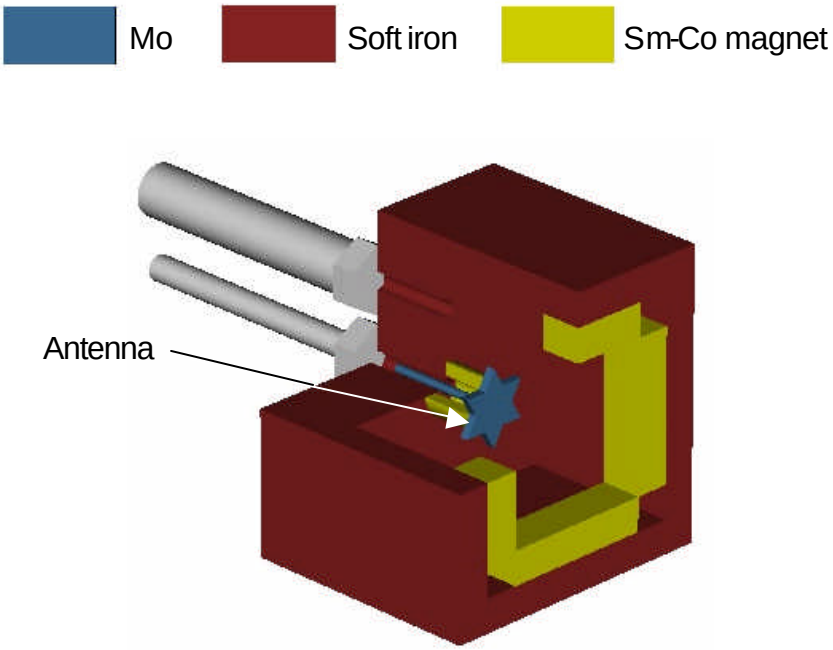



Fig.3-10　正方形スラスタ(軟鉄製)の断面図

### 3.3.2　中和器

Fig.3-11 に中和器の写真及び断面図を示す．この中和器は主に，放電室，アンテナ，オリフィス，永久磁石からなる．放電室は Al 製の円筒で，外径 20 mm，内径 10 mm，である．アンテナは Mo 製で，長さ 30.6 mm である．この長さは，本研究で使用しているマイクロ波周波数 2.45 GHz の 1/4 波長で，アンテナ工学的に放射が良いと言われる[9]．オリフィスは推進剤ガスの閉じ込めを改善するもので，径は 7 mm である．永久磁石は比較的安価で手に入りやすいフェライト磁石で，外径 45 mm 内径 22 mm 厚さ 8 mm の円筒磁石を 3 個使用して放電室内に磁気回路形成させている．フェライト磁石は磁気特性が安定しており，熱減磁が大きいという特徴がある．

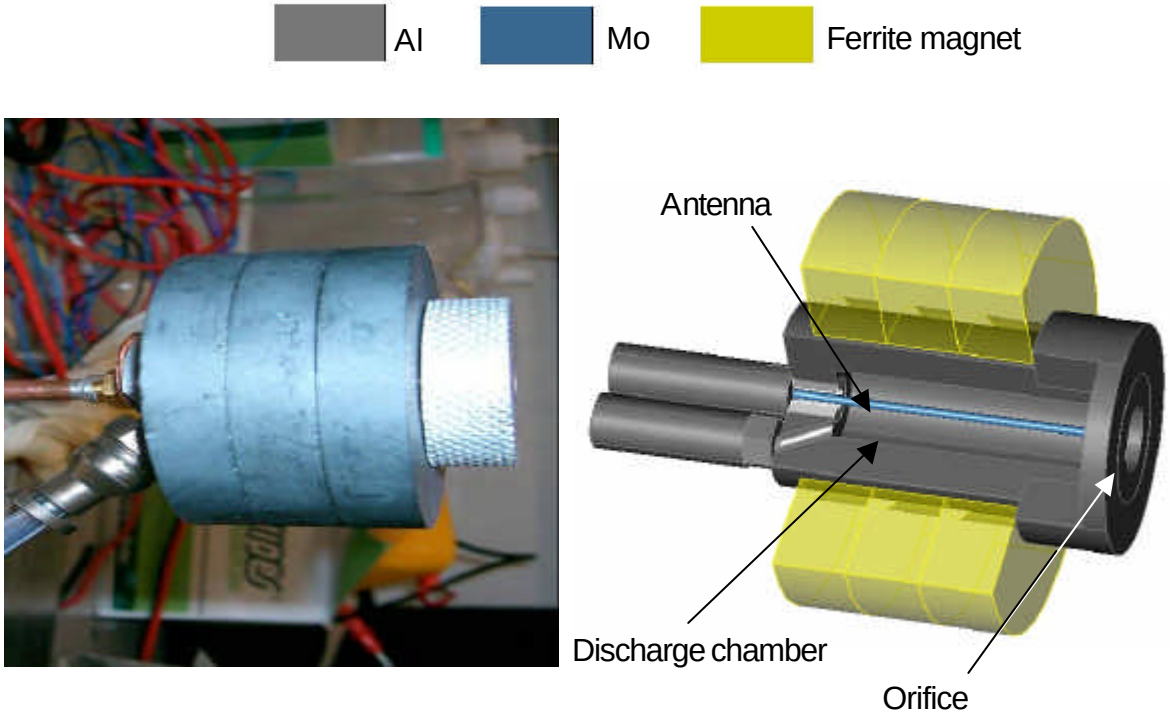



Fig.3-11　中和器の写真(左図)及び断面図(右図)

## 3.4　実験方法

### 3.4.1　イオンビーム引出し

本研究におけるスラスタの性能は，イオンビームを引出しそのイオンビーム電流量から推進性能を見積もった．Fig.3-12 に本研究で行ったイオンビーム引出し実験の概念図を示す．イオンビームの抽出はスクリーングリッドに+1500 V を，アクセルグリッドに-300 V を印加することで行った．実際にイオンビームを抽出した時の写真を Fig.3-13 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．

$$I_{\mathrm{b}} = I_{\mathrm{s}} - I_{\mathrm{a}} \tag{3-1}$$

ここで，$I_{\mathrm{s}}$はスクリーンに流れる電流，$I_{\mathrm{a}}$はアクセルに流れる電流である．この電流値は，スラスタ前方約 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とほぼ一致することは確認済みである[11]．全実験を通して推進剤には Xe を用い，使用したマイクロ波周波数は 2.45 GHz である．また，フィラメントカソードを中和器として使用した時，得られる電流値にほとんど影響が見られなかったので，スラスタ単体試験で評価した．実験のパラメータとして、マイクロ波投入電力を 2 ~ 24 W，推進剤流量を 0.1 ~ 0.4 sccm とした．

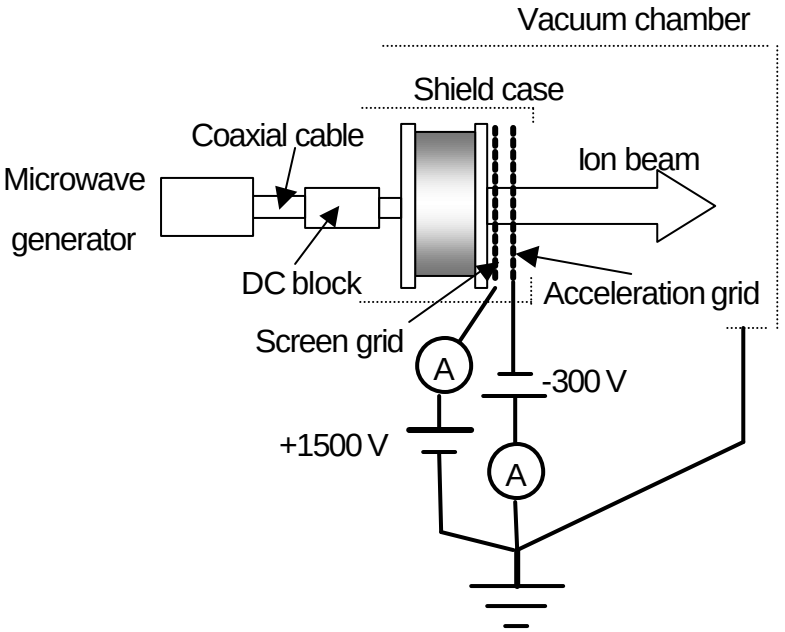



Fig.3-12　イオンビーム引出し実験

Fig.3-13　イオンビーム抽出

### 3.4.2　電子電流測定

本研究における中和器の性能を評価した実験体系を Fig.3-14 に示す．中和器後方(電子引出し側)に電子コレクタを設置し，コレクタに+30 V を印加して電子を抽出した．今回はイオン源を用いず，中和器単体試験なのでコレクタを用いたが，実際はイオン源との電位差で自動かつ自然に中和電子が抽出される．推進剤には Xe を用い，使用したマイクロ波周波数は 2.45 GHz である．実験のパラメータとして、マイクロ波投入電力を 2 ~ 13 W，推進剤流量を 0.05 ~ 0.3 sccm とした．

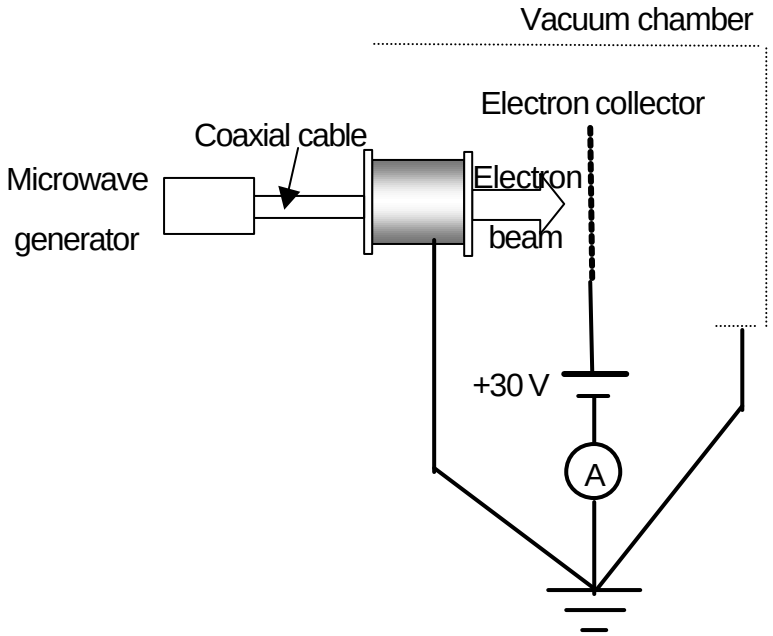
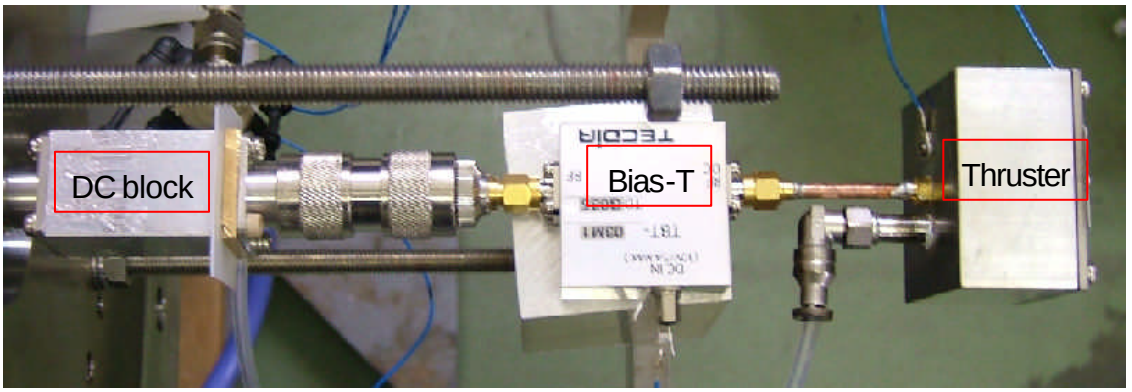



Fig.3-14　電子電流引出し実験

### 3.4.3　プラズマ測定

プラズマ損失はイオンが壁面あるいはアンテナ表面で再結合する事で生じる．この損失を評価するためには，壁面あるいはアンテナ表面に流れるイオン飽和電流を計測すれば良い．Fig.3-15 にアンテナ表面のイオン損失測定の概略図及び写真を示す．DC ブロックとスラスタの間に，Bias-T(DC in 30V/5A MAX.)を挿入し，アンテナに 0～-30 V を印加してアンテナ表面に流れるイオン電流を測定した．



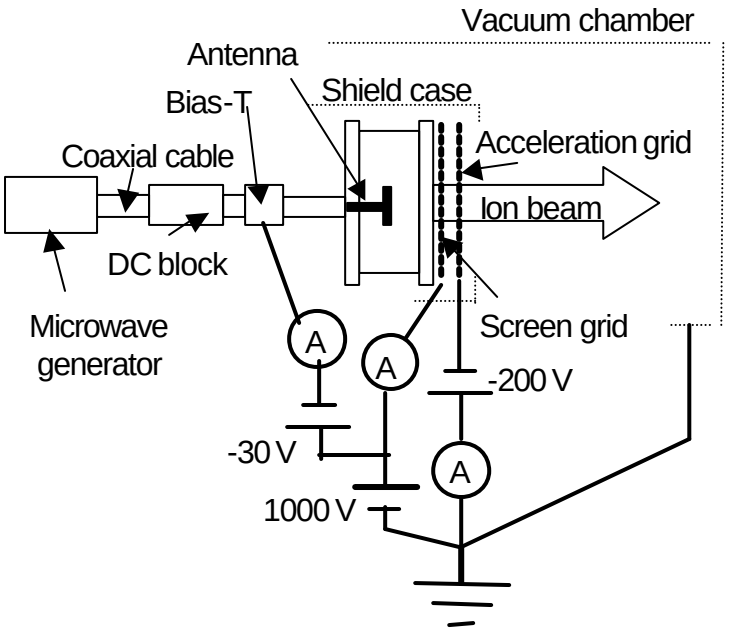




Fig.3-15　アンテナ表面におけるイオン損失測定の写真及び概略図

ここで，アンテナは平面プローブとして考えられるので，計測したイオン飽和電流から電子温度を求め，以下の式から電子密度を求めることができる[12].

$$I_{i0} = 061 e n_e \sqrt{\frac{kT_e}{m_i}} S \tag{3-1}$$

ここで，$I_{i0}$ はイオン飽和電流，$n_e$ は電子密度，$T_e$ は電子温度，$S$ はプローブ面積，$m_i$ はイオン質量，$e$ は電気素量，$k$ はボルツマン定数である.

しかし, アンテナに-30 Vを印加してもアンテナに流れるイオン電流は飽和しなかった. 今回用いた Bias-T ではそれ以上電圧を印加できないので，測定点からフィッティング(Fig.3-16 参照)してイオン飽和電流を求めた．以下にフィッティングに用いた式を示す.

$$I_{ant} = I_{i0} + I_{e0} \exp\left\{ -\frac{\left(f_p - V_{bias}\right)}{T_e} \right\} \tag{3-2}$$

ここで，$I_{ant}$ はアンテナに流れた電流，$I_{e0}$ は電子飽和電流，$f_p$ は空間電位，$V_{bias}$ はアンテナに印加した電圧である．このイオン飽和電流をアンテナ表面におけるイオン再結合損失として評価した．また壁面損失測定については，残念ながら計測装置の不具合で十分なデータを得る事ができなかった.

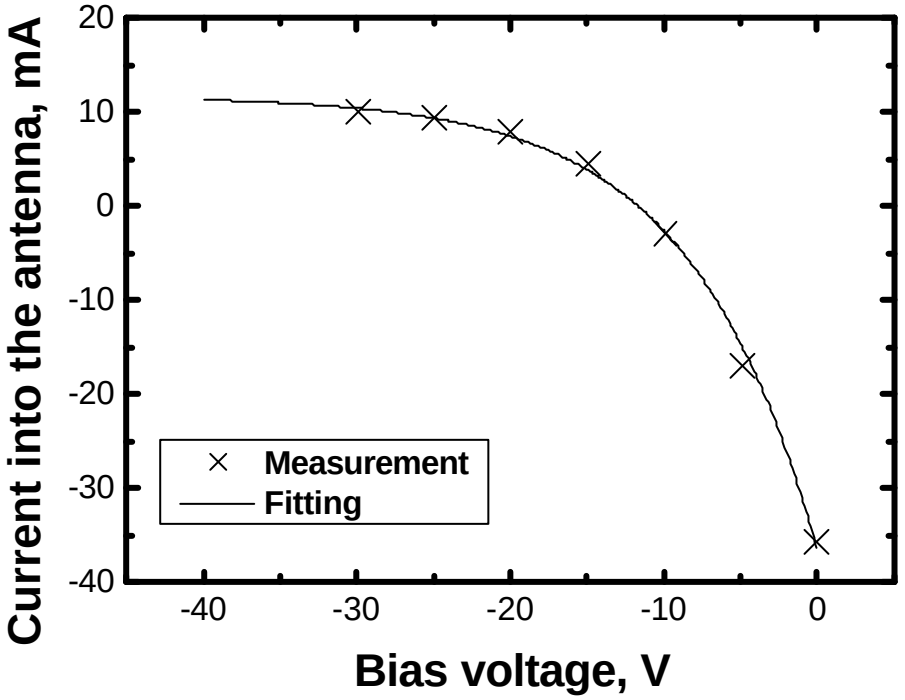



Fig.3-16　アンテナに流れる電流-電圧特性

# 第 4 章　実験結果及び考察

## 4.1　アンテナ形状依存性

Fig.4-1 に使用したアンテナ形状の写真を示す．なお材質は全て Mo 製で，厚みは 1 mm である．また，Fig.4-2 に 4×4×12 mm の Sm-Co 磁石を 10 個設置したときの放電室磁場配位の周囲方向断面図を示す. Fig.4-2 中の黒線はマイクロ波周波数 2.45 GHz に対応する ECR 層と呼ばれる 87.5 mT の等磁力線である(2.4 節参照)．アンテナはバックヨーク表面から 7 mm の位置に配置し，バックヨークとアンテナの間に天然マイカを挟んで絶縁させている．いずれのアンテナも放電室一様にマイクロ波を伝播するような形状で，Fig.4-1(a)の円盤型は ECR と広く接し，星型は ECR に接しつつ円盤型より表面積が小さく，また十字型はさらに表面積が小さくなっている．

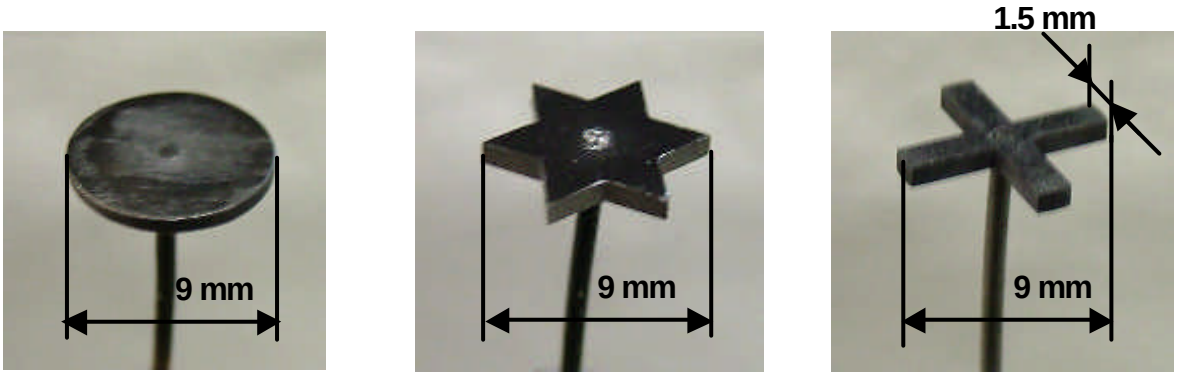
Fig.4-3 にビーム電圧 1000 V，推進剤流量 0.2 sccm におけるイオンビーム電流値のアンテナ形状依存性を示す．これより，星型アンテナを用いたときが最も電流値が大きいことがわかる. マイクロ波電力 8 W において円盤型は 8.1 mA, 星型は 10.9 mA, 十字型は 9.9 mA で，星型は円盤型より約 35%，十字型より約 10%大きい．これは，アンテナ表面の損失とマイクロ波－プラズマカップリングのトレードオフによるものと考えられる．

ここで，アンテナに流れるイオン飽和電流のアンテナ形状依存性を Fig.4-4 に示す．これよりアンテナに流れるイオン飽和電流即ちアンテナでの損失が星型で最も小さいことがわかる．マイクロ波電力 8 W において円盤型は 19.0 mA，星型は 12.5 mA，十字型は 14.8 mA で，星型は円盤型より約 35%，十字型より約 15%小さい．上面のみの表面積は円盤型，星型，十字型の順で約 64 $mm^2$，約 35 $mm^2$，約 25 $mm^2$ であるが，側面を含めると約 92 $mm^2$，約 66 $mm^2$，約 61 $mm^2$ となる(下面はマイカで覆われているので考慮しない)．十字型と星型に関しては表面積がほぼ同じであるが，Fig.4-5 に示すような電子密度のアンテナ形状依存性からわかるように，十字型を用いたときの密度が大きく，そのため損失も大きかったと考えられる．

また，Fig.4-6 に電子温度のアンテナ形状依存性を示す．マイクロ波電力 8 W において星型は 18.9 eV，十字型は 17.1 eV で星型は十字型より約 10%大きく，星型の方が十字型より電子温度が高くカップリングの良いことが示唆される. 円盤型は最も ECR 層に広く接するのでカップリングが良いと考えられ，実際マイクロ波電力 4 W では最も電子温度が高かっ

た．しかしそれ以降，密度増大に伴い損失が増え，電子温度が星型，十字型よりも低い結果となったと考えられる．

以上の結果より，最も性能が良かった星型アンテナを用いて以降の実験を行った．




(a) (b) (c)

Fig.4-1　アンテナの写真 (a) Disk，(b) Star，(c) Cross

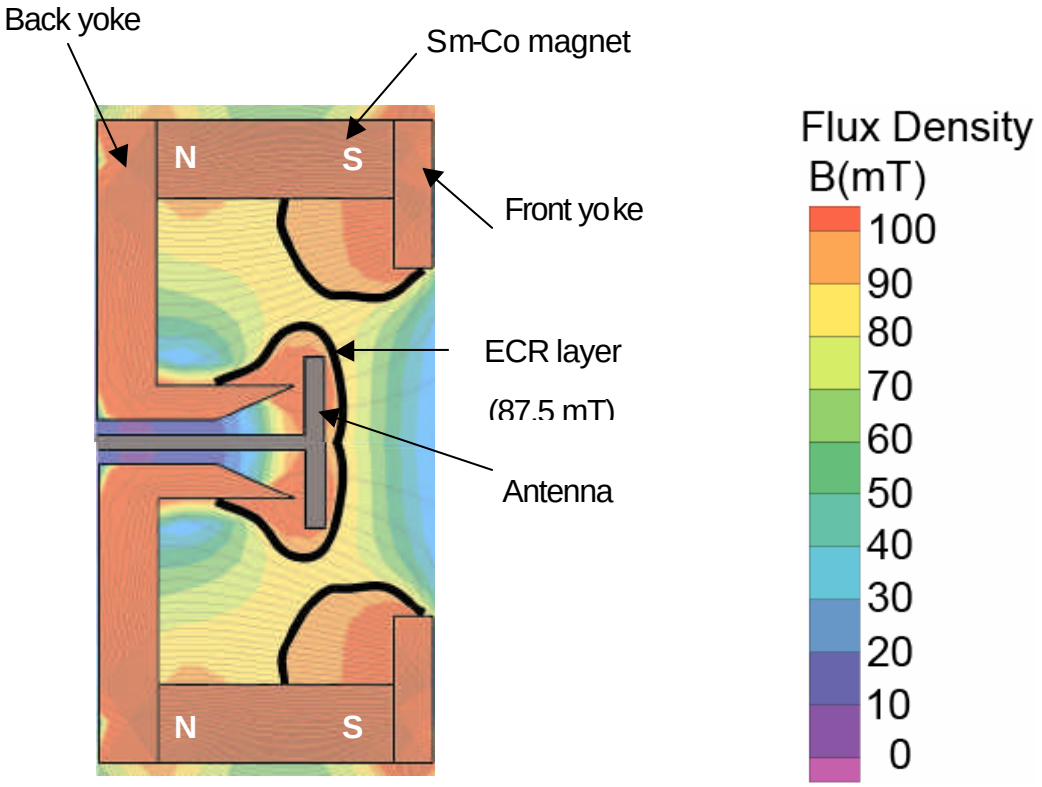



Fig.4-2　放電室内磁場配位(磁石数 10 個)

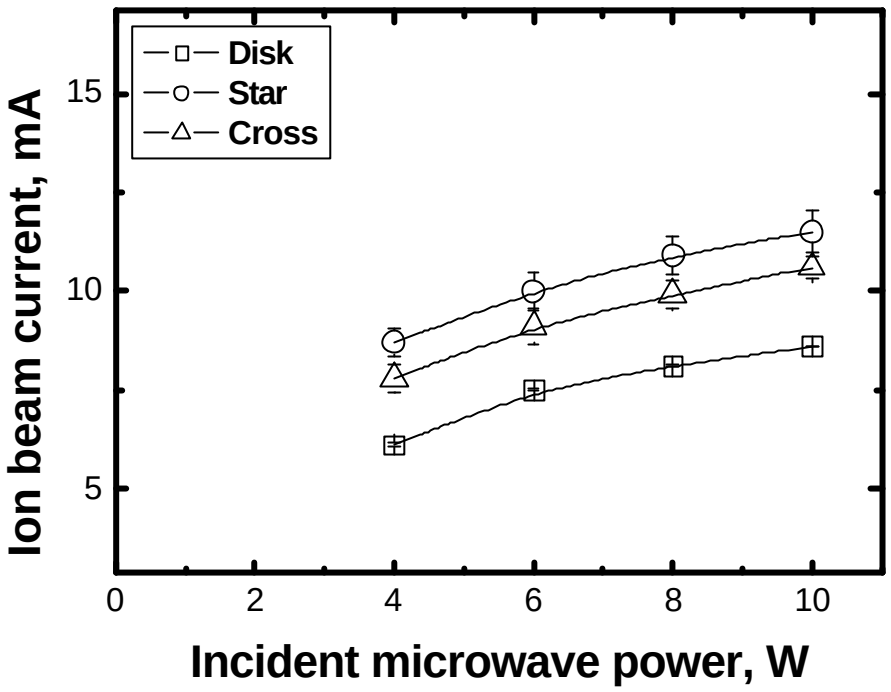



Fig.4-3　イオンビーム電流値のアンテナ形状依存性

$\dot{m}$ = 0.2 sccm, $V_b$ = 1000 V

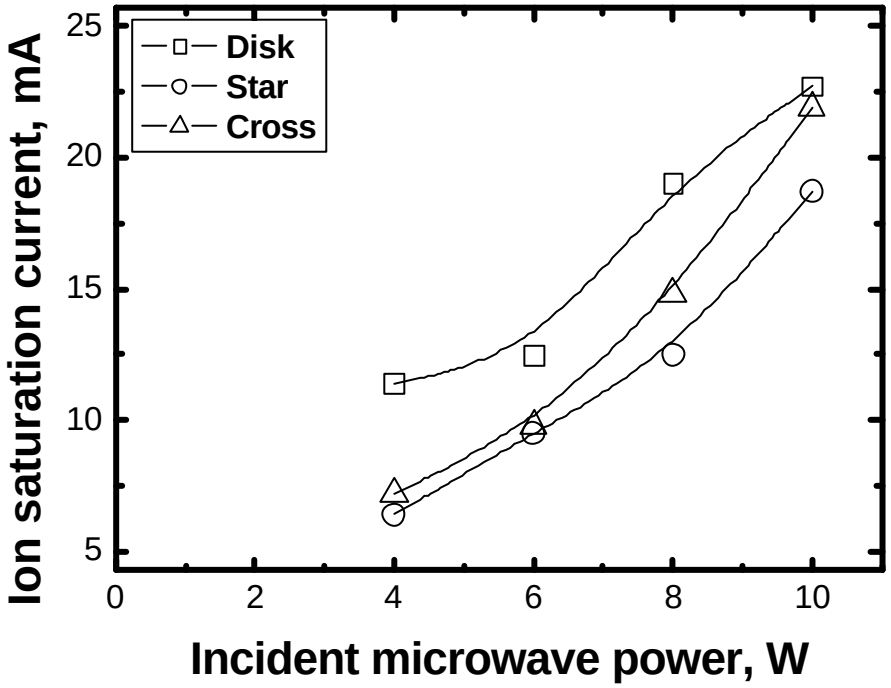



Fig.4-4　アンテナ表面におけるイオン飽和電流値のアンテナ形状依存性

$\dot{m}$ = 0.2 sccm, $V_b$ = 1000 V

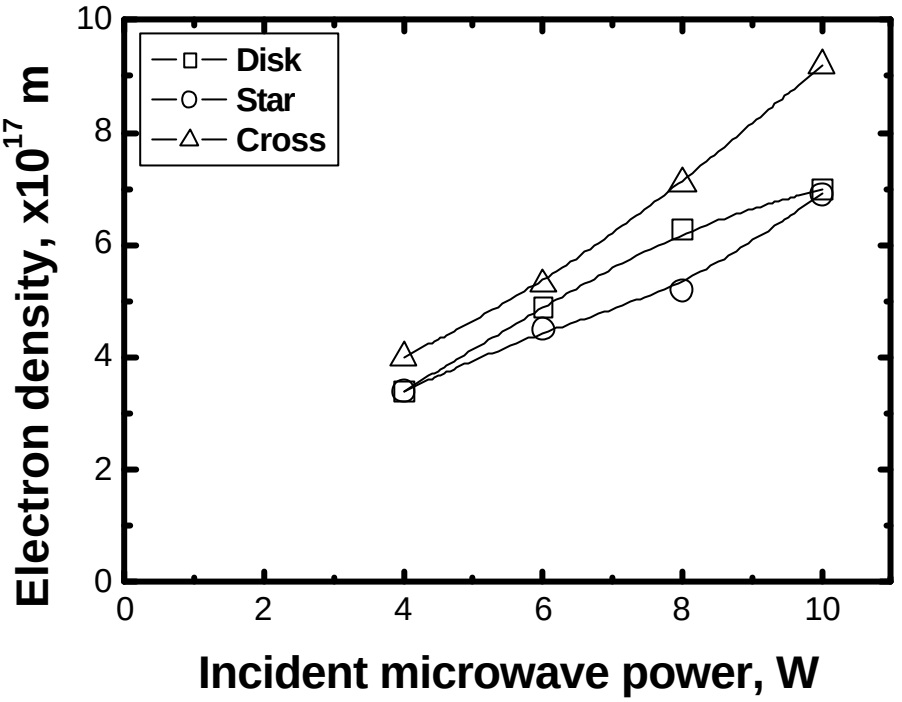



Fig.4-5　アンテナ表面における電子密度のアンテナ形状依存性

$\dot{m}$ = 0.2 sccm, $V_b$ = 1000 V

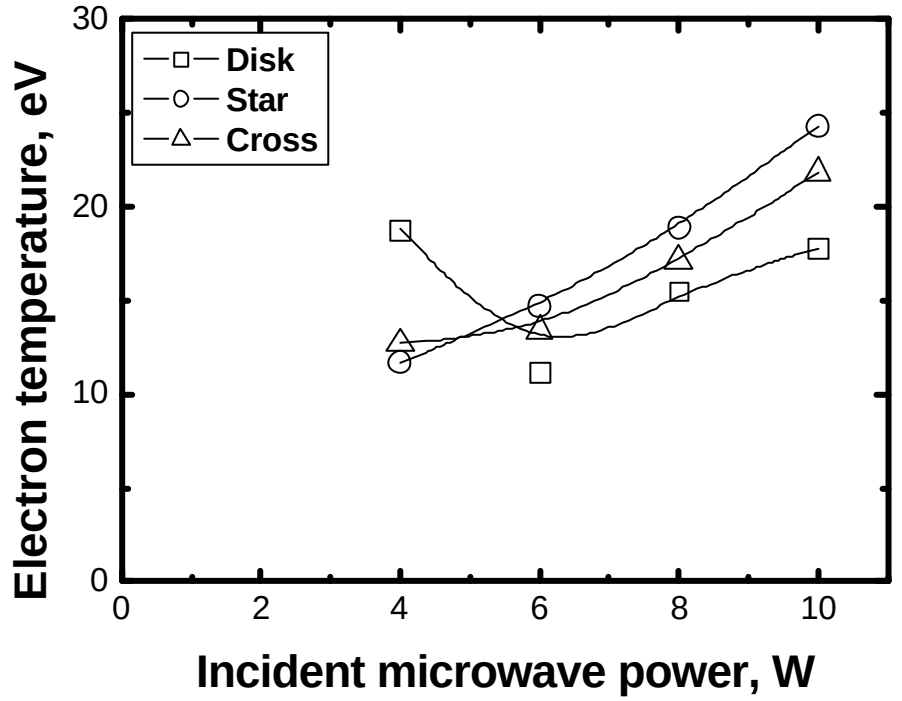



Fig.4-6　アンテナ表面における電子温度のアンテナ形状依存性

$\dot{m}$ = 0.2 sccm, $V_b$ = 1000 V

## 4.2　グリッドパラメータ

グリッド間隔が狭いほど引出せるイオンビーム量は増えるが，工作精度や加工精度，熱膨張，絶縁破壊などの問題で間隔を狭めるには限界がある．また，グリッド間隔はビームの発散にも影響を与えるので適した間隔にする必要がある．そこで，グリッド間隔を 0.2 ~ 0.5 mm と変えてイオンビーム引出し実験を行った．

Fig.4-7 に推進剤流量 0.4 sccm におけるグリッド間隔依存性を示す．なお，ビーム電圧は 1500 V で行った．これより，グリッド間隔 0.2 mm で得られたイオンビーム電流値は 0.4 mm より約 4%，0.5 mm より約 25%大きいことがわかる．また，Fig.4-8 にマイクロ波電力 24 W におけるイオンビーム引出し写真を示す．これより，Fig.4-8(c)のグリッド間隔 0.5 mm のときは(a)，b)の 0.2 mm，0.4 mm と比較してビームの発散が小さいことがわかる．ここで，ビームの発散角はイオン電流の 95%を含む円錐領域の半頂角と定義でき[15]，イオンビーム分布を計測することで求めることができる．今回は発光写真のみで定量的な評価はできないが，発散損失(コサイン損失)を考慮しても得られる電流量からグリッド間隔 0.2 mm が適当と考えられる．また中和器も使用していないので，実際の発散は Fig.4-8 よりも抑えられる．この結果より，以降の実験ではグリッド間隔 0.2 mm で行った．

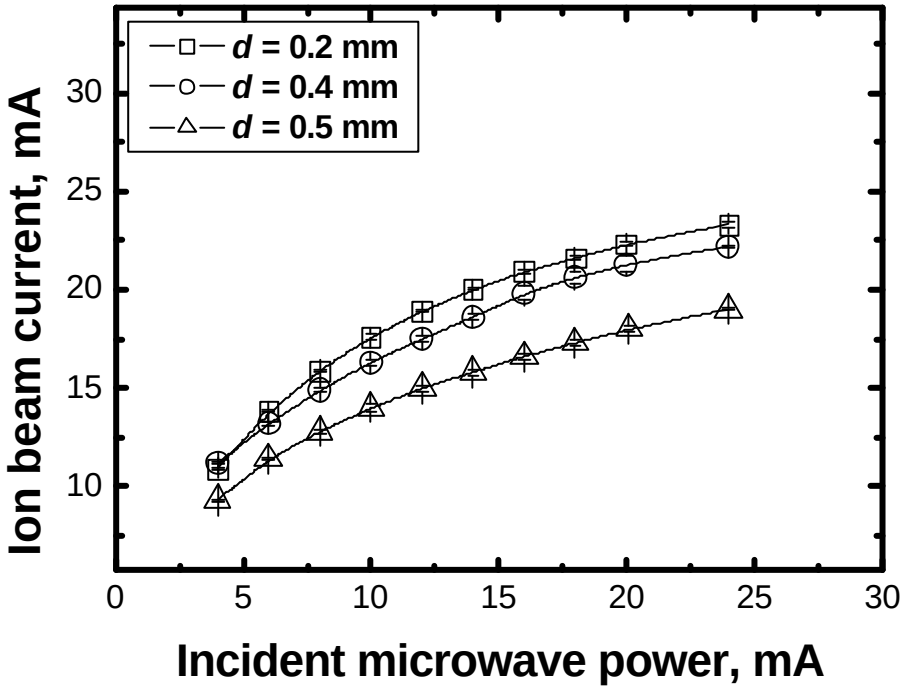
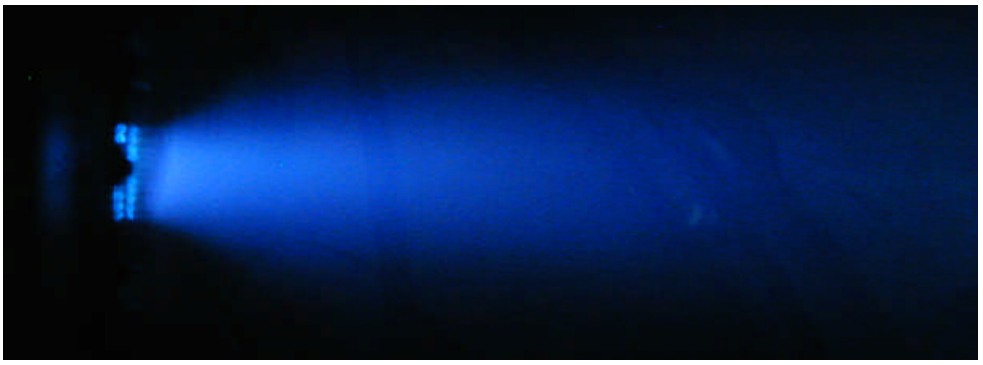
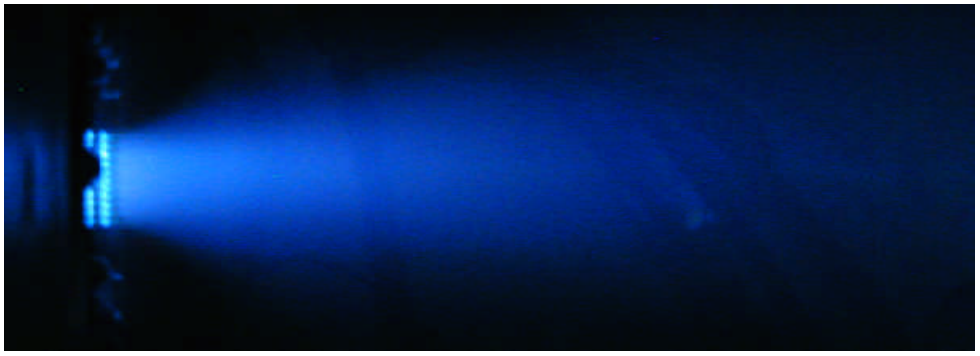



Fig.4-7　イオンビーム電流値のグリッド間隔依存性

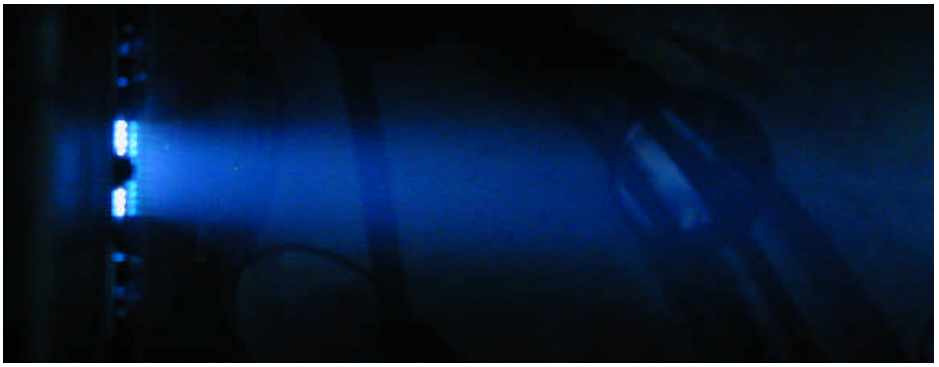
$\dot{m}$ = 0.4 sccm, $V_b$ = 1500 V



(a)



(b)



(c)

Fig.4-8　$\dot{m}$ = 0.4 sccm, $P_i$ = 24 W **における各グリッド間隔での**

**イオンビーム引出し写真,** (a) $d$ = 0.2 mm, (b) $d$ = 0.4 mm, (c) $d$ = 0.5 mm

## 4.3　温度依存性

プラズマ生成に投入するエネルギは推進効率が 50%とすると，残り 50%はほとんどが熱損失となる．スラスタの冷却は輻射と熱伝導によって行われるので，スラスタを作動し続けると熱を持つ．Fig.4-9 に推進剤流量 0.2 sccm，マイクロ波電力 20 W におけるイオン飽和電流のスラスタ温度依存性を示す．なお，イオンビームを高電圧で引出すと温度計測用テスターが壊れる恐れがあるので，アクセルグリッドに-30 V を印加してイオン飽和電流で評価した．Fig.4-9 より，温度の上昇によりイオン飽和電流値が減少していることがわかる．スラスタ温度が 15℃($1/T^{1/2}$ = 0.059)のときイオン飽和電流は約 40 mA で，70℃($1/T^{1/2}$ = 0.054)のとき約 30 mA となっており，イオン飽和電流は 30%ほど減少している．中性ガス密度を $n_g$ とすると $n_g \propto 1/T^{1/2}$ なる関係から，この温度上昇によるイオン飽和電流値の減少は中性ガスの閉じ込めが悪化したためであろう．また，Sm-Co 磁石の強度が弱まることで ECR 層が移動することによりマイクロ波－プラズマカップリングが悪化したことも原因と考えられる．このように発熱による温度上昇はスラスタに悪影響を及ぼすが，本研究では高電力で長時間連続運転させることはない．しかし，実用化を目指す上で熱設計は重要であるので，今後検討する必要がある．

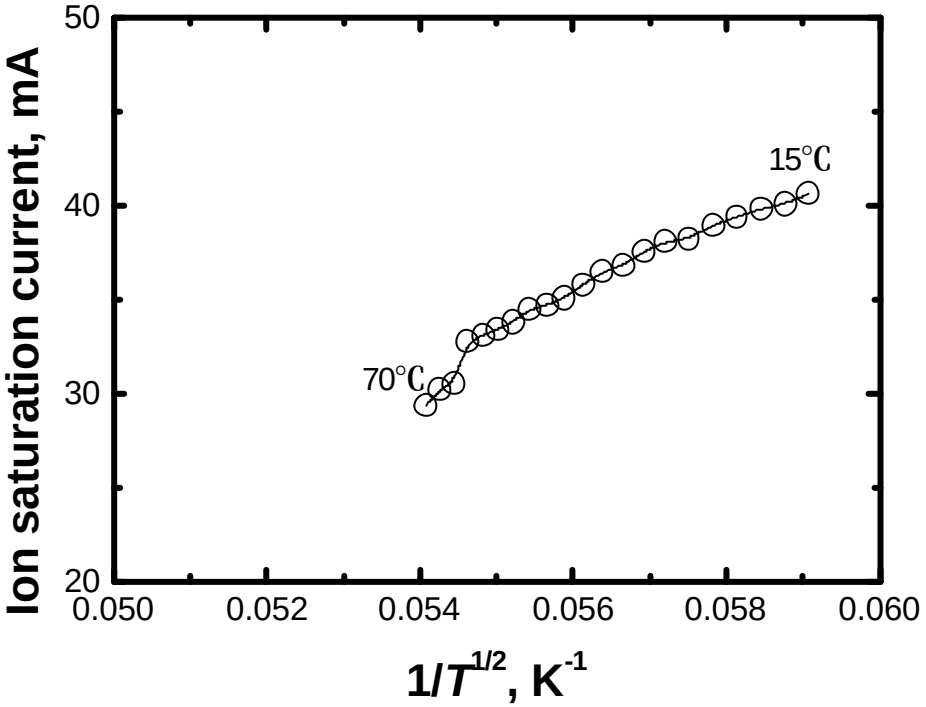



Fig.4-9　イオン飽和電流値とスラスタ温度依存性

$\dot{m}$ = 0.2 sccm, $P_i$ = 20 W

## 4.4　磁場形状依存性

本研究ではプラズマ生成にECR加熱を利用しているので,磁場形状が推進性能に大きく影響するものと考えられる.そこで,本節では推進性能の磁場形状依存性について述べる.

### 4.4.1　磁場強度依存性

最適な磁場強度を求めるために，放電室周囲に設置する磁石数を変えて磁場強度を変化させ，イオンビーム引出し実験を行った．Fig.4-10 に磁石数を変化させたときの放電室内磁場配位を示す．なお，市販の有限要素法による 2 次元軸対称で磁場解析を行った.

ビーム電圧 1500 V，推進剤流量 0.2 sccm におけるイオンビーム電流値の磁場強度依存性を Fig.4-11 に，マイクロ波電力を 8 W に固定した磁場強度依存性を Fig.4-12 に示す．これよりマイクロ波電力 10 W以降では電流値はあまり変わらないものの，磁石数を増やす，つまり磁場強度を増すごとに電流値が大きくなっている事がわかる．但し，磁石数 13 個以降はプラズマが生成されず，測定できなかった．推進剤流量 0.2 sccm，マイクロ波電力 8 W において磁石数 12 個のとき電流値は 13.1 mA で，9 個の 11.7 mA と比較して 12%ほど大きい．これまでは数値解析の結果より，プラズマとのカップリングが良いため ECR 層とアンテナは接する方が好ましいと考えられてきたが[12]，性能の良かった磁石数 12 個の場合はアンテナと ECR 層の距離が 11 個時より大きい(Fig.4-10 参照)．これはプラズマの磁場閉じ込め改善による損失の減少が原因と考えられるため, 4.1 節と同様にアンテナ表面における損失を測定した.

Fig.4-13 にビーム電圧 1000 V，推進剤流量 0.2 sccm のときの，アンテナに流れるイオン飽和電流の磁場強度依存性を示す．これより，磁石数増加に伴いイオン飽和電流，即ち損失が減少していることがわかる．磁石数 12 個のときイオン飽和電流値は 11.1 mA で，9 個の 22.9 mA と比較して 50%ほど小さい．従って，磁場強度増加に伴うイオンビーム電流の増加は磁場閉じ込めが改善され，アンテナ表面での損失が減少したことが原因の一つであると言える．また，壁面での損失も減少していると考えられるが，磁場閉じ込めの改善ほどイオンビーム電流値は向上していない.

ここで，Fig.4-14 にビーム電圧 1000 V，推進剤流量 0.2 sccm における電子温度の磁場強度依存性を示す．これより，磁石数増加に伴い電子温度が低下していることがわかる．磁石数 12 個のとき電子温度は 10.5 eV で，9 個の 28.8 eV と比較して 65%ほど低い．このような電子温度の低下は，Fig.4-10 に示すように磁石数の増加に伴いアンテナと ECR 層の距

離が離れるためと考えられ，これは先程述べた数値計算の結果と一致する．従って，これよりプラズマとのカップリング悪化により，磁場閉じ込めの改善ほどイオンビーム電流値が増大しなかったと考えられる．また，このことは磁石数 13 個でプラズマが生成されなかった原因の一つと考えられる．もう一つ，プラズマ生成されなかった原因として以下のことが考えられる．磁場が強くなると，バックヨークから放電室外へ伸びる磁力線に捕らわれる電子が多くなり，その電子がグリッドに衝突して失われる．つまりバックヨークとフロントヨークで往復しながら ECR 層を何度も通過してエネルギを獲得する電子が減少したためと考えられる(Fig.4-15 参照).

以上の結果より，磁場強度には最適値があることがわかった．磁場強度が強いと閉じ込めは改善されるがカップリング悪くなり，磁場強度が弱いと閉じ込めが悪化するがカップリングは向上するため，そのトレードオフが重要と言える．

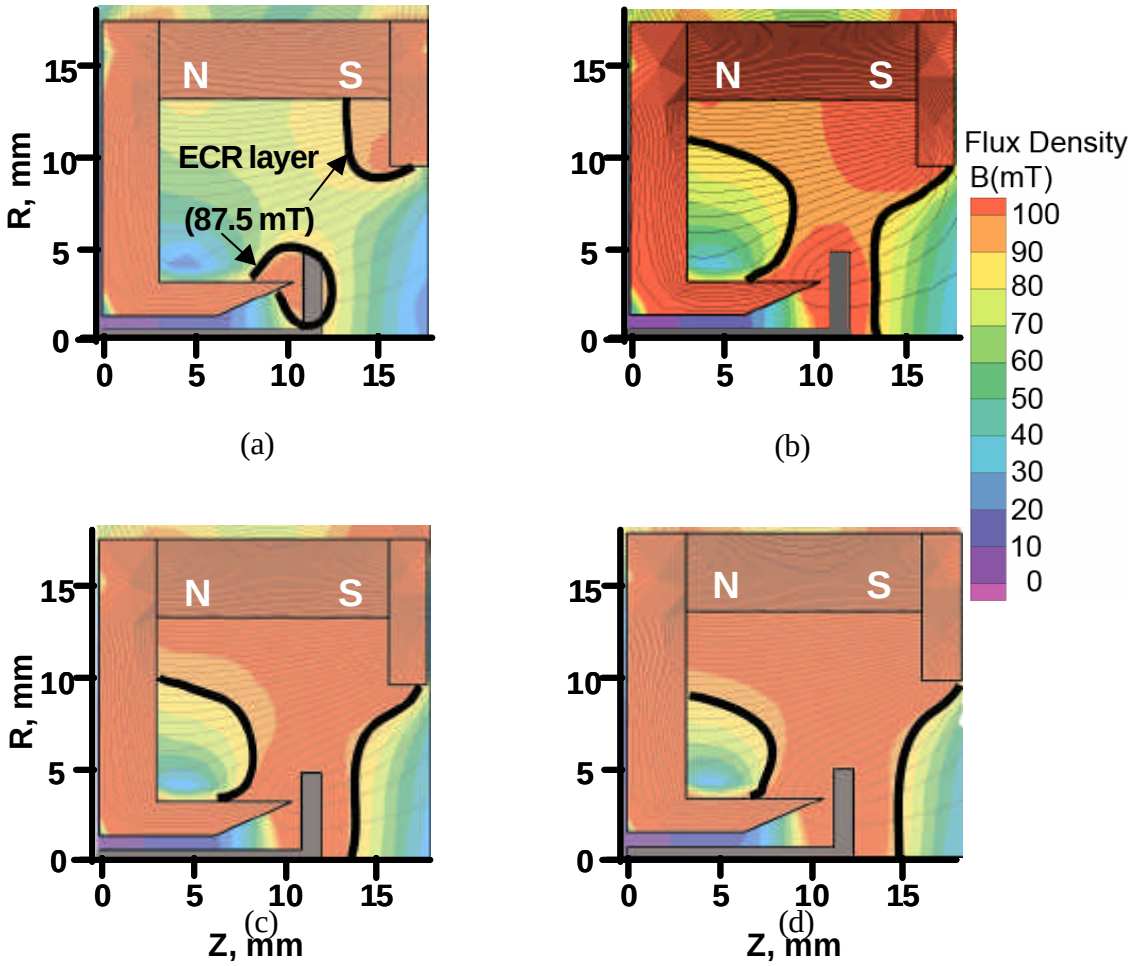



Fig.4-10　放電室内磁場配位

(a)磁石数 9 個，(b)11 個，(c)12 個，(d)13 個

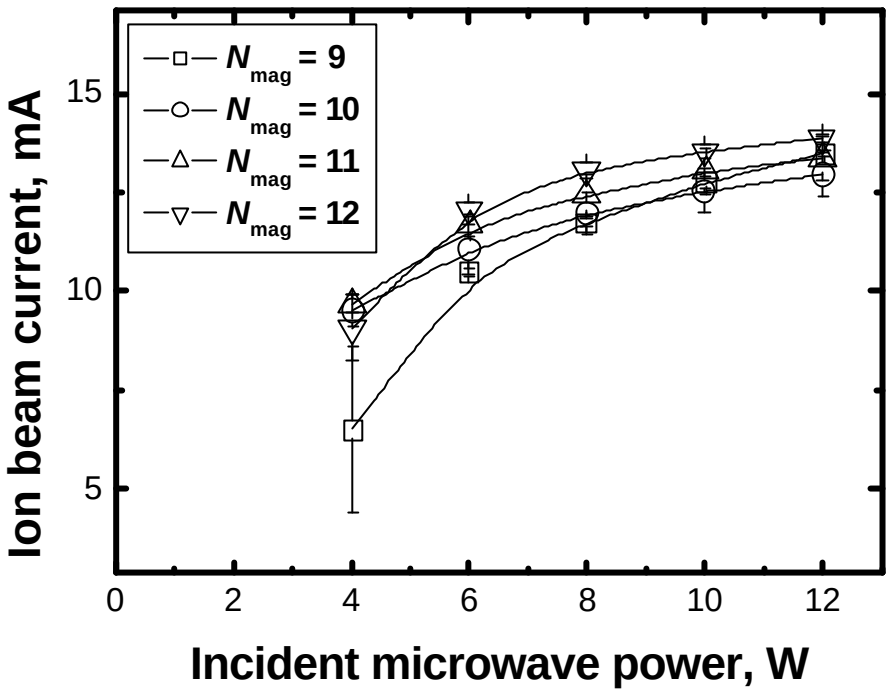



Fig.4-11　イオンビーム電流値の磁場形状依存性

$\dot{m}$ = 0.2 sccm, $V_b$ = 1500 V

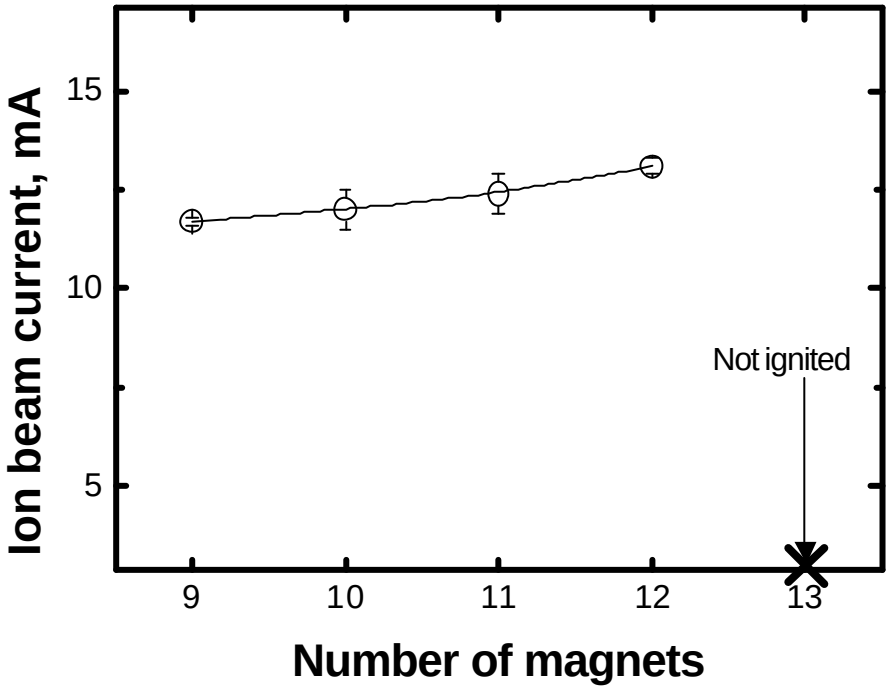



Fig.4-12　$P_i$ = 8 W におけるイオンビーム電流値の磁場形状依存性

$\dot{m}$ = 0.2 sccm, $V_b$ = 1500 V

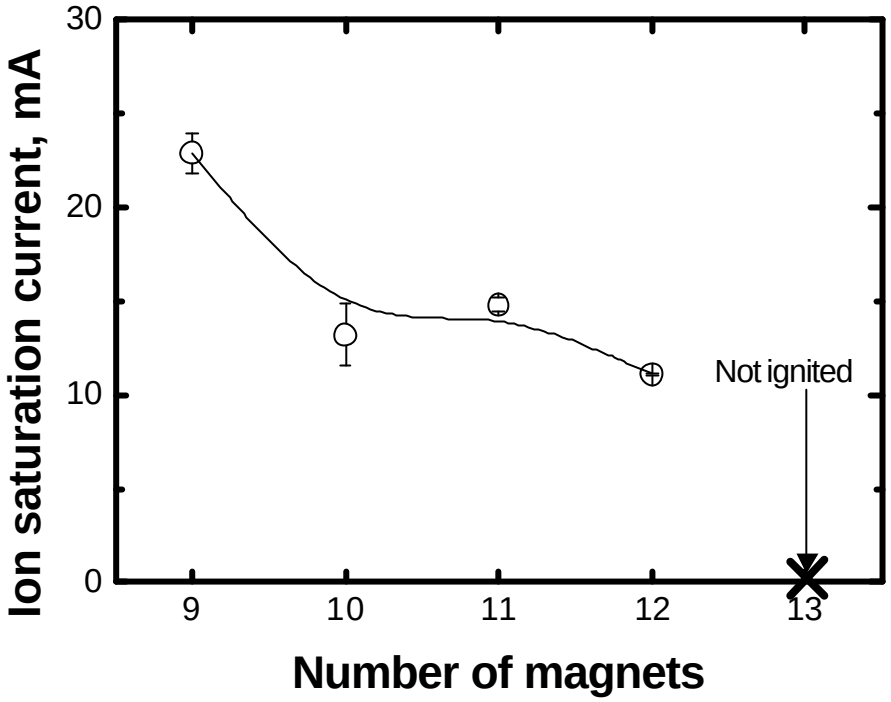



Fig.4-13　**イオン飽和電流値の磁場形状依存性**

$\dot{m}$ = 0.2 sccm, $P_i$ = 8 W, $V_b$ = 1000 V

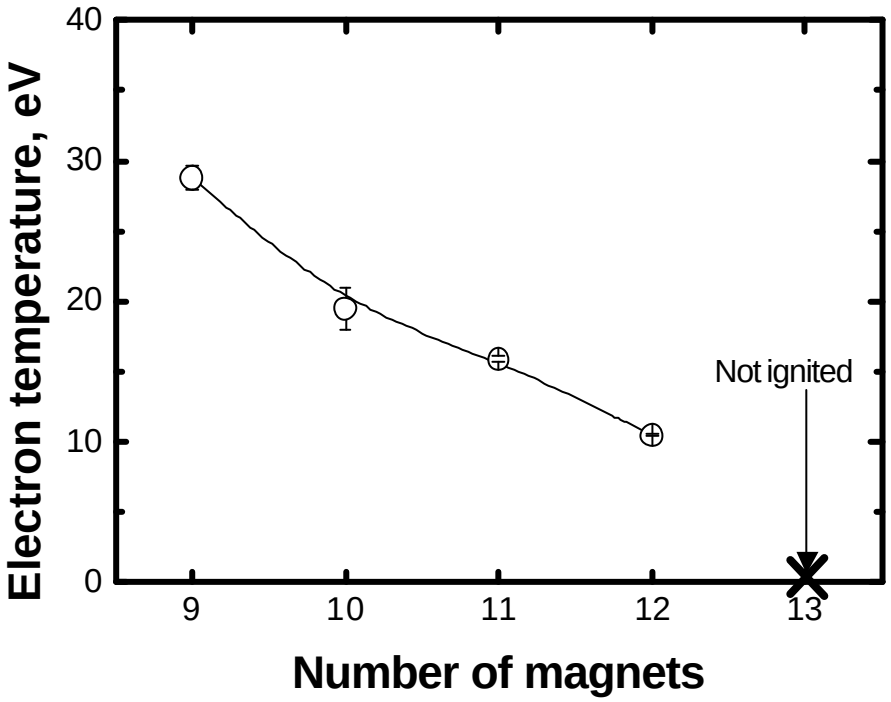
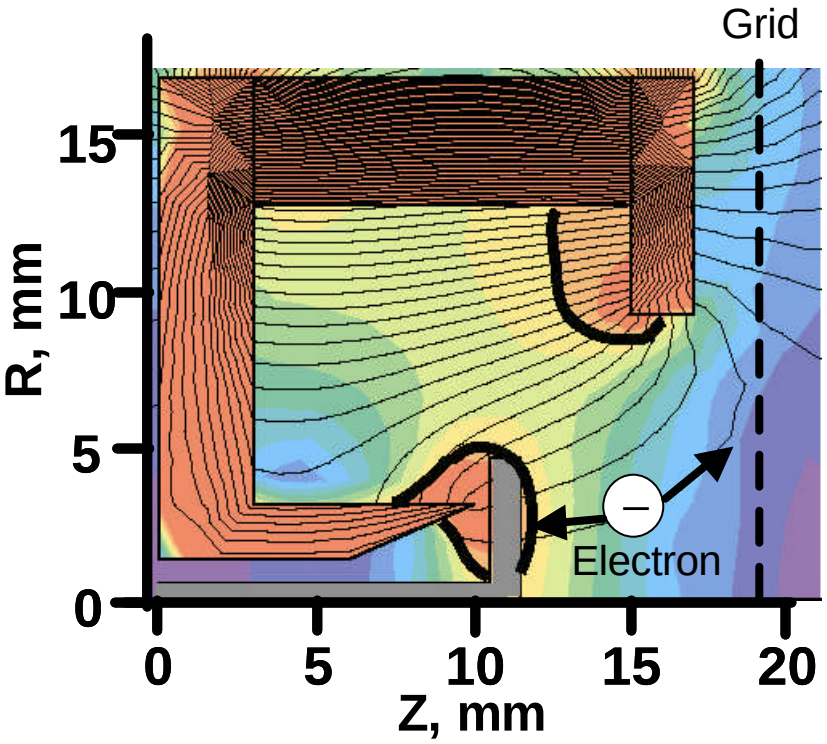
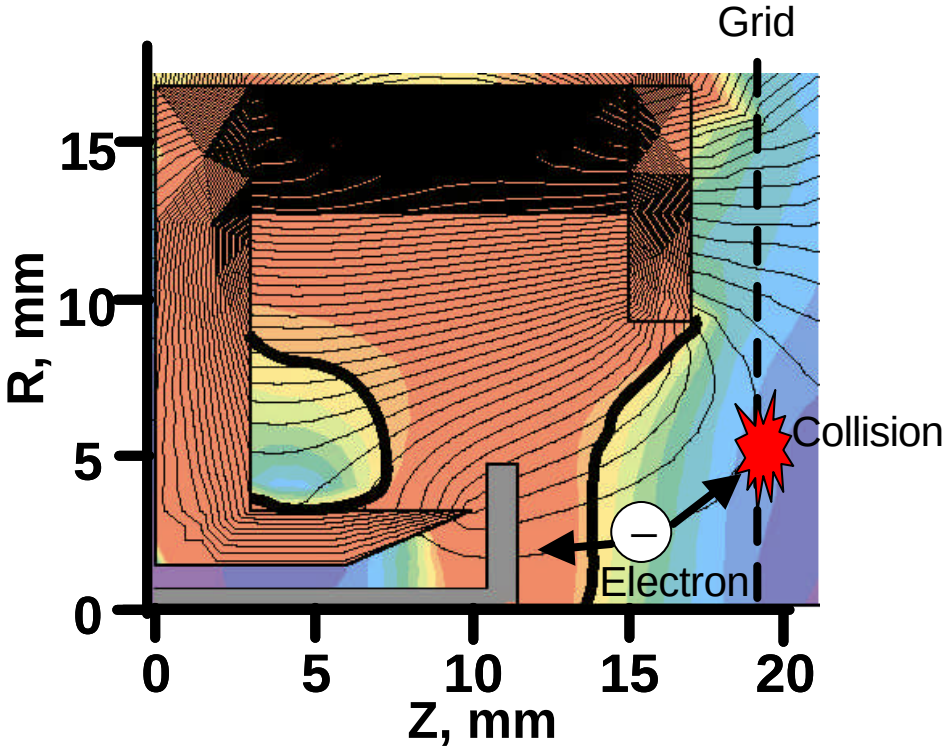



Fig.4-14　**電子温度の磁場強度依存性**

$\dot{m}$ = 0.2 sccm, $P_i$ = 8 W, $V_b$ = 1000 V




(a)




(b)

Fig.4-15　バックヨーク－フロントヨーク間を往復する電子

(a) 磁石数 9 個，(b)磁石数 13 個

### 4.4.2　バックヨーク形状依存性

電子がバックヨークとフロントヨークを往復しながら ECR 層を何度も通過して, 電離エネルギ以上となって中性粒子と電離衝突することでプラズマは生成されると考えられている．このバックヨーク－フロントヨーク間の距離はプラズマ生成に影響を与えるものと考えられる．そこで Fig.4-16 に示すようなバックヨークの $l_b$長を変化させて，イオンビーム引出し実験を行った.

Fig.4-17 に設置磁石数 10 個のときの $l_b = 3$ mm，$l_b = 5$ mm，$l_b = 7$ mm，$l_b = 9$ mm それぞれの磁場配位を示す．なお，これまでは $l_b = 7$ mm で行っていた．また，ここではこれまで使用していた Fig.3-5 に示すグリッドではなく，Fig.3-8 に示すグリッドを用いているが，$l_b$長の依存性には影響しない.

Fig.4-18 にビーム電圧 1500 V，推進剤流量 0.2，0.4 sccm におけるイオンビーム電流値の $l_b$長依存性を示す．なお，ここでは Fig.4-15 からわかるように同じ磁石数でも $l_b$が異なると磁場配位も異なるので，磁石数はそれぞれ最適にして行った．しかし $l_b = 9$ mm ではプラズマが生成されなかったので，計測はできなかった．これより，推進剤流量 0.2 sccm では $l_b = 3$ mm が最も電流値が大きく，推進剤流量 0.4 sccm では $l_b = 7$ mm が最も電流値が大きいことがわかる．推進剤流量 0.2 sccm では，$l_b = 3$ mm の電流値が $l_b = 5$，7 mm より 4%ほど大きく，0.4 sccm では $l_b = 7$ mm の電流値が $l_b = 3$ mm より 23%ほど，$l_b = 5$ mm より 4%ほど大きい．これは，$l_b$ が短いほど電子がバックヨーク－フロントヨーク間を移動する距離(磁気チューブ長，Fig.4-17 参照)が長くなり，中性粒子との衝突確率が増えるため低流量で性能が良かったと考えられる．一方，高流量では衝突が頻繁になり過ぎて電離に寄与しない電子の衝突が多く，性能が悪かったと考えられる．また，$l_b$ が長いときは低流量で中性粒子との衝突確率が少ないために性能が悪く，高流量ではその逆で性能が良かったと考えられる.

以上の結果より，推進剤流量によって最適な $l_b$長があることがわかった．本スラスタのターゲットである推進剤流量 0.2 ~ 0.4 sccm の範囲では $l_b = 7$ mm が最も流量変化に伴う性能への影響が少なかったため，以降の実験では特に断らない限り，$l_b = 7$ mm とする.

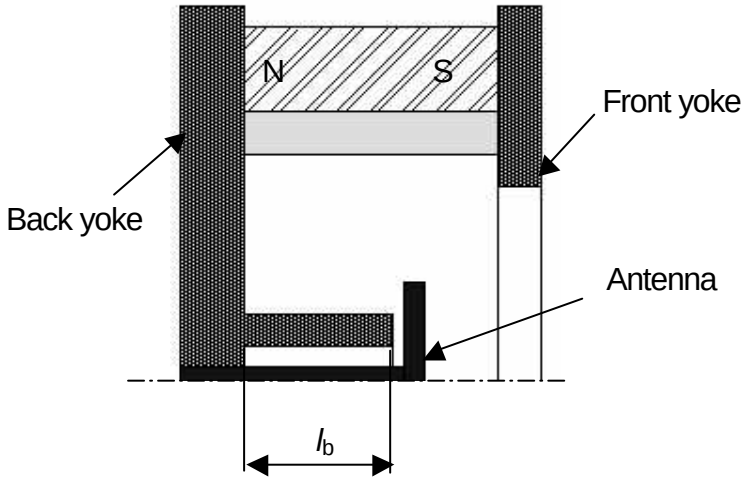



Fig.4-16　バックヨークの $l_b$長

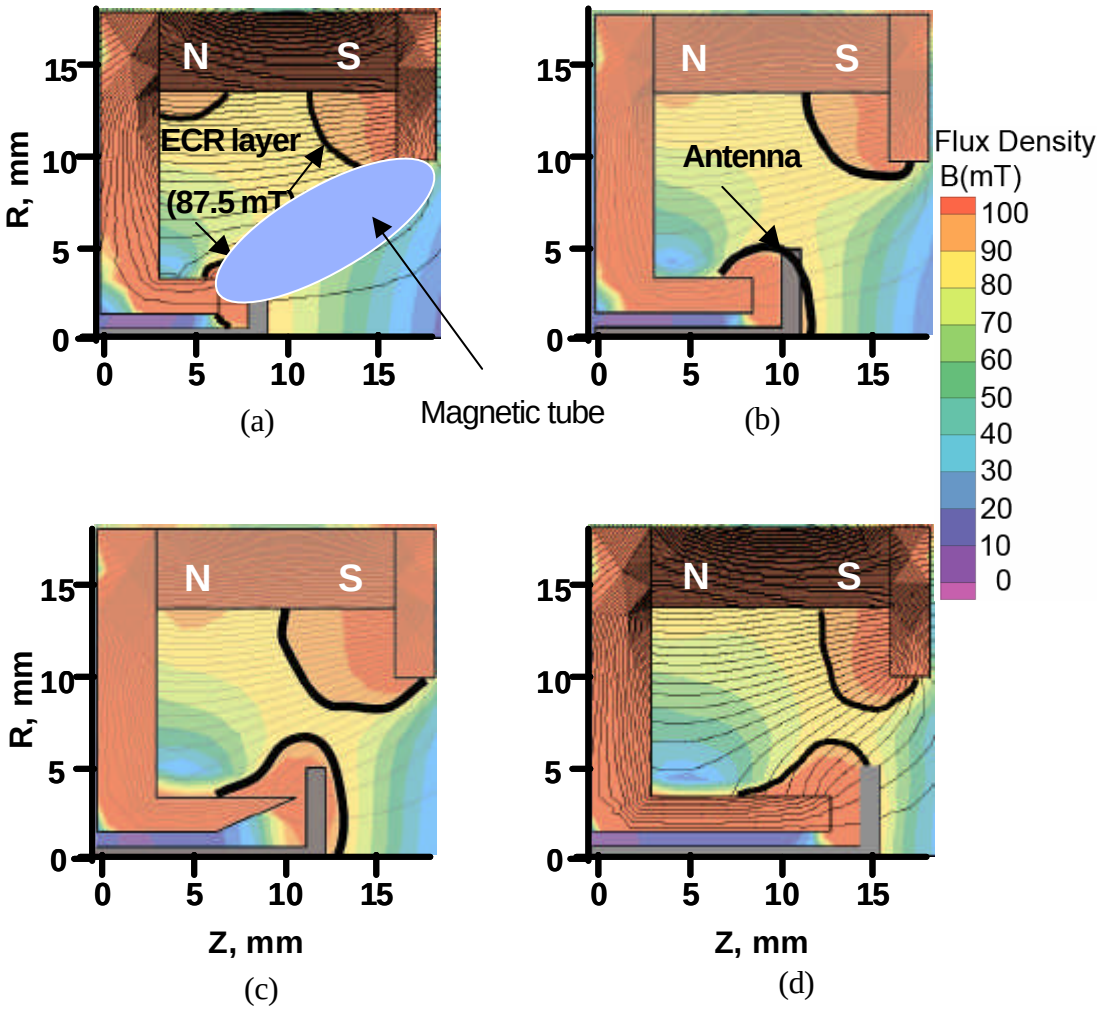
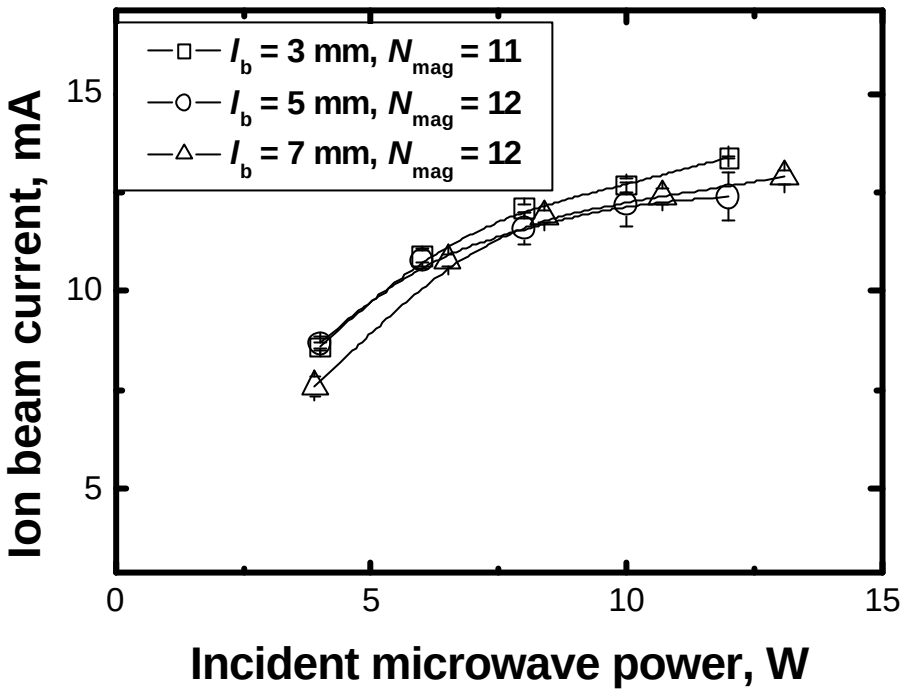
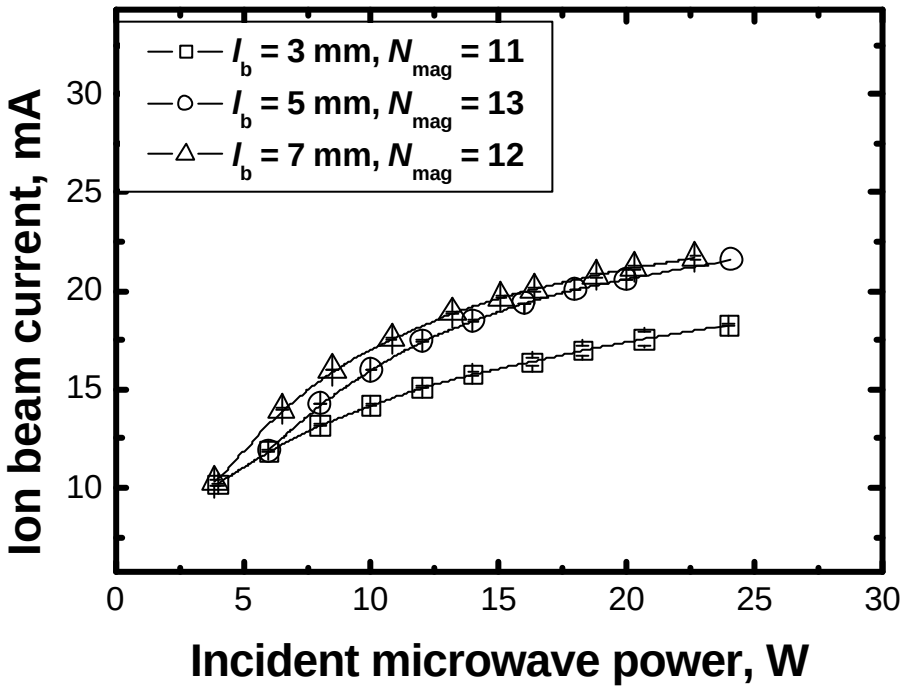



Fig.4-17　$l_b$を変化させたときの磁石数 10 個時の放電室内磁場配位

(a) $l_b$ = 3mm,　(b)5 mm,　(c)7 mm,　(d)9 mm




(a)




(b)

Fig.4-18　**イオンビーム電流値の $l_b$ 長依存性**

(a) $\dot{m} = 0.2$ sccm, $V_b = 1000$ V，(b) $\dot{m} = 0.4$ sccm

### 4.4.3　矩形スラスタにおける磁場形状依存性

ここでは，第 3 章 3.3.1(2)で述べた矩形スラスタの磁場形状依存性について検討する．まず，Fig.3-7 で示したスラスタと Fig.3-8 で示したグリッドを用いて，フロントヨーク形状を変えてイオンビーム引出し実験を行った．

矩形スラスタが円形スラスタより省スペース化が可能な事は第 3 章で既述したが，矩形グリッドに対して矩形のフロントヨークを用いれば，さらに省スペース化が可能である．Fig.4-19 に用いたフロントヨークを示す．ビーム引出し領域 16×16 mm に対して，(a)の矩形ヨークは加工上，角に R が付くため開口部は 18×18 mm に，(b)の円形ヨークの開口部は $f$23 mm となっている．Fig.4-20 に矩形ヨークを用いたときの磁場配位を，Fig.4-21 に円形ヨークを用いたときの磁場配位を示す．なお，矩形ヨークを用いると 2 次元軸対称の磁場解析はできないので，3 次元で磁場解析を行った．

Fig.4-22 にビーム電圧 1500 V，推進剤流量 0.3 sccm におけるイオンビーム電流値のフロントヨーク形状依存性を示す．ここで，推進剤流量 0.3 sccm において矩形ヨークの最適磁石数は 14 個，円形ヨークでは 13 個であった．これより，矩形ヨークよりも円形ヨークの方が電流値は大きいことがわかる．マイクロ波電力 8 W のとき円形ヨークでは電流値 16.0 mA で，矩形ヨークの 13.4 mA より 20%ほど大きい．また，Fig.4-23 にマイクロ波電力 8 W のときのプラズマ発光写真及びフロントヨーク上流面における磁場配位を示す．これより，矩形ヨークを用いたときは四隅で磁場が弱くなり閉じ込めが悪く，円形ヨークを用いたときより低い電流値となったと考えられる．省スペース化を見込んで矩形ヨークと円形ヨークを比較したが，その性能差は大きく，円形ヨークを用いる方が望ましいと考えられる．

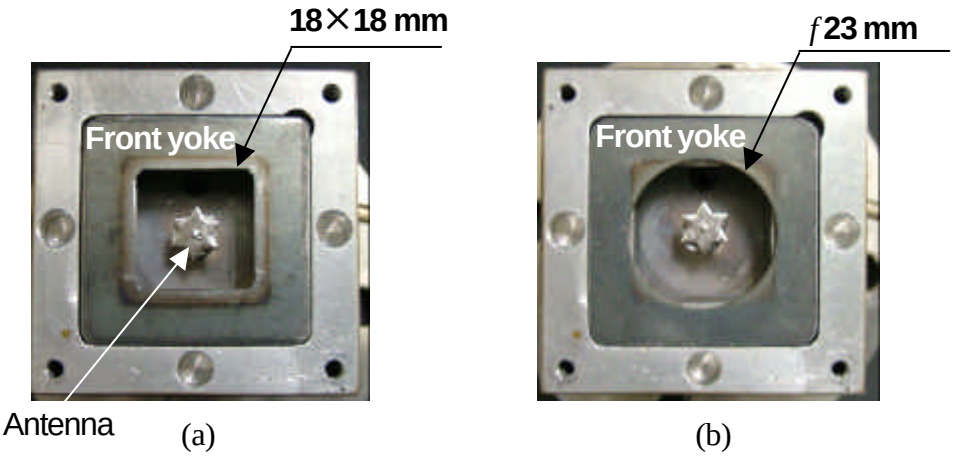



Fig.4-19　フロントヨーク形状

(a) 矩形ヨーク，(b) 円形ヨーク

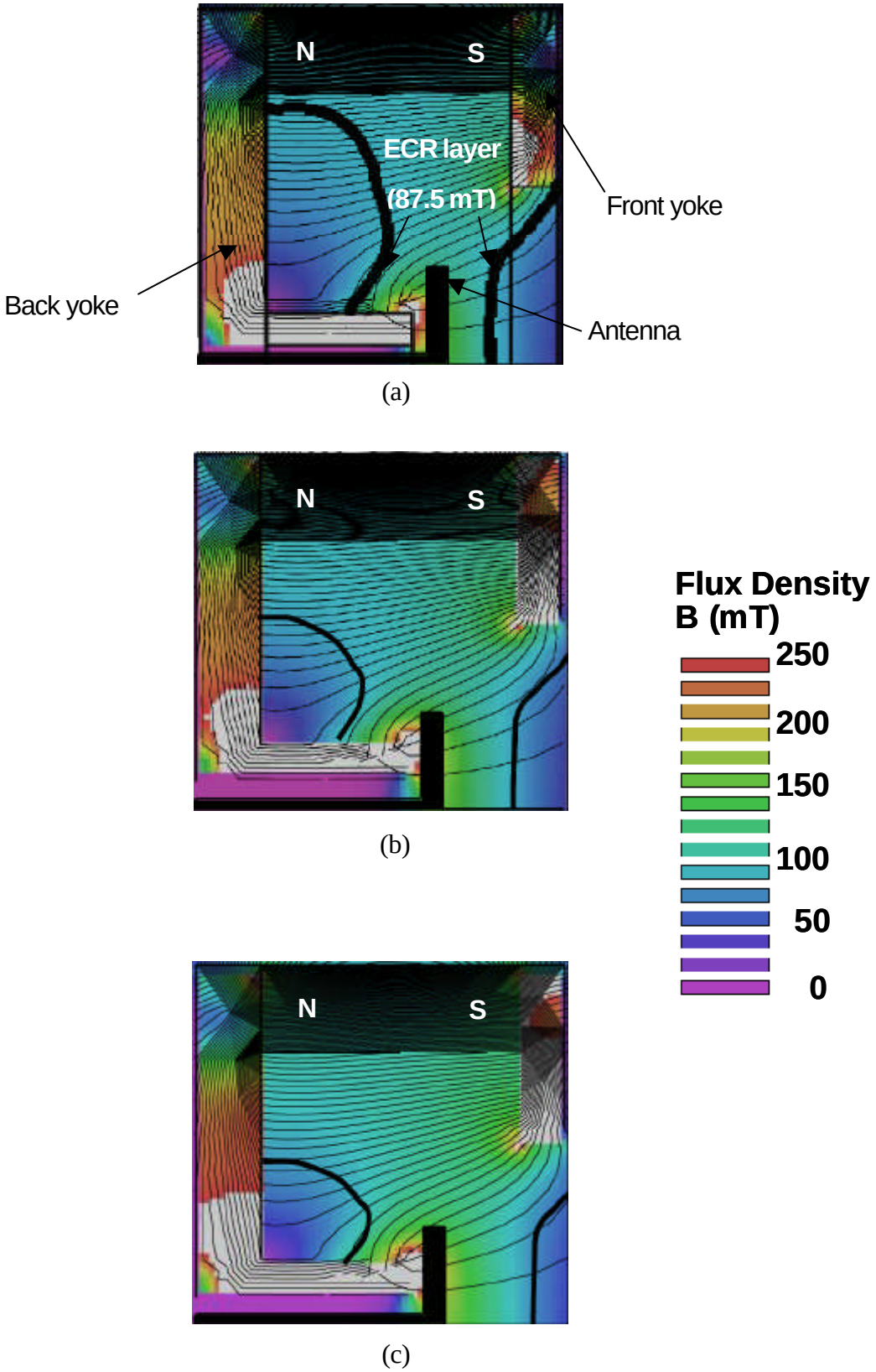



Fig.4-20　矩形ヨークを用いたときの磁場配位

(a) 磁石数 12 個，(b) 13 個，(c) 14 個

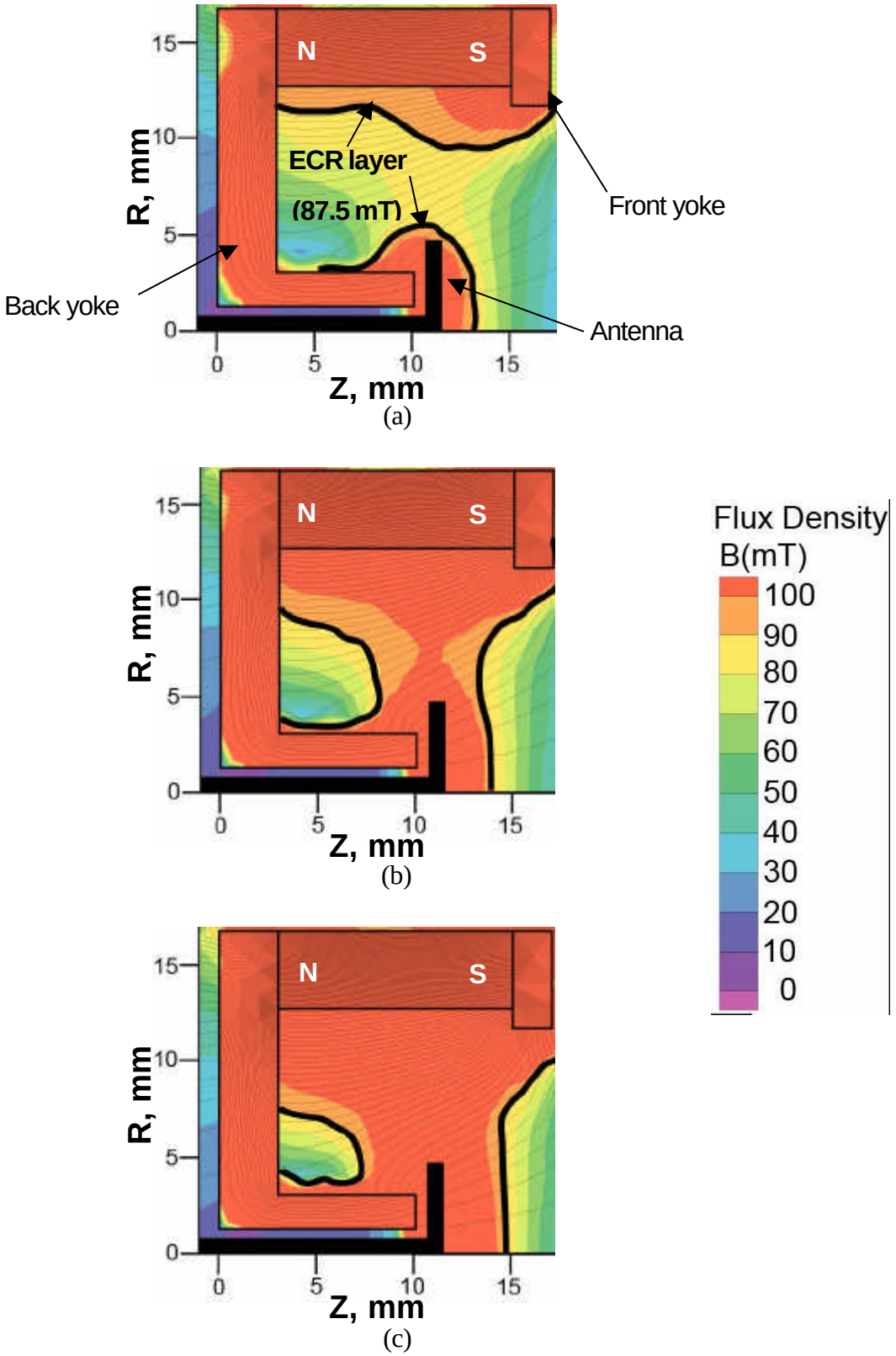



Fig.4-21　円形ヨークを用いたときの磁場配位

(a) 磁石数 11 個，(b) 13 個，(c) 15 個

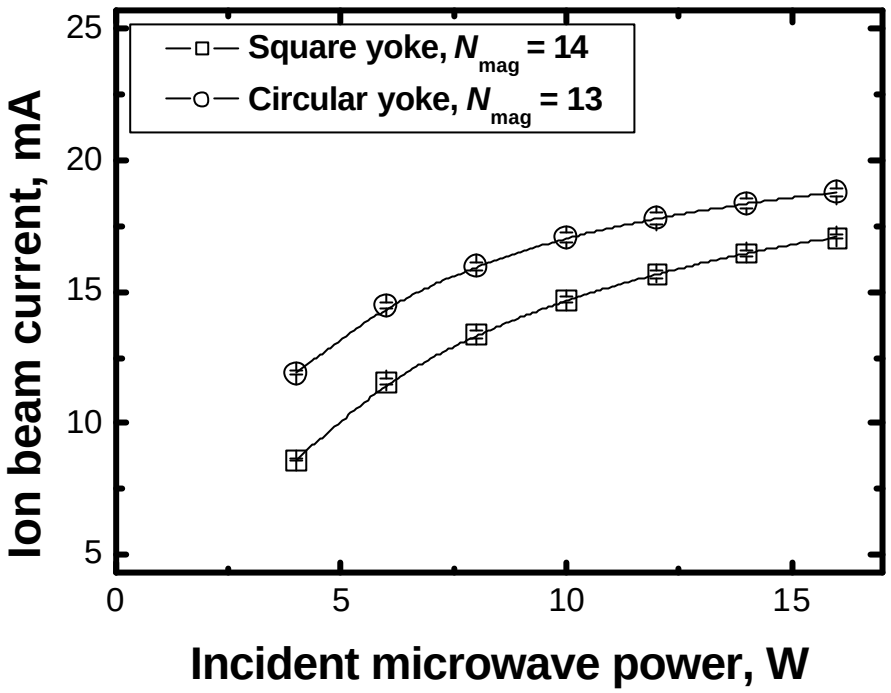



Fig.4-22　イオンビーム電流値のフロントヨーク形状依存性

$\dot{m}$ = 0.3 sccm, $V_b$ = 1500 V

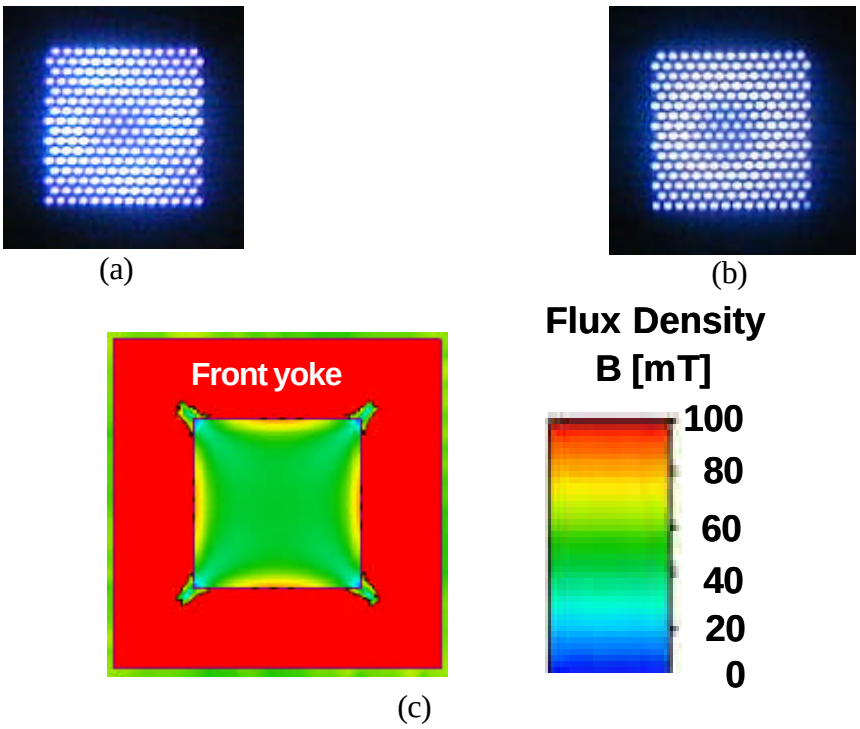



Fig.4-23　各フロントヨーク形状における発光写真と磁場配位

(a) 矩形ヨークの発光写真，(b) 円形ヨークの発光写真

(c) 矩形フロントヨーク付近の磁場配位

次に，Fig.3-9 に示すような軟鉄製スラスタを用いて磁石配置を変えてイオンビーム引出し実験を行った．Fig.4-24 に各磁場配位を示す．Fig.4-24(a)の 4 列ラインカスプは ECR 層が軸方向に長く，プラズマ生成領域が広く取れるようになっている．(b)の 8 列ラインカスプは 4 列ラインカスプよりも壁面磁場強度が強く，壁面損失を抑える様になっている．なお，アンテナに ECR 層を近づけるため，4×4×2 mm の磁石をアンテナ周囲に配置した．(c)のリングカスプは 4.1 ~ 4.4 で用いてきた磁場形状と基本的には変わらない．

Fig.4-25 にビーム電圧 1500 V，推進剤流量 0.3 sccm におけるイオンビーム電流値の磁場形状依存性を示す．これより，リングカスプが最も得られる電流値が大きいことがわかる．マイクロ波電力 12 W のとき，リングカスプで得られた電流値は 18.0 mA で，4 列ラインカスプの 7.7 mA や 8 列ラインカスプの 6.7 mA と比較して 2.5 倍ほど大きい．これは以下のように考えられる．リングカスプでは grad *B* ドリフトによって電子は周方向に周回運動し続けるだけだが，ラインカスプでは電子は軸上を移動し，壁面で損失する(Fig.4-26 参照)．これにより，リングカスプではプラズマ損失がラインカスプよりも小さく，得られる電流値が大きかったと考えられる．これは Fig.4-27 に示す発光写真からも推察される．ラインカスプでは，電子がグリッド方向へドリフトする箇所では発光が強く，底面側へドリフトする箇所では，発光が弱い．また，Fig.4-28 に推進剤流量 0.1 sccm におけるイオンビーム電流値の磁場形状依存性を示す．これより，6 W 以下ではラインカスプの方がリングカスプで得られる電流値よりも大きいことがわかる．これは，プラズマ閉じ込めによる性能向上よりも，生成領域が広いことによる性能向上が表れたためと考えられる．本研究では推進剤流量 0.1 sccm，マイクロ波電力 6 W 以下はターゲットとしていないものの，更に小型のスラスタでは考慮すべき磁場形状である．

また，性能の良かったリングカスプにおいて，アンテナ付近の円筒磁石数を変えてイオンビーム引出し実験を行った．Fig.4-29 に円筒磁石数 1 個，3 個の磁場配位を示す．上記の実験では円筒磁石数 2 個で行っていたので，磁場配位は Fig.4-23 を参照．Fig.4-30 にビーム電圧 1500 V，推進剤流量 0.3 sccm におけるイオンビーム電流値の円筒磁石数依存性を示す．これより円筒磁石 2 個の方が 1 個より電流値が大きいことがわかる．なお，円筒磁石 3 個ではプラズマが生成されなかった．これは 4.4.1 と 4.4.2 と同じ理由であろう．即ち，円筒磁石 1 個では磁場閉じ込めが悪く，磁気チューブも短いので 0.3 sccm において性能が悪かった．また，円筒磁石 3 個では磁場が強すぎ，磁気チューブも短すぎたためプラズマが生成されなかったと考えられる．

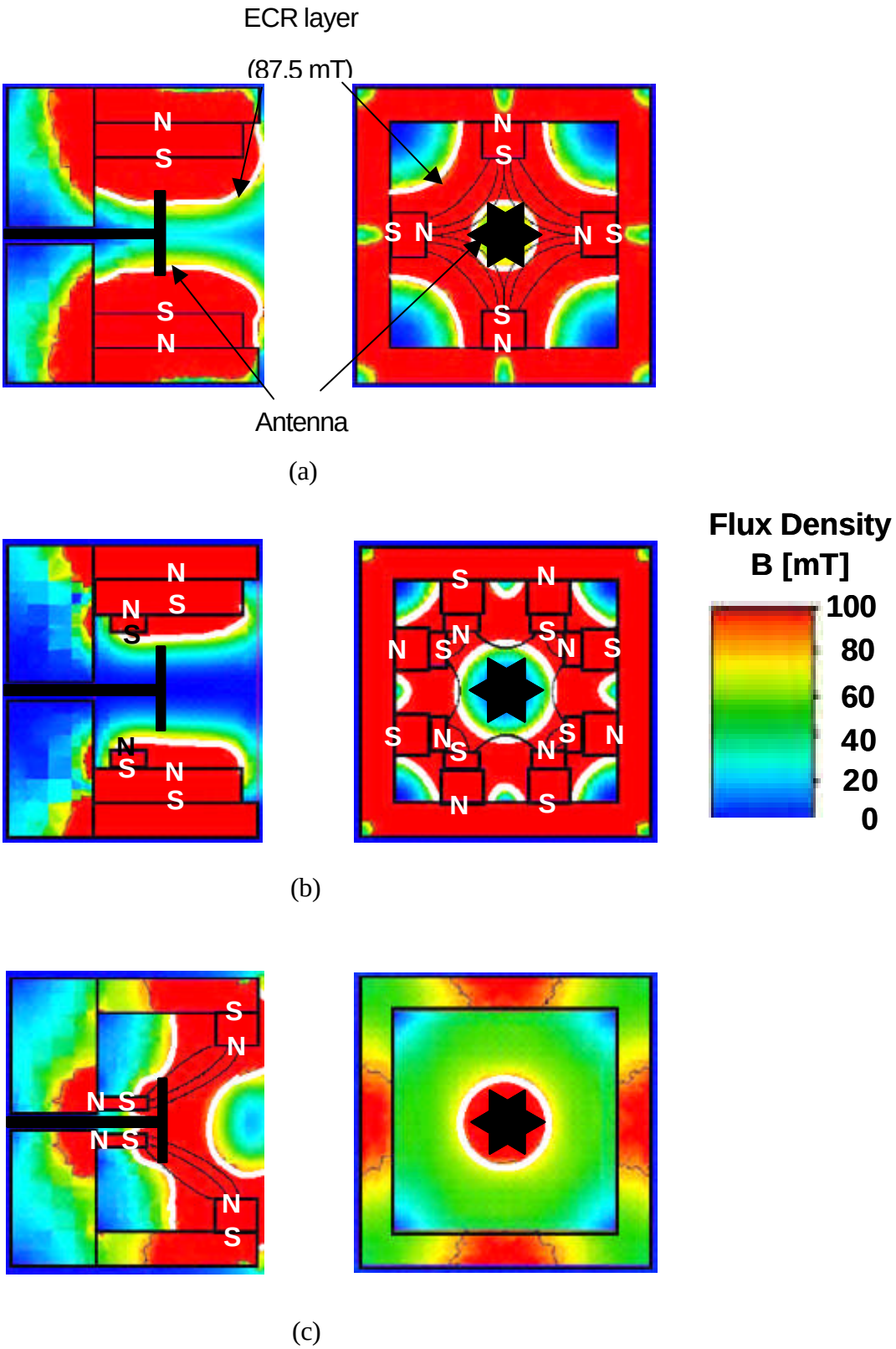



Fig.4-24　軟鉄製スラスタにおける磁場配位

(a) 4 列ラインカスプ，(b) 8 列ラインカスプ，(c) リングカスプ

(右図は周方向断面，左図はアンテナ位置での軸方向断面)

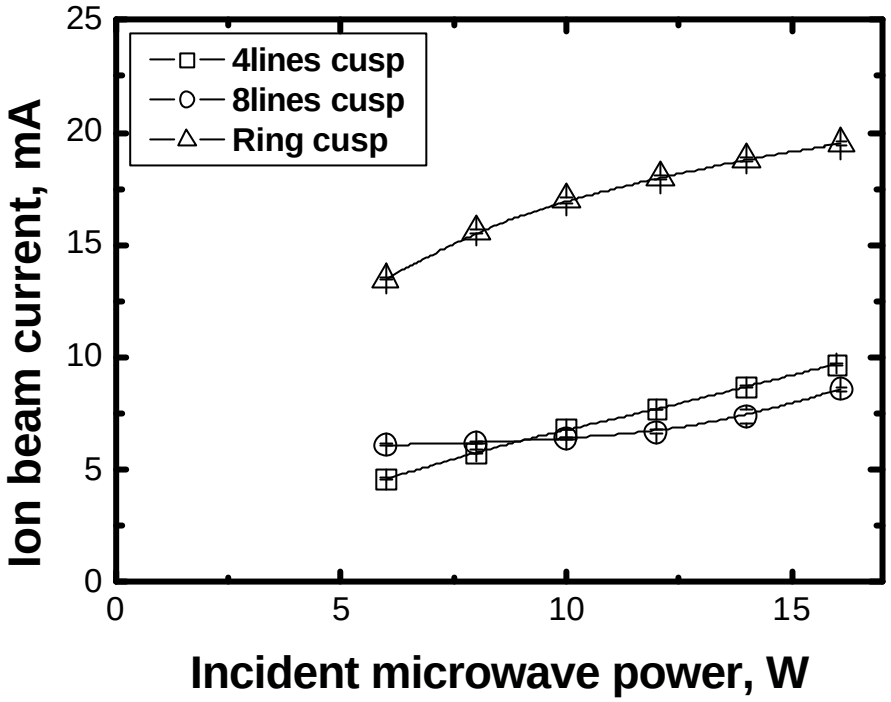
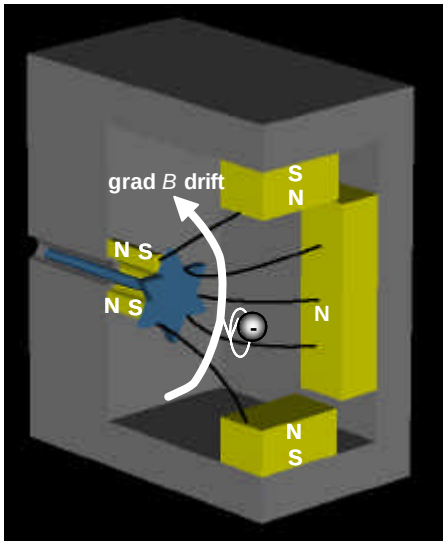
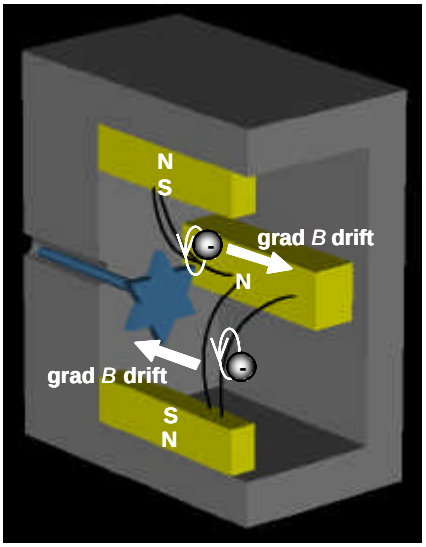



Fig.4-25　イオンビーム電流値の磁場形状依存性

$\dot{m}$ = 0.3 sccm, $V_b$ = 1500 V



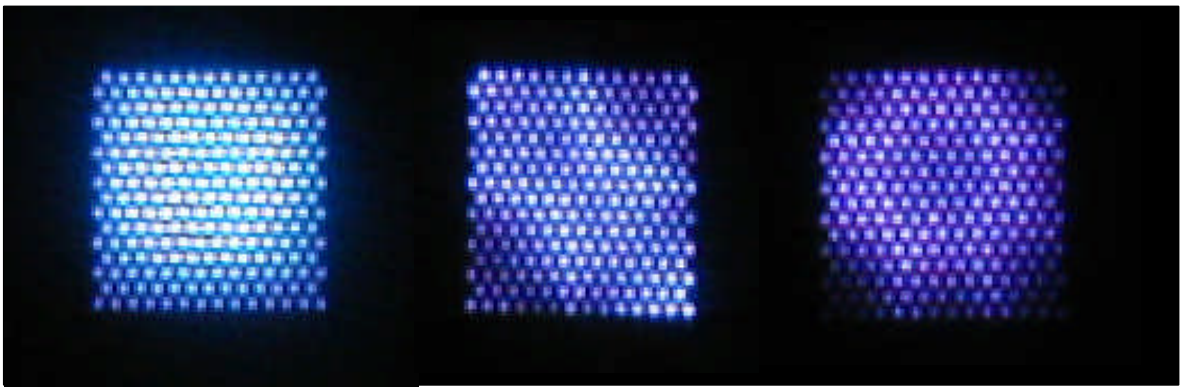

(a)




(b)

Fig.4-26　grad *B* ドリフトの概念図

(a) リングカスプ，(b) ラインカスプ



(a) (b) (c)

Fig.4-27 $\dot{m}$ = 0.3 sccm, $P_i$ = 12 W における各磁場形状で得られた発光写真

(a) リングカスプ，(b) 4 列ラインカスプ，(c) 8 列ラインカスプ

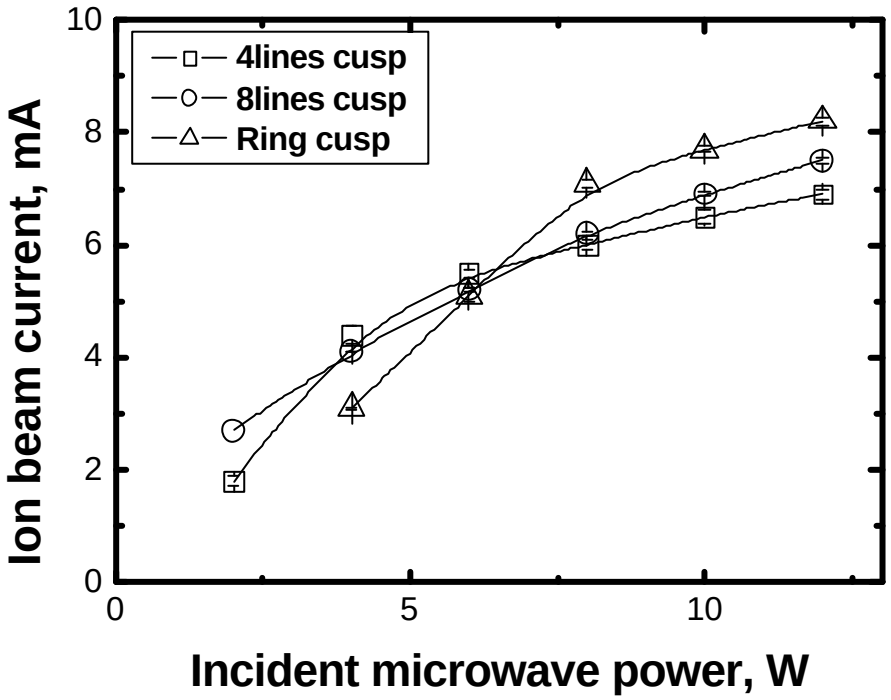
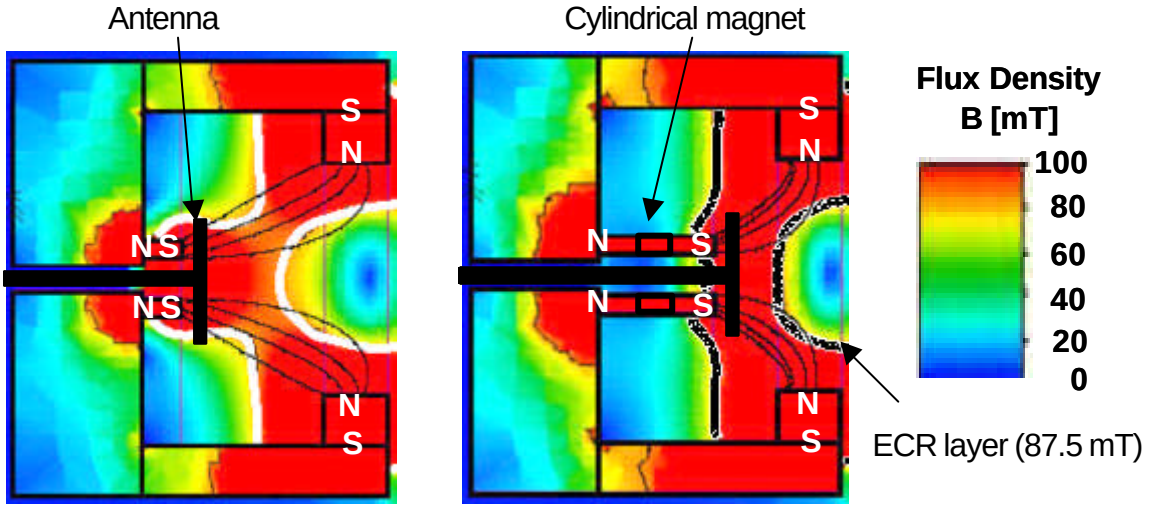



Fig.4-28 イオンビーム電流値の磁場形状依存性

$\dot{m}$ = 0.1 sccm, $V_b$ = 1500 V




(a) (b)

Fig.4-29　リングカスプにおける磁場形状

(a) 円筒磁石 1 個, (b) 円筒磁石 3 個

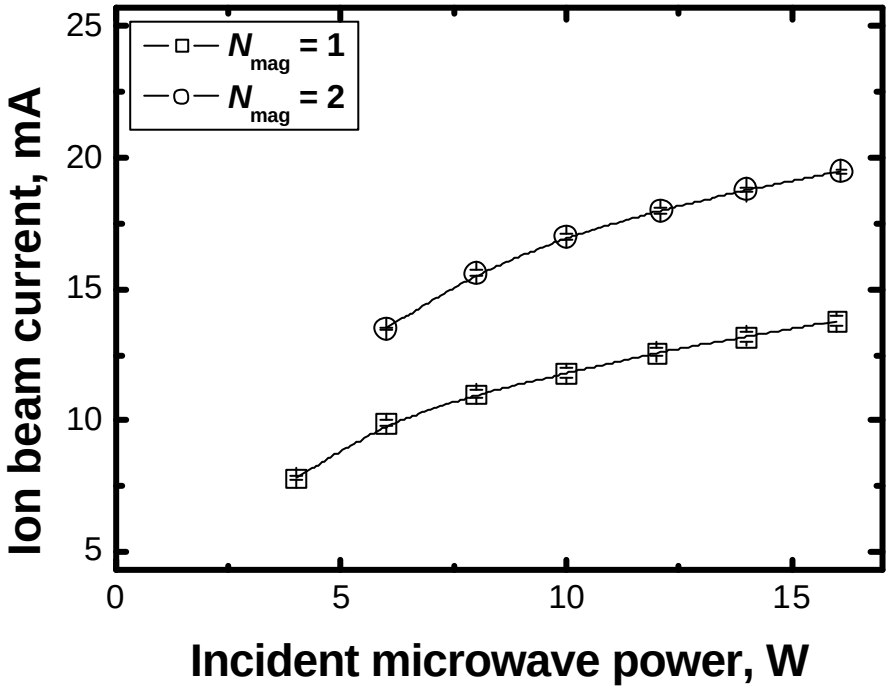



Fig.4-30　リングカスプにおけるイオンビーム電流値の磁場形状依存性

$\dot{m}$ = 0.3 sccm, $V_b$ = 1500 V

## 4.5　本研究におけるスラスタの推進性能

本節では本研究でこれまでに得られたスラスタの推進性能をまとめる．性能パラメータは第 1 章 1.2 節で述べたが，実際は二価イオンやビームの発散を考慮しなければならない．以下に二価イオンとビームの発散を考慮するための推力係数$g_{\mathrm{T}}$，二価イオンとビームの発散を考慮した推力 $F$，推進効率$h_{\mathrm{t}}$を示す．

$$g_{\mathrm{T}} = \cos q_{\mathrm{b}} \times \frac{1 + a/\sqrt{2}}{1 + a} \tag{4-1}$$

$$F = g_{\mathrm{T}} I_{\mathrm{b}} \sqrt{\frac{2 m_{\mathrm{i}} V_{\mathrm{b}}}{e}} \tag{4-2}$$

$$h_{\mathrm{t}} = \frac{g_T^2 h_{\mathrm{u}}}{1 + e_{\mathrm{c}}/V_{\mathrm{b}}} \tag{4-3}$$

ここで，$a$は一価イオンに対する二価イオンの割合，$q_{\mathrm{b}}$はビーム発散角である．$a$を 0.15，$q_{\mathrm{b}}$を 10°とすると[13],[14]，$g_{\mathrm{T}}$は 0.95 となる．

また，(1-5)式のプラズマ生成に要する電力 $P$ は入力マイクロ波電力から反射マイクロ波電力を差し引くことで求めるが，反射は全実験を通して 5%以下であったので入力マイクロ波電力を $P$ として性能を見積もった．

これより，本研究で得られたスラスタの代表性能を算出した．Fig.3-5 に示すグリッドを用いたときの最適な各コンポーネントをそれぞれ，アンテナは星型，磁場形状はリングカスプ，フロントヨーク形状は円形，バックヨーク $l_{\mathrm{b}}$長は 7 mm，放電室周囲設置磁石数 12 個として，Fig.4-31 にイオン生成コストと推進剤利用効率の関係を，Fig.4-32 に推力とマイクロ波電力の関係を示す．また Table.4-1，Table.4-2，Table.4-3，に推進剤流量 0.2 ~ 0.4 sccm における算出した代表性能と性能目標値の比較を示す．これより，各流量とも目標値をほぼ達成していると言うことが出来る．今後は内部の物理パラメータを詳細に測定し，定量的な評価から設計指針を得ることが必要である．また，実用化に向けて中和器との同時運転やビームの質の評価，耐久試験などを行う必要がある．

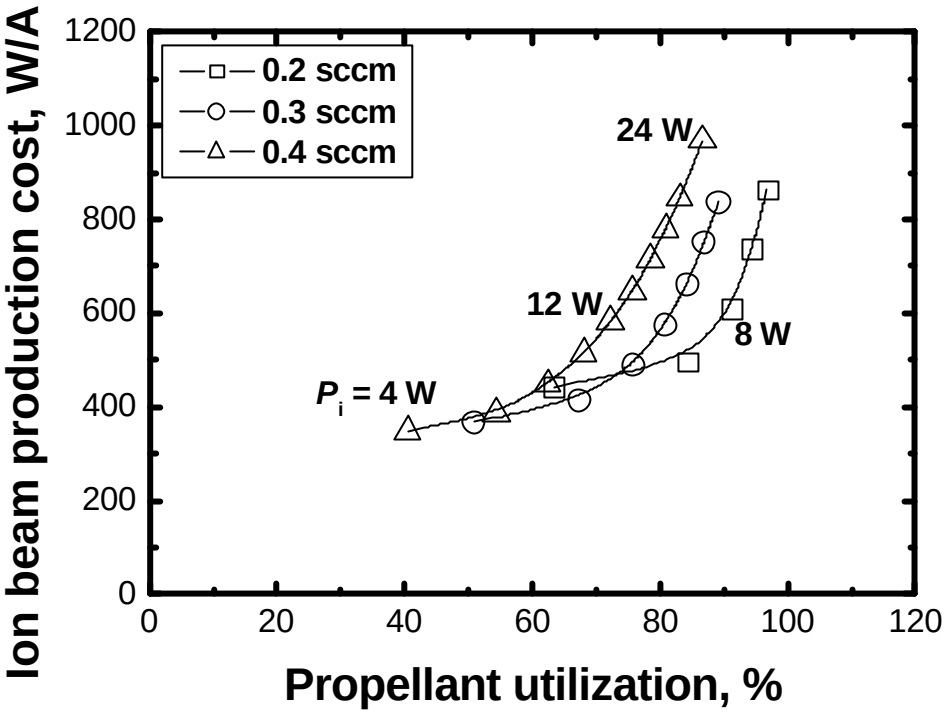



Fig.4-31　本スラスタにおけるイオン生成能

$V_b$ = 1500 V

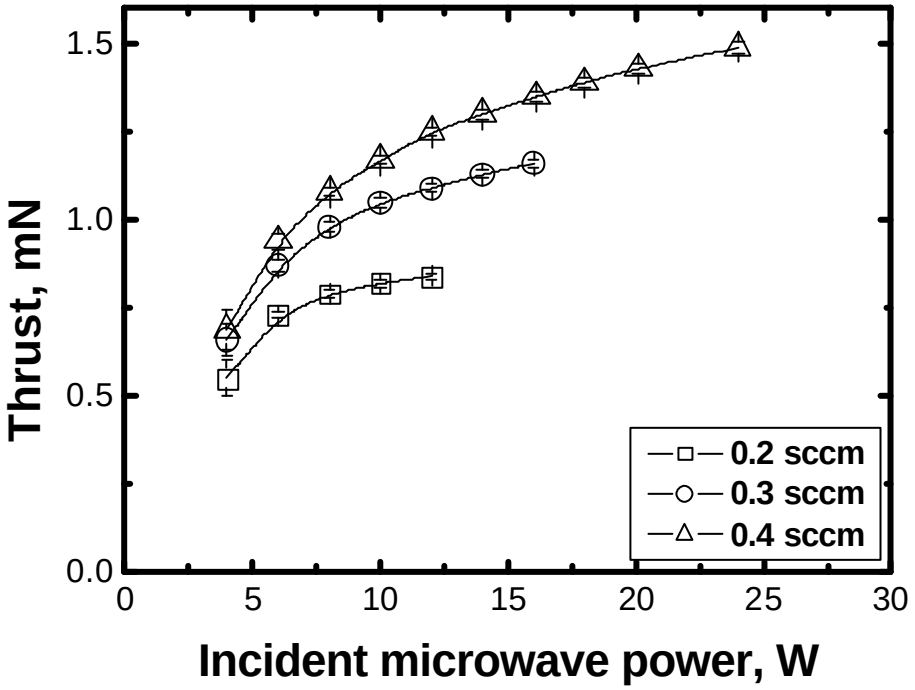



Fig.4-32　推力の投入マイクロ波電力依存性

$V_b$ = 1500 V

Table 4-1　推進剤流量 0.2 sccm の目標性能と得られた性能
()内は(4-1)~(4-3)式を考慮した目標値

| | Experiment | Target |
|---|---|---|
| Microwave power, W | 8 | 8 |
| Ion beam current, mA | 13.1 | 11.3 (12.0) |
| Ion beam production cost, W/A | 611 | 700 (666) |
| Propellant utilization | 0.91 | 0.80 (0.84) |
| Thrust, mN | 0.79 | 0.73 |
| Thrust efficiency | 0.58 | 0.54 |

Table 4-2　推進剤流量 0.3 sccm の目標性能と得られた性能
()内は(4-1)~(4-3)式を考慮した目標値

| | Experiment | Target |
|---|---|---|
| Microwave power, W | 14 | 14 |
| Ion beam current, mA | 18.7 | 17.6 (18.6) |
| Ion beam production cost, W/A | 751 | 810 (752) |
| Propellant utilization | 0.87 | 0.80 (0.87) |
| Thrust, mN | 1.13 | 1.13 |
| Thrust efficiency | 0.52 | 0.52 |

Table 4-3　推進剤流量 0.4 sccm の目標性能と得られた性能
()内は(4-1)~(4-3)式を考慮した目標値

| | Experiment | Target |
|---|---|---|
| Microwave power, W | 24 | 25 |
| Ion beam current, mA | 24.8 | 23.5 (24.7) |
| Ion beam production cost, W/A | 969 | 800 (1012) |
| Propellant utilization | 0.87 | 0.80 (0.86) |
| Thrust, mN | 1.49 | 1.5 |
| Thrust efficiency | 0.47 | 0.47 |

## 4.6　中和器の性能評価

本研究で得られた中和器の性能について述べる．本スラスタの推進剤流量 0.2 sccm，投入マイクロ波電力 8 W における目標電流値は 12 mA であったので(Table 4-1 参照)，中和器の性能目標を作動ガス流量 0.05 sccm，投入マイクロ波電力 2 W で引出し電子電流 12 mA 以上とする．

Fig.4-33 に作動ガス流量 0.05 sccm における引出し電子電流の投入マイクロ波電力依存性を示す．これより，電流値がマイクロ波電力の増加とともに大きくなっていることがわかるが，目標とするマイクロ波電力 2 W では電子値 5.8 mA であった．マイクロ波電力 4 W において 14 mA を得られているが, 4.4.3 で述べたようなラインカスプ型磁場形状を用いると低流量・低電力において良好な結果が得られるので，ラインカスプ等の磁場形状により性能の改善が見込まれる．また，壁面損失と生成領域の関係から放電室径と放電室長の最適比率を調査することや，放電室に仕事関数の低い材料を用いて放電室径を小さくし，2 次電子放出を多く利用することも考えられる．目標性能を達成すれば，スラスタとの同時運転により，システムとして評価する必要がある．

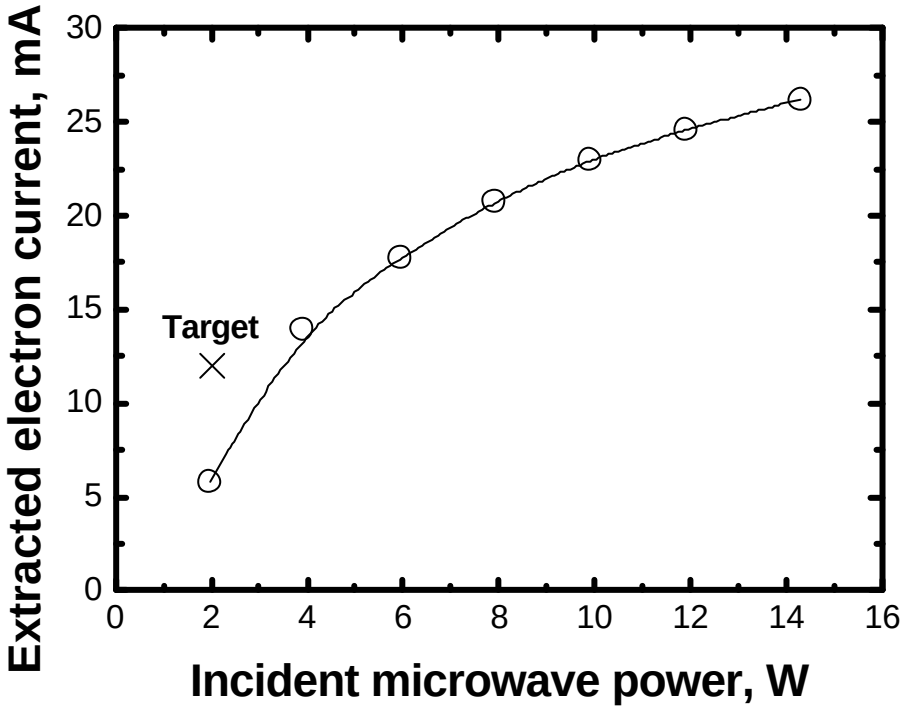



Fig.4-33　引出し電子電流値の投入マイクロ波電力依存性

$\dot{m}$ = 0.05 sccm (Xe)

## 4.7　長方形スラスタの性能評価

長方形スラスタの開発にあたり, 第 1 章 1.2 で述べたような性能目標を設定する. 現在, 量産型小型衛星の取組みの一つに“PETSAT (Panel ExTension SATellite)”と呼ばれるパネル型衛星がある[15]. これは各パネルに CPU やバッテリ, 推進系などの機能を持たせてミッション毎にパネル数を変化でき, 大量生産が可能なため低コスト化が期待されている. 1 パネルはサイズ約 30×30×5 cm, 発電量 > 10 W/panel とされている. この衛星を用いて打上げコストの低い低軌道でのミッションを想定する.

推進剤を含んだ初期質量 100~200 kg(パネル 10~20 枚)の衛星を高度 400 km においてスラスタ 1 台で軌道高度補償(($DV$ = 100 m/sec/year))を行うとする. PETSAT では推進系パネルを可動させればジンバルの役割を果たせるので, キャント角を考慮する必要は無いと思われる. 衛星の運用期間を 10 年, 得られる総電力を 100 ~200 W とし, マイクロ波電力(周波数 2.45 GHz)及び DC 電源の変換効率を 50%とする. また推進剤利用効率を 80%として計算を行う. なお, 推進剤には Xe(キセノン)を用いるとする. スラスタの作動時間を運用期間の 25%とすると, 第 1 章 1.2 で述べたような議論から性能目標値は Table4-4 の通りになる.

Table 4-4　長方形スラスタの目標性能

| | Target1 | Target2 | Target3 |
|---|---|---|---|
| Satellite mass, kg | 100 | 150 | 200 |
| Power/Thrust, W | 40 | 55 | 70 |
| Mass flow rate, sccm | 0.4 | 0.6 | 0.8 |
| Microwave power, W | 17 | 20 | 24 |
| Ion beam current, mA | 22.9 | 34.4 | 45.8 |
| Ion beam production cost, W/A | 745 | 600 | 527 |
| Propellant utilization | 0.80 | 0.80 | 0.80 |
| Thrust, mN | 1.20 | 1.80 | 2.40 |
| Thrust efficiency | 0.46 | 0.50 | 0.52 |

Fig.4-34 に長方形スラスタの写真を，Fig.4-35 にその構成図を示す．サイズは 65×35 mm で，Al 製放電室の周囲に 4×4×12 mm の長手方向磁化磁石を複数設置し，それらを軟鉄製ヨークで挟み込んで放電室内に磁気回路を形成させている．フロントヨークは 4.4.3 で得られた知見をもとに，軸方向から見て一様な磁場になるような形状にした．磁石数 18 個における磁場配位を Fig.4-36 に示す．星型アンテナを用いて実験を行ったところ，プラズマの着火性及び維持が著しく悪かったので ECR 層に広く接するような長方形アンテナを用いた．また，グリッドは Mo 製でその写真を Fig.4-37 に，グリッドパラメータを Table4-5 に示す．引出し領域は正方形スラスタで用いていた 16×16 mm に対して，16×32 mm とした．グリッド同士は絶縁性セラミックスで固定され，また絶縁性セラミックスをグリッド間に挟み込むことでグリッド間隔を調整できるようになっている．

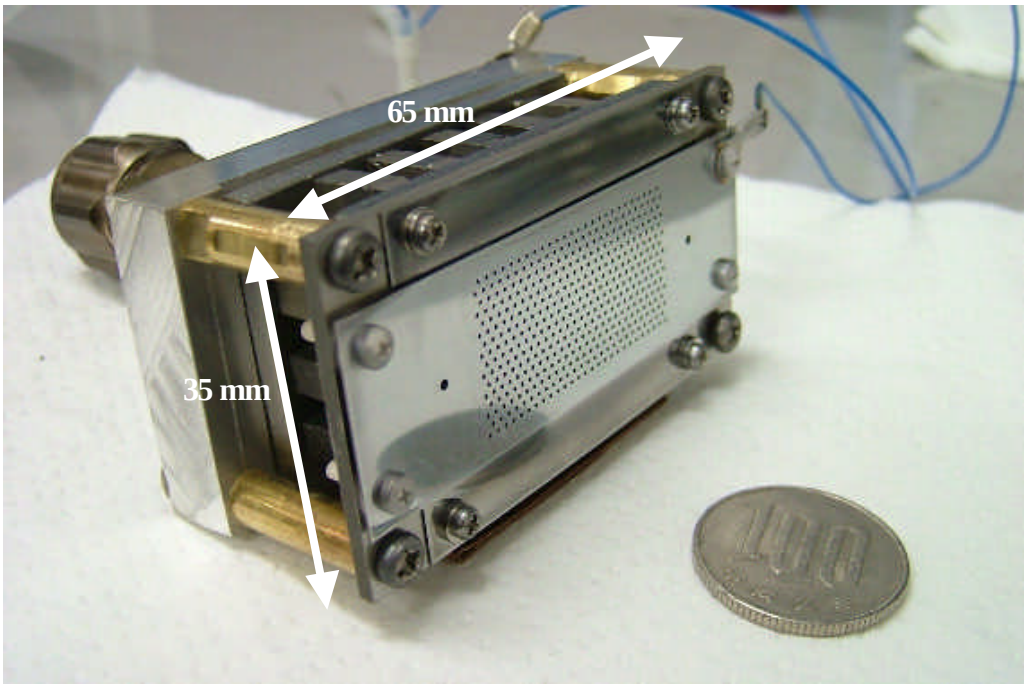



Fig.4-34　長方形スラスタの写真

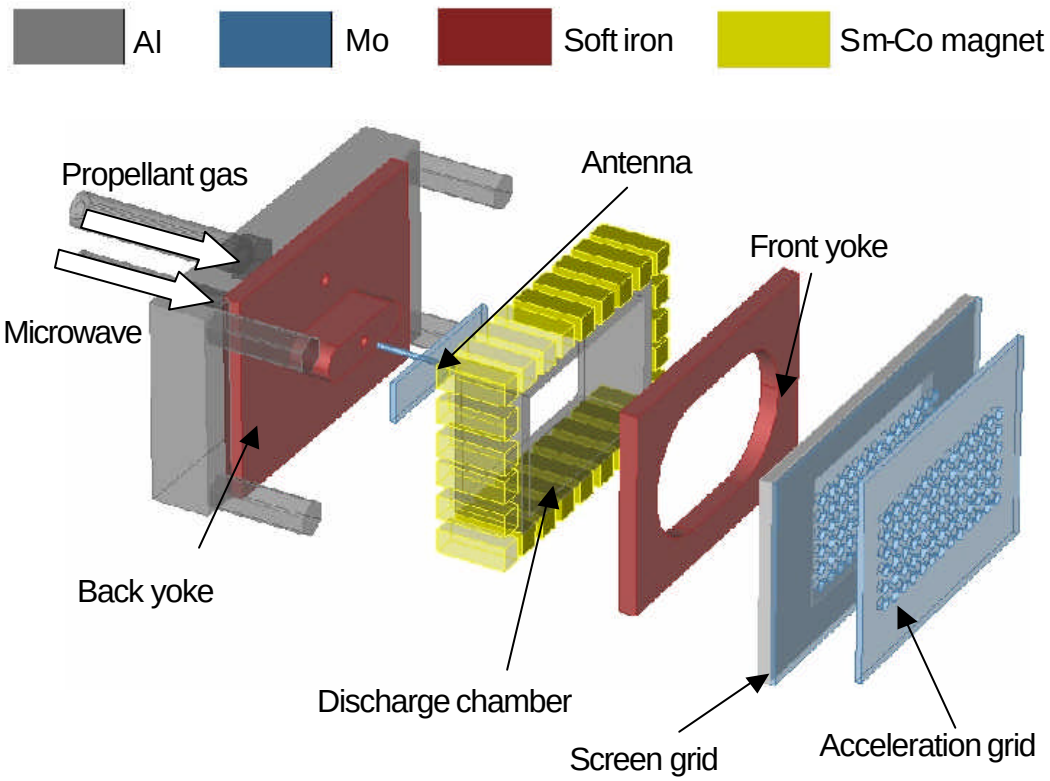



Fig.4-35　長方形スラスタの構成図

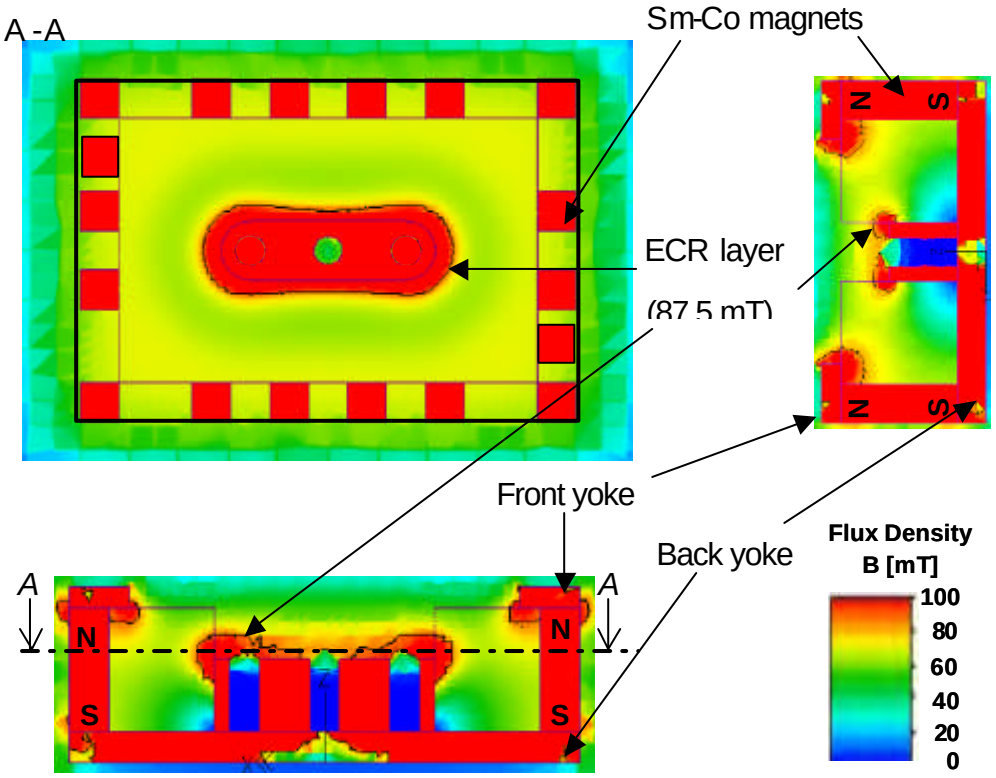



Fig.4-36　長方形スラスタの磁場配位

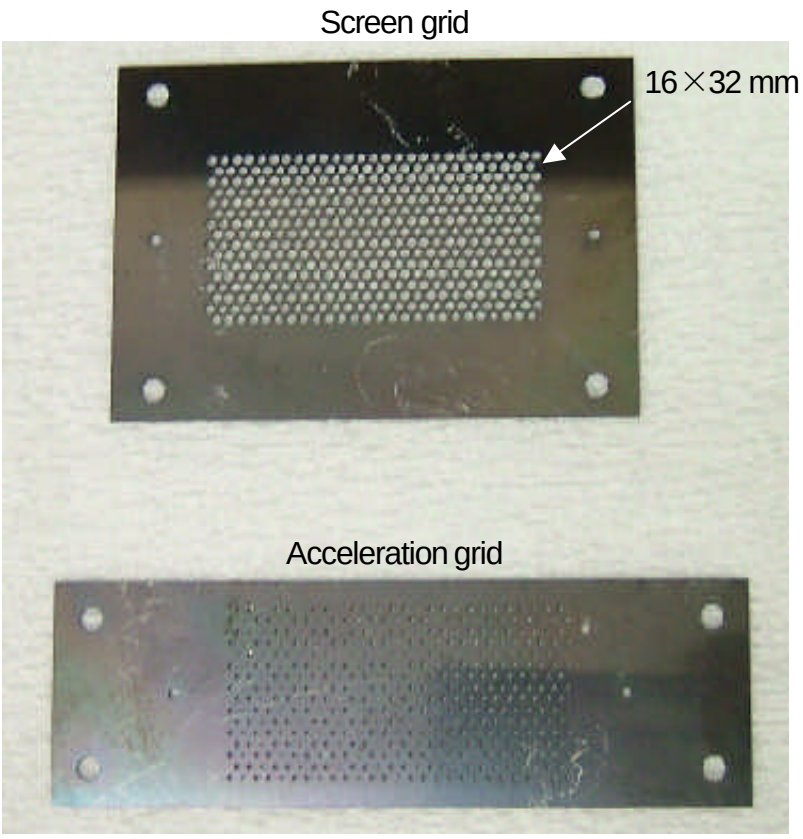



Fig.4-37　長方形グリッドの写真

Table 4-5　長方形グリッドのパラメータ

| Grid Parameter | Screen | Acceleration |
|---|---|---|
| Open area ratio, % | 51 | 16 |
| Hole diameter, mm | 0.9 | 0.5 |
| Potential, V | 1000 | -300 |
| Thickness, mm | 0.30 | |
| Material | molybdenum | |
| Grid gap, mm | 0.30 | |
| Number of holes | 432 | |

このような長方形スラスタを用いてイオンビーム引出し実験を行った．しかし，グリッド表面にプラズマが滞在してしまい，ビームを連続的に引出すことはできなかった(Fig.4-38 参照)．この原因は特定できていないが，背圧の高さが一つの要因として考えられる．一時的に引出せたときの性能を評価すると推進剤流量 0.6 sccm，投入マイクロ波電力 20 W において，イオンビーム電流値 26.9 mA，推進剤利用効率 0.71，イオン生成コスト 703 W/A であった．これより(4-1)~(4-3)式を用いて推力，推進効率を算出するとそれぞれ 1.34 mN，0.43 であった．今回はイオンビームの引出しが困難であったため，グリッドの改良を施すことで対処しさらに性能向上を図る必要がある．具体的にはグリッド孔数を減らして中性ガスの閉じ込めを改善してプラズマ生成を安定させることなどが考えられる．また，Fig.4-39 に示す発光写真から上部の発光が最も強いことが確認できる．これは推進剤供給ポートの位置によるものであろう．発光の強い箇所はポートの位置で，そこから電子の grad *B* ドリフト軌道が遠くなると発光が弱い(Fig.4-40 参照)．HYABUSA の後継機である*m*20 では推進剤供給法についての議論があるが[16]，このような小型スラスタにおいても推進剤供給法を検討する必要がある．さらにアンテナについてもその本数や形状を最適化することで目標値の達成が期待できる．

(a) (b)

Fig.4-38　長方形スラスタの側面からの写真

(a) グリッドにプラズマが滞在，(b) ビーム引出し

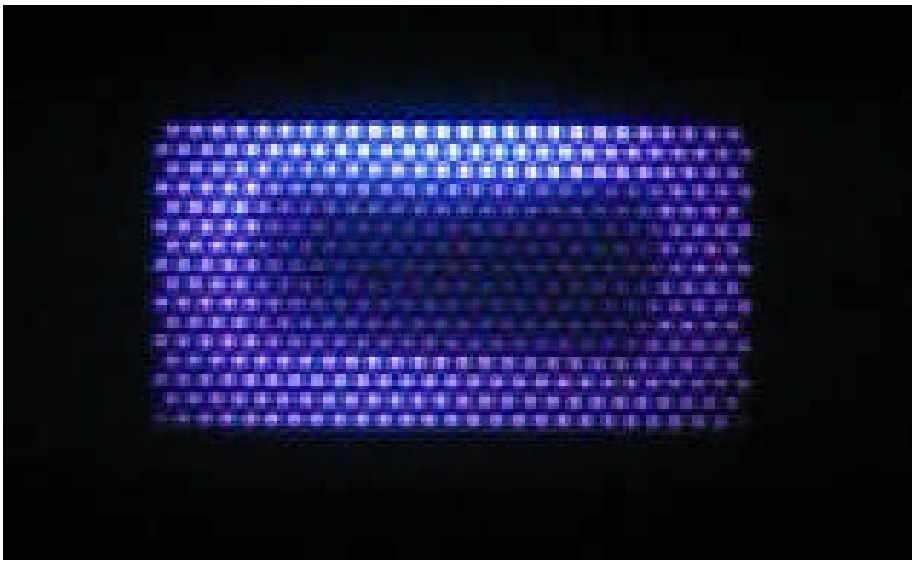


Fig.4-39　長方形スラスタの軸方向からの発光写真

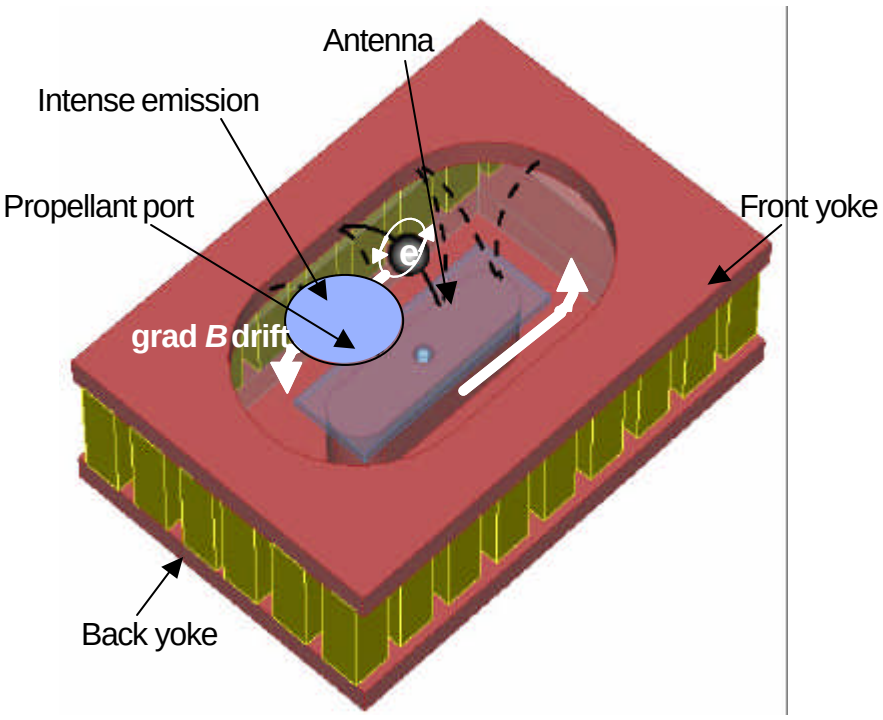



Fig.4-40　長方形スラスタにおける電子の grad *B* drift 軌道

# 第 5 章　結論

本研究では小型衛星用イオンスラスタの実用化を目指し，その設計指針を得るために各コンポーネントが推進性能に及ぼす影響を調査した．以下に得られた結論を示す．

(1) アンテナ形状依存性

円盤型，星型，十字型アンテナを用いてアンテナ形状が推進性能に及ぼす影響を調査した．その結果，星型アンテナを用いたとき最も良い性能が得られた．これは表面積が小さくマイクロ波－プラズマカップリングが良好であったためであろう．実際，アンテナ表面での損失測定の結果より，星型ではアンテナ表面での損失と等価のイオン飽和電流が少なく，カップリング向上によると考えられる高い電子温度が得られた．

(2) 磁場形状依存性

放電室内磁場強度及び磁気チューブ長が推進性能に及ぼす影響を調査した．その結果，磁場強度については閉じ込めとカップリングのトレードオフから最適な磁場強度があることがわかった．磁気チューブ長については，各流量によって最適な磁気チューブ長があることがわかった．低流量では磁気チューブ長が長いほど中性粒子との衝突確率が増すために良い性能が得られた．一方，高流量では磁気チューブ長が短いほど電離に寄与しない衝突確率が減るために良い性能が得られた．

(4) 矩形スラスタへの取組み

新たに，小型衛星に対して省スペース化が可能な矩形スラスタの開発を行った．この矩形スラスタに対して更に省スペース化を図るために矩形フロントヨークを用いたが，良い性能は得られず，省スペース化のメリットを考慮しても従来の円形ヨークを用いた方が良いことがわかった．また，リングカスプとラインカスプの異なる磁場形状の比較を行った結果，閉じ込めの良いリングカスプがラインカスプより 2 倍以上良い性能を示した．しかし，本研究でターゲットとしていない低流量・低電力領域では生成領域の広いラインカスプがリングカスプを上回り，更に小型のイオンスラスタではリングカスプは考慮すべき磁場形状であると言える．

**得られた知見をもとに最適化を行った結果，目標性能(推進剤流量** 0.2 sccm**，投入マイクロ波電力** 8 W **において，イオン生成コスト** 700 W/A**，推進剤利用効率** 0.84**，推力** 0.73 mN**，推進効率** 0.54)**を上回る性能を得ることができた．本研究におけるスラスタの代表性能として推進剤流量** 0.2 sccm**，投入マイクロ波電力** 8 W**において，イオン生成コスト** 611W/A**，推進剤利用効率** 0.91**，推力** 0.79 mN**，推進効率** 0.58 **を得た．**

# 参考文献


(1) **茂原正道, 鳥山芳夫**, "**衛星設計入門**", **培風館**, 2006.

(2) Choueiri, E. Y., "A Critical History of Electric Propulsion: The First 50 Years (1906-1956)", *Journal of Propulsion and Power*, Vol.20, No 2, 2004, pp.193-202.

(3) **栗木恭一, 荒木義博**, "**電気推進ロケット入門**", **東京大学出版会**, 2003.

(4) Kato, M., Takayama, S., Nakamura, U., Yoshihara, K. and Hashimoto, H., "Road Map of Small Satellite in JAXA", 56th International Astronautics Congress paper IAC-05.B5.6.B.01, 2005.

(5) Imazu, T., Tanaka, Y., Hirayama, H. and Hanada, T., "Applying a Simple Control Law to Deploy Space Tether on a Micro Tethered Satellite", the 25th International Symposium on Space Technology and Science, 2006-s-15, 2006.

(6) Kilter, M., "Micropropulsion Technology Assessment for DAWIN", Masters Thesis, Lulea University of Technology, 2004.

(7) **八坂哲雄**, "**宇宙のゴミ問題－スペースデブリ－**", **裳華房**, 1997.

(8) Chen, F. F., "Introduction to Plasma Physics and Controlled Fusion", Plenum Press, 1974.

(9) **稲垣直樹**, "**電気・電子学生のための電磁波工学**", **丸善**, 1980.

(10) Takao, Y., Miyamoto, T., Kataharada, H., Nakashima, H., Masui, H., Kai, T., Ijiri, H., Mori, Y. and Yamamoto, N., "Development of Small-Scale Ion Thruster Utilizing Microwave Discharge Plasma", *Proceedings of the 24th International Symposium on Space Technology and Science*, edited by J. Onodera, Japan Society for Aeronautical and Space Sciences and Organizing Committee of the 24th ISTS, Tokyo, 2004, pp.161-166.

(11) **提井信力**, "**プラズマ基礎工学**", **内田老鶴圃**, 1995.

(12) **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**", **平成** 17 **年度九州大学博士論文**.

(13) **佐鳥新, 國中均, 大滝基之**, "**マイクロ波放電型イオンエンジンのビーム計測**", **日本航空宇宙学会誌**, Vol.46, No.534, pp.406-412, 1998.

(14) Takegahara, H., Kasai, Y., Gotoh, Y., Miyazaki, K., Hayakawa, Y., Kitamura, S., Nagano, H., and Nakamura, K., "Beam Characteristics Evaluation of ETS-VI Xenon Ion Thruster", IEPC paper 93-235, Electric Rocket Propulsion Society, Sept. 1993.

(15) 中須賀真一, 中村友哉, 佐原宏典, 菅原佳城, “PETSAT-パネル展開方式による新しい衛星の概念”, 第 48 回宇宙科学技術連合講演集, pp.213-218.
(16) 宮本尚志, “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 年度博士論文.