

博士論文

マイクロ波ロケットのリード弁式吸気機構と
テーパ管型マイクロ波受電器の開発

福成 雅史

謝辞

博士論文をまとめるにあたり、ご指導、ご鞭撻を頂いた指導教員の小紫公也 教授に心より感謝申し上げます。小紫先生には修士課程よりマイクロ波ロケットの研究を通して、研究方針の立て方、理論、実験手法、議論の仕方、学生指導、科研費についてなど、多くのことをご指導いただきました。研究を進めるための環境を整備して頂いたことにも感謝申し上げます。

博士課程在学中、小泉宏之 准教授、Schonherr Tony助教には多くの貴重なご指導とご助言を頂きました。また研究発表や論文検索、メールマナーなど、お二人の具体的なご指導が非常に参考になりました。

マイクロ波ロケットの研究にあたり、貴重な実験機会を提供して頂いた、日本原子力研究開発機構、RF加熱開発Grの、坂本慶司 博士、高橋幸司 博士、梶原健 博士、小田靖久 博士、池田亮介 博士に心からの感謝を申し上げます。本研究において日本原子力研究開発機構の皆様の熱心なご協力なくしては、実験の実地が不可能であったことをここに記すとともに深甚の謝意を表します。また小田靖久 博士にはマイクロ波ロケットに関する研究の先人として、貴重なご助言を頂きました。

本研究にあたり、具体的な研究手法をご指導して頂いたマイクロ波ロケット研究班の先輩である、山口敏和 様に感謝申し上げます。また他の小紫研究室のメンバー、研究を進めるにあたり、ご支援、ご協力を頂きながら、ここにお名前を記すことが出来なかった多くの方々に心より感謝申し上げます。

最後にどのような状況においても応援してくれた両親、家族に心より感謝します。

目次

第1章 序論

1.1	研究の背景.....	1
1.2	ビーミング推進による宇宙物資輸送費用の劇的な低減化.....	3
1.3	大電力マイクロ波発振機ジャイロトロン.....	7
1.4	マイクロ波ロケットの既存研究.....	8
1.5	マイクロ波ロケットの要素技術.....	9
1.5.1	インテークの設計.....	9
1.5.2	マイクロ波ロケットの熱設計.....	10
1.5.3	フェーズドアレイシステム.....	10
1.5.4	繰り返し運転時の推力低下.....	11
1.5.5	大電力マイクロ波のワイヤレス電力伝送.....	11
1.5.6	マイクロ波ロケットの将来的な運用方法の提案.....	12
1.6	研究目的.....	12

第2章 リード弁式吸気機構

2.1	リード弁とは.....	17
2.2	推進機内部の圧力振動の計算.....	18
2.2.1	支配法的式.....	18
2.2.2	境界条件の設定.....	19
2.2.3	推進機内部圧力.....	20
2.3	テーパリード弁の設計.....	21
2.4	リード弁式吸気機構の吸気性能試験.....	27
2.5	実験結果と考察.....	28
2.5.1	リード弁変位と圧力履歴による部分充填率 ψ の見積もり.....	28
2.5.2	衝撃波伝播速度の変化による部分充填率 ψ の見積もり.....	29
2.5.3	マイクロ波ロケットのサイジングに向けた指針.....	31
2.6	まとめ.....	32

第3章 マイクロ波ワイヤレス電力伝送システムの設計手法と低電力試験

3.1	マイクロ波のワイヤレス電力伝送の研究背景.....	34
3.2	テーパ管型マイクロ波受電器の設計手法.....	39
3.3	テーパ管型受電器の低電力試験.....	42
3.3.1	マイクロ波伝送システム.....	43
3.3.2	テーパ管型マイクロ波受電器の設計.....	48
3.3.3	マイクロ波電力密度計測システムと校正試験.....	50
3.3.4	光線追跡法による計算手法.....	56
3.3.5	マイクロ波ワイヤレス伝送試験結果.....	58
3.6	まとめ.....	61

第4章 大電力マイクロ波伝送試験

4.1	大電力マイクロ波伝送試験.....	64
4.1.1	マイクロ波伝送ミラーの概要と低電力試験結果.....	65

4.1.2	テーパ管型マイクロ受電器.....	67
4.2	マイクロ波プラズマの着火と電離波面伝播.....	72
4.3	繰り返し運転におけるプラズマの異常着火.....	74
4.4	まとめ.....	76
 第5章 マイクロ波ロケットの大型化とそのミッション提案		
5.1	化学ロケットとMRのハイブリッドの概要.....	77
5.2	2段目のサイジング.....	78
5.3	大電力マイクロ波電力伝送.....	79
5.4	マイクロ波ロケットの推力モデルと軌道計算手法.....	81
5.4.1	軌道計算手法.....	81
5.4.2	マイクロ波ロケットの推力発生モデル.....	81
5.5	マイクロ波ロケットのサイジング.....	84
5.6	軌道計算結果.....	87
5.7	打ち上げ費用の見積もり.....	88
5.8	まとめ.....	90
 第6章 結論		
6.1	リード弁式吸気機構の開発.....	92
6.2	大電力マイクロ波の電力伝送システム.....	92
6.3	マイクロ波ロケットと既存の化学推進のハイブリッドシステム.....	93
研究業績.....		93

目次

1-1	ペイロード比と比推力の関係.....	2
1-2	ビーミング推進の概念図.....	3
1-3	マイクロ波ロケットのパルスデトネーションエンジンサイクル	6
1-4	日本原子力研究開発機構で開発されている170 GHzジャイロトロン.....	7
1-5	マイクロ波照射回数ごとの推力の低下.....	11
1-6	マイクロ波の発散による電力密度の低下.....	12
2-1	リードペタルストッパーの模式図.....	17
2-2	推進機内部の特性曲線履歴(左)と圧力履歴.....	21
2-3	リード弁の断面(吸気時).....	22
2-4	16個のリード弁と推進機の組立図.....	22
2-5	チタンテーパリード弁.....	23
2-6	リードの開口面積.....	25
2-7	リード弁の開口面積(mm ²)の等高線図.....	25
2-8	固有振動数の実験系(左)とリード弁の変位履歴(右).....	26
2-9	リード弁式吸気機構16個を搭載した推進機.....	27
2-10	実験系のセットアップ.....	27
2-11	推力壁での圧力履歴とリード弁の変位履歴	28
2-12	パルスカウント毎の衝撃波伝播速度 U_{shock} のリード弁の有無による比較.....	30
3-1	ITER計画用電子サイクロトロン加熱システムでの水平ポートランチャー.....	36
3-2	ガウシアンビームプロファイル.....	36
3-3	大電力マイクロ波のワイヤレス電力伝送システムの概要.....	38
3-4	放物ミラーを用いたマイクロ波受電器.....	38
3-5	テーパ管型マイクロ波受電器の模式図.....	40
3-6	テーパ管型マイクロ波受電器のサイズに対する最大反射回数 n_{max} の等高線.....	41
3-7	テーパ管型マイクロ波受電器のサイズに対する入射ビームの許容傾き角の等高線.....	42
3-8	ワイヤレス電力伝送システムの低電力試験系.....	43
3-9	94GHzの発振器と検波器の構成.....	43
3-10	発振器に接続した角錐ホーンアンテナ(HO10R).....	44
3-11	オフセットパラボラミラーのジオメトリ	45
3-12	入射マイクロ波の電力密度分布.....	46
3-13	テーパ管型マイクロ波受電の長さで反射回数の変化.....	48
3-14	アルミメッシュの反射率の計測実験.....	49
3-15	マイクロ波電力密度プロファイル計測システム.....	50
3-16	ディテクタ回路.....	51
3-17	ディテクタ回路の入力電圧と出力電圧の関係.....	51
3-18	スロットアンテナを用いたマイクロ波受信機の較正試験系.....	52

3-19	入力マイクロ波と出力電圧の関係式.....	53
3-20	スロットアンテナの図面.....	55
3-21	スロットアンテナの指向性.....	55
3-22	光線追跡法の計算座標.....	56
3-23	p偏光とs偏光の完全導体上の反射による偏波方向の変化.....	57
3-24	光線追跡による推進機内部の光線の計算結果.....	57
3-25	マイクロ波受電器出口から距離80 mmの点での電力密度プロファイル.....	59
3-26	マイクロ波受電器出口から距離148 mmの点での電力密度プロファイル.....	60
3-27	x-z面での2回反射の計測結果.....	60
4-1	打ち上げ試験系の模式図(左)と写真(左).....	64
4-2	開発した伝送ミラーと伝送距離ごとのビームスポットサイズ.....	65
4-3	伝送ミラーの低電力試験系.....	66
4-4	伝送ミラーからの放射パターン.....	67
4-5	テーパ角ごとの受電器長さとの反射回数との関係.....	67
4-6	光線追跡による推進機内部の光線の計算結果.....	68
4-7	推進機内部の電力分布.....	70
4-8	ワイヤレス伝送システムを用いていない場合の推進機に入射する電力の割合.....	70
4-9	大電力試験で用いた円錐台マイクロ波受電器(左)と八角錐台マイクロ波受電器(右).....	71
4-10	光線追跡法による推進機内部の電力密度分布の計算結果.....	71
4-11	推進機内部における電離波面伝播の高速カメラによる計測結果.....	73
4-12	推進機内部の電離波面伝播履歴.....	73
4-13	推進機先端と先端から260 mm離れた点での圧力履歴.....	74
4-14	推進機内部での異常着火.....	74
4-15	八角錐台形状のマイクロ波受電器を用いた推力性能試験結果.....	75
5-1	H-IIB の一段目と固体ロケットブースターのマイクロ波ロケットによる置換.....	77
5-2	マイクロ波ロケットの電力伝送の概念図.....	79
5-3	カットオフ高度ごとのビーム受電半径.....	80
5-4	標準大気の周波数毎のマイクロ波透過率の計算結果.....	80
5-5	推力壁での圧力履歴の計算値と実験値の比較.....	83
5-6	2 km/sのカットオフ速度を得るために必要となるマイクロ波電力.....	84
5-7	マイクロ波ロケットの推進機長と負圧の発生から吸気終了までの時間.....	85
5-8	マイクロ波ロケットの模式図.....	86
5-9	飛行速度、加速度、空気抵抗の計算結果.....	88
5-10	経験曲線効果を仮定したジャイロトロン総製造費用.....	89
5-11	打ち上げ回数ごとのLEOへの物資輸送費用.....	90

表目次

1-1	核融合施設で使用されている電子サイクロトロン加熱システム.....	8
2-1	チタンテーパリード弁の諸元.....	22
2-2	取り付けユニットのサポートとリード弁ポートの割合.....	23
2-3	固有周波数、開口面積の計算結果.....	26
2-4	計測結果と静的解析との比較.....	29
2-5	実験より見積もった部分充填率.....	31
3-1	角錐ホーンアンテナ(HO10R)の位相中心.....	44
3-2	入射マイクロ波ビームのスポットサイズとレイリー長.....	46
3-3	入射マイクロ波ビーム電力.....	47
3-4	エルミート多項式.....	47
3-5	アルミメッシュの反射・透過率の計測.....	49
3-6	ディテクタ回路の出力電圧と入力電圧の校正結果.....	52
3-7	校正試験系の設定.....	53
3-8	減衰器の減衰率とその標準誤差.....	54
3-9	反射光毎の傾き角.....	58
3-10	受電電力の比較.....	58
3-11	マイクロ波電力の配分.....	61
4-1	反射回数ごとの電力分配比.....	69
4-2	電離波面伝播速度.....	72
5-1	1段と2段の速度増分.....	78
5-2	質量と製造費用の比較.....	79
5-3	マイクロ波ロケットのサイジング.....	87
5-4	マイクロ波ロケットの発生推力.....	87
5-5	軌道計算結果.....	88
5-6	ビーム発振基地の費用見積もり.....	89

Nomenclature

a	音速.....	m/s
A_e	アンテナの有効開口面積.....	m ²
A_{reed}	リード弁の開口面積.....	m ²
A_{rocket}	機体の最大断面積.....	m ²
A_{th}	推力壁の断面積.....	m ²
C_{BB}	1 MW 当たりのジャイロトロンの製造費用.....	\$
C_D	空気抵抗係数.....	
C_d	流量係数.....	
C_f	ロケットの製造費用.....	\$
C_{ground}	地上設備の費用.....	\$
C_{gyrotron}	ジャイロトロンの製造費用合計.....	\$
C_{launch}	単位ペイロードあたりの打ち上げ費用.....	\$
C_{op}	打ち上げに必要な電気代.....	\$
C_p	定圧比熱.....	J/kg/K
$C_{p,q}$	エルミートガウスモードの展開係数.....	
C_v	定積比熱.....	J/kg/K
D_{in}	テーパ管型マイクロ波受電器の入口径.....	m
D_{out}	テーパ管型マイクロ波受電器の出口径.....	m
D_{th}	推進機直径.....	m
E	ヤング率.....	Pa
e	流れの全エネルギー.....	J/m ³
E_{beam}	電離波面に照射される電力.....	J
F	ロケットの推力.....	N
f_{pls}	マイクロ波の照射繰り返し周波数.....	Hz
f_{reed}	リード弁の固有振動数.....	Hz
g	重力加速度.....	m/s ²
G_h	ホーンアンテナの利得.....	
$G_{p,q}$	エルミートガウスモード.....	
G_s	スロットアンテナの利得.....	
h_{reed}	リード弁の幅.....	m
h_1	リード弁の固定端側の幅.....	m
h_2	リード弁の自由側の幅.....	m
$I(x)$	断面 2 次モーメント.....	m ⁴
I_0	0 次のベッセル関数.....	
I_R	検波器で計測した入射電力密度.....	W/m ²
I_s	ダイオードの飽和電流.....	A
I_{sp}	比推力.....	s
M	衝撃波の伝播マッハ数.....	
m	機体質量.....	kg
\dot{m}	排気流量.....	kg/s
M_c	構造質量.....	kg
M_{cj}	チャップマンジュゲデトネーションの伝播マッハ数.....	
M_f	ロケットの最終質量.....	kg
M_{fair}	フェアリングの質量.....	kg
M_i	ロケットの初期質量.....	kg
M_p	推進剤質量.....	kg

M_{pl}	ペイロード質量.....	kg
M_x	曲げモーメント.....	N・m
\vec{N}	反射点の壁面の法線ベクトル.....	
N_{beam}	必要なジャイロトロン数.....	
N_i	エルミートガウスモードの規格化関数.....	
n_{th}	推進機内部での反射回数.....	
l_{reed}	リード弁の長さ.....	m
l_{rt}	リード弁の厚みがテーパ形状になっている長さ.....	m
L_t	テーパ管型マイクロ波受電器の長さ.....	m
L_{th}	推進機の長さ.....	m
\vec{p}	偏光方向ベクトル.....	
ΔP	リード弁に加わる圧力差.....	Pa
p_{beam}	推進機内部の電力密度分布.....	W
P_f	吸気後の推進機内部圧力.....	Pa
P_{in}	推進機内部圧力.....	Pa
P_R	検波器に入射する電力.....	W
P_{total}	全ビーム電力.....	W
P_w	推力壁圧力.....	Pa
P_{0-5}	熱力学サイクルの圧力.....	Pa
q	加熱率.....	J/kg
R	気体定数.....	J/kg/K
r	機体高度.....	m
Δr	ホーンアンテナの開口面から位相中心までの距離.....	m
r_e	累積生産量の変化に対するコスト弾力性.....	
R_n	反射回数 n ごとのテーパ管マイクロ波受電器に入射するマイクロ波の半径.....	m
R_s	金属の表面抵抗.....	Ω
S_{av}	平均電力密度.....	kW/cm ²
S_{peak}	ピーク電力密度.....	kW/cm ²
T_f	吸気後の推進機内部温度.....	K
t_{intrvl}	異常着火防止のため必要なインターバル時間.....	s
T_{stag}	吸気前のインテーク内部温度.....	K
T_{th}	吸気前の推進機内部温度.....	K
T_{01}	流れの全温.....	K
T_{0-5}	熱力学サイクルの温度.....	K
U_{ioniz}	電離波面伝播速度.....	m/s
U_{shock}	衝撃波伝播速度.....	m/s
v	飛行速度.....	m/s
ΔV	ロケットの速度増分.....	m/s
\vec{v}	マイクロ波の光線ベクトル.....	
\dot{V}	リード弁の体積流量.....	m ³ /s
v_e	排気速度.....	m/s
V_d	ディテクタの出力電圧.....	V
V_{out}	ダイオードの出力電圧.....	V
V_{ple}	プレナム室体積.....	m ³
V_R	検波器の交流出力のピーク電圧値.....	V
V_T	ダイオードの熱電圧.....	V
V_{th}	推進機体積.....	m ³
w_{reed}	リード弁の幅.....	m
w_1	リード弁の固定端側の幅.....	m

w_2	リード弁のネジ部中心の幅.....	m
w_3	リード弁の自由端側の幅.....	m
$X(x)$	変位関数.....	m^4
$\langle x^n \rangle$	n 次のモーメント.....	m^n
Δx	マイクロ波電力密度計測の x 方向計測ステップ.....	m
Δy	マイクロ波電力密度計測の y 方向計測ステップ.....	m
y_{reed}	リード弁の変位.....	m
z_R	ガウシアンビームのレイリー長.....	m
α_r	推進機側面積に対するリード弁の開口面積比.....	
α	検波器の出力電圧の校正係数.....	
γ	比熱.....	
ε	構造質量比.....	
η_{att}	マイクロ波発振器付属の減衰器による減衰値.....	
η_{attn}	マイクロ波透過率.....	
η_{in}	マイクロ波受電器に入射するマイクロ波電力の割合.....	
η_n	反射回数 n ごとの電力分配率.....	
η_r	テーパ管型マイクロ波受電器の電力受電率.....	
θ_{error}	テーパ管型マイクロ波受電器に入射する光線の角度.....	deg.
θ_{ray}	テーパ管型マイクロ波受電器内部の光線の角度.....	deg.
θ_t	テーパ管型マイクロ波受電器のテーパ角.....	deg.
λ	マイクロ波波長.....	m
ζ	リード弁上の x 軸上の位置.....	m
ρ_{air}	空気の密度.....	kg/m^3
ρ_f	吸気後の推進機内部密度.....	kg/m^3
ρ_{reed}	リード弁の密度.....	kg/m^3
ρ_{stag}	吸気前のインテーク内部密度.....	kg/m^3
ρ_{th}	吸気前の推進機内部密度.....	kg/m^3
ρ_{0-5}	熱力学サイクルの密度.....	kg/m^3
σ	リード弁に加わる応力.....	Pa
σ_{metal}	金属の電気伝導率.....	S/m
τ_{air}	吸気時間.....	s
τ_{cycle}	エンジンサイクル時間.....	s
τ_l	パルス幅.....	s
Φ	1 回のパルスで電離波面に照射される電力割合.....	
Ψ	部分充填率.....	
Ψ_{duty}	マイクロ波パルスのデューティ比.....	
ω	ビームスポットサイズ.....	m
ω_0	ビームウェスト.....	m

第 1 章

序論

1.1 研究の背景

地球近傍や太陽系内の宇宙空間は、その位置を利用した情報通信や地球・天体観測、重力や真空などの環境を利用した科学実験、また豊富に存在する資源・エネルギーの回収など科学的、実用的に幅広く利用可能である。今後望まれる大規模な宇宙開発や宇宙探索などの宇宙活動において、宇宙への物資輸送を円滑にかつ低コストで行うことが重要となる。宇宙輸送システムの根幹を担うのは地球からの打ち上げロケットである。ロケットとは衛星などの積荷(ペイロード)を所定の軌道に投入するための速度と高度を与える役割を持つ。地球からの打ち上げに用いられるロケットは打ち上げの始まった 1950 年代から現在に至るまで化学推進が用いられており、根本的な部分での進歩は無い。既存の化学推進を用いた輸送方法は莫大な量の搭載燃料が必要であり、ペイロード質量に比して巨大な打ち上げロケットを必要とする。また化学推進で用いるロケットエンジンやターボポンプは複雑で高価であり、さらに一回の打ち上げで使い捨てられる。そのため化学推進を用いた場合の輸送費用は通常、ペイロード 1 キログラム当たり 100 万円以上に達し、多くの宇宙開発プロジェクトが技術的問題より経済的問題で頓挫している。

上記の問題について具体的に説明する。ロケット推進の性能は比推力 I_{sp} と推力によって表すことができる。 I_{sp} とは単位質量の燃料で 9.8 N の推力を何秒だせるかという指標であり、次式で表される。

$$I_{sp} = \frac{F}{\dot{m}g} = \frac{v_e}{g} \quad (1-1)$$

ここで F は推力、 g は重力定数、 \dot{m} は排気流量、 v_e は排気速度を示す。Tsiolkovsky のロケット方程式からロケットの速度増分 ΔV はロケットの初期質量を M_i 、最終質量を M_f とおくと次式となる。

$$\Delta V = v_e \ln \frac{M_i}{M_f} \quad (1-2)$$

ロケットの全質量はペイロード質量 M_{pl} 、構造質量 M_c 、 M_p からなるため初期質量は

$$M_i = M_{pl} + M_c + M_p \quad (1-3)$$

となる．ここで構造質量比を

$$\epsilon = \frac{M_c}{M_c + M_p} \quad (1-4)$$

とおく． N 段を持つロケットの初期質量に対するペイロード質量の比(ペイロード比)は次式となる．

$$\frac{M_{pl}}{M_i} = \left[\frac{1}{1-\epsilon} \exp\left(-\frac{\Delta V}{I_{sp} g N}\right) - \frac{\epsilon}{1-\epsilon} \right]^N \quad (1-5)$$

地球地軌道への打ち上げを考え、重力損失を含めて必要な速度増分 ΔV を 9.2 km/s、構造重量比 ϵ を 0.1 と仮定して、式(1-5) よりロケットの比推力 I_{sp} とペイロード比の関係を図 1-1 に示す．化学推進の I_{sp} は 200-450 sec であり、そのペイロード比は低く、また単段での打ち上げは非常に困難で、ペイロードの軌道投入には多段のロケットが必要となる．式(1-1) で示したように I_{sp} を増加するにはロケットエンジンの排気速度を増加させる必要がある．しかし化学推進において推進剤の排気速度は単位時間当たりの推進剤流量がもつ化学エネルギーによって制限を受け、5 km/s 程度が理論上の限界である．既存の化学推進はほぼその限界に近い性能を達成しており、化学推進でこれ以上の性能改善による宇宙物資輸送費用のブレークスルーは困難である．

化学推進を用いた低コスト化の方法として、近年、小型衛星打ち上げに特化したペイロード質量 100 kg 程度の小型ロケットを用いて、合計での打ち上げ費用を 5 億円程度に抑える試みが行われている[1]．しかし単位ペイロード質量当たりの輸送費用はむしろ増加するので、大量物資輸送には適さない．また打ち上げロケットを再利用することで減価償却し、一回当たりの輸送費用を低減する方法もあるが[2,3]、

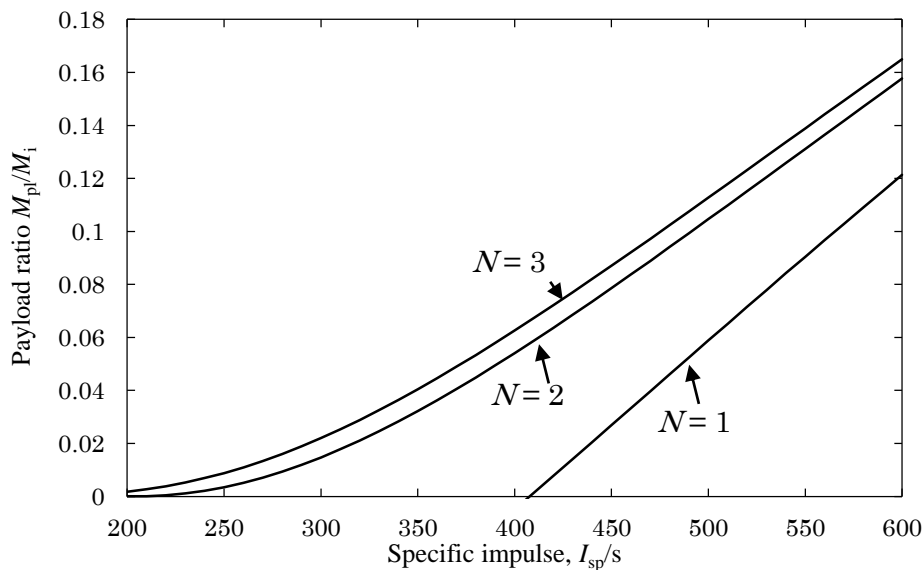


図 1-1 ペイロード比と比推力の関係．構造質量比 $\epsilon = 0.1$ 、速度増分 $\Delta V = 9.2$ km/s.

スペースシャトルで明らかになったように打ち上げごとに膨大なメンテナンス費用が必要であることに加え、再利用するため地球へ帰還するためだけの余分な機構が必要となり、一機あたりの価値がどうしても増え、一回の事故が莫大な損失を生む。

一方、宇宙機の推進手法として宇宙では電気推進による軌道間輸送が行われている[4]。電力を推力に変換する電気推進では推進剤の種類による比推力の制限が無く、化学推進に比べ2倍から10倍の比推力を実現できる。しかし発生推力は搭載電源の持つ電力によって決定し、地上からの打ち上げが可能なほどの推力を達成するには、発電所一基分の匹敵する電源が必要となる。そのため地上からの打ち上げロケットに電気推進を用いることは困難であり、電気推進は主に宇宙空間での軌道遷移に使用されている。

このように実際に運用されている既存の手法では問題の根本的な解決は困難である。そのため本研究ではまったく新しい推進手法である、ビーミング推進を用いた打ち上げロケット“マイクロ波ロケット”を宇宙輸送費用の低減化に向けたソリューションとして提案する。

1.2 ビーミング推進による宇宙物資輸送費用の劇的な低減化

ビーミング推進とは機体に対して地上からレーザーやマイクロ波といった電磁波により推進エネルギーを供給する推進手法である。図 1-2 にその概念図を示す。ビーミング推進ではロケットとエネルギー源を切り離すことで機体質量と無関係に伝送エネルギーを増加できる。また化学反応を伴わなくとも推進剤にエネルギーを与えることができるので、理論上は化学推進のような比推力の制限がない。地上に建設するビ

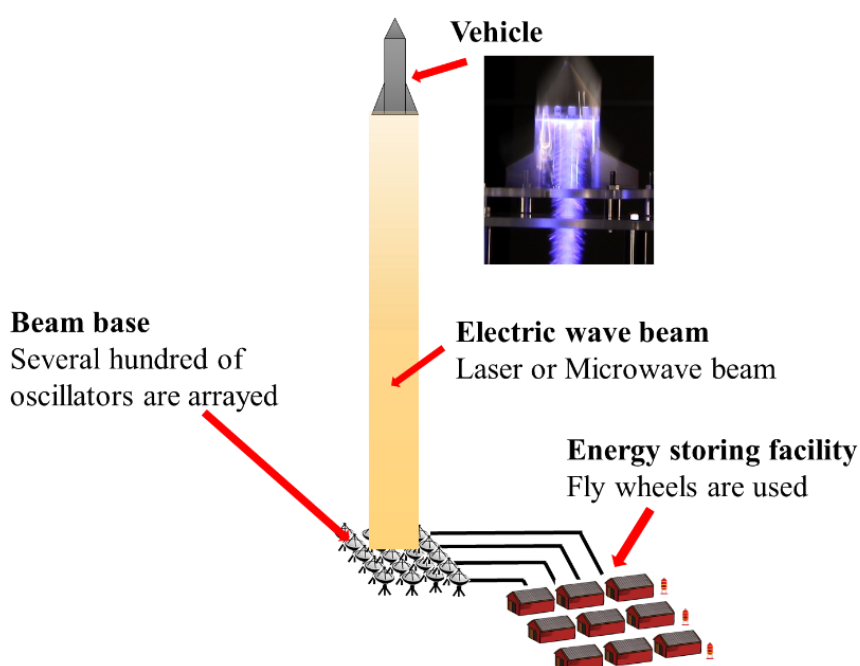


図 1-2 ビーミング推進の概念図

ーム発信基地は、地上にあるため保守点検は容易で、その建設費用はビーミング推進による輸送システム全体の中では支配的だが、繰り返し使用することで償還することができる[5,6].

1930年代に入り入り化学推進の開発研究が本格化すると同時に、化学推進の性能の上限により、将来的な恒星間など深宇宙への長距離移動には遠方の基地からエネルギーを伝送することが必要であることが指摘され、遠方から来た光の光圧を用いる光・太陽セイルや Sanger らの光子ロケットなどが提案された[7-10]. そして 1960 年代に入りレーザーが開発されると、レーザーを用いてより効率的にエネルギーを伝送する方法が研究され始めた[11,12]. ビーミング推進を用いた地球からのロケット打ち上げは、1972 年に初めて Kantrowitz によりレーザーアブレーションによる推力生成を用いた手法が提案された[12]. ビーミング推進の性能は発生した運動量と入射したエネルギーの比である運動量結合係数(momentum-coupling coefficient, C_m)で評価される. Kantrowitz の提案したレーザーアブレーションを用いた推進手法は光圧を用いた推進手法にくらべ4桁から6桁高い C_m を達成可能であることが明らかにされ、それ以降レーザーの研究開発によって出力電力が増加したことも伴い、多くのグループでレーザービーミング推進の実験的、解析的な研究が多く行われた[13-17]. またアブレーションの他にレーザー放電プラズマによるレーザー支持デトネーションを利用する方法、レーザーで加熱されたガスをノズルから噴射する方法など様々な手法が提案されている.

レーザーアブレーション推進機はターゲットの推進剤にレーザーを照射して、レーザーアブレーションにより推進剤をプラズマ化し爆風波を作ることによって推力を生み出している[18]. 推進剤として金属やポリマー、また水などの液体も用いられる. また Pakhomov らによってアルミ、デルリン、テフロン、氷など、多くの推進剤の C_m が調査され、その中ではデルリンが最も高い性能を示した[19].

Myrabo は 1970 年代の終わり頃からビーミング推進の研究を始め、1985 年には著書の中で初めて“ライトクラフト”という概念を作り出した[20]. ライトクラフトはレーザー放電によるパルスデトネーションを利用して推力を得るビーミング推進機である. パルスデトネーションを用いるビーミング推進ではレーザーアブレーションを用いるものに比べ C_m は低い傾向にあるが、推進剤として機体周辺の大気を用いることが可能なため、搭載推進剤が不要となる. またレーザーアブレーションでは推進剤上のアブレーション痕によってパルス毎に推力性能が低下するため、レーザーの照射位置を光学的もしくは機械的に変える必要があり、デトネーションを用いるものの方が機体構造を簡素にできる. Myrabo らは 1997 年から 2000 年にかけて平均出力 10 kW のレーザーを用いてライトクラフトの打ち上げ試験を行い、2000 年には 50.6 g のライトクラフトを用いて 72 m の打ち上げを達成している[21](ただしこの打ち上げにおいてはレーザーアブレーションも利用している). また Myrabo ら

はビーミング推進にとって重要な“光のハイウェイ”、“ビームライディング”と呼ばれるコンセプトを提案した[22]. このコンセプトでは機体の横方向に加わる力や回転モーメントを利用して、機体側でレーザービームとのずれを防止する. こうすることによって、ビーム発信基地では機体のトラッキングや高精度のビーム照準が不要となり機体があたかも、光のハイウェイの中をビームに乗っているように飛翔する. **Myrabo** のライトクラフトは詳細な形状が発表されているため、多くの研究者が、その姿勢安定、推力の最適化、軌道の最適化、将来性の検討など研究を行っている[23-25].

マイクロ波を用いたビーミング推進はマイクロ波帯ビームの発振源の研究開発が進むにつれ、レーザーと同様に多くの研究が行われてきた[26-31]. 次節で詳しく述べるが、マイクロ波帯のビームは指向性がレーザーに比べて低く巨大な発振器と受電器が必要となるが、その発振源は融合の分野でプラズマ加熱デバイスとして研究開発が行われ、発振電力、可制御性、発振効率がレーザーに比べ非常に高く、また発振費用が安価である.

Knecht と **Micci** はマイクロ波プラズマを使ってマイクロ波のエネルギーを推進剤に吸収させノズルから噴射する推進機を提案した[27]. その推進機には誘電体窓が取り付けられており、マイクロ波はその窓を通して定常的に推進機内部のプラズマに照射されプラズマを維持する. プラズマには同時に推進剤ガスが供給され、プラズマによって加熱されたのちノズルから噴射され推力となる. 彼らの解析の結果、この推進機の I_{sp} は 2000 s と見積もられている. また **Johansen** は宇宙空間では大出力真空管の出力窓や真空シールが不要になることを生かして、月面基地からのマイクロ波ビーミング推進を提案した. 推進機内部にはアークジェットもしくはマイクロ波放電によってプラズマが形成され、入射したマイクロ波エネルギーを吸収し推進剤を加熱する[28].

Perkin らは誘電体チューブからなる熱交換器に推進剤を流し、照射したマイクロ波を熱源として加熱することで推力を得るマイクロ波熱交換型ロケットを提案している. 熱交換型ロケットのコンセプトは原子力ロケットから派生しており、熱源として原子力の代わりに地上から照射したマイクロ波を用いる. マイクロ波熱交換型ロケットは 800-900 sec という高い I_{sp} を持ち、その軌道計算結果より単段での軌道投入も可能と予想されている[29-31].

Myrabo らはマイクロ波によって電力を給電するディスク形状のマイクロ波ライトクラフト(MWCL)を提案している. また実際に 6 GHz、3 kW のマイクロ波を機体の整流器付アンテナ(レクテナ)に送電しイオン-ブリーズエンジン(IBE)に 6 kV の電力を伝送する試験を行った[32].

本研究のマイクロ波ロケットはマイクロ波放電プラズマによるマイクロ波デトネーションを用いる空気吸い込み式パルスデトネーションエンジンである．図 1-3 にマイクロ波ロケットのエンジンサイクルを示す．マイクロ波ロケットは片端を閉じた円筒型のデトネーション管と集光器からなる．その作動原理は次のようになっている．1) 開口端から照射されたマイクロ波ビームが集光器で集光され、その集光点で絶縁破壊によりプラズマが生じる．2)発生したプラズマが後続のマイクロ波エネルギーを吸収し、その電離波面が衝撃波を伴って推進機内部を伝播する．これを化学デトネーションとのアナロジーからマイクロ波支持デトネーションと呼ぶ．このマイクロ波支持デトネーションによって推進機内部に高圧状態が生成・維持され機体は推力を得る．3) マイクロ波支持デトネーションが開口端より排気されると推進機内に膨張波が伝播し 4) 閉口端で反射することで推進機内部に負圧が誘起される．その負圧により弁が受動的に動作し換気が行われる．このサイクルを繰り返すことで機体は推力を得ている．

マイクロ波ロケットはパルスデトネーションを用いるレーザー推進の場合と同様に機体周辺の大気を推進剤として利用でき、搭載推進剤が不要となる．この点が推進剤を用いる他のマイクロ波推進手法に対するマイクロ波ロケットの利点である．またターボポンプ等複雑で高価なデバイスが不要で機体構造も簡素であり、信頼性の高い機体を安価に製造できる．また第3章で説明するが、Myrabo らの MWCL と

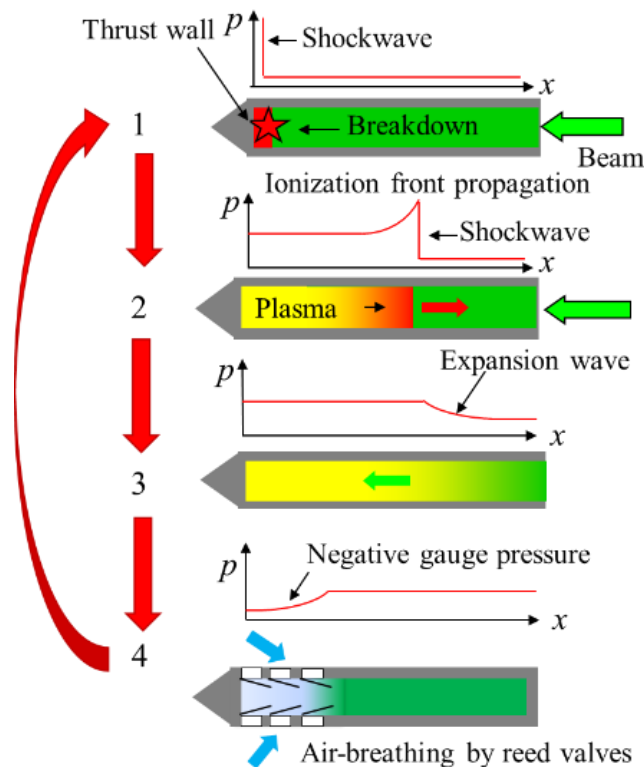


図 1-3 マイクロ波ロケットのパルスデトネーションエンジンサイクル

異なりマイクロ波受電器としてレクテナを用いないため、高い周波数のマイクロ波を容易に利用でき、伝送システムを非常にコンパクトにすることができる。これらの利点からマイクロ波ロケットを用いることで最も宇宙への物資輸送費用の低減化を期待できる。

1.3 大電力マイクロ波発振機ジャイロトロン

マイクロ波ビーミング推進の最も大きい利点は、マイクロ波帯ビームの発振器が高い性能を持つうえ、その出力当たりの発振器製造費用が安価であることである。大電力マイクロ波を発振する電子管としてマグネトロン、クライストロン、ジャイロトロンが研究開発されており、放送、通信、レーダー、核融合、加速器、プラズマ計測などで使用されている。その中でもジャイロトロンは、電子サイクロトロン共鳴メーザ（ECM, Electron Cyclotron Maser）の原理を利用するマイクロ波発振管であり核融合の分野でプラズマの生成、加熱/電流駆動デバイスとして研究・開発が行われている。ジャイロトロンではまず電子銃で電子ビームを発生させ、磁場に巻きつけた回転電子ビームを形成する。この回転電子ビームを、磁場が印加された空洞共振器に照射し、電子ビームの回転運動エネルギーが誘導放射を通してマイクロ波のエネルギーに変換する。これは核融合炉内でマイクロ波によって行われる電子サイクロトロン加熱の逆反応であり、ジャイロトロン内部のコイル磁場強度は核融合炉内部の加熱箇所の磁場強度におおよそ等しい。また空洞共振器内の特定の場所にエネルギーの揃った良質の電子ビームを打ち込むことにより特定の発振モードを励起し、あ

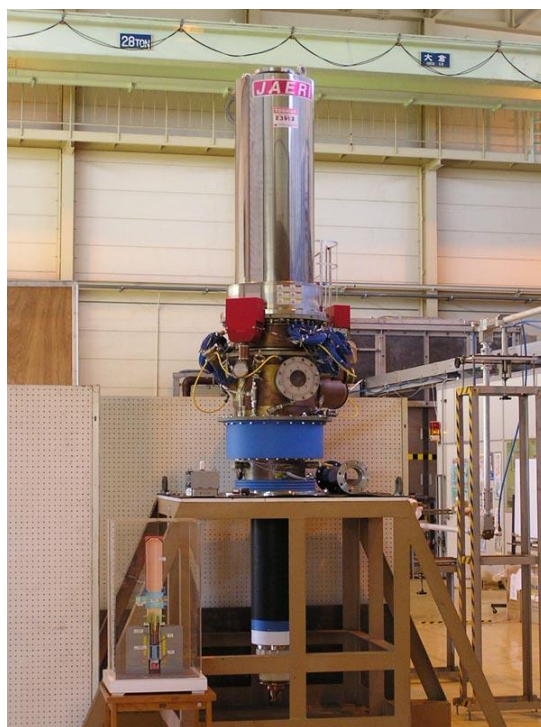


図 1-4 日本原子力研究開発機構で開発されている 170 GHz ジャイロトロン

る周波数のマイクロ波を選択的に発振させることが可能である．図 1-4 に日本原子力研究開発機構で開発が行われている 170 GHz ジャイロトロンを示す．施設利用型共同研究としてマイクロ波ロケットの試験を行っている日本原子力研究開発機構の ITER プロジェクト用に開発されたジャイロトロンは、発振周波数が 170 GHz であり、参考文献[42]によるとその最大出力は 1.16 MW で、その際の発振効率は 48% である．ジャイロトロンではこれまでに 2 MW 以上の出力、0.8 MW 出力の 1 時間連続運転、5 kHz の繰り返し変調運転がすでに達成されている．さらに複数の発振周波数をもつジャイロトロンや発振周波数変調運転も実現している[33-39]．表 1-1 に現在の核融合施設で使用されている電子サイクロトロン加熱システムのジャイロトロンのまとめを示す[40]．

表 1-1 核融合施設で使用されている電子サイクロトロン加熱システム[40]

Plasma device	Power (MW)	Frequency(GHz)	Pulse uration (s)
TCV Tokamak	3.0(6×0.5)	82.7	2.0
	1.5(3×0.5)	118	2.0
D III-D Tokamak	2.0(2×1.0)	110	5.0
	2.4(3×0.8)	110	2.0
JT 60-U Tokamak	4.0(4×1.0)	110	5.0
ASDEX-U Tokamak	2.8(4×0.7)	140	2.0
T-10 Tokamak	2.0(4×0.5)	140	0.5
	0.5(1×0.5)	129	0.5
LHD Stellarator	1.5(3×0.5)	82.7	2.0
	1.6(2×0.8)	84	3.0
	1.5(3×0.5)	168	1.0
W7-AS Stellarator	1.5(3×0.5)	140	3.0
	0.8(1×0.8)	140	1.0
	0.5(1×0.5)	70	2.0

さらに現在計画が進んでいる日本の JT-60SA では入射パワーで 7MW (1 MW ジャイロトロン 9 基) の加熱システム導入を予定している．またフランスで建設が進行している ITER 計画では 24 基のジャイロトロンを用いて 20 MW の入射パワーを目指している[41]．

ジャイロトロンの研究開発はロシア、ユーロッパ、アメリカ、日本で盛んに行われ、特に日本はエネルギー回収機構の導入、ダイヤモンド窓の開発、1 MW－800s 運転の達成など世界をリードしている．

1.4 マイクロ波ロケットの既存研究

2004 年に中川らはマイクロ波電力 1 MW、パルス幅 0.75 ms の単パルスを用いて初の打ち上げ試験を行った．また推力性能を C_m で評価した結果、120 g の筒形推進機にて 395 Ns/MJ を達成した[43]．

2009 年に小田らはマルチパルスでの推力性能を調べパルスカウントごとに衝撃

波の伝播速度が上昇し推力が低下することを明らかにした。また前方インテークのラム圧縮を模擬した高压タンクを用いた強制給排気機構にて吸気と推力性能の関係を調べ、部分充填率を上げることでパルスごとの力積の低下を抑制できることを示した[44]。

またマイクロはロケットの推進機内部を伝播する電離波面を積分して撮影するとフィラメント構造というプラズマの特殊な構造が見られることが知られている。小田らはマイクロ波の入射電力を振り電力密度ごとの電離波面の伝播速度を調べ、その電力密度の増加に対し伝波面速度は線形に増加していることを明らかにした[45-48]。

マイクロ波による放電は導波管などのマイクロ波伝送路の放電に対処する目的から MacDonald[49]、Brodsii [50,51]、Temkin[52-55]らによって実験的に調べられている。また Boeuf らによって FDTD 法で場の電磁界を解き電子の連続の式の生成項に内挿することで電離波面の伝播を解く解析モデルが立案された[56-59]。これは Temkin らのマイクロ波をミラー集光した実験条件の解析モデルであり、プラズマのスケールはマイクロ波ロケットの場合に比べ小さく、電力密度は逆に 1 桁から 2 桁高いため、マイクロ波ロケットにそのまま適応することは困難であった。東北大の大西らによってマイクロ波ロケットのような集光ミラーを使用した場合のプラズマ形状が解析され、実験との相関が見られたが依然として解析での電力密度は 1 桁から 2 桁高い[60]。また電離波面の伝播速度も、マイクロ波ロケットで見られる伝播速度とは電界強度に対する傾向が異なる。マイクロ波ロケットの電力密度の範囲では Boeuf らのモデルを直接使用すると電界強度が低いため放電を再現できない。そのため新たな電離モデルの確立が課題となっている。

マイクロ波ロケットの推力試験では、2011 年に 570 kW の大電力マイクロ波を 15% のデューティ比で照射することによってこれまでにない 30 N の推力生成を達成した。この結果から 1 MW 級ジャイロトロン一機で kg 級ロケットの打ち上げが可能であることを示した[61]。

1.5 マイクロ波ロケットの要素技術

これまでに述べたようにマイクロ波ロケットでは、既にマイクロ波から推力への変換、持続的な推力の生成が実証され、入射マイクロ波と発生推力についても多くの知見が得られている。本節では、今後のマイクロ波ロケットにとって重要な要素技術課題について述べる。

1.5.1 インテークの設計

マイクロ波ロケットは地上からの打ち上げを想定されており、単一のエンジンで地上から高高度、低速から高マッハ数の領域まで加速しながら飛行していく。イン

テークに流入する気体の諸量は連続的に幅広く変化しするため、インテークの可変機構、制御システムが複雑化することが予想される。こうした空気吸い込み式のエンジンとして、エキスパンダサイクル・エア・ターボ・ラムジェットエンジン(ATREX)の開発・研究が行われている[62, 63]。ATREX はスペースプレーン用空気吸い込みエンジンであり、ジェットエンジンを基本としながらマッハ 6 までの飛行速度拡張を可能とする。ATREX のエアインテークの研究は 1993 年より行われており、高速度飛行に用いられるインテークは、衝撃波角度が小さくなることから既存のマッハ数 2-3 程度のインテークより直径・長さが大きくなるため、重量削減の観点から軸対称インテークが採用されている。

またマイクロ波ロケットはパルス駆動エンジンであるため、エンジンサイクル間で必要な流量が大きく異なることも課題となる。インテークの設計としてエンジンサイクル間で衝撃波の位置を変えインテーク自体をパルス作動にすることや、インテークは定常作動とし余剰流をバイパスを通して排気するなど、いくつかのバリエーションが想定されるが、いずれにせよ、インテークの性能は主インテーク内全圧と流全圧の比である全圧回復率とインテーク捕獲流量とインテークの全面投影面積を流れる主流との比である流量捕獲率で決定され、不始動を防ぎパルス駆動のエンジンに対して高い性能を示すインテークが必要である。

1.5.2 マイクロ波ロケットの熱設計

マイクロ波ロケットの熱設計ではマイクロ波支持デトネーションが伝播する推進機の熱に注目する必要がある。GW オーダーの大電力マイクロ波を入射した際の推進機内部の温度は 2000 K 程度に達すると予想されるため、何らかの冷却が必要である。冷却手法として、通常の化学推進ロケットでは輻射冷却、フィルム冷却、浸出冷却、アブレーティブ冷却、液冷却が用いられている[64]。輻射冷却はいわば無冷却であり、自身が熱を受けて高温となり輻射放熱により、冷却を行う。そのため熱負荷が小さいものに限られる。フィルム冷却は壁に沿って、浸出冷却では多孔質材料から冷却剤を流し、熱負荷を軽減させる。アブレーティブ冷却は材料を蒸発させ熱を除去し、また発生ガスによる冷却を行う手法である。液冷却は化学推進では最もよく用いられている手法で 2 重構造やチューブ構造内に燃料や酸化剤などの冷却剤を流す。冷却剤を用いる手法では、冷却剤として搭載燃料や酸化剤が一般的に使用されるためマイクロ波ロケットには適さない。一方アブレーティブ冷却は主に強度とのトレードオフとなるが、マイクロ波ロケットの飛行時間は短く化学推進に比べアブレーティブ冷却を適用しやすい。

1.5.3 フェーズドアレイシステム

大電力マイクロ波の伝送にはフェーズドアレイシステムが必要である。ジャイロ

トロンの発振電力は、発振窓の熱負荷によって制限され現状では、最も熱伝導率の高いダイヤモンド窓を用いた場合では 2 MW 程度が最大である。そのため 2 MW 以上の大電力マイクロ波の発振にはアレイ化が必要不可欠である。アレイ化にはビーム電力を増やすだけではなく、ガウシアンモード純度などビームクオリティを高く保つことが重要で、コヒーレントビーム結合が必要となる。複数のジャイロトロンの位相を制御するフェーズドアレイシステムはビーム形状の制御が可能で長距離伝送に適している。複数のマイクロ波をフェーズドアレイ化するには、一機の発振器にアンプを用いるか、位相同期された発振器を使う 2 つの方法しかない。原理的には同じ周波数のジャイロトロンをいくつでも位相同期することができる。しかしジャイロトロンの位相同期の解析は行われているが、実験的にはレーダーや情報通信、リモートセンシング、プラズマ計測など数 10 W 程度の低電力かつ少数のジャイロトロンを用いた実証しか行われていない[65]。そのため大電力かつ大規模なフェーズドアレイシステムの開発が望まれる。

1.5.4 繰り返し運転時の推力低下

繰り返し運転での推力計測試験より、エンジンサイクル間の吸気性能が低いと高温希薄なガスが推進機内部に残留しパルスごとに推力性能が低下することが分かっている(図 1-5)。吸気性能は吸気した気体の体積と推進機体積の比である部分充填率で評価される。小田らの強制給排気機構による部分充填率と繰り返し運転での推力性能の実験結果から、推進機の部分充填率を改善することで、パルスごとの力積低下を抑制でき、部分充填率が 1 を超える完全換気状態では一定の力積を保てることが分かった。小田らの強制給排気機構では高圧タンクでインテーク内のラム圧を模

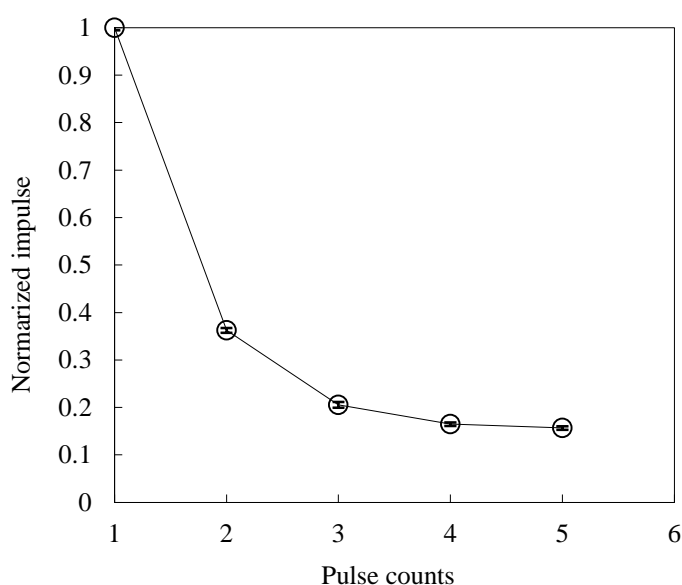


図 1-5 マイクロ波照射回数ごとの推力の低下

擬し、電磁弁を通して推進機に空気を吸気していたが、マイクロ波繰り返し周波数に同期するためには、制御システムが必要で複雑になる。そのため制御システムを必要とせず、エンジンサイクルと同期がとれる簡素な吸気機構が必要である。

1.5.5 大電力マイクロ波のワイヤレス電力伝送

2009 年に山口らによって行われた打ち上げ試験では 100 Hz の繰り返し周波数でマイクロ波ビームを照射し 1.2 m の高さまで持続的な推力生成を達成した。しかしマイクロ波の出力窓から機体までの距離が 2 m を超えると、マイクロ波の発散による電力密度の低下によって十分な推力を得ることができなかった。

レーザーに比べ波長の長いマイクロ波は指向性が低い。ジャイロトロン出力窓から出たマイクロ波ビームはガウシアンプロファイルを持っており、レイリー長を越えるとビーム径に関係した発散角を持って発散し、伝播によって電力密度が低下する(図 1-6)。そのためマイクロ波ロケットの電力伝送はレイリー長の範囲内で行う。レイリー長はマイクロ波のビームウェストに比例するため、延伸するには機体径に対して巨大なビーム径が必要となる。マイクロ波ロケットの推進機に巨大なマイクロ波を導くためにマイクロ波受電器の開発が重要である。

1.5.6 マイクロ波ロケットの将来的な運用方法の提案

マイクロ波ロケットは先端推進技術を用いた打ち上げロケットであり、その将来的な運用方法や実現性の検討が十分ではない。将来的な大量物資輸送機としての優位性を具体的に示すとともに、ターゲットとすべき要素技術を明確にする必要がある。

1.6 研究目的

1.5 節で述べたようにマイクロ波ロケットには様々な要素技術課題が存在するが、パルス間での推力低下を防ぎ、伝送距離によらず機体にマイクロ波電力を供給することができれば、伝送距離やパルス回数に依らず、推力性能を保つことができる。そのため上記の課題の中でも空気吸い込み機構と大電力マイクロ波のワイヤレス電

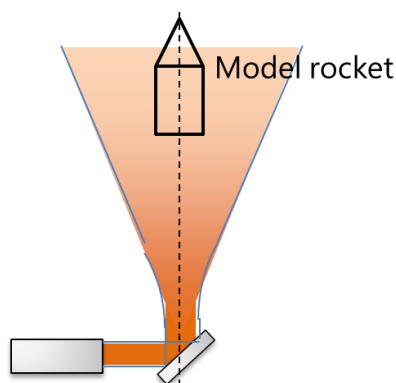


図 1-6 マイクロ波の発散による電力密度の低下

力の実現が最も重要である。

エンジンサイクルと同期できる吸気機構として本研究ではリード弁を用いる。リード弁はアクチュエータ等不要で推進機内部の圧力変化に応じて受動的に開閉し吸気を行うためマイクロ波ロケットのエンジンサイクルにも受動的に同期できる。

また本研究では大電力マイクロ波のワイヤレス空間伝送で重要となるテーパ管型マイクロ波受電器の設計手法を提案する。

さらにマイクロ波ロケットと既存の化学推進のハイブリッドシステムをモデルケースとして、リード弁式吸気機構とマイクロ波電力伝送システムの研究結果より、そのサイジングと、経済的実現性の解析を行う。解析では既存の化学推進ロケットとして日本の H-IIB ロケットの一段目と 4 機の固体ロケットブースターをマイクロ波ロケットに置き換え、その推力生成モデルを開発し、打ち上げ軌道の解析、物資輸送費用の見積もりを行う。

本研究の目的をまとめると以下の 3 点である。

- ①リード弁を用いた吸気機構の開発
- ②大電力マイクロ波のワイヤレス空間伝送
- ③将来的なマイクロ波ロケットのサイジングと経済的実現性解析

第 1 章参考文献

- [1] John Garvey, Eric Besnard, Geoff Elson, Kelly Carter, “The Incremental Development of a Cost-Effective Small Launch Vehicle for Nanosat Payloads,” in AIAA SPACE 2003 CONFERENCE & EXPOSITION, AIAA 03-6390
- [2] Yoshifumi Inatani, Yoshihiro Naruo, and Koich Yonemoto, “Concept and Preliminary Flight Testing of a Fully Reusable Rocket Vehicle,” Journal of Spacecraft and Rockets, Vol. 38, No. 1 (2001), pp. 36-42.
- [3] Takeshi Tsuchiya and Takashige Mori, “Optimal Conceptual Design of Two-Stage Reusable Rocket Vehicles Including Trajectory Optimization,” Journal of Spacecraft and Rockets, Vol. 41, No. 5 (2004), pp. 770-778.
- [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 年
- [5] Claude Phipps, Mitat Birkan, Willy Bohn, Hans-Albert Eckel, Hideyuki Horisawa, Thomas Lippert, Max Michaelis, Yuri Rezunkov, Akihiro Sasoh, Wolfgang Schall, Stefan Scharring, John Sinko,” Review: Laser-Ablation Propulsion,” JOURNAL OF PROPULSION AND POWER Vol. 26, No. 4, July–August 2010
- [6] Komurasaki, K., and Wang, B., Encyclopedia of Aerospace Engineering edited by R. Blockley and W. Shyy, John Wiley & Sons Ltd., Chichester, UK., 2010, pp. 1351-1360.
- [7] Sänger, E., “Flight Mechanics of Photon Rockets,” Aero Digest, Vol. 73, No. 1, July 1956, pp. 68–73.
- [8] Tsiolkovsky, K., “Plan of Space Exploration,” Exploration of the Universe with Reaction Machines: Exploring the Unknown, NASA History Series. NASA SP 4407, Washington, D.C., 1995 (English translation)
- [9] Goddard, R., “A Method of Reaching Extreme Altitudes,” Smithsonian Miscellaneous Collections, Vol. 71, No. 2, 1919
- [10] Rubbia, C., “A Nuclear Propulsion Concept,” 6th International Symposium on Propulsion for Space Transportation of the 21st Century, Association Aéronautique et Astronautique de France, Paper S24.0, Versailles, France, 14–17 May 2002.
- [11] Marx, G., “Interstellar Vehicle Propelled by Terrestrial Laser Beam,” Nature, Vol. 211, No. 5044, 1966, pp. 22–23.
- [12] Kantrowitz, A., “Propulsion to Orbit by Ground-Based Lasers,” Astronautics and Aeronautics, Vol. 10, No. 5, 1972, pp. 74–76.
- [13] C.R. Phipps, J.R. Luke, G.G. McDuff, T. Lippert, “Laser-driven micro-rocket,” Appl. Phys. A 77, 193–201 (2003)

- [14] Phipps C.R., Michaelis M.M., "RENAISSANCE FOR LASER SPACE PROPULSION", *PHOTONICS SPECTRA*, 27(9), pp151-154, 1993
- [15] H.Katsurayama, M.Ushio, K.Komurasaki, Y.Arakawa, "Analytical study on flight performance of an air breathing RP laser launcher", in 40th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, Fort Lauderdale, 2004, AIAA paper 2004-2565.
- [16] Sasoh A., Ogita N., Shikida M., Sinko J.E." Laser Ablation Propulsion Performance of Surface-Modified Polyoxymethylene" *Journal of propulsion and power*, 28(4), pp 840-847, 2012
- [17] Yabe T., Phipps C.R., Yamaguchi M., Nakagawa R., Aoki K., Mine H., Ogata Y., Baasandash C., Nakagawa M., Fujiwara E., Yoshida K., Nishiguchi A., Kajiware I., "Microairplane propelled by laser driven exotic target", *Applied physics letters*, 80(23), pp 4318-4320
- [18] Toyoda, K., Komurasaki, K., and Arakawa, Y.: Thrust Performance of a CW Laser Thruster in Vacuum, *Vacuum*, Vol.65, 3-4 (2002), pp. 383-388.
- [19] Andrew V. Pakhomov and Don A. Gregory, "Ablative Laser Propulsion: An Old Concept Revisited," *AIAA Journal*, Vol. 38, No. 4 (2000), pp. 725-727
- [20] L. Myrabo and D. Ing, "The Future of Flight," Baen Books, Distributed by Simon & Schuster, 1985
- [21] L. N. Myrabo, "World Record Flights of beam-Riding Rocket Lightcraft: Demonstration of "Disruptive" Propulsion Technology", in 37th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, Salt Lake City, 2001, AIAA paper 2001-3798.
- [22] Myrabo, L.N. (1999) Highways of light. The Future of Space Exploration by Scientific American, February, 66-67. (<http://www.scientificamerican.com/article.cfm?id=the-future-of-space-exploration>).
- [23] Ten-See Wang, Yen-Sen Chen, Jiwen Liu, Leik N. Myrabo, Franklin B. Mead Jr., "Advanced Performance Modeling of Experimental Laser Lightcraft," *JOURNAL OF PROPULSION AND POWER*, Vol. 18, No. 6, pp.1129-1138, 2002
- [24] Masayuki Takahashi, Naofumi Ohnishi, "Beam Riding Performance of Asymmetrically Propelled Laser Vehicle", *AIAA JOURNAL* Vol. 50, No. 11, pp.2600-2608, 2012
- [25] Hiroshi Katsurayama, Kimiya Komurasaki, Yoshihiro Arakawa, "A preliminary study of pulse-laser powered orbital launcher," *Acta Astronautica* 65(2009)1032-1041
- [26] James Benford, "Space Applications of High-Power Microwaves," *IEEE Transaction on plasma science*, Vol. 36, No. 3, pp.569-581, 2008
- [27] Knecht, J. P., and Micci, M. M., "Analysis of a Microwave-Heated Planar Propagating Hydrogen Plasma," *AIAA Journal*, Vol. 26, No. 2, Feb. 1988, pp. 188-194
- [28] Donald G. Johansen, "Space Experiments to Advance Beamed Energy Propulsion," *BEAMED ENERGY PROPULSION: 6th International Symposium. AIP Conference Proceedings*, Volume 1230, pp. 355-365 (2010).
- [29] K.L.G. Parkin, L.D.DiDomenico, and F.E.C. Culick. "The microwave thermal thruster concept," In Kimiya Komurasaki, editor, *Beamed Energy Propulsion: Second International Symposium on Beamed Energy Propulsion*, pp418-429. American Institute of Physics, 2003.
- [30] David D. Murakami, Kevin L. Parkin, "An Overview of the NASA Ames Millimeter-Wave Thermal Launch System," in 48th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit 30 July - 01 August 2012, AIAA 2012-37
- [31] Kevin L.G. Parkin, Fred E.C. Culick, "Feasibility and Performance of the Microwave Thermal Rocket Launcher," *Second International Symposium on Beamed Energy Propulsion*, AIP proceedings pp.407-417, 2004
- [32] Cummings, T.; Janssen, J.; Karnesky, J.; Laks, D.; Santillo, M.; Strause, B.; Myrabo, L. N.; Alden, A.; Bouliane, P.; Zhang, M., "6 GHz Microwave Power-Beaming Demonstration with 6-kV Rectenna and Ion-Breeze Thruster," *BEAMED ENERGY PROPULSION: Second International Symposium on Beamed Energy Propulsion. AIP Conference Proceedings*, Volume 702, pp. 430-444 (2004).
- [33] Keishi Sakamoto, Atsushi Kasugai, Ken Kajiware, Koji Takahashi, Yasuhisa Oda, Kazuo Hayashi and Noriyuki Kobayashi, "Progress of high power 170 GHz gyrotron in JAEA", *Nucl. Fusion*, Vol. 49, No. 9, 2009, 095019 (6pp).
- [34] Ken Kajiware, Kazuo Hayashi, Yasuhisa Oda, Koji Takahashi, Atsushi Kasugai, Keishi Sakamoto, "5kHz Modulation of 170 GHz Gyrotron with Anode-Cathode Short-Circuited Switch", in *Fusion Engineering (SOFE)*, 2011 IEEE/NPSS 24th Symposium, 2011.
- [35] K. Sakamoto, A. Kasugai, K. Takahashi, R. Minami, N. Kobayashi and K. Kajiware, "Achievement of robust high-efficiency 1MW oscillation in the hard-self-excitation region by a 170GHz continuous-wave gyrotron", *Nature Physics*, Vol.3, No.6, pp.411-414, 2007.
- [36] Tomasz Rzesnicki, Bernhard Piosczyk, Stefan Kern, Stefan Illy, Jianbo Jin, Andrey Samartsev, Andreas Schlaich, and Manfred Thumm, "2.2-MW Record Power of the 170-GHz European Preprototype Coaxial-Cavity Gyrotron for ITER," *IEEE TRANSACTIONS ON PLASMA SCIENCE*, VOL. 38, NO. 6, JUNE 2010

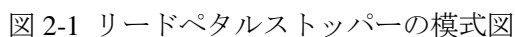
- [37] M. Thumm, A. Arnold, E. Borie, O. Braz, G. Dammertz, O. Dumbrajs, K. Koppenburg, M. Kuntze, G. Michel, B. Piosczyk, "Frequency step-tunable (114–170 GHz) megawatt gyrotrons for plasma physics applications," *Fusion Engineering and Design* 53 (2001) 407–421
- [38] Alexander G. Litvak, Gregory G. Denisov, Vadim E. Myasnikov, Evgeny M. Tai, Englen A. Azizov, Vladimir I. Ilin, "Development in Russia of Megawatt Power Gyrotrons for Fusion," *J Infrared Milli Terahz Waves* (2011) 32:337–342
- [39] 林健一, 加藤昭夫, 大久保良久, 樋口敏春, "大電力電子管—古くて新しい電磁波源—" *J. Plasma Fusion Res.* Vol.86, No.10 (2010), pp.567-575
- [40] Manfred Thum, "Progress in gyrotron development," *Fusion Engineering and Design*, Volumes 66–68, September 2003, Pages 69–90
- [41] M.A. Henderson, S. Alberti, P. Benin, T. Bonicelli, R. Chavan, D. Campbell, S. Cirant, G. Dammertz, O. Dormicchi, O. Dumbrajs, D. Fasel, T.P. Goodman, R. Heidinger, J.-P. Hogge, W. Kasperek, C. Lievin, B. Piosczyk, E. Poli, G. Ramponi, G. Saibene, O. Sauter, A. Serikov, G. Taddia, M. Thumm, M.Q. Tran, A.G.A. Verhoeven, H. Zohm, "EU developments of the ITER ECRH system," *Fusion Engineering and Design* Volume 82, Issues 5–14, October 2007, Pages 454–462
- [42] Kajiwar, K., Sakamoto, K., Oda, Y., Hayashi, K., Takahashi, K., and Kasugai, A., "Full high-power modulation on a 170 GHz 1 MW ITER gyrotron with a triode magnetron injection gun," *Nuclear Fusion*, Vol. 53, No. 4, 2013, pp.043013_1 - 043013_5
- [43] Nakagawa, T., Mihara, Y., Komurasaki, K., Takahashi, K., Sakamoto, K., and Imai, T., "Propulsive Impulse Measurement of a Microwave-Boosted Vehicle in the Atmosphere," *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 41, No. 1, 2004, pp. 151-153.
- [44] Y. Oda, T. Shibata, K. Komurasaki, K. Takahashi, A. Kasugai, and K. Sakamoto, "Thrust Performance of a Microwave Rocket Under Repetitive-Pulse Operation", *J. Propulsion and Power*, Vol. 25, No. 1, 2009, pp118-122.
- [45] Y. Oda., K. Komurasaki, K. Takahashi, A. Kasugai, and K. Sakamoto; "Plasma Generation using High-power Millimeter Wave Beam and its Application for Thrust Generation", *J. App. Phys.*, Vol. 100, 113307, 2006
- [46] Y. Oda, K. Kajiwar, K. Takahashi, A. Kasugai, K. Sakamoto, and K. Komurasaki, "In-Tube Shock Wave Driven by Atmospheric Millimeter-Wave Plasma", *Jpn. J. Appl. Phys.*, Vol. 48, 116001 2009.
- [47] Y. Oda, T. Yamaguchi, Y. Shiraishi, K. Komurasaki, K. Kajiwar, K. Takahashi, A. Kasugai and K. Sakamoto, "A One-Dimensional Propagation of Shock Wave Supported by Atmospheric Millimeter-Wave Plasma", *J Infrared Milli Terahz Waves*, Vol.32, No. 6, pp.877-882, 2011.
- [48] Y. Oda., K. Komurasaki, K. Takahashi, A. Kasugai, and K. Sakamoto; "Plasma Generation using High-power Millimeter Wave Beam and its Application for Thrust Generation", *J. App. Phys.*, Vol. 100, 113307, 2006.
- [49] A.D. MacDonald, "Microwave breakdown in gases," John Wiley & Sons, 1966.
- [50] Yu. Ya. Brodskii, I. P. Venediktov, S. V. Golubev and V. G. Zorin, and I. A. Kossyi. Nonequilibrium microwave discharge in air at atmospheric pressure. *Sov. Tech. Phys. Lett.*, 10(2):77-79, February 1984.
- [51] Yu.Ya. Brodskii, S.V. Golubev, V.G. Zorin, A.G. Luchinin, and V.E. Semenov. New mechanism of gasdynamic propagation of a discharge. *Soviet Physics JETP*, 57(5):989-993, May 1983.
- [52] Y. Hidaka, E.M. Choi, I. Mastovsky, M.A. Shapiro, J.R. Sirigiri, and R.J. Temkin. "Filamentary arrays in breakdown plasmas generated by a 1.5 mw, 110ghz gyrotron," In *Proceeding of The Joint 32nd International Conference on Infrared and Millimeter Waves and 15th International Conference on Terahertz Electronics*, pages 516-517, 2007.
- [53] Alan M. Cook, Jason S. Hummelt, Michael A. Shapiro, and Richard J. Temkin, "Observation of plasma array dynamics in 110GHz millimeter-wave air breakdown," *Phys. Plasmas* 18, 100704 (2011)
- [54] Yoshiteru Hidaka, E. M. Choi, I. Mastovsky, M. A. Shapiro, J. R. Sirigiri et al., "Plasma structures observed in gas breakdown using a 1.5 MW, 110 GHz pulsed gyrotron," *Phys. Plasmas* 16, 055702 (2009)
- [55] Alan Cook, Michael Shapiro, and Richard Temkin, "Pressure dependence of plasma structure in microwave gas breakdown at 110 GHz," *Appl. Phys. Lett.* 97, 011504 (2010)
- [56] Bhaskar Chaudhury, Jean-Pierre Boeuf, "Computational Studies of Filamentary Pattern Formation in a High Power Microwave Breakdown Generated Air Plasma," *IEEE TRANSACTIONS ON PLASMA SCIENCE*, VOL. 38, NO. 9, SEPTEMBER 2010
- [57] Jean-Pierre Boeuf, Bhaskar Chaudhury, and Guo Qiang Zhu, "Theory and Modeling of Self-Organization and Propagation of Filamentary Plasma Arrays in Microwave Breakdown at Atmospheric Pressure," *Phys. Rev. Lett.* 104, 015002, (2010)
- [58] Bhaskar Chaudhury, Jean-Pierre Boeuf, Guo Qiang Zhu, "Pattern formation and propagation during microwave breakdown," *Phys. Plasmas* 17, 123505 (2010)

- [59] Guo Qiang Zhu1, Jean-Pierre Boeuf, Bhaskar Chaudhury,” Ionization–diffusion plasma front propagation in a microwave field,” Plasma Sources Sci. Technol. 20 035007(2011)
- [60] Naofumi OHNISHI, Masayuki TAKAHASHI, and Yoshiaki KAGEYAMA “Impulse Control for Stable Flight of Beamed Energy Vehicle,” International High Power Laser Ablation and Beamed Energy Propulsion, April 2014, Santa Fe, NM.
- [61] 小松 怜史, 山口 敏和, 小田 靖久, 齋藤 翔平, 福成 雅史, 小紫 公也, 梶原 健, 高橋 幸司, 坂本 慶司, “大電力・高デューティ比作動によるマイクロ波ロケットの推力向上,” 日本航空宇宙学会誌, 日本航空宇宙学会, Vol.60, No. 6, pp.235-237, 2012
- [62] 小島 孝之, 小林 弘明, 佐藤 哲也, “軸対称エアインテークの風洞試験による性能評価,” 宇宙科学研究所報告, 特集 第 4 6 号, pp.134-144, 2003
- [63] 小島 孝之, 佐藤 哲也, 棚次 亘弘, 榎本 吉也, “加減速環境下における超音速軸対称型インテークの制御に関する実験的研究,” 日本航空宇宙学会論文集, Vol. 51 (2003) No. 596 P 459-468
- [64] 大島, 耕一, 松下, 正, 小林 康德, 根岸 完二, 小木曾, 建, “熱設計ハンドブック,” 朝倉書店、2006
- [65] 小川 勇, 岡田 智和, Pavlichenko Rostyslav, 出原 敏孝, 光藤 誠太郎, “フェーズロック化によるジャイロトロンの発振周波数の安定化,” 遠赤外領域開発研究, 第 3 巻, 2002 p.27-34

リード弁式吸気機構

リード弁は吸気口と圧力差によって動作するリードペタルからなり、圧力変化に対して受動的に開閉し吸気を行う。そのため開閉のためのアクチュエータや制御系が不要で、パルスジェットエンジン、パルスデトネーションエンジン[1-3]の他 2 ストロークエンジン[4,5]やコンプレッサ[6,7]など様々な分野で使用されている。

2 ストロークエンジンなどではリードの材料としては鉄やステンレスバネ材のような金属やカーボンファイバーやガラスファイバーを用いた複合材などが採用されている。マイクロ波ロケットの場合、壁面でマイクロ波を反射する必要があり、また樹脂材を用いると大電力マイクロ波照射の際に着火する危険もあるため金属材料を用いる。多くの場合、リード弁ではリードペタルの変位による塑性変形を防ぐため、リードペタルストッパー(図 2-1)が採用されているが、マイクロ波ロケットでは推進機内部で金属突起部の電界集中によって異常着火が発生するため使用することができない。そのため本研究ではリードペタルストッパーを用いずリード弁の塑性



変形を防ぐため先端を先細としたテーパ形状とし、材料として金属材料で降伏応力の高いチタンを採用する。

マイクロ波ロケットの部分充填率 ψ は吸気した気体の体積と推進機の体積の比として次式で評価される。

$$\psi = \frac{\text{Breathed - in - air volume}}{\text{Thruster volume}} \quad (2-1)$$

小田らの強制給排気機構を用いた試験によって部分充填率を増やすことで、推力性能の低下を防止できることが明らかになっている[第 1 章参考文献 44]。本章では制御システムを使用せず動作するリード弁式吸気機構の設計手法を提案するとともに、実際にジャイロトロンを使用して吸気性能試験を行い、部分充填率を評価する。

2.2 推進機内部の圧力振動の計算

マイクロ波ロケット内部ではマイクロ波支持デトネーションが開口端から排気された後、開口端から伝播した膨張波によって圧力が変化する。その際のリード弁での圧力差によりリード弁は開き吸気を行う。本節では推進機内部の圧力変化を数値計算により求める。

2.2.1 支配法的式

数値計算では 1 次元オイラー方程式を解き、デトネーションモデルとして嶋田モデルを用いた[10]。マイクロ波デトネーションモデルでは 1 次元のオイラー方程式を基礎方程式としてマイクロ波加熱による項を加え、マイクロ波放電を流体計算に落とし込み解析する。支配法的式は次式となる。

$$\frac{\partial Q}{\partial t} + \frac{\partial E}{\partial x} = S \quad (2-2)$$

ここで Q は時間方向に解く保存変数ベクトル、 E は流束ベクトル、 S はマイクロ波加熱によるソースタームである。

$$Q = \begin{bmatrix} \rho \\ \rho u \\ e \end{bmatrix}, E = \begin{bmatrix} \rho \\ \rho u^2 \\ (e + P)u \end{bmatrix}, S = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ w \end{bmatrix} \quad (2-3)$$

P は圧力、 u は流束、 ρ は密度を表す。全エネルギー e は内部エネルギーと運動エネルギーの和で次式となる。

$$e = \frac{P}{(\gamma - 1)} + \frac{\rho u^2}{2} \quad (2-4)$$

また状態方程式を次式と置く．

$$P = \rho RT \quad (2-5)$$

比熱比 γ は 1.4、ガス定数 R は 287 J/(kg K) と仮定した． T は温度である． 数値流速の計算には AUSMDV スキームを用いた[11]．

マイクロ波加熱を受ける計算領域は電離波面伝播速度 U_{ioniz} [m/s] とピーク電力密度 S_{peak} [kW/cm²] の実験式から求める．

$$U_{\text{ioniz}} = 4.19S_{\text{peak}} - 14.9 \quad (2-6)$$

マイクロ波加熱は次式となる．

$$w = \frac{\eta S_{\text{av}}}{\lambda}, \text{ (in a heating region)} \quad (2-7)$$

ここで平均電力密度 S_{av} は推進機径 D_{th} 入射電力を P_{total} と置くと

$$S_{\text{av}} = \frac{4P_{\text{total}}}{\pi D_{\text{th}}^2} \quad (2-8)$$

となる．

2.2.2 境界条件の設定

推進機開口端の境界条件は圧力波形に影響を与える． 本計算では開口端から機体が流入する場合と、流出する場合に分け境界条件を切り替えている． 計算領域は 1 から i_{max} の点に離散化され、その両端の点 0 と $i_{\text{max}}+1$ を仮想点として境界条件を設定する．

流出条件

開口端より流出する条件は開口端の流速を $u_{i_{\text{max}}}$ 、圧力を $P_{i_{\text{max}}}$ でそれぞれ表し、流速の正方向を開口端からの流出とすると次式となる． 添え字 atm は大気状態を表す．

$$u_{i_{\text{max}}} > 0 \text{ or } (u_{i_{\text{max}}} = 0 \text{ and } P_{i_{\text{max}}} > P_{\text{atm}}) \quad (2-9)$$

計算領域外の仮想点の値を添え字 $i_{\text{max}}+1$ で表す．

$$u_{i_{\text{max}}+1} = 2u_{i_{\text{max}}} - u_{i_{\text{max}}-1} \quad (2-10)$$

リーマン不変量より仮想点の音速は

$$a_{i_{\text{max}}+1} = \frac{\gamma - 1}{2}(u_{i_{\text{max}}} - u_{i_{\text{max}}+1}) + a_{i_{\text{max}}} \quad (2-11)$$

亜音速流れでは流れの方向に向かって 2 つの情報が伝播し、流れと逆向きに 1 つの情報が伝わるので、仮想点の圧力は

$$P_{imax+1} = P_{atm} \quad (2-12)$$

とする． 流出する気体のマッハ数が 1 以上の場合は、流れに逆らって情報が伝わらないので仮想点の諸量は $imax$ の点をそのまま内挿する．

流入条件

開口端より流入する条件は

$$u_{imax} < 0 \text{ or } (u_{imax} = 0 \text{ and } P_{imax} < P_0) \quad (2-13)$$

である．流れによって 2 つの情報が伝わり、1 つの情報が逆向きに伝わるため、流入条件では逆に外部の情報を 2 つ設定し、内部の情報 1 つを内挿する．

$$a_{imax+1} = a_{atm} \quad (2-14)$$

$$P_{imax+1} = P_{atm} \quad (2-15)$$

$$u_{imax+1} = u_{imax} \quad (2-16)$$

閉口端の境界条件

閉口端の境界条件は滑りなし条件(固体壁条件)とし、仮想点の流速を内部の流速の逆符号に設定する．その際の壁面上の流速は 0 となる．仮想点と開口端の位置を添え字 0、1 でそれぞれ表すと

$$u_0 = -u_1 \quad (2-17)$$

$$P_0 = P_1 \quad (2-18)$$

となる．

2.2.3 推進機内部圧力

図 2-2 に数値計算によって求めた推進機内部の特性線と推力壁で反射した膨張波と開口端から伝播してきた圧縮波が干渉した際の圧力分布を示す．マイクロ波が照射された後推進機内部には膨張波を伴ったマイクロ波デトネーション波が伝播する．マイクロ波デトネーション波が推進機の開口端に達すると、推進機内部に膨張波が伝播し推力壁で反射することで負圧が発生する．膨張波背後では流れは減速するた

め膨張波の波頭と波尾が離れていく．膨張波の波頭が開口端に達すると推進機内部に圧縮波が伝播する．この開口端から伝播した圧縮波により膨張波が弱まるため、開口端付近では負圧はほぼ発生しない．推進機内部を伝播する膨張波の波尾が開口端より伝播してきた圧縮波と干渉した際の推進機内部の圧力波形を図 2-2 右上に示す．閉口端と同様に最大の負圧が印加される箇所は、圧縮波と干渉した際の膨張波の波尾の位置までなので、この長さを吸気長さとする．吸気有効長さは推進機全長の前方 48% となる．圧力波形は自己相似解であり、推進機長が伸びても吸気有効長さの割合はほぼ変化しない．

2.3 テーパーリード弁の設計

リードペタルストッパーを用いずに塑性変形を防止するため本研究ではリード弁の固定端側の厚みと幅を増やしテーパ形状とする．また材料として降伏応力が鋼材の 4 倍程度高いチタンを用いる．負圧発生時にリード弁に加わる最大応力と、リー

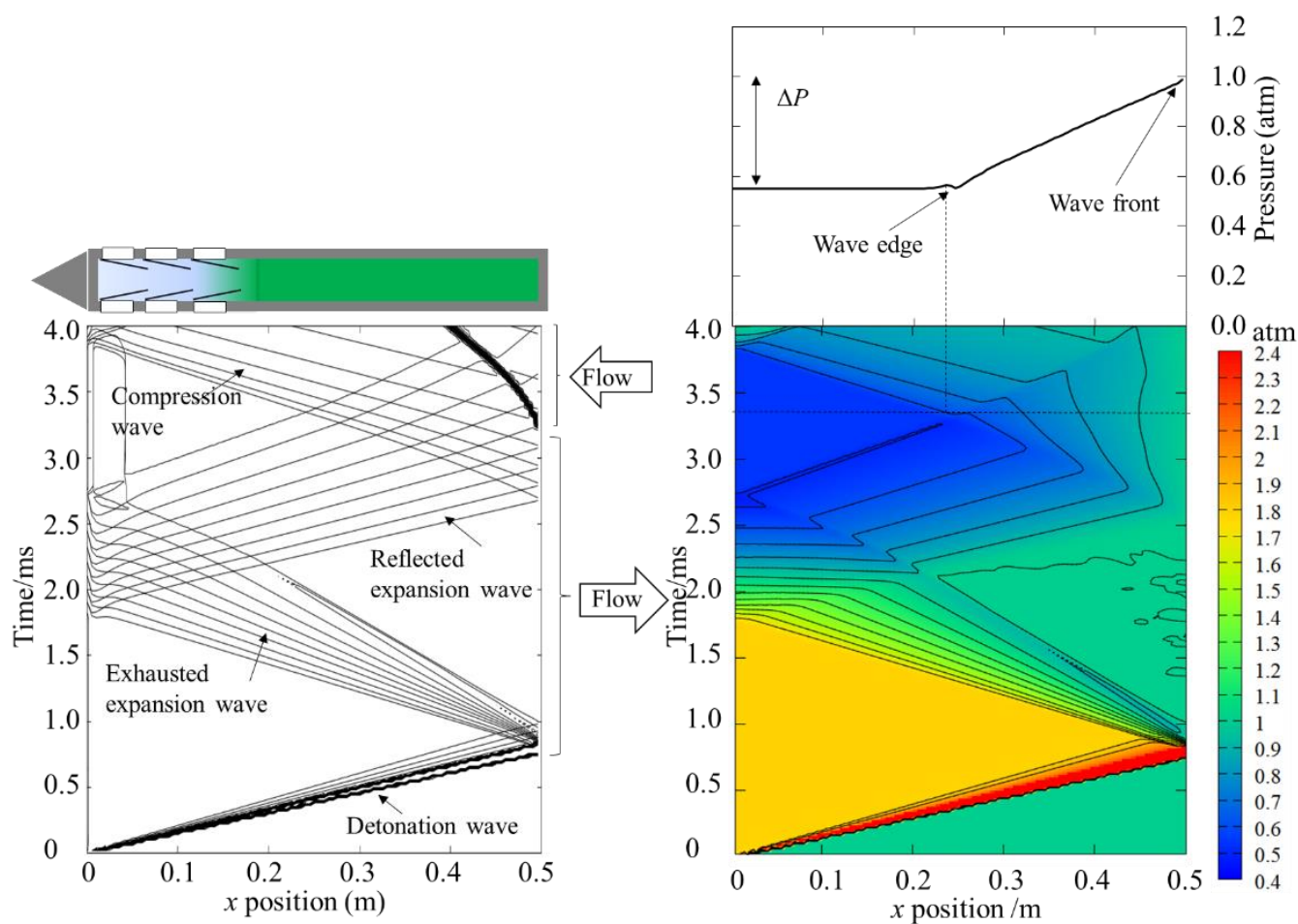


図2-2 推進機内部の特性曲線履歴(左)と圧力履歴(右)．膨張波と圧縮波が干渉した際の推進機内部の圧力分布(右図上)

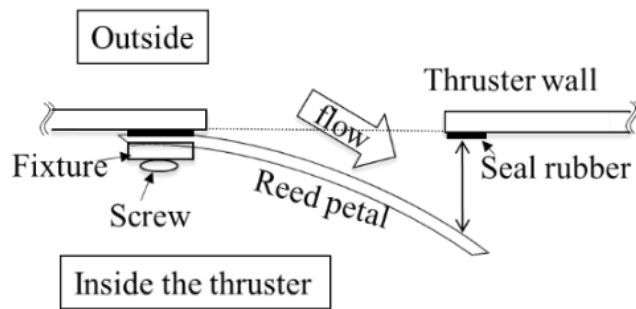


図 2-3 リード弁の断面(吸気時).

ド弁の最大開口面積はトレードオフの関係にあり、双方ともにリード弁の物性値と寸法に依存している．またマイクロ波のパルス繰り返し周波数と上手く同期をとるために、リード弁の固有振動数も非常に重要となる．本節では、リード弁の寸法ごとの最大応力と最大開口面積を計算し、そのトレードオフ関係を明確にするとともに、設計したリード弁の固有振動数を解析と実験の双方向から明らかにする．

表 2-1 チタンテーパリード弁の諸元[12]

Properties	Values
Young's modulus E (GPa)	110
Density ρ_{reed} (kg/m^3)	4.4×10^3
Yield stress (N/mm^2)	910
Reed petal thickness h_1 - h_2 (mm)	0.35–0.15
Reed petal width w_1 - w_3 (mm)	16-12

表 2-1 にチタンを用いたリード弁の諸元を示す[12]. 安全係数として 1.4 を用いた．図 2-3 はリード弁の断面図である．ネジと治具によりリード弁は推進機側面に直接

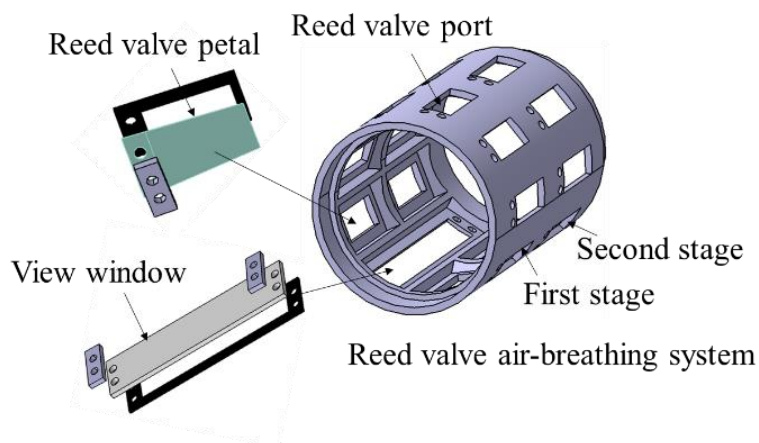


図 2-4 リード弁の取り付けユニットの組立図(観測窓有)

取り付けられる。推進機内部にデトネーションが誘起され内部圧力が高圧になった際に、気体の漏れがあると力積が低下するので、壁面とリードの間にはゴムシートがあり、高圧時の漏れを防いでいる。図 2-4 は 16 個のリード弁を取り付ける取り付けユニットの組立図である。推進機側面に 1 段あたり 8 個、計 16 個のリード弁と推進機内部プラズマを観測するための計測窓を搭載している。取り付けユニットの長さは推進機長の 16% である。表 2-2 に取り付けユニットの側面積に対するリード弁ポートの面積比を示す。観測窓を搭載した場合は 51% まで、観測窓を搭載していない場合は 57% までリード弁ポートの面積を取ることができる。

表 2-2 取り付けユニットのサポートとリード弁ポートの割合

	Support	Reed valve port
w/ View window	49%	51%
w/o View window	43%	57%

図 2-5 にテーパリード弁の座標を示す。 x はリードペタル上の座標で原点を自由端にとる。最大応力はテーパの固定端 $x = l_{\text{reed}}$ の点に加わる。リード弁の幅は全体でテーパ形状であるが、リード弁の厚みは加工の制限から $0 \leq x \leq l_{\text{rt}}$ の部分でテーパ形状となっている。リードペタルの端部の幅を w_1 、 $x = l_{\text{reed}}$ の点を w_2 、 $x = 0$ の点を w_3 とおく。また $x = l_{\text{rt}}$ の点の厚みを h_1 、 $x = 0$ の点を h_2 とする。推進機の円周が一周 176 mm の推進機に 8 個のリード弁と窓を搭載するため 16 mm とした。 h_2 は薄いほどリード弁が大きく開く。そのため加工できる最小厚みである 0.15 mm とした。

マイクロ波ロケットオペレーション時のマイクロ波パルス繰り返し周波数 f_{pls} は およそ 10–100 Hz である。リード弁の固有振動数 f_{reed} はマイクロ波ロケットのエンジンサイクルと同期をとるため f_{pls} より十分大きい必要がある。そのため f_{reed} を近似リーマン解法により計算する。リード弁の変位関数 $X(x)$ を次式で定義する。

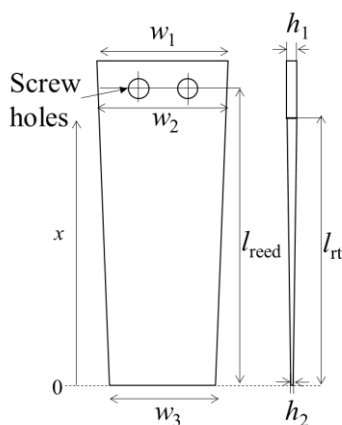


図 2-5 チタンテーパリード弁

$$X(x) = x^4 - 4l_{\text{reed}}^3 + 3l_{\text{reed}}^4 \quad (2-19)$$

式(2-19)は以下の境界条件を満たす.

$$X(l_{\text{reed}}) = 0, \frac{dX(l_{\text{reed}})}{dx} = 0, \frac{d^2X(0)}{dx^2} = 0, \frac{d^3X(0)}{dx^3} = 0 \quad (2-20)$$

リードペタルの場所ごとの厚み h_{reed} と幅 w_{reed} を x の関数として次式で定義する.

$$w_{\text{reed}}(x) = \frac{w_2 - w_3}{l_{\text{reed}}}x + w_3 \quad (2-21)$$

$$h_{\text{reed}}(x) = \frac{h_1 - h_2}{l_{\text{rt}}}x + h_2 \quad (2-22)$$

ここで断面 2 次モーメント $I(x)$ は

$$I(x) = \frac{w_{\text{reed}}h_{\text{reed}}^3}{12} \quad (2-23)$$

である. リード弁の 1 次の固有振動数は次式となる.

$$f_{\text{reed}} = \frac{1}{2\pi} \left[\frac{\int_0^{l_{\text{reed}}} \left(\frac{d^2X}{dx} \right)^2 E I dx}{\int_0^{l_{\text{reed}}} \rho_{\text{reed}} w_{\text{reed}} h_{\text{reed}} X^2 dx} \right]^{1/2} \quad (2-24)$$

リード弁に加わる荷重、リード弁の変位、開口面積は次の静的解析で見積もった.
リード弁に加わる応力 σ は

$$\sigma(x) = \frac{M_x}{I(x)} \frac{h_{\text{reed}}}{2} \quad (2-25)$$

ここで

$$M_x(x) = \int_0^x \Delta P w_{\text{reed}}(x - \xi) d\xi \quad (2-26)$$

である．リード弁に加わる圧力差 ΔP は計測より 0.35 atm とした．応力はリードの固定端 $x = l_{\text{reed}}$ で最大となり、最大応力は次式で求められる．

$$|\sigma(l_{\text{reed}})| = \Delta P \left[\frac{(w_2 + 2w_3)l_{\text{reed}}^2}{w_2 h_1^2} \right] \quad (2-27)$$

式(2-27)から w_3 の減少と h_1 の増加が最大応力の減少につながる事が分かる．リード弁の変位 y_{reed} は次式の運動量の式から求まる．

$$\frac{d^2 y_{\text{reed}}}{dx^2} = \frac{M_x(x)}{EI(x)} \quad (2-28)$$

式(2-18)を オイラー法を使って数値的に $x = l_{\text{reed}}$ まで計算した リード弁の開口面積 A_{reed} は次式より求まる(図 2-6)．

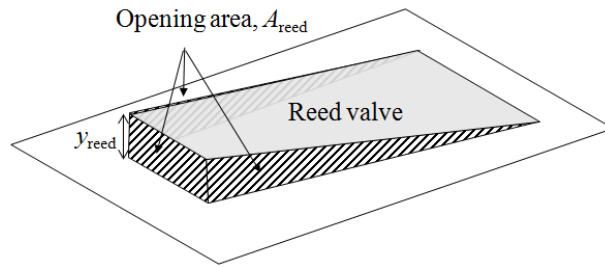


図 2-6 リードの開口面積

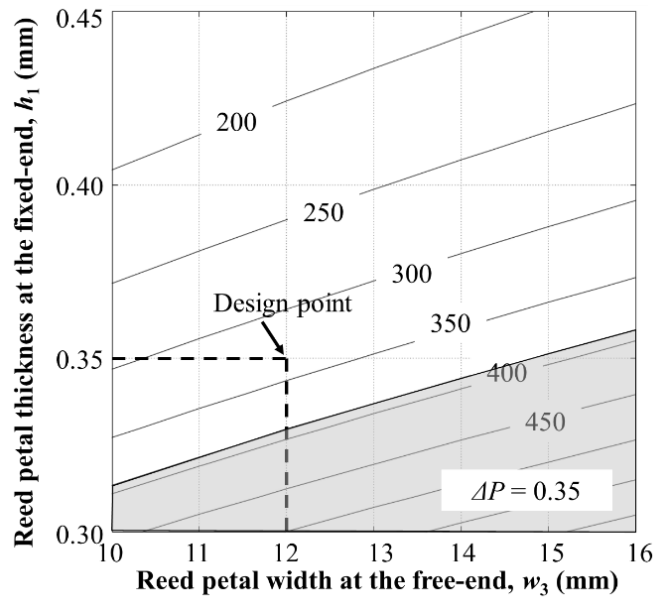


図 2-7 リード弁の開口面積(mm²)の等高線図．グレーの領域では最大応力が許容応力を越える．

$$A_{\text{reed}} = y_{\text{reed}} \left\{ w_3 + \sqrt{l_{\text{reed}}^2 + [0.5(w_2 - w_3)]^2} \right\} \quad (2-29)$$

試験では w_3 と h_1 はそれぞれ 12 mm と 0.35 mm とした. リード弁の全長は 31 mm であり、 l_{reed} は 28 mm、 l_{rt} は 25 mm である. 図 2-7 に w_3 と h_1 に対する最大開口面積の等高線図を示す. グレーの領域は $x=l_{\text{reed}}$ に加わる最大応力が許容応力を越える領域である. 最大開口面積と最大応力はトレードオフの関係にあり、最大開口面積が増えるに従い最大応力も増加していく. 開口面積は h_1 の減少に従い増加していく. 設計点での最大応力と開口面積はそれぞれ 575 N/mm²、333 mm²(リード弁の最大変位 8.3 mm)と見積もられた. 開口面積はリード弁ポートの 74%まで開くため、リード弁取り付けユニットの側面積に対する開口面積の割合は、観測窓を搭載した場合 38%、観測窓を搭載していない場合は 43%に達する.

リード弁の固有振動数 f_{reed} は式(2-14)により 469 Hz となる. リード弁の固有振動数を実験的に求めるため図 2-8 に示すようにリードペタルを固定し、初期変位を与え、渦電流変位計を用いて振動変位の履歴を計測した. その結果、リード弁の固有振動数は 482 Hz と見積もられ、計算と良い一致を示した. またマイクロ波の繰り返し周波数 f_{pls} に比べ f_{reed} は十分に大きい. 表 2-3 に計算結果をまとめる.

表 2-3 固有周波数、開口面積の計算結果($\Delta P = 0.35$ atm)

Properties	Values
Fundamental frequency (Hz)	469
Stress (N/mm ²)	575
Opening area (mm ²)	333
Opening area ratio (w/ view window)	38%
Opening area ratio (w/o view window)	43%

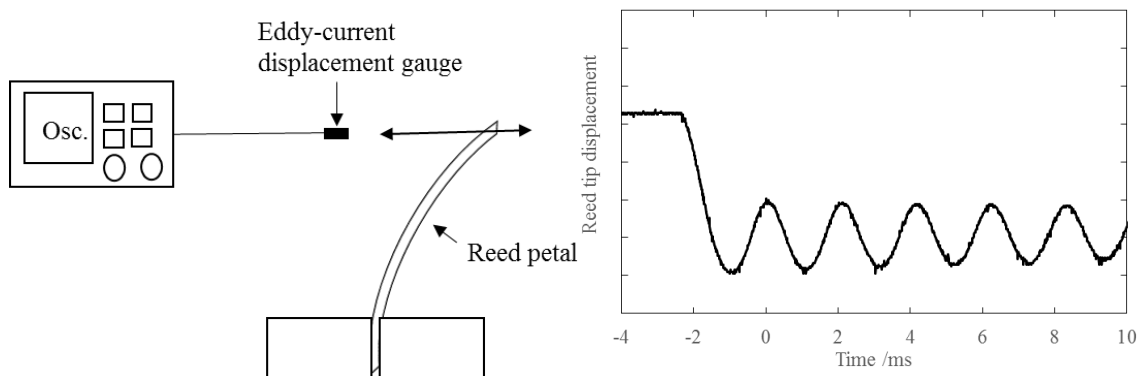


図 2-8 固有振動数の実験系(左)とリード弁の変位履歴(右)

2.4 リード弁式吸気機構の吸気性能試験

図 2-9 にリード弁を搭載した推進機を、図 2-10 に吸気性能試験の試験系をそれぞれ示す。推進機は 8 個ずつ 2 段のリード弁、計 16 個を搭載している。推進機長 L_{th} と推進機径 D_{th} はそれぞれ 500 mm、56 mm とした。推進機形状は参考文献[第 1 章参考文献 44]に等しく設計した。

推進機内部の電離波面の伝播速度は計測アクリル窓から高速度カメラを用いて計測した。推進機内部の圧力履歴は集光器と閉口端部に搭載した 2 つの圧力素子で計測し、2 点間の衝撃波到達時間の差から衝撃波伝播速度を見積もっている。リード

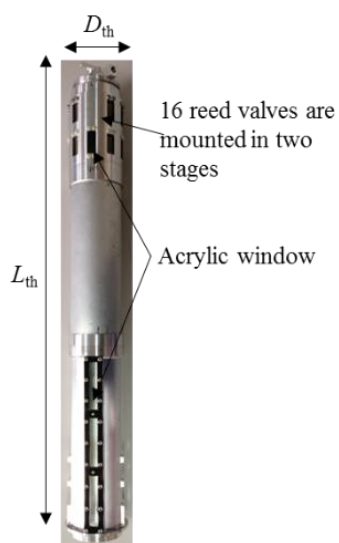


図 2-9 リード弁式吸気機構 16 個を搭載した推進機

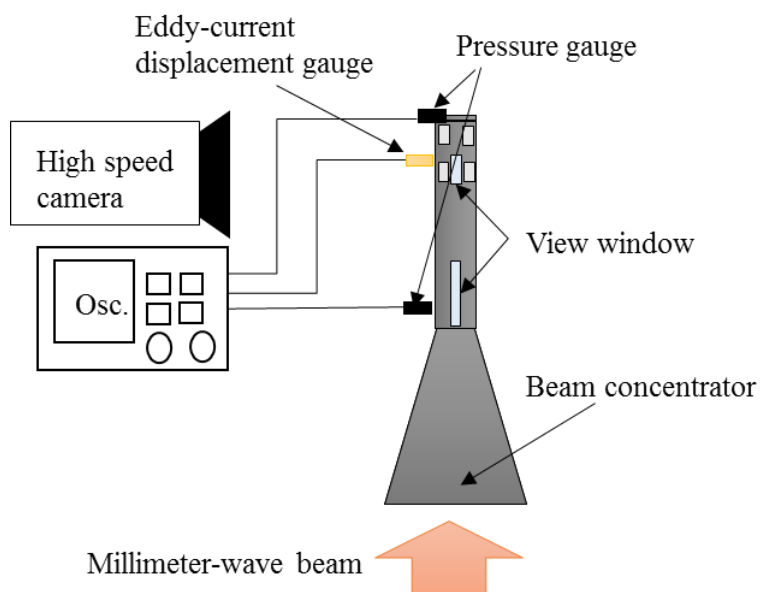


図 2-10 リード弁の吸気性能試験のセットアップ

弁の変位は渦電流変位計を用いて計測する。ビーム源とし第 1 章で述べた日本原子力研究開発機構の MW 級ジャイロトロンを用いた。ジャイロトロンにつながる伝送ラインはコルゲート導波管とサファイヤ出力窓からなる。ジャイロトロンで発振したマイクロ波は伝送系を伝わりサファイヤ窓から伝送ミラーに向かって出力される。伝送ミラーは 2.5 インチコルゲート導波管のビームウェスト 20.4 mm を 120 mm に幾何学的に拡大する。推進機にはマイクロ波受電器は搭載されており入射電力はダミーロードにより 560 kW と見積もられた。パルス幅 τ は 2.5 ms である。

2.5 実験結果と考察

2.5.1 リード弁変位と圧力履歴による部分充填率 Ψ の見積もり

高速度カメラで計測した推進機内部の電離波面伝播速度は 170 m/s で今回の試験では推進機内部の電力密度の低下によりマイクロ波デトネーション状態は達成できていない。しかし推進機内部の圧力差 ΔP は 0.35 atm に達し、リード弁を動作には十分な圧力差を得ることができた。

図 2-11 に実験で得られたリード弁の変位と推力壁での圧力の履歴を示す。破線は静的解析で得られたリード弁の変位である。リード弁の最大変位は 11 mm で開口面積は 441 mm² となった。リード弁の変位は慣性力のため計算に比べ 2.7 mm 大きい。リードに加わった最大応力と降伏応力の比は 1.2 程度であり、塑性変形は見られなかった。表 2-4 に計測結果と静的解析の比較を示す。

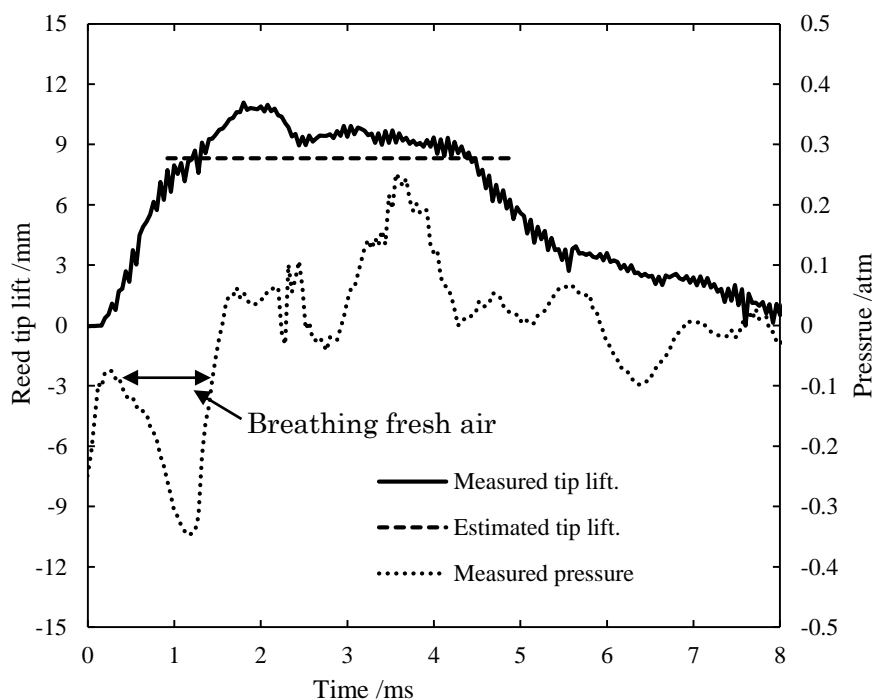


図 2-11 推力壁での圧力履歴とリード弁の変位履歴

表 2-4 計測結果と静的解析との比較($\Delta P = 0.35$ atm)

Properties	Measured	Calculated
Fundamental frequency (Hz)	482	469
Reed tip lift (mm)	11 (max)	8.3 (static)
Yield stress /Estimated stress	1.2 (max)	1.6 (static)

本節ではリード弁の部分充填率 Ψ を図 2-10 の圧力履歴とリード弁の変異履歴から評価する．

$$\psi = \frac{\int V dt}{\pi(D_{th}/2)^2 L_{th}} \quad (2-30)$$

参考文献[14]より 16 個リード弁から流入する体積流量 \dot{V} は Bernoulli 方程式に流量係数 C_d を乗じた次式にて決定される¹⁴⁾

$$\dot{V} = 16C_d \left(\frac{P_{in}}{P_0} \right)^{\frac{1}{\gamma}} \left\{ \frac{2\gamma}{\gamma-1} RT_0 \left[1 - \left(\frac{P_{in}}{P_0} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right] \right\}^{1/2} A_{reed} \quad (2-31)$$

ここで、添え字 in は推進機内部の諸量、0 は推進機周囲の大気の諸量を示す．推進機周囲は圧力 1 atm、温度 298.15 K の標準大気状態と仮定する．吸気時間は図 2-10 より 1.3 ms である． C_d はオリフィス流れの場合 $0.5 < C_d < 1$ となるため、 $C_d = 0.5$ と仮定し、 Ψ を 0.32 と見積った．

2.5.2 衝撃波伝播速度の変化による部分充填率 Ψ の見積もり

次にパルス毎の衝撃波伝播速度 U_{shock} の変化より Ψ を評価する．リード弁の有無による比較を図 2-12 に示す．1 パルス目の U_{shock} は 395 m/s で推進機内部の温度上昇によって増加していく．リード弁を搭載すると換気により推進機内部の温度上昇が低減されるため、 U_{shock} の上昇が抑制される．この衝撃波伝播速度の違いから部分充填率を推定する．実験での電離波面伝播速度は音速より遅くデトネーション状態ではないため、デトネーションの計算モデルは使用することができない．そこで熱力学的サイクルモデルを新たに構築し解析を行う．熱力学的サイクルモデルは 4 つのプロセスからなる．第 1 のプロセスは Rankine–Hugoniot の関係式で表される衝撃波圧縮である．

$$\frac{P_2}{P_1} = \frac{2\gamma M_1^2 - (\gamma - 1)}{\gamma + 1} \quad (2-32)$$

$$\frac{T_2}{T_1} = \frac{[2\gamma M_1^2 - (\gamma - 1)][(\gamma - 1)M_1^2 + 2]}{(\gamma + 1)^2 M_1^2} \quad (2-33)$$

M は衝撃波のマッハ数であり、添え字の 1-5 はプロセスごとの諸量を示す。衝撃波と流体が加熱される電離波面は分かれているので、衝撃波と加熱面を分けそれぞれの影響を計算している。第 2 のプロセスはマイクロ波による等圧加熱である。推進機内部の圧力と温度は次式で表される。

$$P_3 = P_2 \quad (2-34)$$

$$T_3 = \frac{P_3[(\gamma + 1)/(\gamma - 1) + P_3/P_1 + 2q/(P_1 v_1)]}{R[(P_3/P_1)(\gamma + 1)/(\gamma - 1) + 1]} \quad (2-35)$$

q は単位質量当たりの加熱を表し次式で求める。また吸収効率は 100%と仮定する。

$$q = \frac{S_{av}}{\rho_1 U_{shock}} \quad (2-36)$$

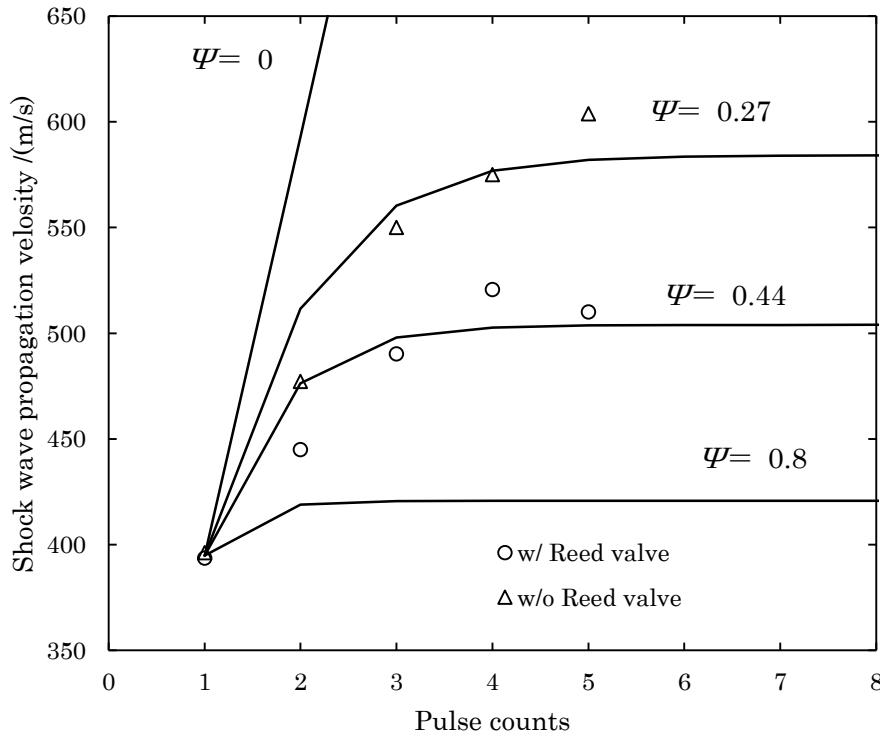


図 2-12 パルスカウント毎の衝撃波伝播速度 U_{shock} のリード弁の有無による比較。実線は熱力学的サイクルモデルによる Ψ 毎の計算結果を示す。

推進機内部の平均電力密度 S_{av} は実験での入射電力から 22.7 kW/cm^2 となる．第 3 のプロセスは膨張波による等エントロピー膨張である．

$$\left(\frac{P_4}{P_3}\right) = \left(\frac{T_4}{T_3}\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad (2-37)$$

P_4 は $\Delta P=0.35 \text{ atm}$ より 0.65 atm とする．第 4 のプロセスはリード弁からの吸気による等圧冷却である．

$$\frac{1}{T_5} = \frac{\psi}{T_0} + \frac{(1-\psi)}{T_4} \quad (2-38)$$

T_5 は次のマイクロ波パルス照射時の初期条件となる．図 2-12 の実線は熱力学的モデルで解析した Ψ ごとの U_{shock} である．解析では衝撃波マッハ数のパルス毎の変化がないと仮定すると、部分充填率 Ψ ごとに式(2-22)から式(2-28) を用いて衝撃波伝播速度の変化を求めることができる．パルス回数が増えると吸気による冷却と加熱がつり合い、 T_5 と T_1 の差が小さくなるため U_{shock} の上昇は低減し安定状態となる．実験結果より最小 2 乗法を用いて 16 個のリード弁の Ψ を 0.44 と見積もった．リード弁を搭載していない推進機の Ψ は 0.27 程度であり、これは開口端からの吸気を示す．リード弁から十分な吸気があれば、開口端部での圧縮波の発生が抑制されるため、開口端からの吸気はほぼ発生しない．しかし本試験においては、部分充填率が低いため、衝撃波伝播速度の変化から見積もった部分充填率は開口端からの吸気を含んでおり、2.5.1 節で見積もったリード弁からの吸気による Ψ より高くなっていると考えられる．表 2-5 にリード弁の部分充填率の解析結果を示す．

表 2-5 実験より見積もった部分充填率, Ψ

	Ψ (Reed valve)	Ψ (Open-end)
Estimated from measured reed lift and pressure	0.32	-
Estimated from measured U_{shock}		0.44

2.5.3 マイクロ波ロケットのサイジングに向けた指針

リード弁の開口面積と圧力履歴から求めた Ψ よりリード弁取り付けユニットを一個用いた部分充填率 Ψ は 0.32 と見積もられる．図 2-1 の推進機内部の圧力履歴の結果より負圧は推進機の先端より発生しリード弁を開きながら吸気有効長さである推進機長の 48% まで伝播していく．取り付けユニットの長さは推進機長の 16% なので 3 個のリード弁取り付けユニットを搭載可能である．それぞれのリード弁が同程度

の部分充填率を達成できるとすると、観測窓を搭載していない取り付けユニット 3 個を用いて $\Psi \geq 1$ を達成可能である。

マイクロ波ロケットの部分充填率は式(2-30)で表すことができる。式(2-30)を、定常を仮定して整理すると

$$\psi = \frac{\int V dt}{\pi(D_{th}/2)^2 L_{th}} \approx \frac{4\alpha_r C_d (P_{in}/P_0) \sqrt{2/(\gamma-1)} \left[1 - (P_{in}/P_0)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right] L_{th}}{D_{th}} \quad (2-31)$$

となる。ここで α_r は推進機側面積に対するリード弁の開口面積比であり、リード弁取り付けユニットを 3 個用いた場合では 24% と見積もられる。リード弁からの吸気時間 τ_{air} は内部で膨張波が音速 a で伝播しているため次式とした。

$$\tau_{air} = \frac{L_{th}}{a} \quad (2-32)$$

式(2-31)より部分充填率は推進機長と推進機直径の比に比例していることが分かる。定性的には、圧力波形は自己相似解なので推進機長が伸びると吸気時間が増え部分充填率は増加し、推進機直径が増えると推進機体積が増えるため部分充填率が低下すると理解できる。実験結果より、推進機長 500 mm、推進機径 56 mm、 L_{th}/D_{th} が 8.9 の推進機で $\Psi \geq 1$ を達成可能であるため、将来的なサイジングでも部分充填率を保つため L_{th}/D_{th} を 8.9 以上とする。

2.6 まとめ

リードストッパー不要で塑性変形を防ぎかつ開口面積を大きく取るためためリード弁をテーパ形状とし、その素材としてチタンを用いた。

リード弁に加わる最大応力と最大開口面積の静的解析より固定端での厚みを薄くすると最大応力は増加するが最大開口面積は大きくなることが分かった。また近似リーマン解法により求めたリード弁の固有振動数は 469 Hz で実験結果と良い一致を示した。この固有振動数はマイクロ波の照射繰り返し周波数に比較して十分大きい。

吸気性能の試験ではリード先端の最大変位は 11 mm となり、最大開口面積は 441 mm² と見積もられた。実験でのリード弁の最大変位は解析結果に比べ慣性力のため 2.7 mm 大きい、変位から求めたリードに加わった最大応力と降伏応力の比は 1.2 程度であり、塑性変形は見られなかった。

推進機内部の圧力履歴とリード弁の変位の履歴から求めた部分充填率を使って求めた部分充填率 Ψ より、リード弁取り付けユニット 1 個(16 個)のリード弁からの吸気による Ψ は 0.32 となった。

吸気有効長さの範囲に 3 個のリード弁取り付けユニットを搭載すれば、部分充填

率 $\Psi \geq 1$ を達成可能である.

部分充填率は推進機長と推進機直径の比に比例するため、大型化にあたっては L_{th}/D_{th} を 8.9 以上とする.

第 2 章参考文献

- [1] Paul J. Litke, Frederick R. Schauer, Daniel E. Paxson, Royce P. Bradley and John L. Hoke, "Assessment of the Performance of a Pulsejet and Comparison with a Pulsed-Detonation Engine" 43rd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, AIAA 2005-0228
- [2] Daniel E. Paxson, "A Performance Map for Ideal Air Breathing Pulse Detonation Engines" NASA/TM—2001-211085, AIAA—2001—3465
- [3] Hu Ma, Xiao-song Wu, Dong Wang, Wen-xiang Cai, Jie Chen, Ji-yang Diao, Pei Chen-xi, "Experimental investigation of a reed valve on the performance of a pulse detonation engine," Int.J. Turbo Jet Engines Vol.30, No.4, pp.374-381
- [4] R. Fleck, A. Cartwright, D. Thornhill, "Mathematical Modeling of Reed Valve Behavior in High Speed Two-Stroke Engines", SAE Technical Paper 972738, 1997.
- [5] Wladyslaw Mitianiec, Andrzej Bogusz, "Theoretical and Experimental Study of Gas Flow Through Reed Valve in a Two-Stroke Engine", SAE Technical paper series, no.961802, 1996
- [6] E.Pereira Parreira, J.R.Parise, "Performance Analysis of Capacity Control for Heat Pump Reciprocating Compressor", Heat Recovery System & CHP, 13(5), pp451-461
- [7] Noriaki Ishii, Hiroshi Matsunaga, Michio Yamamura, Shigeru Muramatsu, Masafumi Fukushima, "Flow-Induced vibration of reed valve in Refrigerant Compressors", The Japan Society of Mechanical Engineers, 57(538), No90-1371B
- [8] A. Angeletti, M.E. Biancolini, E. Costa, M. Urbinati, "Optimisation of Reed Valves Dynamics by Means of Fluid Structure Interaction Modelling," 4th European Automotive Simulation Conference, EASC 2009
- [9] Hinds, E. and Blair, G., "Unsteady Gas Flow Through Reed Valve Induction Systems," SAE Technical Paper 780766, 1978
- [10] Yutaka Shimada, "Numerical Analysis on Detonation and Thrust Production Processes in a Microwave Rocket," 27th International Symposium on Space Technology and Science, 2009-b-44s
- [11] Yasuhiro Wada, Meng-Sing Liou, "A Flux Splitting Scheme with High-Resolution and Robustness for Discontinuities," 32nd Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, AIAA 94-0083
- [12] "Ti-6Al-4V(Grade5) DATASHEET," Advanced Metals International, 2007.

第3章

マイクロ波ワイヤレス電力伝送システムの設計手法と低電力試験

3.1 マイクロ波のワイヤレス電力伝送の研究背景

ビーミング推進システムにおいて、地上から機体への電力伝送は最も重要な技術である。マイクロ波を用いた電力伝送の研究は 1960 年代から行われており、その主な応用先は太陽光発電衛星の電力の地上への伝送、飛行する航空機への電力伝送などの航空宇宙分野である[1-3]。マイクロ波の伝送技術自体は通信の分野でも同様に研究が行われているが、通信の分野では情報を取り出すことを目的とし、信号が微弱でもアンプなどで信号を増幅することができる。しかし電力伝送では、発振側から受電側の間で高い伝送効率が重要で、伝送する電力密度や、マイクロ波の指向性、送受電システムのサイズなど通信分野の要求とは大きく異なる。

マイクロ波を用いた電力伝送の多くの研究では、伝送されたマイクロ波はアンテナと整流器を合わせたレクテナ(rectifying antenna) により受電され直流電圧に変換される。マイクロ波の周波数として 2.4 GHz-2.5 GHz の ISM(Industrial, Science, Medical) バンドが送受電システムの開発の容易さと、法規制の少なさから最も用いられている。マイクロ波電力伝送において、初期の最も有名な実験は 1964 年に Brown らによって行われた重さ 2.3 kg のヘリコプターへのワイヤレス電力伝送である。マイクロ波の周波数は 2.45 GHz、伝送電力は 270 W に達する。テレビ配信もされたこのデモンストレーションによって、ワイヤレス電力伝送のコンセプトが広く世界に紹介された。その後、伝送効率の改善に向けて多くの研究が行われ、1964 年に 55% であった伝送効率が 1976 年にはすでに 91%を達成している[1]。しかしマイクロ波のような電磁波はその波長が長いほど伝播距離に従って拡大し、2.4 GHz-2.5 GHz の周波数帯では巨大な送電・受電アンテナが必要となるため、航空宇宙分野のような長距離伝送が求められるアプリケーションには問題があった。より送電・受電アンテナをコンパクトにするため、さらに高い周波帯のマイクロ波を用いたワイヤレス電力伝送が研究され、10 GHz[4]、35 GHz[5]、94 GHz[6]等の周波数でも実験が行われている。こうした高周波帯のマイクロ波ワイヤレス電力伝送の問題点は高効率のレクテナの開発にある。マイクロ波の波長が短くなるにつれレクテナの整流回路に求められるサイズも小さくなり、94 GHz のレクテナの例では回路素子の最小寸法として μm 以下の精度が求められる。また、整流のために高速応答が可能で寄生容量の小さい特殊なダイオードやコンデンサが必要となる。そのため高周波になるにつ

れ、レクテナの制作難度、回路素子の費用は増加していく。

マイクロ波ロケットのようなマイクロ波放電プラズマによるマイクロ波支持デトネーションを用いて衝撃波・高速流生成を通してマイクロ波エネルギーを運動エネルギーに変換するプラズマ型エネルギー変換器は、レクテナのような回路素子を必要としないため、より高い周波数のマイクロ波も容易に適用可能で非常にコンパクトなシステムを構築することができる。

ビーミング推進におけるマイクロ波を用いたワイヤレス電力伝送では **Parkin** と **Kare** が 1 MW クラスのジャイロトロンを数多く同じ周波数でアレイ化し、各発振器の位相を操作するフェーズドアレイシステムを提案しているが、第 1 章で述べたようにフェーズドアレイにはまだ課題は残る[7]。また **Parkin** らはマイクロ波サーマルロケットへの電力伝送システムとして、回折格子を利用した手法を提案している。このシステムでは数千機のジャイロトロンを用いて合計数 GW の電力を機体に照射する。数千機のジャイロトロンから照射されたマイクロ波はそれぞれわずかに周波数が異なっており、回折格子状でそれぞれ異なった角度に回折することを利用して一本のビームに結合される。

Benfordはマイクロ波発振施設の開発シナリオとして1) 軌道上デブリの位置計測、2) 高高度を飛行しているエアプレーンへの電力供給、3)衛星のバッテリー充電、4) 小惑星の可視化 5) 軌道上昇及び遷移、6) 太陽系内から系外惑星や彗星へのプローブの打ち上げ(マイクロ波の放射圧を利用)、7)地球軌道への打ち上げなどマイクロ波伝送を用いた複数のミッション課題を挙げ、地上のマイクロ波基地を小規模から目的に合わせてスケールアップすることで段階的にミッションを達成していくことを提案している[8]。

また核融合の分野では第 1 章で述べたように、炉心プラズマの中心加熱、電流駆動、プラズマの MHD 不安定性の抑制を目的に、ジャイロトロンで発振したマイクロ波エネルギーをプラズマに伝送している。この伝送システムではマイクロ波はコルゲート導波管を通して核融合炉に隣接されたランチャーまで伝送される。複数のミラー系からなるランチャー内部から炉心プラズマの所定の位置までマイクロ波は自由空間中を伝送する。フランスの国際核融合実験炉を目指す ITER 計画においては、日本は図 3-1 に示す水平ポートランチャーの開発を担当している[9]。水平ポートランチャーは、3 段に分かれており、一段毎に計 8 本の導波管が接続され計 24 本の伝送ラインを持ち、全体で 20 MW の電力をプラズマに供給できる。また内部のミラー角度を調整することで順逆両方向のトロイダル入射角を可変できる。このようにマイクロ波を所定の位置に、所定の電力、電力密度プロファイル、偏光方向でワイヤレス伝送する技術はすでに核融合の分野で確立され、実際に用いられている。

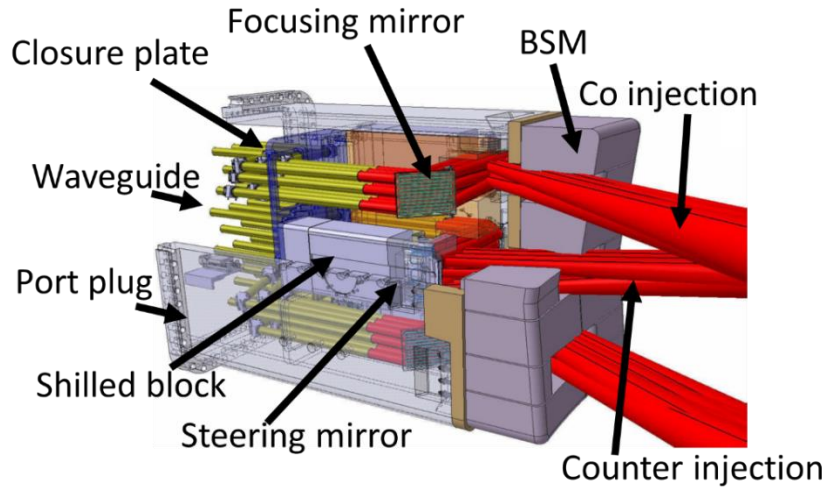


図 3-1 ITER 計画用電子サイクロトロン加熱システムでの水平ポートランチャー [9]. 赤い部分が自由空間での伝送されるマイクロ波.

自由空間でのマイクロ波は基本伝播モード TEM_{00} で伝播していく. TEM_{00} モードのビーム電力密度分布は次式で示すガウシアンプロファイルを持つ.

$$S(r, z) = \left(\frac{2P_{\text{total}}}{\pi\omega^2(z)} \right) \exp\left(-\frac{2r^2}{\omega^2(z)}\right) \quad (3-1)$$

ここで P_{total} は全伝送電力、 r はビーム中心からの距離、 $\omega(z)$ は距離 z でのビームスポットサイズをそれぞれ表す. 図 3-2 にガウシアンプロファイルを示す. ビームの最小径をビームウェスト ω_0 と置き、ここを z 座標の原点とする.

ビームの伝送距離がある長さを超えるとスポットサイズはある発散角 θ を持って拡大しビームの電力密度は低下していく. このときビームが発散を始める伝送距離をレイリー長 z_R という. マイクロ波の波長を λ とおくと、

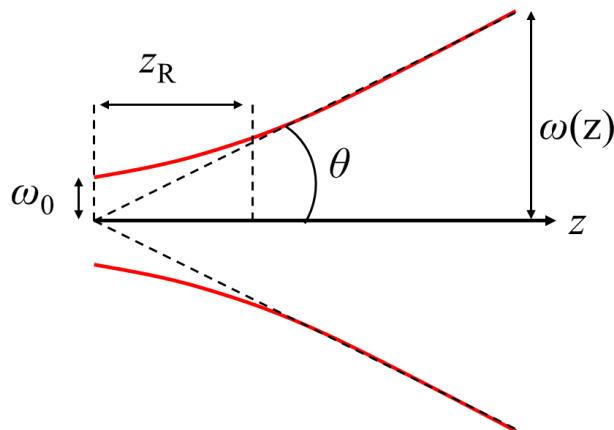


図 3-2 ガウシアンビームプロファイル

$$z_R = \frac{\pi \omega_0^2}{\lambda} \quad (3-2)$$

このレイリー長を用いてガウシアンプロファイルのビームのスポットサイズは次式で表される。

$$\omega = \omega_0 \left[1 + \left(\frac{z}{z_R} \right)^2 \right]^{1/2} \quad (3-3)$$

この式から明らかなようにレイリー長の端 $z = z_R$ ではビームスポットサイズは $\sqrt{2}\omega_0$ にとどまる。

機体への伝送方法は機体上にマイクロ波を集光する集光型とレイリー長の範囲内で伝送を行う平行光型がある。集光型はフェーズドアレイなどで射出口上の位相を制御し機体上にマイクロ波を集光する(ビームウェストを機体上に設定する)。この方法は機体の受電径が数m以下の小さい機体へ損失なく伝送することができる。しかし式(3-3) からわかるように機体の受電径が小さい場合や長距離伝送には射出径が巨大になることに加え、機体の高度毎に集光点を制御する必要がある。一方、平行光型の場合、伝送システムの射出径は機体の受電径とほぼ同程度に設計でき、発信側での高度毎の操作も不要となるため、本研究では平行光型のワイヤレス電力伝送システムを提案する。

今回提案するワイヤレス電力伝送システムの概念図を図 3-3 に示す。マイクロ波は垂直方向に照射され、その中をマイクロ波ロケットが飛翔する。第 1 章で述べた Myrabo らの提唱するビームライディングのコンセプトに則り、マイクロ波ロケットの機体軸がビームの光軸に合うよう姿勢制御され、ビームに乗っているように飛翔する。発振側ではジャイロトロンから照射したマイクロ波のビームスポットサイズを伝送システムにより拡大しレイリー長を延伸する。この際フェーズドアレイシステムを用いてビームウェストを伝送距離の中間に設定できれば、レイリー長の 2 倍の距離までマイクロ波を伝送可能である。こうした伝送ビームの制御にはこれまで述べた既存研究の技術が応用可能である。

機体に搭載するマイクロ波受電器は上記で述べたように必要な伝送距離で決定される機体の受電径とデトネーションの関係式で決定される推進機径を繋げる役割を持つため、マイクロ波ロケットへの電力伝送では特に重要である。これまでマイクロ波デトネーションを用いるビーミング推進では大口径のマイクロ波を受電し推進機に導くシステムの研究がほとんど行われていない。2009 年に山口らは図 3-4 に示すようなミラー系を用いる受電器を提案したが、重く機体の重心が推進機軸からずれるうえ、推進機からの排気がミラー系に衝突し負の推力となる[10]。そのため本研究では機体側で図 3-3 のようなテーパ管型マイクロ波受電器を用いてビームを受電し推進機に導くことを提案する。本章では提案しているワイヤレス電力伝送システ

ムで重要となるテーパ管型マイクロ波受電器の設計手法を示す。また実際に実験室スケールで数 mW クラスの低電力マイクロ波を用いた伝送試験を行いその電力伝送性能について議論する。

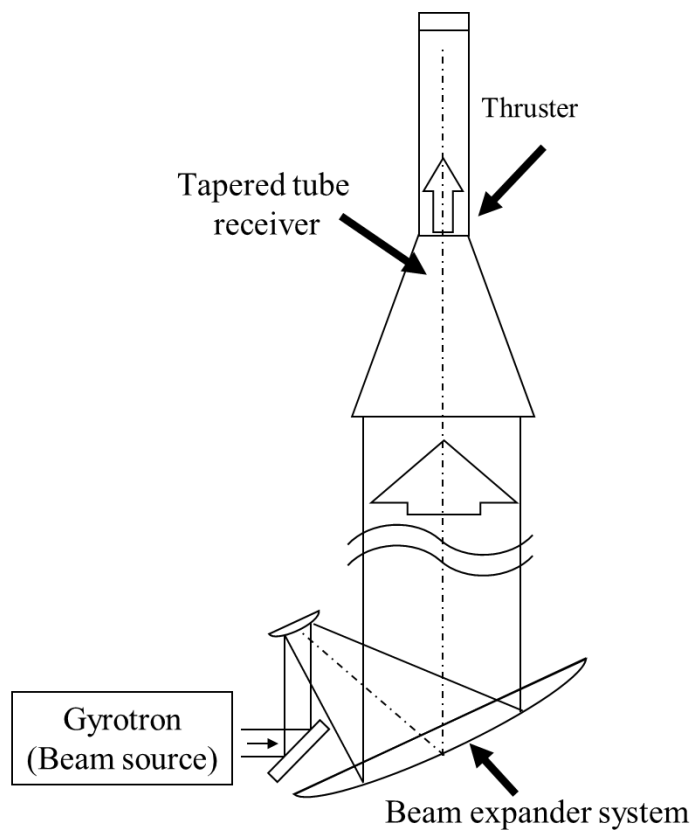


図 3-3 大電力マイクロ波のワイヤレス電力伝送システムの概要

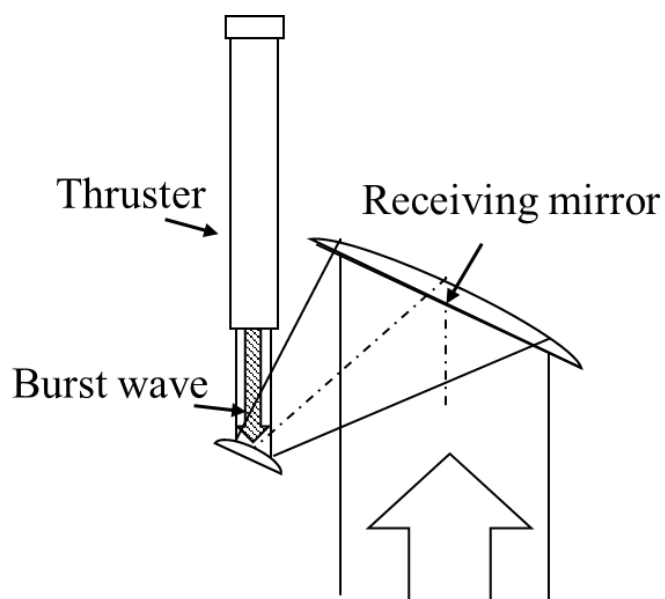


図 3-4 放物ミラーを用いたマイクロ波受電器

3.2 テーパ管型マイクロ波受電器の設計手法

テーパ管型マイクロ波受電器は伝送されたビームを受電し推進機に導いている。径が異なるビームと推進機を結合する場合、テーパ形状が最もシンプルで重量も軽量にすることができる。またテーパ形状は機体軸に対して対称で重心が変化せず、推進機からの排気と衝突しない。さらにマイクロ波の波長に比べて十分ピッチサイズの小さいメッシュ素材などを用いることで、マイクロ波受電器壁面を通して換気を行うことが可能で、推進機端に残留する荷電粒子を早く消滅させることも期待できる。

マイクロ波導波路の研究では径の異なった導波路同士を接続するためテーパ導波管の研究が 1950 年代より行われている。Unger は電信方程式を用いて径の変化するオーバーモード導波管の基本伝播モードである TE_{01} モードから TE_{0m} へのモード結合の式を示した[11]。さらに Done は Unger の導いた式の近似式を示し計算を容易にし、方形テーパ導波管、円形テーパ導波管の長さ毎のモード純度の変化を示した[12]。これらの計算ではテーパ管導波管の径方向の変化が緩やかであるため、導波管内の反射光は十分に小さいとして無視し、高次モード成分が null となる導波管長さを求めている。

こうしたテーパ導波管は低電力デバイスのみならず、ジャイロトロンのような大電力デバイスでも応用されている。またやや異なった例では、ジャイロトロンから照射されたガウシアンプロファイルのビームをコルゲート導波管に高効率で結合するための双曲型導波路が設計されている。またその他にも Finite-difference time-domain method (FDTD)や有限要素法により Maxwell 方程式から内部の電磁界を解く方法が提案されている[13-19]。

こうしたテーパ導波管においては、高次モード成分はオーム加熱によってデバイスに熱負荷をもたらすため、ジャイロトロンのような大電力デバイスでは冷却機構が必須となる。また核融合炉でプラズマ加熱デバイスとして用いられる伝送システムにおいては、核融合炉内のプラズマに面する端でミラー系からなるランチャー(図 3-1)を用いてプラズマの所定の場所にマイクロ波を照射しているが、高次モード成分が加わることにより、ビームに予測困難なオフセットや傾き角が生じる。そのためこうした伝送システムでは伝送されるマイクロ波の伝播モードを、その導波管の基本伝播モードに高い純度で保つことが求められる。参考文献[19]によると、一般的なテーパ導波管を用いて、自由空間を伝播するマイクロ波を導波管に結合する場合、テーパの広がりやビームの広がりよりわずかに大きいか等しい程度であるため、テーパ導波管長さは径の変化量に対して極端に長くなってしまい、実機サイズのマイクロ波ロケットに用いるとすると数 10 m を超える長さが必要となる。

一方マイクロ波ロケットでは、マイクロ波受電器により集光されたマイクロ波は直接プラズマ容器である推進機に入射し吸収されるため、高次モードの存在はほぼ

問題にならず、むしろ極端に長いテーパ導波管を搭載することによる質量の増加や姿勢制御の複雑化の方が問題となる。

またマイクロ波ロケットの推進機径は波長に比べ十分に大きく、波としての影響はほぼ無視できる。同様に波長に対して十分に大きいアンテナやミラーシステムを用いる電波天文学の計測システムでは光線追跡法のような幾何光学的解析が、その容易さから良く用いられている。一方、上記で述べた電信方程式や FDTD 法は波長に対する計算領域のサイズが拡大するにつれ計算コストが増大する。そのため本研究ではマイクロ波を光線として近似し、光線追跡法を用いて幾何学的に形状を決定する。またテーパ導波管とは異なり、マイクロ波受電器内の反射光を積極的に利用して短いサイズでビーム源への反射を防止しながら推進機内部にビームを導く。

図 3-5 にテーパ管型マイクロ波受電器の概要を示す。小口径を D_{in} 、大口径を D_{out} 、テーパ長さを L_t とおく。小口径と波長の比 D_{out}/λ が十分に大きいため入射マイクロ波を多数の光線として光線追跡法を用いて幾何学的に形状を決定する。ここで D_{out} は推進機径に等しいとし、 D_{in} は入射するマイクロ波のスポットサイズから決定する。このときマイクロ波受電器に入射するマイクロ波電力の割合は次式で求められる。

$$\eta_{in} = \left[1 - \exp\left(-\frac{D_{in}^2}{2\omega^2}\right) \right] \quad (3-4)$$

マイクロ波受電器内で反射した光線の角度の絶対値 θ_{ray} は反射回数 n ごとにテーパ角の 2 倍、 $2\theta_t$ ずつ増えていく。ビーム源への反射が発生しない条件は $\theta_{ray} < 90^\circ$ である。入射マイクロ波の光軸のマイクロ波受電器軸に対する傾き角を θ_{error} とおくと

$$\theta_{ray} = 2n\theta_t + \theta_{error} \quad (3-5)$$

$$\theta_t = \tan^{-1}\left(\frac{D_{in} - D_{out}}{2L_t}\right) \quad (3-6)$$

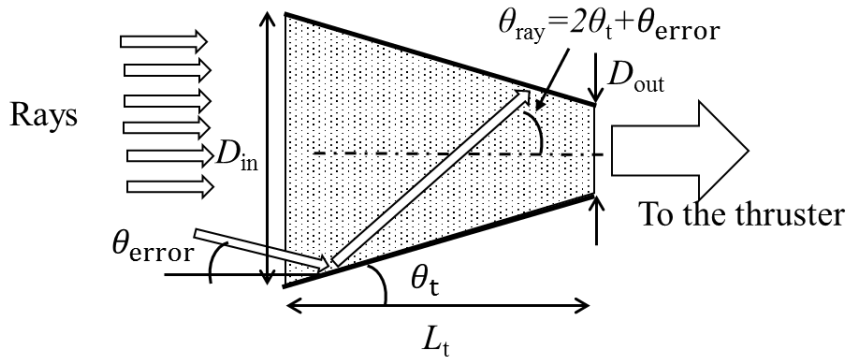


図 3-5 テーパ管型マイクロ波受電器の模式図

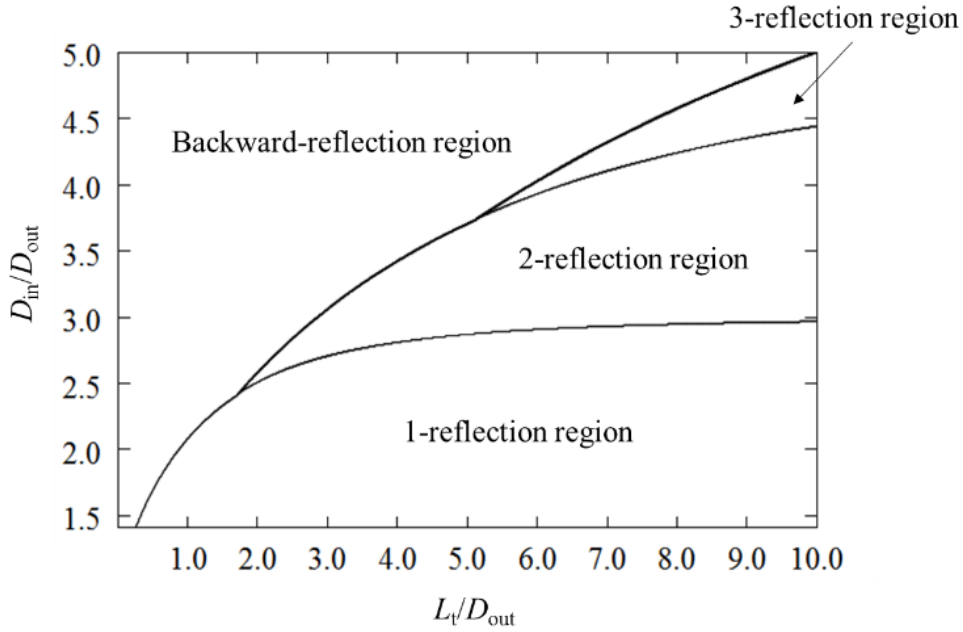


図 3-6 テーパ管型マイクロ波受電器のサイズに対する最大反射回数 n_{\max} の等高線
 ここでマイクロ波受電器内のビームの最大反射回数を n_{\max} とおくと、 n_{\max} は次式を満足する最少の反射回数 n である．

$$1 \geq \frac{D_{\text{in}}}{D_{\text{out}}} \prod_{n=1} \left(1 - \frac{2 \tan \theta_t}{\tan 2n\theta_t + \tan \theta_t} \right) \quad (3-7)$$

図 3-6 に受電器のサイズに対する最大反射回数の等高線を示す．図中左上の領域はビーム源への反射が発生するため使用することができない．

次に $\theta_{\text{ray}} < 90^\circ$ を満たす最大の θ_{error} を求める．大口径の下側エッジを原点にビーム方向に z 軸を、高さ方向に y 軸をとる．最大反射回数を偶数回と奇数回で分けて、反射回数ごとの受電器壁面との交点を計算すると下記となる．

2m 回反射

$$y_{2m} = -\tan[2(2m)\theta_t + \theta_{\text{error}}](z - z_{2m-1}) + y_{2m-1} \quad (3-8)$$

$$z_{2m} = \frac{\tan[2(2m)\theta_t + \theta_{\text{error}}] z_{2m-1} + y_{2m-1}}{\tan \theta_t + \tan[2(2m)\theta_t + \theta_{\text{error}}]} \quad (3-9)$$

2m-1 回反射

$$y_{2m-1} = \tan[2(2m-1)\theta_t + \theta_{\text{error}}](z - z_{2m-2}) + y_{2m-2} \quad (3-10)$$

$$z_{2m-1} = \frac{\tan[2(2m-1)\theta_t + \theta_{\text{error}}] z_{2m-2} - y_{2m-2} + D_{\text{in}}}{\tan \theta_t + \tan[2(2m-1)\theta_t + \theta_{\text{error}}]} \quad (3-11)$$

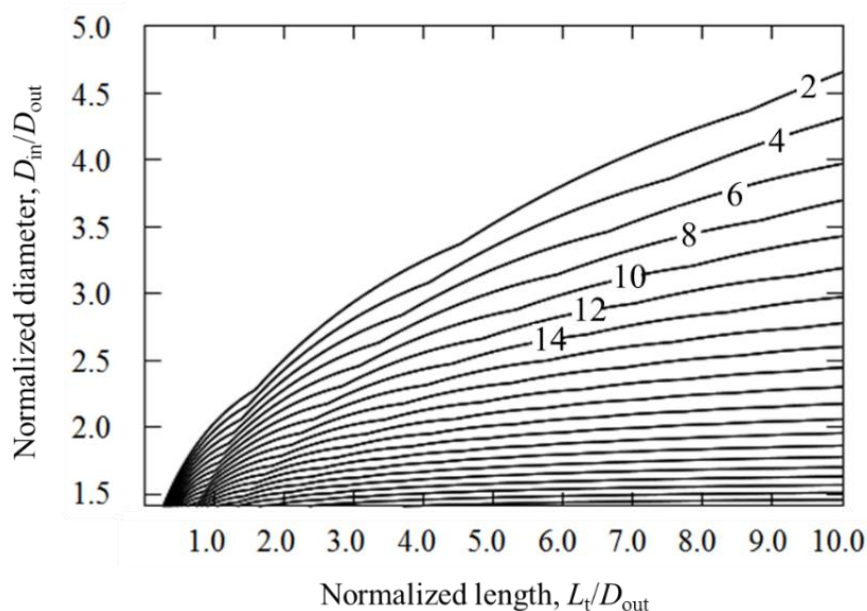


図 3-7 テーパー管型マイクロ波受電器のサイズに対する入射ビームの許容傾き角の等高線. 等高線は 2 deg ステップ.

この式で θ_{error} を増加させるとある θ_{error} で $z_{\text{nmax}}=L_t$ となり、反射回数 n_{max} の光線が受電器出口でさらに反射するため反射回数が増える. その際、 $2(n_{\text{max}} + 1)\theta_t + \theta_{\text{error}} \geq 90^\circ$ となる θ_{error} を図 3-7 に示す. 受電器軸に対して入射マイクロ波の光軸がこの θ_{error} より大きくなるマイクロ波受電器内部の光線の傾きが 90° を超え、ビーム源への反射が発生する. 受電器が長くなると、テーパー角 θ_t が小さくなるため受電器内部で最大反射回数が増えても θ_{ray} が 90° を超えずビーム源への反射が生じない.

3.3 テーパー管型受電器の受電性能試験

マイクロ波受電器からビーム源への反射が発生すると、大電力試験に用いるジャイロトロンに負荷が発生し破壊の危険がある. そのため上述の設計手法で設計したマイクロ波受電器の受電性能を調べ、設計通りの値が得られるか光線追跡法の結果と比較する. 図 3-8 にその実験系を示す. 試験ではオフセットパラボアミラーを用いて平行光にした 94 GHz のマイクロ波をマイクロ波受電器に入射した. 検波用アンテナをマイクロ波受電器内部に挿入すると、多重反射により干渉が発生するためマイクロ波受電器内部の電力密度の計測は困難である. そのため本試験ではマイクロ波受電器の出口を透過した電力を 2 次元ステージと検波器を用いて調べた. またマイクロ波受電器出口の電力密度プロファイルと受電器内部の反射回数ごとの電力分布を光線追跡法による計算結果と比較し、計算の妥当性を調べた.

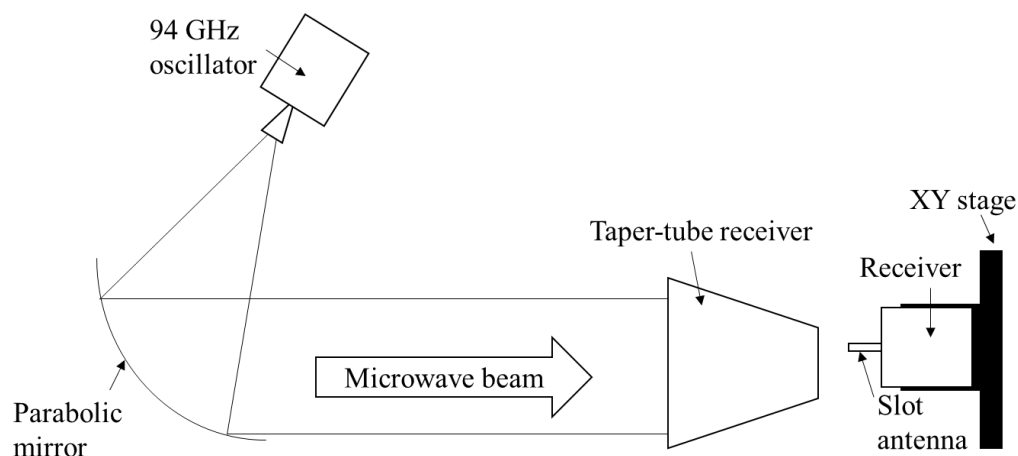


図 3-8 ワイヤレス電力伝送システムの受電性能試験系

3.3.1 マイクロ波伝送システム

図 3-9 に発振器と検波器の構成を示す．発振器は検波器と同軸ケーブルで接続され、10 MHz の信号を共有している．それを元に発振側ではシンセサイザーで 7.23 GHz の信号を発振し、IMPATT Active 周波数通倍器で周波数を 13 倍に通倍している．周波数通倍器の後流にはアイソレータがあり、反射マイクロ波が内部の素子に入るのを防いでいる．また発振器は内部にアッテネータを持ち発振電力を調整可能である．発振器の発振周波数は 94 GHz、最大電力は 415 mW である．検波器側ではシンセサイザーで発振した 7.22 GHz の信号を 13 倍しミキサーで検波信号とミキシングして差分の周波数を信号として得ている．さらに交流ではほぼ同じ周波数

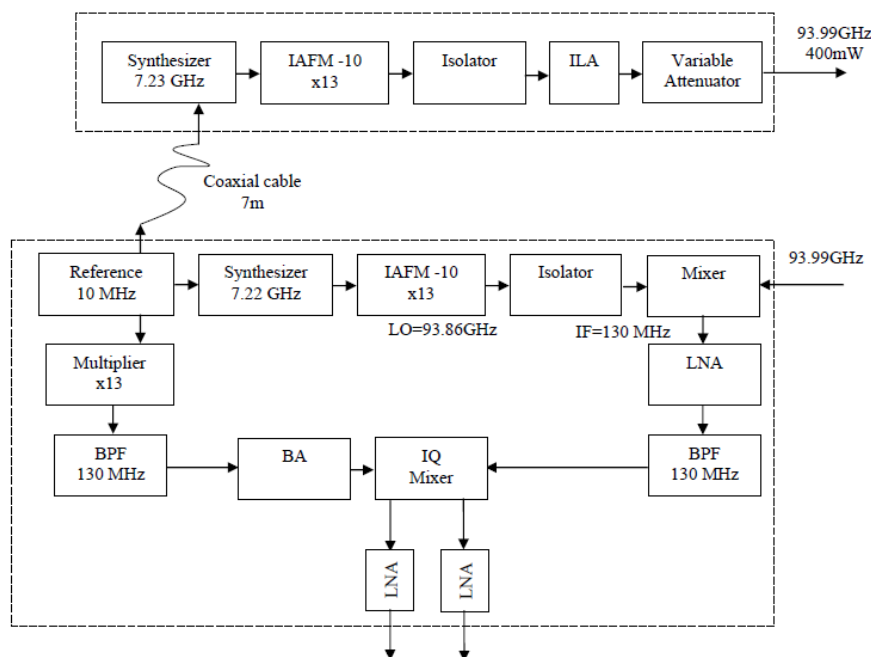


図 3-9 94GHz の発振器と検波器の構成

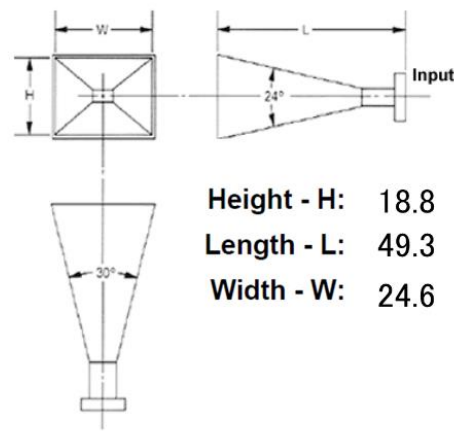


図 3-10 発振器に接続した角錐ホーンアンテナ(HO10R)

の信号とミキシングしておよそ 0 - 300 kHz 程度の信号として出力している．こういった手法をダイレクトコンバージョンという．ジャイロトロンによる大電力試験と異なり、mW クラスの低電力マイクロ波ではプラズマが着火しないため、ビームの電力プロファイルや偏光方向を詳細に計測することが可能である．

マイクロ波は発振器に接続されている角錐ホーンアンテナからオフセットパラボラミラーへ照射される．角錐ホーンアンテナは矩形導波管の基本モードである TE_{10} モードで励振されるため、垂直偏光成分しか持たず、オフセットパラボラミラーでコリメートされた後も水平偏波成分の発生が少ない．使用した角錐ホーンアンテナの寸法を図 3-10 に示す．94 GHz でのホーンアンテナのゲインは 23.3 dB である．角錐ホーンアンテナはアンテナから放射されるマイクロ波の電界方向 E 面と磁界方向 H 面で開口長さが異なるため、E 面、H 面でマイクロ波の位相中心が異なる．試験に用いた角錐ホーンアンテナの開口面から位相中心までの距離は、文献[20]を参考に計算すると表 3-1 となる．

表 3-1 角錐ホーンアンテナ(HO10R)の位相中心

E plane	30.9 mm
H plane	35.7 mm

試験に使用したオフセットパラボラミラーは 2 次元上では原点から次式で表される曲線を持つ(図 3-11)．

$$y = \frac{1}{4f} x^2 \quad (3-12)$$

ここで f はミラーの集光点で、 $f = 279 \text{ mm}$ である．

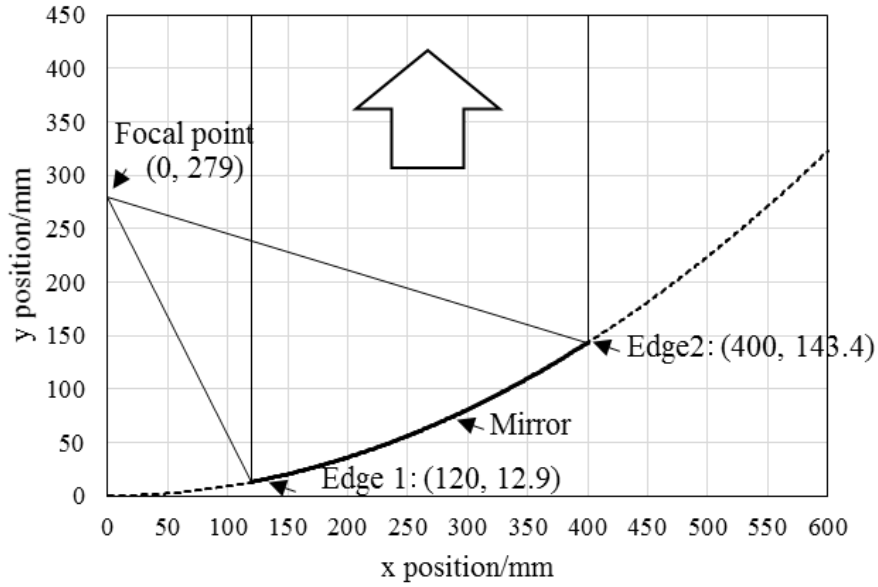


図 3-11 オフセットパラボラミラーのジオメトリ (mm)

また E 面から H 面の間の位相中心 Δr は面の回転角座標を ϕ とおくと次式で表される (E 面は $\phi = 90^\circ$ 、H 面は $\phi = 0^\circ$)。

$$\Delta r(\phi) = \Delta r(\phi = 90 \text{ deg.}) \sin^2 \phi + \Delta r(\phi = 0 \text{ deg.}) \cos^2 \phi \quad (3-13)$$

そのため、本試験では E 面と H 面の位相中心の平均点にオフセットパラボラミラーの焦点を合わせた。

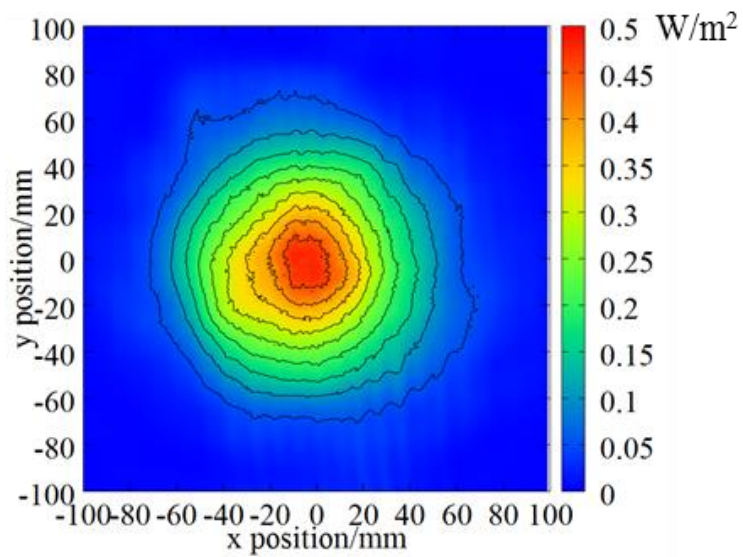
図 3-12 に伝送マイクロ波の電力密度プロファイルを垂直偏光成分と水平偏光成分に分けて示す。ミラーから計測点までの距離は 2.2 m である。マイクロ波ビームの中心とビームスポットサイズはモーメント法を使って求めることができる[21,22]。モーメント法では n 次のモーメントを次式で表す。ビームの中心は 1 次のモーメントである。

$$\langle x^n \rangle = \frac{\int x^n I(x, y) dx dy}{\int I(x, y) dx dy} \quad (3-14)$$

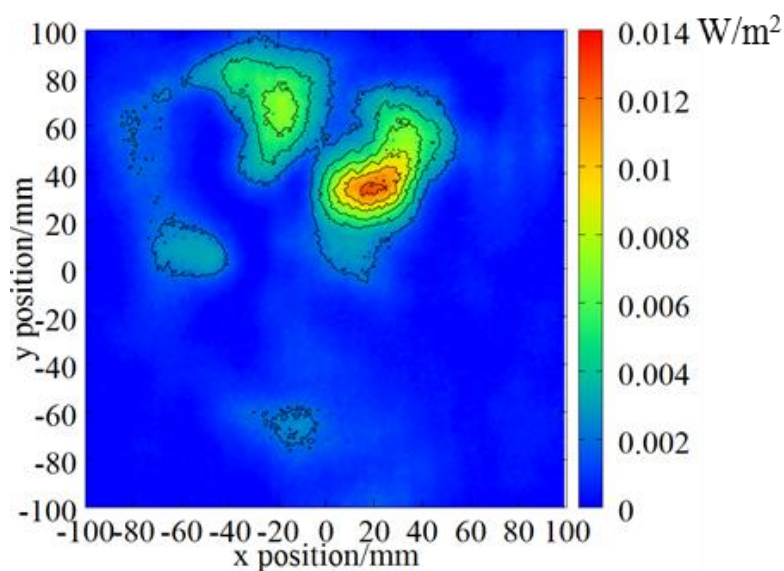
ここでビームスポットサイズは次式となる。

$$\omega = 2\sqrt{\langle x^2 \rangle - \langle x^1 \rangle^2} \quad (3-15)$$

式(3-15)で求めたビームスポットサイズを表 3-2 に示す。計測したマイクロ波ビームのスポットサイズは x 方向、 y 方向ともに等しい値となった。計測した伝播距離 2.2 m でのビームスポットサイズより式(3-3)を用いてビームウェストは 49 mm と見積もった。そのためこの伝送システムのレイリー長は 2.4 m である。



(a) Vertical polarization



(b) Horizontal polarization

図 3-12 入射マイクロ波の電力密度分布、ミラーからの距離 2.2m.

表 3-2 入射マイクロ波ビームのスポットサイズとレイリー長

Spot size	67 mm
Beam waist	49 mm
Rayleigh length	2.4 m

計測した電力密度プロファイルを積分した、偏光ごとの電力を表 3-3 に示す．水平偏光成分は全体の 1%程度に抑えることができた．

表 3-3 入射マイクロ波ビーム電力

	Beam power	Percentage
Vertical polarization	3.18 mW	99%
Horizontal olarization	0.04 mW	1%
Total	3.22 mW	100%

垂直偏光成分のガウシアンプロモード純度を求めていく．空間を伝播するビームの強度はエルミート多項式を用いてモード展開することができる．これをエルミートガウスモードという．エルミートガウスモードは次式となる．

$$G_{p,q} = N_p N_q H_p \left(\frac{\sqrt{2}x}{\omega} \right) H_q \left(\frac{\sqrt{2}y}{\omega} \right) \exp \left(-\frac{x^2 + y^2}{\omega^2} \right) \quad (3-16)$$

ここで N_i は規格化関数で次式となる．

$$N_i = \frac{1}{\left[2^i i! \omega \sqrt{\pi/2} \right]^{1/2}} \quad (3-17)$$

式(3-17)によりそれぞれのモードは正規直行関数となる．ガウシアンモードは $p=q=0$ で表される．表 3-4 にエルミート多項式を示す．

表 3-4 エルミート多項式

i	$H_i(x)$
0	1
2	$2x$
3	$4x^2-2$

計測した電力密度は電界強度の 2 乗に比例するので、 $U(x, y) = \sqrt{I_R(x, y)}$ とおくとエルミートガウスモードで展開できる．

$$U(x, y) = \sum_{p=0}^{\infty} \sum_{q=0}^{\infty} C_{p,q} G_{p,q} \quad (3-18)$$

ただし計測した電力密度プロファイルのビームスポットサイズは x 方向と y 方向で異なるので、モードを次式で近似する．

$$G_{p,q} = N_p N_q H_p \left(\frac{\sqrt{2}x}{\omega_x} \right) H_q \left(\frac{\sqrt{2}y}{\omega_y} \right) \exp \left(- \left\{ \left(\frac{x}{\omega_x} \right)^2 + \left(\frac{y}{\omega_y} \right)^2 \right\} \right) \quad (3-19)$$

モード純度は次式となる

$$C_{p,q} = \frac{\left| \int_{-\infty}^{\infty} G_{p,q}(x,y) U(x,y) dx dy \right|}{\int_{-\infty}^{\infty} U^2(x,y) dx dy} \quad (3-20)$$

以上の計算から見積もったマイクロ波のガウシアンモードは98%であり、高次のモード成分は無視できるほど小さい。

3.3.2 テーパー管型マイクロ波受電器の設計

3.1 節の手法を用いて実際にテーパー管型マイクロ波受電器を設計した。ビームのスポットサイズから D_{in} は 180 mm、 D_{out} は光線追跡方が使える最小サイズとして $D_{out}/\lambda=20$ となるよう 65 mm とした。図 3-13 に受電器長ささと反射回数の変化を示す。受電器長さ L_t が 153 mm より短いとビーム源への反射が発生する。推進機軸に対するビームの許容傾き角 θ_{error} を 1° と設定すると L_t は 160 mm と求められる。

参考文献[19]によると、一般的なテーパー導波管を用いて、自由空間と導波管を結合する場合、テーパーの広がり角はビームの広がり角よりわずかに大きいか等しい程度であ

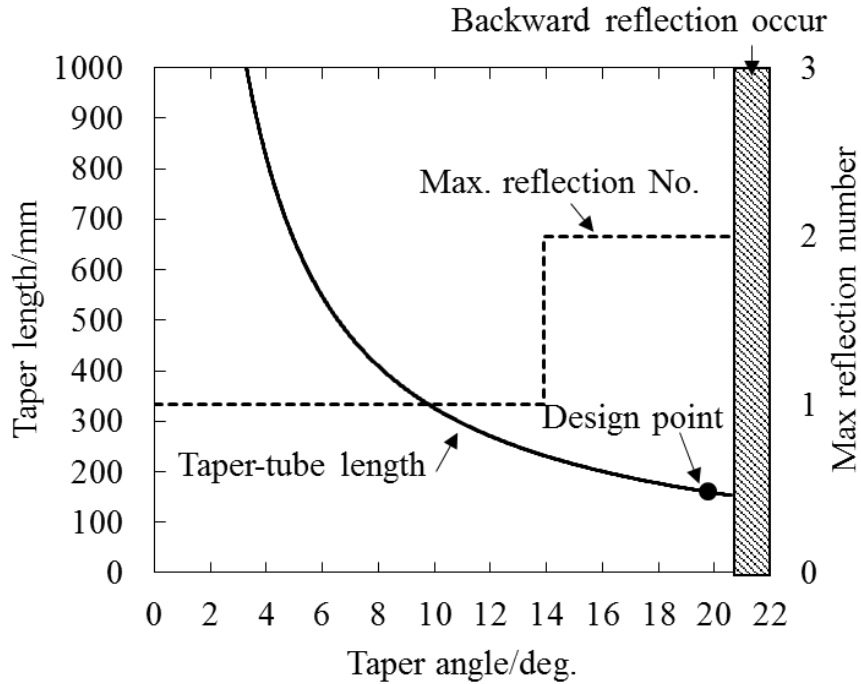


図 3-13 テーパー管型マイクロ波受電器の長ささと反射回数の変化、 $D_{in}=180$ mm、 $D_{out}=65$ mm

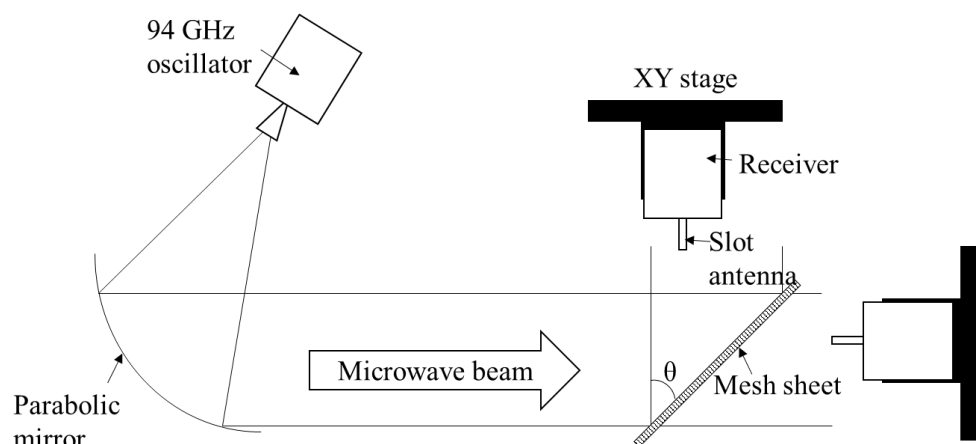


図 3-14 アルミメッシュの反射率の計測実験

るため、推進機径をビームウェストとして式(3-3)を用いて、おおまかにその長さを求めることができる． $D_{in}=180\text{ mm}$ 、 $D_{out}=65\text{ mm}$ の場合、テーパ導波管の長さは 2.69 m 程度必要となり、本研究のテーパ型マイクロ波受電器は、既存のものとは比べ非常にコンパクトなサイズである．

計測した入射マイクロ波より受電器への入射電力は 3.09 mW である．テーパ管型マイクロ波受電器の素材としてアルミメッシュを用いた．アルミメッシュのワイヤ径は 0.1 mm 、ピッチサイズは 0.254 mm でマイクロ波の波長に比べ十分に小さく金属面と同様にマイクロ波を反射する．

アルミメッシュの反射率はアルミメッシュで作成したミラーにマイクロ波を照射し、その入射電力と反射電力を比較することで計測した．図 3-14 にその実験系を示す．試験ではアルミメッシュミラーの角度を 0° と 45° にし透過率と反射率をそれぞれ計測した．表 3-5 にその計測結果を示す．反射率と透過率の合計は 93.6% である．残りの 6.4% はアルミメッシュ表面の粗さであらゆる方向に拡散した成分と、オーム損としてアルミメッシュに吸収され熱になった成分を含む．

表 3-5 アルミメッシュの反射・透過率の計測

Angle	Reflected	Transmitted
$\theta = 0\text{ deg.}$	-	0.11%
$\theta = 45\text{ deg.}$	93.5%	0.01%

3.3.3 マイクロ波電力密度計測システムと校正試験

図 3-15 にマイクロ波電力密度プロファイル計測システムの概要を示す。場所ごとのマイクロ波をスロットアンテナで検波しミキサーを用いたダイレクトコンバージョンによって 0-300 kHz 程度の信号に周波数を落として出力している。さらにこの交流出力をディテクタ回路によって整流し、その直流成分を USB-FSFO30 を用いてデジタルデータに変換し PC で記録している。USB-FSIO は基板実装型の入出力回路でデジタル入出力最大 30 ピン、10 bit アナログ入力最大 8 チャンネルを持ち 0 V-5 V までの入力が可能である。計測システムは 2 次元ステージに搭載されており、2 次元でのマイクロ波電力密度プロファイルを計測できる。2 次元ステージの最大計測範囲は 200×200 mm であり、計測点のステップは 1 mm である。

図 3-16 にディテクタ回路を示す。ディテクタ回路として倍電圧回路を用いた。ディテクタ回路ではダイオードの性能が重要となる。検波する電力は μW クラスと非常に小さいため、通信で用いられるゲルマニウムダイオードを使用した。平滑化回路はコンデンサインプット型で平滑用コンデンサ C_1 は電圧が正の時充電を行い、負の時に放電を行う。コンデンサの放電は負荷抵抗 R_1 を通して放電するため、その両端電圧の時定数は C_1 と R_1 の積となる。出力電圧は次式であり、1 項目は直接起電流、2 項目はダイオードの電圧降下を示す。

$$V_{\text{out}} = V_T \ln \left[I_0 \left(\frac{V_{\text{in}}}{V_T} \right) \right] - V_T \ln \left(1 + \frac{V_{\text{out}}}{I_S R_1} \right) \quad (3-21)$$

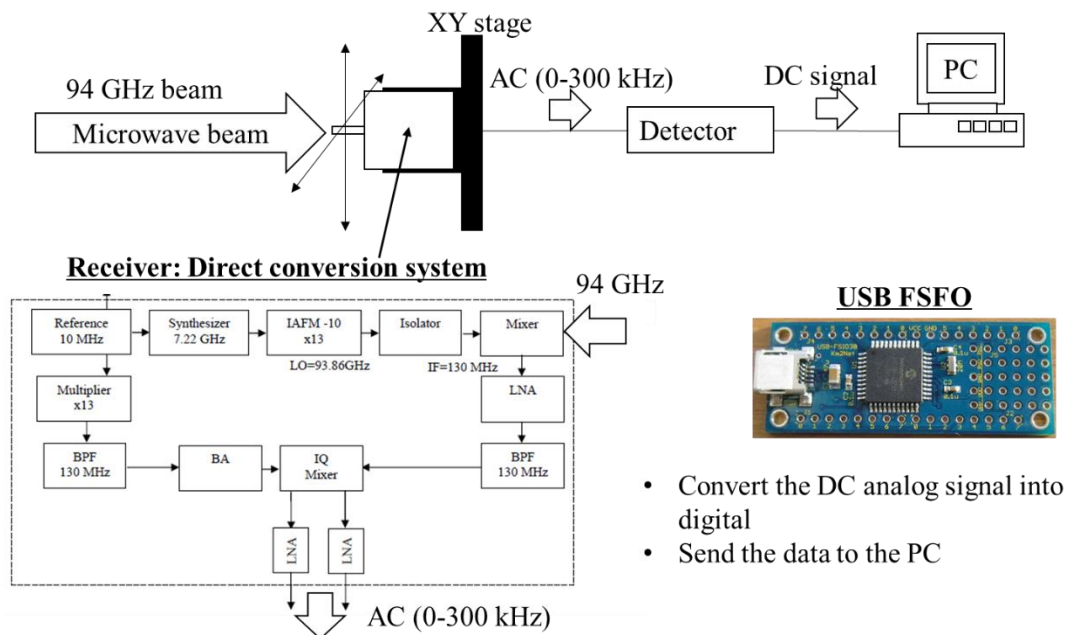


図 3-15 マイクロ波電力密度プロファイル計測システム

ここで V_T はダイオードの熱電圧であり、300 K ではおよそ 26 mV である。 I_s はダイオードの飽和電流、 I_0 は 0 次のベッセル関数を表す。式(3-21)より負荷抵抗が無限となる無負荷時が出力電圧最大となるが、時定数が無限大となるため原理的には静的な信号しか検波できない。今回の試験では入力電圧の周波数が 0-300 kHz であるので、300 kHz の周波数に対してリアクタンスが十分小さくなるよう $C=10\ \mu\text{F}$ とした。抵抗は検波するプロファイルの周期が数秒程度あるので $100\ \text{k}\Omega$ とした。時定数は 100 ms となる。またマッチング回路は入射電力の周波数帯が広いため用いない。図 3-17 に制作したディテクタの入射電圧に対する出力電圧を示す。入力電圧はピーク値を計測した。

交流のピーク値と出力電圧の較正式は次式として最小二乗法で係数を求める。

$$V_R = aV_d + b \quad (3-22)$$

ディテクタ回路の出力電圧は低電圧側で歪んでいるため電圧の 4 つの領域に分けて係数とその標準誤差を求める。係数 a、b は次式である。

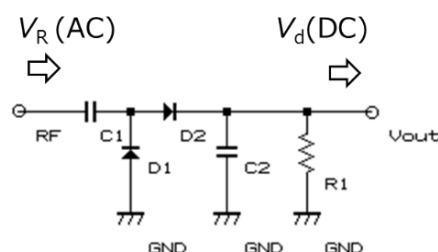


図 3-16 ディテクタ回路、D1、D2 ゲルマニウムダイオード(1N60)、C1:コンデンサ容量 10 μF 、C2 コンデンサ容量 1 μF 、R1 抵抗(100 k Ω)

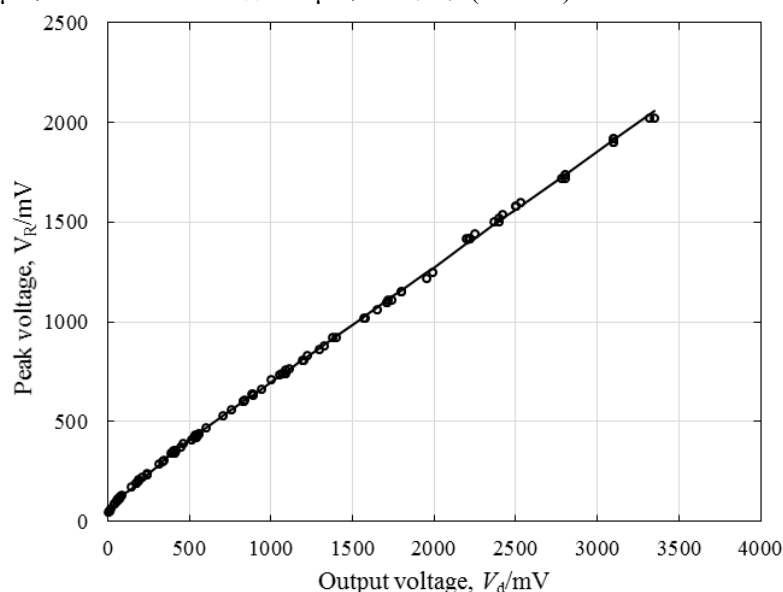


図 3-17 ディテクタ回路の入力電圧と出力電圧の関係

$$a = \frac{\sum(V_d - \bar{V}_d)V_R}{\sum(V_d - \bar{V}_d)^2} \quad (3-23)$$

$$b = \bar{V}_R - a\bar{V}_d \quad (3-24)$$

ここで $\bar{}$ は平均を表す。また a 、 b の標準誤差の 2 乗はそれぞれの領域の計測点数を n とおくと、

$$\sigma a^2 = \frac{1}{\sum(V_d - \bar{V}_d)^2} \frac{\sum d_i^2}{n-2} \quad (3-25)$$

$$\sigma b^2 = \left(\frac{1}{n} - \frac{\bar{V}_d^2}{\sum(V_d - \bar{V}_d)^2} \right) \frac{\sum d_i^2}{n-2} \quad (3-26)$$

となる。ここで

$$d_i = V_R - aV_d - b \quad (3-27)$$

である。表 3-6 に計測結果をまとめる。

表 3-6 ディテクタ回路の出力電圧と入力電圧の校正結果		
電圧領域 (mV)	a	b
$10 > V_d$	5.3 ± 0.9	2.0 ± 0.6
$10 \leq V_d < 110.5$	1.06 ± 0.02	42.623 ± 0.006
$110.5 \leq V_d < 474.5$	0.667 ± 0.008	77.133 ± 0.002
$474.5 \leq V_d$	0.577 ± 0.002	120.3678 ± 0.0002

次に入射するマイクロ波電力と出力される電圧を比較し、計測システムの較正試験を行った。図 3-18 に示す試験系を示す。検波器の得るエネルギー P_R はフリスの公式より次式で表される。

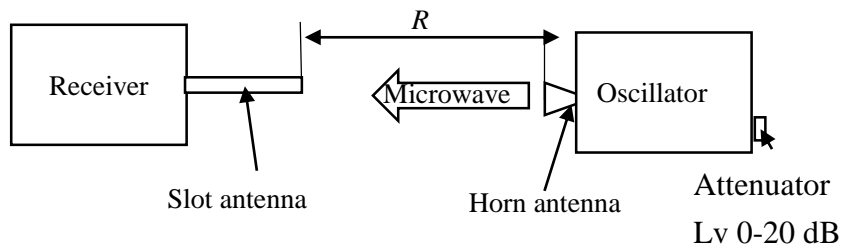


図 3-18 スロットアンテナを用いたマイクロ波検波器の較正試験系

$$P_R = \left(\frac{\lambda}{4\pi R} \right)^2 G_s G_h \eta_{\text{att}} P_t \quad (3-28)$$

ここで λ は発振波長、 G_s はスロットアンテナのゲイン、 G_h は発振アンテナとして用いたホーンアンテナのゲイン、 η_{att} は減衰率、 P_t は発振電力である．表 3-7 に較正試験で用いた値を示す．

表 3-7 較正試験系の設定	
Contents	Value
P_t	415 mW
G_s	4.2 dB
G_h	23.3 dB
η_{att}	$10^{-\eta/10}$
λ	3.2 mm

図 3-19 に較正試験結果を示す．較正式は次式となる．

$$P_R = \alpha V_R^2 \quad (3-29)$$

計測結果から最小二乗法を用いて係数 α は次式である．

$$\alpha = \frac{\sum V_R^2 P_R}{\sum V_R^4} \quad (3-30)$$

その標準誤差の 2 乗は

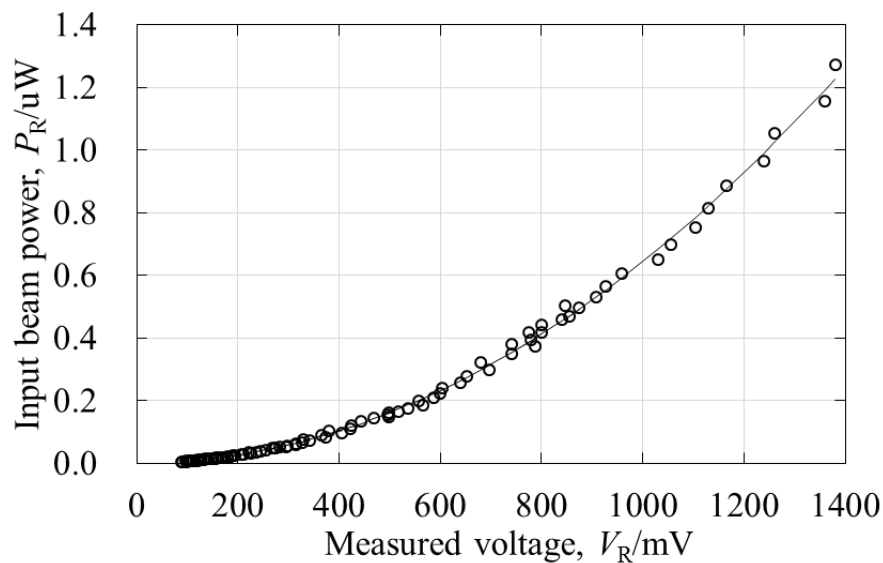


図 3-19 入力マイクロ波と出力電圧の関係式

$$\sigma\alpha^2 = \left[\frac{2V_R P_R (\sum V_R^4) - 4V_R^2 P_R (\sum V_R^3)}{(\sum V_R^4)^2} \right]^2 \sigma V_R^2 + \left(\frac{V_R^2}{\sum V_R^4} \right) \sigma P_R^2 \quad (3-31)$$

となり、ここで入射パワー P_R の標準誤差は

$$\sigma P_R^2 = \left(\frac{\lambda}{4\pi R} \right)^4 G_h^2 P_t (\eta_{att}^2 \sigma G_s^2 + G_s^2 \sigma \eta_{att}^2) \quad (3-32)$$

である．計測に用いたスロットアンテナの利得は 3.23 で、その標準誤差の 2 乗 σG_s^2 は 0.0095 である．発振器に搭載されている減衰器はダイヤル式であり、電力に対して出力を調整できる．アナログ式であるため、表示値と実際の値にずれが生じている．また回転方向に対する依存性がある．表 3-8 にダイヤルの減衰レベルを max から 0 dB の向きで動かした場合の減衰値とその標準誤差の 2 乗を示す．以上の計算より係数 $\alpha=6.5 \times 10^{-7} \pm 0.1 \times 10^{-7}$ となる．

表 3-8 減衰器の減衰率とその標準誤差

Displayed(dB)	Measured (dB)	η_{att}	$\sigma \eta_{att}^2$
20	19.6	0.0110 ± 0.0001	1.37E-08
13	13.9	0.0404 ± 0.0006	3.55E-07
10	9.02	0.126 ± 0.003	8.17E-06
6	6.31	0.234 ± 0.006	3.14E-05
3	2.79	0.53 ± 0.01	0.000141
0	0	1.00 ± 0.01	9E-05

これまでの較正により計測点での入射電力を得ることができた．ここから入射電力をアンテナの有効開口面積 A_e で割ることで電力密度 I_R を求める．

$$I_R = \frac{P_R}{A_e} = \frac{4\pi}{\lambda^2 G_s} P_R \quad (3-33)$$

また標準誤差の 2 乗は

$$\sigma I_R^2 = \left(\frac{4\pi}{\lambda^2 G_s} \right)^2 \sigma P_R^2 + \left(\frac{4\pi P_R}{\lambda^2 G_s^2} \right)^2 \sigma G_s^2 \quad (3-34)$$

である．

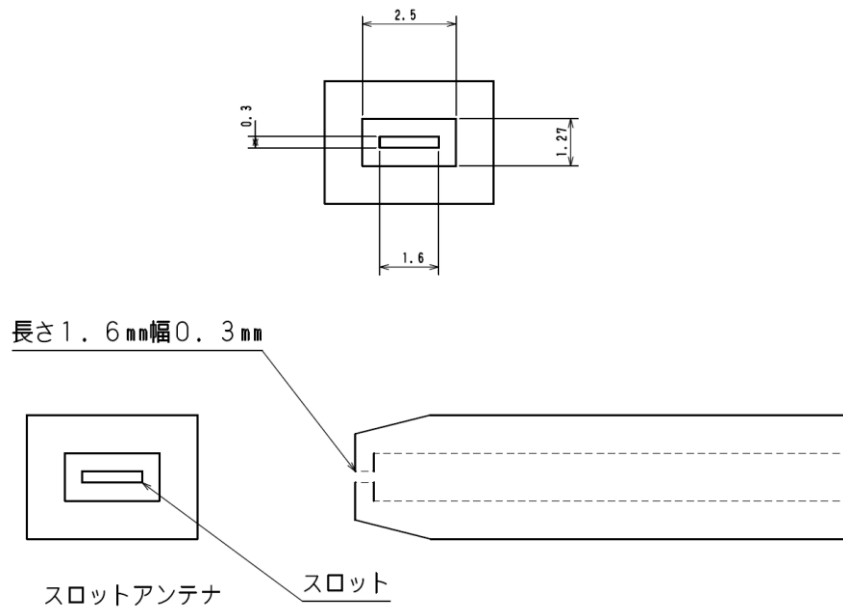


図 3-20 スロットアンテナの図面

信号の検波に用いたスロットアンテナの図面を図 3-20 に示す．スロットアンテナは導波管出口に半波長程度のスロットを設け、スロット間を励振することで電磁波を生じるアンテナである．スロットアンテナの利得は放射角角度ごとの指向性の計測を行い、利得 15dB のホーンアンテナを基準として計測した．図 3-21 に計測したスロットアンテナの指向性を示す．計測した利得は $G_s = 4.2 \pm 0.2$ (6.2 dB) であるため、標準誤差の 2 乗 σG_s^2 は 0.004 となる．

最後に電力密度プロファイルを積分する際の標準誤差を考えるため、積分を次式のように和で近似する．

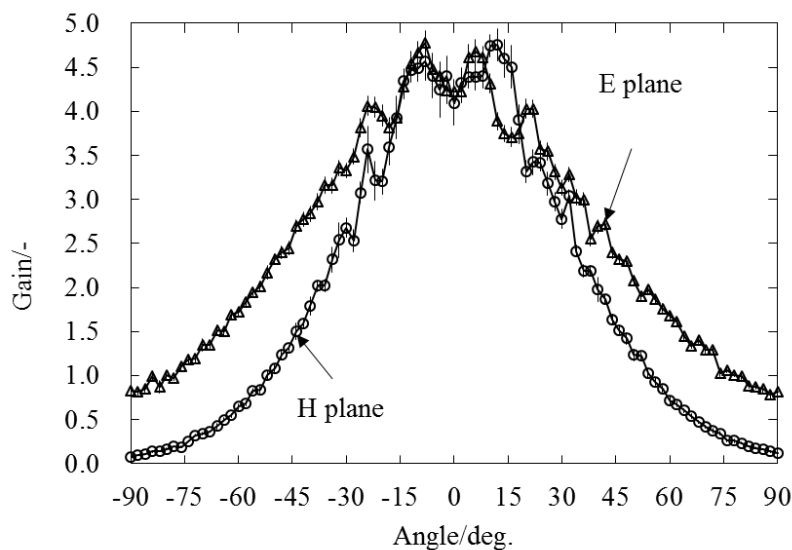


図 3-21 スロットアンテナ の指向性

$$P_{\text{total}} = \iint I_R(x, y) dx dy \approx \sum \sum I_R \Delta x \Delta y \quad (3-35)$$

標準誤差の 2 乗は次式となる．

$$\sigma P_{\text{total}}^2 = \sum_k \sum_l \left(\frac{\partial \sum_i \sum_j I_{i,j} \Delta x \Delta y}{\partial I_{k,l}} \right) \sigma I_R^2 \approx \sum \sum I_R^2 \Delta x \Delta y \quad (3-36)$$

3.3.4 光線追跡法による計算手法

本節ではマイクロ波電力伝送試験に用いたテーパ管型マイクロ波受電器の光線追跡法による計算について説明する．図 3-22 に光線追跡法での計算座標を示す．計算座標の原点は入射口の中心とする．入射光はガウシアンプロファイルを持つ．各光線の持つエネルギー E_{ij} は計測した入射光をスプライン補完し決定した．入射した光線はマイクロ波受電器内の壁面で鏡面反射する．光線のベクトルを \vec{V} とおき、入射光と反射光を添え字 1, 2 で表す．

$$\vec{V}_2 = \vec{V}_1 - 2(\vec{N} \cdot \vec{V}_1) \vec{N} \quad (3-37)$$

\vec{N} は反射点の壁面の法線ベクトルである．

図 3-23 に完全導体上での反射によるビームの偏波方向の変化を示す．異なる媒質間で媒質界面を囲む微小な長方形を考え、Faraday の法則を適用すると媒質上での電界の接線成分が等しくなる．完全導体上内部では電界が存在しないため、完全導体上の電界の接線成分は 0 となる．そのため図 3-23 に示すように光線の偏波を入射面内で電界が振動する p 偏光成分と入射面に垂直に電界が振動する s 偏光成分に分解すると、反射により s 偏光成分のみ位相が反転する．その結果、マイクロ波受電

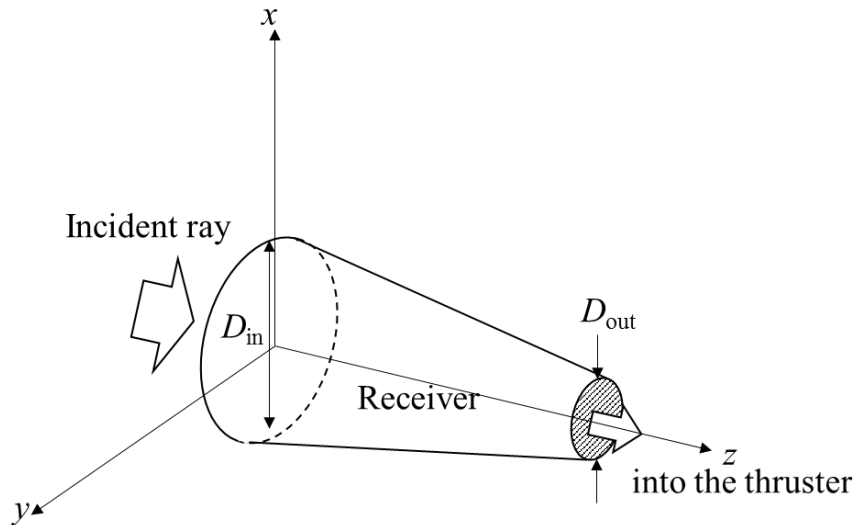


図 3-22 光線追跡法の計算座標

器出口のビームプロファイルには交差偏波成分が含まれる．偏光方向のベクトルを \vec{P} とおくと反射光の偏光方向ベクトルは次式となる．

$$\vec{P}_2 = -\vec{P}_1 + 2\vec{N} \quad (3-38)$$

図 3-24 にこのマイクロ波受電器での推進機内部の光線を示す．実験で用いた受電器内部では 2 回反射までが発生している． 反射光毎の θ_{ray} を表 3-9 に示す．

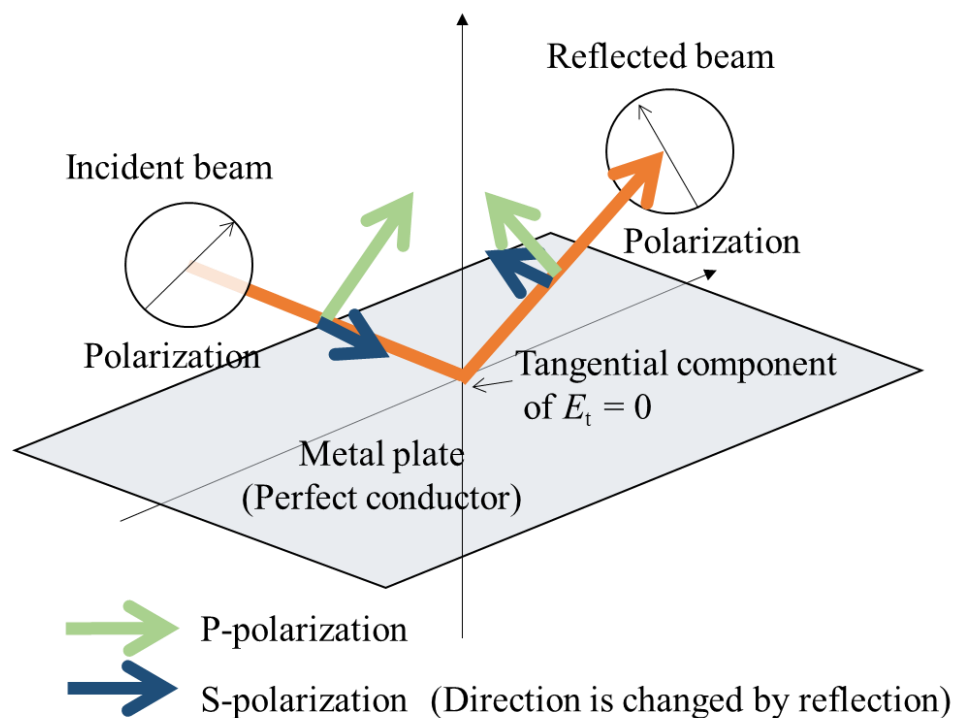


図 3-23 p 偏光と s 偏光の完全導体上の反射による偏波方向の変化

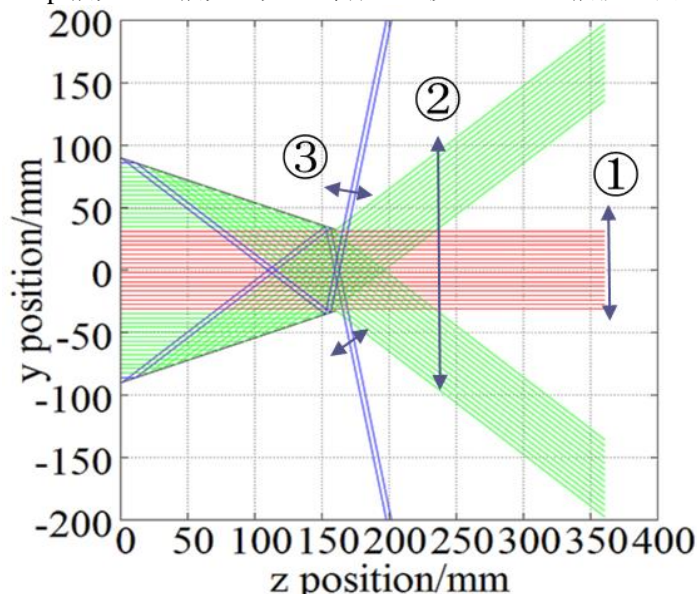


図 3-24 光線追跡による推進機内部の光線の計算結果 $D_{\text{in}} = 180 \text{ mm}$, $D_{\text{out}} = 65 \text{ mm}$, $L = 160 \text{ mm}$. 図中①-③までの番号は計測箇所

表 3-9 反射光毎の傾き角, θ_{ray}

0-reflection	0 deg.
1-reflection	39.5 deg.
2-reflection	79.1 deg.

3.3.5 マイクロ波ワイヤレス伝送試験結果

図 3-25 にマイクロ波受電器出口のマイクロ波ビームの電力密度プロファイルの計測結果と光線追跡による計算結果の比較を示す。計測箇所は図 3-24 の②で受電器出口より 80 mm 伝播している。電力密度プロファイルは無反射のビームが中心にありその周りを 1 回反射のビームが囲んでいる。受電器には垂直偏光のマイクロ波が入射しており、ミラーによる交差偏波成分はほぼ無視できるが、受電器内部での反射により交差偏波成分が発生する。検波器のスロットアンテナは導波管内部の伝播モードが TE_{10} モードのみなので垂直偏波成分のみ検波する、そのため 90°アンテナを回転させるねじり導波管を用いて、スロットアンテナの向きを回転させ、垂直偏光と水平偏光成分をそれぞれ計測した。垂直方向の電力密度と水平方向の電力密度を足し合わせることで、その場の電力密度が分かる。計測結果は受電器出口付近で干渉縞が見られるが、計算結果とビームの広がり角、偏光方向が良く一致した。

図 3-26 に計測箇所①で計測した電力密度プロファイルを示す。受電器出口からの距離は 148 mm である。1 回反射のビームは計測範囲外に広がっており無反射のビームのみ計測している。計測した電力密度プロファイルを積分することで無反射のマイクロ波ビームの電力は 1.168 ± 0.003 mW と見積もられる。図 3-26 の無反射光の積分結果を、図 3-26 の無反射光と 1 回反射光を含む計測結果よりゲインの違いを考慮しながら差し引くことで 1 回反射光の電力は 1.58 ± 0.06 mW と見積もられる。

図 3-27 に 2 回反射の電力密度プロファイルの計測結果を示す。2 回反射光は傾き角が大きく、全体の計測が困難であるため x-z 平面で 1 次元的に計測し、全体の分布が均一であると仮定して積分し、その電力を 0.011 ± 0.001 mW と求めた。マイクロ波受電器周辺のビーム源の方向へ反射するビームは検出されなかった。電力分配比を計算と比較した結果を表 3-10 に示す。結果として合計 89% の高い電力受電率を示すことができた。

表 3-10 受電電力の比較、入射電力は 3.09 mW(100%)

	Measured	Computed
0-reflection	$1.168 \pm 0.003 (37.8\% \pm 0.1\%)$	1.188(39%)
1-reflection	$1.58 \pm 0.06 (51\% \pm 2\%)$	1.71(55%)
2-reflection	$0.011 \pm 0.001 (0.36\% \pm 0.03\%)$	0.068(2%)
Total	$2.76 \pm 0.06 (89\% \pm 2\%)$	2.97(96%)

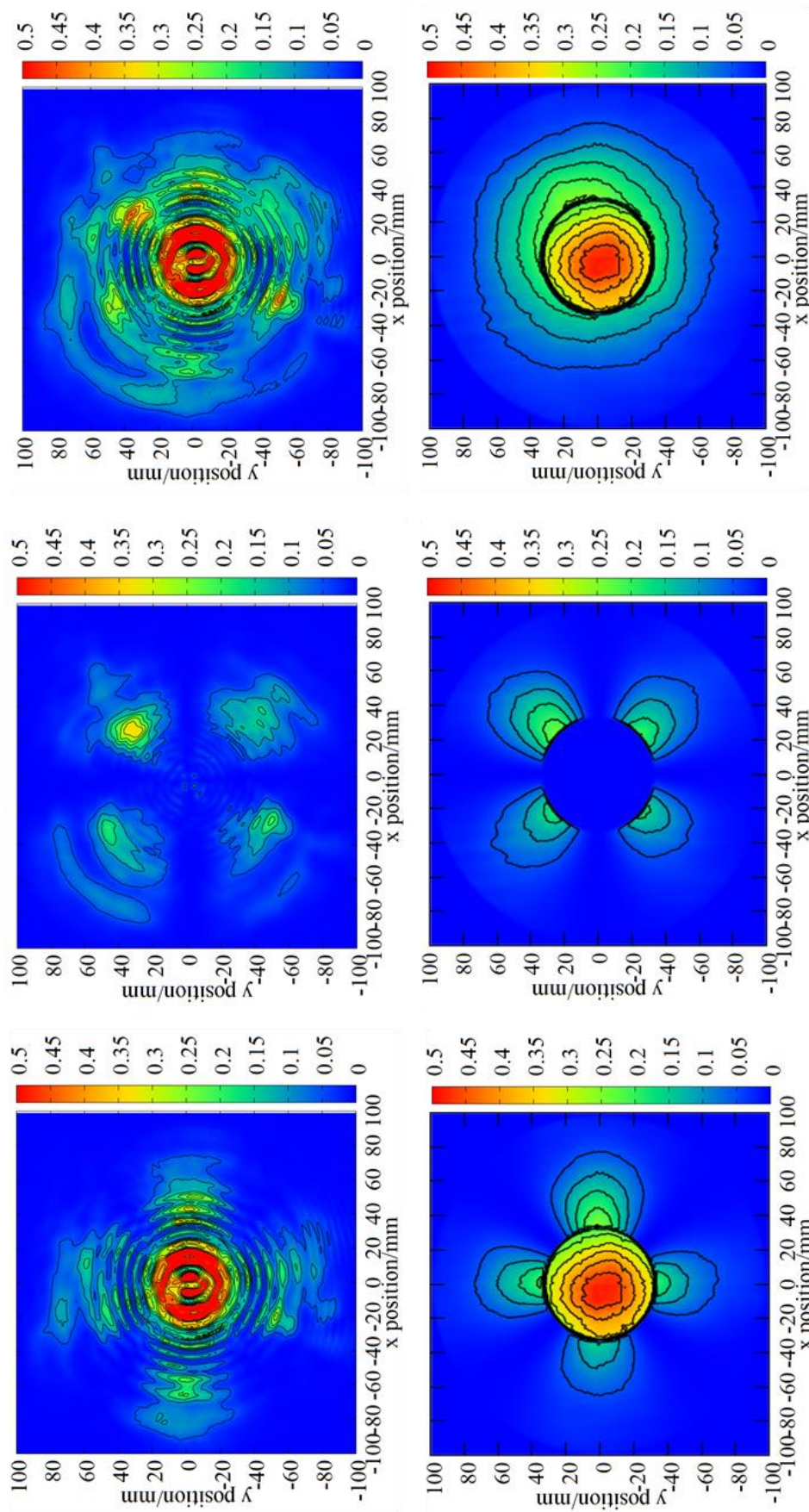


図3-25 マイクロ波受電器出口から距離80 mmの点での電力密度プロファイル. 計測結果(上). 入射光の計測結果を入力とした光線追跡での計算結果(下)

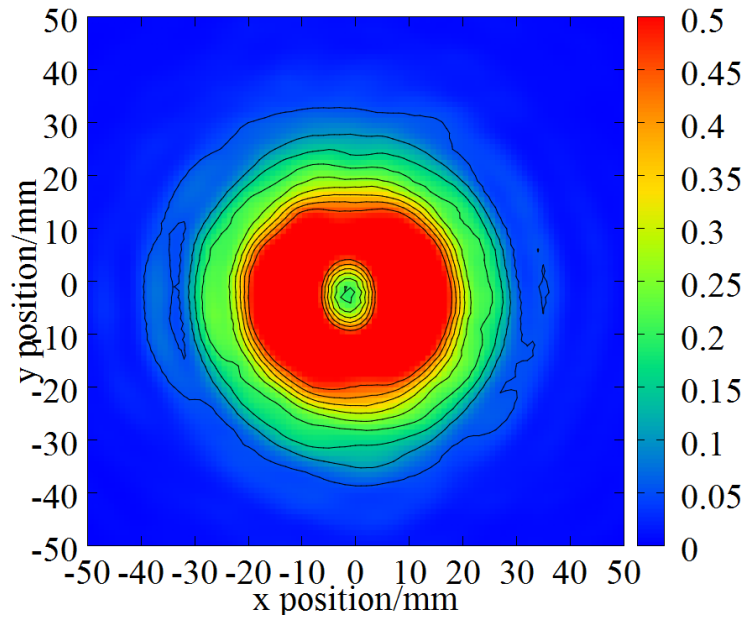


図 3-26 マイクロ波受電器出口から距離 148 mm の点での電力密度プロファイル

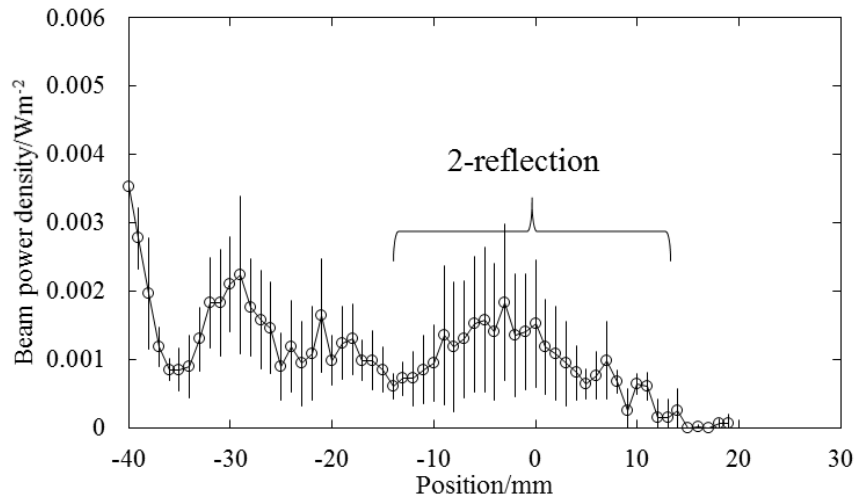


図 3-27 x-z 面での 2 回反射の計測結果

光線追跡による計算結果と、計測結果の受電電力の差は最大で 7 % 程度であり、マイクロ波受電器壁面でのメッシュの歪みによるものと考えられる。

次にマイクロ波受電器の壁面で熱として吸収される電力を求める。さまざまな材料の周波数に依存した反射特性は Lamp によってまとめられている[23]。Lamp によると、金属の表面抵抗は次式になる。

$$R_s = 10.88 \times 10^{-3} \sqrt{\left(\frac{10^7}{\sigma_{\text{metal}}} \right)} \frac{1}{\lambda} \quad (3-39)$$

ここで σ_{metal} は金属の電気伝導率で単位は[S/m]である。この表面抵抗によって壁

面に電流が流れオーム損として熱が吸収される．垂直入射に対する反射ロスは次式となる．

$$f_l = \frac{R_s}{30\pi} \quad (3-40)$$

アルミニウムの電気伝導率はアルミの種類や研究者によってばらつきがあるが、参考文献[23]のなかで最も低い $0.3 \times 10^7 \text{ S/m}$ と仮定しても、94 GHz での一回の反射による損失は入射光線のもつ電力の 0.4 %程度である．内部で反射しない光線も含むため全入射マイクロ波電力では、熱として吸収される割合は 0.3%程度と見積もられ、熱として壁面に吸収されている電力はわずかである．そのため計測で得られた 10.7%の電力ロス はスネルの法則に従わず拡散される成分であると考えられる．また電力密度プロファイルに見られる干渉縞も、拡散によって発生した光線が、主光線と干渉しているため発生していると考えられる．プロファイルの中心に近づくにつれて、拡散による光軸の角度が水平に近づき、検波アンテナに入射する電力が大きいため、中心付近に強い干渉縞が生じる．拡散した光線は全方向に広がるので発振側に反射される電力が存在するが、その電力は 11%以下である．表 3-11 に受電されたマイクロ波と損失の収支を示す．

表 3-11 マイクロ波電力の配分

Received power	89%
Diffraction loss	10.7%
Ohmic loss	0.3%

3.4 まとめ

テーパ管型マイクロ波受電器のサイズとマイクロ波受電器内部の反射回数との関係は幾何光学に基づいて計算できる．従来のテーパ導波管と異なりマイクロ波受電器内部での反射を積極的に利用することで、マイクロ波受電器を非常に短くすることができる．

マイクロ波受電器の入り口径 D_{in} は必要な送電距離に従って伝送マイクロ波のスポットサイズより決定し、出口径 D_{out} は推進機径と等しいとして、図 3-6 から長さを決定する．ただし最短のマイクロ波受電器は、入射マイクロ波の光軸がわずかに傾いても反射が発生するので、アライメントを考慮し許容傾き角を決める．

94 GHz の発振器を用いて行ったワイヤレス電力伝送システムの低電力試験ではマイクロ波受電器出口の電力プロファイルは干渉縞が見られるが、マイクロ波ビームの広がり角や偏光方向が計算の分布とおおよそ一致し、89%の電力受電性能を示すことができた．計算との差は 7%程度であり、マイクロ波受電器壁面でのメッシュ

の歪みによるものと考えられる。また計測では反射光は検出されず、ほぼ発生していない

第3章 参考文献

- [1] William C. Brown, "The History of Wireless Power Transmission," Solar Energy Vol. 56, No. 1, pp. 3-21, 1996
- [2] James O. McSpadden, John C. Mankins, "Space solar power programs and microwave wireless power transmission technology," Microwave Magazine, IEEE, Vol.3 No. 4, pp.46-57
- [3] Gregg E. Maryniak, "Status of International Experimentation in Wireless Power Transmission," Solar Energy Vol. 56, No. 1, pp. 87-91, 1996
- [4] T. W. Yoo and K. Chang, "Theoretical and experimental development of 10 and 35 GHz rectennas," IEEE Trans. Microw. Theory Tech., vol.40, no. 6, pp. 1259-1266, 1992.
- [5] J. O. McSpadden, T. Yoo, and K. Chang, "Theoretical and experimental investigation of a rectenna element for microwave power transmission," IEEE Trans. Microw. Theory Tech., vol. 40, no. 12, pp. 2359-2366, Dec. 1992
- [6] Hwann-Kaeo Chiou, I.-Shan Chen, "High-Efficiency Dual-Band On-Chip Rectenna for 35- and 94-GHz Wireless Power Transmission in 0.13- μ m CMOS Technology," IEEE Trans. Microw. Theory Tech., Vol.58, No.12, pp.3598-3606
- [7] Jordin T. Kare† and Kevin L. G. Parkin, "A Comparison of Laser and Microwave Approaches to CW Beamed Energy Launch," Fourth Internat. Symp. on Beamed Energy Propulsion, ed. by K. Komurasaki, AIP Conf. Proceedings, pp. 388-399.
- [8] J. Benford, R. Dickinson, "Space Propulsion and Power Beaming Using Millimeter Systems", Proc. SPIE 2557, Intense Microwave Pulses III, 179
- [9] K. Takahashia, K. Kajiwara, Y. Okazaki, Y. Oda, K. Sakamoto, T. Omori, M. Henderson, "Progress of ITER equatorial electron cyclotron launcher design for physics optimization and toward final design," Fusion Engineering and Design, Vol. 86, pp. 982-986
- [10] Toshikazu Yamaguchi, Kimiya Komurasaki, Yasuhisa Oda, Ken Kajiwara, Koji Takahashi, Keishi Sakamoto, "Millimeter-wave Beam Conversion with Quasi-optical Mirrors for Microwave Rocket Launch Demonstration," BEAMED ENERGY PROPULSION: Seventh International Symposium. AIP Conference Proceedings, American Institute of Physics, Vol.1402, pp.467-477
- [11] Hans-Georg Unger, "Circular Waveguide Taper of Improved Design," The Bell System technical Journal, Vol.37, No. 4, pp.899-912, 1958
- [12] J. L. Done, "Parabolic Taper for Overmoded Waveguide," International Journal of infrared and Millimeter wave, Val.5, No.5, 1984.
- [13] S.A. Schelkunoff, "Generalized telegraphist's equation for waveguide," The Bell System Technical Journal Vol. 31, No. 4 pp.784-801(1952)
- [14] 飯口真一, "導波管に対する一般的な伝送方程式,"電気通信学会雑誌, Vol. 44, No.6, pp.955-963 (1961)
- [15] 飯口真一, 石原藤夫, "直線テーパ導波管の基本モードと高次モード," 研究実用化報告第16巻第4号 pp.669-689(1967)
- [16] 石原藤夫, 須賀隆, 飯口真一, "テーパ導波管が多段に接続された回路の解析法", 電子情報通信学会論文誌 C-I, Vol.J74-C-I, No. 1 pp.14-20(1991)
- [17] C. García-Meca, M. M. Tung, J. V. Galán, R. Ortuño, F. J. Rodríguez-Fortuño, J. Martí, A. Martínez, "Squeezing and expanding light without reflections via transformation optics," Optics Express, Vol. 19, Issue 4, pp. 3562-3575 (2011)
- [18] Manfred K. Thumm, Walter Kasperek, "Passive High-Power Microwave Components," IEEE Transaction on Plasma Science Vol.30, No.3 pp.755-786
- [19] M. A. Shapiro · R. J. Temkin, "Calculation of a Hyperbolic Corrugated Horn Converting the TEM00 Mode to the HE11 Mode," J Infrared Milli Terahz Waves (2011) 32:283-294
- [20] Muehldorf, Eugen I, "The phase center of horn antennas," IEEE Transaction on Antennas and Propagation, Vol 18, No.6, pp.753-760, 1970
- [21] Hiroshi Idei, Takashi Shimoizuma, Michael A. Shapiro, Member, Takashi Notake, Shin Kubo, Richard J. Temkin, "Experimental Verification of Phase Retrieval of Quasi-Optical Millimeter-Wave Beams," IEEE TRANSACTIONS ON MICROWAVE

- THEORY AND TECHNIQUES, VOL. 54, NO. 11, NOVEMBER 2006
- [22] Shimosuma Takashi, Idei Hiroshi, Shapiro Michael, Temkin Richard, Ito Satoshi, Notake Takashi, Kubo Shin, Yoshimura Yasuo, Kobayashi Sakuji, Mizuno Yoshinori, Takita Yasuyuki, Ohkubo Kunizo, "Alignment Method of ECH Transmission Lines Based on the Moment and Phase Retrieval Method Using IR Images," J. Plasma Fusion Res. Vol.81, No.3 (2005) 191 – 196
- [23] Jams W. Lamp "Miscellaneous Data on Materials for Millimeter and sub-millimeter Optics," International journal of infrared and millimeter wave, Vol.17, No. 12, pp.1997-2034

第4章

大電力マイクロ波によるプラズマ着火・ 電離波面伝播駆動試験

4.1 大電力マイクロ波伝送試験系

マイクロ波受電器後のマイクロ波受電器内の電力密度分布はガウシアンプロファイルとは異なる。推進機内部の電力密度分布の変化はプラズマの着火、電離波面伝播に大きく影響するため、本章では実際に大電力マイクロ波を機体に伝送しマイクロ波受電器を用いた場合のプラズマ着火・電離波面伝播の駆動を調べる。

図 4-1 に実験系の模式図と写真を示す。ジャイロトロンから照射されたマイクロ波は直径 2.5 インチコルゲート導波管によりマイクロ波伝送ミラーまで伝送される。2.5 インチコルゲート導波管の基本伝播モードである HE_{11} モードはガウシアンライクなプロファイルを持ち自由空間に照射されるとガウシアンプロファイルをもつ TEM_{00} モードに結合する。マイクロ波伝送ミラーは入射したマイクロ波のビーム径を拡大しレイリー長を延伸する。推進機は高さおよそ 3 m の架台の中で 2 本のガイドワイヤに推進機から延びる 4 つのアームで固定されている。アーム先端にはプーリがあり上方向に推進機が移動できる。推進機の長さは 500 mm、内部直径は 56 mm

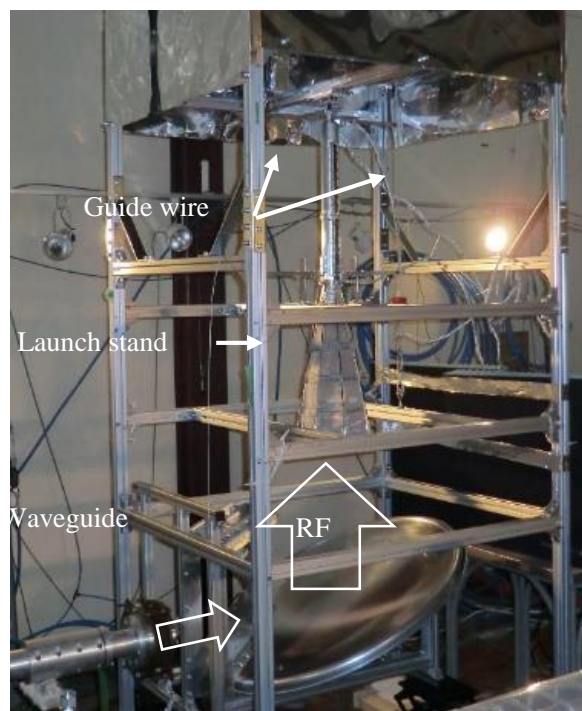
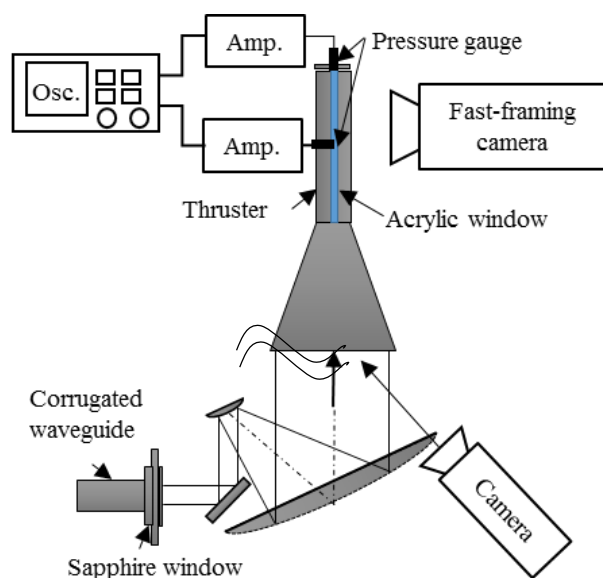


図 4-1 打ち上げ試験系の模式図(左)と写真(右)

である。推進機は観測窓を持っており、推進機内部を伝播する電離波面を高速度カメラにより計測する。また推進機先端と先端より 260 mm 離れた 2 点で推進機内部の圧力波形を計測し、到着時間のずれから衝撃波の伝播速度を計測する。

4.1.1 マイクロ波伝送ミラーの概要と低電力試験結果

第 3 章で示したようにレイリー長を延伸するため、凹面鏡と凸面鏡からなるオフセットカセグレンシステムを用いてビームウェストを拡大する。コルゲート導波管に取り付けられたサファイヤ窓から照射されるマイクロ波のビームウェストは 20.4 mm であり、伝送ミラーによって 120 mm となる。凸面鏡は位相補正鏡であり、平板ミラーで反射してきたガウシアンプロファイルのビームを凹面鏡の焦点から放射された球面波と同様の形状のビームに変換している。図 4-2 に伝送ミラーの写真と伝送距離ごとのビームスポットサイズを示す。ビーム径を拡大することによりレイリー長は 0.7 m から 25.7 m へ延伸される。

この伝送ミラーシステムによるマイクロ波伝送を検証するため低電力試験を行った。図 4-3 にその実験系を示す。ビーム源として日本原子力研究開発機構所有の 170 GHz の低電力発振器を用いた。低電力発振器には HE_{11} モード変換器が取り付けられており、大電力伝送試験と等しいプロファイルのマイクロ波を伝送ミラーに給電することができる。計測は 2 次元ステージでカット導波管アンテナを動かしヘテロダインシステムを用いて検波した。ヘテロダインシステムでは 170 GHz の入力信号にローカル発振器の 169 GHz の信号をミキサーでミキシングし、差分の 1 GHz を出力をとって得る。周波数を落とすことで容易にアンプを用いて信号のダイナミッ

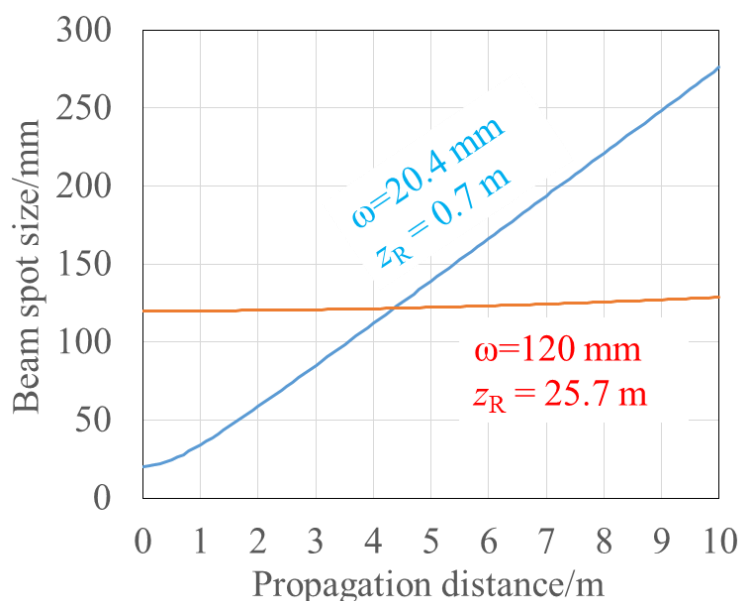


図 4-2 開発した伝送ミラーと伝送距離ごとのビームスポットサイズ

クレンジを増やすことができる。信号はバンドパスフィルターでノイズを取り除いた後、ダイオードディテクターで直流信号に変換し計測する。その出力電圧はスペクトルアナライザーで電力値に較正する。計測範囲は $200\text{ mm} \times 200\text{ mm}$ 、計測ピッチは 4 mm である。伝送ミラーにより拡大したマイクロ波の電力密度プロファイルを図4-4に示す。結果としてほぼ設計通りのガウシアンビームプロファイルを得た。

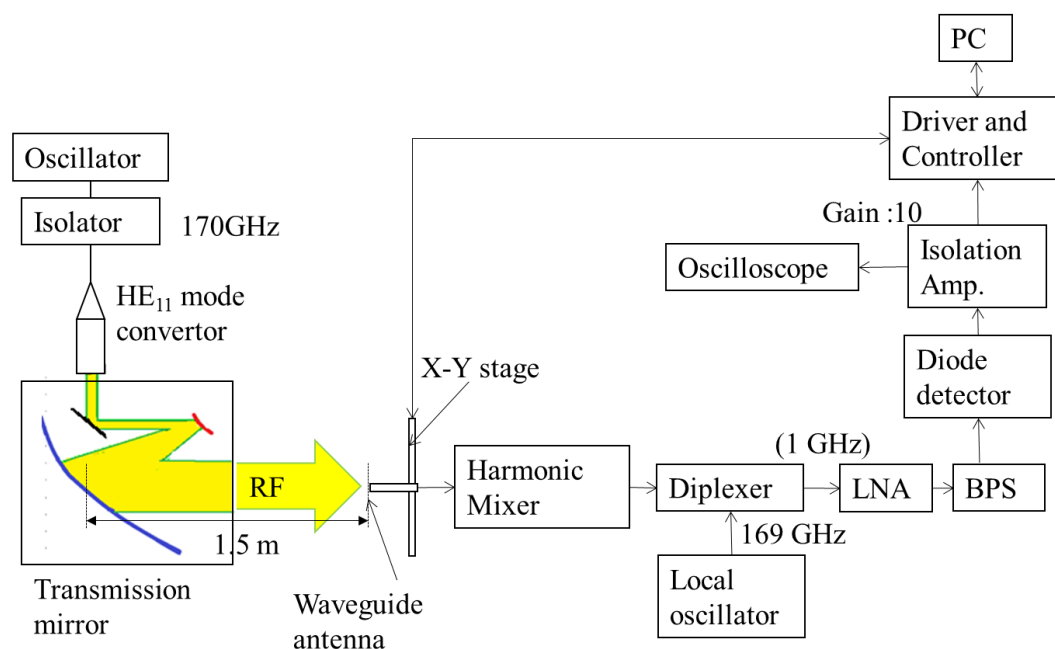
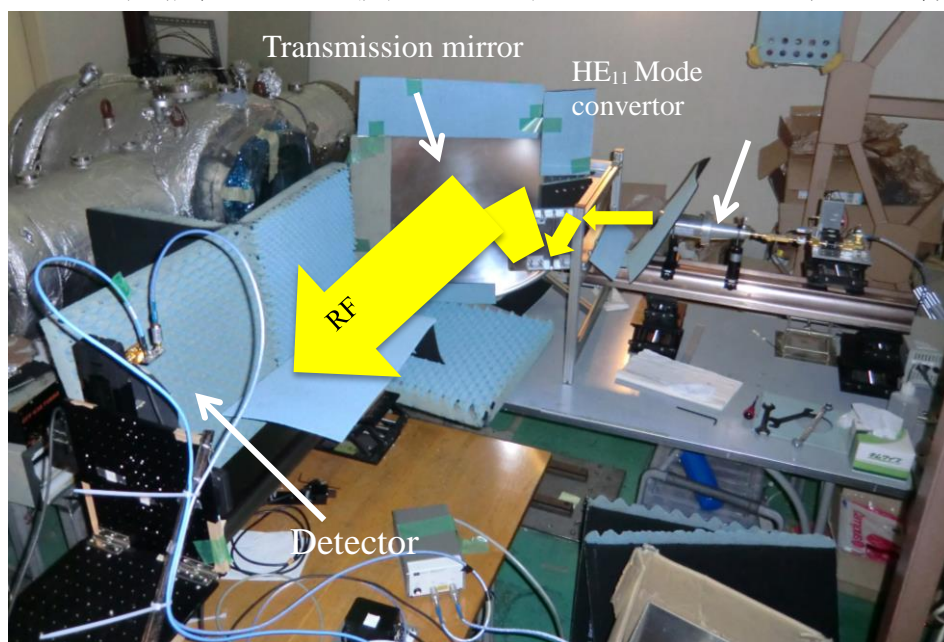


図 4-3 伝送ミラーの低電力試験系

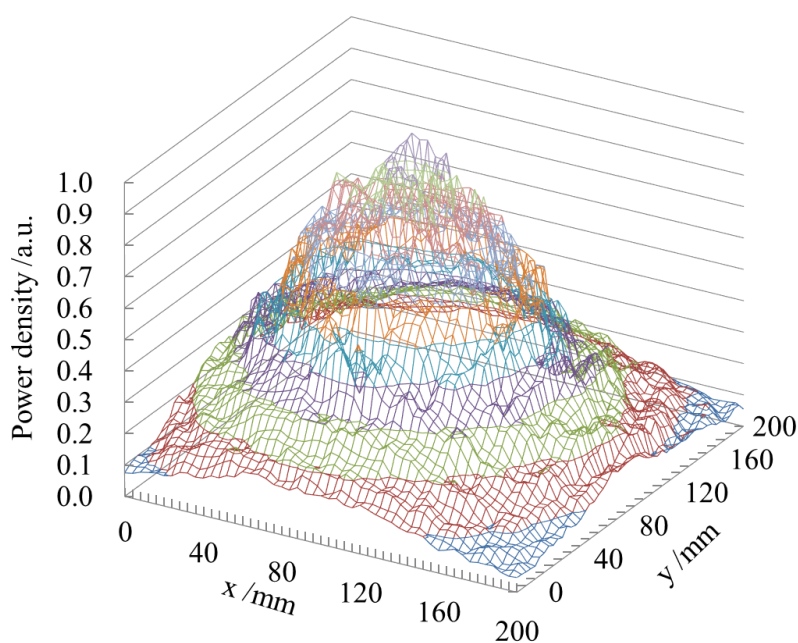


図 4-4 伝送ミラーからの放射パターン，ミラー中心からの伝播距離 1.5 m

4.1.2 テーパー管型マイクロ受電器

第 3 章で示した設計手法と同様に大電力試験のためのテーパ型マイクロ波受電器を設計する．マイクロ波ビームのスポットサイズより $D_{in}=250$ mm とした．テーパの出口径 D_{out} はマイクロ波受電器を推進機に接続するため推進機直径より 2 mm 小

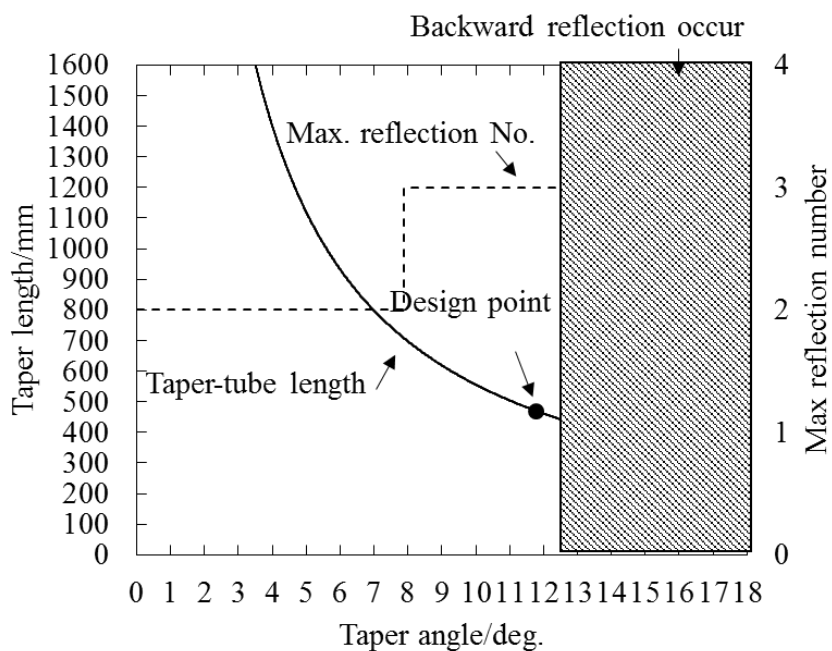


図 4-5 テーパー角ごとの受電器長さと反射回数の関係． $D_{in}=250$ mm, $D_{out}=56$ mm.

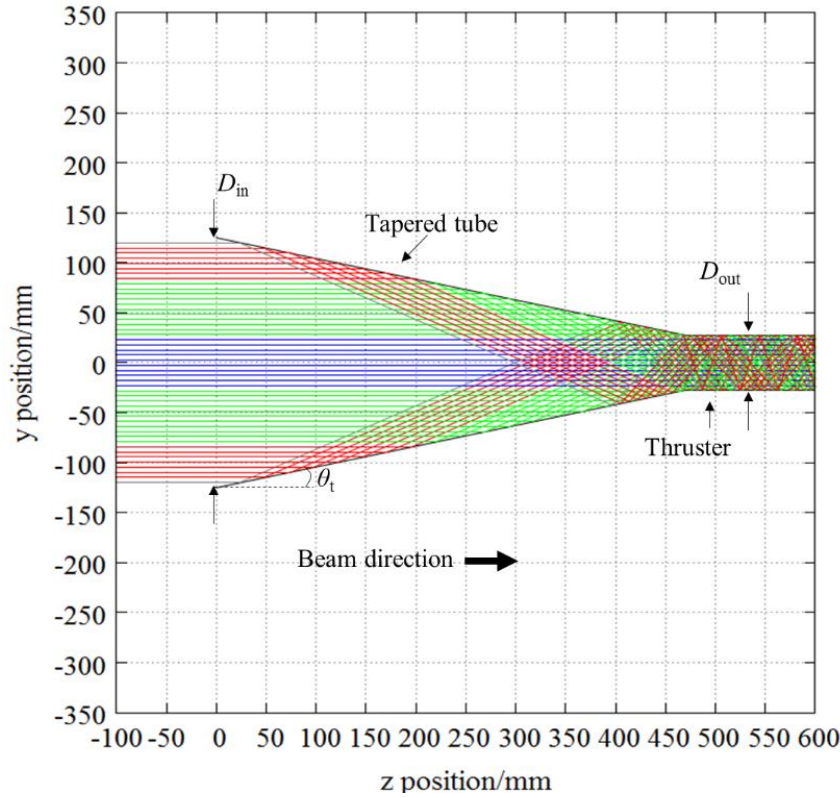


図 4-6 光線追跡による推進機内部の光線の計算結果 $D_{in}=250$ mm, $D_{out}=54$ mm, $L_t=470$ mm. 無反射光(青線)、1 回反射光(緑線)、2 回反射光(赤線)

さく、 $D_{out}=54$ mm である． D_{out} と入射マイクロ波の波長との比は 33 であり、波長に対してマイクロ波受電器のサイズは十分に大きい．

図 4-5 にテーパ角と最大反射回数の関係を示す． 反射の生じないマイクロ波受電器の最小長さは 444 mm であり、その長さより短いと無条件で反射が発生する． 本設計ではマイクロ波の許容傾き角 θ_{error} を 0.6° と設定し $L_t=470$ mm とした． 図 4-6 に光線追跡法で求めたマイクロ波受電器内部の反射を示す． マイクロ波受電器出口では反射回数が 0 から 3 回の光線がそれぞれ異なった角度で照射されていることが分かる．

マイクロ波受電器に入射する電力入射率 η_{in} は入射光のビームスポットサイズを 120 mm とすると、マイクロ波受電器の入射径 D_{in} は 250 mm であるので式(3-4)より 0.89 となる． マイクロ波受電器内部での反射回数ごとの電力分配比は入射光としてガウシアンプロファイルを仮定すると次式で求められる．

$$\begin{aligned} \eta_0 &= \left[1 - \exp\left(-\frac{2R_0^2}{\omega^2}\right) \right], & (n=0) \\ \eta_n &= -\exp\left(-\frac{2R_n^2}{\omega^2}\right) + \exp\left(-\frac{2R_{n-1}^2}{\omega^2}\right), & (n \geq 1) \end{aligned} \quad (4-1)$$

R_n は n 回反射するビームのマイクロ波受電器内の半径で次式となる.

$$\begin{aligned} R_n &= \frac{R_{n-1}(\tan 2n\theta_t + \tan \theta_t)}{(\tan 2n\theta_t - \tan \theta_t)}, & (R_n \leq \frac{D_{in}}{2}) \\ R_n &= \frac{D_{in}}{2}, & (R_n > \frac{D_{in}}{2}) \end{aligned} \quad (4-2)$$

式(4-2)において R_0 は $D_{out}/2$ となる. マイクロ波受電器の素材はアルミニウムを使用しており、壁面は表面の粗さがほぼない. 170 GHz での一回の反射によるロスは式(3-40)より 0.5%であるので反射率を 99.5%とおくと、推進機に入射する反射回数毎の電力分配比は表 4-1 のようになる. 式(4-1) においてビームスポットサイは 120 mm とした.

表 4-1 反射回数ごとの電力分配比

Number of reflection	Power fraction	θ_{ray}
0-reflection	9.6%	0 deg.
1-reflection	43.7%	23.6 deg.
2-reflection	24.8%	47.1 deg.
3-reflection	4.7%	70.7 deg.
Total	82.8%	-
Spillover	11.4%	-

推進機内部ではそれぞれの傾き角を持った光線が反射を繰り返しながら伝播していく. 推進機内部の位置 z における反射回数 n_{th} は次式となる.

$$n_{th} = \frac{z \tan \theta_{ray}}{D_{out}} \quad (4-3)$$

z の原点は推進機の開口端である. 推進機軸に沿った内部の電力分布を図 4-7 に示す. マイクロ波受電器内での反射回数が大きいほど θ_{ray} が大きく推進機内部での反射回数が増え、エネルギーが壁面に熱として吸収される. プラズマに入射する電力 E_{beam} は電離波面伝播速度を U_{ioniz} 、求めた電力分布を p_{beam} とおくと

$$E_{beam} = \int_0^{L_{th}} \frac{1}{U_{ioniz}} p_{beam}(z) dz \quad (4-4)$$

となる.

マイクロ波の一回のパルスのうちプラズマに照射される電力の割合は、伝送システムを用いない場合ではマイクロ波受電器内や推進機内部での反射によるロスは発生しないため、推進機に入射する電力の割合として式(3-4)で求めらる. 図 4-8 にその伝送距離ごとの計算結果を示す. 伝送距離が 1.1 m を越えると推進機に入射する効率が 70%以下となる

提案している伝送システムを用いた場合は、マイクロ波のパルス幅を τ とおくと、次式で求められる。

$$\phi = \frac{E_{\text{beam}}}{P_{\text{total}}\tau} \quad (4-5)$$

推進機からでたプラズマは推力生成にほとんど貢献しないため、マイクロ波の最適パルス幅は電離波面が推進機から出までの時間に等しい。また電離波面伝播がほぼ一定と仮定すると式(4-5)は

$$\phi = \frac{E_{\text{beam}}}{P_{\text{total}}\tau} \xrightarrow{U_{\text{ioniz}} = \text{const.}} \frac{E_{\text{beam}}}{P_{\text{total}}L_{th}/U_{\text{ioniz}}} = \frac{\int_0^{L_{th}} p_{\text{beam}}(z)dz}{P_{\text{total}}L_{th}} \quad (4-6)$$

となり、プラズマへの電力照射率は全体で 71% と見積もることができる。

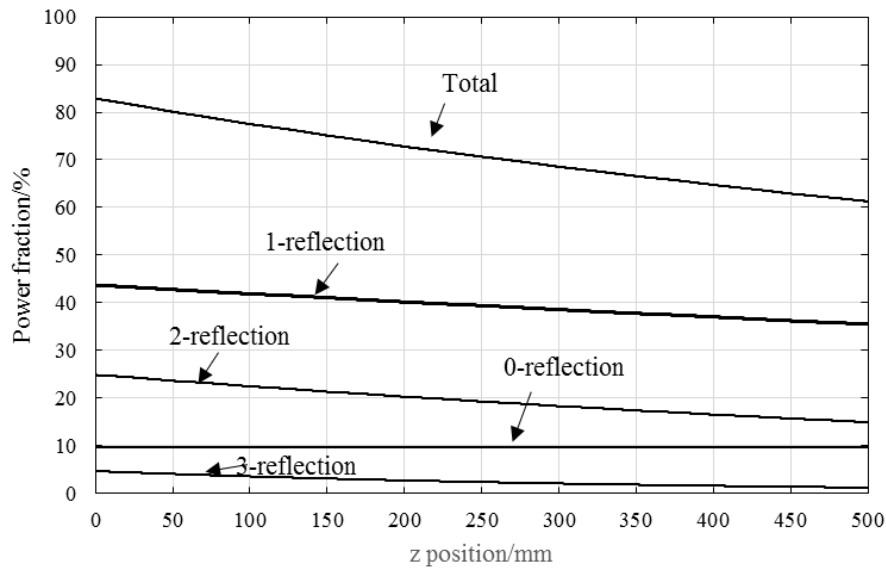


図 4-7 推進機内部の電力分布、推進機壁面反射率 99.5%.

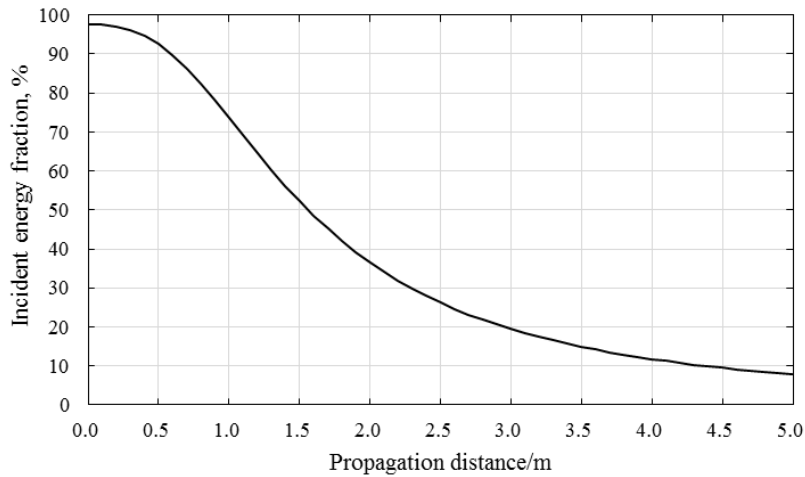


図 4-8 ワイヤレス伝送システムを用いていない場合の推進機に入射する電力の割合

本研究では円錐台形状の他に八角錐台形状のマイクロ波受電器の試験も行った。図 4-9 に実験で使用したマイクロ波受電器を示す。八角錐台マイクロ波受電器の小口径と大口径は円錐台形状のマイクロ波受電器の小口径と大口径にそれぞれ内接し、ビーム源への反射は発生しない。円筒型のマイクロ波受電器では、入射したマイクロ波の全ての光線が中心を通るため中心軸上の電力密度がビーム径の拡大・縮小前と比較し高くなる。しかし八角錐台形状の場合、特定の反射光しか中心を通らず、拡大・縮小前のビームより電力密度を低くすることができる。図 4-10 に光線追跡法で計算した推進機内部の電力密度の計算結果を示す。入射電力は 600 kW である。円錐台形状のマイクロ波受電器では中心が特異点となり、電力密度は発散する。これは計算では回折限界を無視しており、光線が無限小に集光されるためである。実際には回折限界があり、有限の幅までしか集光されない。八角錐台のマイクロ波受

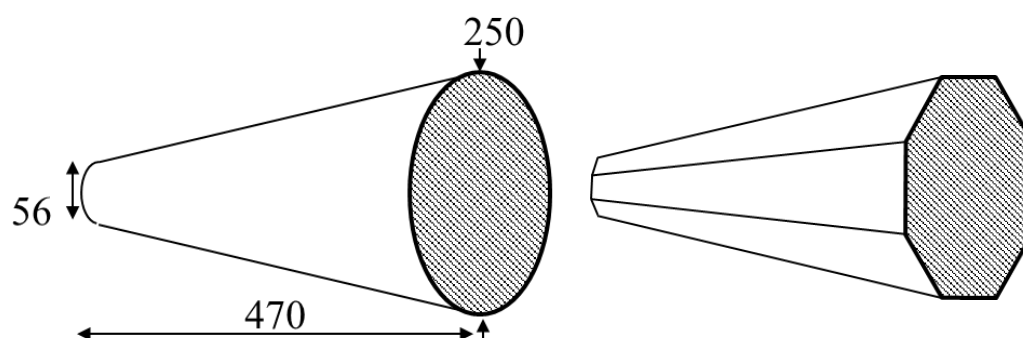


図 4-9 大電力試験で用いた円錐台マイクロ波受電器(左)と八角錐台マイクロ波受電器(右)

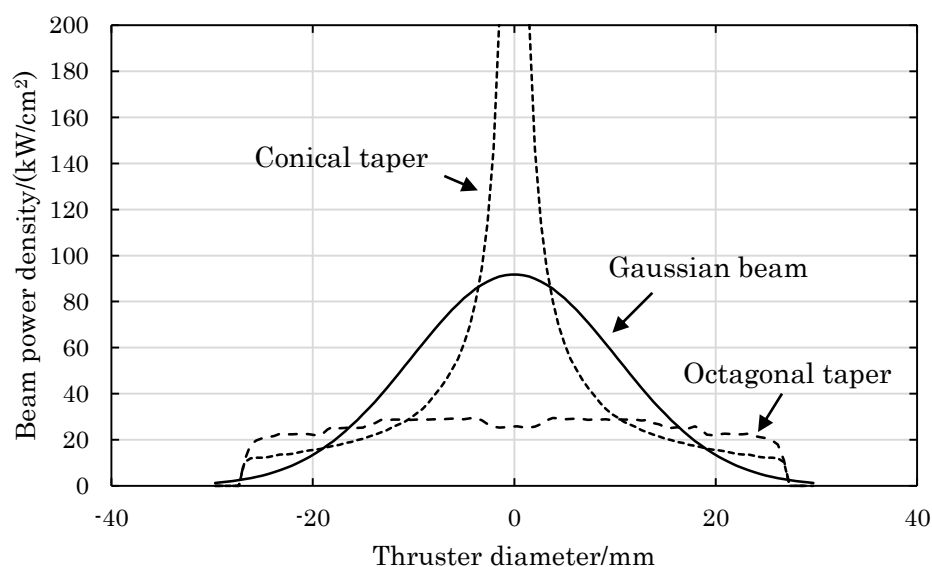


図 4-10 光線追跡法による推進機内部の電力密度分布の計算結果、入射マイクロ波電力 600 kW.

電器の計算結果ではほぼフラットな電力密度分布を得ることができた。

4.2 マイクロ波プラズマの着火と電離波面伝播

図 4-11 に円錐台形状のマイクロ波受電器を用いた場合の、高速度カメラで計測した電離波面の伝播を示す。入射マイクロ波の電力は内部に水配管を持つダミーロードにマイクロ波を照射し、その水温の上昇を計測することにより 600 kW と見積もられた。観測窓の長さは推進機と等しく 500 mm で 120 mm ごとにサポートのネジが取り付けられている。図 4-11 の高速度カメラの時間ステップは 0.1 ms である。結果としてマイクロ波受電器でマイクロ波を上手く導いてプラズマの着火、電離波面伝播に成功した。図 4-12 に八角錐台形状と円錐台形状のマイクロ波受電器での電離波面の移動履歴を示す。x 軸の原点は集光器の集光点に取り、時間の原点はマイクロ波パルスの立ち上がり、場所の原点は集光器の集光点である。それぞれの電離波面伝播速度を表 4-2 に示す。

表 4-2 電離波面伝播速度

円錐台マイクロ波受電器	550 m/s
八角錐台マイクロ波受電器	170 m/s

電離波面速度 $U_{\text{ioniz}}[\text{m/s}]$ とピーク電力密度 $S_{\text{peak}}[\text{kW/cm}^2]$ は式(2-6)の実験式で表せる。ガウシアンプロファイルのビームのピーク電力密度は

$$S_{\text{peak}} = \frac{2P_{\text{total}}}{\pi\omega^2} \quad (4-7)$$

となるためビーム径拡大前のマイクロ波のビームウェストにおけるピーク電力密度は 92 kW/cm² であり、マイクロ波の出力窓に近接して推進機を置いた場合の電離波面伝播速度は、374 m/s と予想される。図 4-13 に電離波面速度とピーク電力密度を示す。結果としてマイクロ波受電器によって推進機内部のピーク電力密度を変え、電離波面伝播速度を抑制可能であることが分かった。八角錐台を用いた試験では電離波面速度が音速より遅くデトネーション状態を達成できていないが、式(2-6)から分かるように入射するマイクロ波の電力密度を上げていくと電離波面速度も上昇し、デトネーション状態を達成できる。デトネーション状態を達成できる領域においても、同様に電離波面伝播速度を低く抑えることが可能である。そのため入射電力が大きくても電離波面速度を抑えることで加熱率の向上や、伝播時間が長くなることからデューティ比の向上が期待できる。

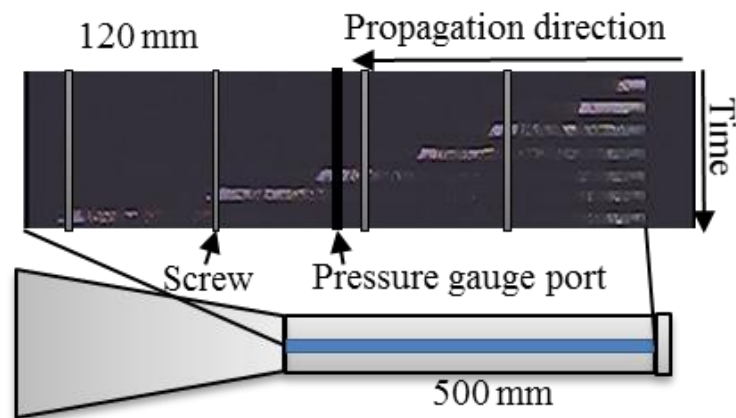


図 4-11 推進機内部における電離波面伝播の高速度カメラによる計測結果

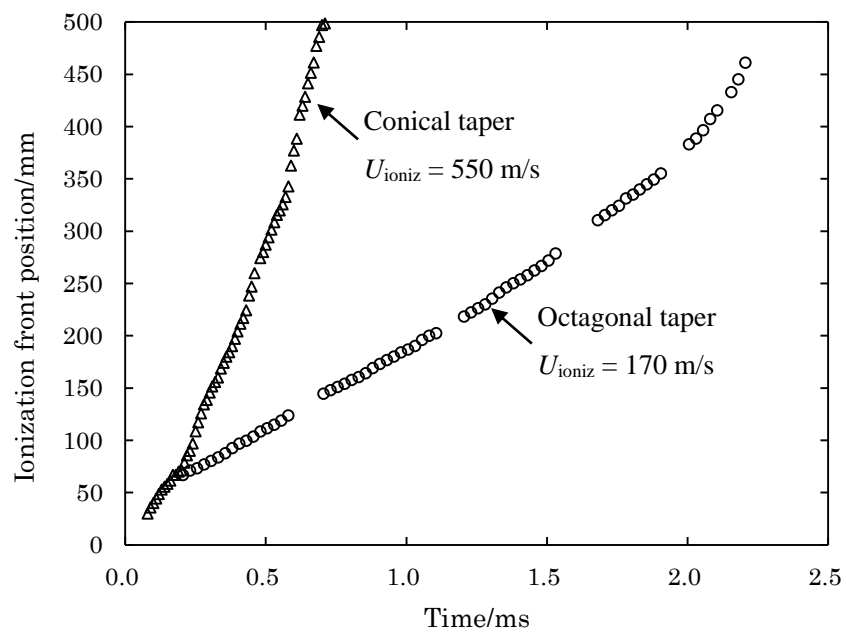


図 4-12 推進機内部の電離波面伝播履歴.

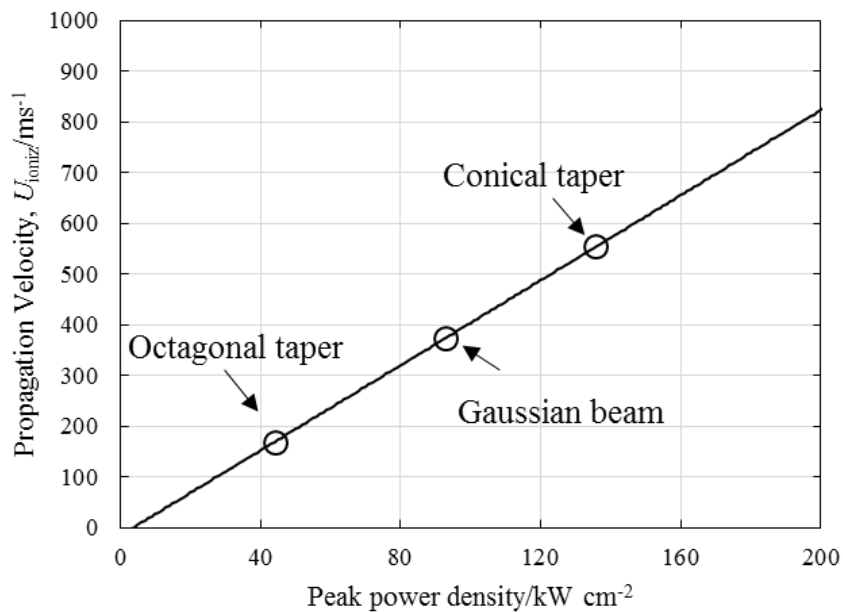


図 4-13 ピーク電力密度と電離波面伝播速度の関係

4.3 繰り返し運転におけるプラズマの異常着火

マイクロ波を繰り返し照射する繰り返し運転では繰り返し周波数が高いと推進機内部のプラズマがエンジンサイクル間で消炎せずに残り、次発のマイクロ波パルス照射時にその残留しているプラズマによってプラズマが着火する。これを異常着火

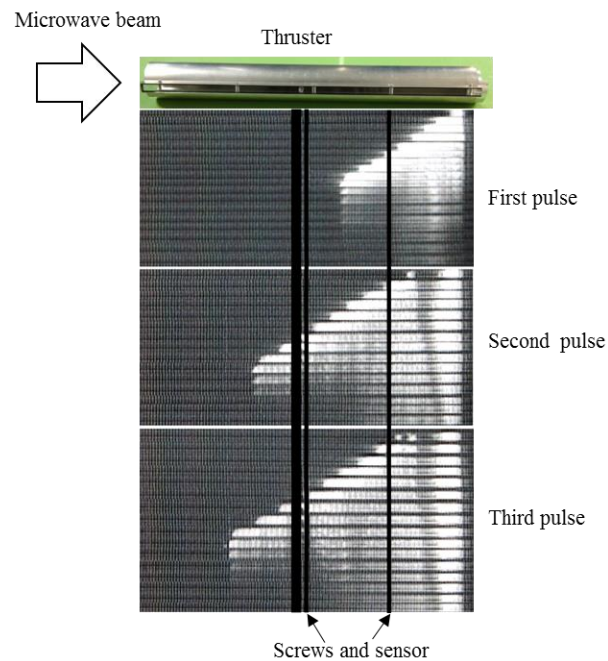


図 4-14 推進機内部での異常着火. パルス繰り返し周波数 100 Hz、パルス幅 0.5ms、マイクロ波受電器無し

と呼ぶ．図 4-14 に繰り返しパルス周波数 100 Hz におけるパルス毎の電離波面伝播の高速カメラによる計測結果を示す．2 回目以降のパルスで異常着火が発生し、その発生個所から電離波面が伝播を始める．そのため異常着火が発生すると電離波面の伝播距離が短くなり、推進機に入射可能なマイクロ波エネルギー量が減少する．また異常着火がマイクロ波受電器内部で発生した場合には推進機への電力伝送が阻害され、推力生成に至らない．異常着火を防止するには残留するプラズマが消炎するまでに必要なインターバルを明確にする必要がある．

そのため本節ではマイクロ波パルスの照射繰り返し周波数とパルス幅を変え推力生成試験を行った．図 4-15 に八角錐台形状のマイクロ波受電器を用いた際の繰り返し試験における推力性能試験結果を示す．試験では推進機長が 500 mm と、900 mm の 2 種類の推進機を用いた．また推進機にリード弁は搭載されていない．図 4-15 の各プロットの点の大きさが推力を表し、黒の実線はマイクロ波のデューティ比 Ψ_{duty} を表す．中抜き点は 900 mm の推進機で得られた結果である．デューティ比を増加させていくにしたがって推力が増加するが、電離波面速度が 170 m/s と遅く、デトネーションを達成できていないため、最大推力は 2.7 N 程度である．500 mm の推進機では 2 ms、900 mm の推進機では 3.5 ms を超えると推進機から電離波面が排気される．

図中×で示すのはマイクロ波受電器内の異常着火により推力生成に至らなかった条件である．マイクロ波の繰り返し周波数が 70 Hz から 100 Hz を超えた付近で発生

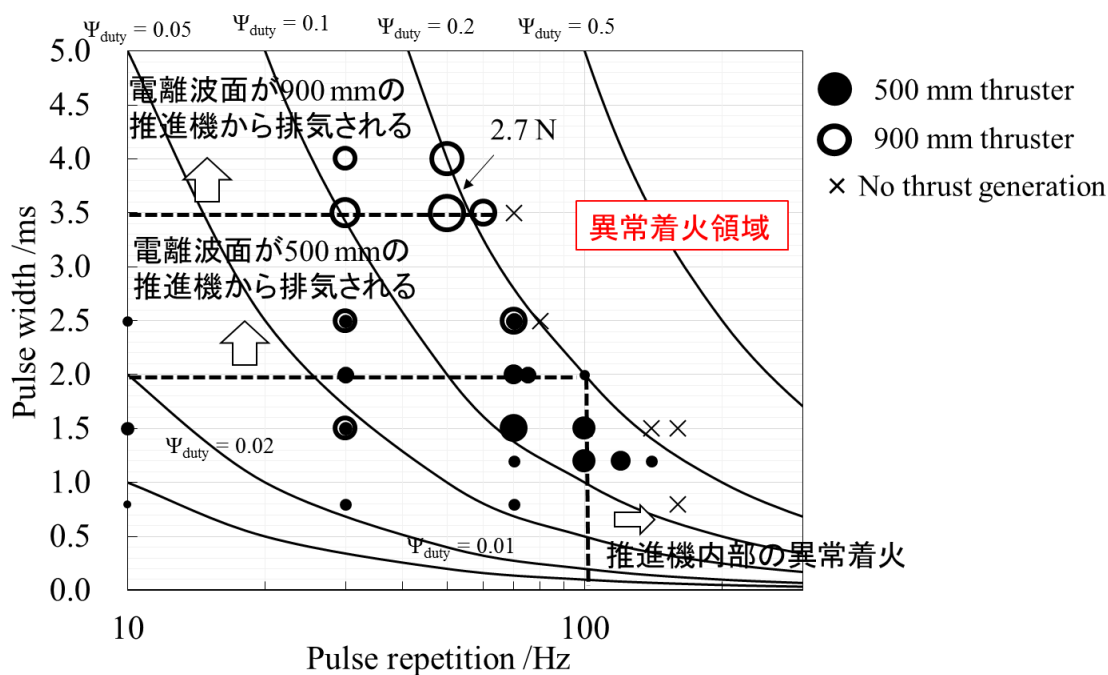


図 4-15 八角錐台形状のマイクロ波受電器を用いた推力性能試験結果、点の大きさが推力を表し、黒線はデューティ比を示す．

しており、マイクロ波の消炎に必要なインターバルは 10 ms-14 ms 程度である．本試験ではデトネーション状態を達成できていないが、必要なインターバル時間はマイクロ波放電の物理に従っているため影響はない．しかしデトネーション状態では電離波面速度が速く、すぐ電離波面が開口端に達するため、デューティ比が低下する．マイクロ波ロケットのデューティ比は次式となる．

$$\psi_{duty} = \frac{L_{th}}{L_{th} + U_{ioniz} t_{intrvl}} \quad (4-8)$$

t_{intrvl} は本実験で求めたインターバル時間である．インターバル時間は一定なので式(4-8)よりデューティ比を高くするためには、デトネーション状態では推進機長を今回の実験で用いたものより長くする必要がある．

4.4 まとめ

ジャイロトロンを用いた大電力マイクロ波のワイヤレス伝送試験を行った．結果として提案しているマイクロ波受電器を用いてプラズマの着火・電離波面伝播の駆動に成功した．

マイクロ波受電器を用いて電力密度の分布を変えることで、高い入射電力でも電離波面速度の上昇を抑制することが可能である．

繰り返し試験では繰り返し周波数に依存して推進機内部に残留するプラズマによって異常着火が発生し、推力性能が低下する．繰り返し運転時に、異常着火を防止するため必要なマイクロ波パルスのインターバルは 10 ms-14 ms 程度である．

デトネーション状態では電離波面伝播速度が速いので、デューティ比を高くするために推進機長を長くする必要がある．

第5章

マイクロ波ロケットの大型化とその ミッション提案

5.1 化学ロケットとMRのハイブリッドの概要

将来の大規模な宇宙開発や宇宙探査計画では、技術的な問題より宇宙への物資輸送コストがそのボトルネックとなっている。1章で述べたように、この問題の解決には既存の化学推進ロケットに代わる新しい輸送手法の開発が必須の課題である。

本章ではマイクロ波ロケットの具体的な運用方法として日本のH-IIBロケットの1段目とロケットブースターをマイクロ波ロケットで置き換えることをモデルケースとして第2章から第4章までの結果を用いて、ロケットのサイジングと経済的実現性解析を行う。H-IIBは国際宇宙ステーションへの定期的な物資の輸送など、多様な打上げ需要に対応するために開発された大型ロケットであり、低地球軌道(LEO)に19 tonのペイロードを輸送可能である[1-4]。

図5-1にマイクロ波ロケットを搭載したHII-Bの機体モデルを示す。本研究ではH-IIB 1段目(2機のLOX/LH2エンジン)と4機のSRBsをマイクロ波ロケットで置き換える。2段目エンジンはH-IIB LE-5(LOX/LH2)エンジンを用いる。LEOへのペイロードとしてのHII-Bロケットと同様に19トン进行想定する。

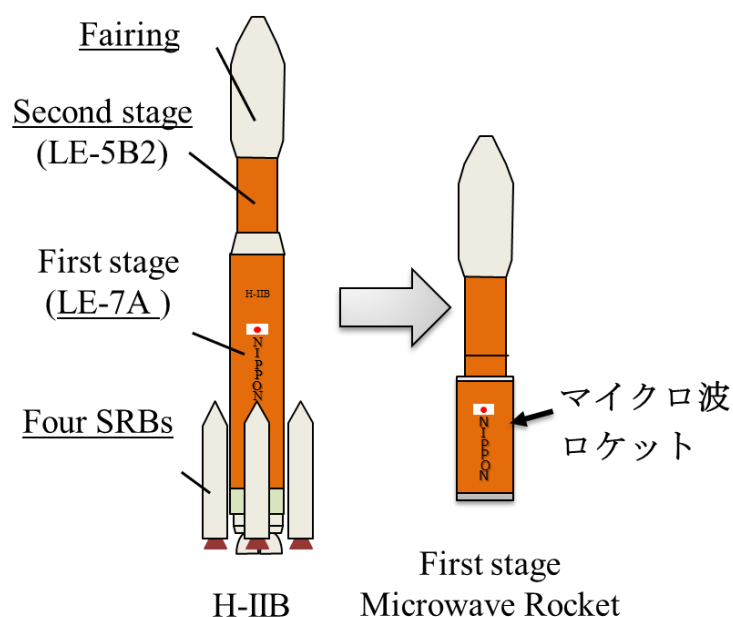


図 5-1 H-IIB の一段目と固体ロケットブースターのマイクロ波ロケットによる置換

マイクロ波ロケットは地上から垂直に打ち上がる軌道を担当する．カットオフ高度は 20-30 km であり、伝送距離が短いため必要な受電器径が小さくなる．水平方向のマニューバリングと加速は 2 段目の化学推進エンジンが担当する．

5.2 2 段目のサイジング

本解析ではマイクロ波ロケットのカットオフ速度を 2 km/s(マッハ 5 程度)として、解析を行う．既存の HII-B ロケットの 1 段エンジンのカットオフ速度は 5.6 km/s なので、必要速度増分を補うために 2 段目ロケットの推進剤を増量する．

図 5-1 に示すように、マイクロ波ロケットはロケットエンジンやターボポンプを持たず簡素な構造であるためその質量を 3 トンとする．地球低軌道 LEO へ投入するペイロード質量 m_{pl} 、とフェアリングの質量 m_{fair} を H-IIB と同様にそれぞれ 19 トンと 3.2 トンとする．2 段目の搭載推進剤の質量 m_p を次式のロケット方程式から求める．

$$\frac{m_p}{m_{pl}+m_{fair}} = \left[\exp\left(\frac{\Delta V}{V_e}\right) \right] \frac{1-\epsilon}{1-\epsilon \exp(\Delta V/V_e)} \quad (5-1)$$

ここで構造質量比 ϵ は

$$\epsilon = \frac{m_c}{m_c + m_p} = 0.1 \quad (5-2)$$

m_c は構造質量で主に推進剤タンクからなる．LEO の軌道速度は 7.8 km/s であるため 2 段目で要求される速度増分 ΔV は 5.8 km/s である．空気抵抗や重力損失はマイクロ波ロケットがまかなう．表 5-1 にマイクロ波ロケットと 2 段目の化学ロケットの速度増分の配分を示す．

表 5-1 1 段と 2 段の速度増分

Microwave Rocket	2 km/s+0.5 km/s (air drag and gravity loss)
Second stage	5.8 km/s

2 段目に使用されている LB-5B2 エンジンの排気速度 V_e は 4.4 km/s であるため、式(5-1)のロケット方程式より 2 段目に必要な推進剤質量は 97 トンとなる．表 5-2 に既存の H-IIB とマイクロ波ロケットで置き換えた場合の質量の内訳を示す．マイクロ波ロケットを使用することで 1 段目推進剤が不要となり、77%の質量低減が実現できる．そのためペイロード比は既存の 4.5 倍となる．

マイクロ波ロケットの製造費は 3,000 k\$ (1,000 \$ per unit mass)[5]と仮定する．2 段

目ロケットの製造費用は全体の製造費用をロケットエンジンの個数ごとに図 5-1 のように分けて見積もった．一回の打ち上げ当たりのロケットの製造費用 C_v は 28 M\$となる．

表 5-2 質量と製造費用の比較

	First stage		Second stage		Payload	Total	Payload ratio (%)
	LOX/LH ² engines	SRBs	LOX/LH ² engines	Fairing			
Conventional H-IIB mass (ton)	202	306	20	3.2	19	550.2	3.45
Replaced H-IIB mass (ton)	3		97	3.2	19	122.2	15.5
Estimated cost of Conventional (M\$)	45	40	25		-	110	-

5.3 大電力マイクロ波電力伝送

第3章で示したようにマイクロ波ロケットでのマイクロ波電力伝送は平行型である．図 5-2 にマイクロ波伝送の概念図を示す．発信側の位相を制御してカットオフ高度の中心点にビームウェストを設定すると、カットオフ高度はレイリー長の2倍の距離となり、送電距離に対して送電と受電のために必用となるサイズを最も小さくできる．式(5-3)はカットオフ高度 z を2倍のレイリー長とした場合の、ビームスポットサイズを示す．式(5-3)で表されるビームサイズはマイクロ波ロケットに搭載

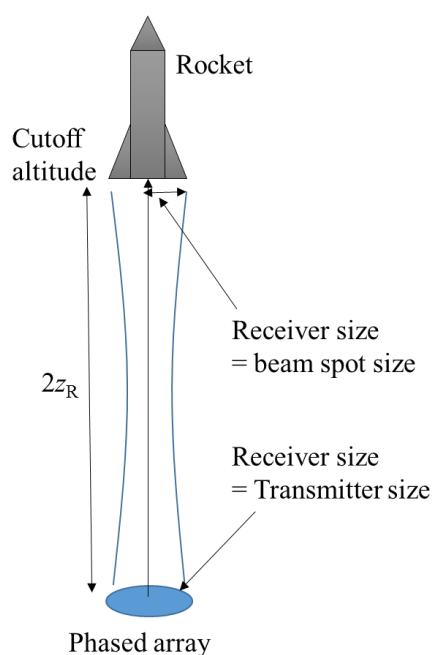


図 5-2 マイクロ波ロケットの電力伝送の概念図．カットオフ高度 $2z_R$

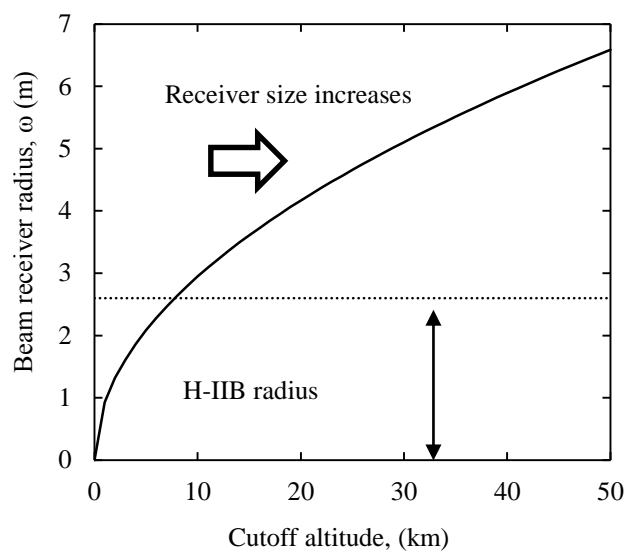


図 5-3 カットオフ高度ごとのビーム受電半径. 式 (5-15).

するマイクロ波受電器の直径と等しく、また伝送側のアンテナサイズも同じサイズとなる。

$$\omega = \left(\frac{\lambda z}{\pi} \right)^{1/2} \quad (5-3)$$

.図 5-3 にマイクロ波伝送距離ごとの受電器の受電半径を示す。破線は H-IIB ロケットのの半径である。

大気は窒素 78.1%、酸素 21.0%、アルゴン 0.94%の主要成分と二酸化炭素などの微量成分からなり、これに水蒸気を加えたものが地球大気である。マイクロ波はこ

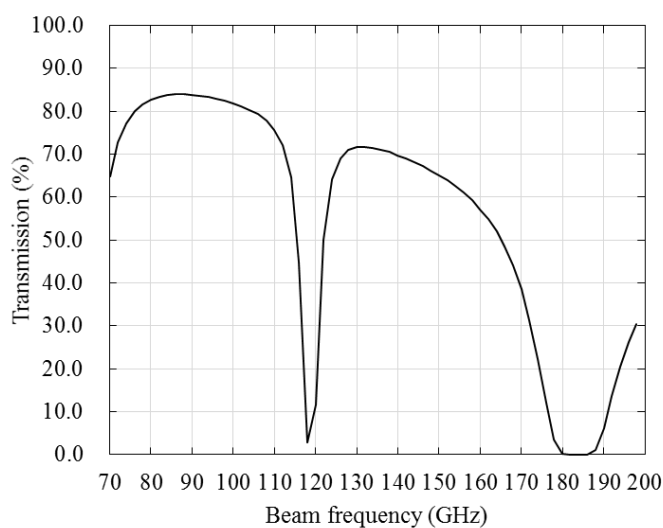


図 5-4 標準大気の周波数毎のマイクロ波透過率の計算結果. 伝送距離 30 km

れら混合ガスの分子の回転エネルギーとして吸収される(酸素、水蒸気が支配的). マイクロ波の大気による減衰は国際電気通信連合の標準大気モデル(ITU-R)を用いて、Line by Line 法により計算した[6]. Line by Line 法では伝送路を微小区間で離散化し、その区間内では減衰率が一定として積算により全体の減衰率を求めていく手法である. 図 5-4 に Line by Line 法で計算した標準大気中での周波数毎のマイクロ波透過率を示す. 伝送距離は 30 km とした. 吸収されるエネルギーは離散的であるためマイクロ波の吸収率も周波数により大きく異なる. 電力伝送には窓領域と呼ばれる透過率が高い周波数帯が用いられる. 本研究ではその窓領域の中より、マイクロ波の周波数を 110 GHz とした. 110 GHz のマイクロ波を照射するジャイロトロンは、日本の JT-60 やアメリカの D-III-D などの核融合炉で研究開発が行われている周波数帯である(詳細は表 1-1 を参照).

本研究では垂直打ち上げを行うため、大気の屈折率の変化によるビーム形状の変化は無視する. またマイクロ波ロケットのカットオフ高度は 20km-30 km と低く、マイクロ波と電離層との干渉は発生しない.

5.4 マイクロ波ロケットの推力モデルと軌道計算手法

5.4.1 軌道計算手法

軌道計算では機体を質点と考え運動方程式を解く. 地球中心の回転座標系を考え、機体は質点とし、大気は地球に対して静止しているとする. 地上から垂直に打ち上げ垂直加速を行うならば、機体の追尾やビームの指向、推力ベクトル制御が不要で機体の運動方程式は

$$\frac{dr}{dt} = v \quad (5-4)$$

$$\frac{dv}{dt} = \frac{\bar{F}}{m} - g + \frac{1}{2} C_D \rho_{\text{air}} v^2 A_{\text{rocket}} \quad (5-5)$$

となる. A_{rocket} はロケットの最大断面積、 g は重力加速度、 r は地球中心からの距離、 v は飛行速度、 C_D は抵抗係数、 ρ_{air} は空気密度である. 運動方程式の時間発展には 4 段階 Runge-Kutta 法を用いた. 機体に加わる空気抵抗の抵抗係数は USAF Stability and Control Handbook (DATCOM)の式を用いて求めた[7].

5.4.2 マイクロ波ロケットの推力発生モデル.

時間平均推力を見積もるためマイクロ波ロケットの推力発生モデルを構築する[8]. 第 1 章で説明したマイクロ波ロケットのエンジンサイクルを次の三ステップに分ける. 最初のステップは機体外部から照射されたマイクロ波ビームによるプラズ

マの発生と、マイクロ波デトネーションの伝播である。その際の衝撃波背後の高圧によって機体は推力を得る。機体中での電離波面の伝播速度はマイクロ波照射電力密度とともに大きくなり、オーバードリブン領域に至るが、得られる力積と投入エネルギーの比である運動量結合係数 C_m はチャップマン−ジュゲ状態付近で飽和する。チャップマン−ジュゲ状態の電離波面伝播速度 U_{ioniz} は次式でとなる。

$$U_{\text{ioniz}} = \sqrt{\frac{(\gamma^2 - 1)\eta S_{\text{av}}}{2\rho_1 U_{\text{ioniz}}} + a_1^2} + \sqrt{\frac{(\gamma^2 - 1)\eta S_{\text{av}}}{2\rho_1 U_{\text{ioniz}}}} \quad (5-6)$$

ここで η はマイクロ波の吸収率である。プラズマのマイクロ波吸収係数 η は 1 と仮定する。また ρ 、 a は推進器内部の空気密度及び音速であり、添え字 1 は推進器内部の初期状態を表す。推進機内の平均電力密度 S_{av} は次式となる。

$$S_{\text{av}} = \frac{\eta_{\text{attn}}\eta_{\text{in}}\eta_r P_{\text{total}}}{\pi(D_{\text{in}}/2)} \quad (5-7)$$

ここで η_{attn} は大気のマイクロ波透過率、 η_{in} は式(3-4)で表されるマイクロ波受電器に入射する電力の割合であり、高度ごとのビームスポットサイズは式(3-2)と式(3-3)で求める。 η_r は第 3 章で示したテーパ管型マイクロ波受電器の電力受電率である。式(5-6)は解析的には解けないためニュートン−ラプソン法を用い数値的に計算した。デトネーション背後の緒量は計算した伝播速度を用いて次式で求まる。

$$P_2 = \frac{U_{\text{ioniz}}^2 + (\gamma - 1)C_v T_1}{(\gamma + 1)(\gamma - 1)C_v T_1} P_1 \quad (5-8)$$

$$a_2 = v_2 = \frac{\gamma[U_{\text{ioniz}}^2 + (\gamma - 1)C_v T_1]}{(\gamma + 1)U_{\text{ioniz}}} \quad (5-9)$$

$$M_2 = \frac{U_{\text{ioniz}} - v_2}{a_2} \quad (5-10)$$

ここで P 、 T 、 C_v 、 v はそれぞれ圧力、温度、定積比熱、流速であり、添え字 2 はデトネーション背後の状態を表す。デトネーション背後には膨張波が付随して伝播している。膨張波背後を添え字 3 で表すと膨張波背後圧力は次式となる。

$$P_3 = P_2 \left(1 - \frac{\gamma - 1}{2} M_2\right)^{\frac{2\gamma}{\gamma - 1}} \quad (5-11)$$

次のステップはデトネーション波が開口端に到達し推進器から排気された後から始まる。デトネーションが開口端に到達する時間 τ_1 は U_{ioniz} と推進機長 L_{th} より次式で決定される。

$$\tau_1 = \frac{L_{th}}{U_{ioniz}} \quad (5-12)$$

またマイクロ波パルスの照射時間も τ_1 と設定する．デトネーションが開口端から排気されると、開口端で膨張波が発生し推力壁に向かって伝播する．この膨張波により推進機内部に圧力振動が発生する．膨張波が推力壁に到達するとさらに推進器内部の圧力が低下する．このステップの圧力壁での圧力履歴 $P_w(t)$ の計算は遠藤らの PDE のモデル[9]を用いて計算した．

最後のステップは吸気である．推進器周辺圧力より推進器の内部圧が低下した瞬間から受動的に推進器内部に再び大気を充填し次のマイクロ波照射に備える．超音速飛行時にはラム圧縮が利用できる．吸気と排気の切り替えには第 2 章で紹介したリード弁を使用する．吸気は瞬間的に行われ、インテーク内の気体と推進器内部の気体が断熱的に変化すると仮定した．吸気後の推進器内部の諸量を添え字 f で表す

$$\rho_f = \frac{\rho_{th}V_{th} + \rho_{stag}V_{ple}}{V_{th} + V_{ple}} \quad (5-13)$$

$$T_f = \frac{\rho_{th}V_{th}T_{th} + \rho_{stag}V_{ple}T_{stag}}{\rho_f(V_{th} + V_{ple})} \quad (5-14)$$

$$P_f = \rho_f R T_f \quad (5-15)$$

ここで V は体積を表し、添え字 th、ple、stag はそれぞれ推進器内部、インテーク内部、淀み点状態を表す．最終的に時間平均推力 \bar{F} は推力壁とインテークの面積に加わ

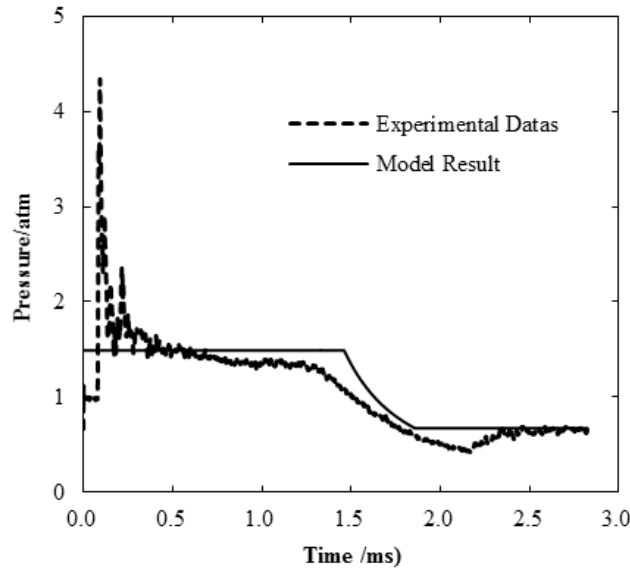


図 5-5 推力壁での圧力履歴の計算値と実験値の比較(推進器直径 D_{th} : 60 mm, S_{av} : 0.0283 MW/cm²)

る圧力より次式で求まる．

$$\bar{F} = \frac{1}{\tau_{\text{cycle}}} \left[\int_0^{\tau_{\text{cycle}}} (P_w(t) - P_0) A_{\text{th}} dt \right] \quad (5-16)$$

ここで A は断面積であり、添え字 **rocket** は機体全体を表す．また添え字 **0** は機体周辺大気の諸量であり、 τ_{cycle} はエンジンサイクルの周期を表す．このモデルによる推力壁での圧力履歴の計算結果と実験値との比較を図 5-5 に示す．実験結果と計算結果は良い一致を見せており、本モデルを用いて圧力履歴が再現できている．ここで吸気は閉口端からの膨張波が作る負圧によって行われるとし、吸気に要する時間を膨張波が推進機内部を伝播する時間に等しいとする．

$$\tau_{\text{air}} = \frac{L_{\text{th}}}{a_3} \quad (5-17)$$

5.5 マイクロ波ロケットのサイジング

まずマイクロ波の電力伝送に必要な受電径を求める．カットオフ高度が高高度になると必要な受電径が大きくなり、空気抵抗を打ち消すためにマイクロ波電力を増加する必要がある．しかし低高度で十分な速度を得るには、高い加速度が必要であり同様に大きいマイクロ波電力が要求される．そこで 5.4 節の推力発生モデルより必要なマイクロ波電力が最小となるカットオフ高度と受電径を見積もった．図 5-6 に

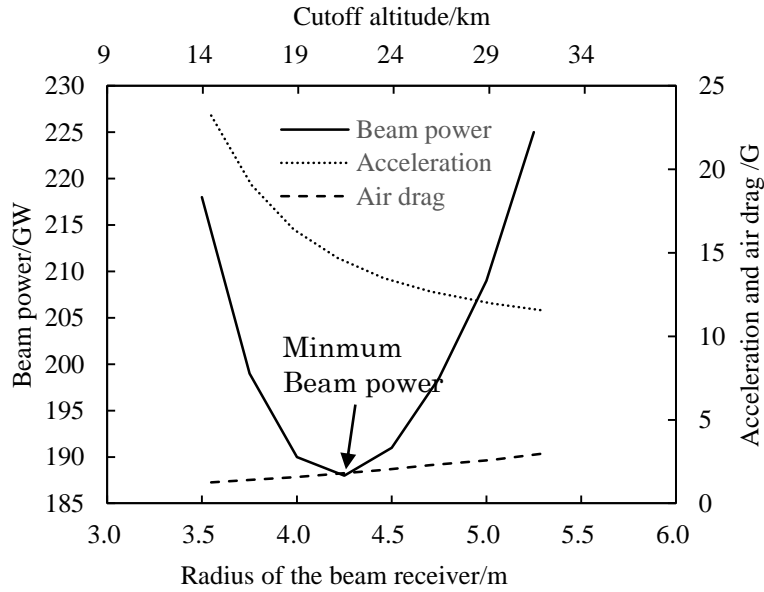


図 5-6 2 km/s のカットオフ速度を得るために必要となるマイクロ波電力

計算結果を示す．最小マイクロ波受電直径は8.5 mであり、マイクロ波電力は188 GWとなった．

次に推進機長を決定する．第4章の結果よりエンジンサイクル間のインターバルは14 ms以上必要である．推進機長を長くすればするほど、デューティ比も上昇するが、式(5-17)より同時に吸気に必要な時間も長くなる．負圧が発生し吸気が終了するには膨張波が2回推進機内を伝播する必要があるため、その時間が14 msと等しくなるように推進機径を決定する．入射マイクロ波の電力密度は1 MW/cm²程度なので式(2-6)より、 U_{ioniz} を4000 m/s、推力発生モデルより音速を850 m/sとすると、推進機長は6 mとなる(図5-7)．ただし、第4章の結果はリード弁を搭載していないので、実際にはリード弁により換気を行うことで必要なインターバル時間を短くし、短い推進機でも高いデューティ比を得ることができると考えられる．

第2章の結果より部分充填率を保つため推進機長と推進機径の比を8.9とする．推進機長が6 mであるため、推進機直径は0.67 mとなる．次に入射電力に対して必要なロケットの実効直径を求め、推進機直径0.67 mの推進機を多気筒化することで、求めた実効直径を達成する．

マイクロ波ロケットの実効直径を、内部を伝播するマイクロ波デトネーションのチャップマン−ジュゲ条件より求める．デトネーションの状態は加熱量 q を流れの全エンタルピーで規格化した値で表される．

$$Q = \frac{q}{C_p T_{01}} \quad (5-18)$$

ここで C_p は等圧比熱、 T_{01} は流れの全温度でありデトネーションのマッハ数を M_{cj} と

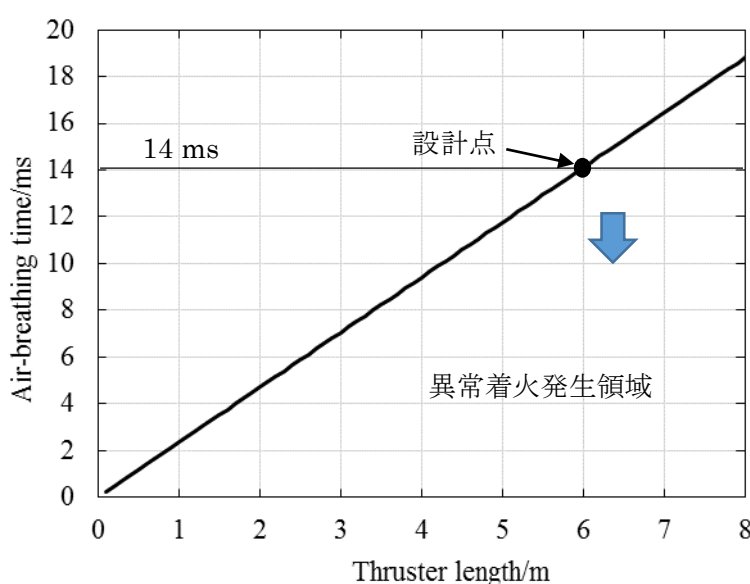


図5-7 マイクロ波ロケットの推進機長と負圧の発生から吸気終了までの時間

すると次式で表される．

$$T_{01} = \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_{cj}^2\right) T \quad (5-19)$$

流れに加えることのできる最大の熱量は次式となる．

$$Q_{max} = \frac{q_{max}}{C_p T_{01}} = \frac{(M_{cj}^2 - 1)^2}{(\gamma + 1) M_{cj}^2 [2 + (\gamma - 1) M_{cj}^2]} \quad (5-20)$$

チャップマン－ジュゲ条件は $Q = Q_{max}$ であるためチャップマン－ジュゲ状態では次式が成り立つ．

$$S_{av} = \frac{M_{cj} (M_{cj}^2 - 1)^2 C_p T_{01} \rho a}{(\gamma + 1) M_{cj}^2 [2 + (\gamma - 1) M_{cj}^2]} \quad (5-21)$$

マイクロ波の電離波面伝播速度はピーク電力密度 S_{peak} に依存しているため、テーパ管型マイクロ波受電器によって多気筒管内の電力密度が、フラットになっていると仮定する．電離波面速度は入射マイクロ波電力に対し、最も遅くなる．内部のマッハ数は式(2-6)の電離波面速度の実験式より平均電力密度とピーク電力密度が等しいと仮定し、式(5-21)をニュートンラプソン法で解き実効直径を導くと、実効直径は

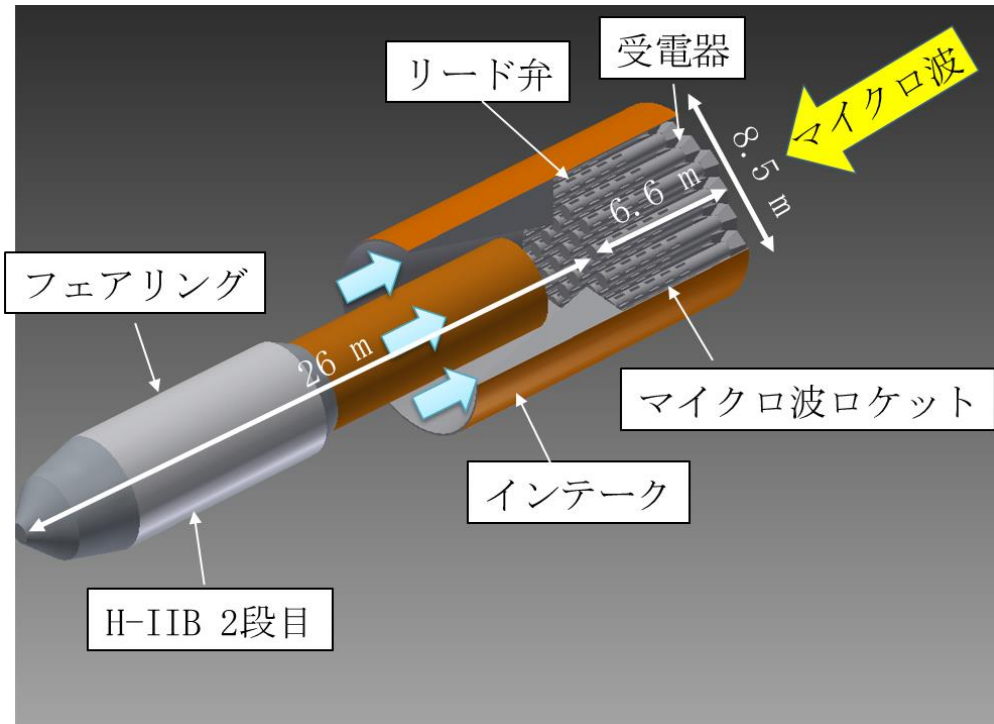


図 5-8 マイクロ波ロケットの模式図

4.26 m となる。気筒の直径は 0.67 m であるため必要な多気筒管の数は 40 気筒である。マイクロ波の受電については、多気筒管で合ってもマイクロ波受電器を 6 角形にして密着させれば入射マイクロ波のロスが発生しない。第 3 章で示した無次元の設計則より、テーパ管型マイクロ波受電器の長さ L_t を求めると 0.6 m となる。

リード弁の使用に関しては、通常 1 段目として用いる化学ロケットは燃料室圧力が 10^1 MPa と非常に高压だが、マイクロ波ロケットの場合、圧力は 10^{-1} MPa と低くその分受圧面積が 10 倍から 20 倍程度広い。そのため圧力の範囲はリード弁の使用に問題はない。

図 5-8 に本研究でサイジングしたマイクロ波ロケットの模式図を示す。また表 5-3 にその寸法のまとめを示す。

表 5-3 マイクロ波ロケットのサイジング

要素	寸法
多気筒管の実効直径	4.26 m
気筒直径	0.67 m
気筒長さ	6 m
気筒数	40 機
受電直径	8.5 m
マイクロ波受電器長さ	0.6 m

5.6 軌道計算結果

図 5-9 は受電直径が 8.5 m の際の飛行高度、加速度、空気抵抗の履歴である。飛行中加速度が上昇しているのはラム圧縮によってインテーク内部の圧力が上昇するためであり、高度 11 km の点から機体周辺の圧力低下により加速度は減少を始める。最大加速度は 14.7 G でカットオフ高度では 8.2 G 程度になる。表 5-4 に軌道計算での発生推力を示す。打ち上げ時の推力は 4,900 kN、飛行中の平均推力は 10,600 kN、最大推力は 20,400 kN となった。JAXA の発表している H-IIB の諸元によると、第 1 段ロケットの推力は 2,196 kN、4 機の SRBs は 9,220 kN であり、合計推力は 11,416 kN となる[10]。

表 5-4 マイクロ波ロケットの発生推力

	推力
初期推力	4,900 kN
平均推力	10,600 kN
最大推力	20,400 kN
既存の H-IIB の推力 (1 段目+4 機の SRBs)	11,416 kN

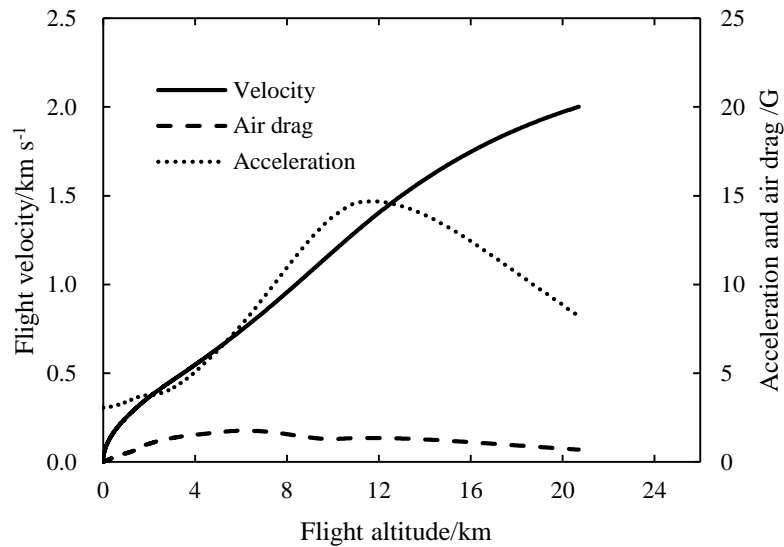


図 5-9 飛行速度、加速度、空気抵抗の計算結果. 機体全質量 122.2 トン、マイクロ波電力 188 GW.

マイクロ波ロケットの推力は既存の H-IIB の 2 倍程度に達し、機体質量も 4.5 分の 1 と軽いので、機体に加わる加速度は大きいが高高度でカットオフ速度を達成できる。また飛行時間が短いので空気抵抗と重力損失のために必要な速度増分は 0.5 km/s 程度に収まる。

表 5-5 に軌道計算のまとめを示す。カットオフ高度は 20.7 km、一段目カットオフまでの飛行時間は 29.8 s である。

表 5-5 軌道計算結果

Beam power	(GW)	188
Cutoff altitude	(km)	20.6
Beaming time	(s)	29.8
Cutoff acceleration (G)		8.2
Peak acceleration	(G)	14.7
Energy consumption (MWh)		1,431

5.7 打ち上げ費用の見積もり

本節では軌道計算の結果に基づいて地上設備、製造費用、電気代を概算し打ち上げ費用の見積もりを行う。まず経験曲線を考慮してジャイロトロンの設計費用を見積もる。経験曲線効果とは累積生産量の増加に伴い、製品の製造費用が低下していくことである。現在、欧州では 2 MW 出力のジャイロトロンの研究が行われ、またロシアでは 2.2 MW 出力のジャイロトロンが開発されている。そのため本研究では 2 MW のジャイロトロン N_{beam} 機をアレイ化することで 188 GW のビームを出力する

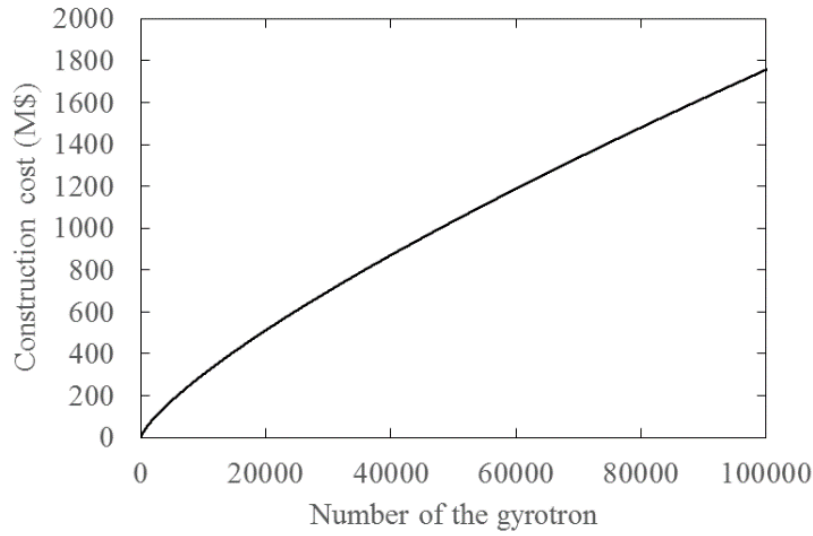


図 5-10 経験曲線効果を仮定したジャイロトロンの総製造費用.

ことを考える. ジャイロトロンの製造費用合計 C_{Gyrotron} は照射電力を P_{total} 、とおくと次式となる.

$$C_{\text{gyrotron}} = \sum_1^N P_{\text{total}} C_{\text{BB}} n^{\log_2 r_e} \quad (5-24)$$

ここで C_{BB} は 1 MW 当たりのジャイロトロンの製造費用で 0.1 M\$/MW と仮定する. 累積生産量の変化に対するコスト弾力性 r_e は車の製造で用いられる 0.85 と置いた. 図 5-10 にジャイロトロンの総製造費用を示す. 188 GW を 29.8 s の間使用するので必要なエネルギーの消費量は 59.6 MJ である. このエネルギーはフライホイールなどの大型な蓄電システムに蓄えられる. その費用はジャイロトンと同程度とする. 電気代 C_{op} は 0.1 \$/kWh(工業施設の電気代より高額)とし、変換効率が 80%と仮定して求める. 表 5-6 に費用のまとめを示す.

表 5-6 ビーム発振基地の費用見積もり

Beam power	(GW)	188
Number of gyrotron	(-)	94000
Construction cost, C_{ground}	(M\$)	3350
Electricity expense, C_{op}	(M\$)	0.179

単位ペイロード質量当たりの打ち上げ費用を次式で求める.

$$C_{\text{launch}}(n) = \frac{C_{\text{op}}}{m_{\text{pl}}} + \frac{C_{\text{ground}}}{m_{\text{pl}}n} + \frac{C_{\text{f}}}{m_{\text{pl}}} \quad (5-25)$$

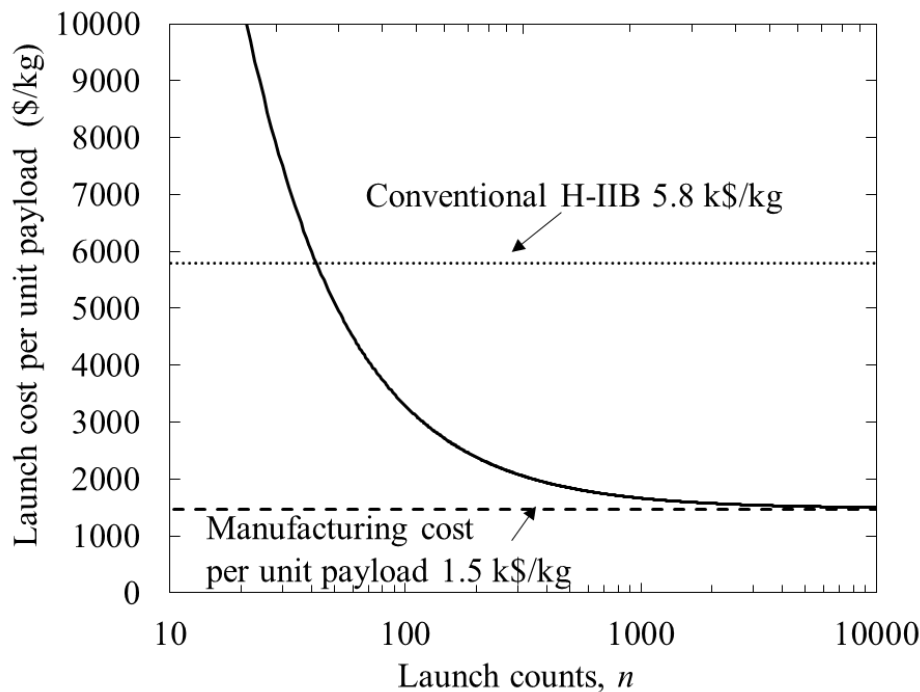


図 5-11 打ち上げ回数ごとの LEO への物資輸送費用

式(5-25) の右辺第1項と第3項は打ち上げごとの電気代と、機体の製造費用を表している。右辺第2項はビーム発振基地の費用で打ち上げ回数ごとに費用が償還される。図5-11はLEOへの単位ペイロードあたりの打ち上げ費用である。葛山らのレーザー推進をモデルとした実現性解析では、レーザー発振装置が高額であるため既存の化学推進と同等の輸送費用となるのに3000回の打ち上げが必要と結論づけているが[第1章参考文献15]、マイクロ波ロケットでは、およそ2桁少ない40回程度の打ち上げで既存のH-IIBと同等の費用となる。最終的には2000回目の打ち上げでビーム発信基地の費用を償還することができ、電気代は全体に比べ安価であるので、2段目の化学推進の製造費用が残る。結果として宇宙への物資輸送費用の低減率は74%に達する。

5.7 まとめ

日本の H-IIB の一段目とロケットブースターをマイクロ波ロケットで置き換えることを提案し、軌道解析及び打ち上げ費用の見積もりを行った。

カットオフ速度を 2 km/s と設定し 2 段目の質量を 97 トンと仮定した。ペイロード質量とフェアリング質量は既存の H-IIB と同様である。合計質量は 122.2 トンでありペイロード比は既存の 3.45% から 15.5%へ改善する。

第 2 章よりリード弁の部分充填率を保つため推進機は多気筒管とし、推進機の径はデトネーションの関係式から求め、推進機内部のプラズマの残留時間より推進機

長を決定した。マイクロ波受電器のサイズはカットオフ高度を軌道計算より求め第3章で示した設計手法でサイズを設定した。結果としてロケットの最大直径(受電径)は8.5m、ロケットの長さは6.6mで気筒数40の多気筒管を用いる。

軌道解析の結果、カットオフ速度2 km/sを達成するために必要なマイクロ波電力は188 GWであり、そのカットオフ高度は20.7 km、ビーム照射時間は29.8 sであることが分かった。

軌道解析の結果から単位ペイロード質量当たりの打ち上げ費用を見積もると、40回の打ち上げで既存のH-IIBと同等の打ち上げ費用となり、2000回の打ち上げでビーム発振基地の建設費用を償還し、費用の低減率は74%に達する。

第5章 参考文献

- [1] K. Nimura, T. Goto, S. Kondo, K. Egawa, T. Nakamura, and M. Arita, "Development Status of the H-IIB Launch Vehicle," Mitsubishi Heavy Industries, Ltd. Technical Review **45**(4) (2008).
- [2] J.-F. Guerya, I.-S. Chang, T. Shimada, M. Glick, D. Boury, E. Robert, J. Napier, R. Wardle, C. Pérut, M. Calabro, R. Glick, H. Habu, N. Sekinoj, G. Vigier, and B. Andrea, "Solid propulsion for space applications: An updated roadmap," Acta Astronautica **66**, 201–219 (2010).
- [3] H. Sasaki, T. Imada, and S. Takata, "Development Plan for Future Mission from HTV System," Trans. JSASS Space Tech. Japan **7**(iste26), Tk_77-Tk_82 (2009).
- [4] Y. Fukushima, H. Nakatsuzi, R. Nagao, K. Kishimoto, K. Hasegawa, and T. Koganezawa, "Development Status of LE-7A and LE-5B Engines for H-IIA Family," Acta Astronautica **50**(5), 275–284 (2002).
- [5] J. C. Richard, C. Morales, and L. N. Myrabo, "Transatmospheric laser propulsion of a 100 MW-class Light craft technology demonstrator (LTD)," AIAAPaper 88-2970 (1988).
- [6] International Telecommunication Union Recommendations, ITU-R P.835-4, Reference standard atmospheres, http://www.itu.int/dms_pubrec/itu-r/rec/p/R-REC-P.835-4-200503-I!!PDF-E.pdf
- [7] International Telecommunication Union Recommendations, ITU-R P.676-8, Attenuation by atmospheric gases, http://www.itu.int/dms_pubrec/itu-r/rec/p/R-REC-P.676-8-200910-I!!PDF-E.pdf
- [8] Masafumi Fukunari, Anthony Arnault, Toshikazu Yamaguchi, Kimiya Komurasaki, "Replacement of Chemical Rocket Launchers by Beamed Energy Propulsion," Applied Optics, The optical society, Vol. 53, Issue 31, pp. I16-I22, 2014
- [9] T. Endo, J. Kasahara, A. Matsuo, K. Inaba, S. Sato, and T. Fujiwara, "Pressure History at the Thrust Wall of a Simplified Pulse Detonation Engine," AIAA **42**(9), (September 2004).
- [10] JAXA, "H-IIB ロケット概要," http://www.jaxa.jp/countdown/h2bf1/overview/h2b_j.html

第 6 章

結論

6.1 リード弁式吸気機構の開発

設計したチタンテーパリード弁を用いればリードストッパー不要で開口面積を大きく保ちながら塑性変形を防止できる。

大電力マイクロ波発振機ジャイロトロンを用いた試験においては、慣性力の影響で最大変位は計算した値より大きいが見積もった最大応力は降伏応力より低く塑性変形は見られなかった。リード弁の固有振動数は実験と計算が良い一致を見せた。

リード弁の変位と推進機内部圧力の履歴、パルス毎の衝撃波伝播速度の上昇から部分充填率を見積もった結果、取り付けユニット 1 個(16 個のリード弁)の部分充填率は 0.32 となった。吸気有効長さより 3 個のリード弁取り付けユニットを搭載すれば、部分充填率 1 以上を達成可能である。

部分充填率は推進機長と推進機径の比に比例しており、部分充填率を保つためには L_{in}/D_{in} を 8.9 以上とすることが必要である。

6.2 大電力マイクロ波のワイヤレス電力伝送システム

マイクロ波デトネーションを用いるエネルギー変換では他のデバイスと異なり高次の伝播モードがほとんど問題にならないので、マイクロ波受電器内部の反射光を積極的に用いることで、既存のテーパ導波管などに比べ長さを 2 オーダー程度短く設計できる。

低電力試験ではプラズマが生じないため、マイクロ波のより詳細な計測が可能である。提案している電力伝送システムを出力 400 mW、94 GHz のマイクロ波発振機を用いて試験した結果、マイクロ波の電力密度プロファイルは干渉縞の影響が見えるものの、数値計算とよく一致し、89%の高い電力受電性能を示した。

大電力マイクロ波伝送試験では、マイクロ波受電器を用いてプラズマの着火、電離波面伝播の駆動に成功し推力生成に至った。またマイクロ波受電器を用いて推進機内部の電力密度分布を変えることで、高い入射電力でも電離波面伝播速度を抑制できることが分かった。

繰り返し運転時の異常着火防止のために必要なマイクロ波パルスのインターバルは 10 ms-14 ms である。デトネーション状態では電離波面伝播速度が速いので、デューティ比を高くするために推進機長を長くする必要がある。

6.3 マイクロ波ロケットと既存の化学推進のハイブリッドシステム

リード弁とテーパ管型マイクロ波受電器の研究結果から、マイクロ波ロケットのサイジングを行った。リード弁とマイクロ波受電器の研究結果より最大直径(受電径)は 8.5m、ロケットの長さは 6.6m で気筒数 40 の多気筒管を用いる。

マイクロ波ロケットの推力生成モデルを開発し打ち上げ軌道を計算することで積荷の輸送費用を見積もった結果、マイクロ波ロケットを用いることで全体の重量が従来の H-IIB ロケットの 1/5 になり、74%の打ち上げ費用削減になることが分かった。

研究業績

(1) 学術雑誌等（紀要・論文集等も含む）に発表した論文、著書

（査読有り）

- 1) 小松 怜史, 山口 敏和, 小田 靖久, 齋藤 翔平, 福成 雅史, 小紫 公也, 梶原 健, 高橋 幸司, 坂本 慶司, "大電力・高デューティ比作動によるマイクロ波ロケットの推力向上," 日本航空宇宙学会誌、日本航空宇宙学会、Vol.60、No. 6、pp.235-237、2012
- 2) Masafumi Fukunari, Reiji Komatsu, Anthony Arnault, Toshikazu Yamaguchi, Kimiya Komurasaki, Yoshihiro Arakawa, "Air-breathing Performance of Microwave Rocket with Reed Valve System," Vacuum Special Issues, ELSEVIER, Vol.88, pp155-159,2013
- 3) Kohei Atsumi, Tomoki Yamaguchi, Koji Nagashima, Mikio Saigusa, Masafumi Fukunari, Yasuhisa Oda, Keishi Sakamoto, "Numerical estimation of Ohmic loss of high power wideband diplexer for ECCD system," Plasma and Fusion Research Plasma and Fusion Research, Vol. 8, 2405077, 2013
- 4) Masafumi Fukunari, Anthony Arnault, Toshikazu Yamaguchi, Kimiya Komurasaki, "Replacement of Chemical Rocket Launchers by Beamed Energy Propulsion," Applied Optics, The optical society, Vol. 53, Issue 31, pp. I16-I22 , 2014

（査読無し）

- 6) Masafumi Fukunari, Toshikazu Yamaguchi, Reiji Komatsu, Hiroshi Katsurayama, Kimiya Komurasaki, Yoshihiro Arakawa, "Preliminary Study on Microwave Rocket Engine Cycle," Plasma Application and Hybrid Functionally Materials, Institute of Applied Plasma Science , Vol.20, p75, 2011
- 7) Masafumi Fukunari, Reiji Komatsu, Toshikazu Yamaguchi, Kimiya Komurasaki, Yoshihiro Arakawa, Hiroshi Katsurayama, "Engine Cycle Analysis of Air Breathing Microwave Rocket with Reed Valves," BEAMED ENERGY PROPULSION: Seventh International Symposium. AIP Conference Proceedings, American Institute of Physics, Vol.1402, pp.447-456,2011
- 8) Toshikazu Yamaguchi, Reiji Komatsu, Masafumi Fukunari, Kimiya Komurasaki, Yasuhisa Oda, Ken Kajiwara, Koji Takahashi, Keishi Sakamoto, "Millimeter-wave Driven Shock Wave for a Pulsed Detonation Microwave Rocket," BEAMED ENERGY PROPULSION: Seventh International Symposium. AIP Conference Proceedings, American Institute of Physics, Vol.1402, pp.478-486,2011

(2) 国際会議における発表

（口頭発表、査読なし）

- 1) Masafumi Fukunari, Hiroshi Katsurayama, Toshikazu Yamaguchi, Kimiya Komurasaki, Yoshihiro Arakawa, "Analytical Study on Flight Performance of Microwave Rocket," The 28th International Symposium on Space Technology and Science, 2011-q-11, Okinawa, June, 2011
- 2) Masafumi Fukunari, Shohei Saitoh, Toshikazu Yamaguchi, Kimiya Komurasaki, Reiji Komatsu, Yasuhisa Oda, Ken Kajiwara, Koji Takahashi, Keishi Sakamoto, "Thrust Augmentation Using High Power Beam and Reed Valve Air-breathing System," 48th AIAA Joint Propulsion Conference, Atlanta, AIAA 2012-3839, Georgia, July 2012
- 3) Masafumi Fukunari, Anthony Arnault, Toshikazu Yamaguchi, Kimiya Komurasaki, Hiroyuki Koizumi and Yoshihiro Arakawa, Ikkoh Funaki, Hiroshi Katsurayama, "Preliminary Trajectory Analysis of Microwave Rocket with Reed Valve Air-breathing System," 48th AIAA Joint Propulsion Conference, AIAA 2012-3783, July, 2012
- 4) Masafumi Fukunari, Toshikazu Yamaguchi, Shohei Saitoh, Kenta Asai, Satoshi Kurita, Kimiya Komurasaki, Yasuhisa Oda, Ken Kajiwara, Koji Takahashi, Keishi Sakamoto, "Thrust Performance and Plasma Generation of Microwave Rocket with Microwave Beam Space Transmission System," IEEE Pulsed Power & Plasma Science Conference, San Francisco, California, USA June, 2013
- 5) Masafumi Fukunari, Toshikazu Yamaguchi, Kenta Asai, Satoshi Kurita, Nat Wongsurayrat, Kimiya Komurasaki, Yasuhisa Oda, Ryosuke Ikeda, Ken Kajiwara, Koji Takahashi, Keishi Sakamoto, "Launch Experiment and Thrust Measurement of a Kg-order Microwave Rocket," Asian Joint Conference on Propulsion and Power, Jeju Island, Korea, March, 2014
- 6) Masafumi Fukunari, Toshikazu Yamaguchi, Kenta Asai, Satoshi Kurita, Nat Wongsurayrat, Kimiya Komurasaki, Yasuhisa Oda, Ryosuke Ikeda, Ken Kajiwara, Koji Takahashi, and Keishi Sakamoto, "Microwave Rocket with Quasi-Optical Microwave Power Transmission System

and Flight Demonstration,” International High Power Laser Ablation and Beamed Energy Propulsion, Santa Fe NM US, April 2014

- 7) Kimiya Komurasaki, Masafumi Fukunari, Anthony Arnault, Toshikazu Yamaguchi, “Replacement of Chemical Rocket Launchers by BEP,” International High Power Laser Ablation and Beamed Energy Propulsion, Santa Fe NM US, April 2014

他 3 件

(ポスター発表、査読有)

- 8) Masafumi Fukunari, Reiji Komatsu, Anthony Arnault, Toshikazu Yamaguchi, Kimiya Komurasaki, and Yoshihiro Arakawa, “Air-breathing Performance of Microwave Rocket with Reed Valve System,” The 8th International Symposium on Applied Plasma Science, P-II-2, Kanagawa, Sep., 2011

他 1 件

(3) 国内学会・シンポジウム等における発表

- 1) 福成雅史、嶋村耕平、道上啓亮、葛山浩、小紫公也、荒川義博、「マイクロ波ロケットによる単段式打ち上げの検討」、『第 54 回宇宙科学技術連合講演会』、1P03、静岡県コンベンションセンター、2010 年 11 月
- 2) 福成雅史、山口敏和、葛山浩、小紫公也、荒川義博、「パルスデトネーション型マイクロ波ロケットの非定常空気吸い込み過程の解析」、『第 51 回航空原動機・宇宙推進講演会』、JSASS-2011-0019、広島 YMCA ホール、2011 年 3 月
- 3) 福成 雅史、山口 敏和、斎藤 翔平、栗田 哲史、小松 怜史、小紫 公也、小田 靖久、梶原 健、高橋 幸司、坂本 慶司、「マイクロ波ロケットの弁吸気による異常放電低減」、『プラズマ・核融合学会第 29 回年会』、27pC12、クローバープラザ、福岡県、2012 年 11 月
- 4) 福成 雅史、Arnault Anthony、小紫 公也、小泉 宏之、船木 一幸、葛山 浩、「空気吸い込み式マイクロ波ロケットの宇宙への大量物資輸送機としての応用」、『第 57 回宇宙科学技術連合講演会』、1I06、米子、2013 年 10 月
- 5) 福成雅史、高橋幸司、小田靖久、梶原健、池田幸治、大島克己、坪田直明、坂本慶司、「ITER EC ランチャーモックアップの高周波伝送特性」、『プラズマ・核融合学会第 30 回年会』、03aD01P、東京工業大学 大岡山キャンパス、2013 年 12 月
- 6) 山口 敏和、武市 天聖、福成 雅史、小紫 公也、小田 靖久、梶原 健、高橋 幸司、坂本 慶司、「大気圧ミリ波放電におけるフィラメント構造の計測と数値計算」、『プラズマ・核融合学会第 29 回年会』、27pC08、クローバープラザ、福岡県、2012 年 11 月

他 18 件

(4) 受賞・その他

- 1) Poster award、2011 年 9 月、国際学会における発表の 8)
- 2) 若手優秀発表賞(共著発表)、2012 年 12 月、国内学会における発表の 6)
- 3) 平成 23 年度東京大学先端エネルギー工学専攻長賞 (修士)、2012 年 3 月
- 4) 平成 23 年度東京大学新領域創成科学研究科長賞 (修士)、2012 年 3 月
- 5) 平成 23 年度 独立行政法人 日本学生支援機構 特に優れた業績による大学院第一種奨学生全額返還免除
- 6) 平成 24 年度 財団法人 宇宙科学振興会 国際学会出席旅費支援
- 7) 平成 25 年度 日本学術振興会 特別研究員(DC2)