

UDC 629.7.025:  
629.7.018.1

# 航空宇宙技術研究所資料

TECHNICAL MEMORANDUM OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TM-400

40°後退翼の前縁多孔化に関する低速風胴実験

岡田典秋・宮本義人

1979年12月

航空宇宙技術研究所  
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

# 40°後退翼の前縁多孔化に関する低速風洞実験\*

岡田典秋\*\* 宮本義人\*\*

## 1. まえがき

後退翼は高速機に使用され、薄い翼断面と組合わせて用いることが多い、低速時の揚力およびモーメント特性がしばしば問題となる。

薄い翼断面では低速時の揚力特性改善のためにスラットが効果的であることはよく知られている。ところが鳥の翼は多孔性を有し、羽ばたき時等に空気の透過性を与えているが、その効果はスラットと異なり法線力を減少させるものである。近来この方面に関する研究も発表されている。<sup>1)</sup>

このように、スラットと多孔翼はいずれも下面の流れを上面に透過させるものであるが、その効果は全く異なると考えられる。スラットについてはこれまで多くの研究が行われていることは周知のことであるが、多孔翼の透過性については、鳥の翼を模したものでの研究はあるが<sup>1)</sup>、通常の後退翼等についてはほとんど研究は行われていない。

鳥の翼ではほとんど全域に亘って多孔性を有するが、通常の翼では大迎角時に前縁部の負圧が高くなるので、これを透過させることができるとある。また透過性の評価は、本来その空気量ないしは風圧分布を以て行うべきとも考えられるが、これらが計測困難なことは明らかであり、また実用上は力ないしモーメントが重要となるので、非対称翼端前縁多孔翼による揚力および横揺れモーメントに注目することが適当と考え、さらに後退翼を使用することにより、その効果は縦揺れモーメントにも現われることが期待できる。薄い翼断面を有する翼では、<sup>2)</sup> レイノルズ数効果の影響は小さく、低レイノルズ数における実験結果から直ちに実機での特性を推測できことが多い。

以上の観点にもとづき、ここでは薄い翼断面を有する後退翼の片側の前縁翼端に多孔化を施し、他方は原翼のままとした翼について、低速6分力風洞実験を行った結果を報告する。

なお本研究は、後退翼の前後縁切り込み<sup>3)</sup>および翼端<sup>4)</sup>に関する研究とともに、同一の後退翼に係る一連の実験研究として実施した。

## 2. 記号

A ~ D	；孔の数と位置の記号
$b$ [mm]	；翼幅
$c$	；翼弦長
$C_D$	；抵抗係数
$C_{D \min}$	；最小抵抗係数
$C_L$	；揚力係数
$C_{L \max}$	；最大揚力係数
$\Delta C_L$	；揚力係数の差（多孔翼－基本翼）
$C_{L\alpha}$ [1/deg]	；揚力傾斜 $\partial C_L / \partial \alpha$
$C_l$	；横揺れモーメント係数
$\Delta C_l$	；横揺れモーメント係数の差（多孔翼－基本翼）
$C_{l\alpha}$ [1/deg]	； $\partial C_l / \partial \alpha$
$C_m$	；縦揺れモーメント係数（MAC 25%基準）
$\Delta C_m$	；縦揺れモーメント係数の差（多孔翼－基本翼）
$C_{m\alpha}$ [1/deg]	；縦の静安定 $\partial C_m / \partial \alpha$
$LE$	；前縁
$MAC$	；平均空力翼弦
$R_e$	；レイノルズ数
$W 0 \sim W 5$	；翼の種類を示す記号（数字は孔径mmを示す）
$\alpha$ (deg)	；迎角
$\beta$ (deg)	；横滑り角（右面に風を受ける場合を正）

## 3. 模型

本実験に使用した模型の形状は、実験レイノルズ数において既に圧力分布、流れの方向等の特性が判明している<sup>5),6)</sup>ものを使用した。模型は都合6個製作し、主部をマホガニー製として、これに補強材および天秤支持金具を取り付けた。全ての模型の外形線や断面形は同一である。

基本翼W0の形状寸法をFigure 1に示す。前縁後退角44°、25%翼弦後退角40°、アスペクト比4.31、テー

\* 昭和54年9月5日 受付

\*\* 新型航空機研究グループ

バ比 0.326, 平均空力翼弦 (MAC) 長 32.8 cm であり, 上反角, ねじり下げはない。中心線に平行な翼型断面は同一であり, 前縁から 40 % 翼弦 (最大翼厚比 10 %) までは梢円で, そこから後縁までは 5 次曲線で整形されている。

多孔翼模型における孔の位置, 直径を Figure 2 に示す。多孔化による空気の透過量は翼の上下面の圧力差が大きいほど多く<sup>1)</sup>, 多孔化による効果がより顕著に現われることが期待されるので, 上下面の圧力差の大きい前縁部に, そしてその効果が横揺れおよび縦揺れモーメントにも現われるようにするために, 左翼は原翼のまゝとし, 右翼翼端部にのみ多孔化を施した。孔の位置は, 翼幅方向 0.64 ( $b/2$ ) から 0.97 ( $b/2$ ) まで, 中心線と平行に 5 mm 間隔で引いた線と, 翼弦方向に前縁から 0.05 c, 0.1 c, 0.15 c, 0.2 c の線との交点である。孔は翼弦に垂直にあけ, 翼幅方向に 44, 翼弦方向に 4 合計 176 である。多孔翼は 5 個製作し, 孔径を 1, 2, 3, 4, 5 mm とし, それぞれ W1, W2, W3, W4, W5 の記号で表わす。

#### 4. 風胴および計測

実験は航空宇宙技術研究所の突風風胴<sup>7)</sup>で行い, 測定部は固定壁カート ( $2m \times 2m$ ), 空気力の測定にはピラミッド型 6 分力天秤を使用した。模型取付け状況を Figure 3 に示す。

天秤からの出力は, A/D 変換器でデジタル量に変換し, いったん磁気テープに収録した。その後, 計算機により解析を行い, 空力係数を求めた。

#### 5. 実験内容

実験内容を Table 1 に示す。風速は全ケース 30 m/s で行い, レイノルズ数  $R_e$  は平均空力翼弦 (MAC) 長 32.8 cm を基準として約  $6 \times 10^5$  である。横滑り時の効果を調べるために,  $\beta = \pm 10^\circ$  についても実験を行った。

孔径の異なる 5 種の模型について, それぞれ 176 個の孔全部をあけて実験を行った他に, 孔の数, 位置の影響を調べるために, 孔を翼弦方向に 2 分して, 前縁側の 2 列 (0.05 c, 0.1 c) と後縁側の 2 列 (0.15 c, 0.2 c) の 2 ケース (A, B) および翼幅方向に 2 分して, 翼端側 ( $0.80(b/2) \sim 0.97(b/2)$ ) と中心線側 ( $0.64(b/2) \sim 0.80(b/2)$ ) の 2 ケース (C, D) 合計 4 ケースについても実験を行った。不要な孔の上下面是セロハンテープで塞いだ。風胴試験中の写真を Figure 3 に示す。

## 6. 実験結果

### 6.1 基本翼と多孔翼の空力特性の相違

右翼翼端前縁部の多孔化による影響を総合的に知るために, 多孔翼の中で最も影響が顕著に現われた孔径 5 mm の多孔翼 W5 を基本翼 W0 に対比して, 両者の空力特性 (揚力, 抵抗, 縦揺れモーメントおよび横揺れモーメント) を Figure 4 に示す。横力, 偏揺れモーメントについては, 多孔化による影響が小さかったので省略した。

#### (1) 基本翼

基本翼 W0 では, 横滑り角  $\beta = 0^\circ$  の場合,  $\alpha = 10.5^\circ$  までは流れが全翼表面に沿っており, 迎角とともに  $C_L$  は直線的に増し ( $C_{L\alpha} = 0.058$ ), 同時に翼端の負圧が相対的に増すので, 頭下げ傾向を生じ ( $C_{m\alpha} = -0.0011$ ) また  $C_D$  は  $\alpha = 2.1^\circ$  での最小値  $C_D \min 0.0074$  からの増え方も緩やかである。 $\alpha = 10.5^\circ$  を過ぎると翼端に剥離を生じ, その領域が迎角とともに内側へ進行していくために,  $C_L$  の増分は徐々に減少し, ついに  $\alpha = 20.7^\circ$  で  $C_L \max = 0.88$  に達し, その後徐々に減少する。この間に  $C_m$  は, 翼端の揚力が失われる所以, 頭上げ傾向を生じ ( $C_{m\alpha} > 0$ ), さらに  $\alpha = 18.7^\circ$  を過ぎると剥離がさらに内側へ進むので頭上げモーメントが減少し始める。この間  $C_D$  はほぼ直線的に急激に増加する。横揺れモーメント  $C_L$  は, 本来ゼロとなるべきであるが,  $\alpha = 10.5^\circ$  までは  $C_L \approx 0.0035$  でほぼ一定であり,  $\alpha = 10.5^\circ$  で右翼下げから右翼上げのモーメントに反転し, その後  $C_L \approx -0.0015$  とほぼ一定となる。この  $\alpha = 10.5^\circ$  は翼端に剥離を生じ始める迎角と一致している。これらは風胴内の気流のわずかな左右非対称性, 模型の製作誤差等によるものと考えられる。

$\beta = \pm 10^\circ$  における 3 分力  $C_L$ ,  $C_D$  および  $C_m$  は  $\beta = 0^\circ$  の場合と大差はないが, 本来は同一となるべき  $\beta = 10^\circ$  と  $\beta = -10^\circ$  の特性の間に不一致が認められた。これは風胴内の気流のわずかな左右非対称性, 模型の製作誤差および計測誤差等によるものと考えられる。 $C_L$  は,  $\alpha = 12.6^\circ$  までは, 両者とも上反角効果と同様の復元性のモーメント ( $\beta = 10^\circ$  の場合は右翼上げ,  $\beta = -10^\circ$  の場合は右翼下げ) を示すが,  $\alpha = 12.6^\circ$  を過ぎると翼端失速のため復元性とは逆のモーメントに転じ,  $\beta = 0^\circ$  に対してほぼ対称的に変化する。

#### (2) 多孔翼

多孔翼 W5 では横滑りの有無にかかわらず基本翼 W0 に比べ,  $\alpha = 0^\circ$  における揚力傾斜  $C_{L\alpha}$  および最大揚力係数  $C_L \max$  の減少を示した。まず  $C_{L\alpha}$  は, W0 では横滑り角によらず約 0.058 であったが, W5 では約 0.053

( $\beta = 0^\circ, -10^\circ$ )～約0.050 ( $\beta = 10^\circ$ )とわずかに減少した。また $C_L \max$ は、W0では横滑り角によらず0.88であったが、W5では0.84 ( $\beta = 0^\circ, 10^\circ$ )～0.81 ( $\beta = -10^\circ$ )と、W0に比べ4.5%～8.0%減少した。この多孔化による右翼端の前縁風圧減少は、頭上げモーメントを増加させる。すなわち、W0では全域に亘って横滑り角による $C_m$ の差異は小さく3者ともほぼ同じ傾向を示し、 $\alpha = 0^\circ$ における $C_{m\alpha}$ も約-0.0011と負であったが、W5では $\alpha \leq 10.5^\circ$ において各横滑り角による差異が顕著となり、 $\alpha = 0^\circ$ における $C_{m\alpha}$ は、 $\beta = -10^\circ$ では約0、 $\beta = 0^\circ$ では約0.0011、 $\beta = 10^\circ$ では約0.0018であった。また、 $\alpha = 4.2^\circ \sim 8.4^\circ$ では3者とも頭下げ傾向 ( $C_{m\alpha} < 0$ )に転じているが、これは多孔化を施していない左翼翼端の前縁負圧が右翼翼端の前縁負圧に比べて相対的に増すためと思われる。さらに、 $\alpha \geq 10.5^\circ$ では両翼端が剥離領域に入るために3者の差はほとんどなくなり、W0とほぼ同じ傾向を示す。多孔化による影響が最も顕著に現われるのは、横揺れモーメント $C_l$ である。すなわち $\beta = 0^\circ$ における $\alpha = 0^\circ$ 付近の $C_{l\alpha}$ は基本翼W0では、ゼロであったが、W5では約0.0017と大きな右翼下げ傾向を示し(W0の $\beta = -10^\circ$ とほぼ同等)、 $\alpha = 10.5^\circ$ で $C_l$ は最大となり、その後孔の部分が剥離領域に入るにしたがって $C_l$ は減少し、 $\alpha = 18.7^\circ$ を過ぎるとほぼ一定値(右翼下げ)となる。 $\beta = \pm 10^\circ$ の場合も右翼下げ傾向がW0より増大し、その結果W0と同様 $\beta = 0^\circ$ の曲線に対してほぼ対称となったが、その差は小さい。抵抗係数 $C_D$ はW0とほぼ同様の変化を示すが、 $C_D \min$ は $\alpha = 0^\circ$ で0.0095 (W0に対して約30%増)となった。しかし、 $\alpha = 14.6^\circ$ を過ぎるとW0との差はほとんどなくなるようである。

このように、多孔化の影響は $C_L$ 、 $C_l$ 、 $C_m$ に顯れるが、 $C_D$ にはほとんど顯れない。

## 6.2 孔径の違いによる特性変化

前節により多孔化による特性の変化は $C_L$ 、 $C_l$ および $C_m$ に顯れることが判ったので、これらについて、多孔翼と基本翼W0との差 $\Delta C_L (= C_L - C_{L,w_0})$ 、 $\Delta C_l (= C_l - C_{l,w_0})$ および $\Delta C_m (= C_m - C_{m,w_0})$ は多孔化の特性を示すパラメータとして効果的と思われる。孔径の違いによる差を調べるために、W5～W1について $\Delta C_L$ 、 $\Delta C_l$ および $\Delta C_m$ を横滑り角 $\beta = 0^\circ$ 、 $\pm 10^\circ$ のそれぞれについてFigure 5に示す。

$\Delta C_L$ 、 $\Delta C_l$ および $\Delta C_m$ の曲線の形状は各横滑り角によって異なっている。これは横滑りによって、右翼端の前縁負圧が異なるためと思われる。同一の横滑り角において

W5～W1の3曲線の傾向はほとんど同じであるが、孔径が1、2mmのものは変化量が小さく、3、4、5mmのものは変化量は大きいが、相互の差は少さい。これは、孔径が2mm以下では粘性の影響による閉塞効果のため下面からの空気が透過し難く、また3mm以上では、上下面の圧力がほぼ平衡に達すると考えられる。以下、Figure 5の細部について述べる。

$\beta = 0^\circ$ の場合 (Figure 5 (b)) ;  $\Delta C_L$ は $0^\circ \leq \alpha \leq 12.6^\circ$ では $\alpha$ にほぼ比例して減少し、 $\alpha \geq 12.6^\circ$ ではほぼ一定となる。この一定値およびその基本翼の $C_L \max$ に対する百分率をつぎに示す。W5；-0.043 (-4.9%)、W4；-0.030 (-3.4%)、W3；-0.027 (-3.0%)、W2；-0.011 (-1.3%)であり、W1はほとんどゼロである。 $\Delta C_l$ は $0 \leq \alpha \leq 12.6^\circ$ では、 $\Delta C_L$ とは逆に $\alpha$ にほぼ比例して増加し、 $\alpha \geq 12.6^\circ$ で減少し、 $\alpha \geq 18.7^\circ$ でほぼ一定となる。 $\Delta C_m$ は $0 \leq \alpha \leq 12.6^\circ$ では、 $\Delta C_l$ ほどの直線性はないが $\alpha$ とともに増加し、 $\alpha \geq 12.6^\circ$ で減少し、 $\alpha \geq 18.7^\circ \sim 20.7^\circ$  ( $C_L \max$ 近傍)では負となってW0に比べて頭上げモーメントの減少を示し、孔径による差はほとんどない。また、W1においては $\Delta C_L$ および $\Delta C_l$ は $\alpha$ に対してもほとんど変化がないにもかかわらず、 $\Delta C_m$ は $\alpha \geq 12.6^\circ$ で変化し、特に $\alpha = 24.8^\circ$ では大孔径と同様の負値を示している。 $\Delta C_m$ が負となる原因是、多孔部後方の負圧が相対的に高くなるとも考えられるが、断定はできない。

$\beta = 10^\circ$ の場合 (Figure 5 (c)) ; W5、W4およびW3の $\Delta C_L$ は $0 \leq \alpha \leq 10.5^\circ$ では、 $\alpha$ にほぼ比例して減少し、 $10.5^\circ \leq \alpha \leq 18.7^\circ$ でわずかに回復し、 $\alpha \geq 18.7^\circ$ ではほぼ一定となる。W2、W1もほぼ同様の傾向を示すが、変化量は小さく、最小値の $\alpha$ がわずかに大きくなる。最小値 $\Delta C_L \min$ およびその $\alpha$ における基本翼の $C_L$ に対する百分率をつぎに示す。W5；-0.075 (-12.1%)、W4；-0.061 (-10.3%)、W3；-0.052 (-8.4%)、W2；-0.036 (-4.6%)、W1；-0.022 (-2.9%)である。 $\Delta C_l$ は $\Delta C_L$ にはほぼ対応し、W5、W4およびW3は、 $0^\circ \leq \alpha \leq 10.5^\circ$ では右翼下げの $\Delta C_l$ がほぼ直線的に増加し、 $10.5^\circ \leq \alpha \leq 18.7^\circ$ で戻り、 $\alpha \geq 18.7^\circ$ ではほぼ一定となる。またW2、W1もほぼ同様の傾向を示すが、変化量は小さく最大値の $\alpha$ が少し大きくなる。ただしW2は $\alpha \leq 4.2^\circ$ 、W1は $\alpha \leq 8.4^\circ$ において $\Delta C_l = 0$ となっている。 $\Delta C_m$ は $\alpha \geq 18.7^\circ$ を除いては $\Delta C_l$ とほとんど同じ傾向を示すが、 $\beta = 0^\circ$ の場合と同様、負の領域がある。全体的に変化は $\beta = 0^\circ$ の場合より大きいが、これは右翼の有効迎角が増大して翼端の負圧が増すので、孔の有無による揚力差が大きくなるためと考えられる。

$\beta = -10^\circ$  の場合 (Figure 5 (a)) ;  $\Delta C_L$  は  $0^\circ \leq \alpha \leq 8.4^\circ$  ではほとんどゼロであり,  $8.4^\circ \leq \alpha \leq 14.6^\circ$  では減少し,  $\alpha \geq 14.6^\circ$  ではほぼ一定となる。この一定値およびその基本翼の  $C_{L\max}$  に対する百分率をつきに示す。W 4 ; -0.041 (-4.6%), W 3 ; -0.035 (-3.9%), W 2 ; -0.017 (-1.9%) であり, W 1 はほとんどゼロである。 $\Delta C_L$  は,  $0^\circ \leq \alpha \leq 4.2^\circ$  までは迎角にはば比例して増加し,  $4.2^\circ \leq \alpha \leq 8.4^\circ$  ではほぼ一定値となり,  $8.4^\circ \leq \alpha \leq 12.6^\circ$  で再び増加し,  $\alpha \geq 12.6^\circ$  では大体一定となる。W 1 は全域に渡って  $\Delta C_L \approx 0$  である。 $\Delta C_m$  は W 5, W 4, W 3 では  $0^\circ \leq \alpha \leq 6.3^\circ$  ではほぼゼロであるが, 以後増加し,  $\alpha = 12.6^\circ$  付近で最大となった後減少して負値に達する。W 2, W 1 はほぼ全域に亘って  $\Delta C_m \approx 0$  である。 $\beta = 0^\circ$  の場合と比較して, まず小迎角における  $\Delta C_L$ ,  $\Delta C_L$ ,  $\Delta C_m$  の変化が小さいが, これは右翼の有効迎角が減少して, 翼端の負圧が減少するので, 孔の有無による揚力差が小さくなるためと考えられる。

しかし翼端失速後 ( $\alpha \geq 12.6^\circ$ ) の揚力低下は  $\beta = 0^\circ$ ,  $10^\circ$  よりも大きく,  $\Delta C_L$ ,  $\Delta C_m$  も大きい ( $\alpha \geq 16.7^\circ$ )。

また  $\Delta C_L$  および  $\Delta C_m$  の最大値は  $\beta = 10^\circ$ ,  $0^\circ$ ,  $-10^\circ$  の順に大きく, かつ右翼端失速近傍の迎角にあり, 右翼の有効迎角の大小の順序に従っている。これは前述の失速前の孔の有無による右翼端の揚力差から容易に理解できる。

### 6.3 孔の数と位置の影響

孔 176 個全部をあけた多孔翼の中で最も効果が顕著であった W 5 に対して孔の数と位置を変えたときの特性変化を Figure 6 に示す (A, B, C, D については 5 章参照)。孔の数は 4 種類とも全て 88 個で, その位置のみを 4 通りに選んだ。孔数の半減により, いずれの場合も  $\Delta C_L$ ,  $\Delta C_L$ ,  $\Delta C_m$  は全部あけた場合より減少し, D を除いては, 曲線の形状も類似している。Figure 6 の細部についてつぎに述べる。

前縁側 A あるいは後縁側 B をあけた場合, 両者の差は小さいが  $\alpha = 12.6^\circ$  までは,  $\beta = 0^\circ$  および  $10^\circ$  では A,  $\beta = -10^\circ$  では B の変化がやや大きい。これは翼端失速 ( $\alpha = 12.6^\circ$ ) までは右翼有効迎角が大きい ( $\beta = 0^\circ, 10^\circ$ ) と前縁側, 小さい ( $\beta = -10^\circ$ ) と後縁側の空気透過量が大きめであることを示していると思われる。ただし失速後 ( $\alpha > 16.7^\circ$ ) の  $\Delta C_L$  と  $\Delta C_L$  はこれと逆の傾向を示している。横滑り角の有無に拘らず,  $\Delta C_L$  は全部あけた (W 5) 場合に比べ約 1/1.7 となる。

翼端側 C あるいは, 中心線側 D をあけた場合, まず C の  $\Delta C_L$  は, 横滑りに拘らず W 5 の約 1/2.5 とかなり小

さいが,  $\Delta C_L$ ,  $\Delta C_m$  は A, B と大差ない。これは後退翼翼端の負圧漏洩部に孔があるので  $\Delta C_L$  が小さいと考えられるが,  $\Delta C_L$ ,  $\Delta C_m$  は孔位置から MAC 25% 翼弦位置までの距離が長いため, 他と同等の大きさになるものと思われる。D は  $\beta = 0^\circ$ ,  $10^\circ$  では, 翼端失速 ( $\alpha = 12.6^\circ$ ) までは  $\Delta C_L$ ,  $\Delta C_m$  とも, A, B と同様の一様な変化を示すが, 失速直後しばらく ( $\beta = 0^\circ$ ;  $\alpha = 14.6^\circ \sim 17.7^\circ$ ,  $\beta = 10^\circ$ ;  $\alpha = 14.6^\circ \sim 21.7^\circ$ ) 大きな落ち込みを生ずる。これは失速後, 孔部分の空気の透過によって渦を発生し, その外側の右翼翼端部では負圧が孔の無い場合より相対的に大きくなり, 頭下げおよび右翼上げ傾向を生ずると考えられる。そして, 或迎角以上になるとこの現象は消滅し, A, B, C と同様の特性に近づく。この傾向は  $\beta = -10^\circ$  では緩和され A, B と同様の傾向を示す。

## 7. む す び

以上, 後退翼の前縁多孔化に関する低速風洞実験について述べた。実験は前縁後退角  $44^\circ$ , アスペクト比 4.31, テーパ比 0.326, 翼厚比 10% の翼の右翼の翼端前縁部約 33% 片翼幅に 44 個, 約 15% 翼弦に 4 列合計 176 個の孔 (孔径は 1, 2, 3, 4, 5 mm の 5 種) を翼弦に垂直にあけ, 風速 30 m/s (レイノルズ数約  $6 \times 10^5$ )において, 6 分力の測定を行った。得られた結果の概要はつきのとおりである。

1. 多孔化を施すことにより, スラットとは異なり, 圧力漏洩効果が生じ, 揚力傾斜および最大揚力係数が基本翼に比べ減少した。その結果, 右翼下げおよび頭上げモーメントの増加を示した。

2. 横滑りにより多孔化部の有効迎角が増すと翼端失速を生ずるまでは, 基本翼より揚力減少ならびに右翼下げおよび頭上げモーメントが大きくなり, その逆は小さくなる。また失速後は横滑りによる差は小さい。

3. 孔径の大小による揚力およびモーメント曲線の形状の違いはほとんどなく, その大きさは孔径 2 mm 以下では小さく, 3 mm において急に大きくなり, 3, 4, 5 mm ではあまり大差がなかった。

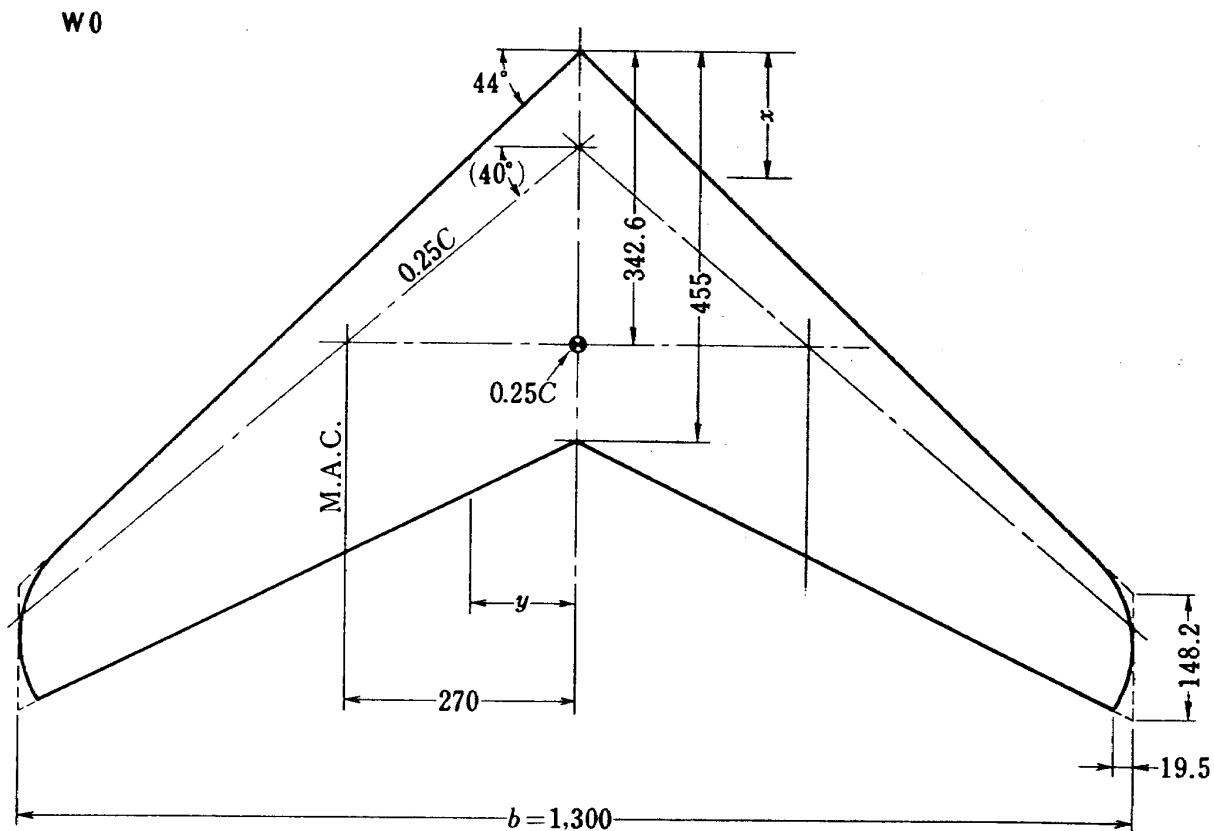
4. 孔の数を前後左右の半分 (88 個) に減少すると特性の変化は小さくなり, また揚力およびモーメント曲線の形状は, 孔を全部あけた場合とあまり差異が生じなかった。しかし右翼端側の孔を半分塞いだ場合, 失速後基本翼より, 頭下げおよび右翼上げ傾向がやや強く顯れるようであった。

本実験の実施に当っては, 廣末健一リーダーに御指導と御援助を, また第 10 研究グループの方々には御協力を頂いた。原稿の整理は新型航空機第 6 研究グループ清

水文江嬢によった。

## 文 献

- 1) Seth Lichter ; The Effect of Porosity on the Lift and Drag of Bird's Wings, AIAA Paper No. 74-1016 (1974/9)
- 2) Donald E. Gault ; A Correlation of Low-Speed, Airfoil Section Stalling Characteristics with Reynolds Number and Airfoil Geometry, NACA TN 3963 (1957/3)
- 3) 滝澤直人, 岡田典秋, 宮本義人 ; 40°後退翼の前・後縁切り込みに関する低速風洞実験, 航技研資料 TM-302 (1976/6)
- 4) 宮本義人, 岡田典秋, 北村清美, 村上義隆 ; 40°後退翼の非対称翼端板に関する低速風洞実験, 航技研資料 TM-322 (1976/2)
- 5) Joseph Black ; Flow Studies of the Leading Edge Stall on a Swept-Back Wing at High Incidence, Journal of the Royal Aeronautical Society, Vol 60 (1956/1), pp. 51 ~ 60.
- 6) Joseph Black ; Pressure Distribution and Boundary Layer Investigations on 44 degree Swept-Back Tapered Wing, A. R. C., C. P. 137 (1953/8)
- 7) 廣末健一, 北村清美, 村上義隆, 進藤重美 ; 航空宇宙技術研究所突風風洞の計画と整備試験, 航技研報告 TR-335 (1973/9)



Airfoil section  
parallel to the plane of symmetry  
(given in percent of airfoil chord)

Station	Half ordinate
0.	0.
1.0	1.10
2.5	1.73
5.0	2.42
7.5	2.89
10.0	3.30
15	3.90
20	4.32
25	4.63
30	4.84
35	4.97
40	5.00
50	4.83
60	4.31
70	3.48
80	2.42
90	1.22
100	0
L.E. radius	0.62

Area  $0.392 \text{ m}^2$

Mean aerodynamic chord 327.6

Aspect ratio 4.31

Taper ratio 0.326

Sweepback angle (L.E.)  $44^\circ$   
( $0.25C$ )  $40^\circ$

[Note]

All dimensions are given in mm unless otherwise noted.

Figure 1 Details of basic wing, 基本翼詳細

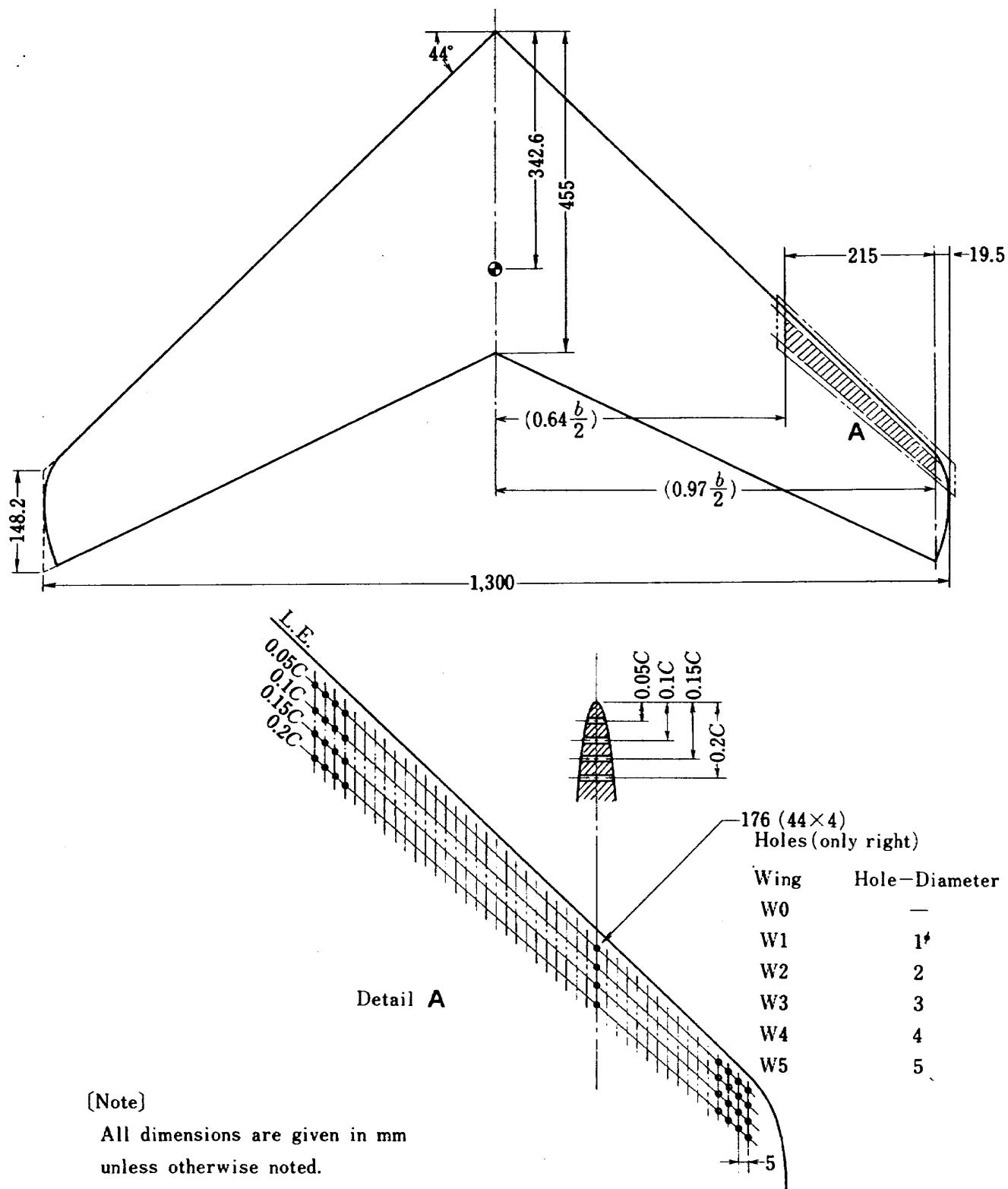


Figure 2 Details of porous wing, 多孔翼詳細

Table 1 Experimental cases 実験ケース

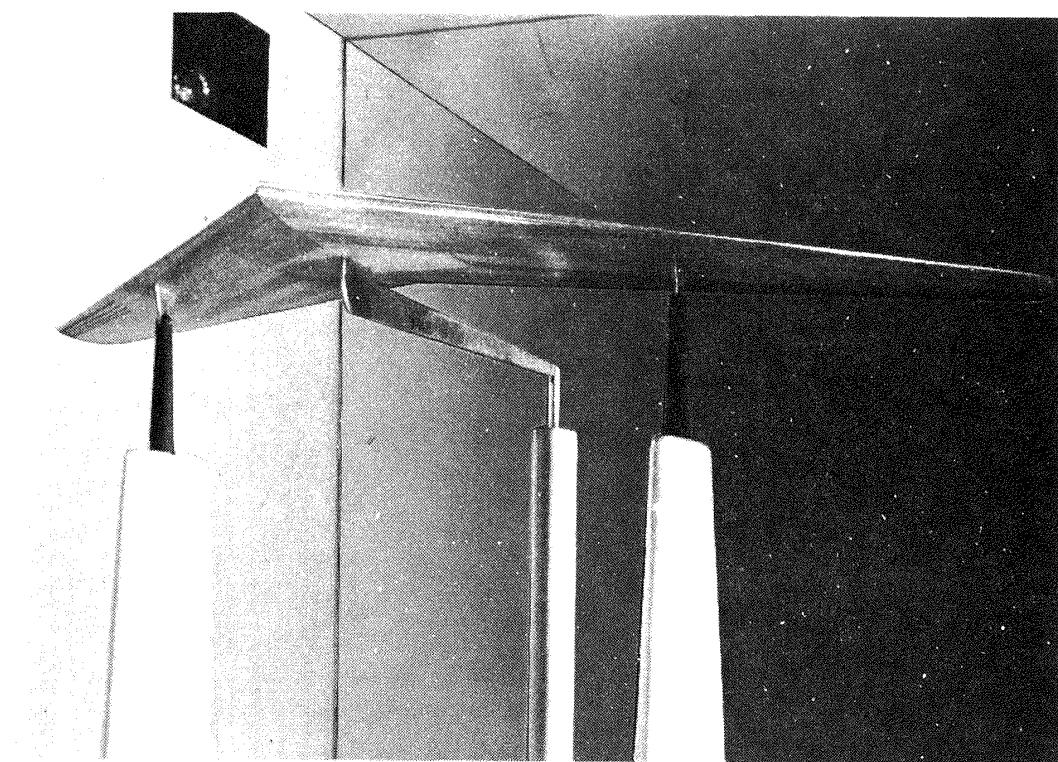
Case	Wing W	Applied holes	$\beta$ (°)	Case	Wing W	Applied holes	$\beta$ (°)
1	0	-	0	40	3	B	0
2	"	-	10	41	"	"	10
3	"	-	-10	42	"	"	-10
4	1	all	0	43	"	C	0
5	"	"	10	44	"	"	10
6	"	"	-10	45	"	"	-10
7	"	A	0	46	"	D	0
8	"	"	10	47	"	"	10
9	"	"	-10	48	"	"	-10
10	"	B	0	49	4	all	0
11	"	"	10	50	"	"	10
12	"	"	-10	51	"	"	-10
13	"	C	0	52	"	A	0
14	"	"	10	53	"	"	10
15	"	"	-10	54	"	"	-10
16	"	D	0	55	"	B	0
17	"	"	10	56	"	"	10
18	"	"	-10	57	"	"	-10
19	2	all	0	58	"	C	0
20	"	"	10	59	"	"	10
21	"	"	-10	60	"	"	-10
22	"	A	0	61	"	D	0
23	"	"	10	62	"	"	10
24	"	"	-10	63	"	"	-10
25	"	B	0	64	5	all	0
26	"	"	10	65	"	"	10
27	"	"	-10	66	"	"	-10
28	"	C	0	67	"	A	0
29	"	"	10	68	"	"	10
30	"	"	-10	69	"	"	-10
31	"	D	0	70	"	B	0
32	"	"	10	71	"	"	10
33	"	"	-10	72	"	"	-10
34	3	all	0	73	"	C	0
35	"	"	10	74	"	"	10
36	"	"	-10	75	"	"	-10
37	"	A	0	76	"	D	0
38	"	"	10	77	"	"	10
39	"	"	-10	78	"	"	-10

〔 Note 〕

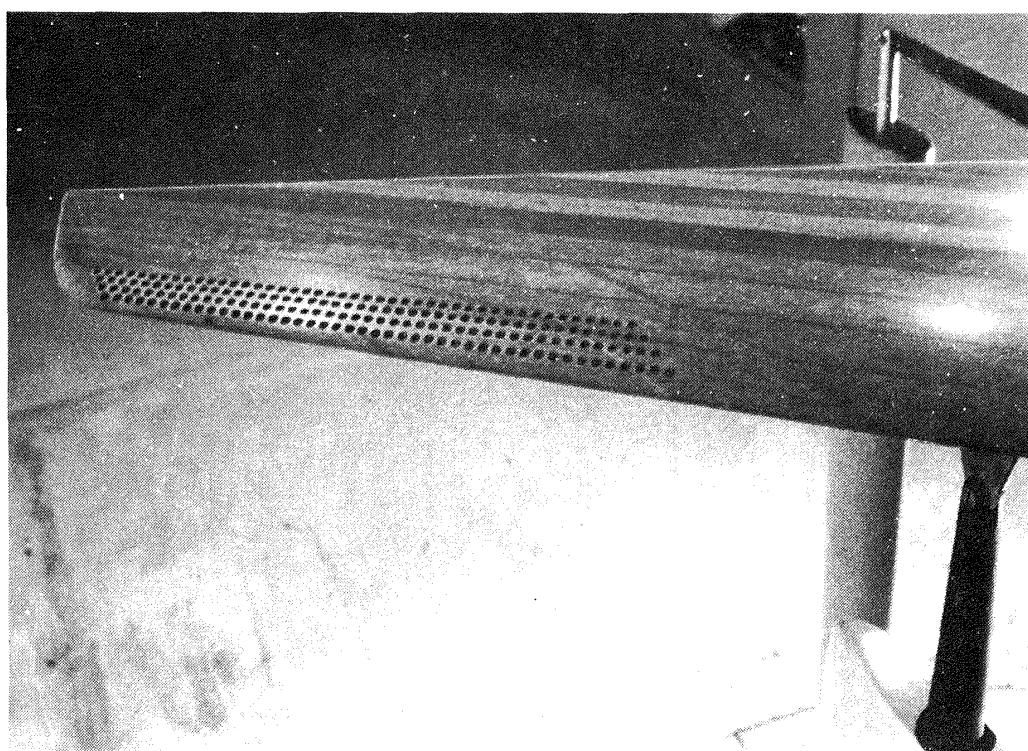
Applied holes : all : all of 176 holes, A : Front half, B : Rear half,

C : Tip half, D : Root half

 $\alpha = -10 \sim 26^\circ$  (at intervals of  $2^\circ$ ) angle of attack $\beta$  : sideslip angle



(a) Typical model installation 模型取付状況



(b) Holes at right wing tip 右翼端の孔 ( 5mm )

Figure 3 Photographs of wind tunnel test 風洞試験中の写真

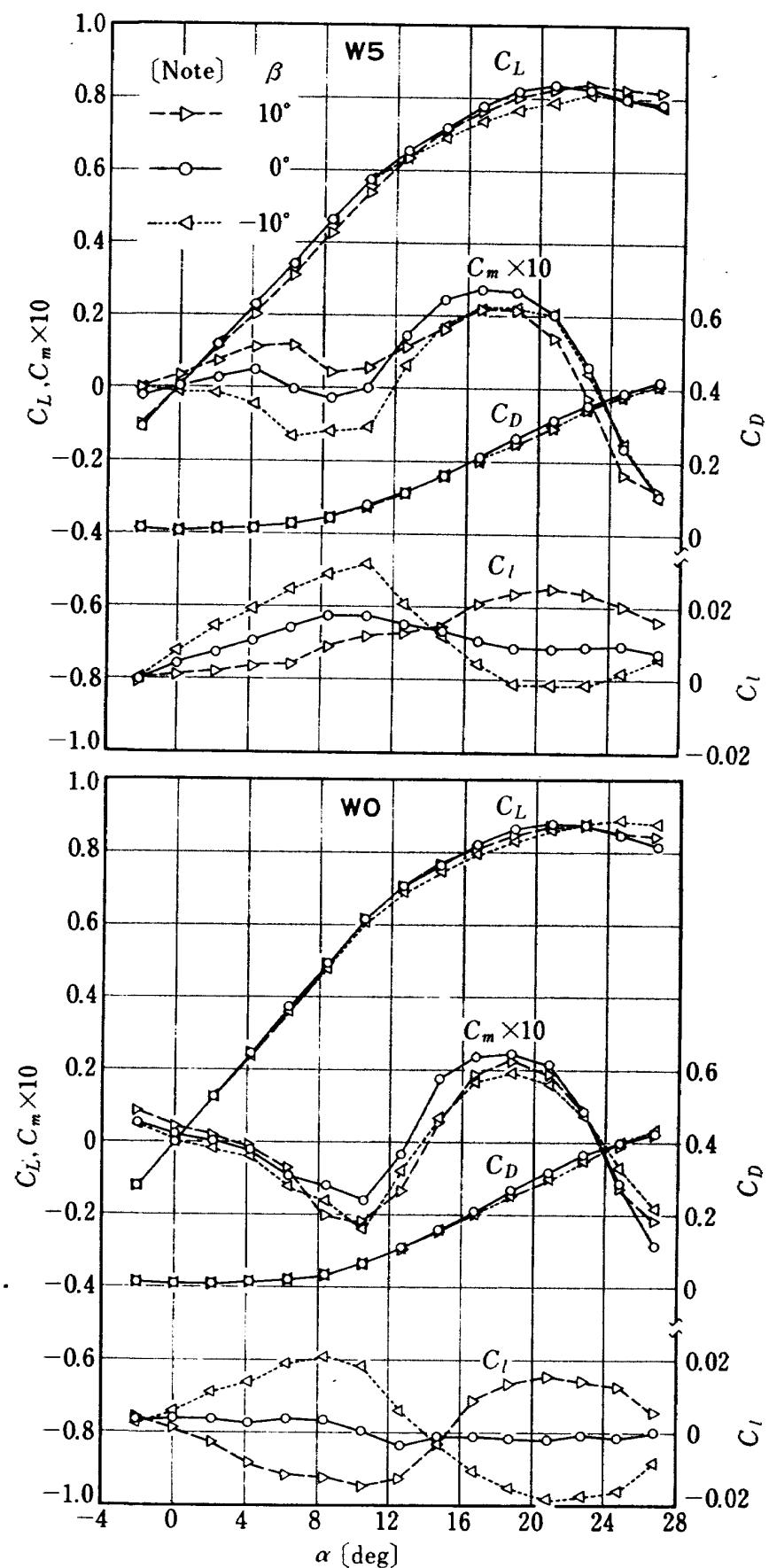


Figure 4 Some force test results on nonporous and representative porous wing  
基本翼と多孔翼の空力特性

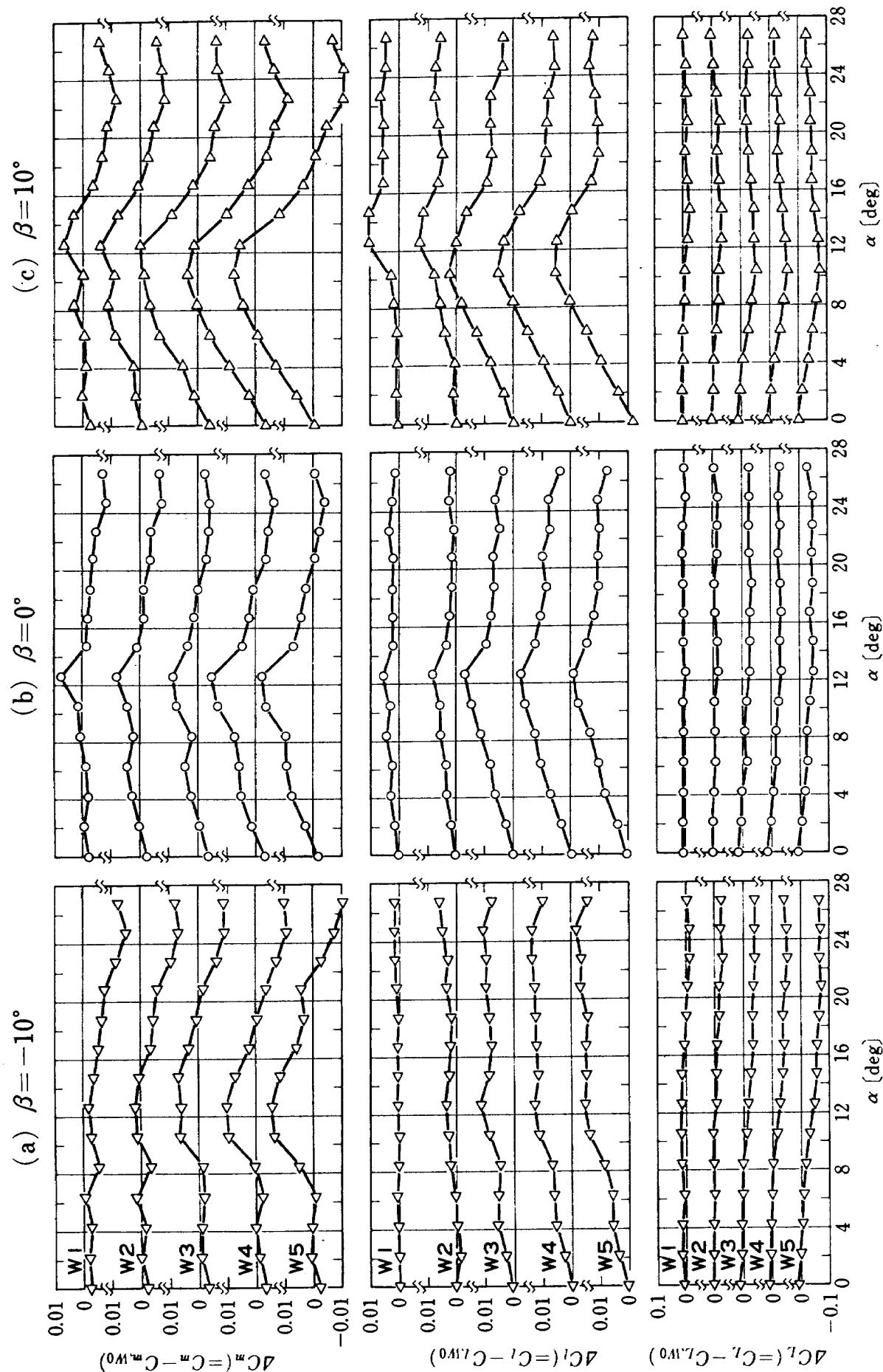


Figure 5 Hole size effects on some aerodynamic wing characteristics  
翼の空力特性に及ぼす孔径の影響

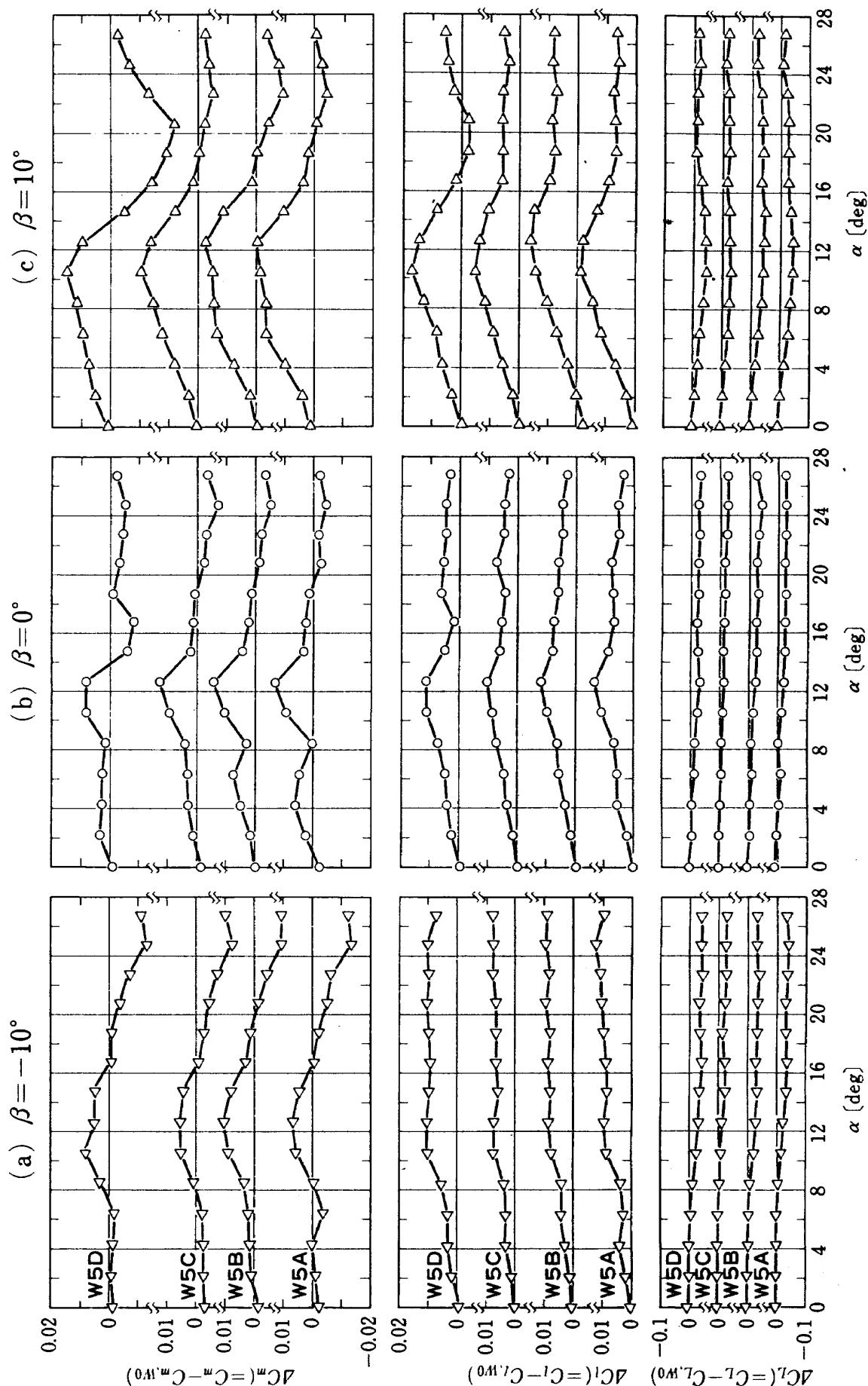


Figure 6 Porous location effects on some aerodynamic wing characteristics  
■の空力特性に及ぼす孔位置の影響

## 既 刊 資 料

TM- 390	高強度耐熱エポキシ樹脂の材料特性の測定 Measurements of Material Properties of Heat-Resisting Epoxy Resins With High Strength	1979年 8月 越出慎一
TM- 391	遷音速における YX 機用主翼の翼断面風洞試験	1979年 9月 西 武徳, 神谷信彦 高梨進,
TM- 392	大型低速風洞データ処理システムについて, Ⅱ —自動圧力計測とその処理—	1979年 9月 室田勝一, 桑野尚明 星野秀雄
TM- 393	鈍頭半円錐物体の超音速空力特性とその背面剥離の可視化実験	1979年 9月 河本巖, 清水福寿 外立政隆, 野田順一 関根英夫, 石田清道
TM- 394T	Review of Aeronautical Fatigue Investigations in Japan, 1977-1979	1979年10月 Tadao KAMIYAMA Soshiro IIDAI
TM- 395	遷音速風洞設備更新に関する予備調査(1) — 4500kW 直流電動機用電源設備 —	1979年10月 萱場重男, 鈴木正光 小松行夫
TM- 396	宇宙材料実験用ロケット頭胴部の大迎角空力特性に関する研究—その1, 極超音速, 超音速風洞試験—	1979年10月 宇宙材料実験用ロケット回収研究チーム
TM- 397	合成ポリマーの構造転移におけるヒステリシス特性	1979年11月 吉原正一, 舟木和夫
TM- 398	可視近赤外放射計用 CCD イメージセンサの評価試験 Study on the CCD Image Sensors for the Visible and Near-Infrared Radiometer	1979年11月 桜井善雄, 木村武雄 興石肇, 倉益凌一
TM- 399	滑走路面のすべり評価法に関する研究(第2報) —調布空港と東千歳場外着陸場での実験—	1979年11月 山根皓三郎, 上田哲彦 外崎得雄, 小野幸一 竹内和之

## 航空宇宙技術研究所資料 400号

昭和 54 年 12 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

電話武藏野三鷹(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

Printed in Japan