

ONERA-M6 風洞試験における風洞壁干渉の影響の検証

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

Analysis of wall interference effect for the ONERA-M6 wind tunnel testing

by

Taisuke Nambu (Waseda university), Atsushi Hashimoto, Takashi Aoyama (JAXA) and Tetsuya Sato (Waseda university)

ABSTRACT

The wall interference effect of the ONERA-M6 wind tunnel testing is analyzed using CFD analysis. The computational domain includes the wind tunnel walls, and the effect of the porous walls, which are set at the top and bottom of the test section, are computed by the porous wall model. The computational result gets almost the same shock wave shape as the experiment, which could not be captured in the past works. The interference by the porous walls decreases the Mach number and the incidence, and the swept angle of front shock wave and the location of rear shock wave are altered. The lift and drag coefficients are also affected by the interference of the porous wall. The lift coefficient becomes small due to decrease of the incidence. The smaller Mach number decreases drag coefficient, meanwhile decrease of the attack angle causes additional drag by similar mechanism to induced drag.

1. はじめに

現在、航空機の空力解析における CFD への精度要求は非常に高く、その基準は抗力係数 $C_D = 0.0001$ (1count) である。このような高い精度要求を満たすために、CFD 解析結果の妥当性は厳密に検証される必要がある。CFD 解析の妥当性検証において、CFD 解析結果と実際の飛行試験の結果を比べることが理想である。しかし、飛行試験における空力計測は、未だ十分な精度で行うことは難しく、殆どの場合、妥当性検証には風洞試験の結果が用いられる。厳密な妥当性の検証を行うため、風洞試験の結果はできるだけ誤差を排除した、信頼性の高いものである必要があるが、通常、CFD 解析と風洞試験の流れ場の条件を厳密に一致させるのは容易ではない。その原因の1つとして、風洞壁の影響が挙げられる。風洞壁の存在は、実飛行状態と風洞試験の差異を生み、「風洞壁干渉」として古くから問題視されている。壁干渉を補正するために過去多くの研究が成されてきたが、現在でも実験値から完全に壁干渉の影響を排除することは容易ではない。

一方、CFD 技術の発展に伴い、CFD 解析に風洞壁の影響を含め、壁干渉の影響を解析するという試みが幾つか行なわれている¹⁻⁴。筆者らも CFD 解析を用いて壁干渉問題の検証に取り組んできた。しかし、航空機開発で特に重要な遷音速風洞の場合、チョークを回避するため風洞のテストセクションの壁が多孔壁のような透過性を持つ壁となっており、これまでその影響を正確に解析するのは容易ではなかった。壁干渉を解析する上で多孔壁の影響は無視できず、できるだけ正確にモデル化する必要がある。そこで、筆者らは遷音速風洞の多孔壁を模擬できる一般性の高い新たな多孔壁モデルを開発した^{5,6}。これまで、航空機の風洞試験における壁干渉解析に向けた第一段階として、二次元翼の風洞試験を対象とした CFD 解析を行い、多孔壁モデルの妥当性の検証、二次元翼における壁干渉の現象把握を行ってきた⁷。

本研究では、航空機の風洞試験における壁干渉解析に向けた第二段階として、ONERA-M6 の風洞試験⁸を対象に、三次元翼の風洞試験における壁干渉の影響を検証する。ONERA の遷音速風洞「S2MA」で行われた ONERA-M6 の風洞試験は、CFD 解析における妥当性検証のための実験値として、現在最も使われる物の一つである。翼面の圧力分布の比較では、多くの CFD 解析結果が実験値と良好な一致を示しており⁹⁻¹⁷、信頼性の高い実験値と認知されている。しかし、一部にどうしても実験値と CFD 解析に誤差が生じる部分がある。図1は $z/b = 0.2, 0.65, 0.8$ の断面 (z は翼幅方向座標、 b は翼幅) における翼面圧力分布の比較を示して

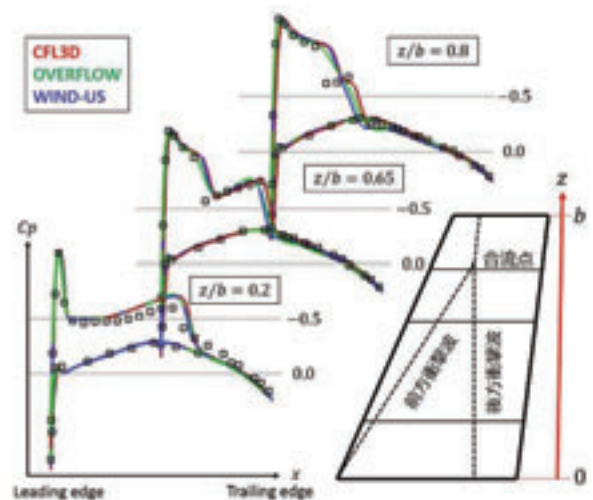


図1 CFL3D、OVERFLOW、WIND-USによる翼面上圧力分布の CFD 解析結果

($M_\infty = 0.8395, \alpha = 3.06^\circ$)

いる。CFD 解析の例として、実績が多く信頼性が高い CFL3D⁹、OVERFLOW¹⁰、Wind-US¹¹ による解析結果を示している。この3断面における圧力分布は実験と CFD 解析で特に誤差が目立つ。 $z/b = 0.2$ では上面において CFD 解析の圧力が実験値よりも低くなっている。また、 $z/b = 0.65, 0.8$ では衝撃波構造に CFD 解析と実験値で違いが生じている。ONERA-M6 の様な後退翼では、「ラムダ衝撃波」と言われる2段の衝撃波から成る特徴的な衝撃波構造が生じる。 $z/b = 0.65$ の結果では、その2段の衝撃波位置(前方衝撃波・後方衝撃波)が正確に捉えられていない。また、 $z/b = 0.8$ の断面において、実験値は2段の衝撃波を捉えているのに、CFD 解析では1本の衝撃波しか捉えられていない結果が多い。これは実験と CFD 解析で前方・後方衝撃波の合流点の位置が異なっていることを示している。これまで数多くの CFD 解析結果が同様の誤差を示してきた。実験と CFD 解析の誤差の原因は、CFD 側に有る場合も多い。しかし、数多くの信頼性の高い CFD 解析結果が同様の誤差を示しているということは、それが CFD 解析側の問題のみであるかどうかは疑わしい。一般に、風洞流路の大きさに対する模型サイズの比(ブロッケージ比)が大きくなるほど壁干渉の影響は強くなる。ONERA-M6 の風洞試験の場合、風洞模型の平均空力翼弦長(MAC長)と風洞流路の高さの比は2.7であり、これは一般的な航空機の遷音速風洞の試験に比べて非常に大きく、強い壁干渉が予想される。よ

って、本試験結果における壁干渉の影響を検証することは非常に重要である。

本研究では、まず多孔壁モデルを用いて ONERA-M6 の風洞試験を再現した CFD 解析を行い、試験結果に含まれる壁干渉の影響を検証する。そしてそれらの解析結果から、三次元翼の風洞試験における壁干渉の現象把握を行う。具体的には、壁有り・壁無しの CFD 解析結果の比較から壁干渉量の定量的な評価を行い、その干渉量から、衝撃波構造、空力係数への影響を解析する。

2. 解析手法

2. 1. CFD 解析手法

本解析では、JAXA が開発した高速流体ソルバー FaSTAR (FAST Aerodynamics Routines) ¹⁸ を用いた。本解析で用いた解析手法を表 1 に示す。

表 1 CFD 解析手法

項目	手法
非粘性流束	HLLW ¹⁹
勾配計算法	重み付き Green-Gauss 法
再構築法	MUSCL 法による空間二次精度
制限関数	Hishida の制限関数 ²⁰
時間積分法	LU-SGS 法
乱流計算手法	RANS (SA-noft2-R モデル ^{21, 22})

2. 2. 計算条件

本解析の計算条件を示す。上下壁と側壁の影響をそれぞれ検証するため、「上下壁・側壁有り」、「上下壁のみ」、「側壁のみ」、「壁無し」の 4 種類の計算を行った。図 2 に「上下壁有り」の場合の計算空間と境界条件、図 3 に S2MA のテストセクションにおける風洞流路の寸法と多孔壁の範囲を示す。CFD 解析における風洞寸法、模型サイズ、多孔壁の範囲は実際の風洞試験 ⁸ と同様である。側壁は抽気がなされていないため、滑り無し壁として計算する。実際の風洞試験では翼根に境界層の影響を排除するためのダイバーターが付いている。よって、翼根が接する面 (対称面) は滑り壁境界として解析する。「上下壁のみ」、「側壁のみ」、「壁無し」の計算格子は翼周辺では「上下壁・側壁有り」の格子と同一であり、壁が無い方向には境界条件の影響を排除するために十分な大きさの空間を追加している。「上下壁・側壁有り」の解析では流入境界では総温・総圧を一定とし、流出境界では静圧を調整して、その他の解析と翼前方でのマッハ数が一致するように調節する。「上下壁のみ」、「側壁のみ」、「壁無し」の解析における流入境界は全て一様流の値で固定し、流出境界の静圧は一様流の値で固定している。図 4 は翼面の計算格子を示している。本計算では格子依存性を確認するため Coarse と Fine の 2 種類の格子で解析を行っている。Coarse 格子のセル数は翼近傍で 100×50×60 (主流方向、垂直方向、翼幅方向) であり、Fine 格子は 200×75×120 ある。迎角は、翼周辺の格子を回転させることで実現している。

2. 3. 多孔壁境界条件

多孔壁境界条件では、壁に垂直方向の速度成分を多孔壁モデル ^{5, 6} を使って計算し、その他の速度成分を 0 としている。多孔壁モデルにおいて壁の差圧と通過流量の関係は以下の式で与えられる。

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

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

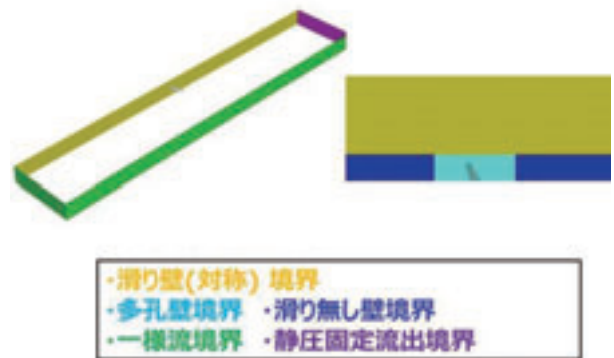


図 2 「上下壁のみ」の境界条件

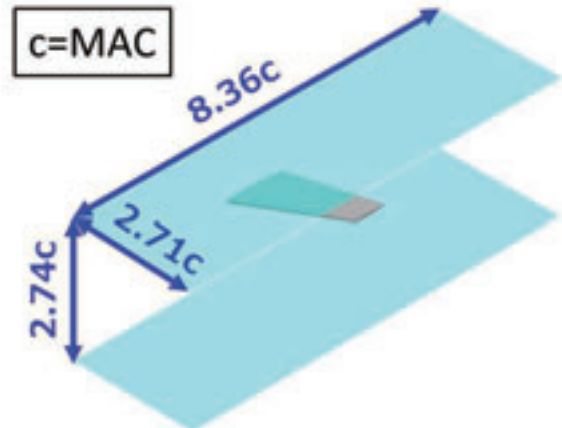


図 3 風洞寸法及び多孔壁の範囲 (水色の範囲が多孔壁)

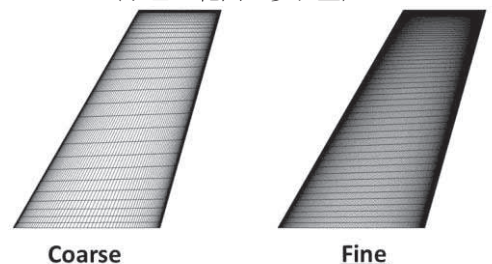


図 4 Coarse 格子と Fine 格子における翼面上の格子分布

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

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

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

ここで P_o は空隙率 (壁と孔の面積比)、 $(\rho v)_{porous}$ 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。本解析では、求めた v_{porous} を壁に垂直方向成分として与える。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。本解析では文献 8) と 23) から $\delta^* = 15$ [mm]、 $D = 18$ [mm]、 $L/D = 1$ として計算し、 $A = 1.029$ となる。また、空隙率は $P_o = 0.06$ である。

3. 実験値との比較

3. 1. 上下壁・側壁の影響

CFD 解析結果と風洞試験の結果の比較を行った。流れ場の条件として、CFD 解析の妥当性検証に最もよく用いられる $M_\infty = 0.8395, \alpha = 3.06^\circ$ の条件で比較を行った。図 5, 6, に「上下壁・側壁有り」、「上下壁のみ」、「側壁のみ」、「壁無し」の CFD 解析と実験値との比較を示す。比較断面は過去の解析結果で実験と CFD 解析の誤差が大きかった $z/b = 0.2, 0.65, 0.8$ である。 $z/b = 0.8$ の断面において、実験値はラムダ衝撃波に特徴的な 2 段の衝撃波を捉えている。しかし、「壁無し」と「側壁のみ」の解析結果では実験値と同様の衝撃波構造は捉えられていない。一方、「上下壁・側壁有り」と「上下壁のみ」の結果は実験値と同様の 2 段の衝撃波構造を捉えることができている。 $z/b = 0.65$ の結果も同様に、「上下壁・側壁有り」と「上下壁のみ」の結果は他の CFD 解析結果と比べて、実験値により近い衝撃波構造を捉えられている。しかし、 $z/b = 0.2$ ではどの結果も実験値との誤差は改善されなかった。

過去の CFD 解析において、壁の影響を含めていない結果は、実験値の衝撃波構造を正確に捉えることができていなかった。しかし、本解析における「上下壁・側壁有り」と「上下壁のみ」の結果は実験値と同様の構造を捉えることができ、CFD 解析と実験値の誤差が壁干渉によるものであることを確認することができた。また、「上下壁・側壁有り」と「上下壁のみ」の結果はほぼ同一となった。これは上下壁による壁干渉が支配的であることを示している。よって、以下の議論では上下壁の影響に着目して解析を行う。

3. 2. 格子依存性

上下壁を含めた CFD 解析は実験値と良い一致を示したが、まだ多少の誤差が見られる。本節では、より格子密度を高めた計算格子で解析を行い、格子依存性の確認を行った。図 7, 8 は Coarse と Fine 格子による $z/b = 0.2, 0.8$ 断面での翼面圧力分布を示している。流れ場の条件は前節と同じく $M_\infty = 0.8395, \alpha = 3.06^\circ$ である。 $z/b = 0.8$ の断面における Fine 格子の結果は、より衝撃波を鋭く捉え実験値に近いものとなっている。しかし、 $z/b = 0.2$ では、Fine 格子でも結果の改善が見られなかった。対称面付近の誤差の要因は壁干渉以外によるものである可能性が高い。実際の風洞試験において、翼根には境界層を排除するためのダイバーターが設置されており、CFD 解析と風洞試験では形状が厳密に一致していない。ダイバーターの影響の検証は本論文の範疇を超えるが、その影響が CFD 解析と実験値の誤差を生んでいる可能性がある。

3. 3. その他の条件での検証

その他の流れ場の条件でも、CFD 解析と実験値との比較を行った。図 9 は $M_\infty = 0.8359, \alpha = 4.08^\circ$ での比較を示している。解析は「上下壁のみ」と「壁無し」の結果を示している。この条件でも同様に、上下の多孔壁の影響を考慮した CFD 解析は実験値により近い衝撃波構造を捉えることができている。一方、対称面に近い $z/b = 0.2$ の結果は前節の結果と同様の誤差が見られた。図 10 は $M_\infty = 0.6990, \alpha = 3.06^\circ$ における結果を示している。翼面上は衝撃波が生じず亜音速である。この場合、壁有りと壁無しの結果に遷音速の場合ほど顕著な違いは見られなかった。

4. 壁干渉の影響の考察

前節の結果から、上下の多孔壁が三次元翼の流れ場に影響を与えていることが分かった。本節ではこれらの壁干渉の影響の考察を行う。まず、CFD 解析の結果と線形のポテ

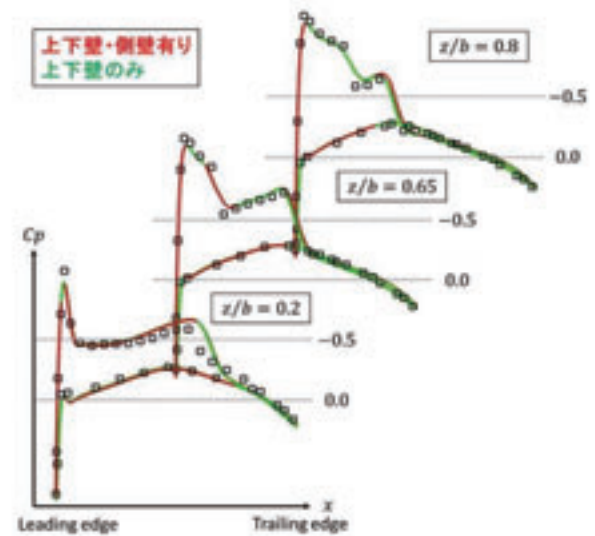


図 5 「上下壁・側壁有り」、「上下壁のみ」の翼面圧力分布 ($M_\infty = 0.8395, \alpha = 3.06^\circ$)

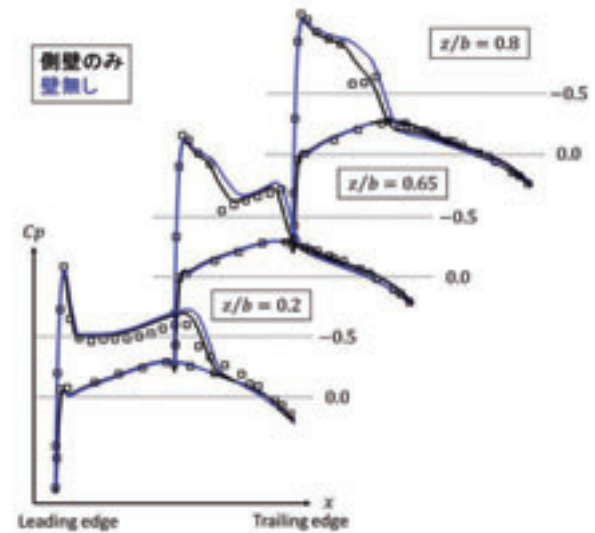


図 6 「上下壁・側壁有り」、「上下壁のみ」の翼面圧力分布 ($M_\infty = 0.8395, \alpha = 3.06^\circ$)

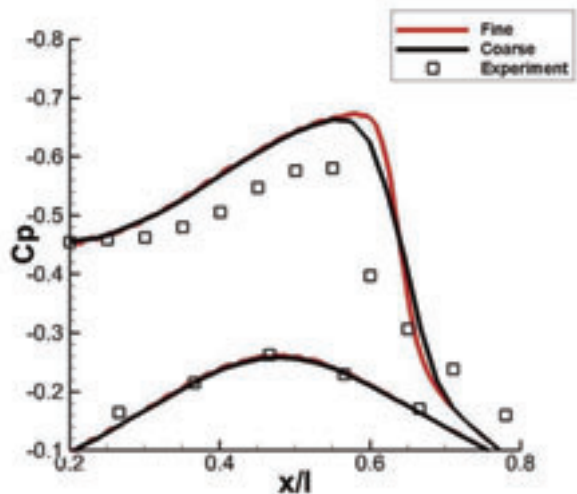


図 7 Coarse 格子と Fine 格子による翼面圧力分布 ($M_\infty = 0.8395, \alpha = 3.06^\circ, z/b = 0.2$)

ンシャル方程式を用いて、壁干渉の定量的な評価を行う。そして、その壁干渉量から、衝撃波構造、空力係数への影響を検証する。

4. 1. 壁干渉量の評価

本節では、風洞壁干渉補正法^{24,25}の基礎式として広く使われる線形の微小擾乱速度ポテンシャル方程式を用いて壁干渉量を定量的に評価する。三次元の線形ポテンシャル方程式は以下の式で表される。

$$(1 - M^2) \frac{\partial^2 \phi}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 \phi}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 \phi}{\partial z^2} = 0 \quad (5)$$

また式中の微小擾乱速度ポテンシャル ϕ は以下のように表される。

$$\phi = \phi_{wall} - \phi_{no\ wall} \quad (6)$$

ϕ_{wall} は壁有りの流れ場における速度ポテンシャル、また $\phi_{no\ wall}$ は壁無しの流れ場における速度ポテンシャルを示している。よって、その差である ϕ は壁から生じる擾乱を表している。式(5)を x と y で微分すると以下の式が得られる。

$$(1 - M^2) \frac{\partial^2 \Delta u}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 \Delta u}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 \Delta u}{\partial z^2} = 0 \quad (7)$$

$$\Delta u = u_{wall} - u_{no\ wall} \quad (8)$$

$$(1 - M^2) \frac{\partial^2 \Delta v}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 \Delta v}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 \Delta v}{\partial z^2} = 0 \quad (9)$$

$$\Delta v = v_{wall} - v_{no\ wall} \quad (10)$$

Δu と Δv は壁干渉によって生じる擾乱速度を表す。

式(7)と式(8)は計算空間の境界値を与えることで数值的に解くことができる。本解析では境界における Δu と Δv の値を、壁有りと壁無しのCFD解析結果の差分から与える。この評価法は、単純なCFD解析の差分では評価ができない、翼位置での干渉量を求めることができる。線形のポテンシャル方程式より求めた干渉量は、遷音速で多少の誤差が生じることを確認している⁷が、本研究での検証には十分な精度である。本解析では式(7)と式(8)を図11が示す計算空間で中心差分によって離散化し、Gauss-Seidel法を用いて解を求める。計算空間は各方向100点で離散化されている。

図12、13は $z/b = 0.2, 0.65, 0.8$ 断面における翼弦に沿った前縁から後縁までの、マッハ数と流れ角度の干渉量 ΔM と $\Delta \alpha$ の分布を示している。 ΔM と $\Delta \alpha$ は Δu と Δv より以下の式で求める²⁴。

$$\Delta M = \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_\infty^2\right) M_\infty \frac{\Delta u}{U_\infty} \quad (11)$$

$$\Delta \alpha = \frac{\Delta v}{U_\infty} \quad (12)$$

本解析では3種の空隙率、($Po = 0.2, 0.06, 0.0$)で計算を行っている。 $Po = 0.2$ はJTWT (JAXA2×2遷音速風洞)の空隙率、 $Po = 0.06$ はS2MAの空隙率である。「抽気大」($Po = 0.2$)の場合、 ΔM 、 $\Delta \alpha$ は共に減少している。一方「抽気無し」($Po = 0.0$)の場合は、 ΔM 、 $\Delta \alpha$ 共に増加と逆の傾向を示している。「抽気小」($Po = 0.06$)の影響は他の2つの結果の間であり、比較的その影響が小さい。

4. 2. 衝撃波構造への影響

本節では、壁干渉の影響がどのように三次元翼の衝撃波構造を変化させるのかを示す。図14は $Po = 0.2, 0.06, 0.0$ における翼面圧力分布である。空隙率の違いによって、前方衝撃波の衝撃波角と後方衝撃波の位置に違いが生じている。空隙率が大きくなるほど前方衝撃波と対称面がなす角度が大きくなり、後方衝撃波の位置がより前方に位置している。図17は前方衝撃波の概略を示している。ONERA-M6の様な後退翼では、翼に流入した速度成分の内、前縁に垂直方向の成分のみが加速されるため、流線が対称面側に偏向する。しかし、流線は翼の対称面に平行である必要

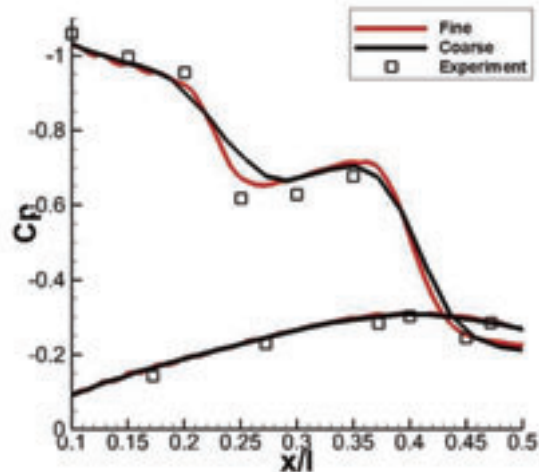


図8 Coarse格子とFine格子による翼面圧力分布 ($M_\infty = 0.8395, \alpha = 3.06^\circ, z/b = 0.8$)

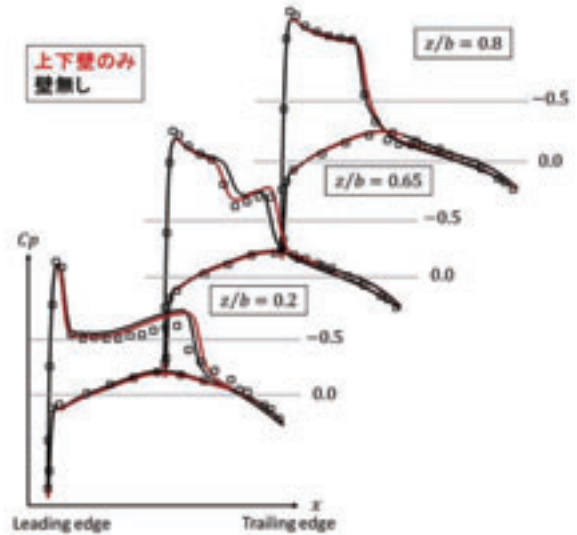


図9 翼面圧力分布の比較 ($M_\infty = 0.8359, \alpha = 4.08^\circ$)

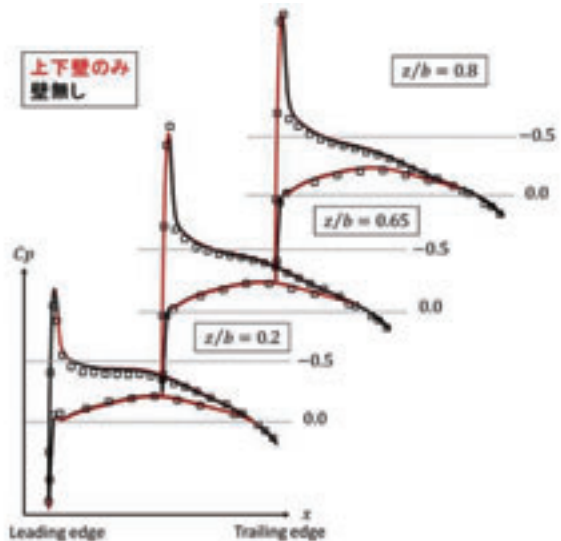


図10 翼面圧力分布の比較 ($M_\infty = 0.6990, \alpha = 3.06^\circ$)

があるため、流線の角度を更に変更するための斜め衝撃波が発生する。図14によると翼の対称面と斜め衝撃波なす角($\beta - \theta$)は空隙率が増加するにつれて大きくなっている。

前節で示したとおり、多孔壁の壁干渉はマッハ数と迎角を小さくする。これは翼前縁での M_l が減少していることを示している。ここで M_l と斜め衝撃波の衝撃波角 β と轉向角 θ の間には以下の関係式が成り立つ²⁶。

$$\tan\theta = \frac{2\cot\beta(M_l^2\sin^2\beta - 1)}{M_l^2(\gamma + \cos 2\beta) + 2} \quad (13)$$

本計算結果では空隙率の変化による θ の違いは小さかった。その場合、 β は M_l の関数となる。弱い衝撃波（後流で超音速）の場合、 M_l が減少すると、 β は増加する。よって、翼の対称面と斜め衝撃波なす角（ $\beta - \theta$ ）が大きくなる。

前方衝撃波は弱い衝撃波であるため、超音速の範囲の終端に強い衝撃波（後流で亜音速）が生じる。一般にこの衝撃波はマッハ数が高いほど後方に移動する。図では空隙率が高いほど後方衝撃波がより後方に位置している。これは、多孔壁の壁干渉がマッハ数及び迎角を減少させる傾向と一致する。

4. 3. 空力係数への影響

三次元翼における壁干渉の空力係数への影響を検証する。表2は壁干渉による揚力・抗力係数の変化（ $\Delta = C_{wall} - C_{nowall}$ ）を示している。流れ場の条件は $M_\infty = 0.8395, \alpha = 3.06^\circ$ である。

表2 壁干渉による揚力・抗力係数への影響

	ΔC_L	ΔC_D
$Po = 0.0$	0.04773	0.00420
$Po = 0.06$	0.00877	0.00296
$Po = 0.2$	-0.03537	-0.00065

壁無しの場合、 $C_L = 0.25772, C_D = 0.01952$ である。「抽気無し」の場合 C_L, C_D 共に増加している。これは図12, 13でも示した通り、壁干渉によってマッハ数と迎角が増加しているためである。遷音速ではわずかなマッハ数の増加でも大きな抗力の増加が起きる。また明らかに迎角の増加で揚力は増加する。「抽気大」の場合、壁干渉はマッハ数と迎角を減少させる方向に働く。抗力はマッハ数の減少によって低下するが、一方で流れ角度の減少は誘導抗力と同様の機構で抗力の増加を引き起こす。抗力の変化にはこれら2つの要因が影響している。

5. まとめ

本研究では風洞の壁干渉を含めた ONERA-M6 の流れ場の解析を行い、風洞試験結果に含まれる壁干渉の影響を調査した。また、航空機の壁干渉解析に向けて、三次元翼における壁干渉の影響の解析を行った。まず、ONERA-M6の風洞試験が行われた S2MA と同様の条件で CFD 解析を行った。これまで CFD 解析と実験値に差があった衝撃波構造を、上下の多孔壁を考慮することで、より実験値に近い形で捉えることができ、誤差の影響が壁干渉であることを示す事ができた。次に、線形の微小擾乱速度ポテンシャル方程式を用いて、壁干渉の定量的な評価を行った。多孔壁の壁干渉はマッハ数と迎角を減少させる。一方で、抽気が無い場合はマッハ数、迎角ともに増加した。この影響は翼面上に生じるラムダ衝撃波の前方衝撃波の角度と後方衝撃波の位置を変化させる。多孔壁の壁干渉の場合、対称面と衝撃波のなす角度が増加し、後方衝撃波は上流側に移動する。壁干渉の影響は揚力と抗力係数を変化させる。揚力は主に壁干渉による流れ角度の変化に影響を受ける。抗力は、遷音速においてはマッハ数の変化に強く影響を受ける。

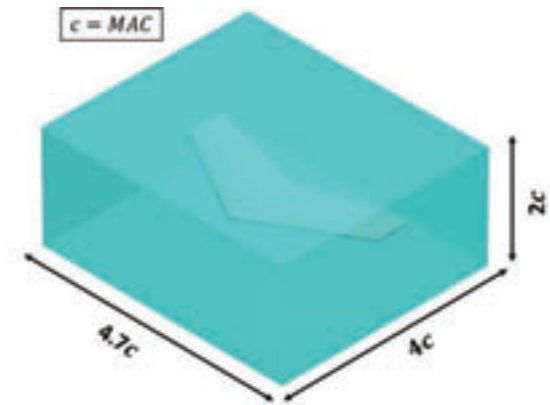


図1 1 線形ポテンシャル方程式による壁干渉量解析の計算空間

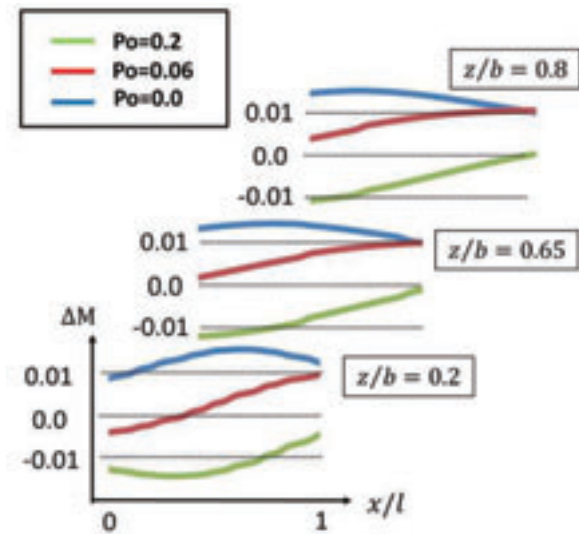


図1 2 翼弦上における ΔM の分布 ($M_\infty = 0.8395, \alpha = 3.06^\circ$)

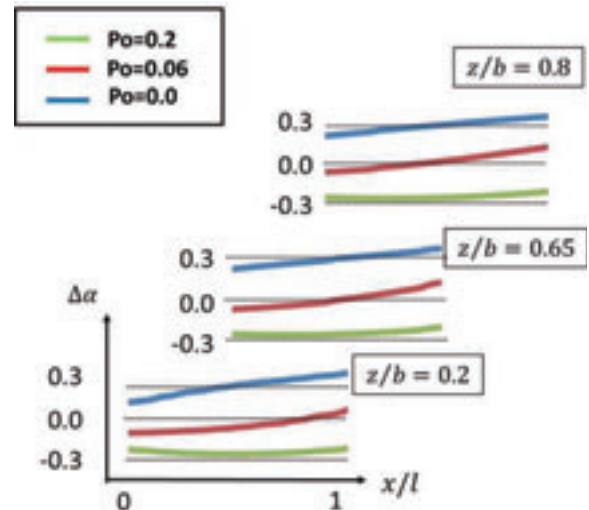


図1 3 翼弦上における $\Delta\alpha$ [deg]の分布 ($M_\infty = 0.8395, \alpha = 3.06^\circ$)

また流れ角度の変化も誘導抗力と同様の機構で抗力に影響を与える。

参考文献

- 1) Hashimoto, A., Aoyama, T., Kohzai, M., and Yamamoto, K.: Transonic Wind Tunnel Simulation with Porous Wall and Support Devices, AIAA paper 2010-4201.

- 2) Heidebrecht, A.: Simulation and model support correction for slotted wall transonic wind tunnels, 47th International Symposium of Applied Aerodynamics, 2a-02.
- 3) Hantrais-Gervois, J., L., Mouton, S., and Piat, J., F.: RANS simulations to compute wind tunnel wall corrections, 47th International Symposium of Applied Aerodynamics, 2a-04.
- 4) Krynytzky, A., Fleming, M., Sommerfield, D., and Li, P.: Computational Modeling of a Slotted Wall Test Section, AIAA paper, 2012-2863.
- 5) Nambu, T., Hashimoto, A., Aoyama, T. and Sato, T.: Numerical Analysis of Flow through a Hole for Modeling of Wind Tunnel Porous Wall, T. Jpn. Soc. Aeronaut. Space Sci., 54 (2011), pp. 221-228.
- 6) Nambu, T., Hashimoto, A., Aoyama, T. and Sato, T.: Analysis and Modeling of Flow through Wind Tunnel Porous Wall, AIAA paper, 2010-4858.
- 7) Nambu, T., Hashimoto, A., Murakami, K. and Sato, T.: Numerical Analysis of Wind Tunnel Wall Interference on Two-dimensional Airfoil by New Porous Wall Model, AIAA paper, 2012-3229.
- 8) Schmitt, V. and Charpin, F.: Pressure Distributions on the ONERA-M6-Wing at Transonic Mach Numbers, AGARD AR, **138**, (1979), pp.B1-1-B1-44.
- 9) <http://cfl3d.larc.nasa.gov/>, CFL3D Test cases.
- 10) http://people.nas.nasa.gov/~pulliam/Overflow/test2.1z_html/onera_m6/HOWTO/onera_m6.html.
- 11) <http://www.grc.nasa.gov/WWW/wind/valid/m6wing/m6wing01/m6wing01.html>, NPARC Alliance Validation Archive.
- 12) Bonhaus, D. and Wornom, S.: Relative efficiency and accuracy of two Navier-Stokes codes for simulating attached transonic flow over wings, AIAA paper, 1990-3078.
- 13) Hashimoto, A., Murakami, K., Aoyama, T. and Lahur, P.: Lift and Drag Prediction Using Automatic Hexahedra Grid Generation Method, AIAA paper, 2009-1365.
- 14) Durrani, N. and Qin, N.: Comparison of RANS, DES and DDES Results for ONERA M-6 Wing at Transonic Flow Speed Using an In-House Parallel Code, AIAA paper, 2011-190.
- 15) Collercandy, R.: An improved approach for the computation of transonic/supersonic flows with applications to aerospace configurations, AIAA paper, 1992-2613.
- 16) Yang, J., Yen, R. and Perng, Y.: Three-Dimensional Wing Flow Computations Using Implicit Weno Euler Solvers, J. of Aircraft, 39 (2002), pp.181-184.
- 17) Wild, J.: Smooth Mixed Meshes for Acceleration of RANS CFD in Aircraft Analysis and Design, AIAA paper, 2011-1267.
- 18) Hashimoto, A., Murakami, K., Aoyama, T., Ishiko, K., Hishida, M., Sakashita, M. and Lahur, P.: Toward the Fastest Unstructured CFD Code 'FaSTAR', AIAA paper, 2012-1075.
- 19) Obayashi, S. and Guruswamy, G P.: Convergence acceleration of a Navier-Stokes solver for efficient static aeroelastic computations, AIAA J., 33 (1995), pp.1134-1141.
- 20) 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, 2010
- 21) Spalart, P. R. and Allmaras, S. R.: A one-equation Turbulence Model for Aerodynamic Flows, AIAA paper, 1992-439.
- 22) Dacles-Mariani, J., Zilliac, G. G., Chow, J. S., and Bradshaw, P.: Numerical/Experimental Study of a Wingtip

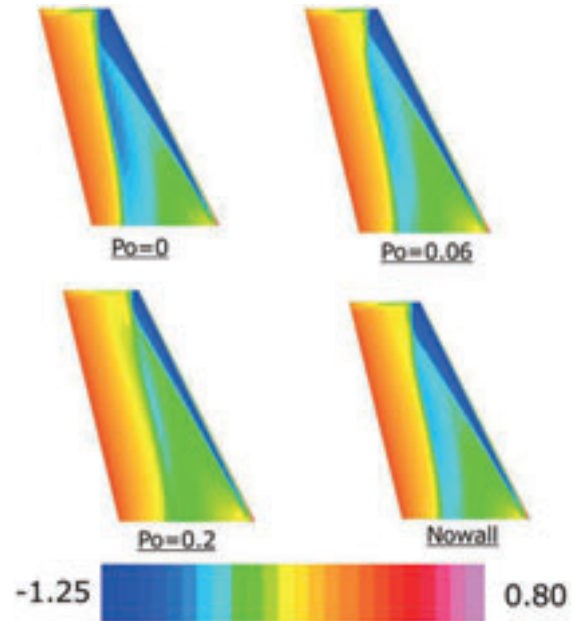


図14 空隙率の変化による翼面圧力分布の変化 ($M_\infty = 0.8395, \alpha = 3.06^\circ$)

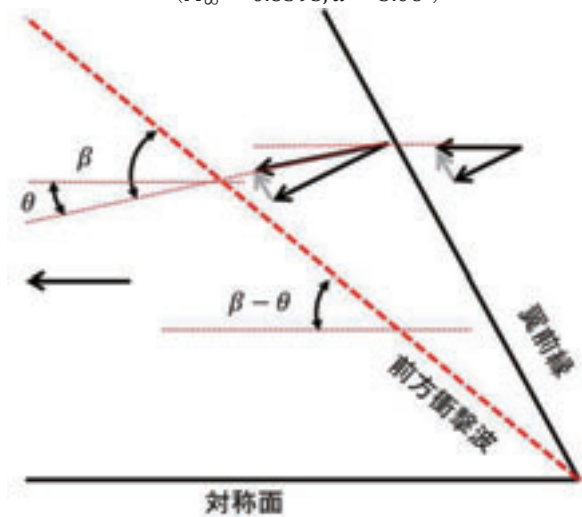


図15 前方衝撃波

Vortex in the Near Field, AIAA Journal, Vol 33, No.9, pp1561-1568, 1995

- 23) <http://windtunnel.onera.fr/s2ma-continuous-flow-wind-tunnel-variable-pressure-mach-01-mach-31>
- 24) Mokry, M. and Ohman, L. H.: Application of the fast Fourier transform to two-dimensional wind tunnel wall interference, J. of Aircraft, 17 (1980), pp.402-408.
- 25) Ulbrich, N.: The application of panel method code ANTARES to wind tunnel wall interference problems', AIAA paper, 2002-307.
- 26) Liepmann, H. W. and Roshko, A.: Elements of Gasdynamics, John Wiley & Sons Inc., New York, 1957, pp.86-88.