

キャビティが存在する極超音速平板流れにおける表面噴き出し冷却の効果
古谷元和(東大新領域), 渡邊保真(東大工学系), 鈴木宏二郎(東大新領域)

実験期間:2021年6月21日から6月25日, 11月2日, 11月5日, 12月27日から12月28日

宇宙利用ビジネスに対する関心が高まっており, 2 地点間高速輸送や宇宙旅行の需要の伸び方が大きくなると予想されている. この需要に効率的に応えるために再使用型宇宙往還機(RLV)に注目が為されているが, 大気圏再突入時などにかかる加熱から宇宙機を守る熱防御システム(TPS)には課題があり, 例えば熱防御タイル同士の間で生じるギャップ溝では強い加熱がかかるため何らかの処置が必要である. スペース・シャトルにおいては, 処置によって生じた不具合に対して船外ミッションが必要であったことが知られており, 今後の宇宙利用の高まりを考えれば, 新手法の探索や基礎的な研究が必要であると考えられる.

本研究では, 生じるギャップ溝内部での空気噴き出しによる局所的な冷却性能向上手法を提案し, 実験とCFD の両面からその冷却効果を実証した. 極超音速風洞を用いた実験では, 強い加熱が加わる縦溝と横溝の交点を持つ構造を設定した. サイズはスペース・シャトル等のタイルサイズを参考に無次元数を揃えた. また, 噴き出し孔は下流側の横溝内部にスリットとして設置し, 空気を測定室内外の圧力差を利用して一定流量導くことで実験を行った. 熱画像カメラによる模型表面の温度観察とカロリメーターによるスタントン数計測の結果から, 溝内部での空気噴き出しによって交点部分にかかる加熱を大幅に低減可能であることが明らかになった. また, シュリーレン法および油膜法による可視化画像からは, 噴き出しの有無による平板上流れ場の大きな違いは観察されなかった. そのため, 本提案手法が飛行体の空力性能に与える影響は小さいものと考えられる.

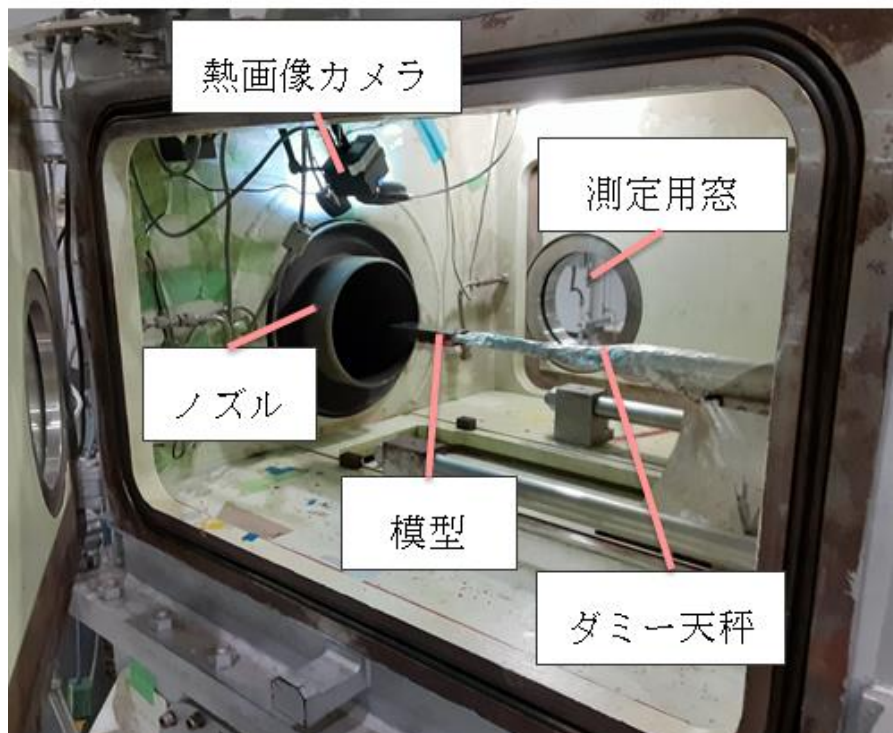


図 1. 実験時測定室内の概略