

酸化剤旋回型ハイブリッドロケット燃焼器内の 数値解析

学生証番号 086061 氏名 板倉 理一
(指導教員 長島 利夫 教授
岡本 光司 准教授)

Key Words : Hybrid Rocket, Swirling flow, Regression rate

ハイブリッドロケットは、固体燃料を筒状に充填した燃焼室内に気体酸化剤を投入して燃焼させるロケットである。火薬を用いる固体ロケットと異なり安全な推進手段として期待される一方、推力が得難いため機器の大型化が困難である。推力向上には酸化剤流路側壁面積と燃料後退速度の積で表される燃料流量を増やす必要があるが、一般的には前者をほぼ一定とみなし燃料後退速度を推力向上の目安としている。固体ロケットと異なり燃料と酸化剤が分かれているため、燃料後退速度の向上は火薬を使用する場合より困難であるが、解決策の一つとして酸化剤に旋回を加える方法がある^[1]。性能の向上は実験によって確認されているが燃焼器内では旋回を伴う主流構造と乱流の相互干渉や高分子燃料の気化・燃焼といった複雑な流れ場となっており、実験による内部流動構造の把握は困難である。このため物理現象を把握する手段として数値計算手法を用いることが有効と考えられる。そこで、本論文では既存の数値モデルを合わせた手法で旋回型ハイブリッドロケットの内部流動解析を行ない、旋回による燃料後退速度向上の要因を明らかにすることを目的とした。

本計算では、周方向8分1の軸対象境界を仮定し基礎方程式には3D圧縮性RANSに乱流モデル (Spalart Allmaras) を適用したものを使用した。計算領域の形状及び各計算条件は湯浅らの実験^[1]と同一にした。なお、燃料の後退による壁面形状の変化は考慮していない。また、燃焼現象そのものの解析は行わず、計算領域中に火炎帯 (発熱領域) を設けた。なお、燃焼による全発熱量は実験データを元に定め、基礎方程式の生成項に火炎面からの発熱を模擬した。火炎帯と燃料壁面との距離は、実験における燃料後退速度から熱伝達量を算出し、さらに燃料壁付近の温度勾配を一次近似することで概算した結果0.9mmとし、発熱は全面一様を仮定して燃料の吹出し量は壁面における熱流束に比例させた。

以上の手法を用いて、燃焼器入口から酸化剤を軸方向に全面流入させた場合と側壁に沿うように流入させて旋回を与えた場合の比較を行い、以下の結論を得た。

- A) 簡易的な数値計算でも、旋回による燃料後退速度の向上と燃料後退速度の分布を再現できた。
- B) 旋回による燃料後退速度の向上は、温度・速度境界層が共に薄くなるためであることがわかった。
- C) 再循環領域の終端は周方向速度より軸方向速度の影響が卓越する位置の近傍であり、燃料後退速度の極大値もその付近で生じていることがわかった。

参考文献

- 1) 湯浅, 他, “推力 1500N 級酸化剤旋回型ハイブリッドロケットエンジン用 LOX 気化ノズルの評価燃焼実験”, 宇宙技術 Vol.6, pp47-54, 2007