

液体酸素が流れる固体燃料管列の燃え拡がり特性

○野中響己, 津地歩, 李介維, 永田晴紀, 脇田督司 (北海道大学)

Flame Spreading Characteristics of Solid Fuel Tube Row with Liquid Oxygen

Hibiki Nonaka, Ayumu Tsuji, Kai Li, Harunori Nagata, Masashi Wakita
(The University of Hokkaido)

1. 緒言

近年, 小型および超小型衛星の需要が高まっており, 安価な小型ロケットの開発が求められている. 既存の固体 (または液体) ロケットに比べ安全かつ安価であるハイブリッドロケットに注目が集まっているが, 未だ実現には至っていない. その原因として低推力であることや燃焼中の酸燃比変化による比推力の低下が挙げられる¹⁾. これらの欠点を克服するため, 当研究室では端面燃焼式ハイブリッドロケットを提案してきた. 端面燃焼式ハイブリッドロケットの概念図を図1に示す²⁾. 燃料は無数の微小ポートを有しており, その中に酸化剤を流して各ポートの出口で拡散燃焼が形成される. 燃焼が進み隣接するポート同士が繋がることで燃焼面積が一定となり, 燃焼中に酸燃比が変化しない. さらに, 先行研究より, 火炎伝播速度と燃焼室圧力が正比例の関係にあることが明らかとなっており, 高推力化に期待できる³⁾.

現在, 固体燃料管内の燃え拡がりの研究は, 空気や酸素などの気体酸化剤を用いたものがほとんどであるが, 打上げ用ロケットの推進システムとして気体酸化剤をそのままロケットに搭載するのは, 大容量のタンクか高い内圧に耐える重いタンクが必要となるため現実的ではなく, 打上げ用ロケットには密度が大きい液体酸化剤を搭載する必要がある. しかし, 液相の酸

化剤を直接固体燃料に供給した場合の燃料後退特性はほとんど分かっていない. Tsuji らの先行研究⁴⁾によって単一ポートを有する PMMA 燃料の燃焼特性が明らかになっているが, 実際に近い複数ポート (固体燃料管列) を有する端面燃焼式ハイブリッドロケット用燃料における燃焼特性は未だ明らかとなっていない. そのため, 単ポート燃料との比較を行うことを目的として, 複数ポート燃料の燃焼特性を調査した.

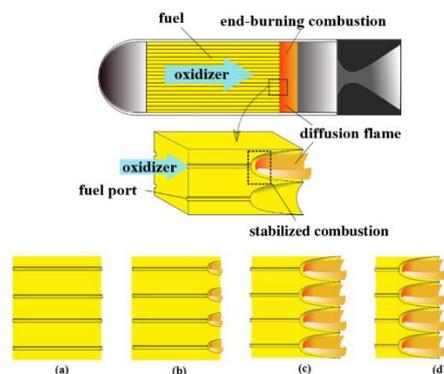


図1 端面燃焼式ハイブリッドロケットの概念図

2. 実験手法

2.1. 燃料と使用酸化剤

燃料は外径 12×13 mm の高さ 55 mm の矩形燃料で, 高精度 3D プリンタによって造形した光硬化性樹脂燃料を用いた. 酸化剤は液体酸素である. 液体酸素は極低温流体であるため, 熱応力が発生し, 従来の樹脂燃料では燃料割れが頻

発した。燃料割れを防ぐため、樹脂に少量のウレタンを加えているキーエンス製高精細 3D プリンタの AGILISTA での燃料製作を行った。燃料充填率は端面燃焼式ハイブリッドロケットの燃料条件を満たす 98% としてポート径 0.5, 0.67, 1.0 mm の 3 種類を製作した。

2.2. 実験手順

図 2 に実験装置の概略図を示す。液体酸素は、充填された貯蔵容器を加圧することで、オリフィスを経由して燃料管内に供給された。液体酸素の流量は貯蔵容器と燃料直上で圧力を測定することで、差圧から推定した。気液混相化を防ぐために、以下のような工夫を行った；1)液体酸素の貯蔵容器に発泡ポリウレタンの断熱剤を塗布し外部からの入熱を抑制、2)真空ポンプで、事前に貯蔵容器内を 0.03 MPa まで減圧し液体酸素を 80 K まで冷却、3)加圧ガスをヘリウムとすることで液体酸素への溶解を抑え、溶解熱等による液体酸素の温度上昇を抑制した。燃焼中に浮力によって浮き上がった火炎が燃料表面を炙るのを防ぐため、上部から窒素ガスを流した。火炎伝播速度はビデオカメラを用いて火炎の位置を側面から測定し、その時間変化より火炎前縁の移動速度として求めた。燃料管内に酸素が液単相で供給されていることを確認後、燃料管出口端面に点火し、消炎はポート内に気体窒素を流すことで行った。

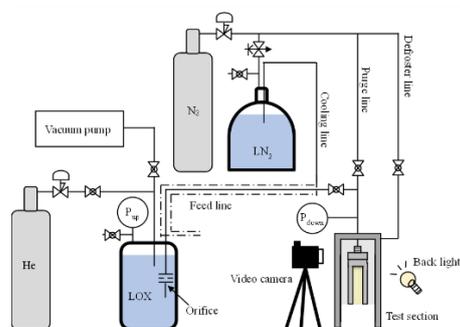


図 2 実験装置

3. 実験結果および考察

3.1. 燃焼形態

図 3 にポート径 0.5 mm および 1.0 mm における燃焼時の様子を示す。図 3 より、供給された液体酸素が気化せずに液柱のまま排出されていることが分かる。これは、燃料後退面に沿って形成された中空円錐台状の拡散火炎中心部を液体酸素が通過していることを示唆している。燃料後退形状は各ポートにおいて紡錘形であり、流路拡大部に拡散火炎が保たれることでポート径を拡大しつつ上流に燃料が後退している。拡大したポートは隣接するポートと繋がって後退しており、端面燃焼式ハイブリッドロケットの定常燃焼条件を満たしているといえる。拡散火炎の先端は流路拡大部と一体となって移動したことから、以下の議論では火炎先端の移動速度を燃料後退開始点の移動速度と等価として火炎伝播速度を調査する。図 4 に実験により得られた火炎伝播速度と酸化剤流速およびポート径の関係を示す。複数ポート燃料においても火炎伝播速度はポート内酸化剤流速の増加に伴って反比例的に減少しており、Tsuji らによる単ポート燃料の結果と同じ傾向を示している⁴⁾。複数ポート燃料における火炎伝播速度は 0.3~0.5 mm/s 程度であり、先行研究⁴⁾より単ポート燃料においては 0.2~0.5 mm/s 程度である。単ポート燃料では PMMA を、複数ポート燃料においては光硬化性樹脂を使用しており、燃料材質は異なるものの同じオーダーでの火炎伝播速度を示していることが分かる。同じ流速域における気体酸素を用いた場合の先行研究結果⁵⁾においては 5~10 mm/s であるため、火炎伝播速度は非常に遅いといえる。ここで、燃料後退形状が紡錘形であること、流路拡大部の移動速度が火炎伝播速度に等しいこと、および火炎伝播速度が非常に遅いことは安定燃焼の特徴と一致しており、液体酸素

を酸化剤とした端面燃焼式ハイブリッドロケット用燃料の燃焼に成功したといえる。



図3 燃焼時の様子（左：0.5 mm，右：1.0 mm）

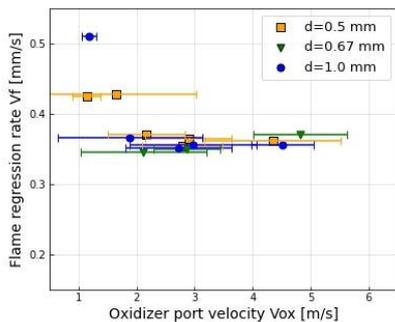


図4 火炎伝播速度と酸化剤流速およびポート径の関係

3.2. 異常な燃料後退

Tsuji らによる先行研究⁴⁾と同様に、複数ポート燃料においても異常な燃料後退が確認された。

図5に燃え残ったポート壁面を示す。異常な燃料後退はポート内酸化剤流速が速く、ポート径が小さい場合において発生し、ポート内壁面が未燃のまま火炎中に残る現象である。異常な燃料後退は液体酸素の冷却効果によって熱分解温度までポート内壁面温度が上昇しないことが原因であり、以下に示すポート内壁面から液体酸素への熱損失量で整理できることが明らかとなっている⁴⁾。

$$\dot{q}_{cool} = \frac{Nu_m \lambda_{ox}}{d} (\bar{T}_w - T_{ox}) \quad (1.1)$$

ここで、 \dot{q}_{cool} 、 Nu_m 、 λ_{ox} 、 \bar{T}_w 、 T_{ox} 、および d はそれぞれ熱損失量、平均ヌッセルト数、酸化剤の熱伝導率、ポート壁面温度、酸化剤温度、

およびポート径である。伝熱面であるポート壁面の温度測定は行っていないため、 \bar{T}_w は 180 K と仮定し、液体酸素は十分に冷却されているとして、 T_{ox} には液体酸素の大気圧下の沸点と同じ 80 K を用いた。ポート内を流れる液体酸素の速度境界層および温度境界層の両方が完全に発達し、流路に壁面温度一定の滑らかな円管を仮定すると、平均ヌッセルト数は、一般的によく用いられる以下の Dittus-Boelter の式から見積もることが出来る。

$$\begin{aligned} Nu_m &= 0.023 Re^{0.8} Pr^{0.4} \\ &= 0.023 \left(\frac{\rho_{ox} V_{ox} d}{\mu_{ox}} \right)^{0.8} Pr^{0.4} \quad (1.2) \end{aligned}$$

ここで、 ρ_{ox} 、 V_{ox} 、 μ_{ox} 、および Pr はそれぞれ酸化剤の密度、ポート内酸化剤流速、酸化剤の粘性係数、およびプラントル数である。液体酸素の熱伝導率、密度、粘性係数、およびプラントル数は、液体酸素の温度 $T_{ox} = 80$ K における値として文献⁶⁾からそれぞれ $\lambda_{ox} = 166 \times 10^{-3}$ W/m·K、 $Pr = 2.42$ 、 $\rho_{ox} =$

1190 kg/m³、および $\mu_{ox} = 253.6 \times 10^{-6}$ Pa·s を用いて求めた。図6にポート径と酸化剤流速に対する熱損失量の分布を等高線で示し、通常の燃料後退および異常な燃料後退が発生した実験条件をプロットした。先行研究⁴⁾より、単ポート燃料において異常な燃料後退は熱損失量が 1.5 MW/m² を超えた場合に発生することが明らかとなっている。しかし、複数ポート燃料においては $d=0.5$ mm の場合、熱損失量が 1.5 MW/m² を下回った条件でも発生していることが分かる。これはポート径が小さいことが原因だと考えられる。単ポート燃料においても同様の現象が見られており⁴⁾、 $d=1.0$ mm の場合のみ、低流速域においても異常な燃料後退が発生している。そのため、ポート径が 1.0 mm 以下の場合、熱損失量によって通常の燃料後退と異

常な燃料後退の境界を本モデルで得られる熱損失量で整理できないといえる。小さいポート径においても熱損失量によって境界を整理できるようにモデル式の改良が必要である。



図5 燃え残ったポート壁面

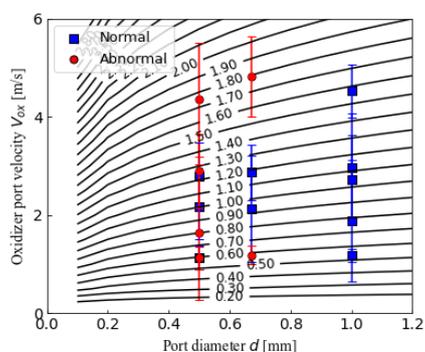


図6 異常な燃料後退と熱損失量の関係

4. 結言

本研究では、複数ポートを有する光硬化性樹脂燃料に液体酸素を流し、燃焼実験を行い、世界初の液体酸素を酸化剤とした端面燃焼式ハイブリッドロケット用燃料の燃焼に成功した。本研究で得られた知見を以下にまとめる。

(1) 複数ポート燃料においても安定燃焼を確認できたが、単ポート燃料と異なり、本条件において火炎伝播速度におけるポート径の依存性は見られなかった。

(2) 異常な燃料後退は複数ポート燃料においても確認され、熱損失量による整理を行ったが、ポート径が 1.0 mm 以下においては通常の燃料後退との境界を見つけることはでき

なかった。

謝辞

本研究は JSPS 科研費 JP19K04832 の助成を受けたものである。ここに記して感謝の意を表す。

参考文献

- 1) Chiaverini, M., Review of Solid-Fuel Regression Rate Behavior in Classical and Nonclassical Hybrid Rocket Motor, Fundamentals of Hybrid Rocket Combustion and Propulsion, edited by Chiaverini, M. and Kuo, K., Vol. 218, Progress in Astronautics and Aeronautics, AIAA, Washington, DC, 2006, pp. 37-125.
- 2) Yuji Saito, Toshiki Yokoi, Hiroyuki Yasukochi, Kentaro Soeda, Tsuyoshi Totani, Masashi Wakita and Harunori Nagata, "Fuel Regression Characteristics of a Novel Axial-Injection End-Burning Hybrid Rocket", Journal of Propulsion and Power, Vol. 34, No. 1, pp. 247-259, 2018.
- 3) Saito, Y., Kimino, M., Tsuji, A., Okutani, Y., Soeda, K., and Nagata, H., "High Pressure Fuel Regression Characteristics of Axial-Injection End-Burning Hybrid Rockets," Journal of Propulsion and Power, Vol. 35, No. 2, 2019
- 4) Ayumu Tsuji, "Fuel Regression Characteristics in stabilized combustion with liquid oxygen", 博士論文, 北海道大学, 2020
- 5) N. Hashimoto, S. Watanabe, H. Nagata, T. Totani and I. Kudo, "Opposed-flow flame spread in a circular duct of a solid fuel: Influence of channel height on spread rate", Proc. Combust. Inst. 29 (2002), pp. 245-250.
- 6) Japan Society of Mechanical Engineering, JSME Data Book: The Thermophysical Properties of Fluids, Japan Society of Mechanical Engineering, 1983.