

小特集

ミリ波ビームが飛ばす“マイクロ波ロケット”

Microwave Rocket "Propelled by Millimeter Wave"

1. はじめに

1. Introduction

小紫 公也

KOMURASAKI Kimiya

東京大学大学院工学系研究科航空宇宙工学専攻

(原稿受付: 2017年6月10日)

1.1 ミリ波を使うのに「マイクロ波ロケット」?

1994年に日本原子力研究開発機構那珂研究所(現量子科学技術研究開発機構)にて完成したエネルギー回収型大電力ジャイロトロンは600 kWの大出力ミリ波発振器で、核融合炉加熱の用途以外にも応用が期待された[1]。そこで宇宙推進技術への応用をめざし、2001年にこのジャイロトロンから射出されるミリ波ビームを大気中にて集光し、その焦点付近にプラズマを点火(空気の絶縁破壊)することに成功すると共に、それに続く高速な放電伸展を確認した。当時は、高周波でのプラズマ生成には減圧雰囲気也不可欠との先入観から、大気放電の実験提案をした我々も若干及び腰であったが、意外と容易に点火・放電に至った。そこで翌年、従来の化学ロケット打ち上げシステムに代わる新しいシステムの開発をめざし、その爆発的な加熱による圧力上昇を利用した推進器を製作して推力測定実験を行った結果、先行して開発されていたレーザー推進器に劣らない推進性能を得ることができた[2]。

この結果を元に記者会見を行うことになったが、その際「ミリ波とは何か」というところから説明が求められた。当時ミリ波を利用したものが身近になかったため、電子レンジで使われるマイクロ波と同じようなものという説明を行うことになり、「マイクロ波打ち上げロケット」と題して会見を行った。厳密にはマイクロ波でもないしロケット推進でもないが、その後適当なネーミングを怠り、「マイクロ波ロケット」という名称で論文を書き続けて現在に至る[3]。

1.2 ロケット研究者は何をめざす

静止軌道に多量の物資を安価で運びたい。これは数万トンと見積もられる商業用宇宙太陽発電衛星を宇宙に展開するために不可欠な要請[4]でもあるが、その先には安価な打ち上げ・宇宙輸送システムの実現によって本格的な有人宇宙活動の基礎となるインフラを整えたいという夢がある。

ロケット研究者の究極の目標は燃費ゼロ。それに近づくために宇宙エレベータや核融合・反物質対消滅を利用した推進器など様々な先端システムの研究[5]が行われているが、もし飛行中に推進エネルギーと推進剤を外部から調達できれば、燃費ゼロが達成可能である。そこでレーザーやマイクロ波のビームを用いて遠隔に推進エネルギーを供給する無線エネルギー伝送技術[6]がひとつの重要な要素技術となる。

ロケット科学者 A. Kantrowitz は1972年にすでにレーザービームを用いて地上から推進エネルギーを供給する打ち上げ方式を提唱している[7]。近年は、マイクロ波やミリ波を用いた電気・電子機器や車・飛行体への無線エネルギー伝送へと広がりを見せており、本小特集第2章「ミリ波ビームの空間伝送技術と無線電力伝送への応用」にて、同技術に関する最近の研究動向を解説いただいた。

1.3 レーザーか、ジャイロトロンか

レーザー光は指向性(直進性)が高く、宇宙推進への応用に適している[8, 9]。エネルギー効率が良いか、クリーンで安全といった利点は魅力的であるが、レーザー発信基地建設費が膨大で、打ち上げシステムが安価に仕上がると

は言えない。一方、ミリ波の指向性はレーザーに劣るが、ジャイロトロンはマグネトロンに似た真空管技術を基礎としていて、レーザー装置に比べて数桁安価に製造できることが一番の魅力である。

既存の化学ロケット打ち上げシステムとのコスト比較を行うには、先ずミリ波に乗って宇宙に行くシナリオを描き、必要なビーム出力を算出して、ビーム発信基地建設費を含めた総合的なコストを評価しなければならない。

大気を推進剤として取り込みながらの推進は、速度・高度・推力・空気抵抗の間に絶妙なバランスがあり、適切な軌道（高度と速度の関係）を見つける必要があるが、仮想出力源を地上に置くので理論上はどんな軌道も実現可能である。打ち上げ最中の最大ビーム出力を最小とする最適化後に想定されるジャイロトロン出力は、100 MW から 100 GW（史上最大のロケットであるサターン V と同程度の出力）と非常に大きい。本小特集第 5 章「マイクロ波ロケットシステムのためのビーム発振設備への要求」において、そのシナリオおよび出力算出根拠が示されている。

1.4 ギガワット出力ジャイロトロン基地建設

メガワット出力ジャイロトロンを束ねてギガワット出力のビーム発信基地を作ることができれば、未知なる技術の進歩を仮定する必要もなく、量産による価格低減も期待できる。次世代の核融合原型炉 DEMO 計画では 100 MW 出力のジャイロトロン群の建設が検討[10]されているが、それを越える出力のジャイロトロン基地はどのようなものになるのか、本小特集の第 3 章「ギガワット出力ミリ波ビーム源開発のための技術課題」で専門家に絵を描いていただいた。多数のジャイロトロンを同期して発振させる技術の開発はこれからの課題である。一方で、基地建設にどれだけのジャイロトロン需要が見込まれるかということも示されており、大出力発振器研究のさらなる発展、および市場の拡大を期待させるものである。

1.5 さいごに

基礎研究から打ち上げサービスに至るには、いわゆる魔

の谷、死の谷を越えダーウィンの海に乗り出す必要がある。小さいモデルから実現していくことが現実的であるが、最近では多額の開発費を投入する前に、数値計算を駆使して計算機上で打ち上げを行い、最適化およびスケールアップを図ることも有用である。

本推進システムにおいて最も重要な物理機構は、ミリ波エネルギーが流体の圧力に直接的に変換される爆轟という現象である。ミリ波放電伝播の研究が初めて報告されたのが 1988 年頃であり研究の歴史はまだ浅いが、レーザー放電との相似性もあり、その物理モデルの構築、数値シミュレーション技術は急速に進歩しており、本小特集第 4 章「ミリ波放電の物理とマイクロ波ロケットへの応用」では最先端の研究を紹介いただいた。

放電の物理の他に、空気吸い込み機構設計、爆轟エンジンサイクル最適化、ミリ波集光器設計、耐熱設計、軌道姿勢修正機構など、多くのことが計算機上で検討可能である。さらに電磁波干渉や安全性など対策を行って、適当な時期に最初の打ち上げ試験に挑みたい。

参考文献

- [1] K. Sakamoto *et al.*, *Nature Phys.* **3**, 411 (2007).
- [2] T. Nakagawa *et al.*, *J. Spacecraft Rockets* **41**, 151 (2004).
- [3] 小紫公也, 福成雅史: プラズマ・核融合学会誌 **92**, 323 (2016).
- [4] 中島秀紀: 研究最前線「新たな宇宙開発を拓く核融合技術」, プラズマ・核融合学会誌 **83**, 264 (2007).
- [5] 小紫公也: 特集「ワイヤレス・エネルギー伝送技術」, 電気学会誌 **129**, 410 (2009).
- [6] 中野正勝: 宇宙太陽発電 **1**, 74 (2016).
- [7] K. Komurasaki and B. Wang, *Laser Propulsion, Encyclopedia of Aerospace Engineering* (John Wiley & Sons Ltd, Chichester, UK, 2010), p. 1351.
- [8] 長島利夫: 特集「レーザー推進」, 日本航空宇宙学会誌 **51**, 180 (2003).
- [9] 内田茂明: 解説小特集号「レーザー推進」, レーザー研究 **34**, 402 (2006).
- [10] 飛田健次 他: JAEA-Research 2010-01, 40 (2010).



小特集 ミリ波ビームが飛ばす“マイクロ波ロケット”

2. ミリ波ビームの空間伝送技術と無線電力伝送への応用

2. Millimeter-Wave Beam Transmission Technology and Applications to Wireless Power Transfer

嶋村 耕平, 福成 雅史¹⁾

SHIMAMURA Kohei and FUKUNARI Masafumi¹⁾

筑波大学システム情報系構造エネルギー工学域, ¹⁾ 福井大学遠赤外領域開発研究センター

(原稿受付: 2017年6月10日)

マイクロ波ロケットに必要なミリ波空間伝送技術とその無線電力伝送について紹介する。マイクロ波ロケットでは、要求される機体質量やロケットの構成によって異なるが、数百 MW から数十 GW 級の大電力マイクロ波を地上から数百 km に渡って精度よく伝送することが求められる。本章では、まず要求される伝送ミリ波の大気減衰、ビーム形状、電力密度についてまとめる。ミリ波の周波数は大気の窓領域に合わせる必要があり、そのビーム形状は必要な伝送距離によって集光形状と平行形状に分けられ、また電力密度は大気の絶縁破壊閾値以下でなくてはならない。次に既存の技術を参考にしながらマイクロ波ロケットで要求される伝送技術、受電技術について説明する。受電側システムについては伝送されるミリ波電力を機体側で利用できるエネルギーに変換するものとして、レクテナを用いた直流電流への変換、放電による推力への変換、熱交換による加熱など様々な手法を紹介する。

Keywords:

microwave rocket, millimeter wave, wireless power transfer, gyrotron

2.1 はじめに

マイクロ波ロケットの最大の利点は、ビームによる外部からのエネルギー供給により、エネルギー源と機体を分離できる点である。そのため推進剤が持つ化学エネルギーに制限されず高い比推力（低燃費）を実現できる。機体周辺の大気を推進剤として利用すれば、ロケット搭載燃料を理論上はほぼ0にできる。電磁波を利用した航空宇宙機への外部エネルギー供給というコンセプトは、ビーミング推進（Beamed Energy Propulsion）研究として様々な推進方式が提案されている[1]。レーザーやミリ波など周波数の高い電磁波による送電方式の魅力はビームの指向性とエネルギー密度の高さであり、特にレーザーを使った実験では近畿大河島らや東工大矢部らによる小型模型飛行機での実証実験が行われている[2, 3]。ビーミング推進以外では、マイクロ波の他、近年では磁界共鳴現象を利用したワイヤレス給電研究も盛んである。最近では携帯電話や自動車など身近な移動体への応用研究・開発が盛んに進められている[4]。

本章では、ミリ波を地上基地からロケットまで空間伝送する技術とその応用技術について述べる。マイクロ波ロケットシステムの構成要素は地上送電施設と受電部であるロケットに分けられる。地上ビーム送電は、主に発振設備、ビーム結合施設、蓄電施設、送電アンテナから構成されるシステムが提案されている。現状では発振設備として MW

級ジャイロトロンをクラスタ化し、ビームを結合させて GW 級のエネルギーを得ることが想定されている。打ち上げ数十秒の間に GW 級の電力を供給するため、フライホイール等の蓄電施設の使用が想定される。送電アンテナにはミリ波通信に利用される巨大なパラボラアンテナが検討されている。受電システムは小紫らの大気放電による衝撃波を利用した推進方式の他に Parkin らの提唱する推進剤加熱方式やアンテナと整流器を利用して電氣的に推力を得る方式が提案されている[5-7]。以下では、ミリ波空間伝送技術および受電技術についてそれぞれの要素課題と研究動向を述べる。

2.2 電磁波ビームを使った長距離無線電力伝送

電磁波は大気中を伝搬する際、酸素分子、水蒸気や他の大気中成分によって減衰する。特に酸素分子や水蒸気の共鳴周波数付近ではこの減衰が一段と大きな値となる。図1に海拔0 mでのマイクロ波（1~350 GHz）の乾燥空気と水蒸気による大気減衰を示す[8]。特に24 GHz, 60 GHz, 183 GHzでは吸収のピークが見られる。したがって、大気中のミリ波伝送に最適な周波数は35 GHz, 94 GHz, 140 GHz, 220 GHzであり、一般に大気の窓と呼ばれている。水蒸気による減衰を避けるため、マイクロ波ロケット打ち上げには乾燥し天候の安定した射場が求められる。射場の高度は、標高が高いほど大気が薄くなるため減衰の点

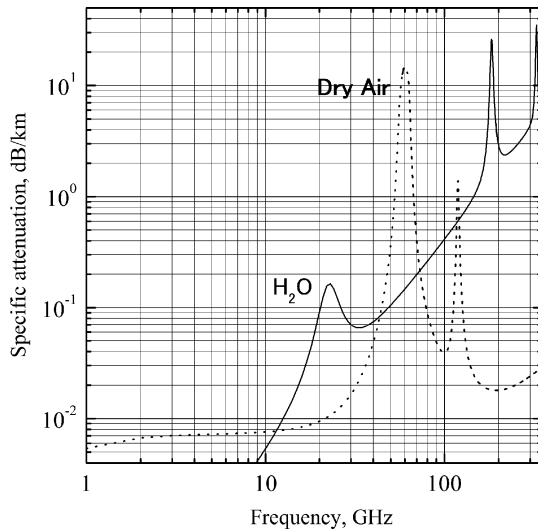


図1 海拔0 mでのマイクロ波の乾燥空気と水蒸気による大気減衰(圧力 1,013 hPa, 温度15℃, 水蒸気圧 7.5 g/m³).

では有利である。一方で、大気を推進剤とする場合では空気取り込み量が低下するため、機体が十分に加速されればラム圧縮により補完することも可能だが、推力低下を引き起こす可能性がある。

地上送電アンテナからマイクロ波ロケットまで、ミリ波は自由空間の基本伝搬モードであるガウシアンビーム(TEM00モード)で伝送される。ビーム形状として、地上の送電アンテナと機体上の受電アンテナのサイズが等しい平行形状と、巨大な送電アンテナを用いて機体上に集光する集光形状が考えられる。

平行形状の場合、図2のようにビームスポット径が最少となるビームウェスト位置を要求される伝送距離の中間とする。ビームウェスト位置からビームがほとんど平行と見なせるレイリー長 z_R までビームを伝送せるとすると、全体の伝送距離はレイリー長の2倍に等しくなる。この時、必要な送受電アンテナの半径はビームのスポットサイズと等しいとすると、ビームウェストの $\sqrt{2}$ 倍となる。このビーム形状では、送電側で、ビーム径の調整やトラッキングが不要となり、ビームの制御系が簡潔になる。ビーム軸と機体軸の調整は機体側で行われ、機体はビームに乗っているかのように進んでいく(ビームライディング)。ただし移動体におけるビームスポット径は機体形状による空気抵抗を最小限にしつつ、長い伝送距離を確保するという制約を持っている。図3に伝送距離に対して要求される受電半径を示す。100 GHz帯であっても、高度30 km程度で5 m以上の受電半径が必要となる。そのため、平行形状は多段ロケットの一段目の様な、要求される伝送距離が短い場合に適用される[9]。また斜め方向に照射する場合は、大気による屈折を考慮して光路を決定する必要がある。大気の屈折率は場所、季節、時刻、周波数によって異なるため、光路を正確に求めるためには屈折率分布の測定が必要である。

一方、集光形状では、地上側で巨大な伝送アンテナが必

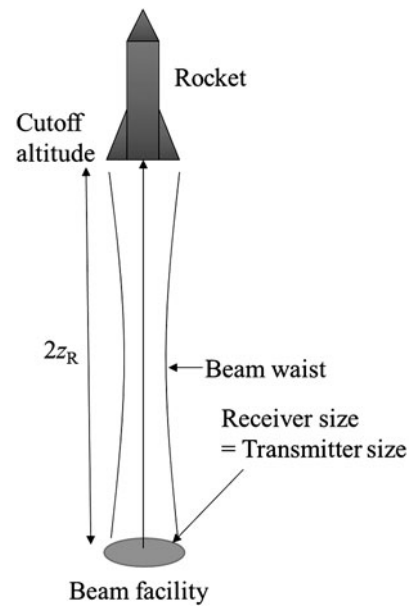


図2 地上ビーム設備—ロケット間のビーム形状(平行形状)。

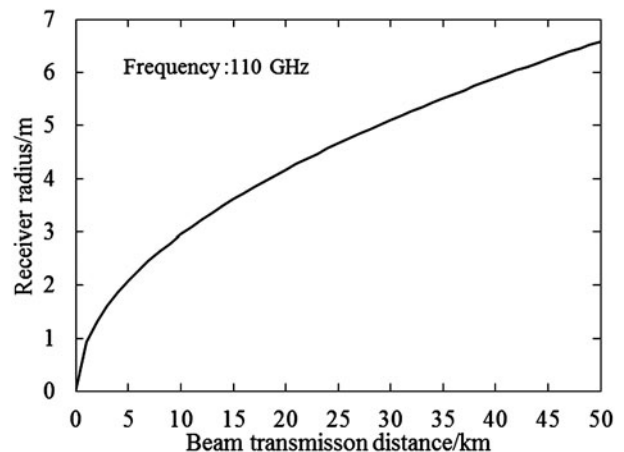


図3 平行形状での伝送距離と機体側の受電アンテナ半径(スポットサイズ)。

要となるが、機体上の受電径を小さくできるため比較的長距離の電力伝送が可能となる(図4)。図5に伝送距離と地上の伝送アンテナ半径(ビームスポットサイズ)の関係を示す。このビーム形状では、機体の飛行高度ごとに要求される送電アンテナ径が異なるため、機体高度をフィードバックしたビーム制御が必要である。このビーム制御の手法については次章で紹介される。また垂直打ち上げであっても、機体上に集光させるためには大気による屈折の効果を考慮する必要がある。

大気の上層部には、空気がプラズマ状態になっている電離層が存在する。電離層とミリ波の相互作用は太陽光発電衛星(SPS)の分野で、発電した電力を地上に送電する目的でよく研究がなされている。電離層で反射されるのは周波数がおおよそ10 MHz以下の電磁波であり、100 GHz帯であれば反射はほとんど発生しない。しかしビーミング推進では、SPSで想定されている電力密度 10^3 W/m^2 から 10^4 W/m^2 より桁違いに大きい 10^7 W/m^2 から 10^8 W/m^2 程度の電力密度が想定される。このように電力密度が高い

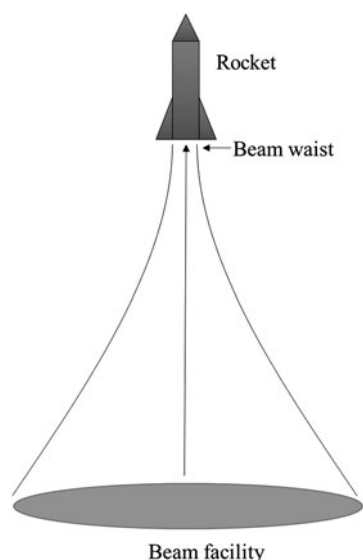


図4 地上ビーム設備—ロケット間のビーム形状（集光形状）。

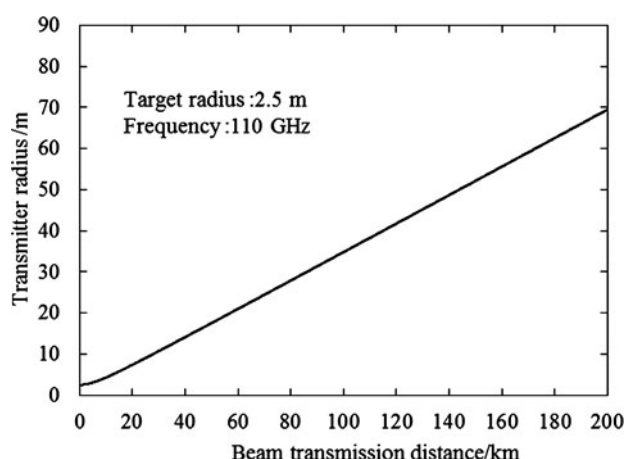


図5 集光形状での伝送距離と地上の伝送アンテナ半径（ビームスポットサイズ）。機体受電半径 2.5 m。

場合、3波共鳴現象、熱的自己収束現象など非線形相互作用が発生する。これらの対策として、機体側からターゲット光を地上に向けて照射し、補償光学を用いて伝送ビームの位相補償を行うことなどが考えられる。

大気が絶縁破壊を起こす電力密度は、ミリ波の周波数及び高度によって異なる。Liuらの提案した空気絶縁破壊モデルを用いて標準大気を仮定して計算すると、圧力の低下により、94 GHzではおよそ高度 25 km 付近で最低値 $6 \times 10^8 \text{ W/m}^2$ を持つことがわかる[6, 10]。伝送ビームの光路全体に渡る電力密度は、この値より十分低くなるよう制限される。

従来、ミリ波以上の周波数帯域は利用者がごく限られるフロンティアの扱いであったが、近年のミリ波帯の発振・検出・応用技術の進展に伴い様々な利用可能性が提案されている。今後、新しい利用形態への国民的な要望に応じた周波数割り当ての見直しがあれば、エネルギー伝送用途もその検討に含まれることが期待される。

次に地上の実験系における無線電力伝送技術について述

べる。核融合の分野では、ビーミング推進で要求される電力レベルに及ばないものの、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、数 MW から数十 MW のミリ波電力をプラズマに伝送している。国際熱核融合実験炉 (ITER) 計画では、MW 出力の 170 GHz ジャイロトロン 24 本と、そのパワーを真空容器まで導く伝送系 24 ライン、上出力ポート（4 機）と水平出力ポート（1 機）に設置するアンテナ（通称、EC ランチャー）から構成される電子サイクロトロン加熱電流駆動 (ECH/CD) システムを用いてプラズマへ 20 MW の電力を入射する計画である[11]。ITER 計画では、ランチャーまでの電力伝送はコルゲート導波管で伝送されるが、ドイツのヘリカル型核融合炉 Wendelstein 7-X では、140 GHz、10 MW のミリ波を、ランチャーまでのラインも含め、ミラー系を用いて準光学的に伝送している[12]。

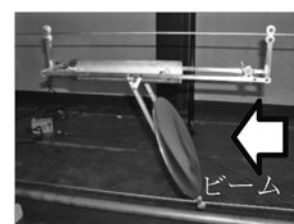
マイクロ波ロケットにおける長距離伝送試験は、2008 年に初めて行われた。図 6 にその伝送試験の写真を示す。実験では伝送用のオフセットパラボラミラーを用いて、伝送ビーム半径を 20.4 mm から 120 mm に拡大し、モデルロケットに向け水平に照射した。モデルロケットは直径 60 mm の円筒型である。伝送されたビームを受電するためモデルロケットには受電ミラー系が取り付けられている。受電ミラー系は 2 枚の放物面鏡の組であり、まず半径 140 mm のミラーで伝送ビームを受け集光し、もう一枚で平行光にしてモデルロケットに導いている。試験ではミリ波電力 400 kW、パルス幅 0.4 ms において、伝送ミラーから機体までの距離が 1 m、3 m、5 m の点でプラズマ放電に成功し、繰り返し周波数 100 Hz でおよそ 3.0 N の推力を得た[13]。



長距離伝送試験



伝送ミラー



受電ミラー

図6 ミラー系を用いた長距離伝送試験。

ミラー系を機体に搭載する手法は、重量の点で不利であり、またモデルロケットからの排気がミラー系に衝突するなどの欠点があった。そこで図7に示すようなテーパ管型集光器が提案された。この集光器は光学的にミリ波の反射が無いよう設計されており、モデルロケットに直接接続される。2012年に行われた伝送試験では、このテーパ管型集光器を用い、600 kW のミリ波電力にてプラズマの着火及び推力生成に成功している[14]。

2.3 送電側システム

2.3.1 地上施設の概要

マイクロ波推進に求められる大電力を達成するには複数のジャイロトロンをクラスタ化する必要がある。これはジャイロトロン1基当たりの出力電力が、出力窓や本体の熱負荷により理論的最大値でも5 MW程度に制限されることに起因する。複数のビームを長距離伝送するには、ビームの結合技術が不可欠となる。上述した核融合分野では主にインコヒーレントビーム結合によって複数のジャイロトロンから照射されたミリ波を炉心プラズマに照射している。これは干渉が発生しないことを期待して複数のビームを独立に直接照射することであり指向性に乏しいため km オーダーの電力伝送には適さない。周波数が数 GHz 程度のマイクロ波を用いた電力伝送では、フェーズドアレイシステムにより各発振器の位相を制御しビームを結合するコヒーレントビーム結合が行われている。この手法ではマスターとなる発振器の位相に対してスレーブ発振器の位相をロックする技術が重要である。ジャイロトロンでは、内部の空洞共振器中で電磁波の位相を制御することが難しく、特殊な光学系を用いてマスターシグナルを共振器に入射する必要がある。またジャイロトロンをフェーズロックするマスターシグナルに要求される信号強度及び安定度、さらに周辺に発生するサイドローブも問題となる。

米国ではParkinらが、電磁ビームロケットの一種としてミリ波を用いて地上からエネルギーを伝送し、推進剤を流したチューブ状の熱交換器で推進剤を加熱する手法を提案している。Parkinらはミリ波の電力伝送手法としてビーム結合ジャイロトロンを周波数をわずかに変え、回折格子に

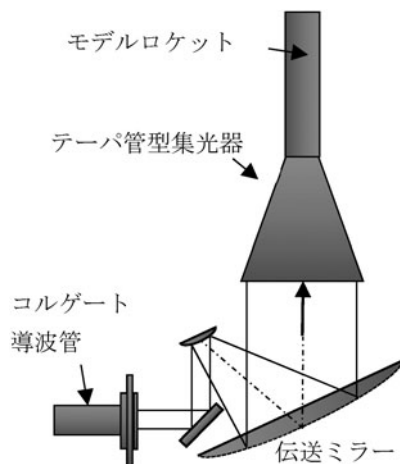


図7 テーパ型集光器を用いた長距離伝送試験。

入射し周波数毎の回折角度の違いを利用して一本のビームに結合するスペクトルビーム結合を提案している[14]。スペクトルビーム結合は位相制御が不要となるが、ジャイロトロン周波数安定性が問題となる。また電力密度を抑えるためマイクロ波推進に求められる電力を達成するには巨大な伝送路が必要となる。

このように大電力ミリ波ビームの結合には課題が多く今後の技術革新が必要である。

2.3.2 送電アンテナの検討

最長で100 kmを超える長距離のエネルギー送電を実現する送電アンテナは、必要なビームサイズを十分にカバーできるスケールが必要となる。前節図3で示される50 km以下の伝送に必要な半径10 m未満スケールのビーム送電にあたっては、適切なビームプロファイルを構成するためにスポット径の少なくとも3倍以上のスケールのアンテナが必要であり、直径50 m程度のアンテナが想定される。これは、深宇宙探査機用の通信アンテナと同程度であり、構造・機構については現状の技術で実現できると考えられる。

アンテナの形態として、パラボラアンテナのような単一の放射エレメントからの出力を巨大なビームに広げる反射鏡方式と、多数の放射エレメントを用いたフェイズドアレイアンテナ方式に分類される。反射鏡方式では、長距離伝送に必須となるコヒーレント性の高いビームプロファイルを得ることが比較的容易であるが、MWからGW級の高出力の場合、主反射鏡から集光されるエレメント近傍のパワー密度が極めて高くなるため気中放電の発生が問題となる。一方、フェイズドアレイアンテナ方式では、エレメント間の位相制御が重要な技術要件となるが、これが実現できる場合にはビーム角度の調整を機械的機構に頼らずに実現できる。また、エレメントがアンテナ面上に広く分布するためパワー密度を低く抑えることが可能となる。

ビーム伝送距離が長いケースや、より小型のターゲットにビームを集光させるような場合には、エレメントの強度・位相をともに制御するアクティブフェイズドアレイアンテナが有効であると考えられる。エレメントの強度・位相を制御することでアンテナ面での複素電界を動的に操作し、集光位置をロケット本体に追跡させることも可能となり、空力抵抗が少ない小断面の機体の適用や、打上地点から軌道上まで推力を発生させるような打上シナリオなど、様々な可能性を広げることができる。アクティブフェイズドアレイアンテナを実現するには、位相のみならず、エレメント間のパワー分配を動的に制御することが求められるため、大電力ミリ波におけるパワー制御技術の確立がブレイクスルーとなると予想される。

2.4 受電側システム

2.4.1 アンテナと整流器によるエネルギー変換

アンテナと整流器を利用した無線電力伝送研究は、宇宙太陽光発電衛星や最近では身近な電波から発電するエネルギーハーベスティング分野で進められてきた。後述の放電や加熱方式に比べて低エネルギー密度であるが、ロケット

以外の様々な移動体への応用が期待できる。これまでの移動体への研究例としては、カナダで地上から小型飛行機への送電実験 (SHARP) [15] が報告されており、京都大学などが中心となって進められた模型飛行機や飛行船への送電実験 [16] や MAV への無線送電研究 [17] などがある。

上述の研究は 2.45 GHz 帯のマイクロ波を中心とした研究であり、この分野においてミリ波帯はほとんど注目されていない。ミリ波帯無線給電では波長が比して短く、受電回路を小型できるため、高密度な給電が可能となる。マイクロ波に比べて回路損失が大きいこと、加工しづらさなど欠点はあるが、移動体への給電を考えるとミリ波帯は魅力的である。

図 8 に我々が作成したミリ波帯 94 GHz で動作する整流器と図 9 にその性能比較を示す。回路全長が 5 mm にも満たないため半導体微細加工技術を利用して試作した。図左より導波管からマイクロストリップ上に RF 入力し、フィルター、ダイオード、フィルターを介して DC 出力される。104 mW の RF 入力に対し整流効率 46% が得られており、既存のミリ波帯整流回路 (図 9) と比較しても整流器単体ではあるが、周波数と効率の観点で遜色のない性能が得られている [18]。ミリ波帯送電を利用することで超小型航空機 (MAV) やドローンなど駆動時間に制限のある移動体への給電が可能となる。また近年航空業界では航空機電気化への動きがあり、技術的なネックとしてバッテリーのエネルギー密度が化石燃料に比べて極端に低いことがあげられる。無線給電を用いれば航続の長距離化や電気飛行機の実現に貢献できる。

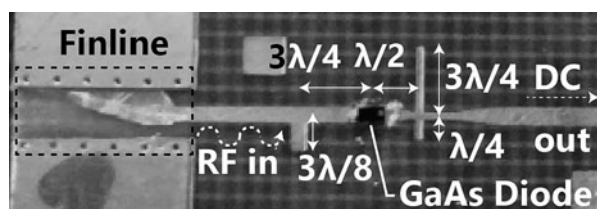


図 8 開発した 94 GHz ミリ波帯整流回路。

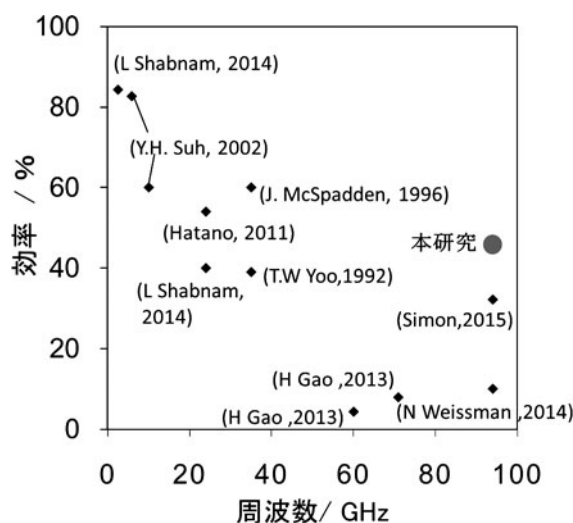


図 9 マイクロ波・ミリ波整流器開発の動向。

2.4.2 マイクロ波支持デトネーションを介したエネルギー変換

電磁波による放電を用いた推力生成手法は、1972年にレーザーの波長帯で Kantrowitz によって提案された [19]。その後、ミリ波帯の発振器ジャイロトロンの開発によって 1980 年代頃から後述の熱交換型を含めたマイクロ波推進の検討が進んだ (ビーミング推進の分野では、大別としてレーザー推進とマイクロ波推進に別れ、ミリ波帯を用いた場合でもマイクロ波推進と呼ばれる)。またミリ波帯の放電の研究も同様に 1980 年代から行われるようになった。

2000 年代に入り、中川ら、小田らによってミリ波放電を用いたマイクロ波推進の実験的研究がなされ、100 g 程度の小型モデルロケットの打ち上げが行われている [20]。実験に用いられた小型モデルロケットは方端の閉じた円筒型で閉管端にプラズマを着火するための集光器が搭載されている。集光器にはパラボラミラーや円錐ミラーが用いられ、集光をサポートするためのネジが集光部に取り付けられている。マイクロ波は開放端より入射し、集光器の集光点で絶縁破壊によりプラズマを着火する。着火したプラズマは後続のマイクロ波電力を吸収しビーム源に向かって衝撃波を伴って伝播していく。この衝撃波後面の高圧により機体は推力を得る。この加熱面 (電離波面) と衝撃波が等速で伝搬する現象は、衝撃波固定系で定常状態を仮定すると、燃焼におけるデトネーションと同様の方程式系で表すことができるため、マイクロ波支持デトネーション (MSD) と呼ばれる。ただし単位時間ごとにデトネーションの波面に流入するガス質量に比例した入熱がある燃焼と異なり、マイクロ波支持デトネーションでは入射電力と電離波面伝播速度及び吸収率の関係式が無いと入熱量を求めることができないため、実験式や、加熱面背後で熱閉塞となるチャップマンジュゲ状態を仮定した解析が行われる。電力密度が低下すると衝撃波速度より電離波面速度が遅くなり離れて伝搬していく。この状態は入射電力に対し推力性能は低くなるため、避けなければならない。この状態は燃焼におけるデフラグレーションとは全く異なり、定常現象ではなく容易には解析できない。このように入射電力密度はマイクロ波支持デトネーションを介したエネルギー変換において非常に重要な要素となる。図 7 にあるようなテーパ形状のミリ波集光器ではミラー型に対し軽量となるものの、推進機内部の電力密度が変化し推力性能に影響を与える。

ミリ波放電の観点では、マイクロ波ロケット内部の放電は入射マイクロ波電力密度が電離閾値より極端に低いサブクリティカルと呼ばれる状態にある。この状態の放電現象は加熱によるプラズマ周辺のガス密度の低下に密接に関係している。このミリ波放電の物理は本小特集の第 4 章で詳細に説明される。

推進機外部に排気されたプラズマは推力生成に貢献しないので、プラズマの電離波面が推進機の開放端に到達した時点で、マイクロ波をカットオフする。その後推進機内部のガス (空気吸い込み式では大気) を換気し、再度マイク

口波を照射する。このサイクルを繰り返すことで機体を加速する。推進機一機当たりのデューティ比は電離波面伝播速度及び推進機長、そして推進機の換気時間で制限される。このためこの制限を超えてマイクロ波のデューティ比を上げるには多気筒が必要となる。

またこの電離波面の伝搬を用いてパルス駆動型の電磁流体 (Magnetohydro Dynamics) 発電を行うことが可能である。レーザー誘起の放電デトネーションであるレーザー支持デトネーションを利用したレーザー支持デトネーション駆動 MHD 発電は既の実証され注目を集めている。この MHD 発電はビーム推進の利点であるエネルギー供給源と消費システムを分離できる点を有し、無線電力伝送を可能にする。発電プラントにおける加熱器、圧縮機が不要となるため軽量の発電システムを構築することができる。東京大学の松本らは希ガス中に炭酸ガスレーザーを利用してプラズマを生成し、世界で初めて発電技術実証実験に成功しており、更なる大電力・高効率化が期待される [21]。

2.4.3 熱交換器を介したエネルギー変換

水素の熱交換器を利用したロケット推進手法は、1950年代から1970年代にわたって核熱を使ったロケットとして米国の Nuclear Engine for Rocket Vehicle Application (NERVA) プログラムで研究が行われ、化学推進ロケットエンジンでは成し得ない850秒もの比推力を生み出せることが実証された。Parkin らの提唱する推進剤加熱方式では核熱の代わりにミリ波を熱交換器に照射して推進剤を加熱する。

この推進手法を用いるロケットはマイクロ波熱ロケットと呼ばれ、機体の側面にフラットな熱交換器を取り付け、水素を推進剤として加熱する。熱交換器の材料には熱の上限の他、ミリ波周波数に対する材料の誘電率による制限が課せられる。現状では熱交換器としてセラミックが用いられ、将来的には軽量で性能の良い酸化グラフェンを用いることが検討されている [6]。またレーザーの周波数帯でも、同様に熱交換器を用いた推進手法が提案されている。近年では安価で高出力が得られるファイバーレーザーが登場してきており、名大森らは 100 kW 級ファイバーレーザーを利用した推進剤加熱型レーザー推進器の開発を進めている。原理としては推進器内部の熱変換用の金属製ポーラスを外部照射レーザーで加熱し、推進剤の水素を加熱する。既に数 kW 級レーザーでの実験に成功しており、今後の展開が注目される。

2.5 まとめ

ミリ波ビームの空間伝送及び無線電力伝送について説明し既存の研究について紹介した。無線電力伝送をロケット推進に用いるには、これまでにないほど大電力密度のビー

ムを超長距離まで伝送する必要がある。本章で紹介したように、伝送ビーム形状、伝送電力、伝送施設及び受電・エネルギー変換方法はロケットの要求に合わせ様々な解が存在する。小型ロケットに特化するのか、大型ロケットを打ち上げるのか、1段ロケットか多段ロケットか、一日の打ち上げ頻度、応用性、コスト、周辺の安全性、etc、実現性を見定めながら、これからの議論が必要である。

参考文献

- [1] C. Phipps *et al.*, J. Propulsion Power **26**, 609 (2010).
- [2] T. Yabe *et al.*, Appl. Phys. Lett. **80**, 4318 (2002).
- [3] 武田和也 他：レーザーエネルギー伝送の小型無人飛行体への応用, 宇宙技術 **7**, 27 (2008).
- [4] 篠原真毅, 小紫公也：ワイヤレス給電技術—電磁誘導・共鳴送電からマイクロ波送電まで (科学情報出版, 2013).
- [5] 小紫公也, 福成雅史：プラズマ・核融合学会誌 **92**, 323 (2016).
- [6] K.L.G. Parkin and F.E.C. Culick, AIP Conference Proceedings, **702**, 407 (2004).
- [7] D.D. Murakami and K.L. Parkin, AIAA paper 2012-3741 (2012).
- [8] Rec. ITU-R P.676-5, "Attenuation by atmospheric gases", (2001).
- [9] M. Fukunari *et al.*, Appl. Optics, **53**, I16 (2014).
- [10] Liu, G., Liu *et al.*, SPIE **3158**, 238 (1997).
- [11] T. Omori *et al.*, Fusion Eng. Des. **86**, 951 (2011).
- [12] M. Thumm *et al.*, Terahertz Science Technol. **1**, 73 (2008).
- [13] T. Yamaguchi *et al.*, AIP Conference Proceedings **1402**, 467 (2011).
- [14] M. Fukunari *et al.*, "Thrust Performance and Plasma Generation of Microwave Rocket with Microwave Beam Space Transmission System." In Proceedings of the IEEE Pulsed Power & Plasma Science Conference, San Francisco, California, USA 2013.
- [15] G.W. Jull, Summary report on SHARP (Stationary High-Altitude Relay Platform) Part A — Technical feasibility of microwave-powered airplanes, CRC Report No.1393 (1985).
- [16] 松本 紘：MILAX の成果と模型飛行機, 第12回宇宙エネルギーシンポジウム, 47 (1993).
- [17] 小田章徳 他：小型飛行体へのマイクロ波無線給電システム, 日本航空宇宙学会誌, **59**, 222 (2011).
- [18] 嶋村耕平 他：94 GHz ミリ波整流回路の試作, 第36回宇宙エネルギーシンポジウム (2017).
- [19] A. Kantrowitz, Astro. Aeronautics **10**, 74 (1972).
- [20] T. Nakagawa *et al.*, J. Spacecraft and Rockets **41**, 151 (2004).
- [21] 松本正晴, 奥野喜裕：パルスレーザー駆動 MHD 発電の実証基礎研究 日本航空宇宙学会論文集 **64**, 91 (2016).



小特集 ミリ波ビームが飛ばす“マイクロ波ロケット”

3. ギガワット出力ミリ波ビーム源開発のための技術課題

3. Technology for Giga-Watt Class Millimeter Wave Beam Station

小田 靖久, 今井 剛¹⁾

ODA Yasuhisa and IMAI Tsuyoshi¹⁾

量子科学技術研究開発機構, ¹⁾筑波大学

(原稿受付: 2017年6月10日)

ジャイロトロン電子管は、国際熱核融合実験炉 ITER 等のプラズマ加熱用として開発が大きく進展し、ミリ波帯で 2 MW レベルの発振に成功し、マイクロ波ロケットの大電力ミリ波源として最有力視されている。そのジャイロトロンの高出力化、高効率化、および大電力ミリ波の伝送・制御について記述する。また、高出力ジャイロトロン工学、理学応用について紹介する。さらに、ロケット打ち上げジャイロトロン設備に必要な、複数ジャイロトロンによるギガワットレベルの出力を持つビーム源に必要な技術を論ずる。

Keywords:

millimeter wave, gyrotron, transmission line, power control, cluster, beamed energy propulsion

3.1 はじめに

ミリ波ビームから推進エネルギーを得るマイクロ波ロケットが提案されている。マイクロ波ロケットは、地上に建設したビームの発振源から大電力のミリ波ビームをロケットに送ることにより長期にわたって繰り返し使用可能な打ち上げシステムとして、従来の打ち上げロケットの概念を大きく変えるもので、宇宙開発のネックである高コストの打ち上げ費用を大幅に低減させることが期待できる[1,2]。このような打ち上げシステムの基盤となるビーム発振源として、打ち上げに必要な膨大なミリ波パワーを発生・制御できるシステムが必要になる[3-5]。必要なパワーレベルは、打ち上げシナリオにより異なってくるが、小型の衛星打ち上げを想定した 30~50 MW 程度から、現在の大型ロケットと比肩する規模を想定した 200 GW まで、さまざまな提案がなされているが、いずれのシナリオであっても、現在世界に存在するミリ波帯発振設備とはまさにけた違いに大きな設備となり、全システムのなかで、最も大きなコストを占めるとともに、現在の技術レベルでの実現性はおろか、基本的な研究もほとんどなされていないのが実情である。そのシステムの心臓部となるのがジャイロトロンと呼ばれるミリ波帯のマイクロ波電子管であり、その開発が大きな鍵を握ると言える。

本章では、現在もっとも成功している大電力ミリ波発振技術であるジャイロトロンを使用することで、100 MW から 1 GW 程度の平均出力を持つ定常ビーム源を実現することができるかについて検討を行った。検討にあたっては、ミリ波帯大電力ビームの最も先進的かつ大規模な利用用途である核融合装置における電子サイクロトロン加熱システムで実現されている様々な技術をベースとした[6,7]。と

りわけ、ITER の電子サイクロトロン加熱システムでは、170 GHz/1 MW 出力ジャイロトロンを 24 台使用して 20 MW の出力を達成する計画であり、本章で検討する対象に最も近いことから、その延長線上でのシステム構築を検討した。

3.2 大電力ミリ波発振技術

ジャイロトロンはサイクロトロン共鳴メーザー効果 (CRM) を利用したマイクロ波発振管の一種である。CRM は磁界によるサイクロトロン運動を行う電子が、周囲の電磁界との間でエネルギーの授受を行うことにより、その運動エネルギーを電磁波に変換させることができる。CRM によって発振できる周波数は、空洞共振器における磁場によって決定される。ジャイロトロンはこの CRM の特性を利用することで、空洞共振器における発振モードを円形導波管の基本モードである TE₀₁ に限定することなく、高次モードと呼ばれる m, n が 1 よりも大きな値をとる TE _{m,n} モードで発振させることができる。ジャイロトロンは、波長が短くなるとともに共振器サイズがともに小さくなり大電力化が困難となる従来の電子管の問題点を、大型の空洞共振器を高次の発振モードで動作させるという形で解決することができ、高い周波数の大電力発振を実現している。ジャイロトロン発振モードの一例として、ITER 用の 1 MW 出力の 170 GHz ジャイロトロンでは TE_{31,11} というきわめて次数の高い超高次モードを採用している。現在、日本では 28 GHz から 300 GHz の領域で MW レベルの発振を実現しており (図 1)、300 GHz 以上の領域でも kW 級出力を実現している[8-10]。

図 2 左は MW レベルのジャイロトロン管の写真で、ジャ

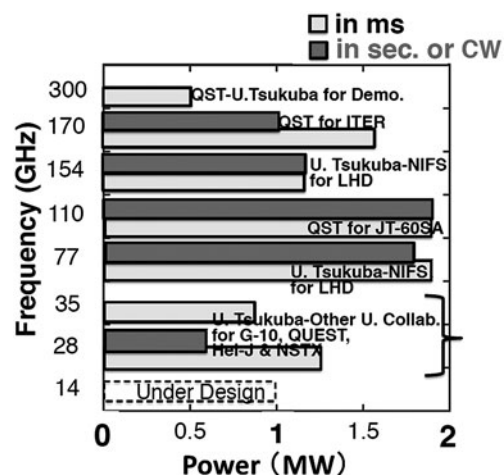


図1 日本の14–300 GHz 帯ジャイロトロンの開発状況。

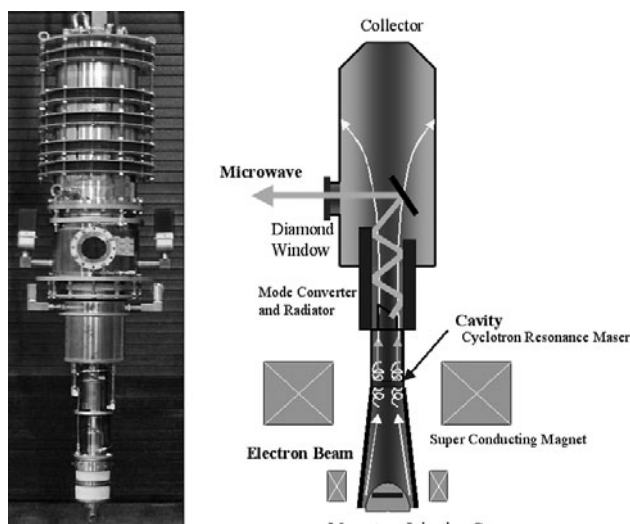


図2 (左)筑波大学で開発されたOver 1 MW Gyrotronの外観図。(右)ジャイロトン内部の構造。

イロトロン内部(図2右)は、下部の電子銃 Magnetron Injection Gun (MIG) から、周囲に配置した超伝導マグネットが発生させる磁力線に沿って空洞共振器に電子ビームを入射する構成となっている。電子銃では、磁力線に対する回転エネルギーを与えるために最適な電極配置を設計して空洞共振器での発振効率を最大化させている。空洞共振器では、超高次モードによって電磁波を発振させているが、これをジャイロトン外に出力させるために、モード変換器を介して空洞共振器における高次モードからガウスビームに代表される空間中を平面波として伝播できるTEM波に変換させている。ジャイロトン上部は、コレクターであり電子ビームを回収する役割を果たしている。ジャイロトンの電力変換効率は50%程度であるため、1 MW 出力管であれば、コレクターでの電子ビームのエネルギー損失は1 MW となり、大型のコレクターが必須である。

ジャイロトンからの出力ビームは、真空窓を通して出力されるが、MW クラスの長パルス運転にあたっては、ダ

イヤモンド窓が唯一の選択肢となる。ダイヤモンドはミリ波帯で低誘電損失特性を有することと、極めて高い熱伝導によりその損失エネルギーを素早く窓周辺部へ散逸させ、窓での熱の蓄積を抑えることが可能であり、数MW 出力を維持できる。

今日、大電力ミリ波の最大の利用用途としては、核融合プラズマの電子サイクロトロン加熱への適用であり、大電力ジャイロトン開発の大きな原動力でもある。

そのほか、NMRの光源としての応用例があるが、パワーレベルはkW 程度である。また、MW 出力としてはレーダーへの応用例があるが、パルス幅は極めて短い。

高出力かつ長パルスという大電力の用途としては、現状、核融合プラズマ加熱に限られているといえる。

3.3 ギガワット出力ミリ波ビーム源の開発要素

3.3.1 全体構成

マイクロ波ロケットの打ち上げベースとなるビーム源を構成するシステムとして、図3に示すように主要なものとして出力源となるジャイロトン、ロケットへの照射を行うためのアンテナシステム、およびジャイロトンからアンテナまでのRF電力を伝送させる伝送系が必要となる。ビーム源全体の出力レベルとしては、数十MW レベルからGW レベルまで、マイクロ波ロケットの打ち上げシナリオに即していくつかの要求レベルがあるが、現状のジャイロトン開発技術の延長線上で2 MW レベルのジャイロトロンをベースとしても、数十台から数百台のジャイロトロンをクラスター化することで必要なパワーを確保することとなる。また、全体として必要なパワーレベルが極めて大きいことから、各ジャイロトロンはその最大出力での運転が必要と考えられる。このことは、フェイズドアレイのようにアンテナサイドからパワー制御の要求がある場合に、ジャイロトン出力を合成・分配する出力制御装置が必要と考えられる。

3.3.2 高出力ジャイロトン

ジャイロトロンは、ビーム源のいわば心臓部というべき機器であり、ビーム源建設のコストドライバーともいえ

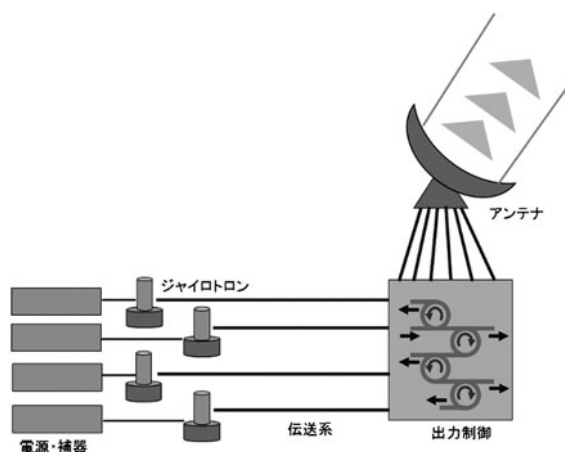


図3 ビーム源のシステム構成。

る。ジャイロトロンは、本章前半で述べた通り、強力な磁場を発生させる超伝導マグネットを使用することが必須であるため、コスト低減という点では単管当たりの出力を向上させることが極めて有効である。ITERをはじめとした大型核融合装置のジャイロトロンは1 MW程度の出力を前提としているが、高出力化の努力は筑波大学をはじめ多くの研究機関で進められている。2017年現在、大電力ジャイロトロンの出力は2 MWに到達しようとしており、JT-60SAやLHD用ジャイロトロンでは110 GHz/1.9 MW、77 GHz/1.8 MWで1秒のパルス運転に成功している[11-13]。

ジャイロトロンの高出力化にあたっては、ビーム電流の増大に伴う不安定化を抑えるため、低分散の電子ビームを発生させる高性能電子銃の開発、空洞共振器の熱負荷を下げるために使用する超々高次モードでの安定発振の確立、さらに長パルス運転でとりわけ重大な問題を生じる要因となるジャイロトン管内の散乱RFの低減のための高性能モード変換器の開発など、さまざまな課題が待ち受けている。また、高出力化と運転コストの向上に寄与する電力変換効率の向上も研究が進められており、コレクターにおけるエネルギー回収機構の多段化や、より高効率で発振させる条件の探求などさまざまなアプローチがとられている。

なお、繰り返しパルスによるビーム源を想定する場合、同じピーク出力ジャイロトンであっても、平均出力が定常運転のシステムに比べて小さくなることから、散乱RFの影響などは相対的に小さくなる。例えば、ピークで2 MW出力であっても、duty比50%のパルス運転であれば、管内損失などの影響は1 MW出力ジャイロトンと同程度となる。コスト削減の観点から、マイクロ波ロケットのビーム源用としては、2 MW以上の連続出力のジャイロトン開発が必要と考えられる。

3.3.3 伝送系・出力窓

ジャイロトンで発生させたミリ波電力をアンテナシステムから放射するにあたり、ジャイロトン出力窓からアンテナの放射エレメントまでミリ波電力を伝送させる必要がある。アンテナシステムのみで100 mを超える超大型システムとなるビーム源においては、その伝送距離は少なくとも100 m程度を想定する必要があると考えられる。このような長距離伝送系においては、伝送系内での損失の影響を考慮する必要があるとともに、損失を低減することが求められる。損失が小さな伝送系としては、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の2種類が存在する[14]。コルゲート導波管は、大電力伝送

で必須となる波長より大きなサイズの導波管系において、伝送損失を小さく抑えることが可能であり、多くの大電力ミリ波用途で活用されており、とりわけITERの電子サイクロトン加熱系においては、コルゲート導波管を用いた160 m前後の伝送系の開発が進められている[15]。導波管の使用は、伝送断面積を比較的小さくとすることが可能である一方で、MWレベルの伝送には真空排気が必要になるなどの制約を持つ。一方で、準光学ビーム伝送については、ドイツのステラレータ型核融合実験装置W7-Xの電子サイクロトン加熱系での採用されており、大気中での大電力の長距離伝送を実現している[16]。ただ、導波管系に比べ伝送路断面が大型になる傾向がある。このように、両者の伝送技術には、表1のように一長一短があるため、必要な条件に合わせて適切な伝送系設計を行う必要があるといえる。

導波管系を採用する場合、導波管内を真空排気して運用するため、アンテナからの放射にあたっては窓が必要となる。核融合装置においては、入射装置直前の透過窓として、ジャイロトロンの出力窓でも採用されているダイヤモンド窓が使用されるケースが多いが、マイクロ波ロケットのビーム源のアンテナシステムでは、ジャイロトン出力窓に比べてパワー密度が格段に小さくなるため、アルミナのような比較的な低コストなセラミック材料の窓を使用することも可能となる。パワー密度に合わせた透過窓の選択は、ビーム源の建設コストを抑える点で有効である。

3.3.4 アンテナシステム

マイクロ波ロケットの打ち上げベースとなるビーム源のアンテナシステムに関する検討は、前章で触れられているため、本章では詳細に立ち入ることはしないが、システム全体の方向性に影響を与える観点を簡単に指摘する。100 km以上の長距離伝送に必要となる直径100 mを超える巨大アンテナにあっては、GWレベルの出力であっても、パワー密度は数十 W/cm²程度にとどまる。そのため、フェイズドアレイアンテナのようなエレメント単位に給電する方式を採用する場合には、伝送系内のパワー密度よりもはるかに低いレベルでの給電を行うこととなるため、クラスター化された各ジャイロトン出力をさらに分配する必要性が生じる。一方で、単一エレメントを想定するようなアンテナシステムにおいては、逆に複数のジャイロトロンの出力を単一の伝送路に合成する必要がある。いずれにせよ、フルパワーで動作するジャイロトン出力をアンテナの設計条件に合わせて適切に配分する機能が、ビーム源のアンテナシステムを構成するうえで必要になってくると考

表1 導波管系と準光学伝送系の比較[14]。

	導波管系	準光学系
アライメント精度	アライメント精度の影響が小さい	アライメント精度の影響が大きい
伝送系の変形	導波管熱変形でモード成分が変化	ミラー設置精度要求が高い
真空保持	大電力運転時は真空保持が必須	導波管変形の影響なし
電力密度	高電力密度が可能	真空保持不要
損失の発生	大気吸収の影響なし	電力密度は相対的に低い
装置	パワーモニター等に真空境界が必要	回折損失の発生
		パワーモニターなど簡略化可能

えられる。

3.3.5 出力制御技術

電磁波であるミリ波は、mW レベルの低電力においては、マイクロ波と同様にパワー分配・合成をはじめとしたさまざまな出力制御コンポーネントが存在するが、大電力での使用にはまだ大きな制約がある。とりわけ、MW レベルにおけるコルゲート導波管や準光学ビームによる伝送路で利用できる制御コンポーネント技術はまだ限られているのが現状である。しかし、近年、共振回路を利用した出力制御技術の研究が意欲的に進められている。とりわけ、ジャイロトロン出力を異なる入射装置の間での高速切替を目的としたいわばスイッチ装置として、W.Kasperek らが開発した FADIS と呼ばれるスイッチ装置[17]や、三枝らによる大電力ダイプレクサー[18]は、ジャイロトロンを用いた MW レベルでの実証実験もなされている。これらの装置は、主に核融合装置の電子サイクロトロン加熱系にて、高速での入射アンテナの切り替えをめざして開発されたものであるが、その特性として MW レベルでのパワーの合成や分配も可能であり、2 台のジャイロトロン出力を合成する実験報告もある。

パワー分配の研究は限られているが、スイッチングを行う運転条件の中に挟まれた領域で、ダイプレクサー出力が交錯する条件は存在しており、パワーの分配を実現できることはすでに確認されている。

このような共振装置においては、共振回路に合わせて周波数を制御することが前提となっているケースが多いが、一方で共振回路を機械的に制御することで、周波数一定の運転条件下でも出力制御をする方法も提案されている。

さらに、M. Petelin らにより共振回路を多段化する方式が提案されており[19]、多数にエレメントにパワーを分配するための多数のポートを持つスイッチ装置として利用できるマルチプレクサーのようなパワー制御についても、一定の技術的見通しがたっているといえよう。

3.3.6 ジャイロトロンのクラスター化

ビーム源に必要な全パワーを賄うには、複数の MW 出力ジャイロトロンを組み合わせたクラスターを構成する必要がある。このような複数台のジャイロトロンの組み合わせは、電子サイクロトロン加熱系のほとんどのシステムで利用されており、例えば ITER においては 24 台の 1 MW 出力ジャイロトロンにより 20 MW の入射電力を実現する構成となっている。このような複数台のジャイロトロンを組み合わせるシステムを建設するにあたっては、様々な制約条件によりそのシステムのサイズなどが決められている。一例として、ITER においては、隣接するジャイロトロンの超伝導マグネットが相互の磁力線に影響を与えるため、ジャイロトロンの電子ビーム軌道に影響を与えない条件として、ジャイロトロン間の設置距離が決定されている[20]。マイクロ波ロケットのビーム源について、同様の制約のもとジャイロトロンの設置条件を検討した場合、100 MW 以下のパワーレベル想定でのビーム源は、ITER の RF 加熱機器建屋の数倍程度の規模が想定される。一方で、1 GW 程度のパワーレベル想定となると、発振源設備の規

模は数百 m 四方の規模が想定され、アンテナシステムよりも大きな設備となる。ビーム源の規模は、ジャイロトロン出力からアンテナまでの伝送距離が長くなることに直結するため、伝送系の性能がビーム源の性能に直接的な影響を与えると考えられる。さらに、100 GW パワーレベル想定となると伝送距離は平均しても数 km に及ぶと考えられ、直線のコルゲート導波管であっても損失が看過されるレベルではなくなる。そのため、伝送系は実現可能な総パワーレベルの制約条件となると考えられよう。

ジャイロトロンのクラスター化に関して、近年、G. Denisov らによりジャイロトロンにミリ波パワーを入力することで出力周波数や位相をロックする技術が提案されている[21]。アンテナにおいてフェイズドアレイ技術を適用するにあたっては、このような技術は極めて重要な要素となると考えられ、今後の進展が期待される技術である。

3.3.7 発振源システムの補器

ジャイロトロンを駆動するにあたっては、様々な機器が必要となるが、100 MW から GW レベルのシステムを検討するにあたって、高電圧電源システムと冷却システムが新たな制約となることが考えられる。

ジャイロトロンは電力変換効率が 50% 程度であるため、これを駆動する高電圧電源システムはミリ波出力の 2 倍の電力が必要となる。ジャイロトロンを駆動するための電源として、最近では高電圧出力モジュールを直列多段接続した大型の PSM 電源が主流になっているが、マイクロ波ロケット用のビーム源においても、このような大型の電源システムが各ジャイロトロンに対応して数十から数百台単位で配置されることになると考えられる。これらは一般にジャイロトロンより大型となるため、ジャイロトロンの配置の制約条件となる。

また、このような巨大な電力設備を商用系統に直接接続することはおよそ現実的ではなく、JT-60SA で使用されるフライホイールを使用する電動発電機のような蓄電設備が必須となるであろう[22]。しかし、出力が 1 GW レベルのビーム源となると、100 秒程度の出力にあたって 200 GJ の蓄電が必要であり、より先進的な蓄電設備、例えば、将来超伝導電力貯蔵システム (SMES) が 20 GJ レベルの蓄電が可能になれば、10 台程度のシステムを用いることが有効といえよう。

冷却システムは、ジャイロトロンで発生する出力パワーと同程度の損失パワーを除熱できる性能を持たせる必要がある。したがって、ビーム源全体としても、その出力と同じ規模となる巨大な排熱設備が必要となり、それは中大型の発電所の排熱設備と同等である。

前節のジャイロトロンの配置制約に加え、これらの補器の存在を考慮した、1 GW 級のマイクロ波ロケット用のビーム源の想像図を図 4 に示す。

3.4 まとめ

現在の MW 級出力ジャイロトロンとその周辺技術をベースに、マイクロ波ロケットで必要となるであろう 100 MW から 1 GW の平均電力を持つビーム源の可能性に

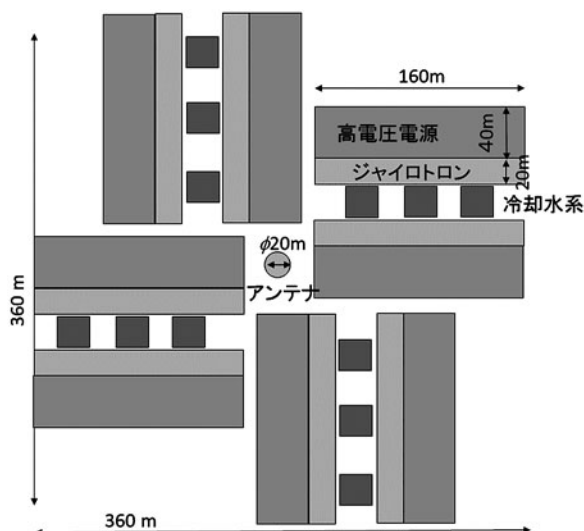


図4 1 GW 級のマイクロ波ロケットのビーム源の構成。

についての検討を行った。結果としては、ジャイロトロン・伝送系・出力制御の各々に関して、現在の技術レベルの延長線上でもこのようなビーム源を開発する見通しは立つと考えられる。むしろ、本検討段階では、かなり楽観的に既存の技術がさらなるハイパワー化に対応することを想定した上でのことであり、現在の ITER 建設段階で様々な課題に直面しているように、多くの技術的困難が生じてくることは想定する必要がある。しかし、いまだ画餅の範疇を出ないとはいえ、ある程度の技術的バックグラウンドをもとにビーム源の想像図を描くことができたことは、マイクロ波ロケット開発への一つのステップとなったと考えている。

参考文献

- [1] A.R. Brucoleri *et al.*, J. Propulsion Power **23**, 4, 889 (2007).
- [2] Y. Oda *et al.*, J. Propulsion Power **25**, 1, 118 (2009).
- [3] H. Katsurayama *et al.*, J. Space Tech. Sci. **20**, 2, 32 (2005).
- [4] M. Fukunari *et al.*, J. Infrared, Milli. Terahz. Wav. **38**, 2, 176 (2017).
- [5] K. Kakinuma *et al.*, Trans. JSASS Aerospace Tech. Japan **14**, Pb_99 (2016).
- [6] C. Darbos *et al.*, J. Infrared, Milli. Terahz. Wav. **37**, 1, 4 (2016).
- [7] J. Lohr *et al.*, J. Infrared Milli. Terahz. Wav. **32**, 241 (2011).
- [8] K. Sakamoto *et al.*, Nat. Phys. **3**, 411 (2007).
- [9] K. Sakamoto *et al.*, Nucl. Fusion **49**, 095019 (2009).
- [10] G.G. Denisov *et al.*, Nucl. Fusion **48**, 054007 (2008).
- [11] T. Kobayashi *et al.*, Nucl. Fusion **55**, 063008 (2015).
- [12] T. Kariya *et al.*, Nucl. Fusion **55**, 93009 (2015).
- [13] T. Kariya *et al.*, Nucl. Fusion **57**, 066001 (2017).
- [14] J. Doane and R. Olstad, Fusion Sci. Tech. **53**, 39 (2008).
- [15] F. Gandini *et al.*, Fusion Sci. Tech. **59**, 709 (2011).
- [16] V. Erckmann *et al.*, Fusion Sci. Tech. **52**, 291 (2007).
- [17] W. Kasperek *et al.*, Nucl. Fusion, **48**, 054010 (2008).
- [18] M. Saigusa *et al.*, Fusion Eng. Desg. *in print* (2017).
- [19] 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.
- [20] K. Kajiwarra *et al.*, Effect of the stray magnetic filed on the gyrotrons for ITER, 34th International Conference on Infrared, Millimeter, and Terahertz Waves (IRMMW 2009), Busan, Korea, 2009.
- [21] 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).
- [22] 嶋田隆一：プラズマ・核融合学会誌 **80**, 572 (2004).



小特集 ミリ波ビームが飛ばす“マイクロ波ロケット”

4. ミリ波放電の物理とマイクロ波ロケットへの応用

4. Physics of Millimeter-Wave Discharge and Its Application to Microwave Rocket

高橋 聖 幸

TAKAHASHI Masayuki

東北大学大学院工学研究科航空宇宙工学専攻

(原稿受付：2017年6月10日)

ミリ波ビーム照射によって大気絶縁破壊を誘起する際には、離散的構造を持ったプラズマが形成されることが知られている。プラズマ前縁、即ち電離波面は照射ミリ波ビームのエネルギーを吸収して伝搬しつつ、衝撃波を駆動する。この章では、ミリ波放電時に生ずる電離波面及び衝撃波伝搬構造に関する実験、数値計算による研究を解説する。更に、誘起衝撃波を利用したペイロード打ち上げシステムであるマイクロ波ロケットに関して解説を行う。

Keywords:

microwave rocket, launch experiment, millimeter-wave discharge, plasma filamentation, plasma transport, computational fluid dynamics, electromagnetic wave propagation, standing wave, gas heating, shock wave propagation

4.1 ミリ波が描く特徴的プラズマ

4.1.1 ビーム照射実験により捉えられたプラズマ伝搬

核融合炉における加熱及び電流駆動用ジャイロトロン発展に伴い、ミリ波ビーム照射により誘起されるプラズマの伝搬構造が調査され始めた。ミリ波ビーム誘起放電は、放電領域における電場強度が、電子衝突電離と電子付着のバランスにより決定される大気絶縁破壊閾値 E_c を超えているか否かにより、超臨界、亜臨界条件に大別される。亜臨界条件におけるビーム放電実験は1980年代から行われ、1984年にロシアの Brodskii らが 85 GHz, 0.20 GW/m² のビームを用い、電離構造を捉えた[1]。また、1986年に Bogatov らが 85 GHz, 0.16 GW/m² のビームを用いて放電実験を行って中性粒子温度を測定し、ビーム強度に応じて中性粒子温度が比較的高い平衡放電と非平衡放電とに分類できることを示した[2]。1998年には Vikharev らが 35 GHz, 0.14 GW/m² のビームを使用し、亜臨界条件下での電離構造圧力依存性を調査した[3]。雰囲気圧力が 0.8 atm 以上では離散的な電離構造を持ち、0.1 atm 付近ではビーム軸と平行に進展する幾つかのプラズモイドが観測され、更に圧力を下げていくと拡散的プラズマとなった。2006年に Oda らが 170 GHz, 1.5 GW/m² のビームを使用し、亜臨界条件下でビーム源に向かって伝搬するプラズマの構造を可視化した[4]。この時、電磁波の E-k 平面と H-k 平面とで電離構造に差異は見られなかった。また、Oda らはシャドウグラフ法を用いて衝撃波の可視化も行い、ビームパワー密度が 1.5 GW/m² 未満では電離波面伝搬速度の方が衝撃波速度よりも速く、それ以上のパワー密度では電離波面伝搬速度と衝撃波伝搬速度は等しくなる事を

見出した[5,6]。また、2007年に Oda らは 170 GHz ビームを用いて電離構造の圧力依存性を調べた[7]。0.1 atm 以下で拡散的電離構造へと遷移したが、遷移を生ずる閾値圧力は Vikharev らの 35 GHz ビームによる実験と比較すると高く、電離構造がビーム周波数依存性を持つことが示唆された。2008年に Hidaka らが 110 GHz, 35 GW/m² のビームを使用して超臨界条件における電離構造を観測した[8]。Oda らの亜臨界放電実験とは異なり、E-k 平面では離散的プラズマが電場方向に伸びつつビーム源に向かって伝搬する様子が確認された。この時、離散的構造同士の間隔はビーム波長 λ の 1/4 程度であった。また、H-k 平面では粒状のプラズマが軸上、非軸上で交互に形成されることが明らかとなった。Hidaka らは電離構造の雰囲気圧力依存性についても調査し、低圧では拡散的なプラズマ構造が形成され、電離波面伝搬速度が速くなることを明らかにした[9]。2010年に Cook らが 110 GHz, 35 GW/m² のビームを使用し、絶縁破壊閾値付近での電離構造を可視化した[10]。2015年に Yamaguchi らは 28 GHz, 0.40 GW/m² のビームを使用してプラズマを誘起し、Oda らの放電実験と比較する事で亜臨界条件における電離構造のビーム周波数依存性を調べた[11]。Oda らの放電実験とは異なり、E-k 平面と H-k 平面とで電離構造に差異が見られた。また、電離波面伝搬速度は 28 GHz ビームを照射した場合の方が 170 GHz ビーム照射時よりも速く、伝搬速度もビーム周波数依存性を有する。また、2016年に Schaub らは 110 GHz と 124.5 GHz ビームを用いて超臨界条件での放電実験を行い、最大電子数密度を測定した[12]。更に、気体加熱による中性粒子数密度の変化を調べ、プラズマフィラメント中

Division of Mechanical Engineering, Department of Aerospace Engineering, Tohoku University, Sendai, MIYAGI 980-8579, Japan

author's e-mail: mtakahashi@rhd.mech.tohoku.ac.jp

央部分では中性粒子密度が低下し、両端では密度が上昇することを見出した。

4.1.2 超臨界条件におけるビーム誘起放電の数値モデル

2009年に Nam と Verboncoeur はヘルムホルツ方程式とドリフト拡散近似を施した電子の連続の式とを結合し、超臨界条件での 110 GHz ビーム照射における 1 次元プラズマ伝搬過程を数値的に再現した[13]。入射電磁波が高密度プラズマによって反射され、プラズマの前方で入射波と反射波が重なり合うことで定在波が形成されることを示した。定在波の腹で電場強度が強められ、その腹に向かって高密度プラズマから電子が拡散する。拡散した電子が種となり、定在波の腹で瞬時に電子衝突電離を生ずる。高密度プラズマの端と定在波の腹との間隔が $\lambda/4$ である為、 $\lambda/4$ 間隔を持つ離散的電離構造が形成されることが示された。ただし Nam と Verboncoeur の数値モデルでは、プラズマ中で生ずる誘導電流を正確に捉えられておらず、電子数密度が 110 GHz ビーム照射に対するカットオフ密度よりも 3 桁程高くなるという非物理的理解を与えてしまった。

2010年に Boeuf らは有限差分時間領域 (FDTD) 法による電磁波伝搬解析と実効的拡散係数を導入した電子の反応拡散方程式との連成計算を行い、110 GHz ビーム照射に対する 2 次元電離構造を明らかにした[14]。電子の運動方程式を解き、電子速度と密度から局所的な電流密度を計算して FDTD 計算へと還元することで、プラズマ中の誘導電流による電磁波の散乱、反射過程を数値的に再現した。また、プラズマ先端ではデバイ長 λ_D がプラズマのスケール長 L よりも長い為電子は自由拡散となる一方で、バルク領域では準中性となり両極性拡散となる。この拡散係数遷移を捉える為に実効的拡散係数 $D = (\alpha D_e + D_a) / (\alpha + 1)$ を導入した。ここで、 $\alpha = \lambda_D^2 / L^2$ はデバイ長とスケール長の比で成る遷移パラメータ、 D_e は電子の自由拡散係数、 D_a は両極性拡散係数である。実効的拡散係数は、電子及びイオンの 2 流体プラズマの質量保存則、ポアソン方程式の三者を連立し、直流放電との類似から電離波面伝搬速度を $2(D_e v_i)^{1/2}$ と仮定して導出される。Boeuf らの数値計算では、電磁波の $E-k$ 平面において電場方向に進展するフィラメント構造が、 $H-k$ 平面では粒状のプラズマが軸上、非軸上で交互に生成され、Hidaka らの実験結果と一致した。また Chaudhury らは実効的拡散モデルを用いて数値的に得た電離波面伝搬速度を Hidaka らの実験結果と比較した[15]。低圧においては拡散係数増大により電離波面伝搬速度が速くなる。この時、拡散的電離構造が形成されることを明らかにした。2011年に Zhou らは Cook らの実験を模擬し、絶縁破壊電場付近における 2 次元電離構造を実効的拡散モデルにより調査した[16]。 $E-k$ 平面において、低圧ではプラズマ先端における回折により、非軸上に 2 つのプラズマ柱が形成されることを明らかにした。これは Cook らによって観測された電離構造と概ね一致した。ただし、Zhou らの数値計算では 0.3 atm から 0.5 atm の圧力でも非軸上プラズマが形成されたのに対し、Cook らの実験では 0.3 atm を超える圧力において、非軸上プラズマは観測されていない。低圧での電離構造を再現する為に数値モデルを

改良する必要があることが示唆された。また、2011年に Zhu らは電子・イオンの 2 流体モデルにポアソン方程式を結合した移流拡散ポアソンモデルと Boeuf らが提案した実効的拡散モデルを比較し、実効的拡散モデルの妥当性を調査した[17]。大気圧下で 110 GHz、6 MV/m のビームをプラズマスポットに照射した所、移流拡散ポアソンモデルと実効的拡散モデルとで一致する解を得た。ただし、実効的拡散モデルではミリ波 1 周期中に電離周波数及び電子拡散係数が大きく変化しないことを仮定した上で、直流放電との類似性を使用して拡散係数を決定している。一方、低圧下若しくは短波長ビーム照射時は電子のエネルギー緩和時間がミリ波 1 周期と同程度になることから、実効的拡散モデルにおける仮定が破綻する可能性がある。低圧下或は短波長ビーム照射時の実効的拡散モデルの妥当性検証は今後必要であろう。2014年に Kourtzanidis らは実効的拡散モデルを用い、大気圧下で 110 GHz ビームを照射した場合の 3 次元電離構造を調べた[18]。直線偏波を照射した所、2 次元計算と比較してフィラメント端での電場強度がより強くなり、フィラメント端の進展速度が増加した。また強い回折により、フィラメント端の進展長が 2 次元計算と比べて長くなった。

Takahashi と Ohnishi はモンテカルロ衝突モデルを有する 1 次元 Particle-in-Cell (PIC-MCC) 計算と FDTD 計算とを結合することで、電離構造の圧力依存性と外部磁場を印加した際のプラズマ構造遷移を調べた[19]。110 GHz ビームを 0.006 atm 雰囲気下で照射すると拡散的電離構造となるが、1 T の外部磁場を電子拡散方向と直交する向きに印加する事で、離散的フィラメント構造が形成された(図 1)。電子拡散が磁場によって抑制され、電子衝突電離過程がより支配的となった為である。また、外部磁場印加によって電子拡散が抑えられた結果、電離波面伝搬速度が減少した。一方、照射ビーム周波数と磁場下での電子サイクロトロン周波数を一致させ、電子サイクロトロン共鳴 (ECR) 加熱を生じた所、電離周波数が増大し電離波面伝搬速度が増速した。外部磁場印加により拡散係数や電離周波数を変化させることで、電離波面伝搬速度が制御可能であ

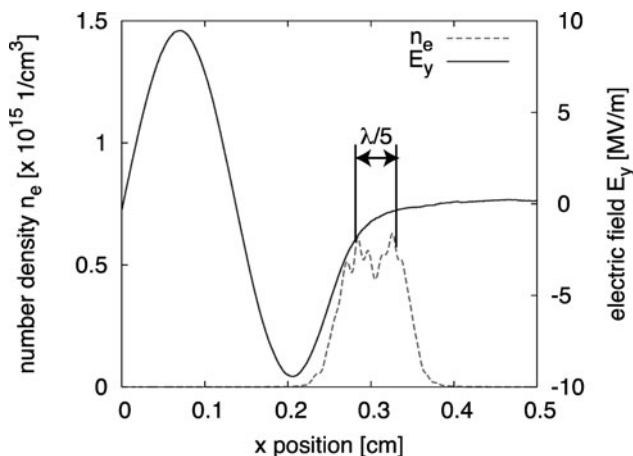


図 1 0.006 atm において 1 T の外部磁場を印加した場合の電子数密度、電場分布[19]。

ることを明らかにした。また、1次元PIC-MCCモデルを用いて0.003 atmから1 atmの圧力範囲に渡って25 GHzから110 GHzビームを照射し、電離構造のビーム周波数依存性を調べた[20]。低圧において低周波ビームを照射した所、電子のエネルギー吸収率がビーム周波数の2乗に反比例して増大し、電子衝突電離が電子拡散よりも支配的となる。その結果、離散的電離構造が誘起された。過去に行われた実験によると、離散的から拡散的構造に移移する閾値圧力は低周波数ビーム照射時ほど低いとの報告があり[3, 4, 7]、それら実験の傾向と一致した。また、低周波数ビームを照射すると電離周波数が増大することから、電離波面伝搬速度が速くなることが明らかとなった(図2)。

2015年にSemenovらは1次元プラズマ流体モデルと電磁波伝搬計算を結合し、背景プラズマの分布が電離構造に与える影響を調査した[21]。また、電子の拡散方程式を無次元化する事で、弾性衝突周波数 ν_e とビーム角周波数 ω の比 $\delta = \nu_e/\omega$ 、照射ビーム強度、背景プラズマのパラメータのみが解に影響を与えることを見出した。低気圧下で放電を生じた場合は拡散的電離構造になるが、大気圧下でより高周波数ビームを照射した場合、 δ が等しいならば同じ電離構造となる。Semenovらは背景圧力のみに関連を持つ輸送係数を用いた拡散方程式に対して無次元化を行い、スケールパラメータを抽出したが、実際の輸送係数は電場強度に対して非線形な関数となる。より現実的な数値モデルを使って特徴量を抽出する必要がある。Zhaoらは2016年に1次元実効的拡散モデルを用いて、雰囲気気圧力0.01 atmにおいて2.85 GHzから17 GHzのビームを照射し、電離波面伝搬速度、最大電子数密度及びプラズマによる電磁波の反射率に対し、ビーム周波数が与える影響を調査した[22]。ビーム周波数を増加した場合、カットオフ密度が増えることから最大電子数密度が増大し、ビーム周波数の増加に伴う反射率の低下を補償した結果、ビーム周波数に対して反射率が一定となった。また、電離波面伝搬速度はビーム周波数を下げる程増大したが、これはTakahashiとOhnishiのPIC-MCC計算と同様の傾向を呈した。

2016年にTakahashiとOhnishiは実効的拡散モデルを使用して窒素とアルゴン雰囲気中での2次元計算を行い、電

離構造の化学種依存性を調べた[23]。Boeufらはボルツマン方程式ソルバーBolsig+[24]を用いて輸送係数テーブルを作成し、実効電場 $E_{\text{eff}} = E_{\text{rms}}(1 + \omega^2/\nu_e^2)^{-1/2}$ を用いて内挿することで交流電場中における輸送係数を算出していた。ここで、 E_{rms} は電場の二乗平均平方根である。ただし、実効電場はミリ波1周期中に電子-中性粒子間の弾性衝突周波数が一定であることを前提としており、弾性衝突周波数が電場強度と強い相関を持つアルゴン気体中では不適当である。従ってTakahashiとOhnishiは実効電場を使用せずにPIC-MCC計算を用いて E_{rms} に対する輸送係数テーブルを作成し、FDTD計算から求まる局所的な E_{rms} を用いて線形内挿を行い、輸送係数を算出した。1次元PIC-MCC計算と流体モデルによる計算結果とを比較した所、電離構造が一致することが示された。流体モデルを用いて2次元計算を行った結果、アルゴン中では拡散係数及び電離周波数が大きい為に、窒素雰囲気下に比べて電離波面伝搬速度が速くなった。また、大きな拡散係数故にフィラメントが電場方向により伸び、フィラメント端での電磁波の回折が引き金となり、Cookらの実験で観測された樹木分岐構造が誘起され得ることが示された(図3)。Semenovらによれば、電離構造は δ によりスケール可能だが、化学種を変えた場合にもそれが成立するかは不明であり、議論の余地がある。

4.1.3 亜臨界条件におけるビーム誘起放電の数値モデル

上述した数値モデルは超臨界条件におけるビーム誘起プラズマの伝搬を記述可能であるが、亜臨界条件におけるプラズマ伝搬を説明できない。亜臨界ビーム照射時は電場強度が絶縁破壊閾値電場(大気圧下では2.4 MV/m程度)を下回っており、計算領域内で電離を生じ得ない為である。Odaらの実験に代表される亜臨界条件下での電離波面伝搬を再現可能な数値モデルの開発が必要となる。

亜臨界条件における電離波面の伝搬に関して、2002年にVoskoboinikovaらは中性気体の加熱、電子の移流拡散反応方程式、ヘルムホルツ方程式の三者を連成して解く数値モデルを提唱した[25]。Voskoboinikovaらは入射ビーム強度を $0.5E_c$ として2次元軸対称計算を行い、亜臨界条件下での放電を数値的に再現した。この時、電子の自由拡散と両極性拡散との遷移を捉える為に、簡素化された実効的拡

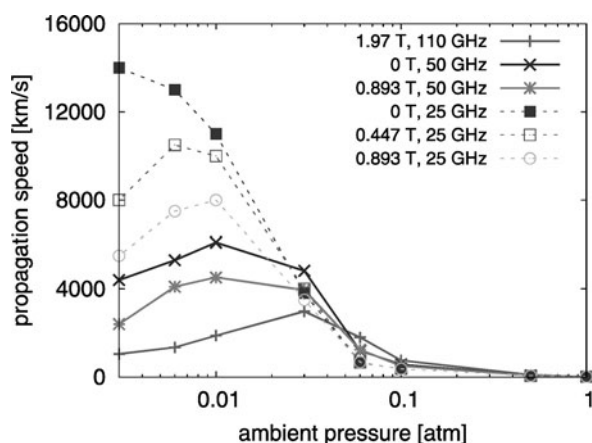


図2 電離波面伝搬速度のビーム周波数、外部磁場強度、雰囲気気圧力依存性[20]。

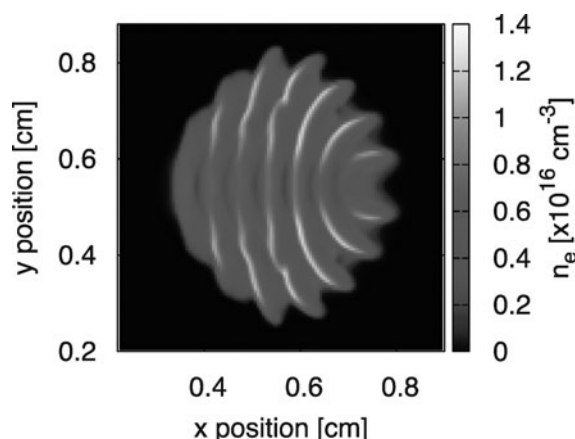


図3 アルゴン雰囲気中での電子数密度分布[23]。

散係数を導入した。プラズマ前縁における局所的なジュール加熱により中性気体が膨張し、局所的に換算電場強度 E/N が増大する。ここで、 N は中性粒子密度である。換算電場強度が電子衝突電離を誘起する換算閾値電場強度 $(E/N)_c$ を超え、電離波面の伝搬が維持される。ただし、Voskoboinivova らの実効的拡散係数は妥当性を欠く為、より正確な拡散モデルを導入して議論する必要がある。また、軸対称計算を行った為、Oda らの放電実験を模擬することはできていない。

2015年にNakamuraらは亜臨界ビーム照射による実験を数値的に再現すべく、FDTD 計算をBoeufらの実効的拡散モデルと結合した[26]. Nakamuraらは亜臨界照射条件における電離過程を模擬するために、人工的に電離閾値電場を0.31 MV/mに下げて数値計算を行った. 複数個の初期プラズマスポットを設置してビームを照射した所、櫛状のプラズモイドがビーム源に向かって伝搬した. 電離構造は無次元パラメータ $v_i \lambda^2 / D_e$ を用いて整理でき、それが小さければ拡散的、大きければ拡散的構造となることを示した. ここで、 v_i は電離周波数である. また、2016年にNakamuraらは人工的に局所の実効電場を大きくし、櫛状の電離構造に対して初期プラズマスポットが与える影響を調査した[27]. 初期プラズマスポットの配置に関わらず、自己組織的に一定間隔で複数個のプラズモイドが形成され、プラズモイド同士の間隔は 0.9λ 程度であった. Odaらの実験において観測された櫛状プラズマ同士の間隔は 0.8λ であり、良い一致を示した. ただし、Nakamuraの数値モデルでは人工的に超臨界電場を作り出しており、非物理的理解を与えている可能性がある.

2017年に Takahashi らは実効的拡散モデル, FDTD 計算, 中性粒子の圧縮性流体的挙動の三者を連成し, 亜臨界照射条件におけるプラズマ伝搬過程を数値的に再現した [28]. 亜臨界の直線偏光ビームを照射した所, $E_{0,\text{rms}}/E_c \geq 0.69$ の場合に離散的電離構造を得, それより低い照射電場強度の場合に拡散的且つ枝分かれた電離構造を得た (図 4). ここで, $E_{0,\text{rms}}$ は照射ビーム電場強度の二乗平均平方根であり, $E_{0,\text{rms}}/E_c \geq 0.69$ を高亜臨界条件, それ未満を低亜臨界条件と呼称する. 高亜臨界条件では, 電磁波を入射すると電子衝突電離によって電子数密度がカットオフ密度に達し, 電磁波が反射されてプラズマ前方に定在波が形成される. この時点では定在波の腹は電離閾値電場を超えておらず, 新たな電離スポットは形成されない. 電磁波照射を続けると, ジュール加熱によってプラズマ前

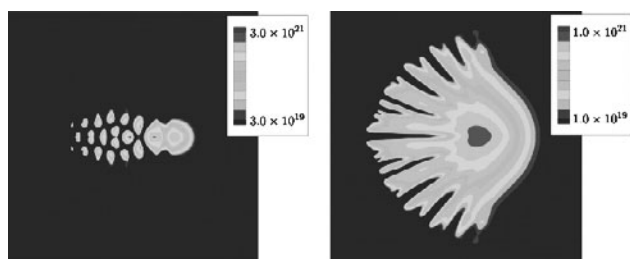


図 4 亜臨界条件下での電子数密度の時間積分値[28]. 右: 高亜臨界条件, 左: 低亜臨界条件.

縁で強い膨張が生ずる。すると電子移動度が上がることから大電流が駆動され、電子による電磁波の反射率が増大し、定在波の腹の電場強度が電離閾値電場強度を超えて新たな電離スポットが形成される。その結果、Hidaka らの実験で得られたような離散的電離構造となる。一方で低亜臨界照射条件の場合、ジュール加熱により反射率が増大したとしても定在波の腹の電場強度が電離閾値電場強度を超えることは無い。ビーム照射を続けると衝撃波面がプラズマ前縁より前へと伝搬し、その後方では強い膨張を生ずる。衝撃波後方の膨張領域において十分に中性粒子数密度が低下すると、プラズマ前縁で換算電場強度 E/N が換算閾値電場強度 $(E/N)_c$ を超える。プラズマ前縁と電離領域は接している為に離散的電離構造は形成されず、連続的なプラズマが形成される。その際、数値擾乱を引き金として Oda らの実験で観測された様な枝分かかれ構造が形成される。その後、Nakamura らが数値計算により示した様に自己組織的機構が働き、照射ビームの波長程度のスケールで枝同士の間隔が決定される。Takahashi らの低亜臨界計算で得られた枝同士の間隔は 0.8λ 程度であり、Oda らの実験と一致した。また、電離波面伝搬速度の照射電場強度依存性を調べた所、高亜臨界条件と低亜臨界条件とで速度増大の傾きが大きく変化した(図 5)。高亜臨界条件ではプラズマ伝搬は反射率増大によって維持され、低亜臨界条件では換算電場強度増大によって伝搬が維持される。反射率は弾性衝突周波数に対して $\exp\{-\text{atan}(v_e/\omega)\}$ の関数で変化するのに対して換算電場強度は $1/v_e$ の関数で変換し、この相関の違いが伝搬速度の違いを与える。超臨界電場に対して電離波面伝搬速度は $2(D_e v_i)^{1/2}$ とモデル化されたが、亜臨界条件においては中性粒子の挙動を考慮してモデルを修正する必要がある。また、Yamaguchi らの実験によって亜臨界照射時の電離構造がビーム周波数に応じて変化することが示唆された為、ビーム周波数依存性に関する調査が必要である。

4.2 ビーム照射によるロケット打ち上げ

4.2.1 打ち上げ・推力測定実験

ミリ波ビーム照射時に誘起される衝撃波をロケット壁面で受け、ペイロード打ち上げの為の推力を獲得する事が出来る。亜臨界ビームを用いて2000年代からロケット打ち上

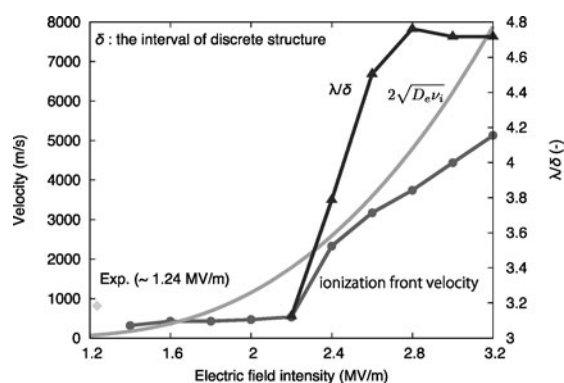


図5 亜臨界条件下での電離波面伝搬速度[28].

げ実験が行われた。2004年にNakagawaらは1 MW, 110 GHz ビームをジュラルミン製放物型機体, ポリマー製放物型機体, ジュラルミン製円錐円筒結合機体の三者へと照射し, 推力を測定した[29]。ポリマー製機体はジュラルミン製機体に比べて機体の剛性に劣る為, 低推力であることが示された。また, 円錐円筒結合機体においては, 機体長さ増大に伴って推進効率を示す運動量結合係数 $C_m = I/P\tau$ が増加した。ここで, I は力積, P はビームパワー, τ はビーム照射時間である。最大の運動量結合係数は 395 N/MW であり, これは $\tau = 0.175$ ms, $P = 1$ MW, そして機体長さ L が 120 mm の時に得られた。Oda らはジュラルミン製円錐円筒結合機体に対して 1 MW, 170 GHz ビームを照射し, 最大で 370 N/MW の運動量結合係数を得た[4]。この時, ノズル長とプラズマ前縁の伝搬距離で成る無次元長さ l が 1 未満で高推力が獲得可能であることが示された。 $l < 1$ の時, 高エネルギー吸収率を有するプラズマ前縁がノズル出口から流出せず, ビームパワーが力積へと高効率で変換され, 高推進性能が獲得できる。また, マイクロ波ロケットは高高度を飛行する為に, 雰囲気圧力が低い場合の推進性能を把握する必要がある。2007年にOdaらは放物型機体を真空チャンバーの中に設置し, 機体下部から 170 GHz ビームを照射する事で推進性能の雰囲気圧力依存性を調べた[7]。大気圧下では高い推進性能を得られるが, 雰囲気圧力を下げた場合は電離構造が拡散的になると共に推進性能が低下し, 0.1 atm 以下では推力の測定が不可能な水準まで低下した。マイクロ波ロケットが高高度即ち低圧力下で推力を獲得出来ない場合, ペイロード輸送効率が低下してしまう為, 低圧での推力低下原因を特定して対策を講じる必要がある。

また, Oda らは 20 Hz から 50 Hz の繰り返しパルスを照射して推進性能を測定した[30]。この実験ではノズル先端に強制吸気装置を設置し, 新鮮な空気を機体前方から取り入れてパルス照射後の高温気体を外部へと排出した。パルス周波数を増やした所, ノズル内部に高温気体が残留して推進性能が低下し, 吸気性能が推力を決定付けることが示唆された。Oda らはノズルと吸気流体との体積比である部分充填率 u/Lf を導入し, 推進性能はそれを用いて規格化可能であることを示した。ここで, u は強制吸気装置の流速, f は繰り返し周波数である。部分充填率が小さい場合は残留気体を排除できずに低い推進性能しか得られず, 一方で部分充填率が 1 の場合にシングルパルス照射時の推進性能と一致することが明らかとなった。繰り返しパルス照射時に高い部分充填率を維持すべく, Fukunari らはリード弁システムを提案し[31], テーパ形状のリード弁 16 個を機体に装着してビーム照射実験を行った[32]。リード弁とはノズル内外の圧力差によって受動的に吸気を行う装置であり, 1 次元理論に基づいた推算によると十分な吸気を得られるはずであったが, 実際の実験では吸気性能の改善が確認できなかった。リード弁を装着した場合の多次元的な流体計算を行い, ノズル内部の詳細な流れ場を調査した上で, 吸気システムを再設計する必要がある。また, Fukunari らはマイクロ波ロケットの獲得推力をモデル化

し, 1 自由度軌道計算に基づく打ち上げコスト推算を行った[33]。マイクロ波ロケットは搭載燃料を削減でき, 更にエンジンを搭載しないことから再利用可能部位が増え, 打ち上げ一回当たりの打ち上げコストが低減可能となる。初期ビーム基地建設費用を繰り返し打ち上げによって償還することができ, 42 回の打ち上げで従来の化学推進ロケットの打ち上げ費用を下回る。2000 回の打ち上げで初期ビーム基地費用がほぼ償還可能となることが示された。また, レーザーを用いた推進システムに比べて初期ビーム基地建設費用を抑えられ, コストの観点からマイクロ波ロケットが優位であることが示された。

4.2.2 数値計算による推力予測と性能改善への提案

Takahashi と Ohnishi は PIC-MCC 計算により求めたプラズマによるエネルギー吸収率, 電離波面伝搬速度を用いて衝撃波伝搬のソース項をモデル化し, 2 次元軸対称非粘性圧縮性流体計算を行うことでロケット推進性能の雰囲気圧力依存性を調査した[19]。この際, 計算負荷削減の為に超臨界ビーム照射を仮定して数値計算は行われた。低圧では弾性衝突周波数が低下し, 電子振動とビームの電場振動との位相差が無くなることから, 電子のエネルギー吸収率が低下する。また, 大気圧付近では弾性衝突周波数が高く, 電子が加速され難いことから, エネルギー吸収率が低い。弾性衝突周波数とマイクロ波周波数が一致する 0.1 atm 程度で電子振動とマイクロ波振動間の位相差が最大となり, 電子のエネルギー吸収率が最大となった。また, 低圧ほど電離波面伝搬速度が速く, プラズマ前縁のエネルギー吸収領域がノズル外部へと流出し易くなる。数値流体計算を行った所, 低圧ではエネルギー吸収率が低く, それに加えて電離波面がノズル外部へと流出してエネルギー損失を生ずる為, 推進性能が低下することが明らかとなった。この傾向は Oda らの実験と一致した。また, ノズル内部に ECR 磁場を印加した所, 電離波面伝搬速度が低下するのに加えて, エネルギー吸収効率が改善されて低圧での推力が増大した(図 6)。25 GHz ビームに対しては 0.9 T 以下で ECR を生ずることができ, 永久磁石近傍に生ずる磁場を利用して推進性能が改善可能である。また, 第 2 高調波 ECR 共鳴によっても推力改善が確認された為, 更に必要磁場強度を

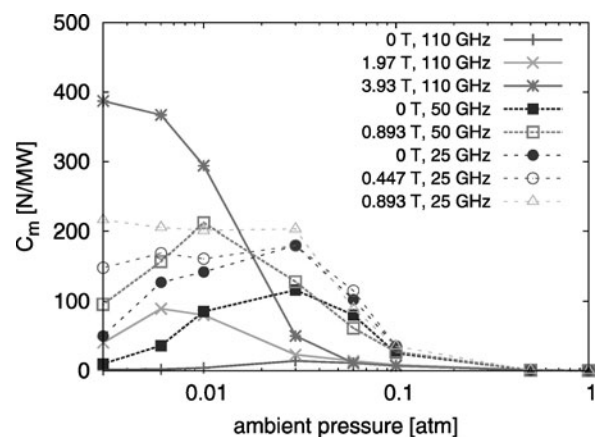


図 6 運動量結合係数のビーム周波数, 外部磁場強度, 雰囲気圧力依存性[20]。

下げることができる。ただし、超臨界ビーム照射を仮定して計算が行われた為、亜臨界ビーム照射時にも外部磁場を用いて推進性能が改善可能かは定かではない。亜臨界ビーム照射時の推力特性に関しても調査をする必要がある。また、実験による実証も必要となる。

4.3 まとめと今後の課題

放電実験と数値計算により、ミリ波ビーム照射時に生ずる特徴的プラズマの形成原理が明らかにされつつある。超臨界条件下では、カットオフ密度を超えたプラズマにより電磁波が反射されて定在波が形成され、離散的電離構造が誘起される様子が数値計算によって捉えられた。また多次元的電離構造や、電離構造及び電離波面伝搬速度の雰囲気圧力、雰囲気化学種、及びビーム周波数依存性も調べられた。亜臨界条件下では、中性粒子加熱が電離構造伝搬を支持する事が数値計算によって示唆された。しかし亜臨界条件では、電磁波伝搬、プラズマ移流拡散、中性粒子の膨張という事なった時間空間スケールの現象を同時に追跡する必要がある、マルチスケール計算の負荷から、電離構造の圧力及びビーム周波数依存性等のパラメータ研究や3次元計算が行われていない。亜臨界条件における放電を記述できる簡易モデルの提案、或いは大規模計算が今後必要であろう。

ビーム推進技術に関しては、シングルパルス或いは繰り返しパルス照射時の推進性能を如何に改善するかが今後の課題である。ビーム推進機の性能は、プラズマによるエネルギー吸収、衝撃波伝搬、吸気過程で決定され、エネルギー吸収率を上げる、電離波面伝搬速度を下げることでシングルパルス照射時の推力が改善できる。超臨界強度のビームで放電を生ずると電離波面伝搬速度が速く、加熱領域が瞬時にノズル外部へと流出してビームパワーが推力へと変換されない。したがって、亜臨界強度のビームにより放電を生ずることが望ましい。また、吸気流量を増やすことで複数回パルス照射時の性能向上が期待できる。しかし吸気過程に関しては、ノズル内部のプラズマ残留挙動及び中性粒子の流れを把握できておらず、対策を講じようが無いのが現状である。数値計算によりビーム推進機内部の現象を理解して性能改善への足掛かりを得られる可能性があるが、亜臨界条件でのプラズマ・衝撃波伝搬過程の再現が波長程度の空間スケールでようやく達成できた段階であり、数値計算による全機周りの衝撃波伝搬過程の再現及び推力評価には時間を要する。ビーム推進機の加速度的な開発の為に、風洞実験を数値流体力学計算で代替した“数値

風洞”に習い、ビーム推進機の打ち上げ実験を数値計算で代替する“数値打ち上げ”システムの確立を早急に推し進めるべきであろう。

参考文献

- [1] Yu. Ya. Brodskii *et al.*, Sov. Tech. Phys. Lett. **10**, 77 (1983).
- [2] N.A. Bogatov *et al.*, Sov. J. Plasma Phys. **12**, 416 (1986).
- [3] A.L. Vikharev *et al.*, Sov. Phys. JETP **67**, 724 (1988).
- [4] Y. Oda *et al.*, J. Appl. Phys. **100**, 113307 (2006).
- [5] Y. Oda *et al.*, Jpn. J. Appl. Phys. **48**, 116001 (2009).
- [6] Y. Oda *et al.*, J. Infrared. Milli. Terahz. Waves **32**, 877 (2011).
- [7] 小田靖久 他：プラズマ・核融合学会誌 **83**, 296 (2007).
- [8] Y. Hidaka *et al.*, Phys. Rev. Lett. **100**, 035003 (2008).
- [9] Y. Hidaka *et al.*, Phys. Plasmas **16**, 055702 (2009).
- [10] A. Cook *et al.*, Appl. Phys. Lett. **97**, 011504 (2010).
- [11] 山口敏和 他：プラズマ応用科学 **20**, 42 (2015).
- [12] S.C. Schaub *et al.*, Phys. Plasmas **23**, 083512 (2016).
- [13] S.K. Nam and J.P. Verboncoeur, Phys. Rev. Lett. **103**, 055004 (2009).
- [14] J.P. Boeuf *et al.*, Phys. Rev. Lett. **104**, 015002 (2010).
- [15] B. Chaudhury *et al.*, Phys. Plasmas **17**, 123505 (2010).
- [16] Q. Zhou and Z. Dong, Appl. Phys. Lett. **98**, 161504 (2011).
- [17] G.Q. Zhu *et al.*, Plasma Sources Sci. Technol. **20**, 035007 (2011).
- [18] K. Kourtzanidis *et al.*, Phys. Plasmas **21**, 123513 (2014).
- [19] M. Takahashi and N. Ohnishi, Appl. Phys. Lett. **105**, 224504 (2014).
- [20] M. Takahashi and N. Ohnishi, J. Appl. Phys. **120**, 063303 (2016).
- [21] V. E. Semenov *et al.*, Phys. Plasmas **22**, 092308 (2015).
- [22] P. Zhao *et al.*, Phys. Plasmas **23**, 092105 (2016).
- [23] M. Takahashi and N. Ohnishi, Jpn. J. Appl. Phys. **55**, 07LD 02 (2016).
- [24] G.J.M. Hagelaar and L. C. Pitchford, Plasma Sources Sci. Technol. **14**, 722 (2005).
- [25] O.I. Voskoboinikova *et al.*, Technical Phys. **47**, 955 (2002).
- [26] Y. Nakamura *et al.*, Frontier Appl. Plasma Technol. **8**, 7 (2015).
- [27] Y. Nakamura *et al.*, AIAA Paper 2016-4141 (2016).
- [28] M. Takahashi *et al.*, AIP Advances **7**, 055206 (2017).
- [29] T. Nakagawa *et al.*, J. Spacecraft Rocket **41**, 151 (2004).
- [30] Y. Oda *et al.*, J. Prop. Power **25**, 118 (2009).
- [31] M. Fukunari *et al.*, Vacuum **88**, 155 (2013).
- [32] M. Fukunari *et al.*, Trans. Jpn. Society Aeronautical Space Sci., Aero. Technol. Jpn. **14**, 1 (2016).
- [33] M. Fukunari *et al.*, Appl. Optics **53**, 16 (2014).



小特集 ミリ波ビームが飛ばす“マイクロ波ロケット”

5. マイクロ波ロケットシステムのためのビーム発振設備への要求

5. Requirements of Beam Oscillator Facility for Microwave Rocket System

葛山 浩

KATSURAYAMA Hiroshi

山口大学大学院創成科学研究科

(原稿受付：2017年6月10日)

これまで提案されている代表的なマイクロ波ロケット打ち上げシステムとして、サーマルロケット方式、デトネーションロケット方式、および両者を組合せた方式の3つのシステムについて紹介する。それぞれのシステムの特徴（達成可能なペイロード比やコストなど）について説明し、既存の化学ロケットに対する優位性について検討する。また、各システムが要求するミリ波ビーム出力、伝送距離、アンテナサイズなどについても紹介し、システム実現のためには、どのようなビーム発振設備が必要か議論する。

Keywords:

beaming propulsion, microwave rocket system, beam oscillator facility, launch cost, future space transportation system

5.1 はじめに

1950年代に宇宙開発が始まって以来、60年以上が経ち、その間、多様なミッションに対応するため、打ち上げロケットは様々な進化を遂げてきた。しかし、現在まで打ち上げ方式として用いられてきたのは、常に化学推進であった。

化学推進の代表的なものとして、H-IIA ロケットによる低軌道への打ち上げを例に挙げると、総重量 280 ton に対してペイロード重量は 10 ton 程度[1]であり、ペイロード比は数%のオーダーにすぎない。また、システムは大規模となるため、打ち上げに要するコストは膨大であり、一回の打ち上げ費用は80億円程度[1]もかかる。このため、必要に応じて頻繁に物を打ち上げる用途には向いていない。また、ペイロード 1 kg あたりの打ち上げ費用は80万円程度であり、小型衛星打ち上げに代表される様々な形の宇宙利用の要求（官民だけでなく、個人利用も睨んだ）に応えるためには、さらにもう一桁以上安価な打ち上げシステムの実現が必要である。

革新的な低コストを実現できるシステムとして、1972年に Kantrowitz[2]が、レーザーを使った打ち上げシステムを提案し、いくつかの理論解析が行われた。その後、研究は殆ど行われなかったが、1997-2002年に Myrabo[3]が、Lightcraft と呼ばれる小型機を 10 J の炭酸ガスパルスレーザーを使用して 100 m 程度の高度まで打ち上げる事に成功した。このデモンストレーション後、レーザー打ち上げシステムが現実的なものと認識され、近年実現に向けた研究が盛んに行われている。このシステムでは、地上または宇宙に建設された基地からレーザーエネルギーを推進機に伝送するため、エネルギー源を自身に搭載する必要がない。また、推進剤には大気を用いることができるため、高

ペイロード比を達成できる。さらには、機体構造が簡潔なため、初期投資としてレーザー基地を建設してしまえば、その後の打ち上げコストは主に電気代だけとなるため、大量の物資を低コストで打ち上げることに向いている。

この予測を受け、レーザー打ち上げシステムのコスト試算が幾つか行われた[4-6]。その結果、打ち上げには 100 MW～数 GW クラスが必要であることがわかった。例えば、既存の半導体レーザー（¥1,000/W）をアレイ化してこの出力を実現しようとすれば、少なく見積もっても、1,000億円～1兆円もの建設費用がかかる。レーザー基地の建設費は、初期投資であるため、打ち上げ回数が増えれば、それに反比例して打ち上げコストに占める割合は低下していく（基地建設費の減価償却）。しかし、このシステムを用いて、H-IIA ロケットの1/4のコストを実現しようとすると、20,000回の打ち上げが必要であり[4]、現状のミッションで必要とされている打ち上げ回数との乖離は大きい。このため、レーザー打ち上げシステムは、将来爆発的に宇宙利用が進んだ際は、非常に有望な打ち上げ手段となりうるが、現状ではレーザー基地の建設費が高価すぎるため、既存の化学ロケットにすぐに置き換わるのは難しいといえる。

そこでレーザーよりも安価なエネルギー伝送手段として、ジャイロトロンにより発生させた大出力ミリ波を利用することが提案され[7]、近年研究が盛んになってきている。本章では、これまで提案されたマイクロ波（ミリ波）打ち上げシステムとそのコスト試算について紹介し、どのようなビーム発振基地が必要とされているか考える。

5.2 様々なマイクロ波打ち上げシステム

これまで提案されているマイクロ波打ち上げシステムの代表的なものとして、マイクロ波サーマル方式[8-11]、マイクロ波デトネーション方式[7,12,13]、両方式を組み合わせた方式[14]がある。ここでは、それぞれの特徴とコスト試算を紹介する。

5.2.1 マイクロ波サーマルロケット

サーマルロケットは、元々原子力ロケットの推進システムとして提案されていた方式で、機体に搭載した原子炉を用いて推進剤（水素）を加熱し、推力を得る方式である[15]。Parkin et al.[8]は、このシステムをベースとして、推進剤の加熱に地上から伝送されたミリ波を用いる方式（図1）を提案した。このロケットは、腹面に伝送されたミリ波を受光する熱交換器を持ち、搭載した液体水素を熱交換器により加熱して1,000秒程度の比推力を得ることができる。

打ち上げシナリオとしては、様々な案が提案され、文献[11]にまとめられている。ここでは、総重量2,500 kg（ペイロード40 kg）の機体を低軌道LEO（400 km）に運ぶ案を紹介する（表1の諸元も参照）。はじめに、射場から15 km程度の距離に設置された第1ミリ波基地から300 MW出力

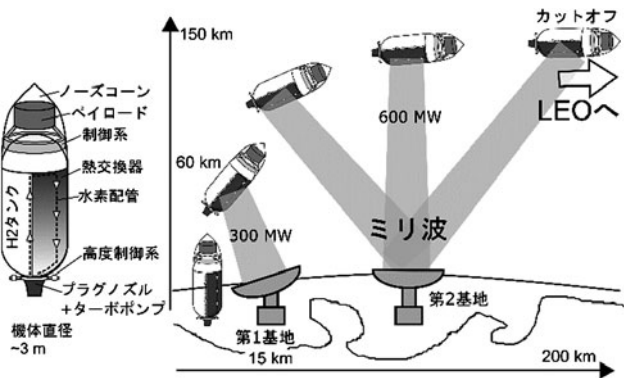


図1 マイクロ波サーマルロケット打ち上げシステム[11].

表1 マイクロ波サーマルロケット打ち上げシステムの諸元[11].

ロケット本体諸元	
機体総重量	2,153 kg
ペイロード	40 kg
機体スケール	3 m
ミリ波基地諸元	
ミリ波出力	第1基地：300 MW 第2基地：600 MW
ミリ波伝送距離	第1基地：60 km 第2基地：140 km
アンテナサイズ	第1基地：58 m 第2基地：122 m
ミリ波伝送時間	60～200 s
ロケット本体コスト	
ロケット本体	11～28億円／1機
ミリ波基地コスト	
ジャイロトロン	1,800億円（2億/MW）
その他（アンテナなど）	3,900億円
総額	5,700億円

のミリ波を機体に照射し、高度60 km程度まではほぼ垂直に打ち上げる。次に、射場から100 km程度離れた第2ミリ波基地から600 MW出力のミリ波を照射し、機体を水平方向に200 km程度、高度150 km程度まで加速して、LEOへ投入する。なお、打ち上げから加速完了（低軌道速度7.8 km/sまで加速）に要する時間は60～200 s程度の短時間であるため、電気代は無視できるほど小さい[4]。この時、機体のスケール（3 m程度）に対して、ミリ波の伝送距離は100 kmを越えるため、機体にビームを届けるために100 mクラスの大型の伝送アンテナを必要とする。また、各ミリ波基地に必要な出力には、1 MW出力のジャイロトロンをアレイ化して利用する。

打ち上げコストについては、ロケット1機の価格は、11～28億円であり（H-IIAの1/3～1/10程度の価格）、決して安くはないが、打ち上げ後、回収して再利用が可能とされている[11]。ミリ波基地の建設費は、ジャイロトロンの価格（1 MW出力機を900個、単価2億円/MW）が1,800億円、それ以外のアンテナなどの価格が3,900億円で、総額は5,700億円である。

このコスト試算をH-IIAのコスト（80億円/打ち上げ、80万円/ペイロード1 kg）と比較してみる。ここで、サーマルロケットが完全に再利用可能と仮定して、ミリ波基地の建設費だけを打ち上げコストとしたとしても、H-IIAのコストを下回るには、18,000回（仮に毎日10回打ち上げるとすれば5年）の打ち上げが必要である。このコスト試算は、現状の化学ロケット比べて格段に安価とは言えない（ただし、この試算では、ジャイロトロン単価やアンテナなどの価格に、後述するシナリオの試算[12,14,16]より一桁程度高い見積もりを用いており、実際にはもっと安価になる可能性が高い）。この結果を受け、システム全体をもう一桁サイズダウンすることで、安価なシステムを実現するシナリオが提案されており、これについては5.2.3で述べる。

5.2.2 マイクロ波デトネーションロケット

前述のマイクロ波サーマルロケットは、機体に液体水素を搭載する必要があるため、ペイロード比をさほど大きく取れない。また、指向性の悪いミリ波を長距離伝送するため、100 mクラスの大きなアンテナを必要とし、これが基地建設費を膨らませる要因となる。

このような欠点を持たない別の方式として、空気吸い込み式のミリ波デトネーションロケット[7,13]が提案されている。このシステムでは、リードバルブを備えた空気吸い込み型エンジンにミリ波を照射し、デトネーション波を誘起させ、その反力で推力を得る。

この方式の例として、Fukunari et al.[12]が提案するH-IIBロケットの下段（LE-7A液体ロケットエンジンと固体ロケットブースター）をミリ波デトネーションエンジンに置き換えるシステムを紹介する（図2）。このシステムでは、ミリ波基地は射場直下に建設され、ロケットは射場から垂直に打ち上げられる。このため、サーマルロケットのように機体へのビームポインティングは必要ない。また、射場から短距離（20 km程度）でブースト加速を行うた

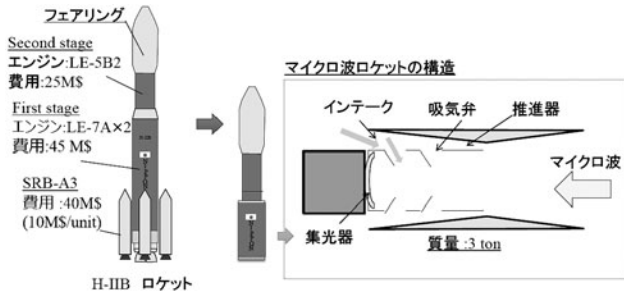


図2 マイクロ波デトネーションロケットシステム[12].

め、ミリ波の広がりには殆ど考える必要はなく、アンテナの直径は、機体直径と同じスケール (5 m 程度) ですむ。したがって、アンテナの建造費をサーマルロケットと比べて格段に安くできる。

Fukunari et al.[12]は、初段目マイクロ波ロケットで 2 km/s の増速を行い、二段目 LE-5B2 液体ロケットで 5.8 km/s の増速を行って LEO に到達するシナリオを想定し、軌道解析によりシステムの諸元を見積もった (表 2)。その結果、必要なミリ波出力は 188 GW であり (伝送時間は 30 s 程度)、ペイロード比は、従来の H-IIB に比べて、4.5 倍の 15% が可能であることを示した。また、ミリ波基地建设費については、1) 2 MW 出力ジャイロトロン (単価は 1,000 万円/MW) を 9.4 万個並べてアレイ化する (大量生産によるコスト低下も加味する)、2) ジャイロトロンへの電力供給はフライホイールを用いて行う (その費用はジャイロトロンと同額とする)、との仮定のもと、総額を 3,350 億円と試算している。

また、彼らは、打ち上げ回数に対するミリ波基地建设費の償却を考慮したコスト試算も行っており (図 3)、このシステムでは、42 回の打ち上げで H-IIB ロケットの打ち上げ費 (58 万円/ペイロード 1 kg) を下回り、2,000 回の打ち上げでミリ波基地の建設費を完全に償却し、その結果 15 万円/ペイロード 1 kg を達成可能であると述べている。

以上のように、この打ち上げシステムは、非常に安価な打ち上げを可能にする有望なシステムではあるが、いきなり 9.4 万個のジャイロトロンからなる大規模なシステムを建設するのは敷居が高く、一桁程度スケールダウンしたシナリオから始めるのが現実的と考えられる。

5.2.3 マイクロ波サーマル/デトネーションの小型二段式

上記の 2 つの打ち上げシナリオは、大規模なミリ波基地の建設が必要であり、ミリ波打ち上げシステムの第一段階としては、かなり敷居が高い。

そこで、Parkin et al.[16]は、システムの規模を一桁下げた安価なマイクロ波サーマルロケットシステムを提案している。また、Kakinuma et al.[14]は、このシステムをベースとして、初段ブーストにマイクロ波デトネーションロケットを、二段目にマイクロ波サーマルロケットを使用する二段式ロケットを用いるシステムを提案し、さらに安価なシステムが可能であることを示した。彼らが提案する打ち上げ軌道 (軌道解析により最適化されている) を図 4 に示す。このシナリオ (諸元を表 3 に示す) では、総重量 50 kg の機体を 2 箇所のミリ波基地 (出力 50 MW と 30 MW) を用い

表 2 H-IIB 初段にマイクロ波デトネーションロケットを使用した打ち上げシステムの諸元[12] (MDR: マイクロ波デトネーションロケット, LE-5B2: 液体ロケットエンジン)。

ロケット本体諸元	
機体重量	MDR: 3 ton
	LE-5B2: 102.2 ton
	総重量: 122.2 ton
ペイロード	19 kg (ペイロード比 15.5%)
初段目増速	2 km/s
二段目増速	5.8 km/s
ミリ波基地諸元	
ミリ波出力	188 GW
ミリ波伝送距離	20.7 km
アンテナサイズ	4.25 m
ミリ波伝送時間	30 s
ロケット本体コスト	
MDR (初段目)	3 億円
LE5-5B2 (二段目)	25 億円
合計	28 億円
ミリ波基地建设コスト	
ジャイロトロン単価	1,000 万円/MW (2MW 出力機を 9.4 万個)
フライホイール	ジャイロトロンと同額
総額	3,350 億円 (ジャイロトロン大量生産によるコスト減を加味)

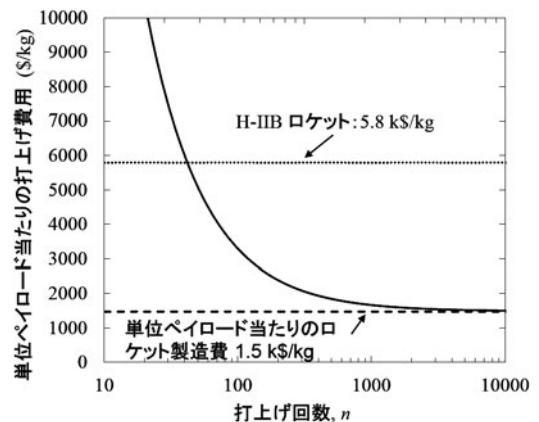


図3 マイクロ波デトネーションロケットシステムのコスト[12].

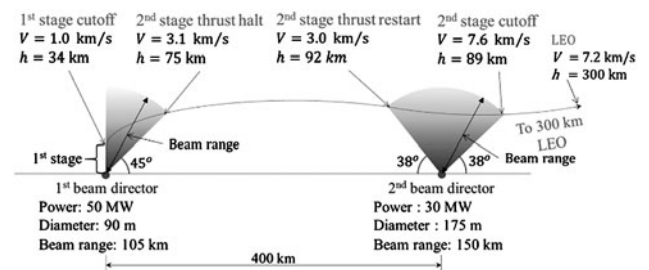


図4 マイクロ波サーマル/デトネーションの二段式小型ロケットの打ち上げ軌道[14].

て LEO (300 km) に打ち上げる。

初めに、射場に建設された第 1 ミリ波基地 (50 MW) を用いて、一段目の空気吸込み式ミリ波デトネーションロケットを駆動させ、高度 35 km 程度まで加速する (得られ

表3 マイクロ波サーマル／デトネーションの二段式小型ロケット打ち上げシステムの諸元[14] (MDR：マイクロ波デトネーションロケット, MTR：マイクロ波サーマルロケット)。

ロケット本体諸元	
機体重量	MDR：6.7 kg
	MTR：46.7 kg (燃料込み)
	総重量：53.4 kg
ペイロード	8 kg (ペイロード比13%)
初段目増速	1.0 km/s
二段目増速	6.2 km/s 諸元
ミリ波基地	
ミリ波出力	第1基地：50 MW
	第2基地：30 MW
ミリ波伝送距離	第1基地：105 km
	第2基地：150 km
アンテナサイズ	第1基地：90 m
	第2基地：175 m
ミリ波伝送時間	第1基地
	MDR 作動時：81 s (duty 比24%で運転)
	MTR 作動時：54 s
	第2基地：46 s
ロケット本体コスト	
二段式ロケット本体	463万円／1機
ミリ波基地コスト	
ジャイロトロン (80 MW)	8 億円 (1,000万円／MW)
フライホイール (1403 kWh)	14億円
アンテナ[17]	第1基地：173億円
	第2基地：293億円
総額	488億円

る増速は1 km/s程度)。この増速1 km/sは、最終的なLEO到達に必要な増速7.2 km/sと比べると、小さいと感じるかもしれない。しかし、低高度の大気密度が濃い領域(空力抵抗が大きく、増速が非常に困難)を、燃料を使用しない空気吸込み式デトネーションロケットで加速できる利点は非常に大きく、二段目のサーマルロケットに必要な燃料および第2ミリ波基地出力の抑制に大きく貢献している。

次に、第1ミリ波基地を引き続き使用して、二段目のサーマルロケットを作動させ、高度75 km／水平方向100 km程度まで加速(増速は約3 km/s)した後、第2ミリ波基地のビームレンジに入るまで慣性飛行を行う。その後、第2ミリ波基地(出力30 MW)を用いて、再びサーマルロケットを作動させ、高度90 km／水平方向150 kmまで加速し、最終的にLEO到達に必要な増速7.2 km/sを得る。

このシステムでは、8 kgのペイロードが輸送可能であり、そのペイロード比は13%と非常に大きい。また、小型機体を用いるため1機あたりの制作費は、463万円と非常に安価である。結果として、ミリ波基地建設費の原価償却の後、58万円／ペイロード1 kgで打ち上げが可能であり、H-IIAの打ち上げコストを下回る。ミリ波基地建設費については、その出力は二台で80 MWであり、5.2.1-2で紹介したシステムと同様、MWクラスのジャイロトロンをアレイ化して建設すると、その総コストは8億円で済む(ジャイロトロンの単価を1,000万円／MWで試算)。また、その際、電力供給に使用するフライホイールの価格もほぼ

同規模の14億円となる。しかし、5.2.1で述べたマイクロ波サーマルロケットの場合と同じく、長距離のマイクロ波伝送が必要なため、100メートルクラスのアンテナが必要であり、その建設費には、100～300億円程度を要する[17]。結果として、建設基地には500億円程度かかるが、前節までに述べたシナリオよりも、規模が一桁以上小さいため、小型衛星の打ち上げや、様々な民間の需要に対応しやすいと予想される。このため、5.2.1-2で紹介したシステムより打ち上げ回数の増加が期待でき、早期の基地建設費の償却が可能であろう。

5.3 ビーム発振設備に対する要求

ここで、5.2で紹介した打ち上げシナリオから予想されるビーム発振設備に対する要求をまとめ、実現性やコストについて考えてみる。

5.3.1 ジャイロトロンと電源

ミリ波出力には、小規模シナリオ(5.2.3)で100 MW、中規模(5.2.1)で1 GW、大規模(5.2.2)では100 GWが必要であり、どのシナリオでも現在商用利用が可能なMWクラスのジャイロトロンをアレイ化して利用する(図5)。ジャイロトロンの価格は、1,000万円/MW程度と想定[12, 14]されている。ジャイロトロンの価格試算は、2億円/MWという見積もりもあり[11]、また、ジャイロトロン駆動用の高電圧電源設備も考慮すれば、価格はもっと上昇する可能性がある。しかし、小規模シナリオの場合であっても数百個程度が必要であり、大量生産による更なるコスト減が可能であろう。なお、小規模システムの場合は、ジャイロトロンよりもアンテナ建設費の方が高価になるため、ジャイロトロン価格は大きな障害にならないとも予想される。また、一回の打ち上げに必要なミリ波発振時間は、最大でも200 s程度であり、仮に毎日10回打ち上げを行ったとしても、年間のジャイロトロンのオペレーション時間は、200時間程度に過ぎない。ジャイロトロンの故障は5,000時間以降に起こり始めると報告されており[11]、ジャイロトロンの修理や交換に必要な費用は問題とならないだろう。

電源については、小規模シナリオの場合でも、1,000 kWh オーダー(文献[14]では考慮していないミリ波への電力変換効率を仮に50%程度とすると3,000 kWh程度が必要)の出力でエネルギーをジャイロトロンに送る必要がある。このような急速大放電が可能な蓄電装置として、フライホイールが有望である。フライホイールは、核融合用の蓄電装置として、既に貯蓄エネルギー8 GJ(2,200 kWh)の大規模システムが量子科学技術研究開発機構・那珂核融合研究所に存在し、10年以上の稼働実績があり[17]、これをマイクロ波ロケットに利用できるだろう。また、フライホイールは、太陽光発電用の蓄電やリニアモーターカーへの給電などの商用用途のために近年盛んに研究開発が行われており、超電導軸受を採用した大容量システムの実証機(容量100 kWh, 出力300 kW)なども開発されており[18]、近い将来安価に大容量フライホイールを利用可能になると予想される。また、フライホイール以外にも、超電導電磁エネルギー貯蔵(Superconducting Mag-

netic Energy Storage: SMES) [19, 20] など, 他にも有望な次世代急速大放電蓄電装置が利用可能かもしれない. SMES のビーム推進への適用性については, 本小特集 3 章 [21] や文献 [4] で議論しているので参照にされたい.

また, ミリ波伝送時の大気吸収については, 100 GHz の周波数領域に大気吸収率の低い領域 (吸収率 20~30%) があり, その領域の波長のミリ波を使用すれば良く, 問題とはならない [7].

5.3.2. ミリ波アンテナ

ミリ波伝送技術の詳細は, 本小特集 1 章 [22] で詳しく述べられているが, ここでは前述の打ち上げシナリオの観点から, ミリ波アンテナに対する要求について考えてみる.

100 km 規模のミリ波伝送を行うシナリオの場合, ビーム広がり度を極力抑えるため, 各ジャイロトロンから出たミリ波をフェイズドアレイ化して伝送するのが望ましい (図 5). そのためには, 各ジャイロトロンから送られたミリ波を発振する小アンテナ素子において, 振幅・位相を制御する必要がある. また, フェイズドアレイでは, 振幅・位相を制御してビーム伝送方向を高速・高精度で変更できるレトロディレクティブ技術 [19, 20] を使用できるため, 高速 (数 km/s) で飛行する機体へのビームポインティングが容易に行える.

フェイズドアレイアンテナによる大電力ミリ波伝送技術は, 太陽発電衛星の地上へのエネルギー伝送技術として現在研究開発が行われているものの [23, 24], まだ実証段階には至っておらず, 今後の技術進展が待たれるところである.

一方, 50~100 m 級のミリ波アンテナは, 普通のパラボラアンテナであれば, 100 億円程度で建造が可能であり, JAXA の成層圏プラットフォーム計画では, 成層圏飛行船へのエネルギー伝送手段として, 1 MW 程度の電力をパラボラアンテナで送電することが検討されていた. そこで, マイクロ波ロケットシステムの初期シナリオとして, パラボラアンテナを複数並べて, 位相を揃えずに伝送することもありうるかもしれない. ただし, この場合は, 機体へのビームポインティングのため, 100 m 級のアンテナを高速で回頭する技術課題が残る.

以上のように, 大電力ミリ波アンテナ技術については, まだ多くの技術課題が残る, コスト試算も難しいのが現状である.

5.4 まとめ

これまで提案されている代表的な 3 つのマイクロ波ロケット打ち上げシステムについて紹介し, 各システムの特徴やコスト試算について説明した. また, これらの打ち上げシナリオから予想されるミリ波発振設備の現状と課題についても紹介した. 結果として, 既存の化学推進に対して, 最もコスト低減効果が見込まれるのは, デトネーションロケット方式を用いた大規模システムであるものの, そのミリ波出力は 100 GW のオーダーであり, ミリ波ロケット実現の第一段階としては, 敷居が非常に高い. このため, 既存の化学推進と同程度のコストが実現可能であるマイクロ波サーマルとデトネーション方式を組合せた小規模シス

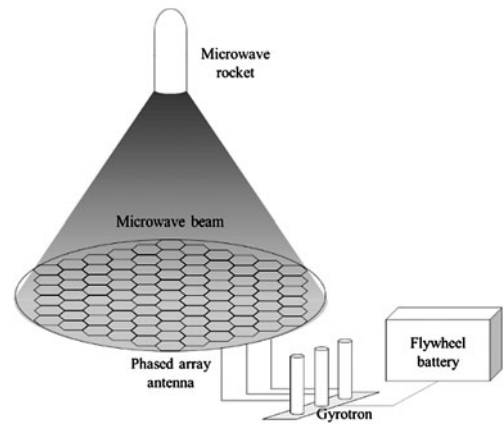


図 5 ビーム発振基地概念図 [14].

ムから実現を目指すのが現実的であろう. その場合, ミリ波基地の建設は, ミリ波フェイズドアレイ技術以外は, 既存の技術で十分可能である.

参考文献

- [1] 前村孝志 他: 宇宙技術 1, 27 (2002).
- [2] A. Kantrowitz, Astronaut. Aeronaut. **10**, 74 (1972).
- [3] レイク・ミラボー: レーザー研究 34, 423 (2006).
- [4] 葛山 浩, 小紫公也: レーザー研究 43, 621 (2015).
- [5] T.J. Kare, AIP Conf. Proc. **766**, 128 (2005).
- [6] E.W. Davis and F. B. Mead, Jr., AIP Conf. Proc. **997**, 283 (2008).
- [7] 小紫公也, 福成雅史: プラズマ・核融合学会誌 **92**, 323 (2016).
- [8] K.L. G. Parkin and F. E. C. Culick, AIP Conf. Proc. **702**, 407 (2004).
- [9] A.R. Brucoleri *et al.*, J. Propul. Power **23**, 889 (2007).
- [10] J. C. Coopersmith and E. W. Davis, AIAA Paper 2016-5555 (2016).
- [11] P. George and R. Beach, NASA TM-2012-217014 (2012).
- [12] M. Fukunari *et al.*, Appl. Optics **53**, 116 (2014).
- [13] M. Fukunari *et al.*, Trans. JSASS Aerospace Tech. Japan, **14**, 1 (2016).
- [14] K. Kakinuma *et al.*, Trans. JSASS Aerospace Tech. Japan, **14**, Pb_99 (2016).
- [15] P.J. Turchi (Editor), Propulsion Techniques: Action and Reaction (AIAA Press, Virginia, 1998), p 179-269.
- [16] K.L.G. Parkin *et al.*, "Overview of the Millimeter-Wave Thermal Launch System (MTLS) Project," oral presentation in Int. High Power Laser Ablation and Beamed Energy Propulsion Symposium 2014, Santa Fe, NM (2014).
- [17] 嶋田隆一: プラズマ・核融合学会誌 **80**, 572 (2004). 電気設備学会誌 **18**, 246 (2015).
- [18] 長谷川 均: 電気設備学会誌 **18**, 246 (2015).
- [19] 仁田旦三: プラズマ・核融合学会誌 **80**, 578 (2004).
- [20] 南 正晴: 三菱重工業技報 **35**, 390 (1998).
- [21] 小田靖久, 今井 剛: プラズマ・核融合学会誌 **93**, 473 (2017).
- [22] 嶋村耕平, 福成雅史: プラズマ・核融合学会誌 **93**, 467 (2017).
- [23] 篠原真毅, 久田安正: 信学技報 SPS2006-01 (2006).
- [24] 石川峻樹 他: 信学技報 WPT2012-40 (2013).



小特集 ミリ波ビームが飛ばす“マイクロ波ロケット”

6. まとめ

6. Summary

大西 直文

OHNISHI Naofumi

東北大学大学院工学研究科

(原稿受付：2017年8月2日)

1920年頃から始まった液体ロケット研究や同時に進められたミサイル開発の中で、現在のロケット推進技術の基礎は確立され[1, 2], 以降、長きに渡って人類は化石燃料を推進剤とした化学ロケットを使用して宇宙空間への輸送を実現してきた。よく知られたツィオルコフスキーのロケット方程式は、脱出速度を獲得するに見合う量の推進剤を放出する必要があることを物語る[1]。結果として、現在用いられる化学ロケットのほとんどの部分は、打ち上げの際に捨て去る推進剤を閉じ込めるための容器である。もちろん、ロケットの推進剤は燃料や酸化剤といったエネルギー源の役割も果たしており、ただ放出されるだけのものではないが、このような方式をとる限りはロケットの軽量化には限界があり、したがって打ち上げコストを下げることも容易ではない。

一方で、今後も宇宙空間への有人飛行あるいは物資輸送の需要は拡大すると考えられており、特に、宇宙太陽光発電や軌道エレベータなどの大型建造物の建設にあたっては、その輸送費の削減は実現可能性を左右する重大な課題である。そこで、本小特集で紹介したような、宇宙空間への移動の概念を一変させる推進方式を検討する価値が出てくる。現在、非化学推進と言えば、「はやぶさ」に搭載されたイオンエンジンに代表される電気推進のことであり、小推力のために宇宙空間中での使用に限られているが[3], 本小特集で取り上げたマイクロ波ロケットは、大気圏内での使用を想定している数少ない非化学推進である。ジェットエンジンと同じように周囲の空気を推進剤として利用し、さらにエネルギー源を地上に求め、電磁ビームを介してエネルギーが供給される。

ビーム推進の概念自体は意外と歴史が古く、1972年にレーザーによる推進方式が考案されて以降[4], 固体推進剤のアブレーションを用いる方式とともに[5], 主に電磁ビームによる絶縁破壊からのプラズマ生成、およびそれによる衝撃波駆動を主題として研究が行われてきた[6]。したがってある意味では、電磁ビームによる推進技術の研究はマイクロ波生成プラズマやレーザー生成プラズマの研究でもあり、第4章では、特にミリ波放電プラズマ研究の最

近の話題を中心に紹介した。放電形態がビーム照射条件によって異なることが知られており、それが結果として推進効率に影響する。近年は、放電形態を予測するための数値モデルが成熟してきており、数値シミュレーションによって放電形態の制御を議論できるようになりつつある。

しかし言うまでもなく、電磁ビームによる推進技術のもっとも大きな課題の一つは、ペイロード1 kgあたりに10 MW 必要となる巨大なビーム供給システムの実現である。本小特集では、この課題を克服するために、どのような検討を行っており、どのような見通しがあるのか、ということを紹介したいと考えた。第2章では、ミリ波空間伝送における課題を挙げ、現在取り組んでいる研究を紹介した。送電側ではビーム結合の技術が今後の大きな課題である。一方、受電側ではどのようにエネルギーを利用するかによって必要な技術が異なるため、いくつかの手法を並行して研究していく必要がある。第3章では、マイクロ波ロケットのビーム源として有力な候補であるジャイロトロン電子管の開発の現状について紹介した。ジェイロトロンは、ITERの電子サイクロトロン加熱システムに使用される計画になっており、その要請から飛躍的に技術が発展し、また高出力化を実現している。その過程から得た知見から、クラスタ化することでさらなる高出力をめざす際の全体像について検討した。また、第5章では、現在検討されている打ち上げシステムを紹介し、その成立に向けたビーム発振設備への要求を示した。打ち上げシステムの成立には、当然既存システムに対する経済的な優位性が求められるため、用途やサイズを設定した上で、コスト試算をしておく必要がある。

実際の打ち上げまでには、本小特集で検討したこと以外にもたくさんの課題があることは論を俟たないが、当面は比較的小さいスケールでの原理実証を示すことが課題となる。本小特集の執筆者の間ではkg級の推進機を10 m程度の高度まで打ち上げることが最初のマイルストーンと考えているが、まずはミリ波ビームによる放電現象から推力を得るという最も基本的な部分に対する知見を深めるために協力体制を築いて研究を進めている。近い将来、その成果

Division of Mechanical Engineering, Department of Aerospace Engineering, Tohoku University, Sendai, MIYAGI 980-8579, Japan

author's e-mail: ohnishi@rhd.mech.tohoku.ac.jp

を報告する機会があるであろう。

参考文献

- [1] 木村逸郎：ロケット工学（養賢堂，1994）。
[2] 鈴木弘一：ロケットエンジン（森北出版，2004）。

- [3] 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）。
[4] A. Kantrowitz, Astronaut. Aeronaut. **10**, 74 (1972).
[5] C. Phipps *et al.*, J. Propulsion Power **26**, 609 (2010).
[6] Yu. P. Raizer, *Gas Discharge Physics* (Springer, Berlin, 1991).

小特集執筆者紹介



こむらさき きみ や
小 紫 公 也

東京大学大学院工学系研究科航空宇宙工学専攻教授。放電・プラズマの物理，およびその宇宙航行への応用が主たる研究テーマ。1992年東京大学大学院博士課程修了，名古屋大学大学院工学研究科講師，東京大学大学院新領域創成科学研究科教授を経て，2015年より現職。本学会にはずっと興味を持っておりましたが，最近入会いたしました。



しまむら こう へい
嶋 村 耕 平

筑波大学システム情報系構造エネルギー工学域（宇宙開発工学学域）助教，2014年東京大学新領域創成科学研究科博士課程を修了し，現職。打上ロケットから手のひらサイズのドローンまで様々な飛翔体を無燃料で飛ばすビーム推進技術やその応用としての宇宙航行の力学が主たる研究テーマ。学生時代に行った山形蔵王開催のプラズマ夏の学校がきっかけで東北地方の温泉に興味をもち，最近は鳴子温泉に出かけました。



ふく なり まさ ふみ
福 成 雅 史

福井大学遠赤外領域開発研究センター特命助教。1987年徳島生まれ。2015年9月に東京大学大学院新領域創成科学研究科博士課程を修了。科学博士。東京大学航空宇宙工学科の特任研究員を経て2016年に現職。主な研究分野はジャイロトロン，マイクロ波ロケット，ミリ波プラズマです。現在は特にジャイロトロンの研究に注力しています。ジャイロトロンは相対論的電子ビームとミリ波を扱うので，あらためて電磁気学の難しさを感じています。とりあえず，あと数年は潜れるところまで潜るつもりです。

お だ やす ひさ
小 田 靖 久



いま い つよし
今 井 剛

筑波大学名誉教授。大阪大学基礎工学研究科物理系修了。工学博士。日本原子力研究所核融合研究部（現在の量研機構核融合部門）研究員，RF加熱研究室長，次長を経て，筑波大学数理物質系教授となり，2017年3月定年退職。主な研究分野は電磁波による核融合プラズマ加熱の理工学。マイクロ波ロケットはその応用で20年程前の原研時代に小紫先生のアイデアに協力したのがきっかけ，将来の発展を楽しみにしています。



たか はし まさ ゆき
高 橋 聖 幸

東北大学大学院工学研究科航空宇宙工学専攻助教。1989年静岡生まれ。2015年9月東北大学大学院工学研究科航空宇宙工学専攻博士後期過程修了。工学博士。日本学術振興会特別研究員PDを経て2016年10月より現職。主な研究分野はビーム推進や流体場制御デバイスの数値シミュレーション。好きな言葉は「叩けよ，さらば開かれん。」



かつら やま ひろし
葛 山 浩

山口大学大学院創成科学研究科機械工学専攻准教授。2005年東京大学大学院博士課程修了，JAXA宇宙航空プロジェクト研究員を経て，2009年に山口大学大学院に助教として着任，2014年より現職。レーザー推進や惑星突入技術などの先端宇宙輸送工学の研究を，主に数値計算を手段に行っていました。最近，実験も始めましたが，わからないことばかりで，様々な方に色々と教えていただいております。大変感謝しております。



おお にし なお ふみ
大 西 直 文

東北大学大学院工学研究科航空宇宙工学専攻教授。2001年3月大阪大学大学院工学研究科電気工学専攻にて学位を取得（博士（工学））。専門は輻射流体力学，高温気体力学。この前まで本誌編集委員としてお世話になりましたが，本企画は，その立場を利用して？提案させていただきました。光と流れという魑魅魍魎に囚われており，いずれそこから脱出して俯瞰したいと思っていますが。