

極超音速機・極超音速ターボジェットエンジンの耐熱要素研究

小島孝之、田口秀之、本郷素行 (JAXA), 塚本光晴, 佐藤哲也 (早稲田大学)
 吉田英史、高橋周平 (岐阜大学)、喜多翔ノ介、奥抜竹雄、津江光洋 (東京大学)

実験期間：平成 24 年 1 月 10 日から 1 月 13 日

極超音速機および極超音速ターボジェットエンジンの耐熱要素研究として、エンジンノズル下流部を模擬した熱流束計測実験を行った。図 1 に現在 JAXA で研究開発を行っている極超音速機を示す。この機体には液体水素を燃料とした極超音速ターボジェットが用いられ、エンジンのアフターバーナーは水素過濃燃焼を行う。過濃燃焼ノズル下流では、余剰水素と外気が反応するため外部燃焼が発生する。外部燃焼は機体の付加的推力として作用するが、一方、図中赤枠で示す機体下面部は高温に曝されることになる。このため、本実験では実機における機体下面の熱環境を予測することを主目的として、熱流束計測実験を行った。図 2 に実験模型の概略を示す。実験は、極超音速風洞設備の燃焼風洞側で実施し、水素過濃燃焼ノズルの下流側に、機体下面を模擬した熱流束計測装置を射出して熱流束を計測する。熱流束は熱流束計測装置に組み込まれた同軸熱電対にて計測し、火炎温度の空間分布より求めた熱流束と比較した。図 3 に二酸化炭素発光強度より求めた火炎温度空間分布を示す。実験の結果、両者の熱流束計測結果は良好に一致し、過濃燃焼外部ノズルの熱流束計測手法を確立した。

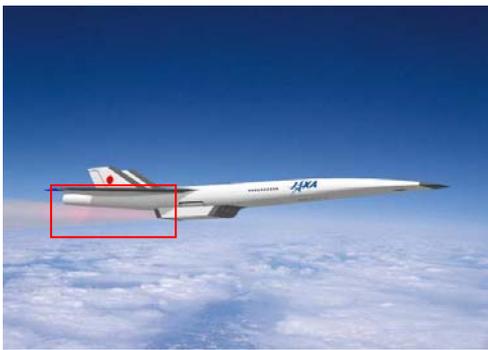


Fig.1 JAXA Hypersonic Transport Aircraft

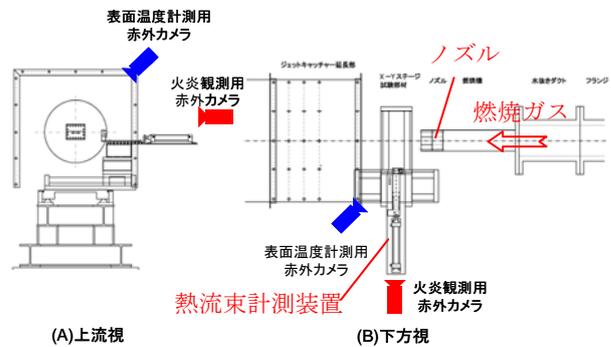


Fig. 2 Test Model

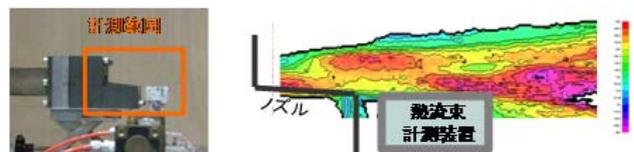


Fig.3 Flame Temperature Contour

参考文献

1. Takayuki Kojima, "Conceptual Study on Heat Resistant and Cooling System of Hypersonic Airplanes", AIAA 2011-2378.