

UDC 533.6.071.4

航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-563

垂直孔多孔壁の二次元揚力干渉に関する実験

沢田 秀夫 ・ 三 堀 進 ・ 佐 藤 衛

鈴木 弘 一 ・ 細 江 信 幸

1979年 3 月

航空宇宙技術研究所

NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

垂直孔多孔壁の二次元揚力干渉に関する実験^{*}

沢田 秀夫^{**} 三 堀 進^{**} 佐 藤 衛^{**}

鈴木 弘 一^{**} 細 江 信 幸^{**}

An Experiment of Lift Interference on 2-Dimensional Wings in a Wind Tunnel with Perforated Walls

Hideo SAWADA, Susumu MITSUBORI, Mamoru SATO,
Koichi SUZUKI and Nobuyuki HOSOE

ABSTRACT

An experiment on wall interference caused by the lift with two-dimensional wings, was carried out in the NAL 2m x 2m transonic wind tunnel with perforated walls, at high subsonic speeds. The open area ratios of upper and lower test section walls were set at 20%. Two airfoil models were used. In this experiment, pressure distributions near the upper and lower walls inside the test section were also measured, in addition to the pressure distribution on an airfoil model. Various quantities of lift interference with two-dimensional wings were assessed by a new method. This method was proposed in a previous paper, by one of the present authors, and requires only the measurement of pressure distributions on flow boundaries. Lift interference parameters, δ_0 and δ_1 , for the present case, were evaluated indirectly by this method.

1. ま え が き

遷音速風洞で一般に使われている通気性のある風洞壁の干渉を正確に把握することは、通気性壁の空力特性が甚だ複雑である為に、未だ可能とはなっていない。近年¹⁾行われた Mokry の実験、及び Kacyprzynski の数値実験²⁾は、通気性壁を単純な数式モデルで表現することが実際の風洞中の流れを模擬するのには不十分であることを示している。

著者の一人は、昨年、壁特性を表わす数式モデルは一切使わず、風洞壁付近の速度成分を測定し利用することで風洞壁による干渉量を見積る全く新しい壁干渉修正法⁴⁾を発表した。この修正法の中の揚力干渉修正法の有効性を実際の風洞実験⁵⁾によって検討する為、当研究所の 2 m × 2 m 遷音速風洞を利用して二次元の揚力干渉の実験が行われた。また同時に、上記風洞測定部垂直孔多孔壁の開孔比 20 % における揚力干渉パラメータの決定

を試みた。

2. 記 号

B_n	: ベルヌーイ数。
c	: 翼弦長。
C_L	: 揚力係数。
C_m	: ピッチング・モーメント係数。(前縁から 1/4 弦長下流点まわり)
$C_{P \text{ upper}}(x)$: 風洞測定部上壁付近での静圧係数。
$C_{P \text{ lower}}(x)$: 風洞測定部下壁付近での静圧係数。
ΔC_L	: 風洞壁干渉による揚力係数の修正分。(16) 式
ΔC_m	: 風洞壁干渉によるピッチング・モーメント係数の修正分。(17) 式
H	: 翼弦長によって無次元化された風洞高さ。(= h/c)
h	: 風洞高さ。
M	: 一様流マッハ数。
q_y	: y 方向速度成分

^{*} 昭和53年10月30日受付

^{**} 空気力学第二部

U	: 一様流速
x	: 翼弦長によって無次元化された一様流方向の座標。前縁位置を 0 とする。 ($= X/c$)
y	: x 軸を原点 ($x=0$) まわりに正の方向に 90 度だけ回転させた時の座標
X	: 一様流方向の座標。前縁位置を 0 とする。
α	: 翼型模型の設定迎角
$\Delta\bar{\alpha}$: 風洞壁干渉による迎角修正分。(9) 式
$\Delta\alpha(x)$: 測定部中心線上での風洞壁干渉による吹き上げ角。
β	: Prandtl-Glauert 係数。 ($= \sqrt{1-M^2}$)
Δr	: 風洞壁干渉による反り修正分。
δ_0	: 揚力干渉パラメーター。
δ_1	: 揚力干渉パラメーター。
ξ	: x と同じ。
$C_P^+ - C_P^-$: 翼型上下面の静圧係数分布の差
添字	
<i>free</i>	: 自由大気における状態での量を表わす
<i>tunnel</i>	: 風洞中での量を表わす

3. 実験装置

- i) $2\text{ m} \times 2\text{ m}$ 遷音速風洞。
- ii) $2\text{ m} \times 2\text{ m}$ 遷音速風洞測定部垂直孔多孔壁カート。
この測定部の上下壁及び左右壁となる多孔壁の開孔比は 0 % から 20 % まで任意の値に設定できるようになっている。本実験では、開孔比を上下壁で 20 %, 左右壁で 0 % に設定した。
- iii) 境界層測定用くし形ピトー管。2 本。
本実験では、風洞測定部上壁の上流側、及び下流側に 1 本ずつ設置した。図 1 (a), (b) 参照。
- iv) 静圧管。1 本
風洞測定部上壁の上流側に設置。図 1 (a), (b) 参照。
- v) 後流測定用くし形ピトー管。⁶⁾ 1 本
本実験では阻塞効果は取り扱わないが、測定部を通る二次元翼型の実験で使用される状態にする為、後流測定用くし形ピトー管を設置した。図 1 (a) 参照
- vi) 二次元翼型模型。2 種類
翼型による揚力干渉の違いがあるかどうかをみる為に下記で示されるような advanced wing と考えられる翼型 1° と conventional wing と考えられる翼型 2° と

を使った。

- 1° Model 70811⁷⁾ (ホドグラフ法で得られた shock free 翼)

翼弦長 400 mm

翼幅 2000 mm

厚み比 10.4 %

静圧孔の数 84 点

- 2° 翼型 X (図 2 参照)

翼弦長 350 mm

翼幅 2000 mm

厚み比 14 %

静圧孔の数 58 点

- vii) 静圧分布測定用ルール。1 対

図 3 にみられるような断面形をした長さ 4,250 mm の静圧分布測定用ルールで、Mokry の文献 1) に従って製作された。このルールは、測定部 $2\text{ m} \times 2\text{ m}$ 正方形断面の左右対称面上に、ルールの対称面が載るように、測定部の上下の多孔壁の穴を利用して取り付けられた。図 1, 4 参照

- viii) データー集録システム⁸⁾

- ix) データー処理システム⁸⁾

4. 測定対象

- i) 風洞総圧: 1 点
- ii) 風洞測定部基準静圧: 1 点
- iii) 風洞岐点温度: 1 点
- iv) プレナム室中の圧力: 15 点 図 5 参照
- v) 風洞測定部静圧: 1 点
- vi) 測定部上部多孔壁境界層総圧分布: 2 点
- vii) 翼面静圧分布
- viii) 翼型後流総圧分布
- ix) 測定部上下壁付近での一様流方向の静圧分布

5. 実験法

5-1 実験パラメーター

実験パラメーターとして以下の 4 つを選んだ。

- 1) 翼型
- 2) 迎角
- 3) 一様流マッハ数
- 4) プレナム室の作業用床板の有無

プレナム室の床板は図 5 (a), (b) でわかるように、プレナム室中で、上下の大きな非対称要素となっている。そこで、これらの床板が、測定部中の壁干渉に、どの程度影響を及ぼしているかを調べる為に、プレナム室に床板がある場合と、図 5 (b) でみられる斜線で囲まれた部分の

床板を取りはずした場合の二つの場合について実験を行うこととした。

これらのパラメーターを、表1のように組み合わせて、1回の風洞運転では、一様流マッハ数を低い設定マッハ数から高い設定マッハ数へ上げていく手法で実験は行われた。また、実験すべてに亘って、一様流総圧、岐点温度は一定に保つように試みられた。

5-2 測定部垂直孔多孔壁カート

この垂直孔多孔壁は、上下壁、左右壁で、その開孔比を0%から20%まで任意の値に設定できるようになっている。今回の実験は二次元翼型の実験であるから、左右壁の開孔比は0%、左右への側壁の拡がり角は0°に設定した。また、上下壁の開孔比は20%に設定した。

6. 測定結果の解析法

6-1 吹き上げ分布の公式

図1にみられる風洞測定部側面図の中心線上での吹き上げ分布は、著者の一人が先に発表した一般的修正法(文献4)の中の揚力干渉についての理論に従えば以下のようになる。

$$\Delta\alpha(x) = \Delta\alpha_w(x) + \Delta\alpha_0(x) + \Delta\alpha_1(x) + \dots \quad (1)$$

ここで、

$$\Delta\alpha_w(x) = \frac{1}{2H} \int_{-\infty}^{\infty} \frac{C_{P\ upper} - C_{P\ lower}}{1 + e^{\frac{2\pi}{\beta H}(\xi - x)}} d\xi, \quad (2)$$

$$\Delta\alpha_0(x) = \frac{C_L}{4H}, \quad (3)$$

$$\Delta\alpha_n(x) = \frac{1}{2H} \cdot \frac{(-1)^n}{(2n)!} \cdot \left(\frac{2\pi}{\beta H}\right)^{2n-1} \quad (4)$$

$$B_n \cdot \int_0^1 (x-\xi)^{2n-1} \cdot (C_P^+ - C_P^-) d\xi$$

$$n = 1, 2, 3, \dots$$

$$|x| < H$$

である。

(2)式で現われる無限上流から無限下流までの積分は測定データーを使って実行することは不可能である。しかしながら、(2)式は以下のように書き換えられる。

$$\Delta\alpha_w(x) = \int_{-\infty}^{\infty} (C_{P\ upper} - C_{P\ lower}) \cdot \frac{1/2}{1 + \exp\left\{\frac{2\pi}{\beta}\left(\frac{\xi}{H} - \frac{x}{H}\right)\right\}} d\left(\frac{\xi}{H}\right) \quad (2)$$

($C_{P\ upper} - C_{P\ lower}$)に掛かる重み函数

$$\frac{1}{2} \cdot \frac{1}{1 + \exp\left\{\frac{2\pi}{\beta}\left(\frac{\xi}{H} - \frac{x}{H}\right)\right\}} \quad (5)$$

は、 $x=0$ では図6のようになる。最下流の静圧測定位置は $\xi/H \sim 1.0$ で、それより下流では、 $\Delta\alpha_w$ への寄与は、 $|C_{P\ upper} - C_{P\ lower}|$ を 10^{-1} オーダーとしても、高々 10^{-4} 度オーダーでしかないと分かる。そこで、(2)式の積分範囲の上限を最下流測定位置とした。一方、(5)の重み函数の性質から、 $\Delta\alpha_w$ に最も強く影響するのは上流側の($C_{P\ upper} - C_{P\ lower}$)分布である。 $(C_{P\ upper} - C_{P\ lower})$ は上流にいくにつれて急速に0に近づく。模型前縁から3翼弦長程上流になると、 $(C_{P\ upper} - C_{P\ lower})$ は一度0となり、それより上流では0付近で微小な正負の値を不規則に取っている。この挙動は、測定誤差又は、上下壁の垂直孔の局所的な影響と考えられる。そこで、(2')の上流側積分範囲として、 $(C_{P\ upper} - C_{P\ lower})$ が十分に0に近づいたと考えられる最上流測定位置とした。

6-2 吹き上げ分布に対応する迎角、揚力係数、及び、ピッチング・モーメント係数の修正量の導出公式

薄翼近似の境界条件の意味では、翼型設置位置での風洞測定部中と、自由大気中との吹き上げ分布の差は、両者のキャンパー分布の差異に等しい。迎角は翼弦の一樣流に対する傾きであるから、両者の迎角の違いは、このキャンパー分布の差を前縁から後縁まで積分したものを翼弦長で割ったものに等しくなる。また、翼弦からの中心線のずれの最大値が反りであるから、反りの修正量もキャンパー分布の両者の差から求めることができる。依って、迎角修正量、反り修正量は吹き上げ分布の差 $\Delta\alpha(x)$ を使って以下のように表わされる。

$$\Delta\bar{\alpha} = \int_0^1 \Delta\alpha(\xi) d\xi \times 57.30 \text{ degrees} \quad (6)$$

$$\Delta\tau = \max_{x \in [0,1]} \left[\frac{\left| \Delta\bar{\alpha} \cdot x - \int_0^x \Delta\alpha(\xi) d\xi \right|}{\sqrt{1 - \Delta\bar{\alpha}^2}} \right] \quad (7)$$

6-1節に基づいた測定結果の解析から、 $\Delta\alpha(x)$ は翼型の位置する辺りでは、直線に非常に近いことが分かる。図7参照。今、 $\Delta\alpha(x)$ を x の4次式で以下のように近似する。

$$\Delta\alpha(x) = a_0 + a_1 x + a_2 x^2 + a_3 x^3 + a_4 x^4 \quad (8)$$

上記の考察から、 a_2, a_3, a_4 の大きさは a_0, a_1 の大きさに比して小さい。また、 a_0, a_1 の大きさも、 $\Delta\alpha(x)$ が干渉量であるから、1に比して充分に小さい。このことから、(6)、(7)式は、

$$\Delta\bar{\alpha} = \left(a_0 + \frac{1}{2} a_1\right) \times 57.30 \text{ degrees} \quad (9)$$

$$\Delta r = \frac{a_1}{8} \cdot \frac{1}{\sqrt{1 + (a_0 + \frac{a_1}{2})^2}} \quad (10)$$

$$\sim \frac{a_1}{8} \quad (11)$$

となる。

このことを模式図で表わしたものが図 8 である。

$y = 0$ 上では

$$\Delta \left(\frac{q_y}{U} \right) = \Delta \alpha(x) \quad (12)$$

のことであり、文献 4) から

$$\alpha_{free} = \alpha_{tunnel} - \Delta \bar{\alpha} \quad (13)$$

となる。また、キャンバー分布の変化による揚力係数、ピッチング・モーメント係数の変化を円弧翼の効果で置き換えて考えるならば、⁹⁾

$$C_{L free} = C_{L tunnel} + \Delta C_L \quad (14)$$

$$C_{m free} = C_{m tunnel} + \Delta C_m \quad (15)$$

ここで

$$\Delta C_L = -\frac{\pi}{2\beta} a_1 \quad (16)$$

$$\Delta C_m = \frac{\pi}{8\beta} a_1 \quad (17)$$

である。

6-3 揚力干渉パラメーターの決定法

空力中心を四半弦点とした時、一般に使われている迎角修正、揚力係数修正、ピッチング・モーメント係数修正の為の修正公式は以下のものである。¹⁰⁾¹¹⁾

$$-\Delta \bar{\alpha} = (\delta_0 \cdot \frac{c}{h} \cdot C_L + \delta_1 \cdot \frac{c^2}{4\beta h^2} \cdot C_L) \cdot \quad (18)$$

$$\frac{180}{\pi} \text{ degrees}$$

$$\Delta C_L = -\frac{\pi}{2} \cdot \left(\frac{c}{\beta h} \right)^2 \cdot \delta_1 C_L \quad (19)$$

$$\Delta C_m = \frac{\pi}{8} \cdot \left(\frac{c}{\beta h} \right)^2 \cdot \delta_1 C_L \quad (20)$$

(9),(16)式を使って得られた $\Delta \bar{\alpha}$, ΔC_L を (18), (19) 式に代入して, δ_0 , δ_1 について解けば, 揚力干渉パラメーターを決定することができる。この手法による δ_0 , δ_1 決定法は, 干渉なしデーターを適当な手法により得た後, 風洞実験と比較して δ_0 , δ_1 を決定する従来の方法とは本質的に異なっていて, 信頼性の低い, 干渉なしデーターを利用していない点で信頼性が高い。

7. 実験結果の考察

7-1 模型が設置されていない時の測定部中心線上の吹き上げ分布

模型が設置されていない状態は, 薄翼近似の境界条件の意味では, 厚み分布が 0 で, 且つ, 循環分布も 0 であるような翼型模型が設置されている時と同じである。この意味で, 求める吹き上げ分布は (1) 式の右辺第一項のみとなる。測定した C_P upper 及び C_P lower 分布は, 一様流方向の長さを無次元化して (基準長さ 400mm), グラフにプロットすると, 図 9 と図 10 のようになる。ただし, 図 9 はプレナム室の床板がある場合で, 図 10 は床板を取りはずした場合のものである。これらから, 風洞固有の測定部での吹き上げ分布の中, 二次元翼型設置時の前縁位置に於ける吹き上げ角を, 一様流マッハ数に関してプロットしたものが図 11 である。このグラフの吹き上げ角には, 約 0.025 度の誤差が考えられ, 当風洞測定部の固有の吹き上げ角については十分に論じるだけの精度はないが, 模型がなくても吹き上げ角が存在するという事は, 今までの当風洞測定部を使用した実験の経験から推測されていた事実とも一致するものである。依って, 再度詳細な実験を試み, 測定精度を上げれば, (2) 式を使ったこの手法は, 測定部中心線上の吹き上げ角を測定する方法として利用できる。

7-2 模型が設置されている時の測定部上下壁付近での静圧分布

Model 70811 翼型模型を使用し, プレナム室の床板がある場合の代表的静圧分布が図 12 で, また同じ模型で, プレナム室の床板がない場合が図 13 である。一方, Airfoil X 翼型模型を使用し, プレナム室の床板がある場合の代表的静圧分布が図 14 で, また同じ模型で, プレナム室の床板がない場合が図 15 である。これらの図から, 測定部上下壁付近での静圧分布には以下のような性質のあることがわかった。

1° プレナム室の床板の有無による静圧分布の違いは殆んど認められない。

2° $C_L \approx 0$ では, 上下壁付近での静圧分布には殆んど差が認められない。 M の増大と共に, 二本の静圧分布曲線は一致したままで, 大きくうねるようになり, 極値を x/c の三点でとり, 極小値は常に, ほぼ $x/c = 0.6 \sim 0.8$ となっている。また, 分布曲線の上流側での x 軸からずれ始めるのは, $x/c = -0.3$ より下流側である。

$|C_L| \geq 0.05$ では, $C_L \approx 0$ の静圧分布曲線の負側にある静圧分布曲線よりも, 正側にある静圧

分布曲線の方が、 $C_L \approx 0$ の静圧分布曲線からの変化量は大きい。

- 4° 上下壁付近の静圧が同じ x/c に対して異った値をとり始めるのは、 $x/c \approx -2$ あたりからである。
- 5° 翼型による上下壁付近の静圧分布曲線の形の違いは殆んど認められない。
- 6° Model 70811 と Airfoil X との C_L が殆んど等しい時、 $C_L \approx 0$ の時の静圧分布曲線より負側にある両者の静圧分布曲線は殆んど一致するが、正側にある両者の静圧分布曲線は一致せず、Model 70811 翼型の曲線の方が、より正側となる。この差量は、両模型の C_L の差量からくると考えられるものよりも数倍大きい。図 16 参照。
- 7° 前縁より 20 % 下流側で生じる衝撃波は、風胴壁付近の静圧分布には全く影響していない。何故ならば、図 17 にみられるように、Airfoil X と、Model 70811 が殆んど同じ C_L であるが、Model 70811 には、前縁から 13 % 下流側に、見際に衝撃波がみとめられるが、衝撃波の存在する側の風胴壁付近での静圧分布は、二つの翼型とも全く同じである。
- 8° C_L の絶対値が近い場合、その符号によって、上下壁付近の静圧分布曲線には図 18 にみられるような違いが存在する。この違いは、 $|C_L|$ の違いによるものよりも大きく、当風胴測定部の上下壁の特性に違いがあることを示している。即ち、 $x/c \leq 3$ では、壁付近の静圧係数が負となる流れに対しては、上下壁は全く同じ特性を示すが、静圧係数が正となるような流れに対しては、両者は違った特性を示している。また、このことは、風胴測定部上壁の方が、下壁よりも、プレナム室と測定部との同じ圧力差に対しては、測定部内からプレナム室への流出が容易であり、一方、プレナム室から測定部内部への流入では、上下壁はほぼ同じ特性を有していることがわかる。

7-3 $C_L - \alpha$ 図

揚力干渉による修正を施した C_L 、 α を未修正データと共に図示したものが図 19 から図 24 である。

Model 70811 模型の $C_L - \alpha$ 曲線は、 $M = 0.70$ では、本実験からは、以下ようになる。

$$C_L = 0.109 \cdot \alpha + 0.024 \quad (21)$$

一方、海老原の計算によると、同じ翼型が自由大気中にある場合、 $C_L - \alpha$ 曲線は、 $M = 0.70$ で、粘性効果を含めて、以下ようになる。¹²⁾

$$C_L = 0.170 \cdot \alpha + 0.093 \quad (22)$$

(21) 式に、公式 (15)、(16) を使って、揚力干渉の修正を施すと、

$$C_L = 0.145 \cdot \alpha + 0.039 \quad (23)$$

となり、(22) 式が真の干渉なしの場合の $C_L - \alpha$ 曲線であると仮定すると、揚力傾斜で約 60 %、零迎角揚力で約 20 % の修正ができたにすぎない。しかしながら、開孔比 20 % の当風胴測定部で、考えられる最大の修正に対応する open jet boundary の条件を適用しても、

$$C_L = 0.164 \cdot \alpha + 0.047 \quad (24)$$

となり、(22) 式には未だ近づかないことを海老原はすでに指摘している。³⁾¹²⁾ このことから、(22) 式が真の干渉なし $C_L - \alpha$ 曲線であるとはいいい難く、(22) 式に十分近づかないことが、この修正法の不十分さを示すことにはならない。むしろ、(23) 式の揚力傾斜、零迎角揚力係数が、(24) 式のものより小さくでていることは、合理的である。

7-4 揚力干渉パラメーター

6-7 節で説明した方法により、揚力干渉パラメーター、 δ_0 、 δ_1 を一様流マッハ数をパラメーターとして、 C_L に関して図に描いたものが図 25 から図 31 である。また、同じ C_L の場合に、揚力干渉パラメーターを一様流マッハ数に関して図に描いたものが図 32 から図 34 である。これらの図から、開孔比 20 % の時、当風胴測定部の揚力干渉パラメーター、 δ_0 、 δ_1 は以下の性質を有していることが判った。

- 1° $C_L > 0$ では、 δ_0 は翼型、 h/c には殆んど影響されないが、 δ_1 は、いくぶん影響が認められる。
- 2° $C_L = 0.2$ では $M \leq 0.75$ で δ_0 、 δ_1 は共に M に比例するが、 $M = 0.80$ では、翼型によって異った変化を示している。 C_L が大になると、 δ_0 、 δ_1 が M に比例しなくなるのがより低い M で始まる。図 32、33、34 参照

- 3° $0.85 \geq M \geq 0.65$ 、 $C_L \geq 0.1$ では、 δ_0 はほぼ一本の曲線にのり、その最大のずれでも、迎角修正量に換算すると、約 0.025° にすぎない。図 35 参照

- 4° $0.85 \geq C_L \geq 0.65$ で δ_0 は C_L に関して一本の曲線にのっているとした時、その $|C_L|$ が増大するにつれて、一定値に漸近する傾向がある。

$C_L = 0.5$ では δ_0 は約 -0.17 である。

- 5° δ_1 に関しても δ_0 の時と同じく、 $0.85 \geq C_L \geq 0.65$ では C_L に関して一本の曲線にのっているとみなせる。また $|C_L|$ が増大するにつれて、一定値に漸近する傾向がある。 $C_L = 0.5$ では、 δ_1 は約

— 0.10 である。図 36 参照

- 6° プレナム室の床の有無は、 δ_0 、 δ_1 の値には、明瞭な差としては現われなかった。

8. 結 論

- 1° 著者らの一人が先に発表した一般的修正法（文献 4）の中の揚力干渉についての修正法の有効性について、実験的に検討した結果、揚力傾斜に関しては、少なくとも、60 % 以上の修正ができていたことが判った。
- 2° 2 m × 2 m 航空宇宙技術研究所遷音速風洞測定部垂直孔多孔壁カートの上下壁が 20 % 開孔比、側壁が 0 % 開孔比の時の二次元翼型模型に対する揚力干渉パラメーターを推定することができた。
- 3° プレナム室の床板の有無は、当風洞測定部の揚力干渉に重大な差異は及ばさない。
- 4° 更に高精度の実験を、より多く行い、より信頼性の高いデータを得る必要がある。

謝辞

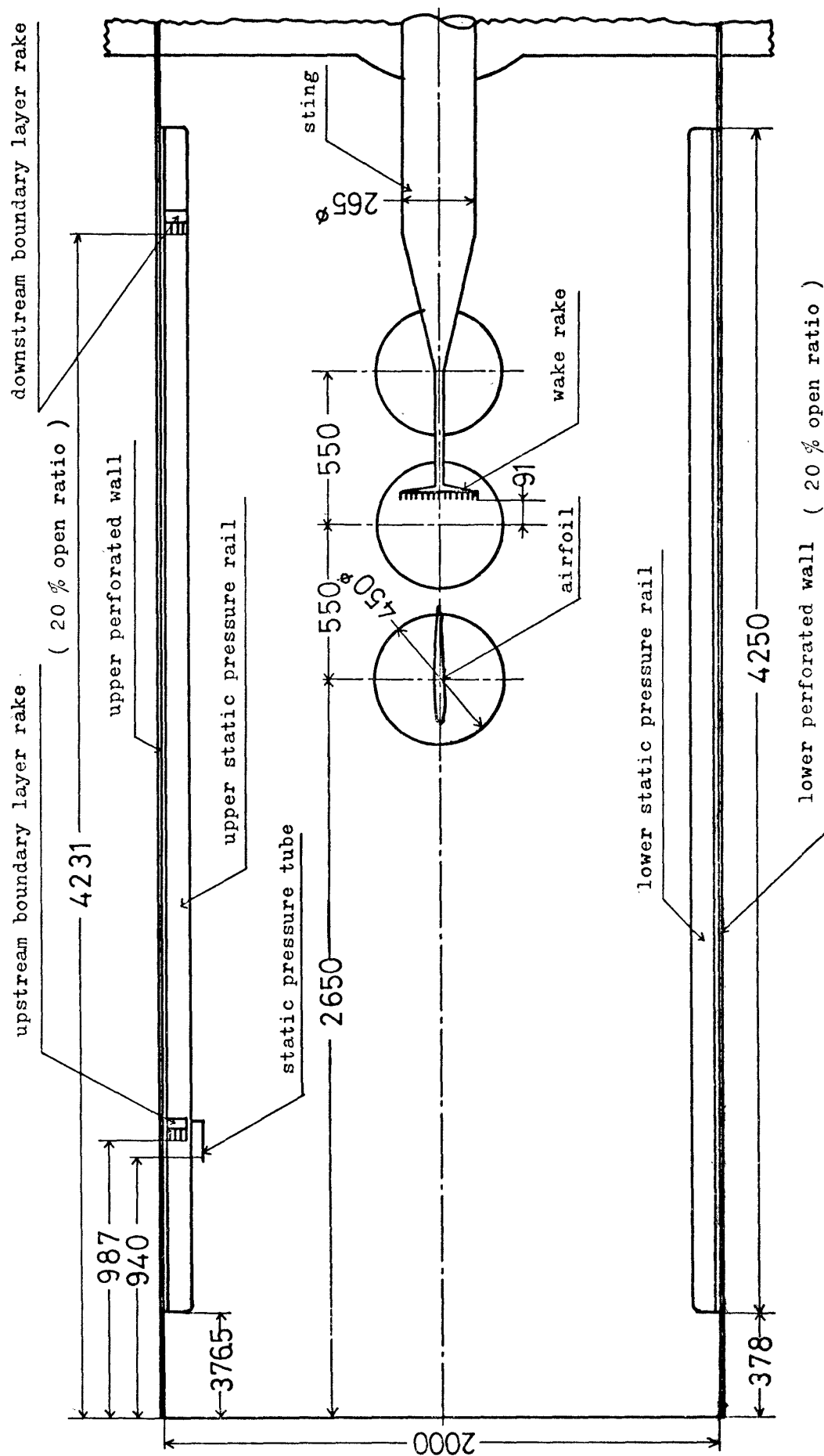
本実験を行うにあたっては、藤田敏美技官、唐沢敏夫技官、小松行夫技官をはじめ、遷音速風洞制御第一研究室、遷音速風洞制御第二研究室、及び、遷音速風洞計測研究室の方々の御協力があった。ここに深く感謝の意を表します。

参 考 文 献

- 1) M. Mokry; Wall Interference on Two-Dimensional Supercritical Airfoils, Using Wall Pressure Measurements to Determine the Porosity Factors for Tunnel Floor and Ceiling, NRC LR-575 (1974)
- 2) J. Kacprzyński; Transonic Flow Field Past 2-D Airfoils between Porous Wind Tunnel Walls with Non-linear Characteristics, AIAA Paper pp. 75 ~ 81 (1975)
- 3) 海老原正夫；多孔壁風洞における亜音速二次元風洞壁干渉効果の研究と、航空宇宙技術研究所 2 m × 2 m 遷音速風洞へのその適用, NAL TR-263, 1972
- 4) H. Sawada; A General Correction Method of the Interference in 2-Dimensional Wind Tunnels with Ventilated Walls, Trans. Japan Soc. Aero. Space Sci. Vol. 21, No. 52 (1978)
- 5) 航空技術研究所；航空技術研究所 2 m × 2 m 遷音速風洞の計画と構造, NAL TR-25, 1962
- 6) 鈴木弘一；風洞模型の精度と試験結果について, NAL TR-518, 1977
- 7) 高梨進；翼型を過ぎる遷音速ポテンシャル流の厳密解法, NAL TR-383, 1974
- 8) 竹内理；遷音速風洞のデータ処理システム, 航技研ニュース, No. 198, 1975
- 9) R. C. Pankhurst; Wind-Tunnel Technique (1952) pp. 355 ~ 356, SIR ISAAC PITMAN & SONS, LTD.
- 10) J. Vayssair; Survey of Methods for Correcting Wall Constraints in Transonic Wind Tunnels, AGARD-R-601 (1973)
- 11) E. Rogers; Wall Interference in Tunnels with Ventilated Walls, AGARDograph 109 (1966) pp. 341 ~ 429
- 12) 海老原正夫；航技研 2 m × 2 m 遷音速風洞における風洞壁干渉, 第 13 回風洞研究会議前刷, 1974

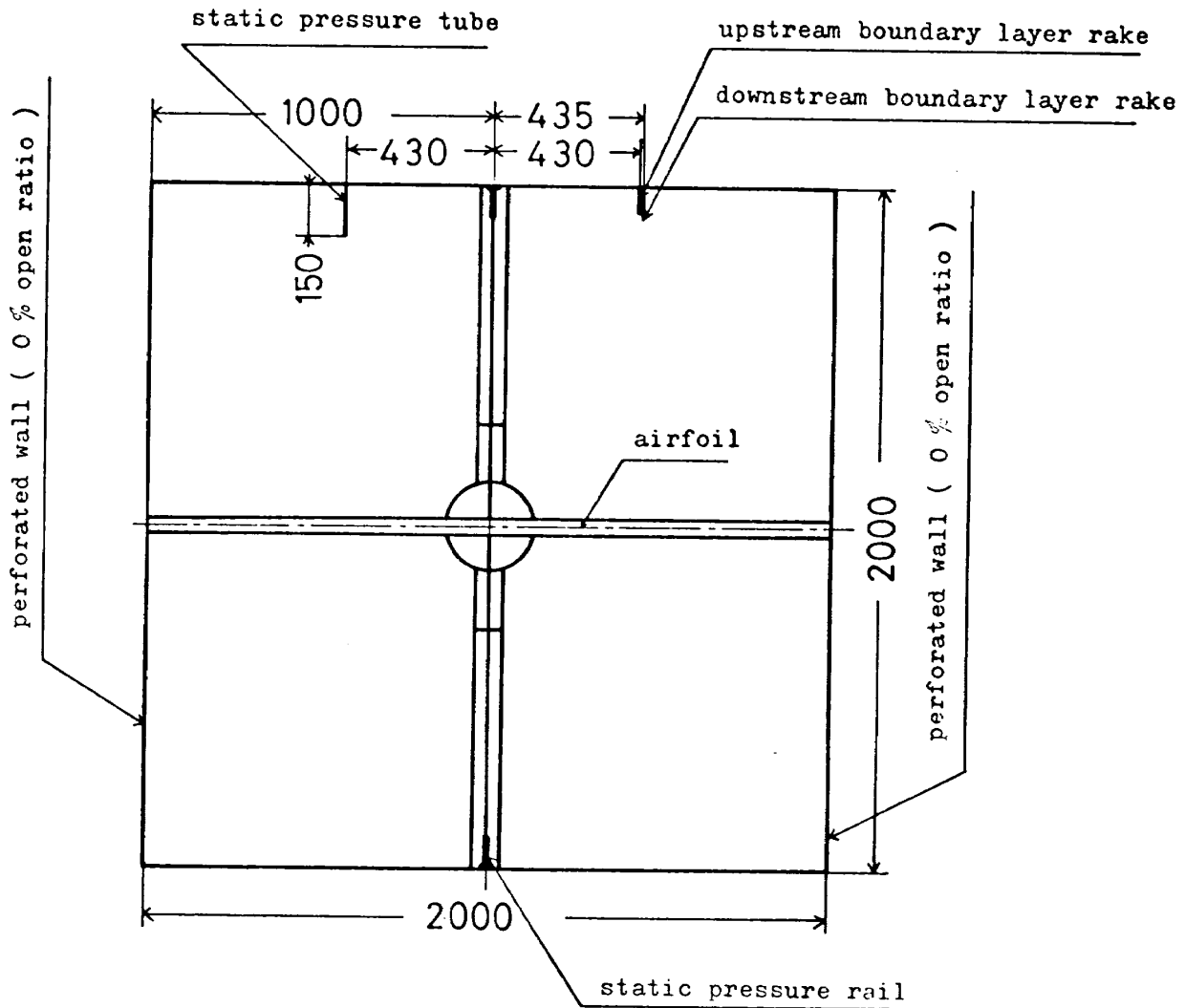
表1 実験パラメーターの組合せ

Airfoil	Floor Plates in Plenum Chamber	Incidence	Uniform Flow Mach Number
Empty	ON		0.40 ~ 0.90 every 0.05
	OFF		0.40 ~ 0.90 every 0.05
Model 70811	ON	-2.0°	0.40 ~ 0.90 every 0.05
		-1.0°	0.40 ~ 0.90 every 0.05
		0.0°	0.40 ~ 0.90 every 0.05
		1.0°	0.40 ~ 0.90 every 0.05
		2.0°	0.40 ~ 0.90 every 0.05
		3.0°	0.40 ~ 0.90 every 0.05
		4.0°	0.40 ~ 0.90 every 0.05
	OFF	-2.0°	0.50 ~ 0.90 every 0.05
		0.0°	0.50 ~ 0.90 every 0.05
		1.5°	0.50 ~ 0.90 every 0.05
		2.0°	0.50 ~ 0.90 every 0.05
AIRFOIL X	ON	-3.0°	0.40 ~ 0.90 every 0.05
		-2.0°	0.40 ~ 0.90 every 0.05
		-1.0°	0.40 ~ 0.90 every 0.05
		0.0°	0.40 ~ 0.90 every 0.05
		1.0°	0.40 ~ 0.90 every 0.05
		2.0°	0.40 ~ 0.90 every 0.05
		3.0°	0.40 ~ 0.90 every 0.05
	OFF	-3.0°	0.40 ~ 0.90 every 0.05
		-2.0°	0.50 ~ 0.90 every 0.05
		0.0°	0.40 ~ 0.90 every 0.05
		3.0°	0.40 ~ 0.90 every 0.05



note : all dimensions are in mm

図 1 (a) 測定部側面図



note : all dimensions are in mm

図 1 (b) 測定部断面図

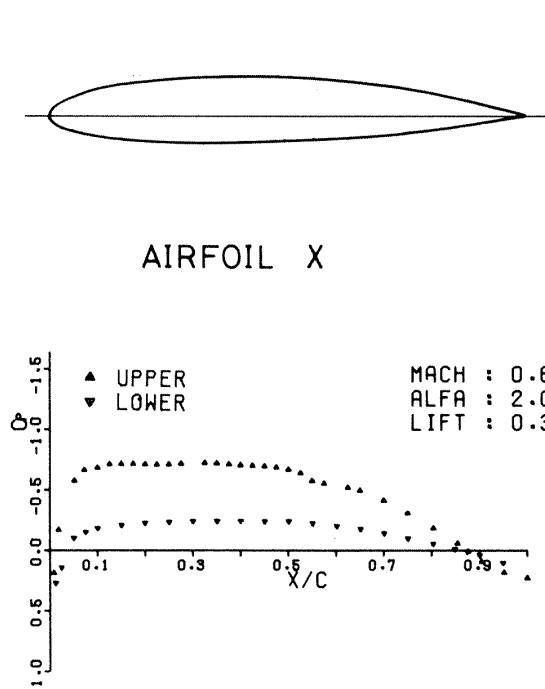
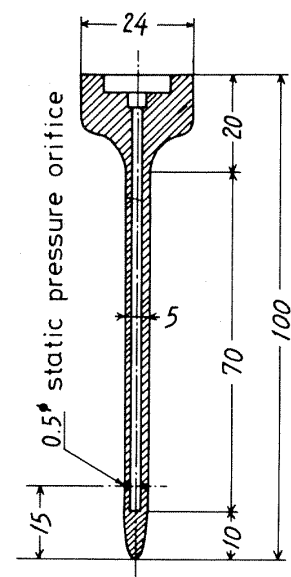


図2 Airfoil Xの形状と静圧分布の例



note : all dimensions are in mm

図3 静圧分布測定用レール断面図

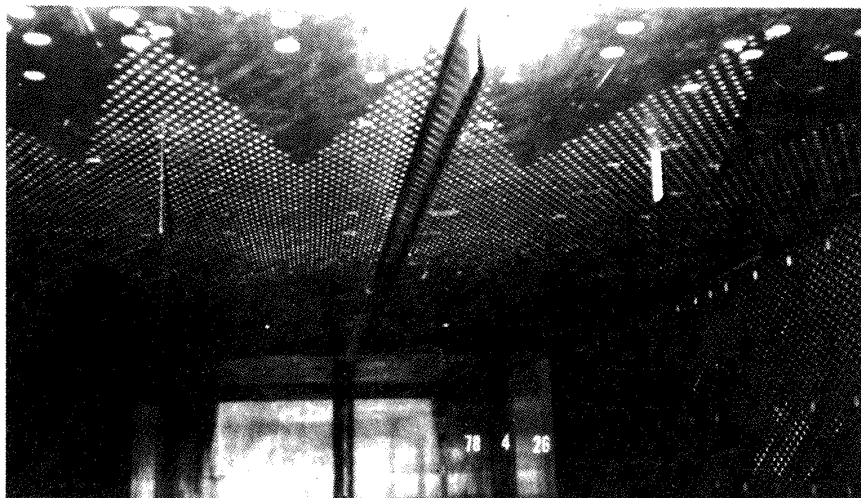


図4 静圧分布測定用レール取り付け図

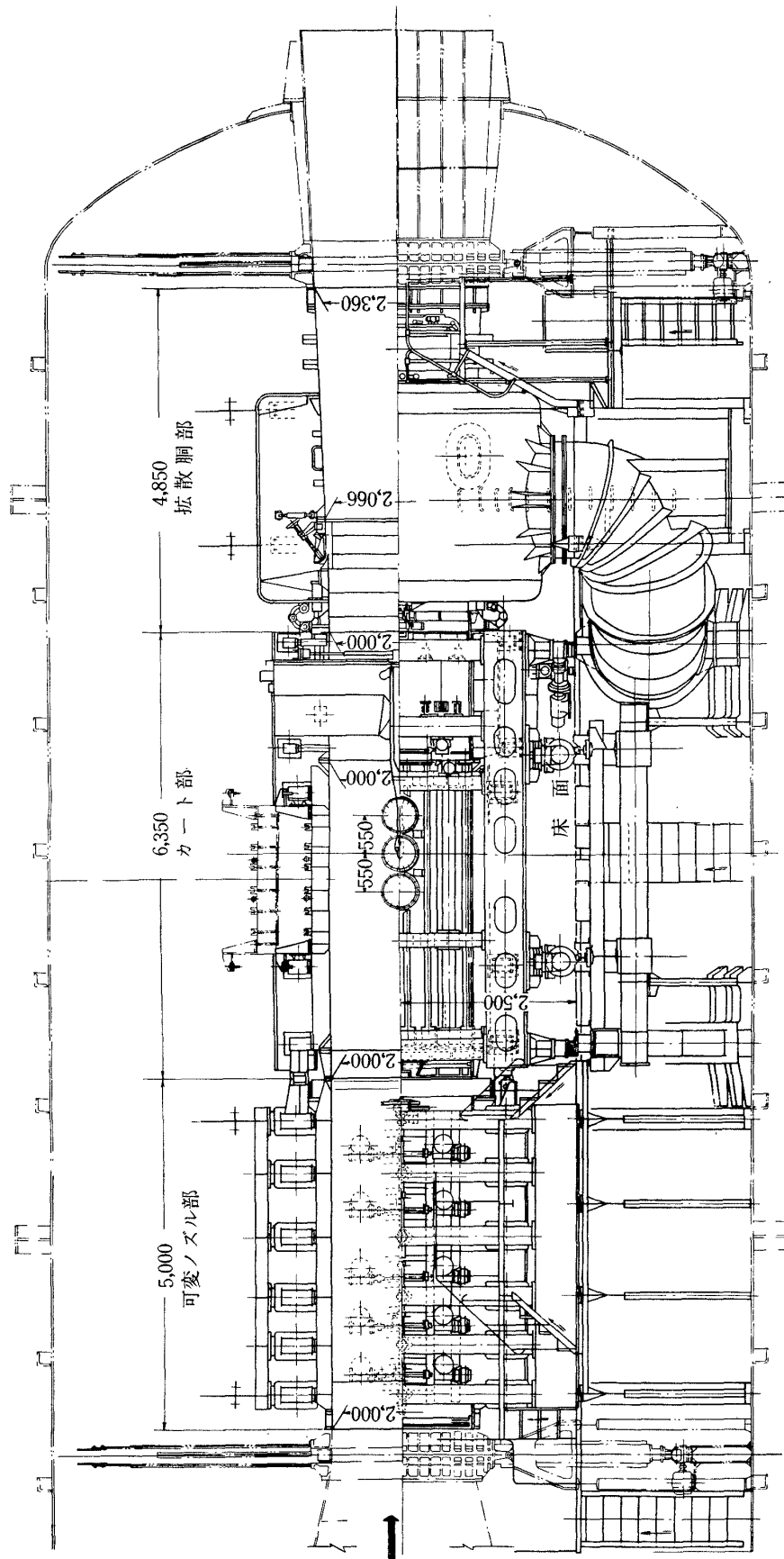


図 5 (a) 測定胴全体側面

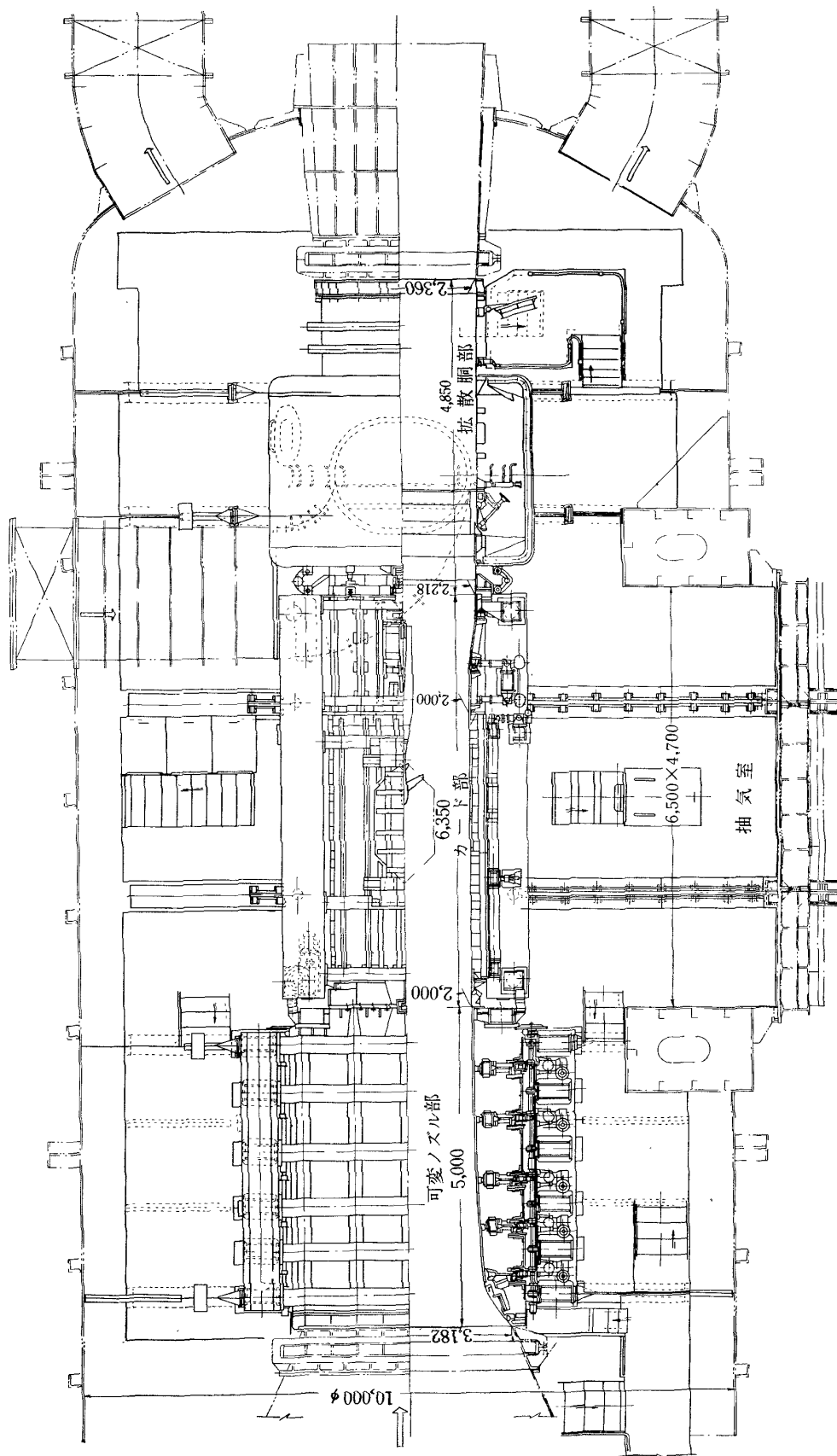


図 5 (b) 測定洞全体平面 5)

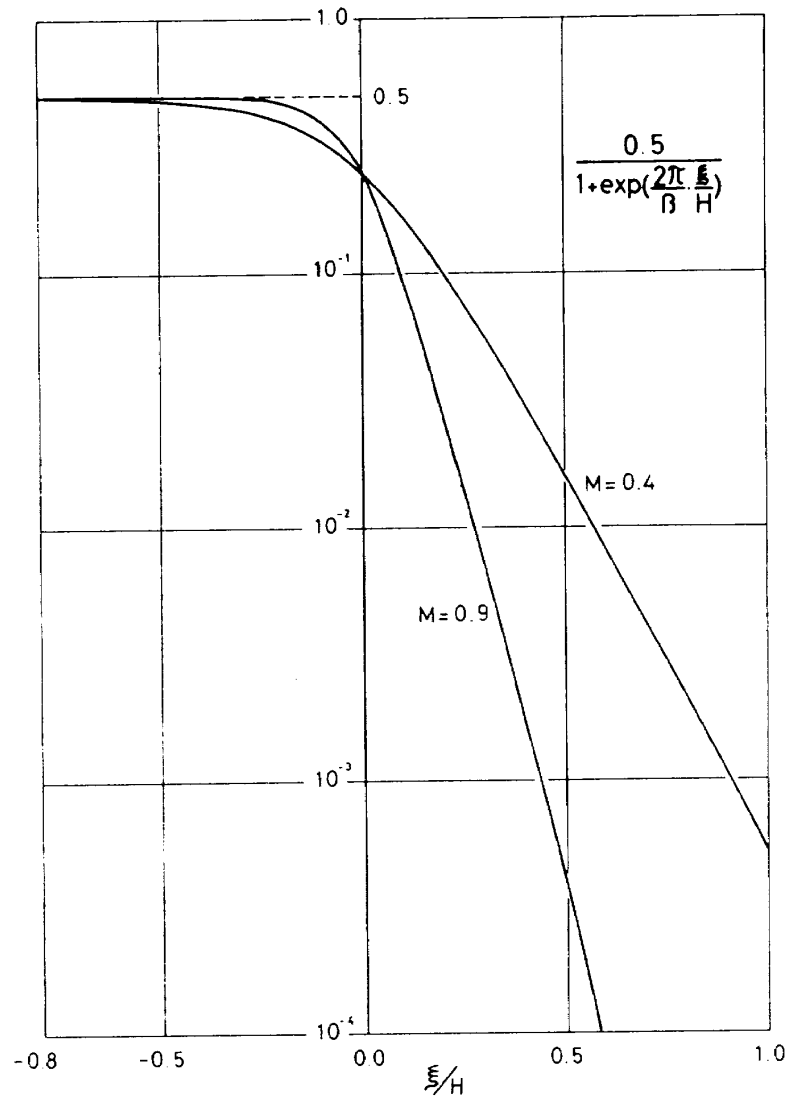


図6 C_p upper, C_p lower の重み函数

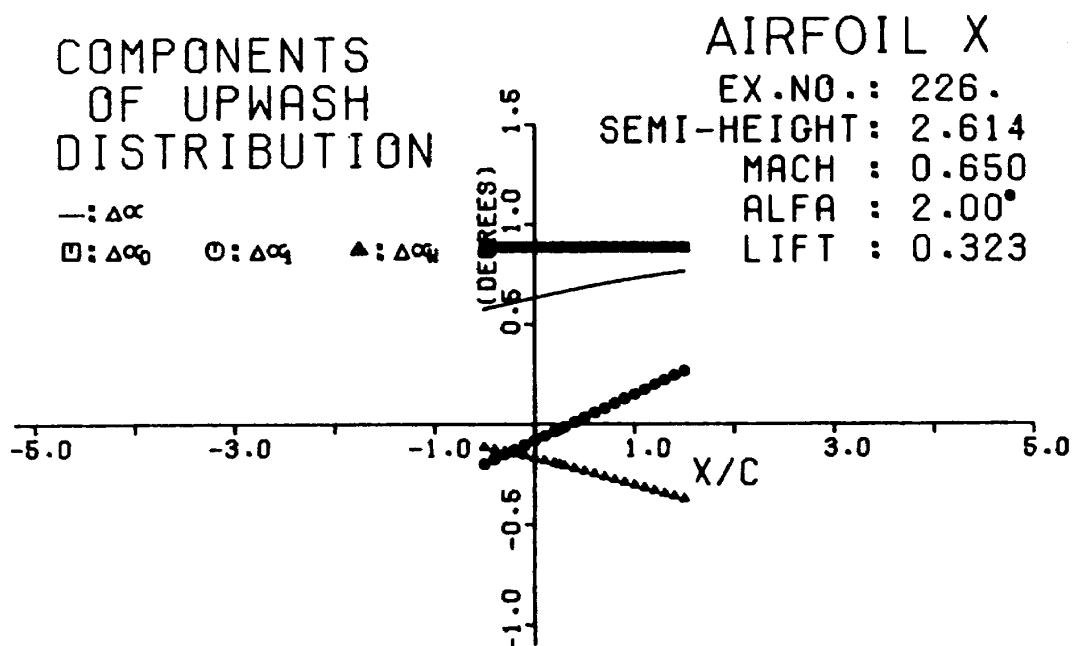
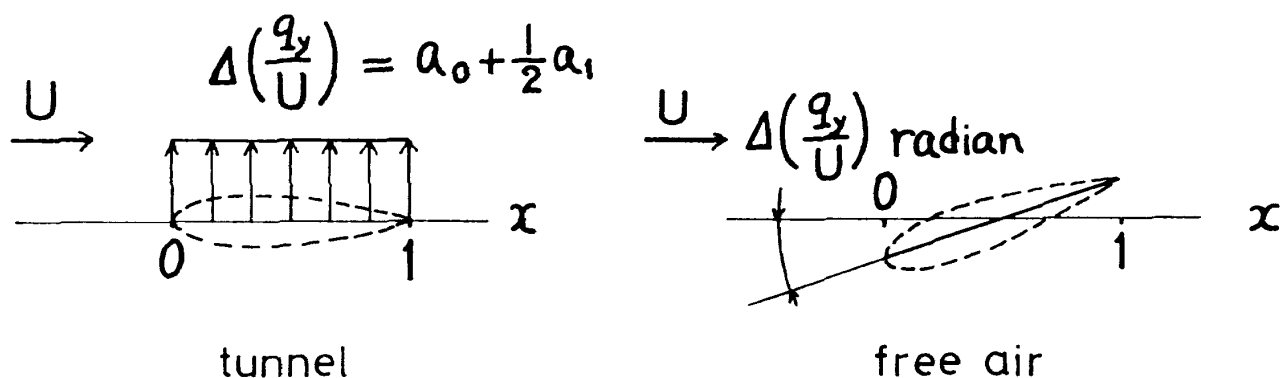


図7 風洞中心線上での吹き上げ分布の例
(翼型 Airfoil X, 床板有り)

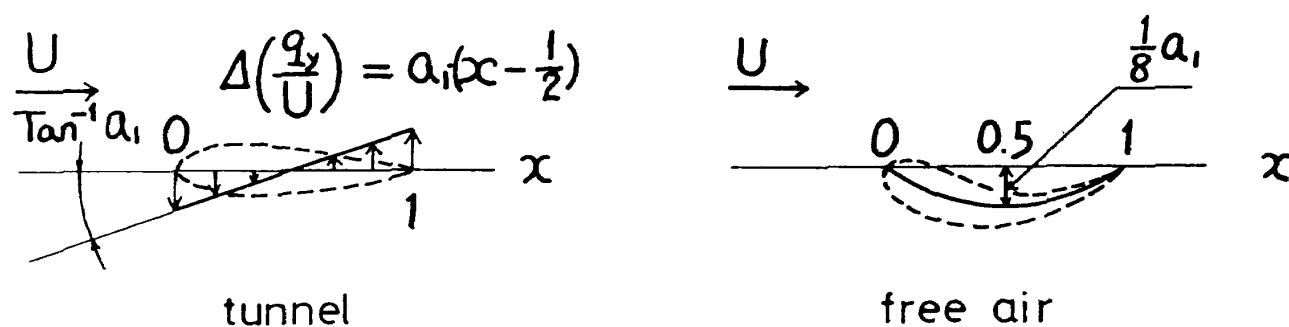
$$\alpha_{\text{tunnel}} - \Delta\alpha(x) = \alpha_{\text{free}}$$

$$\left(\frac{q_y}{U}\right)_{\text{tunnel}} - \Delta\left(\frac{q_y}{U}\right) = \left(\frac{q_y}{U}\right)_{\text{free}}$$

$$\Delta\alpha(x) = a_0 + a_1 x$$



INCIDENCE CORRECTION



CAMBER CORRECTION

図8 迎角修正及び反り修正模式図

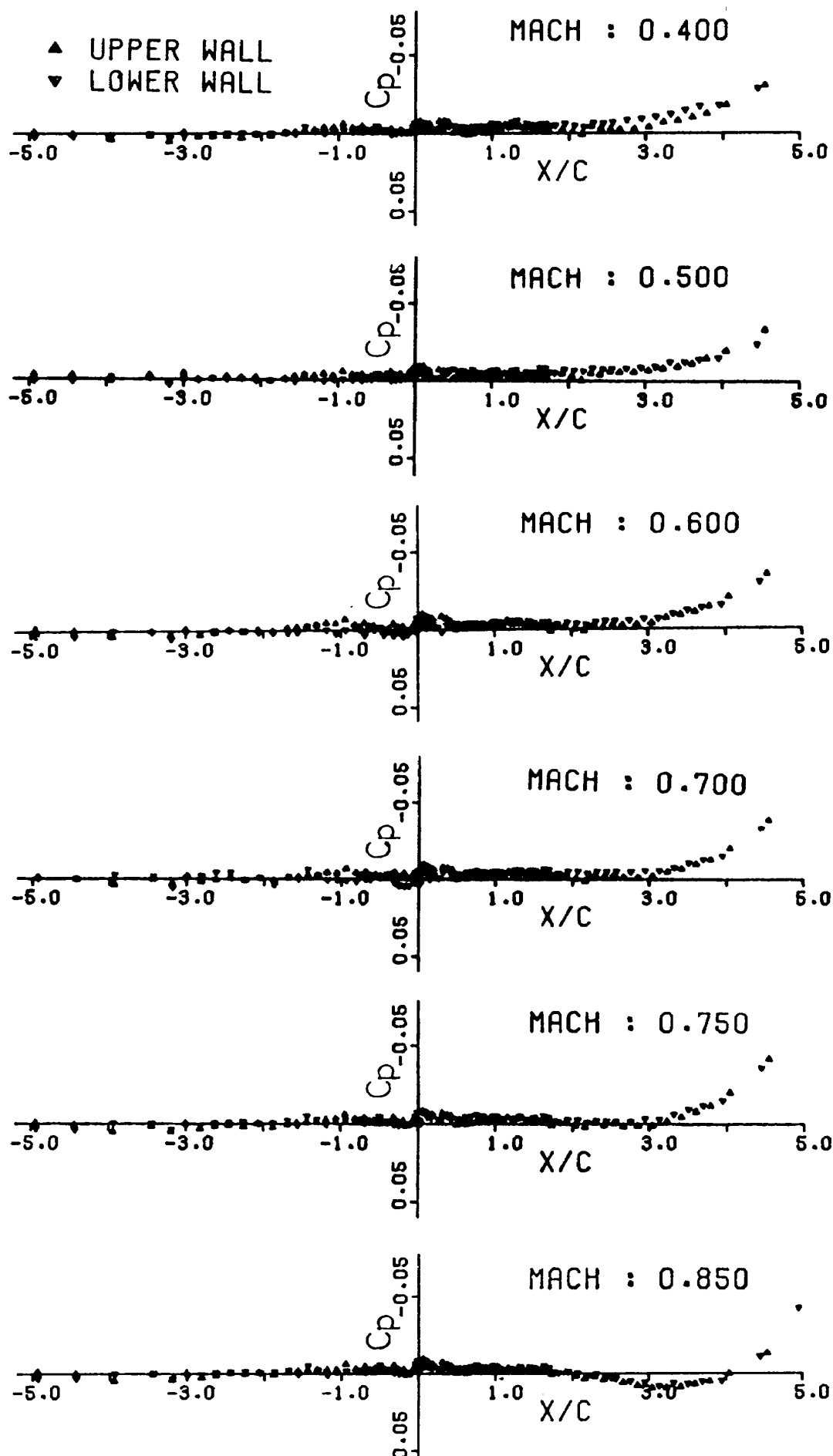


図9 $C_{p\ upper}$, $C_{p\ lower}$ 分布図 (翼型模型なし, プレナム室床板あり)

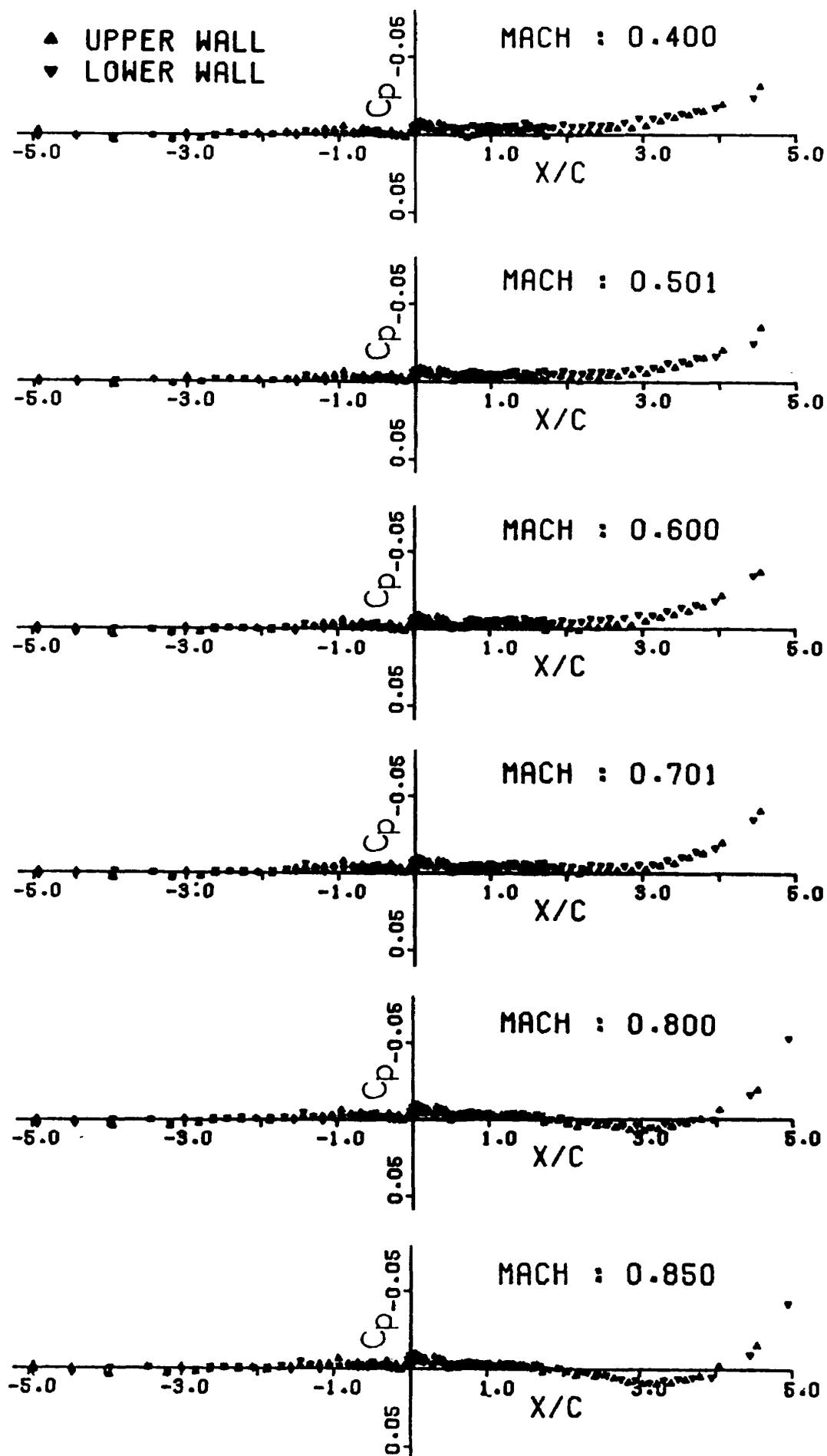


図 10 $C_{p\ upper}$, $C_{p\ lower}$ 分布図 (翼型模型なし, プレナム室床板なし)

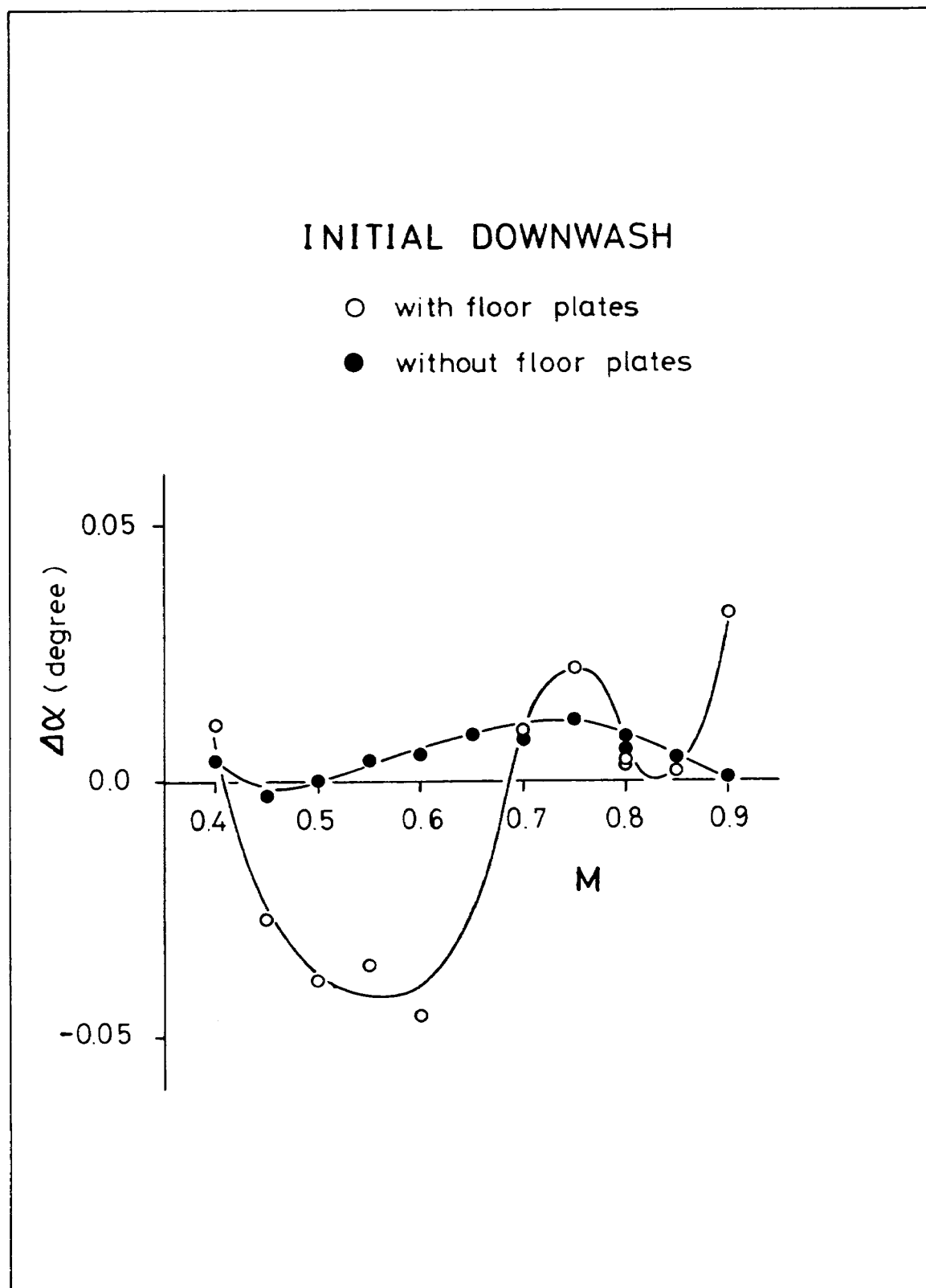


図 11 initial downwash ($x/c = 0$)

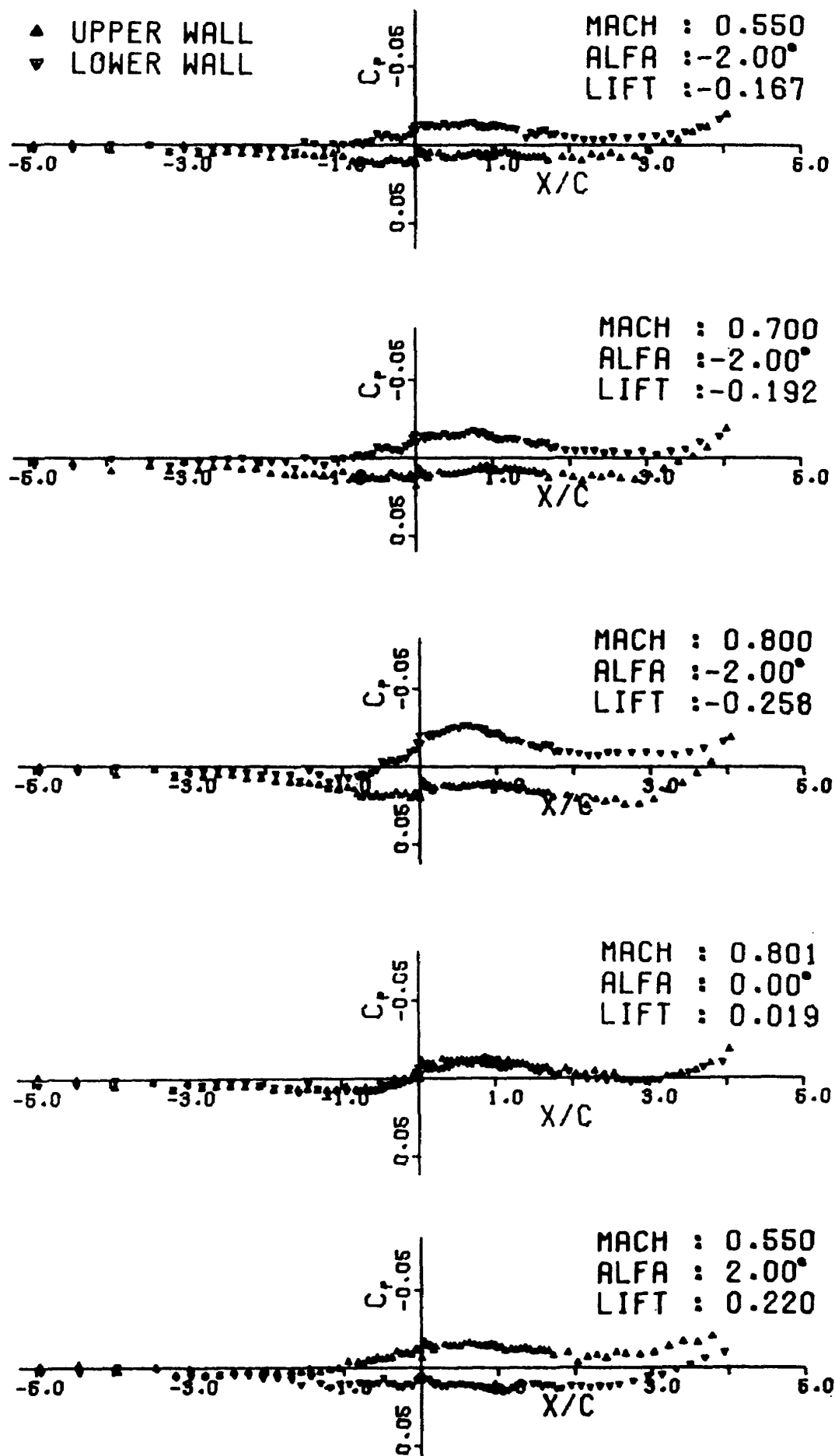


図 12(a) $C_{p\ upper}$, $C_{p\ lower}$ 分布図 (Model 70811, 床板有り)

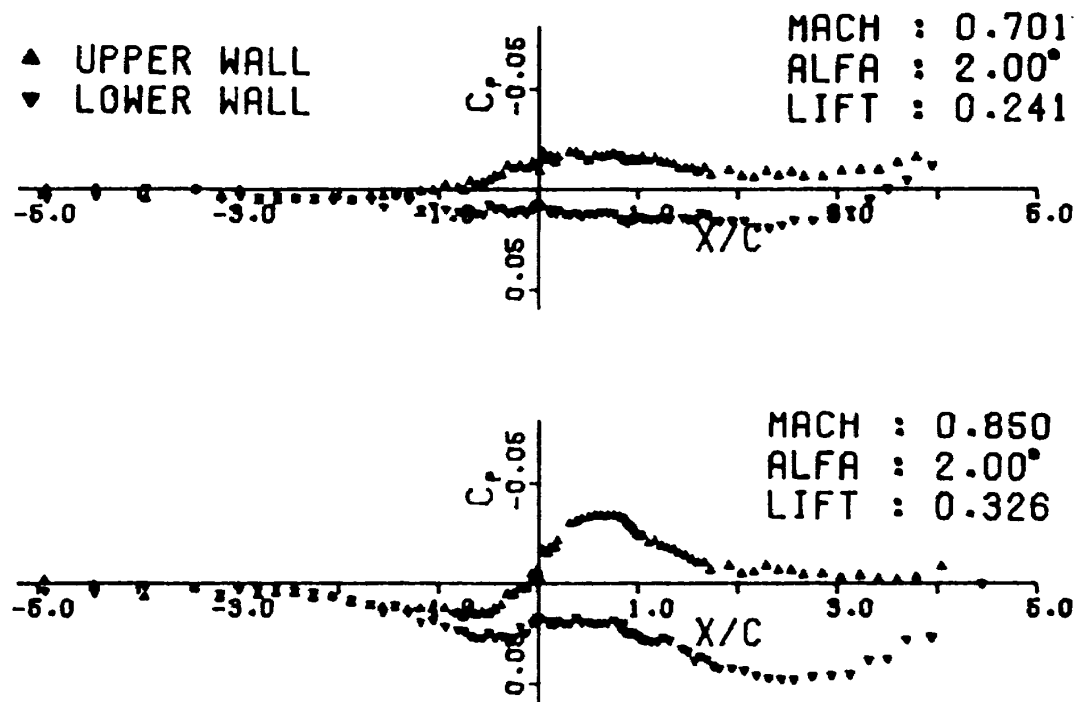


図 12(b) $C_{p \text{ upper}}$, $C_{p \text{ lower}}$ 分布図 (Model 70811, 床板有り)

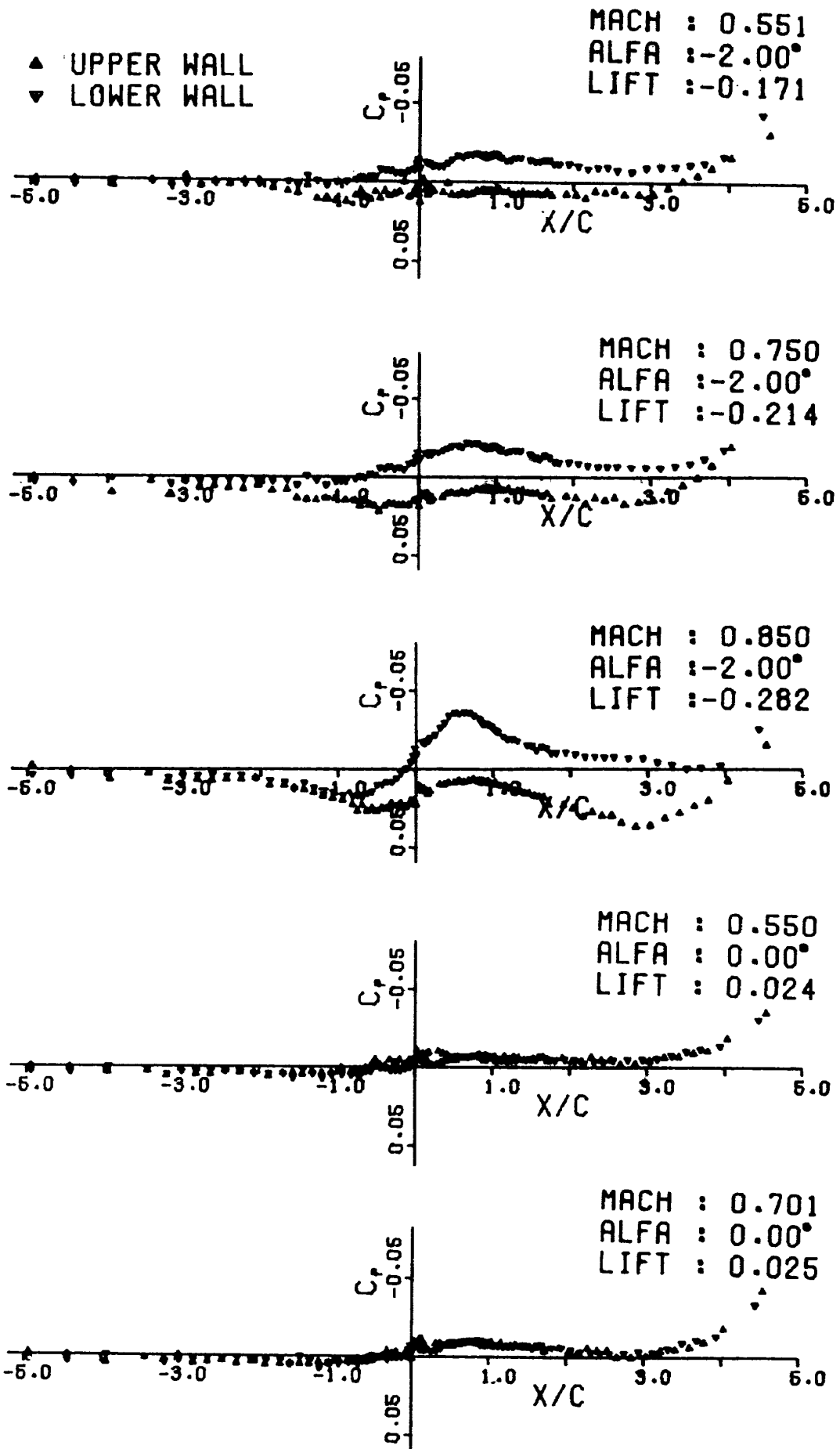


図 13(a) $C_{P\ upper}$, $C_{P\ lower}$ 分布図 (Model 70811, 床板無し)

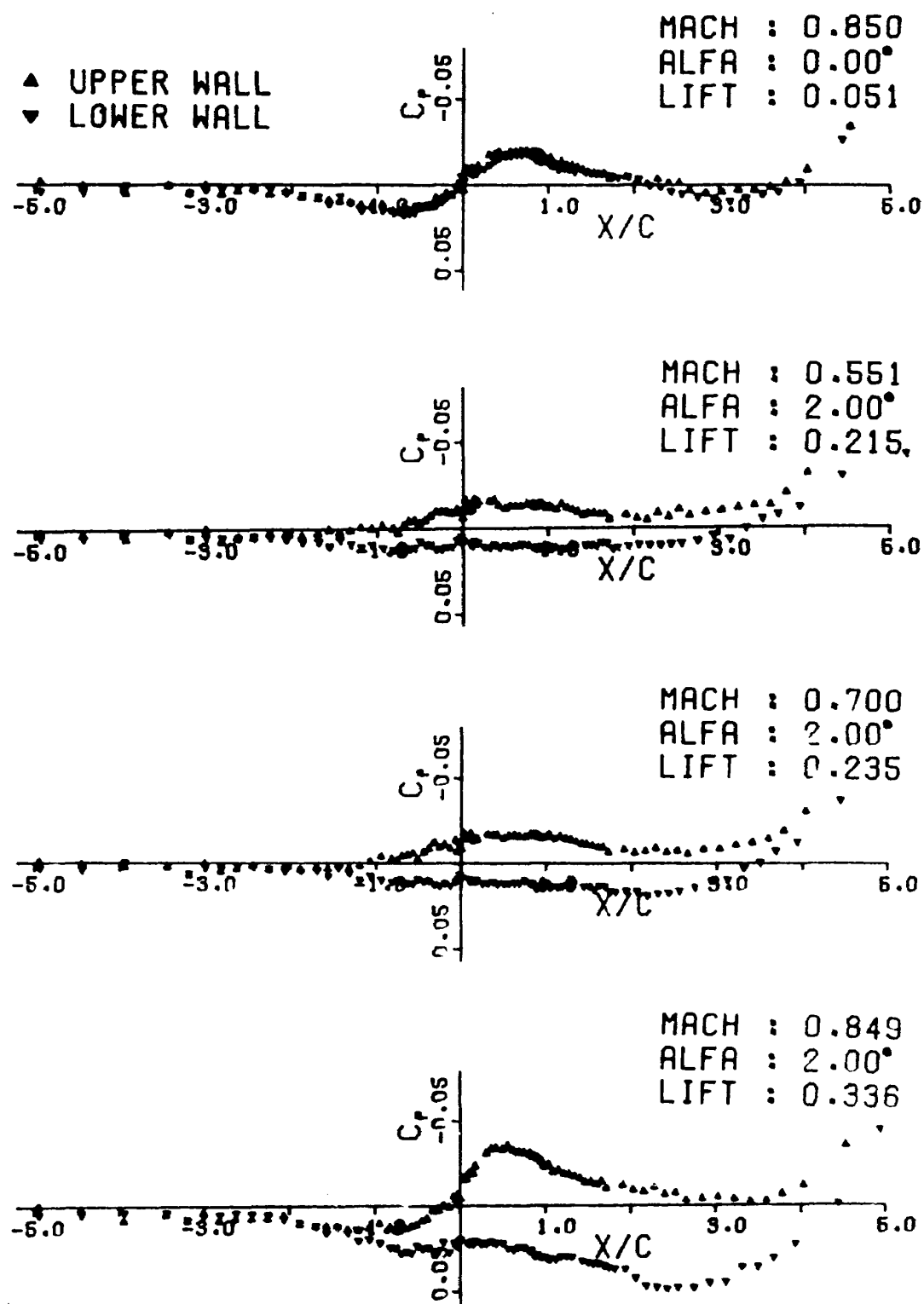
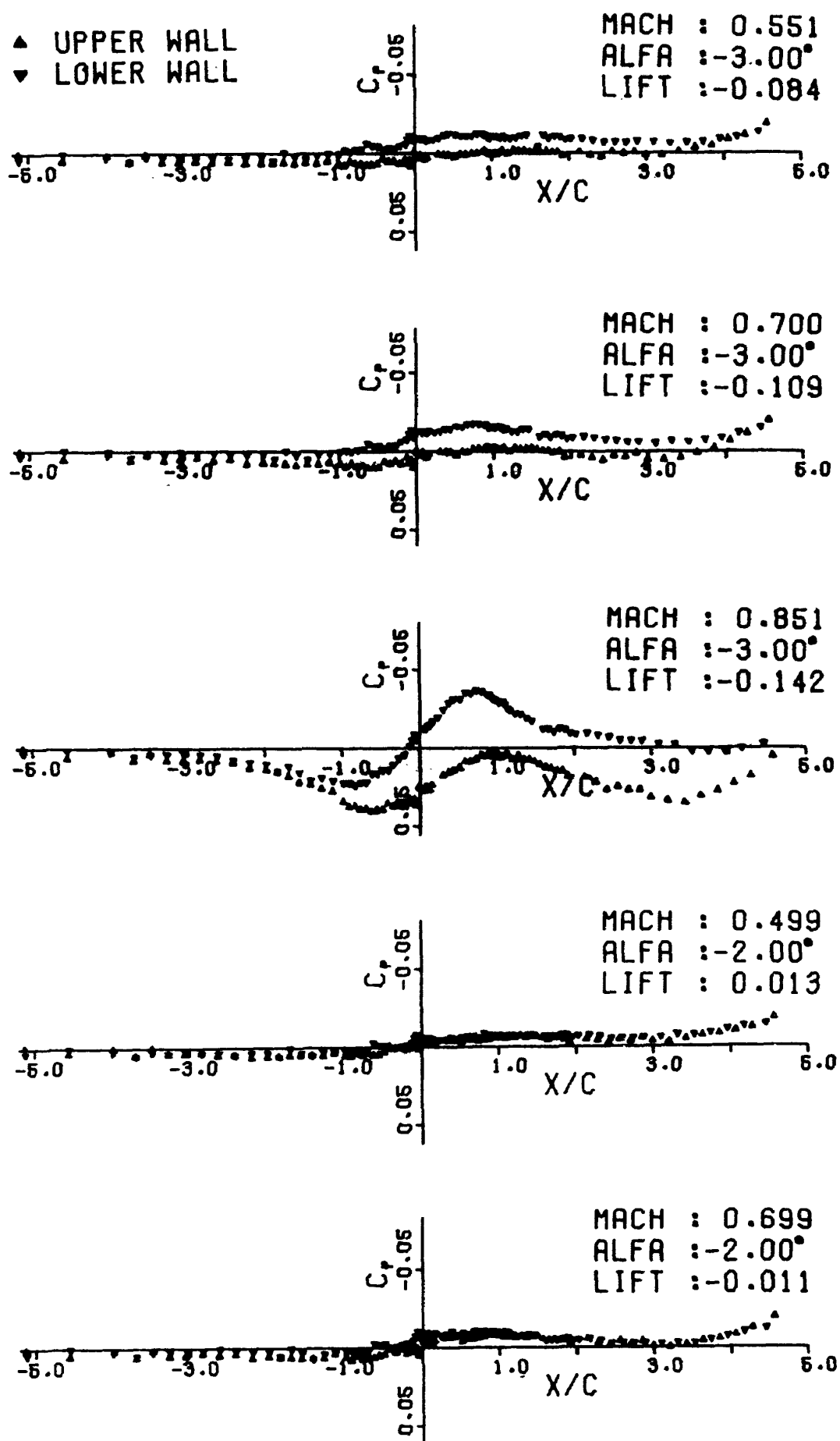


図 13(b) $C_{p\ upper}$ ・ $C_{p\ lower}$ 分布図 (Model 70811, 床板無し)

図 14(a) $C_{P\ upper}$, $C_{P\ lower}$ 分布 (Airfoil X, 床板有り)

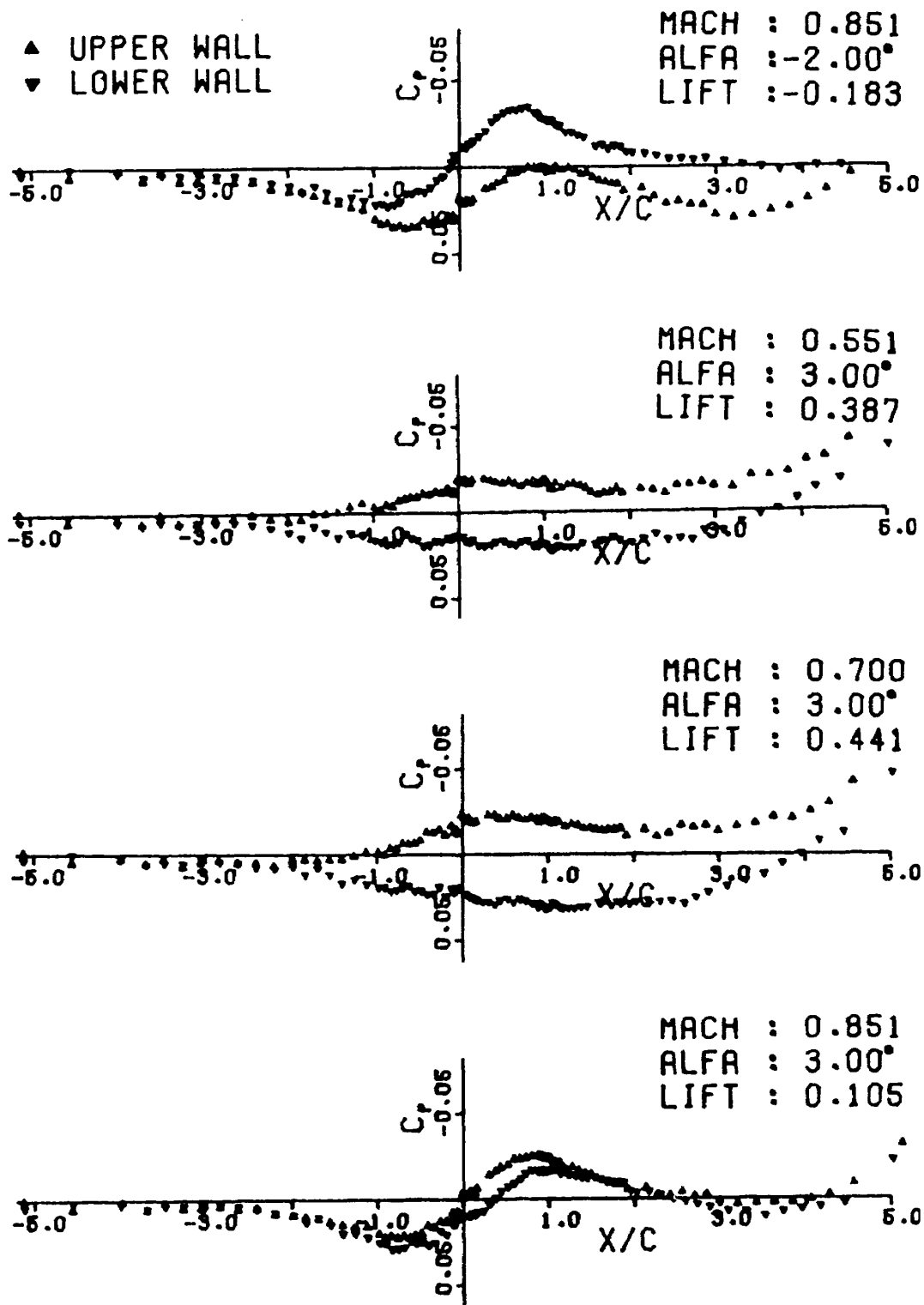


図 14(b) $C_{P\ upper}$, $C_{P\ lower}$ 分布図 (Airfoil X, 床板有り)

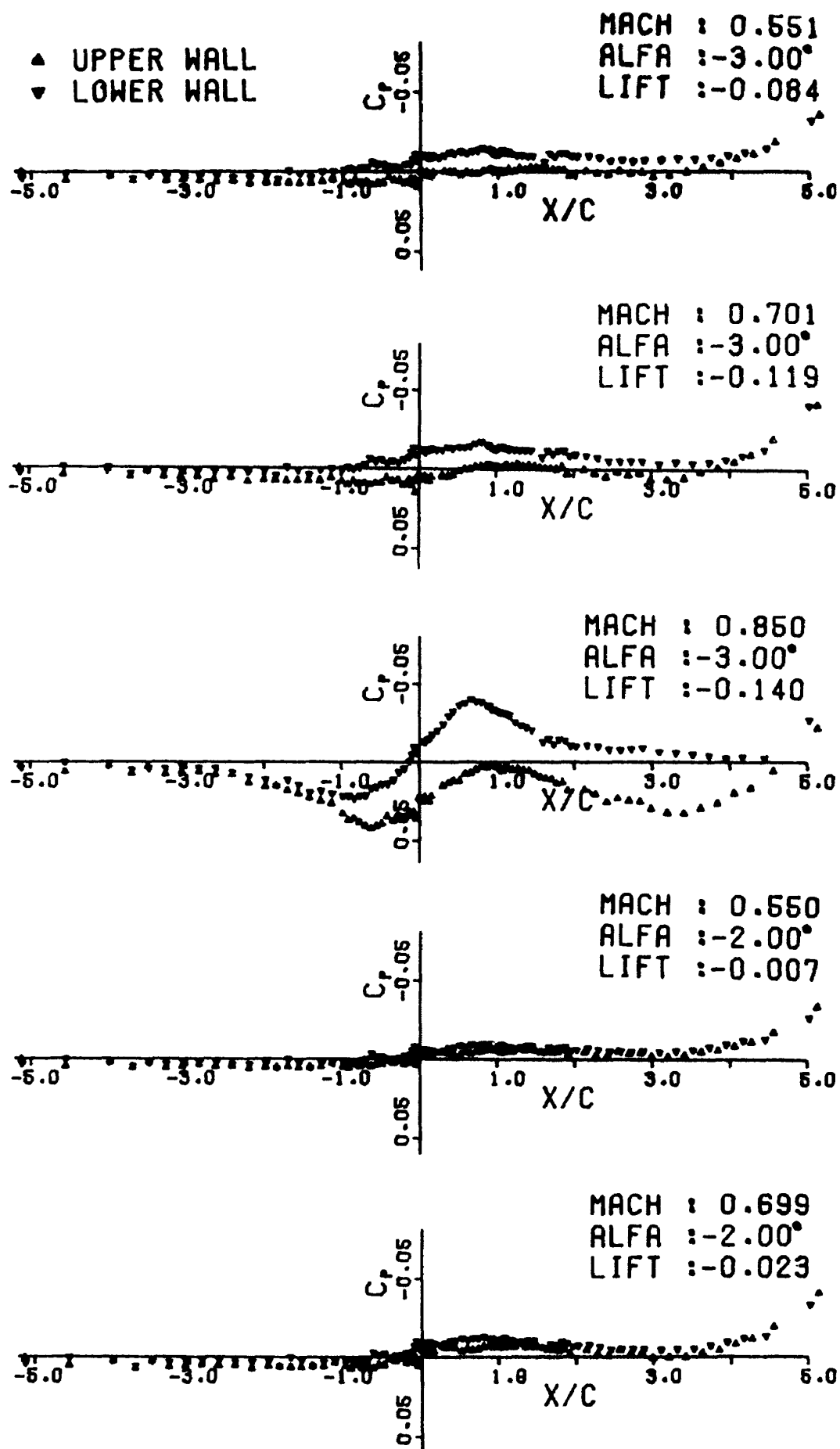


図 15(a) $C_{P\ upper}$, $C_{P\ lower}$ 分布図 (Airfoil X, 床板無し)

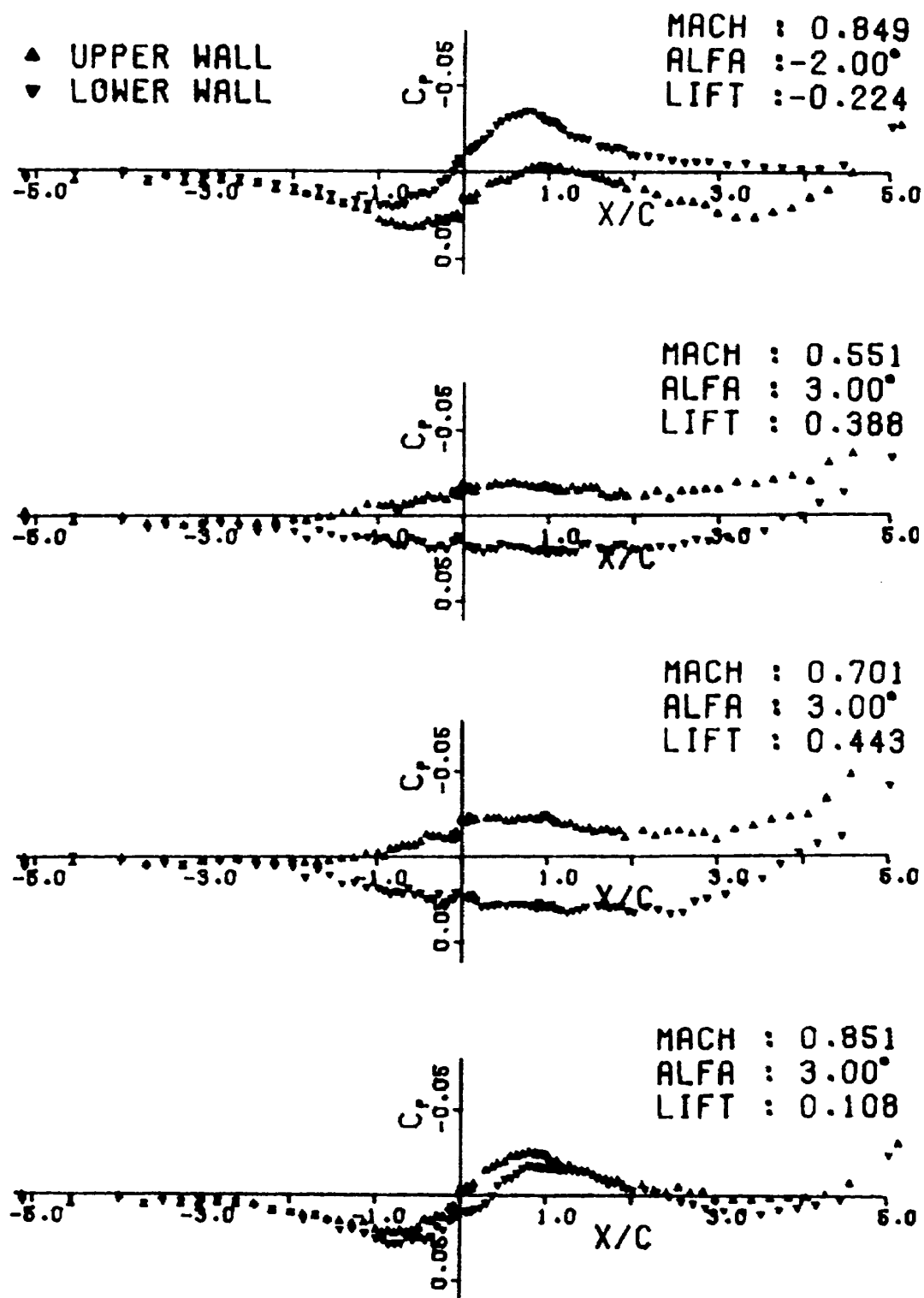
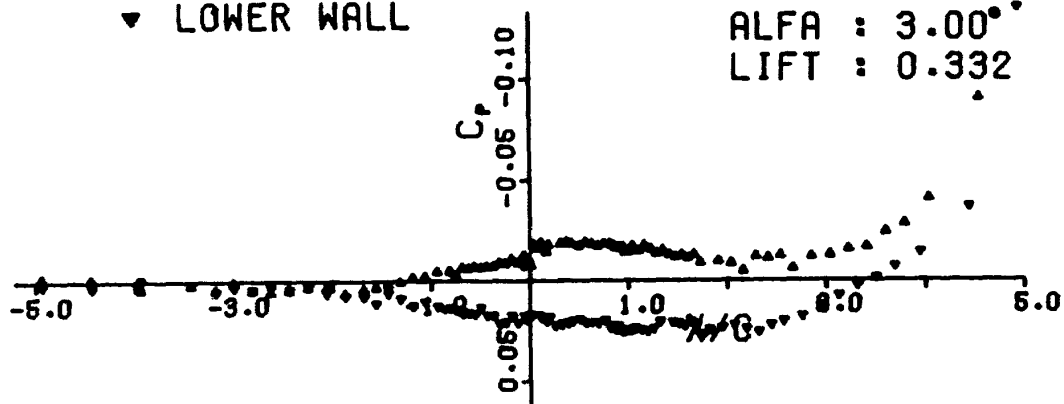


図 15(b) $C_{p\ upper}$, $C_{p\ lower}$ 分布図 (Airfoil X, 床板無し)

MODEL 70811

▲ UPPER WALL
▼ LOWER WALL

MACH : 0.650
ALFA : 3.00°
LIFT : 0.332



AIRFOIL X

MACH : 0.650
ALFA : 2.00°
LIFT : 0.323

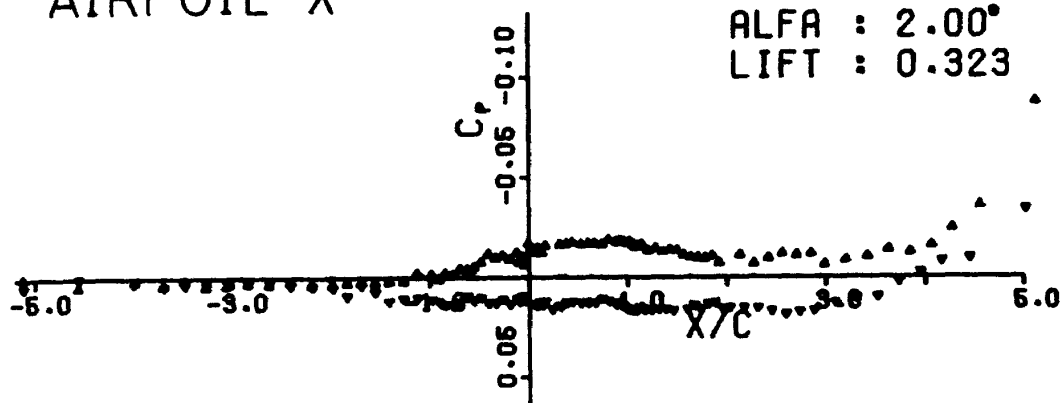
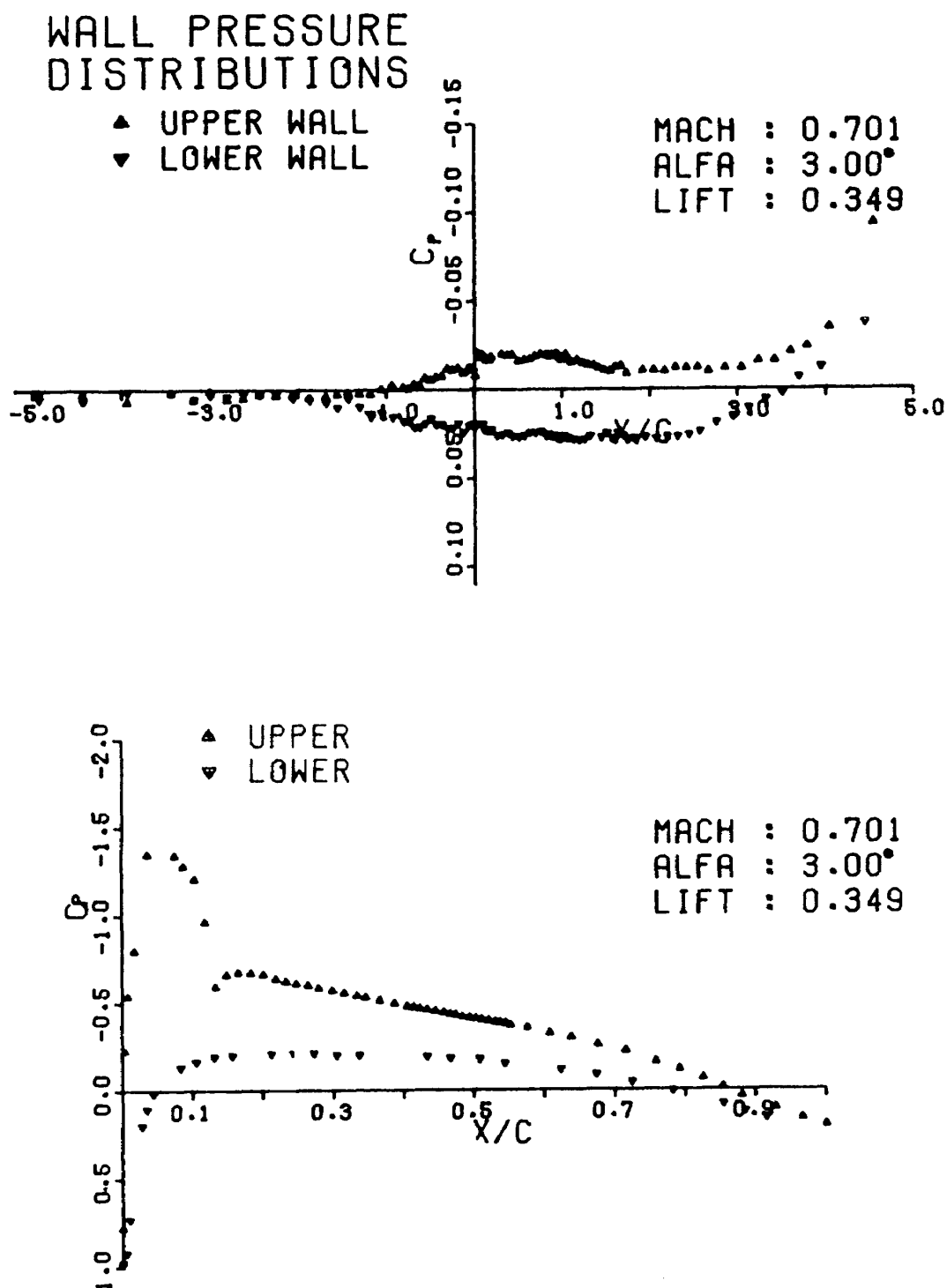


図 16 正側にある壁面静圧分布の翼型による違い


 図 17(a) Model 70811 の $C_{p\ upper}$, $C_{p\ lower}$ 分布図と, 翼面上の静圧分布図 (床板有り)

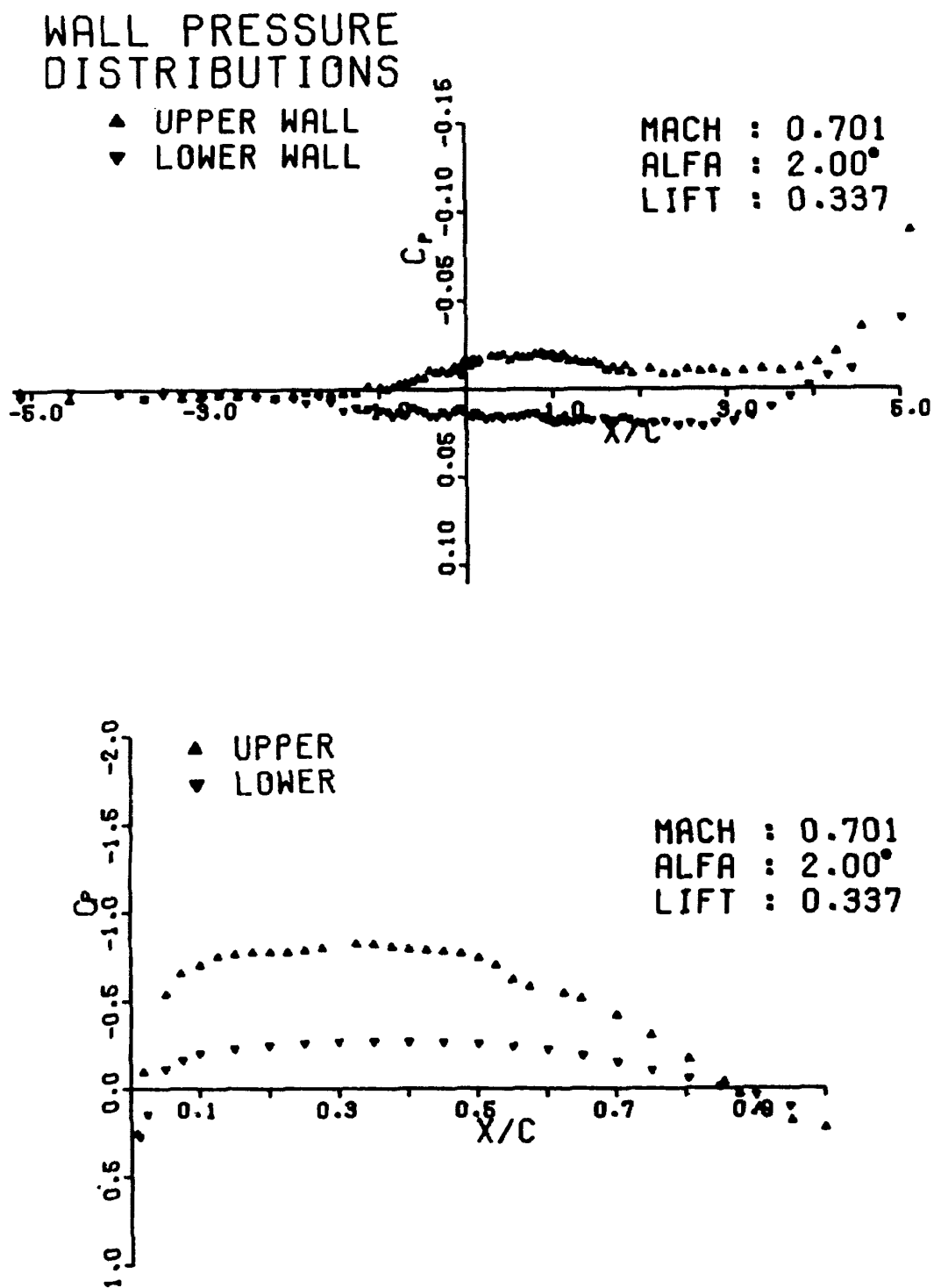


図 17(b) Airfoil X の $C_{p\ upper}$, $C_{p\ lower}$ 分布図と, 翼面上の静圧分布図 (床板有り)

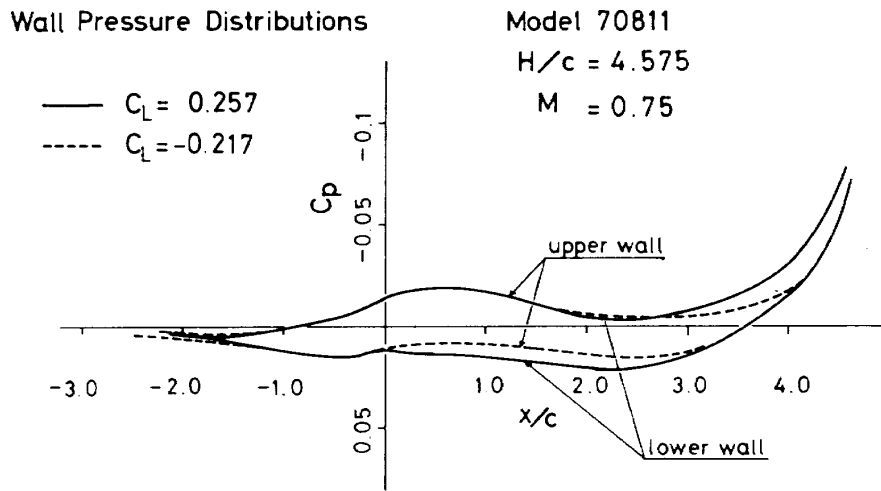


図 18 上下壁特性の違い

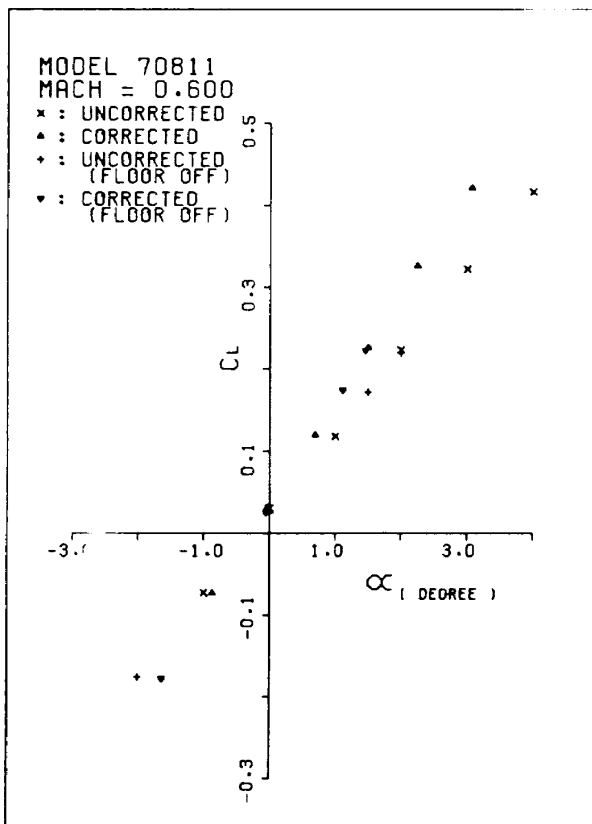


図 19 $C_L - \alpha$ 図

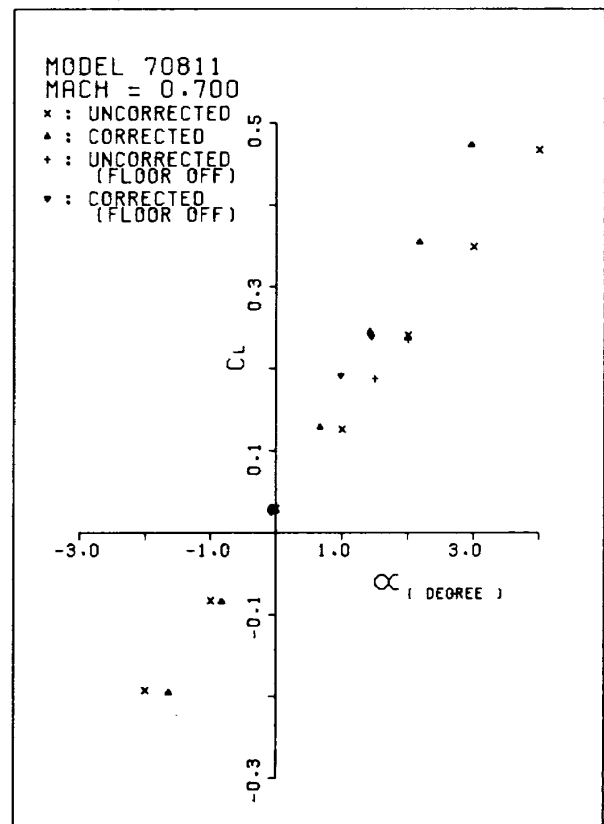
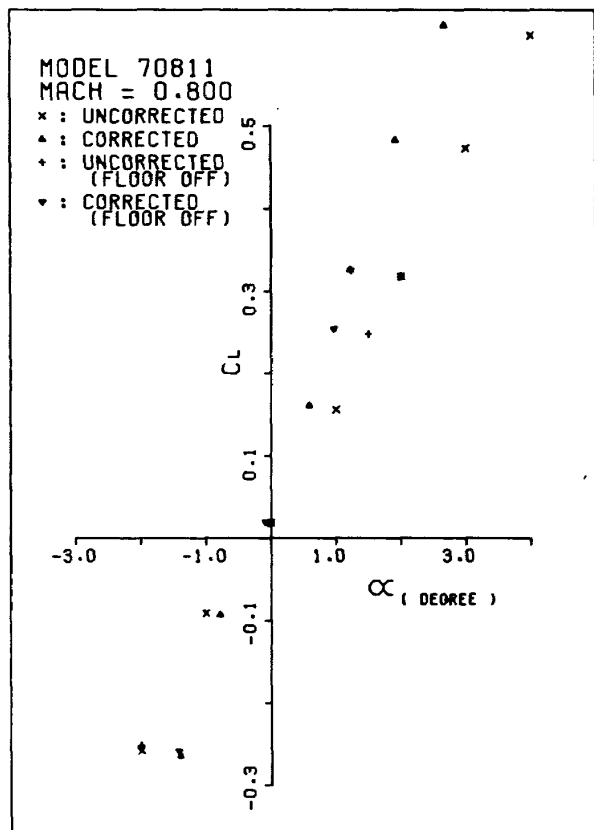
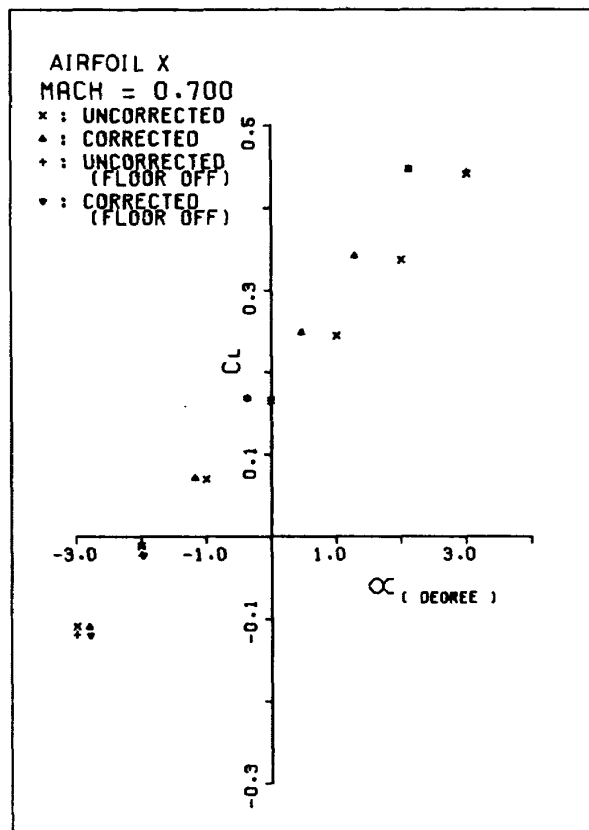
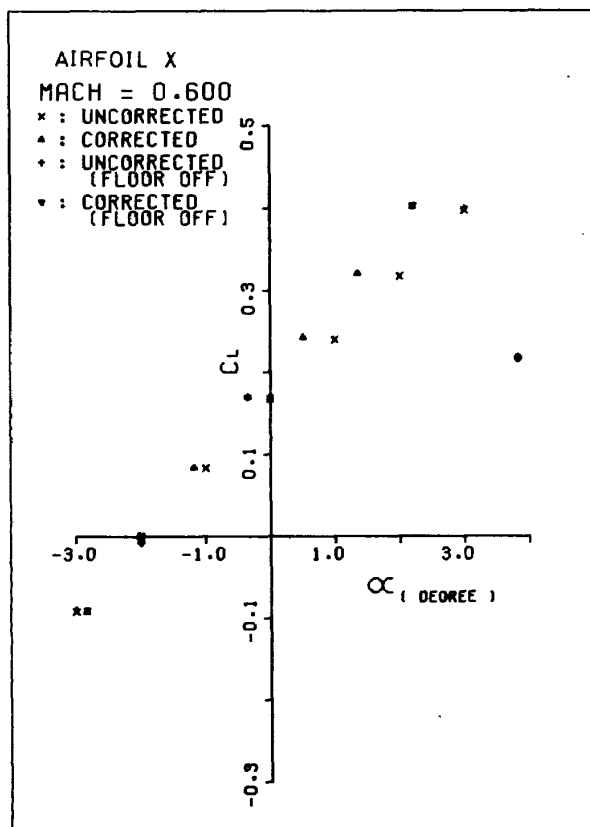
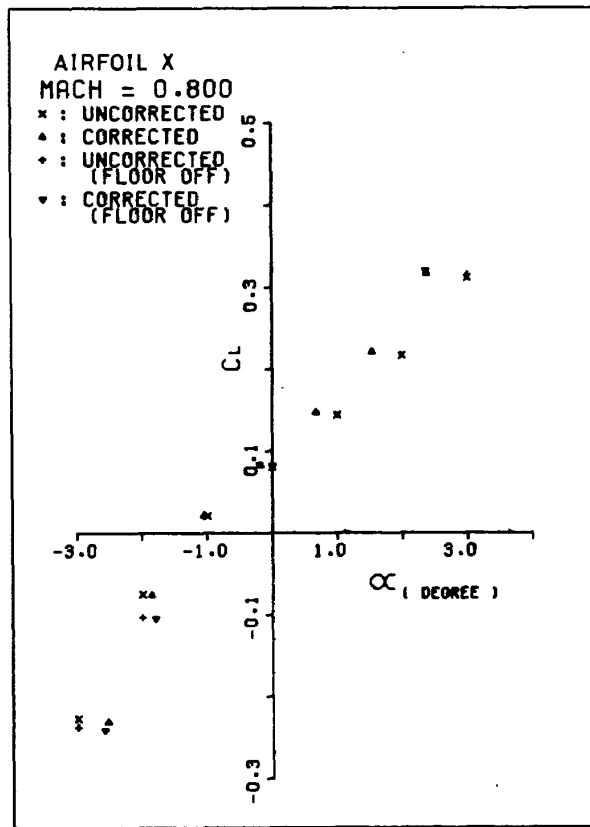


図 20 $C_L - \alpha$ 図

図 21 $C_L - \alpha$ 図 23 $C_L - \alpha$ 図 22 $C_L - \alpha$ 図 24 $C_L - \alpha$

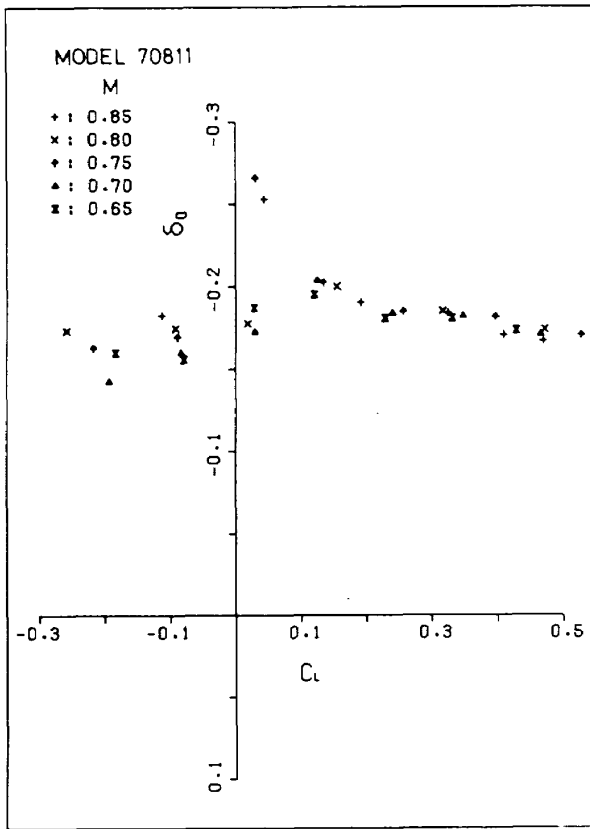


図 25 $\delta_0 - C_L$ 図 (床板有り)

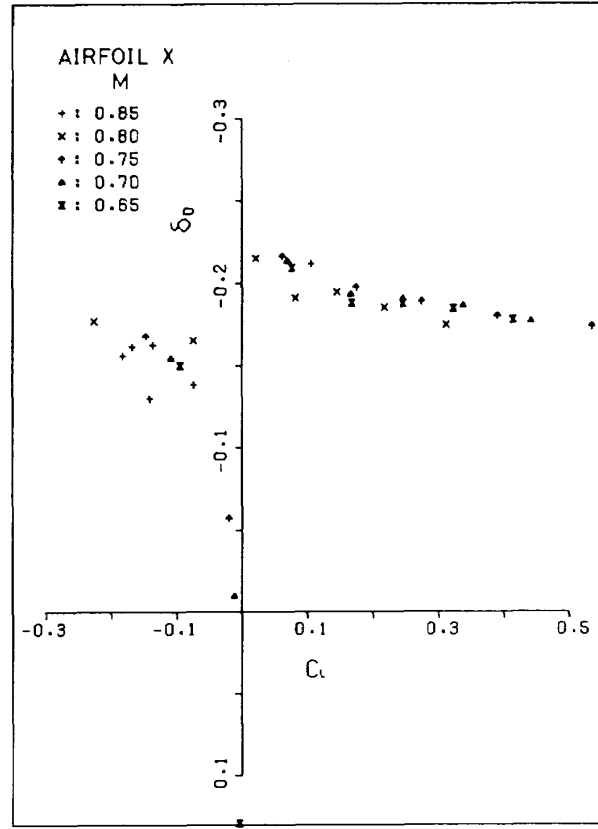


図 27 $\delta_0 - C_L$ 図 (床板有り)

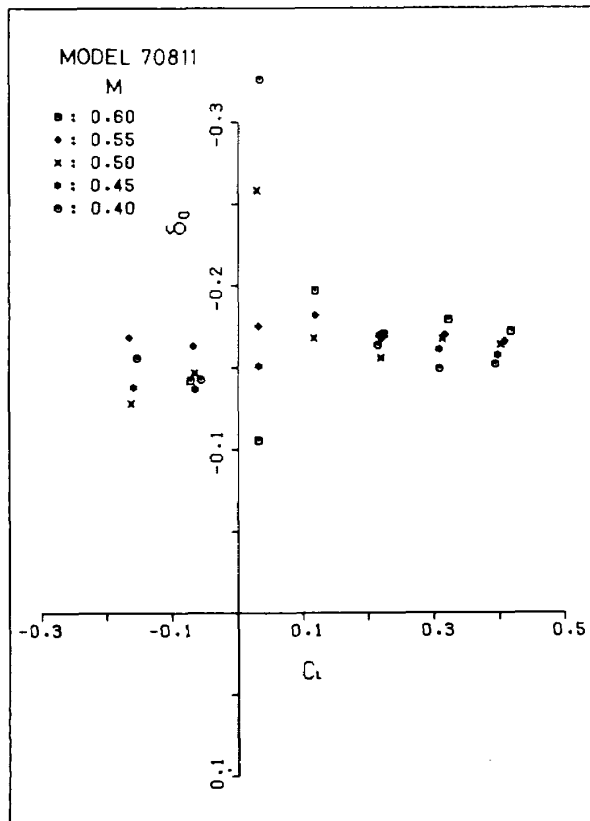


図 26 $\delta_0 - C_L$ 図 (床板有り)

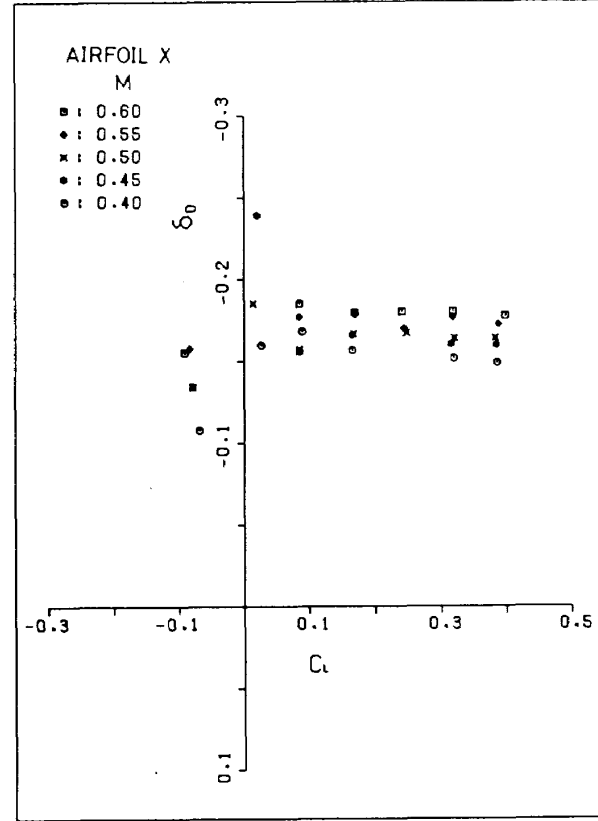
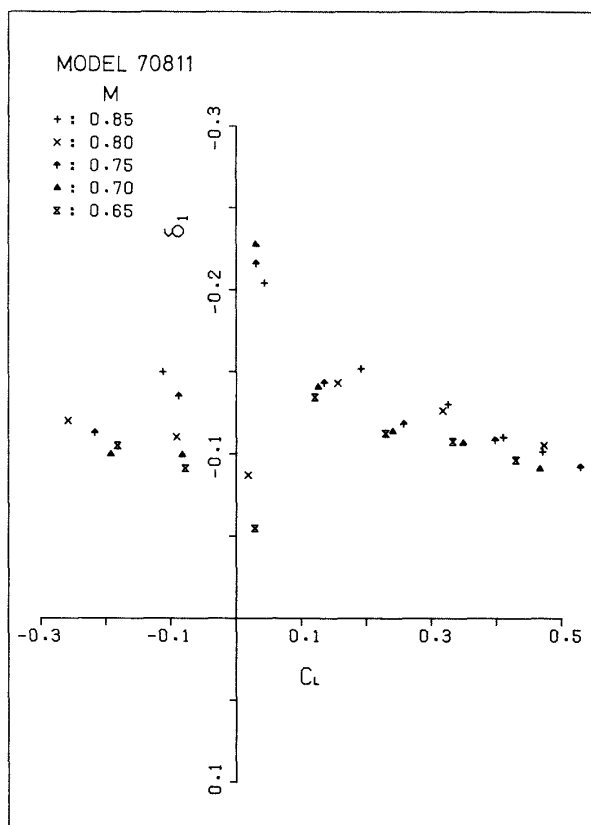
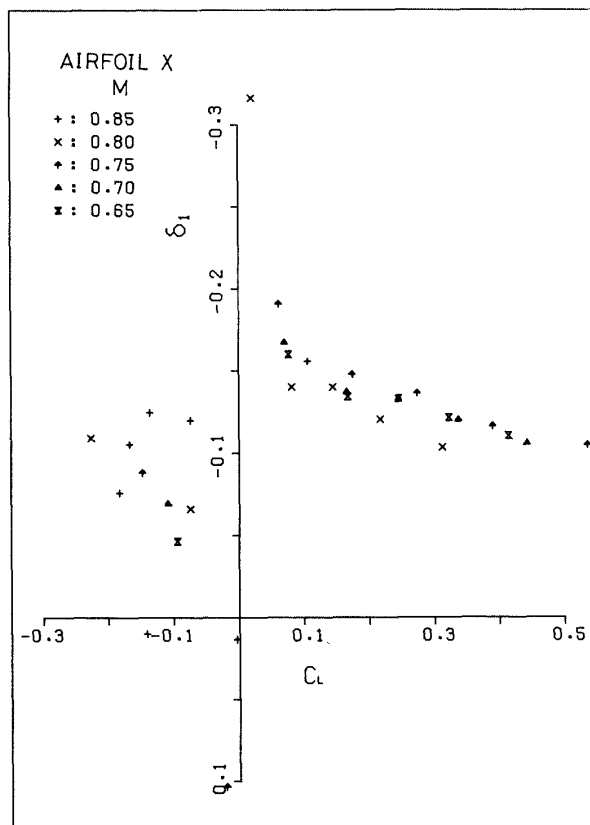
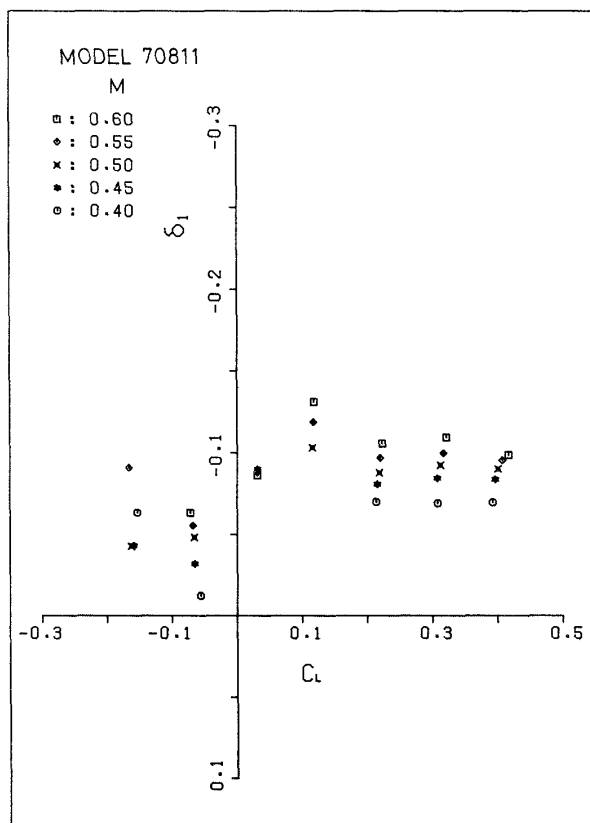
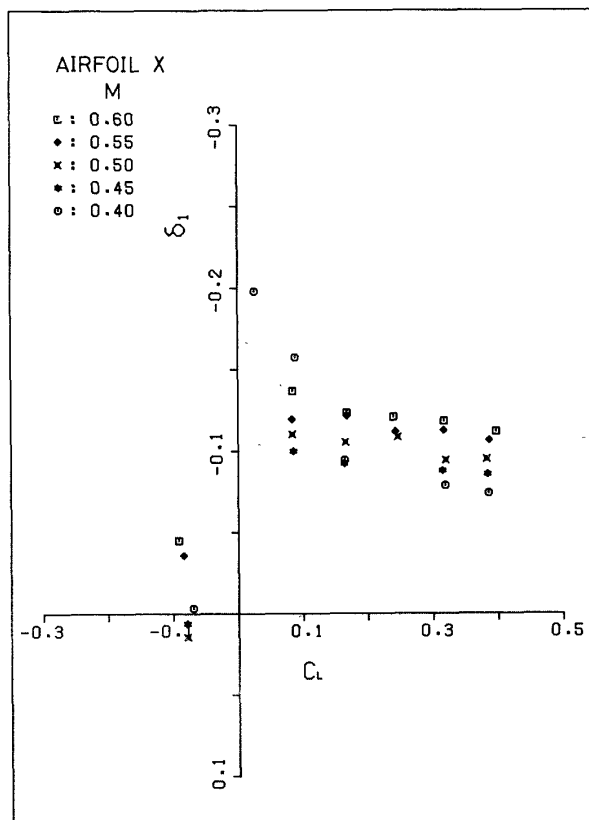


図 28 $\delta_0 - C_L$ 図 (床板有り)

図 29 $\delta_1 - C_L$ 図 (床板有り)図 31 $\delta_1 - C_L$ 図 (床板有り)図 30 $\delta_1 - C_L$ 図 (床板有り)図 32 $\delta_1 - C_L$ 図

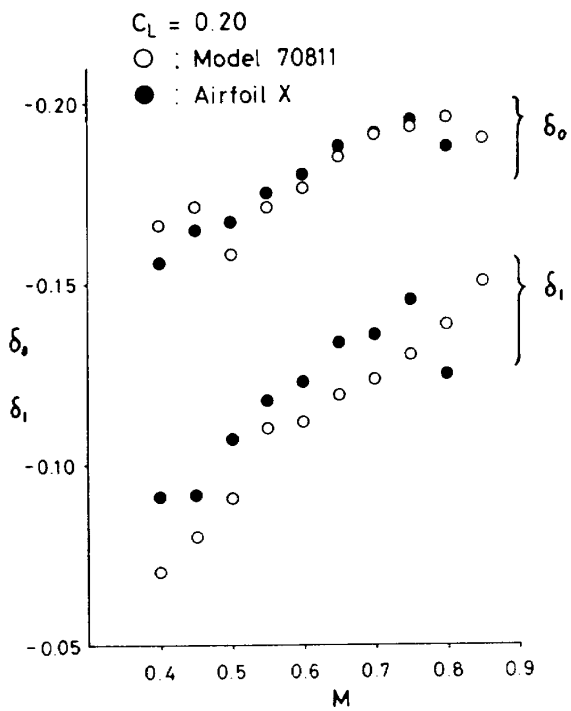


図 33 $C_L = 0.20$ の時の δ_0 , δ_1 と M との関係

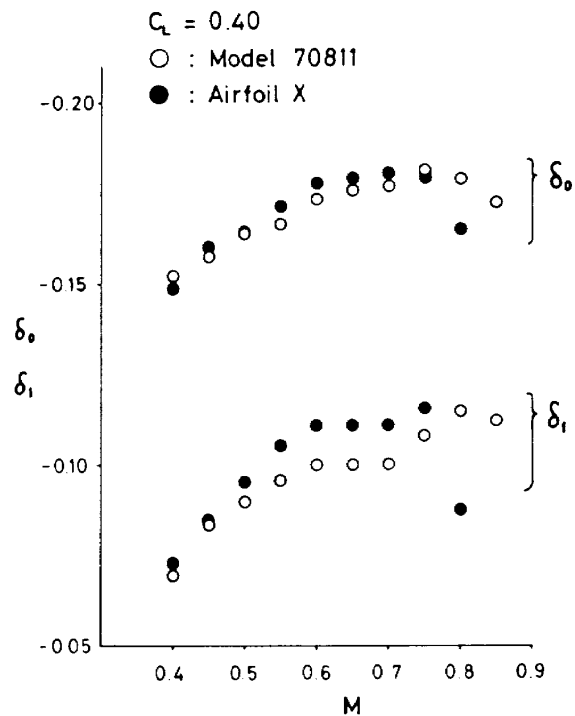


図 35 $C_L = 0.40$ の時の δ_0 , δ_1 と M との関係

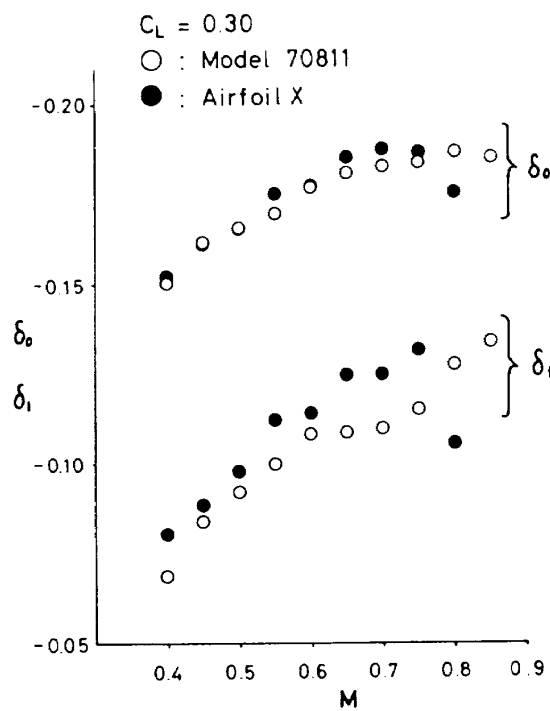


図 34 $C_L = 0.30$ の時の δ_0 , δ_1 と M との関係

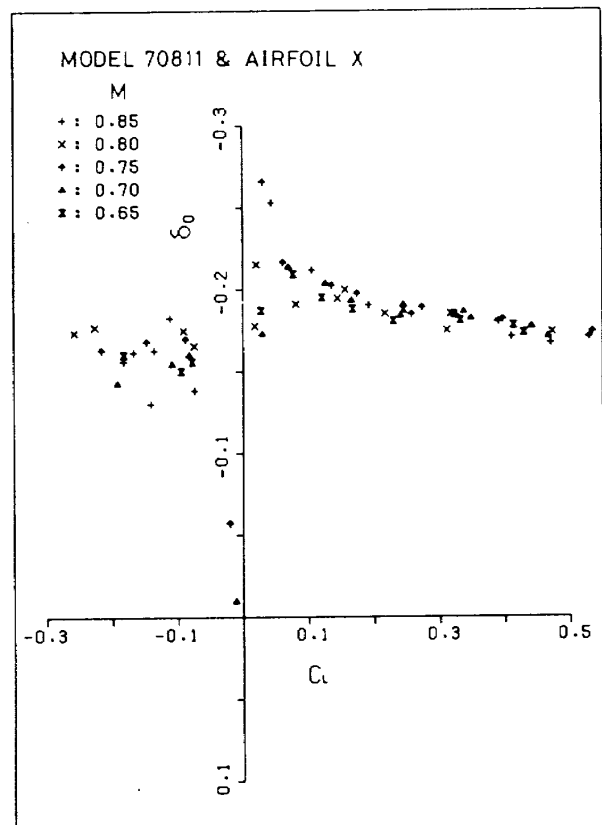
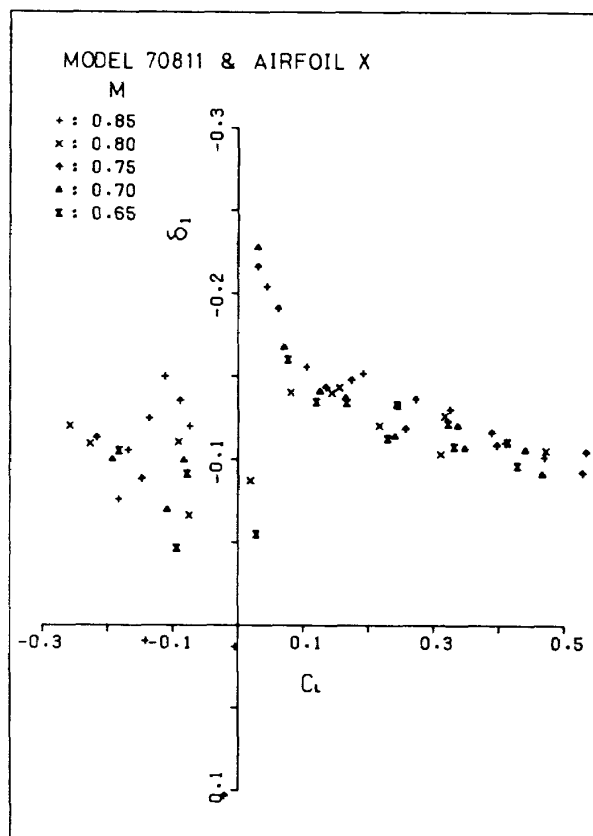


図 36 $\delta_0 - C_L$ 図 (床板有り)

図 37 $\delta_1 - C_L$ 図 (床板有り)

航空宇宙技術研究所報告 563号

昭和54年3月発行

発行所 航空宇宙技術研究所
東京都調布市深大寺町1880
電話武蔵野三鷹(0422)47-5911(大代表)〒182

印刷所 株式会社 東京プレス
東京都板橋区桜川 2-27-12
