

# トピック

## 極超音速衝撃風洞試験法の研究

〈名古屋大学工学部航空学科〉  
 三菱重工業㈱名古屋航空宇宙システム製作所

HOPE(H-II Orbiting Plane, 宇宙往還輸送機)や極超音速旅客機などの極超音速機を開発するための研究が各方面で行われている。

ここでは、名古屋大学工学部航空学科と三菱重工業㈱名古屋航空宇宙システム製作所との共同研究で行われている極超音速衝撃風洞試験法についてご紹介する。

本研究の目的は、極超音速領域での気体の空気力および空力加熱率分布を推定するため、衝撃風洞を利用した計測技術を確立し、さらにCFD(流体数値計算)等の検証用に役立つ高精度のデータを取得することである。

この研究のうちデータを取得するための試験が、名古屋大学工学部の所有する高マッハ数(約8)・高温(1000K)・高圧(40kgf/cm<sup>2</sup>: 3.92MPa)の得られる極超高速衝撃風洞を使用して、この6~9月に行われた。試験では、風洞の内の計測部に金属製の試験体(鈍頭形状をした円錐体模型、全長200mm×底面径104.1mm)を設置し、マッハ数約8の気流を試験体に与え極超音速領域をつくり、この間(15msec)の空力加熱率と空気力を各部に取り付けられたセンサにより測定した。模型の設定仰角は-30°~+30°(5°おき)。計測項目は、縦三分力(抵抗、揚力、ピッチングモーメント)、表面空力加熱率分布、底部の圧力などである。計測に使われたセンサは、縦三分力用

として6分力天秤に貼ったひずみゲージ、空力加熱率分布は、白金薄膜抵抗温度センサ(共和電業製8点、パイレックス型11点)を取り付け、圧力の測定は半導体圧力センサ2点などであり、計測機器はMCC-16A(シグナルコンディショナカード、ローパスフィルタカード)、直流増幅器、データレコーダ(RTP-650B)、デジタルメモリ、パーソナルコンピュータなどである。

得られたデータをもとに、他の計測データや解析解・CFD結果等との比較・検討などが行われるとのこと。

