

マイクロ波ロケットの送受電システムの評価

Evaluation of Transmission and Receiving System of Microwave Rocket

○尾崎 尚人・嶋村 耕平・横田 滋・松倉 真帆・溝尻 征・宮脇 海成（筑波大学）
假屋 強・南 龍太郎（筑波大学プラズマ研究センター）

○Naoto Ozaki・Kohei Shimamura・Shigeru Yokota・Maho Matsukura
・Sei Mizoziri・Kaisei Miyawaki (University of Tsukuba)
・Tsuyoshi Kariya・Ryutaro Minami (Plasma Reserch Center, University of Tsukuba)

Abstract（概要）

A microwave rocket which supplies a millimeter wave beam from the outside to the inside of the propulsion unit and generates flight thrust by increasing pressure requires a more efficient power transmission system. In this research, we conducted a high power millimeter wave discharge experiment with a microwave rocket using a 28GHz gyrotron, quantitatively evaluated the electric power impaired at the time of power transmission and the thrust obtained, and compared the case of using the Cassegrain antenna Power transmission efficiency 14.9% and momentum coupling coefficient 84.13 N / MW were obtained.

記号の説明

- α : ノーズコーン頂角
- I : 力積
- C_m : 運動量結合係数
- η_{rad} : 送電アンテナの放射効率
- P_{rad} : 放射電力
- P_{in} : 入力電力
- η_{cap} : 推進機の電力捕集効率
- P_{cap} : 捕集電力

1. はじめに

マイクロ波ロケットは、地上に設けられた基地等からハイパワーの電磁波を推進機に照射することで推力を生み出すことができる次世代打ち上げ技術である。エネルギーソースと推進機を切り離したことで、高いペイロード比の実現などが期待されている。一方で、マイクロ波ロケットは地上送電設備と推進機を一体として系を設計しなくてはならず、従来報告されている推進機設計や大気放電物理の調査に加えて、マイクロ波の送受電に関するビームライディング技術の発展が必要不可欠となっている。

そこで、本研究では送電アンテナを含めたビーム送受電技術を一体として着目し、その定量的な送受電効率の評価を目的とする。筑波大学プラズマ研究センター所有の 28GHz ジャイロトロンを発信源として、カセグレンアンテナを用いて空間放射し、絶縁破壊に伴う衝撃波の圧力をもって推進機に推力を与える。電力送信効率を調べるために、用いたカセグレンアンテナの特性を測定する目的で、まずは DRO 発振器

を用いた低電力送電実験を行った。アンテナの送電特性を取得した上で、ジャイロトロンを用いて推力生成実験に臨んだ。

2. 5W 級電力発振器による送電実験

2.1 実験系及び測定方法 送電アンテナの放射効率及びビームプロファイルを取得するため、電力測定実験を行う。実験系の模式図を図 1 に示す。発振器にはベガテクノロジー社の DRO 発振器を使用する。28GHz 7.4dBm の出力が可能であり、SSPA アンプを用いて 30dB 増幅させる。最大で 35.8dBm (3.8W 程度) の出力電力を確認している。

SSPA アンプで増幅された DRO 発振器の電力は、コルゲ

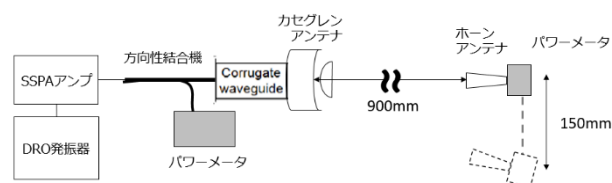


図 1 5W 級電力実験模式図

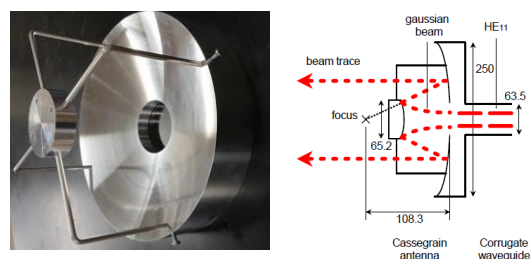


図 2 カセグレンアンテナ¹⁾

ート導波管を通してカセグレンアンテナから放出される。28GHz の放射電力は電波吸収材を敷きつめたシールドルーム内に放射され、ホーンアンテナに入射する。28GHz ジャイロトロンの実験にて想定しているカセグレンアンテナからブレイクダウン点間の距離は 900mm であるため、本実験でも同様の距離で測定を行う。ホーンアンテナに入射した電力はパワーメータ E4419B を用いて測定を行う。また、コルゲート導波管の手前に方向性結合器を設け、取り出した電力の一部をパワーメータで測定することで、カセグレンアンテナへの入力電力を算出する。

電力測定を行う受電側のホーンアンテナ及びパワーメータセンサーは図 3 にあるように、一軸可動のレールに取り付けられた回転台の上に設置されている。レールに沿ってビーム中心からビーム径の端点付近と思われる 150mm の位置まで 5mm ずつ動かして取得電力を記録する。ホーンアンテナは常にカセグレンアンテナに対向するように回転台を距離に応じて適当に回転させ、受電アンテナのゲインを一様にした。ビーム中心位置は IR カメラを用いて確認を行っている。

2.2 実験結果及び考察 受電のホーンアンテナの特性を表 1 に示す。パワーメータで取得した取得した電力をホーンアンテナの実効面積で除して、各位置での電力密度を調べた。本結果と併せて、鈴木が取得した IR カメラの撮影によるビームプロファイルの結果と比較したものを図 3 に示す。2つの結果は傾向がよく一致していることがわかる。IR カメラのデータのほうが縦軸の値が若干大きくなるのは、IR カメラによる電力の算出方法が、複数パルスのジャイロトロン電力を電波吸収材に放射した積算分の温度を見る方法だったため、熱伝導の影響が表れたものだと考えられる。また、同時に理想的なガウシアンビームの場合におけるビームプロファイルも示している。こちらとは明らかに一致していない。本カセグレンアンテナによるビームの

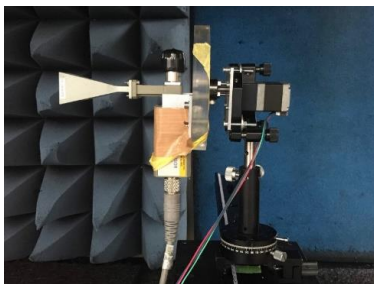


図 3 5W 級電力実験 受電側設備



図 4 5W 級電力実験 送電側設備

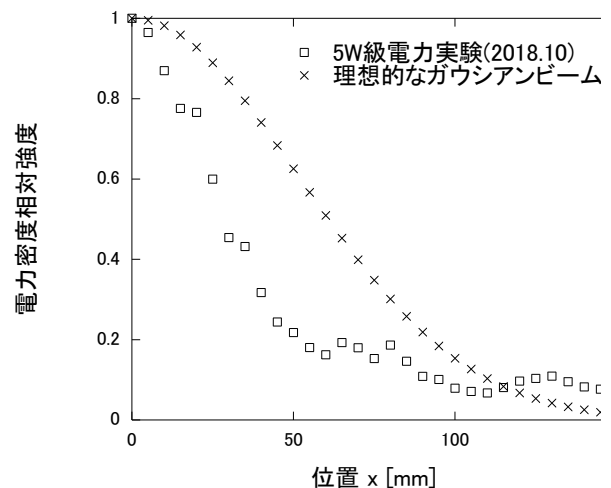


図 5 カセグレンアンテナのビームプロファイル (z = 900mm)

表 1 ホーンアンテナの特性

ゲイン [dBi]	19.18
実効面積 [m ²]	0.0007563

表 2 5W 級電力送電実験結果

入力電力 P_{in} [W]	3.236
放射電力 P_{rad} [W]	1.408
カセグレンアンテナ放射効率 η_{rad}	0.435

出力はガウシアンビームとならない。これは、副鏡を取り付ける治具や副鏡の取り付け位置によって生じるビームの歪みなどが原因と考えられる。

この結果をもとに、カセグレンアンテナによる放射電力を算出したものと、方向性結合器によって取得した入力電力を表 2 に与える。設計では副鏡によって生じる遮断電力による 15%程度の損失しかカセグレンアンテナでは発生しないと考えていたが、実際には想定より損失が発生していることが判明した。

3. 28GHz ジャイロトロンによる推力生成実験

3.1 実験系及び測定方法 製作したマイクロ波ロケットの推進機を用いて、大電力送電によってロケットが得る推力の測定実験を行う。測定した推力データと 5W 級電力実験の結果から、本送電システムが損なう電力についても計算を行うことで、発信源からロケットまでの系一体を評価することを目的とする。

マイクロ波ロケットの送受電実験を行うために、ロケットつまり推進機を製作する。製作した推進機の概要図を図 6 に示す。構成部品のうち、胴部のチューブはプラスチック (PP) で、頭部のノーズコーンには金属 (アルミニウム) が用いられている。また、ノーズコーンの頂部には、絶縁破壊の誘起のため長さ 30mm のネジが取り付けられている。

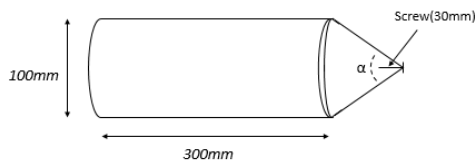


図6 推進機の概要図



図7 推進機の写真

(左から頂角 15 度、30 度、45 度、60 度)

本研究では、等しいマイクロ波エネルギーを投じた際に、推進機内での推力変換効率を考察するために、ノズコーンの頂角を複数種類用意する。生じた爆風波の推力への寄与の度合いが変化することを期待する。頂角はそれぞれ、15 度、30 度、45 度、60 度を製作した。ただし、頂角 15 度のものは、実験系の大きさの制限により胴部を設けなかった。製作した物を図 7 に示す。

マイクロ波発振源とするジャイロトロンは筑波大学プラズマ研究センターが保有する 28GHz ジャイロトロンを使用する。出力はガウシアンモードで発振される。

ジャイロトロンの出力条件は 350kW、パルス幅 8ms とした。実験系の模式図を図 8 に示す。ジャイロトロンから出力されたビームはコルゲート導波管を通じて、カセグレンアンテナから伝播シールドルーム内に放射される。送電距離 300mm の位置に置かれた十分に大きいミラーによって反射され、筒のついたマイクロ波ロケットに入射される。ビームは推進機のアルミ製ノズコーン内で反射され、ブレイクダウンし、衝撃波が発生する。衝撃波によって生じる推力を、推進機先端に取り付けたロードセルにて測定をする。ロードセルから出た信号はアンプの役割を果たす動ひずみ測定器で増幅され、オシロスコープにて記録される。ロードセルには KYOWA 製の LMA-A を、動ひずみ測定器には KYOWA 製の DPM-712B を用いた。

推進機の直径に対し、カセグレンアンテナから放射されたビームの直径のほうが大きいため、ビームの一部は推進機から逸脱する。本実験におけるカセグレンアンテナは、集光を目的とするよりも、実際に近い運用を考えた場合に想定される拡散を防ぐという趣旨で使用されている。

マイクロ波ロケットは重心位置から等距離となる 2 か所から糸で吊るされ、振り子式に推力方向に動くようになっている。測定は、角度の異なる 4 つのノズコーンで各 3 回ずつデータを取得している。

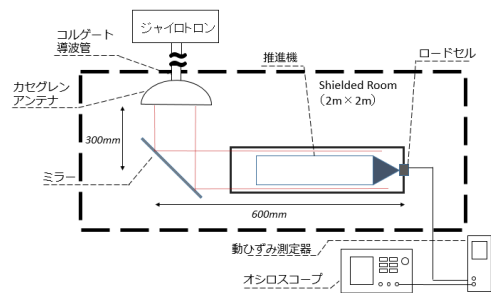


図8 28GHz ジャイロトロン実験 模式図

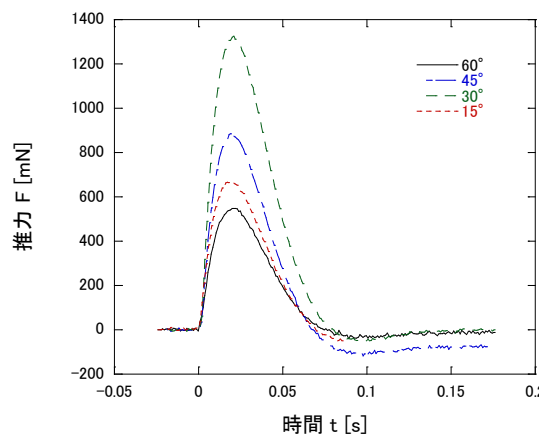


図9 推力履歴

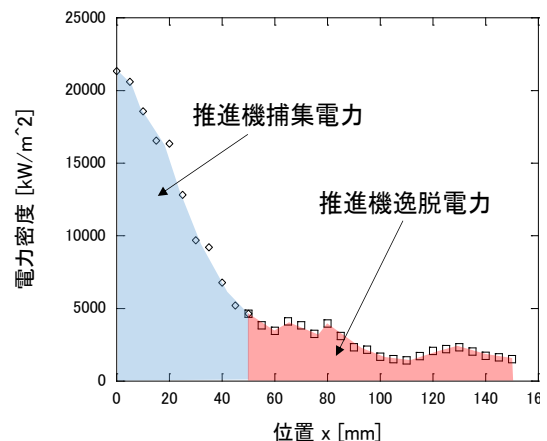


図10 推進機挿入電力に関する電力密度分布

また、推進機への挿入電力を評価する目的で、集光位置での中心電力密度の測定も合わせて行い、電力密度は 21346 kW/m²であった。電力の平面パターンは電力の大きさによって変化しないので、5W 級電力における送電エラー! 参照元が見つかりません。実験で計測した、この送電系におけるビームプロファイルを用いることで、推進機内の電力を計算した。測定電力について図 10 に示す。パルス幅 8ms であった

ため、推進機内に投入された電力の大きさは約 613J と計算できる。この結果をもとにまとめた本実験の結果を表 3 に示す。

3.2 実験結果及び考察 得られたロードセルの電圧信号を校正した推力のデータについて、図 9 に示す。60 度～30 度の結果に対しては、角度が小さくなるほど推力が高くなる傾向が見て取れる。しかし、ノーズコーンの頂角 15 度では推力が低下している。これは、推進機にほぼ平行に入射してくるビームがノーズコーン内で反射する際、角度によって集光特性が著しく異なるためであると考えられる。推力に直接寄与する衝撃波速度はマイクロ波ビームの集光時の電力密度によって決定することがわかっている。

また、推進機への挿入電力を評価する目的で、集光位置での中心電力密度の測定も合わせて行い、電力密度は 21346 kW/m²であった。電力の平面パターンは電力の大きさによって変化しないので、5W 級電力における送電エラー！参照元が見つかりません。実験で計測した、この送電系におけるビームプロファイルを用いることで、推進機内の電力を計算した。測定電力について、図 10 に示す。パルス幅 8ms であったため、推進機内に投入された電力の大きさは約 613J と計算できる。この結果をもとにまとめた本実験の結果を表 3 に示す。

3.3 プラズマの撮影 マイクロ波ロケットの推力は、内部で発生する衝撃波の強さに依存している。マイクロ波ロケットはその内部で電離波面と衝撃波面が一体となる MSD を生じさせることで、後続のマイクロ波を吸収し、効率の良い推進システムとなっている。そこで、高速度カメラを使って動画を撮影し、プラズマの伸展速度を観察する。

本実験の際に、推進機の正面にカメラを設置した。撮影にはナック社の ULTRA Cam を利用する。図 11 にその連続写真を示す。フレームレートが 1000 となる連続写真である。この画像から、プラズマの伸展速度を計算すると、19.7 m/s であった。MSD に達するとき、集光後の電力密度にも依るが、おおよそ 300～800 m/s の値が予想される²⁾。本実験結果である 19.7 m/s は、ロケット内部に走る衝撃波速度よりも 1 ケタほど小さい値であることが予想される。つまり、電離波面速度が衝撃波面速度に対して十分に遅く、MSD となっていないことが明らかである。

図 11 は、ノーズコーンの頂角 45 度のものであるが、他の角度のものでも、プラズマの伸展速度はほぼ同様であった。

原因は、カセグレンアンテナによる減衰が予想に反して大きく、ロケット内部の電力密度が低くなってしまったことだと考えられる。

表 3 推力測定実験結果

ノーズコーン頂角, α	力積 I, mNs	運動量結合係数 C_m , N/MW
15°	25.61	41.76
30°	51.59	84.13
45°	32.04	52.25

60°	22.17	36.15
-----	-------	-------

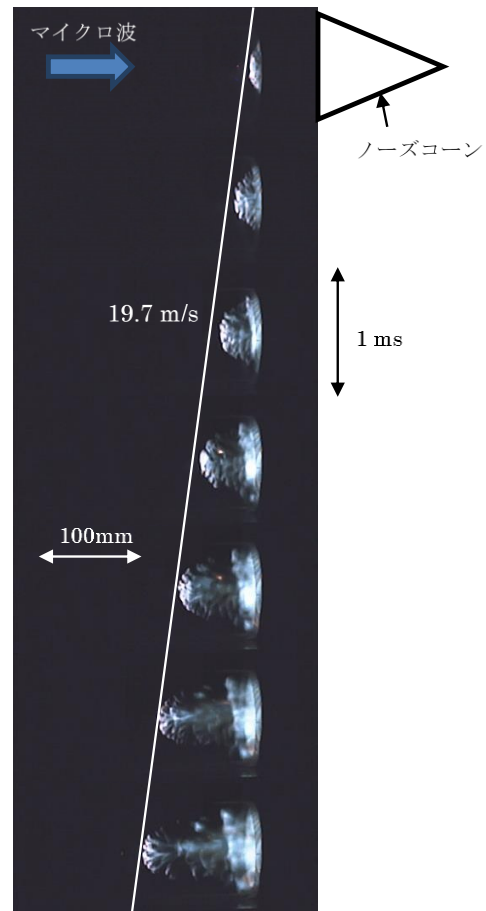


図 11 プラズマ伸展の連続写真 (1000fps)

4. 効率の計算

4.1 放射効率と捕集効率 先の考察のとおり、推進機内部の電力密度が想定より小さかったことが予想される。ジャイロトロンでの発振後、送電系システムのどの部分でどれくらいの損失が発生しているかをこの節では考察する。各部の電力の受け渡しを図 12 のように考える。

送電アンテナの放射効率 η_{rad} は、入力電力 P_{in} に対する放射電力 P_{rad} の割合である。

$$\eta_{rad} = \frac{P_{rad}}{P_{in}}$$

5W 級電力の送電実験において方向性結合器を用いてアンテナへの入力電力を測定でき、また放射電力はパワーメータを用いたビームプロファイル測定から算出することができる。このとき、入力電力を 3.236W と放射電力 1.408W を取得し、 $\eta_{rad} = 0.435$ を得た。

同様に、図 3 のビームプロファイルについて、推進機径に入射する電力と、それを脱する電力を計算すると、次の推進機のビーム捕集効率を算出できる。

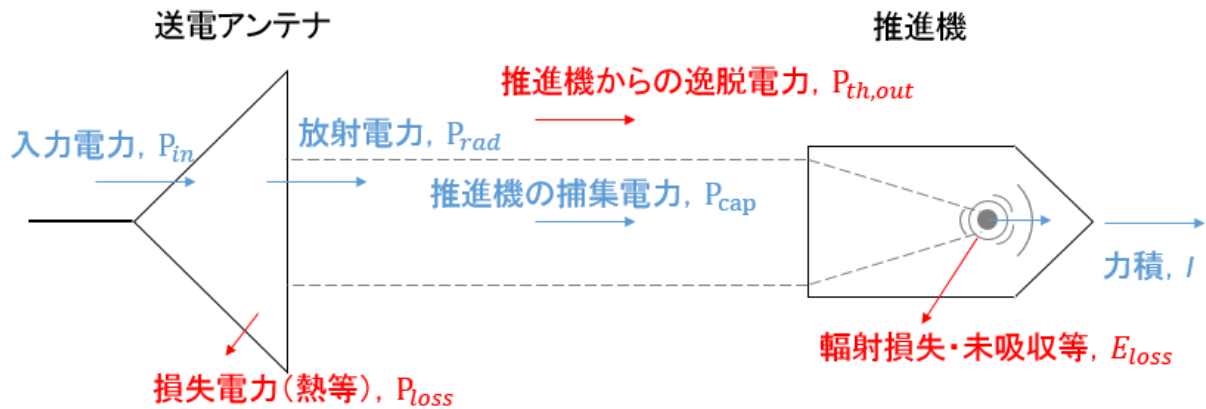


図 12 各種効率

$$\eta_{cap} = \frac{P_{cap}}{P_{rad}}$$

送電アンテナから放射された電力は、送電アンテナの特性に従って集光または拡散する。マイクロ波ロケットのような長距離送電を想定したシステムの場合であれば、ビーム径はマイクロ波ロケットの受電部に対して大きく広がることが予想される。そこで、送電アンテナから放射された電力を、どれだけ捕集することができるかが 1 つの重要な指標となる。

本実験では、図 10 のような送電が行われている。0~50mm の範囲で 76.66kW、0~150mm の範囲では 224.29kW であった。このことから、 $\eta_{in} = 0.342$ を得ることができる。この結果から、この送受電系での総合効率は、次のように計算される。

$$\eta_{total} = \eta_{rad} \times \eta_{in} = 0.435 \times 0.342 = 0.149$$

発振電力のうち、1.5 割しかロケットに届いていない結果となっており、実際の運用を考える上では、非常に低い数字である。ただ、用いたカセグレンアンテナの効率や集光性能によって本結果が得られているため、送電アンテナの見直しにより大幅な改良の余地があると考えられる。

5. 結言

マイクロ波ロケットの製作を行い、28GHz ジャイロトロンで推力生成実験を行った。また、それに付随する電力測定実験を行い、各部効率について定量的な評価を行った。

- 使用したカセグレンアンテナによる放射効率 43.5%であり、そのうちの 16/8%は副鏡に遮られる電力損失分だと考えられる。
- 伝送距離 900mm に集光部を設置した直径 100mm の推進機のビーム捕集効率 34.2%だった。放射効率と併せて、送電の総合効率 14.9%を得た。これは、カセグレンアンテナの特性を最適化することで大幅な向上が見込まれる。
- 力積測定を行った結果、頂角が 30 度、45 度、15 度、60 度の順で高い力積が得られた。獲得力積のコーン角度依存性を確かめた。頂角 30 度のとき、28GHz マイクロ波において発振条件を出力 350kW、パルス幅 8ms として運動量結合係数 84.13 N/MW を得た。

参考文献

- 1) 鈴木雅敏, “28GHz ジャイロトロンを用いた高電力密度ミリ波無線給電” 筑波大学システム情報工学研究科, 2018
- 2) Yasuhisa Oda, Ken Kajiwara, Koji Takahashi, Atsushi Kasugai, Keishi Sakamoto, and Kimiya Komurasaki, “In-Tube Shock Wave Driven by Atmospheric Millimeter-Wave Plasma,” JJAP, Vol. 48, 2009
- 3) K. Mori, K. Komurasaki and Y. Arakawa, “Nozzle Scale Optimum for the Impulse Generation in a Laser Pulsejet,” AIAA, Vol. 41, No. 5, 2004, pp. 887-889