

宇宙往還機や極超音速機における熱防御システムの設計および運用中の安全確保の上で、極超音速流れ現象の理解と空力加熱の精度良い予測が重要となる。本研究では極超音速で飛行中の宇宙往還機・極超音速機の姿勢制御ノズル周りで発生する非定常衝撃波振動の特性および表面温度分布・加熱率分布データ取得を目的として、柏風洞において極超音速風洞実験を実施した。図1にシュリーレン法での流れの可視化結果と感圧塗料計測での輝度を示す。実験計測データを基に、極超音速中での加熱率変動の推算を行なった。今後も風洞実験および数値解析を実施し、再突入機・宇宙機における非定常加熱特性をより詳細に解明することを目指す。

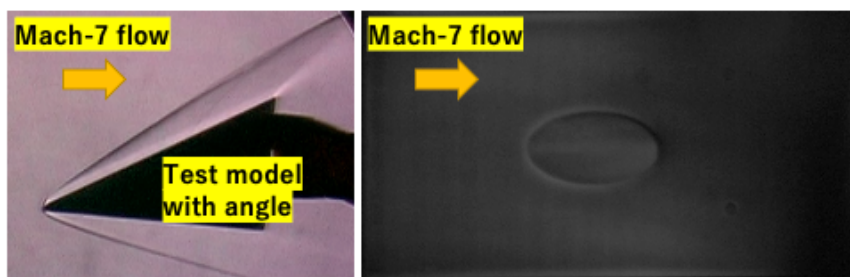


Fig. 1 Test model in wind tunnel test section, and TSP light emission intensity.

参考文献

1. Yasumasa Watanabe, Joseph Gonzales, Hirotaka Sakaue, Aleksandar Jemcov, “Experimental and Numerical Investigation of Unsteady Shock Wave Interaction with a Thruster Cavity in Mach 7 Flow Over 30° Wedge”, AIAA Paper, AIAA 2022-1817, 2022.

成果の発表先, 関連文献等