

## 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

## A study on Solid Fuel for Hybrid Rocket with Using 3D Printer

○下竹健斗<sup>1</sup>, 村上敬祐<sup>1</sup>, 高橋賢一<sup>2</sup>Kento Shimotake<sup>1</sup>, Keisuke Murakami<sup>1</sup>, Kenichi Takahashi<sup>2</sup>

Abstract: Hybrid rockets are not very practical. Because of 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 a swirling flow. In this study, a star-shaped spiral solid fuel was created using a 3D printer. Combustion tests were conducted using the solid fuel, and regression rate calculated. As a result, regression rate improved as the rotation angle increased in the range of rotation angles below 225 degrees.

## 1. 研究背景

ハイブリッドロケットは、固体と液体の推進剤を組み合わせた化学ロケットである。特徴として液体ロケットより構造が単純かつ安価であることが挙げられる。また、燃料と酸化剤の相が異なり、分離して搭載していることから安全性が高く、再点火や推力調節可能である。しかし、ハイブリッドロケットは実用性が低い。その理由として、燃料後退速度が低く十分な推力が得られないことが挙げられる。その原因として燃焼室内では境界層燃焼により拡散火炎が発生するが、固体燃料表面との距離が大きいため熱流束が小さくなり燃料の気化が遅れる<sup>[1]</sup>。改善策として、固体燃料に燃焼熱が大きい物質や酸化剤を添加すること、旋回流を発生させることが挙げられる<sup>[2]</sup>。

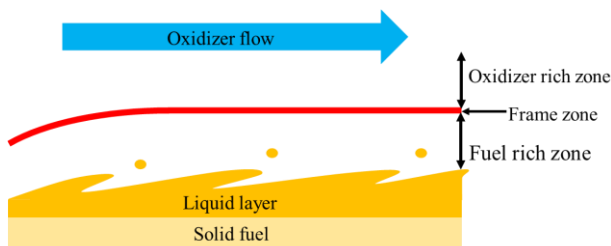


Figure 1 Boundary Layer Combustion

本研究では、旋回流を発生させるために 3D プリンターで複雑な内面形状のポートを作成した。今回作成した内面形状は星形断面の螺旋形状である。断面を星形にすることで表面積が増大し、固体燃料から気化する燃料が増加する。また、螺旋形状にすることで旋回流を発生させ、遠心力により火炎を固体燃料表面に近づけ固体燃料に与える熱量を増加させる。作成した固体燃料は燃焼試験を行い、燃焼後の固体燃料の断面を解析することで燃料後退速度を求めた。

## 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。また、コストも低い。固体燃料の内部形状の回転角度 0 度、135 度、225 度の 3 種類とした。製作した固体燃料を Table 1 に示す。

Table 1 Comparison of Solid Fuel

	No.1	No.2	No.3
Rotation Angle [deg.]	0	135	225
Volume [cm <sup>3</sup> ]	109	109	109
Mass [g]	106.79	106.58	106.47
Density [g/cm <sup>3</sup> ]	0.98	0.97	0.97
Internal Surface Area [cm <sup>2</sup> ]	87.50	88.85	91.19

固体燃料断面のポート形状に関して、表面積で優れた星形フラクタル形状の固体燃料を用いた実験により、局所燃料後退速度の向上がみられた<sup>[3]</sup>ことから、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を選定した。また、星形に内接する正五角形の外接円は、昨年度の研究結果<sup>[3]</sup>と比較を行うため直径 ( $d=9.2\text{ mm}$ ) とした。

## 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。

1 : 日大理工・学部・航宇 2 : 日大理工・教員・航宇

実験装置の概略図を Figure 2 に示す。

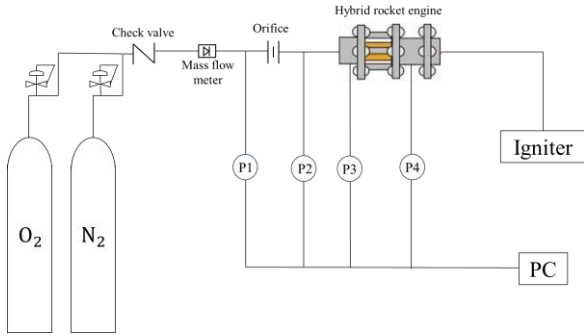


Figure 2 Schematic Diagram of Combustion Test.

酸化剤は気体酸素を用いた。気体窒素は異常燃焼時に消化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。ニクロム線の直径は  $d = 0.16 \text{ mm}$  である。着火方法は通電式で点火スイッチを押した瞬間にのみ通電する。酸化剤流量は流量計により計測する。燃焼圧は燃焼室の下流に設置されている圧力センサー (P4) により計測する。圧力センサーの諸元を Table 2 に示す。圧力センサーに関して燃焼器上流と下流側は P3, 4 を用い、それ以外の場所では、P1, 2 を用いる。

Table 2 Properties of Pressure Transducer

	P1, 2	P3, 4
Supplier	KYOWA ELECTRONIC INSTRUMENTS CO.,LTD	
Product name	PGM-50KM	PHL-A-5MP-B
Rated capacity [MPa]	5	5
Safe temperature [°C]	-20 to 70	-196 to 210
Compensated temperature [°C]	-10 to 60	-196 to 200

#### 4. 実験結果及び考察

実験結果を Table3 と Figure 3 に示す。

Table 3 Regression rate  $r$  [mm/s] at each position

	0 [mm]	25 [mm]	50 [mm]	75 [mm]	100 [mm]	Average [mm/s]
No.1	1.25	0.57	0.46	0.45	0.84	0.71
No.2	1.33	0.68	0.61	0.59	1.00	0.84
No.3	1.80	0.98	0.90	0.93	1.51	1.22

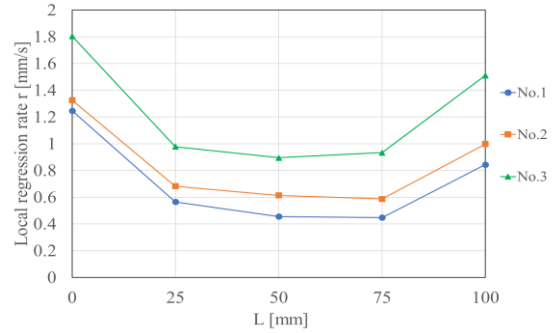


Figure 3 Local regression rate  $r$  [mm/s] at each rotation

Table3 と Figure 3 より、回転角度が大きくなるにつれて燃料後退速度が上昇していることがわかる。これは、旋回流により遠心力で火炎が固体燃料表面に近づき与える熱量が増加したことによるものだと考えられる。また、上流からの距離が 0 mm と 100 mm の位置では燃料後退速度が他の位置と比べて大きくなっていることがわかる。これは、燃焼室前後の空間において渦が発生し、循環領域が形成されることで燃焼が促進された<sup>[4]</sup> ことによるものと考えられる。(Figure 4)

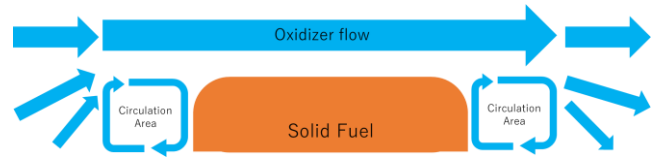


Figure 4 Circulation area before and after combustion chamber

#### 5. 結論

酸化剤に旋回流を発生させたときの方が旋回なしに比べて燃料後退速度は大きく、ポートの回転角度が大きくなると燃料後退速度は大きくなった。

#### 6. 参考文献

- [1] GEORGE P. SUTTON, OSCAR BIBLARS : "ROCKET PROPULSION ELEMENTS", pp.594 ~ 621, 2010
- [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.
- [3] 吉岡尚輝, 作田匠海, 脇田隆正 : 「3D プリンターを利用したハイブリッドロケット燃料の固体燃料に関する研究」, 令和 4 年度日本大学理工学部卒業論文, 2022.
- [4] 青木香奈実 : 「ハイブリッドロケットエンジンの燃焼室内における数値解析」, 令和元年度日本大学理工学部卒業論文, 2019.