

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-322

40° 後退翼の非対称翼端板に関する低速風洞実験

宮本義人・岡田典秋
北村清美・村上義隆

1976年12月

航空宇宙技術研究所
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

40° 後退翼の非対称翼端板に関する低速風洞実験*

宮本 義人**、岡田 典秋**

北村 清美**、村上 義隆**

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。このような後退翼は、直線翼に比べて、最大揚力係数 $C_{z\max}$ および揚力傾斜 $C_{z\alpha}$ が減少する。この為、高揚力装置の翼スパンに占める割合が大きくなり、横操縦装置は、著るしく圧迫される。その打解策を模索するために翼端板による横操縦の効果の予備検討を行なうべく本研究を実施した。翼端板による有効アスペクト比増大効果に関する実験を主体とした研究は従来から行なわれているが^{1),2)} 非対称翼端板に関する研究は殆んど行なわれていない。ここでは、後退角 40° の後退翼模型に 3 種類の形状の翼端板を取付け、左端板角を -90° から +90° まで変化させ横揺れモーメントを発生させることを試みたので、報告する。

2. 記号

b (mm); 翼幅
 C ; 翼弦長
 C_x ; 抵抗係数
 C_y ; 横力係数
 C_z ; 揚力係数(上向きを正)
 C_l ; 横揺れモーメント係数(右翼下げを正)
 C_m ; 縦揺れモーメント係数(MAC 25%基準)
 C_n ; 偏揺れモーメント係数
 $C_{m\alpha}$; 縦の静安定 $\partial C_m / \partial \alpha$
EP0~EP3 ; 翼端板の記号
LE ; 前縁
MAC ; 平均空力翼弦
Re ; レイノルズ数
 α [°]; 迎角
 β [°]; 横滑り角(右面に風を受ける場合を正)
 δ [°]; 左翼板角(上向きを正)

添字記号

* ; $\delta = 0$ に対する増分

Δ ; $\beta = 0$ に対する増分

max ; 最大値

min ; 最小値

3. 模型

風洞試験に使用した模型の形状は、既に、圧力分布、流れの方向等の特性が判明しているものを使用した。^{3),4),5)} 模型は基本翼⁵⁾に翼端板を取り付けられるように翼端部を整形し、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、翼端部を除いて外形線や断面形は基本翼と同一である。

基本翼の形状(翼端部は点線で示されている)寸法を Figure 1 に示す。翼端板を取り付けられるように翼端部を整形する前の基本翼の外形線を実線で表わしてある。翼端板取り付け部分の詳細図、翼端板の形状寸法および取り付け角を Figure 2 に示す。翼端部の整形は、Figure 2(c)の断面図で示すように、翼端より内側 19.5 mm の翼型断面と翼端とを円弧で結んで行なった。そして、翼端板を差し込めるように 1 mm の切り込みをいれ、翼端板を固定するためにネジ穴を 3 カ所設けた。

翼端板は Figure 2(b) に示すように 3 種類製作し、全て厚さ 1 mm の真鍮板を使用し、外周は面取りを施してある。各翼端板は EP1, EP2, EP3 の記号で表わし、基本翼は EP0 で表わす。EP1 は母翼の前後縁を延長した型、EP2 と EP3 は、端板部分で渦を発生させることを試みたもので EP2 は前縁を張り出した犬歯型とし翼端渦と逆方向の渦を、EP3 は前縁に小翼を取り付け翼端を後退させた形状で翼端渦と同方向の渦を発生させようとしたものである。翼端板の翼幅方向の長さは、EP1, EP2 および EP3 全て 6.5 cm (0.1 $b/2$) であり、片側端板の面積はそれぞれ約 87, 106, 48 cm^2 である。翼端板の取り付け状態を Figure 2(a) に示す。右翼端板角は 0° 一定とし、左翼端板角は 0°, $\pm 30^\circ$, $\pm 60^\circ$, $\pm 90^\circ$ の角度で曲げ加工を施しておき、実験時には単に翼端板を差し込みネジでとめるようにし、着脱を容易にした。

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で行ない、測定

* 昭和51年9月18日 受付

** 新型航空機研究グループ

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。模型取付け状況は, 文献 5 と同様であり, 6 分力測定, 及び気流試験を行なった。(Figure 3)

6 分力測定値は生のまゝ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なった。

気流試験には, 長さ約 3 cm の黒のししゅう糸を気流糸として用い, 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, 0°, 8°, 10°, 12°, 16°, 20°, 24° の各迎角において 35mm 写真の撮影を行なった。

5. 実験内容

実験内容を Table 1 に示す。風速は全 case 30m/s で行ない, レイノルズ数 Re は基本翼の平均空力翼弦 (MAC) 長 32.8 cm を基準として 0.6×10^6 である。右翼端板角を全 case で 0° 一定に保ち, 左翼端板角 δ を 30° 間隔で +90° から -90° まで変化させた。横滑り時の効果を調べるために, $\beta = \pm 5^\circ, \pm 10^\circ$ についても実験を行なった。($\delta = 0^\circ$ の場合は $-5^\circ, -10^\circ$ のみ)

6. 実験結果

6.1 各種翼端板の $\delta = 0^\circ$ における 3 分力特性

各翼端板形状による翼特性の相違を知るために, 左翼端板角 $\delta = 0^\circ$ における揚力, 抵抗および縦揺れモーメントの特性ならびに基本翼の特性を Figure 4 に示す。全ての空気力諸係数は基本翼の翼面積 0.392 m^2 , 平均空力翼弦長 0.328 m 等を基準として求めた。

文献 5 によると基本翼 EP0 では, $\alpha = 8.4^\circ$ までは流れが翼表面に沿っており, 迎角とともに C_z は直線的に増し, C_m は, 頭下げ傾向を生じ ($C_{m\alpha} < 0$), また C_x は $\alpha = 2.2^\circ$ での最小値 $C_{x\min} 0.0063$ からの増え方も緩やかである。 $\alpha = 8.4^\circ$ を過ぎると翼端に剥離を生じ, 迎角とともに内側へ進行していくために, C_z の増分は徐々に減少し, ついに $\alpha = 20.8^\circ$ で $C_{z\max} = 0.848$ 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 ($C_{m\alpha} > 0$), C_x はほぼ直線的に急激に増加する。

EP1, EP2 および EP3 の各翼特性は以下のようである。最大揚力係数は基本翼 EP0 に比べ翼端板による翼面積の増加による伸びが認められる。各翼端板の基本翼に対する翼面積の増加分と $C_{z\max}$ の増加分はそれぞれ EP1 ; 4.4%, 8.7%, EP2 ; 5.4%, 9.9%, EP3 ; 2.5%, 3.4% であり, いずれもアスペクト比が増大する為 $C_{z\max}$ の増加分が翼面積の増加分よりも勝っている。縦揺れモーメントは基本翼の平均空力翼弦の前縁から 25

%の点を基準にしている為に傾斜が急になっているが, $C_{m\alpha}$ の符号が変化する迎角は, 基本翼とほぼ同一である。図において C_m 曲線が $\alpha = 0$ の場合に原点を通らず $C_m \approx 0.02$ となっているのは, 天秤支持金具や天秤支柱の影響と思われる。抵抗は, 翼端板の追加により増加する。気流試験の結果は, 文献 5 に示された基本翼 EP0 の特性とほぼ同様であり, EP2, EP3 においても, 端板形状による渦発生の効果はあまり認められなかった。

6.2 非対称端板角度と横操縦効果

各翼端板による横操縦効果を知るために偏揺れ角 0° において右翼端板を 0° に固定したまま左翼端板角 δ を 30° 間隔で -90° から 90° まで変化させたときの横揺れモーメントを迎角をパラメータとして Figure 5 に示す。

各係数について * 印は, 左翼端板角をとった場合の係数から左翼端板角 0° の場合の係数を差引いた数値を示す。パラメータとしての迎角は, 翼表面上に剥離が生じていない範囲ということで, 2° 間隔で $0^\circ \sim 8^\circ$ とした。

横揺れモーメント係数 C_l^* の特性 (Figure 5) を以下に記す。EP1 ; δ 正側では, C_l^* の大きさは, α をパラメータとしてほぼ δ に比例する。これに対し, δ の負側では, C_l^* は δ をとることにより減少するが比例関係は認められず, また他の EP2, EP3 と比較しても, EP1 の δ (-) 側だけが異質な振舞を示している。これは, 測定誤差と思われる。EP2 ; δ 正側は EP1 とほぼ同様であるが, δ 負側は $\delta = -30^\circ$ での C_l^* の迎角に対する変化が δ 正側に比べて小さいという以外は δ 正側との間にほとんど差異は認められない。EP3 ; δ 正および δ 負側とも $\alpha = 0^\circ, 2^\circ$ において逆の効果がみとめられ, また C_l^* の絶対値は EP1, EP2 に比べ小さいが, これは翼端板面積が 3 つの中で一番小さいこと, 翼端板形状の相違などが原因と思われる。いずれにしても翼端板を傾けることにより, 翼端板の有効面積 (翼端板の翼平面上への射影面積) が減少し, その部分の揚力が失われ左右両翼に揚力差が生じると考えれば納得できる。

これまでは $\alpha = 0^\circ$ から 8° までの特性について調べてきたが, ここでその範囲外の翼端板効果を知るために, $\delta = 30^\circ, 60^\circ, 90^\circ$ について失速角付近までの揚力係数 C_z と横揺れモーメント係数 C_l^* の関係を Figure 6 に示す。前述したように, 各翼端板とも $\alpha = 8^\circ$ ($C_z \approx 0.5$) まではほぼ直線的に C_l^* が増すが, EP1 および EP3 は $\alpha = 8^\circ$ を過ぎるとほぼ一定値となる。これは, 翼端板が剥離領域内に含まれ, また剥離領域内における静圧は迎角によってさほど変化しない³⁾ ということから生じるものと思われる。しかし, EP2 は失速付近まで大体直線性が保たれている。 $\delta = 90^\circ$ の場合でも $\alpha = 18^\circ$ ($C_z = 0.884$,

$C_l^* = -0.016$) までほぼ直線的に増している。これは、EP2 の翼端板形状が大きく影響しているものと思われる。すなわち EP2 は前縁部が張り出した犬歯型をしており、ドッグトゥースと同じ様にこの前縁不連続部分から渦が発生し、翼端部の流れを安定さすものと考えられる。

このように横操縦装置としての非対称端板は、操舵による抗力の変化が少なく、また横揺れモーメント係数 C_l が端板角 δ と揚力係数 C_z にほぼ比例する。この結果、定常飛行状態では、操舵による横揺れモーメントの大きさは速度によらずほぼ端板角 δ に比例する。

6.3 非対称端板角度による偏揺れ

偏揺れモーメント係数 C_n^* の特性 (Figure 7) は、各翼端板とも同じような傾向を示す。 δ 正側では負のモーメントが生じ、 $\alpha = 6^\circ$ までは迎角が増すに従い大きさも増すが、 δ による変化は余りない。しかし、 $\alpha = 8^\circ$ では C_n^* の大きさが減少し、 $\delta = 30^\circ$ で最大となり、 $\delta = 90^\circ$ でほぼ 0 となっている。これは、 8° という迎角で翼端に剝離が発生し始めることに起因するものと思われる。 δ 負側では、 δ 正側とは逆に正のモーメントが生じ、 $\delta = -60^\circ$ までは C_n^* はほぼ直線的に増加し、その後はほとんど一定な値となる。また、 δ 正側では $\alpha = 8^\circ$ において減少しているのに対し、 δ 負側では EP3 を除いて C_n^* の値は増大している。 δ 正側と δ 負側の絶対値を比較すると、 δ 正側は各翼端板とも同程度であるが、 δ 負側では EP1, EP2 は δ 正側のほぼ 3 倍、EP3 はほぼ 2 倍の値となっている。

この結果、横操縦装置として端板角を正にとった場合には、操舵による偏揺れモーメントは、スポイラの場合と同様に望ましい向きに発生する。逆に端板角を負にとった場合には、偏揺れモーメントは、補助翼の場合と同方向に発生する。

6.4 非対称端板角度による横力

横力係数 C_y^* の特性 (Figure 8) は、偏揺れモーメント係数 C_n^* の特性の符号を逆にすれば、絶対値が異なる以外はほとんど C_n^* と同じような傾向を示す。

偏揺れモーメントと横力を見比べると、 δ 正の場合偏揺れモーメントは負、横力は正であり、 δ 負の場合はそれぞれ正、負となり、横力の風圧中心が MAC 25% の後方にあることが知れる。これは、端板自体が翼として作用する為で、翼端板の位置が基本翼の MAC 25% の後方に存在する為で、左翼端板を上方に傾けたときは翼端板に右向きの力 [$C_y^* > 0$] が働き、下方に傾けたときは左向きの力 [$C_y^* < 0$] が働き、その結果偏揺れモーメントはそれぞれ左周りのモーメント [$C_n^* < 0$]、右周りのモ

ーメント [$C_n^* > 0$] となるものと思われる。

6.5 横滑り時の端板の効果

横滑りに対する非対称端板の効果を調べる為に EP1 の左翼端板角 δ を $\pm 90^\circ$ として、偏揺れ角 β を $\pm 5^\circ$ 、 $\pm 10^\circ$ として実験を行なった。EP1 に対する横滑り角 $\beta = 0$ からの差 $\Delta C_l (= C_l - C_{l\beta=0})$ 、 ΔC_n 、 ΔC_y の迎角 α に対する変化を Figure 9 に示す。

ΔC_l 、 ΔC_n 、 ΔC_y に対しては、端板角 δ 正、 δ 負によらず、ほぼ同様な傾向を示している。 ΔC_l では、 α が $-2^\circ \sim 14^\circ$ 付近まで上反角効果と同様の復元性を有しその大きさは、 δ 正の方が大きく、また範囲も広い。

ΔC_n は、ほぼ $\alpha \approx 18^\circ$ 付近まで復元性を有し、 ΔC_y では、ほぼ全迎角で復元性を有している。

7. むすび

以上、後退翼の非対称翼端板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° 、アスペクト比 4.31、テーパー比 0.326、翼厚比 10% の翼に、片側面積比 2.2, 2.7, 1.25% の 3 種類の端板を取り付けて 6 分力の測定を行なった。

実験の結果、横揺れモーメント係数は、端板角と揚力係数にほぼ比例するが、端板角が正と負ではかなりの差が認められ前者の方が良好である。

非対称端板の偏揺れモーメントに及ぼす影響は、端板角正の場合は、スポイラ、負の場合は、補助翼の場合と同方向のモーメントを発生する。非対称端板により横力を発生するが、その方向は、端板角正の場合と負の場合は、逆向きである。

本実験の実施に当っては、新型航空機第 2 研究グループ滝沢直人リーダー、第 5 研究グループ広末健一リーダーに多大の協力を頂いた。図および原稿の整理は第 2 研究グループ鈴木圭子、翁栄子両嬢の協力を得た。

文 献

- 1) John M. Riebe and James M. Watson; The Effect of End Plates on Swept Wings at Low Speed, NACA TN 2229, 1950.
- 2) D. R. Riley; Wind-tunnel Investigation and Analysis of the Effects of End Plates on the Aerodynamic Characteristics of an Unswept Wing, NACA TN 2440 (1951/8).
- 3) 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.

- 4) Joseph Black; Pressure Distribution and Boundary Layer Investigations on 44 degree Swept-back Tapered Wing, A. R. C., CP 137 (1953/8).
- 5) 滝沢直人, 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)
- 6) 広末健一, 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)

Table 1 Experimental cases 実験ケース

Force Tests

case	wing EP	δ [°]	β [°]
1	1	0	0
2	"	"	-5
3	"	"	-10
4	"	30	0
5	"	60	"
6	"	90	"
7	"	"	-5
8	"	"	-10
9	"	"	5
10	"	"	10
11	"	-30	0
12	"	-60	"
13	"	-90	"
14	"	"	-5
15	"	"	-10
16	"	"	5
17	"	"	10
18	2	0	0
19	"	"	-5
20	"	"	-10
21	"	30	0
22	"	60	"
23	"	90	"
24	"	"	-5
25	"	"	-10
26	"	"	5
27	"	"	10
28	"	-30	0
29	"	-60	"
30	"	-90	"
31	"	"	-5
32	"	"	-10
33	"	"	5
34	"	"	10
35	3	0	0
36	"	"	-5
37	"	"	-10
38	"	30	0
39	"	60	"

case	wing EP	δ [°]	β [°]
40	3	90	0
41	"	"	-5
42	"	"	-10
43	"	"	5
44	"	"	10
45	"	-30	0
46	"	-60	"
47	"	-90	"
48	"	"	-5
49	"	"	-10
50	"	"	5
51	"	"	10

[Note]

 $\alpha \div -10 \sim 26^\circ$ (at intervals of 2°) δ ; left end plate angle

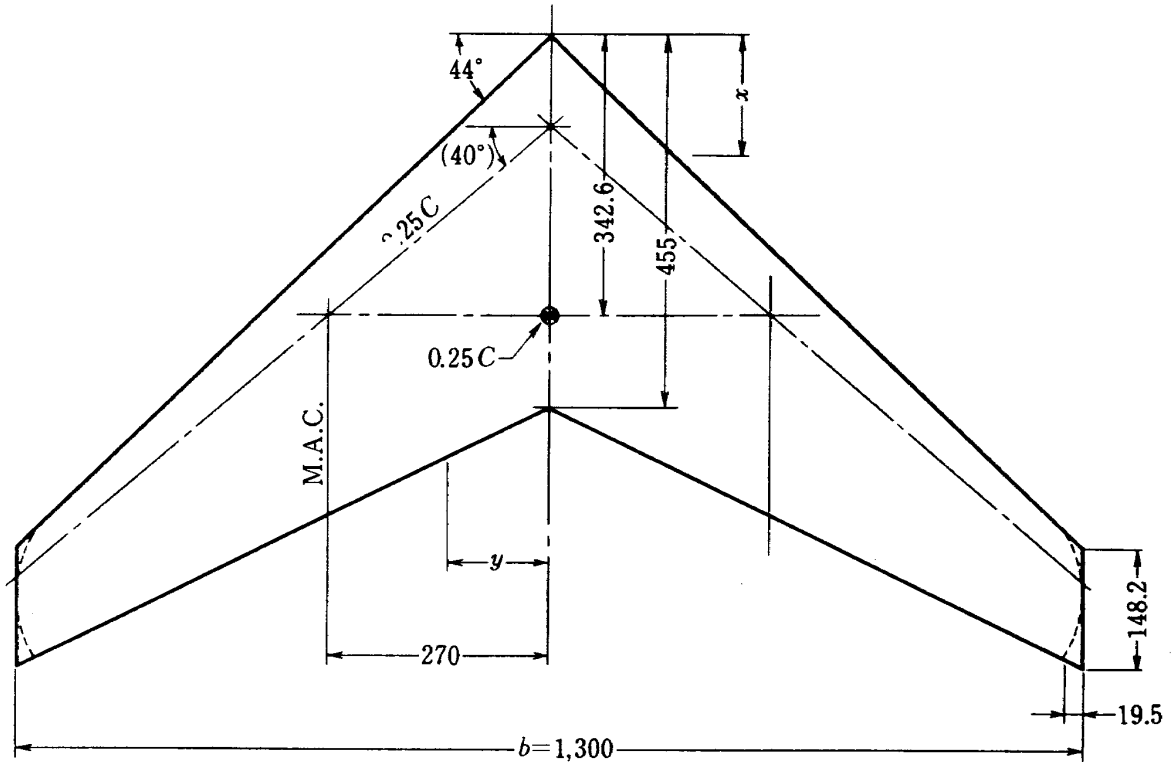
Tufts Tests

case	wing EP	δ [°]	β [°]
1	1	0	0
2	"	0	-10
3	2	0	0
4	"	0	-10
5	3	0	0
6	"	0	-10
7	2	90	0
8	"	-90	0

[Note]

 $\alpha \div 0, 8, 10, 12, 16, 20, 24, 28^\circ$

(for 35 mm photograph)



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 ²
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.
----- ; Basic wing

Figure 1 Details of wing except end plate 翼詳細

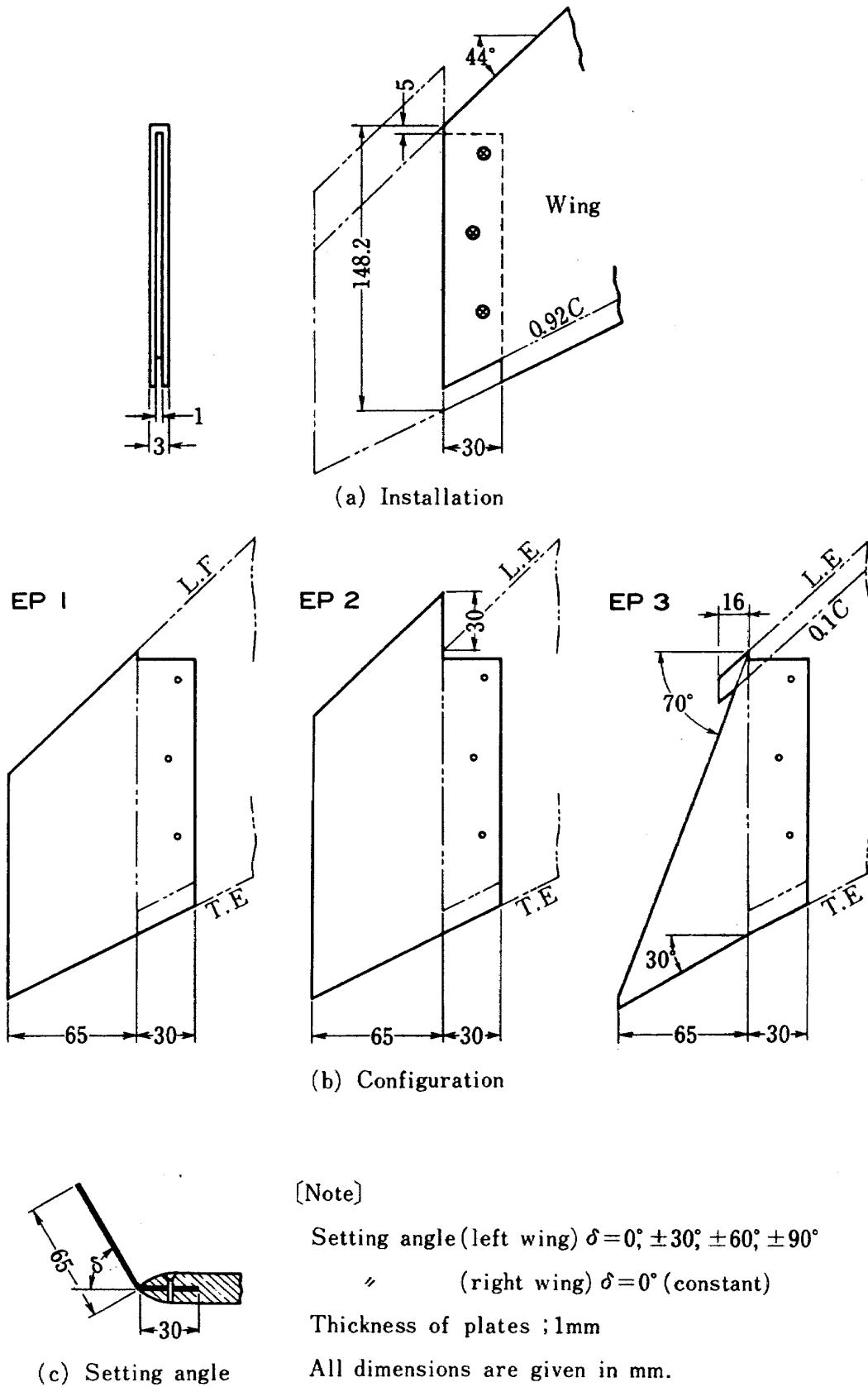
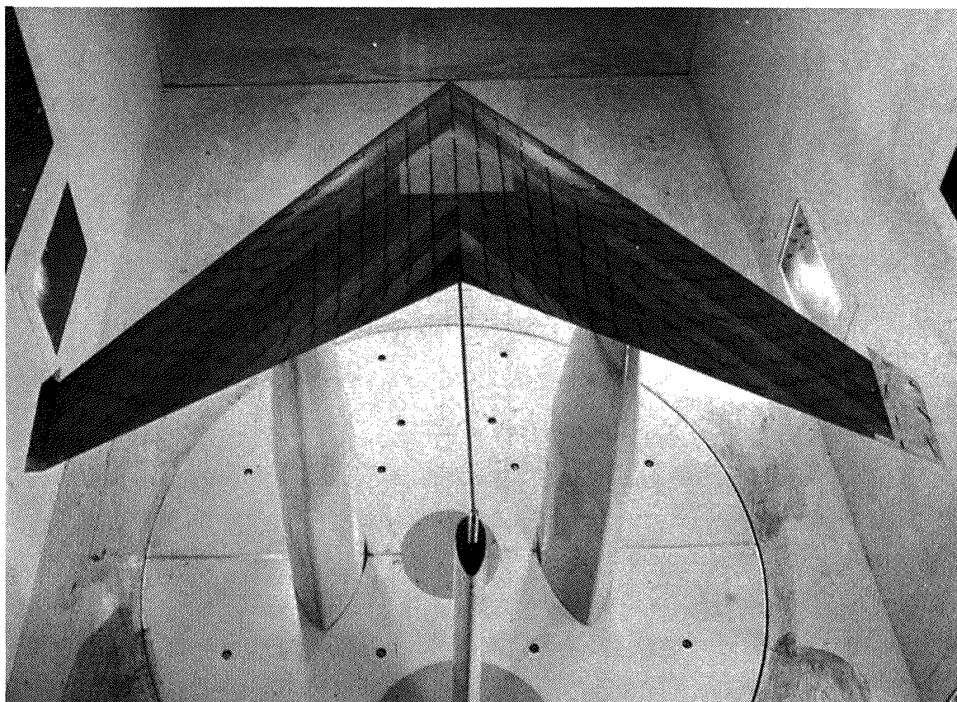
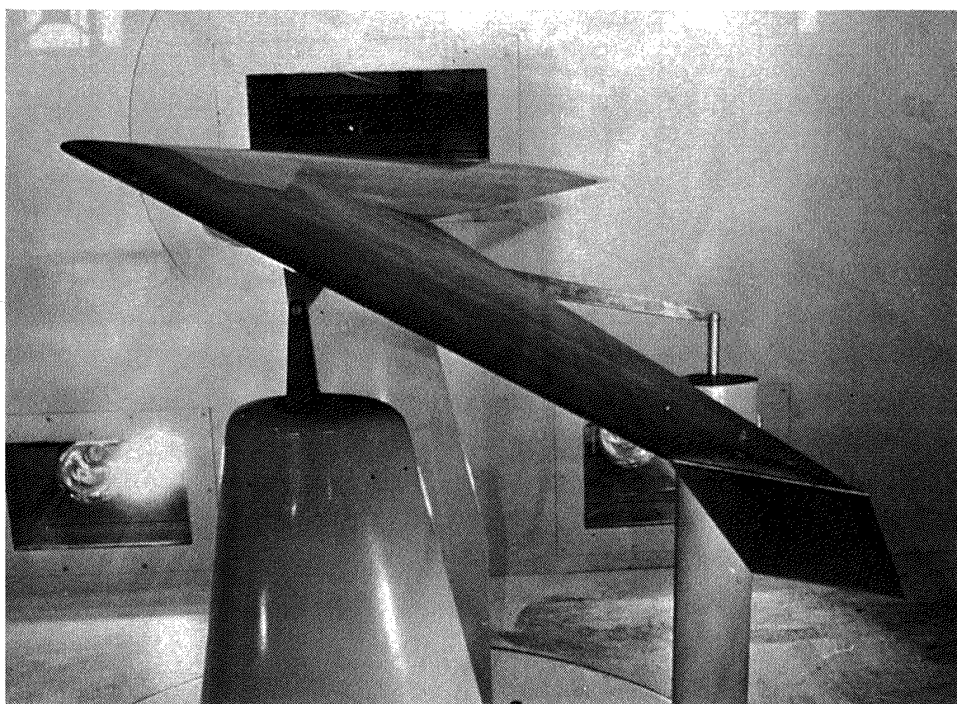


Figure 2 Details of end plates 端板詳細



(b) Tufts test 気流試験 (EP2, $\delta = 90^\circ$, $V = 30\text{m/s}$, $\alpha = 12^\circ$)



(a) Typical model installation 模型取付状況 (EP1, $\delta = -90^\circ$)

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

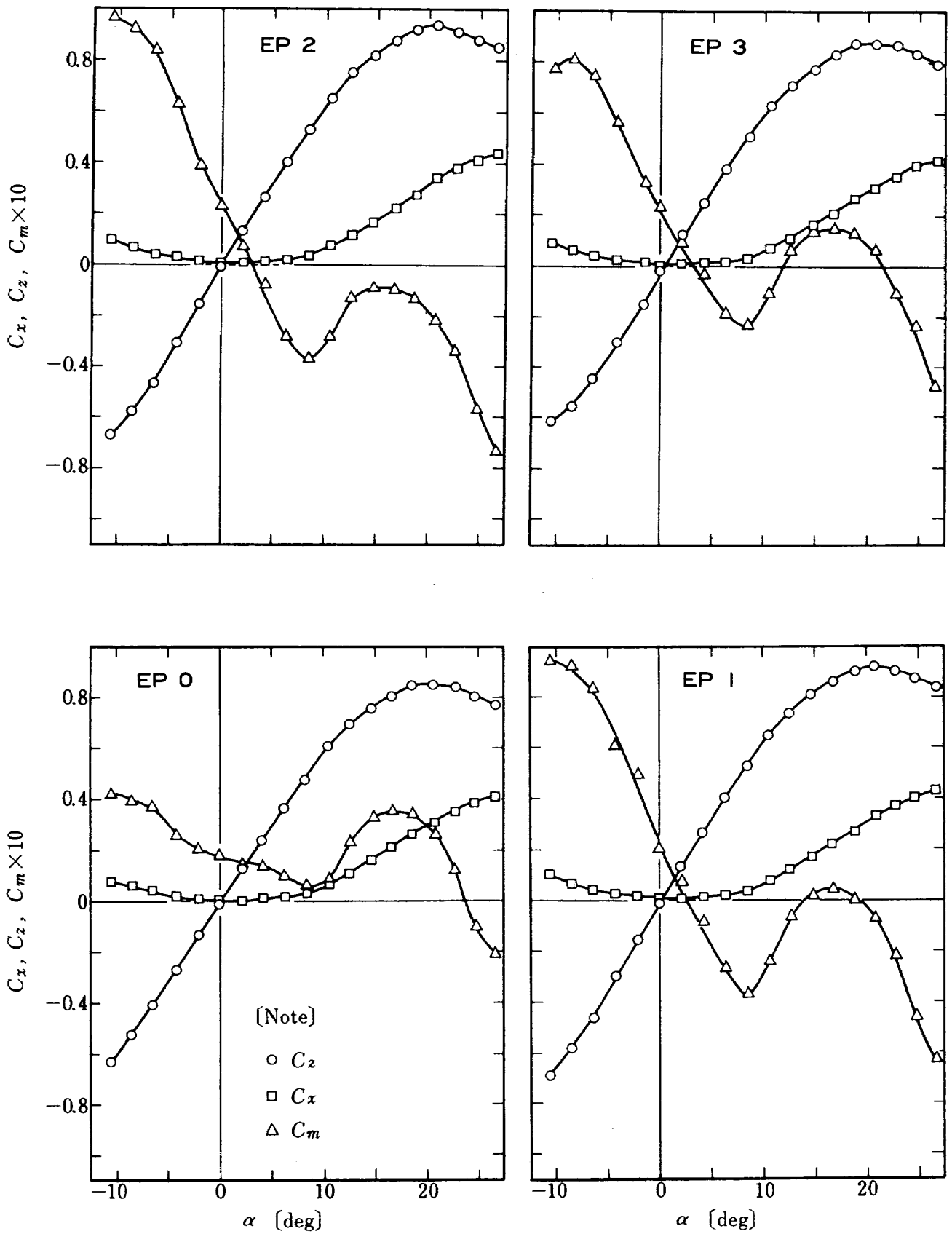


Figure 4 Force test results for various end-plates ($\delta = 0^\circ$)
各種端板に対する試験結果

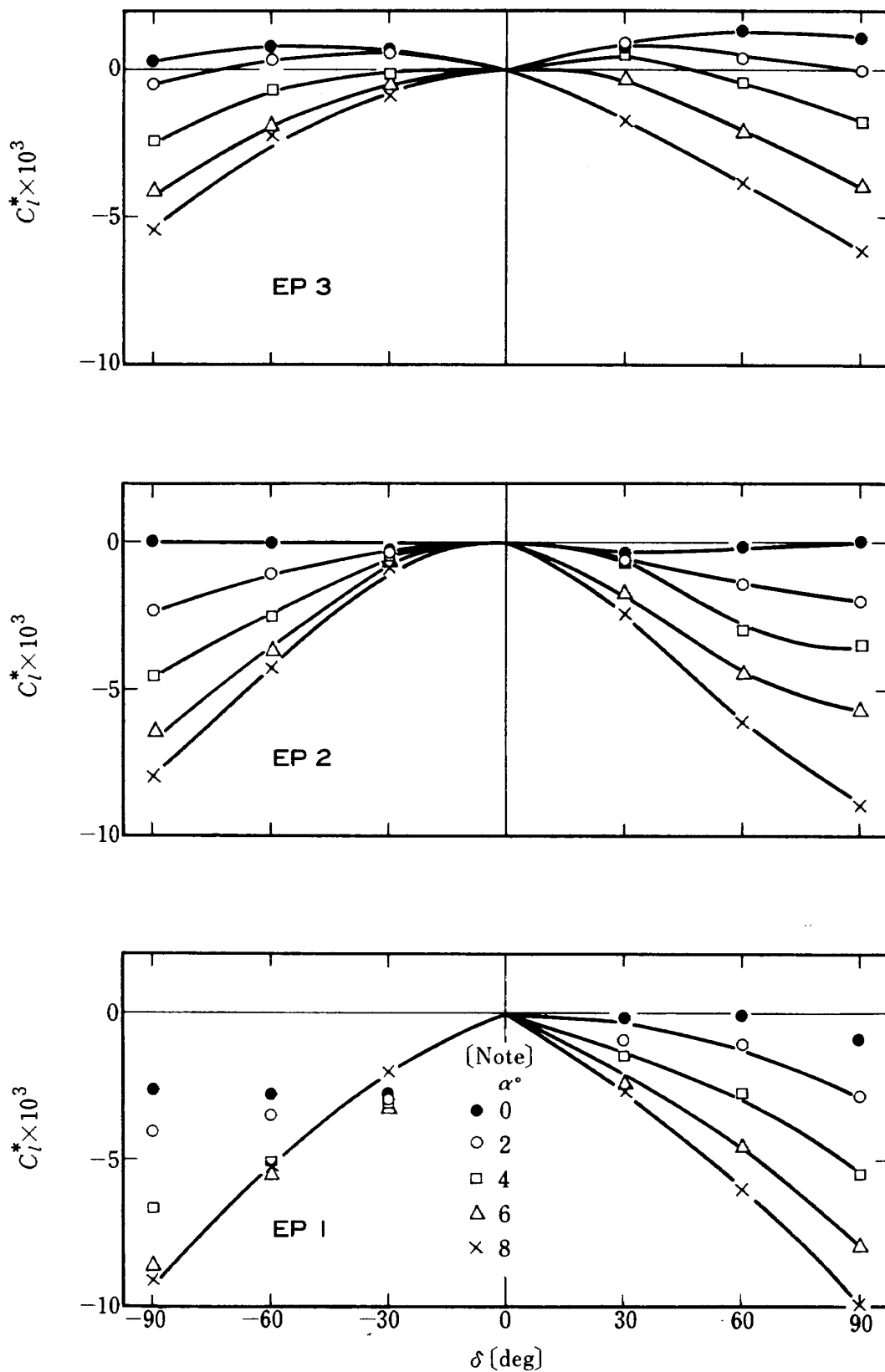


Figure 5 End-plate angle vs. C_i^*
横揺れモーメント係数の特性

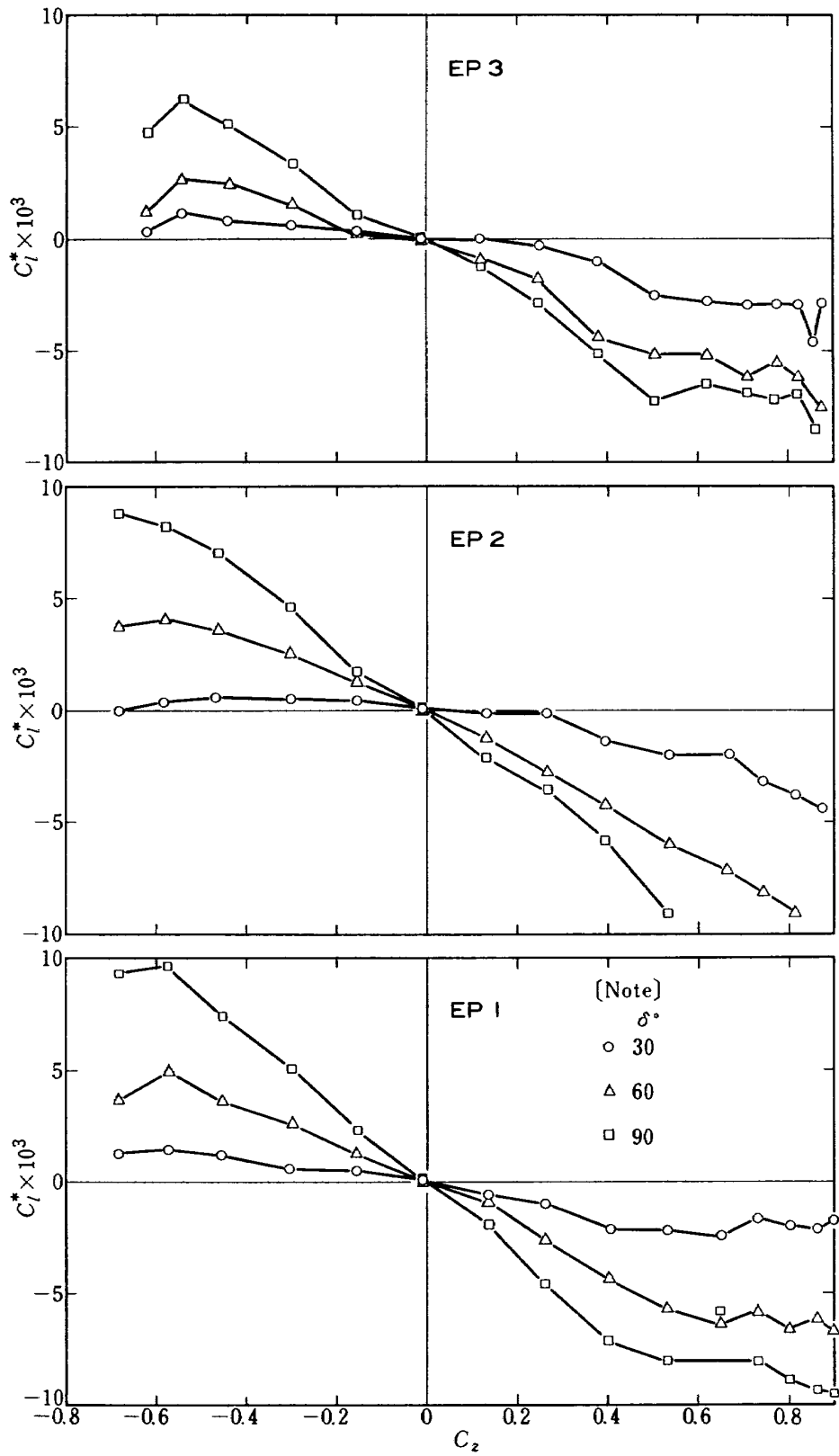


Figure 6 C_z vs. C_l^*

横揺れモーメント係数の揚力係数による変化

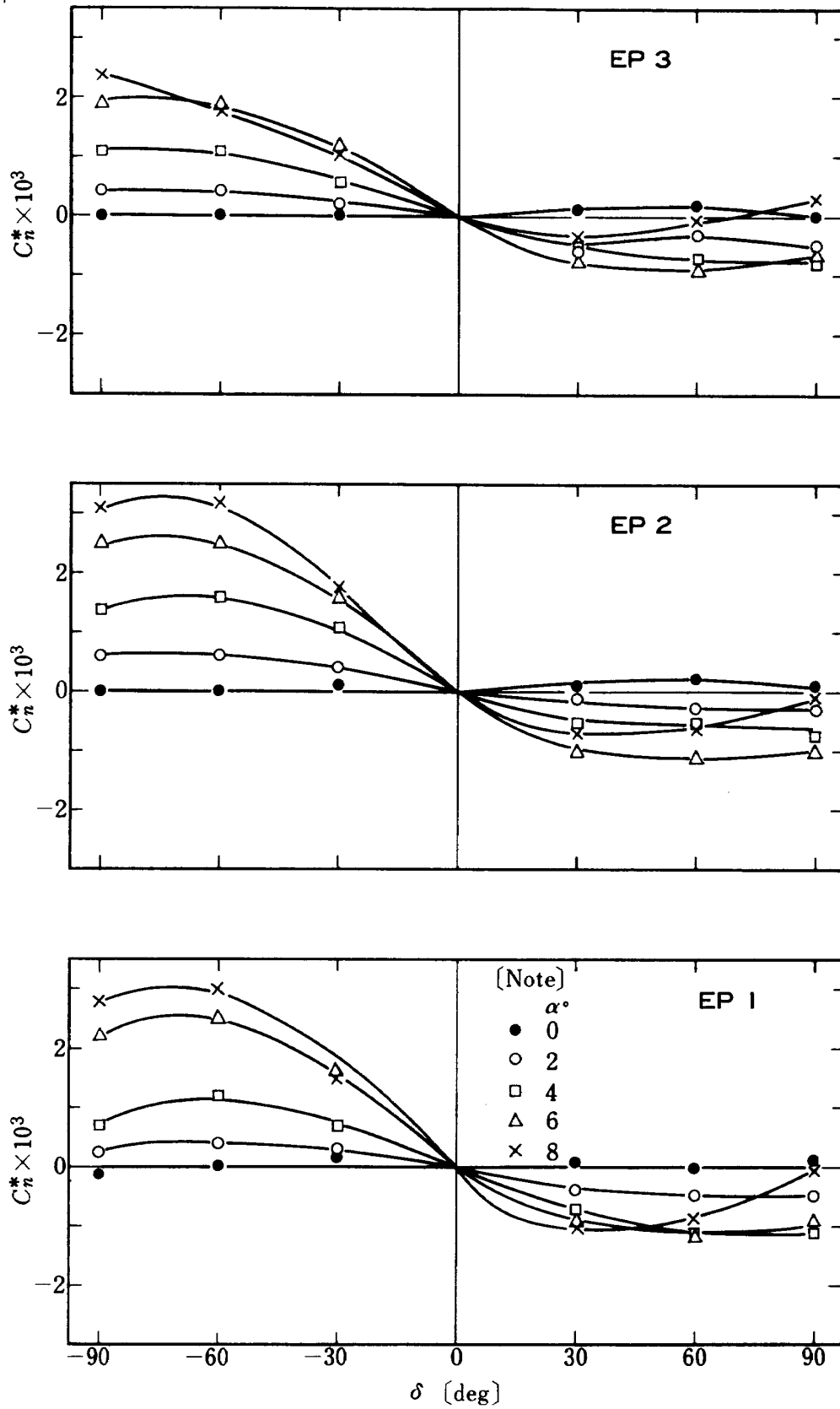


Figure 7 End-plate angle vs. C_n^*
偏揺れモーメント係数の特性

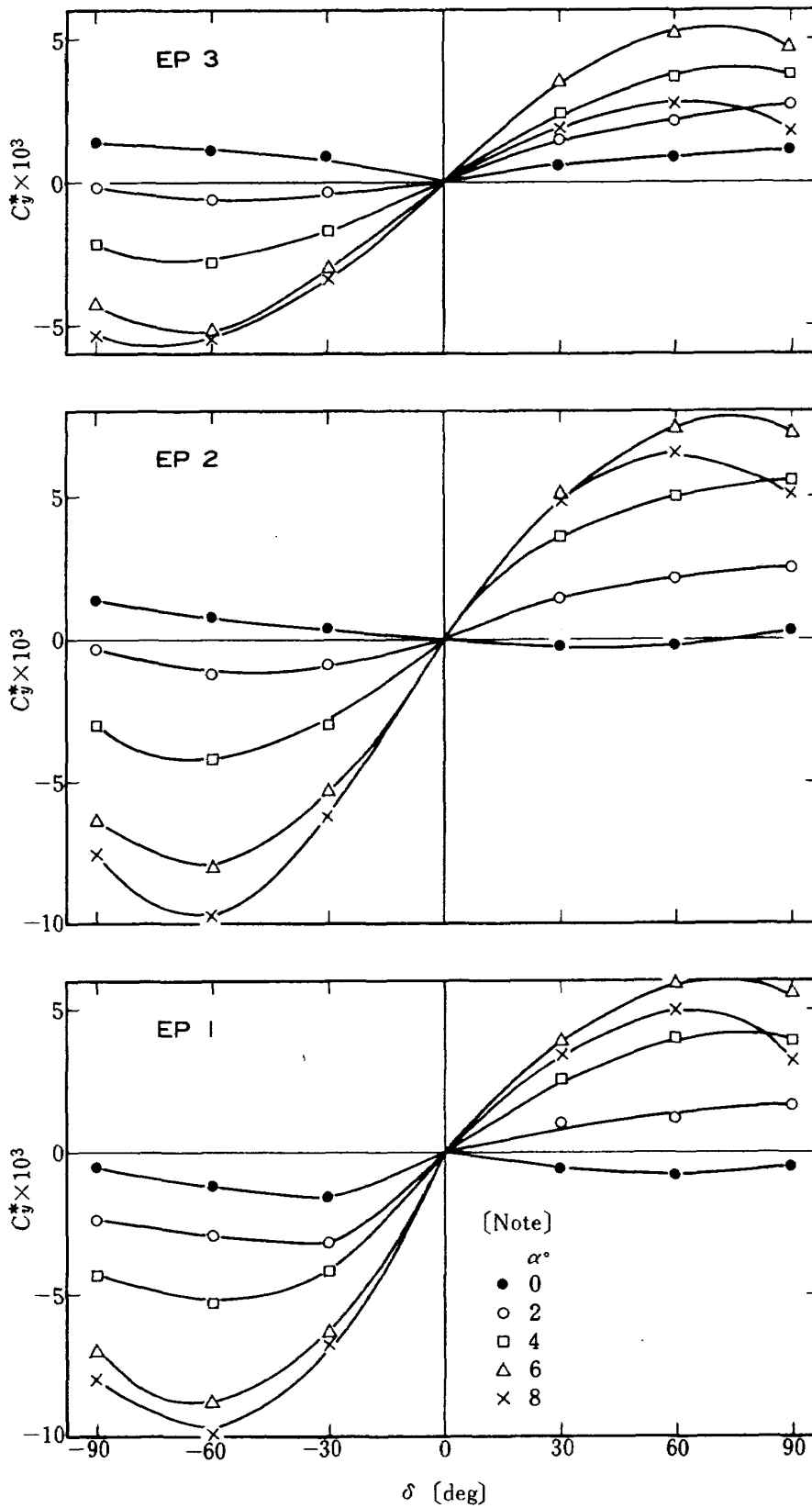


Figure 8 End plate angle vs. C_y^* 横力係数の特性

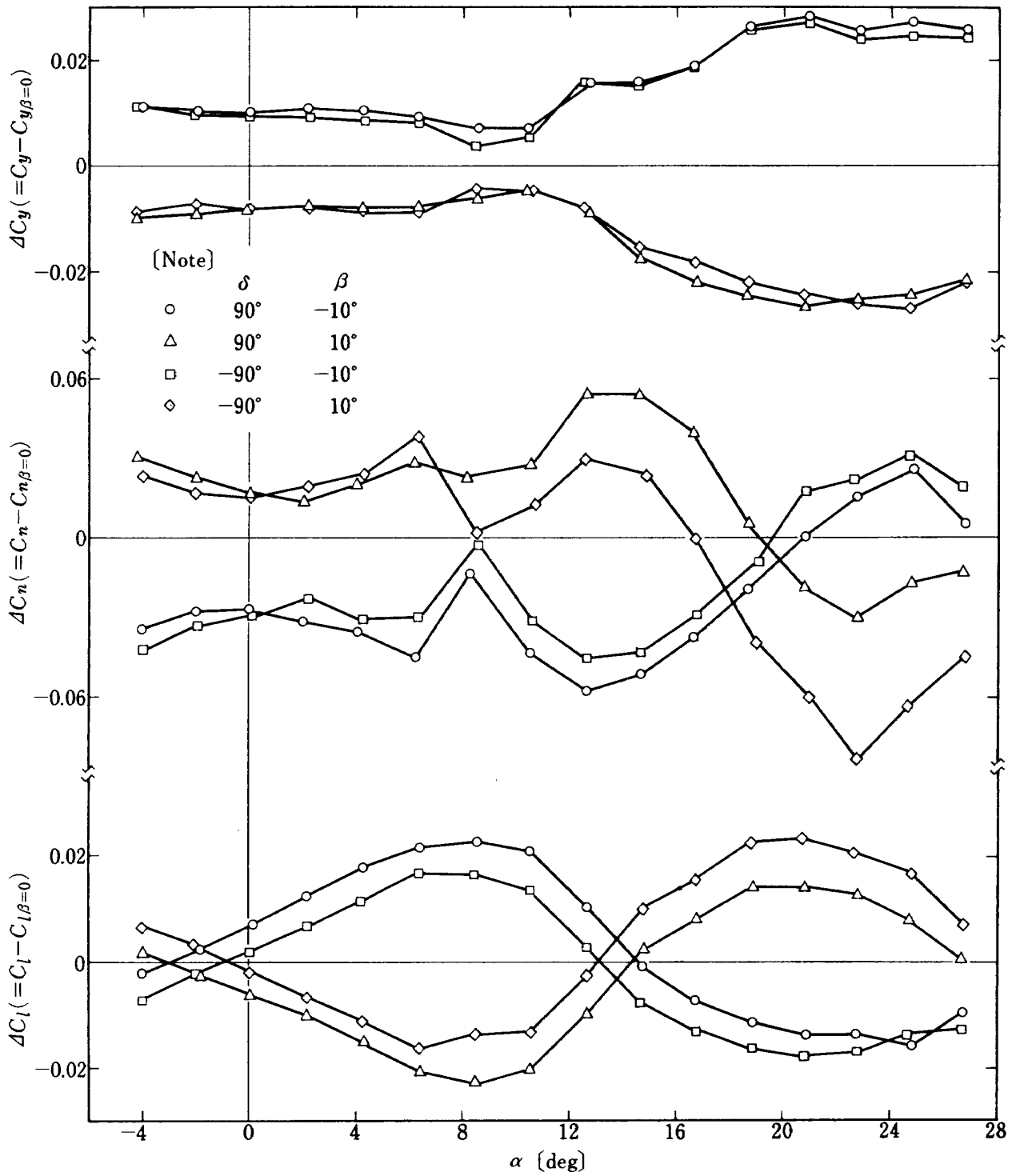


Figure 9 Side slip effects (EP1)
横滑り効果

航空宇宙技術研究所資料322号

昭和51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)
