

溝を有する極超音速平板流れに対する噴き出し冷却法の研究

学生証番号 47206065 氏名 古谷 元和
(指導教員 鈴木 宏二郎 教授)

Key Words : Active Cooling, Aerodynamic Heating, Boundary Layer, Hypersonic Flow

近年、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が将来的に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に注目が為されており、需要が大きい中で低コスト化を実現できる点が期待される。しかし、大気圏再突入時などの高温の気体から宇宙機を守る熱防御システムには課題があり、その中でも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、新しい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。さらにその仕組みについてCFDにより解析した。

解析対象として、極超音速における溝流れに関する先行研究を基に、二つの横溝と一つの縦溝からなる強い加熱部分を有する溝構造を設定した。また、温度計測用プローブとしてカロリメーターを作製し、強い加熱がかかると予想される縦溝後方の平板上と溝の内部に設置して計測を行った。

実験設備には東京大学柏極超音速風洞を用いた。噴き出しがない場合とある場合との実験結果を比較し、冷却効果が得られているか検証した。結果から、加熱が強いと考えられる縦溝後方の平板上に設置したプローブの温度が、噴き出しに伴って減少することがわかった。また、溝内部においては噴き出しによって余計な加熱は誘起されず、加熱がかからない状況が維持されることが確認された。以上から、溝内部での噴き出しで冷却が可能であることを実験的に確かめた。

CFD解析においては、3次元圧縮性Navier-Stokes方程式を支配方程式とした。直交格子を斜めに通過する衝撃波の解像および溝内部の低マッハ数流れを解像するためにSD-SLAUを用いて非粘性流束を評価し、MUSCL法によって二次精度とした。粘性流束には二次精度中心差分を用い、時間積分にはオイラー陽解法を用いた。噴き出しについては一定の質量流束を与えるように境界条件で表現した。また、理想気体の状態方程式が成立するとした。

解析結果から、設定した溝構造における加熱の原因は、縦溝中に貫入した境界層流れが壁面でせき止められることによる効果であることがわかった。また、噴き出しを行った際には、ピーク加熱が減衰することに加えて、縦溝中への境界層の貫入が抑制されることがわかった。その抑制効果により、縦溝でのせき止めの効果による運動エネルギーの散逸と温度上昇が起こらないことを確認した。噴き出しによって流れ場を制御し、加熱低減に成功していることがわかった。

本研究では、溝内部噴き出しによる局所的な冷却効果を実験とCFDの両方で実証し、冷却の仕組みをCFDから解析した。溝内部からの空気噴き出しによって流れ場を制御することで、交点後端壁における淀み点温度の上昇を抑制し、冷却効果が得られることが明らかになった。