

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について Numerical Simulation in the Chamber of Hybrid Rocket Engine

○青木香奈実¹, 高橋晶世², 高橋賢一²

*Kanami Aoki¹, Akiyo Takahashi², Kenichi Takahashi²

Abstract: The regression rate of solid fuel improved by igniting the aluminum powder in the chamber of hybrid rocket engine. Previous research didn't confirm where the aluminum powder ignited. In this study, we analyze to confirm where the powder ignites. At this stage, the procedure was analyzed as follows using oxygen as the oxidant and methane as the fuel.

1. 研究背景

ハイブリッドロケットは、固体燃料と液体酸化剤の相が異なる2種類の推進剤を用いるロケットである。固体燃料と液体酸化剤を組み合わせることにより、安全性や低価格、低環境負荷の利点が注目され次世代ロケットとして期待されている。しかし、燃料後退速度や燃焼効率の点において固体ロケットと液体ロケットの両者を凌ぐ利点が見出されず、実用化にはまだ至っていない。^[1]この問題を克服すべく、固体燃料に金属粉末のような高エネルギー物質を添加することで火炎の温度を上げ、燃料後退速度を増加させる研究がされてきた。^{[2][3]}

先行研究の燃焼試験において固体燃料にAl粉末を添加することで燃料後退速度が増加し、火炎の温度解析及びSEMによる残渣の解析からAl粉末は着火している可能性が高く、それによって燃料後退速度が増加する結果が得られた。しかし、燃焼室内の温度を直接測定できず、火炎温度はノズル出口での解析であるため、Al粉末が着火していると考えられる温度まで上昇しているが、全てのAl粉末が燃焼室内で着火しているかは不明である。^[4]

本研究では、村上らが用いた燃焼器をモデルに燃焼試験の結果からANSYS-CFD(Fluent)を使用して燃焼室内の数値解析を行った。解析結果から酸化剤と燃料が燃焼室でどのように反応しているのか、Al粉末が着火できるほどの温度上昇があるのかを温度分布、反応により生成した化学物質の分布、速度分布から評価する。

2. 実験装置及び解析方法

2.1 実験装置

実際の燃焼試験に用いた燃焼器の概略図^[4]をFigure 1、数値解析に用いた燃焼器のモデルをFigure 2に示す。Figure 2のモデルでは、2次元で軸対称に実際の燃焼器と同様に左端が酸化剤流入口、固体燃料がある部分が

燃料流入口、右端のノズルが流出口となっている。

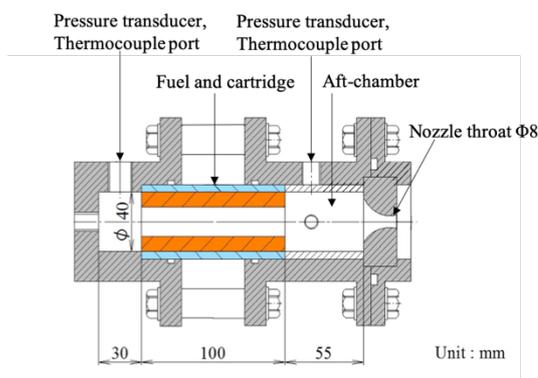


Figure 1. Schematic drawing of experiment apparatus

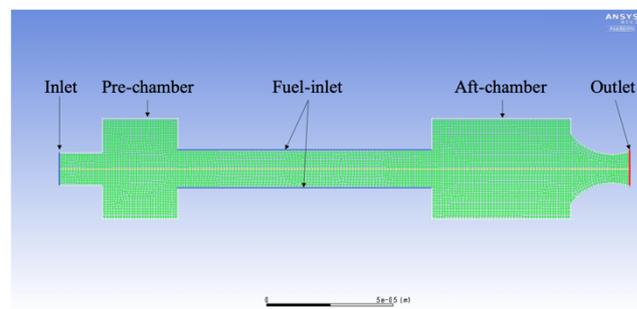


Figure 2. Mesh model of computational region

2.2 解析方法

Fluentでの解析条件をTable 1に示す。

Table 1. Analysis conditions

CFD condition	Steady analysis
Viscosity model	k-epsilon (Standard)
Initial Temperature [K]	2000
Oxidizer	Gaseous oxygen (GOX)
Fuel	Methane (CH ₄)
Inlet Velocity of Oxidizer [m/s]	62.43
Inlet Velocity of Fuel [m/s]	1.142

1 : 日大理工・学部・航宇 2 : 日大理工・教員・航宇

今回の数値解析は定常計算で行った。Fluent の物質のデータベースに燃料に用いられていた WAX 系燃料が無かったため、代わりにメタンを用いた。また、酸化剤と燃料の速度は先行研究における燃焼試験の結果から、酸化剤の速度は Al 粉末を添加しないときの酸化剤質量流量、燃料の速度は Al 粉末を添加しないときの燃料後退速度を使用して求めた。

3. 実験結果及び考察

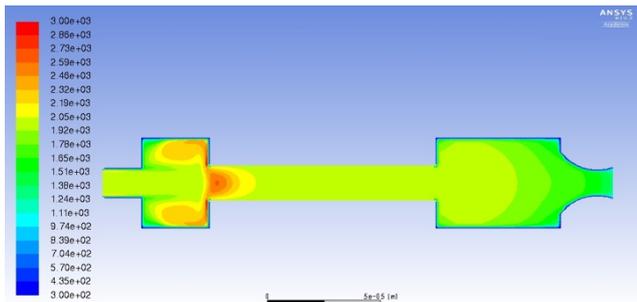


Figure 3. Temperature distribution

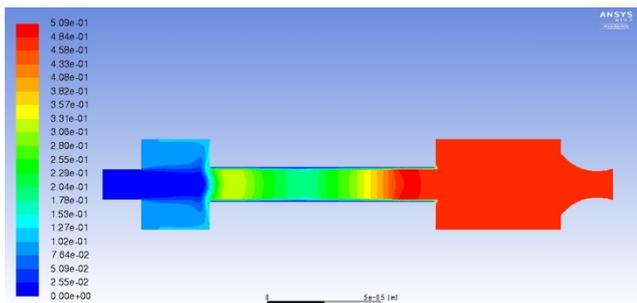


Figure 4. Mass fraction of CO₂

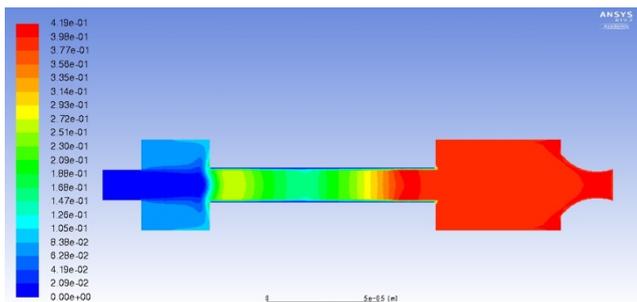


Figure 5. Mass fraction of H₂O

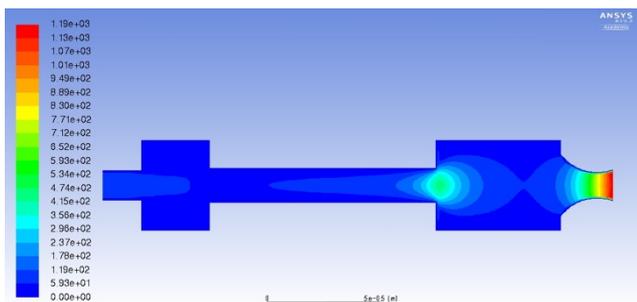


Figure 6. Velocity distribution

Table 1 の解析条件から温度分布、生成した化学物質の分布と速度分布を Figure 3~6 に示す。

Figure 3 より Figure 2 に示す Pre-chamber で約 3000K まで温度が上昇している。NASA-CEA^[5]から O/F を 2.7 としたときの火炎温度が約 2980K であることから、ここで酸素とメタンが反応し、着火していると考えられる。Figure 4, 5 より CO₂ と H₂O の分布から Pre-chamber で反応が進み、ノズルから CO₂ と H₂O を排出していることがわかる。また、Figure 3, 4, 5 のそれぞれの分布から Pre-chamber で循環領域ができていても確認ができる。Figure 6 より Aft-chamber の入口とスロート部分で加速されており、その他の部分での大きな加速は見られなかった。また、速度分布を vector で見たとき、Pre-chamber と Aft-chamber の中でわずかであるが循環していることが確認できた。

4. 結論と今後の課題

- 酸素とメタンを用いた場合 Pre-chamber で約 3000K に温度が上昇し、着火している。
- ノズルからは酸素とメタンの反応が進み、排出されるガスは CO₂ と H₂O である。
- 定常計算から非定常計算に solver を変え、着火現象を加えることで実際の燃焼試験に近づけていきたい。
- 燃料をメタンから WAX 系燃料に変え、Al 粉末を添加した場合を模擬し、数値解析を進めたい。

5. 参考文献

- [1] Harunori Nagata : “Combustion Technologies Relating to Hybrid Rockets”, Journal of the Combustion Society of Japan, Vol.59, No.190, pp.243-252, 2017
- [2] C. Carmicino and A. Russo Sorge : “Experimental Investigation into the Effect of Solid-Fuel Additives on Hybrid Rocket Performance”, Journal of Propulsion and Powder, Vol.31, No.2, pp699-713, 2015
- [3] Jakub Glowacki, Filippo Maggi and Luciano Galfetti : “Numerical Simulation of Vortex Combustion in a Hybrid Rocket Motor”, EUCAS2017, DOI: 10.13009, 2017
- [4] 村上由依 : 「ハイブリッドロケットにおけるアルミニウム粉末を添加した WAX 系固体燃料の燃焼特性」, 平成 30 年度日本大学 大学院修士論文, 2019
- [5] S. Gordon and B. J. McBride : “Computer Program for Calculation of Complex Chemical Equilibrium Compositions and Applications”, NASA Reference Publication 1311, 1996