

パネル法風洞壁境界修正の低速風洞試験への適用

日高亜希子、森田義郎、口石茂（宇宙航空研究開発機構）

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

Akiko Hidaka, Yoshio Morita and Shigeru Kuchiishi (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。この修正法は、天秤計測値或いは風洞壁面上静圧分布を用いて風洞内の流れを推定し、風洞壁が模型に及ぼす干渉量を推算するものである。今回、JAXA2m×2m低速風洞で実施された大小2つの相似矩形翼模型風洞試験に対して本修正法を適用した結果、揚力係数の修正に関して有効であることが確認出来た。また、失速後の迎角範囲については、風洞壁面上静圧分布を用いることでより良い結果が得られることがわかった。

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。本文書では、パネル法風洞壁境界修正の概要と、プログラム検証の為実施した低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

矩形翼模型の計算モデルの略図を図1に示す。

まず風洞壁面パネルはSource又はSinkで模擬する。また、模型の揚力はLine Doublet、模型のプロジェクションを含む剥離領域はPoint Doublet、模型の後流はSource又はPoint Doubletでそれぞれ模擬する。

2.2 境界条件

今回計算対象とした風洞は固定壁であるので、風洞壁面上では、壁に対し垂直方向の速度はゼロである。よって、境界条件は以下の式で表される。

$$\frac{\partial \phi}{\partial n} = 0$$

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である。

2.3 計算領域の定義

風洞壁面パネルの例を図2に示す。

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。

2.4 計算の流れ

今回は、2種類の風洞壁境界修正計算法を適用した。一つめは、天秤で計測した揚力係数CLと抵抗係数CDを使用する方法（計算法①）、二つめは、天秤で計測した揚力係数CLと風洞壁面静圧分布を使用する方法（計算法②）である。

まず、天秤計測値CLとCDを使用する計算法①の流れについて述べる。

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。次に、後流は後縁上に Source を分布して模擬する。このとき、Source 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。また、この計算法では剥離領域は考慮しない。

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。

次に、天秤計測値 CL と風洞壁面静圧分布を使用する計算法②の流れについて述べる。

模型の揚力のモデル化までは前述の計算法と同じである。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 の強さはある初期値を仮定する。剥離領域については、1/4コードから後縁の間に Point Doublet を分布して模擬する。このとき、Doublet の強さは、後流模擬の場合と同様にある初期値を仮定する。

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 の強さを決定し、壁面上の擾乱速度分布を計算する。次に計測した壁面静圧分布より壁面上の擾乱速度分布を計算し、この二つの擾乱速度分布が最も近くなるように、最小 2 乗法を用いて模型の Doublet 強さ及びパネルの Source、Sink 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 $\Delta\alpha$ 、ブロックージ修正量 ε 及び修正係数 K を求める。

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

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

$$\text{修正係数} : K = \frac{1}{(1+\varepsilon)^2}$$

さらに、以下の式により迎角及び空力係数の修正を行う。

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

$$\text{修正後空力係数} : C_{L_c} = K \times C_L - C_D \times \Delta\alpha$$

$$C_{D_c} = K \times C_D + C_L \times \Delta\alpha$$

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

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データは、JAXA 2m × 2m 低速風洞で実施された、大きさの異なる二つの相似矩形翼模型の試験データである。詳細については表1に、また試験概要図を図3に示す。

風洞	JAXA 2m × 2m 低速風洞		
模型	大小 2 種類の矩形翼 NACA0012 翼型		
		翼幅	翼弦長
	小模型	1.0 m	0.2 m
	大模型	1.6 m	0.32 m
模型支持装置	3 本ストラット支持		
天秤	ピラミッド天秤		
計測項目	縦 3 分力、風洞壁面静圧分布 (周方向 28 列、流れ方向 28 点)		
通風条件	Re 数が 0.82×10^6 となるように 風速を決定		
	小模型	60 m/s	
	大模型	37 m/s	

表1 対象風洞試験概要

なお、抵抗係数及びピッチングモーメント係数については、壁による空力干渉量に比べ支持装置による干渉量のほうが大きいことが検証の途中でわかった為、今回は揚力係数についてのみ報告を行う。

揚力係数と迎角の実験結果を図4に示す。これより、大模型の方が揚力傾斜が大きく、早い段階で失速していることがわかる。また、失速後の高迎角領域では、両模型間の CL 値の差が大きい。

4. 境界修正法適用結果

4. 1 計算法①による修正結果

計算法①による修正結果を図5に示す。

失速以前の迎角範囲において両模型の揚力傾斜がほぼ一致し、失速後もほぼ一致した。但し、失速後の高迎角領域では両模型間の差が残った。

4. 2 計算法②による修正結果

計算法②による修正結果を図 6 に示す。

計算法①の場合と同様に、失速以前の迎角範囲における両模型の揚力傾斜と失速角はほぼ一致した。さらに、計算法①の結果と比べると、失速後の両模型間の揚力係数レベルの相違が改善された。

4. 3 風洞側壁中央部の誘起速度分布比較例

風洞壁面における誘起速度分布の計算結果と実験データの比較例を図 7 に示す。

実験と計算結果はよく一致しており、これにより本計算法の妥当性が確認できた。

5. 結論

迎角及び揚力係数に対して風洞壁境界修正法を適用したところ、大小模型の揚力傾斜及び失速角はほぼ一致し、本修正法の有効性が確認された。

また、揚力係数 CL 及び抵抗係数 CD を使用する修正法は、失速前の迎角範囲を修正対象とする場合に有効であり、失速後の迎角範囲も含めて修正対象とする場合には、揚力係数 CL と風洞壁面静圧分布を使用する修正法がより有効であることがわかった。

今後は、遷音速風洞試験への適用を試み、その有効性を検証し、両風洞における実用化を目指す。

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

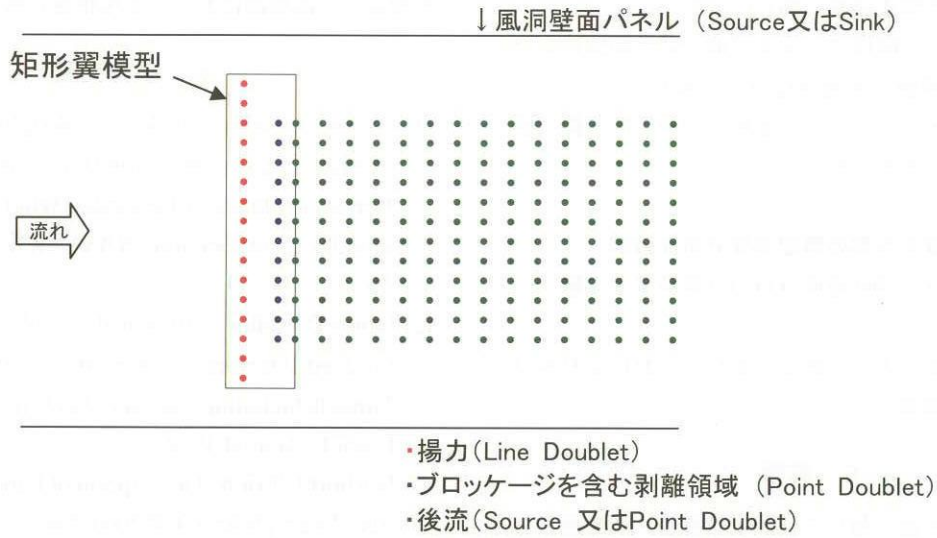


図1 計算モデル略図

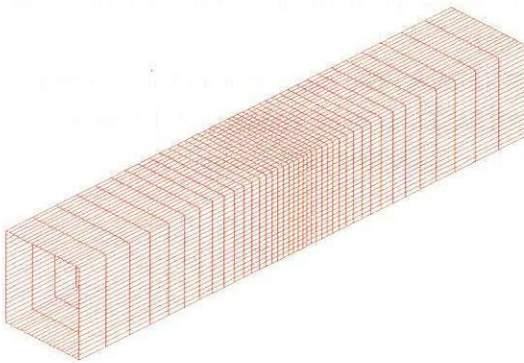


図2 風洞壁面パネル例

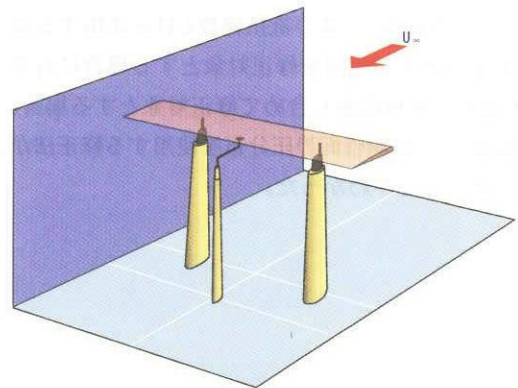


図3 風洞試験概略図

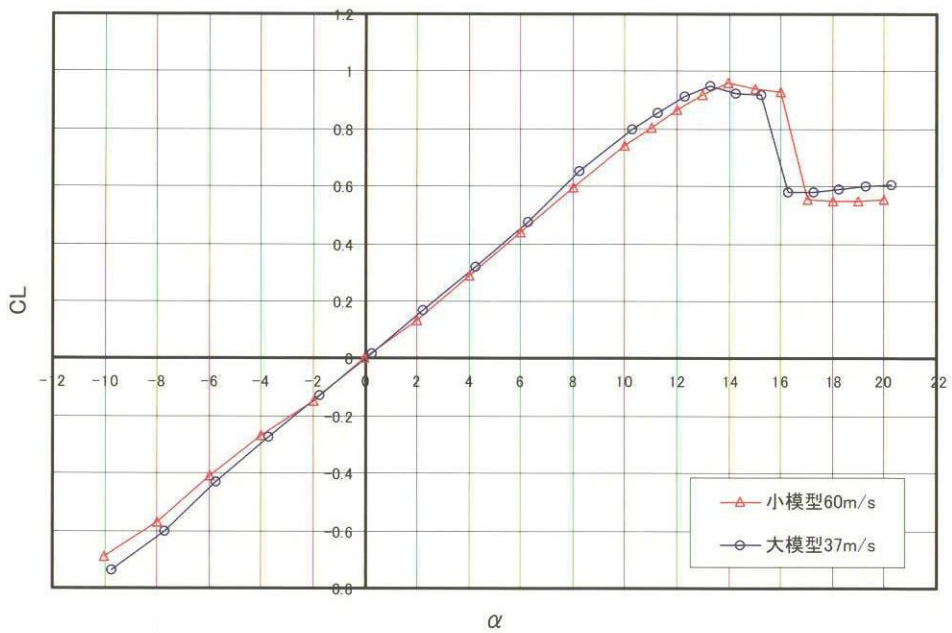


図4 CL-α グラフ実験結果

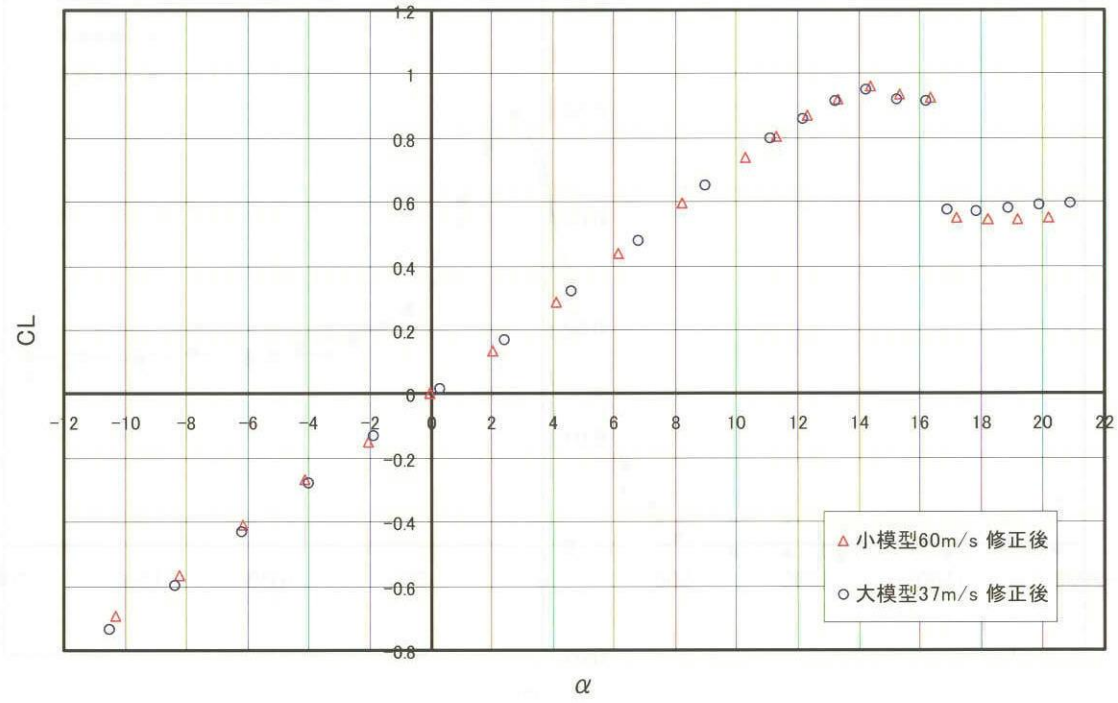


図5 計算法①による修正結果

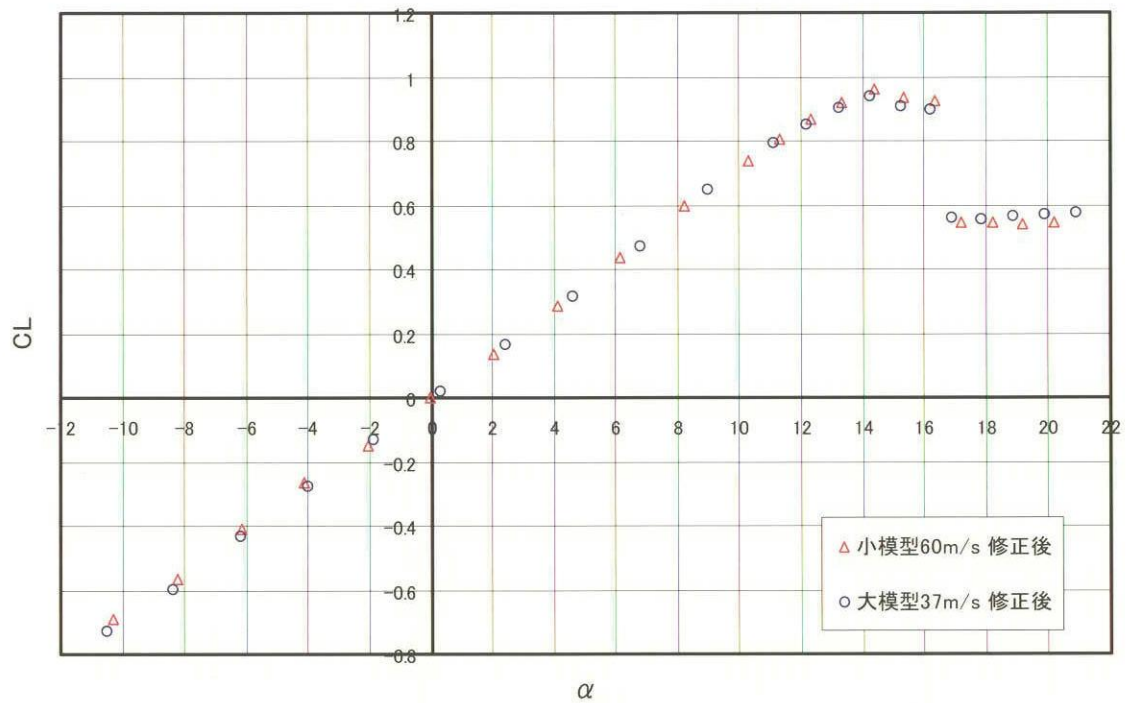


図6 計算法②による修正結果

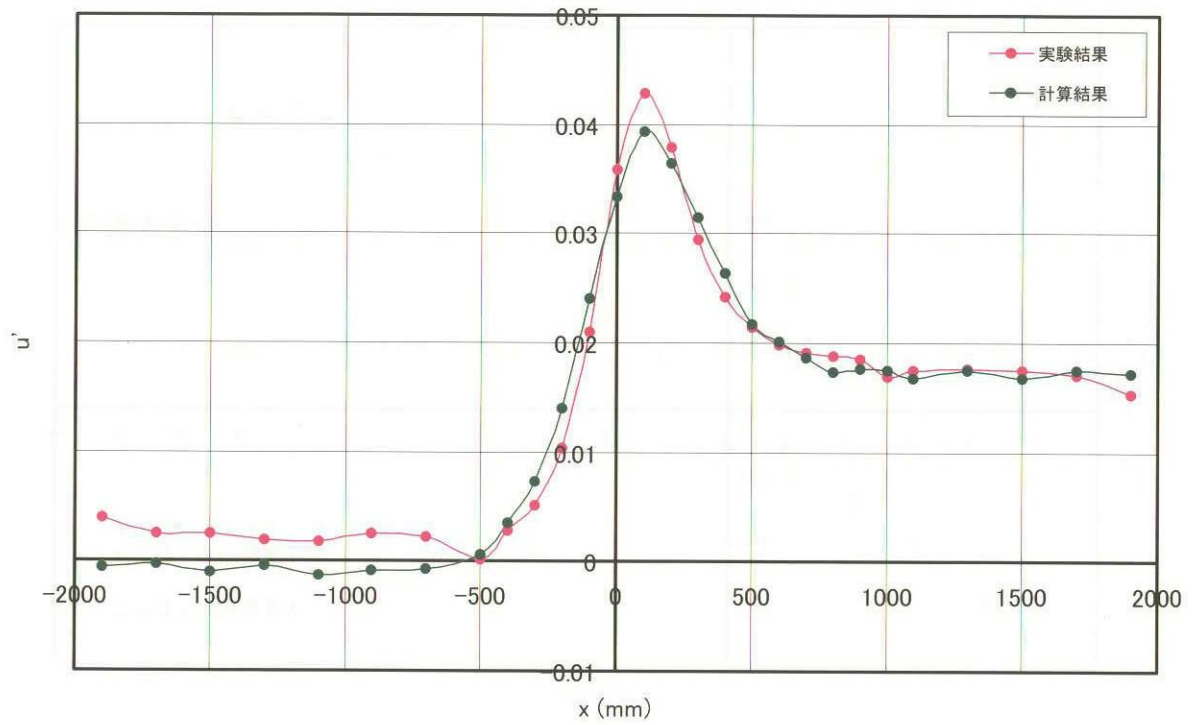


図7 風洞壁面中央部の誘起速度分布比較例
(大模型、 $U_\infty=37\text{m/s}$ 、 $\alpha=15^\circ$ の場合)

