

予冷ターボジェットエンジンアフターバーナー排気ジェットの非接触温度分布測定

高橋周平 (岐阜大工学部), 今村幸 (東大新領域), 津江光洋 (東大工学系)

実験期間: 平成22年8月16日から8月20日

高マッハ数で飛行する次世代航空機用のエンジンとして期待されている、予冷ターボジェットエンジンの開発が現在進められている。そのアフターバーナーの性能を評価するために、サブスケールのアフターバーナー要素試験器を燃焼風洞に接続し、ノズルから噴射される超音速高エンタルピーの排気ジェットの温度分布を行った。流れ場は超音速で非常に熱負荷も高いため、排気ジェットからの2つの波長帯のふく射エネルギーを赤外線カメラで測定する“ふく射2色法”により行った。本手法は、非接触で流れ場の温度分布を比較定容易に特定することができる。図1はマッハ数が約2、総温が約2000Kの超音速排気ジェットの直接写真と赤外線画像である。ふく射エネルギーを出す媒質として1.5%のCO₂が燃料である水素に混入されており、波長約4.4μm近傍の発光が撮影されている。この赤外線画像を2つの波長帯でそれぞれ撮影し、図1の赤枠部分の温度算出を行った結果が、数値計算の予測とともに図2に示されている。この図から、衝撃波や膨脹波の構造とそれに伴う温度変化が捉えられていることが分かる。

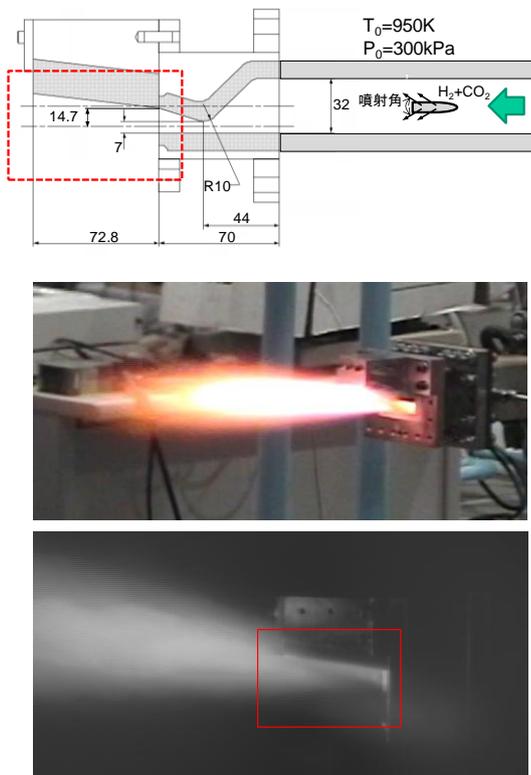


Fig. 1 Schematic of the afterburner and the IR image.

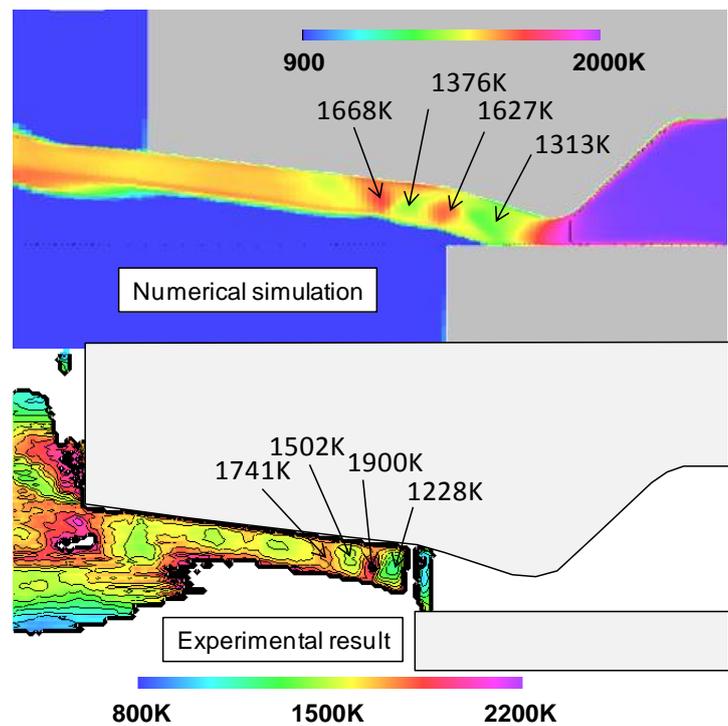


Fig.2 Temperature field of the exhaust jet

参考文献

1. S. Takahashi, H. Wada, K. Wakai, S. Nishida, O. Imamura, M. Tsue, H. Taguchi, T. Kojima, Temperature Measurement of Supersonic Exhaust Gas from Hypersonic Turbojet Engine, Asian Joint Conference on Propulsion and Power 2010, 352-356, 2010.