

論文内容の要旨

論文題目 Application of Atmospheric Millimeter Wave Plasma to Rocket Propulsion

(ミリ波放電大気プラズマのロケット推進への応用)

氏名 小田 靖久

第1章 序論

外部からエネルギービームによってエネルギーを獲得する推進形式であるビーミング推進は、大気中では空気を推進剤として利用できるという特徴があり、推進剤の搭載量を軽減し宇宙輸送機に占めるペイロードの割合を大幅に向上させることができる。

本研究では、パルス型マイクロ波ビーミング推進機 (Microwave Rocket: マイクロ波ロケット) の研究を進めている。推力発生メカニズムは次のように説明される。ノズルを兼ねる放物面鏡などを用いてマイクロ波ビームを集光し、焦点付近の空気を絶縁破壊させる。生じたプラズマがマイクロ波を吸収しながら急激に膨張し、周囲に圧力波を発生させる。発生した圧力波により高温高圧の空気が推進器内部に形成され、パルス終了後にノズルより排気されることにより、推進器はインパルス状の推力を獲得する。

マイクロ波ロケットへのエネルギー供給源として、非常に大出力のミリ波帯の発振源が必要となる。磁場と電子の相互作用であるサイクロトロン共鳴メーザーを用いたジャイロ電子管デバイスは、ミリ波帯を含む大電力のマイクロ波発振源として有望であり、170GHz帯においては、1MW出力のジャイロトロンで数百秒の連続発振に成功している。

本研究では、1MW級の170GHz帯ジャイロトロンを用いて、大電力ミリ波ビームによって生じる放電現象とマイクロ波ロケットに関する実験を行った。実験を通じて、大気圧マイクロ波プラズマの挙動とエネルギー変換過程を明らかにして、その応用技術であるマイクロ波ロケットの性能を評価できる推力発生モデルと設計手法を明らかにすることを目指す。

第2章 大気圧ミリ波放電とそのエネルギー変換過程

最初に、大気圧条件下でのプラズマ生成を高速カメラで撮影し、その挙動を明らかにした。170GHz, 1MWマイクロ波ビームを放物面鏡によって集光させ、焦点近傍の空気中で絶縁破壊が発生することを確認した。

マイクロ波プラズマの電離波面が、ビームを一定速度で遡上する伝播速度 U_{ioniz} を測定した。プラズマの伝播速度はマイクロ波の電力密度 S とともに増加し、75kW/cm²以上において超音速で伝播した。推進器を模擬する円筒内においてもプラズマの伝播速度は自由空間と同様の速度依

存性を示した。

推進器を模擬する円筒においては、その測壁において圧力測定を行い、プラズマの電離波面伝播に伴って生じる衝撃波の伝播速度 U_{shock} を算出した。その結果、衝撃波は電離波面と同様に一定速度で伝播することが確認された。また、電離波面と衝撃波の伝播速度を比較し、電離波面が超音速で伝播する条件において、両者の伝播速度が一致することを示した。

プラズマの電離波面によって衝撃波が駆動されるメカニズムについて、プラズマにおける加熱により垂直衝撃波が駆動される Microwave Supported Combustion(MSC)型エネルギー変換モデルを提案した。MSC 型エネルギー変換モデルにおいては、マイクロ波エネルギーはプラズマにより吸収され流体を等圧加熱する。エネルギーの吸収効率 η_{coupling} は、マイクロ波ビームの分布とプラズマの形状によって決定される。高速度カメラ画像のプラズマの解析により $\eta_{\text{coupling}} = 0.23 \sim 0.48$ と求められた。このエネルギー効率 η_{coupling} を用いた見積もりでは、円筒内の圧力・音速は、圧力履歴の測定結果と一致した。

第3章 マイクロ波ロケットにおける推力性能

マイクロ波ロケットにおいて、長いパルス幅のマイクロ波を投入した場合、電離波面がビーム源方向に伝播するため、長い柱状のプラズマが形成される。プラズマで吸収されたマイクロ波を有効に推力に変換するため、円筒胴体をもったマイクロ波ロケットを提案した。本研究では、上述の MSC エネルギー変換過程に基づく推力発生モデルを検討した。

円錐円筒型推進器モデルを用いて垂直打上げ実験による推力測定を行い、プラズマの挙動と推進性能の関係を考察した。円錐円筒型推進器においては、円錐部において放電が発生し、推進器出口に向かってマイクロ波プラズマにより駆動される衝撃波によって形成される高圧力が、衝撃波と排気膨張波の伝播時間だけ推進器内に維持されることによって推力が発生すると考えられる。このモデルの検証のため、推進器端面、および円筒壁面における圧力履歴の測定を行った。

打ち上げ実験の結果より、最大の運動量結合係数 C_m が得られる最適なプラズマ長さの存在が示された。本実験では、推進器長さ L に対するプラズマ伝播距離 $U_{\text{ioniz}}t$ の比である規格化プラズマ長さ $I = 0.6 \sim 0.8$ において、最大の運動量結合係数 $C_m = 350\text{N/MW}$ が得られた。また電離波面の伝播速度 U_{ioniz} が超音速となる条件で高い運動量結合係数 C_m が得られた。これはプラズマ面が超音速で伝播することで強い衝撃波が生じ、効果的に圧力上昇が行われるためと考えられる。

推進器端面での圧力測定の結果、衝撃波発生後、排気にいたるまで高圧が推進器内に維持されるという推力発生サイクルの圧力履歴の特徴を示し、その時間積分により発生推力が算出された。推力発生サイクルに、給排気過程の圧力振動の解析を加えた発生推力の見積もり値は、打ち上げ実験による推力測定の結果と一致した。さらに MSC エネルギー変換過程に基づく推力発生モデルによる運動量結合係数の算出結果も実験結果を再現した。上記より、MSC 型エネルギー変換過程に基づく推力発生モデルがマイクロ波ロケットの推力発生モデルとして有効であることが示された。

第4章 給気過程と連続推力性能

マイクロ波ロケットにおいて、連続的な推力を発生させるために、パルスを繰り返し投入する運転をおこなう必要がある。しかし、先に投入されたパルスによるサイクルによって生じる高温の空気が推進器に残留するため、繰り返しパルス運転においては性能が低下する可能性がある。性能の低下を防ぐためには、パルス間の給排気プロセスを促進し、新しい空気を十分に吸気する必要がある。

本研究では、飛行中の前方吸気を想定し、吸気システムを用いて新しい空気を充填させることができる推進器を開発した。その内部の圧力履歴を測定し、その発生力積を算出した。空気の充填を行うことで2パルス目以降の力積が回復し、各パルスで発生する力積を一定に維持できることを示した。

推進器長さ、パルス繰り返し周波数等の実験条件における推進器内の充填率に対する衝撃波の伝播速度、ならびに各パルスでの発生力積を単パルス運転で得られる力積で除した規格化力積を求めた。推進器内の充填率 u/Lf が1以上の場合、すなわちパルス間で推進器内の空気が完全に給排気される場合、単パルス運転で得られる性能を回復することが確認された。また、充填率が1以下の場合については、それらがMSC型エネルギー変換過程に基づく推力発生モデルによる理論曲線と一致する結果が得られた。

また、1秒間の連続運転において、定常に推力を発生させることを確認し、590mm推進器に出力270kWで2.3ms幅のパルスを50Hzで投入する運転条件で、平均推力3.1Nを発生させた。この推力は、圧力履歴の測定結果と推進器の水平方向の運動履歴より算出され、両者はよい一致を示した。

第5章 推力性能と雰囲気圧力

マイクロ波ロケットの運用上の性能を検討するには、高高度飛行時の性能を評価する必要がある。本研究では、低圧チェンバーを用いて推力性能の雰囲気圧力への依存性を調べた。

パラボラ型推進器を用いて1 atm から0.1 atm 範囲における推力測定と、高速度カメラを用いたプラズマ成長の計測を行った。プラズマの電離波面の伝播速度は、雰囲気圧力に対して上昇する傾向が認められた。推力測定の結果、大気圧より0.2 atm までの領域では推力性能は維持されることが確認された。プラズマの伝播速度の上昇に伴い、衝撃波による圧力上昇が雰囲気圧力の低下を補うことが原因であると考えられる。一方で、0.1 atm 以下ではプラズマの構造に大きな変化が生じ、発生推力が急激に低下した。0.2 気圧程度まで推力が維持されることが示され、高空飛行時もミリ波プラズマによって推力を発生させることができることが示唆された。

第6章 まとめ

大電力ジャイロトロンを用いてミリ波帯の大気圧放電と、放電によって生じる衝撃波を応用したロケット推進力の発生についての研究を行った。その結果、

- 大気圧のミリ波放電において、電力密度が75kW/cm²以上において電離波面が超音速で伝播し、衝撃波と同じ速度で伝播する
- 円錐円筒形推進器による推力発生において、推進機長さに対してプラズマ長さが0.6～0.8程度のとき、最大の運動量結合係数が得られる
- 吸気機構をもった推進器モデルにおいて、吸気による空気の充填率が1以上であれば、単パルスにおける性能を維持できる
- 低雰囲気圧力下での推力発生においては、0.2 気圧以上では推力性能は低下しないが、0.1 気圧以下では推力がほとんど発生しない

等の結論が得られた。