

# 半裁模型風洞試験に対するパネル法風洞壁境界修正の適用

日高亜希子, 室田 勝一, 星野 秀雄, 細江 信幸, 青木 良尚, 伊藤 健, 山本 一臣 (JAXA)  
森田 義郎 (JAST), 真城 仁 (HRI)

## Application of Panel Method to Wind Tunnel Wall Interference Correction for the Testing of Half-Span Model

Akiko HIDAKA, Katsuichi MUROTA, Hideo HOSHINO, Nobuyuki HOSOE,  
Yoshihisa AOKI, Takeshi ITO and Kazuomi YAMAMOTO (JAXA)  
Yoshio MORITA (JAST), Jin MASHIRO (HRI)

### 概 要

現在開発を進めているパネル法風洞壁境界修正法の検証の一環として, JAXA 6.5m × 5.5m 低速風洞において実施された高揚力装置半裁模型風洞試験に対し本修正法の適用を試みた。さらに, 現在低速風洞で採用している ALAN POPE の修正法との比較により, 本修正法の有効性を検討した。

### 1. はじめに

現在, JAXA ではパネル法風洞壁境界修正法を開発中である。一方で, 平成 17 年 11 月, JAXA 6.5m × 5.5m 低速風洞において高揚力装置半裁模型の 5 分力風洞試験が実施された。そこで, プログラム検証の一環として, この半裁模型風洞試験に対して本修正法の適用を試みた。また, 現在低速風洞で採用している ALAN POPE の古典的修正法による結果と比較し, 本修正法の有効性を検討した。

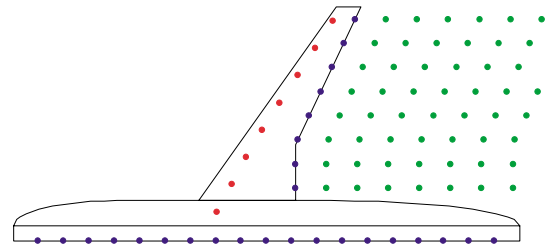


図 1 半裁模型計算モデル略図

## 2. パネル法による風洞壁境界修正法

### 2.1 計算モデル

半裁模型の計算モデルを図 1 に示す。図中の各点は特異点の位置を示している。模型の揚力については 25 % コード上に Line Doublet, 胴体のブロッケージは胴体中心線上に Point Doublet, 翼のブロッケージは翼後縁上に Point Doublet, 後流は翼の下流に Point Doublet をそれぞれ配置している。

また, 風洞壁面パネルは, 各パネル中央に Source 又は Sink を配置して模擬する。

### 2.2 境界条件

計算対象の 6.5m × 5.5m 低速風洞は固体壁風洞であるので, 境界条件式は以下ようになる。

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

ここで,  $\phi$  は擾乱速度ポテンシャルであり,  $\frac{\partial \phi}{\partial n}$  は風洞壁面に垂直方向の擾乱速度である。

### 2.3 計算領域の定義

今回は模型が半裁模型である為, 胴体と風洞壁面とが接していることから, これらの特異点同士の干渉を避ける為に鏡像モデルを作成した (図 2 参照)。

風洞断面は、縦 5.5m、横 13m であり、風洞長さは 20m とした。また、壁面パネル枚数は、流れ方向 40 枚、周方向 80 枚とし、風洞の中心が密になるように設定した (図 3 参照)。

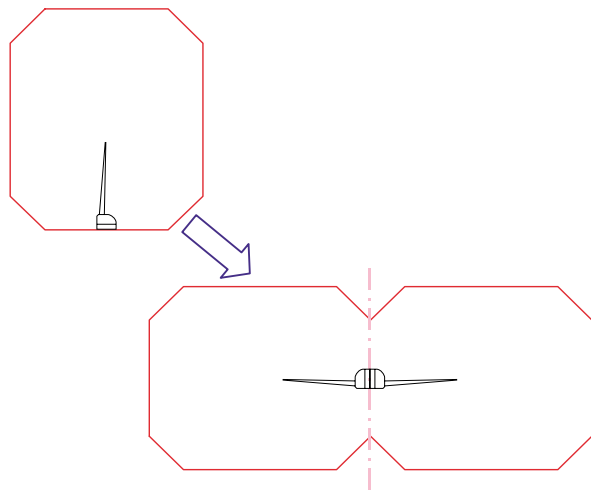


図 2 鏡像風洞モデル

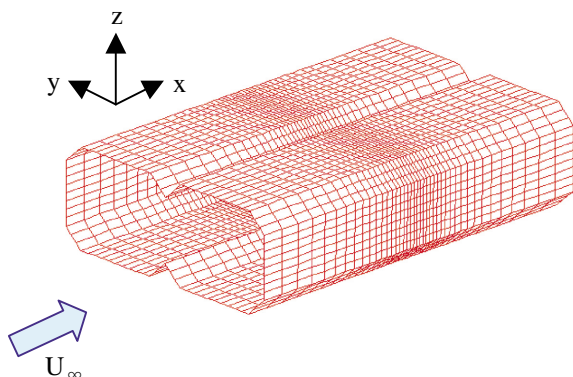


図 3 風洞壁面パネル

## 2.4 計算の流れ

まず壁面パネルを設定する。風洞壁面をパネルに分割し、各パネルの中心に Source 或いは Sink を配置する。このとき、それぞれの特異点強さは未知数である。次に模型の特異点を設定する。まず模型の揚力については、楕円揚力分布を仮定し 25 %コード上に Line Doublet を配置する。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、後流については、後縁下流位置より Point Doublet を配置する。このときの Doublet の強さは未知数である。また、胴体及び翼のプロケージについては、胴体中心線上及び翼後縁上に Point Doublet を配置する。このときの Doublet の強さもまた未知数である。

以上のように各特異点を設定し、境界条件式 (壁面垂直方向の速度ゼロ) を満たすように壁面パネルの Source

及び Sink の強さを決定し、壁面上で誘起される速度分布を計算する。

一方で、風洞試験において計測した静圧分布より壁面上の誘起速度分布を計算し、これら 2 つの速度分布が最も近くなるように、最小 2 乗法を用いて未知数であった各特異点の強さを決定する。

そして最後に、風洞壁面パネルの各 Source 及び Sink により模型モーメント基準点に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

前節において求めた、風洞壁により模型モーメント基準点に誘起される擾乱速度 ( $u, v, w$ ) を用いて、迎角修正量  $\Delta\alpha$ 、速度修正量  $\varepsilon$  及び動圧修正係数  $K$  を下式により計算する。

$$\Delta\alpha = \tan^{-1} \frac{w}{U_\infty}$$

$$\varepsilon = \frac{u}{U_\infty}$$

$$K = \frac{1}{(1 + \varepsilon)^2}$$

さらにこれらを用いて、以下の式により迎角及び縦 3 分力の修正計算を行う。

$$\alpha_c = \alpha_u + \Delta\alpha$$

$$C_{Lc} = K \times (C_{Lu} - C_{Du} \times \Delta\alpha)$$

$$C_{Dc} = K \times (C_{Du} + C_{Lu} \times \Delta\alpha)$$

$$C_{mc} = K \times C_{mu}$$

ここで、下添え字  $u$  は修正計算前、 $c$  は修正計算後の値であることを表す。

## 3. 風洞試験概要

模型の主要諸元を下表に示す。また、試験の様子を図 4 に示す。試験装置はストラットカート及びターンテーブル、天秤は半裁模型用 5 分力天秤を使用した。

低速風洞試験用高揚力装置模型		
模型の種類	翼胴半裁模型	
主要諸元	主翼面積 ( $S_w/2$ )	1.123 m <sup>2</sup>
	平均空力翼弦長	0.529 m
	翼幅 ( $b/2$ )	2.300 m
	胴体長	4.892 m
	境界層スペーサ	0.150 m

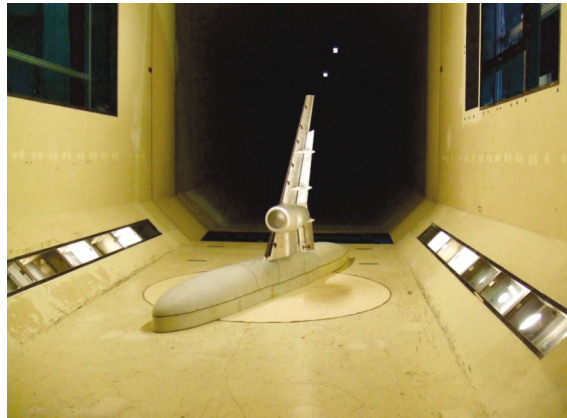


図 4 風洞試験概要

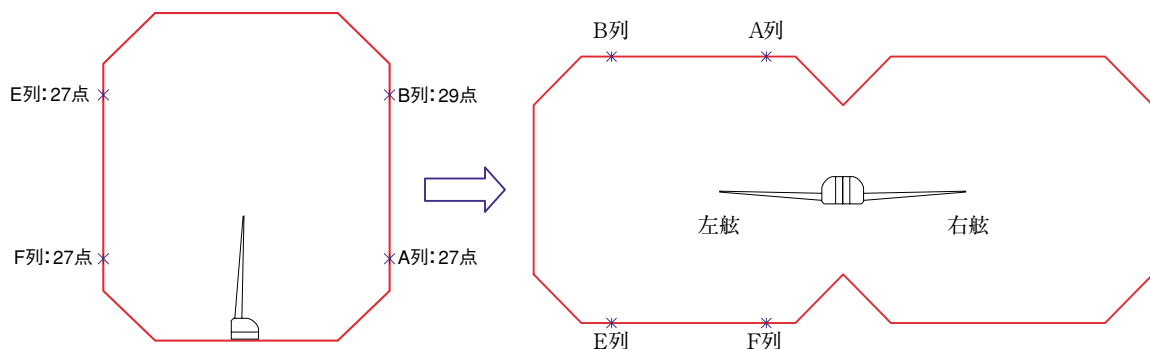


図 5 風洞壁面静圧孔位置

今回は、着陸形態における風速 60m/s 時の計測データを計算対象とし、縦 3 分力と風洞壁面静圧分布を使用して修正計算を行った。なお、風洞壁面静圧分布は、図 5 に示すように主翼の上下側壁面それぞれ 2 列ずつ、計 4 列において計測を行った。

#### 4. 境界修正法適用結果

##### 4.1 縦 3 分力空力係数

縦 3 分力について、実験データと、パネル法による修正結果及び ALAN POPE の古典的修正法による修正結果の比較を図 6 に示す。これより、古典的修正法の結果とパネル法の結果はほとんど重なる形となったが、細かく見るとパネル法の方がわずかに修正量が大きくなった。

##### 4.2 風洞壁境界修正量

風洞壁境界修正量について、パネル法による計算結果と ALAN POPE の修正法による計算結果との比較を以下に示す。

まず迎角の修正量  $\Delta\alpha$  について図 7 に示す。パネル法と ALAN POPE とはほぼ同等であると言えるが、パネル

法の修正量の方が若干大きく、その差は最大で約  $0.1^\circ$  である。

次に、速度の修正量  $\varepsilon$  について図 8 に示す。 $\Delta\alpha$  と同様にパネル法による修正量の方がわずかに大きいという結果となった。

次に、揚力係数の修正量  $\Delta CL$  について図 9 に示す。これより、 $\Delta\alpha$  及び  $\varepsilon$  と同様に両者はほとんど変わらないが、ALAN POPE の方法による修正量の方がわずかに大きく、その差は最大で約 0.02 である。

次に、抵抗係数の修正量  $\Delta CD$  について図 10 に示す。前述の揚力係数等と同様に両者はほとんど変わらないが、パネル法による修正量の方がわずかに大きく、その差は最大で約 0.005 である。

##### 4.3 迎角及び速度修正量のスパン方向分布

揚力係数最大となる迎角  $12^\circ$  における迎角修正量  $\Delta\alpha$  の主翼上スパン方向分布を図 11 に、速度修正量  $\varepsilon$  の主翼上スパン方向分布を図 12 に示す。これらより、スパン方向に対して修正量はほぼ均一であるという結果を得た。

#### 4.4 風洞壁面上擾乱速度分布の比較例

風洞壁面上擾乱速度分布について、実験データと計算結果の比較例を図13に示す。図より、迎角 $0^\circ$ においては計算値と実験データはよく一致している。また、高迎角になると若干ずれる箇所もあるが、全体的に見て概ね一致していると言える。

#### 5. まとめ

今回取得した半裁模型縦3分力について、パネル法による風洞壁境界修正結果とALAN POPEの古典的修正法による修正結果はほぼ同等となった。また、パネル法に

よる風洞壁面速度分布解析値は、計測速度分布と概ね一致しており、パネル法の妥当性を確認できた。さらに、半裁模型風洞試験に対しては鏡像風洞を仮定したパネル法風洞壁境界修正法が有効であることを確認した。

#### 6. 参考文献

- [1] Norbert Ulbrich, Description of Panel Method Code ANTARES, NASA/CR-2000-209592, May 2000
- [2] N. Ulbrich, The Application of Panel Method Code ANTARES to Wind Tunnel Wall Interference Problems, AIAA-2002-0307, January 2002

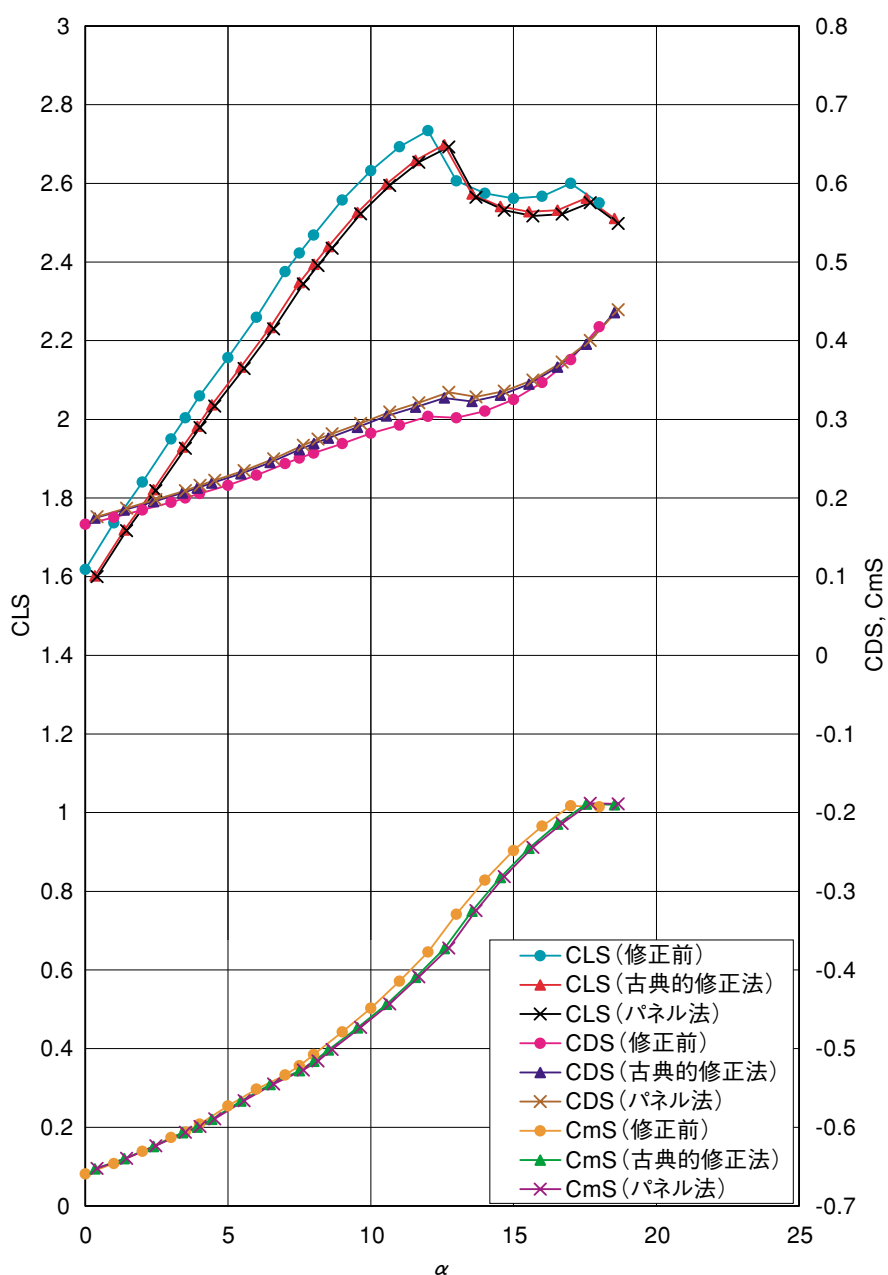
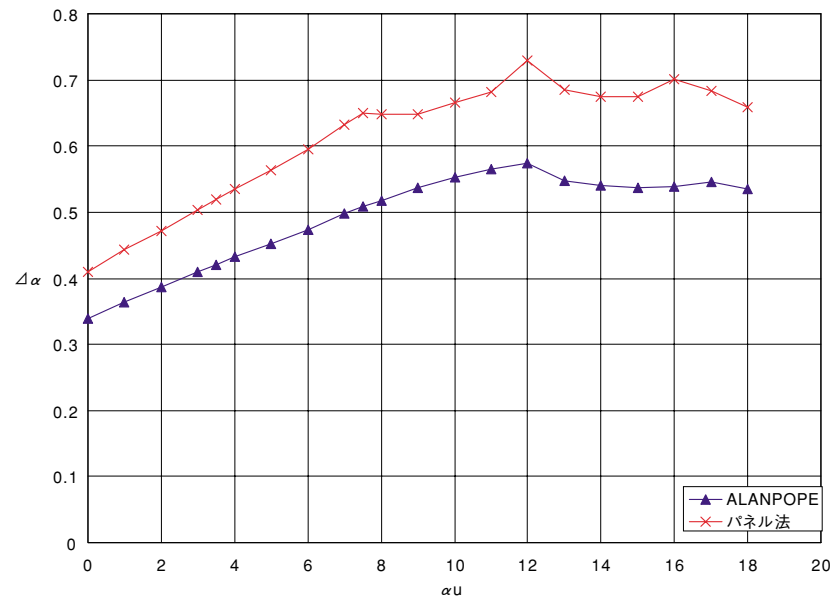
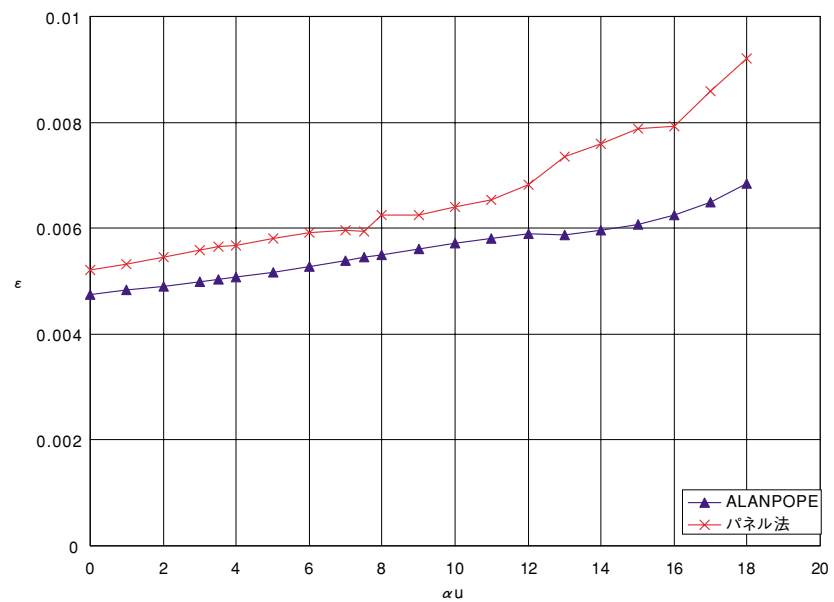
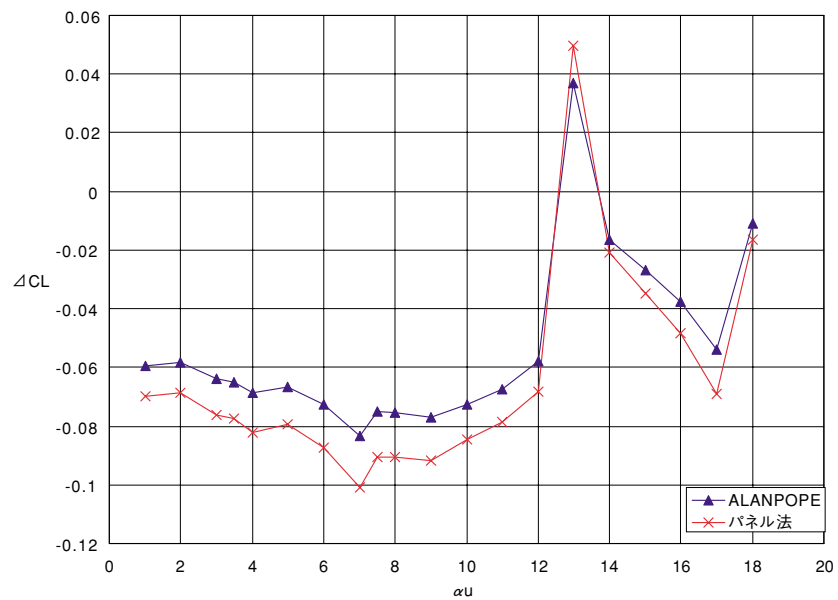
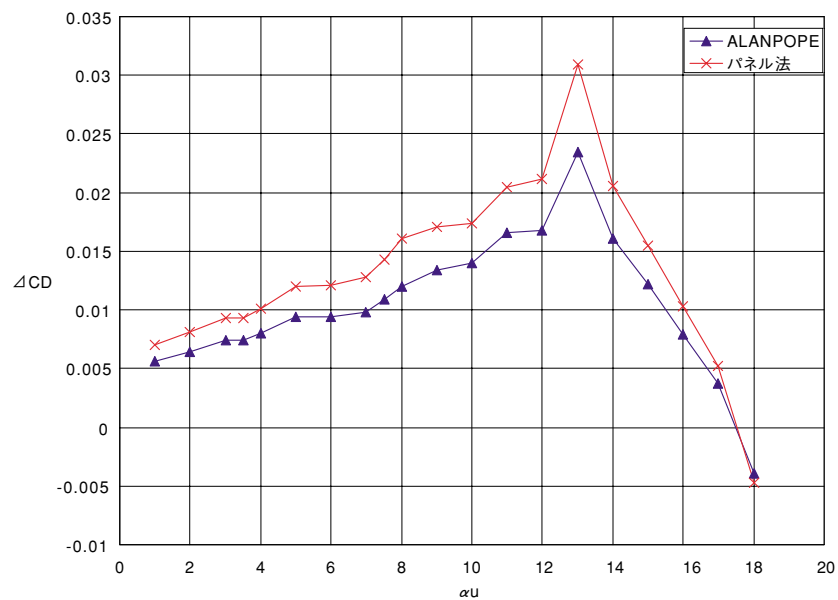


図6 縦3分力比較

図 7 迎角修正量  $\Delta\alpha$  の比較図 8 速度修正量  $\epsilon$  の比較

図 9 揚力係数修正量  $\Delta CL$  の比較図 10 抵抗係数修正量  $\Delta CD$  の比較

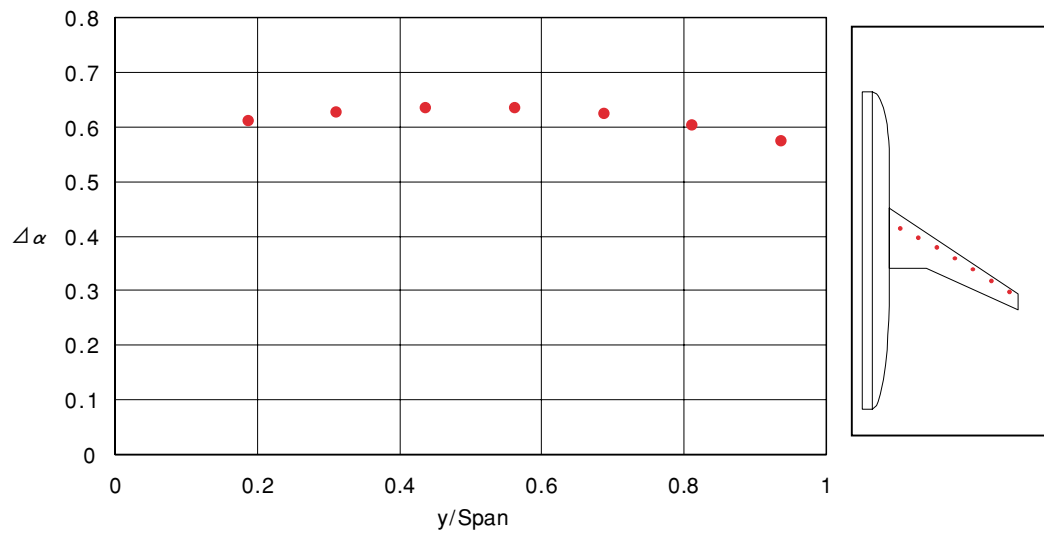


図 11 迎角修正量  $\Delta\alpha$  の主翼スパン方向分布

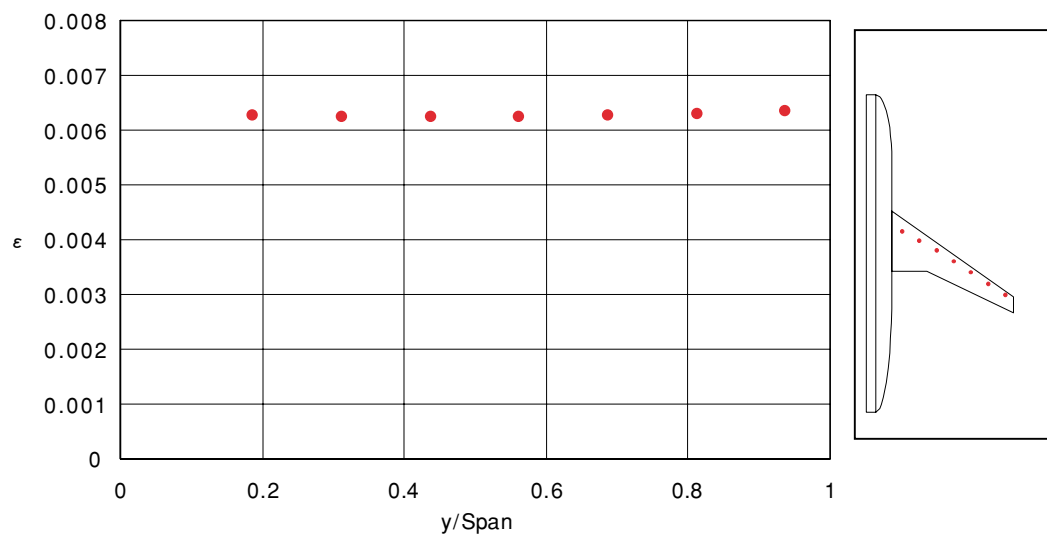


図 12 速度修正量  $\epsilon$  の主翼スパン方向分布

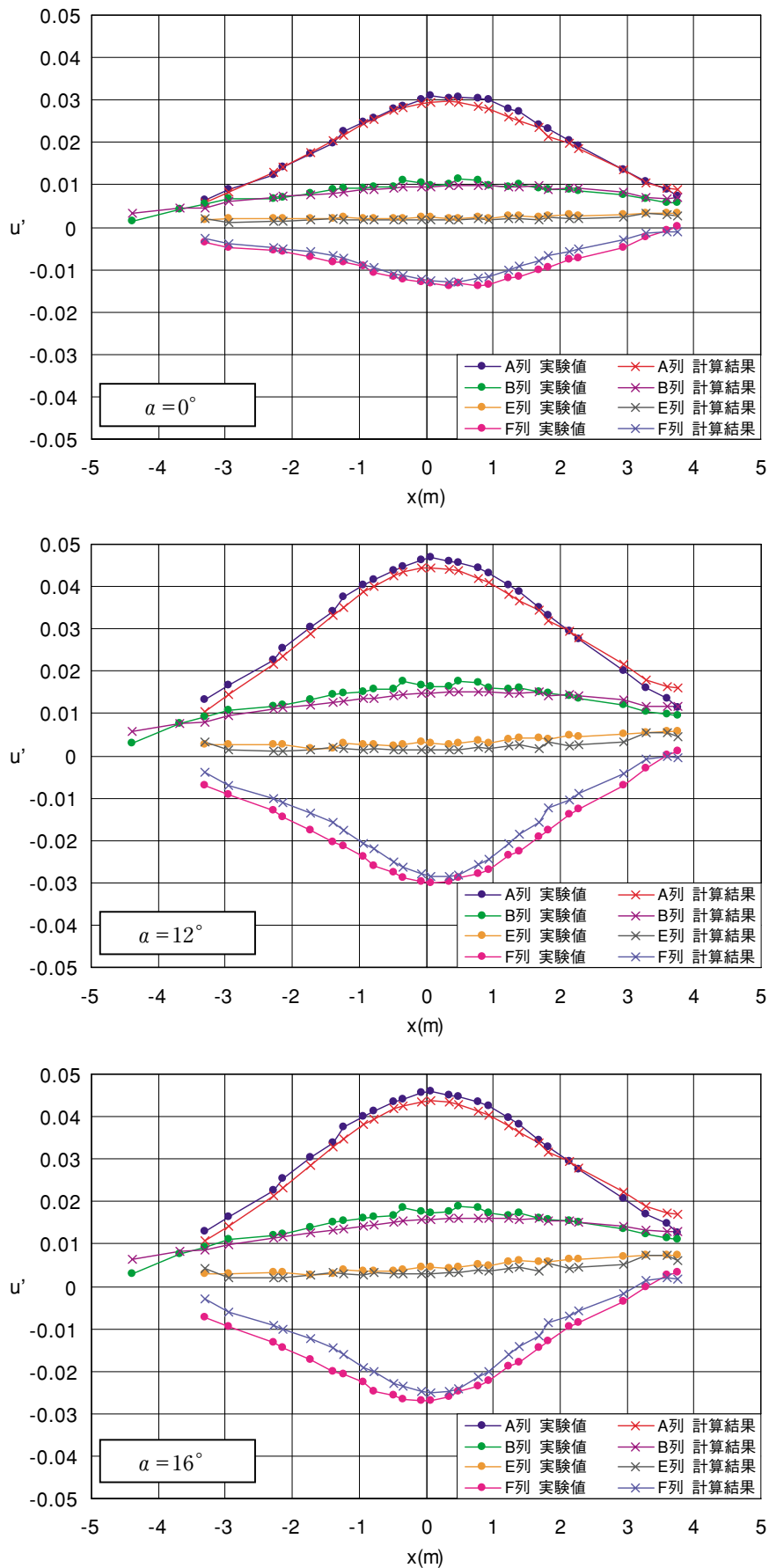


図 13 風洞壁面上擾乱速度分布比較例