

3D プリンターを利用したハイブリッドロケットの固体燃料に関する研究 Study of Solid Fuel for Hybrid Rockets Using 3D Printer

山田千陽¹, ○大地空悟¹, 高橋賢一²
Chihiro Yamada¹, *Kugo Ochi¹, Kenichi Takahashi²

Abstract: Hybrid rockets are not very practical because the fuel regression rate is low, and sufficient thrust cannot be obtained. Measures to improve this situation include the addition of materials with high combustion heat and oxidizers to the solid fuel, as well as the introduction of a swirling flow. In this study, star-shaped spiral solid fuels with port lengths of 100 mm, 150 mm, and 200 mm were fabricated using a 3D printer. Combustion tests were conducted with these solid fuels, and the regression rate was calculated. The results confirmed that the regression rate decreased as the port length increased.

1. 研究背景

ハイブリッドロケットは固体燃料と液体または気体の酸化剤を推進剤とする化学ロケットである。燃料と酸化剤が分離しているため再点火や推力調整が可能で安全性が高く、液体ロケットより構造が単純で安価である。しかし燃料後退速度が低く推力不足となり実用性が低い。その要因は固体燃料表面と拡散火炎の距離が大きく、熱流束が小さく気化が遅れる点にある。改善策として、高燃焼熱物質の添加やポート形状に旋回流を与える方法が挙げられる。本研究では燃料ポート内に旋回流を付与するため、3D プリンターで星形螺旋形状のポートを製作した。ポートの内部形状および固体燃料の外部形状を Figure 1 に示す。

先行研究^[1]ではポート長による性能への影響を評価していなかったため、3 種類のポート長の固体燃料について燃焼試験を行い、燃焼後の固体燃料断面を解析することで燃料後退速度を求め、性能を比較する。

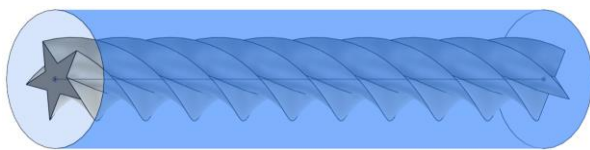


Figure 1. Swirling star shape solid fuel

2. 実験装置

CAD には Autodesk Fusion 360 (Version 2.0.16985) を使用した。3D プリンターは PRUSA i3 mk3s を使用した。本研究では固体燃料として PLA フィラメントを使用した。PLA はトウモロコシやジャガイモなどに含まれるデンプンを原料とした植物由来のプラスチックであり、環境負荷が低く、造形性に優れる。固体燃料の内部形状については回転角度を 0 度および 360 度の

2 種類とし、さらにポート長を 100 mm, 150 mm, 200 mm の 3 種類とした。以上の条件を組み合わせ、計 6 種類を設定し製作した固体燃料諸元を Table 1 に示す。

Table 1. Specifications of solid fuel

	No.1	No.2	No.3	No.4	No.5	No.6
Rotation Angle [deg]	0			360		
Port Length [mm]	100	150	200	100	150	200
Mass[g]	107	160	212	107	160	213
Density [g/cm ³]	0.99	0.98	0.97	1.01	0.98	1.00
Internal Surface Area [cm ²]	87.5	131	175	123	145	193

固体燃料表面のポート形状に関して、形状が単純で内部表面積を大きく取れ、旋回流を発生させることができる形状として星形螺旋形状を選定した。また、星形に内接する正五角形の外接円は、先行研究^[1]と比較を行うため、直径 ($d = 9.2$ mm) とした。加えて、No.3 ~No.6 の回転を付与した固体燃料についても先行研究^[1]との比較を行うため、回転角度を 360 度に設定した。ポート長については、3D プリンターで製作可能な最大長が 200 mm であることから、上限を 200 mm とした。また、従来用いていた 100 mm に加え、その中間の変化を評価するため 150 mm を設定した。以上より、本研究ではポート長を 100 mm, 150 mm, 200 mm の 3 種類とした。

1 : 日大理工・学部・航空 2 : 日大理工・教員・航空

3. 実験方法

燃焼試験を行い、圧力を測定した。測定した圧力より燃焼時間を計算し、燃焼後の固体燃料の断面から燃料後退速度を求めた。実験装置の概略図を Figure 2 に示す。

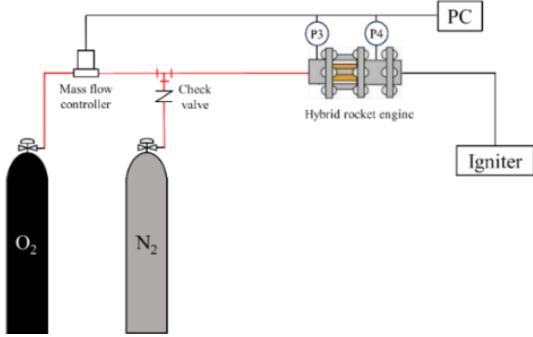


Figure 2. Schematic diagram of combustion test

酸化剤は気体酸素を用いた。気体窒素は異常燃焼時に消火を行う目的および燃焼試験後に燃焼ガスや気体酸素をポート内から排出する目的で設置している。着火装置はニクロム線式イグナイターを使用した。酸化剤流量は Mass Flow Controller により制御し、計測した。燃焼圧は圧力センサー (P3, P4) により計測した。

4. 実験結果及び考察

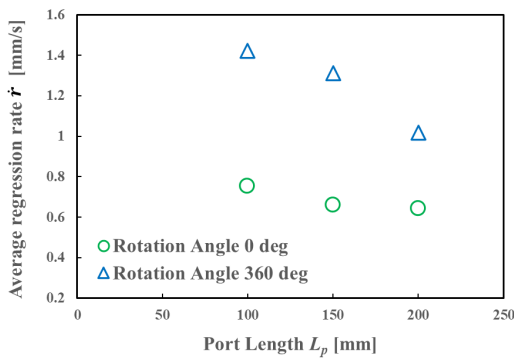


Figure 3. Average regression rate

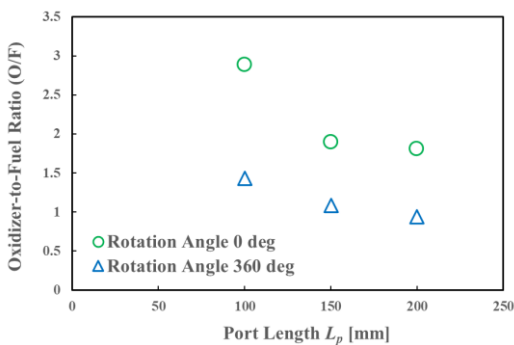


Figure 4. Oxidizer-to-fuel ratio (O/F)

実験結果として、6種類の固体燃料の平均燃料後退速度を Figure 3 に、酸化剤/燃料比 (Oxidizer-to-Fuel ratio, O/F) を Figure 4 に示す。

Figure 3 に示すように、ポート長の増加に伴い平均燃料後退速度が減少した。さらに Figure 4 に示すように、ポート長が増加すると O/F が低下する傾向が確認された。これらの結果から、ポート長の増加により固体燃料表面積が拡大し、燃料気化量が増加する一方で、供給酸素が不足したため平均燃料後退速度の低下が生じたと考えられる。



Figure 5. Contracted cross-section after combustion (left: before combustion, right: after combustion)

また、全ての固体燃料の 10~25 mm において Figure 5 に示すように、燃焼後の燃料断面に変形 (収縮) が見られた。これは酸化剤流入の影響により入口付近では火炎が燃料壁面に近接し、出口付近に比べて固体燃料表面温度が高くなるのが原因であると考えられる。

5. 結論

ポート長が伸びることで平均燃料後退速度が減少した。また、全ての燃料の前端から 10~25 mm 断面で燃焼後の固体燃料の変形が生じた。

6. 参考文献

- [1] Shimotake, K., Funami, Y., and Takahashi, K., "Empirical Analysis of Regression Rate Considering Swirl Geometry in Hybrid Rocket Engines," *Proceedings of the 11th European Conference for AeroSpace Sciences (EUCASS)*, July 2025.
- [2] 船見祐揮, 高野敦, 高橋賢一: 「星型フラクタル旋回形状グレインを用いたハイブリッドロケットにおけるスワール数の検討」, 日本航空宇宙学会 第 54 期年会講演会, 2023