

宇宙航空研究開発機構研究開発報告

JAXA Research and Development Report

パネル法による遷音速風洞境界修正法の開発

日高 亜希子, 口石 茂, 小池 陽, 香西 政孝, 森田 義郎

2008年2月

宇宙航空研究開発機構
Japan Aerospace Exploration Agency

パネル法による遷音速風洞境界修正法の開発*

日高 亜希子^{*1}、口石 茂^{*2}、小池 陽^{*1}、香西 政孝^{*1}、森田 義郎^{*1}

Wall Interference Correction by the Panel Method

for the JAXA 2m×2m Transonic Wind Tunnel*

Akiko HIDAKA^{*1}, Shigeru KUCHI-ISHI^{*2}, Akira KOIKE^{*1}, Masataka KOHZAI^{*1} and Yoshio MORITA^{*1}

Abstract

In the JAXA transonic wind tunnel, some wall interference correction methods were investigated in the past, but they were not made practicable. And so, we have offered uncorrected wind tunnel data to users. We developed the wall interference correction method to improve the reliability of the wind tunnel data and to offer them to users, in which we used the measured lift and drag coefficient and the restriction parameter in the panel method that was used in the NASA wind tunnel.

The validity of this method was checked by the comparison with the analytical method of images and the comparison with the wind tunnel wall perturbation velocity distributions measured in the validity wind tunnel test. As a result, we confirmed that this method was practical and the approximation of the elliptical lift lord distribution and the wake position did not have a significant influence on the correction quantity.

Keyword : *Transonic speed wind tunnel , Wall interference correction , Panel method*

概 要

JAXA2m×2m 遷音速風洞では、これまでいくつかの風洞壁境界修正法が検討されてきたが実用化されたものは無く、現在境界修正を施さない空力データをユーザに提供している。そこで、より信頼性の高いデータをユーザに提供することを目的として、NASA の風洞で実用化されているレストリクションパラメータを取り入れ、風洞壁面での境界条件を単純化したパネル法境界修正法を参考として、風洞壁静圧を使用せず揚力係数と抵抗係数から模型揚力及び後流ブロックージを表すダブレット強さを推算し風洞壁境界修正量を求める手法を開発した。

また、本境界修正法の検証は、鏡像法との比較によるプログラムコード自体の検証、及び検証風洞試験で計測した風洞壁擾乱速度分布と本手法による計算擾乱速度分布の比較により行い、本境界修正法は信頼性のあることを確認した。さらに、計算モデルの近似において、揚力の楕円分布近似や後流の上下方向位置及び縮流効果は、境界修正量に有意な影響を与えないことを確認した。

* 平成 19 年 12 月 3 日受付 (Received 3 December, 2007)

*1 総合技術研究本部 風洞技術開発センター (Wind Tunnel Technology Center, Institute of Aerospace Technology)

*2 総合技術研究本部 事業推進部 (Program Management and Integration Department, Institute of Aerospace Technology)

1. はじめに

風洞試験データから実機の空力特性を推算する為には、実機飛行条件と異なる風洞試験条件について風洞試験データを補正する必要がある。これらは風洞壁の空力干渉、模型支持装置の空力干渉、レイノルズ数効果、パワー効果等が主たるものであるが、本報告では JAXA 風洞技術開発センターにおいて開発した、遷音速風洞試験に対する風洞壁空力干渉補正法（風洞壁境界修正法）について報告する。

JAXA 遷音速風洞における風洞壁境界修正法は、過去にいくつかの案が検討されてきたが実用化されたものは無く、現在風洞壁境界修正を適用しないデータをユーザに提供している。一方、近年米国 NASA において、風洞壁境界修正法の見直しがなされ新しい手法が実用化されている。文献 1 及び文献 2 に示されるこの手法はパネル法を利用したもので、風洞壁における流れの境界条件を、多孔壁や多溝壁の開孔率や形状に依存する風洞固有のレストリクションパラメータで表し、風洞壁境界修正処理の単純化を図っている。

JAXA 風洞技術開発センターでは、この手法を参考にして低速風洞試験に対する風洞壁境界修正法を開発し、さらに遷音速風洞試験に対しての拡張を行った。低速風洞試験に対する境界修正法については、別文献 4 にて報告している。本報告では、2m×2m 遷音速風洞 No.1 カート（多孔壁カート）に対する風洞壁境界修正法の内容を示すとともに、その実用化にあたり検討した修正精度に影響するパラメータの効果、並びに ONERA-M5 標準模型に本修正法を適用した結果例について紹介する。なお、風洞壁面の境界条件を決定するレストリクションパラメータの設定法の詳細に関しては、別文献 5 にて報告する。

2. 記号の説明

C_L	: 揚力係数
C_D	: 抵抗係数
C_{Dw}	: 形状抵抗係数
C_m	: 縦揺れモーメント係数
C_P	: 風洞壁面静圧係数
b	: 主翼翼幅
S_W	: 主翼基準面積
E	: 飛行機効率
C	: 風洞断面積
R	: レストリクションパラメータ
M_∞	: 風洞一様流マッハ数
U_∞	: 風洞一様流速度
(x, y, z)	: 風洞中心を原点とし、 x 方向は下流側、 y 方向は下流からみて右側

及び z 方向は上側が正の直角座標系

β	: 圧縮性パラメータ
ϕ	: 擾乱ポテンシャル
γ	: 比熱比
ε	: 風洞壁による模型位置の速度増分（風洞一様流速度で無次元化された値）
$\angle \alpha$: 風洞壁による模型の迎角変化量 添え字
∞	: 風洞一様流基準
C	: 風洞壁境界修正済み
U	: 風洞壁境界修正前

3. パネル法による遷音速風洞壁境界修正法

3.1 風洞壁境界修正法の概要

風洞内の流れを渦なし完全流体と仮定すると、任意の点における擾乱速度ポテンシャル ϕ は下式 (1) を満たす。

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

$$\text{但し、} \quad \beta^2 = 1 - M_\infty^2$$

ここで、

$$(X, Y, Z) = (x, \beta y, \beta z)$$

の Prandtl-Glauert 変換を適用すると、式 (1) は、

$$\frac{\partial^2 \phi}{\partial X^2} + \frac{\partial^2 \phi}{\partial Y^2} + \frac{\partial^2 \phi}{\partial Z^2} = 0 \quad (2)$$

となり、ラプラス方程式に変換される。

また、擾乱ポテンシャル ϕ は、模型に起因する擾乱成分 ϕ_m と風洞壁面に起因する擾乱成分 ϕ_w とに分割でき、 ϕ_m を求めることが出来れば、風洞壁面上の境界条件より ϕ_w を求めることが出来る。

上式 (2) の特解としては、ソース（湧き出し）やダブレット（2 重湧き出し）が知られている。本修正法では、模型のソリッドブロッケージ、揚力及び後流ブロッケージをダブレットを配置することにより模擬し、風洞壁面については有限個のパネルに分割したそれぞれに

ソースを分布することで模擬する。模型のソリッドブロック、揚力及び後流ブロックを表すダブレットの強さは、試験時に計測した揚力係数と抵抗係数、及び模型形状より計算することができ、さらに風洞壁面上の境界条件より、風洞壁面上のソースの強さを求めることが出来る。計算の流れ及び計算式については次節以降に示す。

任意の点における風洞壁干渉効果は、求められた各風洞壁面パネルのソースにより誘起される擾乱ポテンシャルの和として求められる。

3.2 境界条件

JAXA 遷音速風洞 No.1 カートは多孔壁面であるので、風洞壁面における境界条件は、文献 3 より下式 (3) で表される。

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

(n は風洞壁面に対する法線ベクトル) (3)

式 (3) の第 1 項は風洞流れ方向の擾乱速度を、第 2 項は風洞壁面に垂直方向の擾乱速度を示す。ここで、 R はレストリクションパラメータと呼ばれる係数であり、多孔壁面或多溝壁面の開口比や形状に依存し、各風洞固有の値として設定されるものである。レストリクションパラメータ R の詳細については、別文献 5 にて報告する。

3.3 境界修正計算の流れ

計算の大まかな流れは、試験データや模型形状から模型の各ダブレット強さを計算し、前節に示した境界条件を満足するように風洞パネル上ソース強さを計算して、これらにより模型へ誘起される速度を求め風洞壁干渉量を計算するというものである。

計算ステップの概要を以下に示す。

1. 風洞壁面をパネルで分割し、各パネルの中心にソースを分布する (図 3 参照)。
2. 模型の形状や、風洞試験で得られた揚力係数及び抵抗係数から、揚力、模型ソリッドブロック及び後流ブロックを表すダブレットの強さをそれぞれ求める。
3. 前節に示した境界条件より、各風洞パネル上のソースの強さを計算する。
4. 求められた風洞パネル上のソースから、模型の 25% 平均空力翼弦長位置へ誘起される擾乱速度を求め、これより風洞壁干渉量を計算する。

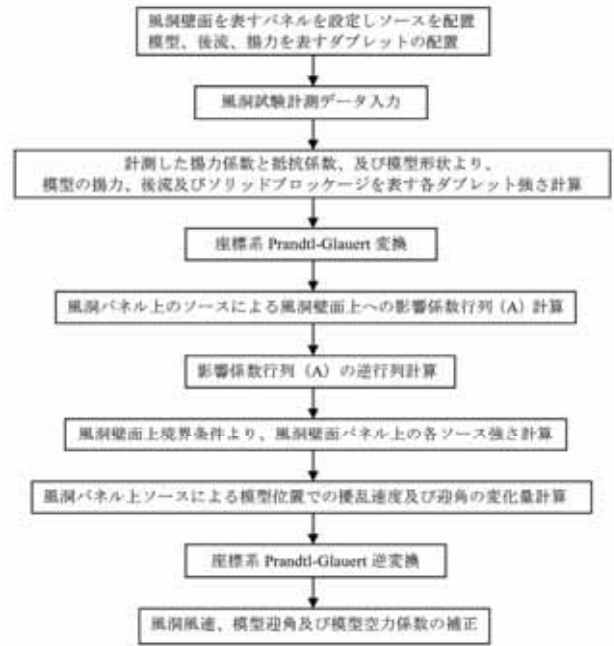


図 1 計算フローチャート

以上が計算の大まかな流れである。計算式の詳細について以下に示す。

3.3.1 揚力を表すラインダブレット強さの計算

揚力を表すラインダブレットは、主翼 25% 翼弦長上、翼幅方向等間隔に分割した分割片の中心に分布させる。揚力は楕円分布であると仮定すると、分割された翼幅当たりの揚力 ΔL_i は、

$$\Delta L_i = \int_{y_i}^{y_{i+1}} L_0 \sqrt{1 - \frac{y^2}{(b/2)^2}} dy \quad (4)$$

$$\text{但し、} L = \frac{1}{2} \rho_{\infty} U_{\infty}^2 S_w C_L \quad \text{及び} \quad L = \frac{\pi L_0 b/2}{2}$$

より、

$$L_0 = \frac{\rho_{\infty} U_{\infty}^2 S_w C_L}{\pi b/2}$$

$$y = \frac{b}{2} \cos \theta \text{ と置くと、上式 (4) は、}$$

$$\Delta L_i = \int_{\theta_i}^{\theta_{i+1}} L_0 \sqrt{1 - \cos^2 \theta} \times \left(-\frac{b}{2} \sin \theta \right) d\theta$$

$$\begin{aligned}
&= -\frac{L_0 b}{2} \int_{\theta_i}^{\theta_{i+1}} \frac{1 - \cos 2\theta}{2} d\theta \\
&= -\frac{L_0 b}{4} \left\{ (\theta_{i+1} - \theta_i) - \frac{1}{2} (\sin 2\theta_{i+1} - \sin 2\theta_i) \right\}
\end{aligned}$$

以上より、揚力を表すラインダブレットの強さは、

$$\begin{aligned}
\sigma_i &= \frac{\Delta L_i}{\rho_\infty U_\infty} \\
&= -\frac{C_L U_\infty S_w}{4\pi} \cdot \{2(\theta_{i+1} - \theta_i) - \sin 2\theta_{i+1} + \sin 2\theta_i\}
\end{aligned} \quad (5)$$

$$\theta_i = \cos^{-1} \left(\frac{y_i}{b/2} \right) \quad y_i : i \text{ 番目の分割点}$$

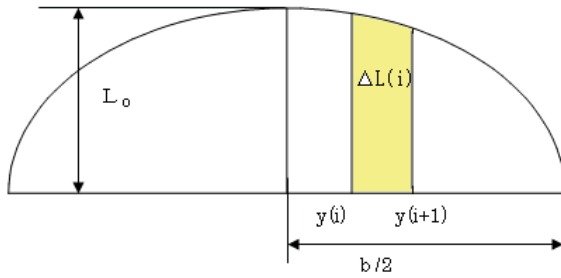


図2 揚力楕円分布略図

3.3.2 後流ブロックージを表すダブレット強さの計算

まず抵抗係数から誘導抵抗係数を差し引き、形状抵抗係数を求める。

$$C_{Dw} = C_D - \frac{1}{\pi A e} C_L^2 \quad (6)$$

ここで、 e は飛行機効率を表し、通常は 0.8~0.9 の値を使用するか、あるいは風洞試験データから求める。

また、風洞下流の壁面静圧係数 C_p は、この形状抵抗係数 C_{Dw} を用いて下式 (7) により求められる。

$$C_p = -C_{Dw} \cdot \frac{S_w}{C} \quad (7)$$

次に、後流ブロックージを円筒状と仮定して、風洞下流の風洞壁面静圧係数が上記 C_p となるように円筒断面の半径 r_∞ を定める。多孔壁からの気流の出入量は上流側と下流側で同程度であると仮定すると、質量保存の法則から半径 r_∞ は下式 (8) で表される。

$$r_\infty = \sqrt{\frac{C}{\pi} \left(1 - \frac{1}{\sqrt{1 - C_p}} \right)} \quad (8)$$

半径 r_∞ となる円筒を表すダブレットの強さは、この円筒の断面積と、翼後縁から翼後方へ配置するダブレットの間隔 ΔL により計算される。

$$\sigma_{Dw} = U_\infty \cdot (\pi r_\infty^2) \cdot \Delta L \quad (9)$$

さらに翼幅方向にダブレットを分布させる場合は、上記ダブレット強さを分布数により等分し配置する。

3.3.3 模型及び模型支持装置ブロックージを表すダブレット強さの計算

模型及び模型支持装置ブロックージを表すダブレットは、それぞれ中心線上に流れ方向等間隔に配置する。流れ方向の断面積分布及びダブレット間隔をそれぞれ

$S(i)$ 、 $\Delta L(i)$ とすれば、各ダブレットの強さは下式 (10) となる。

$$\sigma_{DM}(i) = U_\infty \cdot S(i) \cdot \Delta L(i) \quad (10)$$

3.3.4 Prandtl-Glauert 変換

各特異点の強さに対する Prandtl-Glauert 変換は、下式 (11) で示される。

$$\begin{aligned}
\text{ソース強さ} & \quad \sigma' = \sigma \cdot \beta^2 \\
\text{ダブレット強さ} & \quad \sigma' = \sigma \cdot \beta^2 \\
\text{ラインダブレット強さ} & \quad \sigma' = \sigma \cdot \beta^3
\end{aligned} \quad (11)$$

3.3.5 風洞パネル上のソース強さの計算

(12)

パネル i における境界条件式 (3) は、風洞壁面に起因する擾乱成分を ϕ_w 、模型に起因する擾乱成分を ϕ_m とすると、 $\phi = \phi_w + \phi_m$ より、

$$\frac{\partial \phi_w}{\partial x} + \frac{1}{R} \cdot \frac{\partial \phi_w}{\partial n} = - \left(\frac{\partial \phi_m}{\partial x} + \frac{1}{R} \cdot \frac{\partial \phi_m}{\partial n} \right)$$

$$\sum_{j=1}^N \left[\left(\frac{\partial \phi_w^*}{\partial x} \right)_{i,j} + \frac{1}{R} \left(\frac{\partial \phi_w^*}{\partial n} \right)_{i,j} \right] \mu_j = - \sum_{k=1}^M \left[\left(\frac{\partial \phi_m^*}{\partial x} \right)_{i,k} + \frac{1}{R} \left(\frac{\partial \phi_m^*}{\partial n} \right)_{i,k} \right] \sigma_k$$

ここで、 N : パネル総数

μ_j : パネル j 位置のソース強さ

$\left(\phi_w^* \right)_{i,j}$: パネル j 位置の単位ソースにより

パネル i に誘起される擾乱ポテンシャル

M : 模型ダブレット数

σ_k : k 位置のダブレット強さ

$\left(\phi_m^* \right)_{i,k}$: k 位置の単位ダブレットにより

パネル i に誘起される擾乱ポテンシャル

式 (12) を N 枚のすべてのパネルについて行列形式で記述すると、

$$\mathbf{A} \cdot \mathbf{x} = \mathbf{b}$$

$$\mathbf{x} = \mathbf{A}^{-1} \cdot \mathbf{b} \quad (13)$$

$$\mathbf{A} = \begin{pmatrix} a_{11} & \Lambda & a_{1j} & \Lambda & a_{1N} \\ \mathbf{M} & \mathbf{O} & \mathbf{M} & \mathbf{O} & \mathbf{M} \\ a_{i1} & \Lambda & a_{ij} & \Lambda & a_{iN} \\ \mathbf{M} & \mathbf{O} & \mathbf{M} & \mathbf{O} & \mathbf{M} \\ a_{N1} & \Lambda & a_{Nj} & \Lambda & a_{NN} \end{pmatrix}, \quad a_{ij} = \left(\frac{\partial \phi_w^*}{\partial x} \right)_{i,j} + \frac{1}{R} \left(\frac{\partial \phi_w^*}{\partial n} \right)_{i,j}$$

$$\mathbf{x} = \begin{pmatrix} \mu_1 \\ \mathbf{M} \\ \mu_j \\ \mathbf{M} \\ \mu_N \end{pmatrix}$$

$$\mathbf{b} = \begin{pmatrix} b_1 \\ \mathbf{M} \\ b_i \\ \mathbf{M} \\ b_N \end{pmatrix}, \quad b_i = - \sum_{k=1}^M \left[\left(\frac{\partial \phi_m^*}{\partial x} \right)_{i,k} + \frac{1}{R} \left(\frac{\partial \phi_m^*}{\partial n} \right)_{i,k} \right] \sigma_k$$

ここで、行列 \mathbf{A} は影響係数行列と呼ばれ、レストリクションパラメータ R が定まっていれば、各要素 a_{ij} は解析的に既知の値であるので逆行列 \mathbf{A}^{-1} を計算することができる。今回は R として図 5 に示す値を用いた。また、 b_i についても前項までの計算により求められているので、式 (13) より風洞壁面パネル上のソース強さ μ_j を

求めることが出来る。

3.4 風洞試験データの補正法

(1) 迎角、一様流速の補正量

風洞内の模型位置において、風洞壁により誘起される水平方向及び垂直方向の速度は、下式 (14)、(1

5) により求められる。なお、これらの速度成分は一樣流速度で無次元化された値であるので、垂直方向成分は迎角の変化量を表す。また、補正を行う位置は空力平均翼弦長の 25% 位置とする。

$$\varepsilon(\nu) = \sum_{i=1}^N \mu_i \cdot u(\nu, i) \quad (14)$$

$$\Delta\alpha(\nu) = \sum_{i=1}^N \mu_i \cdot w(\nu, i) \quad (15)$$

ここで μ_i : パネル i 位置のソース強さ

$u(\nu, i)$: パネル i 位置の単位強さソースにより風洞内 ν 位置に誘起される流れ方向速度 (一樣流で無次元化された値)

$w(\nu, i)$: パネル i 位置の単位強さソースにより風洞内 ν 位置に誘起される垂直方向速度 (一樣流で無次元化された値)

(2) 風洞試験データの補正法

迎角、一樣流速度及び縦 3 分力空力係数の補正計算は、下式 (16) ~ (19) による。

①迎角

$$\alpha_c = \alpha_u + \Delta\alpha \quad (16)$$

②マッハ数

参考文献 3 より、

$$M_{\alpha c} \approx M_{\alpha u} \cdot \left\{ 1 + \left[1 + \frac{1}{2}(\gamma-1)M_{\alpha u}^2 \right] \cdot \left[\varepsilon + \frac{3}{4}(\gamma-1)M_{\alpha u}^2 \varepsilon^2 \right] \right\} \quad (17)$$

③縦 3 分力空力係数

参考文献 3 より、

$$k \approx \frac{1}{\left\{ 1 + (2 - M_{\alpha u}^2)\varepsilon + \left[1 - \frac{5}{2}M_{\alpha u}^2 + \left(1 - \frac{1}{2}\gamma \right)M_{\alpha u}^4 \right] \cdot \varepsilon^2 \right\}} \quad (18)$$

$$C_{Lc} = k \cdot C_{Lu} - C_{Du} \sin \Delta\alpha + C_{Lu} (\cos \Delta\alpha - 1)$$

$$C_{Dc} = k \cdot C_{Du} + C_{Du} (\cos \Delta\alpha - 1) + C_{Lu} \sin \Delta\alpha$$

$$C_{mc} = k \cdot C_{mu} \quad (19)$$

4. 境界修正法の検証

4.1 鏡像法との比較

境界修正法のプログラムコードの検証を行う為、文献 2 に示されている N.Ulbrich の計算例と同一条件で計算を試み、コードの妥当性を確認した。

i) 図 6 は矩形断面風洞内に置かれた一対の単位強さのシンク・ソースに対する、風洞壁空力干渉によるブロッケージファクター (風洞中心線上での、一樣流速度で無次元化した速度増分分布) を示したもので、本計算と N.Ulbrich の計算結果及び鏡像法による計算結果は概ね良く一致している。

ii) 図 7 は円形断面風洞内の原点に置かれた単位強さのラインダブレットに対する、風洞壁空力干渉による風洞中心線上のアップウォッシュファクタを示したもので、本計算と N.Ulbrich の計算結果及び鏡像法による計算結果は良く一致している。

4.2 風洞壁擾乱速度分布の比較

5 章に示す検証風洞試験で取得した風洞壁面上の擾乱速度分布と、本境界修正法で得られた同位置での擾乱速度分布を比較した。マッハ数 0.74、迎角 0 度のデータを例として、風洞上下、左右壁の中心上の擾乱速度分布の比較を図 8 に示す。風洞試験データにバラツキがあるが、両者は概ね良く一致し本境界修正法の妥当性が示されている。

4.3 風洞壁空力干渉量に影響するパラメータ

(1) 主翼揚力分布形状の影響

本境界修正法では、主翼の揚力分布は楕円分布を仮定しているが、その妥当性を検討するために一樣分布の計算を実施し比較した。マッハ数 0.84 の比較例を図 9 に示す。ここで、 $\angle M$ は壁干渉補正後のマッハ数から補正前のマッハ数を引いた値である。これより、両者の差は十分小さいことが分かる。

- (2) 模型後流ブロックageを表すダブレット配置の上下位置の影響

模型後流ブロックageを表すダブレットの位置の影響を検討するために、これらダブレット配置を迎角によらず主流方向に向けた場合と、迎角と同じ傾きで下方に向けた場合との比較を行った。図 10 はマッハ数 0.84 の比較例を示したものであるが、両者の差は十分小さいことがわかる。

- (3) 模型後流ブロックageを表すダブレット配置の幅の影響

後流は揚力がある場合は通常ロールアップして縮流するが、その影響を検討するため、縮流のある場合（80%スパン後流）と無い場合（100%スパン後流）の比較を行った。この時後流ブロックageのダブレット強さは両者同一としている。図 11 はマッハ数 0.84 の例を示したものであるが、両者の差は小さいことが分かる。

5. 検証風洞試験

5.1 試験概要

2m×2m 遷音速風洞の風洞壁空力干渉量を検討するため、多孔壁である No.1 カートにおいて風洞試験を実施した。風洞試験の様子を図 12 に示す。模型は ONERA-M5 標準模型であり、翼幅 0.9819m、全長 1.0578m、平均空力翼弦長 0.1372m である。また、模型支持装置は後方スティング支持である。試験マッハ数は 0.6~0.9、迎角範囲は-5~5 度であり、レイノルズ数は翼弦長基準で $1.40 \times 10^6 \sim 1.59 \times 10^6$ である。計測項目は全機 6 分力及び風洞壁面上の静圧分布であり、静圧分布については、風洞上下、左右の中心線上に静圧パイプ（図 13 参照）をセットし、パイプ上に穿孔した 46 個の静圧孔により測定した。

5.2 試験結果

- (1) 縦 3 分力空力係数

縦 3 分力空力係数の計測結果を図 14 に示す。

- (2) 風洞壁面上の静圧データ

静圧孔の計測データには、静圧孔穿孔時の工作誤差や風洞固有の流れ特性が入る。したがって、模型及び模型支持装置による影響のみを評価するため、風

洞内に模型・支持装置ありの静圧分布データから、模型・支持装置無しの静圧分布データを差し引き、このデータを風洞壁面上の静圧データとして使用した。

$$C_{pi} = C_{pi}^{\text{模型・支持装置有り}} - C_{pi}^{\text{模型・支持装置無し}} \quad (i=1, m)$$

6. 風洞試験データの補正

6.1 計算モデル

- (1) 風洞

風洞壁面は、有限個のパネルに分割した各パネル中央にソースを分布し模擬する。パネルの流れ方向密度は、模型がセットされる中央部を密にし、上流、下流に進むほど粗くしてあるが、周方向は等分割である。今回計算に用いた風洞モデルは、風洞長は風洞幅の 6 倍としてあり、分割数は流れ方向 40 個、周方向 80 個である。図 3 にその概要を示す。

- (2) 模型の揚力

模型の揚力は、ラインダブレットにより表現し、翼の 25%翼弦長上に翼幅方向等間隔に分布させる。翼幅方向荷重分布は楕円分布を仮定し、天秤で計測された揚力からラインダブレットの強さを求める。今回の計算に用いた翼幅方向のラインダブレットの個数は 16 点である（図 4 参照）。

- (3) 模型及びスティング模型支持装置のソリッドブロックage

模型及び模型支持装置のソリッドブロックageはダブレットにより表現し、各ダブレットは胴体及び模型支持装置の中心線上に配置する。今回の計算に用いたダブレット数は模型が 13 点、模型支持装置が 20 点である（図 4 参照）。また、各ダブレットの強さは前述のようにダブレット間の距離と模型又は模型支持装置の断面積の積として定義される。

- (4) 模型の後流ブロックage

模型の後流ブロックageはダブレットにより表し、

主翼後方の翼幅方向、流れ方向に分布させて配置する。今回の計算では翼幅方向の個数は 16 個、流れ方向は 40 個を基準としている（図 4 参照）。また、各ダブレットの強さは、前述のように天秤で計測された抵抗係数から推算する。

6.2 補正量計算結果

迎角及びマッハ数の補正量を図 15 に、縦 3 分力係数の補正量を図 16 に示す。ここで、 $\angle CL$ 、 $\angle CD$ 及び $\angle Cm$ はそれぞれ、壁干渉補正後の空力係数から補正前の空力係数を引いた値である。

これらよりいずれも補正量は小さいことが示されるが、これは ONERA-M5 標準模型の正面面積が風洞断面積に対して十分小さいためと思われる。なお、ONERA-M5 標準模型の風洞に対する正面面積比は 0.43% である。

7. まとめ

1. JAXA 風洞技術開発センター 2m×2m 遷音速風洞に適用する風洞壁境界修正法を開発した。この境界修正法は模型・模型支持装置ブロッキング及び後流ブロッキングをチェインダブレット、揚力をラインダブレットで模擬し、風洞に固有なレストリクションパラメータ（開孔率ファクタ） R を用い風洞壁を横切る流れを制約付で許容する境界条件から、風洞パネル上のソースの強さを求め、それらから模型への風洞壁干渉量を計算する手法である。この時本境界修正法では風洞壁面静圧データを用いず天秤で計測された揚力係数と抵抗係数のみを使用し上記ダブレットの強さを推算し境界修正処理の簡単化を図っている。
2. 境界修正法の検証は、コード自体は鏡像法との比較計算並びに風洞壁で計測した擾乱速度分布と本境界修正法で求めた解析的擾乱速度分布と

の比較により実施した。これらは概ね良好な一致が示され、本境界修正法の信頼性があることを確認した。

3. この検証の過程において、境界修正量に影響すると予想される揚力分布の楕円近似、後流の上下位置、ロールアップ効果についても検討したが、有意な影響は認められなかった。

8. 参考文献

- 1) Keller, J.D. : A Numerical Method of Calculating the Boundary-Induced Interference in Slotted or Perforated Wind Tunnels of Rectangular Cross Section, NASA TR R-379, (1971)
- 2) Ulbrich, N. : The Application of Panel Method Code ANTARES to Wind Tunnel Wall Interference Problems, AIAA 2002-0307, (2002)
- 3) Keller, J.D. : Numerical Calculation of Boundary-Induced Interference in Slotted or Perforated Wind Tunnels Including Viscous Effects in Slots, NASA TN D-6871, (1972)
- 4) 日高亜希子、口石茂、藤田敏美、岩崎昭人、森田義郎：パネル法による低速風洞境界修正法の開発、JAXA-RR（発行予定）
- 5) 日高亜希子、口石茂、小池陽、香西政孝、森田義郎：JAXA 2m×2m 遷音速風洞壁境界修正用境界条件の設定、JAXA-RM（2008 年発行予定）

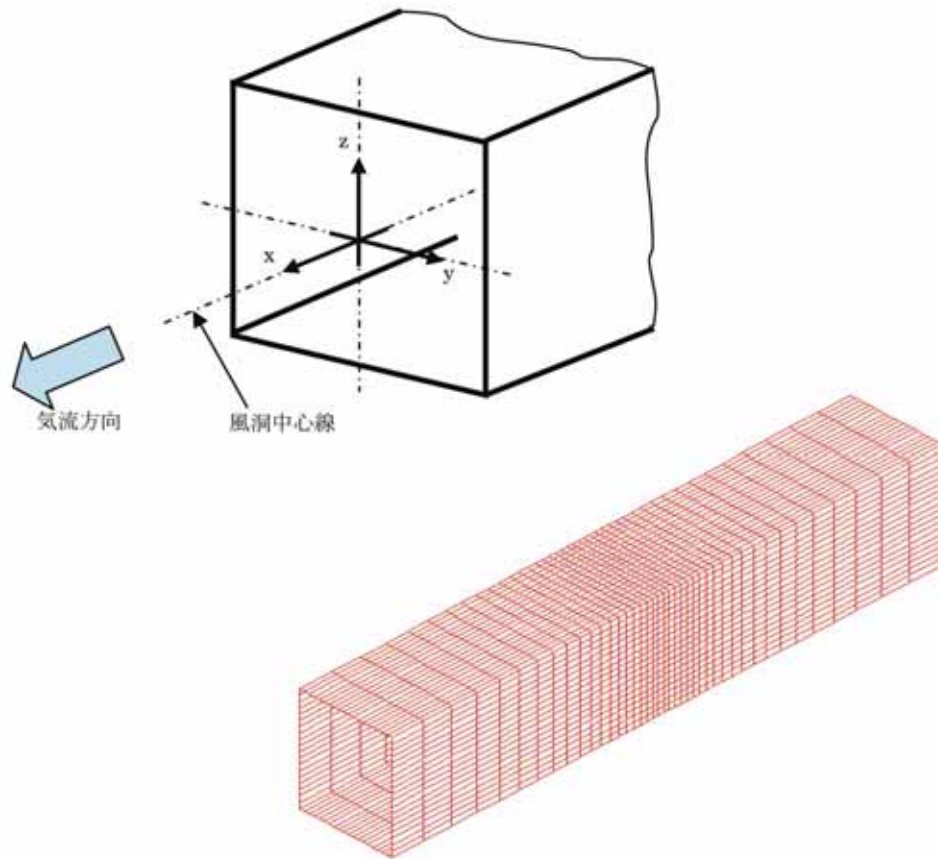


図3 風洞のパネルモデルと座標系

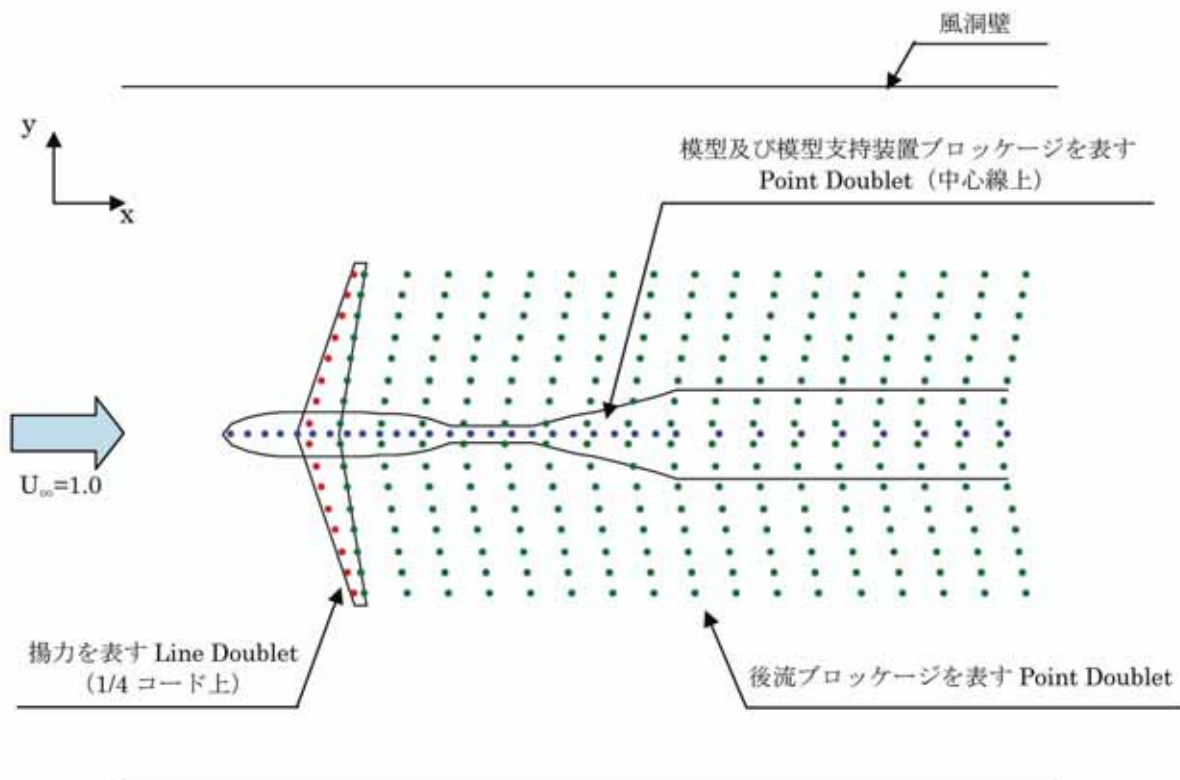


図4 模型、模型支持装置ブロックージ、後流ブロックージ、揚力を表すダブルット配置

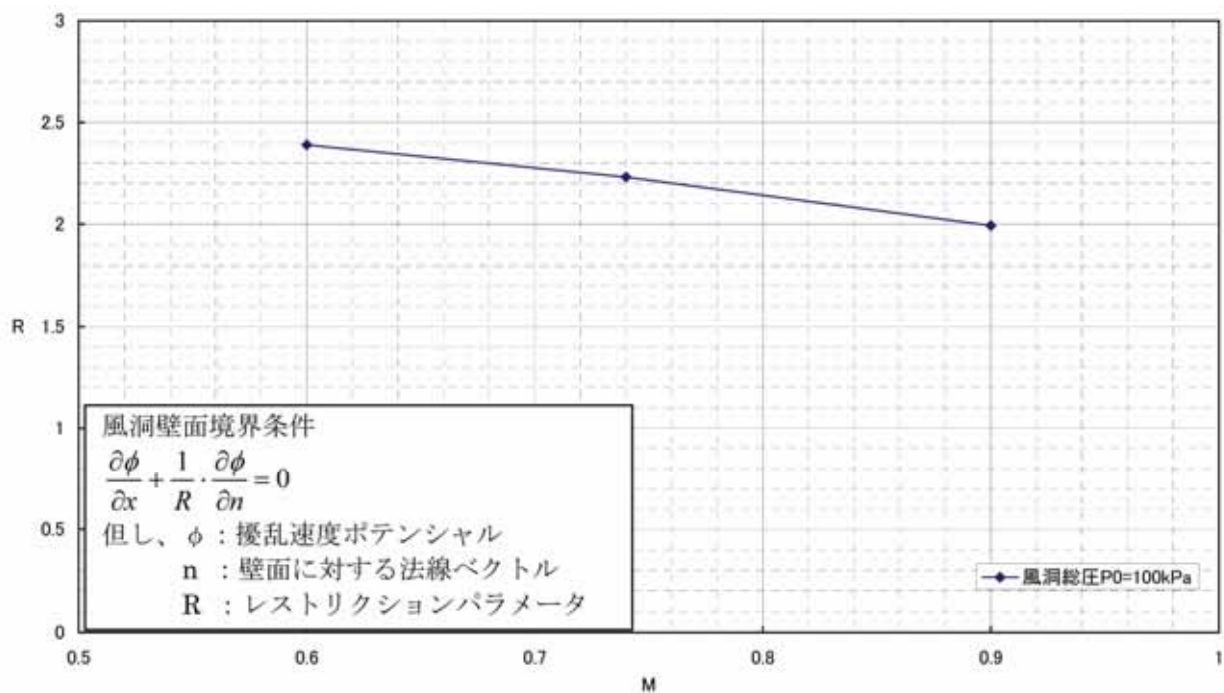


図5 JAXA2m×2m 遷音速風洞多孔壁カートのレストリクションパラメータ R 推算値

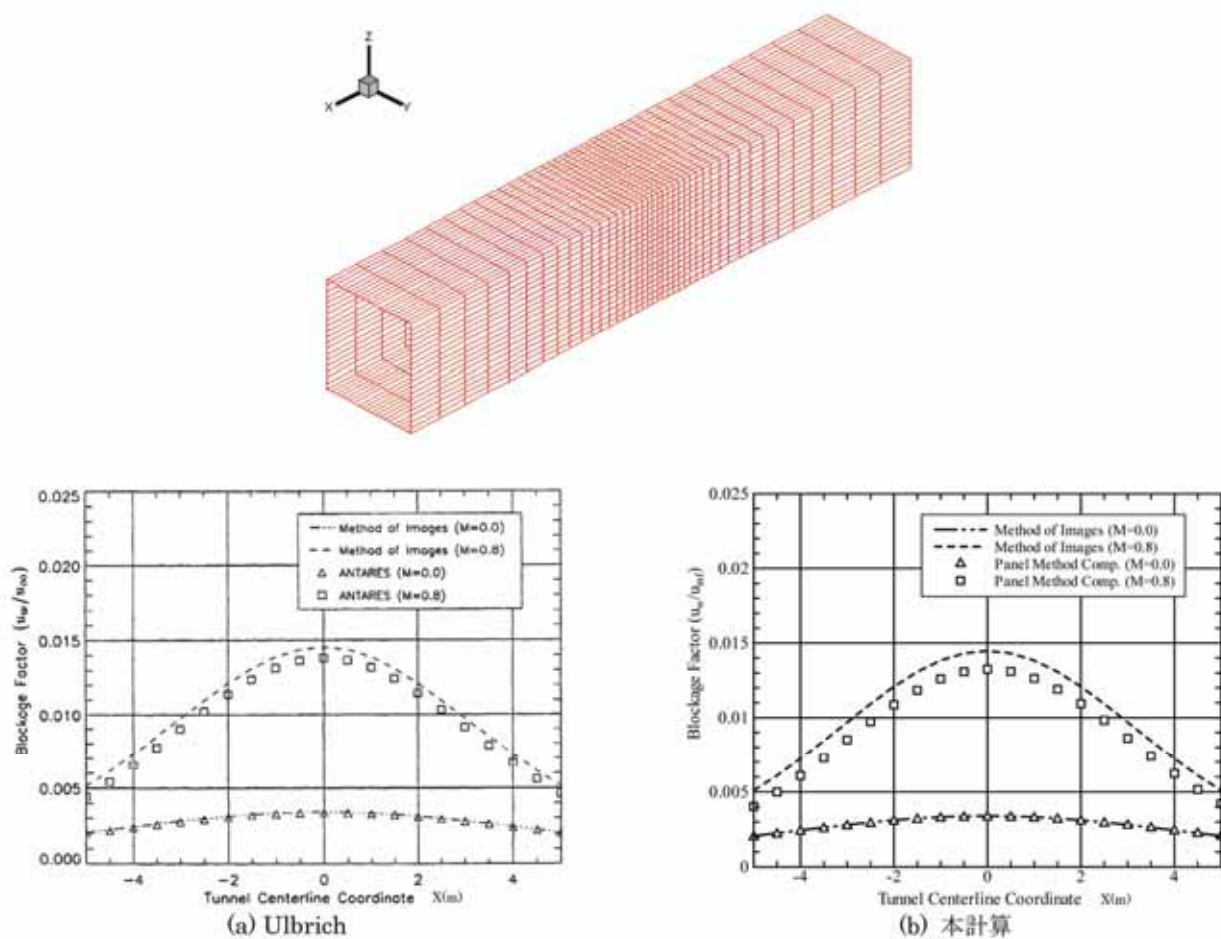


図6 ブロッキング係数の比較 (Closed Wall)

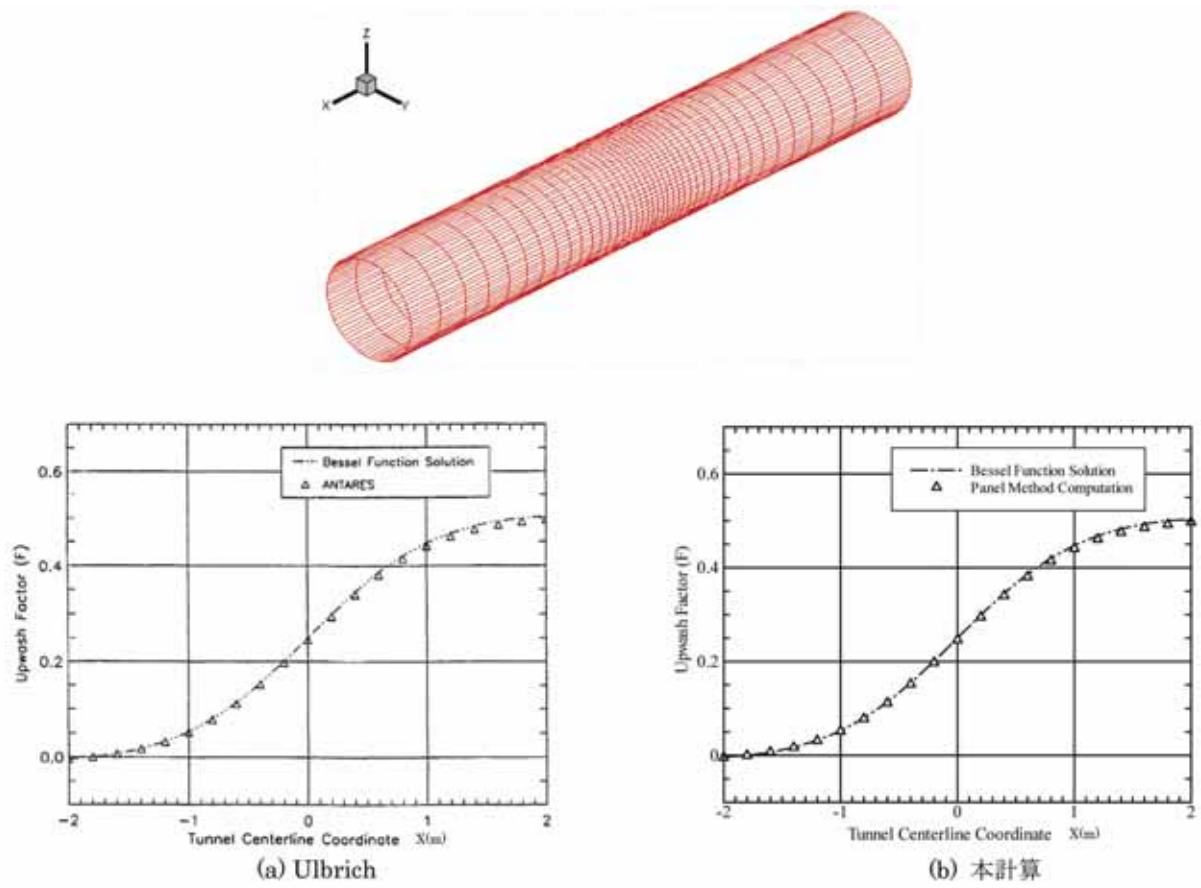


図7 吹き上げ係数の比較

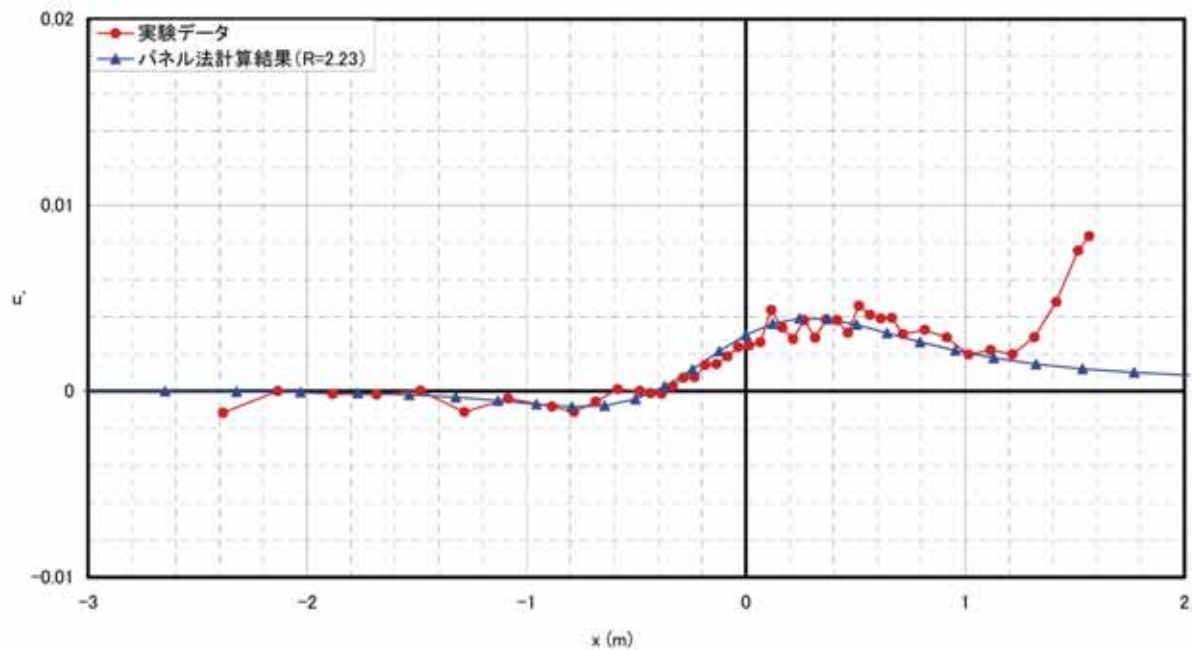
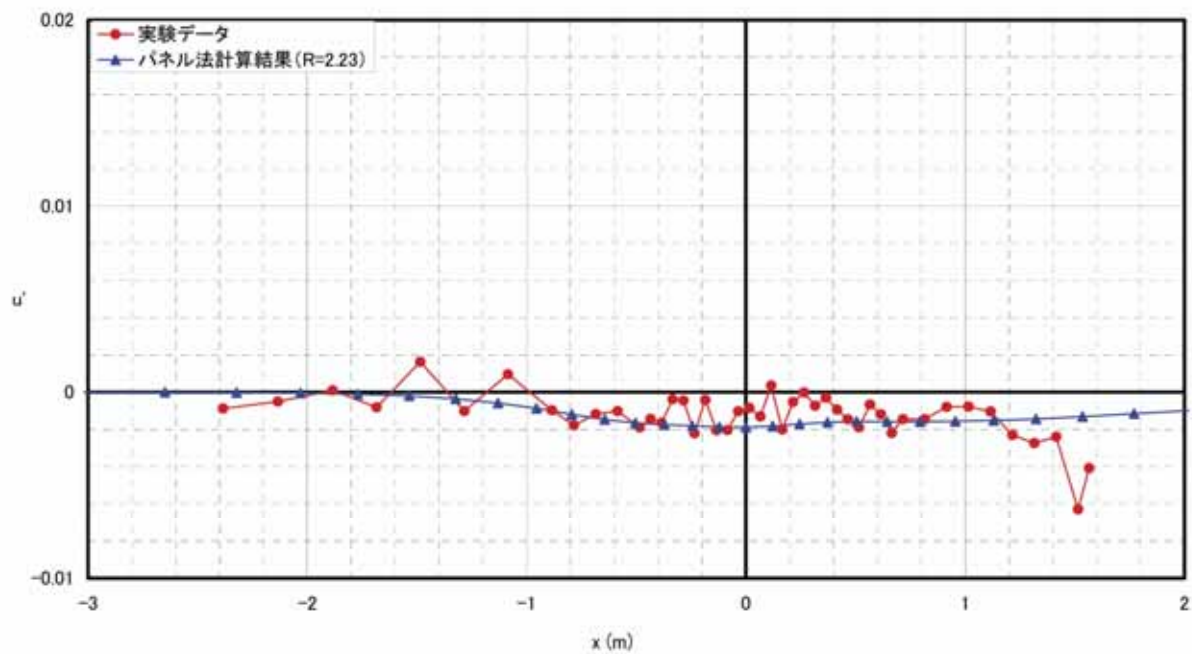
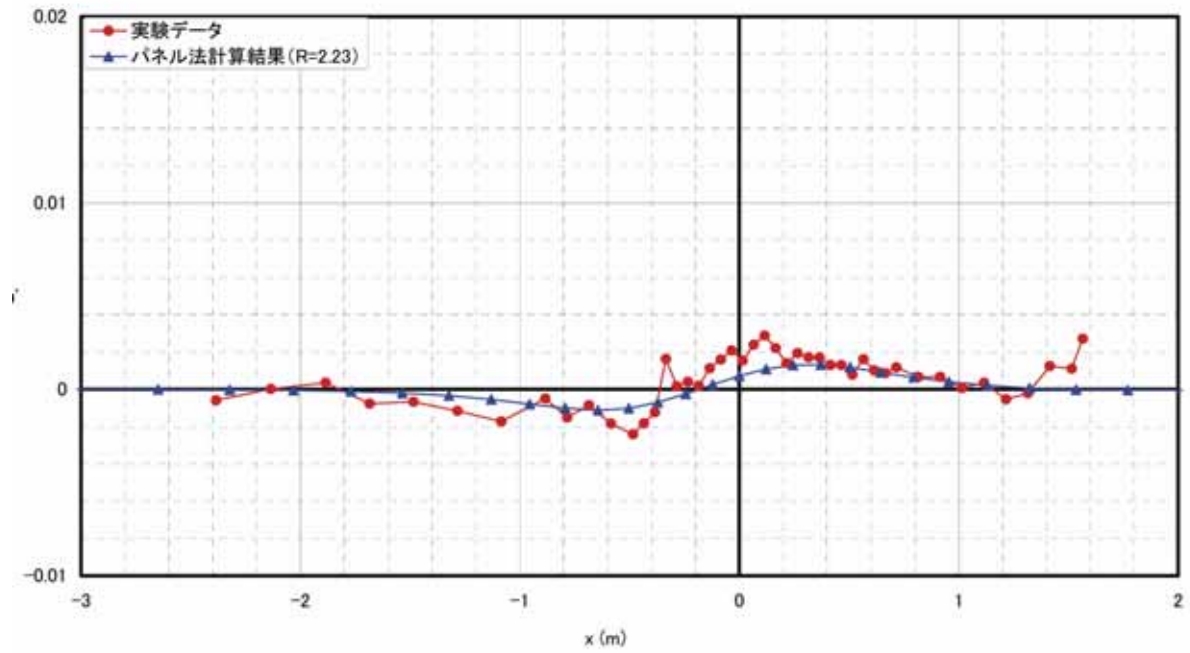
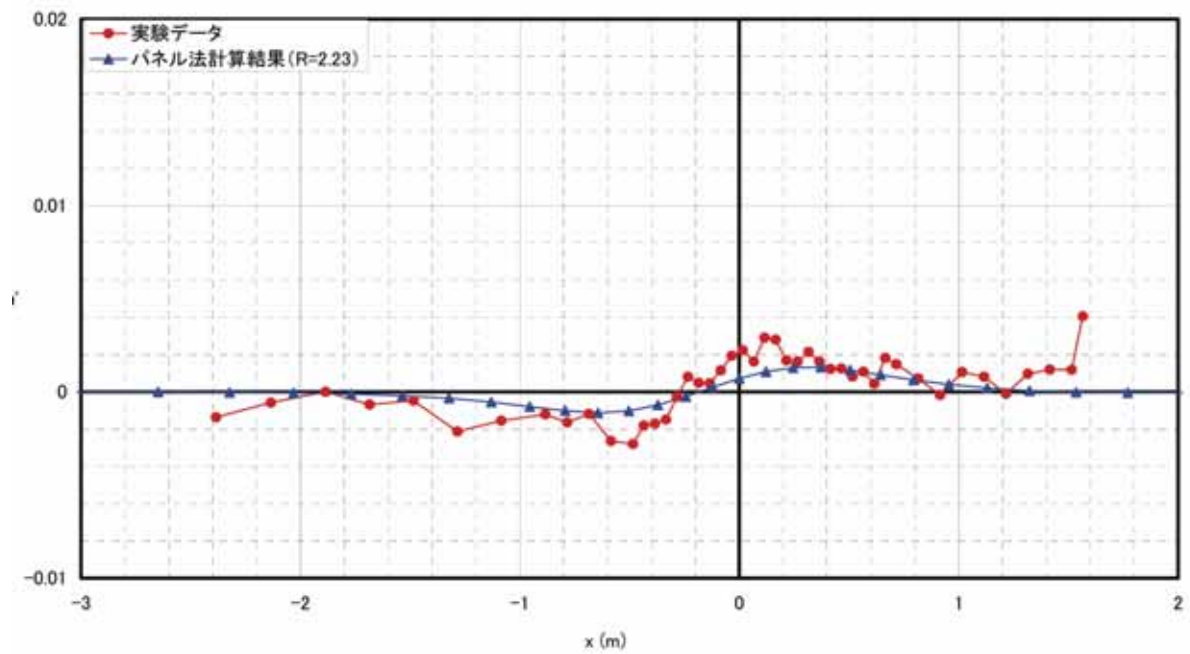
上側 u' 分布下側 u' 分布

図8 風洞壁面擾乱速度分布の比較
($M=0.74$ 、 $\alpha=0^\circ$)



左側 u' 分布



右側 u' 分布

図 8 風洞壁面擾乱速度分布の比較
($M=0.74$, $\alpha=0^\circ$)

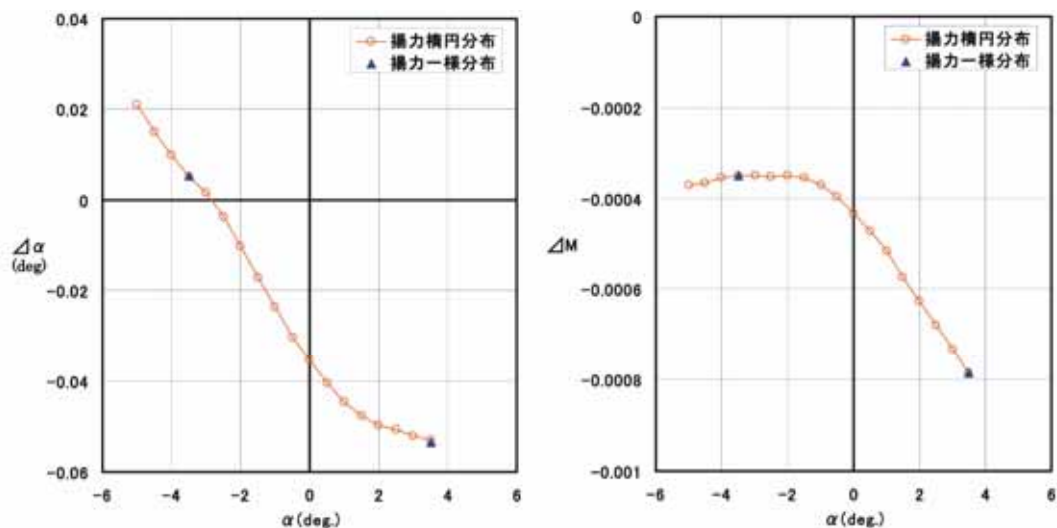


図9 揚力楕円分布仮定の影響
— 楕円分布の場合と一様分布の場合の比較 (M=0.84) —

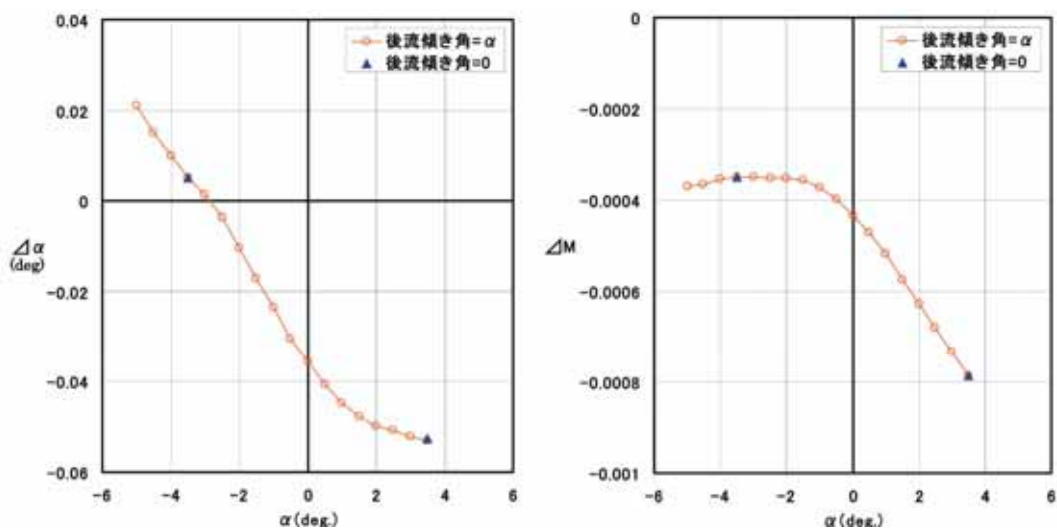


図10 後流の傾き角の影響
— 迎角と同じ傾き角の場合と後縁から主流方向にまっすぐにした場合の比較 (M=0.84) —

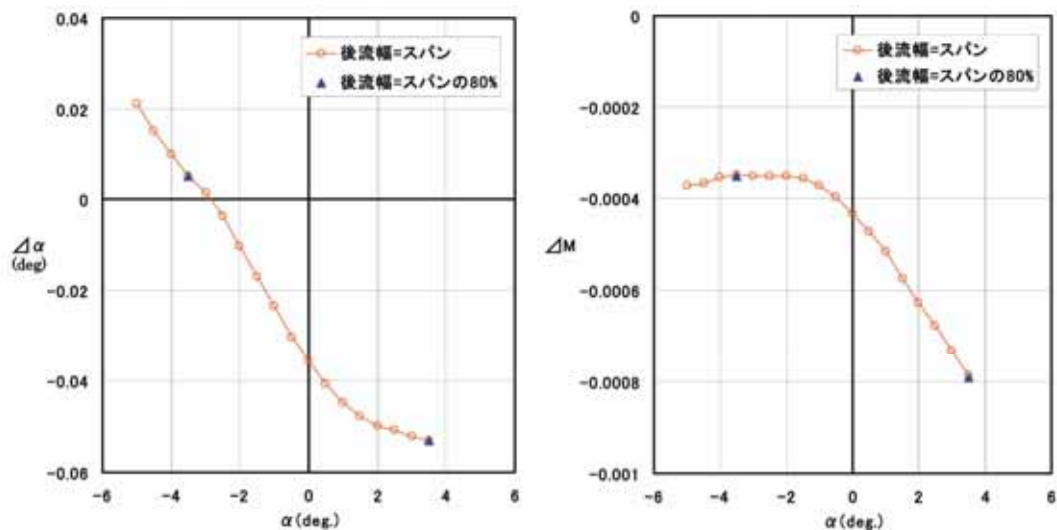
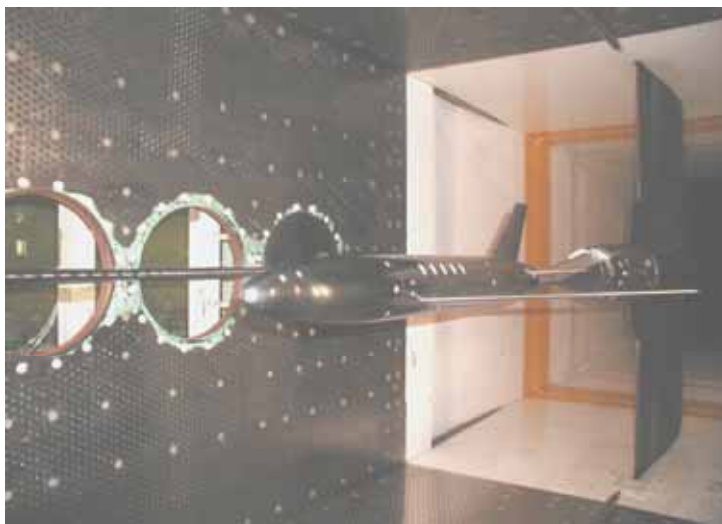
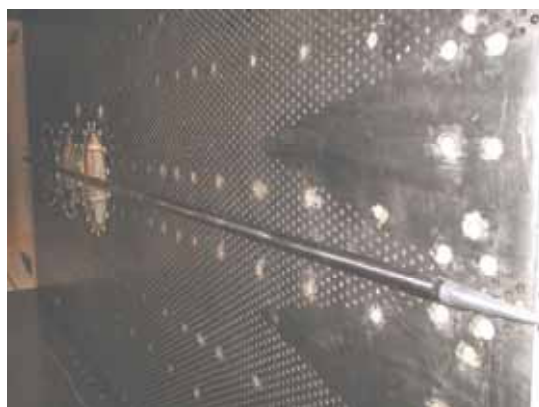


図11 後流の Roll Up の影響
— Roll Up による縮流なしの場合とスパンの80%に縮流した場合の比較 (M=0.84) —



標準模型風洞試験



風洞壁静圧分布計測用パイプ

図 12 風洞試験概要図

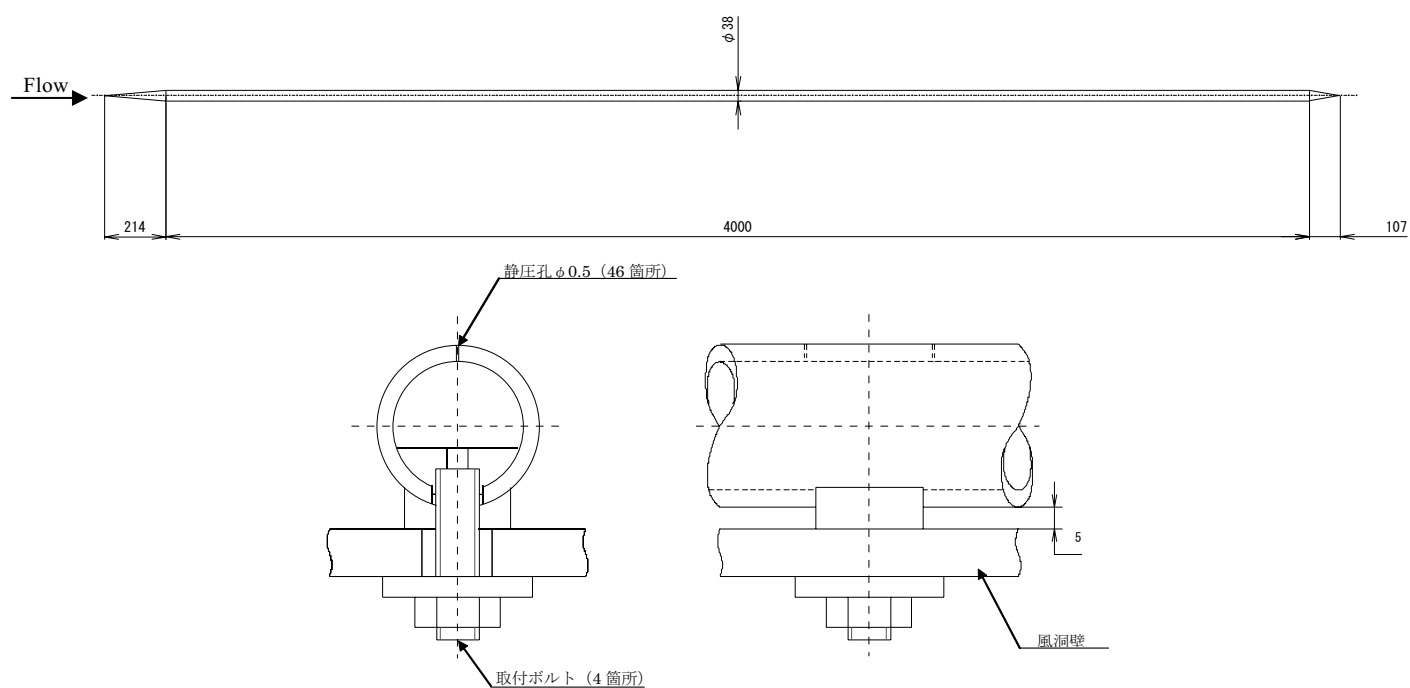
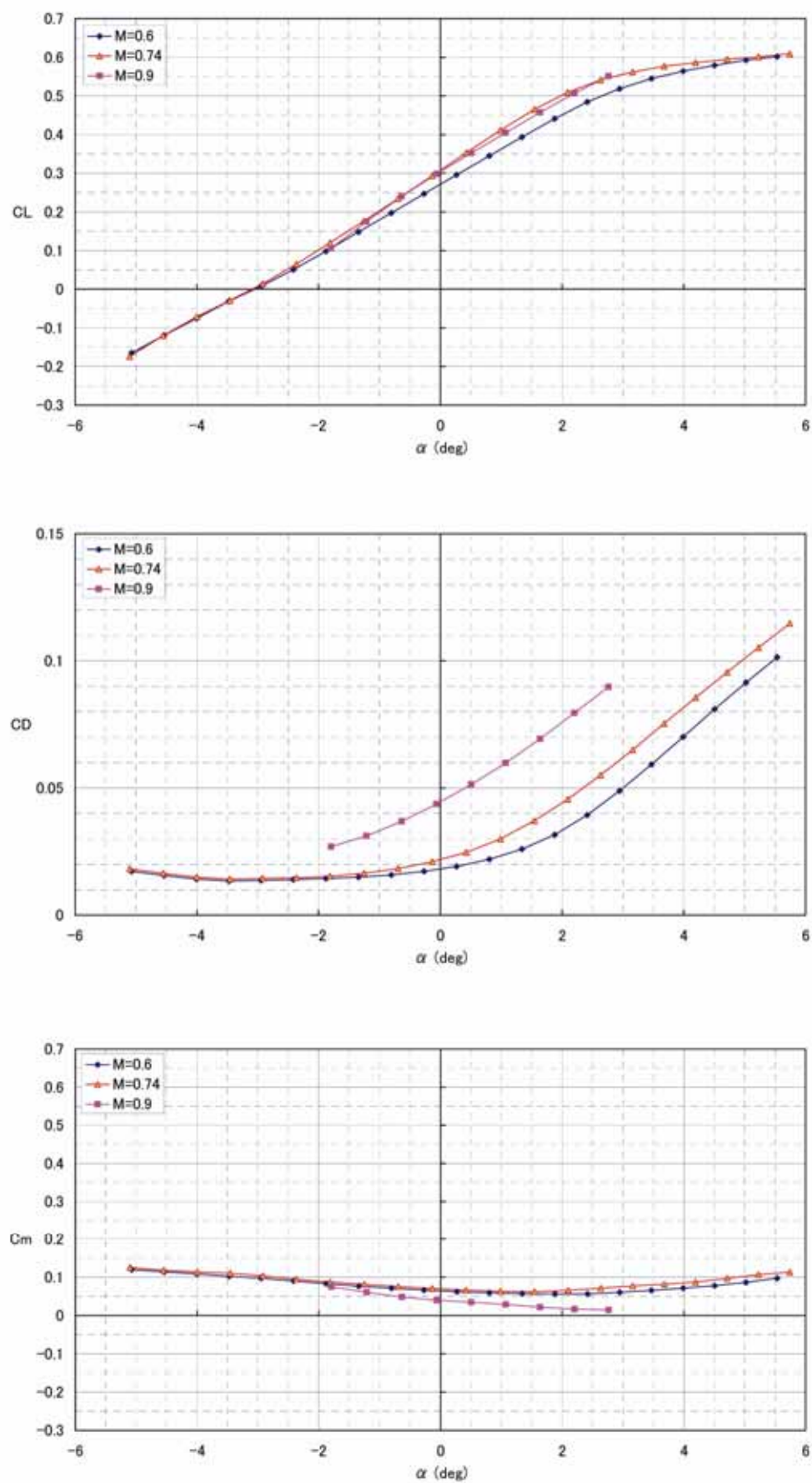


図 13 風洞壁静圧分布計測パイプ

図 14 縦 3 分力空力係数 ($M=0.6$ 、 0.74 、 0.9)

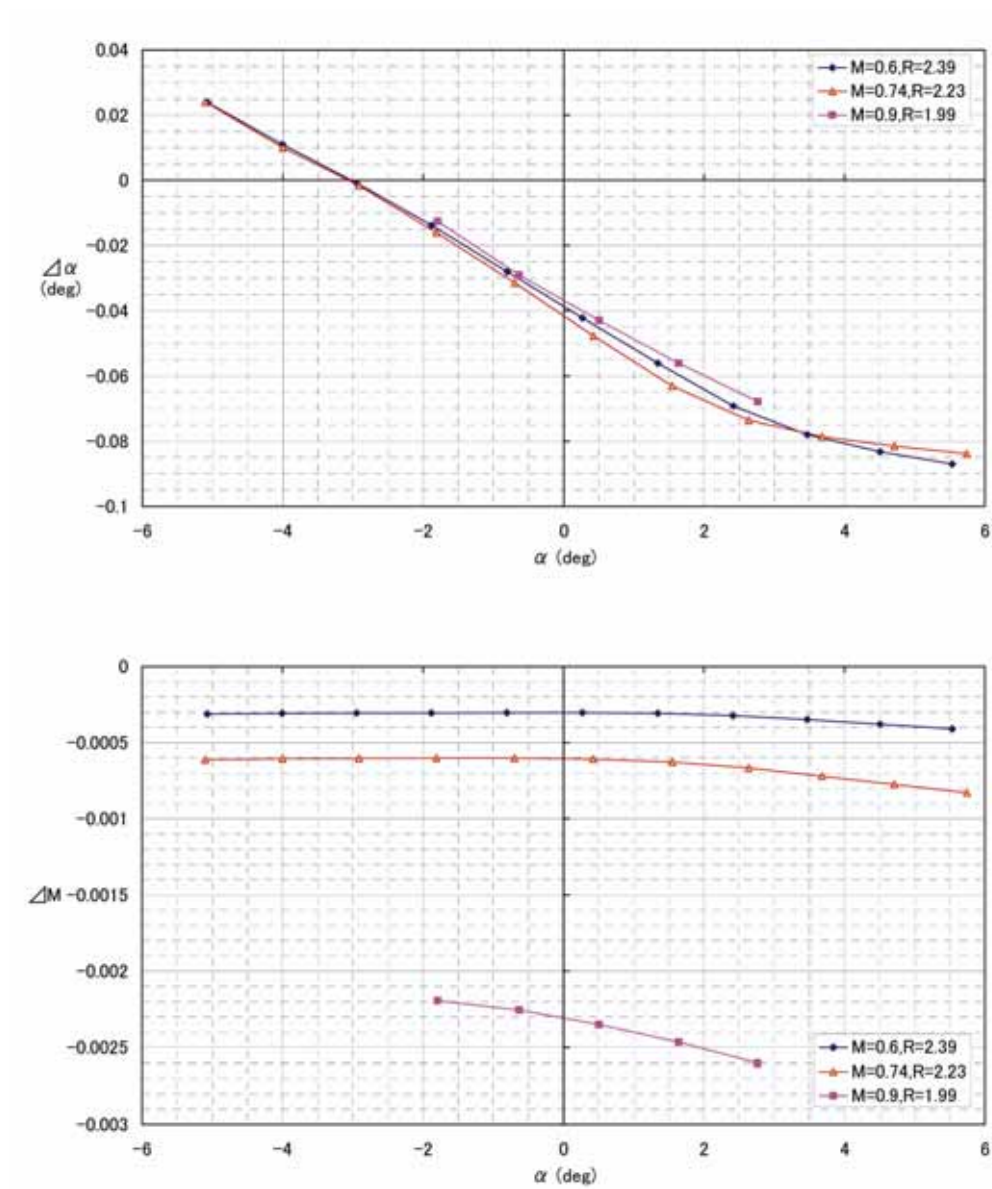


図 15 迎角、マッハ数の補正量

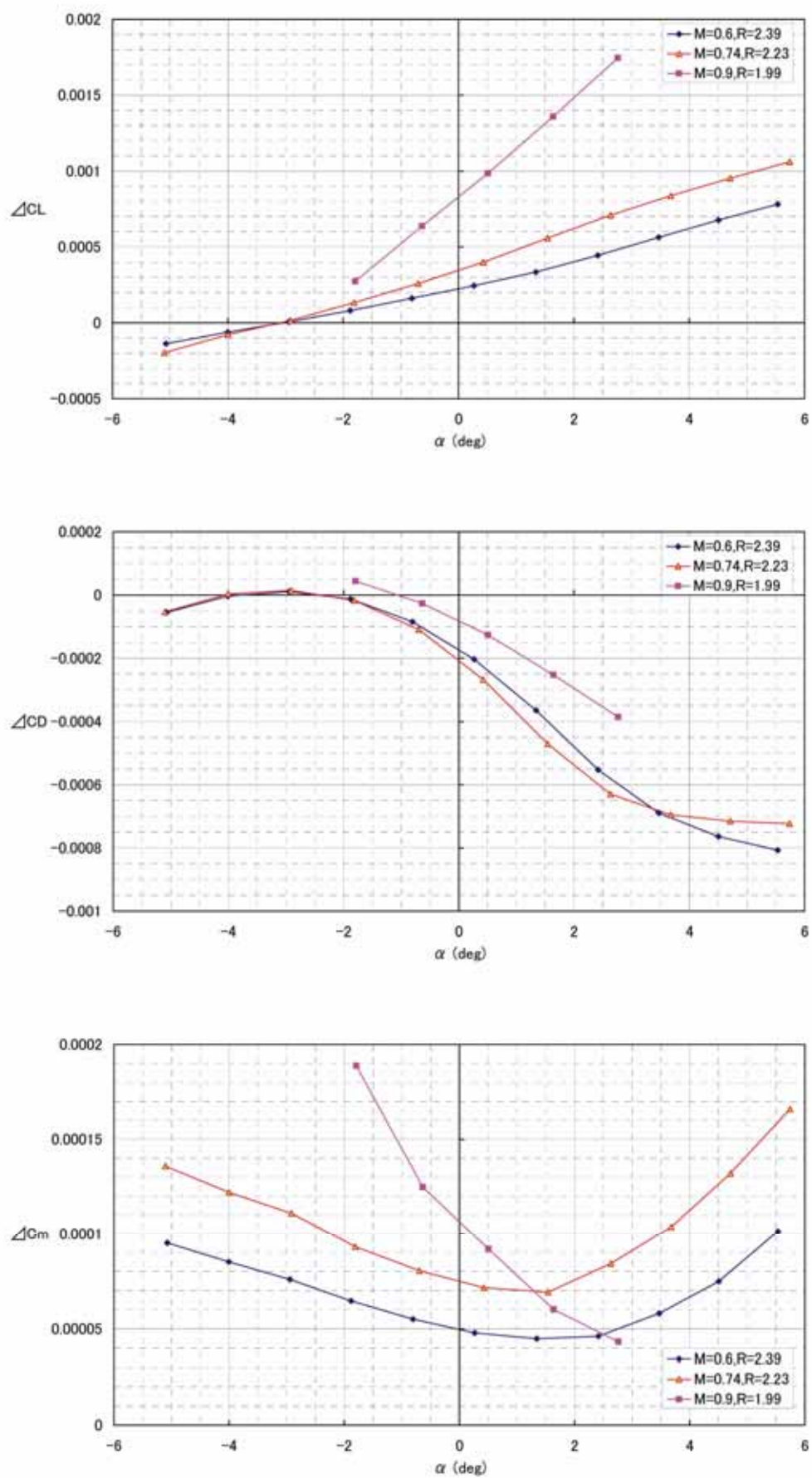


図 16 縦 3 分力空力係数の補正量

宇宙航空研究開発機構研究開発報告 JAXA-RR-07-033

発行 平成 20 年 2 月 29 日

編集・発行 宇宙航空研究開発機構

〒182-8522 東京都調布市深大寺東町 7-44-1

URL : <http://www.jaxa.jp/>

印刷・製本 (有) ノースアイランド

本書及び内容についてのお問い合わせは、下記にお願いいたします。

宇宙航空研究開発機構 情報システム部 研究開発情報センター

〒305-8505 茨城県つくば市千現 2-1-1

TEL : 029-868-2079 FAX : 029-868-2956

© 2008 宇宙航空研究開発機構

※ 本書の一部または全部を無断複写・転載・電子媒体等に加工作することを禁じます。

