

ハイブリッドロケット用観察窓付き淀み点燃焼器の開発と

燃料後退速度測定

合谷 慎也^{*1}, 鮫島 達志^{*1}, 川端 洋^{*1}

^{*1} 福岡大学

Development of stagnation point combustor with observation window for hybrid rocket and measurement of fuel regression rate

Shinya GOTANI^{*1}, Tatsushi SAMESHIMA^{*1}, Yo KAWABATA^{*1}

^{*1} Fukuoka University

ABSTRACT

Combustion of low melting point fuel is a complicated phenomenon that involves the flow phenomenon of the melting layer and chemical reaction. The final goal of this research is to elucidate the combustion mechanism of low melting point fuels for hybrid rockets. In order to measure the fuel regression rate due to vaporization and the flow of the melting layer separately, a combustor that generates a stagnation point was designed. 10 MPa pressure test and 5MPa airtight test was conducted in a test motor. Combustion experiments under atmospheric pressure and 1 MPa were conducted to measure the fuel regression rate and combustion flame observation. As a results, it was found that the oxidizer mass flux has a greater effect on the fuel regression rate than the combustion chamber pressure.

Keywords: Hybrid Rocket, Fuel Regression Rate, Stagnation Point

概要

低融点燃料の燃焼は溶融層の流動現象・化学反応を伴う複雑な現象である。ハイブリッドロケット用低融点燃料の燃焼モデル解明を最終目的に気化による後退速度と溶融層流動による後退速度を分けて測定するため、酸化剤の流速 0 となる淀み点を発生させる燃焼器を設計・製造した。製造した燃焼器に対して 10MPa の耐圧試験、5MPa の気密試験を行い燃焼器の不備がないことを確認した。大気圧下での燃焼実験、1MPa 下での燃焼実験を行い燃料後退速度の測定、動画撮影を行った。燃焼室圧力、酸化剤流束それぞれが燃料後退速度に与える影響を比較した。これらの結果従来通り燃焼室圧力と比較して酸化剤流束の方が燃料後退速度に与える影響が大きいことが分かった。

1. はじめに

ハイブリッドロケットとは、化学推進ロケットの一つであり、液体又は気体の酸化剤と固体の燃料を推進剤として推進力を得る。低環境負荷、シンプルな構造、高安全性及び低コストである点が長所として挙げられる。ハイブリッドロケットは、「境界層燃焼」の形態をとる。そのため、燃料後退速度は火炎面からの熱伝達による熱流入量によって決定されるため、ハイブリッドロケット燃料は燃料後退速度が遅いという欠点がある。そこで低融点の燃料を使用することで高い燃料後退速度を狙った研究が盛んになった¹⁾。低融点燃料の燃焼は固体燃料表面に形成される燃料溶融層から燃料液体が発生するエントレインメント現象が発生すると報告されている²⁾。しかし和田らによる高圧環境下における低融点燃料の燃焼火炎観察では液滴の発生は微量であることが確認された³⁾。低融点燃料の燃料後退速度は気化による後退速度とエントレインメントや溶融層の流動による後退

速度に分けられる。これまでの可視化や数値計算による後退速度研究は両現象と同時に取り扱うため複雑な現象を対象としていた。そこで、観察窓付き淀み点燃焼器を用いることで熔融層の流動現象を排除した状態及び流動現象を含んだ状態での後退速度測定、燃料内部の温度場計測、光学観察を図る。

本研究では、観察窓付き淀み点燃焼器の設計・製造を行い、10MPaの耐圧試験、5MPaの気密試験を行い燃焼器の不備がないことを確認した。燃料長さや径の変更が容易に行える3Dプリンタ製による燃料を用いた気化後退速度測定・火炎観察による実験装置・環境の構築と健全性の確認を目的とする。

2. 実験装置・条件

本研究で使用する燃焼器を図1に示す。本燃焼器は固体推進薬用ストランド燃焼器を参考に設計した。酸化剤は上部中心ポートから供給される。円柱形燃料は燃料ベットの上に設置され、円柱端面上に火炎が形成される。図2に3Dプリンタで作成した燃料を示す。樹脂はABSである。図3に酸化剤供給系の配管図を示す。空圧アクチュエータ付きボールバルブは窒素を使用して制御した。電磁弁の制御はLabVIEWを用いた。実験条件を表1に示す。本研究では目標燃焼室圧力を大気圧及び1MPaとした。目標酸化剤質量流束は50, 75 kg/m²sである。燃焼時間は3秒、燃料径は10mmである。ノズル径はそれぞれの条件に合わせて設定した。火炎観察は市販のSONY製ビデオカメラを用いた。

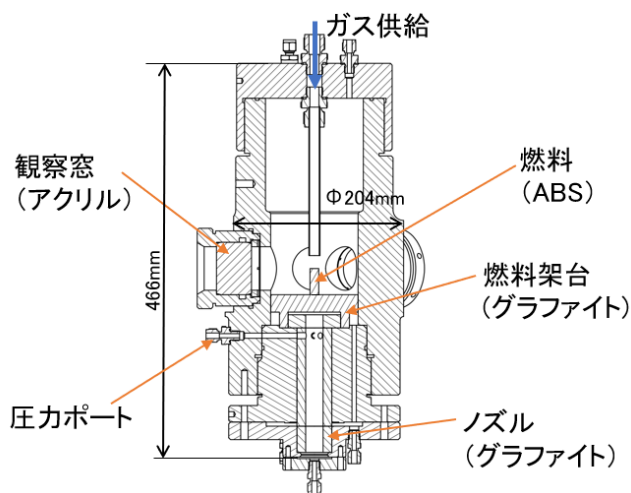


図1 燃焼器断面図

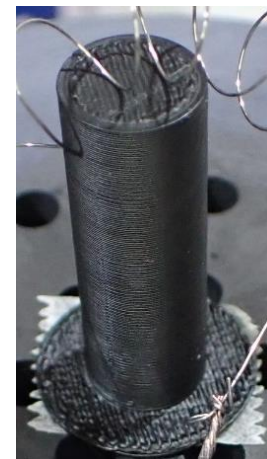


図2 3Dプリンタ製燃料(ABS)

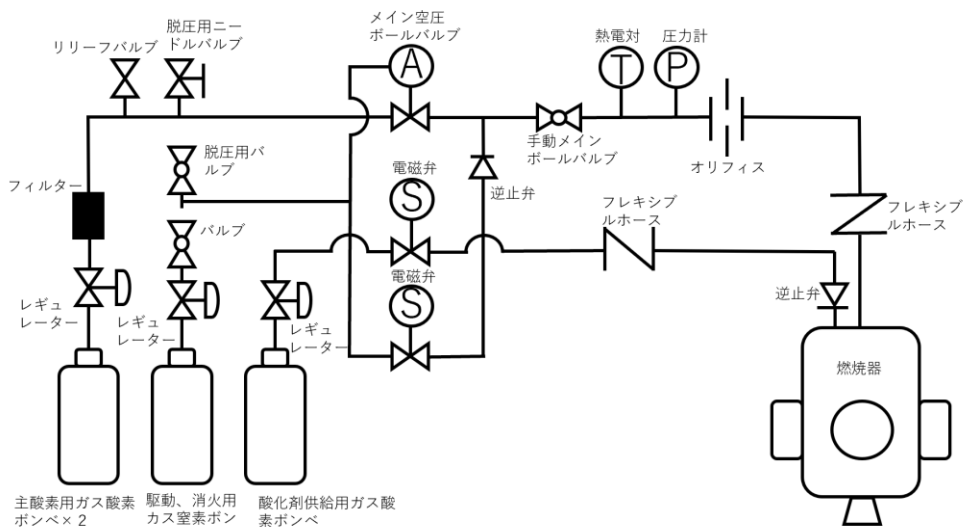


図3 酸化剤供給系配管図

表1 目標実験条件

燃焼室圧力[MPa]	大気圧	1	
酸化剤圧力[MPa]	2.5	2.5	
酸化剤質量流束[kg/m ² s]	75	50	75
燃焼時間[sec]	3		
燃料径[mm]	10	10	
ノズル径[mm]	20	8	

3. 実験結果・考察

図4, 5に耐圧試験, 気密試験の結果を示す. 耐圧試験は, 1MPaから徐々に圧力を上げていき, 最終的に10MPaの状態では30分間放置した結果, 0.4MPaの減圧はあったものの, 燃焼器の破壊は確認されなかった. 気密試験も耐圧試験同様徐々に圧力を上げ, 最終的に5MPaの状態では30分間放置した結果, 約0.04MPaのリークは確認されたが, 本研究の燃焼実験の燃焼時間を考慮すると十分な気密を保っていると考えられる.

図6~9に火炎観察結果を示す. 図6はニクロム線による点火直後, 図7は小流量の点火用酸素供給時, 図8が主酸素供給時の燃焼の様子である. ニクロム線による点火では円柱端面のみへの点火が確認された. 小流量の点火用酸素を供給した図7では, 円柱側面にも火炎が確認された. 主酸素供給時は酸素と燃料が衝突する端面には火炎は観察されず, 円筒形燃料の縁付近に激しい火炎が確認された. 図9に燃焼後の燃料を示す. 円柱端面の縁が面取りされたような形状となっていた. これは縁に形成された火炎によるものだと考えられる. 本結果より, 本燃焼器による端面燃焼観察が可能であることが示された. しかし, 燃料側面への火炎形成などの課題も残った. 今後側面のリストレクトを実施し, 側面の燃焼を防止する.

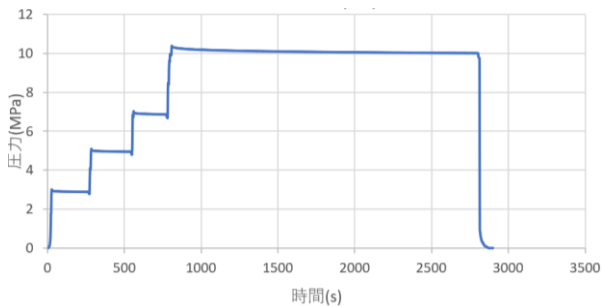


図4 耐圧試験グラフ

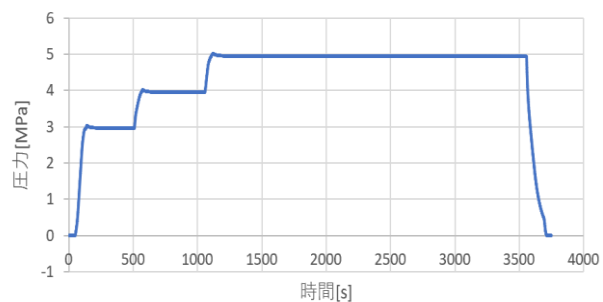


図5 気密試験グラフ

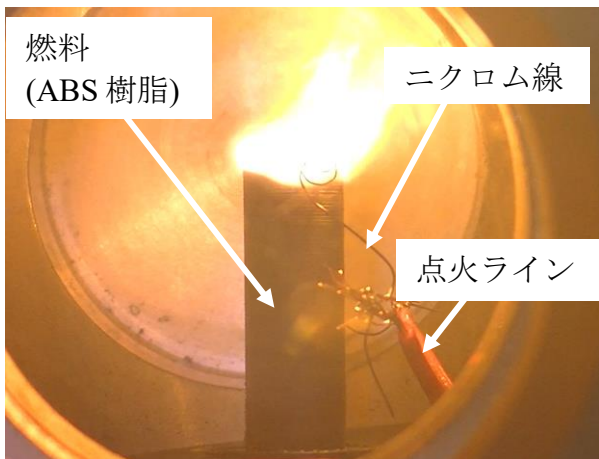


図6 ニクロム線による点火直後



図7 点火用酸素供給時の様子



図8 主酸素供給時の様子



図9 燃焼後の燃料

燃焼室圧力と燃料後退速度の関係を図10に示す。0.326MPa以下では燃焼室絶対圧力の燃料後退速度に対する影響は微小であった。また、目標燃焼室圧力を1MPaに設定していたが、実験の結果0.326MPaとなった。この要因として、計算上の特性排気速度の値よりも実験結果による特性排気速度が小さい事、2つ目は、燃焼器内の気密不足が考えられる。計算上では特性排気速度を500m/sと設定して計算し、燃焼室圧力を1MPaとしていたが、実験値で特性排気速度を求めた結果、129m/sであった。次回からはそこを考慮し実験条件の設定を行おうと考えている。燃焼器内の気密不足について、点火用ラインを樹脂で固めて気密を行っていたが、実験時に点火用ラインがぬけ、気密を保つことができなかったことが考えられる。

図11に酸化剤質量流束と燃料後退速度の関係を示す。結果従来通り、酸化剤質量流束は燃焼室絶対圧力と比較すると影響が大きいことが確認できた。

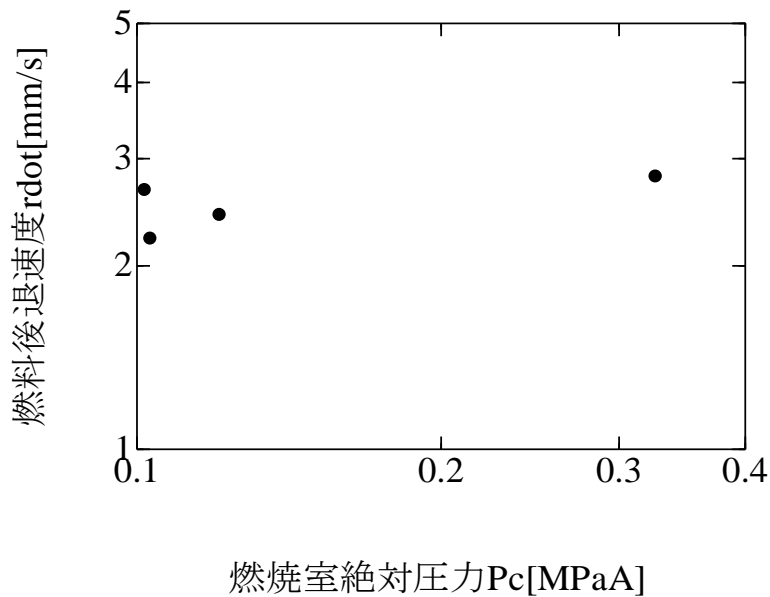


図 10 燃焼室絶対圧力と燃料後退速度の関係

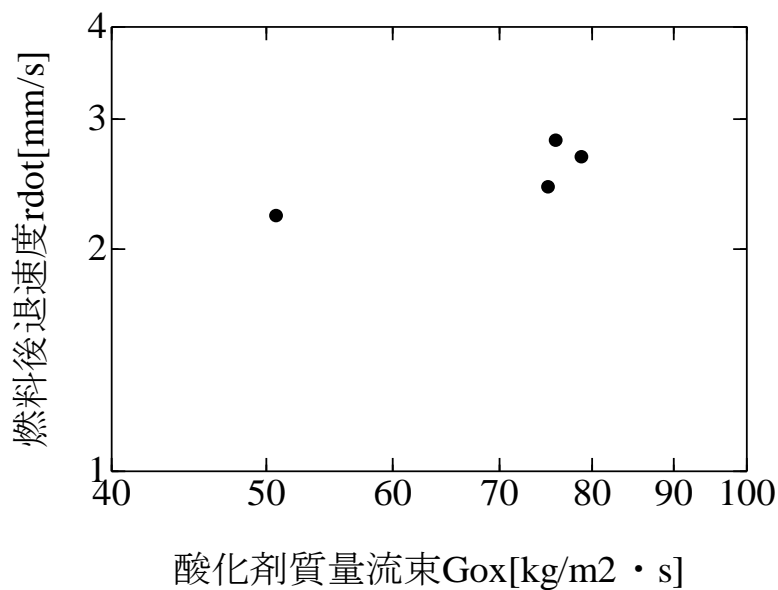


図 11 酸化剤質量流束と燃料後退速度グラフ

4. 結言

低融点燃料の燃焼は溶融層の流動現象・化学反応を伴う複雑な現象である為、流動現象・化学反応を別々に取り扱う端面燃焼実験を提案した。燃焼装置、実験環境構築、ABS樹脂での燃料後退速度測定を行った。燃焼室圧力は大気圧及び1MPaを目標とした。結果、酸化剤質量流速の方が燃料後退速度に影響を与えることが分かった。今後の展望として、低融点燃料、酸化剤質量流束と燃焼室圧力の変更でより多くのデータ取得・解析を行い低融点燃料の燃焼メカニズムの解明に繋げていく。

謝辞

本研究を実施するにあたり、福岡大学工学部化学システム工学科加藤准教授、東助教に多大なご協力を賜りました。この場を借りて御礼申し上げます。本研究は公益財団法人原田記念財団の助成を受けて実施されました。ここに謝意を表します。

参考文献

- 1) Karabeyoglu, M. A., Cantwell, D. A., “Development and testing of paraffin-based hybrid rocket fuels”, AIAA Paper (2001), 2001-4503.
- 2) Karabeyoglu, M. A., Altman, D., Cantwell, B. J., “Combustion of Liquefying Hybrid Propellants: Part 1, General Theory” Journal of Propulsion and Power, Vol. 18, No. 3, pp.610-620, 2002.
- 3) Wada, Y., Kawabata, Y., Kato, R., Kato, N., Hori, K., “OBSERVATION OF COMBUSTION BEHAVIOR OF LOW MELTING TEMPERATURE FUEL FOR A HYBRID ROCKET USING DOUBLE SLAB MOTOR” International Journal of Energetic Materials and Chemical Propulsion, 15(5), pp.351-369, 2016.