

極超音速統合制御実験機のラムジェットエンジン燃焼試験

大木純一, 田口秀之, 高橋英美, 本郷素行 (JAXA)

尾身興一, 吉原光太郎, 伊藤大貴, 瀧澤兼吾, 中谷辰爾, 津江光洋 (東大工学系)

実験期間: 2022年1月24日から2月4日

機体/推進統合形態での飛行実証を目的とした極超音速統合制御実験 (HIMICO: High Mach Integrated Control Experiment) に向け、大学-JAXA連携でHIMICO実験機の研究開発を進めている[1]。本実験では、機体に搭載されるラムジェットエンジンを対象とした燃焼試験を実施し、エンジンの構造的/熱的健全性を確認するとともに基本的な性能データの取得を目的とする。また、機体搭載用小型カメラを用いたエンジン排気流の撮影を行い、飛行実験環境下における二色法の実現可能性を検討する。

使用した供試体の外観を図1に示す。供試体は矩形断面を有する可変インテーク、燃焼器、並びに可変ノズルから構成されるラムジェットエンジンであり、その上部には燃料供給ユニットや機体搭載用の計測/制御コンピュータが設置される。インテーク部を燃焼風洞に直結させ、高温高压 (全温: 800~900K、全圧: 200~300kPa) の空気をエンジンに供給した。燃料は供試体外部から供給される気体水素であり、機体搭載用のスパークプラグを用いて着火させた。燃焼中の様子を図2に示す。当量比0.3~0.6程度の条件において燃焼を成功させ、図3に示すように断熱火炎温度が最大で2270Kに達する条件でエンジンの健全性を確認した。

2019年度に実施した前回の燃焼試験と同様に、供試体側方に設置した光学系 (図1) を用いて水の近赤外発光 (波長: 925nm, 975nm) を利用した二色法による排気温度場計測を行った。図4にその結果例を示す。波長組み合わせ等、光学系セットアップの最適化等により前回よりも良好な温度場を取得することができた。また、機体後端部かつノズル上部に小型カメラ2台で構成される機体搭載用の二色法光学系を設置し (図1)、排気温度場計測を試みた。しかし、燃焼中取得した画像に白飛びが発生したことにより温度算出には至らなかった。原因として不適切な露光時間設定や、後端部断熱用のコルクが燃焼中に焼損したことで意図しない発光を捉えてしまったことが挙げられる。今後は、高精度な外部二色法結果を用いて搭載用二色法の精度改善を試みることを中心に、実験機として完成度を高める活動を継続していく。



図1 供試体外観



図2 燃焼中の供試体 (ノズル側)

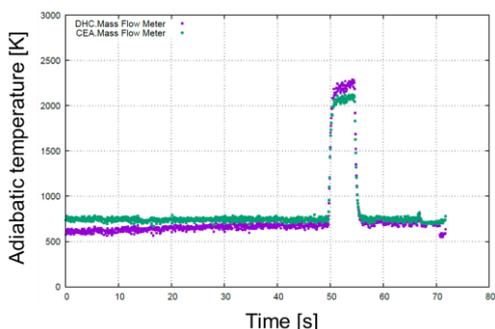


図3 断熱火炎温度 (当量比0.6)

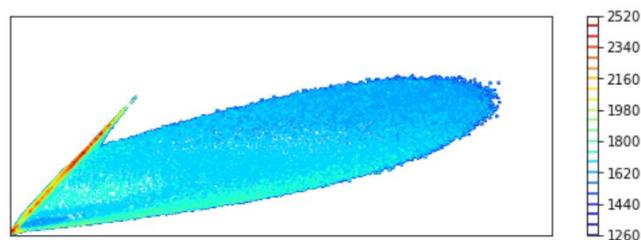


図4 外部二色法で計測した排気温度場 (当量比0.6)

参考文献

1. 佐藤哲也ほか, “極超音速統合制御実験 (HIMICO) の提案”, 第3回観測ロケットシンポジウム, 2021.