

多孔壁モデルを用いた CFD 解析による風洞壁干渉補正法の検証

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

Verification of correction method for wind tunnel wall interference by CFD analysis with porous wall model

by

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

ABSTRACT

The Mokry's correction method for the wind tunnel wall interference is verified by CFD analysis with porous wall model. The wall interference correction is applied to the CFD result of the flow around NACA0012 airfoil with wind tunnel walls, and then this corrected result is compared with the one without wind tunnel walls. The Mokry's method shows high accuracy under subsonic and low incident angle condition even if blockage ratio is so large. However, about 10 drag count error is caused under the transonic flow. Flow separation decreases the accuracy significantly and it shows the Mokry's method is not appropriate for stall condition.

1. 緒言

航空機の開発において風洞試験による空力性能の検証は欠かすことはできない。近年、より燃費性能の良い機体が求められる中、風洞試験への要求精度は上がっており、その基準は抵抗係数 C_D において絶対精度 ± 0.0001 (1 [count])となっている。これは航空機における抵抗値の 1%以下であり、非常に厳しい要求精度である。このような高い精度を実現する上で、風洞壁により実飛行状態とは異なる流れ場が生じる「風洞壁干渉」は非常に重要な問題である。この干渉による影響を試験結果から排除するため、これまで様々な補正法が開発されてきた¹⁻⁴。既存の補正法は流体力学の古典的理論 (ポテンシャル流れなど) を基にした手法が多いが、近年の計算機の性能向上により、CFD (Computational Fluid Dynamics) を用いて風洞の壁・支持装置を含めた流れ場の Navier-Stokes 方程式を解くという試みもなされている⁵⁻⁷。筆者らは、JAXA2m \times 2m 遷音速風洞で行われた航空機・二次元翼の風洞試験を対象に、風洞内の流れを再現した CFD 解析を行った^{8,9}。この研究では遷音速風洞に用いられる風洞多孔壁のモデル¹⁰を新たに開発しており、その多孔壁モデルと CFD によって、風洞壁干渉による影響を精度良く解析できることを示してきた。

現在、用いられている壁干渉補正法の一つに Mokry の補正法がある¹。本手法は線形化されたポテンシャル方程式を基にした理論であり、1980 年代に提案されてから現在まで広く使われてきている。ただし、補正によって得られる値が、実際に風洞壁がない場合の結果と一致しているかを実験的に確かめることができず、これまでその精度を厳密に検証することができていなかった。しかし、筆者らは、CFD と新たに開発した多孔壁モデルを用いることで、風洞壁が有る場合・無い場合の両流れ場を精度良く解析することが可能であることを示してきた。よって本研究では、CFD により計算された壁有り・無しの流れ場の比較から Mokry の壁干渉補正法の精度検証を行う。図 1 に示すように、壁有りの CFD に Mokry の補正法を適用して得られた結果と壁無しの結果の差に着目して検証を行う。

本研究では、上下に風洞多孔壁が存在する NACA0012 の流れ場を検証の対象とした。筆者らは多孔壁の影響を含めた二次元翼風洞試験を CFD で解析して実験と良好な一致を得ているため⁹、信頼性の高い壁干渉の解析が可能である。また、二次元翼の流れ場はスティング等の支持装置がないため壁干渉の影響のみを検証することに適している。本研究では上下の多孔壁の壁干渉のみを扱い、側壁の壁干渉については考慮していない。

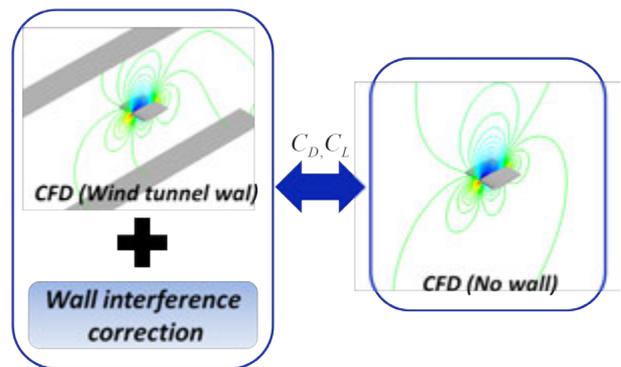


図 1 解析の概要

2. Mokry の壁干渉補正法

本節では、Mokry の壁干渉補正法の概略を説明する。本論文では、特に参考文献 11 に示されている、二次元翼の流れ場に対する Mokry の補正法を用いている。

2. 1. マッハ数と迎角補正量の導出

Mokry の補正法では、壁干渉によって生じる流れの変化を、翼中心 (本解析では 1/4 コード長) でのマッハ数と迎角の変化量、 ΔM と $\Delta \alpha$ として求める。補正には、以下の微小擾乱速度ポテンシャル方程式を用いる。

$$\beta^2 \frac{\partial^2 \phi}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 \phi}{\partial y^2} = 0 \quad (1)$$

$$\beta = \sqrt{1 - M^2} \quad (2)$$

ここで M は一様流マッハ数、 ϕ は微小擾乱速度ポテンシャルである (微小擾乱速度は一様流速度 U_∞ で無次元化されている)。また x, y は図 2 に示す座標系で表される。この方程式は線形であるため、解の重ね合わせが可能であり、 ϕ を以下のように風洞壁による微小擾乱速度ポテンシャル ϕ_w と翼による微小擾乱速度ポテンシャル ϕ_m に分けることができる。

$$\phi = \phi_w + \phi_m \quad (3)$$

よって ϕ と ϕ_m を求めれば、壁干渉を表す ϕ_w を求める事ができる。

ϕ_m は以下のように近似する。

$$\phi_m = -\frac{\gamma}{2\pi} \text{atan} \frac{\beta y}{x} + \frac{\mu}{2\pi\beta} \frac{x}{x^2 + (\beta y)^2} \quad (4)$$

$$\gamma = \frac{1}{2} c C_L \quad (5)$$

ここで、 μ はの翼型の面積、 c はコード長となる。右辺第一項は供試体に生じる束縛渦の影響を、第二項はブロッケージの影響を表わしている。

次に、式(1)を座標変換し、以下の様に変形する。

$$\frac{\partial^2 u_w}{\partial \xi^2} + \frac{\partial^2 u_w}{\partial \eta^2} = 0 \quad (6)$$

$$u_w = \frac{\partial \phi_w}{\partial \xi} = \beta \frac{\partial \phi_w}{\partial x} \quad (7)$$

$$\xi = \frac{1}{\beta} (x - x_1) \quad (8)$$

$$\eta = y - y_1 \quad (9)$$

ここで u_w は式(3)より以下ようになる。

$$u_w = \beta \left(\frac{\partial \phi}{\partial x} - \frac{\partial \phi_m}{\partial x} \right) \quad (10)$$

また圧力係数 C_p の関係式 $C_p = -2\partial\phi/\partial x$ を用いて

$$u_w = -\beta \left(\frac{1}{2} C_p - \frac{\partial \phi_m}{\partial x} \right) \quad (11)$$

となる。式(6)はラプラス方程式であり、 u_w の境界値が分かればディリクレ問題となり解を得ることができる。式(11)より風洞試験における風洞壁面での C_p 分布を計測することで u_w の境界値を得ることができる。ディリクレ問題の解はフーリエの手法で求めることができる¹¹。

以上の過程で得られた $\partial\phi_w/\partial x$ 、 $\partial\phi_w/\partial y$ を用いて壁干渉によるマッハ数と迎角の補正量 ΔM と $\Delta\alpha$ を求めることができる。

$$\Delta M = \left(1 - \frac{\gamma - 1}{2} M^2 \right) M \frac{\partial \phi_w}{\partial x} \quad (12)$$

$$\Delta \alpha = \frac{\partial \phi_w}{\partial y} \quad (13)$$

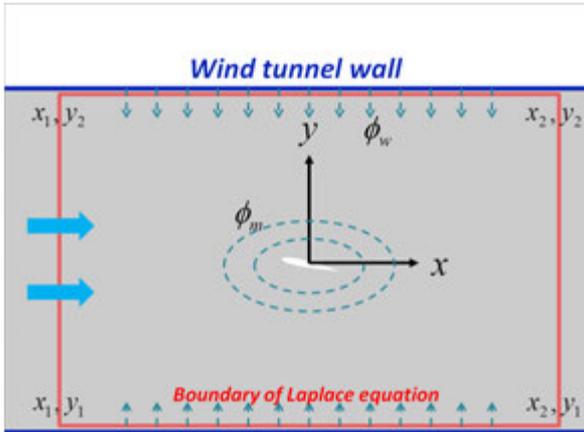


図2 Mokryの壁干渉補正法

2. 2. ΔM と $\Delta\alpha$ による空力係数の補正

次に ΔM と $\Delta\alpha$ を用いて揚力・抗力係数 C_L と C_D の補正を行う。本研究では以下の三段階の修正を行った。

①マッハ数補正

ΔM による一様流マッハ数の変化、及び動圧の変化を以下のように補正する。以下添え字の c は補正後、 u は補正前の値を表わす。

$$M_c = M_u + \Delta M \quad (14)$$

$$q_c = \frac{1}{2} \gamma p_{\infty c} M_c^2 \quad (15)$$

$$C_{Lc} = \frac{q_u}{q_c} C_{Lu}, C_{Dc} = \frac{q_u}{q_c} C_{Du} \quad (16)$$

②迎角補正

$\Delta\alpha$ による一様流の迎角の変化に応じた座標変換を行う。

$$\alpha_c = \alpha_u + \Delta\alpha \quad (17)$$

$$C_{Lc} = C_{Lu} \cos \Delta\alpha - C_{Du} \sin \Delta\alpha \quad (18)$$

$$C_{Dc} = C_{Du} \cos \Delta\alpha + C_{Lu} \sin \Delta\alpha \quad (19)$$

③浮力補正

壁干渉による流れの変化は空間に一様ではなく、流れ方向に勾配を持つ。壁干渉の影響で生じた圧力勾配による浮力補正を行う。

$$C_{Dc} = C_{Du} - b \frac{2}{\left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_c^2\right) M_c} \frac{\partial M_c}{\partial x} \quad (20)$$

ここで $\partial M_c / \partial x$ は 1/4 コード長の値であり、 b は翼厚である。

2. 3. Mokryの手法の問題点

以上のように、Mokryの補正法は風洞の流れ場を線形の微小擾乱速度ポテンシャル方程式で表わし、解の重ね合わせを用いて壁の影響だけを求める手法である。しかし、流れ場を微小擾乱速度ポテンシャル方程式で表わすということは、「 $M \approx 1$ 」または「大きな擾乱」の流れは方程式を満たさないということになる。そのため、以下の様な流れ場での使用に問題がある可能性がある。

- ・衝撃波を伴う遷音速流れ
- ・大きな剥離を伴う高迎角の流れ
- ・風洞に対して供試体のスケールが大きい流れ

このような流れ場において微小擾乱速度ポテンシャル方程式を基にした補正法を使用することが適切でないことは、過去に多くの研究者から指摘されてきたことである。ただし、代替となる手法が存在せず、「弱い衝撃波」や「小さな剥離」なら、精度は維持されるのではないかという認識で用いられているのが現状である。よって、本研究では、特に上記の3つの流れ場に注目して、実際にどの程度の精度が得られるのか定量的な検証を行う。

3. 解析手法

3. 1. CFD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)¹²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
空間離散化	セル中心有限体積法
非粘性流束	HLLEW
勾配計算法	Green-Gauss法
再構築法	MUSCL法による空間二次精度
制限関数	Hishidaの手法 ¹³
時間積分法	LU-SGS法
乱流計算法	RANS (Spalart-Allmarasモデル)

本計算は二次元計算である。また全面乱流を仮定しており、遷移は考慮していない。

3. 2. 計算格子

本解析で用いた計算格子を図 3 に示す。本解析では、壁有り・無しにおける計算結果の比較をより厳密にするため、翼周辺の計算格子を壁有り・無しで同一としている。壁無しの場合は壁有りの格子に風洞高さ方向にコード長の 100 倍の計算領域を追加している。また迎角は翼及び翼周辺の格子を傾けることにより変化させている。

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、静圧を固定とし、それ以外は計算空間から外挿で与えている。壁ありの計算における流出圧力の値は、翼前方（翼弦長の 6 倍前方の位置）での流速が壁有り・無しで一致するように、各計算条件で調節している。多孔壁の境界条件は、多孔壁モデルによって計算された流速を壁に垂直方向に与え、壁の接線方向速度は 0 としている。

3. 3. 多孔壁モデル

風洞壁に用いられる多孔壁の影響は筆者らが開発したモデル¹⁰で模擬する。本モデルは、多孔壁を介した差圧から通過流量を求めるもので、以下の式で与えられる

$$\frac{(\rho v)_{porous}}{(\rho u)_{\infty}} = A \cdot P_o \cdot \Delta C_p \quad (21)$$

$$A = F_{LD} \cdot F_{BL} \quad (22)$$

$$F_{LD} = \begin{cases} 0.024 \ln(\Delta C_p) + 1.02 & (L/D = 0.5) \\ 1 & (L/D = 1) \\ -0.086 \ln(\Delta C_p) + 0.923 & (L/D = 2) \\ -0.271 \ln(\Delta C_p) + 0.821 & (L/D = 4) \\ -0.488 \ln(\Delta C_p) + 0.666 & (L/D \geq 8) \end{cases} \quad (23)$$

$$F_{BL} = 0.172 \ln(\delta^*/D) + 1.06 \quad (24)$$

$$\Delta C_p = \frac{p_{boundary} - p_{plenum}}{0.5 \rho_{\infty} u_{\infty}^2} \quad (25)$$

ここで P_o 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。

本解析における多孔壁の状態は JAXA 2m × 2m 遷音速風洞の流れ場を参考に $A = 1.01$ 、 $P_o = 0.2$ としている。

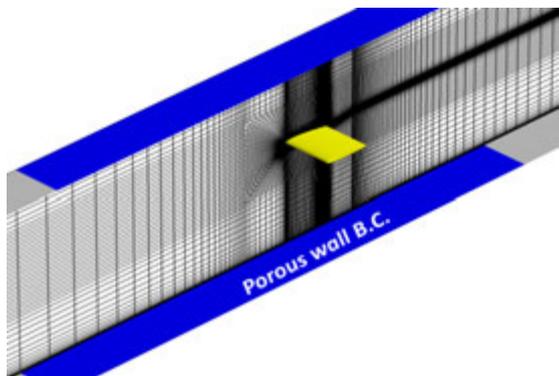


図 3 計算格子

4. NACA0012 に対する壁干渉補正法の精度検証

4. 1. 空力係数における比較

本研究では、特に C_L と C_D それぞれの壁有り・無しの比較に着目して補正法の検証を行う。以下の二種類の結果を比較に用いる

- ・壁有り（補正有り）： $C_{Lc}(M_u, \alpha_u)$ 、 $C_{Dc}(M_u, \alpha_u)$
- ・壁無し： $C_{Ln}(M_c, \alpha_c)$ 、 $C_{Dn}(M_c, \alpha_c)$

壁有りの流れ場において、一様流マッハ数 M_u と迎角 α_u を条件とし Mokry の補正法を適用して得られた空力係数を C_{Lc} 、 C_{Dc} とする。また、その補正マッハ数 $M_c (= M_u + \Delta M)$ と補正迎角 $\alpha_c (= \alpha_u + \Delta \alpha)$ を条件とした壁無しの流れ場で得られる空力係数を C_{Ln} 、 C_{Dn} とする。補正が正確であれば、壁有りの結果に壁無しの結果が一致する。

亜音速・低擾乱の流れ場

Mokry の補正法の使用が妥当と考えられる、亜音速・低擾乱（低迎角、低ブロックage）の流れ場で検証を行う。流れ場の条件は $M_u = 0.5$ 、 $\alpha_u = 0 \sim 4$ [deg]、 $H/c = 5$ である。ここで H は風洞壁における上下の距離を表す。

図 4 に揚力曲線、図 5 に抗力曲線を示す。また表 2 に揚力傾斜、及び各迎角における抗力係数の壁有り・無しの差 ($\Delta C_L = C_{Lc} - C_{Ln}$ 、 $\Delta C_D = C_{Dc} - C_{Dn}$) を示す。

表 2 壁有り・無しにおける空力係数の差 ($M_u = 0.5$ 、 $H/c = 5$)

α [deg]	0°	1°	2°	3°	4°
$\Delta C_L (\times 10^2)$	0.00	-0.51	-1.02	-1.42	-1.89
$\Delta C_D (\times 10^4)$	-1.36	-1.30	-0.94	-0.20	-1.02

図 4、5 及び表 2 に示されているとおり、本条件で Mokry の補正法は非常に高い精度を示している。特に抗力係数に関しては、現在の風洞試験の目標精度である 1count に近い補正精度を示している。揚力係数も多少の違いが見られるが、良好な精度を示している。

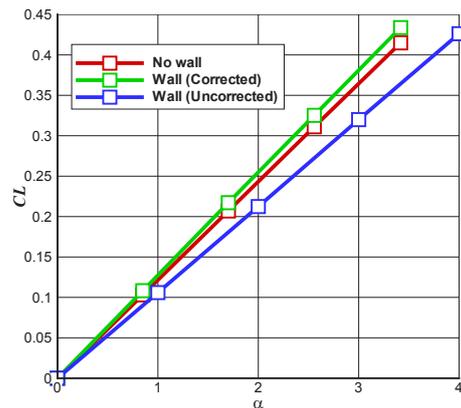


図 4 揚力曲線 ($M_u = 0.5$ 、 $H/c = 5$)

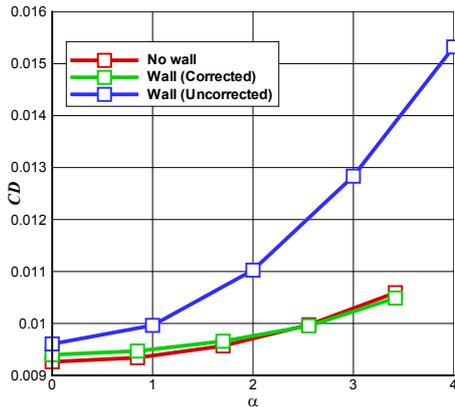


図5 抗力曲線 ($M_u = 0.5$, $H/c = 5$)

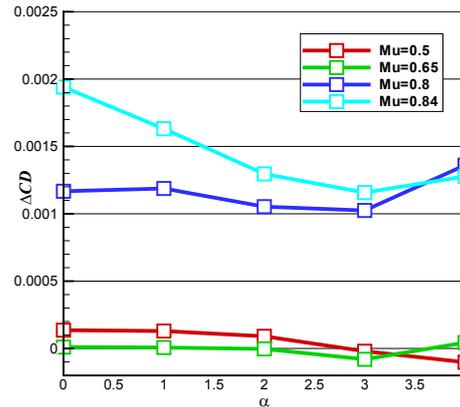


図6 ΔC_D と迎角の関係 ($H/c = 5$)

衝撃波を伴う遷音速流れ

衝撃波を伴う遷音速の流れ場 ($M_u = 0.8, 0.84$) で Mokry の補正法の検証を行う。Mokry の補正法の基礎となる微小擾乱速度ポテンシャル方程式は $M \approx 1$ では成り立たない。そのため、翼面上に衝撃波が生じる遷音速では、補正精度が低下することが予想されるが、どの程度低下するか調査する必要がある。図6に、各マッハ数における、 ΔC_D と迎角の関係を示す ($\alpha_u = 0 \sim 4$ [deg], $H/c = 5$)。亜音速の流れ場である $M_u = 0.5, 0.65$ では $\Delta C_D \approx 1$ [count]程度であるが、図6に見られるように、 $M_u = 0.8, 0.84$ では10[count]以上と補正精度に大きな差がある。前者と後者の流れ場の違いは衝撃波の発生の有無であり、衝撃波が補正精度に大きな影響を及ぼしていることが分かる。

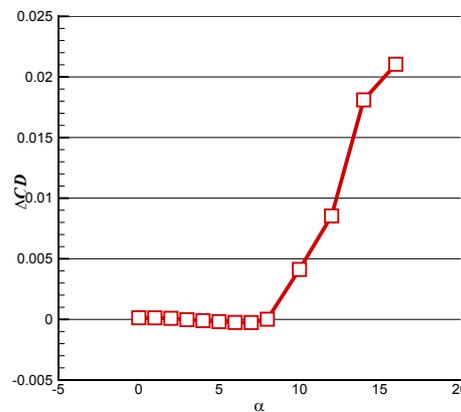


図7 ΔC_D と迎角の関係 ($M_u = 0.5$, $H/c = 5$)

大きな剥離を伴う高迎角の流れ

高迎角の場合、翼から誘起される擾乱が増大し微小擾乱の仮定が成り立たなくなる。このような流れにおける補正精度の検証を行う。図7に $M_u = 0.5$, $H/c = 5$ における ΔC_D と迎角の関係を、また図8に揚力曲線を示す。図7より $\alpha_u \leq 8$ では補正精度が1[count]程度と非常に高いが、それ以上の迎角では急激に精度が低下し、迎角によっては100[count]以上の誤差が生じる。精度低下が始まる迎角は、図8より失速点と一致しており、失速以降での Mokry の補正法の使用が適切でないことが分かる。

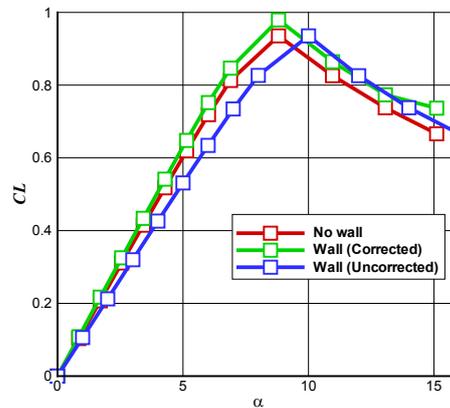


図8 揚力曲線 ($M_u = 0.5$, $H/c = 5$)

風洞に対して供試体のスケールが大きい流れ

風洞サイズに対して供試体のスケールが大きくなると、供試体は壁の影響は強く受けることとなる。このような流れでは風洞壁から誘起される微小擾乱が大きくなり補正精度の低下を生む可能性がある。その検証のため風洞高さ H を変化した流れで補正精度の比較を行う。図9に $M_u = 0.5$, $H/c = 3, 4, 5$ の流れ場における ΔC_D と迎角の関係を示す。図9では H/c の変化に対して、補正精度の顕著な変化はなく、全ての結果で1[count]程度の高い精度を示している。これは、 H/c が小さくなることによって壁からの擾乱は増加しているものの、その影響が微小擾乱速度ポテンシャル方程式が成り立つ範囲内であるために、精度が損なわれていないと考えられる。 $H/c = 3$ での検証は、一般に行われる風洞試験に比べても壁が供試体に近接する非常に厳しい条件である。そのため、一般に航空機に対して行われる風洞試験のプロック程度であれば、供試体の大きさが多少変化しても補正精度に影響はないと考えられる。

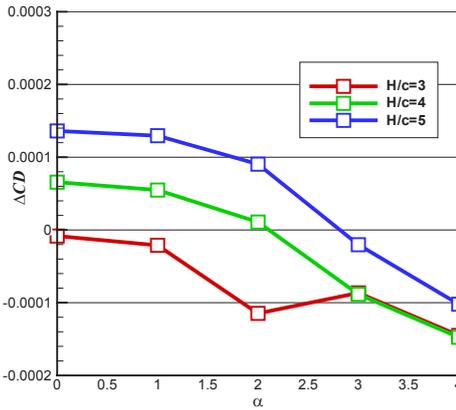


図 9 ΔC_D と迎角の関係 ($M_u = 0.5$)

4. 2. 差分値による補正した流れ場の検証

前節では、特に Mokry の補正法の使用が妥当ではないと思われる条件を中心に補正精度の検証を行った。その結果、以下の流れで精度の低下が見られた。

- ・衝撃波を伴う流れ
- ・大きな剥離を伴う流れ

本節では、この 2 つの流れにおける補正誤差の検証のため、特に壁有り・無しにおけるマッハ数と流れ角度の差分に着目して検証を行った。

衝撃波を伴う流れ

亜音速である $M_u = 0.5$ の流れ場と、衝撃波を伴う $M_u = 0.8$ の流れ場の比較を行う。 M_u と α_u の条件で与えられる壁有りの流れ場と、その流れ場に補正を適用して得られる M_c 、 α_c における壁無しの流れ場の差分図を図 10 に示す。差分値としては各点におけるマッハ数と流れ角度 ($|M_{wall} - M_{no\ wall}|$ 、 $|\tan^{-1}(v/u)_{wall} - \tan^{-1}(v/u)_{no\ wall}|$ [deg]) を取っている。補正が厳密なものであれば、流れ場は一致し差分は 0 となる。図 10 から、亜音速の場合、マッハ数、流れ角度ともに差分はほぼ 0 に近い。一方、遷音速では、壁有り・無しで不一致が生じ、その大部分は衝撃波位置に現れていることが分かる。一方で衝撃波位置以外では壁有り・無しで比較的良好な一致を示しており、空力係数の誤差要因が主に衝撃波位置を正しく推定できていないことにあることが分かる。

大きな剥離を伴う流れ

失速に伴い大きな剥離が生じる流れ場での検証を行う。 $M_u = 0.5$ 、 $\alpha_u = 4, 8, 12, 16$ [deg] における壁有り・無しのマッハ数と流れ角度の差分図を図 11 と 12 に示す。迎角が失速点 ($\alpha_u = 8$ [deg]) 以下の場合、前縁付近の僅かな領域で違いが見られるとはいえ、翼周辺の流れは壁有り・無しで良好な一致を示している。一方、大きな剥離が生じている $\alpha_u = 12, 16$ [deg] の流れでは、マッハ数、流れの角度ともに壁有り・無しの流れ場に大きな違いが生じている。特に翼上面の剥離が生じている範囲での誤差は顕著であり、Mokry の補正法の適用限界を超えているのは明らかである。

以上のように Mokry の補正法は一部の流れ場で精度が低下する。しかし、亜音速・低迎角の流れ場など、補正法の基となる微小擾乱速度ポテンシャル方程式が成り立つ範囲であれば、その精度は非常に高いことも確かめられた。また、衝撃波を生じる遷音速の流れ場でも、現状 $\Delta C_D \approx 10$

[count]程度で補正はできている。本研究では H/c が比較的小さく、しかも壁干渉の影響が顕著に現れる二次元翼を対象として検証しているため、風洞流路の面積に対して供試体の面積割合がより小さくなる航空機の風洞試験では、本検証結果より高い精度を示す可能性もある。しかし、失速を含む流れ場では、微小擾乱速度ポテンシャル方程式を基に高い精度の補正を行うことは難しく、根本的に新たな手法を確立する必要がある。

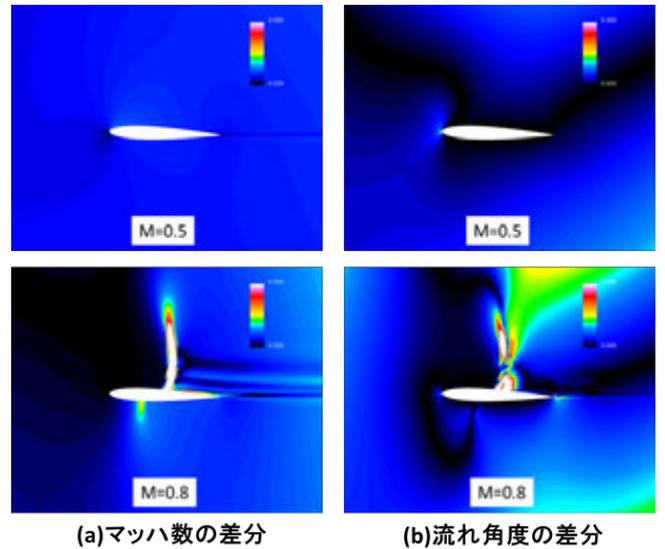


図 10 壁有り・無しの差分図 ($\alpha_u = 2$ 、 $H/c = 5$)

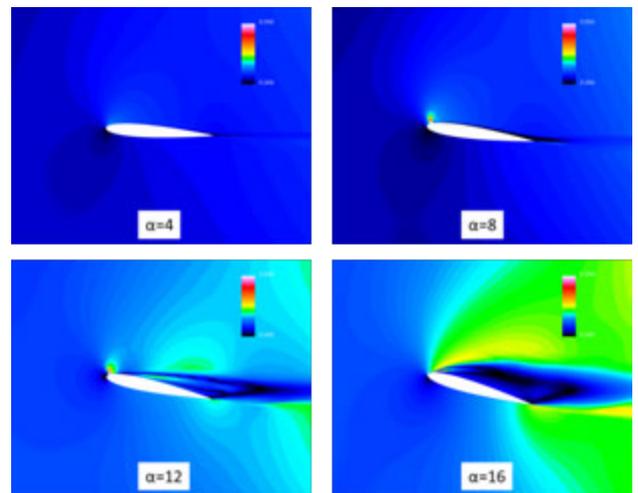


図 11 壁有り・無しの差分図 (マッハ数、 $M_u = 0.5$ 、 $H/c = 5$)

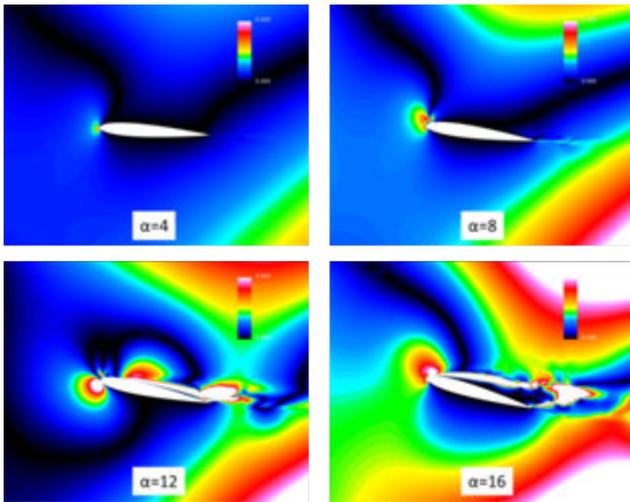


図 1.2 壁有り・無しとの差分図（流れ角度、 $M_u = 0.5$ 、 $H/c = 5$ ）

5. 結論

壁干渉補正法として広く用いられる Mokry の補正法の検証を CFD と多孔壁モデルを使って行った。検証結果をまとめると以下のようになる。

- ・失速を起こしていない亜音速の流れ場では、 $\Delta C_D \approx 1$ [count]程度の非常に高い補正精度を示す。この精度は供試体が大きく壁の影響が非常に大きい場合でも同様である。
- ・遷音速の流れ場では $\Delta C_D \approx 10$ [count]程度に補正精度が低下する。また補正精度の低下によって、衝撃波位置に誤差が生じる。
- ・失速点以上の迎角では、補正精度 $\Delta C_D \approx 100$ [count]と大きな誤差を示し、このような流れ場での使用は適切ではない。

今後は本論文で得られた検証結果を基に、遷音速でより精度を高める修正を Mokry の補正法に加えていく。また三次元翼や航空機に対しても本研究と同様の検証を行い、より高い精度を発揮する壁干渉補正法を提案していきたい。

参考文献

- 1) M. Mokry, Y. Y. Chan, D. J. Jones: Two-Dimensional Wind Tunnel Wall Interference, AGARD-AG-281, 1983
- 2) 沢田秀夫, 榊原盛三, 佐藤衛, 神田宏: 航技研二次元風洞の壁干渉評価, NAL TR-829
- 3) N. Ulbrich: The Application of Panel Method Code ANTARES to Wind Tunnel Wall Problems, AIAA Paper 2002-0307
- 4) 日高亜希子, 口石茂, 小池陽, 香西政孝, 森田義郎: パネル法による遷音速風洞境界修正法の開発, JAXA RR-07-033
- 5) A. Cartieri, P. Viscat, S. Mouton: Using CFD to calculate support interference effect in wind tunnel tests, 47th International Symposium of Applied Aerodynamics, 2a-01, 2012
- 6) A. Heidebrecht: Simulation and model support correction for slotted wall transonic wind tunnels, 47th International Symposium of Applied Aerodynamics, 2a-02, 2012
- 7) J. L. Hantrais-Gervois, S. Mouton, J. F. Piat: RANS simulations to compute wind tunnel wall corrections, 47th International Symposium of Applied Aerodynamics, 2a-04, 2012
- 8) A. Hashimoto, T. Aoyama, T. Kohzai, K. Yamamoto: Transonic Wind Tunnel Simulation with Porous Wall and Support Devices, AIAA Paper 2010-4201.

- 9) 南部太介, 佐藤哲也, 橋本敦, 村上桂一: 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, 第 43 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, 2A11, 2011
- 10) T. Nambu, A. Hashimoto, T. Aoyama, T. Sato: Numerical Analysis of Flow through a Hole for Modeling of Wind Tunnel Porous Wall, Transaction of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, Vol. 54, No. 185/186, 221-228, 2011
- 11) M. Mokry, L. H. Ohman: Application of the Fast Fourier Transform to Two-Dimensional Wind Tunnel Wall Interference, Journal of Aircraft, Vol. 17, 402-408, 1980
- 12) 橋本敦, 村上桂一, 青山剛史, 菱田学, 大野真司, 坂下雅秀, ラフルールパウルス, 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, 2010
- 13) 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