

K-19

## 数値解析による小型ハイブリッドロケットエンジンの性能評価 Performance Evaluation of Small Hybrid Rocket Engines by Numerical Analysis

○永野蒼<sup>1</sup>, 高橋晶世<sup>2</sup>\*Aoi Nagano<sup>1</sup>, Akiyo Takahashi<sup>2</sup>

This study presents a numerical analysis of small-scale hybrid rocket propulsion systems using ANSYS Fluent. As a preliminary step, methane combustion was simulated to examine basic characteristics such as temperature, velocity, and species distribution, thereby establishing a computational framework for hybrid rocket analysis. Future work will build on a previously studied engine design employing hydroxyl-terminated polybutadiene (HTPB) as fuel and Nytrox (N<sub>2</sub>O + liquid oxygen) as oxidizer. Since HTPB thermally decomposes to release butadiene gas, this species will be modeled in the boundary layer to reproduce fuel regression and diffusion flame behavior. The objective is to clarify performance limitations of small-scale hybrid propulsion and provide design guidelines for optimization.

### 1. 研究背景と目的

小型衛星需要の高まりに伴い、安全性と推力制御性に優れる小型ハイブリッドロケットの推進機採用が注目されている。しかし、小型化によりエンジン性能低下が生じることが報告されている。Derikvand[1]は末端水酸基ポリブタジエン（以下 HTPB）を燃料、亜酸化窒素と液体酸素の混合物（以下 Nytrox）を酸化剤とする小型ハイブリッドエンジンの CFD 解析を行い、小型化に伴う推力や比推力の低下、ノズルスロート部での熱流束増大といった問題を明らかにした。本研究は、この知見を基盤として数値解析を高度化して HTPB 熱分解ガスおよび Nytrox による境界層燃焼挙動を明らかにし、小型推進系の性能限界および設計指針の確立を目的とする。

### 2. 数値解析

数値解析環境として ANSYS Fluent を導入し、燃焼解析の基本操作と物理モデルの理解を目的として基礎的なシミュレーションを行った。燃料には HTPB からの熱分解ガスを模擬してメタン（CH<sub>4</sub>）、酸化剤には酸素（O<sub>2</sub>）を用い、渦消散モデルにより乱流燃焼を解析した。燃焼器断面を対称に格子を作成し、特にメタン吹き出し口近傍に細分化したセルを配置して噴流挙動を解像できるようにした（Figure 1）。

解析の結果、燃焼場の温度分布（Figure 2）では中央部に高温域が形成され、壁面付近には急激な温度勾配が確認された。また、流速ベクトル（Figure 3）からは燃焼室入口から燃焼域にかけて渦構造が生じた。これらは混合の不均一性や局所的な滞留の原因となりうる。

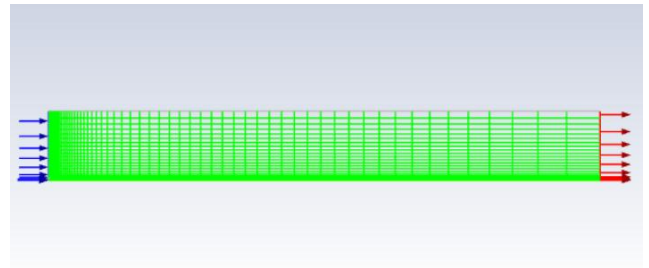


Figure 1. Computational Grid of the Combustor Model

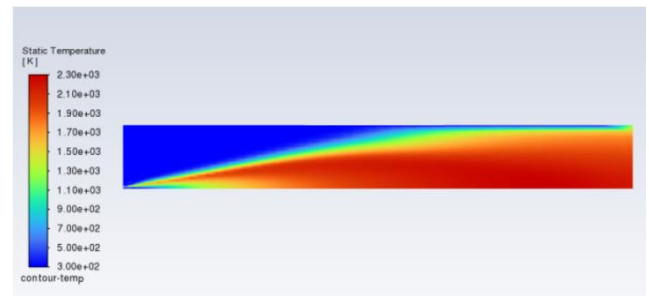


Figure 2. Temperature Distribution inside the Combustor

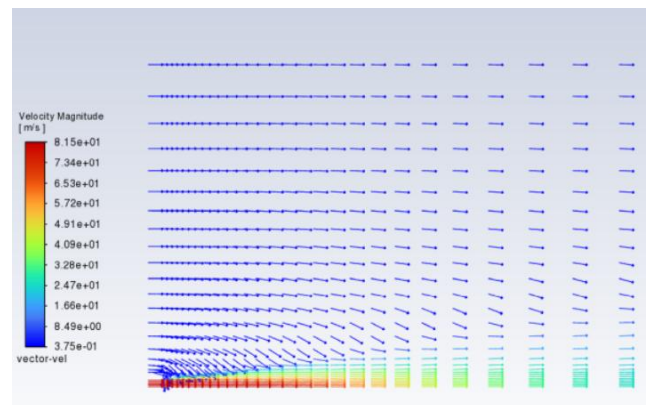


Figure 3. Velocity Vector Field of the Combustor Flow

1: 日大理工・学部・航宇, 2: 日大理工・教員・航宇

不均一性は、燃焼効率低下、ひいてはエンジン性能低下につながる。続いて主要化学種の質量分率分布を Figure 4-7 に示す。

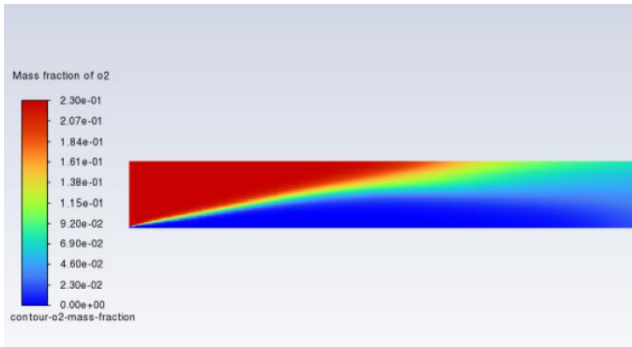


Figure 4. Mass Fraction Distributions of O<sub>2</sub>

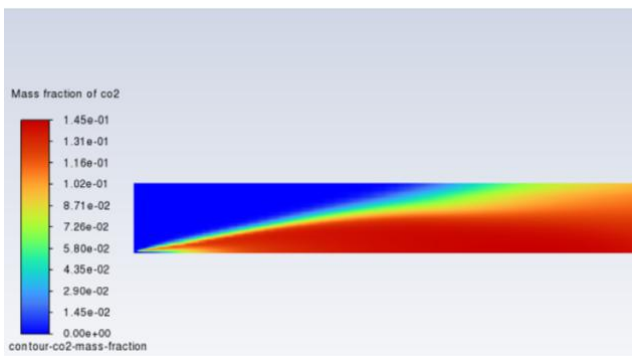


Figure 5. Mass Fraction Distributions of CO<sub>2</sub>

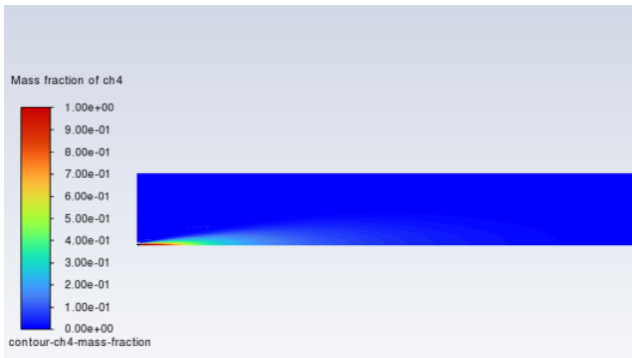


Figure 6. Mass Fraction Distributions of CH<sub>4</sub>

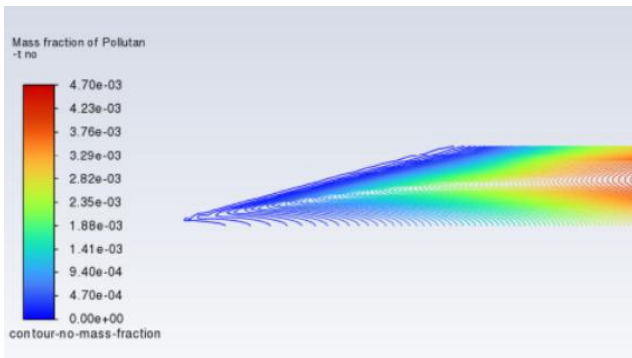


Figure 7. Mass Fraction Distributions of NO

メタンは燃焼域で急速に消費され、酸素との反応により二酸化炭素や窒素酸化物が生成される様子を再現できた。これらの解析を通じて、燃焼現象の可視化と CFD 操作の基礎を習得し、今後の研究に必要な基盤を整備できた。

### 3. 今後の解析計画

今後は、Derikvand<sup>[1]</sup>が行った小型ハイブリッドロケットエンジンの CFD 解析を基盤に、燃料に HTPB、酸化剤に Nytrox を用いた条件で研究を発展させる。燃焼モデルは従来の渦消散モデルから拡散火炎モデルへと拡張し、燃料と酸化剤の混合過程や火炎構造をより詳細に再現する予定である。特に HTPB の熱分解で生成されるブタジエン (C<sub>4</sub>H<sub>6</sub>) <sup>[2]</sup> を壁側境界から供給して境界層に導入し、酸化剤との境界層拡散火炎を数値的に解析することで、燃料後退挙動や燃焼効率への影響を明らかにする。

さらに、燃焼室内の温度場・速度場・化学種分布を多角的に評価し、局所的な高温領域の形成や燃焼室長の影響を検討する。特に小型エンジンでは燃焼室長が短いため、混合不足や火炎安定性の低下が問題となるが、これらを CFD 上で再現し、性能への寄与を定量的に把握することを目指す。また、先行研究の結果と比較することで、計算モデルの妥当性を確認するとともに、小型スケールに固有の課題を整理し、設計条件の最適化に繋げる。

### 4. まとめ

本研究では、メタン燃焼を対象とした CFD 解析を行い、燃焼場の温度分布・流速場・化学種分布を明らかにすることで、数値解析環境の構築と研究基盤を整備した。今後は HTPB-Nytrox 系を対象に境界層拡散火炎モデルを導入することで、小型ハイブリッド推進系の性能評価と設計指針の構築に寄与できるような解析を実施することを目標とする。

### 5. 参考文献

- [1] Z. Derikvand : “Performance and Scaling of Hybrid Rocket Motors”, PhD Thesis, Beihang University, 2018.
- [2] J. Tian, H. Zhu, R. Li, G. Cai : “Thermal decomposition behavior of hydroxyl-terminated polybutadiene (HTPB)”, *Polymer Degradation and Stability*, Vol.236, pp.110–123, 2024.