

K-50

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

関本大輝¹, ○高橋友恵¹, 高橋賢一²Taiki Sekimoto¹, *Tomoe Takahashi¹, Kenichi Takahashi²

Abstract: Hybrid rockets are not very practical. Because of 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 a swirling flow. In this study, a 3D printer was used to create a solid fuel with a star swirl shape and a star swirl shape with the tip shaved 3 mm. Combustion tests were conducted using these solid fuels, and the fuel regression rate was calculated. The results showed that in the case of 225 degrees, the star shape with the tip shaved 3 mm had a larger fuel regression rate than the star shape. In addition, as a result of an experiment to visualize the flame, it was possible to photograph the flame swirling, proving that the combustion gas was swirling.

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。構造が単純であり、相の異なる燃料と酸化剤を分離して搭載していることから安全性が高く、再点火や推力調節が可能である。しかし、燃料後退速度が低く十分な推力が得られないことにより、実用性が低い。燃料後退速度が低い原因として、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く、熱流束が小さくなり燃料の気化が遅れる。この改善策として、旋回流を発生させる方法がある^{[1][2]}。

本研究では、旋回流を発生させるために 3D プリンターで星形断面で螺旋形状のポートを製作した。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。製作した固体燃料の燃焼試験を行い、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。

これまでの先行研究では星形の山部が燃えていないこと、ポートを旋回させていることによる燃焼ガスの旋回が起こっているのかが不明であることの 2 つの課題があった。これらを解決するために、①星形の山部を 3 mm 削った実験と②火炎の可視化実験の 2 つの実験を行うこととした。以降、この実験については実験①、②と表す。

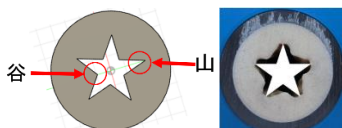


Figure 1. Star-shaped cross section

2. 実験装置

本研究では固体燃料として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、コストや熱による変形率も低い、PLA フィラメントを使用した。実験①の固体燃料は星形断面と星形の山部を 3 mm 削った断面のそれぞれの内部形状の回転角度 0°, 225°の 4 種類とした。ここで回転角度とは、燃料の上端から下端まで、星形がどれだけ旋回しているかを示す角度を表している。実験②の固体燃料は星形断面で内部形状の回転角度 360°とした。製作した固体燃料の諸元を Figure 2, Table 1 に示す。星形に内接する正五角形の外接円は、昨年度の研究結果^[3]と比較を行うために直径 9.2 mm とした。

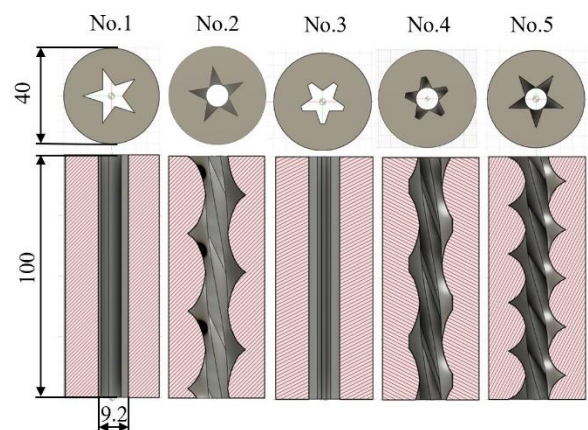


Figure 2. Grain Shape of Model (Unit: mm)

Table 1. Properties of Solid Fuel for Experiment

	No.1	No.2	No.3	No.4	No.5
Rotation Angle [°]	0	225	0	225	360
Infill [%]		80			90
Volume [cm ³]	111	111	109	109	109
Mass [g]	107	108	108	107	115
Density [g/cm ³]	0.96	0.97	0.98	0.98	1.05
Internal Surface Area [cm ²]	65.55	66.98	87.50	91.19	94.3

3. 実験方法

実験装置の概略図を Figure 3 に示す。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。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。酸化剤流量は供給圧に対応した流量でマスフローコントローラで制御する。燃焼圧は燃焼室の下流に設置されている圧力センサー (P3, P4) により計測する

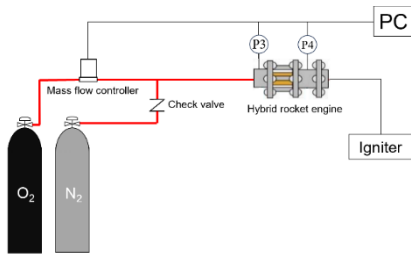


Figure 3. Schematic Diagram of Combustion Test

4. 実験結果及び考察

実験①の各固体燃料における燃料後退速度を Figure 4, 山部の燃料後退速度を Figure 5 に示す。Figure 4 より、225°においては、3 mm 削った星形の方が燃料後退速度が大きいことがわかる。また、Figure 5 より、どちらの回転角度においても 3 mm 削った星形の方が星形よりも山部の燃料後退速度が大きいことから、山部を削った場合に外側が良く燃えていることがわかる。これらの理由としては回転角度をつけたことにより、遠心力が発生し、火炎が燃料表面に近づいたこと、先端を削ったことで、酸化剤が先端まで流れやすくなったことが考えられる。

次に実験②の結果を Figure 6 に示す。これらはノズル後方を鏡に映したものをスローモーションカメラで撮影した映像を切り取ったものである。燃焼中は白飛びが激しく、可視化ができなかったが、燃焼後半で火炎が回転している様子を捉えることができた。

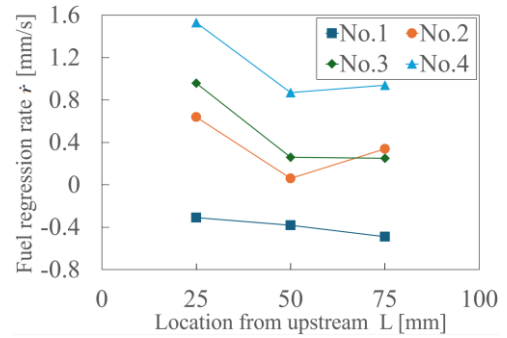


Figure 4. Local fuel regression rate at each solid fuel

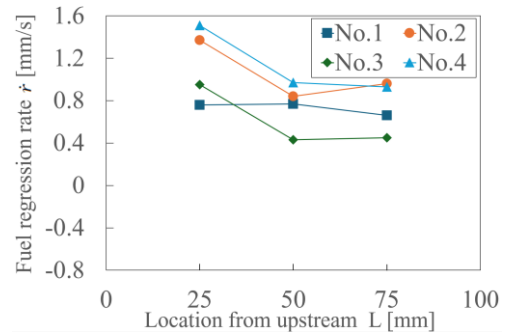


Figure 5. Local fuel regression rate in the head-end region

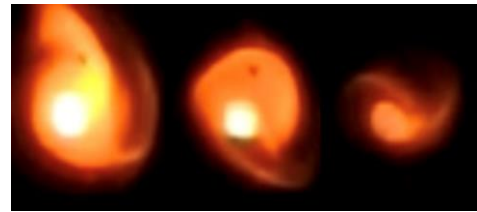


Figure 6. The turning of the flame

5. 結論

225°の場合は先端を 3 mm 削った星形は山部の燃料後退速度が大きくなった。

3 mm 削った星形には山部の燃料後退速度を改善する効果があることがわかった。

ポートを旋回させることにより燃焼ガスが回転していることがわかった。

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]下竹健斗,村上敬祐:「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 5 年度日本大学理工学部卒業論文,2023