

K7-14

旋回流及び金属粉末を用いたハイブリッドロケットの推進性能の向上に関する研究 Improvement of propulsion performance applying swirl flow and metallic powder to hybrid rocket engine

高橋徹¹, 高橋賢一²Akira Takahashi¹, Kenichi Takahashi²

Abstract: Low regression rate is one of the famous demerits of hybrid rocket. To improve the regression rate, aluminum powder ($3\mu\text{m}$) was added into the solid fuel as an ingredient which raises the adiabatic flame temperature. Experiment and numerical calculation were both performed. Micro crystalline wax and gaseous oxygen were used as solid fuel and oxidizer, the O/F (oxidizer/ fuel) ratio is about 2 in the experiment. The swirl flow also combined with adding aluminum powder to produce higher adiabatic flame temperature. As the result, there is only the improvement of using swirl flow but without the effect of adding aluminum powder. To find out the reason, liquid and gas (include aluminum powder) flow were simulated by ANSYS fluent. The result shows that there is three times bigger centrifugal force which works on aluminum powder than same size wax. This makes aluminum powder can't be burned, because there is no enough time to take heat from combustion flame before injected from nozzle.

1. はじめに

ハイブリッドロケットのもっとも一般的な推進剤の組み合わせは固体燃料と液体酸化剤を使用するものである。燃料と酸化剤の物質の状態の異なるものを使用するため、潜在的に爆発の危険性なく、極めて安全性が高い。しかしハイブリッドロケットはこれまでいくつかの計画や試験機体を除き、未だ宇宙輸送に使用されていない。その代表的な原因としては燃料後退速度という問題点が挙げられる。これを解決するために本研究では燃料後退速度の高いワックス系燃料($\text{C}_{43}\text{H}_{88}$: マイクロクリスタリンワックス)を固体燃料として使用した^[1]。さらに固体燃料内に金属粉末を添加した。しかし、これまでの研究から固体燃料に添加された金属粉末は燃焼することなく、ノズルより排出されることが分かっている。そのため酸化剤の流れを変化させ、燃料との混合を促進する効果のある旋回流を用いる手法^[2]を併せて使用し、その効果について検証を行い、推進性能の向上に繋げることが目的である。

2. 手法

2.1. アルミニウム (Al) 粉末

ハイブリッドロケットの燃焼時では固体燃料の表面上に境界層が形成される。そこで酸化剤と気化した燃料が混合し、燃焼火炎がこの境界層中に保持される。固体燃料は火炎からの熱によって融解・蒸発するので、火炎温度を上昇させることで固体燃料表面における熱流束が増加し、結果として燃料後退速度が上昇する。火炎の温度を上昇させるために本研究では固体ロケットで

も使用されているアルミニウム粉末を使用した。その粒径は平均 $3\mu\text{m}$ である。

2.2. 旋回流

ハイブリッドロケットエンジンの作動中に形成される境界層の中で酸化剤と燃料が混合するが、酸化剤の流れを燃料壁面に沿って流し、燃料との混合を促進させることで、燃焼温度を上昇させる手法が旋回流である。本研究で使用した旋回流を発生させるためのスワラーは Figure 1 のように流路壁面上に 4 つのインジェクターがあり、ここから噴出される酸化剤によって旋回流が形成される。また、旋回流の強さを表す形状スワール数 S_g である。これまでの研究より $S_g = 32.3$ のスワラーを使用すると燃料後退速度が大きく改善することが知られている^[3]ので、本研究においても $S_g = 32.3$ を採用した。

$$S_g = \frac{(R_o - R_i)R_o}{nR_i^2} \quad (1)$$

ここで R_o は旋回流が流れる流路の半径であり、 17.5mm となる。 R_i はインジェクターの半径であり、 1.25mm である。 n はインジェクターの数で 4 となっている。

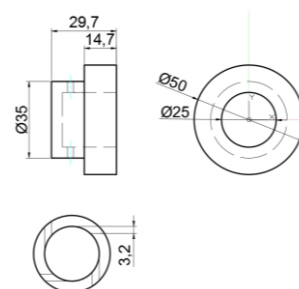


Figure 1. Drawing of swirler

3. 実験

3.1. 実験装置

アルミニウム粉末の効果を確かめるためにワックスのみで構成された燃料(Al-0wt%)とアルミニウム粉末を20%添加した燃料(Al-20wt%)の2種類を製作した.また旋回流による効果を検証するため,それぞれの燃料において酸化剤を軸流と旋回流の2種類の流れを用いて実験を行った.

実験ではガス酸素を酸化剤とし, O/F (酸化剤/燃料)比が約2となるよう調整した.実験装置の概略図を Figure 2 に示す.

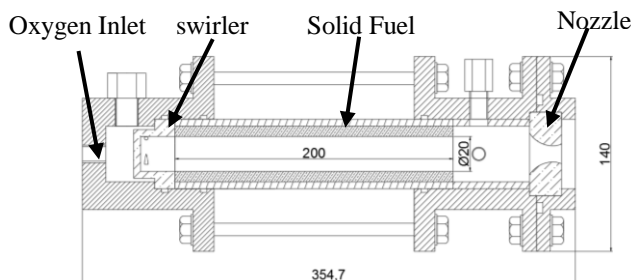


Figure 2. Schematic drawing of experimental apparatus

3.2. 実験結果

実験より得られた結果を Figure 3 に示す.ワックスのみの燃料(Al-0wt%)同士を比較すると旋回流を加えると燃料後退速度が向上したことが分かる.しかアルミニウム粉末を添加したもの(Al-20wt%)ではアルミニウム粉末が着火することによる燃料後退速度の改善がない.また Al-0wt%, with swirl の結果の一つの燃料後退速度が低くなっているのは実験時に着火がスムーズに行われなかったためである.

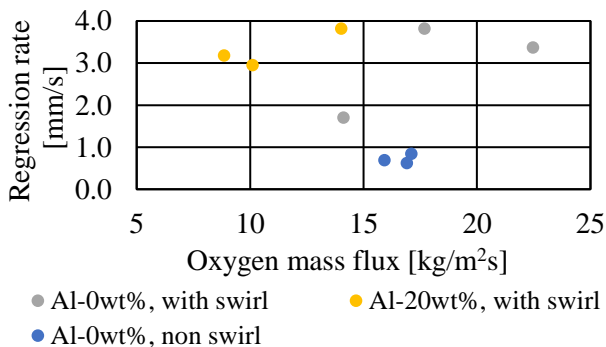


Figure 4. Experimental result

3.3. 数値計算

アルミニウム粉末が着火できなかった原因として,旋回流に乗ってアルミニウム粉末も液化した燃料と共に固体燃料表面を流れていることが考えられる.そのため燃焼器内での液化・蒸発した燃料及びアルミニウ

ム粉末流れを ANSYS Fluent を用いてシミュレーションした.

計算条件としては圧力ソルバーを使用し,Eulerian Multi-Fluid VOF Model で液化・蒸発した燃料及び酸化剤の混相流とした.また swirler から 8g/s の流量を与え,内径 20mm の燃料壁面から液化・蒸発した燃料とアルミニウム粉末が $O/F=2$ となるように噴出するよう設定した.システム内ではエネルギーが保存され, $k-\epsilon$ の粘性モデルを適用した.これらの設定より得られたシミュレーション結果を Figure 4 に示す.

図から読み取ると液相の流速は最も早い領域で 200m/s 以上,下流側の比較的遅い領域でも約 50m/s となっている事がわかる.ここで流速 50m/s を用いてアルミニウム粉末及び同じ大きさのワックスに働く遠心力と浮力を計算した結果,アルミニウム粉末に働く遠心力は同じ大きさのワックスの約 3.5 倍であり,浮力の約 900 倍であったことが分かった.この結果からアルミニウム粉末は旋回流を用いた手法では旋回によって生じる遠心力によって,常に融解した燃料の壁面側に流され,燃焼火炎に晒されない環境にあるのではないかと推測できる.

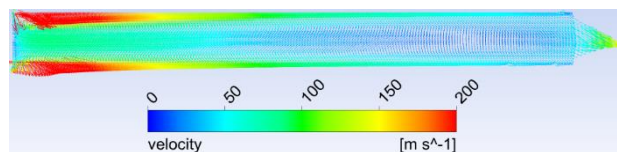


Figure 3. Simulation result of liquid fuel velocity in fuel port

4. まとめ

- 旋回流による燃料後退速度の向上を改めて確認できたが,アルミニウム粉末による効果を確認できなかった.
- アルミニウム粉末は旋回時に生じる遠心力によって固体燃料壁面側に流されていることが分かった.

5. 参考文献

[1] 彦根智, 那賀川一浪, 「ハイブリッドロケット用パラフィン燃料の後退速度と燃焼メカニズムに関する研究」, 東海大学紀要工学部 vol50, No.2, PP. 169-174, 2010

[2] 高山明正, 戸田諒, 嶋田徹, 北川幸樹, 「円管内における並列多重旋回流の可視化」, 平成 24 年度宇宙輸送シンポジウム: 講演集録, 2012

[3] Tamura, T., Yuasa, S. and Yamamoto, K., “Effects of Swirling Oxidizer Flow on Fuel Regression Rate of Hybrid Rocket”, 35TH JOINT PROPULSION CONFERENCE AND EXHIBIT, AIAA 99-2323, 1999