

空気吸い込み性能とマイクロ波受電性能による マイクロ波ロケットのサイジング

Sizing of Microwave Rocket Based on Air-breathing and Microwave-receiving Performance

○福成 雅史・中村 友祐・小泉 宏之・小紫 公也（東大）

○Masafumi Fukunari・Yusuke Nakamura・Hiroyuki Koizumi・Kimiya Komurasaki(The University of Tokyo)

Abstract（概要）

Microwave Rocket is an air-breathing beamed energy propulsion rocket using microwave beams irradiated from the ground. In this paper, a sizing of Microwave Rocket was conducted. A microwave beam concentrator and reed valve air-breathing system are key technologies to determine the Microwave Rocket size. The reed valve is driven by pressure difference between inside and outside of the thruster without any actuators and therefore, the reed valve can synchronize with the engine cycle. The microwave concentrator receives the microwave beam of which radius is larger than that of the thruster. The thruster diameter and length, number of the thruster and concentrator size were estimated assuming a replacement of the first-stage engine and solid rocket boosters of the Japanese H-IIB rocket with Microwave Rocket.

1. はじめに

今後望まれる大規模な宇宙開発や宇宙探索などの宇宙活動において、宇宙への物資輸送コストがボトルネックとなっている。宇宙輸送システムの根幹を担うのは地球からの打ち上げロケットである。ロケットは衛星などの積荷(ペイロード)を所定の軌道に投入するための速度と高度を与える役割

を持つ。地球からの打ち上げに用いられるロケットは打ち上げの始まった1950年代から現在に至るまで化学推進が用いられており、根本的な部分での進歩は無い。

既存の化学推進を用いた輸送方法は莫大な量の搭載燃料が必要であり、ペイロード質量に比して巨大な打ち上げロケットを必要とする。また化学推進で用いるロケットエンジンやターボポンプは複雑で高価であり、一回の打ち上げで使い捨てられる。そのため化学推進を用いた場合の輸送費用は通常、ペイロード1キログラム当たり100万円以上に達し、多くの宇宙開発プロジェクトが技術的問題より経済的問題で頓挫している。

本研究のマイクロ波ロケットはマイクロ波によって地上から伝送されたエネルギーによって飛行するマイクロ波ビーミング推進ロケットである。

図1にマイクロ波ロケットの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で閉管端にマイクロ波を集光し放電を開始するための放物面鏡が搭載されている。その作動原理は次のようになっている。

- 1) 開口端から照射されたマイクロ波ビームが放物面鏡で集光され、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マイクロ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。これを化学デトネーションとのアナロジーからマイクロ波支持デトネーション(MSD)と呼ぶ。このマイクロ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

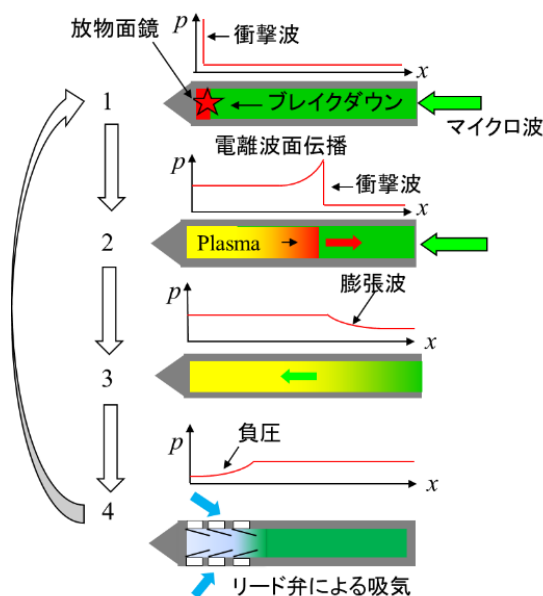


図1 マイクロ波ロケットのエンジンサイクル

は推力を得る。3) マイクロ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。その負圧により弁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ている。

マイクロ波ロケットは機体周辺大気を推進剤にできるので搭載推進剤が不要で、化学推進では原理上実現不可能な高いペイロード比を実現できる。また MSD によって推進機内部を昇圧するので、ターボポンプ不要でシンプルな機体構造となり、機体製造費用も安価となる。地上に建設するビーム発信基地の建設費用は輸送システム全体の中では支配的だが、地上にあるため保守点検は容易で、繰り返し使用することで償還することができる¹⁶⁾。

マイクロ波ロケットにおいて重要となるのは、推進機の空気吸い込み性能と、大電力マイクロ波受電性能である。推進機の空気吸い込み性能が低いと、推進機内部に高温希薄なガスが残しパルスごとに推力性能が低下する。またマイクロ波は指向性が悪いため適切に伝送を行わなければ、回折によりビームが発散し損失となる。そのため、これまでリード弁を用いた吸気機構、長距離伝送用のテーパ管型マイクロ波集光器を開発し、その性能が調べてきた。またマイクロ波の繰り返し周波数によって発生する異常放電も、推進機のサイズを決定するうえで重要である。

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と、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。そのため本稿では、H-II B 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、上述の実験結果からマイクロ波ロケットのサイジングを行った。

2. マイクロ波ロケットの概要

図 2 に H-II B 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の概念図を示す。2 段目以降は H-II B の 2 段目ロケットを使用する。

マイクロ波ロケットはインテークを持ち、機体周辺大気を吸気する。その内部はプレナムとなっており、マイクロ波ロケットは多気筒化して配置する

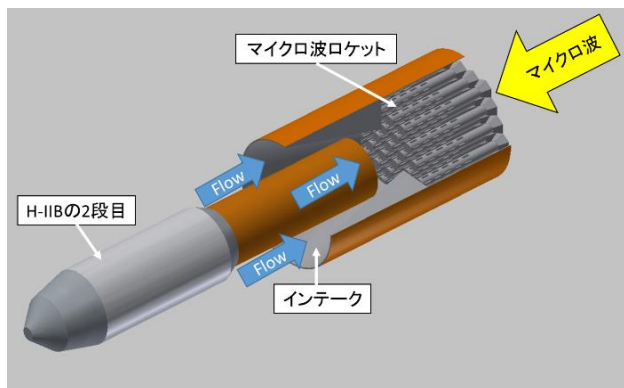


図 2 H-II B ロケット 1 段目置き換えの場合のマイクロ波ロケット

3 リード弁の吸気性能による L/D の決定

マイクロ波ロケットの吸気機構としてリード弁を用いる。リード弁は吸気口と圧力差によって動作するリードペタルからなり、圧力変化に対して受動的に開閉し吸気を行う。そのため開閉のためのアクチュエータや制御系が不要で、パルスジェットエンジン、2 ストロークエンジンやコンプレッサーなど様々な分野で使用されている。マイクロ波ロケットの場合、他のエンジンと異なり燃焼を伴わないので燃料と空気を混合する必要が無く、リード弁を推進機壁面に直接搭載することが可能である。

マイクロ波ロケットの吸気性能は推進機体積と吸気した気体との体積比である部分充填率で評価される。図 3 に CFD で計算した推進機内部の特性線図を示す。推進機内部で発生する圧力波は自己相似解である。また吸気性能の指標である部分充填率 ψ は次式となる。

$$\psi = \frac{\int \dot{V} dt}{\pi(D_{th}/2)^2 L_{th}} \quad (1)$$

ここで D_{th} は推進機径、 L_{th} は推進機長さ、 \dot{V} はリード弁からの単位時間当たりの吸気体積である。ここで定常吸気を仮定する。吸気に必要な時間は膨張波の伝播時間となるので、推進機長 L_{th} を音速で割った値となる。またリード弁の開口面積が推進機の側面積に比例するとおくと、 ψ は L_{th} / D_{th} に比例する。

$$\psi \propto \frac{L_{th}}{D_{th}} \quad (2)$$

これは、圧力波形は自己相似解なので推進機長が伸びると吸気時間が増え部分充填率は増加し、推進機直径が増えると推進機体積が増えるため部分充填率が低下すると理解できる。

本研究では、実際にマイクロ波ロケット用のリード弁を開発し、ジャイロトロンをビーム源として用いてその性能を計測した。多くの場合、リード弁ではリードペタルの変位による塑性変形を防ぐため、リードペタルストッパーが採用されるが、マイクロ波ロケットでは推進機内部で金属突起部の電界集中によって異常着火が発生するため、リードペタルストッパー使用することができない。そこで、リード弁の塑性変形を防ぐためリード形状をテーパ形状とし、材料として金属

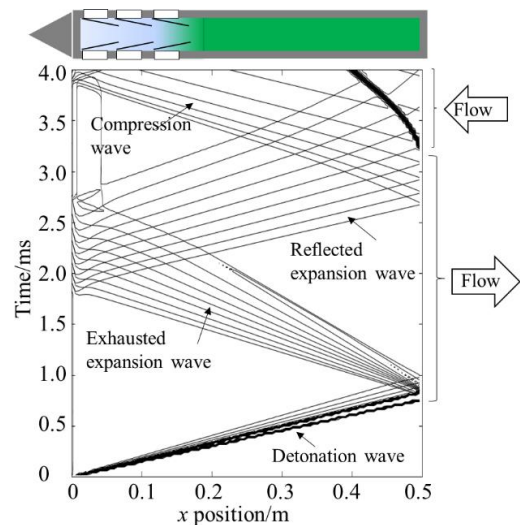


図 3 推進機内部の特性線図

材料で降伏応力の高いチタンを採用する。

16 個のリード弁を搭載した実験結果より、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、推進機長 500 mm、推進機径 56 mm、 L_{th}/D_{th} が 8.9 の推進機で $\Psi \geq 1$ を達成可能と予測されるため、将来的なサイジングでも部分充填率を保つため L_{th}/D_{th} を 8.9 以上とする。

4 マイクロ波ロケットの受電直径の決定

ビーミング推進システムにおいて、地上から機体への電力伝送は最も重要な技術である。マイクロ波ロケットのようなマイクロ波放電を用いて、マイクロ波エネルギーを運動エネルギーに変換するプラズマ型エネルギー変換器は、電力伝送の分野でよく使用されるレクテナのような整流素子を必要としないため、より高い周波数のマイクロ波も容易に適用可能でコンパクトなシステムを構築することができる。

自由空間でのマイクロ波は基本伝播モード TEM₀₀ で伝播していく。TEM₀₀ モードのビーム電力密度分布は次式で示すガウシアンプロファイルを持つ。

$$S(r, z) = \left(\frac{2P_{total}}{\pi\omega^2(z)} \right) \exp\left(-\frac{2r^2}{\omega^2(z)}\right) \quad (3)$$

ここで P_{total} は全伝送電力、 r はビーム中心からの距離、 $\omega(z)$ は距離 z でのビームスポットサイズをそれぞれ表す。ビームの最小半径径をビームウェスト ω_0 と置く。

ビームの伝送距離がある長さを超えるとスポットサイズは発散角 θ を持って拡大しビームの電力密度は低下していく。このときビームが発散を始める伝送距離をレイリー長 z_R という。マイクロ波の波長を λ とおくと、レイリー長は次式となる。

$$z_R = \frac{\pi\omega_0^2}{\lambda} \quad (4)$$

このレイリー長を用いてガウシアンプロファイルのビームのスポットサイズは次式で表される。

$$\omega = \omega_0 \left[1 + \left(\frac{z}{z_R} \right)^2 \right]^{1/2} \quad (5)$$

この式から明らかなようにレイリー長の端 $z = z_R$ ではビームスポットサイズは $\sqrt{2}\omega_0$ にとどまる。

今回提案するワイヤレス電力伝送システム概念図を図 4 に示す。マイクロ波は垂直方向に照射され、その中をマイクロ波ロケットが飛行する。この際フェーズドアレイシステムを用いてビームウェストを伝送距離の中間に設定することで、レイリー長の 2 倍の距離までマイクロ波を伝送可能である。このとき伝送系の直径と受電径の直径は等しくなる。

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ぬ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った。図 5 にその計算結

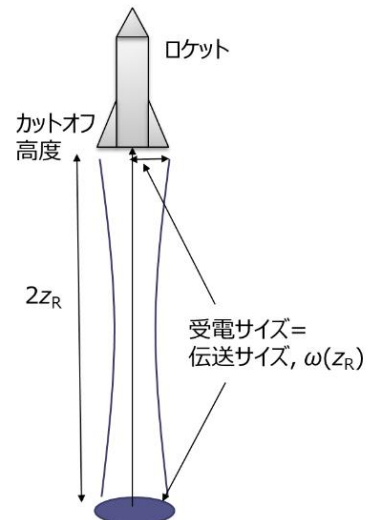


図 4 ガウシアンビームプロファイル

果を示す。この結果より必要なビーム電力が最少の 188 GW となる受電直径 8.5 m を最適受電径とした⁸⁾。

5 マイクロ波集光器の設計

機体に搭載するマイクロ波集光器は上記で述べたように必要な伝送距離で決定される機体の受電径とデトネーションの関係式で決定される推進機径を繋げる役割を持つため、マイクロ波ロケットへの電力伝送では特に重要である。

テーパ管型マイクロ波集光器は伝送されたビームを受電し推進機に導く。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衝突しない。またマイクロ波の波長に比べて十分ピッチサイズの小さいメッシュ素材などを用いることで、マイクロ波集光器壁面を通して換気を行うことが可能で、推進機端に残留する荷電粒子を早く消滅させることも期待できる。

図 6 にマイクロ波集光器の概要を示す。大口径を D_{in} 、小口径を D_{out} 、テーパ長さを L_t とおく。小口径と波長の比 D_{out}/λ が十分に大きいため入射マイクロ波を多数の光線として光幾何学的に形状を決定する。ここで D_{out} は推進機径に等しいとし、 D_{in} は入射するマイクロ波のスポットサイズから決定する。このときマイクロ波集光器に入射するマイクロ波電力

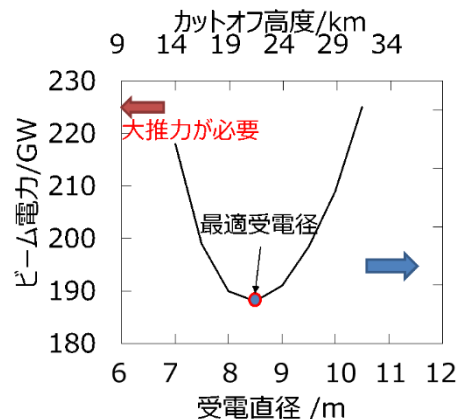


図 5 ガウシアンビームプロファイル

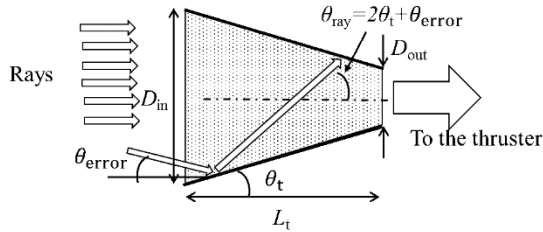


図6 テーパー管型マイクロ波集光器

の割合は次式で求められる。

$$\eta_{in} = \left[1 - \exp\left(-\frac{D_{in}^2}{2\omega^2}\right) \right] \quad (6)$$

マイクロ波集光器内で反射した光線の角度の絶対値 θ_{ray} は反射回数 n ごとにテーパー角の2倍, 2θ ずつ増えていく。ビーム源への反射が発生しない条件は $\theta_{ray} < 90^\circ$ である。入射マイクロ波の光軸のマイクロ波集光器軸に対する傾き角を θ_{error} とおくと

$$\theta_{ray} = 2n\theta_t + \theta_{error} \quad (7)$$

$$\theta_t = \tan^{-1}\left(\frac{D_{in} - D_{out}}{2L_t}\right) \quad (8)$$

となる。ここでマイクロ波集光器内のビームの最大反射回数を n_{max} とおくと, n_{max} は次式を満足する最少の反射回数 n である。

$$1 \geq \frac{D_{in}}{D_{out}} \prod_{n=1}^{n_{max}} \left(1 - \frac{2 \tan \theta_t}{\tan 2n\theta_t + \tan \theta_t} \right) \quad (9)$$

図7に集光器のサイズに対する最大反射回数の等高線を示す。図中左上の領域はビーム源への反射が発生するため使用することができない。

次に $\theta_{ray} < 90^\circ$ を満たす最大の θ_{error} を求める。大口径の下側エッジを原点にビーム方向に z 軸を, 高さ方向に y 軸をとる。最大反射回数を偶数回と奇数回で分けて, 反射回数ごとの集光器壁面との交点を計算する。

2m 回反射

$$y_{2m} = -\tan[2(2m)\theta_t + \theta_{error}](z - z_{2m-1}) + y_{2m-1} \quad (10a)$$

$$z_{2m} = \frac{\tan[2(2m)\theta_t + \theta_{error}]z_{2m-1} + y_{2m-1}}{\tan \theta_t + \tan[2(2m)\theta_t + \theta_{error}]} \quad (10b)$$

2m-1 回反射

$$y_{2m-1} = \tan[2(2m-1)\theta_t + \theta_{error}](z - z_{2m-2}) + y_{2m-2} \quad (11a)$$

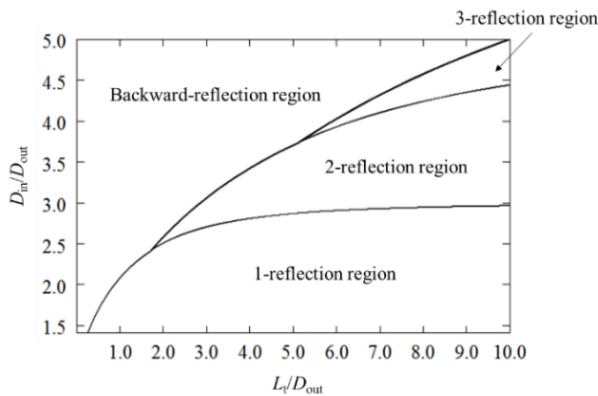


図7 テーパー管型マイクロ波集光器のサイズに対する最大反射回数 n_{max} の等高線

$$z_{2m-1} = \frac{\tan[2(2m-1)\theta_t + \theta_{error}]z_{2m-2} - y_{2m-2} + D_{in}}{\tan \theta_t + \tan[2(2m-1)\theta_t + \theta_{error}]} \quad (11b)$$

この式で θ_{error} を増加させると, ある θ_{error} で $z_{n_{max}} = L_t$ となり, 反射回数 n_{max} の光線が集光器出口でさらに反射するため反射回数が増える。その際, $2(n_{max} + 1)\theta_t + \theta_{error} \geq 90^\circ$ となる θ_{error} を図8に示す。集光器軸に対して入射マイクロ波の光軸がこの θ_{error} より大きくなるとマイクロ波集光器内部の光線の傾きが 90° を超え, ビーム源への反射が発生する。 L_t が長くなると, テーパー角 θ_t が小さくなるため受電器内部で最大反射回数が増えても θ_{ray} が 90° を超えずビーム源への反射が生じない。

実際に上述の手法でテーパー管型マイクロ波集光器を作成し, 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・電離波面伝播の伝播を調べた。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。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 となる。図9に試験系を示す。ジャイロトロンから照射されたマイクロ波は伝送ミラーに照射される。伝送ミラーはビーム径を 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,

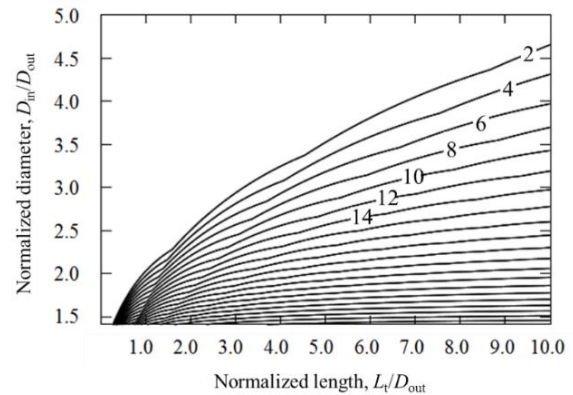


図8 テーパー管型マイクロ波集光器の入射ビームの許容傾き角の等高線。等高線は 2 deg ステップ。

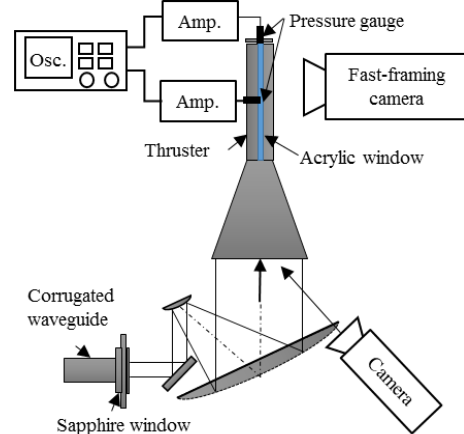


図9 マイクロ波集光器によるマイクロ波放電試験

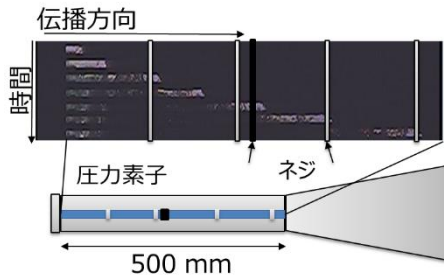


図 10 高速度カメラによるマイクロ波集光器でのマイクロ波放電と電離波面の伝播計測

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。入射マイクロ波電力はダミーロードを用いて 600 kW と見積もられた。結果としてマイクロ波集光器でマイクロ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 10)。

6 異常着火による推力生成の阻害

マイクロ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。特にテーバ管型集光器内部で異常放電が発生すると、マイクロ波は推進機に伝送されず推力生成に至らない。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、マイクロ波の照射繰り返し周波数とパルス幅を変えて推力計測試験を行った。図 11 にその結果を示す。推進機より排気されたプラズマは推力生成に寄与しないため、500 mm の推進機と 900 mm の推進機を用いた。

その結果およそ 70 Hz 以上の領域から異常放電によって、推力生成が阻害されることが分かった。パルス幅が短い場合、より高い周波数でも推力が発生するのは、異常放電が発生しても、そのパルスカウントの間プラズマが推進機内部にとどまるためだと考えられる。

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有効なパルス幅と推進機長は比例し、また吸気に必要な時

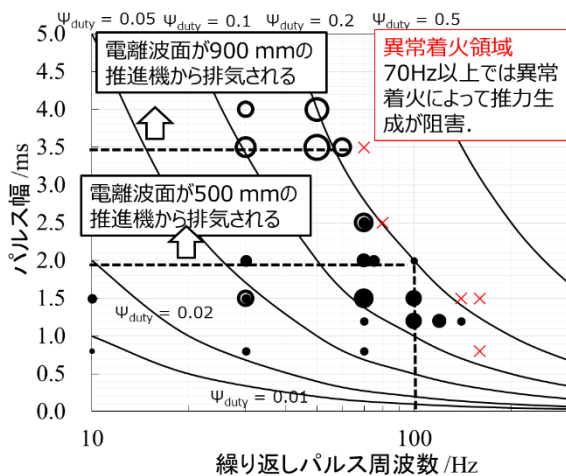


図 11 マイクロ波受電器を用いた推力性能試験結果、点の大きさが推力を表し、黒線はデューティ比を示す

間も膨張波の伝播時間によって決まるため推進機長に比例する。このトレードオフ関係より実験結果を用いて最適な推進機長を 6 m とした。L/D の関係より推進機径は 0.67 m となる。

7 マイクロ波ロケットの実効直径

次に入射電力に対して必要なロケットの実効直径を MSD のチャップマン-ジュゲ条件 (C-J 条件)より求め、推進機直径 0.67 m の推進機を多気筒化する事で、求めた実効直径を達成する。

デトネーションの状態は流れに加わる加熱量 q を流れの全エンタルピーで規格化した値 Q で表される。

$$Q = \frac{q}{C_p T_{01}} \quad (12)$$

ここで C_p は等圧比熱、 T_{01} は流れの全温度でありデトネーションのマッハ数を M_{cj} とすると次式で表される。

$$T_{01} = \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_{cj}^2\right) T \quad (13)$$

流れに加えることのできる最大の熱量は次式となる。

$$Q_{max} = \frac{q_{max}}{C_p T_{01}} = \frac{q_{max}}{(M_{cj}^2 - 1)^2} = \frac{q_{max}}{(\gamma + 1) M_{cj}^2 [2 + (\gamma - 1) M_{cj}^2]} \quad (14)$$

C-J 条件は $Q = Q_{max}$ であるため次式が成り立つ。

$$S_{av} = \frac{M_{cj} (M_{cj}^2 - 1)^2 C_p T_{01} \rho a}{(\gamma + 1) M_{cj}^2 [2 + (\gamma - 1) M_{cj}^2]} \quad (15)$$

マイクロ波の電離波面伝播速度はピーク電力密度 S_{peak} に依存しているため、テーバ管型マイクロ波受電器によって多気筒管内の電力密度が、フラットになっていると仮定する。電離波面速度は入射マイクロ波電力に対し、最も遅くなる。式 (14) をニュートンラプソン法で解き実効直径を導くと、実効直径は 4.26 m となる。気筒の直径は 0.67 m であるため必要な多気筒管の数は 40 気筒である。マイクロ波の受電については、多気筒管で合ってもマイクロ波受電器を六角形にして密着させれば入射マイクロ波のロスが発生しない。

8. まとめ

リード弁とテーバ管型マイクロ波受電器の研究結果から、マイクロ波ロケットのサイジングを行った。リード弁とマイクロ波受電器の研究結果より最大直径(受電径)は 8.5m、ロケットの長さは 6.6m で気筒数 40 の多気筒管を用いる。表 1 にサイジングの結果をまとめる。

表 1 HII-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
マイクロ波受電器直径	8.5 m
受電器長さ	0.6 m

参考文献

- 1) Komurasaki, K., and Wang, B., Encyclopedia of Aerospace Engineering edited by R. Blockley and W. Shyy, John Wiley & Sons Ltd., Chichester, UK., (2010), pp. 1351-1360.
- 2) Nakagawa, T., Mihara, Y., Komurasaki, K., Takahashi, K., Sakamoto, K., and Imai, T., Journal of Spacecraft and Rockets, **41**, 1 (2004), pp. 151-153
- 3) Oda, Y., Shibata, T., Komurasaki, K., Takahashi, K., Kasugai, A., and Sakamoto, K., J. Propulsion and Power, **25**, 1 (2009), pp. 118-122.
- 4) Oda, Y., Komurasaki, K., Takahashi, K., Kasugai, A., and Sakamoto, K., J. Applied Physics, **100**, 11 (2006), pp. 113307-113307-4
- 5) Oda, Y., Kajiwara, K., Takahashi, K., Kasugai, A., Sakamoto, K., and Komurasaki, K., Jpn. J. Appl. Phys., **48**(2009), 116001.
- 6) Oda, Y., Yamaguchi, T., Shiraishi, Y., Komurasaki, K., Kajiwara, K., Takahashi, K., Kasugai, A., and Sakamoto, K., J Infrared Milli Terahz Waves, **32** 6(2011), pp. 877-882
- 7) Fukunari M., Yamaguchi T., Komurasaki K., Oda Y., Ikeda R., Kajiwara K., Takahashi Koji, and Sakamoto K., Aerospace Technology Japan, TJSAS-D-15-00033R2 (to be published)
- 8) Fukunari M., Arnault A., Yamaguchi T., Komurasaki K., Applied Optics, The optical society, **53**, 31(2014), pp. I16-I22