

バッフルプレートを用いた

推力 5 kN 級ハイブリッドロケットモータの燃焼効率に関する研究

A Study on the Combustion Efficiency of 5 kN Thrust Class Hybrid Rocket Motor with Baffle Plate

○木村 誠弥^{*1}, 和田 豊^{*2}, 渡辺 俊作^{*2}川端 洋^{*3}, 加藤 隆一^{*4}, 加藤 信治^{*5}, 堀 恵一^{*6}Masaya KIMURA^{*1}, Yutaka WADA^{*2},Yo KAWABATA^{*3}, Nobuji KATO^{*4} and Keiichi HORI^{*5}^{*1} 千葉工業大学大学院 Chiba Institute of Technology Graduate School^{*2} 千葉工業大学 Chiba Institute of Technology^{*3} 福岡大学 Fukuoka University^{*4} 秋田大学 Akita University^{*5} 株式会社 型善 Katazen Corporation^{*6} ISAS/JAXA ISAS/JAXA

1. 研究背景

本研究の目標は高度 100 km から宇宙微粒子を定期的に採取する小型観測用ハイブリッドロケットの開発である。その前段階として高度 30 km の大気のサンプルリターンを目指し、高度 30 km に到達するロケットのエンジンとして、推力 5 kN 級ハイブリッドロケットモータの開発を行っている。ハイブリッドロケットとは酸化剤には液体酸素や亜酸化窒素 (N₂O) 等が使用、固体燃料にはポリエチレンやワックス系燃料などの不活性ポリマが使われており、火薬は一切使われておらず、これらの燃料を適切な配合比で燃焼させると、固体ロケットモータより 10 % 以上高い比推力¹⁾を理論上得ることができる。燃焼時には塩素などの環境負荷を及ぼす成分を生成させない為、低環境負荷であるもの大きな特徴を持っている。しかし、従来のハイブリッドロケットに使用されていた燃料は燃料後退速度が遅いことや、機械的な物性や接着性に乏しい。そこで、本研究グループではそれらの欠点を克服した Low-melting-point Thermoplastic (LT) 燃料を開発した。LT 燃料は 120°C で溶融し、そして温度の低下により再度硬化する熱可塑性樹脂である。従って燃料としての成型が容易²⁾であり、成型に失敗しても再度加熱することによってやり直すことが可能であるため、製造コストを抑えることが出来る。また従来燃料としてよく用いられていた末端水酸基ポリブタジエンゴムより 2~3 倍高い燃料後退速度を持ち、モータケースとの接着性や適度な弾性も有しているためハイブリッドロケットの燃料として適している。前回行った燃焼時間 3 秒の燃焼実験では推力 5 kN を達成したが、C*効率が 78% と初期設計 80% よりも低い値となった。

2. 研究目的

研究目的は地上試験用推力 5 kN 級ハイブリッドロケットモータを用いてバッフルプレートが燃焼効率に影響し燃焼効率 80% の達成、その達成に必要な点火手法の確立を目的とする。

3. 実験装置

本実験で用いる地上試験用推力 5 kN 級ハイブリッドロケットモータとバッフルプレートを以下に示す (Fig 1, 2)。

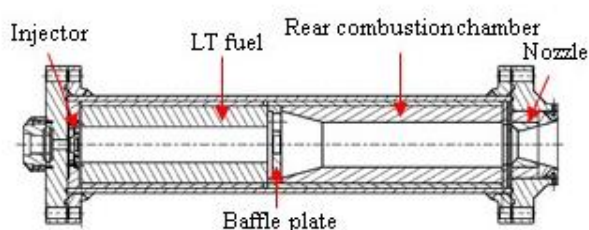


Fig 1 Schematic Diagram of Combustor

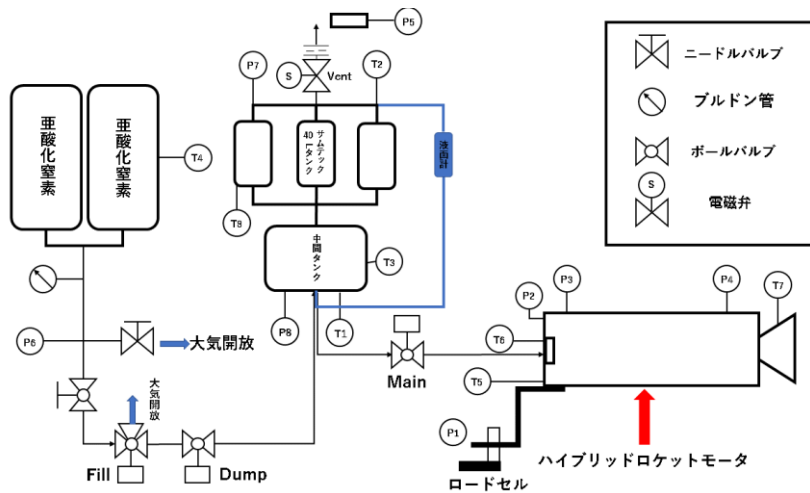


Fig 2 Baffle plate

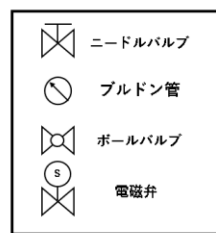


Fig 3 Piping diagram

実験で用いるモータは全長 1.2m のモータに初期ポート径 80mm, 燃料長さ 420mm の LT 燃料を用いて実験を行う。酸化剤は自己加圧性があることから N_2O を採用した。高压ガスボンベから酸化剤タンクに N_2O を充填し、ブローダウンにて燃焼器に供給する。後部燃焼室には燃焼火炎の熱から火炎を保護する為グラファイトとベークライトを組み合わせたものを使用している。バッフルプレートは先行研究³⁾にて未燃燃料をせき止め、燃焼器内の生成ガスの混合と燃焼を促進させることが確認されている。今回は LT 燃料と後部燃焼室の間に設置し燃焼効率向上を試みる。また N_2O の充てん用タンクには、SUS304 で作られた容量約 11L の酸化剤供給用タンクと Samtech International, Inc 製の 40L タンクを 3 本使用する。合計 131L の容量となり、今後実施を予定している 30 秒燃焼実験を可能とする設備として敷設した。以下にそれらを用いた配管図を示す (Fig 3)。P: 圧力計, T: 熱電対を示している。

温度データを取得する際に使用した熱電対は株式会社八光電機様のシースタイプ K 型熱電対を使用し、推力及び圧力を取得する為のセンサには株式会社共和電業の引張圧力用型ロードセル及び同社製小型圧力変換機を使用しており、サンプリングレートは 1 kHz で収録している。

Table 1 に実験条件とモータのパラメタを示す。設計に必要となる、最適 O/F を化学平衡計算プログラム NASA CEA4) を用いて計算した。CEA の計算条件は凍結流である。計算結果から LT/ N_2O ロケットの最適 O/F は 8.1 となった。また実験の目的は 2 回の燃パラメタバッフルプレートありとなしで比較し、平均推力 5kN の達成及び、各性能パラメタの向上を目的としている。

Table 1 Experimental conditions

Experiment number	No.1	No.2
Oxidizer	Nitrous oxide (N_2O)	
Solid fuel	LT#460	
Burning time [s]	10	
Thrust [kN]	6.9	
Baffle plate	No	Yes
Combustion chamber pressure [MPa]	2.0	
Nozzle diameter [mm]	58.2	
Optimal O/F	8.1	
Fuel regression ratio [mm/s]	4.0	

4. バッフルプレートを用いた燃焼実験

バッフルプレート有無で実験を行い、推力と圧力グラフを Fig 4 に示す。

No. 1. 2 では特性排気速度 C^* はバッフルプレートを設けている方が約 25.2 m/s 高い結果となった。これはバッフルプレートを設けたことによって燃料後端面の燃焼と未燃燃料の燃焼が促進したと考えられる。それに伴って燃料後退速度が向上、 O/F が最適値に近づいたことで特性排気速度に差が生じたと考えられる。しかし C^* 効率はバッフルプレートの有無では差が生じなかった。これは今回使用した点火器がノズルから差し込む形態のため、バッフルプレート中心に穴が開いている。一方、バッフルプレートの効果が最も高い結果となる形状は、中心に穴が無く周囲に 3 つ穴の形状であることが先行研究⁶⁾から明らかとなっている。そのため酸化剤で用いている N_2O と LT 燃料の混合促進が促進されず、 C^* 効率が改善されなかった。以下に今回用いた燃焼器内の点火器を示す (Fig 5)。

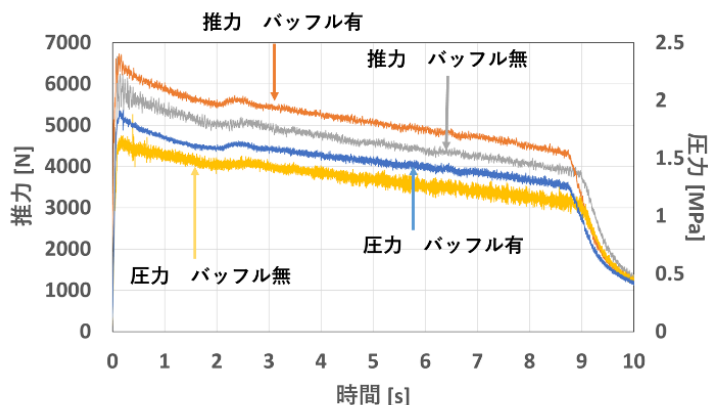


Fig 4 History of thrust and pressure curve

(Fig 5).

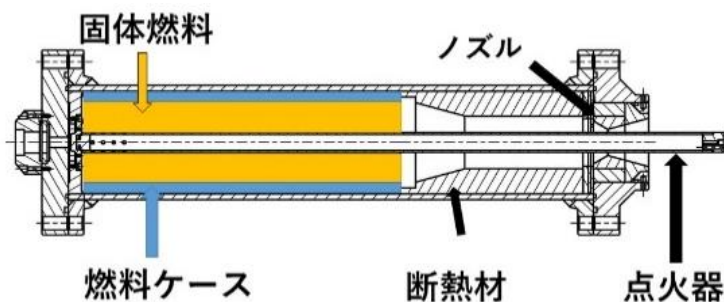


Fig 5 Combustor with current igniter system

従来の点火器ではノズルからアクリル樹脂 (PMMA) で作成した点火器を挿入していたが、最適なバッフルプレートを用いるために点火器の改良を行った。

改良型点火器はインジェクタに点火器を固定、燃焼開始とともに点火器自体も燃焼させる仕様に変更した。また燃焼器内で固定するために点火器の長さは約 10 分の 1 の長さとした。材質は加工性、耐熱性から PMMA からポリアセタール樹脂 (POM) に変更した。点火器は SUS303 で作成した固定用の蓋を用いることでインジェクタに固定した。Fig. 6 にインジェクタに固定された点火器を示す。



Fig 6 Improved type igniter

5. 点火試験

点火試験の目的として、改良型点火器の正常な動作確認、点火器が燃焼器内で完全燃焼するかを確認する為、3 秒間の燃焼実験を行った。また、燃料への着火の有無は、ノズルから火炎を目視で確認できた瞬間とした。燃焼実験結果から改良型点火器は正常に動作し、燃料に着火、火炎を形成することに成功した。Fig 7, 8 に新旧点火器の圧力と推力履歴を示す。図より新旧燃焼器の圧力の立ち上がりと推力の立ち上がりの時間差はほぼ同じであり、正常に燃料への着火が行われていると考えている。また、目視での着火時間は旧点火器では約 1.7 秒に対して改良型点火器は約 0.65 秒と着火時間が短縮された。また燃焼後の点火器を Fig 9 に示す。インジェクタに固定されている SUS 製の点火器蓋付近に少量の POM が残っているのが、点火器蓋の下流側は消失していることがわかる。また、圧力履歴、推力履歴並びにビデオカメラによる光学観



Fig 9 Igniter of after combustion

測の結果から、改良型点火器の脱落を示すようなデータはなく、すべて安定していたため、改良型点火器が脱落することなく燃焼したと考えている。以上より改良型点火器の脱落によるバッフルプレートの破損はないと考える。これらの結果から本燃焼実験から最適形状のバッフルプレートでの燃焼実験での適用が可能であると考えられる。

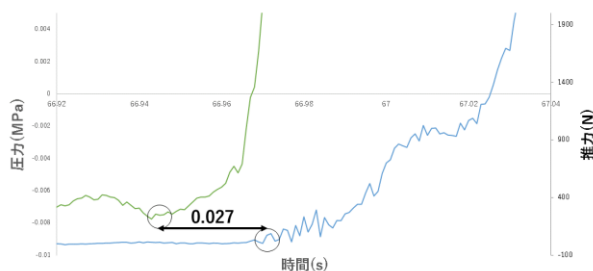


Fig 7 Improved igniter combustion history

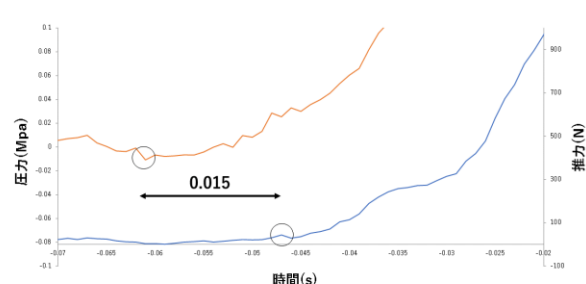


Fig 8 Before igniter combustion history

6. 結言

今回バッフルプレート用いての燃焼時間 10 秒の燃焼実験を実施し、バッフルプレートを用いてのモータ性能の向上を確認できた。また今回使用したバッフルプレートは点火器の都合上、最適形状のバッフルプレートではなかったため、インジェクタ側に固定可能な改良型点火器を作成し、動作確認実験を行った。その結果、改良型点火器として旧点火器よりも優れた着火性能を有することを確認した。また燃焼時間 3 秒で改良型点火器が燃え尽きていたことを確認した。これにより、バッフルプレートへの破損の可能性が低くなった為、今後は最適形状のバッフルプレートを用いての燃焼実験を実施し、燃焼効率の向上を目指す。

参考文献

- (1) ジョージ・P・サットン, 「ロケット推進工学」, p. 452, 2018
- (2) Yutaka Wada, Ryuichi Kato, Nobuji Kato, Keiichi Hori, "Small Rocket Launch Experiment using Low Melting Point Thermoplastic Fuel/ N_2O Hybrid Rocket", 49th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference July 14 - 17, 2013, San Jose, CA Joint Propulsion Conferences AIAA 2013-4050, AIAA
- (3) M.A.Karabeyoglu, B.J.Cantwell, D.Altman "Development and testing of paraffin-based hybrid rocket fuels" AIAA Paper 96-2846, 1996.
- (4) S. Gordon and B.J. McBride, Computer Program for Calculation of Complex Chemical Equilibrium Compositions and Applications, NASA Reference Publication, NASA RP1311, 1994.
- (5) 川端洋, 低融点熱可塑性エラストマを用いたハイブリッドロケットの実用化に関する研究, 千葉工業大学 博士学位論文, P.155, 令和 2 年 3 月