

# 航空宇宙技術研究所資料

TECHNICAL MEMORANDUM OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TM-302

40°後退翼の前・後縁切り込みに関する低速風洞実験

滝澤直人・岡田典秋・宮本義人

1976年6月

航空宇宙技術研究所  
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

# 40°後退翼の前・後縁切り込みに関する低速風洞実験\*

滝澤直人\*\*・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、薄い翼断面と組合せて用いることが多い。このような後退翼では、迎角を増すと翼端前縁から羊の角に似た形状のバートスパン渦が発生し、失速付近の迎角では、発生点は片翼のほぼ中央の前縁に達する。<sup>1)</sup>バートスパン渦の外翼側には長泡、内翼側には短泡が形成される。<sup>2)</sup>このバートスパン渦の失速付近における発生位置を固定することによって機体の自転現象を防止し、かつその位置を原翼より外側とすることによって最大揚力の増加を見込むことができる。このための渦発生装置として、ドッグトゥース、前縁フェンス、前縁切り込みなどがある。

バートスパン渦は、外側へわん曲して拡大されるので、この渦を有効に制御するには、フェンスや切り込みの方向を前縁から外側に向けることが望ましいと理解でき、また内側に向けると、渦制御の効果が減殺されるかもしれないので、主流に平行な渦発生装置は、横滑り時に渦制御効果の非対称性が顕著となることも考えられる。

ドッグトゥースは渦発生の起点を与えるものであり、また、前縁フェンスは高速時の抵抗を考えると、主流に平行にしかおけない。前縁切り込みは、主流に斜めの方角としても、高速時の抵抗増加は小さいと考えられるので、抵抗のことを考えずに最適の方角を選定することができ、バートスパン渦を効果的に制御し得ることが期待できる。

このように前縁切り込みは、興味ある渦発生装置であるが、その研究報告は全く見当たらない。実際には主流に平行な前縁切り込みを適用した機体はいくつかある(BACライトニング、ミラージュIIIなど<sup>3)</sup>)が、それらの風洞実験や飛行実験の結果も公表されていないようである。

以上の観点にもとづき、ここでは、実験レイノルズ数においてバートスパン渦の発生することが判っている代表的な後退翼を選んで、これに前縁切り込みを施し、その方向、位置、長さ、および数を変えて風洞実験を行い、

バートスパン渦に対する制御効果を系統的に調べた。また後縁における外向き流れをせき止めるための境界層板に対応する後縁切り込み(主流に平行)についても併せて実験を行った。これらの結果をまとめてここに報告する。

## 2. 記号

$A \sim R$	; 切り込みの記号
$b$ [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
$\Delta C_L$	; 切り込みの有無による揚力係数の差
$C_l$	; 横揺れモーメント係数
$\Delta C_l$	; 横滑りの有無による横揺れモーメント係数の差
$C_m$	; 縦揺れモーメント係数(MAC 25%基準)
$\Delta C_m$	; 横滑りの有無による縦揺れモーメント係数の差
$C_{m\alpha}$	; 縦の静安定, $\partial C_m / \partial \alpha$
$LE$	; 前縁
$MAC$	; 平均空力翼弦
$R$	; レイノルズ数
$V$ [m/s]	; 風速
$W1 \sim W6$	; 翼の記号
$\alpha$ [°]	; 迎角
$\beta$ [°]	; 横滑り角(右面に風を受ける場合を正)

## 3. 模型

本実験に使用する模型の形状は、実験レイノルズ数において、バートスパン渦の発生することが明らかでかつその詳細が判っていることが望ましい。幸いJ. Blackが、平均空力翼弦10inの左半翼幅後退翼模型を使用し、レイノルズ数約 $5 \times 10^5$ において翼面上、翼面上方、および後流中の圧力分布、流れの方向等の詳細な測定を行っているので、<sup>1), 2)</sup>本実験でもこれと同じ形状の模型を

\* 昭和51年4月24日 受付

\*\* 新型航空機研究グループ

使用し、同じレイノルズ数で実験することにした。ただし、本実験では全翼幅模型を使用することにした。

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金具を取り付け、外形線や断面形は同一である。

基本翼(W1)の形状寸法を Figure 1 に示す。前縁後退角  $44^\circ$ 、25% 翼弦後退角  $40^\circ$ 、アスペクト比 4.31、テーパー比 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%)までは楕円で、そこから後縁までは 5 次曲線で整形されている。

各模型における切り込みの位置、方向、長さ、数を Figure 2 に示す。切り込みの幅は、バートスパン渦を確実に制御でき、かつ成可く小さい値として、3mm を選定した。

中心線に平行および外向きの前縁切り込み(W2~W4)は、迎角  $18^\circ$  におけるバートスパン渦の発生位置が  $0.44b/2$  の前縁であること<sup>1)</sup>を考慮して、これより外側の  $0.55b/2$  を基準とし、 $0.1b/2$  の間隔で中心線に平行な線を引き、これと前縁および 50% 翼弦線との交点を適宜選んで結ぶ方向とした。内向きの前縁切り込み(W5)は、 $0.65b/2$  を挟むように、 $0.7b/2$  の前縁と  $0.6b/2$  の 50% 翼弦位置を結ぶ方向と、翼端に近くてほぼこれに平行な方向の 2 本を入れた。後縁切り込み(W6)は、 $0.5b/2$  より外方ということで、 $0.6b/2$  より外に  $0.1b/2$  間隔で中心線に平行に 4 本入れた。

切り込みには W2~W6 とは独立に A~R の記号をつけた。実験に際しては、切り込みの不要部分を粘土で埋め、場合によっては、前縁から必要な長さを残して、その後方を埋め、残した長さを  $1/2$ 、 $1/4$  等の分数で示した。

$0.45b/2$  に位置する切り込み A, E, J は、下面に天秤用支持金具があるので短くしたが、後述するように、実験結果によれば、この程度の長さでも充分のようであった。

#### 4. 風洞および計測

実験は航空宇宙技術研究所の突風風洞<sup>4)</sup>で行い、測定部は固定壁カート(2m×2m)、天秤はピラミッド型 6 分力を使用した。また前部支柱カバーの正面面積は約  $0.14\text{ m}^2$  (高さ 0.9, 下幅 0.18, 上幅 0.08, 途中よりテーパー) × 2, 後部支柱カバーの正面面積は、約  $0.05\text{ m}^2$  (高さ 0.9, 幅 0.054) であった。模型取付け状況を Figure 3 に示す。

6 分力測定値は生のままいったんデジタル化して磁気テープに記録し、そのテープを計算機にかけて、空気

力係数の演算処理を行った。

気流試験には、長さ約 3 cm の黒のししゅう糸を気流子として用い、翼上面に約 3 cm 間隔でセロテープによってとめた。記録は  $8^\circ$ 、 $10^\circ$ 、 $12^\circ$ 、 $16^\circ$ 、 $20^\circ$ 、 $24^\circ$  の各迎角において筆記および 35mm の白黒とカラー写真の撮影を行い、また迎角  $6^\circ \sim 24^\circ$  における 16mm 映画の連続撮影を行った。

#### 5. 実験内容

実験内容を Table 1 に示す。風速は全 Case 30m/s ( $R = 0.6 \times 10^6$ ) で行った。基本翼 W1 および代表的と思われる切り込みを入れた翼については、横滑り角  $\beta = 0^\circ$  で 40m/s ( $R = 0.8 \times 10^6$ )、55m/s ( $R = 1.1 \times 10^6$ ) を追加して、レイノルズ数効果を調べ、また  $\beta = -5^\circ$ 、 $-10^\circ$  の横滑り時の効果を調べた。気流試験は W1, W3, W5, W6 について行った。風速はすべて 30m/s で実験レイノルズ数は平均空力翼弦(MAC)長 32.8 cm を基準とした。風洞試験中の写真を Figure 3 に示す。

#### 6. 実験結果

##### 6.1 翼端失速に対する切り込みの効果

###### (1) 切り込みの方向と位置の影響

切り込みの方向と位置の影響を総合的に知るために Figure 2 に示した各種切り込みをつけた翼および基本翼の揚力および縦揺れモーメントの特性(基本翼については抵抗も)を Figure 4 に示す。ここで前縁切り込み A~N については、それぞれ単独の場合を、また内向きの前縁切り込み M, N および後縁切り込み O~R については複数の場合を示した。

基本翼 W1 では、 $\alpha = 8.5^\circ$  までは流れが翼表面に沿っており、迎角とともに  $C_L$  は直線的に増し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( $C_{m\alpha} < 0$ ) また  $C_D$  は  $\alpha = 2.2^\circ$  での最小値  $C_{D\min} 0.0054$  からの増え方も緩やかである。 $\alpha = 8.5^\circ$  を過ぎると翼端に剝離を生じ、 $\alpha$  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  $C_{L\max} = 0.848$  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ので、頭上げ傾向を生じ( $C_{m\alpha} > 0$ )、さらに  $\alpha = 16.7^\circ$  を過ぎると剝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。

このような基本翼に切り込みを入れると、失速性がどのように変化するかを比較するために、切り込みを入れた場合の特性に基本翼の特性を破線で一併に示した。切り込みを入れたときの  $C_D$  は基本翼の  $C_D$  とほとんど差が

認められないので省略した。

前縁切り込みの後退角が約 60° の場合 (W2) は、頭上げ傾向 ( $C_{md} > 0$ ) に転ずる迎角が 10.5° ~ 14.5° となり、基本翼の 8.5° よりも翼端失速性が改善されているが、 $C_L$  の増加はわずかである。また、前縁位置 0.45b/2 (A) と 0.55b/2 (B) による差は小さく、0.65b/2 (C) では多少悪くなる。

前縁切り込みの後退角が約 70° の場合 (W3, W3') は、前縁位置が 0.65b/2 (G) と 0.55b/2 (F) の場合に、失速後 (約 25°) まで頭下げ傾向を保ち、0.45b/2 (E), 0.35b/2 (D), 0.8b/2 (I) の順に、頭上げ傾向に転ずる迎角が 16° 以下で小さくなるが、I だけは頭上げの  $C_m$  の増加が小さい。 $C_{Lmax}$  は、F が 1 と基本翼に比べ約 18.4% 増を示し、これを境に位置が内外に遠ざかるに従って、 $C_{Lmax}$  は減少しているが、E, G はともに約 1 と F に近く、D は約 0.9, I は約 0.85 (基本翼に近い) である。失速迎角は、F が約 21° でこれを境に内側になるほど小さく (E; 約 19°, D; 約 17°), 外側では大きい (G; 25°) が翼端 (I) では基本翼とほとんど変りなくなる。

中心線に平行な前縁切り込みの場合 (W4) は、頭下げから頭上げ傾向に転ずる迎角は、前縁位置が 0.45b/2 (J), 0.55b/2 (K), 0.65b/2 (L) と外側へ行くにしたがって約 16°, 約 20°, 約 24° とほぼ等間隔に大きくなり、かつその迎角直後の揚力の減少が大きい。 $C_{Lmax}$  は、K が基本翼より 18.8% 大きい 1.036 と最大値を示し、J, L はともに約 0.95 とこれより低い。K は W3 の対応する F と比較すると、 $C_{Lmax}$  はほぼ同じであるが、頭上げ傾向に転ずる迎角は約 4° 小さく、失速は急となる。K より外側の L は、W3 の G より  $C_{Lmax}$  が少し小さい外は、G と類似した特性を示している。K より内側の J も、W3 の E より  $C_{Lmax}$  が小さく、また失速が急で、むしろ W3 の D の  $C_L$  特性に類似しているが、 $C_m$  特性は E に似ている。

前縁内向き切り込みの場合 (W5) は、前縁位置 0.7b/2 (M) が  $C_m$  特性に影響を与えるが、翼端の 0.97b/2 (N) は影響が認められず、またいずれも  $C_L$  特性は基本翼とほとんど変りない。 $C_m$  特性は、M 単独および M, N 併用の場合、いずれも頭上げ傾向に転ずる迎角が約 16° まで伸びてはいるものの、その後の  $C_m$  は振動的に変化し、局所的な失速特性には、むしろ逆効果を与えるようである。

中心線に平行な、後縁切り込み (W6) の場合は、切り込み数が 4 本 (O, P, Q, R) でも、2 本 (O, Q) でも、 $C_m$  および  $C_L$  特性は基本翼とほとんど変りなく、切り込み

の効果は認められなかった。

(2) 前縁切り込み (内向きを除く) の長さ数の影響 Figure 2 において、失速性改善の効果が大きいと認められた切り込みは、前縁位置 0.55b/2 で、後退角 71.2° (F) および 90° (K) であった。これらの切り込みの長さを変えた場合、および翼端に 1 本追加した場合 (F のみ) の影響を Figure 5 に示す。

F (F') の場合、翼弦長の 50% (F'), 25%, 12.5% (F), 6.25% の 4 つの長さを対象としたが、短くなるに従い、 $C_{Lmax}$  はわずかに増加するが、 $C_{md}$  が正に転ずる迎角は小さくなる傾向を示した。

K の場合は、翼弦長の 25% (K), 12.5% の 2 本を対象としたが、短くなると、 $C_{Lmax}$  も  $C_{md}$  が正に転ずる迎角も、わずかに減少する傾向を示した。

F (F') の翼端側前縁位置 0.8b/2 に I を追加した場合は、F (F') 単独の場合と特性がほとんど変わらず、長さを 50%, 25%, 12.5% C と変えてもこの関係は維持される。

## 6.2 前縁切り込み (内向きを除く) による揚力特性の変化

切り込みのある翼と、基本翼 W1 の揚力係数の差  $\Delta C_L (= C_L - C_{L, W1})$  の迎角  $\alpha$  に対する変化を Figure 6 に示す。いずれも  $\alpha \leq 10^\circ$  では  $\Delta C_L \doteq 0$ , その後は、 $\Delta C_L > 0$  となり、最後に再び  $\Delta C_L \doteq 0$  となる。すなわち、前縁切り込みによる揚力の増え方は基本翼 W1 の揚力曲線の上に瘤ができるようなもので、その瘤の形と大きさは切り込みの方向、位置および長さによって異なる。

切り込みの後退角が約 60° の場合 (W2) は、前縁位置が 0.45b/2 (A) と 0.55b/2 (B) のときに効果が認められ、0.65b/2 (C) は基本翼とほとんど変りないが、いずれにせよ  $(\Delta C_L)_{max} \doteq 0.05$  と小さい。

切り込みの後退角が約 70° の場合 (W3) は、前縁位置が 0.55b/2 (F) のとき、 $(\Delta C_L)_{max} \doteq 0.2$  と最大値を示す。これより内外に遠ざかるにしたがって  $(\Delta C_L)_{max}$  は低下し、また、その迎角も内側となるほど小さくなる。F の長さを 1/2 にすると  $(\Delta C_L)_{max} \doteq 0.15$  と低下し、その迎角も約 4° 小さくなるが  $(\Delta C_L)_{max}$  付近の曲線は他と違ってなだらかである。

切り込みが中心線に平行な場合 (W4) も、前縁位置が 0.55b/2 (K) のとき  $(\Delta C_L)_{max} \doteq 0.2$  と最大値を示し、これより内外に遠ざかるにしたがって  $(\Delta C_L)_{max}$  は低下し、その迎角は内側では小、外側では大となる。K の長さを 1/2 とした場合は  $(\Delta C_L)_{max}$  は、ほぼ変りないが、その迎角は約 2° 小さくなる。

### 6.3 横滑り時の切り込みの効果

横滑り時の切り込みの効果の変化は、横揺れモーメント  $C_l$ 、および縦揺れモーメント  $C_m$  の変化から、剝離の非対称性および翼端失速性改善の良否を判断できるはずである。このため横滑り角  $\beta = -5^\circ, -10^\circ$  の時の  $C_l$  および  $C_m$  から、それぞれ  $\beta = 0$  のときの値を差引いた値  $\Delta C_l (= C_l - C_{l, \beta=0})$  および  $\Delta C_m (= C_m - C_{m, \beta=0})$  の迎角  $\alpha$  に対する変化を Figure 7 に示す。ここに  $\beta = 0$  のときは  $C_l = 0$  のはずであるが、実験誤差があるので上記  $\Delta C_l$  を採ったもので、これは横滑り時の  $C_l$  そのものと考えてよい。

図において、 $\Delta C_l > 0$  であれば上反角効果と同様の復元性を有することになるので、この範囲 ( $\alpha$ ) が大きいほどよいと考えられる。また  $\Delta C_m \div 0$  であれば、 $\beta = 0$  と同様の翼端失速防止効果が維持されていると判断できるので、 $\Delta C_m \div 0$  から逸脱しない範囲 ( $\alpha$ ) が大きいほどよいと考えられ、また逸脱後の変化は、単調であることが望ましいはずである。

基本翼  $W1$  では、 $\alpha \div 14^\circ$  まで  $\Delta C_l > 0$ 、 $\alpha \div 6^\circ$  まで  $\Delta C_m \div 0$  である。これに後退角約  $60^\circ$  の前縁切り込み ( $W2; B$ ) と後縁切り込み ( $W6; O, P, Q, R$ ) を入れても  $\alpha$  と  $\Delta C_l$  の関係はほとんど変わらないが、 $\Delta C_m \div 0$  から逸脱しない  $\alpha$  は多少大きくなっている。後退角約  $70^\circ$  の前縁切り込み ( $W3; F, W3'; F', I$ ) および中心線に平行な前縁切り込み ( $W4; K$ ) では  $\alpha \div 20^\circ$  まで  $\Delta C_l > 0$  の範囲がのびているが、 $\Delta C_m \div 0$  から逸脱しない  $\alpha$  は、それぞれ約  $16^\circ$ 、約  $10^\circ$  と前者が大きいばかりでなく、後者の  $\Delta C_m$  は  $\alpha > 10^\circ$  において、振動的である。前縁内向き切り込み ( $W5; M, N$ ) では、基本翼と同様  $\alpha \div 14^\circ$  まで  $\Delta C_l > 0$  であるが、 $\alpha > 14^\circ$  で  $\Delta C_l$  は振動的であり、また  $\Delta C_m$  も  $\alpha > 12^\circ$  で振動的に大きく変化している。

### 6.4 レイノルズ数の影響

基本翼 ( $W1$ ) および、効果が顕著であった切り込み ( $W3; F, W4; K$ ) に対して、 $C_L$  と  $C_m$  のレイノルズ数 ( $0.6 \times 10^6, 1.1 \times 10^6$ ) 効果を Figure 8 に示す。

$W1$  では  $C_L$  はほとんど変化しないが、頭上げ傾向に転ずる迎角は約  $2^\circ$  大きくなっている。 $W3; F, W4; K$  では  $C_{Lmax}$  は大差ないが、その  $\alpha$  は約  $2^\circ$  ずれており、また頭上げ傾向に転ずる迎角も約  $2^\circ$  ずれている。

しかし、これらの結果は、レイノルズ数がまだ低いので、その影響を見極めることは難しい。

### 6.5 気流試験結果

前縁切り込みによって、後退翼の翼端失速をかなり改良できることがわかったが、そのときの翼表面の剝離状況との関連を知るために気流試験を行った。

#### (1) 横滑りのないとき

基本翼 ( $W1$ ) および代表的切り込み ( $W3'; F', I, W3'; F' 1/4, W5; M, N$ ) の対称流の場合についての結果を Figure 9 に示す。

$W1$  では  $\alpha = 8.4^\circ$  までは、剝離していない ( $0.45b/2$  付近の不安定流は、その下面の天秤支持金具の干渉のためと思われる)。  $\alpha = 10.5^\circ$  になると、翼端から剝離し始め、頭上げ傾向に転じ、 $\alpha \div 16^\circ$  では  $MAC 25\%$  より前方の前縁風圧ピークが破綻して、再び頭下げ傾向に転ずる (Figure 4)。さらに  $\alpha$  を増すと、剝離はさらに内側へ進行して行く。

$W3'; F', I$  では、 $\alpha = 10.5^\circ \sim 20.8^\circ$  でも 2本の切り込みの外側の流れが残っており、一貫して  $C_m$  が頭下げ傾向を保って、 $\alpha \div 22^\circ$  で  $C_{Lmax}$  となっている (Figure 5)。

$W3'; F' 1/4 (= W3; F)$  でも、 $\alpha = 10.5^\circ \sim 20.8^\circ$  で切り込みの外側の流れが残っており、その範囲も上記 2本の場合での  $F'$  の外側 ( $I$  の内側) よりも広いが、 $\alpha \div 24^\circ$  では  $C_m$  が頭上げ傾向に転じ、2本の場合には転じないので外側切り込み  $I$  の効果が判る (Figure 5)。

$W5; M, N$  (内向き切り込み) では、 $\alpha = 8.4^\circ$  ですでに切り込み後方に剝離領域が認められるが、 $\alpha = 10.5^\circ, 12.6^\circ$  になっても内側切り込み  $M$  の前縁を起点として、外側切り込み  $N$  よりも内側に流れが残るので、 $C_m$  が頭上げに転ずるのは、 $\alpha \div 14^\circ$  からである (Figure 4)。 $\alpha > 16.7^\circ$  では、翼端側は完全に剝離して、 $W1$  と同様となるが、 $C_m$  は振動的となっている。

#### (2) 横滑りのあるとき

基本翼 ( $W1$ ) および最も効果のあった後退切り込み ( $W3'; F', I$ ) について  $\beta = -10^\circ$  の場合の結果を Figure 10 に示す。

$W1$  では、左翼の有効迎角が大となって、左上げのモーメントを生じ、復元性を示す。 $\alpha$  を増すと右翼の有効後退角が大きいため、翼端失速が、 $\alpha = 8.4^\circ$  で始まり、左上げの傾向は、 $\alpha = 10.5^\circ$  まで続く。しかし左翼の揚力分布は右翼よりも、翼端部のピークが低く、平均化されているので、局部的剝離開始は遅いがその後の進行は早く、結局  $\alpha = 12.6^\circ \sim 16.7^\circ$  で、左下げのモーメントに転ずる (Figure 7)。

$W3'; F', I$  では、横滑りによって左右の切り込み付近の剝離の様子は多少異なるが、総体に、左翼の切り込みの方が効果があり、基本翼で右翼端失速の強かった  $\alpha = 10.5^\circ$  まではもとより、基本翼で左翼の失速範囲が拡大して、左下げに転じた  $\alpha > 14^\circ$  でも、左上げの傾向を維持している。特に  $\alpha = 20.7^\circ$  では、右翼端は完全に剝

離しているが、左翼内側切り込み  $F'$  の外側が残って、左右のモーメントの平衡を保つ形となっている。

## 7. む す び

以上、後退翼の前後縁切り込みに関する、低速風洞実験について述べた。実験に供した翼は、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% であった。得られた成果の概要は、つぎのとおりである。

1. レイノルズ数  $6 \times 10^5$  において、最大揚力時のパースパン渦発生位置 ( $0.44b/2$ )<sup>1)</sup> よりも約  $0.1b/2$  外側の前縁切り込みに、翼端失速性改善の効果が顕著に認められ、その内外では効果が低下したが、切り込みの方向による差はつぎに述べるように大きかった。後縁切り込みの効果は全く認められなかった。

2. 前縁切り込みの後退角約  $60^\circ$  でも効果は多少認められたが、約  $70^\circ$  と  $90^\circ$  の効果が大きく、最大揚力係数は、1 を超え、原翼の約 18% 増であった。しかし横滑りのあるときは、前者の方が失速特性は良好であった。内向きの前縁切り込みは、その前縁より外側の流れに対しては、効果が認められたが、切り込みの後流側および内側に対しては、却って悪く、総体に剝離模様が不安定となった。

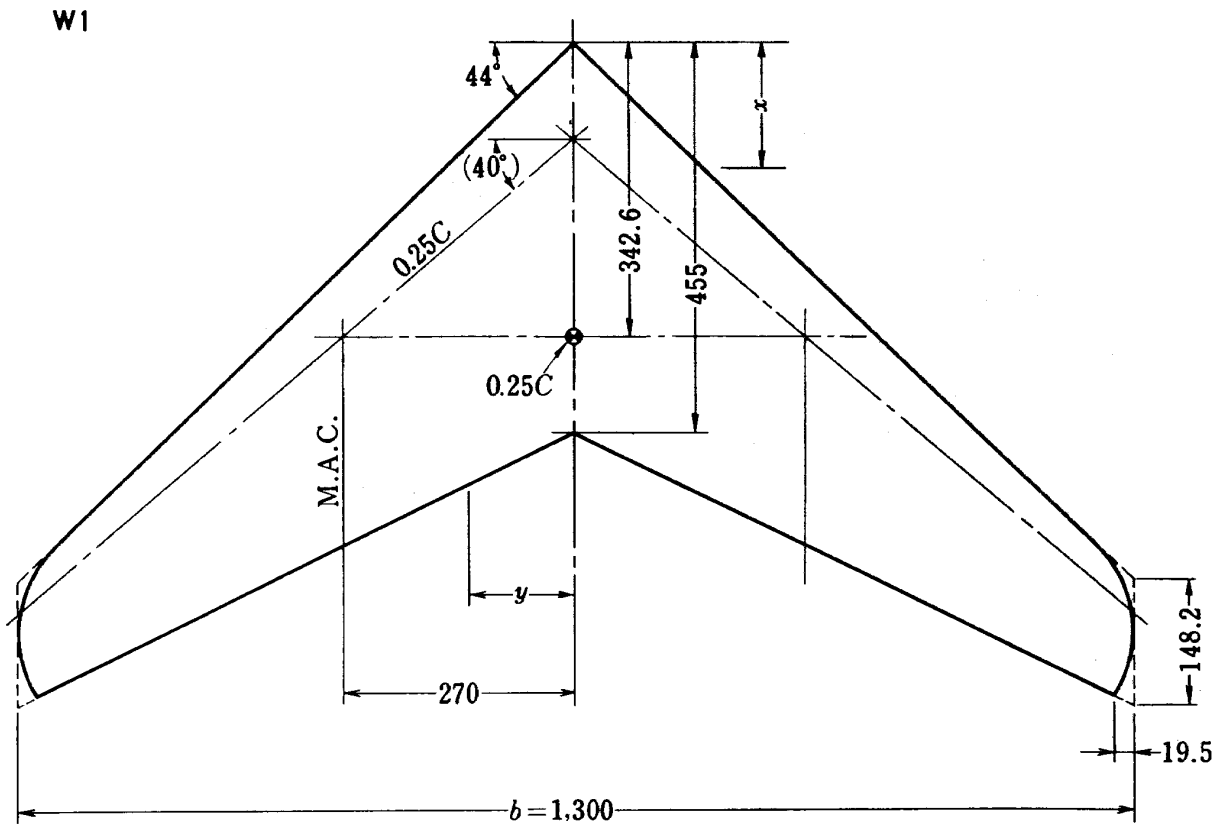
3. 前縁切り込みは、長いほど良い（内向きは悪い）が、その差は小さく、翼弦長の 6.25% までで十分の効果が認められ、50% までの必要はさらにないと判断された。

4. 前縁後退切り込みの最良位置の外側翼端付近に切り込みを追加すれば、失速特性は多少改善されるものの、その効果は小さかった。

本実験の実施に当っては、新型航空機第 5 研究グループ、廣末健一リーダー、北村清美主任研究官、村上義隆技官、荒井博君に多大の協力を頂いた。原稿の整理は、第 2 研究グループ野村直子嬢によった。

## 文 献

- 1) 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.
- 2) Joseph Black; Pressure Distribution and Boundary Layer Investigations on 44 degree Swept-Back Tapered Wing, A.R.C. C.P. 137 (1953/8).
- 3) Jane's All the World's Aircraft, (1967-68), p. 143, (1973-74), pp. 55~57.
- 4) 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	0.392m <sup>2</sup>
Mean aerodynamic chord	327.6
Aspect ratio	4.31
Taper ratio	0.326
Sweepback angle (L. E)	44°
(0.25C)	40°

[Note]

All dimensions are given in mm unless otherwise noted.

Figure 1 Details of basic wing 基本翼詳細

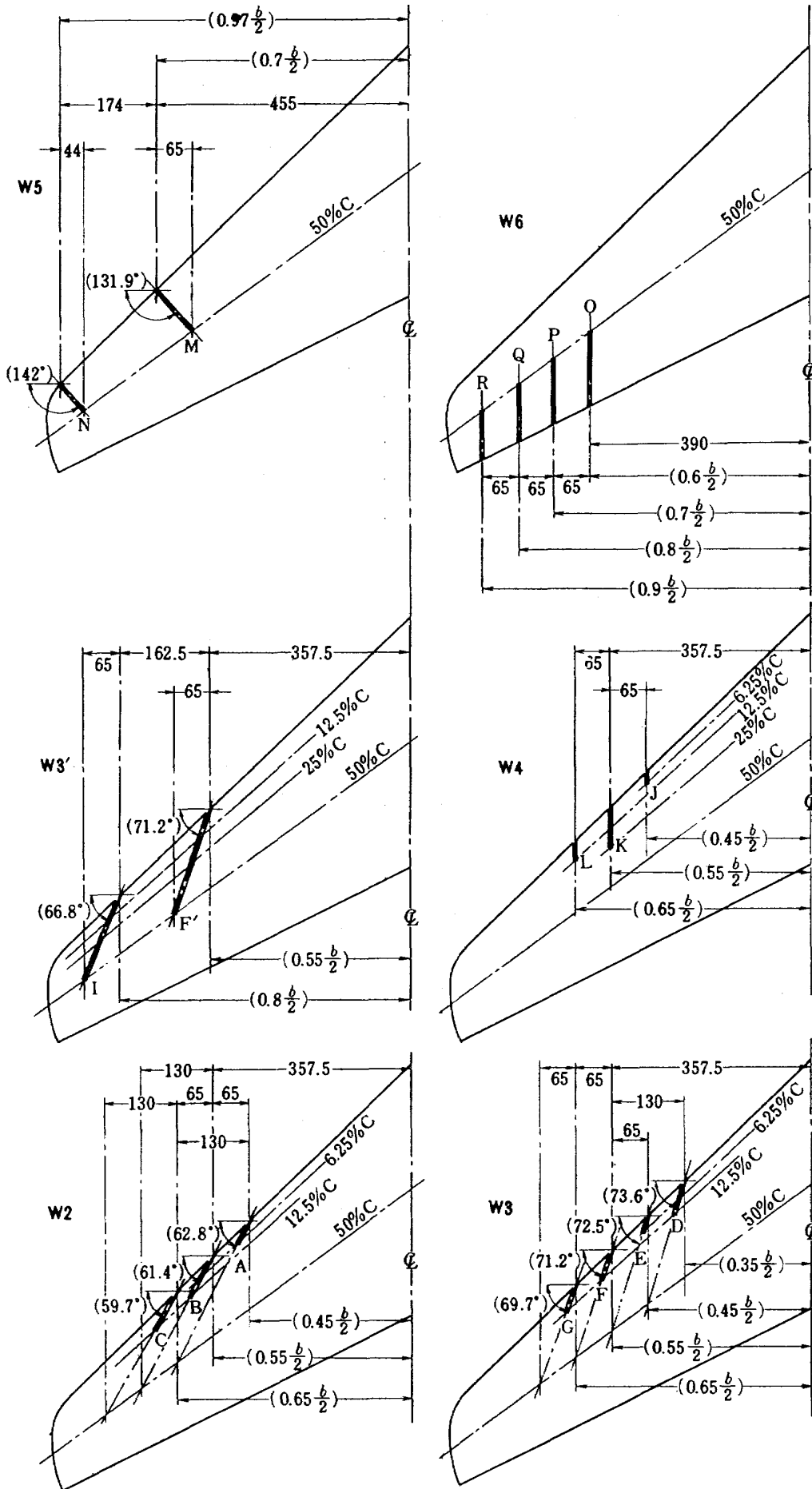


Figure 2 Details of slits 切り込み詳細



Table 1 Experimental cases 実験ケース

## Force Tests

Case	Wing W	Slits (Figure 2)	$\beta$ [°]	V (m/s)
1	1	—	0	30
2	"	—	-5	"
3	"	—	-10	"
4	6	O, P, Q, R	0	"
5	"	"	-5	"
6	"	"	-10	"
7	5	M, N	0	"
8	"	"	-5	"
9	"	"	-10	"
10	3'	F', I	0	"
11	"	"	-5	"
12	"	"	-10	"
13	6	O, Q	0	30
14	5	N	"	"
15	"	M	"	"
16	3'	F', 1/4, I 1/4	"	"
17	"	F' 1/4	"	"
18	"	F' 1/2	"	"
19	"	F'	"	"
20	"	F' 1/2, I 1/2	"	"
21	"	I	"	"
1	1	—	0	30
23	"	—	"	40
24	"	—	"	55
25	2	A	"	30
26	"	B	"	30
27	"	"	"	40
28	"	"	"	55
29	"	"	-5	30
30	"	"	-10	"
31	"	C	0	"
32	4	J	"	"
33	"	K	"	"
34	"	"	"	40
35	"	"	"	55
36	"	"	-5	30
37	"	"	-10	"
38	"	K 1/2	0	"

Case	Wing W	Slits (Figure 2)	$\beta$ [°]	V (m/s)
39	4	L	0	30
40	3	D	"	"
41	"	E	"	"
17	"	F(=F' 1/4)	"	"
43	"	"	"	40
44	"	"	"	55
45	"	"	-5	30
46	"	"	-10	"
47	"	F 1/2	0	"
48	"	G	"	"

[Note]

 $\alpha \doteq -10 \sim 26^\circ$  (at intervals of  $2^\circ$ )

Force ; 6 components

Slit fairing by clay-work

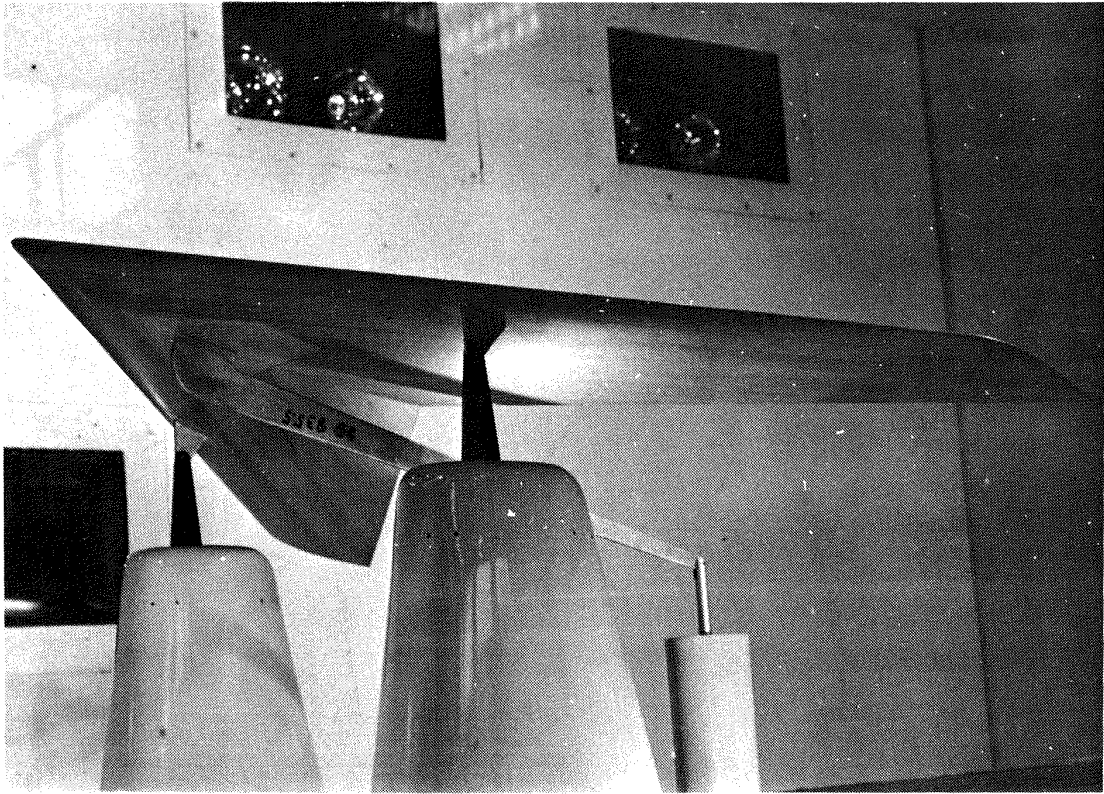
## Tufts Tests

Case	Wing W	Slits (Figure 2)	$\beta$ [°]	V (m/s)
1	1	—	0	30
2	"	—	-10	"
3	6	O, P, Q, R	0	"
4	"	"	-10	"
5	"	O, Q	0	"
6	5	M, N	"	"
7	"	"	-10	"
8	"	N	0	"
9	"	M	"	"
10	3'	F', I	"	"
11	"	"	-10	"
12	"	I	0	"
13	"	F'	"	"
14	"	F' 1/2	"	"
15	"	F' 1/4(=F)	"	"

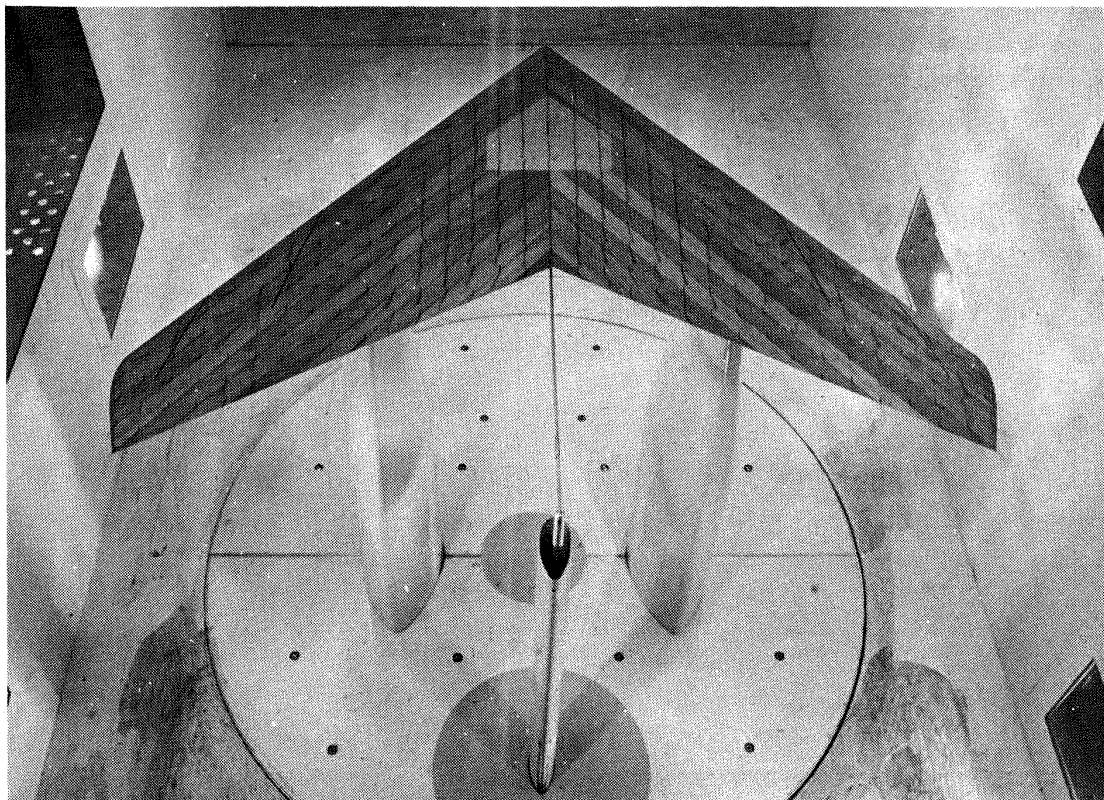
[Note]

 $\alpha \doteq 0 \sim 26^\circ$  (continuous for movie) $\alpha \doteq 0^\circ, 8^\circ, 10^\circ, 16^\circ, 20^\circ, 24^\circ, 28^\circ$ 

(for 35 mm photograph)



(a) Typical model installation 模型取付状況



(b) Tufts test 気流試験 ( $W3'$ ,  $V=30\text{m/s}$ ,  $\alpha=12^\circ$ )

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

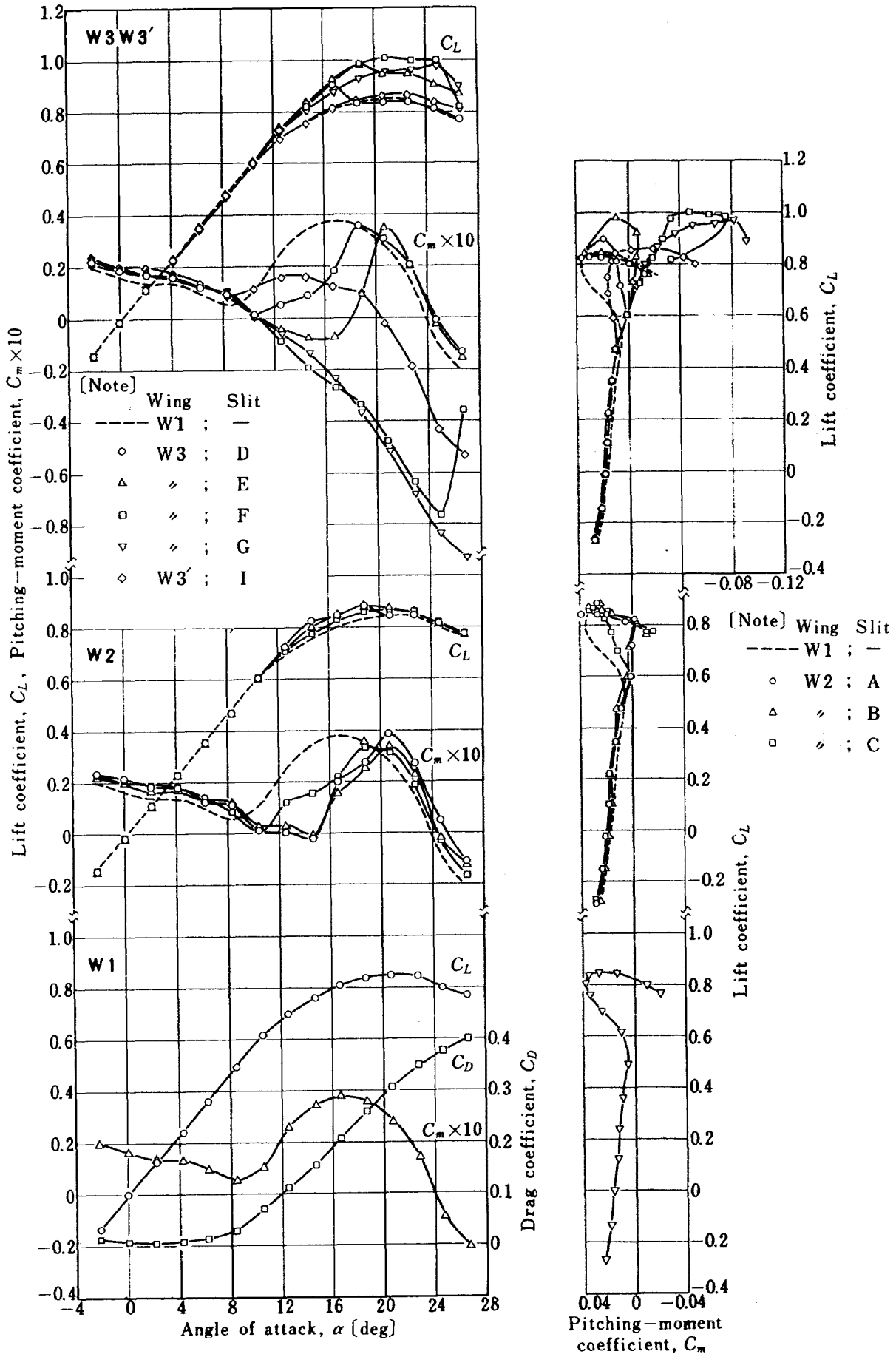


Figure 4 Force test results for various slits  
 各種切り込みに対する試験結果

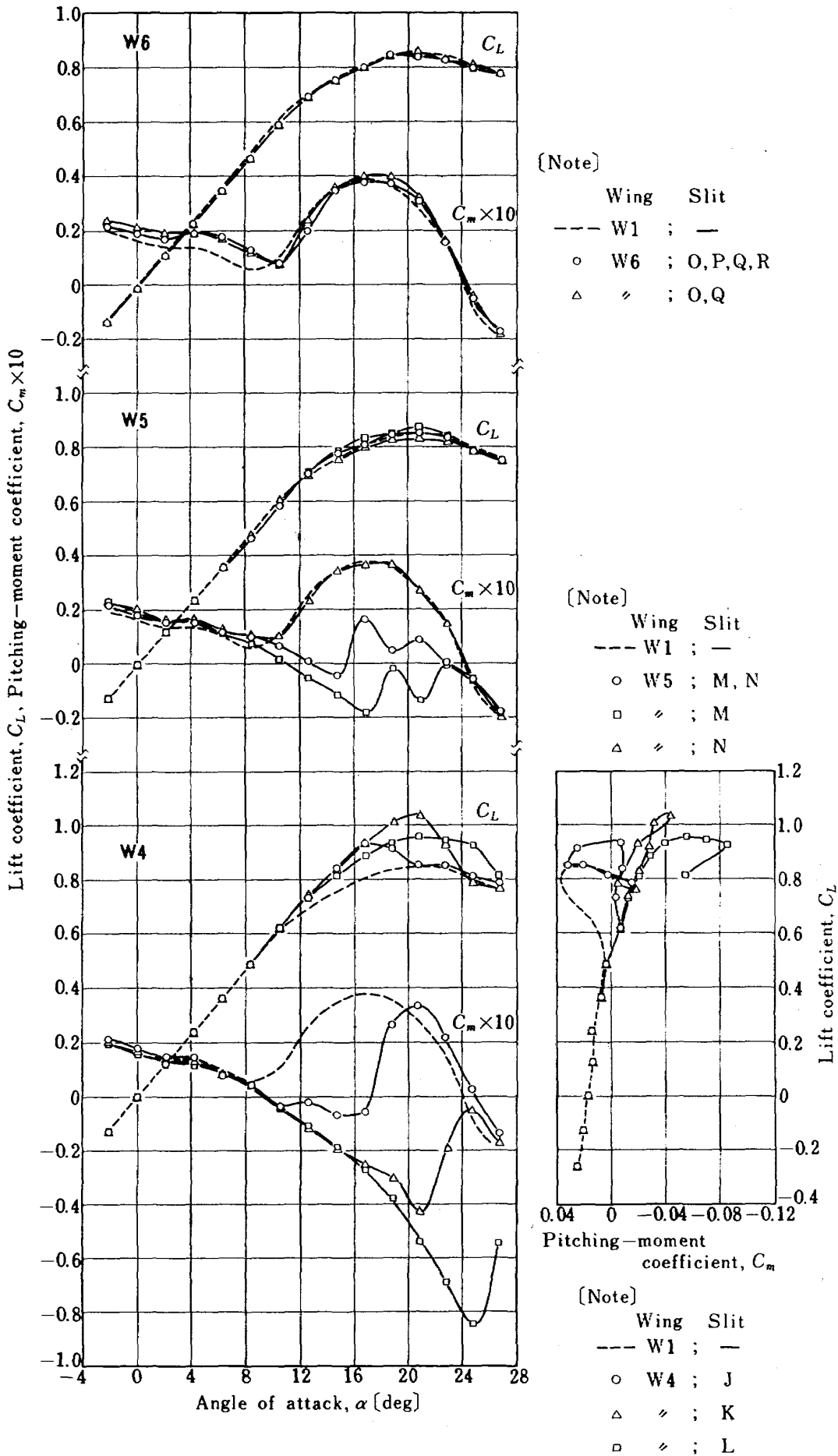


Figure 4 (Continued)

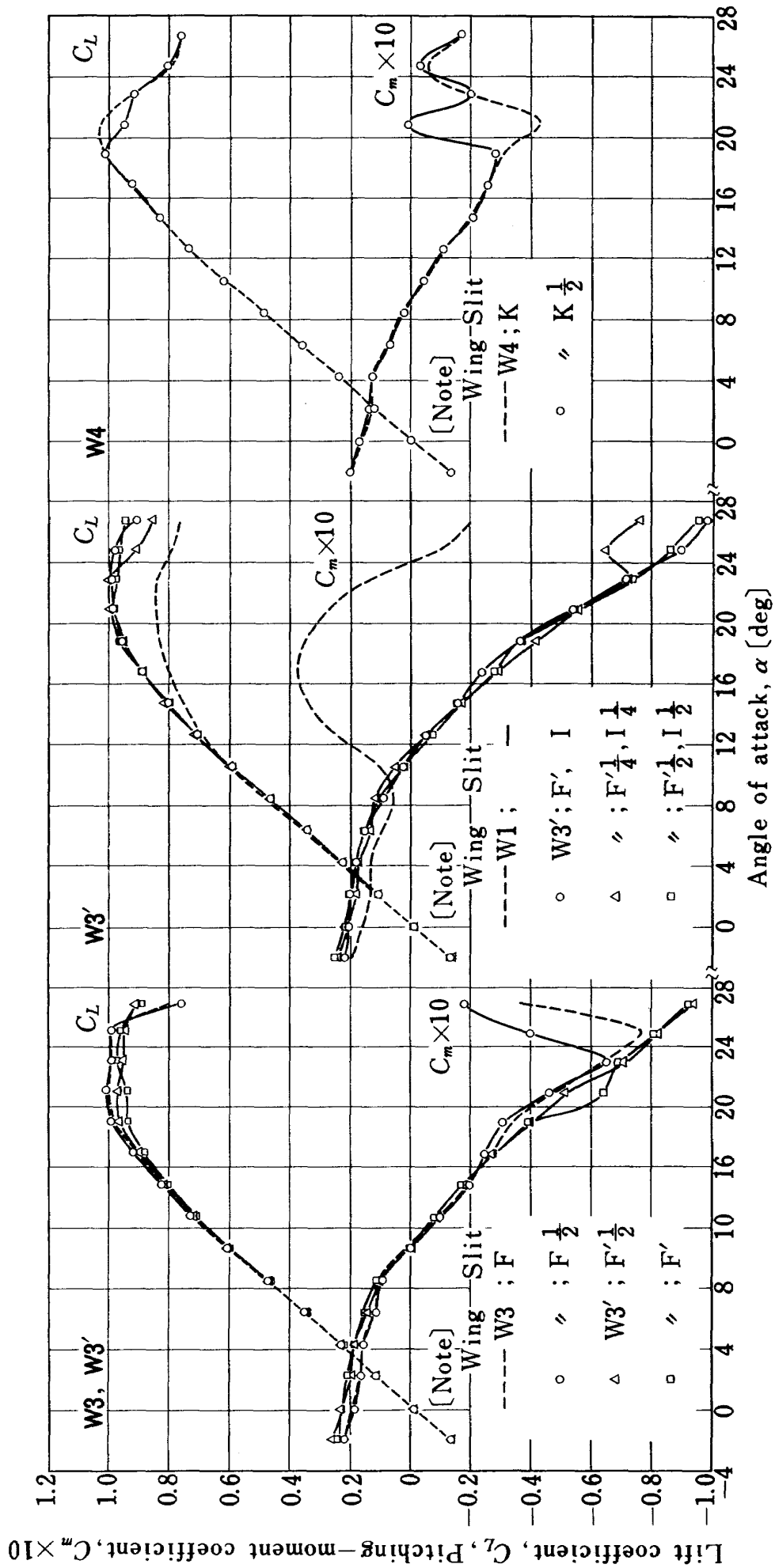


Figure 5 Lift and pitching moment for effective slits  
効果的な切り込みの揚力と縦揺れモーメント

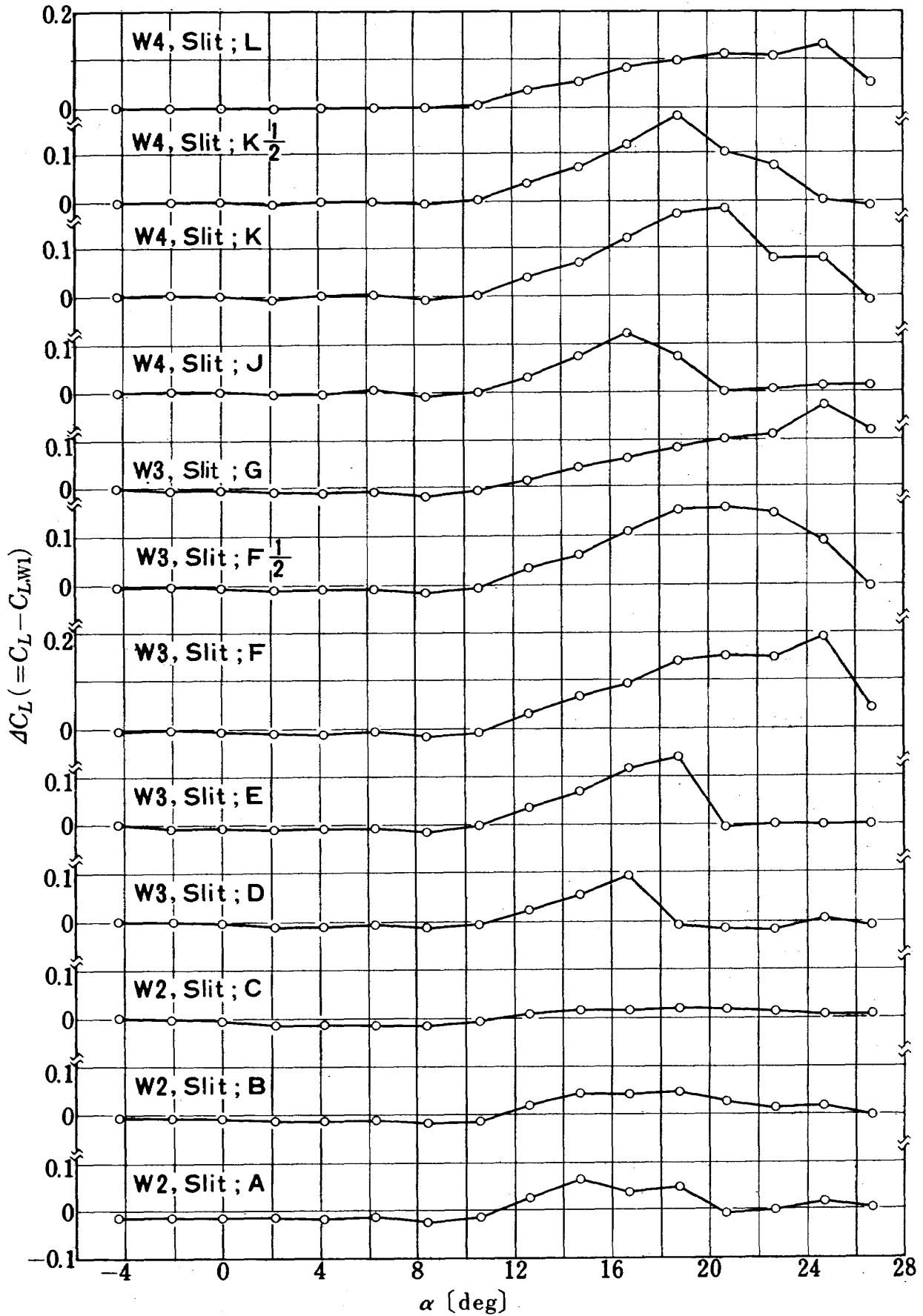


Figure 6 Lift increment by the slits 切り込みによる揚力増加

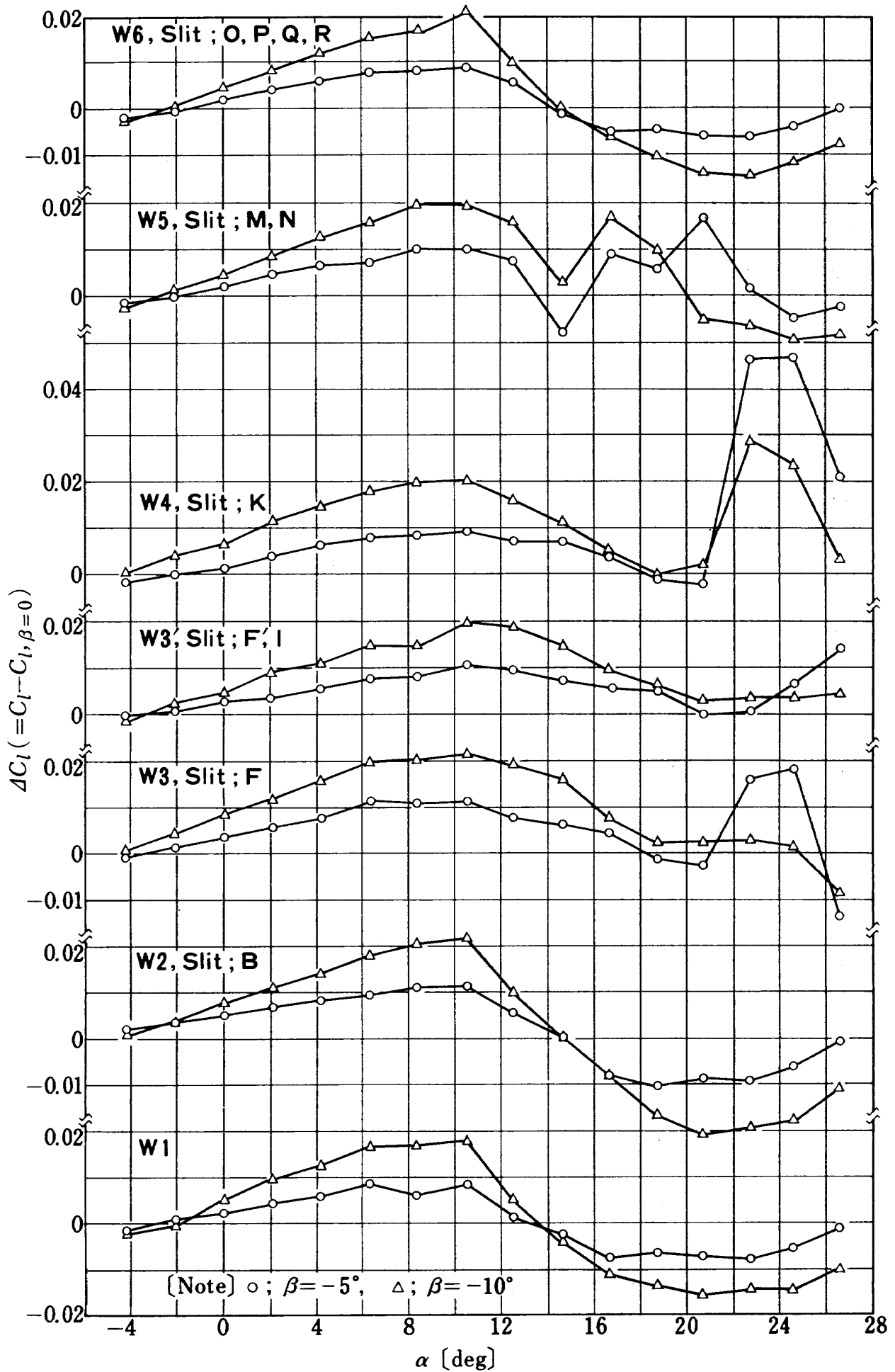


Figure 7 Side slip effects for various slits  
各種切り込みの横滑り効果

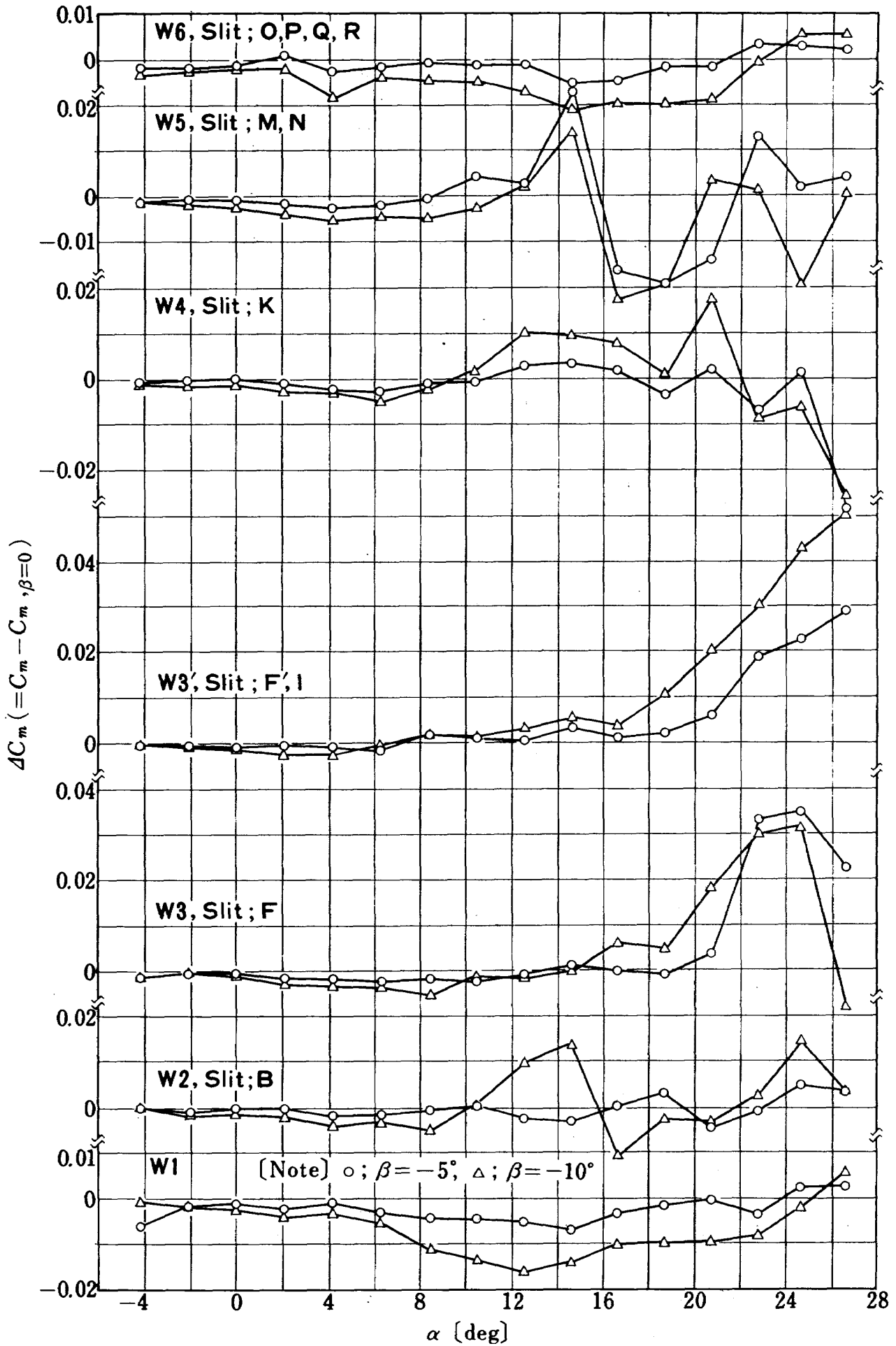


Figure 7 (Continued)



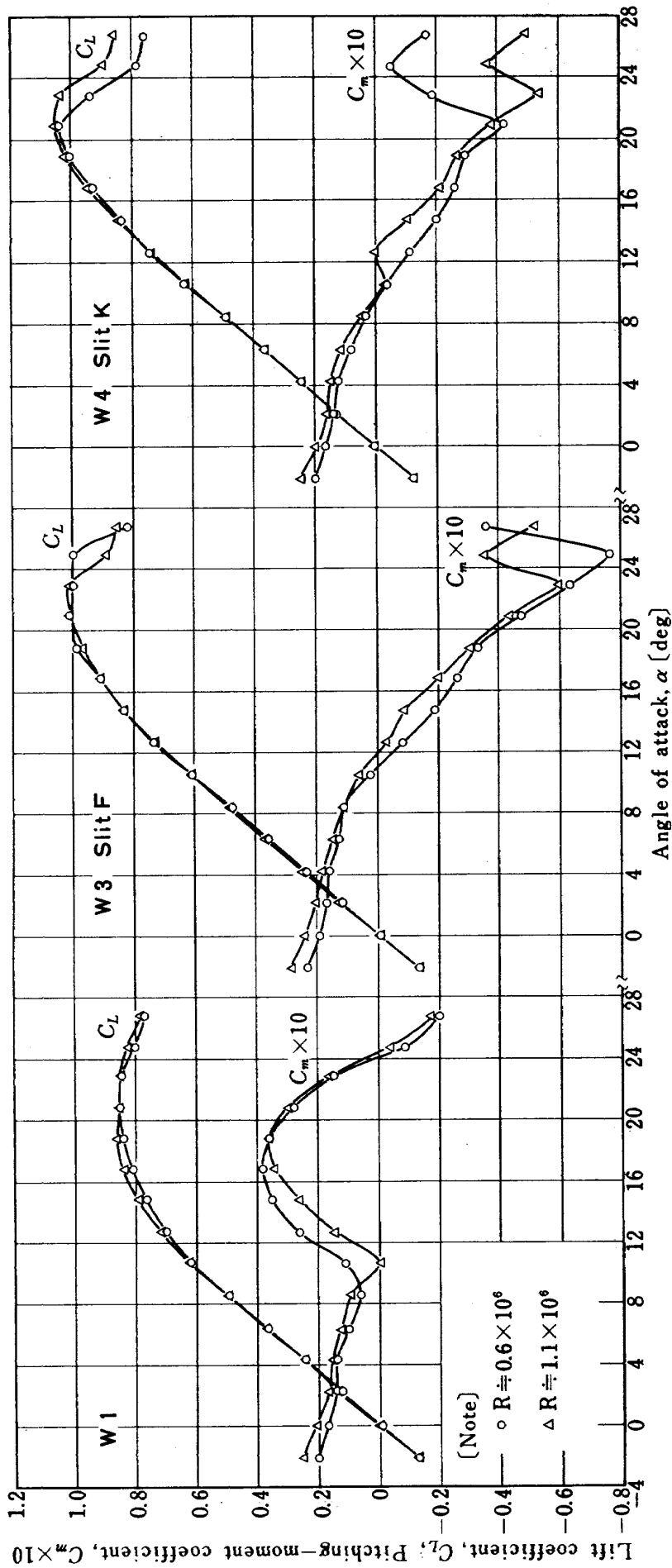


Figure 8 Reynolds number effects レ1ノルズ数効果

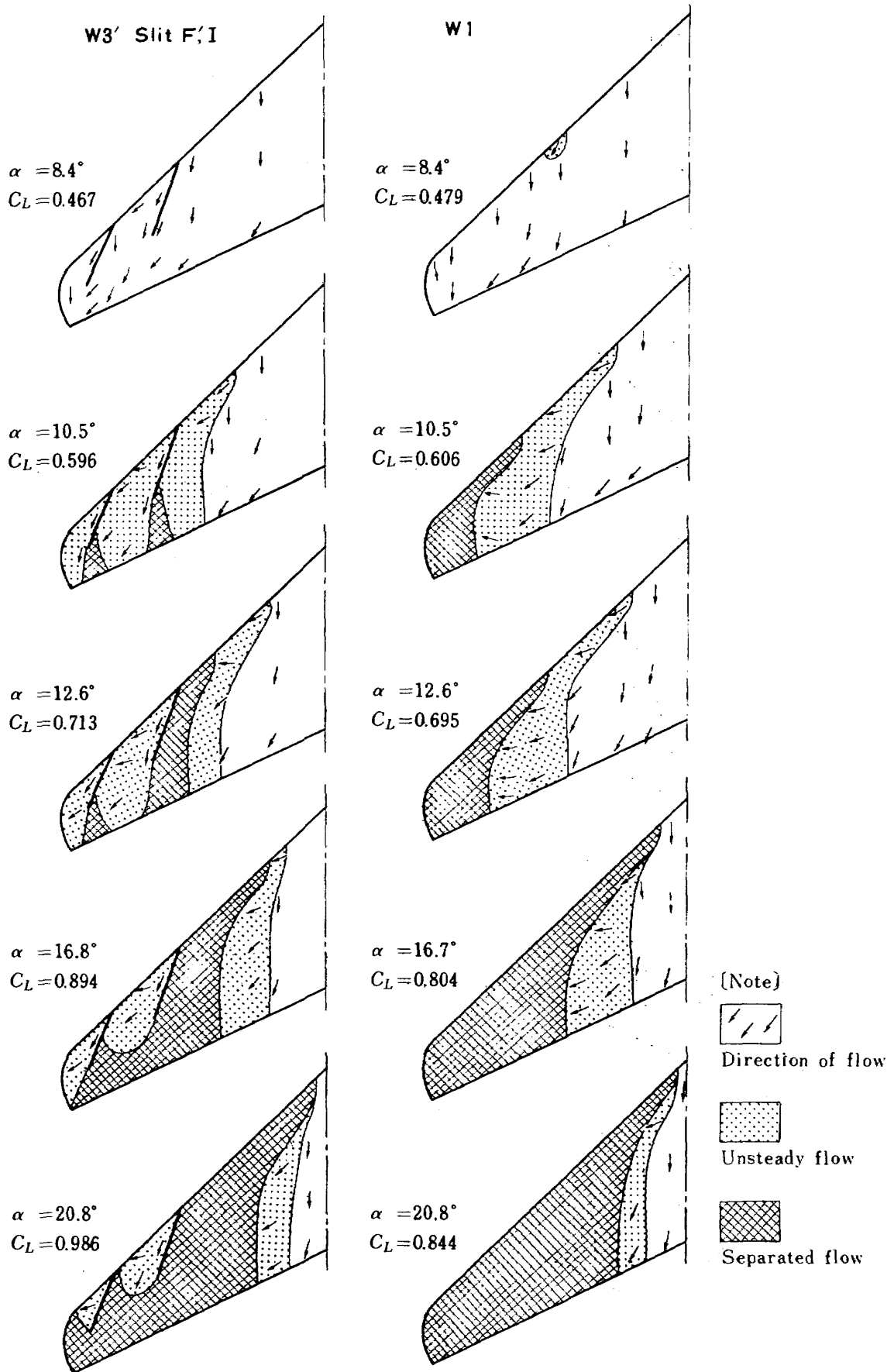


Figure 9 Tufts test results for  $\beta = 0^\circ$   
 $\beta = 0^\circ$  に対する気流試験結果

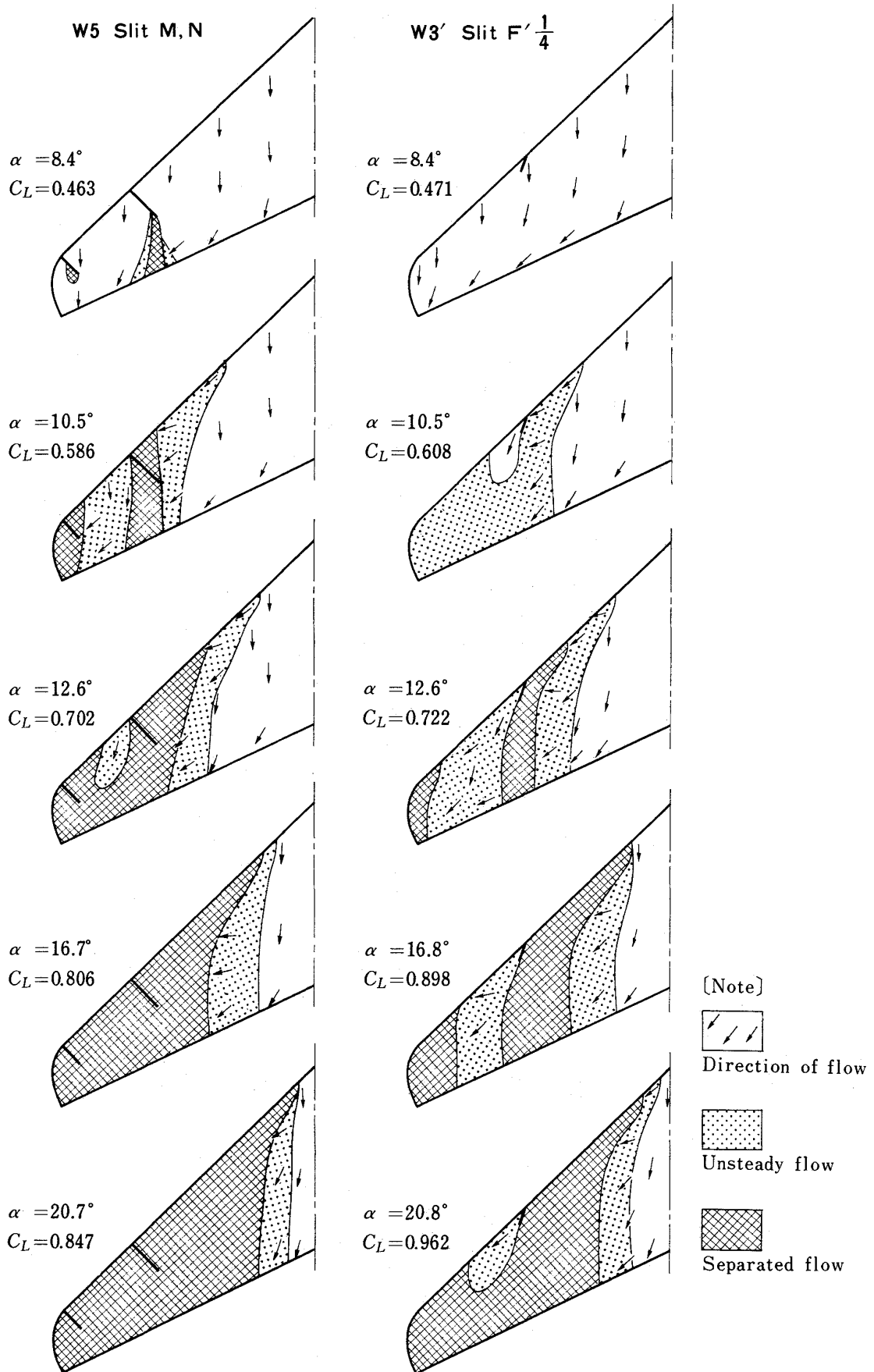


Figure 9 (Continued)

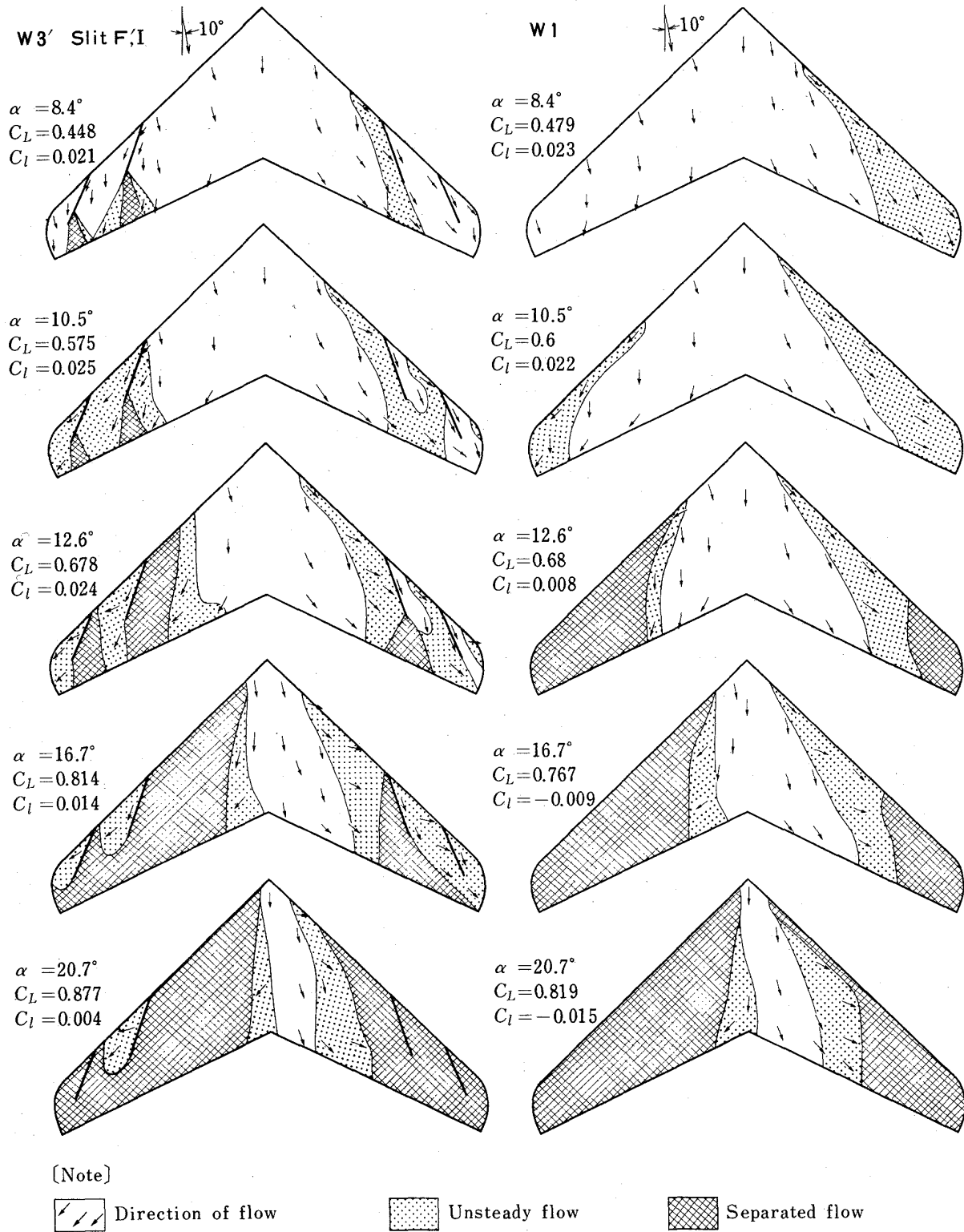


Figure 10 Tufts test results for  $\beta = -10^\circ$   
 $\beta = -10^\circ$  に対する気流試験結果

---

## 航空宇宙技術研究所資料 302号

昭和 51 年 6 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 共 進  
東京都杉並区久我山 4-1-7(羽田ビル)

---

