

東京大学 大学院新領域創成科学研究科  
基盤科学研究系  
先端エネルギー工学専攻

平成 25 年度

修士論文

Development of millimeter wave taper tube transmission  
system for Microwave Rocket

ー マイクロ波ロケット用ミリ波テーパ管型集光器の開発

ー

2014 年 1 月提出  
指導教員 小紫 公也 教授

47116057 浅井 健太

# 目次

第1章	序論	3
1.1	ビーミング推進	3
1.2	マイクロ波ロケット	4
1.2.1	マイクロ波ロケットにおける推力生成原理	5
1.3	マイクロ波エネルギー伝送	6
1.3.1	ビーム発振源	7
1.3.2	ガウスビームの長距離伝播	8
1.3.3	長距離エネルギー伝送系	10
1.4	目的	11
第2章	送電システム	12
2.1	ビーム径拡大系	12
2.2	準光学を利用した凸型ミラーの開発	15
2.2.1	設計手法	15
2.2.2	新凸型ミラー	17
2.3	170GHz 発振器を用いた低電力試験	18
2.4	電力密度測定結果	20
第3章	受電システム	22
3.1	光線追跡法を用いた集光器の設計手法	22
3.1.1	エネルギー伝送効率のテーパ開口面口径依存正	23
3.2	電力密度分布シミュレーションの評価	24
3.2.1	円形テーパモデル	25
3.2.2	94GHz 発振器を利用した低電力試験	26

3.2.3 電力密度分布測定結果・シミュレーションとの比較 .....	30
3.3 テーパ管型集光器の設計 .....	32
3.3.1 推力の電力密度依存性 .....	32
3.3.2 光線追跡法を利用した電力密度シミュレーション .....	33
3.3.3 正8角形テーパ管型集光器 .....	35
3.3.4 低電力試験における電力密度分布 .....	36
3.3.5 メッシュ壁を利用することでの電力密度分布への影響 .....	37
第4章 ジャイロトロンを使用した大電力試験 .....	38
4.1 実験系 .....	38
4.2 プラズマ伝播速度測定結果・ピーク電力密度 .....	41
第5章 結論 .....	44
参考文献 .....	45
修士論文に関する発表等一覧 .....	47
謝辞 .....	49

## 第1章 序論

### 1.1 ビーミング推進

昨今の宇宙開発において、物資の宇宙郵送費用の大幅な削減は最も重要な問題の一つである。例えば国際宇宙ステーション(ISS : International Space Station)などの超大型宇宙建造物を作成するためには大量の物資・材料を宇宙まで上げる必要があり、また宇宙太陽光発電衛星(SSPS : Space Solar Power System)などは現代の科学技術でも開発可能なものに関わらず、現状の化学推進を利用した宇宙輸送機では数百円規模の輸送費用が見込まれ開発が非常に困難な状態にある [1]。

ビーミング推進(BEP : Beamed Energy Propulsion)を利用した宇宙輸送機は宇宙輸送コストを大幅に削減できると期待されている。ビーミング推進を利用した宇宙輸送機のイメージを図 1 に示す。

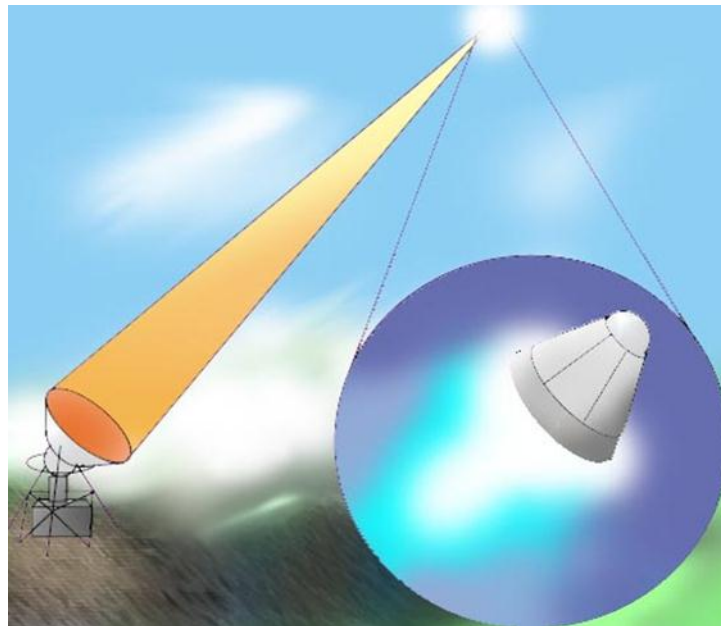


図 1.1 ビーミング推進イメージ図

BEP は 1972 年に Arthur Kantrowitz によってレーザーを利用した打ち上げシステムとして発表された [2]。BEP は地上に設置されたビーム発振源から送られてくる電磁ビームを推進エネルギーに変換し推力を得る。そのため推進機にはエネルギー源、燃料タンク、

ターボポンプ等を搭載する必要がなく構造が極めて簡素に作ることができる．さらに機体が大気圏を抜けるまでは大気を推進剤として利用することができるため高いペイロード比と高い推進力を得ることができる．また、地上にビーム発振源を設置することでメンテナンス等の維持費や、何度も使いまわすことで開発費も削減できる．

BEP のビーム発振源としてレーザーを使う研究が数多く発表されている．中でも Mr Myrabo が行ったレーザーを使用した打ち上げ実験では 71m の打ち上げに成功している [3]．また、一方で、マイクロ波を使用した BEP として 1980 年に Knecht によりマイクロ波を使用して推進剤を加熱するマイクロ波サーマルロケットについて研究開発がなされている [4]．

## 1.2 マイクロ波ロケット

マイクロ波ロケットとは BEP を用いた推進システムの一つである．マイクロ波とは電磁波の一種で周波数が 300MHz から 300GHz、波長が 1m から 1mm のものを指す．レーザーに使用される波長は数  $\mu\text{m}$  から数十 nm なので、レーザーの波長と比べるとマイクロ波の波長は 2 桁以上大きい [5]．BEP にマイクロ波を用いる利点はビーム発振源にある．BEP に応用できる大電力のビーム発振源としてジャイロトロンが挙げられる．これは核融合研究のために開発された高エネルギー効率、1 MW クラスのマイクロ波発振源であり、既に開発されているため BEP への応用が可能である [6]．さらにマイクロ波 BEP はビームのエネルギーコストがレーザーの BEP にくらべ二桁低いという利点もある．

### 1.2.1 マイクロ波ロケットにおける推力生成原理

マイクロ波ロケットには円筒形の胴体と集光器の頭部からなる推進機からなっている。推進機端に設置された集光器は推力壁とよばれ、推進機逆側の端からパルスビームを介してエネルギーを推進機内部へと取り入れている。推力生成過程はパルスデトネーションモデル（PDE：Pulsed Detonation Engine）のアナロジーとして説明できる [6] [7]。図 1.2 に推力生成過程の概略を示す。まず推力壁に取り付けられた集光器でビームを集光して大気の絶縁破壊を起こす。絶縁破壊により生じたプラズマはビームのエネルギーを吸収しながら衝撃波を伴い推進機の開口面に向かい一定の速度で射出される。この過程をマイクロ波デトネーションと呼ぶ。デトネーション波に追従しながら希薄波が開口面に向かっていく間、推進機内部の圧力はある一定の高圧に保たれる。衝撃波が開口面から出て行くと、膨張波が開口面から推力壁に向かって発生する。それに伴い推進機内部の圧力は徐々に低下していき圧力振動を伴いながら大気圧と同程度になる。高圧のガスを吐き出すときに作用反作用の効果により推力が生成される。パルスビームを繰り返し推進機内部に取り入れるたびにこのサイクルが発生するためマイクロ波ロケットは持続的な推力を維持することが可能である [8]。

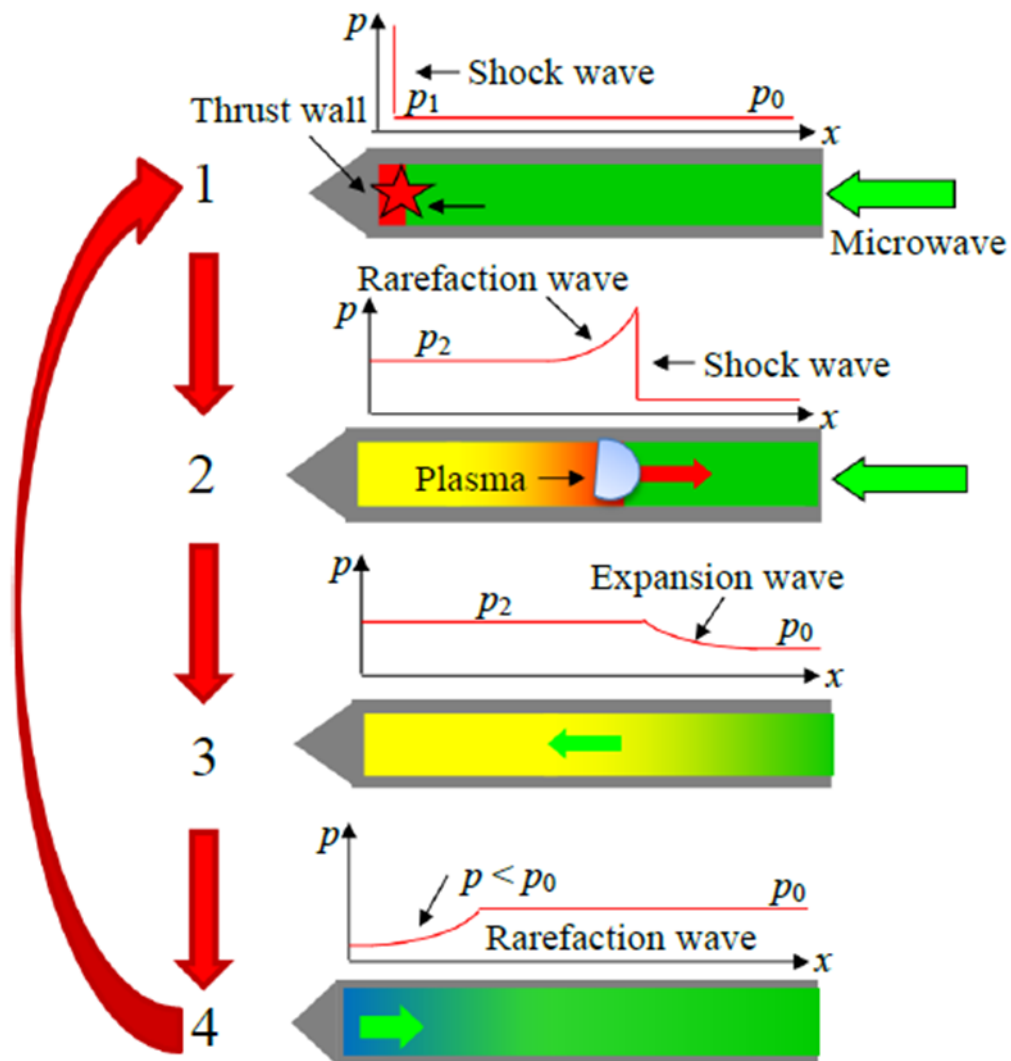


図 1.2 推力生成概略図

### 1.3 マイクロ波エネルギー伝送

この節では、地上からマイクロ波ロケットへのマイクロ波を用いたエネルギー伝送について述べる。

### 1.3.1 ビーム発振源

本研究で使用する大電力マイクロ波発振源として 1 MW クラス、170GHz のジャイロトロンを使用する(図 1.3). このジャイロトロンは ITER 計画 (International Thermonuclear Experimental Reactor) に使用する電子サイクロ共鳴加熱システムとして日本原子力開発機構により開発された. 表 1.1 にその仕様を記述する. 最高 60% のエネルギー変換効率で、パルス幅を 0.1ms から 1000 s まで変えることができる.



図 1.3 ジャイロトロン

ジャイロトロンには真空に引かれた円形コルゲート導波管が接続されており、導波管端にはサファイア窓がはめ込まれている. コルゲート導波管とはその管内壁面に溝が掘ってあり、マイクロ波を HE11 モードと呼ばれる管壁での電界が小さいモードで伝送させるこ



とができる．HE11 モードは自由空間伝搬でのガウスビームによく似ており、本研究では導波管端から射出するマイクロ波をビームウェイト $\omega_0 = 20.4 \text{ mm}$  ガウスビームとして扱う．

また、170GHz ジャイロトロンから発生するマイクロ波の波長  $\lambda$  は  $1.7 \text{ mm}$  である．マイクロ波の中で特に波長が  $1 \text{ mm}$  から  $10 \text{ mm}$  までのものはミリ波と呼ばれる．それゆえ 170GHz ジャイロトロンはミリ波発振源であり、以下では 170GHz ジャイロトロンで生成されるマイクロ波のことをミリ波と呼ぶ．

表 1.1 ジャイロトロン仕様

Frequency	170 GHz
Output Power : P	< 1 MW
Beam Profile	HE11 (Gaussian)
Beam waist	40 mm
Electrical efficiency	< 60 %

### 1.3.2 ガウスビームの長距離伝播

ガウスビームは式 1.1 で示される電界分布を持つ．

$$E(r, z) = E_0 \frac{\omega_0}{\omega(z)} \exp\{-j[kz - \eta(z)] - r^2 \left( \frac{1}{\omega^2(z)} + \frac{jk}{2R(z)} \right)\} \quad (1.1)$$

ここで $E$ は電界、 $\omega$ はビームウェイト、 $k$ は波数、 $j$ は虚数を表し、ビームは $z$ 軸方向に放射されるとし、添字 $0$ は放射口位置を示す．また、 $R(z)$ ， $\eta(z)$ はそれぞれある距離 $z$ におけるビームフロントの曲率半径及びビーム半径であり、次式で与えられる． $n$ は伝搬経路の屈折率である．

$$R(z) = z \left[ 1 + \left( \frac{\pi \omega_0^2 n}{\lambda z} \right)^2 \right] \quad (1.2)$$

$$\eta(z) = \tan^{-1} \frac{\lambda z}{\pi \omega_0^2 n} \quad (1.3)$$

ビームスポットサイズを表す $\omega(z)$ は以下の式で与えられる.

$$\omega^2(z) = \omega_0^2 \left[ 1 + \left( \frac{\lambda z}{\pi \omega_0^2 n} \right)^2 \right] \quad (1.4)$$

ビームスポットサイズとはビーム径の大きさを示し、ビーム軸に垂直な平面上で電界強度がビーム軸上の  $1/e$  になる距離を表す [9].

ジャイロトロンに接続されたコルゲート導波管端からミリ波はガウスビームで放射される. 照射されたガウスビームのビーム径は回折現象により距離が進むにつれ拡大する.

170GHz ジャイロトロンから照射される $\omega_0 = 20.4 \text{ mm}$  のミリ波のビームスポットサイズを図 1.4 に示す.

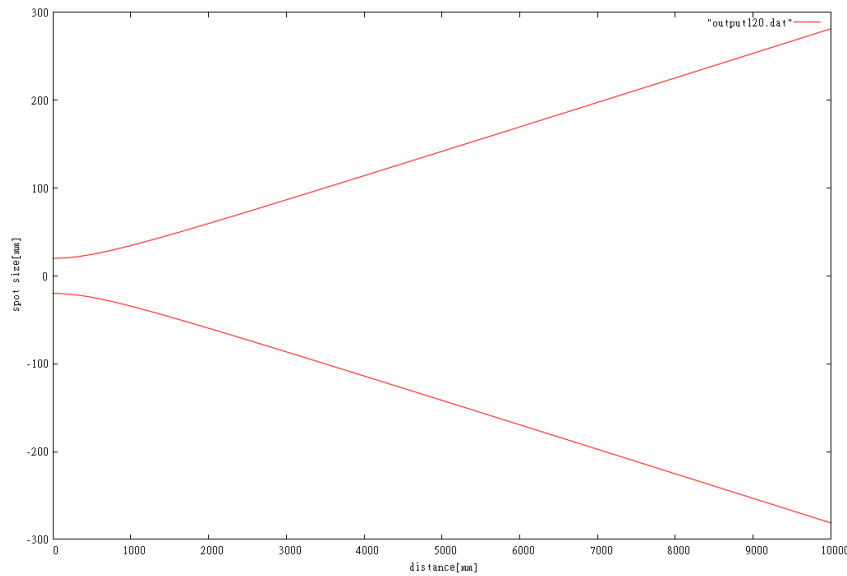


図 1 導波管から照射されるガウスビームの軌道

導波管から出てくるガウスビームはすぐにビーム径が大きくなり、エネルギーが発散してしまうため長距離伝送には不向きなのが見て取れる.

### 1.3.3 長距離エネルギー伝送系

マイクロ波推進において要求される上空 100Km 程度までのビーム照射のためには、式 1.4 に示されるビームスポットサイズの式より、ビームウエスト $\omega_0$ を大きくして回折現象を抑え十分な指向性を得る必要がある。それゆえ本研究グループはそれぞれ一對の放物面ミラーを使用した送電システムと受電システムからなるビーム伝送系で、2008 年に 5m の水平方向エネルギー伝送試験を実施し、これに成功している [8]。その時に使用されたビーム伝送系の概略図と写真を図.1.4 に示す。

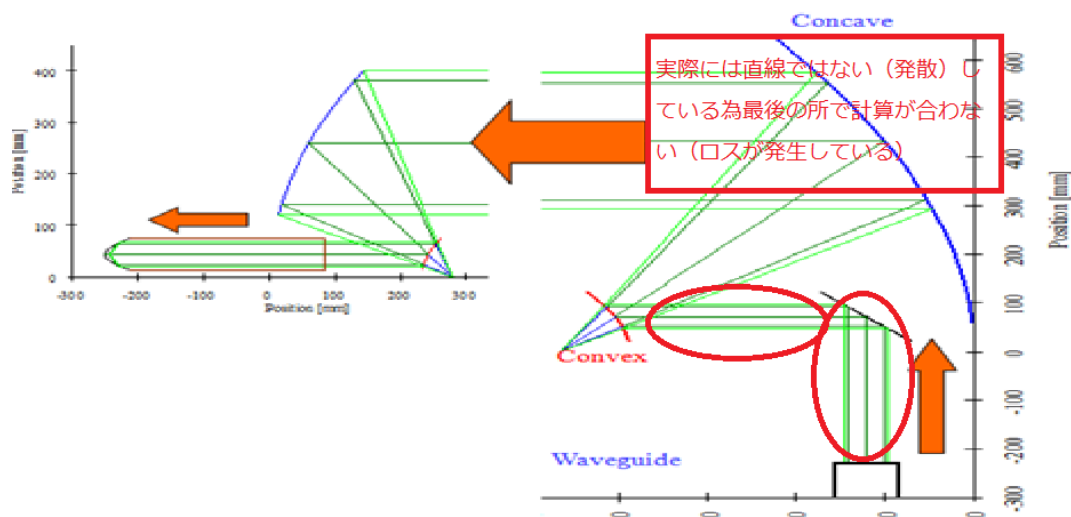


図 1.4 ミラー型集光系を利用した伝送系概略図

ジャイロトロンに接続された導波管端から $\omega = 20 \text{ mm}$  のガウスビームを送電系で $\omega = 120 \text{ mm}$  のガウスビームに拡大し、マイクロ波ロケットの後部に接続されている受電系で $\omega = 20 \text{ mm}$  のガウスビームに再び集光し推進機内部へ照射している。しかしマイクロ波ロケットに一對の放物面ミラーを用いた受電系を利用することで以下に挙げられる 3 つのデメリットが存在する。

1. 軸対称構造になっておらず、重心と推進機軸がずれることで垂直方向打ち上げ運転には向いていない
2. 構造が複雑になり重量が増加する
3. コリメートミラー（凸放物面鏡）が推進機の軸上にあり、推力生成の妨げになることで推力低下を起こす

以上の理由より本研究は垂直打ち上げ試験のために新たな受電系を開発する必要があった。

#### 1.4 目的

本研究はマイクロ波ロケット垂直打ち上げ試験に向けた新たな伝送系の開発を目的とする。特に受電系についてはミラー型受電系の弱点である軸対称、簡素軽量化、集光系が推力生成の妨げにならないという三点を考慮したテーパ管型受電系を提案しこれを試験する。

## 第2章 送電システム

この章では本研究の送電システムについて記述する。送電システムはビーム発振源（Gyrotron）から送られてくるビームの径を大きくすることで、長距離伝送時においてビームのエネルギー発散を抑える役割を持つ。

### 2.1 ビーム径拡大系

当研究室が過去に行ったエネルギー長距離伝送実験において使用した送電システムの概略図を図 2.1 に示す。コルゲート導波管端からは周波数  $170\text{GHz}$  ,  $\omega_0 = 20\text{ mm}$  のガウスビーム(HE11 モード)が出力され送電システムに入射される。この系では焦点距離  $f: 78.1\text{mm}$  の凸面と焦点距離  $f: 465\text{mm}$  の凹面からなる一対の放物面ミラーを用いてビーム半径  $20\text{mm}$  の平行ビームをビーム半径  $120\text{mm}$  の平行ビームに拡大している。実際に使われた送電系の写真を図 2.2 に示す。

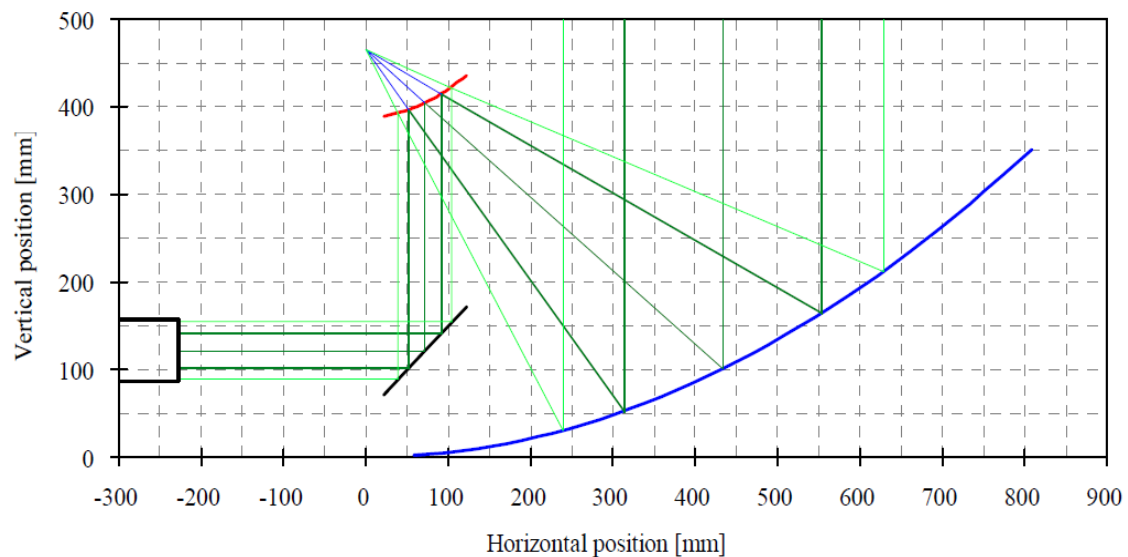


図 2.1 送電システム概略図



図 2.2 送電システム

この送電系は幾何光学を基に設計されており、実際のビームではコルゲート導波管端で回折現象を引き起こし導波管出力部から送電系に入射されるまでにビーム径が拡大するため概略図に示したようなビームの軌道は描かず、想定していたものとは異なる経を持つビームが送電されるという問題が存在した. 図 2.3 に導波管端から照射されるミリ波ビームの軌道の全体像を記す. 青で書かれた線は想定していた平行光線で入るビーム、赤で書かれた線は回折現象のため広がってくる実際のビームを示す. また図 2.4 には導波管端から凸面ミラーまでを拡大した図を示す.

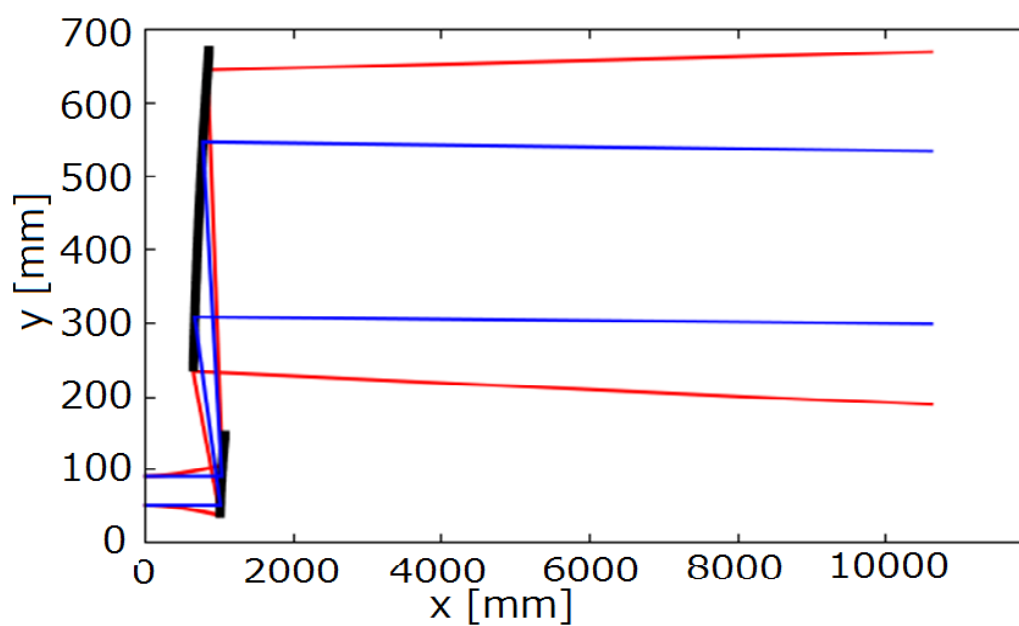


図 2.3 ビーム軌道 青色の線が理想的な光線 赤色の線が回折現象により拡散している光線

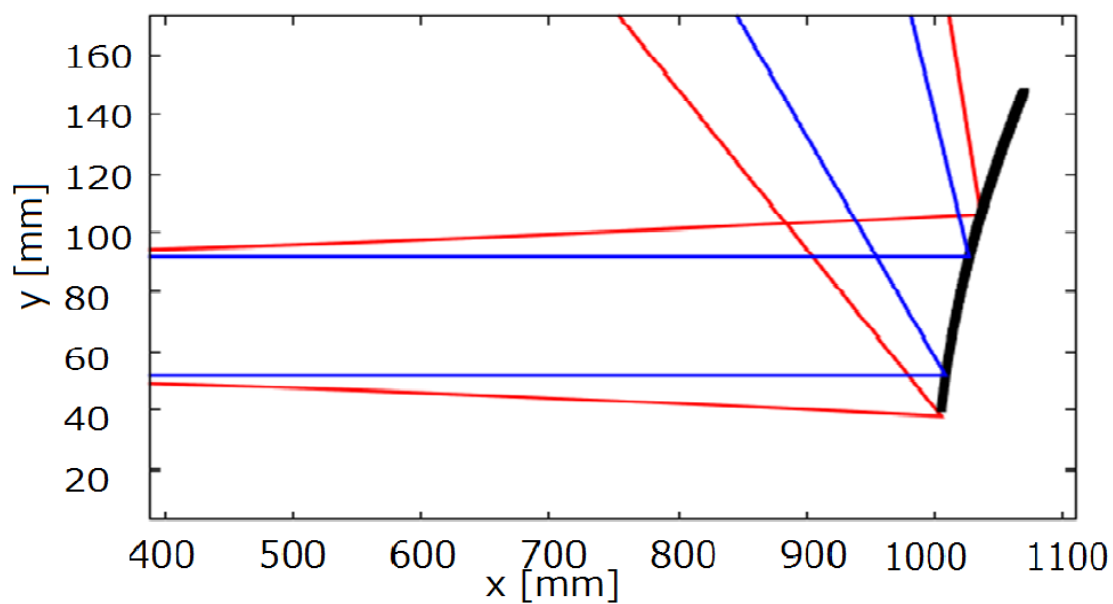


図 2.4 ビーム軌凸型鏡周辺の道拡大図

この問題を解決するために従来の送電系に準光学を基に設計した位相補正鏡を導入する。

## 2.2 準光学を利用した凸型ミラーの開発

波長に対して十分に大きな領域での電磁波の振る舞いを計算する可視光領域などでの光学設計は光の波の性質を無視した幾何光学が用いられるが、波長に対して無視できない大きさの領域を計算するときは電磁波の波の特性の一つである位相を含めて考える準光学 (Phase Constant Concept : PCC) が利用される [10]. コルゲート導波管によって送電系に導かれたミリ波は、導波管端よりガウスビームの形で放射される。ガウスビームは放射後ガウスビーム光学に従って伝搬することになる。ガウスビーム光学に従うビームを幾何光学で設計した光学機器を使用することが先の問題の原因である。そこでサイズが小さく比較的安価に制作できる送電系の凸型ミラーを準光学的に設計することで、送電系通過後のビームを想定していたビームに近づけた。

### 2.2.1 設計手法

波は等位相面に対して法線方向に進行する。平行ビームとは等位相面がビーム軸に対して全て直交しているビームのことである。送電システムを通過後、想定しているビームは  $\omega_0 = 120 \text{ mm}$  の平行ガウスビームである。つまり送電システムを通過直後にビームの位相が揃っており、さらに電解強度分布が  $\omega_0 = 120 \text{ mm}$  のガウス分布になっているビームを作ればよい (図.2.5)。

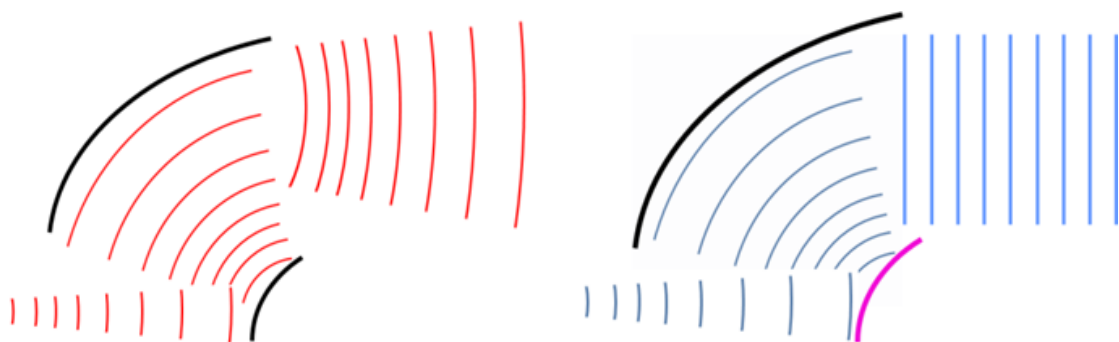


図 2.5 位相補正法イメージ



送電システムに使用している凹面鏡は放物面鏡であり、放物面鏡の特性の一つに焦点から放射される球面波を頂点から焦点に引いた軸に対して垂直な平面波を返すというものがある。この特性を利用し平行ガウスビームを製作する。コルゲート導波管端から放射されるガウスビームが凸面鏡で反射され、反射したビームの位相が凹面鏡の焦点から放射される球面波の位相と同じになるように凸面鏡の鏡面と導波管端の位置を調節する。

コルゲート導波管から放射されるガウスビームの任意の点  $(x,y,z)$  での電界の式は式 (2.1) より、

$$E(x,y,z) = E_0 \frac{\omega_0}{\omega(z)} \exp\{-j[kz - \eta(z)] - (x^2 + y^2) \left( \frac{1}{\omega^2(z)} + \frac{jk}{2R(z)} \right)\} \quad (2.1)$$

で与えられる。ここでオイラー展開を考えると式 2.1 が示す波の位相項は $\exp$ 項の中の虚数部分である。つまりコルゲート導波管から放射されるガウスビームの任意の点  $(x,y,z)$  での位相 $\phi$  は以下の式で示される。

$$\phi_{Gaussian}(x,y,z) = \left[ kz - \eta(z) + k \frac{(\sqrt{x^2 + y^2})^2}{2R(z)} \right] \quad (2.2)$$

ここで $R(z)$  ,  $\eta(z)$ はそれぞれ 1.3.2 と同様、

$$\eta(z) = \tan^{-1} \left( \frac{\lambda z}{\pi \omega_0^2 n} \right) \quad (2.3)$$

$$R(z) = z \left[ 1 + \left( \frac{\pi \omega_0^2 n}{\lambda z} \right)^2 \right] \quad (2.4)$$

である。

また、凹型放物面鏡の焦点座標を点 $(x_p, y_p, z_p)$ とした時、この焦点を波源とし球面波として出てくる波の位相項 $\phi$ は

$$\phi_{spherical}(x,y,z) = k \sqrt{(x - x_p)^2 + (y - y_p)^2 + (z - z_p)^2} + \Delta \quad (2.5)$$

で示される。  $\Delta$ は初期位相を表す。

以上の式を先ほど述べた条件に当てはめ

$$\left[ kz - \eta(z) + k \frac{(\sqrt{x^2 + y^2})^2}{2R(z)} \right] - \left[ k \sqrt{(x - x_p)^2 + (y - y_p)^2 + (z - z_p)^2} \right] = \text{const} \quad (2.6)$$

を満たす様に凸面鏡の鏡面  $x, y, z$  を製作する.

ミラー設計にあたり, 平面方向には 0.05 mm 刻みで, 深さ方向には 0.01 mm 刻みの精度で設計・製作した. 一般的に使用する電磁波の波長の 10 分の 1 以下の分解能でミラーを製作すれば問題ないと言われおり, この刻み幅は先の条件を十分満たしている.

## 2.2.2 新凸型ミラー

製作した凸型ミラーを用いた時のビームの軌道を図.2.6 に示す.

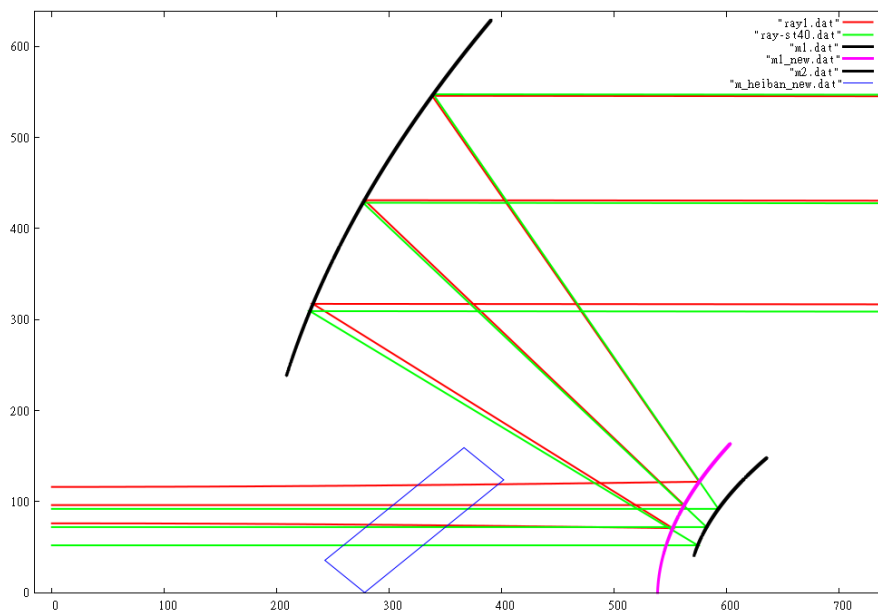


図 2.6 ビームの軌跡 緑: 想定ビーム, 赤: 新凸ミラーにした時に発散まで考慮したビーム

図 2.6 からわかるとおり, 先の図 2.4 の軌跡よりも想定していた状態に近いことがわかる. 計算上の新旧ミラーの伝送効率とピークパワー密度の比較を表 2 に示す. ただし, ここではビーム源は発振パワー:1MW でビームスポットサイズ:20 mm で発振するであり, 理想的な

ガウシアンビームで発振されるとする．また，ビーム伝送はビーム発信源から 10m 離れている受電システムの開口面(直径 250 mm)までを考慮しており，集光系でのロスは考えていない．ピークパワー密度は集光系で集光される前，つまり 10m 離れた位置でのピークパワー密度を示す．また製作した凸型ミラーの写真を図.2.7 に示す．

表 2.1

	伝送効率	ピークパワー密度
旧凸型ミラー	47 %	1.62 kW/cm <sup>2</sup>
新凸型ミラー	86 %	4.42 kW/cm <sup>2</sup>

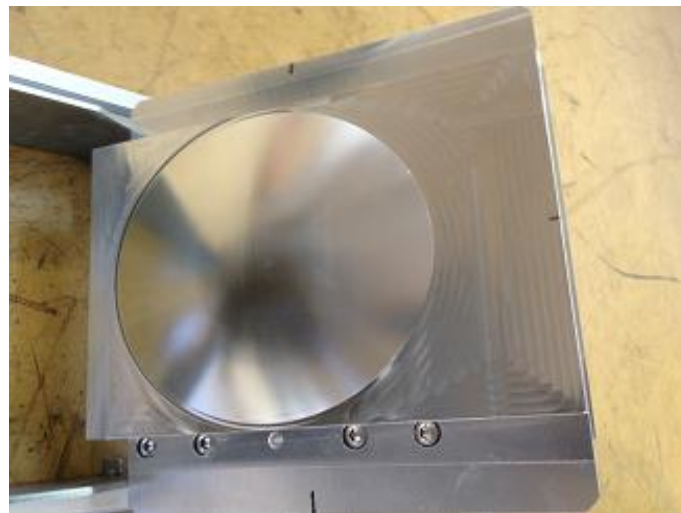


図 2.7 凸型位相補正鏡

### 2.3 170GHz 発振器を用いた低電力試験

170GHz 発振器を用いて伝送系を使用した低電力試験を行った．170GHz の発振器として 9.4GHz 発振器に 18 逡倍器をつなげ発振している．また、モードコンバータ( $TE_{01} \rightarrow HE_{11}$ )を接続し、ジャイロトロンを使用した大電力試験の模擬ビームを発振する．放射パワー分布測定には、矩形ホーンアンテナとアイソレータ、検波器を取り付けた X-Y ステージを使

用した。このステージは、コンピュータからの自動位置制御が可能となっている。ビーム伝搬方向の計測距離は送電系の凹型ミラーの中心より 50cm, 150cm の 2 点で行った。計測範囲は X 方向 200mm, Y 方向 200 mm で、計測ピッチは 4mm とした。また HE11 ジェネレータと平板ミラーのビーム中心が当たる点との距離は 300mm とした。低電力試験の様子を図 2.8 に示す。

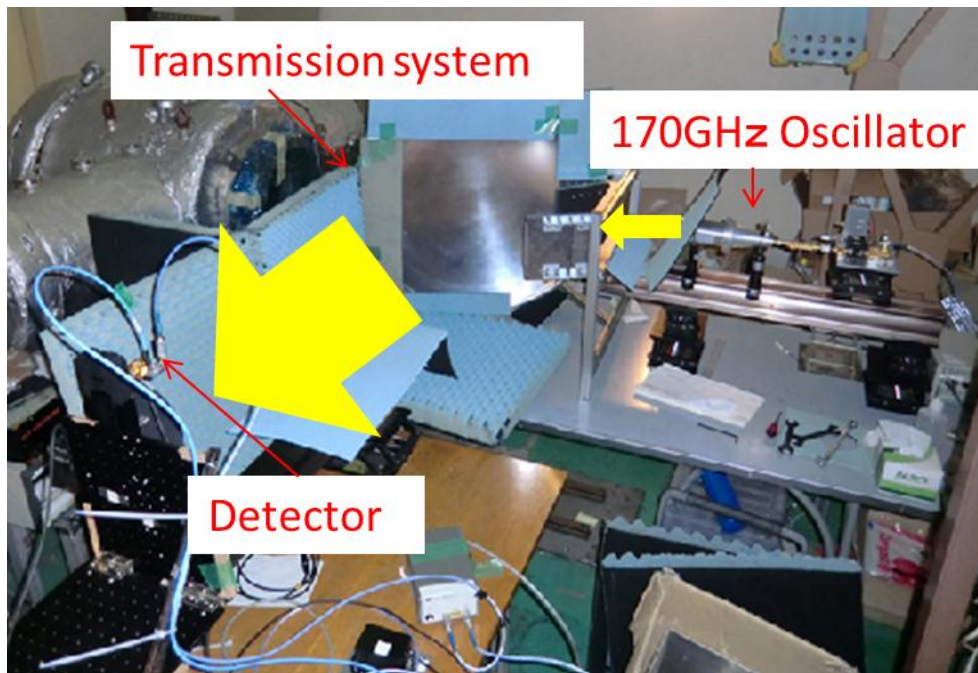
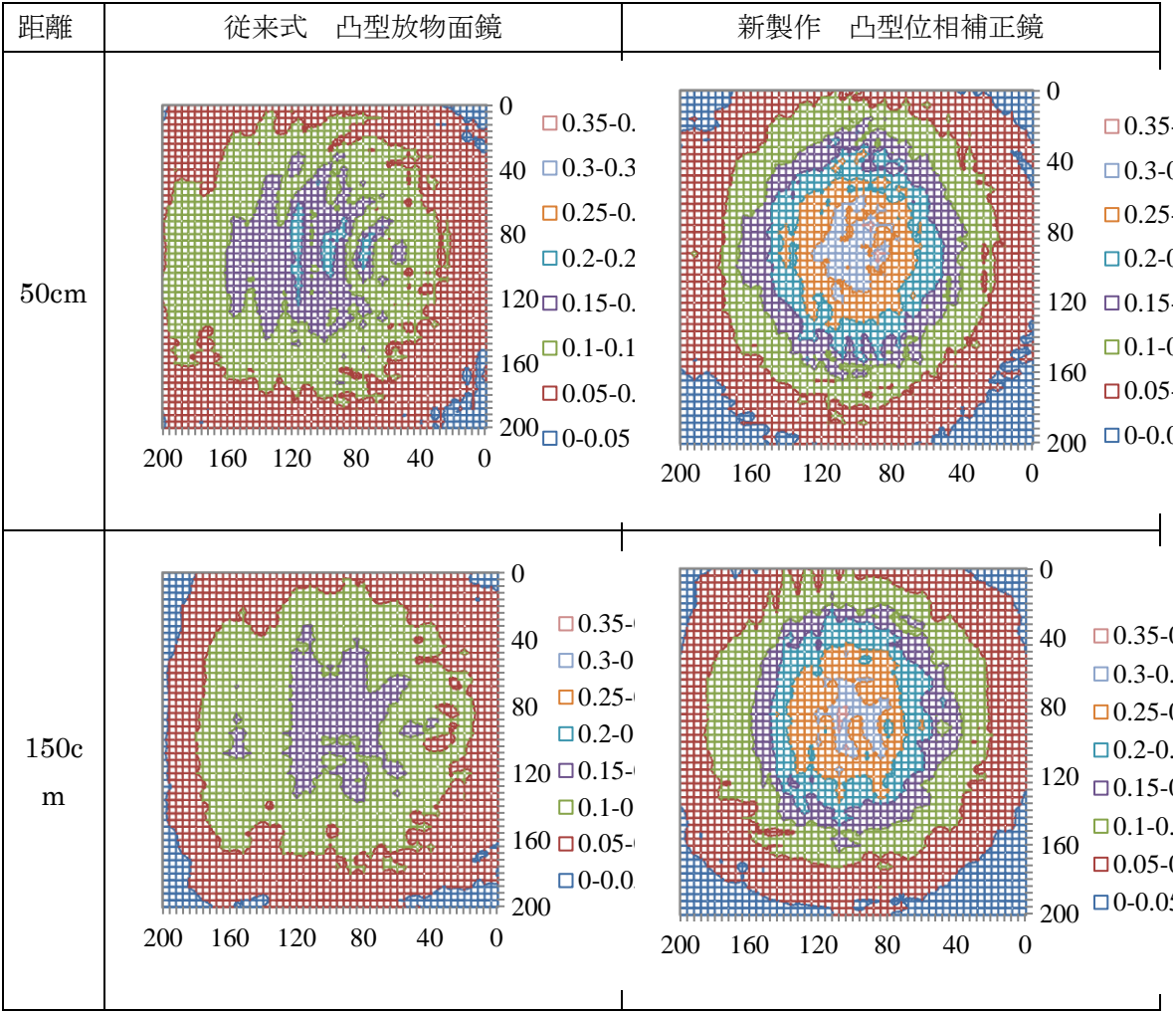


図 2.8 低電力試験様子

低電力試験系に従来の凸型放物面鏡と新しく製作した凸型位相補正鏡をセットし、それぞれ空間電力密度分布を測定した。

2.4 電力密度測定結果

測定した電力密度分布を図 2.9 に示す. また測定結果から導いたビームウェイストを $\omega$ を表 2.2 に示す. 新しく製作した凸型位相補正鏡は従来の放物面鏡に比べピークの値を約 2 倍程度まで上げることができ、ビームプロファイルもよりガウスビームに近くすることに成功した.



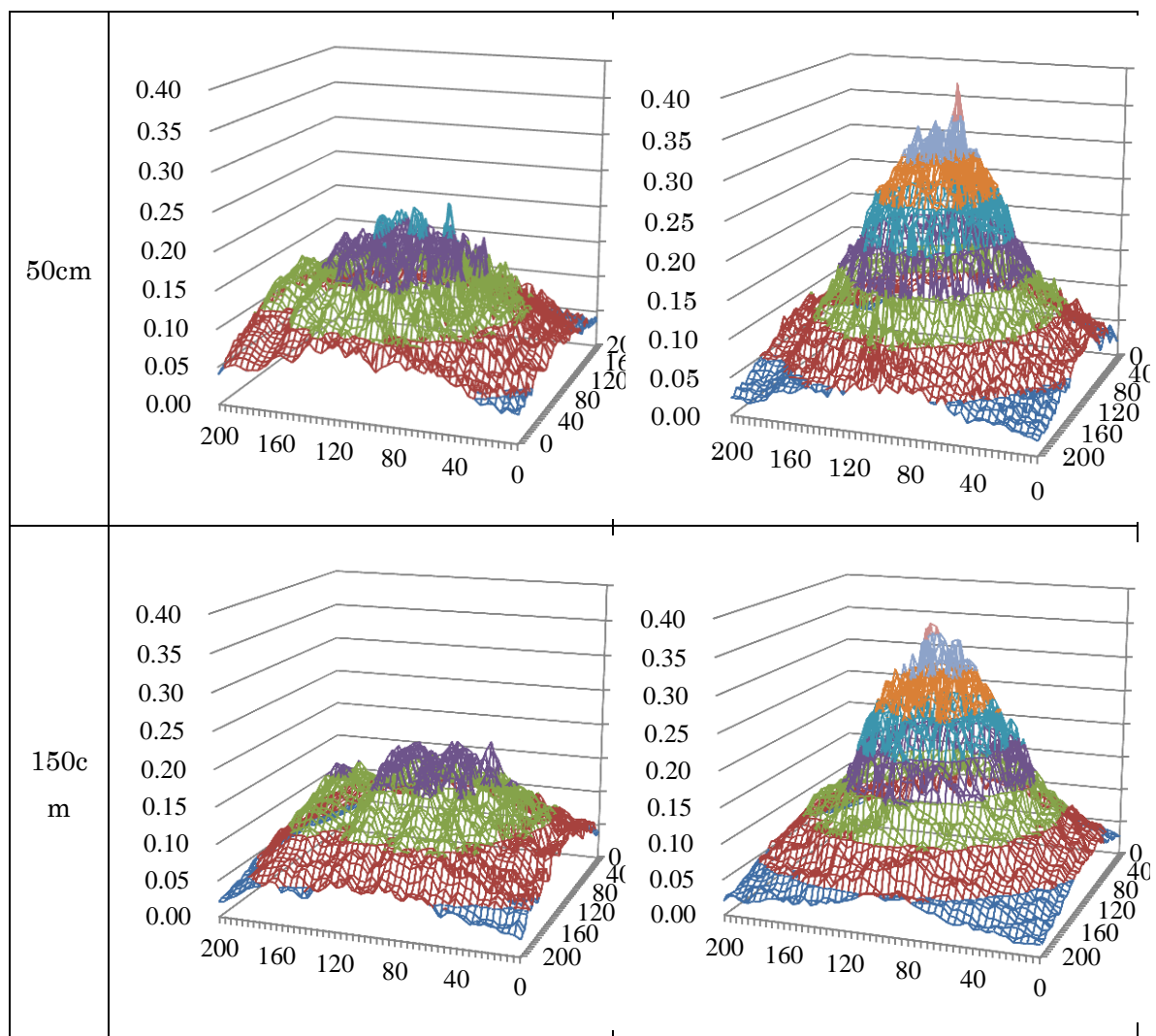


図. 2.9 低電力試験測定結果

表 2.2 ビーム径測定値

	$\omega$ (50 mm)	$\omega$ (150 mm)
旧ミラー	103.0 mm	105.9 mm
新ミラー	156.3 mm	159.7 mm



### 第3章 受電システム

この章では本研究の受電システムについて記述する。受電システムは送電システムから送られてくる径拡大後のビームを集光し、マイクロ波ロケット推進機内部へと取り入れる役割を持つ。図.3.1 に 2008 年に行われた 5m の水平方向エネルギー伝送試験で使われたミラー集光型の受電システムを示す。しかし、この系では第一章で述べた短所により垂直打ち上げには不向きである。本研究では垂直打ち上げ実験に向けたテーパ管型集光器を設計、開発した。



図. 3.1 ミラー型集光器

#### 3.1 光線追跡法を用いた集光器の設計手法

テーパ管型集光器の設計するために光線追跡プログラム（シミュレーション）を作成し、それによってその妥当性を評価した。設計するにあたり必要とされる設計パラメータは表 3.1 に示したとおりである。

表 3.1 設計パラメータ

パラメータ	記号	備考
開口面口径(最大直径)	D	
推進機接続面口径(最大直径)	d	56 mm 推進機直径(固定)
テーパ斜角	$\alpha$	
テーパ長	h	
光線数	n	1,000,000 本
光線エネルギー分布		ガウス
ビームウェイト	$\omega$	120 mm
空間分解能	$\delta$	

コードを組むときに前提となる条件として、光線を反射するテーパ壁素材としてアルミニウムを仮定して設計を行う。また反射面の表面粗さは理想的なケースを考えてゼロとしており壁面の厚さは 1 mm を仮定している。

### 3.1.1 エネルギー伝送効率のテーパ開口面口径依存正

光線追跡法を用いたシミュレーションでビームのエネルギー伝送効率のテーパ開口面口径依存性を計算した。仮定として用いるテーパは純粋な円錐型テーパである。全ビームエネルギーに対してテーパ開口径を変えた時、テーパ開口面に照射されるビームのエネルギーの割合の計算結果を図 3.2 に示す。先行研究であるミラー型集光系のミラー直径と同程度の開口面口径 250 mm とした時、テーパ長を  $h = 420$  mm 以下にすると光線追跡シミュレーションでは図 3.3 に示す様に光線はテーパで反射を繰り返しテーパに接続された推進機内部へとは進まない。テーパ長を  $h = 420$  mm 以上にした時、図 3.4 に示すようにテーパ開口面に照射された全ての光線は推進機内部方向へと進んでいくことがわかる。光線が推進機内部に進まない事は、ミリ波で送られてくるビームがテーパで反射されてビーム発振器側へと戻ってしまう事を表す。効率良くビームを推進機内部に取り入れるためには、図 3.4 に示す様にテーパ開口面に照射される光線は全て推進機内部方向へと進まなければならない。



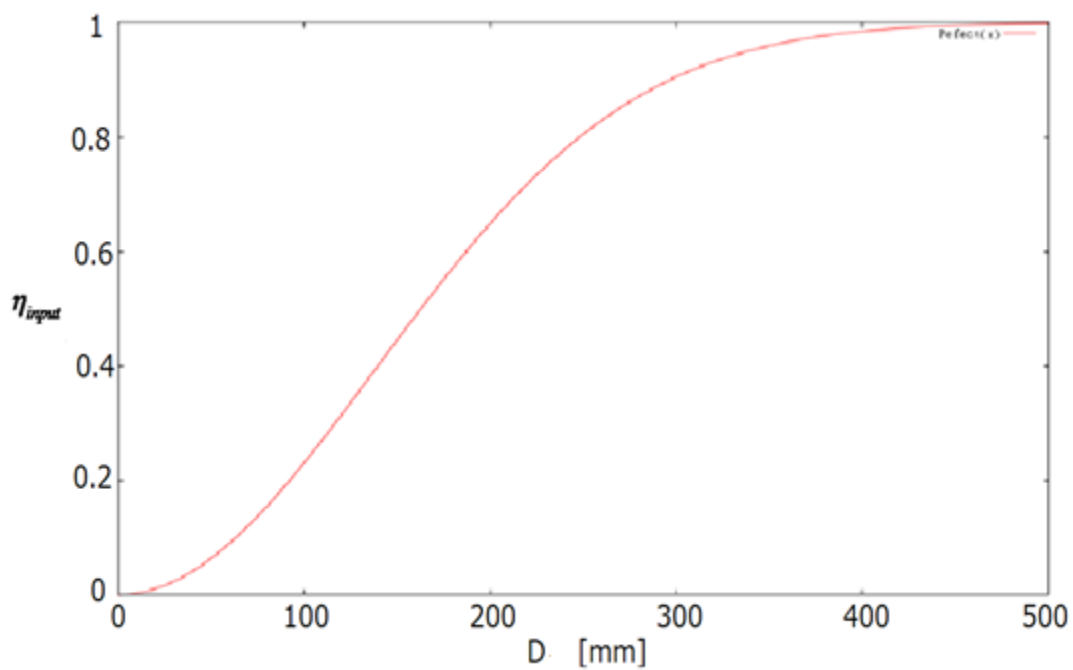


図. 3.2 伝送効率のテーパ開口径依存性

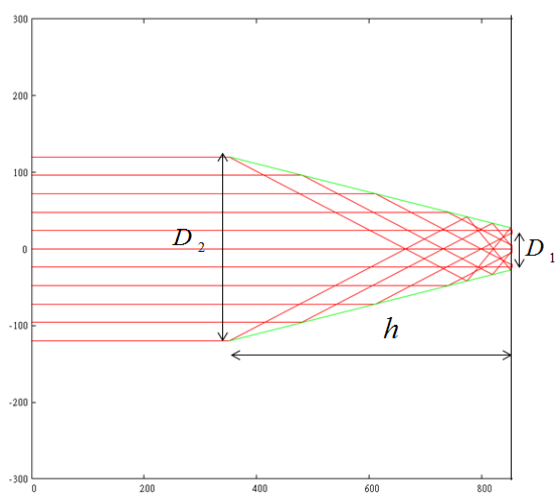


図 3.3 テーパ長が長いときの光線描画

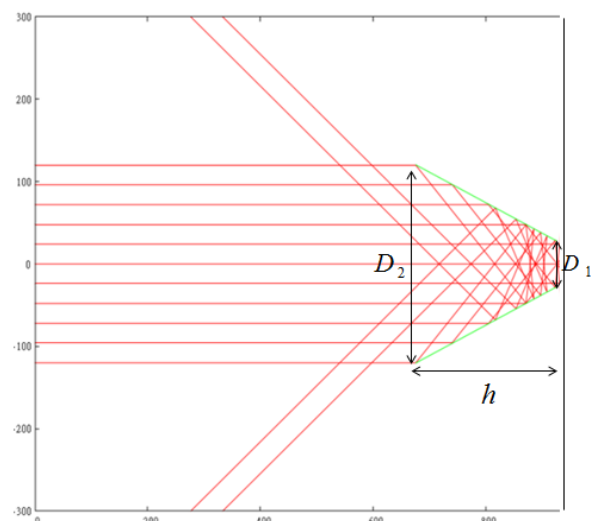


図 3.4 テーパ長が短いときの光線描画

### 3.2 電力密度分布シミュレーションの評価

光線追跡法を用いた電力密度分布シミュレーションを評価するために円形テーパモデルを作成し、シミュレーションと低電力試験での電力密度分布測定結果で比較を行った。

### 3.2.1 円形テーパモデル

制作した円形テーパモデルのイメージ図と写真を図 3.5 , 3.6 に示す. またその設計パラメータを表 3.3 に示す.

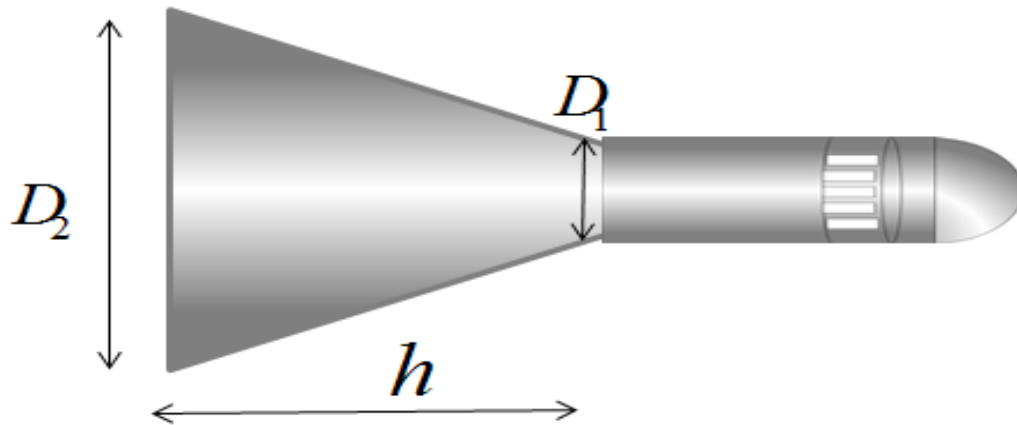


図 3.5 円形テーパ管型集光器概略

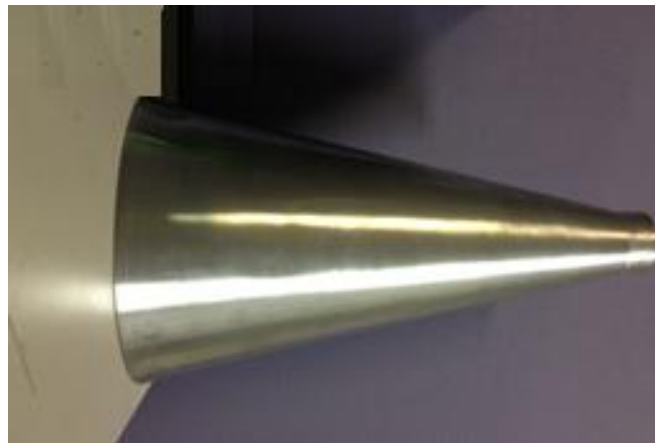


図 3.6 円形テーパ管型集光器

設計パラメータ	記号	数値・材料
Thruster diameter	$D_1$	56 mm
Aperture diameter	$D_2$	250 mm
Taper length	$h$	470 mm
Weight	$W$	700 g

Well thickness	t	1 mm
Material		Aluminum

---

### 3.2.2 94GHz 発振器を利用した低電力試験

#### 低電力試験実験装置

低電力試験には 94GHz のミリ波を用いる。94GHz 発振器によりミリ波を生成し、ホーンアンテナで放射し焦点距離  $f=279\text{mm}$  の放物面ミラーを介してガウスビームライクの平行ビームをテーパ管型集光器に照射している。テーパ端から出てくる集光されたビームの電界強度を 2 次元自動ステージに設置された受信機アンテナとうして 94GHz 受信機で測定する。本実験で用いた 94GHz 発振器の概要を図 3.6 に示す。発振器には減衰器がついており発振パワーは 0~400mW の間で可変に動かすことができる。

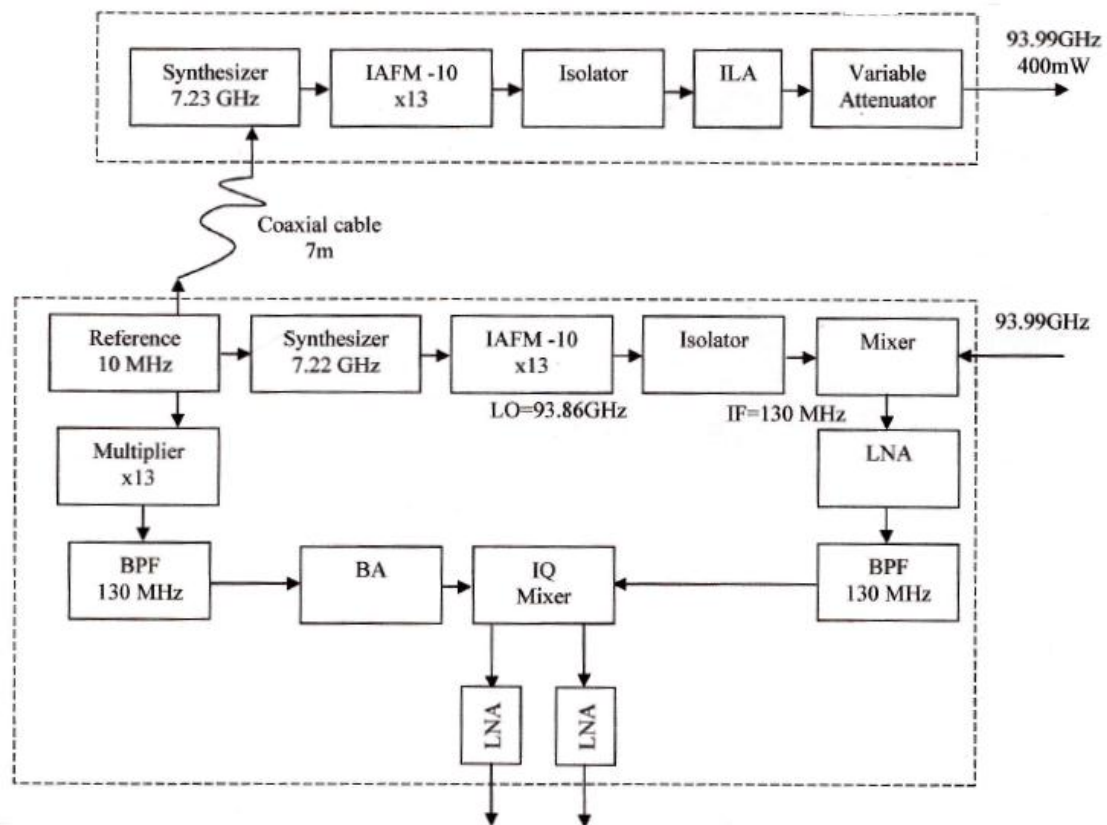


図 3.7 4GHz 発振器の概要

低電力実験で使用した発振アンテナと受電アンテナのコンポーネントと指向性測定結果,  
2次元ステージのコンポーネントを図 3.7 から図 3.8 に示す.

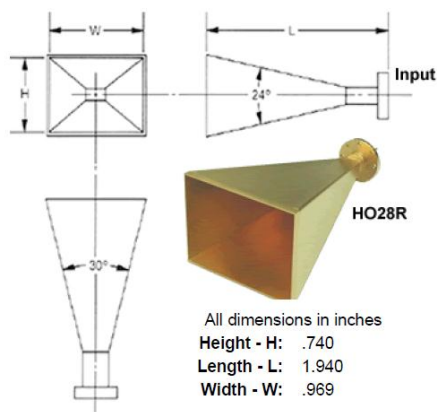


図. 3.8 ホーンアンテナ

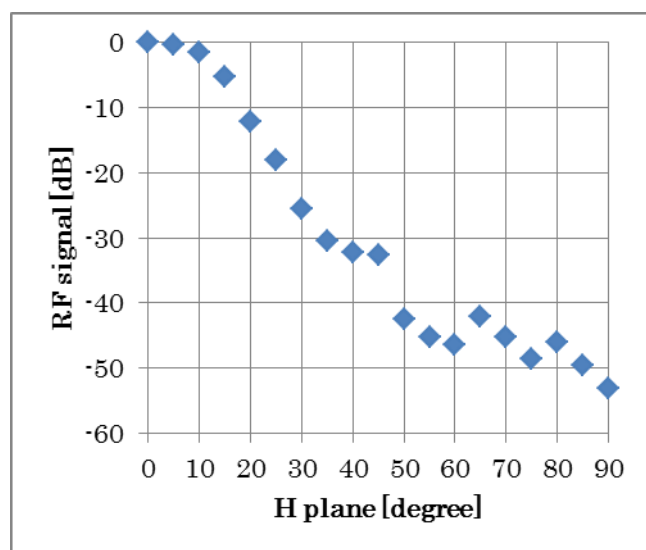


図. 3.9 ホーンアンテナ指向性測定値

2次元ステージにはシグマ光機株式会社の VYB - 128-2 を使用した。受電器で測定した 94GHz の電界強度は発振器と同期され IQ 信号をオシロスコープで観測する。この時の IQ シグナルは図 3.9 に示すように約 300kHz の信号で送られ、その振幅は測定する電界強度に比例する。測定されたシグナルは整流器、AD 変換器をとうしてパソコンに取り込まれ 2 次元ステージとの位置同期をとり記録される。低電力試験のために制作した整流器、AD 変換器の回路図を図 3.10 に示す。

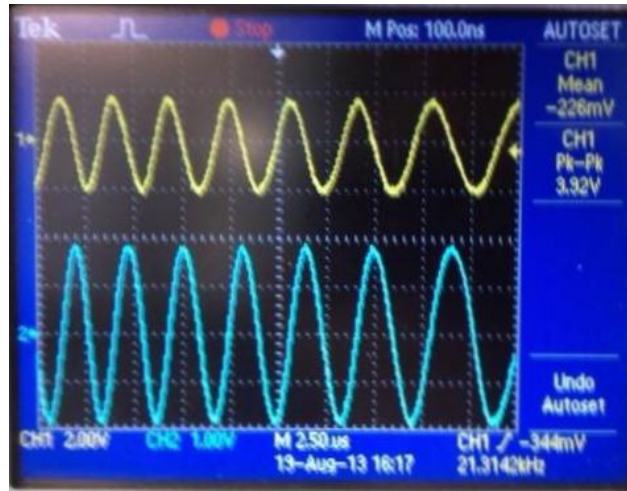


図 3.10 整流器入力信号

製作した整流器、AD 変換器の動作特性試験の結果を図 3.11 に記す．動作試験にはファンクションジェネレータで発振した周波数 300KHz の信号を回路に送りオシロスコープとパソコンで測定電圧値を記録する．校正曲線にはダイオードの動特性を考慮しており実験結果と一致が得られた．校正式は式 3.1 で示される．ただしここで  $V_{input}$  は回路入力電圧、 $V_{out put}$  は回路出力電圧、 $a, b, c$  は校正定数であり、それぞれ  $a = 0.010238$  ,  $b = 1.327029$  ,  $c = 0.602784$  である．

$$V_{input} = \frac{1}{a} \log(V_{out put}/b + 1) + cV_{out put} \quad (3.1)$$

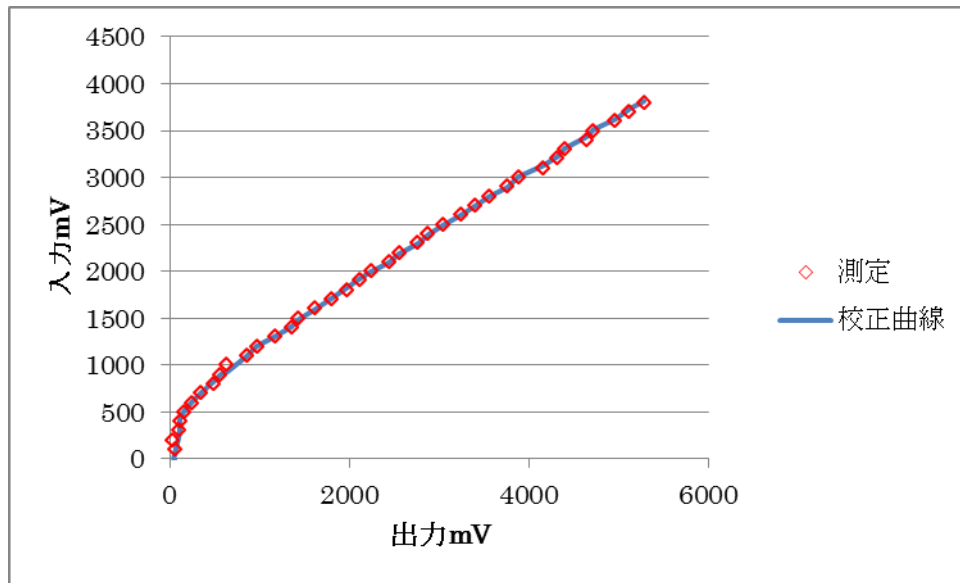


図. 3.110 整流回路校正式

### 3.2.3 電力密度分布測定結果・シミュレーションとの比較

製作した低電力試験系と円錐型テーパモデルを使用して電力密度分布測定を行った。その結果を図 3.12 に示し、同モデルを使用したシミュレーション結果を図 3.13 に示す。

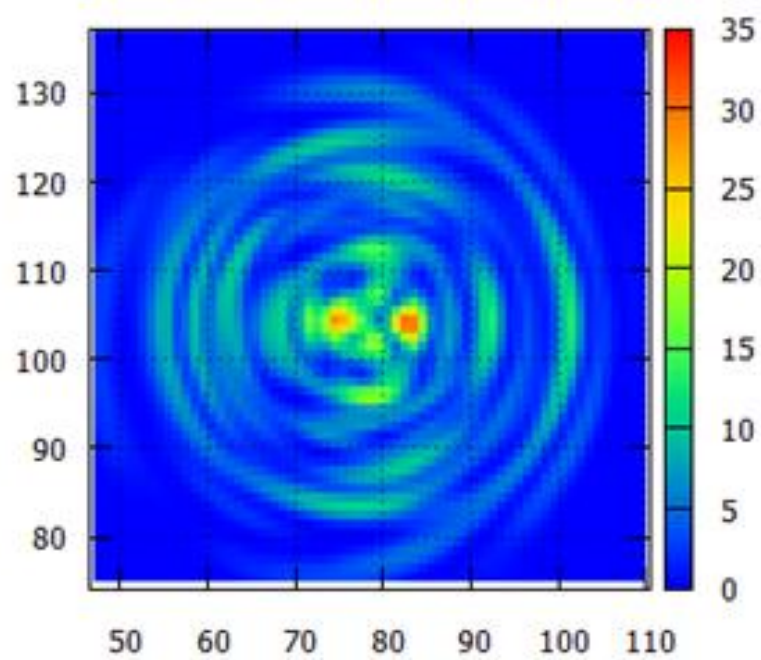


図 3.11 低電力試験 電力密度分布

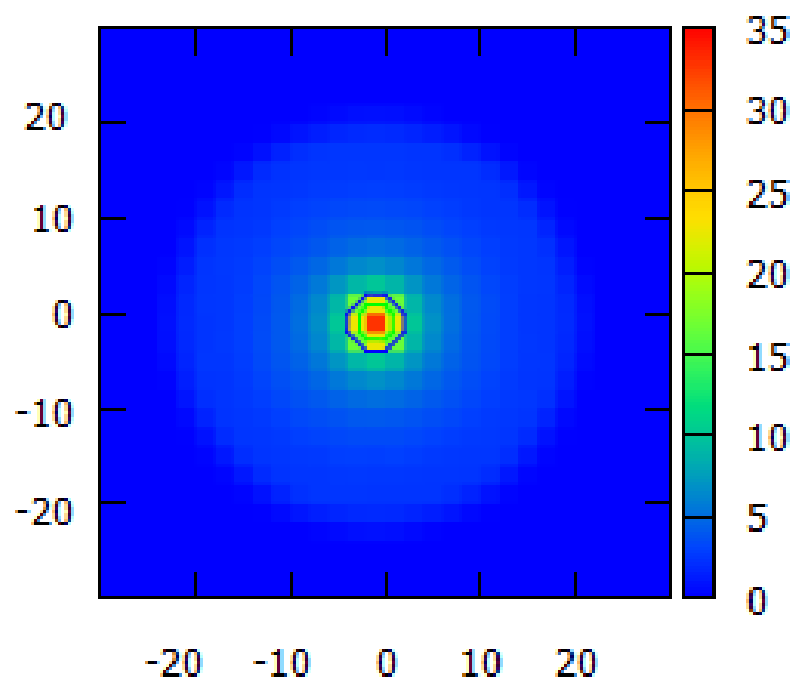


図 3.12 シミュレーションでの電力密度分布



実験結果、シミュレーションともに中心に鋭いピークを持つ結果が得られた。実験結果には鋭い2つピークが現れたが、これは測定環境のアライメントがずれたことが原因と思われる。また測定結果には計算には出ていないテーパの中心軸を中心に干渉縞のようなものが現れた。これは光線追跡では考慮に入れていない波の特性（干渉）が強く現れていると考えられる。一般的に波の特性は波長に対して系の大きさが大きければ大きいほど現れにくくなる。波長に対して系の大きさがどのくらいの大きさなのかを表す値として $\alpha$ =テーパ管の最小の直径／波長と定義すると、今回行った実験では波長 3.2mm に対してテーパ出口直径 56mm でありため、 $\alpha=17.5$  である。光線追跡を使用したシミュレーションでは波を光線として扱うため波長は 0 として扱うため、 $\alpha$  を大きくすればするほど実験結果は計算結果に近づいていくことが予想される。

### 3.3 テーパ管型集光器の設計

光線追跡法を用いてマイクロ波打ち上げ実験に使用するためのテーパ管型集光器の設計した。

#### 3.3.1 推力の電力密度依存性

同じビームパワーでもマイクロ波ロケットの推力はビームプロファイルにより異なることが当研究室の先行研究でわかっている。図 3.13、表 3.3 に当研究室グループの先行研究で行われたジャイロトロンを使用した大電力試験での結果を示す。この試験では位相補正鏡を利用してガウス型、リング型、トップ・ハット型のビームを製作し、各ビームでの推力の測定を行った [11]。推力はビームプロファイルがフラットトップ型の時が最大となったため、本研究で製作するテーパ管型集光器はビームを集光後に推進機内部での電力密度分布が一様になるように設計・製作を行った。

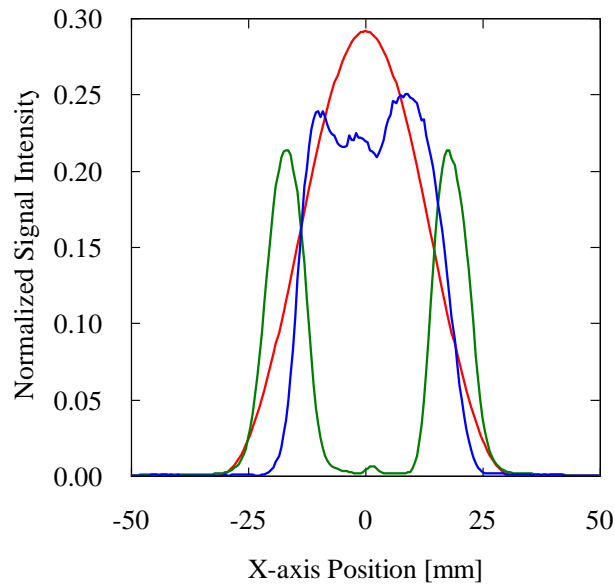


図 3.13 ビームプロファイル断面図

表 3.3. Results of Gaussian and Flat-top beams.

	Gaussian	Flat-top
Peak power density	33kW/cm <sup>2</sup>	16kW/cm <sup>2</sup>
Propagating velocity of ionization front	140m/s	68m/s
Plateau gauge pressure	7.8kPa	14.4kPa
Thrust impulse	13.2mNs	28.4mNs
$C_m = \text{thrust impulse} / \text{input energy}$	93mNs/kW	199mNs/kW

### 3.3.2 光線追跡法を利用した電力密度シミュレーション

テーパ型集光器で集光した後のスラスタ内部での電力密度分布を知るために光線追跡法を用いて円形、正方形、正六角形、正八角形、正十角形型のテーパでの電力密度シミュレーションを行った。計算結果を図 3.14~3.17 に示す。円形型テーパ集光器ではテーパ軸

に鋭いピークが現れるがこれは反射の法則と円型テーパの性質のためであり、全ての光線がテーパ軸と光軸を含む面で反射を繰り返すためテーパ軸に光線が集中する結果である。

この結果は先の低電力試験の測定結果ともいい一致を示している。

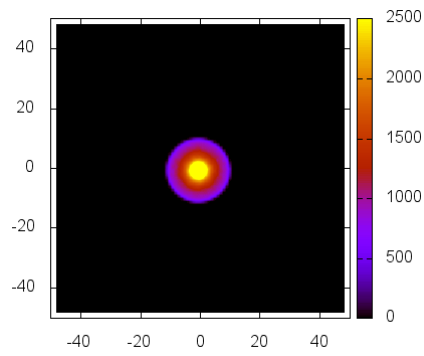


図 3.14 円形

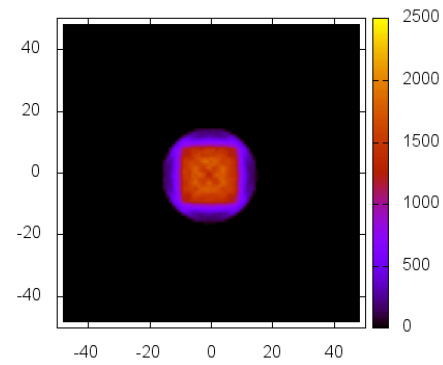


図 3.15 四角形

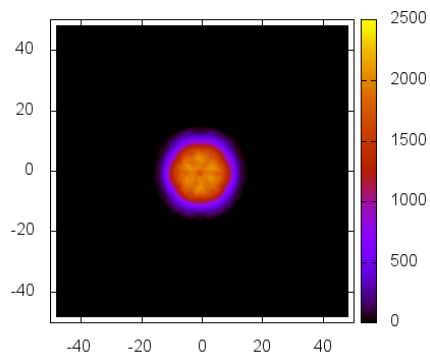


図 3.16 六角形

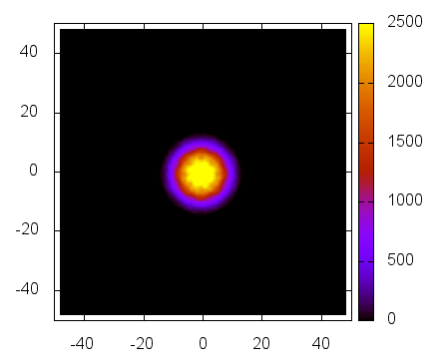


図 3.17 八角形

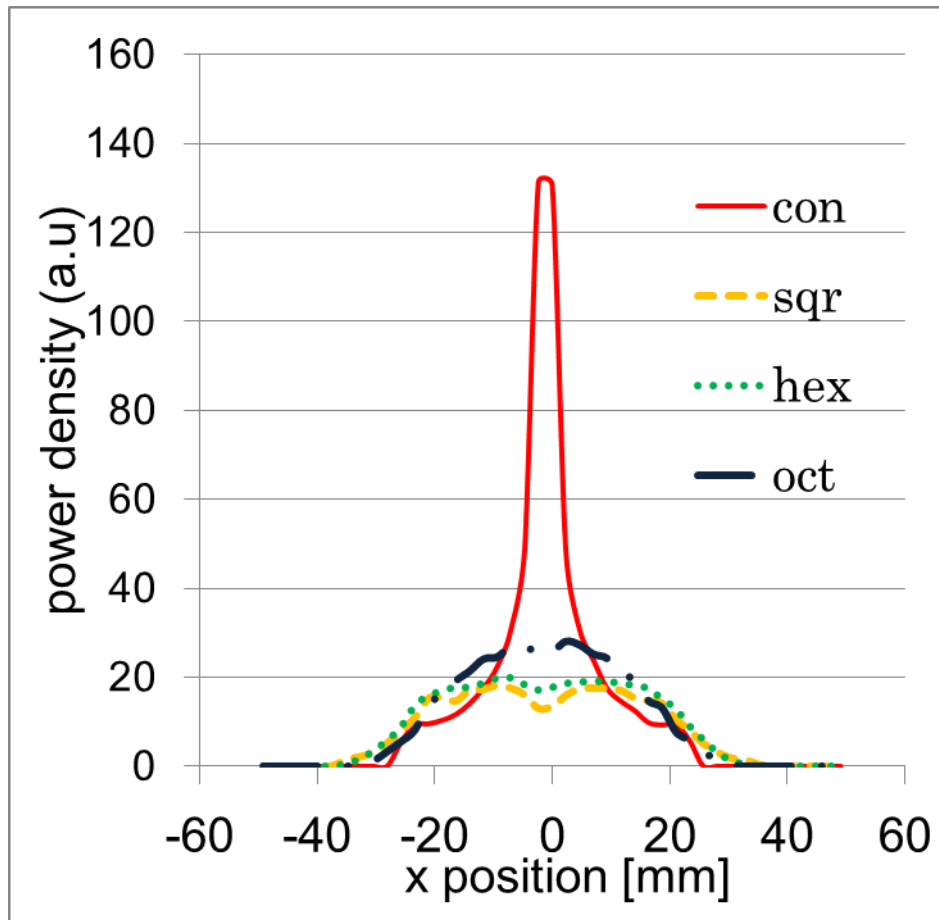


図 3.18 各々の形での電力密度シミュレーション結果 断面図

### 3.3.3 正8角形テーパ管型集光器

電力密度シミュレーションの結果と円筒形の推進機とのコネクタを考慮した結果、正8角形型のテーパ集光器を製作した。推進機との接続するため、テーパの推進機接続面の外接円直径は 56 mm である。テーパ開口面の外接円直径は先行研究のミラー型と同程度である 250 mm とする。光線追跡でテーパ開口面に垂直入射する全ての光線がテーパ開口面から推進機接続面に出ている角度を計算しテーパ角を決定した。テーパ長は 470 mm である。また正8角形（開口面）から円（推進機接続面）へとなめらかに変化していくようにテーパは製作されている。図 3.19 と表 3.4 に製作したテーパの概略図を記す。

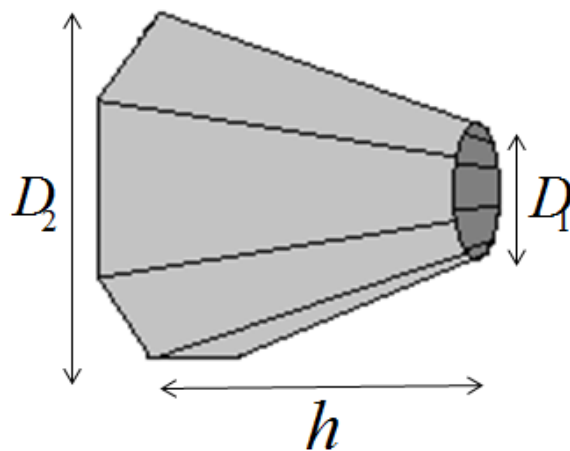


図 3.19 正 8 角形テーパ概略図

表 3.4 正 8 角形テーパ設計値

設計パラメータ	記号	数値・材料
Thruster diameter	$D_1$	56 mm
Aperture diameter	$D_2$	250 mm
Taper length	$h$	470 mm
Well thickness	$t$	1 mm
Material		Aluminum

### 3.3.4 低電力試験における電力密度分布

製作したテーパを利用して 94 GHz 発振器を利用した低電力試験を行った。ただし、使用した平行ビームはビームスポットサイズ 65mm でありジャイロトロンを使用した 170GHz 大電力試験とは異なる。正八角形型集光器の電力密度測定結果を図 3.20 に示す。

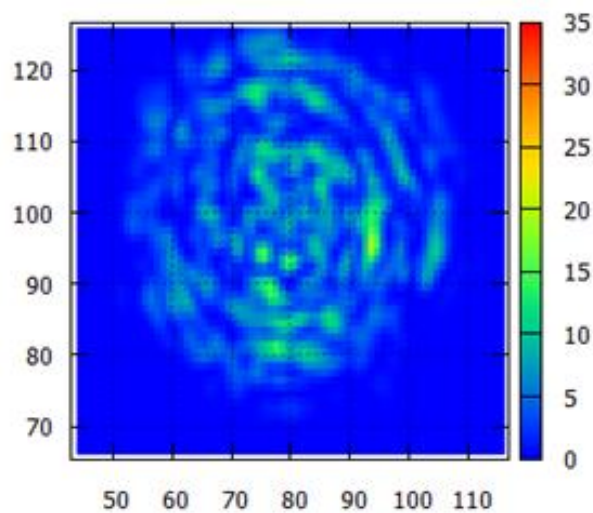


図 3.120 低電力試験測定結果

### 3.3.5 メッシュ壁を利用することでの電力密度分布への影響

電磁波理論において一般的に波長の1/10以下の網目を持つメッシュ壁は金属壁と同等に扱えることが知られている。宇宙輸送工学において機体重量の軽量化は重要であり、本研究においても将来の打ち上げ試験において必要な意味を持っている。そこで機体重量の軽量化という面でテーパ壁への材料にメッシュを使うことを提案しこれを製作した。

メッシュには線径0.1mm 線間隔0.154mmのメッシュを利用する。170GHz ジャイロトロンを使用する大電力試験での波長は1.7mmであるため、当メッシュ壁は十分に金属壁の代わりに使用できると判断し制作した。製作したテーパ管型集光系の重量は260g程度であった。製作したテーパ管型集光系を図3.21に示す。



図 3.21 メッシュ壁を利用した正8角形テーパ管型集光器

## 第4章 ジャイロトロンを使用した大電力試験

本研究では2回にわたり日本原子力開発機構の協力を得て 170 GHz ジャイロトロンを使用して大電力試験を行った。実験の送電システムには製作した凸型位相補正鏡を使用し、受電システムにはメッシュ壁の正8角形テーパ管型集光器とアルミ壁の円形テーパ管型集光器の2種類を用いて、製作したテーパ管型集光系で実際にプラズマが生成できるかの確認試験と生成したプラズマの伝播速度を測定した。先行研究によりプラズマ伝搬速度と電力密度の関係が知られているため、測定したプラズマ伝播速度よりテーパの伝送効率を見ることができる。

### 4.1 実験系

大電力試験系の概略図と写真を図 4.1 と図 4.2 に示す。また、使用した推進機にはアクリル窓を取り付けた推進機内部のプラズマの伝播様子がわかる様になっている。図 4.4 と 4.5 に推進機の写真を記す。推進機は円筒形で内直径は 56 mm であり、推進機長は 500 mm でありアルミ壁でできている。

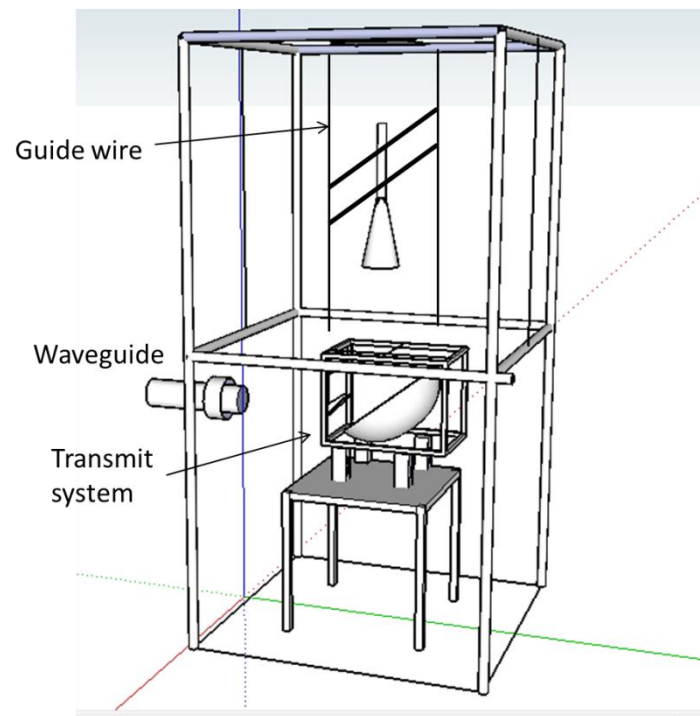


図 4.1 大電力試験系概略



図 4.2 大電力試験系



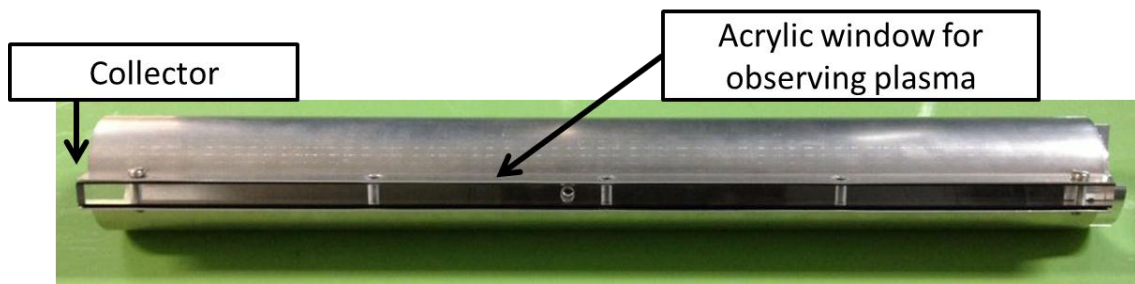


図 4.3 円形テープで使したアクリル窓付き推進機

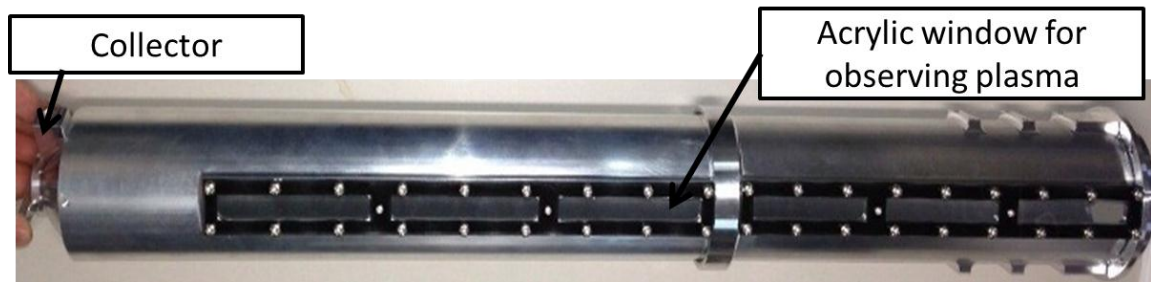


図 4.4 正 8 形テープで使したアクリル窓付き推進機

プラズマ伝播の様子を観測するために高速度カメラを使用した．高速度カメラの仕様を

図 4.5 に示す．



### High speed video camera

#### For observing plasma

Model number : NAC MEMRECAM

HX-3

Pixel number : 1152 x 200 pixels

Shutter speed : 40,000 fps

mass : 5.5 kg

図 4.5 高速度カメラ

## 4.2 プラズマ伝播速度測定結果・ピーク電力密度

推進機内部で観測されたプラズマの様子を高速度カメラの映像のある一コマを取り出して図 4.6 に示す。高速度カメラの映像から、製作したテーパ管型集光器で推進機内部にプラズマが生成された事を確認した。また、図 4.7 に高速度カメラの映像をコマ送りに時系列で並べ、プラズマが成長していく様子を示す。

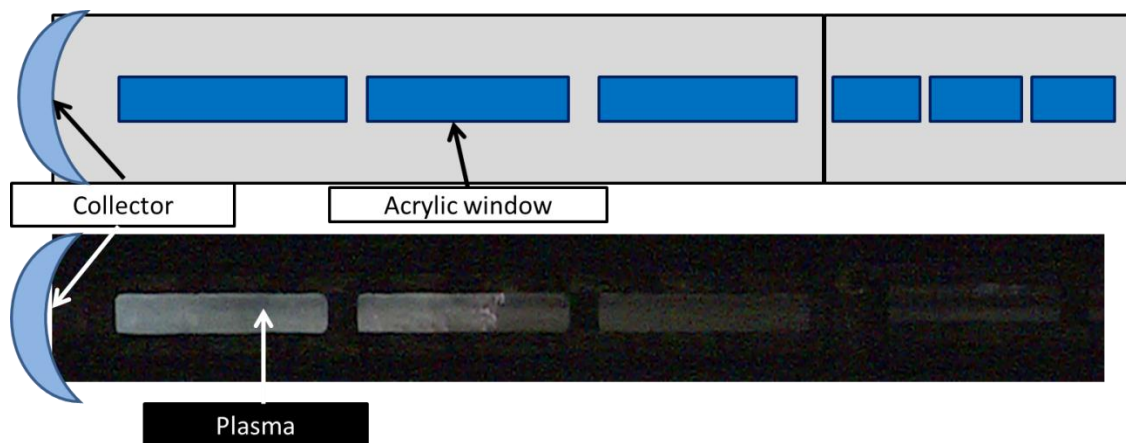


図 4.6 推進機内部のプラズマの様子



図 4.7 推進機内部のプラズマ伝搬

これらの高速度カメラの映像からプラズマの伝播速度を測定する。測定したプラズマ伝播速度をそれぞれのジャイロトロンが発振パワーと共に表 4.1 に記す。

表 4.1

テーパ	ジャイロトロンパワー	プラズマ伝搬速度
正 8 角形テーパ管	561 KW	160 m/s
円形テーパ管	640 KW	580 m/s

当研究グループは過去行った先行研究より、プラズマの伝播速度とビームのピーク電力密度の関係は得られている（図 4.8）．また関係式を式（）に示す．式中の $U_{ioniz}$  はプラズマの伝播速度[m/s]を表し、 $S_0$ はピーク電力密度[kW/cm<sup>2</sup>]を示す．

$$U_{ioniz} = 4.19 S_0 - 14.9 \quad (4.1)$$

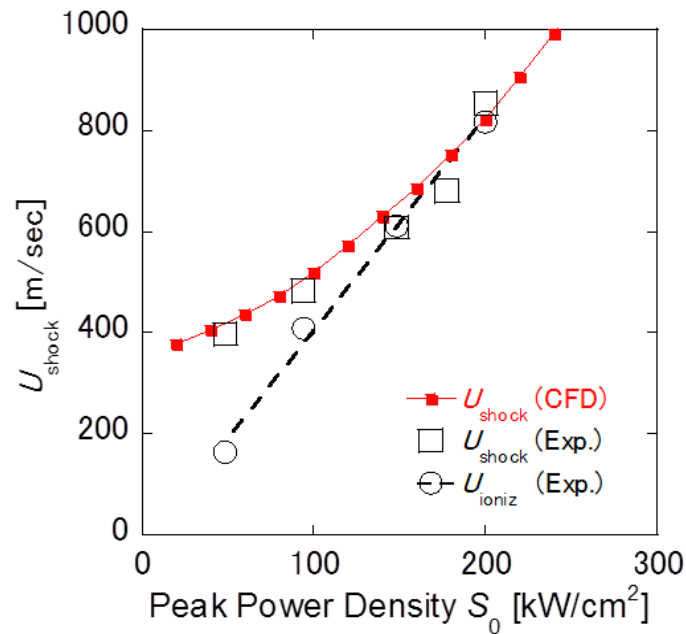


図 4.8 プラズマ伝搬速度のピーク電力密度依存性

これらの関係式と本実験で測定したプラズマ伝搬速度から各々のジャイロトロンパワーの時の推進機内部のピーク電力密度を算出した．また、光線追跡を用いた電力密度シミュレーションにより計算し結果を図 4.9 に示す．

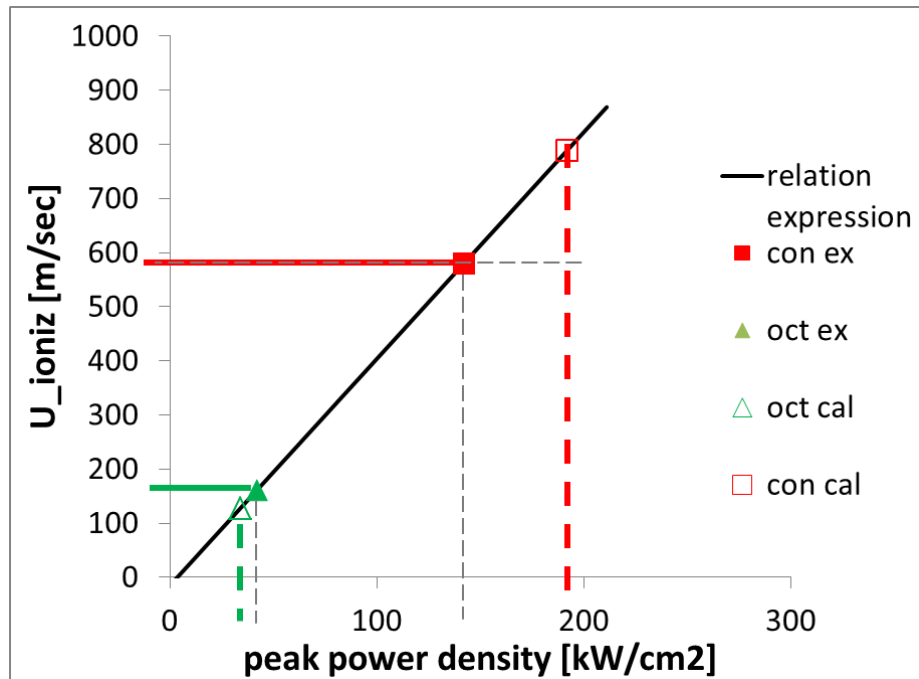


図 4.9 プラズマ伝播速度測定結果とピーク電力密度シミュレーション結果

正 8 角形テーパ管型集光系では測定値とシミュレーション結果で良い一致を取ることが出来た．しかし円形テーパ管型集光器では測定値とシミュレーション結果で乖離がみられた．これは光線追跡法の苦手分野である幾何光学的光線が特定の一点に集光するモデルであるからだと推測される [12]．

## 第5章 結論

1. マイクロ波ロケットのミリ波長距離エネルギー伝送のための送電システムを改良した.

この送電システムでは入射されるミリ波ガウシアンビームをビーム径 $\omega_0 = 20 \text{ mm}$ から $\omega_0 = 120 \text{ mm}$ へと拡大するための系であったが、低電力試験を行った結果、従来の系では $\omega_0 = 160 \text{ mm}$ のビームに拡大していた. そこで、送電システムに使われていた凸型放物面鏡に準光学を用いた位相補正鏡を製作し導入することにより $\omega_0 = 111 \text{ mm}$ のガウスビーム一致率 98 %の ビームを製作することに成功した.

2. マイクロ波ロケットのミリ波長距離エネルギー伝送のための受電システムとしてテーパ管型集光器を設計・製作した. 設計するにあたり光線追跡法を利用した電力密度シミュレートプログラムを作成し、94GHz 発振器での低電力試験で評価した. シミュレートの結果、電力密度分布がよりフラット・トップに近い形になる正8角形テーパ管集光器を製作した.

3. 170GHz ジャイロトロン大電力試験でテーパ管型集光器を使用したマイクロ波ロケットミリ波エネルギー伝送において推進機内部にプラズマを生成することに成功した. プラズマ伝播速度からピーク電力密度を計算し、テーパ管型集光器の伝送効率が約84%であったことが見積もれた.

## 参考文献

- [1] D. Koelle, “Specific transportation costs to GEO-past, present and future,” *Acta* , 2003 .
- [2] A. Kantrowaitz, “Propulsion to Orbit by Ground-Based Lasers,” *Astronautics and Aeronautics* , 1972 .
- [3] L. N. Myrabo, “World record flights of beamed-riding rocket light craft,” *American Institute of Aeronautics and Astronautics Paper N*, pp. 2001-3798,, 2001 .
- [4] J. P. K. a. M. M. Micci, “Analysis of Microwave-heated planar propagating hydrogen,” *AIAA Journal*, 26(2), pp188-194, 1988 .
- [5] David M.Pozar, *Microwave Engineering*, Library of congress cataloging-in-publication data, 2003.
- [6] A. K. K. T. R. M. N. K. a. K. K. K. Sakamoto, “Achievement of robust high-efficiency 1MW oscillation in the hard-self-excitation region by a,” *Nature Physics*, Vol.3, No.6, pp.411-414, 2007.
- [7] T. P. G. Bussing, “An Introduction to Pulse Detonation Engines,” *AIAA Paper*, 94-0263, 1994.
- [8] R. K. M. F. K. K. Y. O. K. K. K. T. K. S. Toshikazu Yamaguchi, “Millimeter-wave Driven Shock Wave for a Pulsed Detonation Microwave Rocket,” *AIP Conf. Proc.* 1402, 478, 2011.
- [9] 大津元一, 現代光科学 I , 朝倉書店,P110, 1994.
- [10] 大津元一, 現代光科学 II , 朝倉書店, 1994.
- [11] K. K. Y. O. K. K. K. T. a. K. S. Toshikazu Yamaguchia, “Millimeter-wave Beam Conversion with Quasi-optical Mirrors for Microwave Rocket Launch Demonstration,” *AIP Conf. Proc.* 1402, 467 , 2011.
- [12] 牛山善太 , “幾何光学照度分布計算における留意点,” 株式会社オプティカルソリューションズ, 2012.
- [13] Y. R. & O. Saito, “The Vision for Next Flagship Launch Vehicle of,” *The 26th International Symposium on Space Technology and Science*, 2008 .
- [14] Y. K. K. T. K. K. A. S. K. Oda, “Plasma generation using high-power millimeter wave beam and its application for thrust generation,” *Journal of Applied Physics*,

Vol. 100, (2006), p.113308., 2006.

- [15] C. a. c. i. T. C. D. D. M. S. T. S. R. T. M.A Shapiroa, “Design of correcting mirrors for a gyrotron used at Large Helical Device,” Volume 53, Issues 1-4, January 2001, Pages 537-544, 2001.
- [16] 高橋 幸司/日本原子力研究所, “核融合プラズマ加熱電流駆動用大電力ミリ波帯高周波入射システムに関する研究,” Japan Atomic Energy Research Institute, 2004.
- [17] K. K. K. T. A. K. a. K. S. Y. Oda., “Plasma generation using high-power millimeter wave beam and its application for thrust generation,” J. App. Phys. 100, 2006 .

## 修士論文に関する発表等一覧

### 第一著者

- [i] 浅井健太, 齋藤翔平, 栗田哲志, 福成雅史, 山口敏和, 小紫公也 (東大), 小田靖久, 梶原健, 高橋幸司, 坂本慶司 (JAEA) “マイクロ波ロケットへのテーパ型集光器を使用したミリ波空間エネルギー伝送”, 第 32 回宇宙エネルギーシンポジウム, 相模原, 2013 年 3 月
- [ii] 浅井健太, 山口敏和, 福成雅史, 小紫公也 (東京大学大学院 新領域創成科学研究科 先端エネルギー工学専攻), 小泉宏之 (東大先端研), 荒川義博 (東大工学系) ” マイクロ波ロケットへのミリ波ビームの照射”, 第 15 回宇宙太陽発電システム (SPS) シンポジウム 東京, 2011 年 10 月

### 共著

- [a] 齋藤翔平, 浅井健太, 栗田哲志, 福成雅史, 山口敏和, 小紫公也 (東大), 小田靖久, 梶原健, 高橋幸司, 坂本慶司 (JAEA) “kg級マイクロ波ロケットの打上げ実証実験報告”, 平成24年度宇宙輸送シンポジウム, STEP-2012-034, 相模原, 2013年1月
- [b] 宮代健吾, 石場舞, 浅井健太, 小紫公也, 高橋将司, 牧謙一郎, 田中孝治, 佐々木進, 川原康介, 鎌田幸男, ”MAV へ送電用の円偏波パッチアンテナアレーの製作”, 第14 回宇宙太陽発電システム (SPS) シンポジウム 東京 2011 年10 月
- [c] Ishiba M., Miyashiro K., Asai K., Komurasak K., Arakawa Y.  
“Wireless Power Transmission and Telecommunication using a Microwave Active Phased Array; 9th Annual International Energy Conversion Engineering Conference, San Diego ,Aug., 2011.
- [d] 石場舞, 宮代健吾, 浅井健太, 小紫公也, 荒川義博 ” MAV へのエネルギー情報同時伝送” 第31 回宇宙エネルギーシンポジウム 神奈川 2012 年2 月
- [e] M. Fukunari, T.Yamaguchi, S.Saitoh, K.Asai, S.Kurita, Komurasaki K (The University of Tokyo), Y. Oda, K.Kajiwarra, K.Takahashi, K.Sakamoto (Japan Atomic Energy Agency), "Thrust Performance and Plasma Generation of Microwave Rocket with Microwave Beam Space Transmission System", 'IEEE Pulsed Power and Plasma Science Conference 2013', 6F-4, California, US. (Jun.2013)



- [f] Masafumi Fukunari, Toshikazu Yamaguchi, **Kenta Asai**, Satoshi Kurita, Nat Wongsuryat and Kimiya Komurasaki (The university of Tokyo), Yasuhisa Oda, Ryosuke Ikeda, Ken Kajiwara, Koji Takahashi and Keishi Sakamoto (Japan Atomic Energy Agency), "Launch Experiment and Thrust Measurement of a Kg-order Microwave Rocket", 'Asian Joint Conference on Propulsion and Power 2014', Jeju Island, Korea.(March.2014)
- [g] Masafumi Fukunari, Toshikazu Yamaguchi, **Kenta Asai**, Satoshi Kurita, Nat Wongsuryat and Kimiya Komurasaki (The university of Tokyo), Yasuhisa Oda, Ryosuke Ikeda, Ken Kajiwara, Koji Takahashi and Keishi Sakamoto (Japan Atomic Energy Agency), "Launch Experiment and Thrust Measurement of a Kg-order Microwave Rocket", 'Asian Joint Conference on Propulsion and Power 2014', Jeju Island, Korea.(March.2014)
- [h] Masafumi Fukunari, Toshikazu Yamaguchi, **Kenta Asai**, Satoshi Kurita, Nat Wongsuryat and Kimiya Komurasaki (The university of Tokyo), Yasuhisa Oda, Ryosuke Ikeda, Ken Kajiwara, Koji Takahashi and Keishi Sakamoto (Japan Atomic Energy Agency), "Microwave Rocket with quasi-optical microwave power transmission system and flight demonstration", 'International High Power Laser Ablation and Beamed Energy Propulsion', Santa Fe, US.(April.2014)
- [i] 福成雅史、山口敏和、齋藤 翔平、**浅井健太**、栗田哲志、小 紫公也（東京大学）、小田靖久、梶原健、高橋幸司、坂本慶司（日本原子力研究開発機構）、「リード弁式吸気機構によるマイクロ波ロケット の推力性能改善」、『第 45 回流体力学講演会/航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム 2013』、IC04、船堀、2013 年 7 月

## 謝辞

I thank everyone who helped me and supported me to complete this thesis.

First I would like to appreciate my advisor, Professor Kimiya Komurasaki. He has given me a lot of opportunities and helpful advice. I would like to express my thanks to Professor Yoshihiro Arakawa, for giving me advice to improve my study. I would like to also say appreciation to Associate Professor Hiroyuki Koizumi for his sound advice. I'm also grateful to Dr. Keishi Sakamoto and Dr. Oda(Japan Atomic Energy Agency) for giving opportunities for using Gyrotron at JAEA. Without any of these supports, this thesis would not have been completed. Thank you.

Gratitude is also extended to the following members in our research group, Mr Toshikazu Yamaguchi, Mr Masafumi Fukunari, Mr Shohei Saitoh, Mr Anthony Arnault, Mr Tensei Takeichi Mr Satoshi Kurita and Mr Nat.

Also thanks to all Dr people for giving me fruitful advice.

I also wish to thank all other members in Arakawa-Komurasaki-Koizumi laboratory.

Finally, I give my special thanks to my family throughout my education.