

CFD解析を用いたハイブリッドロケットエンジンの内部弾道流に関する研究
Study of Internal Ballistic Flow in Hybrid Rocket Engines Using CFD Analysis

○山田翔太¹, 高橋賢一²

*Shota Yamada¹, Kenichi Takahashi²

Abstract: In hybrid rocket engines, conventional combustion experiments make detailed observation of internal ballistics impossible. To address this challenge, computational fluid dynamics (CFD) was applied. This study adopted a two-dimensional model that reproduced previous research^[1] to validate the computational setup and analyze the internal flow. As a result, improvements to the setup were identified, and analysis of the internal ballistic flow was successfully achieved.

1. 研究背景

ハイブリッドロケットエンジンは一般的に液体酸化剤と固体燃料を推進剤とする化学ロケットエンジンである。推力制御や再着火が可能であることや安全性が高いなどの長所がある。しかし、燃料後退速度が低いため、推力を十分に得られないという問題がある。燃料後退速度が低い原因には境界層燃焼により、固体燃料と拡散火炎の距離が大きくなり、固体燃料へ供給される熱流束が小さくなるのが起因している。既往研究^{[1][2]}では、燃料後退速度を向上させるために固体燃料に金属粉末を添加することや内部形状を変化させることが行われている。しかし、その効果を裏付ける内部弾道流の詳細は十分に明らかにされておらず、通常の燃焼実験のみで把握には限界がある。対応策として、CFDによる内部弾道流の解析を行うことが挙げられる。

研究の目的は、CFD解析を通して、使用しているエンジンの内部弾道流の解析を行うとともに固体燃料の内部形状変化させた場合の内部弾道流の解析を行うことを目指す。研究を行う上で、円筒状の固体燃料を用いた内部弾道流の解析が最優先であり、それを踏まえて内部形状を変化させた場合の研究を行っていく。

本研究では、OpenFOAMを通して、2D解析で既存研究を模したモデルテストを行い、解析結果より、設定の正しさを確認するとともに内部弾道流の解析まで行った。

2. 実験装置及び解析方法

2.1 実験装置

CFD解析に用いたエンジンのメッシュモデルをFigure 1, エンジンの寸法をFigure 2に示す。メッシュモデルは軸対称になっており、Inletが酸化剤流入口、Outletが流出口である。燃料は固体燃料の内部壁面に位置するFuel-inletから質量一定で流入させている。

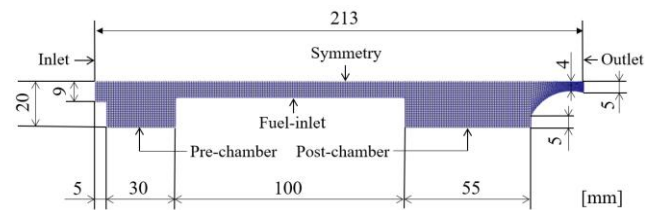


Figure 1. Mesh model of computational region and Engine dimensions

2.2 解析方法

OpenFOAMでの解析条件をTable 1に示す。

Table 1. Analysis condition

OpenFOAM version	12 (Foundation)
CFD condition	non-stationary analysis
solver	multicomponentFluid
Turbulence model	k - ε (standard)
Combustion Model	Eddy Dissipation Concept
Initial Temperature [K]	3000
Initial Pressure [kPa]	500
Fuel	Kerosene (C ₁₂ H ₂₄)
Oxidizer	Gaseous oxygen (GOX)
Reaction Model Data	Hychem ^[3]
Species / Reactions	42 / 205 (skeletal)
Fuel Mass Flow [kg/s]	2.4757×10 ⁻⁵
Oxidizer Mass Flow [kg/s]	7.2504×10 ⁻⁵
Time step size [s]	1 × 10 ⁻⁷
Total time [s]	0.1
Min Volume [m ³]	7.3948×10 ⁻¹²
Max Volume [m ³]	1.0875×10 ⁻¹⁰

今回は非定常計算で0.1 sまで行った。また、既往研究^[1]では、燃料はWAXであるが、反応モデルのデータがないため、C/H比に近い、パラフィン系燃料であるケロシン (C₁₂H₂₄) をHychem^[3]から使用した。酸化

1: 日大理工・学部・航宇 2: 日大理工・教員・航宇

剤・燃料質量流量は既往研究^[1]とメッシュモデルから調整を行った値を用いた。

3. 実験結果及び考察

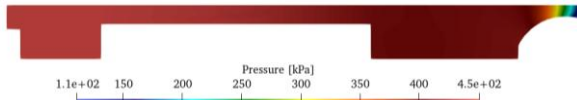


Figure 2. Pressure distribtion at 0.1 s

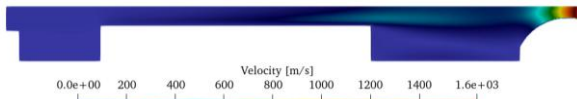


Figure 3. Velocity distribtion at 0.1 s

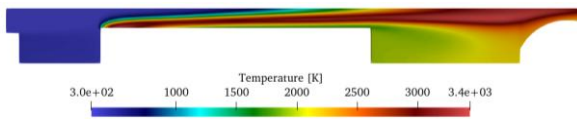


Figure 4. Temperature distribtion at 0.1 s

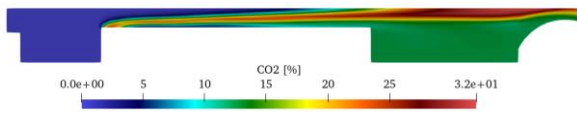


Figure 5. CO₂ distribution at 0.1 s

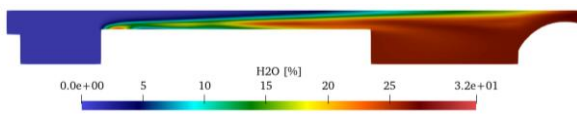


Figure 6. H₂O distribution at 0.1 s

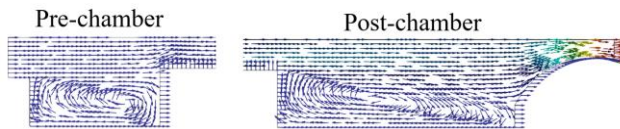


Figure 7. Pre-chamber and Post-chamber Velocity vector at 0.1 s

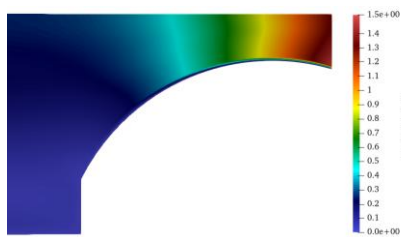


Figure 8. Mach number distribution at 0.1 s

着火直後の過渡状態を避け、内部弾道流の挙動を評価できる定常状態になった時刻として0.1 sの実験結果を用いた。

0.1 sにおける圧力分布、速度分布、温度分布、化学種分布、密度分布を Figure 2~6, Pre-chamber, Post-chamber の速度ベクトルを Figure 7, スロート部のマッハ数分布を Figure 8 に示す。この時、マッハ数の算出に比熱比

の値を外部から入れる必要があった。燃焼生成物は高温状態で H₂O や CO₂ を含むため、比熱比は約 1.1~1.3 にあると考えられる^[4]。そこで、マッハ数を算出するための比熱比は 1.2 を仮定して用いた。

Figure 2 より、Pre-chamber で約 450 kPa, Post-chamber で約 400 kPa まで圧力上昇しており、既往研究^[1]に比べ、圧力は約 90 kPa ほど低くなっていた。スロート部の断面積が Table 1 の設定に対して大きく、メッシュモデルが不完全であったと考えられる。Figure 3 と 8 より、ノズル付近で速度増加し、スロート付近で音速になりチョークしていることがわかる。また、Figure 7 より、循環領域が Pre-chamber, Post-chamber にできていることが確認できる。Figure 4 より、温度分布は高温領域が生じており、Figure 5, 6 の化学種分布と関連させてみると、高温領域は拡散火炎であると考えられる。また、Post-chamber における循環領域により、Post-chamber の温度上昇が起きており、圧力上昇の要因になったと考えられる。Figure 5, 6 より、化学種分布は拡散火炎部分から生成・消費がされており、生成物の CO₂, H₂O は H₂O の方が割合が大きく、互いに循環領域によって Post-chamber 全体に拡散していることがわかる。

4. 結論と今後の予定

- 2D 解析で既存研究を模したモデルテストを行い、内部弾道流の解析と設定の改善点を見つけることができた。
- メッシュモデルの断面形状に改善を施し、2D 解内部弾道流の解析と設定の正しさの確認を行う。
- 改善後の設定を基に固体燃料の内部形状が円筒状の 3D 解析を行い、内部弾道流の解析を行う。

5. 参考文献

- [1] 山崎雄太：「ハイブリッドロケットエンジンの燃焼室内における金属粉の着火特性に関する研究」, 令和2年度日本大学大学院修士論文, 2020.
- [2] 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の固体燃料に関する研究」, 令和5年度日本大学卒業論文, 2023.
- [3] Stanford University, Hai Wang Group, “HyChem : A Hybrid Chemistry Model for Jet Fuels”, Stanford University website , 2025 . Available at: <https://web.stanford.edu/group/haiwanglab/HyChem/>
- [4] 木村逸郎：「ロケット工学」, 株式会社 養賢堂, P107, 2021.