

リード弁式吸気機構によるマイクロ波ロケットの 推力性能改善

福成雅史、山口敏和、齋藤翔平、浅井健太、栗田哲志、小紫公也(東京大学)、
小田靖久、梶原健、高橋幸司、坂本慶司(日本原子力研究開発機構)

Improvement of Thrust Performance of the Microwave Rocket by Reed Air-breathing System

Masafumi Fukunari, Toshikazu Yamaguchi, Shohei Saitoh,
Kenta Asai, Satoshi Kurita, Kimiya Komurasaki(The University of Tokyo)
Yasuhisa Oda, Ken Kajiwara, Koji Takahashi, Keishi Sakamoto(JAEA)

Abstract

The reed-valve air-breathing system was developed to improve air-breathing performance of the microwave rocket. Air-breathing performance test was conducted using a gyrotron. Pressure history in the thruster was measured and plateau pressure was evaluated. Air-flow through the reed valve was estimated by using CFD model assuming Bernoulli-Euler beam as the reed valve. As a result, normalized plateau pressure and normalized plateau time under multi-pulse operation were increased at all repetitive-pulse frequency up to 200 Hz.

1. はじめに

レーザーやマイクロ波を用いたビーミング推進は、既存の化学推進を用いた場合と比べ宇宙への物資輸送費用を大幅に低減すると期待されている^{1,2)}。マイクロ波ロケットとはマイクロ波を用いたビーミング推進ロケットの一種である。図1にマイクロ波ロケットのエンジンサイクルを示す。機体外部から照射されたマイクロ波ビームにより推進器内の空気が絶縁破壊されプラズマが生じる(図1中1)。生じたプラズマが後続のマイクロ波エネルギーを吸収し、マイクロ波放電爆轟波を形成することにより高圧状態が生成・維持され推力を得る(2)。爆轟波が推進器出口より排気(3)された後、膨脹波が推進器内を伝播し、内部に負圧を生じる(4)。これにより周辺大気が吸気され、再びマイクロ波照射を迎える(1)。このサイクルを繰り返すことで時間平均推力を得る。

マイクロ波ロケットの利点として以下が挙げられる。まず地上からの遠隔エネルギー供給と大気吸込みにより推進剤消費が無いことから、高いペイロード比が期待できる。次にマイクロ波放電爆轟波により昇圧するためターボポンプ等が不要であり、簡素で信頼性の高い機体製作が可能である。また主要設備であるマイクロ波発振源ジャイロトロンは地上に設置され、その繰り返し使用により大量物資輸送時1回あたりの打上げコストの削減効果が非常に大きい。さらにジャイロトロンはレーザー発振機に比べ

単位出力当たりの製造費が二桁程度安い³⁻⁷⁾。

2003年に中川らはシングルパルスでの試験を行い2mの飛翔に成功した³⁾。マルチパルスでの推力性能は小田らによって計測された。マイクロ波の照射繰返周波数を10-60 Hzとし運動量結合係数 C_m にて評価を行ったところ、推進器内部に残留する熱く希薄なガスのため2回目の照射時から C_m が急激に低下することが分かった⁶⁾。

そのため本稿ではエンジンサイクル間の吸気性能を改善するためリード弁を用いた吸気機構を開発した。また実際にジャイロトロンを用いて試験を行い推進器内の圧力波形を計測し吸気の効果について評価した。CFDにより推進器内部の圧力振動を再現し、リード弁のモデルとしてベルヌーイ・オイラー梁を仮定することでリード弁からの吸気量の解析を行った。

2. リード弁からの吸気量の解析モデル

2.1 リード弁式吸気機構の解析モデル

リード弁は推進器内部の圧力振動に対して受動的に開閉し吸気を行う。アクチュエータや制御系が不要であり非常に軽くシンプルであり、パルスデトネーションエンジン^{8,9)}や2ストロークエンジン^{10,11)}の他にコンプレッサー^{12,13)}など様々な分野で使用されている。リードの素材として金属や複合材が用いられているが、樹脂を用いた複合材は大電力マイクロ波照射の際、着火する危険があるため、本研究ではバネ

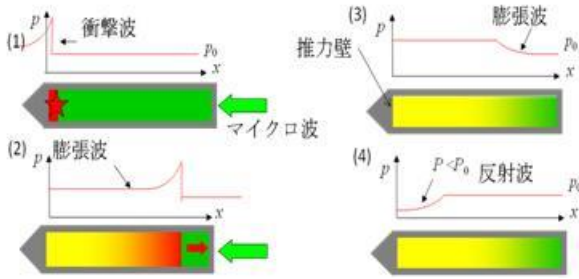


図1 エンジンサイクル

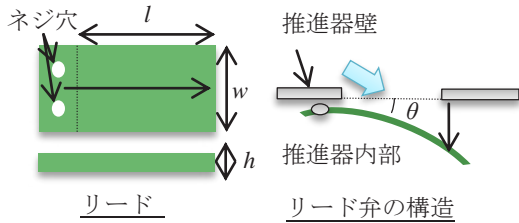


図2 リード弁の模式図

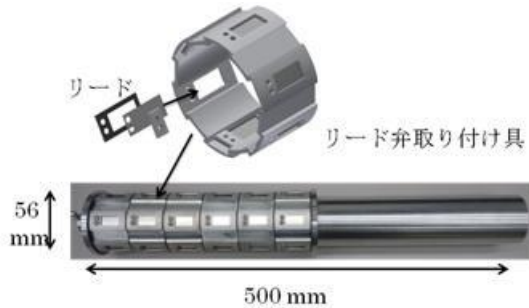


図3 リード弁式吸気機構搭載型推進器

用ステンレス鋼帯であるSUS304CSPを用いた。そのヤング率 Y 、及び密度 ρ_{reed} はそれぞれ200GPa、7.8 kg/m³である。図2にリード弁の模式図を示す。リードの長さ l と幅 w はそれぞれ20mm、12mmとした。リードの固有振動数が圧力振動の周波数の2倍以下の場合、高压時のリードの応答が間に合わず漏れが発生し、リードの固有振動数が圧力振動の周波数の4倍以上の場合、負圧時にもリードが閉じる。リードの固有振動数は次式により求まる。

$$\omega = \frac{\lambda^2}{l^2} \sqrt{\frac{YI}{\rho_{\text{reed}}A}} \quad (1)$$

ここで A 、 I はリードの断面積、断面2次モーメントを表す。圧力振動は推進器長が500mmのとき170~200Hzであるため、リードの厚み h を0.3mmとした。このときリードの固有振動数は613Hzとなる。図3にリード弁式吸気機構を搭載した推進器を示す。推進器は長さ500 mm、内径56 mmの円筒形をしており、リード弁取り付け具によりリード弁を円筒型の推進器に搭載している。リード弁取り付け具には6個ずつリード弁が取り付けられており取り付け具の数を変えリード弁の搭載数を変えることができる。

推進器内部の圧力振動に対するリードの変位 y 、及

び吸気量をベルヌーイ・オイラー梁の理論を用いて解析した。リードの振動は次式の微分方程式で表される。

$$\frac{\partial^2 y}{\partial t^2} + \frac{YI}{\rho_{\text{reed}}A} \frac{\partial^4 y}{\partial x^4} = F \quad (2)$$

ここで A 、 I はリードの断面積、断面2次モーメントを表し、 F は圧力差によってリードに加わる外力である。

この式の解は時間の関数 $q(t)$ と位置の関数 $\Phi(x)$ に分けてモードごとに展開できる。

$$y = \sum_{i=1}^{\infty} \phi_i(x) q_i(t) \quad (3)$$

簡単のため1次のモードのみを考える。リードは一方の端が固定端、他方が自由端であるため $\Phi(x)$ は

$$\phi(x) = \cosh\left(\frac{\lambda}{l}x\right) - \cos\left(\frac{\lambda}{l}x\right) - \quad (4)$$

$$\sigma \left[\sinh\left(\frac{\lambda}{l}x\right) - \sin\left(\frac{\lambda}{l}x\right) \right]$$

$$\sigma = \frac{\sinh(\lambda) - \sin(\lambda)}{\cosh(\lambda) + \cos(\lambda)} \quad (5)$$

となる。 λ はモードごとの固有値で1.875である。このとき $q(t)$ は次式で表される。

$$\ddot{q}(t) + \omega^2 q(t) = \frac{\int_0^l F \phi(x) dx}{\rho_{\text{reed}} A \int_0^l \phi^2(x) dx} \quad (6)$$

ω はリードの固有角振動数である。ルンゲクッタ法を用いて式(6)を解いた。

2.2 推進器内部の圧力変化モデル

推進器内部の圧力振動をCFDにより再現した。本モデルは計算コストが非常に低く、一般的なパソコンを用いて計算できる。支配方程式は1次元オイラー方程式にリードバルブからの流入を考慮し、 ρ 、 u 、静圧 P 、全エネルギー E 、 x 、を用いて、次式のように表せられる。

$$\frac{\pi D^2}{4} \left(\frac{\partial Q}{\partial t} + \frac{\partial F}{\partial x} \right) = A_{\text{reed}} S \quad (7)$$

ここで、

$$Q = \begin{bmatrix} \rho \\ \rho u \\ E \end{bmatrix}, \quad F = \begin{bmatrix} \rho u \\ \rho u^2 + P \\ (E + P)u \end{bmatrix}, \quad (8)$$

となる。数値流束の計算にはAUSM-DVスキーム^{7,8)}を、また時間積分として2段階Runge-Kutta法を用いた。リード弁からの質量流入はリードの変位ごとの開口面積 $A_{\text{reed}}(y)$ を用いて次式で表される。

$$\dot{m} = \frac{A_{\text{reed}}(y) P_{\text{out}}}{\sqrt{RT_{\text{out}}}} \sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma-1} \left\{ \left(\frac{P_{\text{in}}}{P_{\text{out}}} \right)^{\frac{2}{\gamma}} - \left(\frac{P_{\text{in}}}{P_{\text{out}}} \right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma}} \right\}} \quad (9)$$

R 、 γ は空気のガス定数、比熱である。 P_{out} 、 T_{out} は推進

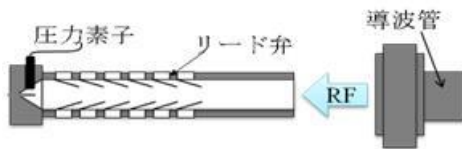


図4 吸気背脳試験系の概要

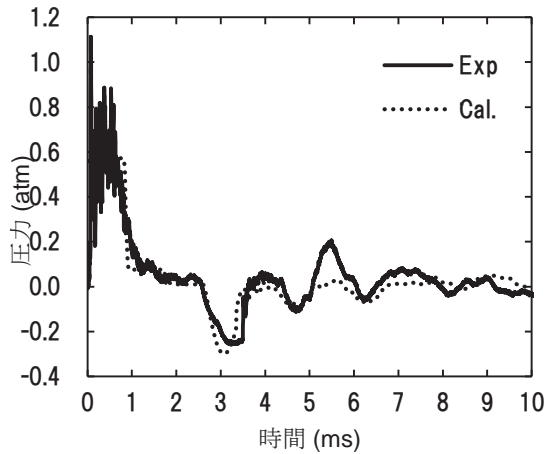


図5 圧力振動の試験結果と実験結果の比較

器周りの圧力、温度でありそれぞれ1 atm、298.15 Kとした。全体の吸気量は吸気流量体積と推進器体積の比である部分充填率(PFR)で評価した。マイクロ波支持デトネーションの再現には柴田らの解析モデルを用いた⁹⁾。

3. 吸気性能試験

ジャイロトロンを用いて、プラズマを着火し推進器内部の圧力履歴の計測を行い、リード弁式吸気機構の有無で比較を行った。図4に実験系の概略を示す。大電力マイクロ波発信源として、日本原子力研究開発機構にて開発されているジャイロトロンを使用した¹⁴⁾¹⁶⁾。ジャイロトロンからのマイクロ波を導波管により推進器まで導き、サファイヤ窓を通して推進器に照射している。入射するマイクロ波の照射繰り返し周波数を50-200Hzの間で変化させた。推進器内部の圧力波形は推力壁に搭載した圧力素子で計測した。

4. 試験結果

圧力振動の試験結果と実験結果の比較を図5に示す。マイクロ波パワーは570 kW、パルス幅は0.5msであり、リード弁は3段搭載した。実験結果と計算結果は良い一致を見せた。この時のPFRは計算結果より0.14程度である。

推進器内部を伝播する衝撃波背後の高圧をプラトー圧、推進器内部がプラトー圧に保たれている時間をプラトー圧継続時間と言う。マイクロ波ロケットの時間平均推力はプラトー圧とプラトー圧継続時間

に比例する。マルチパルス運転ではから2～5回目のエンジンサイクルの間にプラトー圧、プラトー圧継続時間が低下し推力が現象する。その後ほとんど推力の変化が無い定常状態となる。定常状態のプラトー圧を一回目のエンジンサイクルでのプラトー圧で規格化しリード弁の有無で比較した。図6にマイクロ波照射間隔ごとの結果を示す。リード弁の搭載数は36個とし、照射マイクロ波パワーは650 kWとした。またこの時のPFRの計算結果を図7に示す。マイクロ波照射から5 msで吸気の効果が見られ、規格化プラトー圧が2倍程度高い値となる。その後リード弁が閉じ吸気量がほぼ変化しないので規格化プラトー圧もほぼ等しい値となる。10msでのPFRは0.21と見積もられ、18個のリード弁を搭載した場合にくらべ1.5倍の吸気量となった。

図8にパルスカウントごとの規格化プラトー圧継続時間を示す。リード弁を搭載していない場合、パルスカウントごとに低下していくが、搭載した場合は一回目の照射時の80%程度に保たれる。これはリード弁からの吸気によって推進器内部が冷却され推進器内部の音速の上昇が抑えられえたためと考えられる。

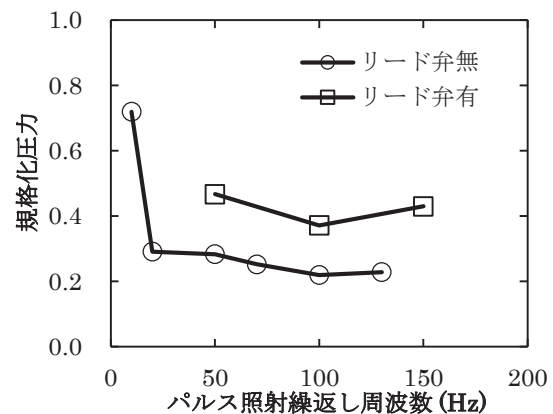


図6 マイクロ波照射間隔ごとの規格化プラトー圧のリード弁の有無による比較

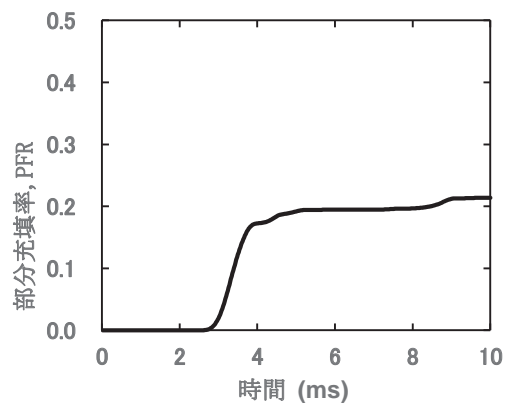


図7 時間ごとのPFRの計算結果

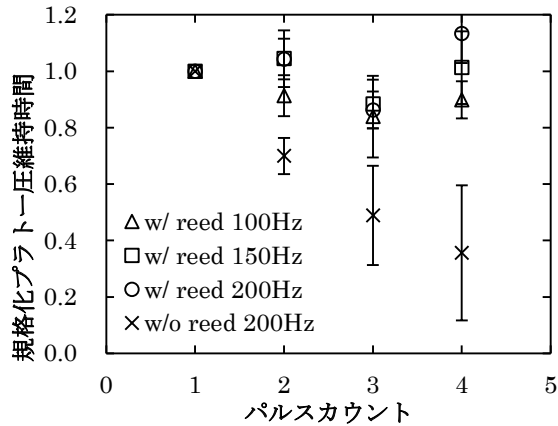


図8 規格化プラトー圧継続時間のリード弁の有無による比較(マイクロ波照射繰返し周波数100-200Hz)

5. まとめ

マイクロ波ロケットのリード弁式吸気機構の開発を行った。吸気の効果についてジャイロトロンを用いた試験とベルヌーイ・オイラー梁を仮定したリード弁からの吸気モデルにより評価した。推進器内部の圧力振動の解析結果は実験結果と良く一致し、実験結果を再現できている。この時18個リード弁を搭載したマイクロ波ロケットのPFRは0.14と見積もられる。次にリード弁の数を36個とし、ジャイロトロンを用いてリード弁を搭載したマイクロ波ロケットの試験を行い推進器内部の圧力を計測した。定常状態での規格化プラトー圧はリード弁を搭載することで比べ2倍程度高く、一回目のエンジンサイクルの40%程度に保てた。この時のPFRは計算結果より0.21となる。さらに規格化プラトー圧継続時間は一回目の80%程度まで保つことができた。

謝辞

本研究は、宇宙航空研究開発機構戦略的開発研究費、科研費基盤研究(A)No.23246145の助成を受けた。

参考文献

- 1) L. N. Myrabo, "World Record Flights of beam-Riding Rocket Lightcraft: Demonstration of "Disruptive" Propulsion Technology", in 37th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, Salt Lake City, 2001, AIAA paper 2001-3798.
- 2) H.Katsurayama, M.Ushio, K.Komurasaki, Y.Arakawa, "Analytical study on flight performance of an air breathing RP laser launcher", in 40th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, Fort Lauderdale, 2004, AIAA paper 2004-2565.
- 3) Tatsuo Nakagawa, Yorichika Mihara, Kimiya Komurasaki, Kouji Takahashi, Keishi Sakamoto, Tsuyoshi Imai, "Propulsive Impulse Measurement of a Microwave-Boosted Vehicle in the Atmosphere", Journal of Spacecraft and Rockets, Vol. 41, No. 1, pp.151-153, 2004.
- 4) Y. Oda., K. Komurasaki, K. Takahashi, A. Kasugai, and K. Sakamoto; "Plasma Generation using High-power Millimeter Wave bBeam and its Application for Thrust Generation", J. App. Phys., Vol. 100, 113307, 2006
- 5) Yasuhisa Oda, Ken Kajiwara, Koji Takahashi, Atsushi Kasugai, Keishi Sakamoto, and Kimiya Komurasaki, "In-Tube Shock Wave Driven by Atmospheric Millimeter-Wave Plasma", Jpn. J. Appl. Phys., Vol. 48, 116001 2009.
- 6) Y. Oda, T. Shibata, K. Komurasaki, K. Takahashi, A. Kasugai, and K. Sakamoto, "Thrust Performance of a Microwave Rocket Under Repetitive-Pulse Operation", J. Propulsion and Power, Vol. 25, No. 1, 2009, pp118-122.
- 7) Yasuhisa Oda, Toshikazu Yamaguchi, Yuya Shiraiishi, Kimiya, Komurasaki, Ken Kajiwara, Koji Takahashi, Atsushi Kasugai and Keishi Sakamoto, "A One-Dimensional Propagation of Shock Wave Supported by Atmospheric Millimeter-Wave Plasma", J Infrared Milli Terahz Waves, Vol.32, No. 6, pp.877-882, 2011.
- 8) Paul J. Litke, Frederick R. Schauer, Daniel E. Paxson, Royce P. Bradley and John L. Hoke," Assessment of the Performance of a Pulsejet and Comparison with a Pulsed-Detonation Engine" 43rd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, AIAA 2005-0228
- 9) Daniel E. Paxson, "A Performance Map for Ideal Air Breathing Pulse Detonation Engines" NASA/TM—2001-211085, AIAA-2001-3465
- 10) R. Fleck, A. Cartwright, D. Thornhill, "Mathematical Modeling of Reed Valve Behavior in High Speed Two-Stroke Engines", SAE Technical Paper 972738, 1997.
- 11) Wladyslaw Mitaniec, Andrzej Bogusz, "Theoretical and Experimental Study of Gas Flow Through Reed Valve in a Two-Stroke Engine", SAE Technical paper series, no.961802,1996
- 12) E.Pereira Parreira, J.R.Parise, "Performance Analysis of Capacity Control for Heat Pump Reciprocating Compressor", Heat Recovery System & CHP, 13(5),pp451-461
- 13) Noriaki Ishii, Hiroshi Matsunaga, Michio Yamamura, Shigeru Muramatsu,Masafumi Fukushima, "Flow-Induced vibration of reed valve in Refrigerant Compressors", The Japan Society of Mechanical Engineers, 57(538),No90-1371B
- 14) Keishi Sakamoto, Atsushi Kasugai, Ken Kajiwara, Koji Takahashi, Yasuhisa Oda, Kazuo Hayashi and Noriyuki Kobayashi, "Progress of high power 170 GHz gyrotron in JAEA", Nucl. Fusion, Vol. 49, No. 9, 2009, 095019 (6pp)
- 15) Ken Kajiwara, Kazuo Hayashi, Yasuhisa Oda, Koji Takahashi, Atsushi Kasugai, Keishi Sakamoto, "5kHz Modulation of 170 GHz Gyrotron with Anode-Cathode Short-Circuited Switch", in Fusion Engineering (SOFE), 2011 IEEE/NPSS 24th Symposium, 2011.
- 16) K. Sakamoto, A. Kasugai, K. Takahashi, R. Minami, N. Kobayashi and K. Kajiwara,"Achievement of robust high-efficiency 1MW oscillation in the hard-self-excitation region by a 170GHz continuous-wave gyrotron", Nature Physics, Vol.3, No.6, pp.411-414, 2007.