

パネル法風洞壁境界修正の遷音速風洞試験への適用

日高亜希子、森田義郎、口石茂、小池陽、香西政孝（宇宙航空研究開発機構）

The Application of Panel Method to High Speed Wind Tunnel Wall Interference Correction

Akiko Hidaka, Yoshio Morita, Shigeru Kuchiishi, Akira Koike and Masataka Kouzai
(JAXA)

概要

JAXAでは、風洞試験において風洞壁から模型に及ぼされる空力干渉量を推算する為、低速及び遷音速風洞に共用可能なパネル法風洞壁境界修正プログラムを開発中である。低速風洞試験への適用については有効性を確認済みであるが、本修正法をJAXA2m×2m遷音速風洞試験へ適用するには、風洞の開孔率に依存するレストリクションパラメータRを決定する必要がある。今回、ONERA-M5標準模型風洞試験で取得した2m×2m遷音速風洞壁静圧分布を用いてRを推算し本修正法を適用した結果、迎角及びマッハ数の壁干渉修正量は小さく模型に対する壁の影響は小さいという結果を得た。

1. はじめに

風洞試験データから、実機の空力特性をより正確に推算するためには、風洞壁により模型に及ぼされる空力干渉量を修正する必要がある。現在JAXAでは、低速及び遷音速風洞に共用可能な風洞壁境界修正法を開発し実用化することを目的として、パネル法を用いた新しい風洞壁境界修正プログラムを開発中である。低速風洞試験への適用については、有効性を確認し既に報告を行った。本文書では、遷音速風洞用風洞壁境界修正法の概要と、遷音速風洞試験への本修正法適用計算結果について報告する。

2. パネル法による風洞壁境界修正法概要

2.1 計算モデル

(1) 模型

ONERA-M5 模型の計算モデル略図を図1に示す。

模型の揚力はLine Doublet、模型のプロジェクション及び後流はPoint Doubletでそれぞれ模擬する。また、模型のピッチ角とロール角の変化に応じてそれぞれのダブルット位置を変化させる。

(2) 風洞

風洞壁面パネルの例を図2に示す。

風洞壁面パネルは、Source又はSinkで模擬する。計算領域は、風洞断面2m×2m、長さ12mである。

また、壁面パネル枚数は、流れ方向に40枚、周方向に80枚であり、図2のように風洞中心が密になるように設定している。

また、風洞中心は座標系の原点であり、かつ模型の空力中心位置（つまり天秤中心位置）である。

2.2 境界条件

今回計算対象とした風洞は多孔壁であり、境界条件式は以下ようになる。

$$\frac{\partial \phi}{\partial x} + \frac{1}{R} \cdot \frac{\partial \phi}{\partial n} = 0$$

ここで、 ϕ は擾乱速度ポテンシャル、 n は風洞壁面に対する法線ベクトル、 R はレストリクションパラメータである。このレストリクションパラメータとは、風洞壁の開孔率に依存するパラメータであり、各風洞に固有の値である。この値を決定する為には、風洞壁面上の静圧分布を計測して求める必要がある。

2.3 レストリクションパラメータRの推算

(1) 推算法

① まず、ある迎角 α に対して、風洞試験で風洞壁面上

静圧分布を計測する。

- ② 次に、Rをある値R1と仮定して壁面境界条件を設定し、壁面上の速度分布を計算する。
- ③ ①の壁面上速度分布計測データと②の計算結果とを比較して、標準偏差Sを計算する。
- ④ R=R1～R2の範囲でいくつかのRを仮定して、②及び③の計算を行い、最小2乗FittingによりS-Rグラフの多項近似式を求め、標準偏差Sが最小となるRをその迎角におけるRとして採用する。(図3、4参照)
- ⑤ 各迎角に対して①～④の過程を行い、迎角ごとのRを決定し、それらの平均値を風洞固有のRと設定する。

(2) R値推算結果

M=0.84について、風洞上面の擾乱速度分布のみを用いてRの試算を行ったところ、R=1.51という結果を得た。(図5参照)

2. 4 風洞壁境界修正計算の流れ

最初に壁面パネルを設定し、次に模型のモデル化を行う。ここで、模型の揚力は楕円揚力分布を仮定し、1/4コード上にLine Doubletを分布して模擬する。このとき、Doubletの強さは天秤で計測した揚力係数CLより算出する。模型及びスティングについては、中心線上にPoint Doubletを分布して模擬する。このとき、Doubletの強さは模型及びスティングの形状より算出する。後流については、後縁下流位置からPoint Doubletを分布して模擬する。このとき、Doubletの強さは天秤で計測した揚力係数CL及び抵抗係数CDより算出する。

以上のように模型をモデル化し、次に、境界条件式を満たすように壁面パネルのSource及びSinkの強さを決定する。

最後に、風洞中心(空力中心)において風洞壁により誘起される擾乱速度(u,v,w)を計算する。

2. 5 迎角、マッハ数及び空力係数の修正法

2. 4より、風洞中心(空力中心)において風洞壁により誘起される擾乱速度(u,v,w)を求めた。これらを用いて、以下の式により迎角修正量 $\Delta\alpha$ 、ブロッケージ修正量 ε 及び動圧修正係数Kを求める。

$$\text{迎角修正量} : \Delta\alpha = \tan^{-1} \frac{w}{U_\infty}$$

$$\text{ブロッケージ修正量} : \varepsilon = \frac{u}{U_\infty}$$

$$\text{動圧修正係数} : \frac{1}{K} = \frac{q_c}{q_\infty}$$

$$= 1 + (2 - M^2)\varepsilon + \left\{ 1 - \frac{5}{2}M^2 + \left(1 - \frac{1}{2}\gamma \right) M^4 \right\} \varepsilon^2$$

さらに、以下の式により迎角、マッハ数及び空力係数の修正を行う。

$$\text{修正後迎角} : \alpha_c = \alpha + \Delta\alpha$$

$$\text{修正後マッハ数} : M_c$$

$$= M \left[1 + \left\{ 1 + \frac{1}{2}(\gamma - 1)M^2 \right\} \varepsilon + \frac{3}{4}(\gamma - 1)M^2 \varepsilon^2 \right]$$

$$\text{修正後空力係数} : C_{l_c} = K(C_l \cos\Delta\alpha - C_D \sin\Delta\alpha)$$

$$C_{D_c} = K(C_D \cos\Delta\alpha + C_l \sin\Delta\alpha)$$

$$C_{m_c} = K \times C_m$$

3. 計算対象とした風洞試験データ

今回計算の対象とした風洞試験について、表1に示す。また、試験概要図を図6、縦三分力係数と迎角の実験結果を図7にそれぞれ示す。

風洞	JAXA 2m × 2m 遷音速風洞 No.1 カート (多孔壁カート, 開孔率20%)	
模型	ONERA-M5 標準模型	
	翼幅	0.983 m
	平均空力翼弦長	0.137 m
模型支持装置	スティング支持	
風洞壁面静圧分布計測装置	風洞上下壁面にφ38mmの静圧パイプをセットし、その上面の静圧孔で計測	
通風条件	M=0.84, $\alpha = -5^\circ \sim 3.5^\circ$, $\beta = 0^\circ$	
使用データ	縦三分力, 風洞上面中央部静圧分布	

表1 対象風洞試験概要

4. 風洞壁境界修正量計算結果

4. 1 $\Delta\alpha$ 及び ΔM

迎角の修正量 $\Delta\alpha$ を図8に、マッハ数の修正量 ΔM を図9にそれぞれ示す。ここで、 $\Delta\alpha$ 及び ΔM はそれぞれ、

$$\Delta\alpha = \alpha_c - \alpha$$

$$\Delta M = M_c - M$$

である。

図より、 $\Delta\alpha$ 及び ΔM は $\alpha = 3.5^\circ$ のとき最大となり、最大値はそれぞれ、 $\Delta\alpha \approx -0.05$ 、 $\Delta M \approx -0.0008$ である。これら修正量が負の値になる理由として、風洞多孔壁

を通る流れの分布図(図10)から、模型付近の流れは、全体的に見ると風洞上面から入り風洞下面から出てゆく下向きの流れとなっているので、迎角修正量 $\Delta\alpha$ は負の値になったと考えられる。また、流れが流出した分、マッハ数修正量 ΔM も負の値になったと考えられる。

4.2 ΔC_L 、 ΔC_D 及び ΔC_m

揚力係数の修正量 ΔC_L を図11に、抵抗係数の修正量 ΔC_D を図12に、ピッチングモーメント係数の修正量 ΔC_m を図13にそれぞれ示す。ここで、 ΔC_L 、 ΔC_D 及び ΔC_m はそれぞれ、

$$\begin{aligned}\Delta C_L &= C_{L_c} - C_L \\ \Delta C_D &= C_{D_c} - C_D \\ \Delta C_m &= C_{m_c} - C_m\end{aligned}$$

である。

図より、 ΔC_L 、 ΔC_D 及び ΔC_m は $\alpha = 3.5^\circ$ のとき最大となり、最大値はそれぞれ、 $\Delta C_L \approx 0.0007$ 、 $\Delta C_D \approx -0.0004$ 、 $\Delta C_m \approx 0.0001$ である。

5. 結論

今回、JAXA 2m × 2m 遷音速風洞のレストリクションパラメータを近似的に求め、ONERA-M5標準模型を対象に風洞壁干渉量を計算したところ、迎角及びマッハ数の壁干渉修正量は小さく、模型に対する風洞壁の影響は小さいという結果を得た。

今後は、風洞の上下左右壁の壁圧計測データの取得を

目的とした風洞試験を行い、これをもとにJAXA 2m × 2m遷音速風洞固有のレストリクションパラメータRの推算を行う予定である。

6. 参考文献

- 1) James D. Keller and Ray H. Wright , A Numerical Method of Calculating the Boundary-Induced Interference in Slotted or Perforated Wind Tunnels of Rectangular Cross Section , NASA TR R-379 , November 1971
- 2) James D. Keller , Numerical Calculation of Boundary Induced Interference in Slotted or Perforated Wind Tunnels Including Viscous Effects in Slots , NASA TN D-6871 , August 1972
- 3) Norbert Ulbrich , Description of Panel Method Code ANTARES , NASA/CR-2000-209592 , May 2000
- 4) N. Ulbrich and A. R. Boone , Determination of the Wall Boundary Condition of the NASA Ames 11ft Transonic Wind Tunnel , AIAA-2001-1112 , January 2001
- 5) N. Ulbrich , The Application of Panel Method Code ANTARES to Wind Tunnel Wall Interference Problems , AIAA-2002-0307 , January 2002
- 6) N. Ulbrich and A. R. Boone , Direct Validation of the Wall Interference Correction System of the Ames 11-Foot Transonic Wind Tunnel , NASA/TM-2003 - 212268

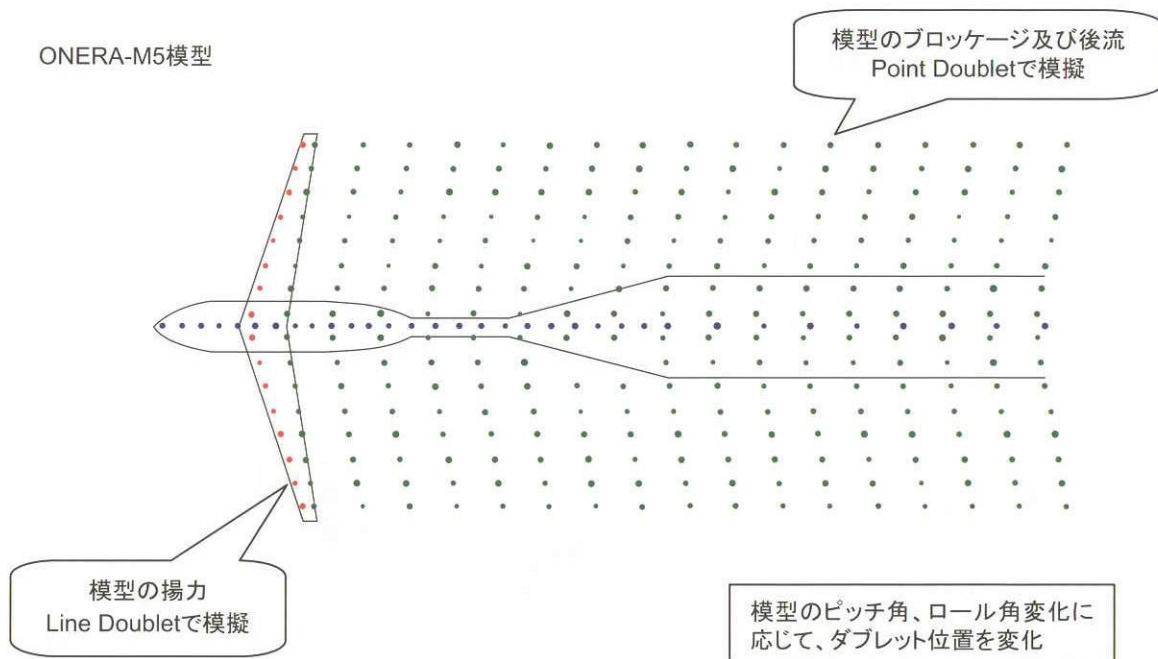


図1 ONERA-M5 標準模型の計算モデル略図

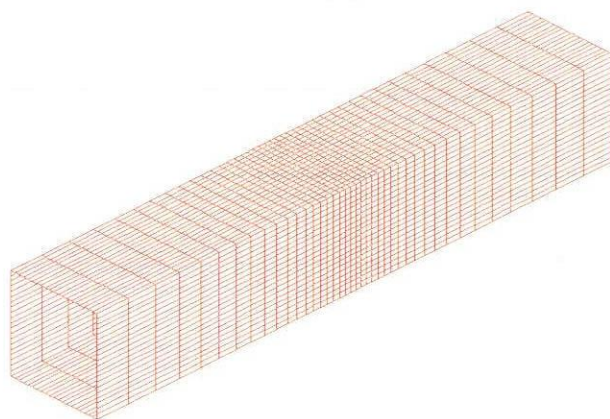


図2 風洞壁面パネル例

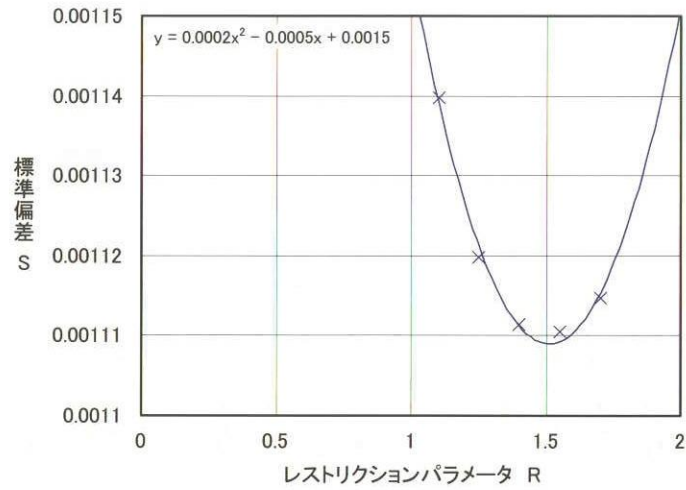


図3 S-R グラフ例 (M=0.84, $\alpha=3^\circ$)

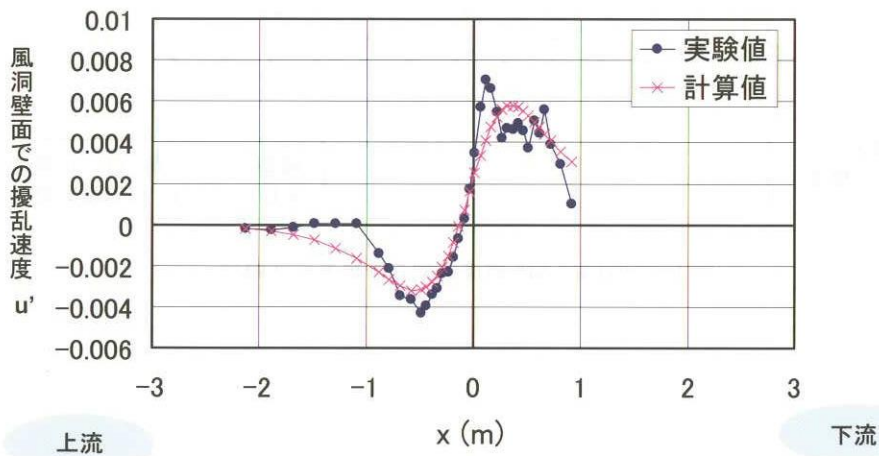


図4 Sが最小となるRを用いて計算した風洞上面擾乱速度分布と実験データとの比較 (M=0.84, $\alpha=3^\circ$)

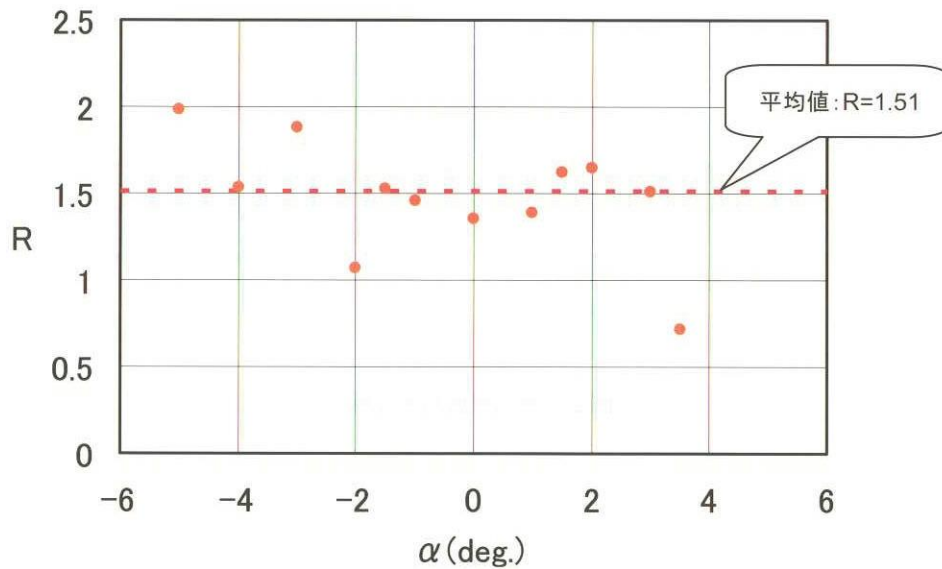


図5 R値推算結果 (M=0.84)

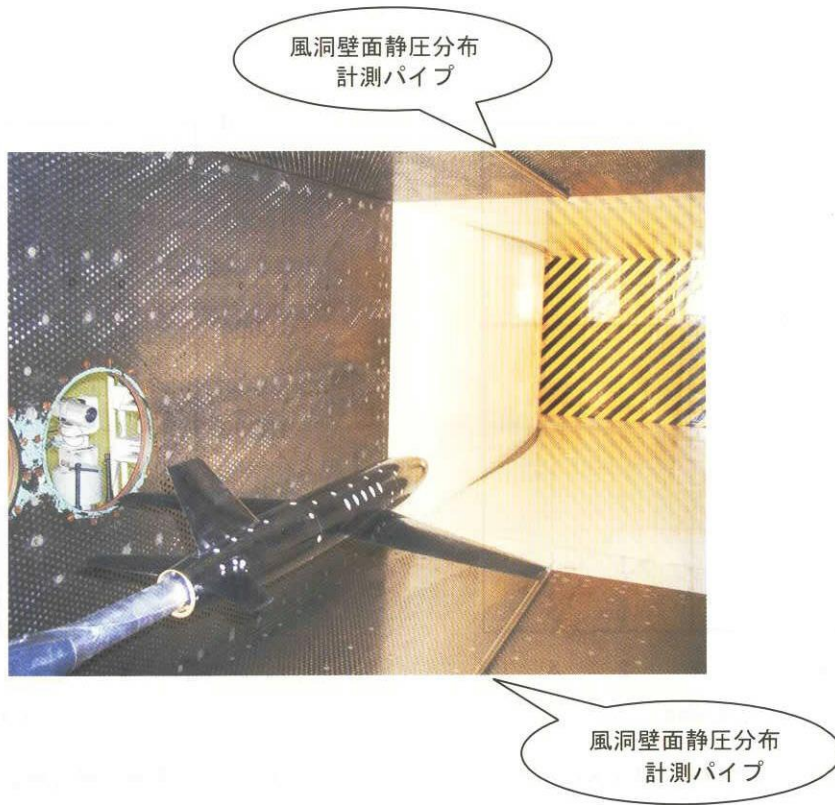


図6 風洞試験概要

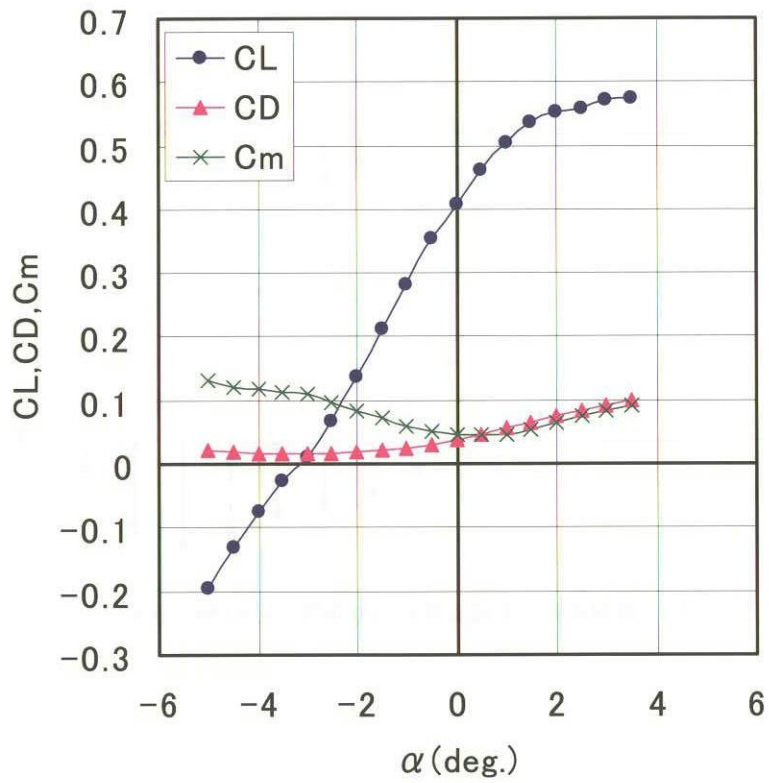


図7 縦3分力係数実験結果 (M=0.84)

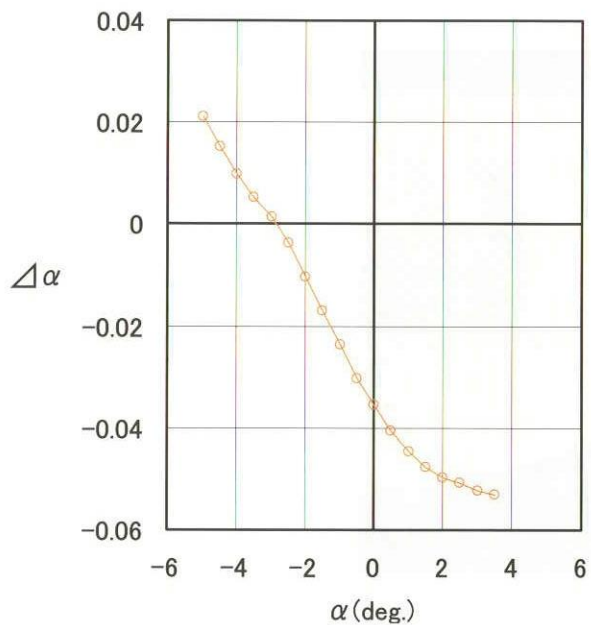


図8 迎角修正量計算結果 (M=0.84)

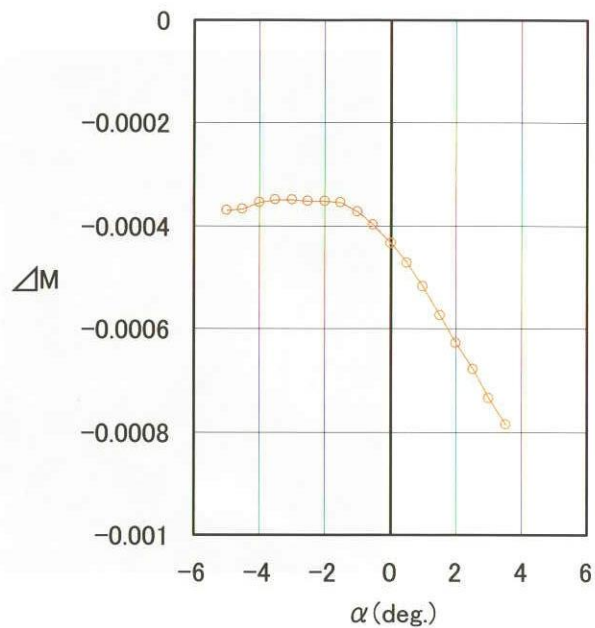


図9 マッハ数修正量計算結果 (M=0.84)

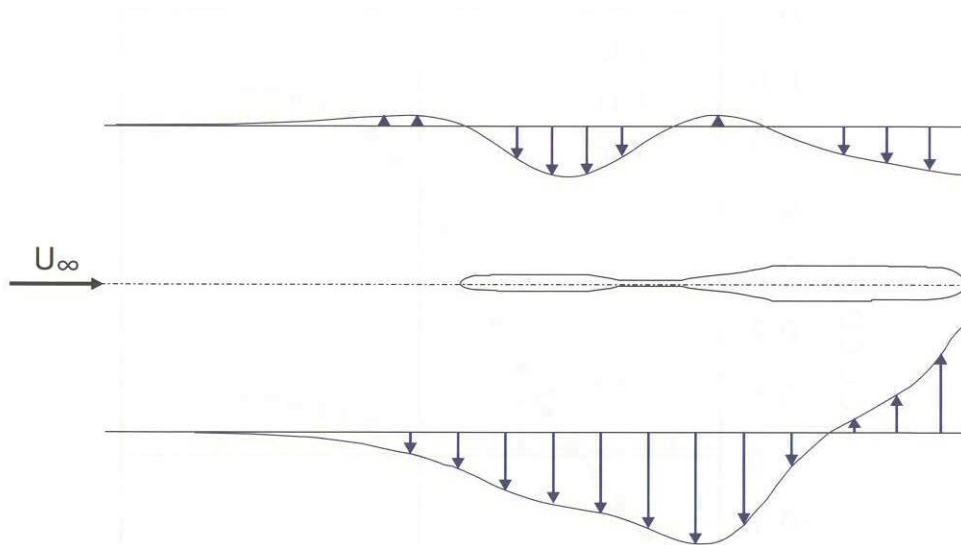


図10 風洞多孔壁を通る流れの分布図 (M=0.84、 $\alpha = 3.5^\circ$)

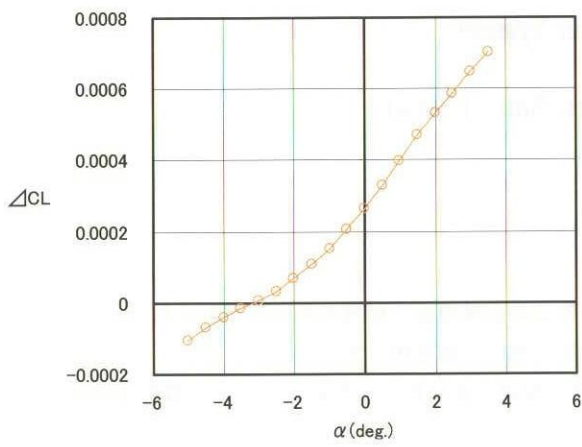


図11 揚力係数修正量計算結果 (M=0.84)

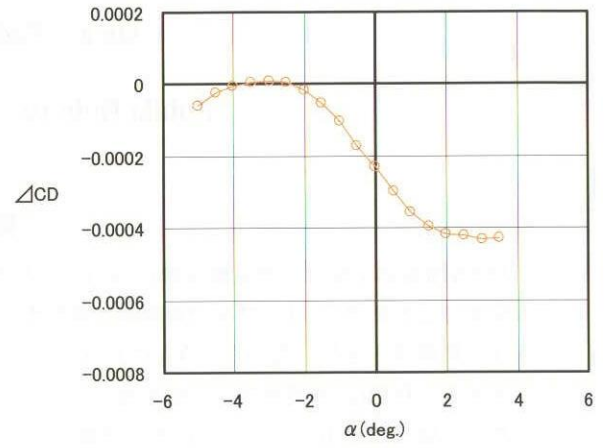


図12 抵抗係数修正量計算結果 (M=0.84)

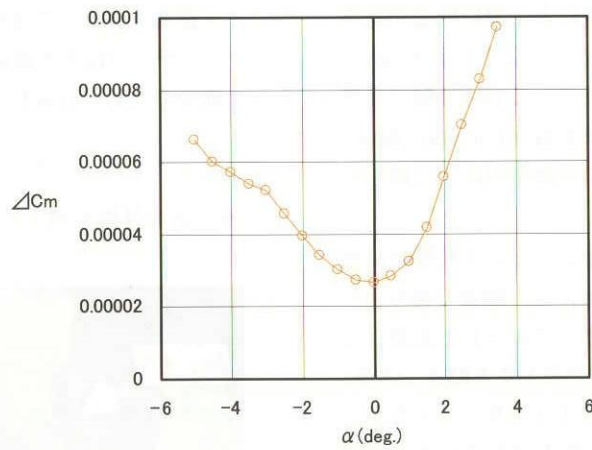


図13 ピッチングモーメント係数修正量計算結果 (M=0.84)