

低融点熱可塑性樹脂燃料を用いた小型観測ロケット用

ハイブリッドロケットモータの開発

○渡辺 俊作 (千葉工業大学大学院), 関 二千翔 (千葉工業大学), 木村 誠弥 (千葉工業大学大学院), 和田 豊 (千葉工業大学), 加藤 信治 (株式会社型善), 堀 恵一 (宇宙航空研究開発機構), 松井 孝典 (千葉工業大学)

Development and testing of low-melting-point-thermoplastic hybrid rocket motor for small sounding rocket

Key Words: Hybrid rocket, Combustion efficiency, Baffle plate

Shunsaku Watanabe (Chiba Institute of Technology), Nichika Seki (Chiba Institute of Technology), Masaya Kimura (Chiba Institute of Technology),

Yutaka Wada (Chiba Institute of Technology), Nobuji Katou (Katazen Corporation),

Keiichi Hori (ISAS/JAXA), Takafumi Matsui (Chiba Institute of Technology)

1. 緒言

ハイブリッドロケットは液体, または気体の酸化剤と固体燃料を使用しており, 液体ロケットと固体ロケットの中間の性能を有している. また, 酸化剤と燃料の貯蔵時の相が異なることから両者の急激な混合による爆発の危険性が極めて低く, モータの構造もシンプルであるため, 運用, 開発コストが安価である. 固体ロケットでは困難であった消炎, 再着火, 推力制御も酸化剤の流量を制御することで可能とされている. しかし, ハイブリッドロケットの多くに使用される末端水酸基ポリブタジエンゴム (Hydroxyl-terminated polybutadiene : HTPB) 燃料は燃料後退速度が低く, 大推力を発生させることが困難という欠点がある. HTPB 燃料よりも約 2~3 倍高い燃焼速度を有しているパラフィン燃料があるが, モータケースとの接着性が悪く, 弾性に乏しいため燃料がひび割れやすいという問題がある.

本研究では, 亜酸化窒素とパラフィン燃料の欠点を改善した低融点熱可塑性樹脂 (Low melting point thermoplastic : LT) 燃料を使用する. 亜酸化窒素は加圧システムを使用せず, ブローダウンで供給する. LT 燃料はパラフィン燃料と同程度の燃料後退速度を有しており, 接着性や機械的物性にも優れている. これまでも LT 燃料を使用しての打ち上げも複数回行われており¹⁾, 将来的な実用化は十分に可能であると考えている.

過去に行った燃焼実験データを表 1 に示す. 過去の実験において C*効率が 77.7%と低いこと

が確認された. そこでモータ内部での燃焼完結性を高め, C*効率を高めるために, バッフルプレートを使用して実験を行った. しかし, C*効率は 77.3%となり C*効率の向上は確認されなかった. 実験では, 点火器をノズルから差し込む関係上, バッフルプレートの中心に穴をあけていた. バッフルプレートによる C*効率改善の報告では²⁾ バッフルプレートの中央に穴が無く, 先行研究の最適形状と同形状ではないことが C*効率向上に繋がらなかった原因であると考えた. そこで, 点火システムとバッフルプレートの形状を変更して実験を行った.

表 1 先行研究実験データ³⁾

実験番号	No.1	No.2
バッフルプレート	無し	有り
燃焼時間[s]	8.92	8.80
平均推力[N]	4657.0	5153.8
平均燃焼室圧力[MPa]	1.45	1.61
燃料質量流量[kg/s]	0.24	0.37
O/F	14.0	9.2
特性排気速度 C*[m/s]	1092.0	1123.4
C*効率[%]	77.7	77.3

本研究の目的は, 成層圏観測ロケットに使用するハイブリッドロケットモータを開発することである. 開発当初の設計値よりロケットの重量が増加し, 到達高度の低下が懸念された. その

ため、目標高度に到達できるようモータの推力を増加させた。本実験では、燃焼効率の向上と推力の増加を目的とする。

2. 実験概要

2.1 実験装置

成層圏観測ロケット用ハイブリッドロケットモータの燃焼実験を千葉県夷隅郡御宿町にある千葉工業大学惑星探査研究センター御宿ロケット実験場で行った。図 2-1 に配管図を示す。

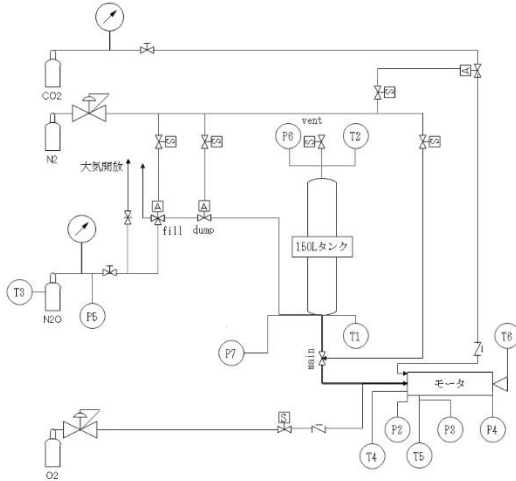


図 2-1 配管図

先行研究と実験 No. 3, No. 4 の結果を踏まえ、バップルプレートは 3 種類使用した。それぞれを図 2-2, 2-3, 2-4 に示す。図 2-5, 2-6 に実験で使用したハイブリッドロケットモータの断面図を示す。

2.2 計測装置

本研究の計測には National Instruments の LabVIEW と共和電業の EDX-200A を使用して 1 kHz で計測を行う。推力と圧力は共和電業の引張圧力用型ロードセルと小型圧力変換機を使用している。温度は八光電気のシースタイプ K 型熱電対を使用し、計測している。各計測箇所は図 2-1 に記載した。

2.3 燃焼効率の算出

燃焼効率は特性排気速度効率 ηC^* と同義としており、式(1)から求める。

$$\eta C^* = \frac{C_{ex}^*}{C_{the}^*} \quad (1)$$

特性排気速度 C_{ex}^* は実験で計測した値から算出する。本研究におけるノズルのエロージョンは 1 mm 前後と僅かであったため、ノズルスロート径は燃焼前と燃焼後の平均の値を使用した。

$$C_{ex}^* = \frac{AtPc}{\dot{m}_p} \quad (2)$$

At:ノズルスロート断面積(mm²)

Pc:燃焼圧力(MPa)

\dot{m}_p :推進剤質量流量(kg/s)

理論特性排気速度 C_{th}^* は NASA-CEA から算出している。計算には、実験時の燃焼圧力と、酸化剤と燃料の混合比を使用する。

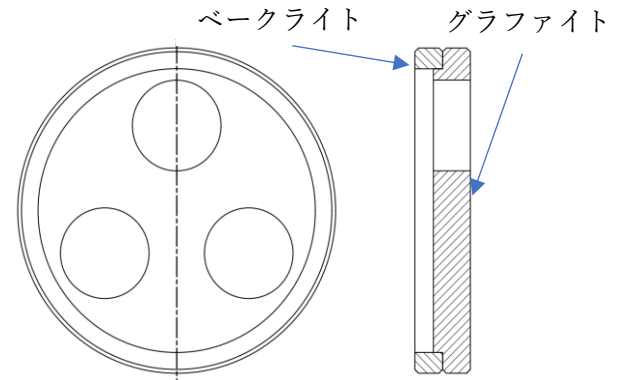


図 2-2 実験 No.3 バップルプレート

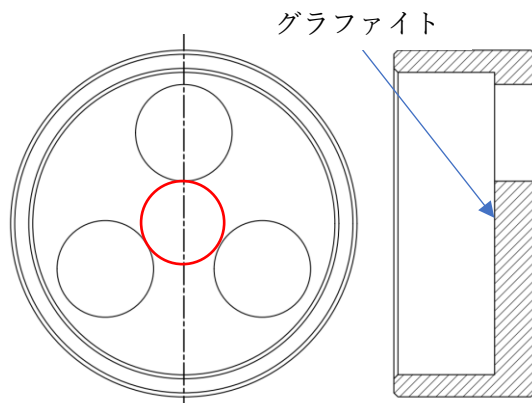


図 2-3 実験 No.4 バップルプレート

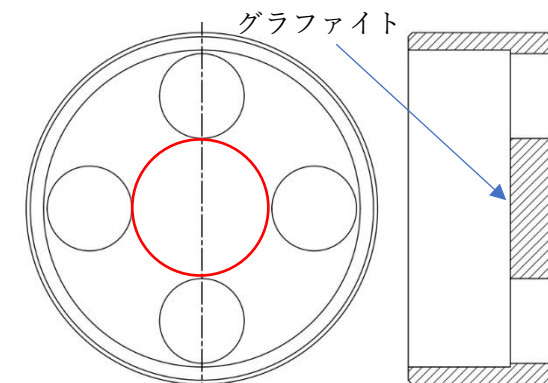


図 2-4 実験 No.5 バップルプレート

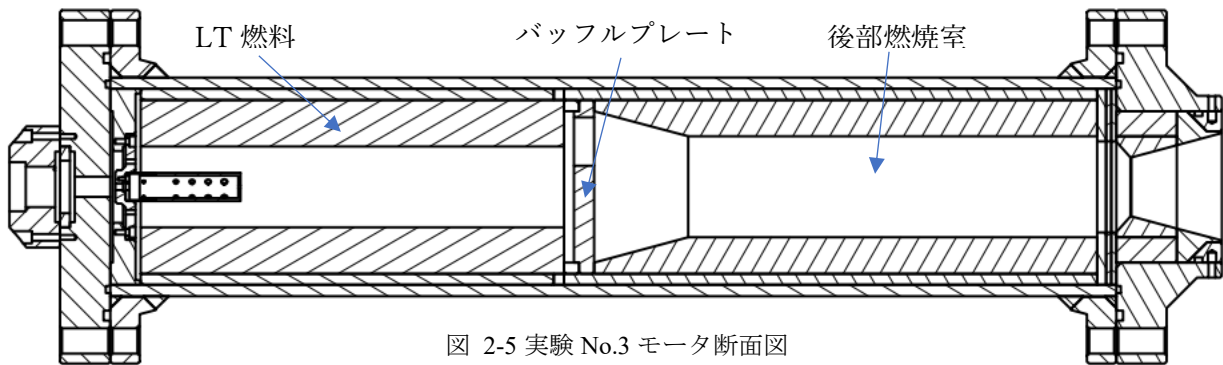


図 2-5 実験 No.3 モータ断面図

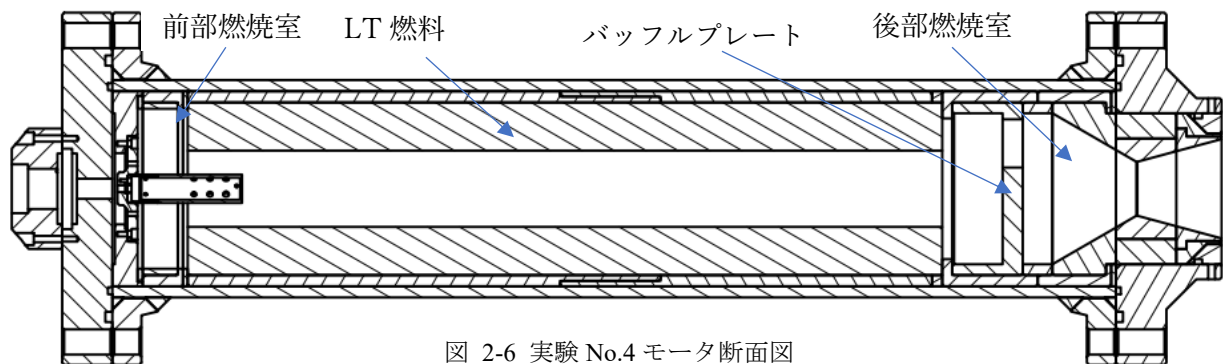


図 2-6 実験 No.4 モータ断面図

2.4 実験条件の決定

実験 No. 3, No. 4, No. 5 の実験条件を表 2 に示す。実験 No. 3 の実験において燃料前縁での燃焼が不十分であることが判明した。そのため、以降の実験では前部燃焼室を設置して実験を行った。また燃料後退速度が想定よりも遅く、燃料質量流量が少なかったため、以降の実験では燃料長さを延長した。酸化剤の供給圧が低く燃焼圧力が 2.0 MPa を下回ったため、以降の実験では加温により酸化剤タンクの圧力を高めて実験を行った。

実験 No. 4 では平均燃焼圧力を 2 MPa にするため、ノズルスロート径を縮小した。

表 2 実験条件

実験番号	No.3	No.4	No.5
酸化剤	N ₂ O		
固体燃料	LT#460		
燃焼時間(s)	15	15	30
前部燃焼室	無し	有り	有り
初期ポート径(mm)	80	76	70
燃料長さ(mm)	400	750	800
ノズルスロート径(mm)	58.4	54.1	51.5

また、酸化剤質量流束を高めて燃料後退速度を速くするため、初期ポート径を縮小した。実験 No. 3 で使用したバッフルプレートでは周囲のベークライトが焼損することが確認された。そのため、グラファイトで燃焼ガスからベークライトを保護できるように形状を変更して実験を行った。

実験 No. 5 では、酸化剤質量を増加させるため、インジェクタの穴の総断面積を 29% 増加させた。また、燃料長さを No. 4 から 50 mm 延長し、初期ポート径を 6 mm 縮小し、燃料質量流量を増加させた。最大燃焼圧力を 3 MPa にするためノズルスロート径を縮小した。No. 5 のモータ構成はバッフルプレートの形状以外、図 2-6 と同様である。バッフルプレートは、No. 4 に使用したのから穴径と数を変更した。バッフルプレートの穴の総断面積はいずれの実験でも同様である。

3. 実験結果

燃焼実験の推力履歴を図 3-1 に示す。実験 No. 4, No. 5 の C*効率の変化を図 3-2 に示す。それぞれの実験結果を表 3 に示す。

実験 No. 5 の結果は、100 個のデータを移動平均して算出している。

実験 No. 3 に使用したバッフルプレートでは、断熱に使用した周囲のベークライトが原形を留めないほど激しく焼損した。C*効率は先行研究の結果より向上した。

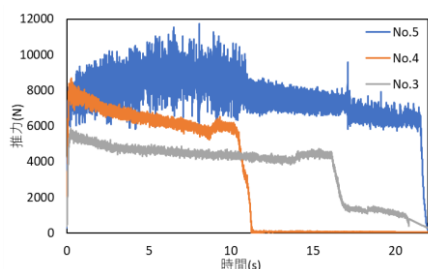


図 3-1 推力履歴

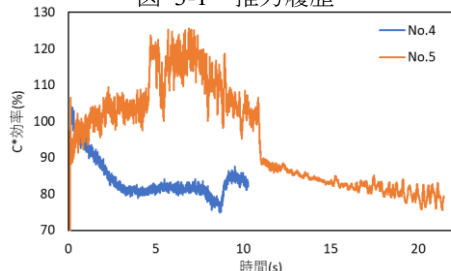


図 3-2 C*効率の時間による変化

表 3 実験結果

実験番号	No. 3	No. 4	No. 5
燃焼時間 (s)	16.14	10.26	21.47
最大推力 (N)	5857.7	8681.7	9388.5
平均推力 (N)	4530.8	6480.8	7775.6
タンク圧力 (MPa)	3.18	4.38	4.02
平均燃焼圧力 (MPa)	1.52	2.23	2.60
平均酸化剤質量流量 (kg/s)	3.05	3.53	3.82
平均燃料質量流量 (kg/s)	0.30	0.44	0.40
特性排気速度 C* (m/s)	1227.1	1226.8	1226.8
C*効率 (%)	84.9	83.9	95.0
後部燃焼室特性長さ L* (m)	1.77	1.02	0.74

実験 No. 4 では酸化剤の充填が不十分であったため、燃焼時間短くなった。バッフルプレートは燃焼ガスをグラファイトで受け止めるように変更した。これによりベークライトが激しく焼損することはなかった。

実験 No. 5 では、燃焼中にノズルが焼損したため、20 秒付近で燃焼を停止させた。これにより、酸化剤の充填量と放出量に大きな差ができた。酸化剤質量流量は過去の流し試験を参考に算出した。C*効率は No. 4 の結果から向上した。

4. 考察

図 3-2 からわかるように No. 4 では燃焼開始直後から C*効率が低下している。No. 5 ではノズルが焼損したと思われる 10 秒付近まで高い効率を維持しており、その後の低下も緩やかになっている。C*効率が 100 % 超えているのは、局所的な

質量流量が正しく算出できていないためである。インジェクタの Cd 値は圧力比によって変化するという報告⁴⁾が出ている。これにより酸化剤質量流量がずれてしまうことが原因であると思われる。No. 5 では、図 2-3, 2-4 に示した赤い円の領域を大きくしたことにより、燃焼ガスを滞留させる効果を維持し、高い C*効率を達成できたと考えている。

実験 No. 5 ではほかの実験に比べ、極めて大きな燃焼振動が確認された。推力履歴の FFT 解析の結果、90 Hz 付近と 50 Hz 付近で大きく振動していることが判明した。インジェクタ上流でも圧力振動が確認されており、ピークも推力履歴のものと同じだった。供給圧力が変動したことにより、酸化剤供給量も変動し、推力に振動が生じたと考えている。ノズルが焼損したと思われる 10 秒付近で振動の形態も変化していることから、燃焼振動の原因には先行研究と同様にノズルが関係している³⁾と思われる。しかし、振動が発生する設計要因やメカニズムは解明できていないため、今後も調査が必要である。

5. 結言

本研究により以下のことを達成した。

- ・亜酸化窒素と LT 燃料を使用し、燃焼圧力 3 MPa、最大推力 9 kN、燃焼時間 20 秒を達成した。
- ・実験 No. 5 に使用したバッフルプレートによりこれまでの実験で最も高い C*効率を達成した。

参考文献

- 1) 和田 豊, 川端 洋, 坂野 文菜, 加藤 隆一, 加藤 信治, 堀 恵一, “低融点系熱可塑性樹脂燃料を用いたハイブリッドロケットの打ち上げ実験” 第 1 回ハイブリッドロケットシンポジウム (神奈川県相模原市), 6・2018
- 2) YoKawabata, Yutaka Wada, Ryo Nagase, Ryuichi Kato, Nobuji Kato, Keiichi Hori, “Improvement of combustion efficiency using a baffle plate for a LT/GOX hybrid rocket motor” International Journal of Energetic Materials and Chemical Propulsion, 18(4), pp. 367-383 (Begell House, Inc.) December 2019
- 3) Yo Kawabata, Masaya Kimura, Yutaka Wada, Ryo Nagase, Ryuichi Kato, Nobuji Kato, Keiichi Hori, Takafumi Matsui “Experimental Study on 5-kN Thrust Level Hybrid Rocket Motor Using Low-Melting-Point Thermoplastic Fuel” AIAA Propulsion and Energy Forum August 24-28, 2022
- 4) 安田 一貴, 中田 大將, 内海 政春, “亜酸化窒素の充填・排出・流動特性に関する評価” 第 2 回ハイブリッドロケットシンポジウム, 7・2019