

東京大学 大学院新領域創成科学研究科
基盤科学研究系 先端エネルギー工学専攻
2011年3月修了 修士論文要旨

極超音速境界層流れにおけるキャビティが誘起する 3次元擾乱の構造に関する研究

学生証番号 96060 氏名 大道 勇哉
(指導教員 鈴木 宏二郎 教授)

Key Words : Hypersonic flow, CFD, Cavity flow, Longitudinal vortex, Aerodynamic heating

宇宙往還機や極超音速旅客機などの極超音速飛行体の開発では、過酷な熱環境から機体を守るための熱防御設計が非常に重要である。2003年2月に発生したスペースシャトル「コロンビア号」の空中分解事故の原因は、発射の際に外部燃料タンクの断熱材がスペースシャトルの左翼前縁に衝突したことによって生じた機体表面上のキャビティ（凹部）だとされている。この事故で示されたように極超音速飛行体表面のキャビティは、キャビティ内部に高温の気流が流入することで機体に激しい損傷をもたらすことがある。したがって、極超音速飛行体の空力加熱や空力特性をより正確に推定するためには、極超音速境界層流れにおいてキャビティが誘起する流れ場を詳細に理解することが求められる。しかしながら、これまでの超音速キャビティ流の研究の多くはキャビティの長さや深さのみに着目し、キャビティの3次元的な形状（幅）を考慮していなかった。そこで本研究では3次元的なキャビティが極超音速境界層流れに誘起する流れ場の構造を明らかにすることを目的とし、3次元数値シミュレーション及び風洞実験を行った。

解析対象は単一の矩形キャビティを表面に有する平板上の極超音速流れとした。キャビティの形状は長さ $L = 50$ mm、幅 $W = 10$ mmとし、深さ D を1 mmから4 mmまで1 mm刻みで変化させ、計4ケースの解析を行った。また迎角 $\alpha = -10$ degとした。数値シミュレーションでは、一様流条件として東京大学大学院柏キャンパスの極超音速高エンタルピー風洞の気流条件を参考にし、マッハ数を $M_\infty = 7.0$ 、キャビティの長さ L を代表長さとしたレイノルズ数を $Re = 1.68 \times 10^5$ とした。支配方程式は3次元圧縮性Navier-Stokes方程式とした。非粘性項の計算には低速の圧縮性流体の解析に適するSLAUスキームをMUSCL法により最大3次精度に高次精度化して計算し、粘性項の計算には2次精度中心差分法を用いた。時間積分には2次精度の2段階Runge-Kutta法を用いた。壁面条件は等温壁($T_{wall} = 300$ K)とした。また流れ場の対称性を仮定し、中心断面($y = 0$)について鏡面条件とした。計算格子は不等間隔直交格子により形成し、キャビティ内と壁面近傍における格子解像度を高くした。総格子点数は約218万点である。

また風洞実験では、東京大学柏キャンパスの極超音速高エンタルピー風洞を用いた。

本研究により、極超音速境界層中のキャビティは流れ場へ縦渦を誘起することが明らかになった。その流れ場の描像は以下のものであることがわかった。

キャビティが浅い場合、キャビティ側面側からキャビティ内への吹き下ろしによってキャビティ内に縦渦を生じる。その後、生成された縦渦はキャビティ後壁側の高圧力領域に遮られてキャビティ側面側から流出する。またその際に新たに逆回転の縦渦を生じる。これら2つの大きな縦渦（キャビティへの吹き降ろしによって生じた縦渦とキャビティからの流出の際に生じた縦渦）はキャビティ下流において加熱の増大をもたらす。また、縦渦は安定性が高いため、縦渦による加熱領域は下流へと持続する。

キャビティが深い場合、キャビティ側面側からキャビティ内部への気流の流入や内部からの流出が小さいため、その際に生じる縦渦も小さく、キャビティによる流れ場への影響は比較的小さい。