

Breathing Blunt Nose (BBN)の空力特性に関する研究

Ashish Vashishtha (東大院), 渡邊保真 (東大院), 鈴木宏二郎 (東大新領域)

実験期間：平成 25 年 2 月 24 日から 2 月 28 日

極超音速飛行体の空力特性および空力加熱の制御法のひとつとして飛翔体鈍頭部での抽気を利用した Breathing Blunt Nose (BBN)という手法が提案されている¹⁾。本手法は、澱み点付近での高温・高圧流体を飛翔体内部に取り込む事で前方の衝撃波形状を変化させると同時に、後流にバイパスする事で抗力と加熱率の低減を目指すものである。抽気孔を有する物体周りの流れは極めて複雑であるので、本申請実験では BBN 手法の基礎実験として、まずは抽気孔を有さない模型での前方衝撃波形状の変化特性を調べた。ここでは飛翔体前縁形状の代表として①凹面筒形状、②凸面筒形状、③平板形状の3通りを考え、衝撃波離脱距離とその形状をシュリーレン法により可視化した。実験の結果、無次元衝撃波離脱距離 (SSD) は平板形状の場合に最も大きく、凹面筒形状・凸面筒形状の場合に比較的小さいことが判明した。実験時には衝撃波の不安定性を計測するため高速カメラを用い 5,000fps で衝撃波形状の高速撮影も同時に行った。その結果、いずれの場合でも衝撃波の非定常性が観測された。今後は今回の実験で観測された各模型の空力特性と衝撃波不安定性を BBN 手法による改善を目指した研究を行う。



Fig. 1 各模型での衝撃波形状：平板模型（左）・凸面模型（中央）・凹面模型（右）

参考文献

1. ヴァシシュタアシシュ, 渡邊保真, 鈴木宏二郎, “気流に垂直な平面と凹および凸曲面の極超音速衝撃波形状に関する研究”, 第 46 回流体力学講演会/第 32 回航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム, 日本航空宇宙学会, 2C05, 2014. (発表予定)