

予冷ターボエンジン アフターバーナ燃焼試験

吉山智之, 増田勇斗, 内海正文, 奥抜竹雄, 中谷辰爾, 津江光洋 (東大工学系)

西田俊介, 田口秀之 (JAXA)

実験期間：平成 27 年 7 月 21 日～7 月 31 日, 9 月 28 日～10 月 9 日, 10 月 26 日～11 月 6 日,
平成 28 年 1 月 12 日～1 月 22 日

予冷ターボジェットエンジンは、マッハ 5 クラスの極超音速機の実現のため研究開発されているものであり、当該エンジンのアフターバーナにおいては、予冷による推力向上の効果を最大とするため、システム設計上巡航時において当量比 2.2 程度の燃料過濃燃焼が選択されている[1]。より高効率な燃焼を行うため、SiC 粒子添加可視 2 色法を用いてアフターバーナ部モデル燃焼器内部の温度分布の計測を行ってきた[2]が、これまでは添加する SiC 粒子濃度の影響を考慮していなかった。本年度その粒子濃度の影響を加味して温度を算出することによって、モデル燃焼器内部の温度分布をより正確に取得することを目指し実験を行った。

図 1 に実験で使用した実験装置の外観を示した。混合セクション内において、多数の噴出孔を持つパイプから空気で SiC 粒子を挿入し、その挿入量を変化させて SiC 粒子による測定温度変化を調査した。挿入の際に使用する空気の質量流量は風洞から供給される空気の 1% 程度であるため、その影響を無視した。SiC 粒子濃度に対する放射率特性の変化を辻・山岡バーナーを用いて別に取得し、それと同様の放射率特性が本実験系においても得られるものとして計算を行った。

図 2 に平均温度の主流方向に対する変化を、図 3 に温度測定結果の一例を示す。従来の測定法ではインジェクタ後方において、温度幅が 300K 程度生じていたが、SiC 濃度を加味することによって 100K 程度まで減少した。SiC 濃度を加味した計算を行うことでより精度よくモデル燃焼器内部の温度分布を取得することができた。

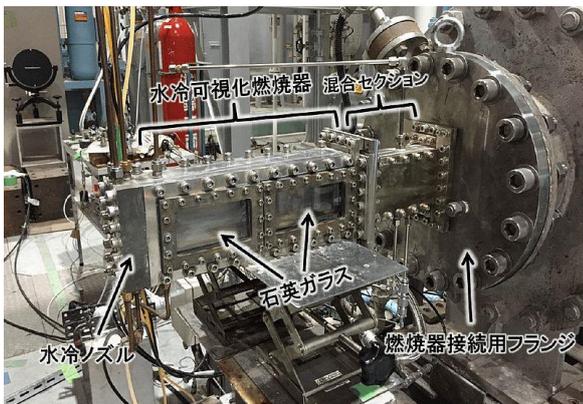


図 1 実験装置外観

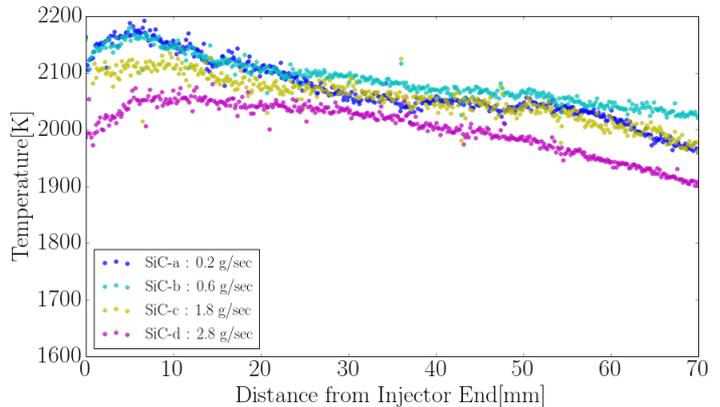


図 2 平均温度分布

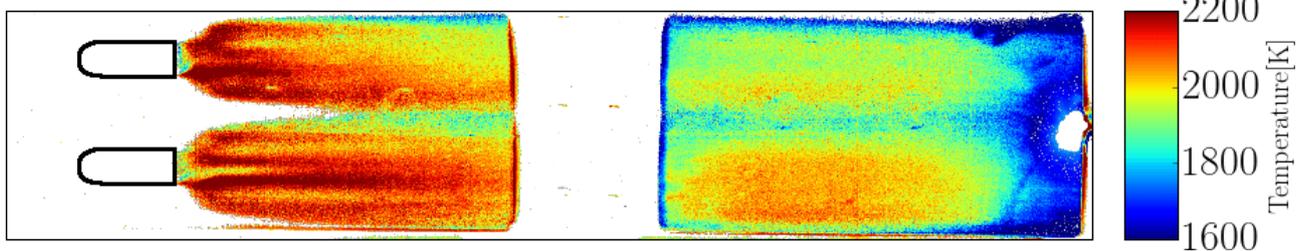


図 3 測定温度例

参考文献

1. Taguchi, H.; Kojima, T.; Fujita, K.; Kobayashi, H.; Okai, K. & Sato, T. Design Study on Pre-Cooled Turbojet Engines for Hypersonic Airplanes 2006, pp. 95-100
2. 喜多翔ノ介. 予冷ターボジェットエンジンのアフターバーナにおける水素燃焼場挙動の光学計測. PhD thesis, 東京大学大学院工学系研究科航空宇宙工学専攻, 2015.