

博士論文審査報告書

論文題目

多孔壁モデルを用いた数値解析による
遷音速風洞の壁干渉に関する研究

Numerical Analysis of Wall Interference in
Transonic Wind Tunnel using Porous Wall
Model

申請者

南部	太介
Taisuke	NAMBU

機械科学専攻 航空宇宙輸送システム研究

2014年10月

本研究は、航空機開発における空力解析の高精度化に向け、多孔壁を有する遷音速風洞の壁干渉問題を数値流体解析（以下、CFD とする）によって、解明するとともに、壁干渉量の定量的な補正手段を構築することを目的としている。

近年、航空機のさらなる高効率化に向けて、空力解析の精度要求は非常に高くなり、抗力係数において誤差 1count （全抗力の約 0.5% ）が計測精度の基準となっている。航空機開発の黎明期より、風洞試験は空力解析の強力な手段として用いられてきたが、風洞壁や模型支持装置（ストラット、ステーキング）など、実飛行状態では存在しない要素との干渉による差異が問題となってきた。一方、近年におけるコンピュータおよび解析技術の飛躍的な進歩により、CFD の信頼性は向上し、航空機開発手段の一翼を担っている。CFD の検証には風洞試験が用いられるため、風洞試験における壁干渉問題は、CFD の高精度化に対しても大きな障害となっている。

過去にも壁干渉補正法の研究はなされており、代表例である Mokry が提案した線形ポテンシャル方程式を基にした補正法は、現在でも広く用いられている。しかしながら、この補正法は遷音速や失速を含む流れ場に対して、精度が疑問視されているにも関わらず、その定量的な精度検証は行われていなかった。さらに、この補正法を適用するには、風洞壁面の圧力分布等の計測値を必要とし、困難を伴うことが多い上、一般性に欠けるといった問題点があった。

本研究では、民間航空機開発で特に重要となる遷音速風洞の壁干渉問題に焦点を当て、特徴的な流れ場を持つ3つの風洞試験（二次元翼、三次元翼、航空機）を対象として、壁干渉現象の解明、Mokry の補正法の精度検証、新しい壁干渉補正法の提案を行っている。多くの遷音速風洞では、テストセクション部に多孔壁を施すことにより、模型による主流への影響を抑えているが、滑らかな壁に比べて複雑である多孔壁の影響を如何に精度良く CFD で評価するかが鍵技術となる。

本論文は、全7章から構成される。

第1章「緒言」では、現在の航空機における諸問題をあげ、特に、空力解析の更なる高精度化には壁干渉問題の解決が不可避であるという背景を示し、本研究の動機付けを明確にしている。

第2章「CFD 解析手法」では、本研究で用いた CFD 解析手法について示している。具体的には、基礎方程式、離散化の手法、粘性・非粘性流束の取り扱い、勾配計算法、時間積分法、乱流計算法、境界条件について詳細に記述している。

第3章「風洞多孔壁モデル」では、本論文のひとつの核である、申請者が新規に開発した多孔壁モデルについて示している。まず、単一孔を通過する流れを CFD 解析し、孔の上下流の差圧と通過する流量の関係をパラメトリックに調査し、従来の代表的モデルである修正 Harloff モデルと比較を行っている。その結果、風洞多孔壁の様な微小差圧下においてはその関係が線形となり、非線形である修正 Harloff モデルとは異なることを示した。この現

象は、名古屋大学で行った遷音速風洞試験によって確認された。さらに、孔の深さおよび孔近傍の境界層厚さの影響を調査し、高精度かつ簡便なモデルを構築している。

次に、単一孔の解析結果を用いて、風洞多孔壁モデルへの拡張を試みている。その際、各々の孔を解析しなくとも、多孔壁の存在する範囲全体に空隙率を考慮した平均流を与えることで、多孔壁の影響を十分な精度で模擬できることを示し、計算コストを大幅に抑えることに成功した。これにより、汎用性の高い多孔壁モデルができたことは評価に値する。

第4章から第6章までは、具体的な風洞試験を例として、風洞壁干渉問題を取り扱っている。第4章「二次元翼における壁干渉」では、宇宙航空研究開発機構遷音速風洞における二次元翼 (Model70811) の風洞試験を対象としている。二次元翼の風洞試験は、形状が単純で、ステーキングなどの支持装置の影響がないため壁干渉問題を取り扱い易い。一方、模型によるブロックage比が大きく、壁干渉の影響が強い問題である。多孔壁モデルを入れたCFD解析により、翼面の圧力分布が実験値と定量的に一致することを示し、モデルの妥当性を検証している。また、壁なしや孔のない固体壁の解析結果が、実験値と大きな差があることより、壁干渉問題において多孔壁の影響が大きいことを確認した。

次に、CFD解析結果から、多孔壁壁干渉のメカニズムに関して考察を行っている。多孔壁は、模型による風洞閉塞の低減に効果的であるが、壁を通過する流れによって吹き下ろしが発生し、翼に流入する迎い角を減少させることを明らかにした。迎い角の低下は揚力を減少させる一方で、三次元翼における誘導抗力と同様のメカニズムで抗力の増加に繋がることを明示した。

さらに、Mokryの壁干渉補正法の精度検証を行い、その適用範囲を明示している。Mokryの壁干渉補正法は、これまで定量的な検証がなされていなかったが、本研究では、多孔壁モデルを組込んだCFD結果にMokryの壁干渉補正法を適用し、それを壁無しの流れ場と比較することで精度検証を行うことに成功した。その結果、線形ポテンシャル方程式の仮定を満たす亜音速・失速点以下の流れ場では、抗力において誤差1count程度の非常に高い精度を示すが、遷音速の流れ場では10count程度、失速が起きた流れ場では100count以上の誤差が生じることを示した。

第5章「三次元翼における壁干渉」では、三次元翼の風洞試験 (ONERA-M6翼) を対象として解析を行った。当該試験結果は衝撃波を伴う流れ場の例として、CFD解析の妥当性検証に広く用いられているが、翼面圧力分布の一部においてCFDと風洞試験で誤差が生じることが知られている。本研究では、多孔壁モデルを導入することにより、従来の解析結果よりも高い精度で衝撃波を捉えることに成功した。この成果は、多孔壁モデルの妥当性を示すだけでなく、これまで原因が明らかではなかった実験値とCFDの誤差が壁干渉の影響によるものであることを示している。

第6章「航空機における壁干渉」では、航空機 (NASA Common Research Model) の全機風洞試験を対象とした解析を行い、壁干渉が空力係数へ及ぼす影響について定量的な評価を行った。航空機の風洞試験は二次元翼や三次

元翼の試験に比べて、形状は複雑ではあるが、ブロッケージ比が小さく、壁干渉の影響は小さいと予想される。そこで、第4章と同様の線形のポテンシャル方程式を基にした壁干渉補正法の精度検証を行った。その結果、全機試験においては遷音速域においても誤差 3count 程度と精度低下は顕著ではなく、壁干渉補正法が十分実用的であること確認した。

この結果を受けて、多孔壁モデルを含めた CFD 解析を用いて、簡便かつ実用に資する壁干渉補正法の構築を行っている。壁干渉の補正を行うためには、マッハ数と迎角の壁干渉補正量 ($\Delta M, \Delta \alpha$) 及び、主流方向におけるマッハ数の干渉補正量の勾配 ($\partial \Delta M / \partial x$) が必要となるが、航空機の風洞試験における多孔壁の壁干渉では、 ΔM は無視できるほど小さい。そこで、他の干渉量をパラメトリックスタディにより求め、マッハ数、迎角、模型サイズを変数とした壁干渉補正量 ($\Delta \alpha$ および $\partial \Delta M / \partial x$) の分布図を作成した。

第7章「結言」では、本研究をまとめている。

以上を要約し、本研究で得られた主要成果を以下にまとめる。

1. 古典的な問題でありながら、これまでの理論的、実験的手法では解決できなかった遷音速風洞壁干渉問題を CFD 解析手法の導入により、定量的に解明した。
2. 既存の壁干渉補正法の精度と適用範囲を明示するとともに、航空機の壁干渉補正を簡便に行う新しい手法を考案し、風洞試験による空力計測の高精度化の可能性を示した。
3. 多孔壁モデルの導入によって、実験値と CFD の差異を大幅に減少させることができた。このことにより、CFD 解析自身の信頼性を高めることに貢献した。

これらの成果は、航空機の開発に必要な空力解析技術の高精度化という観点において、航空分野の発展に資するものである。よって、本論文は博士(工学)の学位論文として価値のあるものと認める。

2014年10月

審査員	(主査)	早稲田大学教授	博士(工学) 東京大学	佐藤哲也
		早稲田大学教授	工学博士(早稲田大学)	太田 有
		早稲田大学教授	工学博士(早稲田大学)	内藤 健
		宇宙航空研究開発機構主幹研究員		
			博士(工学) 東京大学	青山剛史