

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

平成 29 年度
修士論文

マイクロ波ロケットにおけるミリ波ビーム伝送方式の研究

2018年1月30日提出
指導教員 小紫 公也 教授

47156068 柿沼 薫

目次

第1章 序論		11
1.1	研究背景	11
1.1.1	打上げロケットの現状と課題	11
1.1.2	ビーム推進という可能性	12
1.1.3	代表的なビーム推進	12
1.1.4	マイクロ波ロケット	14
1.1.5	高効率ミリ波伝送の必要性	15
1.2	研究目的	16
1.3	本論文の構成	16
第2章 要素設計		17
2.1	推力モデル	17
2.2	推力特性	18
2.2.1	繰返しパルスにおける作動	19
2.2.2	低雰囲気圧における作動	20
2.3	推進機構	21
2.3.1	設計パラメータ	21
2.3.2	推進機長について	21
2.4	吸気機構	22
2.4.1	強制吸排気システム	22
2.4.2	リードバルブ吸気システム	22
2.5	受電機構	23
2.5.1	受電テーバ管	23
2.5.2	円錐型受電テーバ管の設計	23
第3章 打上げ軌道解析		25
3.1	軌道解析の数値計算法	25
3.1.1	空気抵抗	26
3.3.2	大気減衰	27

3.2	サイクル計算法	29
3.2.1	MSD の伝播	29
3.2.2	膨張波の伝播	31
3.2.3	吸気	33
3.3	打上げ軌道解析	34
3.3.1	マイクロ波ロケットとミリ波熱交換ロケットの TSTO	34
3.3.2	吸気性能と投入パワーの関係	37

第4章 ミリ波ビーム伝送方式 38

4.1	地上設備	38
4.1.1	蓄電システム	38
4.1.2	発振システム	38
4.1.3	制御システム	39
4.1.4	伝送システム	40
4.1.5	送電アンテナ	40
4.2	送電方法	41
4.2.1	固定焦点伝送方法	42
4.2.2	可変焦点伝送方法	42
4.2.3	非線形相互作用	43
4.3	地上設備の検討:固定焦点伝送方法	44
4.3.1	地上設備に要求されるミリ波出力	45
4.3.2	1 GW 級ミリ波基地のシステム構築	45
4.4	アクティブフェーズドアレイによるミリ波のビーム径制御	47
4.4.1	アンテナ配置	47
4.4.2	電磁波伝播解析手法	47
4.4.3	解析結果	49
4.4.4	地上設備の検討:可変焦点伝送方法	55

第5章 結論 57

参考文献	58
謝辞	61
論文リスト	62

目次

1-1	打上げコストの推移	11
1-2	ビーム推進	13
1-3	マイクロ波ロケット打上げシステム	14
1-4	マイクロ波ロケットによる二段式宇宙輸送システム	15
2-1	空気吸込み式PDEサイクル	17
2-2	マイクロ波ロケットの概念図	18
2-3	プラズマの進展距離と運動量結合係数の関係	19
2-4	部分充填率と発生力積の関係	20
2-5	強制吸排気システムとリードバルブ吸気システム	22
2-6	受電テーパ管の基本形状	23
2-7	受電テーパ管の長さとう口径の関係	24
3-1	空間極座標	25
3-2	標準大気モデル	26
3-3	抵抗係数	27
3-4	減衰係数の周波数依存と高度依存	28
3-5	推進機内における模式的な特性曲線の x-t ダイアグラム	29
3-6	波尾が伝播しないときの推進機内における模式的な特性曲線をあらわす x-t ダイアグラム	33
3-7	Parkin らの提案するミリ波熱交換ロケットの打上げシナリオ	34
3-8	マイクロ波ロケットとミリ波熱交換ロケットの TSTO	35
3-9	打上げ飛行解析結果	36
3-10	必要な投入パワーの部分充填率と推力デューティー比との関係	37
4-1	ジャイロトロン	39
4-2	ガウシアンビーム	41
4-3	レイリー領域を利用する固定焦点伝送方法	43
4-4	固定焦点伝送方法における送電アンテナ有効径と伝送距離の関係	43
4-5	ビームウェストを利用する可変焦点伝送方法	44
4-6	可変昇殿伝送方法における送電アンテナ有効径と伝送距離の関係	44
4-7	地上設備に要求されるミリ波出力	45
4-8	1 GW 級ミリ波基地	46

4-9	二次元アレイ構成	47
4-10	パラボラアンテナアレイによるビーム形成	48
4-11	典型的な強度パターン	49
4-12	制御ありと制御なしの比較	50
4-13	集光の限界	51
4-14	広い高度領域への対応	52
4-15	径方向アンテナ要素数とビームウェスト位置での強度分布	52
4-16	径方向アンテナ要素数とメインローブ伝送効率	53
4-17	位相誤差の影響	54
4-18	受電アンテナ径と幾何係数	55
4-19	受電アンテナ径の最適化	56
4-20	100 MW 級ミリ波基地	56

表目次

2-1	最適領域	21
3-1	ミリ波熱交換ロケット諸元	34
3-2	TSTO 諸元	35
3-3	速度増分収支	35
3-4	マイクロ波ロケット諸元	37
4-1	1 GW 級ミリ波基地	46
4-2	100 MW 級ミリ波基地	55

使用記号

A	断面積(m ²), 電磁波の減衰量(dB)
a	音速(m/s), 振幅(V)
C_D	抵抗係数
C_{Df}	表面摩擦抵抗係数
C_{Db}	底面抵抗係数
C_f	表面摩擦係数
C_m	運動量結合係数(N/W)
D	径(m), 空気抵抗(N)
D_{CI}	デトネーション波の伝播速度(m/s)
d	アレイ要素径(m)
E	電界(V/m)
f	パルスビームの繰返し周波数(Hz)
g	重力加速度(m/s ²)
h	高度(m)
I	検査面における衝撃関数(N), 電界強度(W/m ²)
I_{sp}	比推力(s)
k	波数
L	長さ(m)
l	L で規格化されたプラズマの進展距離, 各計算要素と観測点との距離(m)
M	マッハ数, 径方向アンテナ要素数
m	質量(kg)
P	ビームパワー(W)
p	圧力(N/m ²)
q	CJデトネーションにおける加熱源の比エネルギー(J/kg)
R	等位相面の曲率半径(m)
Re	レイノルズ数
r	地心距離(m), 半径(m)
r_1	ペイロード比
r_s	構造質量比

S_0	推進機内におけるビームのピーク電力密度(W/m ²)
S_S	底面を除いた機体の表面積(m ²)
T	推力(N)
T_I	内部推力(N)
T_E	外部推力(N)
t	時間(s)
U_{ionize}	プラズマの進展速度(m/s)
u	吸気流入速度(m/s), 流速(m/s)
v_0	機速(m/s)
x, z	変位(m)
z_0	ビームウェスト位置までの理論的な距離
z_R	レイリー距離(m)
z_T	伝送距離(m)
β	慣性飛行経路角(rad)
γ	慣性飛行方位角(rad), 大気ガス減衰係数(dB/m), 比熱比
ΔV	速度増分(m/s)
ζ	位相因子(rad)
η	伝送効率
η_{att}	減衰係数
η_{ML}	メインローブ伝送効率
η_{geo}	幾何係数
θ	緯度(rad)
θ	テーパ角(rad)
λ	波長(m)
ν	動粘性係数(m ² /s)
ρ	密度(kg/m ³)
τ_1	デトネーション波の伝播所要時間(s)
τ_{cycle}	サイクル時間(s)
τ_{plateau}	プラトー圧継続時間(s)
τ_{pulse}	ビームのパルス幅(s)
Φ_{thrust}	推力デューティー比
φ	経度(rad)
Ψ	位相(rad)
ω	ビーム半径(m)
ω_0	ビームウェスト半径(m)

添字

- 1 推進機のサイクル初期状態
- 2 デトネーション波後面の状態
- 3 推力壁近傍の状態
- 4 膨張波背後における状態

a	周囲
avg	平均
CJ	Chapman-Jouguet 状態
e	出口
i	入口
max	最大
opt	最適
p1	点1の状態
p4	点4の状態
p10	点10の状態
r	受電ターバ管
th	推力壁

第1章

序論

1. 1 研究背景

1. 1. 1 打上げロケットの現状と課題

火薬をつめて飛ばすという原始的な形態から数えればロケットの歴史は長い。しかし現在にみられるようなロケットの歴史はその黎明を含めてもここ 100 年ほどである。1903 年にツィオルコフスキー (K. E. Tsiolkovsky, 1857-1935) がロケット推進の理論を発表すると、1926 年にはゴダード (R. H. Goddard, 1882-1945) が世界初となる液体ロケットの飛行に成功、1942 年にフォン・ブラウン (Werner von Braun, 1912-1977) が V-2 ロケットを開発し、ロケットの近代化を決定的なものにした。第二次大戦後、米ソは戦利品として獲得した V-2 ロケットの技術をもとに宇宙空間にペイロードを輸送する「打上げロケット」を開発、1957 年に旧ソ連が世界で初めて人工衛星を軌道に投入した。

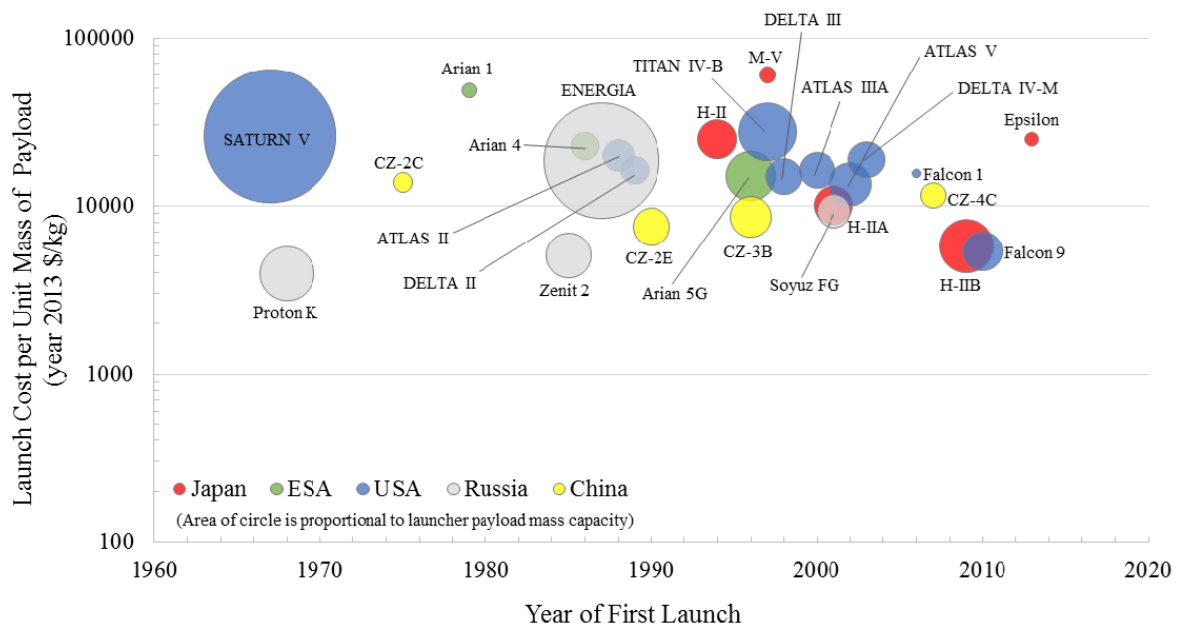


図 1-1 打上げコストの推移

東西冷戦の時代、宇宙開発は国家間の競争であり、惜しみない資本投下で国家主導でおこなわれ、打上げロケットは大規模なミッションを達成するための打上げ能力をもって評価された。しかし時代がくだり、とくに冷戦が終結すると宇宙開発にも経済性が求められるようになり、打上げコストや打上げ成功率といった要素が評価の比重を占めるようになった。世界規模の商業化、民生品の技術革新や小型軽量化、それらに伴う価格破壊などの要因が重なり、21世紀初頭から今現在、宇宙は国家のフィールドから民間のフィールドへ、夢の舞台からビジネスの舞台へと急速な転換を遂げようとしている。

宇宙への大量輸送の需要は確実に高まっている。しかしながら今のところ、現用の打上げロケットはそれに応えうる輸送手段であるとはいえない。60年を経た今でも宇宙輸送の手段は依然として、1957年にスプートニクを宇宙に運んだのと同じ方法である。図1-1を見ると、化学ロケットの打上げコストは若干の低下をみせてはいるが、この需要弾性の極端に小さい世界において新たな需要やミッションを促すほどのインパクトを生むには、一桁や二桁といったコストダウンが必要だといわれている。コストのほかにも、大量の推進剤を搭載するために爆発時の危険性が高い、準備が大掛かりであるために打上げ頻度が低い、システムの多くを使い捨てるために環境負荷が大きい、といった問題点や課題がある。今後の持続的な宇宙利用や将来的な宇宙開発を考えても、環境負荷が小さく、高頻度の打上げに耐え、かつ低コストの宇宙輸送手段が望まれる。

1. 1. 2 ビーム推進という可能性

化学ロケットの打上げコストは宇宙開発が始まって以来ほとんど下がっていない、あるいは下がってはいいても有効とはいえない。この打上げコストの高止まりはこれからの宇宙開発にとって最もクリティカルな問題のひとつであり、また化学ロケットのある種の限界を表している。

化学推進における推進エネルギーは推進剤の化学結合エネルギーに由来するが、当然そこには物性的な限界がある。構造質量比 r_s のロケットがある速度増分 ΔV を得るとき、ペイロード比 η はロケットの比推力 I_{sp} で決まる。これはかの有名なツィオルコフスキーのロケット方程式の示すところである。

$$\eta = \frac{\exp\left(-\frac{\Delta V}{g I_{sp}}\right) - r_s}{1 - r_s} \quad 1-1$$

比推力は化学結合に固有のエネルギー密度に規定される。たとえば単位質量あたりの反応熱のもっとも大きい組み合わせは酸素と水素であり、このとき真空比推力は450秒程度となる。軌道投入に必要な速度増分の下限はおおよそ決まっており、ロケット全体に占める推進剤質量の割合は80%を超える。最低限の強度をもたせるためでも15%ほどの構造質量比が要求され、残るペイロード比は5%にも満たない。そしてほとんどの場合ロケットは一度しか使われない。こうしたことは現用の化学ロケットの“原理的な限界”にほかならない。

もっとも運用方法の見直しや民生品の活用などにより、緩やかなコストダウンは見込めるかもしれない。しかしもしこの現状を根本的なところから打開したいのであれば、より比推力の高い推進機関を求めるほかない。高比推力にすることでペイロード比が上昇する、あるいは構造質量比を確保できるようになれば再利用も可能になる。こうしたことが期待できる推進方式のひとつとして、ビーム推進 (Beamed Energy Propulsion: BEP) が検討されている。ビーム推進とは、電磁ビームを用いて外部から推進エネルギーを供給する推進方法である (図1-2)。推進エネルギーを外部から調達できるため比推力に理論的な上限がなく、高いペイロード比が期待できる。それに加え、地上に建設されたビーム発振装置は繰り返し利用することができ、打上げコストの大幅な削減につながる。

1. 1. 3 代表的なビーム推進

ビーム推進に利用される電磁ビームはレーザーとミリ波に大別される。1972年に Kantrowitz¹⁾はレーザーを用いたビーム推進の概念を提案したが、その後のジャイロトロン²⁾の技術的進歩により大出力のミリ波発振が可能になると²⁾、ミリ波によるビー

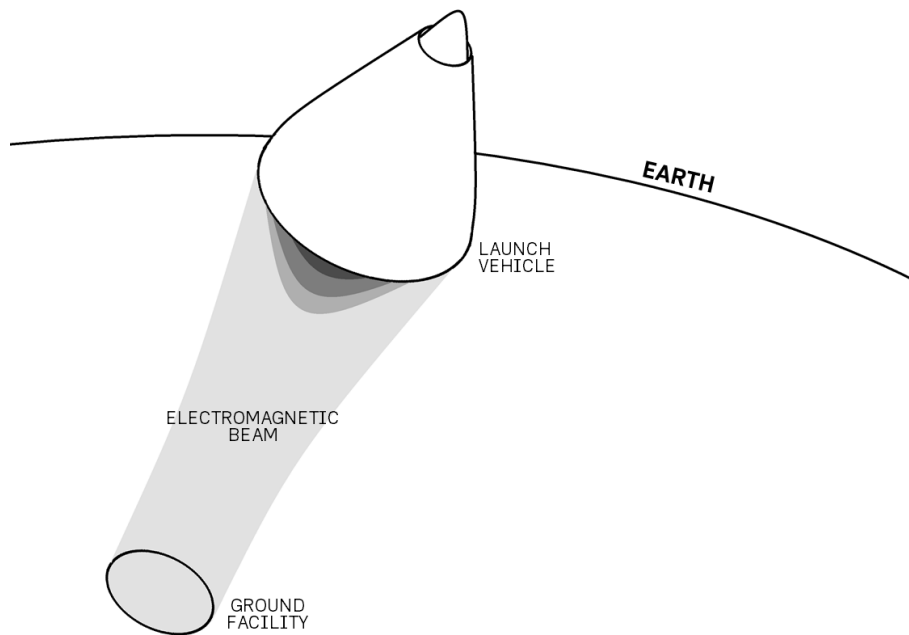


図 1-2 ビーム推進

ム推進の研究も行なわれるようになった。現在，単位パワーあたりの生成コストはミリ波のほうが圧倒的に安価なため（レーザーの4%以下）³⁾，ミリ波を用いたビーム推進が意欲的に研究されている。

ミリ波爆轟ロケット

本研究のおもな対象とするロケット。ミリ波を用いるが，歴史的経緯により「マイクロ波ロケット」と呼ばれている。東京大学で提案され，2003年には世界で初めて原理が実証された⁴⁵⁾。地上から照射されたミリ波をロケット側で集光，周囲大気の絶縁破壊を起こしてプラズマを発生させ，それにより駆動される衝撃波の圧力で推進力を得る。周囲大気を推進剤として利用するため，ロケットには燃料やタンク，そしてターボポンプといった複雑な機械装置を搭載する必要がなく，構造を極めて簡素にすることができる。

レーザー爆轟ロケット

「ライトクラフト」の名で有名なビーム推進。2000年に Myrabo⁶⁷⁾がおこなった実験で記録した高度 72 m という数字はいまだに破られていない。レーザーを用いるという点を除けば，作動プロセスや機体の構成などはマイクロ波ロケットに類似している。大気中の推進であれば比推力は無限大に等しく，ツィオルコフスキーの方程式の制約を受けない。

ミリ波熱交換ロケット

英語表記は Microwave Thermal Rocket であるが，ミリ波を用いたビーム推進である。2003年に Parkin ら⁸⁹⁾が提唱した。熱交換器を用いるという点で熱核ロケットに類似するが，核分裂による崩壊熱ではなく外部からのミリ波照射により推進剤にエンタルピーを供給する。水素などの単一推進剤を使用し，真空比推力は 800-1000 秒程度に達すると期待されている。

レーザー熱交換ロケット

レーザーを用いた熱交換ロケット。1991年にKare^{10,11)}が提唱し、研究を行なっている。ミリ波熱交換ロケットと同様、熱交換器にビームを照射して単一推進剤にエンタルピーを供給、ターボポンプで昇圧してノズルにより加速する。

1. 1. 4 マイクロ波ロケット¹²⁾

打上げシステムの概要を図1-3に示す。システムは機体と地上設備とからなり、地上設備はミリ波ビームを発振、機体に照射する役割をもつ。地上設備は、打上げ時に必要となる電力を確保する蓄電システム、ミリ波出力を生成する発振システム、アンテナまで出力を伝送する伝送システム、アンテナ面において所望のビームプロファイルを得る制御システム、ビームを機体に照射するアンテナシステムからなる。機体は、照射されたミリ波ビームを回収する受電機構、ビームの電磁エネルギーを推進エネルギーに変換する推進機構、大気中の空気を取りこむ吸気機構からなる。

ビームは推進機構の内部で集光され、空気の絶縁破壊を誘起してプラズマを生成する。プラズマはビームのエネルギーを吸収しながら進展し、前方の空気を加熱・圧縮、衝撃波が伝播することで圧力が上昇し、推力が発生する。その作動プロセスの類似性から、しばしばパルスデトネーションエンジン（Pulsed Detonation Engine: PDE）として説明される。つまりマイクロ波ロケットは従来の意味合いのロケット推進ではなく、とくに大気中においては空気吸込み式のジェット推進といえる。

マイクロ波ロケットの最大の特徴は、推進剤と推進エネルギーの両方を外部から調達できることである。化学ロケットは燃料と酸化剤をともに搭載しなければならず、推進剤を加速するために推進剤が必要になるというジレンマを抱えている。スペースプレーンは推進中に大気を酸化剤として調達することで燃費向上を図ったものであり、ミリ波/レーザー熱交換ロケットは推進エネルギーを外部から調達することで燃費向上を図ったものである。そのような観点からすると、マイクロ波ロケット

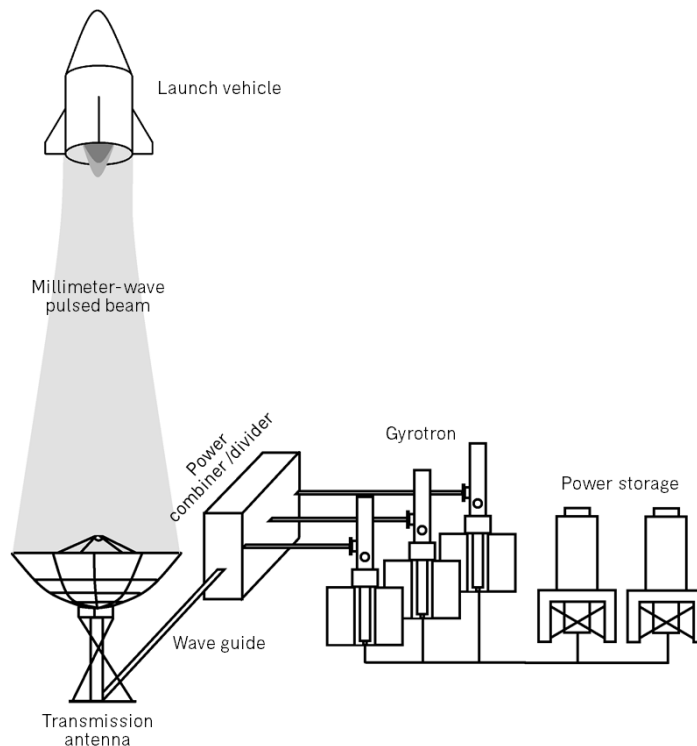


図1-3 マイクロ波ロケット打上げシステム

は（大気中推進であれば）理論上燃費ゼロという、究極の推進方式であるといえる。

マイクロ波ロケットの研究は、大出力ミリ波発振器であるジャイロトロン発展により可能となった。そのような大出力のジャイロトロンは、おもに核融合炉におけるプラズマの加熱用として開発が進められ、現在、国際協働のもとフランスで建設が進められている国際熱核融合実験炉 ITER¹³⁾では、1 MW 出力のジャイロトロン 24 基を束ね、20 MW の出力を達成する計画である。また ITER の後継である核融合原型炉 DEMO¹⁴⁾では、ジャイロトロンを束ねて 100 MW 程度のミリ波出力を達成する予定である。ジャイロトロンを用いた大規模ミリ波発振設備という点で、マイクロ波ロケットの地上設備は核融合装置と類似する。

1. 1. 5 高効率ミリ波伝送の必要性

マイクロ波ロケットを用いた打上げシナリオはこれまでもいくつか提案され^{15,16)}、その推進性能の高さが示されてきた。そのひとつに、マイクロ波ロケットとミリ波熱交換ロケットを組み合わせた二段式宇宙輸送システム (Two-Stage-to-Orbit: TSTO) がある (図 1-4)。全備質量は 60 kg 程度、ペイロード質量が 8 kg という小規模のもので、マイクロ波ロケットを用いたものとしてはもっとも規模の小さい、それゆえに実現性の高い打上げシステムだと考えられる。しかしながら、ロケットのスケールが小さいためにビームの伝送効率の確保が課題となる。伝送効率が確保できなければ、機体に比べて地上設備が“割に合わない”ほど巨大化し、あまり魅力的な提案とはならなくなるであろう。

その解決策として、多数のアンテナエレメントを配列し、それぞれの励振電界の位相と振幅とを制御することで所望のビームプロファイルを得ることのできるアクティブフェーズドアレイ技術が考えられる。飛行高度に合わせて送電アンテナの焦点距離を変化させることで、機体側の受電アンテナを小さくしつつ、広い高度領域にわたり高い伝送効率が確保できると期待される。このようなビームの動的制御をビーム推進に適用する具体的な検討はこれまでになされておらず、本研究の主として取り込む課題である。

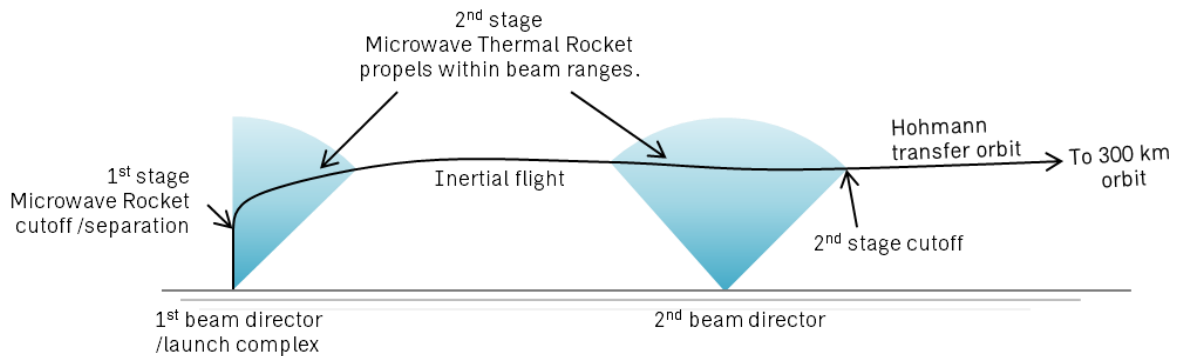


図 1-4 マイクロ波ロケットによる二段式宇宙輸送システム

1. 2 研究目的

本研究では、提案された打上げシナリオを可能とする地上設備のシステム構築を検討し、アクティブフェーズドアレイを採用する場合としない場合とを比較することで、アクティブフェーズドアレイがシステムに及ぼす影響を評価することが目的である。地上設備のシステム構築にあたっては、TSTOの軌道解析と組みあわせ、ITERなどの先進的な核融合装置を参考とする。

アクティブフェーズドアレイによるミリ波ビーム径制御の検討

- 伝送効率の計算
- 広い高度領域への対応の検討
- 最適なアレイ構成の検討

打上げシステムに与えるメリットの評価

- 地上設備の比較

1. 3 本論文の構成

第1章では本研究の背景と目的について述べた。第2章では過去の研究に基づき、軌道解析にあたり必要となる機体の設計パラメータについてその導出根拠を述べる。第3章では軌道解析の数値計算手法について述べ、本研究で対象とする打上げシナリオの解析結果を紹介する。第4章では軌道解析をもとに、アクティブフェーズドアレイを採用する場合としない場合とで地上設備のシステム構築を検討し、比較を行なうことでそのシステムメリットを評価する。第5章では本研究の結論を述べる。

第2章

要素設計

2. 1 推力モデル

マイクロ波ロケットの推力生成過程はパルスデトネーションエンジン (Pulsed Detonation Engine: PDE) として説明される。実際の現象は“ミリ波放電に起因する衝撃波”であり、正確にはデトネーションとはいえないが、ある程度の類似性を認めることはできる。とくに通常のものとは区別する場合には、マイクロ波支持デトネーション (Microwave Supported Detonation: MSD) と呼ばれる¹⁾。

図 2-1 に空気吸込み式 PDE サイクルを示す。マイクロ波ロケットの場合、点火プラグによる着火ではなくミリ波集光による絶縁破壊がサイクルの開始点であり、燃焼の伝播ではなくプラズマの伝播が波面を形成する。このプラズマに支持された衝撃波が開口端方向に伝播することで推進機内の圧力が上昇 (1)、開口端で発生した膨張波が閉口端に到達するまでのあいだ高圧が維持される (2)。膨張波は閉口端で反射して開口端方向へ伝播、全領域にわたり圧力が低下する (3)。外部から新鮮な空気を取りこみ (4)、次のサイクルに移行する。

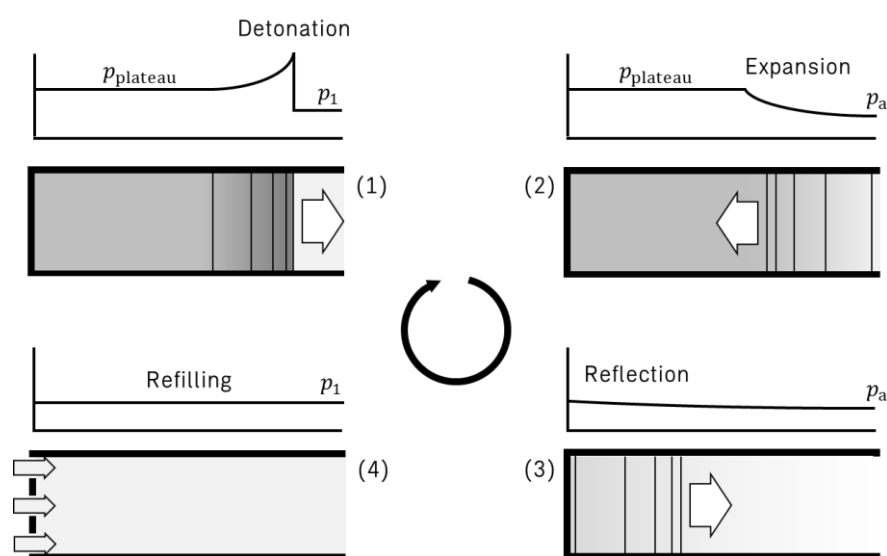


図 2-1 空気吸込み式 PDE サイクル

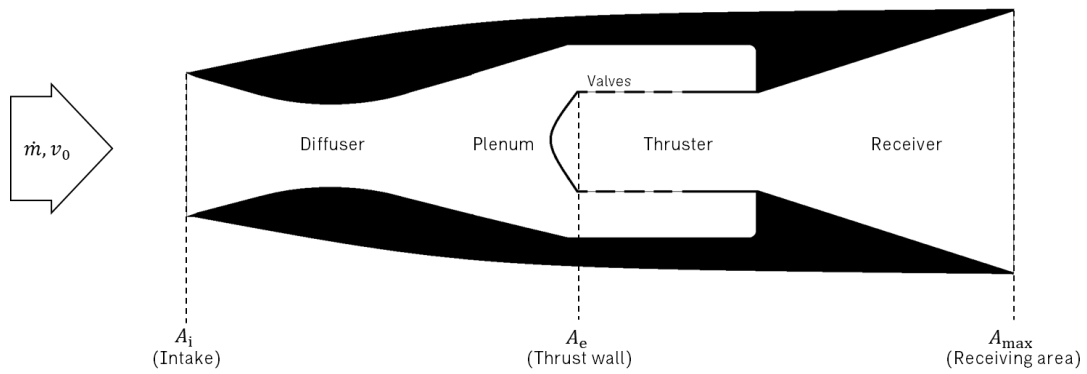


図 2-2 マイクロ波ロケットの模式図

図 2-2 にマイクロ波ロケットの便宜的な模式図を示す。インテークに始まる吸気機構があり、推進機構、受電機構という構成である。一般的に推力 T は内部推力 T_I と外部推力 T_E で構成され、内部推力は検査面における衝撃関数の差から求まる。検査面は任意の位置にとれるが、インテーク入口と推力壁にとると、推力壁においては流速がゼロなので、衝撃関数は圧力項のみとなる。またインテーク入口における圧力は周囲圧 p_a に等しい。

$$\begin{aligned}
 T &= T_I + T_E \\
 &= I_e - I_i + p_a(A_{\max} - A_e) - p_a(A_{\max} - A_i) \\
 &= p_e A_e - (p_a A_i + \dot{m} v_0) + p_a(A_i - A_e) \\
 &= (p_{th} - p_a) A_{th} - \dot{m} v_0
 \end{aligned} \tag{2-1}$$

推力壁における圧力 p_{th} は刻一刻と変動し、サイクル時間 τ_{cycle} における平均推力は

$$\bar{T} = \frac{1}{\tau_{cycle}} \int_0^{\tau_{cycle}} (p_{th} - p_a) A_{th} dt - \dot{m} v_0 \tag{2-2}$$

と表現できる。実際に波の伝播を解き、推力壁における圧力の時間履歴を計算すれば、式 2-2 から推力を見積もることができる。サイクル計算手法は通常の PDE サイクルを参考としており、実験結果と比較的良好な一致をみせている¹⁸⁾。

2. 2 推力特性

Nakagawa や Oda らによる初期の測定実験^{19,20)}により、この MSD をもっとも効率よく推力に変換できる設計領域が割りだされている。ビーム推進の性能を評価するうえで重要となる指標に運動量結合係数 C_m というものがあり、電力 P のビームを τ 秒間投入したときに発生する力積 I 、つまり、投入電力あたりの発生推力をあらわす。

$$C_m = \frac{I}{P\tau} \tag{2-3}$$

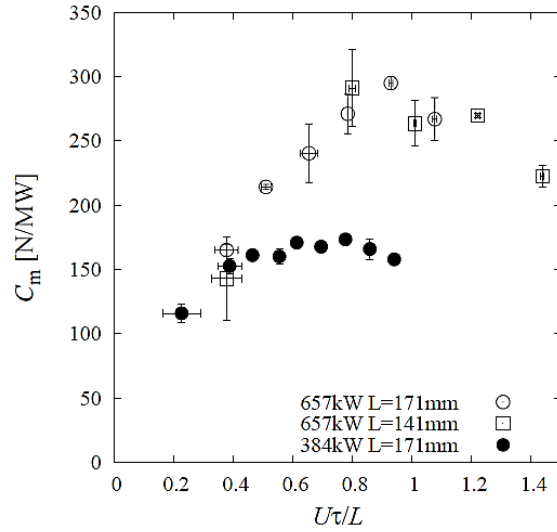


図 2-3 プラズマの進展距離と運動量結合係数の関係²⁰⁾

実験の初期段階においては、現在とは異なり、推進機モデルとして扁平的な形状を採用していた。しかしそういった形状のモデルで C_m を測定してみると、その値はパルス幅 τ を伸ばすほど小さくなってしまいうという結果が得られた。いっぽうでパルス幅を固定し、推進機の長さを伸ばしていくと、 C_m はある一定の値まで大きくなった。つまりプラズマ波面が推進機内を伝播するあいだに限って、ビームのエネルギーはロケットの運動量に結びつくということである。これを表現したグラフが図 2-3 である。横軸はプラズマの進展距離を推進機長 L で規格化したもので、その値 l が 0.7-0.9 あたりのとき C_m は最大となる。

$$l = \frac{U\tau}{L} \quad 2-4$$

プラズマの進展速度 U はビームの周波数とピーク電力密度 S_0 に依存しており、効率よく推力に変換できる領域の存在することが明らかになっている。Shimada²¹⁾によれば、ビーム周波数が 170 GHz の場合、 $S_0 \geq 121 \text{ kW/cm}^2$ で流れは Chapman-Jouguet 状態とみなせるようになり、 $S_0 = 196 \text{ kW/cm}^2$ で C-J デトネーション（波面下流が熱閉塞を起こした超音速レイリー流れ）となるが、この CJ 領域で高い C_m の得られることが観測されており、CFD による計算結果とも傾向的な一致をみせている。

ところでこの MSD のエネルギー変換過程は、PDE モデルにおける通常の C-J デトネーションとは異なることが示唆されている。推力をより正しく見積もるためには、プラズマの進展速度や空気の加熱率を正確に求める必要があるのだが、ビーム周波数への依存性など、まだよくわかっていない部分が多い。解明の待たれる研究課題のひとつである。

2. 2. 1 繰返しパルスにおける作動

実際にロケットとして持続的に推進させるためには、パルスビームを繰り返しかえし打ちこむ必要がある。その際にも、各サイクルの推力レベルを維持するような安定した作動を実現しなければならない。いままでの実験により、推進機の換気が不十分になると、発生力積の低下することがわかっている²²⁾。吸気性能をあらわす指標に部分充填率 (Partial Filling Rate: PFR) というものがあり、推進機体積に対する吸気体積の割合をあらわす。とくに推進機上流から吸気する場合は以下のように書ける。

$$\text{PFR} = \frac{u}{Lf} \quad 2-5$$

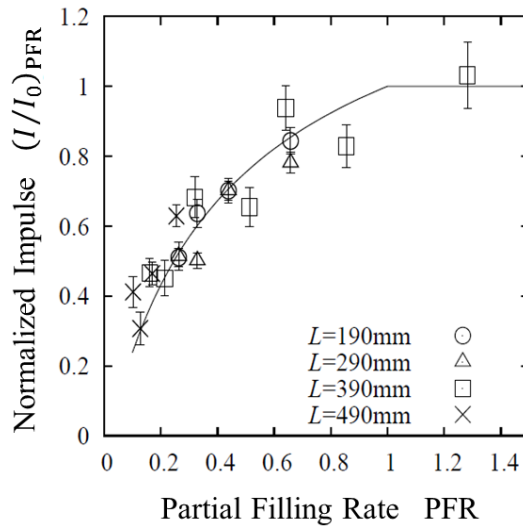


図2-4 部分充填率と発生力積の関係²²⁾

これは推進機長 L に対して、サイクル時間 $1/f$ のあいだにパルク速度 u で流入する空気が到達する割合を表している。図 2-4 は、 $PFR = 1$ のときの単パルスによる力積 I_0 と比較して、 PFR を変えたときに次のサイクルの力積 I がどの程度変化するかを示したものである。 PFR に比例して力積は回復していき、完全に換気できたとき ($PFR \geq 1$)、力積も完全に回復することがわかる。このように、繰返しパルスにおける作動では吸気性能が推進性能に大きく影響するので、吸気機構はマイクロ波ロケットにとり非常に重要なコンポーネントである。

2. 2. 2 低雰囲気圧における作動

プラズマの構造は雰囲気圧に依存しており、雰囲気圧が低下するとプラズマの進展速度は速まる。プラズマの進展速度 U が大きくなると式 2-4 の I が変化し、最適領域から外れると運動量結合係数 C_m は低下するが、パルス幅 τ や推進機長 L を調整して I を固定すると C_m はほとんど一定の値に留まる。つまり雰囲気圧が低下しても、条件を整えれば推力は維持される。しかし雰囲気圧が 0.1 atm を割ると、プラズマの構造が完全に崩れ、推力は観測されなくなる²³⁾。

実際のフライトでは、ラムジェットエンジンがそうするように、インテークに流入する空気をラム圧縮して推進機に送りこむことで、高高度でも推力レベルをある程度までは維持できると考えられる。またテレメトリからサイクル時間が割りだせれば、地上設備に反映させ、パルス幅を最適に制御することも可能である。当然、周囲大気が推進剤として利用できない領域を推進するには、搭載した推進剤を利用するロケットモードに切りかえるか、真空中も推進できるロケットと多段化する必要がある。

2. 3 推進機構

推進機構はMSDを伝播させるための単純な衝撃波管で、推進機と呼ばれている。上流の閉口端はミリ波を集光するミラーであると同時に、推進機内の圧力を受けもつ推力壁である。

2. 3. 1 設計パラメータ

推進機の設計パラメータは推進機長 L_{th} と断面積 A_{th} である。プラズマの進展度合 l と、ビームのピーク電力密度 S_0 の最適値をそれぞれ l_{opt} , S_{opt} とすると、前節で述べた推力特性から、推進機の設計パラメータは以下のように表すことができる。

$$L_{th} = \frac{U_{ionize} \tau_{pulse}}{l_{opt}} \quad 2-6$$

$$A_{th} = \frac{P}{S_{avg}} \quad 2-7$$

プラズマの進展速度を理論的に求める方法はなく、今のところは実験式に頼らざるをえない。周波数が 170 GHz の場合、大気圧下における電離波面の進展速度 U_{ionize} [m/s] はピーク電力密度 S_0 [kW/cm²] と次の関係にある。

$$U_{ionize} = 4.19S_0 - 14.9 \quad 2-8$$

推進機内の平均電力密度 S_{ave} は、受電直前のビーム形状と、後述する受電機構の設計とに依存するが、受電直前のビーム形状をガウシアンとするとピーク電力密度は平均の 2 倍となる。また受電機構によりビーム形状が変化し、ピーク電力密度が α 倍されれば、ピークは平均の 2α 倍となる。

$$S_{avg} = \frac{S_{opt}}{2\alpha} \quad 2-9$$

表 2-1 最適領域

l_{opt}	0.7 - 0.9
S_{opt}	121 - 196 kW/cm ² (170 GHz)

2. 3. 2 推進機長について

前項より、推進機長はパルス幅 τ_{pulse} により決定されることがわかるが、サイクル時間はパルス幅に比例するため、推進機長と推力性能（デューティ比）は無関係である。あるいは短いほうが推重比は向上し、熱損失による圧力低減が小さく、異常放電のリスクは低くなるだろう。ジャイロトロンも、例えば ITER で使用されているものを参照すると²⁴⁾、繰返し周波数は仕様で 5 kHz、パルス幅も数 μ 秒まで狭めることができるので、推進機長の制約になることはない。

しかしながら、推進機長を短くしていくと繰返し周波数が高くなり、それにより換気が不十分になれば荷電粒子が推進機内に残留し、推進機径路の途中で異常放電を惹き起こす火種となりうる。一方、推進機長を長くしても径路の途中で荷電粒子の残留するリスクは高まる。後述するリードバルブを用いた吸気機構では、推進機長を伸ばすほど吸気性能は向上するとされているが、比例して径路の途中に増加する凹凸により異常放電が発生しやすくなる。このように、推進機長の一般化は困難であり、吸気機構とあわせて検討する必要がある。

2. 4 吸気機構

吸気機構はマイクロ波ロケットの推進性能を最も左右する要素のひとつである。図 2-2 でも示したように、空気を取りこむインテーク（超音速ディフューザ）、非定常作動を安定化させるプレナム、推進機に空気を送りこむバルブシステムから構成される。開発の要はバルブシステムであり、現在、リードバルブを用いた吸気システムが検討されている。

2. 4. 1 強制吸排気システム

吸気性能が推力性能に与える影響を初めて測定したときに採用した方式は、図 2-5 上に示すような推進機上流からの強制吸排気システムだった²⁵⁾。推進機の閉口端と高圧タンクをチューブで接続し、バルブで流速を制御しながら空気を流しこむという単純な形式である。式 2-5 で説明したとおり、流速 u を大きくして部分充填率 PFR を 1 に近づけるほど推力性能は回復する。

2. 4. 2 リードバルブ吸気システム

上流から流しこむ強制吸排気システムでは換気に時間がかかるといった問題意識から、その後、推進機の側面にリードバルブを装着する方式が提案された（図 2-5 下）。リードバルブなら電気的な制御がいらず、周囲に対して負圧になれば自動的に吸気がおこなわれるという利点がある²⁶⁾。ところが実験をおこなうと、期待していた吸気性能は得られなかった。 PFR は 0.1-0.2 程度、加えて推進機の途中では異常放電が発生した。リードバルブを取りつけることで生じる推進機内の凹凸に電力が集中して放電すると、ビームが遮られて推力は著しく低下する²⁷⁾。この現象はパルス周波数をあげると顕著となり、持続的な推力を生成することができない。

現在ではこの吸気性能を向上すべく、CFD による解析が意欲的におこなわれている。最新の研究では、ある程度の機速とプレナム体積が確保できれば、現在の設計でも PFR は 0.6 程度にまで達すると推算されている。しかし到達までの吸気時間が長く、サイクル平均の推力はむしろ低下する。サイクル時間に占める力積生成時間の割合を推力デューティ比 Φ_{thrust} と定義すると、 Φ_{thrust} と PFR とのあいだには吸気機構に特有の応答関係が存在するが、現在の設計の場合、 $\Phi_{thrust} = 0.45$ ($PFR = 0.4$) のときに平均推力は最大となる。しかし実際に軌道解析をおこなうと、これは十分な吸気性能とはいえない（3.3.2 で詳述）。実用レベルに引き上げるには、より応答性の高い吸気機構の考案が求められる。

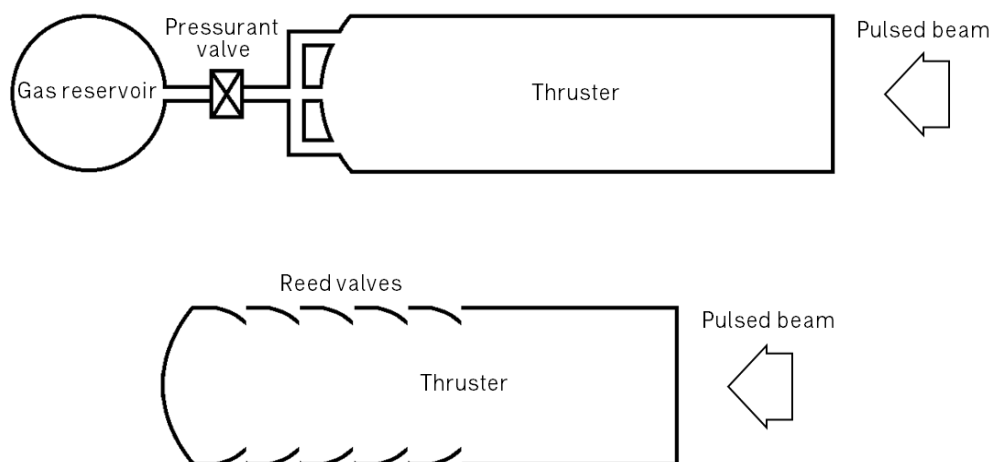


図 2-5 強制吸排気システム（上）とリードバルブ吸気システム（下）

2. 5 受電機構

推進機に直接ビームを投入するには推進機は小さすぎる。ビームの長距離伝送を実現させるには、ある程度の広がりをもつビームを回収して推進機に送りこむ受電機構が必要となる。現在検討されているのは、テーパ型の管でビームを推進機に誘導する方式である。

2. 5. 1 受電テーパ管

ビームは複数回反射して推進機に入射する。したがって、自由空間と推進機内とでビームの電力密度分布は変化する。またテーパ管の形状が円錐か多角錐かによっても推進機内に作りだされる電力密度分布は異なる^{28,29)}。ビームが推進機に入射せずに反射して地上に戻るという事態を避けながら、推進機内において最適な電力密度分布となるように設計する。

2. 5. 2 円錐型受電テーパ管の設計

受電テーパ管の基本形状を図2-6に示す。ビームの波長に比べて機構が充分に大きいので、ビームの反射径路は幾何光学的に計算することができる。 N 回までの反射を許容する受電テーパ管の長さ L_r と入口径 D_m の比、および出口径 D_{out} (=推進機径)と入口径 D_m の比は以下のように書ける。

$$\frac{L_r}{D_{in}} = \sum_N \frac{1}{\tan \theta_N + \tan \theta_t} \prod_{n=1}^{N-1} \left[1 - \frac{2 \tan \theta_t}{\tan \theta_n + \tan \theta_t} \right] \quad 2-10$$

$$\frac{D_{out}}{D_{in}} = \frac{1}{\tan \theta_N + \tan \theta_t} \prod_{n=1}^{N-1} \left[1 - \frac{2 \tan \theta_t}{\tan \theta_n + \tan \theta_t} \right] \quad 2-11$$

$$\theta_N = 2N\theta_t \quad 2-12$$

θ は受電テーパ管のテーパ角である。 N 回目の反射角 $\theta_N > \pi/2$ となる領域のビームは推進機に入射できない。図2-7に示す結果をみると、受電径の拡大にも限界があることがわかる。

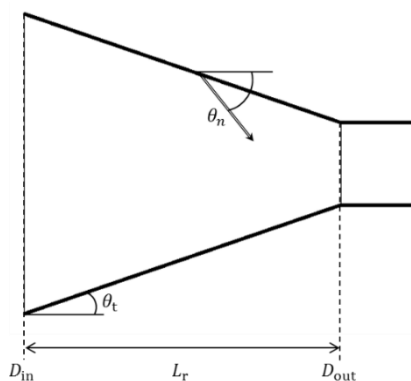


図2-6 受電テーパ管の基本形状

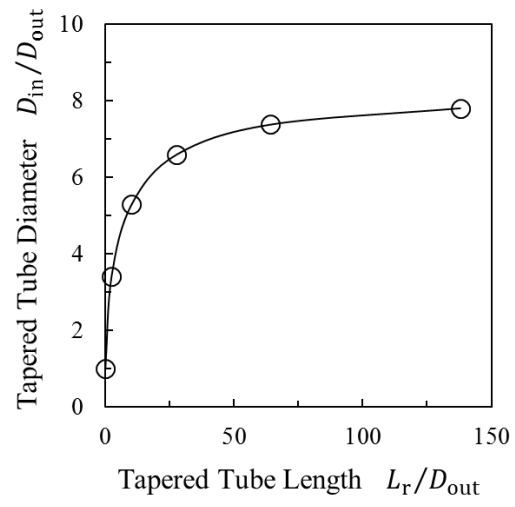


図2-7 受電テーバ管の長さとう口径の関係

第3章

打上げ軌道解析

3. 1 軌道解析の数値計算法

以下、本研究で採用している軌道解析手法をまとめる。支配方程式は以下のとおり、3次元空間における3自由度の運動方程式とし(図3-1)、4次のRunge-Kutta法で時間積分を行なう。地球は回転球体とし、重力は逆二乗則に従うものとする。大気モデルはUS Standard Atmosphere 1976³⁰⁾を用いる(図3-2)。機体に作用する外力は推力、重力、空気抵抗とし、揚力は無視する。推力線と機体軸は一致するものとし、推力偏向角は考慮しない。風は機速に比べて十分に小さいものとし、飛行径路に与える影響は無視する。ビームの発散はガウシアンビームに従い、大気による減衰はLine-by-Line法³¹⁾で計算する。

$$\frac{d^2 r}{dt^2} = r \left(\frac{d\vartheta}{dt} \right)^2 + r \cos^2 \vartheta \left(\frac{d\varphi}{dt} \right)^2 - \frac{\mu}{r^2} + \frac{(T - D) \sin \beta}{m} \quad 3-1$$

$$\frac{d^2 \vartheta}{dt^2} = -\sin \vartheta \cos \vartheta \left(\frac{d\varphi}{dt} \right)^2 - \frac{2}{r} \frac{dr}{dt} \frac{d\vartheta}{dt} + \frac{(T - D) \cos \beta \cos \gamma}{mr} \quad 3-2$$

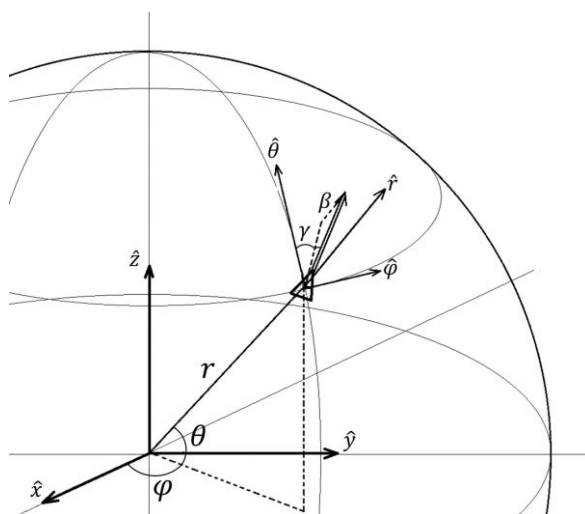


図3-1 空間極座標

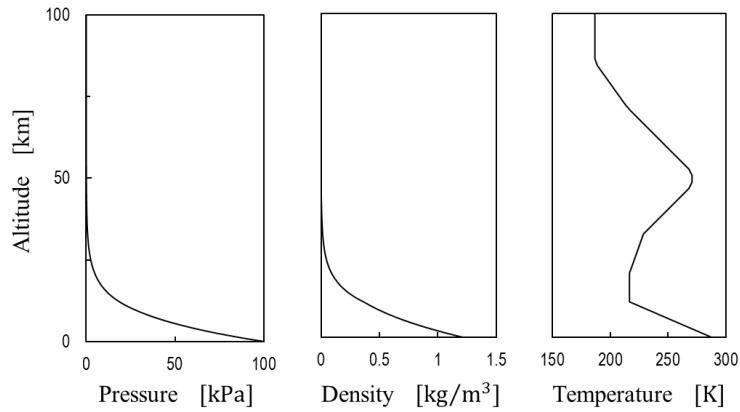


図 3-2 標準大気モデル (圧力, 密度, 温度)

$$\frac{d^2\varphi}{dt^2} = 2 \tan \vartheta \frac{d\vartheta}{dt} \frac{d\varphi}{dt} - \frac{2}{r} \frac{dr}{dt} \frac{d\varphi}{dt} + \frac{(T - D) \cos \beta \sin \gamma}{mr \cos \vartheta} \quad 3-3$$

ここで, r は地心距離, θ は緯度, φ は経度, β は慣性飛行経路角, γ は慣性飛行方位角, m は機体質量を表し, T は推力, D は空気抵抗である. マイクロ波ロケットの質量は, 前章で述べた要素設計に従い各寸法を決定したあと, 材料をアルミニウム, 肉厚を半径の 1/1000 として算出したものに, 30% のマージンを加えたものとする. 推力は次節のサイクル計算手法により求める.

3. 1. 1 空気抵抗

前面面積 A の機体が機速 v_0 で, 密度 ρ の大気中を推進するとき生じる空気抵抗は次式で表される. 前面面積としては, 機体の最大断面積となる受電テーパ管の断面積を採用する.

$$D = \frac{1}{2} \rho v_0^2 A C_D \quad 3-4$$

機体に揚力がはたらかず, 空気抵抗として表面摩擦抵抗と底面抵抗のみを考慮すると, 抵抗係数 C_D は以下の推算式により求まる³²⁾.

$$C_D = C_{Df} + C_{Db} = C_f \left[1 + \frac{60}{(L/D)^3} + 0.0025 \left(\frac{L}{D} \right) \right] \frac{S_s}{A} + C_{Db} \quad 3-5$$

L は機体の全長, D は機体の最大径, S_s は底面を除いた機体の表面積である. 表面摩擦係数 C_f はマッハ数 M を用いて, 以下の近似式で与えられる.

$$C_f = 0.03703 R_e^{-0.155079} (1 + 0.00798M - 0.1813M^2 + 0.0632M^3 - 0.00933M^4 + 0.000549M^5) \quad 3-6$$

圧縮性流体のレイノルズ数 Re も同様にマッハ数を用いれば以下の近似式で与えられる.

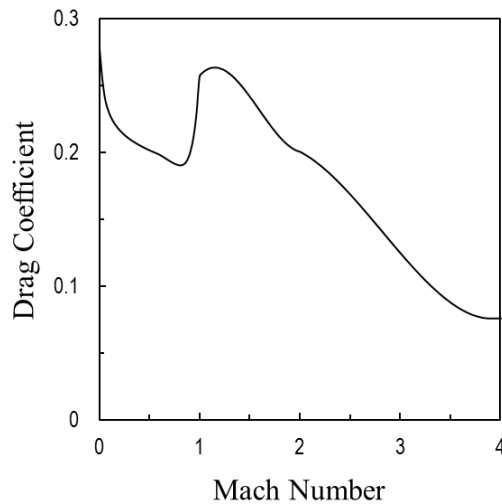


図 3-3 抵抗係数 ($L=2.85$ m, $D=1.0$ m, $S_s=7.16$ m², $A=0.785$ m²)

$$R_e = \frac{a_a M L}{12 \nu_a} (1 + 0.0283M - 0.043M^2 + 0.2107M^3 - 0.03829M^4 + 0.002709M^5) \quad 3-7$$

a_a は周囲空気の音速, ν_a は動粘性係数である. 底面が機体の最大径となるとき, $M \in [0, 0.6]$ において底面抵抗係数 C_{Db} は次式で与えられる.

$$C_{Db} = 0.029 / \sqrt{C_{Df}} \quad 3-8$$

$M \in [0.6, \infty]$ のとき, $M=0.6$ における底面抵抗係数 $C_{Db \text{ at } M=0.6}$ を用いれば底面抵抗係数 C_{Db} は次式で与えられる.

$$C_{Db} = f_b \cdot C_{Db \text{ at } M=0.6} \quad 3-9$$

$$f_b = \begin{cases} 1 + 215.8(M - 0.6)^6 & (0.6 < M \leq 1.0) \\ 2.0881(M - 1)^3 - 3.7938(M - 1)^2 + 1.4618(M - 1) + 1.8839 & (1.0 < M \leq 2.0) \\ 0.297(M - 2)^3 - 0.7937(M - 2)^2 + 0.1115(M - 2) + 1.6401 & (2.0 < M) \end{cases}$$

海面上における抵抗係数 C_b の計算の一例を図 3-3 に示す.

3. 1. 2 大気減衰

大気中を伝播する電磁波は, 水蒸気や酸素分子といった大気中粒子によりエネルギーが吸収されて減衰する. Line-by-Line 法により求まる大気ガス減衰係数 $\gamma(h)$ [dB/km]を用いると, 天頂方向へ, 高度 h_0 から h に電磁波を伝播させたときの全減衰量 A はその積分により求まる.

$$A = \int_{h_0}^h \gamma(h) dh \quad 3-10$$

したがって、大気減衰係数 η_{att} は次式で与えられる。

$$\eta_{att} = 10^{-A/10}$$

3-11

図 3-4 上に、高度 0 km から天頂方向へビームを向けたときの、無限遠方における大気減衰係数と周波数の関係を示す。ミリ波ビームの長距離空間伝送にとって、90 GHz 前後と 140 GHz 前後が減衰の少ない“大気の窓”であることが見てとれる。おもな周波数の、大気減衰係数と高度の関係を図 3-4 下に示す。大気密度の濃い高度 5 km あたりまでの減衰がとくに著しいことがわかる。

本研究ではとくに断わりがないかぎり、ビームの周波数は 140 GHz を採用して検討をおこなっている。すでに MW クラスのジャイロトロンが存在しているうえ、大気による減衰が比較的小さく、かつ直進性が高いので、マイクロ波ロケットへの応用に適している周波数のひとつである。

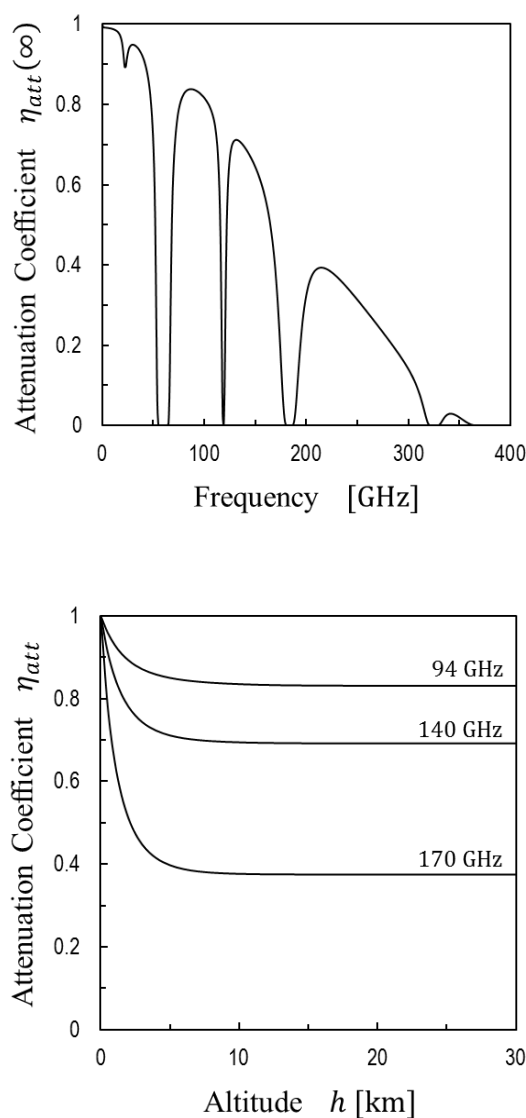


図 3-4 減衰係数の周波数依存（上）と高度依存（下）

3. 2 サイクル計算法

マイクロ波ロケットの推力を推算するには、式2-2で説明したように、推力壁における圧力変動の時間履歴を算出しなければならない。以下、本研究で採用しているサイクル計算法をまとめる。PDE サイクルの簡易的な解析では、衝撃波管における波の一次元伝播を逐次的に解く。作動流体は比熱比一定の理想気体とし、壁面における熱損失を無視する。

3. 2. 1 MSD の伝播

Chapman-Jouguet の条件を仮定すると、デトネーション波の伝播速度 D_{CJ} は以下のように書ける。 q は CJ デトネーションにおける加熱源の比エネルギーである。

$$D_{CJ} = \sqrt{\frac{r^2 - 1}{2}q + a_1^2} + \sqrt{\frac{r^2 - 1}{2}q} \quad 3-12$$

$$q = \frac{S_{avg}}{\rho_1 D_{CJ}} \quad 3-13$$

デトネーション波後面の状態は以下のように表される。 M_{CJ} は D_{CJ} のマッハ数で、 $M_{CJ} = D_{CJ}/a_1$ である。

$$\frac{a_2}{a_1} = \frac{\gamma M_{CJ}^2 + 1}{(\gamma + 1)M_{CJ}} \quad 3-14$$

$$\frac{p_2}{p_1} = \frac{\gamma M_{CJ}^2 + 1}{\gamma + 1} \quad 3-15$$

$$M_2 = \frac{M_{CJ}^2 - 1}{\gamma M_{CJ}^2 + 1} \quad 3-16$$

デトネーション波背後には希薄波がつづき、推力壁近傍における状態は一定に保たれる。図3-5上のように、デトネーション波後面と希薄波波頭の状態が等しいと仮定すると、推力壁近傍の状態は以下のように表される。

$$\frac{a_3}{a_2} = 1 - \frac{\gamma - 1}{2}M_2 \quad 3-17$$

$$\frac{p_3}{p_2} = \left(1 - \frac{\gamma - 1}{2}M_2\right)^{2\gamma/(\gamma-1)} \quad 3-18$$

デトネーション波の伝播所要時間と、最適なパルス幅は次のように書ける。

$$\tau_1 = \frac{L_{th}}{D_{CJ}} \quad 3-19$$

$$\tau_{pulse} = l_{opt}\tau_1 \quad 3-20$$

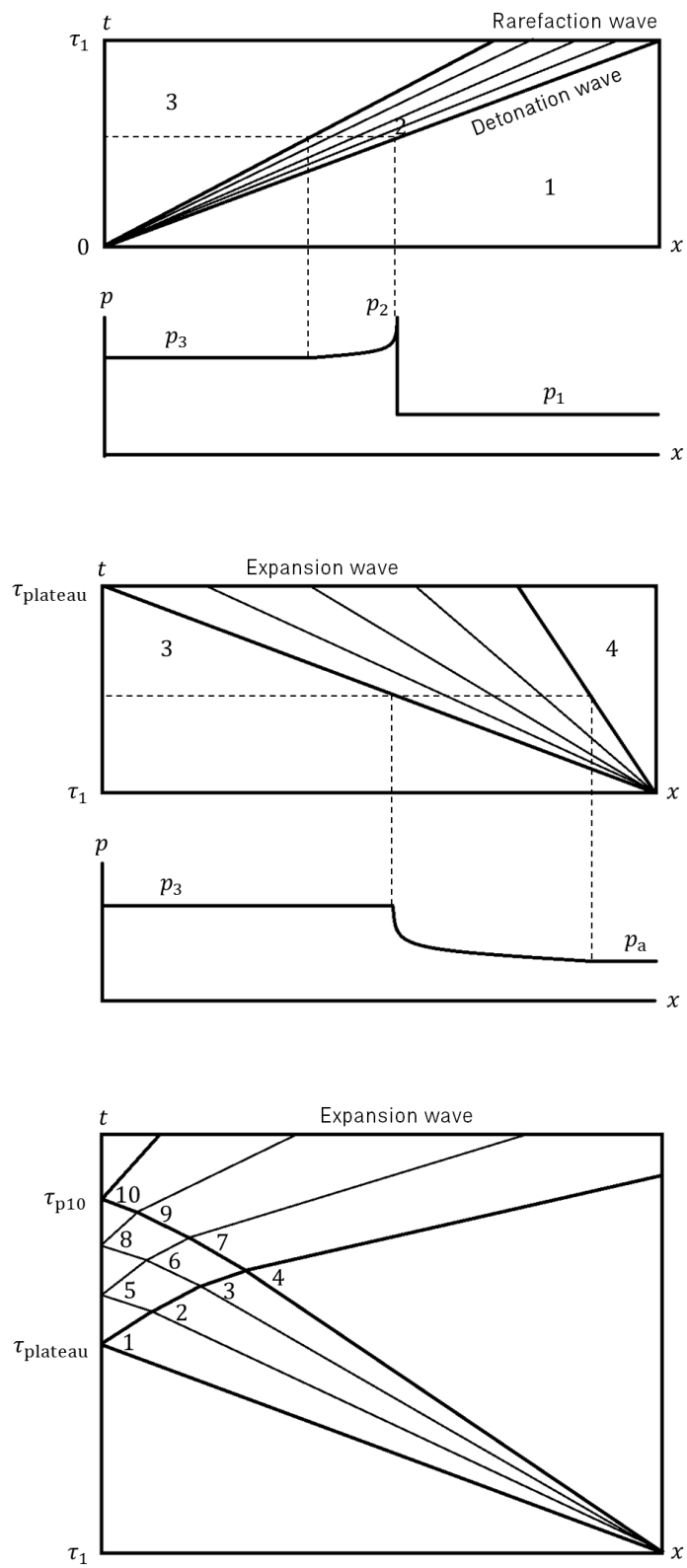


図 3-5 推進機内における模式的な特性曲線の x-t ダイアグラム (上: MSD の伝播, 中: 膨張波の伝播, 下: 膨張波の入射と反射)

3. 2. 2 膨張波の伝播

図 3-5 中のように、デトネーション波が開口端に達すると、膨張波が発生して閉口端のほうに伝播、排気がおこなわれる。膨張波の伝播構造は推進機内の状態により、波尾が伝播する場合としない場合とに分かれる。膨張波背後における音速と流速は以下の式で求まる。

$$a_4 = a_3 - \frac{\gamma - 1}{2} u_4 \quad 3-21$$

$$u_4 = \frac{2a_3}{\gamma - 1} \left[1 - \left(\frac{p_4}{p_3} \right)^{(\gamma-1)/2\gamma} \right] \quad 3-22$$

ここで膨張波背後における圧力 p_4 は雰囲気気圧 p_a に等しい。 $u_4 > a_4$ となる場合、つまり次式が成立する場合、膨張波の波尾は伝播せず、 $u_4 = a_4$ となる。

$$\frac{p_4}{p_3} < \left(\frac{2}{\gamma + 1} \right)^{2\gamma/(\gamma-1)} \quad 3-23$$

波尾が伝播する場合

膨張波はデトネーション波が開口端に達すると同時に発生するとし、その際の波同士の干渉はないものとする。このとき、プラトー圧の継続時間は以下のように表される。

$$\tau_{\text{plateau}} = \tau_1 + \frac{L_{\text{th}}}{a_3} \quad 3-24$$

膨張波は閉口端に達すると反射し、干渉する。このときの推力壁における圧力変動は、図 3-5 下のような特性曲線を描くことで算出することができる。ここでは簡単のため、点 1、点 4、点 10 の 3 点のみを採用する。点 4 と点 10 のリーマン不変量は等しいので、点 10 における状態は次のように求まる。

$$a_{p10} = a_4 - \frac{\gamma - 1}{2} u_4 \quad 3-25$$

$$\frac{p_{p10}}{p_4} = \left(1 - \frac{\gamma - 1}{2} \frac{u_4}{a_4} \right)^{2\gamma/(\gamma-1)} \quad 3-26$$

つぎに波尾が推力壁に達する時刻、つまり点 10 の時刻 τ_{p10} を求める。点 4 の乗る特性曲線 C_+ 、 C_- はそれぞれ以下のように書ける。

$$\frac{x - L_{\text{th}}}{t - \tau_1} = u_4 - a_4 \quad 3-27$$

$$\frac{x}{t - \tau_{\text{plateau}}} = \left(\frac{dx}{dt} \right)_{p1-p4} \quad 3-28$$

これらの式を連立すれば、点4の位置 x_{p4} と時刻 τ_{p4} は次のように求まる。

$$x_{p4} = \frac{L_{th} + (\tau_{plateau} - \tau_1)(u_4 - a_4)}{1 - \left(\frac{dt}{dx}\right)_{p1-p4} (u_4 - a_4)} \quad 3-29$$

$$\tau_{p4} = \tau_1 + \frac{\tau_{plateau} - \tau_1 + L_{th} \left(\frac{dt}{dx}\right)_{p4-p10}}{1 - \left(\frac{dt}{dx}\right)_{p1-p4} (u_4 - a_4)} \quad 3-30$$

特性曲線の平均勾配は以下のとおりである。

$$\left(\frac{dt}{dx}\right)_{p1-p4} = \tan \left\{ \frac{1}{2} \left[\tan^{-1} \left(\frac{1}{a_3} \right) + \tan^{-1} \left(\frac{1}{u_4 + a_4} \right) \right] \right\} \quad 3-31$$

$$\left(\frac{dt}{dx}\right)_{p4-p10} = \tan \left\{ \frac{1}{2} \left[\tan^{-1} \left(-\frac{1}{a_{p10}} \right) + \tan^{-1} \left(\frac{1}{u_4 - a_4} \right) \right] \right\} \quad 3-32$$

以上の各関係式を用いれば、波尾が推力壁に達する時刻 τ_{p10} は以下のよう求まる。

$$\tau_{p10} = \tau_{p4} - x_{p4} \left(\frac{dt}{dx}\right)_{p4-p10} \quad 3-33$$

圧力低下が起こる時刻 $t \in [\tau_{plateau}, \tau_{p10}]$ における推力壁の圧力は次式で見積もられる。

$$p_{th}(t) = p_3 \left\{ 1 - \frac{\tau_{p10} - \tau_1}{\tau_{p10} - \tau_{plateau}} \cdot \frac{t - \tau_{plateau}}{t - \tau_1} \left[1 - \left(\frac{p_{p10}}{p_3} \right)^{\frac{\gamma-1}{2\gamma}} \right] \right\}^{2\gamma/(\gamma-1)} \quad 3-34$$

波尾が伝播しない場合

図 3-6 に波尾が伝播しない場合の特性曲線を示す。推力壁における圧力の時間履歴を定量的に求める近似解は、Endo ら³³⁾により定式化されている。

$$\tau_{plateau} = \tau^* + \frac{x^*}{a_3} \quad 3-35$$

$$\tau^* = \tau_1 \left(\frac{M_{CJ}^2 + 1}{\gamma M_{CJ}^2 + 1} \cdot \frac{\gamma + 1}{2} \right)^{(\gamma+1)/2(\gamma-1)} \quad 3-36$$

$$x^* = L_{th} \frac{M_{CJ}^2 + 1}{2M_{CJ}^2} \left(\frac{M_{CJ}^2 + 1}{\gamma M_{CJ}^2 + 1} \cdot \frac{\gamma + 1}{2} \right)^{(\gamma+1)/2(\gamma-1)} \quad 3-37$$

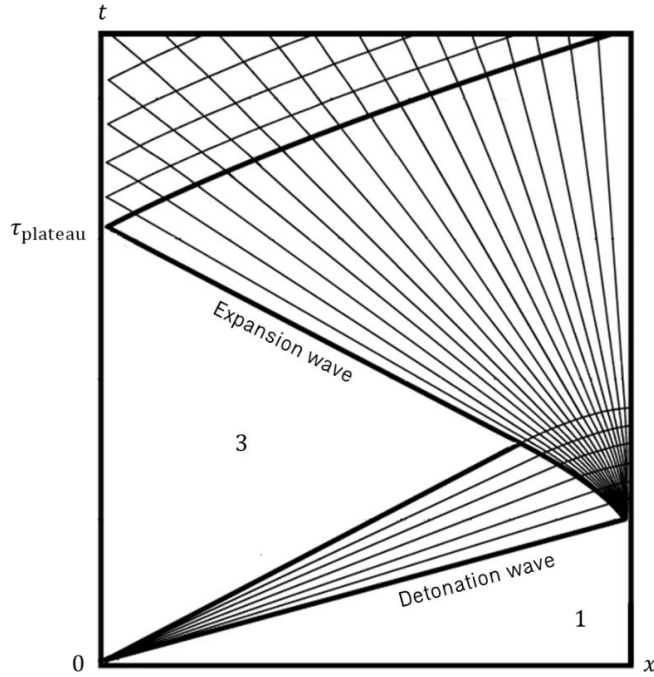


図 3-6 波尾が伝播しないときの推進機内における模式的な特性曲線をあらわす x-t ダイアグラム³³⁾

圧力低下が起こる時刻 $t \in [\tau_{\text{plateau}}, \infty]$ における推力壁の圧力は次式で見積もられる。式中の各係数は比熱比 $\gamma = 1.4$ のとき、 $(k_A, k_B, k_C) = (0.6738, 2.916, 0.5356)$ で与えられる。

$$p_{\text{th}}(t) = p_3 \left\{ k_A \exp \left[-\frac{k_B a_3 (t - \tau_{\text{plateau}})}{L_{\text{th}}} \right] + (1 - k_A) \exp \left[-\frac{k_C a_3 (t - \tau_{\text{plateau}})}{L_{\text{th}}} \right] \right\} \quad 3-38$$

3. 2. 3 吸気

膨張波が推力壁で反射すると推進機内の圧力は低下していき、周囲に対して負圧となると吸気が開始される。2 節でも述べたが、完全な吸気がおこなわれれば推力が損なわれることはない。しかし実際には吸気は完全ではなく、図 2-6 で示したように推力が低減する。図 2-6 の $\text{PFR} \in [0, 1]$ における曲線は以下の近似式で与えられる。

$$(I/I_0)_{\text{PFR}} = -1.0107\text{PFR}^4 + 3.2003\text{PFR}^3 - 4.0747\text{PFR}^2 + 2.8851\text{PFR} \quad 3-39$$

したがって任意の PFR を与えたときのサイクル平均推力は、式 2-2 を変形して次のように書くことができる。ただし吸気の応答性は吸気機構に固有のものであるため、通常、 PFR を与えると吸気時間が定まり、サイクル時間 τ_{cycle} が定まる（逆もまた然り）。また吸気の影響を重複して評価してしまわないよう、吸気後の推進機の状態は完全に換気されたものとして、淀み点状態を採用する。

$$\bar{T} = \frac{(I/I_0)_{\text{PFR}}}{\tau_{\text{cycle}}} \int_0^{\tau_{\text{cycle}}} (p_{\text{th}} - p_a) A_{\text{th}} dt - \text{PFR} \rho_a V_{\text{th}} \cdot v_0 \quad 3-40$$

3. 3 打上げ軌道解析

マイクロ波ロケットを適用した打上げシナリオはいくつか検討されているが、本研究では、一段目にマイクロ波ロケット、二段目にミリ波熱交換ロケットとした二段式宇宙輸送システム (Two-stage to-orbit: TSTO) ¹⁶⁾を研究の対象としている。まず、そのベースとなった「UAVによるミリ波熱交換ロケットの空中発射」³⁴⁾という打上げシナリオを紹介する。

Parkinらは図3-7に示すような、ミリ波熱交換ロケットをUAVにより空中発射させるシナリオを提案した。全備質量50kgの機体で、UAVにより高度20km程度に持ちあげられ、空中発射、150kmのビームレンジ内を飛行したあとカットオフ、ホーマン軌道を辿り、高度300kmの低軌道 (Low Earth Orbit: LEO) に2kgのペイロードを投入するというものである。

しかしながらこのシナリオには、UAVを用いるために生じるいくつかの問題点がある。ひとつはUAVの開発製造費が法外であること (Parkinの試算によれば、開発費 ~\$12B, 製造費 ~\$17M)、ひとつは飛行時間が長く (~1hr)、液体水素の蒸発や周囲酸素の凝固を防ぐ対策が必要であること、そしてもうひとつは空中発射時の高度が低く (~20km)、速度がゼロに等しいことである。また空中発射時には相当な角度でビームを傾けなければならず (~80deg)、大気による屈折や減衰が著しくなると予想される。

そこで、このUAVをマイクロ波ロケットに置き換えるというシナリオが提案された。マイクロ波ロケットであれば、開発製造費が安く、飛行時間も短く、高度と速度を大きく稼ぐことができ、したがってUAVによる問題をきれいに解決することができる。

表 3-1 ミリ波熱交換ロケット諸元

全備質量	50 kg
構造質量	11 kg
推進剤質量	37 kg
ペイロード質量	2 kg (4%)
真空比推力	721 sec
推進剤流量	0.37 kg/s (H ₂)
吸収パワー	10 MW
熱交換器面積	1.67 m ²

3. 3. 1 ミクロ波ロケットとミリ波熱交換ロケットのTSTO

マイクロ波ロケットをUAVと置き換えて一段目とし、ミリ波熱交換ロケットを二段目としたTSTOの軌道設計の概略を図3-8に示す。このシナリオでは、二箇所のビーム基地を用いて高度300kmのLEOにペイロードを投入する。まず第一基地を用

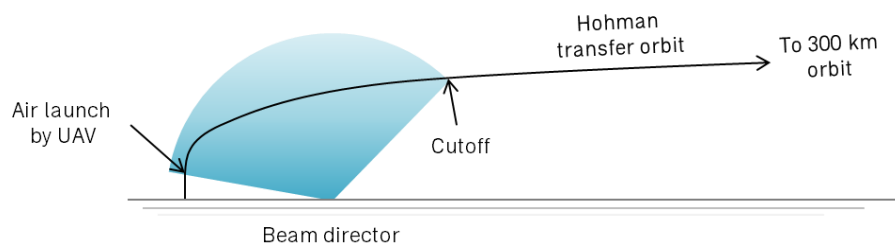


図 3-7 Parkinらの提案するミリ波熱交換ロケットの打上げシナリオ

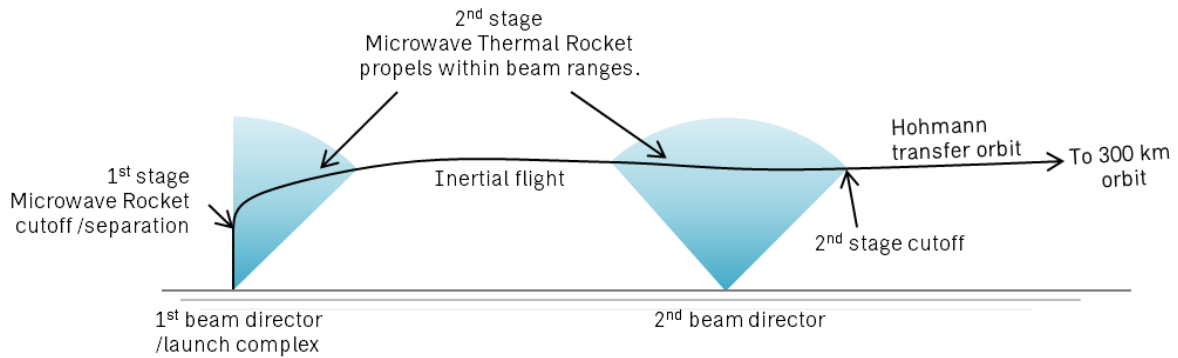


図 3-8 マイクロ波ロケットとミリ波熱交換ロケットのTSTO

いて一段目を鉛直方向に駆動し、高度 30 km 付近において 1 km/s を達成、分離後、二段目を水平方向に駆動し、高度 70 km 付近において 3 km/s を達成、第二基地のビームレンジに入るまで慣性飛行を行なう。その後、第二基地のビームレンジ内において、高度 90 km 付近を水平方向に推進して 7.6 km/s を達成、ホーマン軌道を辿り、高度 300 km において軌道投入に必要な対地速度 7.2 km/s を得る (図 3-9)。

このシナリオでは、一段目のマイクロ波ロケットの実質的な速度増分は 1.0 km/s であり、最終的に獲得する 7.2 km/s からすると小さく感じられるかもしれないが、大気密度の非常に濃い領域を、燃料を消費せずに加速できる利点は非常に大きい。表 3-3 に示すように、一段目が空気抵抗と重力とによる速度損失を最大限に補償することで、二段目は速度損失の影響をほとんど受けずに推進することができ、結果、ペイロード質量が 2 kg から 8 kg に、ペイロード比にして 4% から 13% に増加するという大幅な性能の向上がみられた。

表 3-2 TSTO 諸元

全備質量	62 kg
構造質量	17 kg
推進剤質量	37 kg
ペイロード質量	8 kg (13%)

表 3-3 速度増分収支 (km/s)

	1 段目	2 段目	合計
推力	+6.38	+6.97	+13.35
重力	-0.79	-0.60	-4.76
空気抵抗	-4.59	-0.17	-1.39
合計	1.0	6.2	7.2

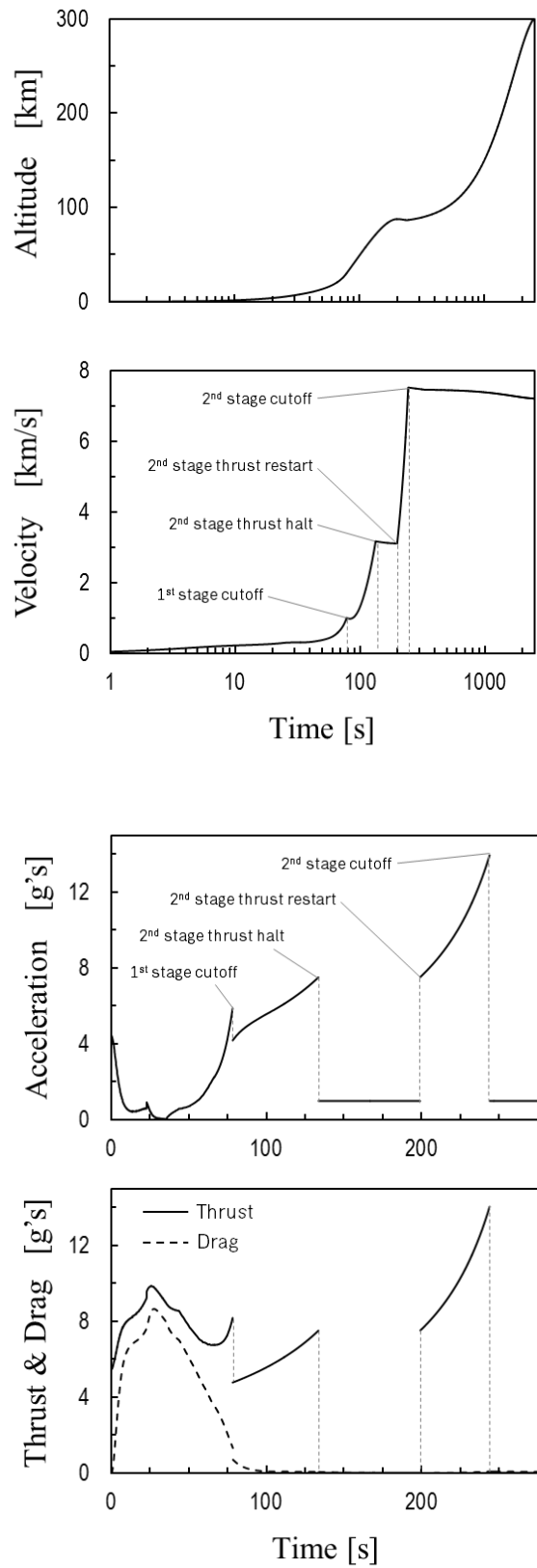


図 3-9 打上げ軌道解析結果 (飛行高度, 対地速度, 加速度, 推力と空気抵抗の時間履歴)

3. 3. 2 吸気性能と投入パワーの関係

マイクロ波ロケットに必要な投入パワーは、推進性能、つまり吸気性能に大きく左右される。4節で既に述べたが、現在検討されているリードバルブ吸気システムでは、推力デューティー比 $\Phi_{thrust}=0.45$ ($PFR=0.4$) のときに推進性能が最大になるとされている。シナリオの成立に必要な投入パワーと吸気性能の関係を軌道解析から求めると図 3-10 のようになるが、現在の設計では、最低でも 86MW (avg. 8.1MW) のパワーを投入しなければならないことがわかる (打上げ重量が 1kg/MW を下まわっており、実用的な性能とはいえない)。

むしろ吸気性能が改善されれば要求される投入パワーは小さくなる。単純な比較はできないかもしれないが、 PFR より Φ_{thrust} のほうが推進性能に与える影響の大きいことが見てとれる。仮に吸気性能がいまより 2 割ほど改善し、 $\Phi_{thrust} = 0.6$ において $PFR=0.6$ を達成することができれば、必要な投入パワーは 43MW (avg. 5.8MW) と現在の設計の半分となり、これは十分に実用的な性能といえる。

表 3-4 マイクロ波ロケット諸元

全備質量	5.9 kg
投入パワー	43 MW (avg. 5.8 MW)
全長	1.4 m
受電径	1.0 m

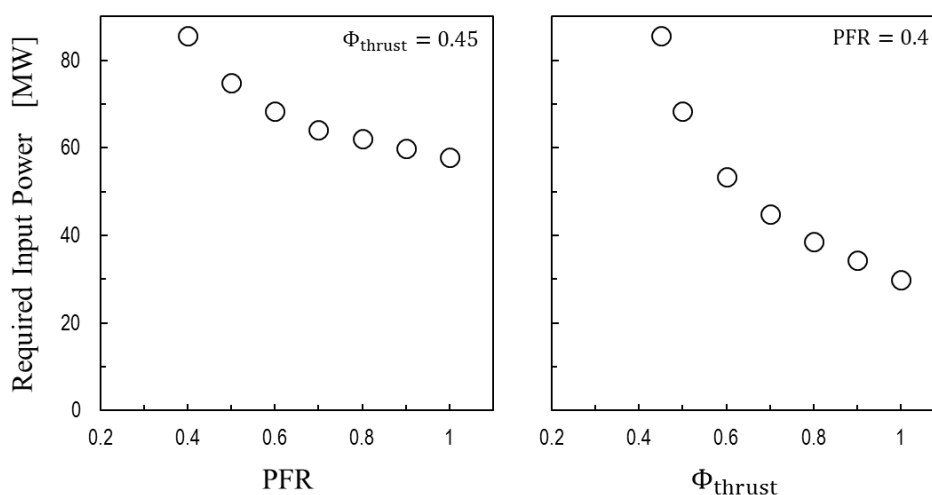


図 3-10 必要な投入パワーの部分充填率と推力デューティー比との関係

第4章

ミリ波ビーム伝送方式

4. 1 地上設備

前章でマイクロ波ロケットの打上げシナリオを紹介したが、次に、それを可能とする地上設備を検討しなければならない。打上げにおいて要求される莫大なミリ波出力の生成と、長距離の空間伝送を可能とするシステムである。地上設備は大きく分けて蓄電システムと、ビームの発振・制御・伝送システム、そして送電アンテナとから構成されるが、ジャイロトロンを用いた大規模ミリ波発振設備という点で核融合装置に類似する。とくに現在フランスで建設が進められている国際熱核融合実験炉 ITER (20MW) や、その後継である核融合原型炉 DEMO (100MW) は本研究で想定しているパワーレベルに近いので、システム構築の検討にあたっては大いに参考とした¹²⁾。

4. 1. 1 蓄電システム

マイクロ波ロケットの打上げに際しては、数分という瞬間に MW~GW クラスの大電力が要求される。それを商用系統に直接求めるのはあまり現実的ではなく、また通常の発電設備に対応するには設備利用率が低い。そこで考えられるのがフライホイールバッテリーによる蓄電である。出力時の安定性に優れ、きわめて長寿命であり、また並列接続が可能であることから大型化が比較的容易であるという利点がある³⁵⁾。

小規模の打上げシナリオであれば、例えば 100 MW 出力のビーム源を 1 分間連続で運転させたとしても要求される電力量は 12 GJ であり (ジャイロトロンの電力変換効率 50 % 程度)、核融合装置 JT-60 で使用されているフライホイール付電動発電機 T-MG が 3 台あれば対応できる。しかし GW レベルの出力となると系統が無駄に複雑化するおそれがあり、より大型の蓄電システムである超伝導電力貯蔵システム (Superconducting Magnetic Energy Storage: SMES) や、電力を水の位置エネルギーとして貯蔵する揚水発電を視野に入れる必要が生じる。

4. 1. 2 発振システム

ジャイロトロンは現在もっとも成功を収めている大出力ミリ波発振器であり、それをクラスタ化することで打上げに必要な発振出力を確保する。ITER ではジャイロトロンを組みあわせる際、隣接するジャイロトロンの磁場が電子ビームの軌道に干渉しないよう、4 m 以上の設置間隔が設けられている³⁶⁾。

ジャイロトロンの駆動には、強力な磁場を得るための超伝導マグネットや、発振を制御する高電圧電源、出力損失を除熱する冷却水系など、多くのシステムが付随して必要となる。したがって地上設備の小型化、建設コストの低減といった観点からも、単管あたりの出力を向上させることは重要である。現状では 1 MW 出力が標準的だが、もっとも先進的なジャイロトロンの出力は 2 MW に達しようとしている³⁷⁾。

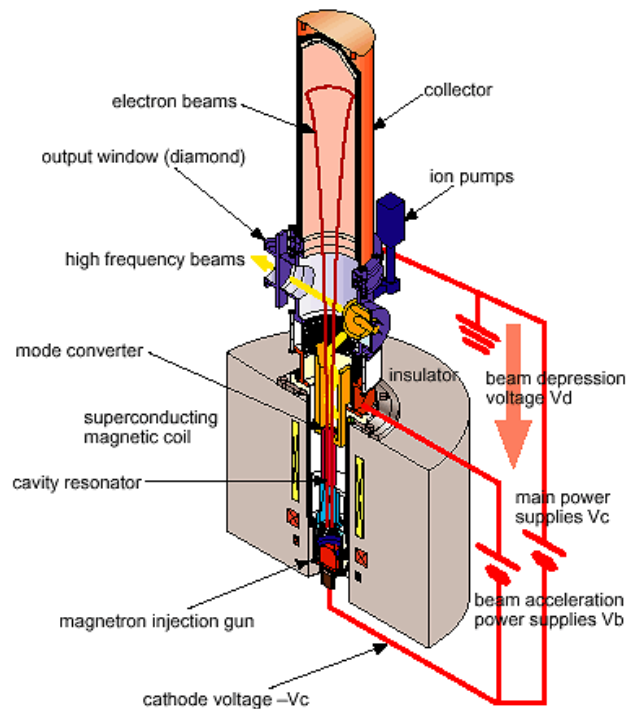


図 4-1 ジャイロトロン²⁾

図 4-1 にジャイロトロンの構造を示す。ジャイロトロン下部にある電子銃 (Magnetron Injection Gun: MIG) から射出された電子ビームは、超伝導マグネットによる磁場でサイクロトロン運動をしながら空洞共振器に入射し、そこで高次モードの電磁波を発振する。この電子の運動エネルギーが電磁波に変換される原理は、サイクロトロン共鳴メーザー作用 (Cyclotron Resonance Maser: CRM) と呼ばれる。空洞共振器で発振した高次モードのビームは、モード変換器で基本モードに変換され、出力窓から外部に出力される。ジャイロトロンの電力変換効率は 50 % 程度であり、残る半分は電子ビームとして、ジャイロトロン上部にあるコレクタで回収される。従来の電子管では、波長が短くなるにつれ共振器も小さくなるために、高い周波数での大電力化は困難であったが、ジャイロトロンはこのように、高次の発振モードで動作することで共振器を大きくとることができるため、高い周波数でも大出力の発振を可能としている。

マイクロ波ロケットの打上げにおいて、ジャイロトロンは繰返しパルスでの運用 (デューティー比 ~ 15 %) となる。そのため連続運転のジャイロトロンに比べてコレクタを小型化でき、また出力窓には人工ダイヤモンドではなく、より安価な人工サファイアなどを採用することができる。

4. 1. 3 制御システム

ジャイロトロン・クラスターで発振したミリ波ビームは最終的に送電アンテナから空間に放射されるが、送電アンテナにおいて所望のビームプロファイルを得るには、その手前で出力を分配あるいは合成するような出力制御装置が必要となる。とくにアクティブフェーズドアレイ技術を採用する場合には、出力制御だけでなく、ジャイロトロンの発振位相を制御する技術も要求される。多くは研究段階だが、近年、ITER の開発に関連して MW レベルの導波路におけるミリ波帯の制御技術が精力的に研究されている。

出力制御に関しては、Kasperek らの開発した FADIS というスイッチ装置³⁸⁾や、Saigusa らの大電力ダイブプレクサ³⁹⁾はすでにジャイロトロンを用いた MW レベルでの実証がなされており、また Petelin らの提案した共振器を多段化する方式⁴⁰⁾は、マル

チプレクサのような出力制御についてもある程度の目処を立てたといえる。

位相制御に関しては Denisov らにより、ジャイロトロンにミリ波シグナルを入力することで出力周波数や位相をロックするインジェクション・ロック方式が提案されている⁴⁰⁾。これは位相を揃えることでビームを結合するコヒーレントビーム結合に応用できる技術であり、アクティブフェーズドアレイを採用する場合には不可欠な技術である。いっぽう Parkin らはミリ波熱交換ロケットの打上げシナリオにおいて、それぞれのジャイロトロンから周波数のわずかに異なるミリ波を発振し、回折格子を用いて結合するスペクトルビーム結合を検討している⁴¹⁾。その場合、位相制御は不要となるが、ジャイロトロンの発振周波数の安定性が問題となるほか、電力密度を抑えるために伝送システムが巨大化する。

このようにビームの制御技術には多くの課題があり、今後の発展を期待しなければならない。マイクロ波ロケットの実用化において、コスト的なボトルネックは発振システムであるが、技術的なボトルネックは制御システムであろう。

4. 1. 4 伝送システム

機体にビームを照射するには、ジャイロトロンの出力窓から送電アンテナの放射器までミリ波を伝送しなければならない。打上げ規模が大きくなるほど地上設備も大型化し、伝送路も長くなるため、低損失の伝送系が不可欠である。低損失の伝送系として挙げられるのは、コルゲート導波管を用いた伝送系と、準光学ビーム伝送を用いた伝送系である。

コルゲート導波管を用いた伝送系は ITER でも採用されており、高い電力密度での伝送が可能、大気減衰の影響もない。しかし導波管を真空排気しなければならず、アンテナとの接続部には透過窓が必要となる。電力密度が高い場合は人工ダイヤモンドを要するが、アンテナにおける電力密度は比較的小さいと予想され、より廉価なセラミック材料の窓を選択することも可能である。

いっぽう準光学ビーム伝送を用いた伝送系はドイツのヘリカル型核融合実験炉 W7-X で採用されており、ミラー系を用いた長距離伝送路を実現している⁴²⁾。ミラーの設置精度の要求が高く、回折損失も生じるが、真空保持が不要となるなどシステムを簡素化することができる。

4. 1. 5 送電アンテナ

地上設備で生成したミリ波電力は送電アンテナにより機体に供給される。送電アンテナはビームの伝送効率を決定し、地上設備のスケールを左右するため極めて重要な技術的要素である。アンテナの形状としては、パラボラアンテナに代表される単一の開口面アンテナと、多数のアンテナエレメントを用いるアクティブフェーズドアレイアンテナが挙げられる。

パラボラアンテナ

開口面アンテナは、ホーンアンテナ、リフレクタアンテナ、レンズアンテナに大別できるが、ビーム推進で用いるような大型のアンテナとしてはリフレクタアンテナが適している。なかでもパラボラアンテナは、電波天文や深宇宙探査の分野で多くの使用例がある。例えば白田宇宙空間観測所には深宇宙探査機との交信を行なう直径 64 m のパラボラアンテナがあり、世界最大の電波望遠鏡（正確には球面アンテナ）である中国の FAST の直径は 500 m にも達している。

ビーム推進に適用する場合には、放射器や反射鏡における電力密度が大きいため、伝送路における放電や熱による損傷に気をつけなければならない。アンテナをいくつか分散させるなどして、その危険性を取りのぞく必要がある。また副反射鏡が邪魔をして綺麗な電界分布が得られない可能性も検討しなければならない。

アクティブフェーズドアレイアンテナ

アクティブフェーズドアレイアンテナとは、多数のアンテナ素子を平面状に配列し、それぞれの励振電界の位相を制御することで、機械的な制御なしに所望の放射指向性を獲得するアンテナである。機械的な制御が不要なことから高速飛行体を追尾するための軍用レーダーに利用されているほか、巨大なアンテナ有効径と高い放射精度の求められる宇宙太陽発電 (Space Solar Power System: SSPS) において、飛行体への無線給電技術としても検討されている。

アクティブフェーズドアレイの実現には移相器による位相制御が不可欠であるが、マイクロ波ロケットに応用する場合、導波路における電力密度が大きく、ジャイロトロン出力後に移相器を配置するとエネルギー損失が大きくなるため、マスターとなるミリ波シグナルを入力することで各ジャイロトロンの発振位相を制御するインジェクション・ロック方式を採用する必要がある。そしてアンテナ手前でスイッチ装置やマルチプレクサのような電力合成・分配装置により出力制御を行ない、アンテナ面で所望のビームプロファイルを獲得する。また垂直上げが想定されているマイクロ波ロケットの位置情報の取得にレトロディレクティブといった方向検知システムは必要なく、加速度を積分することで高度を算出する従来の慣性航法の飛行情報を用いて位相を制御することができると考えられる。

4. 2 送電方法

アンテナから放射されたミリ波ビームは、電磁波の自由空間伝搬モードである基本モード（TEM₀₀モード）で伝播する。電界分布が近似的にガウス分布とみなせるので、ガウシアンビームと呼ばれる（図4-2）。

$$E(r, z) = E_0 \frac{\omega_0}{\omega(z)} \exp \left\{ -\frac{r^2}{\omega^2(z)} + j \left[-kz + \zeta(z) - \frac{kr^2}{2R(z)} \right] \right\} \quad 4-1$$

ここで、 $\omega(z)$ はビーム半径（強度が $1/e^2$ となる地点）、 ω_0 はビームウェスト半径（最小のビーム半径 = $\omega(0)$ ）、 k は波数、 $\zeta(z)$ は位相因子、 $R(z)$ は等位相面の曲率半径であり、それぞれ以下のように書くことができる。 z_R は等位相面の曲率半径が最小となる位置（あるいはビーム断面積がビームウェストの2倍になる位置）で、レイリー距離と呼ばれる。

$$\omega(z) = \omega_0 \sqrt{1 + (z/z_R)^2} \quad 4-2$$

$$\zeta(z) = \tan^{-1}(z/z_R) \quad 4-3$$

$$R(z) = z[1 + (z_R/z)^2] \quad 4-4$$

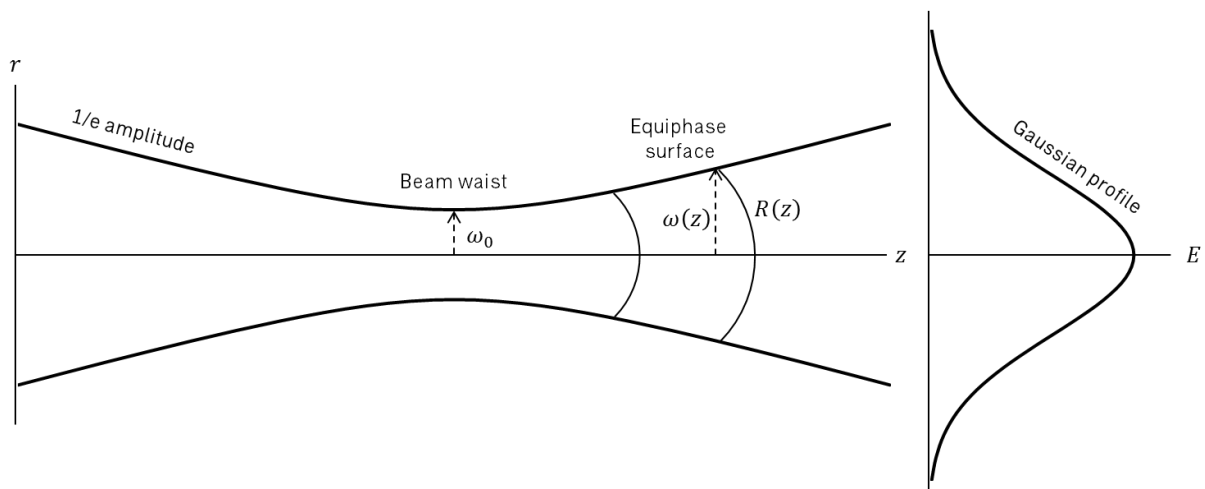


図4-2 ガウシアンビーム

$$z_R = \pi \omega_0^2 / \lambda \quad 4-5$$

半径 r 以内に収まる出力の割合は、強度分布を積分することで求めることができる。 r を受電アンテナ半径とすれば、それは受電アンテナにおいて回収できる電力の割合を意味し、幾何係数 η_{geo} と呼ばれる。

$$\begin{aligned} \eta_{\text{geo}} &= \frac{1}{P(\infty)} \int_0^r I(r') dA' \\ &= 1 - \exp\left(-\frac{2r^2}{\omega^2}\right) \end{aligned} \quad 4-6$$

ここで、 $P(\infty)$ は受電アンテナ直前におけるビームの全出力、 $I(r)$ は中心からの距離 r におけるビームの強度である。式 3-11 の減衰係数 η_{att} も考慮すると、ビームの総合的な伝送効率 η はそれらの積として表すことができる。

$$\eta = \eta_{\text{att}} \cdot \eta_{\text{geo}} \quad 4-7$$

ビーム推進への適用を考えた場合、このガウシアンビームの性質を利用した伝送方法としては、直進性の高いレイリー領域を利用する固定焦点伝送方法と、ビームウェストを集光位置として利用する可変焦点伝送方法が考えられる。

4. 2. 1 固定焦点伝送方法

図 4-3 に示すように、レイリー領域はビーム径の変動が 3 割程度と比較的小さく、とりわけ直進性の高い領域である。有効な伝送距離 z_T はレイリー距離の 2 倍であり、以下のように、送電アンテナの有効面積を波長で除したものとなる。

$$z_T = \pi \omega^2 / \lambda \quad 4-8$$

基本的にビームの制御が不要なので通常の開口面アンテナでも実現可能だが、伝送距離を確保しようとすればアンテナ径とともにビーム径が拡大するのは避けられず、効率的な伝送を目指すのであれば機体の受電アンテナも大きくしなければならない。図 4-4 にアンテナ有効径と伝送距離との関係を示すが、例えば 30 km の伝送距離を確保したい場合、9 m 程度の送電アンテナ有効径が要求される。効率的な伝送には同程度の受電アンテナを要するが、同時に機体重量や空気抵抗が増大するため、小型ペイロードを想定した規模の小さい打上げには不向きである。

4. 2. 2 可変焦点伝送方法

機体側の受電アンテナが小さくても、送電アンテナを大きくすれば伝送距離を確保することができるので、理論上は伝送距離に限界はなく、効率的な伝送が期待できる (図 4-5)。伝送距離 z_T は式 4-2 を変形すれば以下のように書ける。伝送区間においてレイリー距離は無視できるほど短く、伝送距離は送電アンテナ径に比例する (図 4-6)。

$$z_T = z_R \left[\left(\frac{\omega}{\omega_0} \right)^2 - 1 \right]^{1/2} \quad 4-9$$

ミリ波熱交換ロケットのように非常に高い高度を水平に飛行するような、伝送距離に大きな変動がない場合には開口面アンテナでも実現できる可能性はあるが、マイクロ波ロケットのように鉛直方向に推進する場合は伝送距離の相対的な変動が大きくなり、ビームの動的な制御が必要となるため、実現にはアクティブフェーズドアレイ技術を要する。

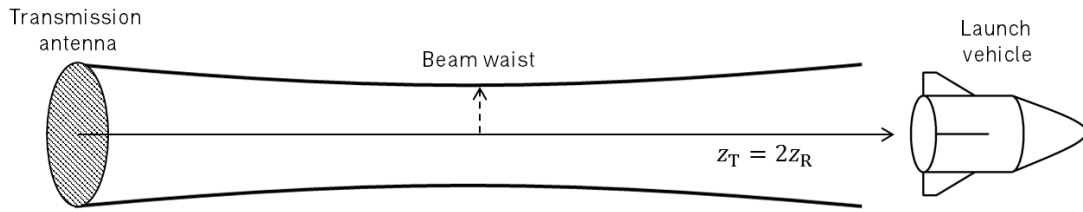


図 4-3 レイリー領域を利用する固定焦点伝送方法

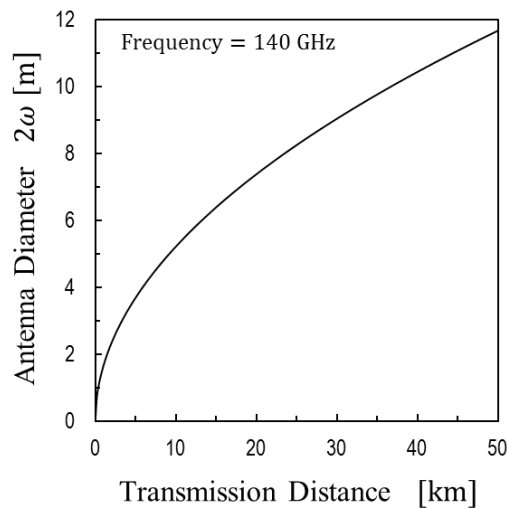


図 4-4 固定焦点伝送方法における送電アンテナ有効径と伝送距離の関係

4. 2. 3 非線形相互作用

地球の大気・電磁環境がマイクロ波やミリ波の伝搬に及ぼす影響は、SSPS の分野では盛んに研究されている⁴⁴⁾。大気による屈折や吸収はよく知られている現象であるが、そのほかにも、電離層プラズマとの非線形相互作用による影響がある。代表的なものには、電離層プラズマが加熱されることで屈折率が上昇し、電磁ビームが収束するように作用する熱的自己収束現象、電離層プラズマに存在する電磁波および静電波と共鳴することで、電磁ビームのエネルギーが奪われる 3 波共鳴現象、ビームの空間勾配により生じる非線形力（ポンデロモーティブ力）のために電離層プラズマの屈折率が変化して電磁ビームが収束する、ポンデロモーティブ力によるビームの自己収束現象などがある。

これらの非線形相互作用は電磁ビームの振幅や形状などに依存する現象であり、ビーム推進における具体的な影響は SSPS とは別個に評価する必要があるだろう。またその影響に対応するには、いずれにしてもアクティブフェーズドアレイ技術によるビーム制御が必要である。しかしながら、とくにマイクロ波ロケットの場合は成層圏までの推進しか想定されておらず、電離層との相互作用はいまのところ問題にはならない。

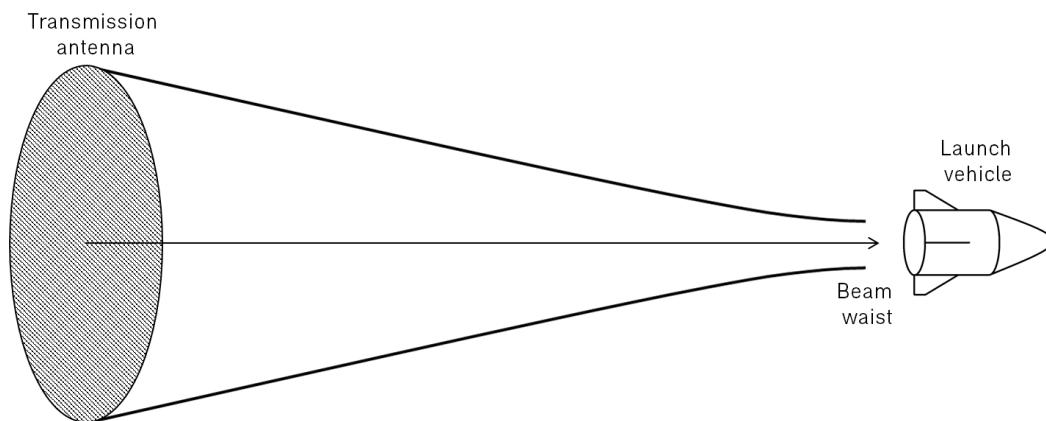


図 4-5 ビームウェストを利用する可変焦点伝送方法

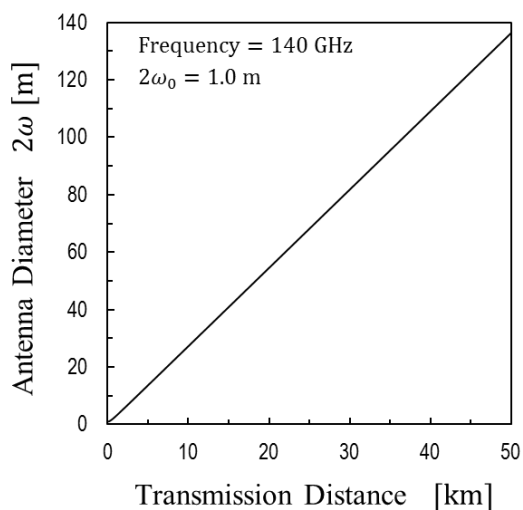


図 4-6 可変焦点伝送方法における送電アンテナ有効径と伝送距離の関係

4. 3 地上設備の検討：固定焦点伝送方法

ここで、3.3で紹介したマイクロ波ロケットの打上げシナリオにおける、固定焦点伝送方法を採用した場合の地上設備について検討をおこなう。送電アンテナはパラボラアンテナである。上述のとおり、マイクロ波ロケットの打上げにおいて想定されるパラボラアンテナの規模は、深宇宙探査などで実用化されているものと同程度であり、現在の技術でも十分に実現可能であると考えられる。したがって固定焦点伝送方法で打上げが成立するのであれば、打上げシナリオの技術的障壁はかなり小さいものになるといえる。

4. 3. 1 地上設備に要求されるミリ波出力

地上設備のスケールを決めるのはジャイロトロンの数、すなわち打上げに要求されるミリ波出力である。地上設備のミリ波出力 P_{ground} は、マイクロ波ロケットが要求する投入パワー P_{input} と、式 4-7 に示すビームの伝送効率 η とを用いれば以下のように表される。

$$P_{\text{ground}} = P_{\text{input}} / \eta \quad 4-10$$

投入パワーは空気抵抗と吸気性能とにより決まり、3.2.2 で示したように、受電アンテナ径が 1.0 m のときに必要となる投入パワーは 43 MW である。伝送効率は減衰係数と幾何係数とにより決まり、減衰係数については 3.1.2 で示したように、無限遠方（10 km 以遠）において $\eta_{\text{at}} = 0.69$ である。

30 km の伝送距離が要求する送電アンテナ有効径は 9.0 m である。受電アンテナ径を大きくすれば伝送効率（幾何係数）は改善されるが、同時に空気抵抗も増大するため、地上設備に必要なミリ波出力を最小とする最適な設計点が存在する。実際に TSTO の軌道解析を行なった結果を図 4-7 に示す。地上設備に必要なミリ波出力は受電アンテナ径が 1.5 m のときに最小となるが、それでも 1460 MW という非常に大きな出力が要求される。このときの幾何係数は平均で 0.083、伝送効率は 3.7-7.2% と、非常に低い水準である。

4. 3. 2 1 GW 級ミリ波基地のシステム構築

図 4-8 に 1 GW 級ミリ波基地の想像図を、表 4-1 にその緒元を示す。ジャイロトロンを設置間隔に関する制約をスケールの基準として、各システムの配置を検討した。費用については、ジャイロトロンと高電圧電源をあわせて \$2M/MW、蓄電設備を \$0.01M/kWh、導波路を \$1M/km として推算し、アンテナの費用は以下の式³⁴を用いて算出した。

$$\text{Dish Cost (FY2010\$)} = 5(\text{Dish Diameter})^{0.7885} \times 10^6 \quad 4-11$$

これは過去に建設された大型電波望遠鏡の建設費用に適合させたものである。また出力制御装置の費用については、未実用化

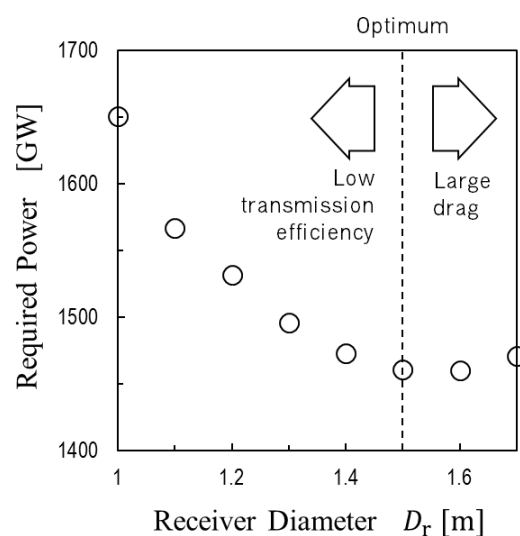


図 4-7 地上設備に要求されるミリ波出力

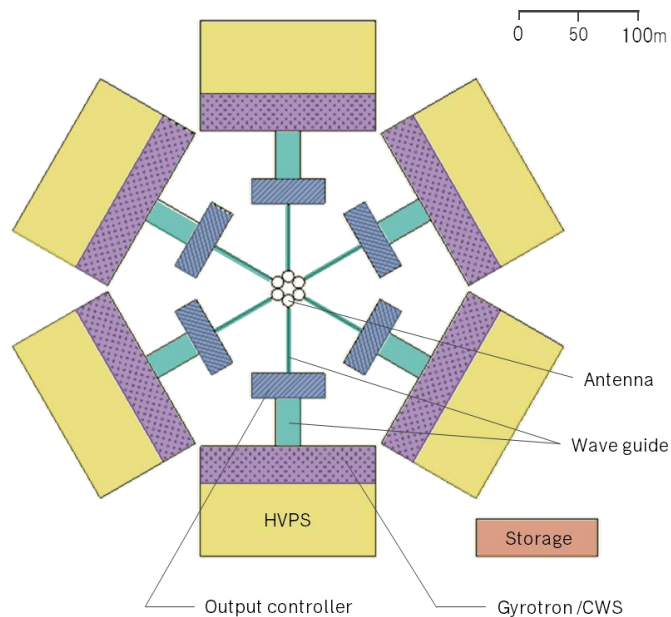


図 4-8 1 GW 級ミリ波基地

の技術を含むため推算不可能とし、除外している。

ミリ波出力は1460MWである。蓄電容量は30GJと、JT-60のフライホイール付電動発電機8台に相当する。ジャイロトロンが多いこともあり、導波管の総延長は100kmを超えると予想される。アンテナの有効径（放射直後のビーム径）は9mだが、適切なビームプロファイルを形成するために20mのアンテナ径を確保している。放射器や反射鏡における電界強度を押さえるために、アンテナを6つに分割した。建造コストはジャイロトロンがその大部分を占め、総額で\$3470Mと推算された。

ペイロード8kgを低軌道に輸送する打上げシステムの初期コストとしては非常に高額であり、あまり魅力的な提案とはいえないどころか、少なくとも経済的な実現可能性はきわめて低い。ミリ波出力も、現在検討されているITERやDEMOといった核融合装置と比べても桁違いであり、非常にハードルが高い。原因はほかでもなく伝送効率の低さであり、より効率的な伝送方法、すなわちビームウェストを利用する可変焦点伝送方法を検討する必要がある。

次節より、この可変焦点伝送方法のマイクロ波ロケットへの適用を可能とする、アクティブフェーズドアレイによる動的ビーム制御についての検討を行なう。

表 4-1 1 GW 級ミリ波基地 (30 km 伝送)

ジャイロトロン+電源 (1460 MW)	\$2920M (\$2M/MW)
蓄電設備 (8500 kWh)	\$85M (\$0.01M/kWh)
導波路 (150 km)	\$150M (\$1M/km)
送電アンテナ (φ20 m x6)	\$318M (Eq. 4-11)
総額	\$3830M

4. 4 アクティブフェーズドアレイによるミリ波のビーム径制御

前節では技術的な実現性の高いと思われるパラボラアンテナによる固定焦点伝送方法を検討したが、伝送効率の低さから地上設備が肥大化し、経済的な実現性は認められなかった。一方アクティブフェーズドアレイアンテナによる可変焦点伝送方法は確かに技術的なハードルは高いが、効率的なビーム伝送が可能となれば地上設備を圧縮でき、経済的な実現性を確保することができる。ビーム推進を想定したフェーズドアレイに関する研究はすでにいくつか行なわれているが^{45,46}、ビームを機体に集光するといった動的制御に関する検討はなされていない。

4. 4. 1 アンテナ配置

ジャイロトロンで発振されたミリ波はコルゲート導波管を通してアンテナ系まで伝送される。導波管内においてミリ波は基本モードで伝搬し、そのときのビーム径は導波管径の 64 % 程度である。導波管は最終的にパラボラアンテナの放射器に接続され、ビーム径を拡張、自由空間に放射される。ただしパラボラアンテナにおいてビームが拡張されたあともビームプロファイルは完全にガウシアンとし、ビーム径 $2\omega_0$ はパラボラアンテナ径 d の 64 % とする。このパラボラアンテナを二次元最密充填で配列し (図 4-9)、それぞれの位相と振幅とを制御することで所望のビームプロファイルを獲得する (図 4-10)。

4. 4. 2 電磁波伝播解析手法

一般的にアレイアンテナにおいて素子間隔が十分に小さければ、その放射指向性は開口面アンテナからの放射と同一となるので、パラボラアンテナの電界分布は半波長間隔・四角配列の平面アレイで再現する。そのパラボラアンテナを二次元最密充填で配列することでひとつのアンテナ面 (パラボラアレイ) を形成する。射出部表面上における電界分布のエンベロップが式 4-1 で示した基本モードとなるよう、各計算要素に以下の式で表される振幅 a_{mn} と位相 Ψ_m とを与える (m は各パラボラアンテナ、 n はパラボラアンテナ内の各計算要素を表す)。パラボラアレイなので振幅も位相も段階的であり、式 4-1 の電界を完全には再現できないことに注意が必要である。

$$a_{mn} = \exp\left(-\frac{r_m^2}{\omega^2} - \frac{r_n^2}{\omega_{el}^2}\right) \quad 4-12$$

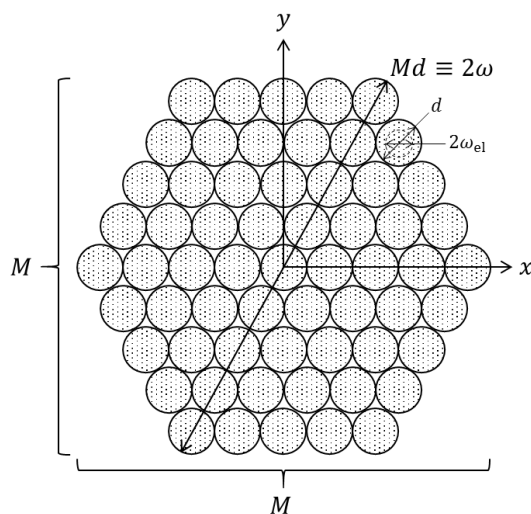


図 4-9 二次元アレイ構成

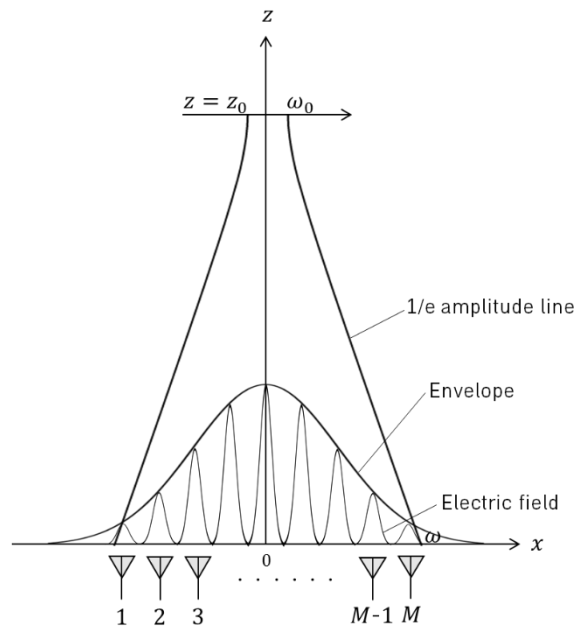


図 4-10 パラボラアンテナアレイによるビーム形成

$$\Psi_m = kz_0 - \tan^{-1}\left(\frac{z_0}{z_R}\right) - \frac{kr_m^2}{2R} \quad 4-13$$

ここで、 r_m は原点から各パラボラアンテナの中心までの距離、 r_n はパラボラアンテナの中心から各計算要素までの距離である。また、 ω はパラボラアレイ半径、 z_0 はビームウェスト位置までの理論的な距離（≒伝送距離）、 R は射出部における等位相面の曲率半径で、それぞれ以下のように書くことができる。

$$\omega = Md/2 \quad 4-14$$

$$z_0 = \frac{\pi\omega^2}{\lambda} \left[\left(\frac{\omega_0}{\omega}\right)^2 - \left(\frac{\omega_0}{\omega}\right)^4 \right]^{1/2} \quad 4-15$$

$$R = -z_0 \left[1 + \left(\frac{z_R}{z_0}\right)^2 \right] \quad 4-16$$

このパラボラアレイにより形成される、ビームウェスト位置までの理論的な距離における電界分布を、位相も考慮して積分、つまり遠方場も近傍場も直接計算できる方法で求める。

$$E(x, y, z_0) = \sum_m^M \sum_n^N \frac{a_{mn}}{l_{mn}} \exp[j(\Psi_m - kl_{mn})] \quad 4-17$$

l_{mn} は各計算要素と観測点との距離である。

$$l_{mn} = \sqrt{(x - x_{mn})^2 + (y - y_{mn})^2 + z_0^2} \quad 4-15$$

ただし各計算要素の位置 $(x_{mn}, y_{mn}) = \mathbf{r}_m + \mathbf{r}_n$ である。所望のビームプロファイルは負の曲率を有し、その集光位置 ω は式 4-17 に示すように、送電アンテナ有効径 ω と集光度 ω/ω を変化させることで制御することができる。

4. 4. 3 解析結果

二次元最密充填アレイのつくりだす典型的な強度パターン（対数スケール）を図 4-11 に示す。比較的大きなサイドローブが原点对称で 6 つ生じるのが特徴的である。さらに、径方向アンテナ要素数 $M=99$ （全要素数 7351）で集光度 $\omega/\omega=0.1$ を試みたときの結果（xz 面）を、制御なしの結果とあわせて図 4-12 に示す。ビームはガウス分布に近いかたちに収斂し、理論的なビームウエスト内におよそ 39% のパワーが収まるという結果となった。理論的なガウシアンビームの場合、ビームウエスト内に収まるパワーは 86% であり、それに比べるとビームの発散は大きいですが、制御の効果が認められる。

集光の限界

さらに集光を強めていったときの結果を図 4-13 に示す。上のグラフはビームウエスト径 ω を変えたときの強度分布、下のグラフはメインローブのビームウエスト内に収まるパワーの割合（メインローブ伝送効率） η_{ML} を表している。集光度 $\omega/\omega=0.1$ では 39% だった η_{ML} は、集光を強めていくと、 $\omega/\omega=0.01$ では不要放射が顕著化して 31% に、 $\omega/\omega=0.001$ となるとサイドローブが著しく増え 0.1% にまで低下する。伝送効率の観点からしても $\omega/\omega=0.01$ あたりが集光の限界だと考えられるが、これだけでは伝送可能な高度は限定的となる。

低高度への対応

伝送可能な高度をより広範なものにするために、ビームウエスト径だけでなく送電アンテナ有効径も変化させることを考える。図 4-14 は打上げシナリオで想定される高度 30 km にわたり伝送するときの一例を示したもののだが、アンテナ有効径を 4

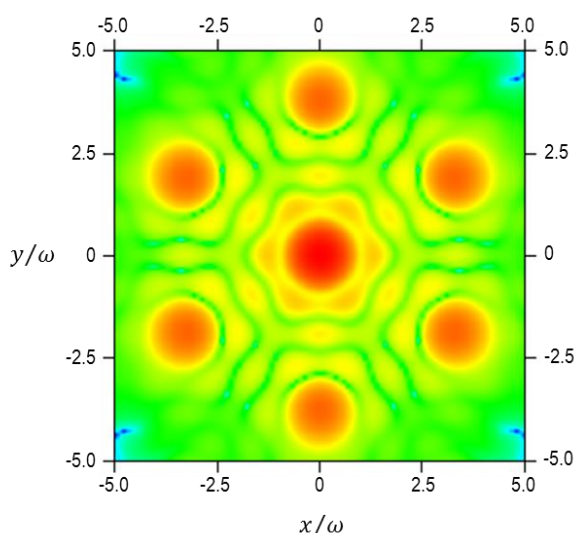


図 4-11 典型的な強度パターン（対数スケール, $M=5$, $\omega/\omega=0.5$ ）

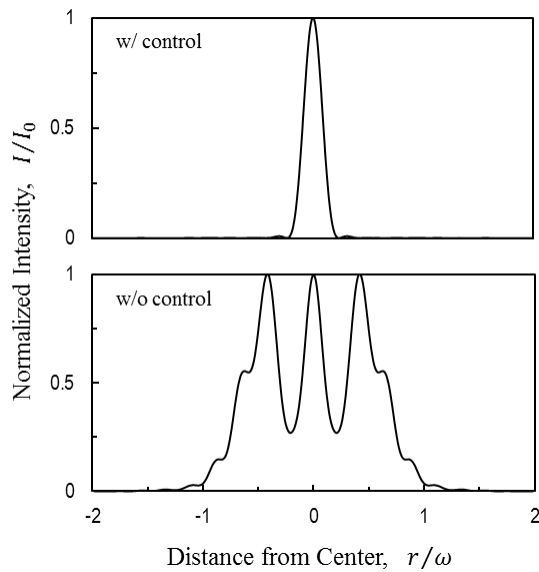


図4-12 制御ありと制御なしの比較 ($M=99, \omega_0/\omega=0.1$)

段階に変化させることでほぼすべての高度領域に対応可能であることがわかる。また打上げ直後から 1 km までの超低高度に関してはフェーズドアレイを採用せず、中央のパラボラアンテナにビームを集め、準光学的に伝送することで対応可能であると考えられる。このように、アンテナ有効径の段階的な変化と、ビームウェスト径の連続的な変化との組み合わせにより、広い高度領域にわたり高効率のエネルギービーム伝送が可能となる。

最適なアレイ構成

地上システムを簡素化するためにも、アンテナ要素数は可能なかぎり少ないほうが好ましい。アンテナ有効径 ω 一定で $\omega_0/\omega=0.01$ とし、径方向アンテナ要素数 M を変えたときの強度分布を図4-15に示す。 M が充分でないと所望のビームは形成されずに出力は分散してしまうが、 M を増やしていくと出力は収斂されていき、いずれ有効なビームが形成されることがわかる。図4-16はそのときのメインローブ伝送効率をプロットしたもので、 $\omega_0/\omega=0.01$ の場合に加え、 $\omega_0/\omega=0.1$ としたときの結果も示した。 $\omega_0/\omega=0.1$ の場合は $M \sim 10$ 程度、 $\omega_0/\omega=0.01$ の場合は $M \sim 100$ 程度あれば有効なビームが形成されることがわかる。このように、径方向アンテナ要素数 M と可能なスポット径 ω_0/ω とのあいだには反比例の関係が認められる。

$$\frac{\omega_0}{\omega} \cdot M \sim 1 \quad 4-21$$

位相誤差の影響

アレイ要素のセッティング誤差には、位相誤差に強度誤差、そして設置時に生じる方向誤差が考えられるが、とりわけ影響が大きく、高い精度が求められる位相誤差について数値解析を行なった。乱数で与えた誤差の標準偏差 $\sigma_p/2\pi$ を変数として、メインローブ伝送効率をプロットしたのが図4-17である。誤差が大きくなるにつれ、メインローブからエネルギーが周囲に散逸し、伝送効率が低下する。効率低下の幅が $1/e^2$ に収まるところを目安とするなら、位相誤差はその標準偏差が5%以内に収まるのが望ましい。

絶縁破壊の可能性

140 GHz の場合、絶縁耐力の最小値は 2 GW/m^2 (高度 20 km 付近) である⁴⁷⁾。実際の運用におけるビーム強度は 0.2 GW/m^2 (電界強度 3 kV/cm) 程度であり、絶縁破壊の危険性はないと考えられる。

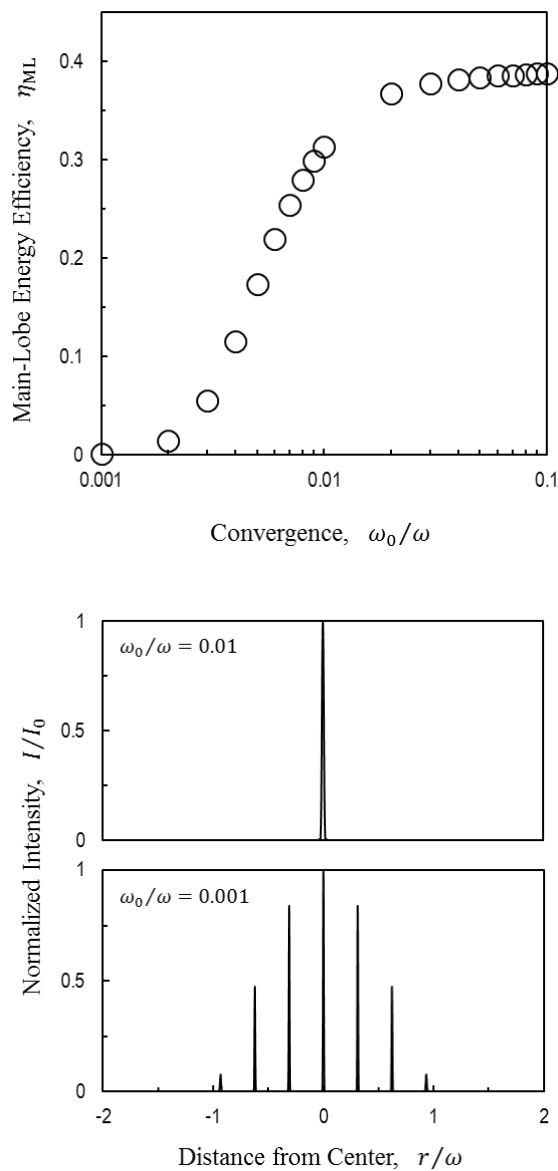


図4-13 集光の限界 (上: メインローブ伝送効率, 下: ビーム強度分布, $M=99$)

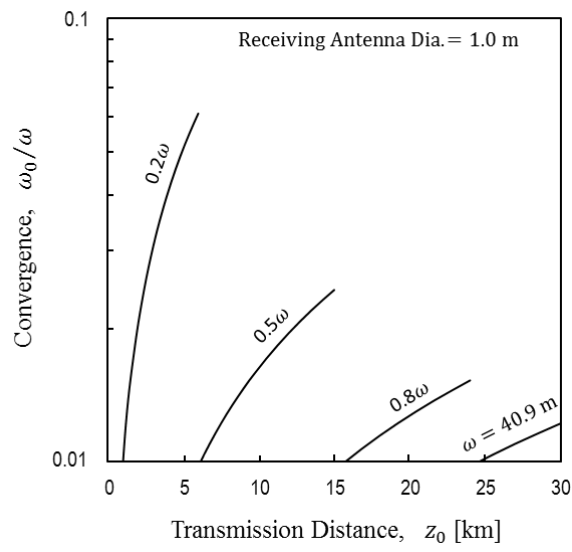


図 4-14 広い高度領域への対応 (受電径 1.0 m)

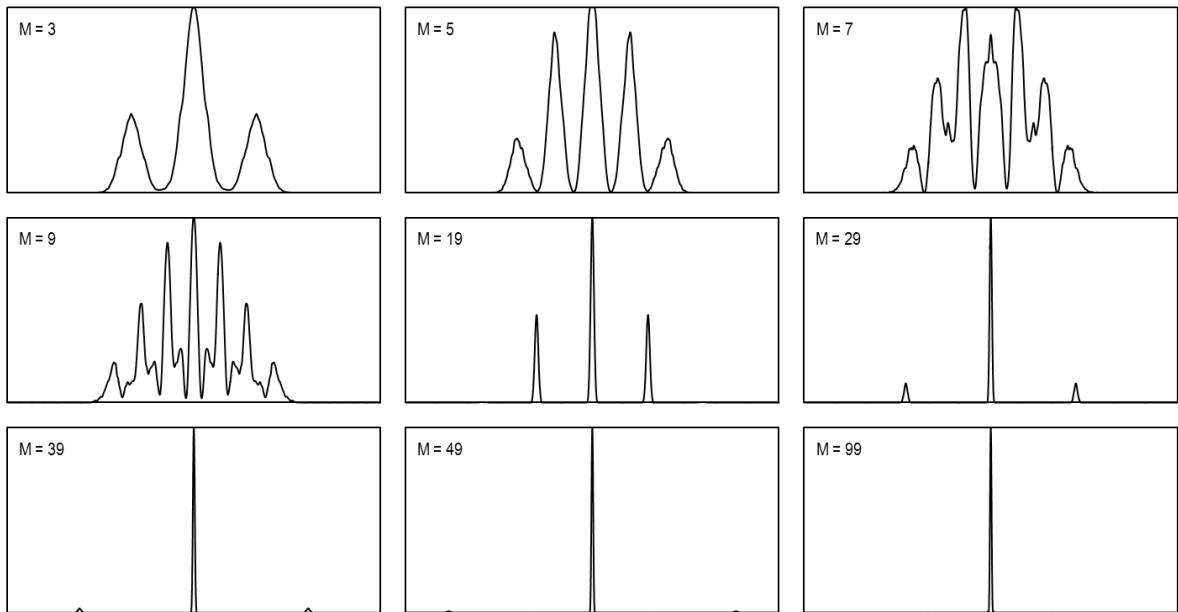


図 4-15 径方向アンテナ要素数とビームウェスト位置での強度分布 ($\omega = \text{const.}$, $\omega_0/\omega = 0.01$)

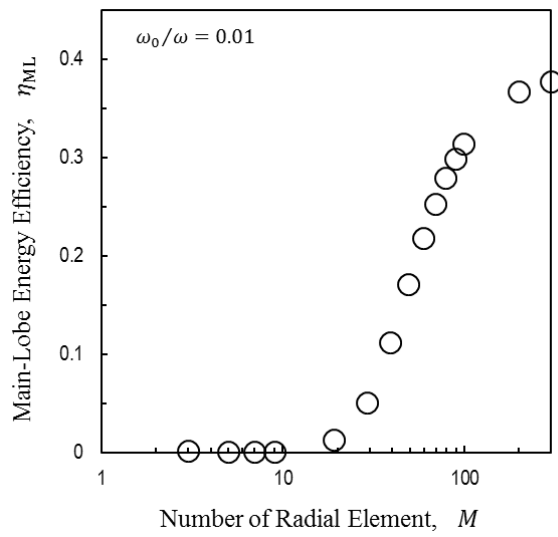
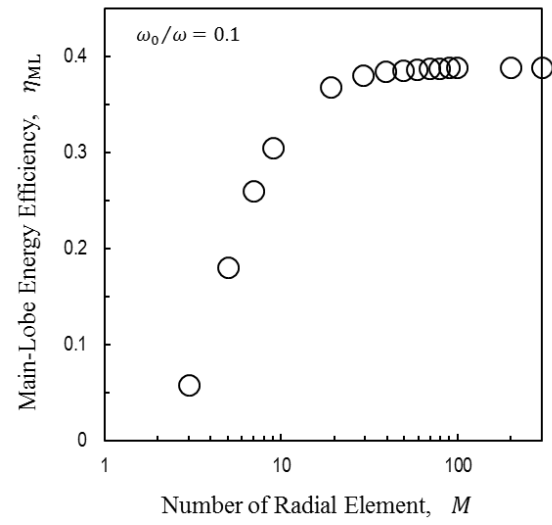


図 4-16 径方向アンテナ要素数とメインローブ伝送効率 (上: $\omega_0/\omega=0.1$, 下: $\omega_0/\omega=0.01$)

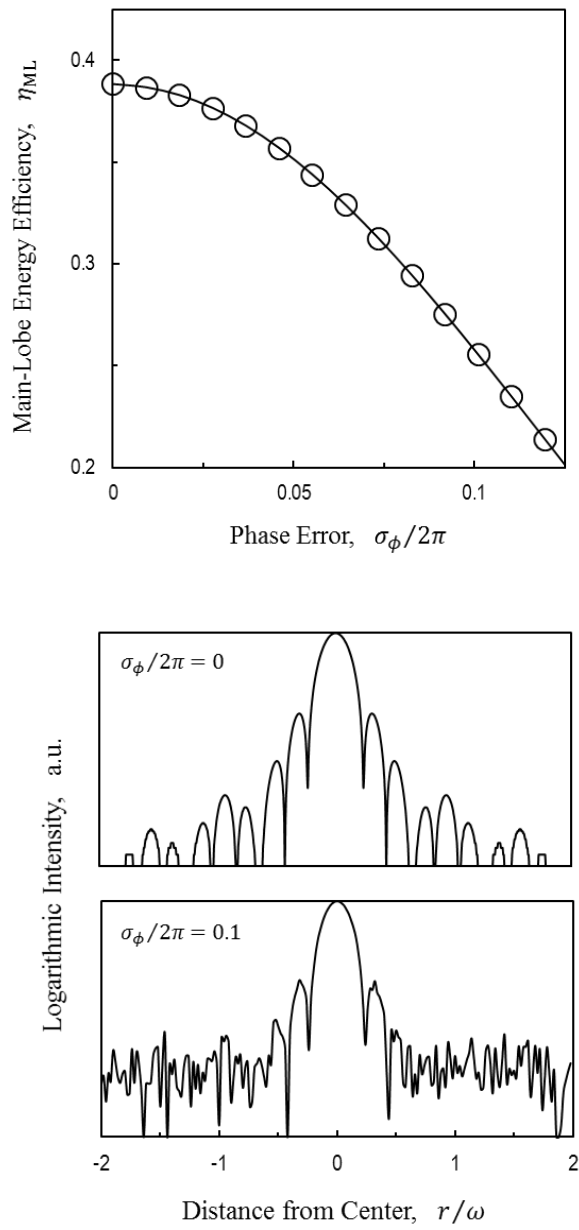


図4-17 位相誤差の影響（上：メインローブ伝送効率，下：ビーム強度分布， $M=99, \omega_b/\omega=0.1$ ）

4. 4. 4 地上設備の検討：可変焦点伝送方法

本節で議論したメインローブ伝送効率 η_{ML} は、受電アンテナ径が理論的なビームウェスト径に等しいときの幾何係数にあたる。図4-18に受電アンテナ径を変えたときの幾何係数を、図4-19に4.3.1でも行なった受電径の最適化の結果を示す。受電アンテナ径が0.8 m付近で、要求されるミリ波出力は最小の154 MWとなる。

図4-19に100 MW級ミリ波基地の想像図を、表4-2にその諸元を示す。ミリ波出力は154 MWである。蓄電容量は3.2 GJと、JT-60のフライホイール付電動発電機が1台あれば対応できる。アンテナ要素が多いので、導波管の総延長も100 km程度に達すると予想される。30 km 遠方で1.0 mのスポット径を達成する送電アンテナ径は82 mである。建造コストは総額で\$578Mと推算された。

4.3で検討した、位相固定のアンテナアレイを採用した場合と比較すると、地上設備に必要なミリ波出力は1460 MWから154 MWと、1/10程度に減少する。これは現在検討されている核融合原型炉 DEMO と同程度の規模である。

表 4-2 100 MW 級ミリ波基地 (30 km 伝送)

ジャイロトロン+電源 (154 MW)	\$308M (\$2M/MW)
蓄電設備 (900 kWh)	\$9M (\$0.01M/kWh)
導波路 (100 km)	\$100M (\$1M/km)
送電アンテナ (アレイ径 ϕ 82 m: アンテナ要素径 ϕ 0.83 m, アンテナ要素数 7351)	\$161M (Eq. 4-11)
総額 \$578M	

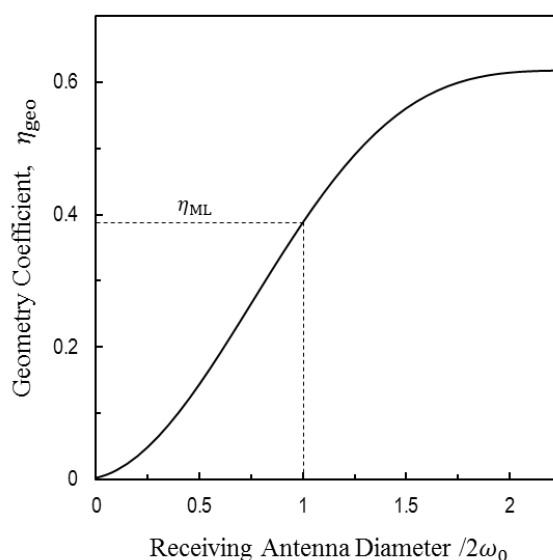


図 4-18 受電アンテナ径と幾何係数

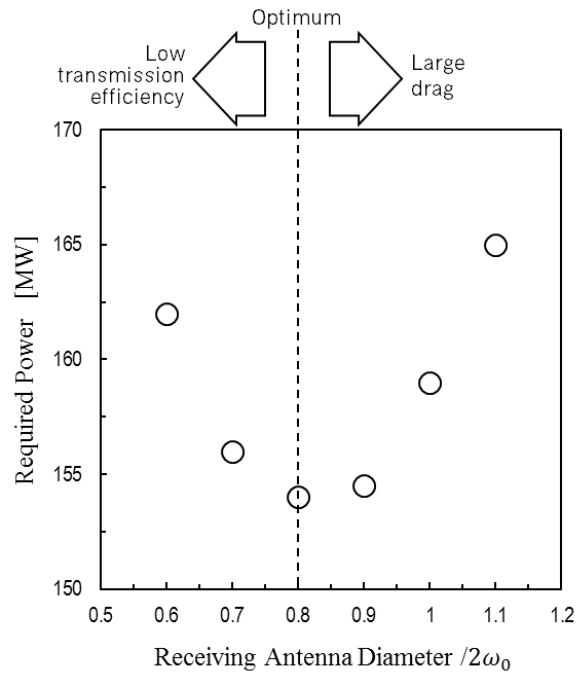


図4-19 受電アンテナ径の最適化 ($2\omega_0=1.0\text{m}$)

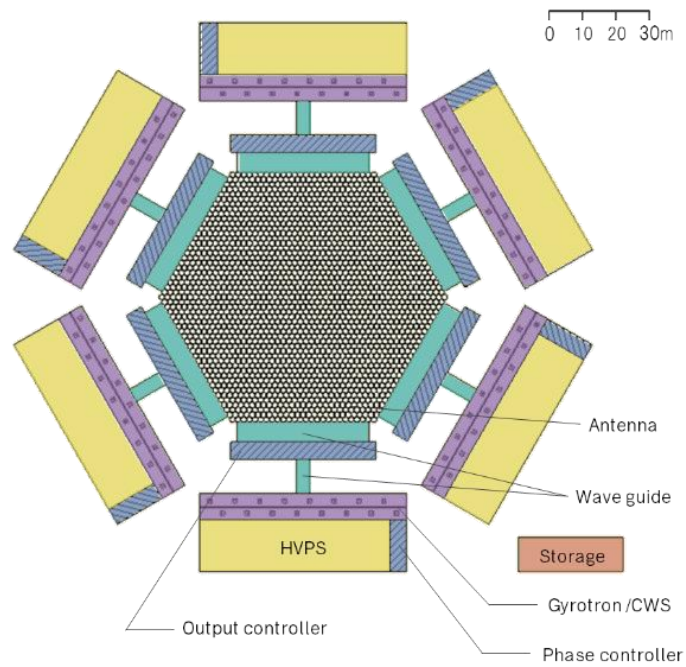


図4-20 100 MW 級ミリ波基地

第5章

結論

マイクロ波ロケットの打上げに、アクティブフェーズドアレイアンテナによるミリ波のビーム径制御を適用し、軌道解析と組みあわせることで、その性能および打上げシステムに与えるメリットの評価を行ない、以下の結論を得た。

アクティブフェーズドアレイによるミリ波ビーム径制御の検討

電磁波伝播解析の結果、アレイアンテナ有効径の段階的な変化と、ビームウェスト径の連続的な変化との組み合わせにより、広い高度領域にわたり高効率の伝送の可能であることが確認された。メインローブの理論的なビームウェスト内に収まるパワーの割合は最大で 39 % である。またアンテナ要素数と可能なスポット径は反比例の関係にあり、1/100 の集光度が必要な場合、径方向に 100 程度のアンテナ要素を配置すればよい。

打上げシステムに与えるメリットの評価

位相固定（焦点固定）のアンテナアレイを採用した場合と比較すると、地上設備に必要となるミリ波出力は 1/10 程度となり、現在検討されている核融合原型炉 MEMO と同程度の規模となる。また地上設備の建造コストは、現時点で推算不可能な制御装置の費用を除いて 1/6 程度となる。

以上のように、アクティブフェーズドアレイアンテナによるミリ波のビーム径制御は、マイクロ波ロケットのフィージビリティを大いに高めるものである。

参考文献

- 1) A. Kantrowitz: Propulsion to orbit by ground based lasers, *Aeronaut. Astronaut.*, **10** (1972), pp. 74-76.
- 2) K. Sakamoto *et al.*: High power 170 GHz gyrotron with synthetic diamond window, *Review of scientific instruments*, **70** (1999), pp. 208-212.
- 3) J. T. Kare and K. L. G. Parkin: A comparison of laser and microwave approaches to CW beamed energy launch, *AIP Conference Proceedings*, **830** (2006), pp. 388-399.
- 4) T. Nakagawa *et al.*: Propulsive impulse measurement of a microwave-boosted vehicle in the atmosphere, *Journal of spacecraft and rockets*, **41** (2004), pp. 151-153.
- 5) Y. Oda *et al.*: An observation of plasma inside of microwave boosted thruster, *AIP Conference Proceedings*, **702** (2004), pp. 399-406.
- 6) L. N. Myrabo *et al.*: Ground and flight tests of a laser propelled vehicle, *AIAA paper*, **98** (1998), 1001.
- 7) L. N. Myrabo: World record flights of beam-riding rocket lightcraft: Demonstration of 'disruptive' propulsion technology, *AIAA paper* (2001), A01-34448.
- 8) K. L. G. Parkin *et al.*: The microwave thermal thruster concept, *AIP Conference Proceedings* (2004), pp. 418-429.
- 9) K. L. G. Parkin and F. E. C. Culick: Feasibility and Performance of the Microwave Thermal Rocket Launcher, *AIP Conference Proceedings* (2004), pp. 407-417.
- 10) J. Kare: Laser-heated heat-exchanger thruster, Lawrence Livermore National Lab., CA, United States (1991).
- 11) J. Kare: Development of laser-driven heat exchanger rocket for ground-to-orbit launch, International Astronautical Congress, 43rd, Washington (1992).
- 12) 小紫公也 他: 小特集. ミリ波ビームが飛ばす “マイクロ波ロケット”, *Journal of Plasma and Fusion Research*, **93** (2017), pp. 465-490.
- 13) C. Darbos *et al.*: Status of the ITER electron cyclotron heating and current drive system, *Journal of Infrared, Millimeter, and Terahertz Waves*, **37** (2016), pp. 4-20.
- 14) 飛田健次 他: 核融合原型炉 SlimCS の概念設計, *JAEA-research 2010*, **19** (2010), pp. 1-194.
- 15) M. Fukunari *et al.*: Replacement of chemical rocket launchers by beamed energy propulsion, *Applied Optics*, **53** (2014), I16-I22.
- 16) K. Kakinuma *et al.*: Two-Stage-to-Orbit Transporting System Combining Microwave Rocket and Microwave Thermal Rocket for Small Satellite Launch, *ists30, Trans. JSASS Aerospace Tech. Japan*, **14** (2016), pp. Pb_99-1Pb_03.
- 17) Y. Shimada *et al.*: Propagating Structure of a Microwave Driven Shock wave Inside a Tube, BEAMED ENERGY PROPULSION: 6th International Symposium, *AIP Publishing*, **1230** (2010).
- 18) A. Amault: Trajectory Analysis of Microwave Launches with Costs Perspectives, Diss. Master's Thesis, Advanced Energy Dept., The University of Tokyo (2012).
- 19) T. Nakagawa *et al.*: A microwave beaming thruster powered by 1MW microwave, 39th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit (2003).
- 20) Y. Oda *et al.*: An Experimental Study on a Thrust Generation Model for Microwave Beamed Energy Propulsion, The 44th AIAA Aerospace Sciences

- Meeting and Exhibit (2006).
- 21) Y. Shimada: A New Theory of Microwave Supported Detonation, Diss. Master's Thesis, Advanced Energy Dept., The University of Tokyo (2010).
 - 22) Y. Shiraishi *et al.*: Air Breathing Processes in a Repetitively Pulsed Microwave Rocket, 46th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit (2008).
 - 23) Y. Oda: Application of Atmospheric Millimeter Wave Plasma to Rocket Propulsion, Ph.D. Dissertation, Advanced Energy Dept., The University of Tokyo (2008).
 - 24) K. Sakamoto *et al.*: Progress of high power 170 GHz gyrotron in JAEA, *Nuclear Fusion*, **49** (2009), 095019.
 - 25) Y. Oda *et al.*: An experimental observation for the shock wave driven by atmospheric microwave plasma in a microwave rocket, 38th AIAA Plasmadynamics and Lasers Conference In conjunction with the 16th International Conference on MHD Energy Conversion (2007).
 - 26) S. Saito: Performance Evaluation of Reed Valve Air-Breathing System for Microwave Rocket, Diss. Master's Thesis, Advanced Energy Dept., The University of Tokyo (2013).
 - 27) T. Kurita: Development of a Ti-Taper Reed Valve for Microwave Rocket and Effect on Its Thrust Performance, Diss. Master's Thesis, Advanced Energy Dept., The University of Tokyo (2014).
 - 28) N. Wongsuryrat: Taper-Tube Concentrator of Millimeter-Wave Beam for Microwave Rocket, Diss. Master's Thesis, Advanced Energy Dept., The University of Tokyo, (2014).
 - 29) N Wongsuryrat *et al.*: Design of Microwave Rocket Beamed Energy Propulsion Transmission Receiving System, Proceedings of Space Transportation Symposium (2014).
 - 30) Atmosphere, US Standard. National Oceanic and Atmospheric Administration. National Aeronautics and Space Administration, United States Air Force, Washington, DC (1976).
 - 31) Rec. ITU-R P.676-3: Attenuation by Atmospheric Gases, ITU-R Recommendations 1997, ITU, Geneva (1998), pp.244-260.
 - 32) R. D. Finck, Air Force Flight Dynamics Laboratory (US), and D. E. Hoak. USAF stability and control DATCOM. Engineering Documents (1978).
 - 33) T. Endo *et al.*: Pressure history at the thrust wall of a simplified pulse detonation engine, *AIAA journal*, **42** (2004), pp. 1921-1930.
 - 34) K. L. G. Parkin *et al.*: Overview of the Millimeter-Wave Thermal Launcher System (MTLS) Project, International High Power Laser Ablation and Beamed Energy Propulsion (2014).
 - 35) 嶋田隆一: ここまで来た大型電力設備の性能と将来展望, *日本プラズマ・核融合学会誌*, **80** (2004), pp. 572-577.
 - 36) K. Kajiwara *et al.*: Effect of the stray magnetic field on the gyrotrons for ITER, Infrared, Millimeter, and Terahertz Waves (2009), IRMMW-THz(2009), 34th International Conference on. IEEE (2009).
 - 37) T. Kobayashi *et al.*: Gyrotron development for high-power, long-pulse electron cyclotron heating and current drive at two frequencies in JT-60SA and its extension toward operation at three frequencies, *Nuclear Fusion*, **55** (2015), 063008.
 - 38) W. Kasperek *et al.*: A fast switch, combiner and narrow-band filter for high-power millimetre wave beams, *Nuclear Fusion*, **48** (2008), 054010.
 - 39) M. Saigusa *et al.*: High power test of a temperature controlled diplexer for electron cyclotron current drive system, Fusion Engineering and Design (2017).
 - 40) M. Petelin *et al.*: Plans for quasi-optical experiments at JAEA and NIFS, Proc. 9th International Worksho on Strong Microwaves and Terahertz Waves: Sources and Applications, Nizhny Novgorodo, Russia (2014).
 - 41) G. G. Denisov and A. G. Litvak: New Results of Development of Gyrotrons for Plasma Fusion Installations, 26th IAEA Fusion Energy Conference, Kyoto, Japan (2016).
 - 42) D. Murakami and K. Parkin: An Overview of the NASA Ames Millimeter-Wave Thermal Launch System, 48th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit (2012).
 - 43) M. Thumm *et al.*: 10 MW, 0.14 THz, CW Gyrotron and Optical Transmission System for Millimeter Wave Heating of Plasmas in the Stellarator W7-X, *Terahertz Science and Technology*, **1** (2008), pp. 73-99.
 - 44) 白井英之: マイクロ波と電離層大気との相互作用, *Journal of the Vacuum Society of Japan*, **51** (2008), pp. 529-534.
 - 45) J. T. Kare and K. L. G. Parkin: A comparison of laser and microwave approaches to CW beamed energy launch, *AIP Conference Proceedings*, **830** (2006).
 - 46) K. Komurasaki *et al.*: Energy transmission in space using an optical phased array, *Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences*,

Space Technology Japan, **3** (2005): pp. 7-11.

- 47) G. Z. Liu *et al.*: The study of high power microwave (HPM) air breakdown, *SPIE Intense Microwave Pulses*, **100** (1997), 3158.

謝辞

本論文を執筆するにあたり、指導教員である小紫公也教授には多大なるご指導をいただきました。こころより感謝を申し上げます。また研究室の輪講におきましてご助言をいただきました小泉宏之準教授、川嶋嶺助教授、ならびに小紫・小泉研究室のメンバーに感謝いたします。

最後となりますが、いかなるときも、精神面、経済面、あらゆる面で最大限にサポートしてくれた両親、家族に、こころから感謝の意を表します。

論文リスト

英文論文（筆頭著者）

- 1) [Kaoru Kakinuma](#), Masafumi Fukunari, Toshikazu Yamaguchi, Yusuke Nakamura, Hiroyuki Koizumi, Kimiya Komurasaki and Kevin Parkin: Two-Stage-to-Orbit Transporting System Combining Microwave Rocket and Microwave Thermal Rocket for Small Satellite Launch, *ists30, Trans. JSASS Aerospace Tech. Japan*, **14** (2016), pp. Pb_99-1Pb_03. (査読有)

和文論文（筆頭著者）

- 2) [柿沼薫](#), Florian Nguyen, 福成雅史, 小紫公也, 小泉宏之: ビーム推進打ち上げ機へのミリ波アクティブフェーズドアレイアンテナの適用, 宇宙太陽発電 (査読有, 投稿中)

和文論文（共著者）

- 3) 田畑邦佳, Florian Nguyen, 原田祐貴, 福成雅史, [柿沼薫](#), 小紫公也, 中村友佑, 小泉宏之: マイクロ波ロケットの空気吸い込み機構設計に関する数値計算, 日本航空宇宙学会論文集 (査読有, 投稿中)

学会発表（筆頭著者）

- 4) [柿沼薫](#), Florian Nguyen, 福成雅史, 小紫公也, 小泉宏之: マイクロ波ロケットに用いるフェーズドアレイ送電アンテナに関する考察, 第3回宇宙太陽発電シンポジウム, 仙台, 2017年11月.
- 5) [Kaoru Kakinuma](#), Masafumi Fukunari, Toshikazu Yamaguchi, Yusuke Nakamura, Hiroyuki Koizumi, Kimiya Komurasaki and Kevin Parkin: Two-Stage-to-Orbit Transporting System Combining Microwave Rocket and Microwave Thermal Rocket for Small Satellite Launch, Joint Conference 30th ISTS, 34th IEPC & 6th NSAT, Kobe-Hyogo, Japan, July, 2015.

学会発表（共著者）

- 6) 田畑邦佳, Florian Nguyen, 原田祐貴, 中村友佑, [柿沼薫](#), 福成雅史, 小紫公也, 小泉宏之: マイクロ波ロケットにおけるマッハ2飛行時の空気吸気性能に関する数値計算, 第61回宇宙科学技術連合講演会, 新潟, 2017年10月.
- 7) Masafumi Fukunari, [Kaoru Kakinuma](#), Kimiya Komurasaki, Toshikazu Yamaguchi, Yusuke Nakamura, Hiroyuki Koizumi and Kevin Parkin: Use of Microwave Rocket for the First Stage of a Launch Vehicle, 2016 High Power Laser Ablation & Directed Energy Symposium, Santa Fe, New Mexico, April, 2016.
- 8) Masafumi Fukunari, Nat Wongsuryrat, Toshikazu Yamaguchi, Yusuke Nakamura, [Kaoru Kakinuma](#), Hiroyuki Koizumi and Kimiya Komurasaki, Development of a tapered-tube millimeter-wave receiver for distant wireless power transfer in Microwave Rocket system, Joint Conference 30th ISTS, 34th IEPC & 6th NSAT, Kobe-Hyogo, Japan, July, 2015.
- 9) 福成雅史, 山口敏和, Nat Wongsuryrat, 中村友佑, [柿沼薫](#), 小紫公也, 小泉宏之, 小田靖久, 池田亮介, 梶原健, 高橋幸司, 坂本慶司: テーパーリード弁を用いたマイクロ波ロケットの空気吸い込み機構の開発, 第55回航空原動機・宇宙推進講演会, 富山, 2015年3月.