

風洞多孔壁を考慮した二次元翼風洞試験流れ場のCFD解析

南部太介, 佐藤哲也 (早稲田大学), 橋本敦, 村上桂一 (宇宙航空研究開発機構)

CFD Analysis of Two-dimensional Airfoil with Wind Tunnel Porous Wall

by

Taisuke Nambu, Tetsuya Sato (Waseda University), Atsushi Hashimoto and Keiichi Murakami (JAXA)

ABSTRACT

The flow of two-dimensional airfoil inside wind tunnel is analyzed by CFD method with a new porous wall model. Results of CFD analysis using porous wall model agree with experimental values, however in the case of no porous wall model, the results are different. These computations show the CFD analysis with the new porous wall model can precisely simulate the flow in wind tunnel. The wind tunnel wall affects the flow by deflecting and blockage. Flow through the porous wall changes incident angle of the airfoil, as a result, the lift coefficient becomes small. On the other hand, in the solid wall cases, the blockage effect becomes quite large and flow acceleration increases near the airfoil. Therefore lift coefficient and drag coefficient become large.

1. 緒言

1. 1. 多孔壁モデルを用いた風洞全体解析

風洞試験の高精度化において、風洞壁の影響によって生じる実飛行状態の流れ場との差異「風洞壁干渉問題」は重要な問題である。この問題の解決のため、風洞内の流れをCFD (Computational Fluid Dynamics) によって再現し、壁 (及び模型支持装置) の干渉の影響を検証する「風洞全体解析¹⁾」が行われている。筆者らはこの風洞全体解析に関連して、遷音速風洞のテストセクションに存在する風洞多孔壁の流れ場を解析し、その多孔壁モデルを開発してきた²⁾。これまで、風洞多孔壁を正確に模擬するモデルは存在せず風洞全体解析の大きな障害となっていたが、本モデルを適用することで、その結果を大幅に改善することができた。この風洞全体解析は、風洞壁を無くしたCFD結果と比較することで、壁干渉の影響を検証することができる。しかし、実際の風洞は壁だけでなく支持装置等も存在するため、これら壁・支持の相互干渉が生じ、純粋に壁干渉のみの影響を把握することは難しかった。

1. 2. 二次元翼試験に対する風洞全体解析

壁干渉の影響を検証するため、本研究では二次元翼の風洞試験に対して風洞全体解析を行う。二次元翼の風洞試験は支持装置など他の干渉要素が存在しないため、純粋に風洞壁の干渉のみを検証することができる。また、ブロックージ比が三次元モデルの試験に比べて大きく、翼による圧力変動も大きいため、通常の航空機試験に比べて壁干渉の影響が顕著に現れる。

二次元翼風洞試験を対象とした壁干渉の研究は過去にも幾つかなされている。理論的なものとしてはMokryらにより微小擾乱ポテンシャル方程式による壁干渉補正法が提案された³⁾。また実験的なものとして沢田らによるJAXA2×2遷音速風洞 (JWT) を用いた多孔壁による壁干渉の検証が行われている⁴⁾。しかし、理論から厳密な壁干渉補正法を確立することは難しく、ポテンシャル方程式など理想化した式を用いても、その仮定のために遷音速、高迎角に適用できないなど限界があった。また実験的な手法では壁無しの場合の真の値を得ることができず、壁干渉の影響を求めることが難しかった。

壁干渉の研究において、理論的・実験的な手法には限界があった。そこで、筆者らはCFDを用いて風洞内流れ場のNavier-Stokes方程式を解き、その結果から、壁干渉の現象把握および新たな壁干渉補正法の確立を目指す。過去にもMokry⁵⁾やCastro⁶⁾らによってCFDを用いた二次元翼の壁干渉解析が行われてきた。しかし、それらは風洞壁を単純な滑り無し壁と仮定したものや、多孔壁の影響を簡易に模擬

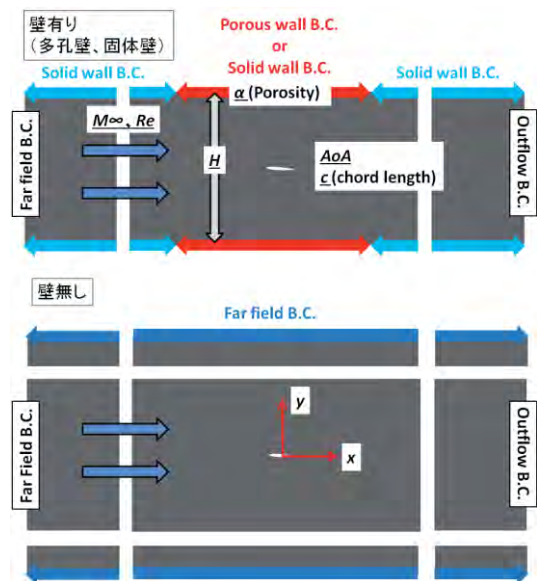


図1 計算概要

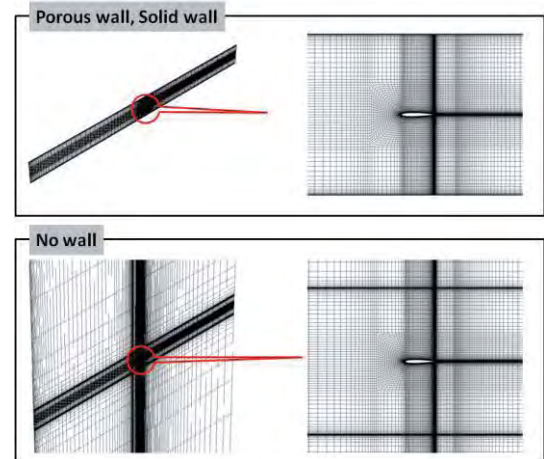


図2 計算格子

するだけであり、壁干渉の影響を十分には再現できていない。本研究では筆者らが作成した新しい多孔壁モデルを用いており、類似研究と比較して高精度な風洞内の流れ場の模擬が可能である。

1. 3. 研究目的

二次元翼の風洞試験に対して風洞全体解析を行い、壁干渉の現象把握、新たな壁干渉補正法の確立を目指す。本論文では、まず、解析結果と実際の風洞試験における実験値

を比較することにより、本 CFD 解析手法と多孔壁モデルの精度検証を行う。そして、風洞壁が無い場合の CFD 結果と比較することにより、壁干渉の影響を検証したので報告する。

2. 二次元翼風洞試験の風洞全体解析

2. 1. 解析の概要

解析の概要を図 1 に示す。本解析では翼付近の上下壁に多孔壁の境界条件を与えたもの、固体壁（滑り無し壁）として計算したもの、壁を無くした実飛行状態で計算したものの三種を解析し、比較を行う。

2. 2. 計算手法

本解析は JAXA が開発した高速流体ソルバー FaSTAR (FAST Aerodynamics Routines)⁷ を用いて解析を行った。解析手法として表 1 のものを用いた。

表 1 CFD 解析手法

項目	手法
空間離散化	セル中心有限体積法
非粘性流束	HLLW
勾配計算法	Green-Gauss 法
再構築法	空間二次精度 MUSCL 法
制限関数	Hishida の手法 ⁸
時間積分法	LU-SGS 法
乱流計算手法	RANS (Spalart-Allmaras モデル)

本計算は二次元計算である。また全面乱流計算であり、遷移等は考慮していない。

2. 3. 計算格子および境界条件

本解析で用いた計算格子を図 2 に示す。多孔壁と固体壁の場合は同じ計算格子を用い境界条件だけを変化させている。壁無しの計算における計算格子は、翼周辺は多孔壁の計算の場合と同一であるが、上下壁以降の格子を追加している。また迎角の変化は翼及び翼周辺の格子を傾けることにより行っている。迎角を変化させた格子の例を図 3 に示す。

本計算における流入境界には一様流の値を与えている。また流出の境界は圧力以外を外挿で与え、圧力は固定としている。この圧力の値は翼前方での流速が壁有り・無しで一致するように調節している（壁有りでの計算では風洞壁による圧力損失があるため）。多孔壁の境界条件はモデルで計算された流速を壁垂直方向に与え、壁接線方向速度は 0 としている。固体壁の場合は壁に垂直・接線方向ともに速度を 0 としている。

2. 4. 多孔壁モデル

本解析で与えた多孔壁境界条件は、筆者らが開発したモデル²を用いている。本モデルは多孔壁を介した差圧から通過流量を求めることが出来る。また、孔の直径、深さ及び壁面での境界層分布も考慮した、一般性の高いモデルになっている。具体的には以下の式で与えられる

$$\frac{(\rho v)_{porous}}{(\rho u)_{\infty}} = A \cdot \alpha \cdot \Delta C_p \quad (1)$$

$$A = F_{LD} \cdot F_{BL} \quad (2)$$

$$F_{LD} = \begin{cases} 0.024 \ln(\Delta C_p) + 1.02 & (L/D = 0.5) \\ 1 & (L/D = 1) \\ -0.086 \ln(\Delta C_p) + 0.923 & (L/D = 2) \\ -0.271 \ln(\Delta C_p) + 0.821 & (L/D = 4) \\ -0.488 \ln(\Delta C_p) + 0.666 & (L/D \geq 8) \end{cases} \quad (3)$$

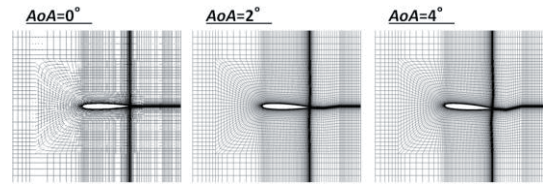


図 3 計算格子の迎角変化

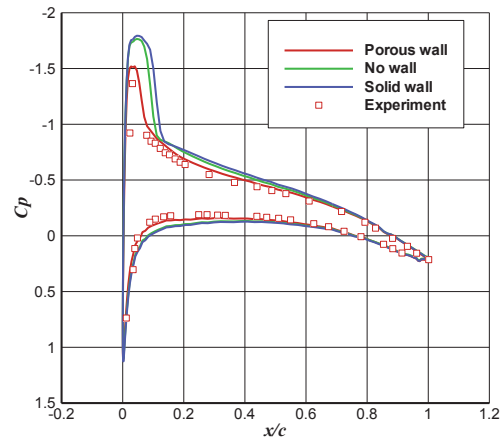


図 4 翼面圧力分布 ($M_{\infty} = 0.65$, $AoA = 3^{\circ}$)

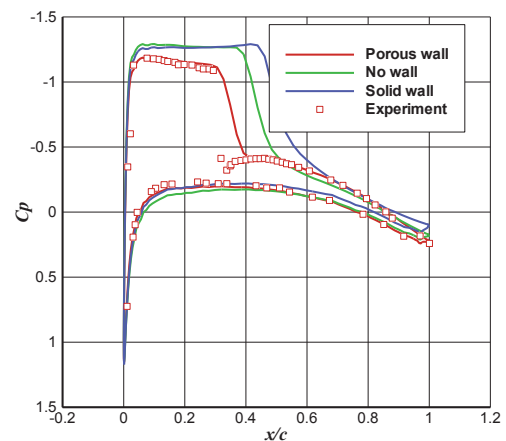


図 5 翼面圧力分布 ($M_{\infty} = 0.75$, $AoA = 3^{\circ}$)

$$F_{BL} = 0.172 \ln\left(\frac{\delta^*}{D}\right) + 1.06 \quad (4)$$

$$\Delta C_p = \frac{p_{boundary} - p_{plenum}}{0.5 \rho_{\infty} u_{\infty}^2} \quad (5)$$

ここで α は空隙率、 $(\rho v)_{porous}$ は多孔壁を通過する質量流量、 $(\rho u)_{\infty}$ は一様流質量流量、 $p_{boundary}$ と p_{plenum} はそれぞれ壁面とプレナム室（多孔壁を通過した先の領域）の圧力、 δ^* は境界層排除厚さ、 L と D は孔の深さと直径である。また F_{LD} と F_{BL} は孔の直径と深さの比と境界層厚さの影響をそれぞれ表わしている。本解析においては以上の式より求められた v_{porous} を壁に垂直方向成分として与えている。また、 p_{plenum} は多孔壁を通過する流量の収支が 0 となる値としている。

3. 実験との比較によるモデルの精度検証

本節では、まず本 CFD 解析手法と多孔壁モデルの妥当性の検証のため、沢田らによって行われた JTWT での二次元翼試験⁵との比較を行う。

3. 1. 実験概要及び計算条件

計算格子は実際に試験で用いられた風洞および翼と同一の形状となっている。風洞高さ H と翼コード長 C の比は $H/C = 5$ であり、また空隙率は $\alpha = 0.2$ である。実際の試験では翼の後方に模型支持装置が存在するが、その影響は考慮していない。また実験で用いられた翼型は Model70811¹² であり翼型の厚み比は 10.4% である。 $M_\infty = 0.65, 0.75$ の二通りについて実験との比較を行い、全ての場合において $Re = 5.5 \times 10^6$ として計算を行っている。

3. 2. 翼面圧力分布による比較

まず翼面圧力の分布について壁有り（多孔壁・固体壁）・壁無し の CFD 結果と実験結果の比較を行う。図 4, 5 に $M_\infty = 0.65, 0.75$ における $AoA = 3^\circ$ での翼面圧力の分布を示す。 $M_\infty = 0.65$ の場合、壁無しの結果は上面で実験結果と大きく異なる。特に翼前縁付近で負圧が過大に評価されている。風洞壁を固体壁とした場合も壁無しの場合と同じく上面で大きくずれている。一方、風洞壁を多孔壁とした場合は非常に良く実験値と一致した。

$M_\infty = 0.75$ の場合も、壁無しの場合と固体壁の場合は実験値と大きく異なる結果となった。特に上面の衝撃波位置が三種の解析で大きく異なっている。多孔壁の場合に比べて壁無し・固体壁の場合は衝撃波がより翼後端側に位置している。一方、多孔壁の場合は実験値に近い結果となった。若干の衝撃波位置の実験値との違いが見られるが、これは CFD における一様流マッハ数が厳密に 0.75 となっておらず実験と CFD で一様流条件に僅かな違いがみられるためである。ただし、遷音速域である $M_\infty = 0.75$ の場合では僅かな流速の変化で衝撃波の位置が大きく変わることと良く実験値と一致していると言える。

3. 3. 風洞壁面での圧力分布の比較

風洞壁面での圧力分布を用いて、実験と CFD 結果の比較を行う。図 6 に $M_\infty = 0.75$ における風洞壁上面での圧力係数分布を示す。図における $x/c = 0$ が翼中心であり $-6.625 \leq x/c \leq 4.725$ の範囲が多孔壁で、それ以外は固体壁となっている。多孔壁の場合の CFD 結果は実験値と定性的に良く一致している。風洞壁上面の圧力は翼面上に生じる負圧の影響で一様流よりも低い圧力となる。壁無しと固体壁の場合における負圧の分布は $x/c = 0$ から対称に近い分布を取るが、多孔壁の場合の計算結果は負圧のピークが $x/c = 1$ 付近にずれ、またその変動も他の二種の解析と比較して小さい。この傾向は実験値でも同様である。

3. 4. 実験との比較のまとめ

多孔壁モデルを境界条件として与えた CFD 結果は実験値と良く一致した。これは本 CFD 解析手法と多孔壁モデルが精度良く風洞の流れ場を解析できていることを示している。一方、壁無しと固体壁の場合の CFD 結果は実験結果とは異なるものとなった。これは風洞の流れ場と実飛行状態に大きく差異があり、風洞試験と CFD との比較のためには多孔壁を考慮することが必要であることを示している。

4. 風洞壁有り・無しの違いによる流れ場の変化

次に、風洞壁有り・無しの場合の流れ場の比較から壁干渉の現象把握を行う。解析に用いた翼型は Model70811 である。また風洞高さは沢田らの実験と同様の $H/C = 5$ とした。計算条件は $AoA = -2^\circ \sim 4^\circ$ 、 $M_\infty = 0.65, 0.75$ であり、全ての場合において $Re = 5.5 \times 10^6$ として計算を行った。

4. 1. 翼性能の変化

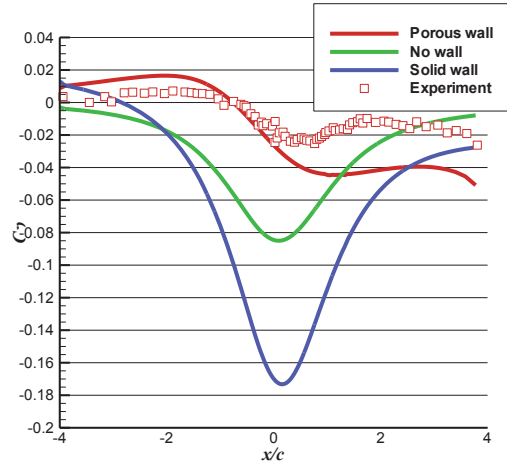


図 6 風洞壁面圧力分布 ($M_\infty = 0.75$ 、 $AoA = 3^\circ$)

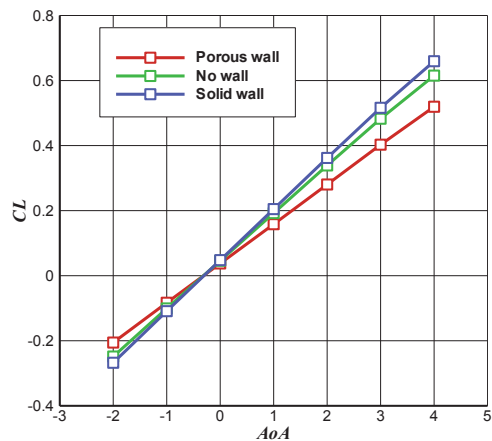


図 7 揚力曲線 ($M_\infty = 0.65$)

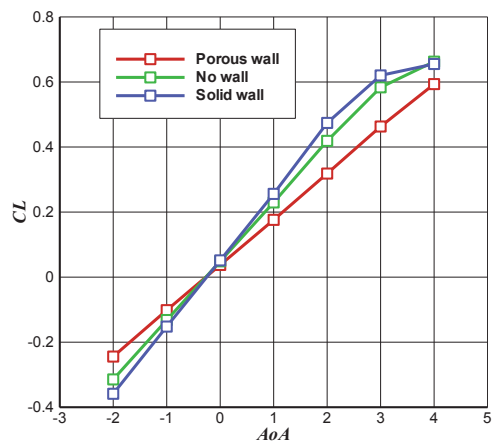


図 8 揚力曲線 ($M_\infty = 0.75$)

揚力係数、抗力係数 C_L 、 C_D に着目して検証を行う。図 7、8 に揚力曲線を示す。風洞壁有り・無しの違いにより C_L に大きな違いが見られた。揚力傾斜で比較すると $M_\infty = 0.65, 0.75$ ともに固体壁、壁無し、多孔壁の順に大きい。実飛行状態に比べて多孔壁による壁干渉は揚力を低くし、固体壁の場合は揚力を大きくすることが分かった。次に図 9, 10 に抗力曲線を示す。 $M_\infty = 0.65$ の場合は多孔壁、固体壁ともに C_D が壁無しに比べて大きくなる。特に多孔壁

の場合はその差が顕著である。ただし、固体壁の場合も、迎角が大きくなると壁無しとの差が大きくなる。一様流マッハ数がより大きい $M_\infty = 0.75$ の場合は、多孔壁の結果が壁無しに近い値となる一方で、固体壁の場合は壁無しより過大な値を示した。特に高迎角の場合にその差が大きくなった。

以上のように壁干渉による翼の空力係数への影響は非常に大きい。その影響は風洞壁が固体壁であるか多孔壁かであるか、また、流れが亜音速であるか、遷音速であるかによっても異なる。一般に壁干渉は、一様流の迎角とマッハ数を修正をすることにより補正を行う。よって本研究でも、壁干渉による影響を以下の二点に着目して検証を行う。

- ・一様流の偏向
- ・ブロックージによる流れの加速

この二点から、多孔壁、固体壁がそれぞれどのような壁干渉を及ぼしているか検証を行う。また、壁有りの結果を壁無しの結果に近づけるためにどのような補正が適切か検証を行う。

4. 2. 一様流の偏向

壁干渉の影響を、壁面での速度分布で比較し検証を行う。図11に翼近傍での圧力分布及び風洞壁面での壁垂直方向速度分布の比較を示す。図における壁垂直方向速度成分は60倍に拡大して表示している。また壁無しの場合は風洞壁と同位置における速度を示している。壁垂直方向速度成分は、壁無しと多孔壁の場合ではその分布に大きな違いが見られる。壁無しでは、翼の循環によって誘起される時計回りの流れの影響が現れている。一方、多孔壁の場合は壁無しに比べて上面では流入（プレナム室→風洞流路）の流れが強く、下面では流出（風洞流路→プレナム室）の流れが強い。この影響により壁無しの場合とは異なった一様流の偏向が起きている。その影響を調査するため $M_\infty = 0.65$ における翼前縁から $x/c = 1, 2, 3, 4$ だけ離れた位置での、主流方向に対する流れの角度を表2に示す。

表2 主流方向に対する流れの角度[deg]

	AoA = 2°			AoA = 4°		
	壁無し	多孔壁	固体壁	壁無し	多孔壁	固体壁
$x/c=1$	0.91	0.38	0.83	1.69	0.76	1.55
$x/c=2$	0.49	0.10	0.33	0.90	0.21	0.62
$x/c=3$	0.33	0.03	0.15	0.60	0.06	0.28
$x/c=4$	0.25	0.01	0.07	0.45	0.02	0.13

迎角正の場合、翼の循環によって一様流は僅かに正の傾きを持つ。固体壁の場合も同様で、壁無しの場合に比べ顕著な差はない。しかし、多孔壁の場合は壁無しに比べて一様流の傾きが負の向きに偏向されている。この影響は、翼の実質的な迎角を壁無しの場合に比べて小さくする。これは、壁無しに比べて多孔壁の場合 C_L が減少する原因である。図11の速度分布からも、この偏向が多孔壁に誘起されたものであることが分かる。ただし、その影響で一様流が偏向するのであれば、迎角を適切に変化させることによって、多孔壁の場合の結果を壁無しの結果に近づけることが出来るはずである。ここで $M_\infty = 0.75$ における流れ場で、 $AoA = 2^\circ$ から 0.2° 毎に迎角を変化させたときの壁面圧力による比較を図12に示す。 $M_\infty = 0.75$ では、同迎角における壁無しと多孔壁の圧力分布には大きな違いが見られる。しかし、迎角を増加させていくと、多孔壁の結果が壁無しの結果により近くなっていく。本計算結果では壁無しにおける $AoA = 2^\circ$ の結果に多孔壁の場合で $AoA = 2.8^\circ$ の結果がより近い値となった。

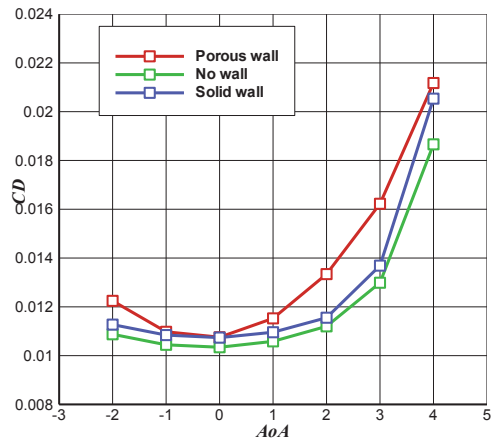


図9 抗力曲線 ($M_\infty = 0.65$)

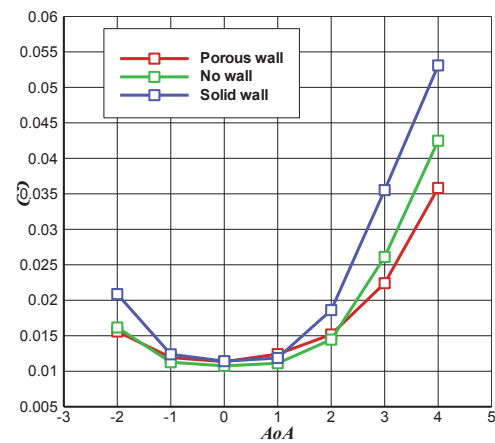


図10 抗力曲線 ($M_\infty = 0.75$)

以上のように、多孔壁は一様流を偏向させることにより流れ場に影響を及ぼす。しかし、この影響は流れの偏向の影響分だけ迎角を修正するという形で、壁無しの結果に近い値に補正することが可能であると考えられる。一方、固定壁の場合は表2に示される通り、顕著な流れの偏向は見られず、その影響は小さいことが分かった。

4. 3. ブロックージによる流れの加速

一様流の偏向は多孔壁の場合の流れ場に強い影響を及ぼした。一方、固体壁の場合にはその顕著な影響は見られなかった。しかし固体壁の場合も、 C_L 、 C_D がともに壁無しの結果より大きくなるなど、壁干渉の影響は大きい。特に遷音速 ($M_\infty = 0.75$) において C_D に強く影響している。ここで固体壁の壁干渉を検証するため、図13に翼上面付近でのマッハ数分布を示す。マッハ数分布の違いとして固体壁の場合は壁無しに比べて、主流方向のマッハ数の勾配が大きくなっている（等値線の密度が高い）。これは本来翼の影響で流れ垂直方向に迂回する流れが、固体壁の影響で閉塞してしまうためである。このために流線の密度が高まり、翼面上での流れの加速が壁無しの場合に比べて大きくなる。そのため C_L 、 C_D が壁無しの場合に比べて増大すると考えられる。

以上のように、固体壁による壁干渉の影響はブロックージによる流れの加速として現れる。それならば、固体壁の場合の結果はより大きい一様流マッハ数での壁無しの結果に近いものとなるはずである。ここで図14に固体壁の場合の結果 ($M_\infty = 0.75$, $AoA = 2^\circ$) と、より大きな一様流マッハ数で計算した壁無しの場合の比較を示す。図14に

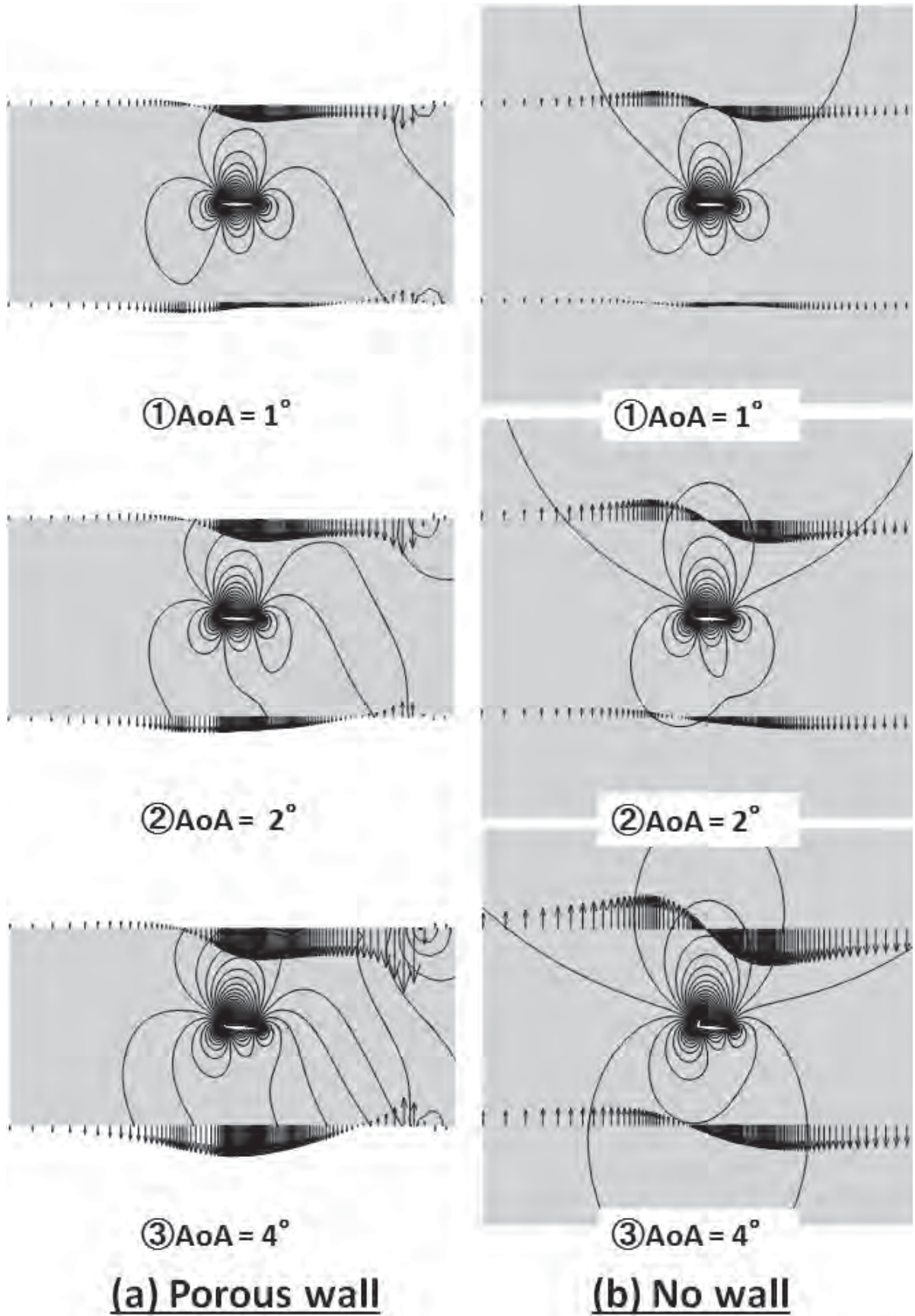


図 1.1 翼周辺の圧力分布及び壁垂直方向速度成分 ($M_\infty = 0.65$)

において、同一の一樣流マッハ数では、壁無しと固体壁の場合で衝撃波位置に大きな違いが見られた。しかし、一樣流マッハ数を増加させることで、壁無しの結果が固体壁の結

果により近づく。 $M_\infty = 0.77$ で、衝撃波位置など壁無しの結果とより近いものとなった。

以上のように、固体壁による壁干渉の影響は主に壁のブロックージとして表れる。壁のブロックージは壁無しの場合に比べ、翼付近でのより大きな加速を引き起こし、 C_L 、 C_D が増大する。ただし、一様流マッハ数の値を修正することで壁無しの場合により近い値に補正することができると思われる。

5. まとめ

新たに開発した多孔壁モデルを適用し、二次元翼風洞試験を模擬した CFD 解析を行った。その結果以下の知見が得られた。

1. 実際の風洞試験結果と本計算結果を比較したところ、風洞多孔壁を模擬した CFD 結果は実験と良好な一致が得られた。これは本 CFD 手法と多孔壁モデルが正確に風洞内の流れを模擬できていることを示している。
2. 風洞壁を多孔壁とした場合の壁干渉は、多孔壁を通過する流れが一様流を偏向させることによる影響が大きい。このため壁無しの場合に比べて実際の迎角が小さくなる。ただし、この影響は迎角を適切に修正することで補正可能である。
3. 風洞壁を固体壁とした場合の壁干渉は、壁のブロックージによる影響が大きく、翼周辺の流れの加速が壁無しの場合に比べ大きくなる。そのため C_L 、 C_D が過大に評価される。ただし、より大きな一様流マッハ数の結果とすることで壁無しの場合により近い値に補正することができる。

参考文献

- 1) Hashimoto, A., Aoyama, T., Kohzai, T., and Yamamoto, K.: Transonic Wind Tunnel Simulation with Porous Wall and Support Devices, AIAA Paper 2010-4201.
- 2) 南部太介: 風洞内流れ解析のための多孔壁モデルの開発, 第 49 回飛行機シンポジウム, 1C9, 静岡, 2010.
- 3) Mokry, M., Ohman, L. H.: Application of the Fast Fourier Transform to Two-Dimensional Wind Tunnel Wall Interference, Journal of Aircraft, Vol. 17 pp402-408, 1980.
- 4) 沢田秀夫, 藤田敏美, 中村正剛, 小松行夫: 壁圧を利用した揚力干渉修正法の有効性についての実験的見当, NAL TM-441.
- 5) Khalid, M., Mokry, M.: NPARC Study of a Two-Dimensional Transonic Wall Interference, Journal of Aircraft, Vol. 33 pp906-912, 1996.
- 6) Castro, B. M., Ekaterinaris, J. A., Platzer, M. F.: TRANSONIC FLUTTER COMPUTATIONS FOR THE NLR 7301 AIRFOIL INSIDE A WIND TUNNEL, AIAA Paper 2000-0984.
- 7) 橋本敦, 村上桂一, 青山剛史, 菱田学, 大野真司, 坂下雅秀, ラッフルパウルス, 佐藤幸男: 高速流体ソルバ FaSTAR の開発, 第 42 回流体力学講演会/航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム, 1C9, 鳥取, 2010.
- 8) 菱田学, 橋本敦, 村上桂一, 青山剛史: 非構造高速流体ソルバ FaSTAR における勾配制限関数, 第 42 回流体力学講演会/航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム, 1C10, 鳥取, 2010.

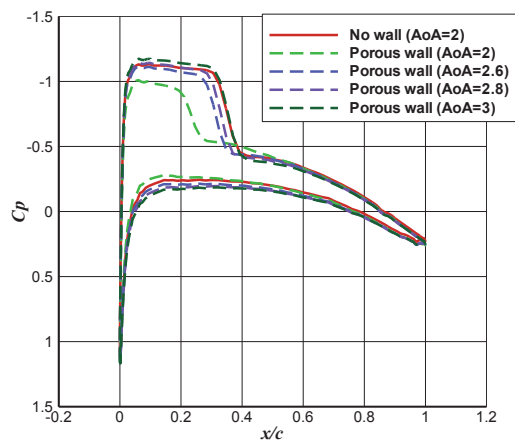


図 1.2 迎角の変化による翼面圧力の変化 ($M_\infty = 0.75$)

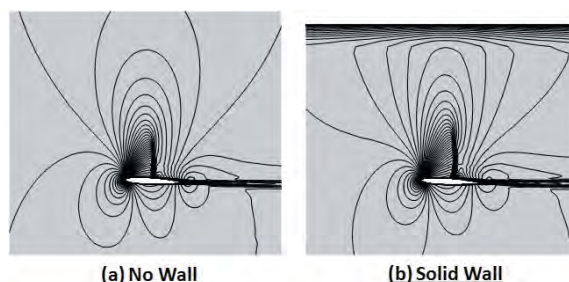


図 1.3 翼上面でのマッハ数分布 ($M_\infty = 0.75$)

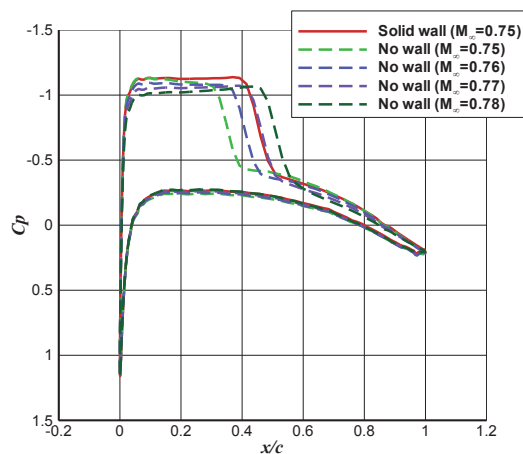


図 1.4 一様流マッハ数の変化による翼面圧力の変化 ($AoA = 2^\circ$)