

遷音速風洞の丸ごと解析

橋本敦、青山剛史、山本一臣、須谷記和

宇宙航空研究開発機構 (JAXA)

ahashi@chofu.jaxa.jp

概要: 風洞で試験する際には、機体模型を壁に囲まれた風洞内部に支持して固定するため、風洞壁や支持装置による空力干渉の影響を受ける。その干渉量を評価するため、風洞 (実験装置) を丸ごと数値解析した。解析では壁・支持なしの状態を再現できるので、干渉量を評価することができる。本計算結果から、風洞内の詳細な流れ場が明らかになり、支持と壁の相互干渉が存在することがわかった。

1 はじめに

「風洞 (Wind Tunnel)」とは、飛行中における航空機の空力特性 (揚力、抗力、モーメントなど) を計測するため、機体模型に対して人工的に空気の流れを作るトンネルである。本研究では、航空機巡航状態の空力特性を計測する遷音速風洞を対象とする。ちなみに、遷音速とは、マッハ数 (=流速/音速) が約 0.7~1.2 の気流速度を指す。民間旅客機の巡航マッハ数は約 0.8~0.85 である。巡航時の抵抗は、その航空機の燃費性能に直接影響するため、旅客機の開発では誤差 1% 以下の高い予測精度が必要とされている。

しかし、風洞で試験する際には、機体模型を壁に囲まれた風洞内部に支持して固定するため、風洞壁や支持装置による空力干渉の影響を受ける

(図 1)。通常、それらの空力干渉の影響を取り除く補正を行い、巡航状態 (壁・支持の影響がない状態) の空力データを求める (壁干渉補正、支持干渉補正)。空力データの精度を向上するためには、高精度な補正法が必要である。

本研究では、数値流体力学 (CFD: Computational Fluid Dynamics) を活用して、風洞内部の現象を理解し、補正法の改良や新たな手法を提案することを目的としている。つまり、実験装置を含めた解析を行うことで、装置と模型の干渉を評価する。解析では壁・支持なしの状態を再現可能である。解析によって求めた差分 (壁・支持ありとなしの差) を実験計測値の補正に活用する。(図 2)

2 計算条件

対象とする風洞は、JAXA が所有する 2m×2m 遷音速風洞である。図 3 に計算領域全体を示し、

図 4 にテストセクションの拡大図を示す。模型には ONERA-M5 を採用し、下流にある支持装置 (ステイング、ポッド、ストラット) も含まれている。水色の部分は多孔壁である。

解析には、JTAS コード¹⁾ (JAXA Tohoku Aerodynamic Simulation code) を用いた。支配方程式は、レイノルズ平均 Navier-Stokes 式である。また、計算に使用する格子はプリズム層と四面体から成るハイブリッド非構造格子である。

多孔壁のモデルには、修正 Harloff モデル²⁾ を使用した。このモデルを用いて、外の圧力 (=プレナム圧) と風洞内部の圧力差から多孔壁を通過する流量を求め、境界条件として与える。



図 1 風洞内に支持された模型

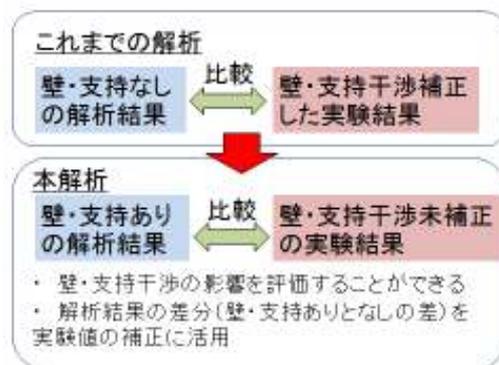


図 2 本解析の特色

3 結果

図5に物体表面上の圧力分布を示す。模型を固定しているスティングで圧力が上昇しているのがわかる。図6に壁上面での C_p 分布の比較を示す。壁あり支持ありの計算結果と壁なし支持ありの計算結果を比較する（壁を考慮しない計算においては、壁と同じ場所での圧力を切り出して比較している。）。支持だけの計算では、スティング・ポッドの影響で圧力が上昇しているが、さらに壁を考慮することで、圧力が低下し実験に近い傾向が得られている。つまり、支持で上昇した圧力が壁の影響で弱められていることが分かった。これは、支持だけあるいは壁だけの干渉補正ではなく、相互干渉を含めて補正する必要があることを示している。

また、図7には、ベクトルで多孔壁を通過する流れを示している。色は圧力を示している。多孔壁の上流側及び下面で吹き降ろしを受ける場所では、プレナム圧に比べて圧力が高いため、プレナム側へ流出している。一方、多孔壁の下流側では圧力が下がるため、風洞内に流入している。

4 まとめ

実験装置を含めた解析（壁・支持を含めた風洞の解析）を行い実験装置の干渉を評価することができた。具体的には、支持の影響による圧力増加が、壁によって抑制されるため、支持と壁の相互干渉を含めて補正する必要があることが示された。

参考文献

- 1) Murayama and Yamamoto, 「Comparison Study of Drag Prediction for the 3rd CFD Drag Prediction Workshop by Structured and Unstructured Mesh Method」、AIAA paper 2007-258、2007
- 2) 渡辺他、「多孔抽気を模擬する CFD 用壁面境界条件モデル」、日本航空宇宙学会論文集、Vol. 53、No. 623、pp.548-553、2005

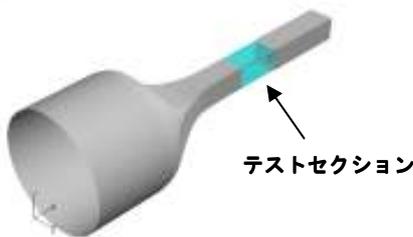


図3 計算モデル全体

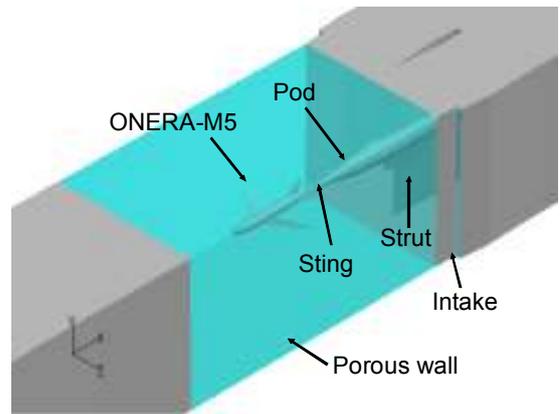


図4 計算モデル拡大図(テストセクション)

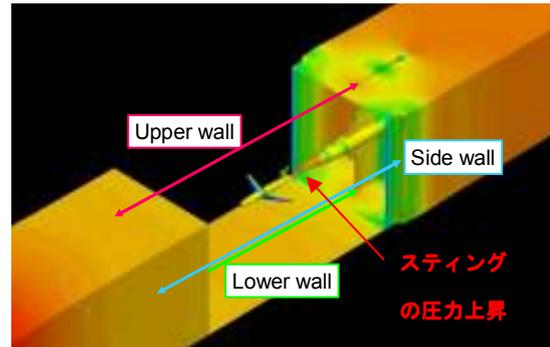


図5 表面圧力分布

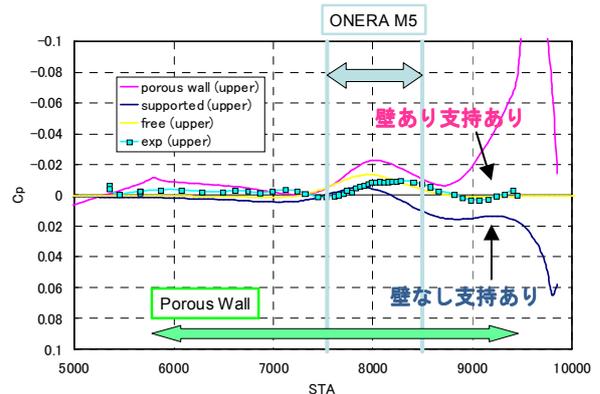


図6 風洞壁面圧力分布(上面)

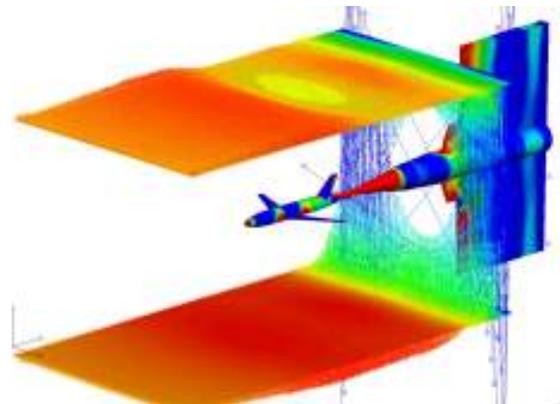


図7 多孔壁面の流速分布