

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

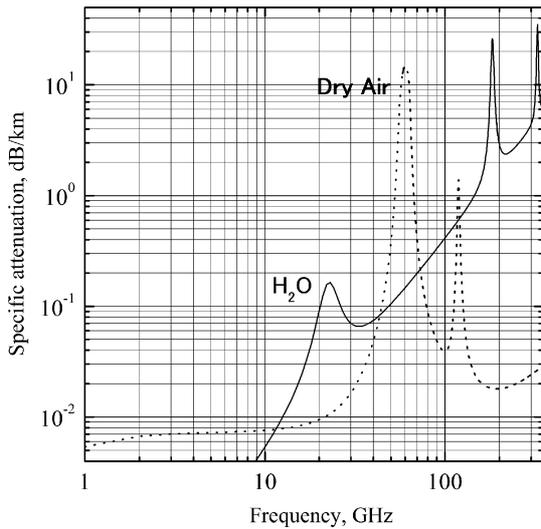


図1 海拔0 mでのマイクロ波の乾燥空気と水蒸気による大気減衰(圧力 1,013 hPa, 温度15°C, 水蒸気圧 7.5 g/m³).

では有利である。一方で、大気を推進剤とする場合に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

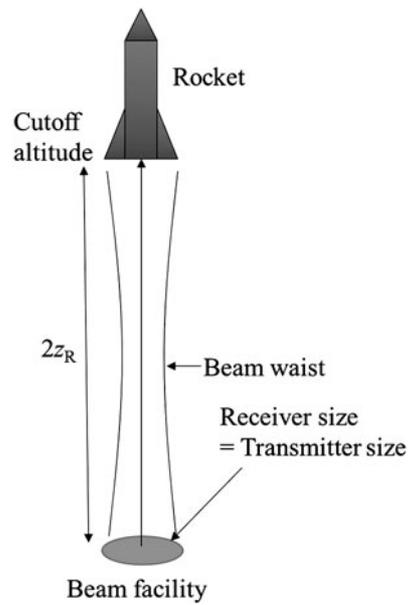


図2 地上ビーム設備—ロケット間のビーム形状(平行形状)。

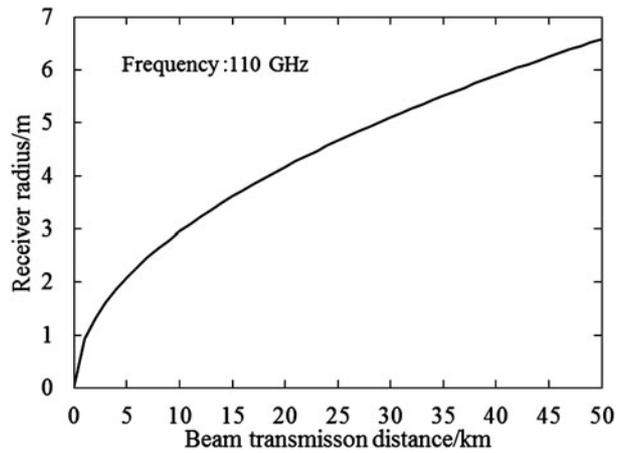


図3 平行形状での伝送距離と機体側の受電アンテナ半径(スポットサイズ)。

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

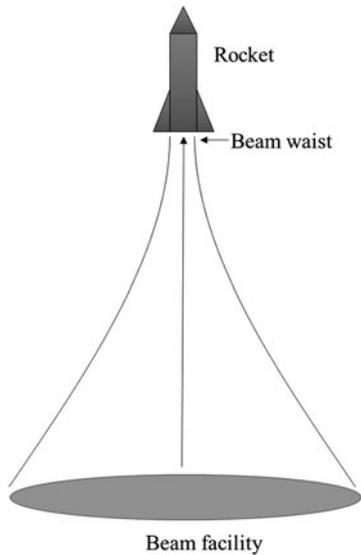


図4 地上ビーム設備—ロケット間のビーム形状（集光形状）。

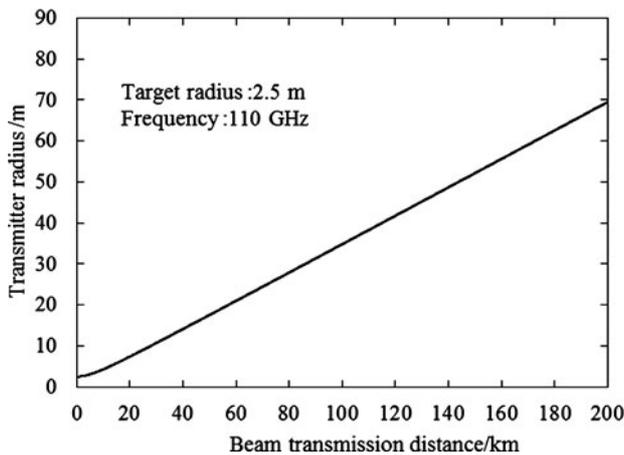


図5 集光形状での伝送距離と地上の伝送アンテナ半径（ビームスポットサイズ）。機体受電半径 2.5 m。

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]。

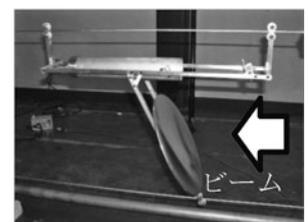
マイクロ波ロケットにおける長距離伝送試験は、2008年に初めて行われた。図6にその伝送試験の写真を示す。実験では伝送用のオフセットパラボラミラーを用いて、伝送ビーム半径を 20.4 mm から 120 mm に拡大し、モデルロケットに向け水平に照射した。モデルロケットは直径 60 mm の円筒型である。伝送されたビームを受電するためモデルロケットには受電ミラー系が取り付けられている。受電ミラー系は2枚の放物面鏡の組であり、まず半径 140 mm のミラーで伝送ビームを受け集光し、もう一枚で平行光にしてモデルロケットに導いている。試験ではミリ波電力 400 kW、パルス幅 0.4 ms において、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。上述した核融合の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

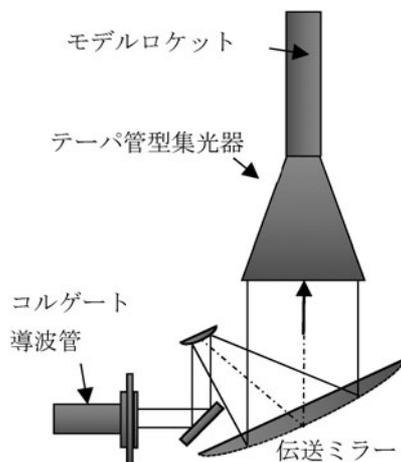


図7 テーパ型集光器を用いた長距離伝送試験。

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。これば、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・位相をもと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。

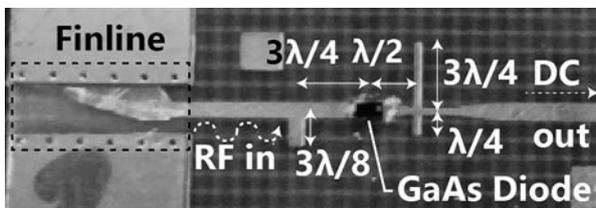


図8 開発した94 GHz ミリ波帯整流回路。

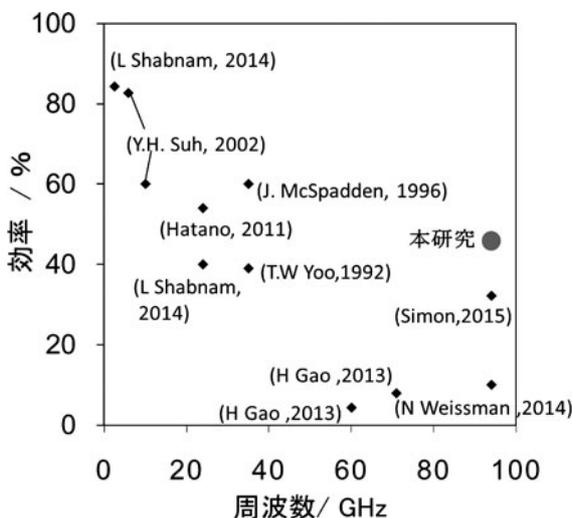


図9 マイクロ波・ミリ波整流器開発の動向。

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播する現象は、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播していく。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 (Magneto-Hydro 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翔体への応用, 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).