



解説

マイクロ波ロケットの現状と展望

Microwave Rocket: Its Development Status and Future

小紫 公也, 福成 雅史

KOMURASAKI Kimiya and FUKUNARI Masafumi

東京大学

(原稿受付: 2016年2月19日)

本稿では、マイクロ波の一種であるミリ波帯の電磁波ビームを用いて、打ち上げに必要なエネルギーを地上から遠隔に伝送して推進する「マイクロ波ロケット」の推力発生物理、およびロケット開発の状況を解説する。高エネルギーミリ波ビームの発振器は、核融合炉の加熱装置として開発が進むジャイロトロンが有力である。地上から伝送されたビームはミリ波集光器によってエネルギー密度を上げて円筒状の推進機に導かれ、その内部で放電を誘起することにより大気を加熱・昇圧して推力を発生する。我々はすでに打ち上げ試験を通して推力発生を確認し、繰り返しパルス作動において持続的な推力の発生を達成している。推進機内部でミリ波放電が駆動するデトネーション波は、これまでの熱力学的モデルでは説明できない伝播特性を有しており、推進性能の最適化には、実験、理論、計算機シミュレーションと、多方面からの研究が必要である。

Keywords:

beamed energy propulsion, microwave discharge, wireless power transfer, gyrotron

1. ミリ波大気放電に伴う圧力上昇とそのロケット推進への応用

1.1 宇宙輸送機へのメガワット電磁ビーム照射による遠隔エネルギー供給

従来の自動車や航空宇宙機は、自身に燃料を搭載する必要がある、積載可能な貨物はその分少なくなる。すなわち、航続距離や加速度と貨物量はトレードオフの関係にある。ロケットの例では、速度増分がもっとも必要となる静止軌道への打ち上げではロケット自重の1%程度の貨物しか運ぶことができない。そこで、走行中や飛行中の輸送機に電磁ビームを利用して無線で推進エネルギーを供給しようという試みがある。電磁ビームロケット方式(図1)は、地上からレーザーやマイクロ波といった電磁波により飛行中のロケットにエネルギー供給するもので、ロケットは燃料を搭載せずに済む分貨物を積載できる。



図1 電磁ビームロケットのイメージ図(アーティストイメージ)。

The University of Tokyo, TOKYO 113-8650, Japan

電磁ビームロケットのアイデアは1972年に Kantrowitz により提案され[1], その後様々な研究が行われてきた[2, 3]. 2000年には Myrabo 等が 10 kW 出力レーザーを用いて高度 70 m へのモデル機の打ち上げに成功している[4]. 一方, 東京大学と量子科学技術研究開発機構(以下, 量研機構)は, 2000年よりメガワット級出力ジャイロトロン(ミリ波発振器)を用いて「マイクロ波ロケット」の開発を行っているので, ここで紹介したい。

一般にマイクロ波とは周波数が 3–30 GHz の電磁波であり, 30 GHz–300 GHz の周波数帯はミリ波と呼ばれる。しかし電磁ビームロケットの分野では, 大まかな区分としてレーザー推進とマイクロ推進に分かれており, マイクロ波推進の中にミリ波の波長帯を用いたものも含まれる。また, 「ミリ波」と「マイクロ波」の知名度を考慮し「マイクロ波ロケット」と名付けた。

従来のレーザーを使った電磁ビームロケットと異なり, マイクロ波ロケットでは熱核融合炉におけるプラズマ加熱・電流駆動用に開発が進むジャイロトロンをロケットの駆動エネルギー源として利用する。ジャイロトロンを用いることで, ビーム源の大電力高効率化・長時間運転・クラスター化が短期的に実現できるため, 現在のところ電磁ビームロケットの中でも技術的および経済的実現可能性が高い[5, 6]。表1に既存のジャイロトロン性能を示す。量研機構にて研究開発が進む 1 MW ジャイロトロンは技術的にはほぼ確立されており, 原理的にはこれを数十から数千基束ねることでロケット打ち上げに必要な出力を得る。ジャ

corresponding author's e-mail: komurasaki@al.t.u-tokyo.ac.jp

表1 量研機構ミリ波発振器ジャイロトロン諸元[5, 6].

| | |
|--------------|--------------------------------|
| ミリ波周波数 | 170 GHz (波長 1.77 mm) |
| ビーム電力 | >1 MW |
| 最大出力持続時間(CW) | 800 sec@ 1 MW, 3600 sec@0.8 MW |
| 出力プロファイル | Gaussian |
| 電力変換効率 | >50% |

イロトロンクラスター化の例として、国際熱核融合実験炉ITERでは170 GHz, 1 MW ジャイロトロンを24基同時に運転する計画で建設が進められている[7].

マイクロ波ロケットでは、大気を推進剤とすることのできるおよそ高度40 km までにどれほど加速できるかが打ち上げロケット（1段目）の性能として重要である。

ミリ波の伝送距離に対する送受信機のサイズを考える上で重要な指標にレイリー長がある。ミリ波は横モードの強度分布が近似的にガウス分布とみなせる gaussian ビームとして空中を伝播していく。ガウスビームのビーム半径が最も収束している部分をビームウェストと呼ぶ。ビームウェストからの伝播距離がレイリー長を超えると急激にビーム径が拡大し電力密度が低下する。ビーム制御によってビームウェストを伝送距離の中間に設定すれば2倍のレイリー長まで伝送可能だが、レイリー長はビーム径の2乗に比例し、長距離伝送を行うには推進機径に対して必要な受電径が大きくなる。例としてミリ波周波数を100 GHz とすると、40 km の伝送距離に対して6.2 m のビーム半径が必要となり、送受信機もこの程度のサイズが求められる。

次に大気によるミリ波の吸収を考える。ミリ波は空気中の酸素と水蒸気分子の回転エネルギーとして吸収される。分子の回転エネルギーは離散的に分布しているため、ミリ波はその周波数ごとに大気への吸収率が大きく異なる。また高度ごとの吸収率は大気密度、水蒸気分圧が異なるため一定ではない。そのため伝播路を細分化し、その高度ごとの吸収率を足し合わせて計算する Line by Line 法が通信や天文分野で電磁波の吸収率の計算に用いられている[8]。図2に計算した周波数とミリ波の吸収率の関係を示す。大気モデルとして標準大気モデルを用い、ミリ波は垂直に伝送されるとした。吸収率が低い周波数領域は大気の窓領域と呼ばれ100 GHz 帯では2つの窓領域が見られる。この領域をミリ波伝送に用いる。

1.2 繰り返しパルスデトネーションエンジン

レーザーやマイクロ波といった高強度の電磁ビームを集光すると、焦点付近で絶縁破壊が起き、そこから放電が衝撃波を伴いながらビームを遡って伸展する。この際、大気は放電の先端で急速に加熱され昇圧する。この現象を電磁波が支持するデトネーションと呼び、電磁エネルギーは直接気体の圧力に変換される。マイクロ波ロケットはミリ波放電によって駆動されたミリ波支持デトネーション(MSD)を用いて推力を得る空気吸い込み式パルスデトネーションロケットである。

図3にエンジンサイクルを示す。マイクロ波ロケットの推進機は片端を閉じた円筒型のデトネーション管である。推力発生サイクルは以下の通りである：1) 開口端から

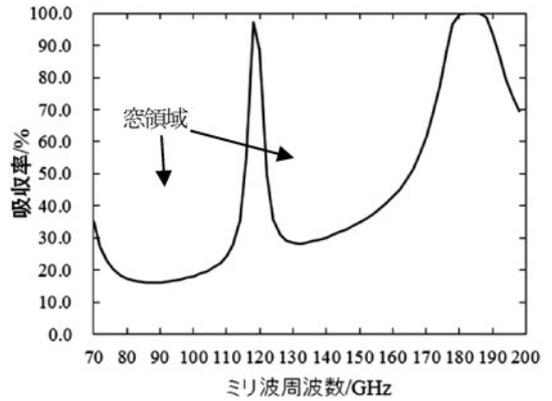


図2 Line by Line 法で計算した周波数毎のミリ波の吸収率。

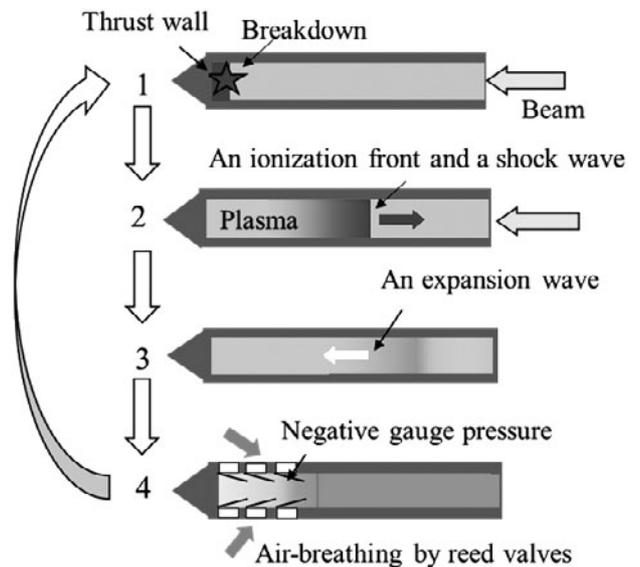


図3 繰り返しパルスデトネーションエンジンサイクル。

照射されたミリ波ビームが閉口端の放物鏡で集光され、その集光点で絶縁破壊によりプラズマが生じる。2) 発生したプラズマが後続のミリ波エネルギーを吸収し、その電離波面が衝撃波を伴って推進機内部を伝播する。このミリ波支持デトネーションによって推進機内部に高圧状態が生成・維持され機体は推力を得る。3) ミリ波支持デトネーションが開口端より排気されると推進機内に膨張波が伝播し、4) 閉口端で反射することで推進機内部に負圧が誘起される。その負圧によりデトネーション管側面の弁機構が受動的に動作し換気が行われる。このサイクルを繰り返すことで機体は推力を得る。

1.3 超音速で伸展する電磁波放電が支持するデトネーション現象

この電磁波支持デトネーション現象が本推進システムの核であり、その変換効率はその技術的・経済的成立性を左右する。電磁波支持デトネーションは電磁波の周波数や強度によって異なる特徴を持つ。

100 GHz 帯のミリ波によって支持されたデトネーションでは、プラズマの空間分布が微細なフィラメント構造を有し、その形状はミリ波周波数、横モード分布や雰囲気圧によって変化する。レーザー放電が支持するデトネーション

に関しては、Raizer 等が先駆的な研究を行っている[9]。ミリ波より周波数が2桁から3桁高いレーザーによって誘起されたプラズマの場合、ミリ波放電のようなフィラメント構造は現れない。また入射電力密度がミリ波に対して高い領域でも電離波面伝播速度は遅く、電離波面伝播速度と入射電力密度の関係はミリ波放電とグラフ上で繋がらない(図4)。これまでの研究からレーザー支持デトネーションでは衝撃波全面に先駆電離層が形成されており、その形成にはプラズマから放射される紫外線による光電離の関与が示唆されている[10]。

レーザー・ミリ波放電は、共にその伸展速度やデトネーション構造の維持条件を理論的、解析的に求めることは未だできない。数値シミュレーションによって再現・予測する試みはあるが、それを検証するに足る十分な実験結果も揃っていない。一方で、パルスデトネーションエンジンロケットの設計では、デトネーション波伝播速度が設計の重要な指標となっており、マイクロ波ロケットの推進機設計においても、理論的に最適な放電伸展速度が存在すると予想されるため、放電現象に関する基礎的な研究が重要となっている。

1.4 推進剤を積まずに打ち上がるロケットへの応用

宇宙推進工学の観点からマイクロ波ロケットの特長を述べたい。従来の化学ロケットは、推進剤を持ち上げるためにさらに推進剤を必要とするため、雪だるま式に質量が増加する。Space Shuttle Main Engine や LE-7エンジンでは、少しでも燃費を改善し軽量化するために、取り扱いや昇圧が難しい液体酸素・液体水素を燃料としている[11-13]。さらに、打ち上げ質量が数百トンに及ぶ場合は固体ロケットを補助として使用するため、コスト増加と大気汚染をもたらす。

無線エネルギー供給と大気吸込み機構を持ったマイクロ波ロケットは推進剤を一切積む必要がなく、このことは、ロケット推進で最も重要な性能指標である比推力(∞推力/推進剤流量)が無敵大であるということに相当する。そ

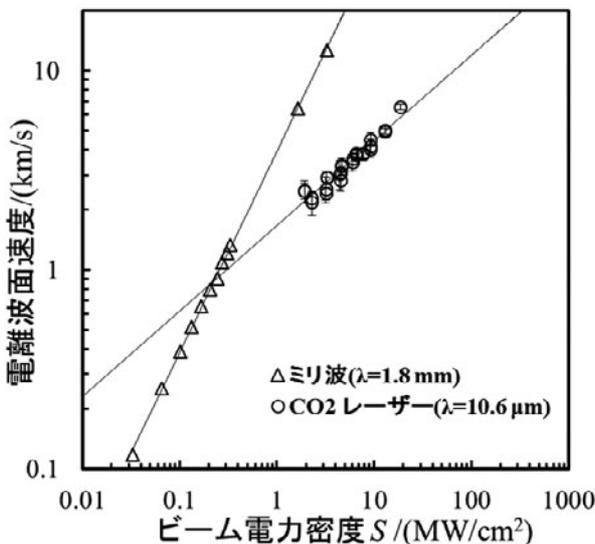


図4 電離波面伝播速度と放電進展速度と入射電力密度の関係。

のため打ち上げ質量が劇的に削減され、大気汚染や空中爆発の心配がない。空気吸い込みができない高高度飛行時も、比較的小さな推進剤タンクを積載していれば、さらに推進することが可能である。

また、デトネーションを利用した衝撃波圧縮により高圧を得るため、精密で高価なターボポンプや噴射器、圧力容器を搭載する必要がない。一方でジャイロトン他の機器は地上に残して繰り返し利用が可能で、整備性も高く、冗長系を組んでも打ち上げ質量に全く影響しない。

地上基地にはジャイロトンのほかに、そのエネルギーを蓄えておくフライホイール設備が必要であり、現在のところジャイロトンとはほぼ同程度の建設費を要するが、繰り返し使用することでそれら費用は償還可能で、従来のロケット輸送機に比べて宇宙への物資輸送費用の大幅な低減化が期待できる。

2. マイクロ波ロケット打ち上げ実証試験と推進機設計

我々は量研機構のジャイロトンを用いてマイクロ波ロケットの打ち上げ実証試験を行っている。ミリ波を放物鏡で集光して大気の絶縁破壊を起こすことが最初の挑戦であったが、アライメントをしっかりとることで、レーザー光と同様に、種プラズマなど用いることなく容易に放電を着火することができた。続けてその放物鏡を推進機機体に見立ててその推進性能を測定し、レーザー推進機に劣らない運動量結合係数(=推力電力比)が得られることを明らかにした。その後、以下のような試験を行ってきた。

2.1 打ち上げ実証試験

2003年にピーム電力 930 kW の単パルスミリ波を用いて世界で初の打ち上げ試験を行った。機体の重量はわずか 10 g であったが、2 m の飛翔に成功しミリ波から推力が生成されることを実証した(図5)[14]。さらに2009年には 100 g のモデルロケットに、100 Hz の繰り返し周波数でミリ波を照射し 1.2 m までの持続的な推力の生成を実現した(図6)。また2011年には、ジャイロトンの変調方式をこれまでと変え、大電力・高繰り返し周波数の運転を行うことで、30 N の推力を達成した(表2)[15]。

30 N の推力の達成により、メガワット級ジャイロトン 1 基でも、kg 級推進機の打ち上げが可能であることが示さ

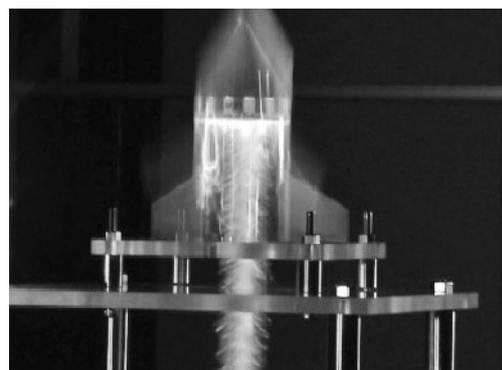


図5 10 g モデルの打ち上げ試験 (撮影: 東京大学)。

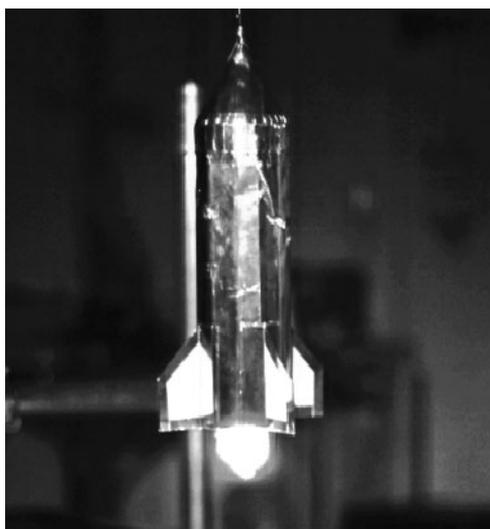


図6 100 g モデルの打ち上げ試験 (撮影: 東京大学).

表2 作動条件とマイクロ波ロケット推進性能.

| | H21年度[16] | H23年度[15] |
|--------|--------------|---------------|
| 電力@周波数 | 270 kW@50 Hz | 570 kW@200 Hz |
| 推力電力比 | 100 N/MW | 360 N/MW |
| 時間平均推力 | 2.3 N | 30 N |

れた。そこで本研究ではメガワットジャイロトロン1基での最大打ち上げ性能を示すため「kg級推進機を10mの高度まで打上げる実証実験」を目標に定めた。

目標を達成するための課題は空気吸い込み機構の開発と、大電力ミリ波の長距離無線伝送技術の確立、およびプラズマ物理に基づく推力性能の改善である。空気吸い込み機構については、多くは述べないが、マイクロ波ロケットは空気吸い込み式であるためエンジンサイクル間の吸気性能が低いとパルス毎に推力性能が低下する[16]。軽量かつ、アクチュエータ等の制御装置を必要としないシンプルな吸気機構が求められる。現在は推進機内外の圧力差によって動作するリード弁を用いた空気吸い込み機構の開発を行っている[17,18]。他の課題については以降詳しく述べていく。

2.2 ミリ波集光器の開発

電磁ビームロケットにおいて、地上から機体への無線電力伝送は最も重要な技術である。長距離伝送ではミリ波の電力密度をデトネーション密度まで高めるため、ミリ波を受電して推進機に導くミリ波集光器が必要となる。本節では、テーパ管型のミリ波集光器について解説する。

宇宙機に搭載するには極限までコンパクト化された集光器の開発が必要であるため、本研究では機体側で図7のようなテーパ管型ミリ波集光器を用いてビームを受電し推進機に導く。径が異なるビームと推進機を結合する場合、テーパ形状が最もシンプルかつ軽量にすることができる。またテーパ形状は機体軸に対して対称で重心が変化せず、推進機からの排気とも衝突しない。さらにミリ波の波長に比べて十分ピッチの小さいメッシュ素材などを用いることで、ミリ波集光器壁面を通して換気を行うことも可能であ

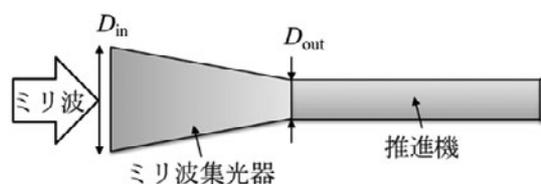


図7 テーパ管型ミリ波集光器を搭載した推進機.

る。

2.2.1 光線追跡法による集光器の設計

マイクロ波ロケットの推進機径はミリ波波長に比べて十分に大きく、波としての影響はほぼ無視できるため、本研究ではミリ波を光線として近似し、光線追跡法を用いて幾何学的に形状を決定した。光線追跡法を適用できる範囲は出口径 D_{out} と波長 λ の比 D_{out}/λ が20以上の領域とした。既存のテーパ導波管等とは異なり、ミリ波集光器内の反射光を積極的に利用するため、長さの短いミリ波集光器が設計可能である。

ミリ波集光器からビーム源への反射が発生すると、大電力試験に用いるジャイロトロンに負荷が発生し破壊の危険がある。また上記の光線追跡法が適用できる D_{out}/λ の閾値は明確ではなく、比が小さくなるにつれ連続的に干渉など波の効果が強くなる。そこで設定した $D_{out}/\lambda = 20$ でのミリ波集光器の受電性能を、低電力のミリ波発振器を用いて調べ、設計通りの値が得られるか光線追跡法の結果と比較した。図8にその試験系を示す。ミリ波の周波数は94 GHz、出力電力は数ミリワット程度であり、プラズマが着火しないので、詳細なミリ波電力の計測が可能である。

試験では、ミリ波を放物ミラーによりビーム直径140 mmのガウシアンビームに変換して自由空間を発散することなく伝送させ、ミリ波集光器で再集光する。ミリ波集光器の入口径、出口径はそれぞれを180 mm, 65 mmであり、集光器の素材としてアルミメッシュを用いた。アルミメッシュのピッチサイズは波長に比べて十分に小さく、金属表面とほぼ同様にミリ波を反射することが可能である。

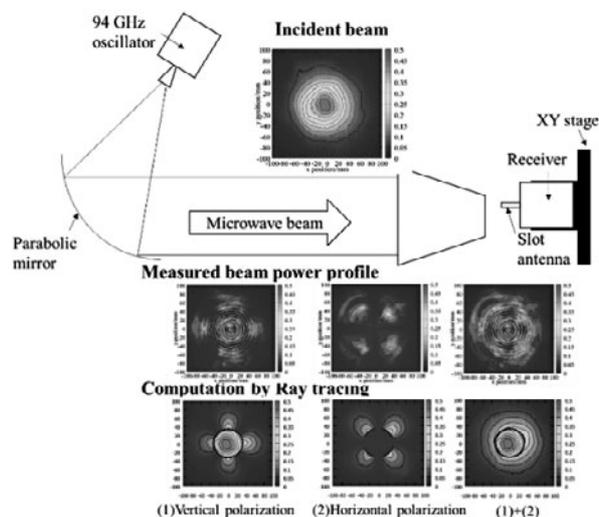


図8 半導体発振器とヘテロダイン検波器を用いたテーパ型収束器背後の電力密度分布計測.

ジャイロトロンからの放射ミリ波を模擬するため、送電アンテナとして角錐ホーンアンテナを用い、水平方向の偏光成分を1%程度に抑え、ミリ波集光器を波源からレイリー長程度離して配置した。検波用アンテナをミリ波集光器内部に挿入すると、多重反射により干渉が発生するためミリ波集光器内部の電力密度の計測は困難である。そのため本試験では、ミリ波集光器の出口を通過した電力を2次元ステージと検波器を用いて調べた。ミリ波の検波には発振器励起源と同期を取ったヘテロダイン検波器を採用した。

図9に光線追跡法で計算したミリ波集光器内部での光線の軌道を示す。この試験で使用したミリ波集光器では内部での反射回数に応じて、3種類の異なった傾き角を持つ光線が現れる。そのため大きい傾き角を持つビームも捉えることができる指向性の広いスロットアンテナを用いた。

本試験ではミリ波集光器周辺のビーム源の方向へ反射するビームは検出されず、結果として合計89%の高い電力受電率を示すことができた。また光線追跡による計算結果と、計測結果の受電電力の差は最大で7%程度であり、両者間で良い一致が見られた。尚、この7%の差はミリ波集光器壁面でのメッシュの歪みによるものと考えられる。この結果より $D_{out}/\lambda = 20$ の閾値は妥当であると言える。

2.2.2 円錐台型と角錐台型のミリ波集光器

幾何学的に設計したミリ波集光器からの反射がほぼ発生しないことが確認されたので、次にジャイロトロンからの大電力ミリ波を用いてプラズマ着火・電離波面の伝播を調べた。ミリ波集光器内での反射により推進機内部の電力密度分布はガウシアンプロファイルとは異なる分布をもつ。推進機内部の電力密度分布の変化はプラズマの着火、電離波面伝播速度に大きく影響する。試験で用いたミリ波集光器の寸法は $D_{in} = 250$ mm, 出口径 $D_{out} = 56$ mm, 長さ 470 mm である。入射ミリ波の周波数は 170 GHz で D_{out}/λ は33であり、低電力試験で設定した D_{out}/λ に対し十分大きい値とした。また試験では円錐台形状と八角錐台形状の2

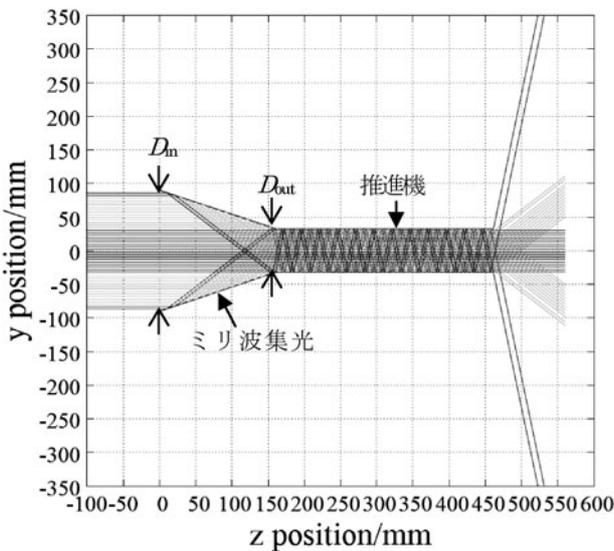


図9 2次元光線追跡法で計算した電力密度計測用ミリ波集光器内部の光線。ミリ波集光器の入口径 $D_{in} = 180$ mm, 出口径 $D_{out} = 65$ mm, 長さ 160 mm.

種類のミリ波集光器を用いた。図10に光線追跡法で計算した推進機内部の電力密度分布を示す。円錐台形状のミリ波集光器を用いた場合、全ての光線が中心で集光されるため、中心が特異点となる(実際には回折限界があるため幅を持つ)。一方八角錐台形状の場合、光線が分散されフラットなプロファイルとなる。

試験ではジャイロトロンから照射されたミリ波はコルゲート導波管によりミリ波伝送ミラーまで伝送される。ミリ波伝送ミラーは入射したミリ波のビーム径を 40 mm から 240 mm に拡大しレイリー長を 0.7 m から 20.7 m に延伸する。使用した推進機の長さは 500 mm, 内部直径は 56 mm である。推進機は観測窓を持っており、推進機内部を伝播する電離波面を高速度カメラにより計測する。入射ミリ波の電力はダミーロードを用いて 600 kW と見積もられた。結果として円錐台形状、八角錐台形状、両方のミリ波集光器でミリ波を上手く導いてプラズマの着火、電離波面伝播の駆動に成功した。

図11に電離波面伝播速度とピーク電力密度を示す。八角錐台のミリ波集光器によって推進機内部のピーク電力密度を抑え、電離波面伝播速度を抑制することができた。入射電力に対して電離波面速度を抑えることで加熱率の向上と、また伝播時間が長くできることからデューティ比 (パ

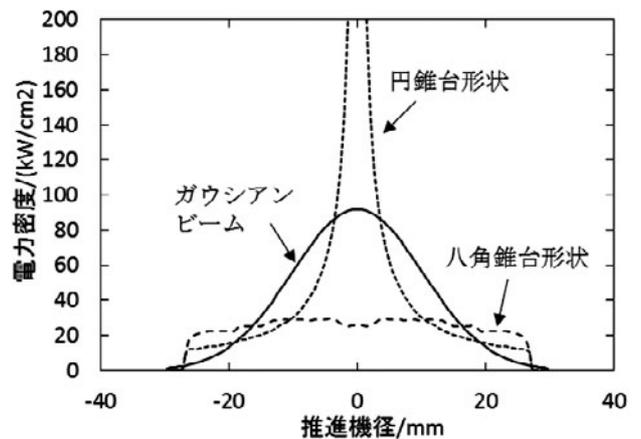


図10 光線追跡法で計算した推進機内部の電力密度分布。入射電力 600 kW.

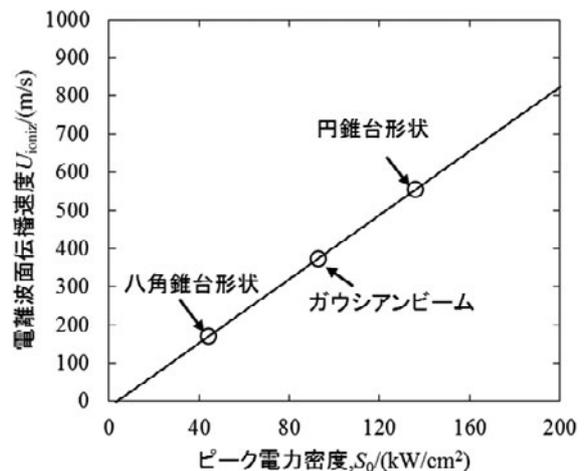


図11 電離波面伝播速度とピーク電力密度。

ルス幅と照射周期の比)の向上が期待できる。今回の実験では八角錐台のミリ波集光器を用いた場合の電離波面速度は音速より遅くデトネーション状態を達成できていないが、入射するミリ波の電力密度を上げれば電離波面速度も上昇し、デトネーション状態を達成できる。

2.2.3 吸気機構と推進機サイジング

推進機の空気吸い込み機構やミリ波集光器の性能とミリ波放電の実験結果から、マイクロ波ロケットの推進機長、推進機径など全体のサイジングを行うことができる。

マイクロ波ロケットは空気吸い込みロケットという特徴から、地上からの一段目ロケットとしてメリットがあると考えられる。2段目に化学推進を採用し横向きのマニューバリングを任せることで、マイクロ波ロケットは垂直に打ち上げれば良く、ミリ波伝送が容易になる。本節では、既存のH-II-Bロケットの一段目と4機のロケットブースターをマイクロ波ロケットで置き換えた場合をモデルケースとして実際にサイジングを行う。

図12にロケットの概要を示す。マイクロ波ロケットは多気筒化して配置する。推進機内部で発生する圧力波は自己相似解であり、また吸気性能の指標である部分充填率は吸気した気体の体積と推進機体積との比であるため、推進機長と推進機直径の比 L/D に比例して大きくなる。実際にリード弁を制作しジャイロトロンを用いて試験した結果、リード弁の搭載数が少なく十分な吸気量の確認はできなかったが、リード弁あたりの吸気性能と内部の圧力波形から、最適な L/D を8.9と推定することができた。

マイクロ波ロケットの受電直径は空気抵抗と伝送距離によって求まる。受電直径が小さいと、長距離伝送できず低い高度でカットオフ速度を達成せねばならず必要なビーム電力が増加する。一方、受電直径が大きくなると空気抵抗が大きくなり、同様にビーム電力が増加する。そのため、ロケット全体の質量を122トン、マイクロ波ロケット(一段目)のカットオフ高度を2 km/sと仮定して質点近似モデルにて飛行解析を行い、必要なビーム電力が最少となる受電直径を8.5 mと見積もった[19]。

ミリ波の繰り返し周波数が高いと推進機内部で残留したプラズマにより異常放電が発生し、推力性能が低下する。残留するプラズマの消炎時間によって繰り返し周波数が制限されるため、ミリ波のデューティ比を上げるにはパルス

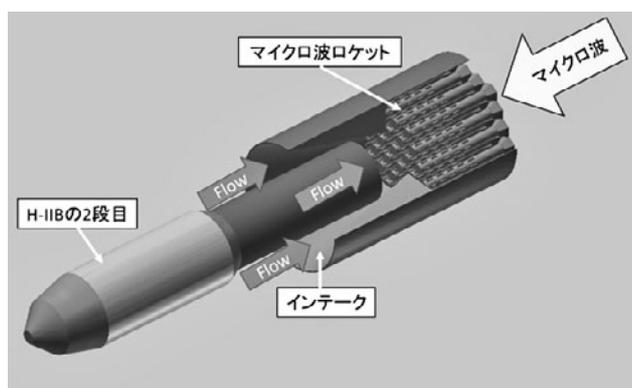


図12 H-II-Bロケット1段目置き換えの場合のマイクロ波ロケット。

幅を延長する他ない。推進機外部に排気されたプラズマは推力に寄与しないためパルス幅と推進機長は比例し、また吸気に必要な時間も推進機長に比例する。このトレードオフ関係より推進機長を6 mとした。 L/D の関係より推進機径は0.67 mとなる。推進機内部の電力密度を、デトネーション後面の衝撃波固定系で見たマッハ数が1となるチャップマン-ジュゲ(C-J)条件を満たすものとして求め、ロケットの実効直径を4.26 mとした。推進機構と実行直径より必要なマイクロ波ロケットの気筒数は40機と見積もられる。これらの値を用いてミリ波集光器の形状は、上述の幾何光学手法で決定できる。ミリ波の受電直径とロケットの実効直径がミリ波集光器の大口径と小口径に相当する。ミリ波がビーム源に反射しないようにテーパ角を求めると、集光器の長さは0.6 mとなる。表3にサイジングの結果をまとめる。

3. ミリ波大気放電構造解明に関する最新成果

3.1 放電フィラメント構造

マイクロ波やミリ波で誘起されるプラズマの研究は1940年ごろから行われ、基礎的な電磁波による放電の理解は進んでいる。しかしフィラメント構造、または魚の骨構造と呼ばれる自己組織化する特殊なプラズマ構造の研究はジャイロトロンと呼ばれる大電力ミリ波発生装置の発展によって初めて研究が可能になった領域であり、未だ体系的な現象の理解に乏しく離散的な領域で研究が行われている。

ジャイロトロンを用いた100 GHz帯のミリ波放電の最も初期の研究は、1980年代にロシアで行われた。Vikharevらは波長8 mm (37.5 GHz)のミリ波を集光しプラズマを着火させ、ヘリウムと窒素のガス種とガス圧による構造の変化を詳細に報告している[20]。また近年では、Temkinらが110 GHzのミリ波をミラーにより集光し着火させ、高速カメラによって詳細にフィラメント構造の伸展を調べた[21]。さらにBouefらはフィラメント状に伸展するミリ波放電の数値計算モデルを提案し、Temkinらの実験結果を良く一致することを示した[22]。これらの実験的、数値的研究により、集光点近くで絶縁破壊により発生したプラズマの電離波面がビームの電界方向に伸びフィラメントを形成しながらビームに遡って伝播することが分かった。さらに成長したプラズマによって反射したミリ波と入射波が干渉し定在波が形成され、その腹における電界強度が放電の電離閾値電界 E_c を超えることで、そこに新たなフィラメントが発生し離散的な構造を取る。定在波が関係しているのでフィラメントごとのピッチは $\lambda/4$ 程度になる。典型的な軸方向の伝播速度は数 km/s、電界方向の伸展速度はそれ

表3 H-II-Bロケット1段目置き換えの場合のマイクロ波ロケットのサイズ。

| 要素 | 寸法 |
|-----------|--------|
| ロケット長 | 6 m |
| 気筒直径 | 0.67 m |
| 多気筒管の実効直径 | 4.26 m |
| ミリ波受電器直径 | 8.5 m |
| 集光器長さ | 0.6 m |

より速く数 10 km/s である。

しかしマイクロ波ロケット内部でのミリ波放電は上記の実験とは異なる特徴を持つ (図13)。プラズマを着火する放物鏡はマイクロ波ロケットの原理上、入射するミリ波と正対している。絶縁破壊によって集光点にプラズマが着火すると、後続のミリ波がプラズマに吸収され放物鏡に達せず、放物鏡方向からの電力供給は断たれるため、着火と伸展が不連続な現象となる。そのため Temkin らの実験においては電離波面周辺の電力密度が 10^1 GW/m^2 程度であるのに対して、マイクロ波ロケット内部では 10^{-1} GW/m^2 から 10^0 GW/m^2 と低い電力密度下を電離波面が伝播することになる。典型的なビーム軸方向への電離波面伝播速度はビーム電力密度とガス圧力に依存するが大気圧下で数 100 m/s 程度である。この低電力密度における電離波面の伝播は Bouef らのモデルでは説明することができない。また図13の 170 GHz のミリ波を用いたプラズマの露光写真で見られるフィラメントは粒状のプラズマの伝播により形成されており、 $\lambda/4$ より大きいスケールを持つ。

これまでの研究によると、電力密度とその横モード分布が進展方向を決定し、ひいては駆動されるデトネーション波等の流体现象を支配することがわかってきた。そのためミリ波から推力への変換過程を最適化するには、ミリ波放電の物理を実験と解析の両面から体系的に調査し明らかにすることが必要である。

3.2 ミリ波放電の数値シミュレーション

Bouef らの計算手法では Finite-difference time-domain (FDTD) 法でマクスウェル方程式を解き局所的な電界強度を求め、電子の拡散方程式とカップリングして電離波面の時間発展を解析する。イオンの動きは無視し、電子の運動方程式を解くことで電流の形で電磁界にプラズマの情報が還元される。

ミリ波放電で重要なのが高電界場での電離モデルと輸送係数 (電子拡散あるいは輻射輸送) である。電子の輸送が優勢になると、前面のフィラメントに電子が追い付き構造がなまっていく。そのため拡散係数を電子の自由拡散係数 D_e 、両極性拡散 D_a 、その重ね合わせ $(D_e D_a)^{1/2}$ として計算を行った。その結果、拡散係数が最も小さい D_a の際に、実験で観察されたような粒上のプラズマが進んでいく構造が得られた。

しかしながら、マイクロ波ロケットに適用される圧力変換サイクルに適した (入射電力密度に対する C-J 速度に近い) デトネーション波を駆動する電力領域では、定在波位

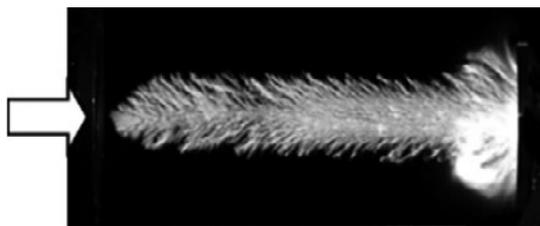


図13 大気中のミリ波放電フィラメント構造。条件によって斜め前方や後方に進展。マイクロ波ロケット内部、ミリ波周波数 170 GHz。

置での電界強度が電離閾値電界 E_c を超えず電離を発生させるには、 E_c の値を人工的に小さくする必要があった。本研究でも未だこの問題は解決していないが、ミリ波電界中の電子の累積加熱を考慮すると、 E_c が下がる可能性がある。これは、各点に新しくプラズマを生成できる高電力密度領域の物理と、既にあるプラズマを維持しながら伝播していく低電力密度の物理過程が異なることを示唆している。

低電力密度の実験において観測された粒状のプラズマのピッチは入射ミリ波の波長程度であり、入射されたミリ波のエネルギーが粒状のプラズマ部位において集中的に吸収されていることが示唆される。そのため数値計算によってこのプラズマのピッチサイズを調べた。計算領域の境界条件は、一辺を対称境界、残りを吸収境界とし、左端からガウシアンプロファイルのビームを入射させた。得られたプラズマの分布を図14に示す。計算結果では波長 λ 程度のピッチで並ぶプラズマが見られ、実験結果を再現できた。初期プラズマを様々に変えて計算を行なったが、どの場合も同じ分布に収束し、プラズマのピッチが初期電子の配置に依らず、入射ミリ波の波長によって決定されることが確認できた。また本計算においても E_c の値は電離が発生するように人工的に下げているが、 E_c を変えて調べた結果プラズマのピッチは E_c に依存しないことを確認した[23]。

今後はこの結果を用いてピッチの発生過程についてより詳細に考察し、ピッチサイズの波長依存性、および伝播速度の変化を明らかにしていく。

3.3 ミリ波放電が支持する過駆動デトネーション

電磁波により駆動するデトネーションの研究では Raizer の理論が良く知られている[9]。Raizer は化学デトネーションのアナロジーから流体の質量保存式、運動量保存式、単位質量当たりに入射電磁波から加わる熱量を加えたエネルギー保存式、そして状態方程式による定常の加熱流れの式で電磁波デトネーションを解析した。

化学デトネーションでは、検査体積を衝撃波固定系とすると系で発生する熱量が流入する質量に比例しており、燃料の種類と当量比によって決まる定数となるため、上流の諸量がわかれば下流の状態を求めることができる。ここでデトネーションの状態を流体の圧力を縦軸、比体積を横軸にとった p-v 線図より考えよう。通常の化学デトネーシ

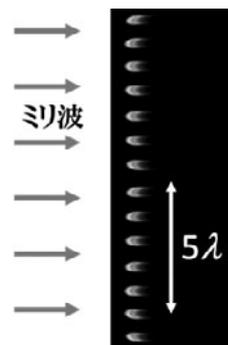


図14 電子数密度分布の計算例。左端からガウシアンプロファイルのビームを入射させた。

ンの場合、質量保存式と運動量保存式より導かれる、質量流量の2乗の大きさで負の傾きを持ち原点より伸びるレイリー線 (図15: Rayleigh line) と、エネルギーの保存式より得られるユゴニオ曲線 (図15: Hugoniot curve) を使って解析を行う。ここで原点とはデトネーション前方の諸量を示す位置であり、推進機内部の初期状態に等しい (図15の点1)。ユゴニオ曲線は熱量が増加すると p-v 線図上を右上に移動し、その熱量が0の時の線を衝撃波断熱曲線という。衝撃波断熱曲線とレイリー線の原点と異なる交点はデトネーション内部の衝撃波背後の諸量を示す解となる。またその点からレイリー線に沿って下に降りた点のユゴニオ曲線との交点がデトネーション背後の解を示す。ユゴニオ曲線は速度に依存しないため、レイリー線の傾きを流速によって変えるだけで、デトネーションの状態を調べることができる (本稿では衝撃波に固定した座標で流速を定義する)。

流速を遅くするとレイリー線の傾きが水平に近づき、ユゴニオ曲線との交点が1つになる。この状態がC-J状態である。この状態のデトネーションをC-Jデトネーションと呼び、これは波の伝播速度が最も遅いデトネーションである。C-J状態では、デトネーション後面は熱閉塞状態で流れのマッハ数が1となり、デトネーション後面の擾乱の影響を受けない。管内を伝播するデトネーションは後面に膨張波を伴っており、C-J状態でなければ膨張波からの擾乱によって波が弱められC-J状態に近づく。そのため通常の解析ではC-J状態は強い仮定として用いられる。

しかし電磁波によるデトネーションでは、系に加わる熱量は流量に比例せず、ユゴニオ曲線と流速を切り離すことができない。そこで流速ごとに電離波面流速ごとのデトネーション背後の圧力と比体積の解を p-v 線図上にプロットすると図15のような曲線を得る (図15: Raizer curve)。Raizerの理論では、電離波面速度が100 km/sと速いため、デトネーション前面の流体の内部エネルギーと圧力が後面に比べて微小であるとして無視し式を簡略化している。しかしミリ波デトネーションの電力密度はRaizerが仮定しているレーザー強度より低く電離波面速度も 10^2 m/s程度である。そのため嶋田らは前面の内部エネルギーと圧力を考慮したMSD曲線を提案した (図15: Present MSD curve) [24]。

電磁波デトネーションの場合も流速ごとにレイリー線とMSD曲線の交点から状態を解析できる。MSD曲線は化学デトネーションと異なり、質量保存、運動量保存、エネルギー保存の3つの式の解の集合である。図15で、化学デトネーションのユゴニオ曲線は燃焼後のエンタルピーが異なるので原点を通らないが、MSD曲線の場合はレイリー曲線の傾きが垂直に近づくと系に加わる熱量が0となり原点を通る。

ユゴニオ曲線上のC-J点より上の領域を強いデトネーション領域、下を弱いデトネーション領域という。点2は弱いデトネーションの解、2'は強いデトネーションの解である。

電磁波によるデトネーションにおいても同様にC-J状態

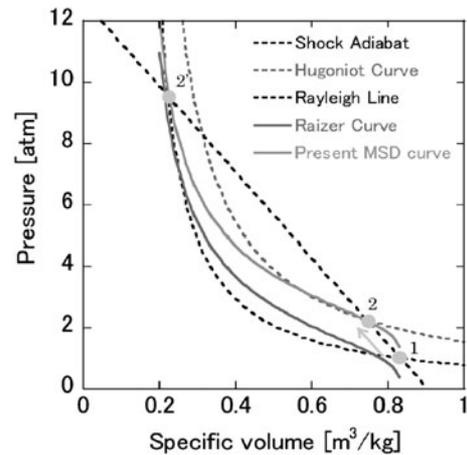


図15 デトネーションの p-v 線図。

が存在する。強いデトネーションは衝撃波を伴っており、その背後の領域は音速から亜音速を取る。弱いデトネーションの解は衝撃波を伴わず加熱領域しか持っていない。これは『爆轟』と呼ばれる化学デトネーションでは取りえない解である。しかし解の名称に現象名を用いているため、誤解を招きやすいが、この解を取る現象自体は存在する。実際に、電磁波デトネーションでは電離波面伝播速度がC-Jデトネーションの速度より速い場合は、電離波面前面に衝撃波が存在せず、弱いデトネーションの解に落ち込むことがRaizerによって指摘されている。また嶋田らの数値解析によってミリ波デトネーションの場合も同様に弱いデトネーションになっていることが示唆された。この場合、衝撃波固定系においてデトネーション背後は超音速であり、いかなる擾乱も電離波面に追いつけないため、C-Jは強い仮定ではなく、C-J速度を超えた過駆動デトネーション (オーバードリブンデトネーション) でも定常的に伝搬できる。

こうした入射電力密度を固定した解析は実験結果の解析には有効だが、実際には入射電力密度に依存して電離波面速度が変化するため現象の予想には十分ではない。入射電力と流体の初期状態から現象を予想するには上述のミリ波放電の数値シミュレーションによって、入射電力と電離波面伝搬速度の関係、及びエネルギーの吸収率を調べることが重要である。

4. 将来の展望とまとめ

マイクロ波ロケットでは、打ち上げ試験を通して、すでにミリ波から推力への変換が実証され、繰り返し運転のミリ波を用いて持続的な推力の生成も達成した。また長距離伝送に必要なミリ波集光器の開発、実証も進んでいる。

打ち上げ試験の結果よりマイクロ波ロケットの運動量結合係数は300 N/MW程度である。ミリ波のデューティ比を0.2程度とすると、1 MWで60 Nの平均推力を得る。実際の飛行では大気によるミリ波の減衰と上空の空気密度低下があるので、ミリ波出力1 MWあたりの打ち上げ質量として、およそ1 kg-2 kgが期待できる。

H-IIB ロケットの1段目エンジンとロケットブースター

をマイクロ波ロケットで置き換えた場合をモデルケースとした実現性解析では、マイクロ波ロケットを用いることで全体の重量が1/5となり、5倍のペイロード比を実現できることがわかった。また地上基地の建設費用が高額となるが、およそ2000回の打ち上げで償還でき、一回当たりの物資輸送費用に関して、既存の77%を削減できる。しかし、その際2段目の化学推進ロケットが重く全体で122トンの機体を飛行させるために必要な電力は188 GWに達し、フライホイール等を用いた蓄電の技術が必須となる。

プラズマを介する電磁ビームロケットにおいて、電磁波放電の詳細な物理の解明は必須の課題である。ミリ波やレーザーを含む電磁ビームがエネルギー輸送媒体として活用されることが期待される昨今、本現象を詳細に解明し、工学的応用に結び付けることが今後の課題である。

参考文献

- [1] A. Kantrowitz, *Astronaut. Aeronaut.* **10**, 74 (1972).
- [2] C. Phipps *et al.*, *J. Propulsion Power* **26**, 609 (2010).
- [3] K. Komurasaki and B. Wang, *Encyclopedia of Aerospace Engineering* (R. Blockley and W. Shyy, John Wiley & Sons Ltd., 2010), p. 1351.
- [4] L. Myrabo, World Record Flight of Beam-Riding Rocket Lightcraft: Demonstration of "Disruptive" Propulsion Technology (37th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference), July 2001, AIAA 2001-3798.
- [5] K. Kajiwara *et al.*, *Nucl. Fusion* **5**, 043013_1 (2013).
- [6] K. Sakamoto *et al.*, *Nucl. Fusion* **49**, 095019_1 (2009).
- [7] T. Omori *et al.*, *Fusion Engin. Des.* **86**, 951 (2011).
- [8] 明山 哲 他：電波伝搬ハンドブック（リアライズ理工センター，1999）。
- [9] Y. Raizer, *Soviet Physics JETP* **21**, 1009 (1965).
- [10] K. Shimamura *et al.*, *IEEE Trans. Plasma Sci.* **42**, 3121 (2014).
- [11] Y. Fukushima *et al.*, *Acta Astronautica* **50**, 275 (2002).
- [12] 阿施光南：宇宙ロケット入門—よくわかる宇宙開発の歴史と可能性（潮書房光人社，2013）。
- [13] D.R. Jenkins, *Space Shuttle: The History of the National Space Transportation System: The First 100 Missions* (Crecy Pub, 2001).
- [14] T. Nakagawa *et al.*, *J. Spacecraft Rockets* **41**, 151 (2004).
- [15] 小松怜史 他：日本航空宇宙学会誌 **60**, 235 (2012).
- [16] Y. Oda *et al.*, *J. Propul. Power* **25**, 118 (2009).
- [17] M. Fukunari *et al.*, *Vacuum* **88**, 155 (2013).
- [18] M. Fukunari *et al.*, *Trans. JSASS Aerospace Tech. Japan* **14**, 1 (2016).
- [19] M. Fukunari *et al.*, *Applied Optics* **53**, I16 (2014).
- [20] A. L. Vikharev *et al.*, *Sov. Phys. JETP* **67**, 724 (1988).
- [21] Y. Hidaka *et al.*, *Phys. Rev. Lett.* **100**, 035003 (2008).
- [22] Boeuf *et al.*, *Phys. Rev. Lett.* **104**, 015002 (2010).
- [23] 中村友祐 他：大気圧ミリ波放電の伸展モデルとその数値解析（第32回プラズマ・核融合学会年会）2015年11月，26pC08.
- [24] 嶋田 豊 他：ビームにより生成されるデトネーションの構造に関する理論的考察（平成21年度衝撃波シンポジウム）2010年3月，19-C-3-2.



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。



ふく なり まさ ふみ
福成 雅史

1987年生まれ。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し、特任研究員を経て、2016年5月より福井大学の特命助教に着任。研究分野はマイクロ波を用いたビーミング推進ロケット、及びマイクロ波プラズマです。これまではロケットの長距離伝送や吸気のための要素技術開発を行っていましたが、今後はビーム源であるジャイロトロン自体の研究・開発とマイクロ波放電の物理の解明に舵をきるつもりです。漫画が好きで、少なくとも4歳か5歳のころからほぼ毎日読んでいます。