

ISSN 0389-4010  
UDC 533.693.6:  
533.6.013:  
533.6.071

# 航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-669

矩形翼翼端小翼の横力低速風洞実験

滝澤直人・川幡長勝

岡田典秋・岩崎昭人

1981年5月

航空宇宙技術研究所  
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

# 矩形翼翼端小翼の横力低速風洞実験\*

滝澤直人\*\* 川幡長勝\*\*

岡田典秋\*\* 岩崎昭人\*\*

## Wind-tunnel Investigation of the Side-force of Rectangular Winglets on the Tip of a Rectangular Wing

Naoto TAKIZAWA, Nagakatsu KAWAHATA, Noriaki OKADA,  
and Akihito IWASAKI

### ABSTRACT

Wind tunnel tests were conducted of a rectangular wing of aspect ratio 6 with a NACA 0012 section to investigate side-force characteristics of a vertical rectangular winglet "A" or "B" mounted on the left wing tip. Winglet "A" has 1/10 the area of the wing. Winglet "B" has half the span of "A". The installation angle of the winglets to the wing chord was variable up to  $\pm 20^\circ$  and the angle of the 1/3-chord flap up to  $\pm 30^\circ$ . Low speed (Reynold's number  $5 \times 10^5$ ) data were obtained over angles of attack of approximately  $\pm 15^\circ$  and at angles of sideslip of  $0^\circ$  and  $\pm 10^\circ$ .

The results indicate that winglets produce favourable side-force characteristics applicable to direct side-force control devices of aircraft in landing approaches particularly in cross-wind landings. In order to check the results, a simple formula has been proposed to calculate the induced side-force of a winglet by the lift of the main wing on the basis of the lifting line theory. It has been shown from the results that the differences of side-forces between upper left and lower right winglets or between normal and some variant winglets depend on the sign of pressure over the wing, the winglet and the plate on the top of the winglet.

### 1. まえがき

最近の高低亜音速輸送機では、巡航時の揚抗比を増して性能を改善するため、屢々主翼翼端に小翼が取付けられる。<sup>1),2)</sup> この翼端小翼は着陸時大迎角では強い翼端渦の中にあつて、主翼上面では内向き、下面では外向きの横力を発生しやすい。一方航空機の着陸、特に横風着陸では、機軸と滑走路中心線を平行に保ち、かつそのずれを最小にするために直接横

力制御(DSFC; Direct Side Force Control)が効果的であることはよく知られている。<sup>3),4)</sup> しかし、このために翼途中や胴体に取り付けられる可動翼は巡航時の抵抗を増すので、その性能を著しく低下させる。そこで翼端小翼を可動にして着陸時の横力直接制御に用いれば、強い主翼翼端渦を有効に利用して小さな面積で大きな横力の発生を期待できるばかりでなく、巡航時の性能を低下させないか、場合によってはむしろ向上させることも期待できる。ところがこの翼端小翼による横力特性についてはほとんど知られていない。

\* 昭和56年2月6日受付

\*\* 新型航空機研究グループ

巡航性能改善のための翼端小翼の弦長と高さは主翼翼端の弦長にほぼ比例すると考えられるので、主翼に対する小翼の大きさは、縦横比の小さい矩形翼では大きく、また縦横比の大きい先細翼では小さくなる。一方着陸時に大きな横力を得るためには、小翼は大きいほど良い。したがって、巡航性能改善に適する大きさの翼端小翼が、着陸時の横力制御に十分な横力を発生するかどうかによって、その利用価値が評価され、これには主翼形状が大きく関与する。

以上の観点から、ここでは大きな翼端小翼を取付けられる亜音速中小型輸送機を対象として、縦横比6の矩形翼左端上面に直立させた矩形小翼2種について、横力計測および気流試験を行い、翼端小翼の横力特性を調べ、その横力制御への利用の可能性を検討した結果を報告する。併せて横力概略計算法ならびに小翼と主翼等の相互作用による横力増減の推定法について考察した結果を報告する。

## 2. 記号

$a$ [1/rad]	; 揚力傾斜, Lift curve slope	$\Delta C_Y$	; $C_Y$ の差 (左上小翼-右下小翼, 正規-変更取付), Difference of $C_Y$ (upper left winglet-lower right winglet, normal-variant)
$a_0$ [1/rad]	; 2次元揚力傾斜, 2-dimensional lift curve slope	$\overline{\Delta C_Y}$	; $\Delta C_Y$ の平均値 ( $\alpha = 0^\circ, -5.4^\circ, -10.7^\circ$ ), Mean value of $\Delta C_Y$ in $\alpha = 0^\circ, -5.4^\circ, -10.7^\circ$
$b$ or $b'$	; 主翼または小翼 (鏡像部分を含む) の翼幅, Span of wing or winglet (including its image)	$\Delta C_{Y0}$	; $\alpha = 0^\circ$ における $\Delta C_Y$ , $\Delta C_Y$ at $\alpha = 0^\circ$
$c$ or $c'$	; 主翼または小翼弦長, Chord length of wing or winglet	$K$	; 修正係数, Correction factor
$C_D$	; 抵抗係数, Drag coefficient	$S$ or $S'$	; 主翼または小翼 (鏡像部分を含む) の面積, Area of wing or winglet (including its image)
$C_L$	; 揚力係数, Lift coefficient	$U$	; 自由流速度, Free stream velocity
$C_m$	; 縦揺れモーメント (主翼前縁 25% 弦長位置基準), Pitching moment coefficient (about 1/4 c)	$v$	; 誘導横向速度, Induced lateral velocity
$C_Y$ or $C_{Y'}$	; 主翼または小翼面積を基準とした横力係数 (右向きを正), Side-force coefficient based on $S$ or $S'$ (to right; +)	$\alpha$ [°]	; 迎角, Angle of attack
$C_{Y\alpha}$ [1/deg]	; $\partial C_Y / \partial \alpha$ , 誘導横力傾斜, Induced side-force curve slope	$\beta$ [°]	; 横滑角 (右面に風を受ける場合を正) Side-slip angle (wind on right cheek; +)
$C_Y(\delta_W - \beta)$	; $\partial C_Y / \partial (\delta_W - \beta)$ , 横力傾斜, [1/deg] Side-force curve slope	$\Gamma_1$ or $\Gamma_2$	; 主翼の自由または束縛渦の循環, Circulation of free or bound vortex around wing
$C_{Y\delta_S}$	; $\partial C_Y / \partial \delta_S$ , 横力フラップ効果,	$\delta_W$ [°]	; 主翼と小翼翼弦間の取付角 (前縁右向き正), Installation angle between wing and winglet chord line (toe right; +)
		$\delta_S$ [°]	; 横力制御フラップ角 (前縁右向き正), Side-force control flap angle (toe right; +)
		$\lambda$ or $\lambda'$	; 主翼または小翼 (鏡像部分を含む) の縦横比, Aspect ratio of wing or winglet (including its image)

## 3. 模型

実験に使用した模型の外形を図1に示す。既存の直線翼模型 (翼幅 1.5m, 翼弦長 0.25m, 面積 0.375 m<sup>2</sup>, NACA-0012 断面) を主翼として、その左端上面後方2ヶ所に大小2つの小翼を交換取付けでき

る。また小翼頭部には端板2種を取付け、3形態が設定できる。

主翼はマホガニー製で、左端にアルミ製小翼取付金具、下面に軟鋼製風胴取付金具(3ヶ)が取付けられている。

小翼は、姫小松製で、主翼に倣って矩形として製作容易、強度保持、空力的単純化を狙ったが、実機ではテーパ付後退翼がよい。また主翼平面に垂直に立てた理由も上記と同様であるが、実機ではやや外側へ傾斜(約 $15^\circ$ )させた方が巡航性能の点でよいと言われる。<sup>1),2)</sup> 既存小翼のほぼ最大値に近い高さ(≡主翼翼端弦長)および弦長(主翼翼端弦長の約60%)を選んで小翼Aとし、その高さを半分にして小翼Bとした。断面は主翼断面と同様NACA-0012としたが、一般に遷音速ではSuper Critical翼、低速機では、対称翼がよいという報告<sup>2)</sup>もある。後縁約33%弦長で全翼幅のほぼ最大と思われる単純フラップを取付け、フラップ角 $\delta_s$ は通常の補助翼や昇降舵と同程度の $\pm 30^\circ$ の範囲内で設定できるようにした。底の断面には前方約3%弦長位置に角度設定用ピン、約33%弦長の最大厚さ位置に鋼製タップを突出させ、主翼左端の金具に前後いずれかの位置で取付角 $\delta_w$ を横風 $10^\circ$ より $10^\circ$ 大きな $\pm 20^\circ$ の範囲で $5^\circ$ おきに設定してナット締めできるようにした。ここでは前位置を正規とし、 $\delta_w = 0^\circ$ のとき小翼後縁が主翼後縁と一致する。後位置では小翼後縁約33%弦長が主翼後方に張出される。

付加物として真鍮製端板を2枚用意し、小翼の頭部に3本のビスで取付けられるようにした。いずれも小翼弦長に等しい1辺を有する矩形で、1枚は小翼の内外両側に、また1枚は内または外の片側に、小翼弦長の半分を張出すものとした。

#### 4. 実験

実験は突風風洞(固定壁カート使用)<sup>5)</sup>で実施した。風速約30m/sとし、レイノルズ数は主翼弦長基準で約 $5 \times 10^5$ である。主翼上面、小翼の内外面、端板上面には約3cm間隔で気流糸をセロファンテープで貼布した。

模型形態は小翼2種に付、取付角 $\delta_w$ ( $0^\circ$ ,  $\pm 10^\circ$ ,  $\pm 20^\circ$ )、フラップ角 $\delta_s$ ( $0^\circ$ ,  $\pm 15^\circ$ ,  $\pm 30^\circ$ )、横

滑角 $\beta$ ( $0^\circ$ ,  $\pm 10^\circ$ )を適宜選定した。各形態に付、迎角 $\alpha$ ( $\pm 15^\circ$ 間 $5^\circ$ 間隔、但し左端金具なしの主翼標準模型では $\pm 10^\circ$ 間 $2.5^\circ$ 間隔でそれ以上は $1^\circ$ 間隔)ごとに6分計測を行い、また適宜気流観測を行い、写真を撮影した。

実験状況の写真を図2に、また実験内容を表1に示す。

#### 5. 小翼横力実験結果

小翼横力係数の実験値 $C_Y$ は、小翼を取付けた状態に対する横力係数の実測値から、これに対応する横滑角における小翼なし(左端の小翼取付金具あり)の状態に対する実測値を差引いたものを採り、主翼下面の風胴への取付金具の影響を除去した。この計算結果を表2にまとめて末尾に収録した。

小翼を主翼左端上面に前縁内向き(右向き)に取付けた場合の主翼迎角 $\alpha$ と $C_Y$ は、そのまま図示したが、外向きに取付けた場合は、 $-\alpha$ と $-C_Y$ を図示して、主翼右端下面に小翼を外向きに取付けた場合に相当させた(図18c)。この操作により、図示された $\alpha$ と $C_Y$ を小翼の向きに拘らず比較できるようにした。ただし図6, 8はこの操作が行われていない。

小翼の横力とは直接関係はないが、基本となる主翼3分力実験結果を最初に図示した。

以下順を追って横力実験結果について述べる。

##### 5.1 主翼3分力

主翼の左端金具を取外して整形した標準状態における3分力を図3に示す。

$C_L$ は $\alpha \div \pm 8^\circ$ の範囲内では $\beta$ に拘らず、 $\alpha$ とともにほぼ直線的に増加し、傾斜は約0.074(1/deg)である。 $\alpha = 15^\circ \sim 16^\circ$ で $C_L$ の最大値に達し、 $\beta = 0^\circ$ では約0.95、 $\beta = \pm 10^\circ$ では約0.91となる。失速は $\beta = 0^\circ$ では $\alpha > 15^\circ$ 、 $\beta = \pm 10^\circ$ では $\alpha > 16^\circ$ で起り、失速後は $C_L \div 0.6$ である。

$C_D$ は $\alpha \div 15^\circ \sim 17^\circ$ 以外では $\beta$ に拘らず、ほぼ同様の値を示し、 $\alpha \div 1^\circ$ で最小値となる。また $\alpha > 1^\circ$ における $C_D$ の増加率より $\alpha < 1^\circ$ における増加率の方が僅かに大きい。これらは主翼下面における取付金具、天秤支柱および風防(図2a)による気流

干渉の影響と考えられる。

$C_m$ は $\beta$ の相違によるばらつきが失速前( $\alpha = 0^\circ \sim 15^\circ$ )で約0.003あり、全域に亘って $\beta = 0^\circ$ の場合が最大で、 $\beta = -10^\circ$ の場合が最小となっているが、 $\alpha$ に対する傾向は三者とも類似している。 $C_m$ は $\alpha = -3^\circ \sim 5^\circ$ の範囲では $\alpha$ とともに増加し、傾斜は約0.003 [1/deg]である。 $\alpha = 5^\circ \sim 8^\circ$ において $C_m$ は一旦低下するが、これは主翼上面前縁に僅かな負圧低下を生じたことを示すものと考えられるが、長泡の発生を意味しているかどうかは不明である。 $\alpha > 8^\circ$ では失速まで $C_m$ は増加し、傾斜は $\alpha = -3^\circ \sim 5^\circ$ の場合とほぼ同様である。 $C_m$ の最大値は $\beta = 0^\circ$ で約0.031、 $\beta = \pm 10^\circ$ で約0.028である。失速後は $C_m = -0.04 \sim -0.06$ の大きな頭下げ傾向を示す。主翼断面はNACA-0012であり、NACAにおける高レイノルズ数( $3 \times 10^6$ )での実験値<sup>6)</sup>も、 $\alpha = 5^\circ \sim 8^\circ$ における低下を除いては、 $\alpha > 0^\circ$ においてほぼ同様の傾向を示している。しかしながら $\alpha = 0^\circ$ において $C_m \approx 0$ であること、および $\alpha < -3^\circ$ において $C_m = -0.005 \sim 0$ の範囲で横這いであることは模型取付金具、天秤支柱および風防による気流干渉の影響と考えられる。

## 5.2 取付角 $\delta_w$ および横滑角 $\beta$ の影響

小翼に対する幾何学的迎角は $(\delta_w - \beta)$ で表わされる。また小翼に対する幾何学的横滑角は主翼迎角 $\alpha$ であるが、小翼の横力に対しては主翼迎角 $\alpha$ による誘導効果が大きく、横滑効果は小さい。これにもとづき、小翼AとBについて、同一の $|\delta_w - \beta|$ ごとの $C_Y$ と $\alpha$ の関係を図4に示し、その特徴をつぎに述べる。

$C_Y$ と $\alpha$ の関係は、失速までほぼ直線的である。同一の $|\delta_w - \beta|$ と $\alpha$ における $C_Y$ のばらつき $\Delta C_Y$ は小翼Aで約0.01、Bではその約半分である。

小翼Bの $C_Y$ はAの半分より僅かに小さめで「7」(3式)の傾向とほぼ一致する(小翼Bは $S'$ と $\lambda'$ がAの半分)。

$|\delta_w - \beta| = 0^\circ \rightarrow 10^\circ$ より $10^\circ \rightarrow 20^\circ$ で $C_Y$ の失速前( $\alpha < -5^\circ$ )の増分が僅かに小さい。これは小翼の縦横比が小さいため、 $|\delta_w - \beta| = 20^\circ$ と大きくても小翼は失速せず、かつその時の $C_Y$ は法線力に比

例することによるものと考えられる。

$|\delta_w - \beta| = 0^\circ, 10^\circ, 20^\circ$ での内向き小翼形態(図の実線)では失速角はそれぞれ $\alpha = 10^\circ, 4^\circ, -4^\circ$ で、 $|\delta_w - \beta|$ と失速角の増減傾向は逆となる。外向き小翼形態(図の点線)では極めて緩徐な失速傾向を示す。これらの傾向は小翼A、Bとも同様である。

本実験結果の中疑問の点は、 $\beta = -10^\circ, \delta_w = 0^\circ, \alpha < 0^\circ$ の $C_Y$ 過大(特に小翼A)および $\delta_w = \beta = \alpha = 0^\circ$ で $C_Y \approx 0$ である。これらについては「8.1」において考察する。

内向き小翼形態( $\delta_w - \beta > 0$ , 図の実線)より外向き小翼形態( $\delta_w - \beta < 0$ , 図の点線)の方が $|C_Y|$ が小さく、また上記のように失速特性も異なる。この原因については、「8.2」、「8.3」、「8.5」において考察する。

## 5.3 後縁フラップ角 $\delta_s$ の効果

小翼の約33%弦長後縁フラップの効果을明らかにするために、 $(\delta_w - \beta) = 0^\circ$ の場合について、同一の $\delta_s$ ごとの $C_Y$ と $\alpha$ の関係を、小翼AとBにつき、図5に示し、その特徴を次に述べる。

$C_Y$ と $\alpha$ の関係は失速までほぼ直線的である。同一の $\delta_s$ と $\alpha$ における $C_Y$ のばらつき $\Delta C_Y$ は小翼Aで約0.01、Bではその約1/4である。

$|\delta_s| = 30^\circ, \alpha = 0^\circ$ における小翼Bの $C_Y$ は、Aの約40%以下で、かなり小さめであり、縦横比が小さくなるとフラップ効果が低下することを示しているものと考えられる。

$|\delta_s| = 0^\circ \rightarrow 15^\circ$ より $15^\circ \rightarrow 30^\circ$ での $C_Y$ の増分の方が小さく、約半分である。後者は実機の着陸レイノルズ数(約 $3 \times 10^6$ 以上)では、かなり回復することも考えられるが、なお検討の余地がある。

$|\delta_s| = 0^\circ, 15^\circ, 30^\circ$ での内向き小翼形態(図の実線)では、失速角は三者とも $\alpha \approx 10^\circ$ で、通常の昇降舵のように $\delta_s$ による差はほとんど見られない。外向き小翼形態(図の点線)では極めて緩徐な失速傾向を示す。これらの傾向は小翼A、Bとも同様である。

フラップ角ありの場合の、誘導横力傾斜 $C_{Y\alpha}$ および横力傾斜 $C_{Y(\delta_w - \beta)}$ は、フラップ角なしの場合とは

ば同じで、フラップ角による相違はほとんど認められない。

内向き小翼形態 ( $\delta_w, \delta_s > 0^\circ$ , 図の実線) より外向き小翼形態 ( $\delta_w, \delta_s < 0^\circ$ , 図の点線) の方が  $|C_Y|$  が小さく、また上記のように失速特性も異なる。この原因については「8.4」, 「8.5」において考察する。

#### 5.4 横力微係数

$\alpha$ ,  $(\delta_w - \beta)$ ,  $\delta_s$  に対する横力微係数の一部は図4, 5からも推測できるが、ここでは全実験ケースを対象として、小翼AとBについてまとめて図6に示し、その特徴を次に述べる。

誘導横力傾斜  $C_{Y\alpha}$  は、 $(\delta_w - \beta) = \delta_s = 0^\circ$  で  $\alpha = 0^\circ \sim 5.5^\circ$  の場合が最大となり、小翼Aは約0.0038, Bは約0.0021である。「7」(1)~(3)式による計算値はそれぞれ0.0038および0.0023とこれに近い。また  $C_{Y\alpha}$  は  $(\delta_w - \beta)$ ,  $\delta_s$ ,  $\alpha$  がいずれも負の場合より正の場合の方が大きい。これは風洞支柱等の影響と考えられる。各領域における  $C_{Y\alpha} \times 10^3$  を図6から読取ると次のようになる。

小翼 A		
$(\delta_w - \beta)$	$\alpha > 0$	$\alpha < 0$
$-10^\circ$	$3.4 \pm 0.4$	$2.65 \pm 0.35$
$0^\circ$	$3.75 \pm 0.45$	$3.35 \pm 0.35$
$10^\circ$	失速	$3.65 \pm 0.05$
$\delta_s$		
$-30^\circ$	$2.85 \pm 0.55$	$2.9 \pm 0.4$
$30^\circ$	$3.25 \pm 0.45$	$2.85 \pm 0.55$
小翼 B		
$(\delta_w - \beta)$	$\alpha > 0$	$\alpha < 0$
$-10^\circ$	$1.75 \pm 0.35$	$1.65 \pm 0.35$
$0^\circ$	$2.05 \pm 0.35$	$1.75 \pm 0.25$
$10^\circ$	失速	$1.95 \pm 0.25$
$\delta_s$		
$-30^\circ$	$1.8 \pm 0.3$	$1.65 \pm 0.45$
$30^\circ$	$2.35 \pm 0.25$	$1.95 \pm 0.25$

横力傾斜  $C_{Y(\delta_w - \beta)}$  は  $-12^\circ < \alpha < 6^\circ$  において小翼Aが約  $0.005 \pm 0.001$ , Bが約  $0.002 \pm 0.0005$  である。「7」(2), (3)式による計算値はそれぞれ0.0058および0.0020とこれに近い。また  $C_{Y(\delta_w - \beta)}$

は  $(\delta_w - \beta) = 0^\circ \rightarrow 10^\circ$  の場合 (内向き小翼, 図の実線) が  $-10^\circ \rightarrow 0^\circ$  (上面の外向き小翼, 図の点線) より小さく、前者は  $\alpha > 6^\circ$  で急減するが、これは小翼の失速に対応している。

舵角効果  $C_{Y\delta_s}$  は小翼Aでは  $-6^\circ < \alpha < 6^\circ$  において、 $0^\circ \leq |\delta_s| \leq 15^\circ$  で約  $0.003 \pm 0.0005$ ,  $0^\circ \leq |\delta_s| < 30^\circ$  で約  $0.002 \pm 0.0005$  であり、小翼Bでは  $-12^\circ < \alpha < 6^\circ$  において、 $0^\circ \leq |\delta_s| \leq 30^\circ$  で約  $0.001 \pm 0.00025$  である。内向き小翼の場合 (図の実線) と上面の外向き小翼の場合 (図の点線) では  $\alpha$  に対する  $C_{Y\delta_s}$  の増減が逆となっているが、後者を下面の外向き小翼と考えれば前者と同様となる。小翼Aのばらつきは大きい。前者は実機着陸レイノルズ数 (約  $3 \times 10^6$  以上) では是正されると推測される。 $(\delta_w - \beta) = \pm 10^\circ$  で  $\delta_s = \pm 30^\circ$  の場合は小さい  $\alpha$  で失速するので注意が必要である。

#### 5.5 有効横力

横風に拮抗して作用する横力を有効横力とする。この有効横力が着陸時の直接横力制御 (DSFC) に利用される。横風  $10^\circ$  に対する有効横力を小翼AとBについて図7に示し特徴を次に述べる。

有効横力係数  $C_Y$  は迎角による誘導効果、取付角効果、舵角効果の合計で表わされる。着陸時の迎角は約  $10^\circ$  以上 ( $C_L > 1$ ) と考えられるが、図8では  $\alpha > 6^\circ$  で小翼は失速している。しかし実機着陸レイノルズ数 (約  $3 \times 10^6$  以上) では失速が遅れると考えられるので、ここでは実機を対象として迎角  $\alpha \doteq 8^\circ$  (図3から  $C_L \doteq 0.6$  であるが、実機ではフラップ下げで  $C_L \doteq 1$  程度) をとり、小翼は失速していないと想定する。横風に対する取付角の効果は幾何学的に  $|\delta_w - \beta|$  で表わされ、約  $10^\circ$  は小翼に失速を生じない安全側の値と考えられる。後縁フラップ角  $30^\circ$  は通常の昇降舵舵角と同程度なので、小翼の横力を十分増大できる範囲と考えられる。したがって、 $\alpha = 8^\circ$ ,  $|\delta_w - \beta| = 10^\circ$ ,  $|\delta_s| = 30^\circ$  における  $C_Y$  の合計を実機で利用し得るほぼ最大値の安全側と考えることができる。これらは小翼Aに対してそれぞれ0.027, 0.04, 0.063, 合計0.13, また小翼Bに対しては0.016, 0.016, 0.028, 合計

0.06 が期待できる。

主翼左端上面（内向き）および右端下面（外向き）の小翼各1枚に要求される  $C_Y$  は  $|\beta| = 10^\circ$  で約 0.1 g が必要なので、<sup>3),4)</sup>  $C_L = 1$  のとき 0.05 あればよいことになる。上記のように小翼 A, B ともこれを満足し、特に小翼 A では誘導効果に  $\Delta\delta_w = 10^\circ$  あるいは  $\Delta\delta_s = 15^\circ$  による  $C_Y$  の増分を加えただけでも十分である。

内向き小翼の場合（図の実線）は外向き小翼の場合（図の点線）より僅かに  $|C_Y|$  が大きい、その原因については「8.5」において考察する。

### 5.6 小翼の前後位置による相違

小翼の主翼翼端における取付位置は、構造上からは両者の後縁を一致させるのが妥当と考えてこれを正規位置とした。しかし主翼翼端渦は、後縁を過ぎてしばらくが最も強い。<sup>7),8)</sup> したがって小翼を主翼後方に張出して後流渦の中に入れて大きな誘導横力を期待できそうである。しかしその場合には、小翼付根から翼端渦が発生し、主翼翼端渦を打消す方向に巻込んで互に干渉する。いずれにせよ張出しのない場合と比較して、小翼回りの流れは変化すると考えられる。この観点から小翼後縁位置を主翼後縁に合わせた正規状態に対して、約 33% 弦長（主翼の 20% 弦長）主翼後方に張出させた後方位置の状態を比較することにした。実験は小翼 A を対象とし、 $\delta_w = \delta_s = 0^\circ$  で  $\beta = 0^\circ$ ,  $\pm 10^\circ$  の場合について行い、結果を図 8 に示し、その特徴をつぎに述べる。

後位置の小翼の方が正規位置より強い翼端渦の影響を受ければ誘導横力傾斜  $C_{Y\alpha}$  は大きくなる筈であるが両者の差は認められない。また、逆に横力係数  $C_Y$  はほぼ全域（ $\beta = 10^\circ$ ,  $\alpha \leq -10^\circ$  以外）に亘って後位置の方が小さく、その差は  $\beta = -10^\circ$ ,  $0^\circ$ ,  $10^\circ$  の順に大きい。

$C_Y$  の  $\alpha$  に対する増加率が鈍化するのはいずれの場合のみで、 $\beta = 0^\circ$  では  $\alpha \doteq 10^\circ$ ,  $\beta = -10^\circ$  では  $\alpha \doteq 5^\circ$  から始まる。後者の場合、 $\alpha > 5^\circ$  で  $C_Y$  が急減する。小翼外側に失速を生ずる迎角（ $\alpha < 0^\circ$ ）は判然としないが、これは風胴支柱等の影響と考えられる。

上記 2 つのことは主翼翼端渦の影響は後位置の方

が正規位置より強く受けても、後位置では小翼付根に生ずる逆向きの渦の影響がこれを僅かに上回ることを示していると考えられる。

$\beta = 0^\circ$ ,  $\alpha = 0^\circ$  の場合、後位置で  $C_Y \doteq 0$  である。正規位置で  $C_Y \doteq 0$  が疑問であることは既に述べた。この点だけからすれば両者の差は誤差の範囲とも考えられるが、これについては「8.1」, 「9.1」において考察する。

### 5.7 小翼付根隙間の影響

本実験においては、小翼の実効縦横比を一定とし、かつ誘導横力効果を害わないようにするため、小翼付根の隙間を塞いで整形を施すことにした。しかし実際には付根に隙間を生ずる場合もあると考えられるのでその影響を調べることにした。隙間は小翼 A では全弦長に亘り、小翼 B では約 67% 弦長後方に生じさせた。実験は小翼 A と B を対象にして、大きな有効横力を発生する  $|\delta_w| = 20^\circ$ ,  $|\delta_s| = 30^\circ$ ,  $|\beta| = 10^\circ$  の場合を中心に行った。小翼付根隙間の有無による横力の相違を図 9 に示し、その特徴をつぎに述べる。

全般に内向き小翼の方が外向き小翼より、また小翼 A の方が B より、付根の隙間が大きいので、隙間の有無による  $C_Y$  の差が大きい。

$\beta = 10^\circ$  の場合は、小翼 A の内向き小翼形態で隙間をあけると誘導横力傾斜  $C_{Y\alpha}$  が約 10% 低下するが、外向き小翼形態ではほとんど差が認められない。小翼 B でも同様の傾向を示すが、小翼 A ほど顕著ではない。この  $C_{Y\alpha}$  の低下は小翼の有効縦横比がある程度以上の隙間によってかなり小さくなることを示すものと考えられる。一般に付根隙間を塞がないと  $C_Y$  は低下するが、失速直後および内向き小翼形態における小翼 A の  $\alpha = -15^\circ$  ならびに B の  $\alpha \leq 0^\circ$  では増加する。

$\beta = 0^\circ$  の場合は  $\alpha = 0^\circ$  における失速直前のみを図示してあるが、内向き小翼形態では隙間をあけると  $C_Y$  が大幅に増加し、反対に外向き小翼形態では大幅に低下する。その程度は小翼 A の方が著しい。

以上のような小翼付根隙間の有無による差が生ずる理由については、「9.2」において考察する。

### 5.8 端板効果

主翼翼端渦を有効に利用して横力を発生させるために小翼を取付けた。この小翼は同時に翼端渦を拡散して誘導抵抗を減少させる働きがあることは周知のとおりである。<sup>9)</sup> 今小翼の先端に端板を取付けば、小翼の先端渦を抑制して有効に作用することも考えられるが、主翼と平行であるため大迎角では端板による渦が強くなる。この端板の効果を調べるために、小翼Aを対象にして、大きな有効横力を発生する  $|\delta_w| = 20^\circ$ ,  $|\delta_s| = 30^\circ$ ,  $|\beta| = 10^\circ$  の場合について、3形態の端板取付(図1)を施して実験を行った。端板による横力の相違を図10に示し、その特徴をつぎに述べる。

端板を小翼の両側に取り付けると、内向き小翼、外向き小翼形態とも、端板なしの場合に比較して、失速前 ( $\alpha \leq 0^\circ$ ) の  $C_Y$  は約0.01と大幅に増加し、かつ誘導横力傾斜  $C_{Y\alpha}$  に変化は認められない。

内向き小翼形態および外向き小翼形態のいずれの場合も、端板なしの  $C_Y$  と小翼両側端板付の  $C_Y$  の平均値は、 $\alpha$ の全域に亘り、小翼の内または外側に端板を取付けた場合の  $C_Y$  の平均値と非常によく一致する。これは、内側と外側の端板の効果がほぼ独立に加算でき、両側端板付の効果にほぼ等しくなることを示していると考えられる。

$\alpha = 0^\circ$  において、小翼の内または外側に端板を取付けると端板なしの場合よりいずれも  $C_Y$  が約0.005増加するが、内向き小翼形態では内側端板付の方が外側端板付よりやや大きめである。

$\alpha < 0^\circ$  においては、小翼の内側に端板を取付けると、端板なしに対する  $C_Y$  の増分が  $\alpha = 0^\circ$  の場合より増加し、したがって  $C_{Y\alpha}$  が減少する。この傾向は内向きよりも外向き小翼形態の方が著しい。つぎに小翼の外側に端板を取付けると、端板なしに対する  $C_Y$  の増分が  $\alpha = 0^\circ$  の場合よりも減少し、 $\alpha < -10^\circ$  では端板なしより小さくなる。この傾向も内向きよりも外向き小翼形態の方が著しい。小翼の両側に端板を取付けた場合は前述のように端板なしよりも  $C_Y$  が約0.01大きく、 $C_{Y\alpha}$  は変化しない。

$\alpha > 0^\circ$  においてはいずれも失速しており、端板の効果を云々することはできない。失速角および  $C_Y$  の最大値はレイノルズ数の影響を受ける筈であ

る。

以上小翼頭部の内または外または両側に端板を取付けた場合の効果について述べたが、これらの効果を生ずる理由については「9.3」において考察する。

## 6. 気流試験結果

気流試験は小翼および主翼上面における気流の剝離状況から、主翼翼端渦が小翼におよぼす影響、およびその逆の影響を知るために実施した。しかし、本実験レイノルズ数では主翼および小翼とも層流剝離であるが、実機着陸レイノルズ数では前縁剝離ないし乱流剝離であることを含んでおく必要がある。気流試験結果による主翼および小翼の剝離状況をまとめ、表3として末尾に収録した。

### 6.1 主翼

小翼なしの場合および代表的な小翼Aの取付状態における主翼上面の失速直後 ( $\alpha \doteq 15^\circ$ ) の剝離状況を図11に示し、その特徴をつぎに述べる。

主翼のみの標準状態では典型的な矩形翼の失速状況を示す。すなわち  $\beta = 0^\circ$  の場合、 $\alpha \doteq 10^\circ$  までは流れは上面によくついていて、 $\alpha \doteq 14^\circ$  で機軸を基準に前縁約67%半翼幅から後縁約87%に亘って急激に剝離し、翼端部は未剝離のまま  $\alpha$  をしばらく増しても残っている。この状況は小翼付の  $\delta_w = 0^\circ$  の場合で、 $\delta_s = -15^\circ$  および  $\delta_s = -30^\circ$  の場合もほぼ同様である(表3)。 $\beta = 10^\circ$  の場合は中心線を基準に後退側では機軸を基準に前縁約80%半翼幅から後縁約100%まで剝離域が増加し、前進側では前縁約70%から後縁約73%までと剝離域が減少する。

小翼Aを主翼左端上面に取付角  $\delta_w = 0^\circ$  で取付けると、小翼なしの場合に比較して、主翼左端上面の剝離状況は前縁部では変化が小さいが、小翼内面の負圧によって、その右(内)側の領域が剝離する。小翼のない右端ではほとんど変化しない。左翼端の剝離状況はつぎのとおりである。すなわち、まず  $\beta = 0^\circ$ ,  $\delta_w = 0^\circ$  の場合機軸を基準に前縁約73%半翼幅から後縁約90%に至る中央部と、小翼前縁約30%弦長位置の後方右側が剝離する。この状況は  $\beta = 0^\circ$  で、 $\delta_w = \pm 20^\circ$  あるいは  $\delta_s = 30^\circ$  までの場



合もほぼ同様である。また $\beta = 10^\circ$ ,  $\delta_w = 0^\circ$ の場合、機軸を基準に前縁約73%半翼幅から小翼前縁約30%弦長位置の後方が剝離する。さらに、 $\beta = -10^\circ$ ,  $\delta_w = 0^\circ$ の場合、機軸を基準に前縁約57%半翼幅から後縁約73%以内の領域および小翼前縁約30%弦長位置から主翼後縁約73%半翼幅に至る線のほぼ三角形の領域が剝離する。

横風に拮抗する有効横力を小翼が発生する場合の主翼上面の剝離状況は、上記に比較してかなり変化し、正負いずれの有効横力を発生する場合も主翼の中央後縁寄りに剝離を生じ、前縁および翼端部は残り、未剝離領域は有効横力を発生しない場合よりかなり広い。また小翼の取付角、舵角、有効横力の正負に拘らず、主翼後退側の剝離領域は前進側より広い。有効横力を発生する状態で、主翼上面の剝離が前縁まで達しない理由は判然としない、しかし元来中央部が完全に剝離する直前には、前縁が残っていて、それが小翼状態の僅かな差によって $\alpha = 15^\circ$ になってもまだこの状態が保持されているとも考えられる。Case 37 ( $\delta_w = 0^\circ$ ,  $\beta = -10^\circ$ ,  $\delta_s = -30^\circ$ ,  $\alpha = 15^\circ$ )ではこの2つの剝離状況が見られた。いずれにせよ、剝離が前縁に達している場合より当然揚力(失速後)は多少大きくなる。正の有効横力を発生する場合( $\beta = 10^\circ$ ,  $\delta_w = 20^\circ$ )は小翼を取付けてある左翼は後退側となり、かつ小翼内側には負圧を生ずる。したがって左翼の方が右翼より剝離領域は広くなる。剝離領域が最も前縁まで(約10%弦長)迫るのは機軸の左、約47%半翼幅位置である。また後縁まで剝離しないのは右約76%半翼幅、左約86%であるが、左翼の小翼内側は負圧なので、小翼前縁約30%弦長位置から後方に三角形の剝離領域が形成される。この状況は $\delta_s = 30^\circ$ までの場合もほぼ同様である。負の有効横力を発生する場合( $\beta = -10^\circ$ ,  $\delta_w = -20^\circ$ )は、左翼が前進側となり、かつ小翼内側には正圧を生ずる。したがって前記とほぼ逆となって剝離領域の最前縁位置は機軸の右約57%半翼幅位置、また後縁まで剝離しないのは右約90%、左約80%であり、小翼内側は剝離しないまま残る。この状況は $\delta_s = -30^\circ$ までの場合もほぼ同様である。

## 6.2 小翼Aに対する前後位置と横滑の影響

小翼Aを左翼端上面に、 $\delta_w = \delta_s = 0^\circ$ の状態では正規および後位置に取付けた場合の $\beta = 0^\circ$ ,  $-10^\circ$ における小翼内側および $\beta = 10^\circ$ における小翼外側の剝離状況を図12に示し、その特徴をつぎに述べる。

$\beta = 0^\circ$ で $\alpha = 10^\circ$ ,  $15^\circ$ における小翼内側の剝離は、小翼の前後位置に拘らず、付根後縁を中心として円弧状に拡がり、僅かに後位置の方が広範囲である。また $\alpha = 10^\circ$ から $15^\circ$ への剝離の進行は両者とも緩徐である。この状況は横力試験の結果(図8)と一致している。

$\beta = -10^\circ$ における小翼内側の剝離状況は正規位置の方が後位置の場合より早期( $\alpha \doteq 0^\circ$ )に付根後縁から円弧状に生ずるが、その後の発達は緩徐であり、 $\alpha \doteq 5^\circ$ では両者の付根剝離はほぼ同程度となる。 $\alpha = 10^\circ$ ,  $15^\circ$ になっても正規位置では付根から先端に向かって剝離が進行して、先端部は残るが、後位置の場合はいずれも全面剝離となる。また $\alpha = 5^\circ$ における剝離状況はいずれも $\beta = 0^\circ$ の場合の $\alpha \doteq 15^\circ$ の場合にほぼ類似しているが、横力は後者の方が小さい(図8)。

$\beta = 10^\circ$ における小翼外側の剝離は $\beta = -10^\circ$ の場合と逆に $\alpha < 0^\circ$ で起こる。これも正規位置の方が後位置の場合より早期( $\alpha \doteq 0^\circ$ )に付根から生ずるが、剝離模様はほぼ付根から全翼弦に亘る矩形状である。負の $\alpha$ の増大とともに先端に進むが、 $\alpha = -10^\circ$ ,  $-15^\circ$ では、小翼の前後位置による差はほとんど認められずまた両者とも全面剝離には到らない。

以上総合して小翼の剝離は付根、特に後縁を中心に発生し、 $\beta$ の正負による小翼の外または内側の剝離領域の差はあまりないが、僅かに前者の剝離領域が広い。また小翼の後位置では剝離の開始は遅いが、発達は速く、急激に全面剝離に達することもある。

## 6.3 小翼Aに対する取付角とフラップ角の影響

### 【取付角 $\delta_w$ の影響】

横滑角もフラップ角もない $\beta = \delta_s = 0^\circ$ の状態では、小翼取付角を $\delta_w = 0^\circ$ ,  $\pm 10^\circ$ ,  $\pm 20^\circ$ に変化させた場合の小翼Aの内または外側の剝離状況を図13(a)

に示し、その特徴をつぎに述べる。

基本となる  $\delta_S = \delta_W = 0^\circ$  の場合については前節で述べたように小翼内側は  $\alpha > 10^\circ$  で付根後縁を中心に円弧状に剝離し、 $\alpha$  とともに緩徐に進行し、 $\alpha = 15^\circ$  でも内面の 1/4 程度しか剝離しない。

$\delta_W = 10^\circ$  の場合の小翼内側の剝離は  $\alpha \geq 5^\circ$  で起こり、付根後縁を中心とする長円弧状に発達するが、 $\alpha = 15^\circ$  でも剝離領域は 1/2 以下である。また  $\delta_W = 20^\circ$  の場合は  $\alpha = -5^\circ$  と極めて早期に付根、後縁寄りに発生し、 $\alpha \geq 0^\circ$  で急激に全面剝離となる。

$\delta_W = -10^\circ$  の場合の小翼外側の剝離は  $\alpha = -5^\circ$  で始まり、ほぼ付根から全翼弦に亘る矩形状に発達するが、 $\alpha = -15^\circ$  でも剝離領域は 1/2 以下である。また  $\delta_W = -20^\circ$  の場合は  $\alpha = 10^\circ$  で、付根が約 25% 残って先端の 75% が剝離し、 $\alpha = 5^\circ \sim -15^\circ$  ではほとんど全面剝離となる。

$\delta_W = -20^\circ$ 、 $\alpha = 10^\circ$  において、小翼外側付根が残っている原因として、主翼翼端渦が付根側で強いことを示すとも受取れるが、ここでは、小翼後縁が主翼翼端の内側にあるためと考えるべきであろう。

$\delta_W$  の変化は小翼のみを考えれば  $\beta$  の変化に対応する。しかし  $\beta$  の正負によって小翼は主翼の後退側あるいは前進側に来て、主翼翼端の剝離域の広狭の差にもとづく影響を小翼の剝離に受けることも考えられる。しかし  $\delta_W = 10^\circ$  と、 $\beta = -10^\circ$  (図 12) の剝離状況はほぼ同等であり、また  $\delta_W = -10^\circ$  と  $\beta = 10^\circ$  (図 12) では後者の失速が僅かに早い程度であって、影響は小さい。

#### 【フラップ角 $\delta_S$ の影響】

横滑角も取付角もない  $\beta = \delta_W = 0^\circ$  の状態で、フラップ角を  $\delta_S = \pm 15^\circ$ 、 $\pm 30^\circ$  に変化させた場合の小翼 A の内または外側の剝離状況を図 13 (b) に示し、その特徴をつぎに述べる。

$\delta_S = 15^\circ$  の場合の小翼内側の剝離は  $\alpha \approx 14^\circ$  において付根の前縁約 20% から後縁約 70% までに発生し、その前後の  $\alpha = 10^\circ$ 、 $15^\circ$  では主部もフラップも流れは付着している。また  $\delta_S = 30^\circ$  の場合は  $\alpha = -15^\circ \sim 15^\circ$  の全域に亘って、主部の流れは付着し、フラップは全面剝離している。

$\delta_S = -15^\circ$  の場合の小翼外側の剝離は  $\alpha = -5^\circ$  から、付根のフラップ約 13% 翼幅に生じ、 $\alpha = -$

$15^\circ$  で主部にそれが波及している。また  $\delta_S = -30^\circ$  の場合は  $\alpha = 15^\circ \sim -15^\circ$  に亘ってフラップは全面剝離しており、 $\alpha = -15^\circ$  で、付根の主部約 13% が  $\delta_S = 15^\circ$  の場合と同様に剝離している。

フラップ角ある場合の小翼の剝離は、フラップ効果と主翼翼端渦の影響を受ける。 $\delta_S = 15^\circ$  の場合、主翼失速直前の  $\alpha = 14^\circ$  で小翼内側が剝離し、失速直後の  $\alpha = 15^\circ$  では翼端渦が弱まって再付着する。また  $\delta_S = \pm 30^\circ$  ではフラップ効果によって主部の剝離が強く抑えられ、翼端渦の影響はほとんど顕れないが、 $C_Y$  は  $\alpha$  とともに増加して翼端渦による誘導効果を示している (図 5)。

#### 6.4 横風 $10^\circ$ に拮抗する有効横力のある小翼 A

横滑角  $\beta = 10^\circ$  に対して取付角  $\delta_W = 20^\circ$  で正の有効横力を発生させ、フラップ角を  $\delta_S = 0^\circ$ 、 $15^\circ$ 、 $30^\circ$  に変化させた場合の小翼 A の内側、および  $\beta = -10^\circ$ 、 $\delta_W = -20^\circ$ 、 $\delta_S = 0^\circ$ 、 $-15^\circ$ 、 $-30^\circ$  で負の有効横力を発生させた場合の小翼 A の外側の剝離状況を図 14 に示し、その特徴をつぎに述べる。

正の有効横力を発生する  $\delta_S = 0^\circ$  の場合の小翼内側の剝離は、 $\alpha = 5^\circ$  で付根の前縁約 15~30% 翼幅から後縁約 50~65% に至る台形状に生じ、 $\alpha = 10^\circ$  ではこれが前縁約 50~75% から後縁約 100% まで拡大するが、 $\alpha = 15^\circ$  では再付着する。

$\delta_S = 15^\circ$  の場合の小翼内側では、 $\alpha = 0^\circ$  でフラップ付根側約半分が剝離して先端側約半分が不安定、 $\alpha = 5^\circ \sim 10^\circ$  では付根の前縁約 25~50% から後縁約 75~100% まで直線的に剝離し、 $\alpha = 15^\circ$  になると、主部が完全に再付着し、フラップは剝離したままである。

$\delta_S = 30^\circ$  の場合の小翼内側では  $\alpha = -15^\circ \sim 15^\circ$  の全域に亘ってフラップは全面剝離しているが、主部は  $\alpha = 10^\circ$  で急激に全面剝離するまでは流れがよく付着しており、また  $\alpha = 15^\circ$  になると付根の一部を除いて完全に再付着する。

負の有効横力を発生する  $\delta_S = 0^\circ$  の場合の小翼外側では  $\alpha = -5^\circ$  で付根後縁に不安定領域が発生し、 $\alpha = -10^\circ$ 、 $-15^\circ$  で付根約 40% が全弦長に亘って矩形状に剝離する。

$\delta_S = -15^\circ$  の場合の小翼外側では、 $\alpha = 0^\circ$  でフ

ラップ付根後縁側約1/4が剝離し、上方約1/2は未剝離のままであり、 $\alpha = -5^\circ$ では付根の前縁約13～25%から後縁約36～50%まで僅かに凹んで剝離し、 $\alpha \geq -10^\circ$ になると前縁まで約36～50%の剝離領域に達する。

$\delta_S = -30^\circ$ の場合の小翼外側では、 $\delta_S = 30^\circ$ の場合と同様 $\alpha = 15^\circ \sim -15^\circ$ の全域に亘ってフラップは全面剝離するが、主部は $\alpha = -5^\circ$ で付根の約75%が剝離し、その後 $\alpha = -15^\circ$ までほとんど変化しない。

対応する正負の有効横力の状態における小翼の内または外側を比較すると、前者は剝離の発達が著しく $\alpha = 10^\circ$ で急激な失速を示すが $\alpha = 15^\circ$ では3つの場合とも再付着する(再付着の原因は「6.3」で述べた)。後者は剝離の発達が緩徐で $\alpha = -10^\circ \sim -15^\circ$ ではほとんど変化しない。これらは、 $C_Y$ の傾向(図7)と一致する。

有効横力を発生している状態を単純に考えれば、 $\delta_W$ あるいは $\beta$ のみの場合も含めて、 $(\delta_W - \beta)$ が同じ値であれば小翼に対する幾何学的迎角は同等の筈である。しかし正の有効横力を発生する $\delta_W = 20^\circ$ で $\beta = 10^\circ$ の場合の小翼内側は、 $\delta_W = 10^\circ$ (図13)あるいは $\beta = -10^\circ$ (図12)のみの場合より剝離領域が広く、かつ $\alpha = 15^\circ$ で再付着する。これに対して負の有効横力を発生する $\delta_W = -20^\circ$ で $\beta = -10^\circ$ の場合の小翼外側は、 $\delta_W = -10^\circ$ (図13)あるいは $\beta = 10^\circ$ (図12)のみの場合より剝離領域が狭く、 $\beta = 10^\circ$ のみの場合が最も広い。これらの結果から、 $(\delta_W - \beta)$ が正(負)で等しいとき、小翼を取付けた翼端が主翼の前進側にある場合は、小翼内(外)側の剝離が遅れ、後退側にある場合は、早くなると考えられる。失速前の $|C_Y|$ は剝離の遅いほど大きく(図4, 7)上記傾向と一致する。これらの傾向は $\delta_S = \pm 15^\circ, \pm 30^\circ$ の場合も同様である(表2)。

### 6.5 小翼Aに対する端板の影響

正または負の有効横力最大の状態( $\beta = 10^\circ, \delta_W = 20^\circ, \delta_S = 30^\circ$ および $\beta = -10^\circ, \delta_W = -20^\circ, \delta_S = -30^\circ$ )において、小翼頭部の内側、外側、両側に端板を取付けた場合の小翼Aの内または外側の剝離状況を図15に示すがいずれの場合も $\alpha = -15^\circ$

$\sim 15^\circ$ の全域に亘って、フラップの該当する側(内または外)は全面剝離しているため、その主部における特徴をつぎに述べる。

正の有効横力を発生している場合の小翼内側は、 $\alpha = 5^\circ$ では、端板の内、両、外側の順に付け根から約75%、約80%、約90%が、また、 $\alpha = 10^\circ$ では約85%、約90%、100%が剝離し、いずれも $\alpha > 15^\circ$ の主翼失速後は再付着する。

負の有効横力を発生している場合の小翼外側は、 $\alpha = -5^\circ$ では端板の内、両、外側のいずれも付け根から約40%、また $\alpha = -10^\circ, -15^\circ$ では上記の順に約35%、約65%が剝離し、後者ではいずれもその上方に約35%の不安定領域があり再付着は生じない。

以上の結果から、小翼の剝離を生ずる側に端板を取付けた場合と両側に取付けた場合の剝離状況がほぼ等しいことが判る。すなわち、正の有効横力を発生する状態の小翼内側では、端板を内または両側に取付けた場合、また負の有効横力を発生する状態の小翼外側では端板を外または両側に取付けた場合がそうである。このことは「5.8」で述べたように、端板の効果は内と外が独立に作用することを裏付けていると言える。

また端板なしの場合(図14,  $\delta_S = \pm 30^\circ$ )に比較して3者とも、正の有効横力を発生している場合の小翼内側は剝離領域が広いが、負の有効横力を発生している場合の小翼外側は剝離領域が狭く、小翼の剝離に対する端板の効果はほぼ逆となっている。しかし、このことは、失速角が実験によって一定していないことおよび風洞支柱などの影響があることなどを考慮すれば単純に小翼が主翼後退側あるいは前進側にあるためなどと理由づけることは難しい。

## 7. 誘導横力概略計算法

主翼の迎角(揚力)にもとづいて小翼に作用する誘導横力については、「まえがき」で述べたようにこれまでに取扱われていない。したがって、その計算法もない。このような状況にもとづいて、ここではまず誘導横力の発生機構の理解を援け、かつ小翼の初期設計に便利な横力簡易計算式を得ることが必要と考えて、単純揚力線理論を基礎としてつぎのよ

うにこれを求めた。

まず誘導横力発生の様相を図 16 に示す。すなわち  $\alpha \rightarrow C_L \rightarrow v/U \rightarrow C_Y$  の過程により横力が生ずる。これらの過程を追って計算式をつぎに求める。

一般に  $\lambda > 4$  の翼の揚力傾斜  $a$  の式において、 $a_0 = 2\pi$  を代入すれば  $\alpha$  と  $C_L$  の関係はつぎのように得られる。

$$\begin{aligned} a &= a_0 / (1 + K a_0 / \pi \lambda) \\ C_L &= 2\pi \lambda / (2K + \lambda) \cdot \alpha / 57.3 \quad (1) \\ &= 0.074 \alpha \quad (\lambda = 6 \text{ の実験値} \cdots \cdots \text{図 3}) \end{aligned}$$

したがって、この場合  $K = 1.45$  となる。

つぎに、小翼中央 ( $b'/4$ ) での、主翼翼端渦によって誘導される横風速度の主流速度に対する比  $v/U$  を小翼の平均有効迎角と考える。束縛渦と自由渦の循環を等しい ( $\Gamma_1 = \Gamma_2$ ) と置くことにより  $v/U$  はつぎのように  $C_L$  から求められる。

$$\begin{aligned} \Gamma_1 &= (1/2) \pi b' v \\ \Gamma_2 &= (1/2) C_L c U \\ (\because L &= \rho U \Gamma_2 b = 1/2 \rho U^2 C_L S) \\ \therefore v/U &= C_L / (\pi b' / c) \quad (2) \end{aligned}$$

最後に  $1.5 < \lambda' < 4$  の小翼に対する  $C_Y$  は Die-drich の式<sup>10)</sup> を用い、(1)式と同様にしてつぎの様に表わすことができる。

$$\begin{aligned} \partial C_Y / \partial (v/U) &= a_0 \lambda' \\ & / \{ \lambda' \sqrt{1 + (K a_0 / \pi \lambda')^2} + a_0 / \pi \} \\ C_Y &= C_Y' S' / 2S \\ C_Y &= 2\pi \lambda' / \{ \lambda' \sqrt{1 + (2K/\lambda')^2} + 2 \} \\ & \cdot S' / 2S \cdot v/U \quad (3) \end{aligned}$$

したがって(1), (2), (3)式より、 $C_Y$  は  $\alpha$  の 1 次式で表わされる。

上記(1), (2), (3)式による計算結果と実験値との比較は「5.4」で述べたようにかなりよく一致する。

しかし同一の ( $\delta_w - \beta$ ) および  $\alpha$  において、実験形態の違いによる  $C_Y$  の差はかなりあり、これを見積るためには「8」, 「9」を勘案して電算機の援けが必要と思われる。しかし誘導横力に対して、電算機による近似度の高い計算法を求めようとするとき、まづ思い浮ぶのは、揚力面理論を基礎とした非平面翼理論 (Non-planar wing theory) である。これに関しては、主翼と翼端小翼の関係を非平面翼の一種と考えると、両者の干渉抵抗を求める計算法を取

扱ったものは多い。<sup>11)~13)</sup> これらの手法を發展させて、小翼に働く横力の計算法を得ることも可能と思われるが、小翼前縁付根の角部の処理、主翼と小翼における循環分布の接続、局所形状の影響、等の難問があり、精度の良い横力計算法を得るまでにはかなりの道程が必要と思われる。

## 8. 左上小翼と右下小翼の横力の相違に対する考察

主翼翼端左上における小翼と右下における小翼の  $C_Y$  は、 $\alpha$ ,  $\beta$ ,  $\delta_w$ ,  $\delta_s$  が等しければ、原理的には等しくてよいように思われる。しかしながら図 4, 5, 7, 10 に見られるように両者の  $C_Y$  にはかなりの差がある。この違いには、主翼および小翼表面の圧力、主翼翼幅方向風圧分布、内または外向き小翼形態の主翼に対する幾何学的相対関係の差、風洞支柱と模型取付金具、翼端と風洞側壁との間隙などが関与して、小翼回りの局部的流れが微妙に異なるためと考えられる。

このような現象の解明は、単に小翼横力特性の向上に役立つばかりでなく、非平面翼の局所流れを扱う上でもかなり有用と思われるので、以下順を追って  $\alpha$ ,  $\beta$ ,  $\delta_w$ ,  $\delta_s$  およびこれらの複合状態に対する主翼左端上面と右端下面における小翼の横力の違いを検討した結果を述べる。なお前述のように主翼右端下面における小翼の特性は本実験結果で左端上面における小翼の  $-\beta$ ,  $\delta_w$ ,  $\delta_s$  が負の場合を採り、その  $\alpha$ ,  $C_Y$  の符号を逆にして対応させた。

### 8.1 迎角変化に対する左上と右下小翼による差

主翼には下面の左右前縁部および中央部の合計 3ヶ所に金具が取付けられ、この金具を介して風洞下面より突出する 3本の支柱に模型が取り付けられた (図 2)。これらの支柱および金具は当然風洞内の主流に影響を与えると思われるが詳細は不明である。

この影響がどのように小翼の  $C_Y$  に顕われるかは甚だ微妙であるが、図 4 において  $\beta = \delta_w = \delta_s = 0^\circ$  の  $|C_Y|$  が  $\alpha$  の正負に対して対称でないことは事実であり、その原因探究の過程で上記支柱や金具の影響との関係を検討することが最良の方法と思われる。

小翼 A において、対応する正負の  $\alpha$  における  $|C_Y|$

の差  $\Delta C_Y$  を図 17(a) に示す。3形態とも  $\alpha = 0^\circ$  でかなり大きな  $\Delta C_Y$  を示し、正規の位置では  $\alpha = 0^\circ$  で最大値となるが、後位置および両側端板付では逆に最小値となり、最大値は  $|\alpha| \approx 10.7^\circ$  にある。

このような現象を説明するために  $\Delta C_Y$  と翼端渦の関係を図 18(a) に示す。

まず  $\alpha = 0^\circ$  において  $\Delta C_Y \approx 0$  の理由を考える。第1に支柱や金具によって主流が上下方向に偏向を生じて  $C_L$  を発生して翼端渦にもとづく誘導横力が原因とすれば、この  $C_L$  はかなり大きくならなければならないが図3に見られるように  $C_L \approx 0$  なのでこの影響はないと考えられる。第2に  $\alpha = 0^\circ$  においては主翼、小翼とも表面には負圧を生じ、いずれも30%弦長付近に最大値があるが、この場合小翼内側では主翼の負圧によって負圧を増すと考えられこれによって  $\Delta C_Y \approx 0$  の説明可能である。しかし後位置では  $\Delta C_Y$  が0に近づくが、これは主翼の負圧が低下した部分に小翼が後退するためと考えられる。

つぎに  $\alpha < 0^\circ$  の場合を考える。翼端渦の中心は下面側に偏り、横向誘導速度  $v$  は下面の方が強くなるので<sup>8)</sup>  $\Delta C_Y$  は  $\alpha = 0^\circ$  の場合より増大する傾向を示す筈であり後位置および両側端板付近では一致する。しかし正規位置ではほぼ一定となり検討を要する。ただし  $\alpha \approx -15.9^\circ$  は失速領域に入り対象外である。

さらに  $\alpha > 0^\circ$  の場合を考える。翼端渦の中心は上面側に偏り、 $v$  は上面の方が強くなるので<sup>8)</sup>  $\alpha < 0^\circ$  の場合と同様  $\Delta C_Y$  は  $\alpha \approx 0^\circ$  の場合より増大する傾向を示す筈であり、 $\alpha$  の正負に対して対称となる。

これらの差は、 $\beta$ 、 $\delta_w$ 、 $\delta_s$  等によって減少することがあると考えられる。

## 8.2 主翼の前進または後退側による差

横滑角  $\beta$  は小翼に対して負の幾何学的迎角を与え、その正負によって  $|C_Y|$  は等しい筈であるが実際は多少異なる。失速後の大迎角 ( $\alpha = 15^\circ$ ) における主翼翼端の未剝離領域が前進側で広く後退側で狭いことは既に述べた(「6.1」図11)。また小翼を取付けると内側が負圧のとき、主翼翼端後縁部の剝離が促進される(図11)。これは  $\beta$  および小翼の有無が

主翼におよぼす影響であるが、この逆に  $\beta$  の正負による主翼翼端の気流の差が小翼の  $C_Y$  の絶対値に及ぼす影響もあると考えられる。

小翼Aにおいて  $\beta = 10^\circ$  における  $\alpha$  と  $C_Y$  の正負を逆にして  $\beta = -10^\circ$  の対応する  $\alpha$  における  $C_Y$  からの差  $\Delta C_Y$  を図 17(b) に、また  $\Delta C_Y$  と翼端渦の関係を説明するための図を図 18(b) に示す。正規位置、後位置、両側端板付のいずれも  $\alpha = -10.7^\circ$  で最大、また  $\alpha = 10.7^\circ$  で最小となる。 $\alpha = 0^\circ$  において  $\Delta C_Y \approx 0$  であるが、これは図 17(a) とほぼ同程度であり、これと同様の理由(「8.1」)によるものと考えられる。 $\alpha = 0^\circ$  における  $\Delta C_Y$  に対して、 $\alpha < 0^\circ$  では増大、 $\alpha > 0^\circ$  では減少する。すなわち  $\alpha < 0^\circ$  では主翼前進側翼端(左上)の小翼の  $C_Y$  は後退側(右下)より大きく  $\alpha > 0^\circ$  では逆に小さくなる。これは後退側翼端の上面 ( $\alpha < 0^\circ$ ) または下面 ( $\alpha > 0^\circ$ ) における外向き流れが相対的に強くなるためと考えられる。

## 8.3 小翼の内または外向きによる差

小翼取付角  $\delta_w$  は小翼に対する幾何学的迎角を与えるが  $\delta_w$  の正負によって  $|C_Y|$  が多少異なる。しかし  $\beta = 0^\circ$  のとき  $\delta_w$  を変えても  $\alpha = 15^\circ$  における主翼翼端の未剝離領域はほとんど変化しない(「6.1」)。このことは  $\delta_w$  の正負による  $|C_Y|$  の差はかなり小さいことを暗示していると考えられる。

小翼Aにおいて  $\delta_w = 10^\circ$ 、 $20^\circ$  における  $C_Y$  からそれぞれ  $\delta_w = -10^\circ$ 、 $-20^\circ$  における  $\alpha$ 、 $C_Y$  の正負を逆にして対応する  $\alpha$  の  $C_Y$  を差引いた  $\Delta C_Y$  を図 17(c) に、また  $\Delta C_Y$  と翼端渦の関係を説明するための図を図 18(c) に示す。 $\Delta C_Y$  は図 17(b) の場合と同様に  $\alpha < 0^\circ$  で正、 $\alpha > 0^\circ$  で負となるが全体的に負寄りである。 $\Delta C_Y$  が  $\alpha < 0^\circ$  で正、 $\alpha > 0^\circ$  で負となる理由としてはつぎのようなことが考えられる。すなわち  $\alpha < 0^\circ$  では内向き小翼外側付根において主翼上面と凹部を形成して、主流の堰止めによる正圧増大効果を生ずること、また  $\alpha > 0^\circ$  では外向き小翼内側付根において同様の効果を生ずることが考えられ、後者の方が凹部が広いので効果も大きい。 $\delta_w = 20^\circ$  の失速角  $\alpha \approx 5.4^\circ$  ( $\delta_w = -20^\circ$  は失速済) 付近を除いて  $|\delta_w| = 10^\circ$  と  $20^\circ$  による  $\Delta C_Y$  の相違は

小さく、これは主流の堰止め効果が両者であり差がないことを示していると考えられ首肯できる。また  $\alpha = 0^\circ$  において  $\Delta C_Y \approx 0$  であり、図 17 (a)に見られた風圧の影響(「8.1」)は消滅していると考えられる。同時に風洞側壁と主翼翼端の間隙が、主翼翼長=小翼翼高さと同様であることによる地面効果のような影響は、小翼翼外側の負圧を増すように顕われる筈なので、 $\alpha < 0^\circ$  において  $\Delta C_Y < \Delta C_{Y0}$  となるべきであるが、これが逆であることは、地面効果のないことを示していると考えられる。

#### 8.4 小翼翼フラップ角の内または外向きによる差

小翼翼フラップ角  $\delta_S$  によって  $C_Y$  が増大されるが、 $\delta_S$  正負によって  $|C_Y|$  が多少異なる。ただし  $\delta_S = 15^\circ, 30^\circ$  のときは  $\alpha = 15^\circ$  における主翼翼端の未剝離領域は  $\delta_S = 0^\circ$  の場合とほとんど変わらないが、 $\delta_S = -15^\circ, -30^\circ$  のときは、小翼翼を外した場合に近くなって改善される(「6.1」)。この影響が逆に小翼翼の  $|C_Y|$  に顕われると考えられる。

小翼翼 A において  $\delta_S = 15^\circ, 30^\circ$  における  $C_Y$  からそれぞれ  $\delta_S = -15^\circ, -30^\circ$  における  $\alpha, C_Y$  の正負を逆にして対応する  $\alpha$  の  $C_Y$  を差引いた  $\Delta C_Y$  を図 17 (d)に、また  $\Delta C_Y$  と翼翼端渦の関係を説明するための図を図 18 (d)に示す。図 17 (a)の場合と同様に  $\Delta C_Y$  は  $\alpha$  の正負ではほぼ対称となっているが、全般に小さく、また  $\alpha = \pm 10.7^\circ$  に最大値があって図 17 (a)の正規位置よりは、後位置ないし端板付の場合に類似している。したがってその理由も前述と同様と考えられ、フラップが後縁部にあるため、最大負圧位置が後退するので  $\delta_S$  の正負や大小による違いが小さくなっていると考えられる。また  $\Delta C_{Y0} > 0$  であることから「8.3」で述べたように風洞側壁と翼翼端の間隙による地面効果はないと考えることができる。

#### 8.5 横滑角, 取付角, フラップ角共にある場合の差

$\alpha, \beta, \delta_W, \delta_S$  の単独の影響については「8.1」～「8.4」で述べた。小翼翼に対する幾何学的迎角は  $(\delta_W - \beta)$  で与えられるので、単純には  $|\delta_W| = 10^\circ$  と  $|\beta| = 10^\circ$  の場合は同様の効果が期待されるが実際には前者では風圧の影響がなくなって  $\Delta C_Y$  が低下

した(図 17 (c))。したがって  $|\delta_W - \beta|$  が等しい場合の  $\Delta C_Y$  も  $\delta_W = 0^\circ$  と  $\delta_W = 10^\circ, 20^\circ$  とでは異なることが予想される。また  $|\delta_S| = 15^\circ, 30^\circ$  の  $\Delta C_Y$  の傾向は類似し、かつその差も小さいが、 $\alpha = 0^\circ$  における主翼翼の風圧の影響は残ると思われる(図 17 (d))。これらにもとづいて以下、 $\beta, \delta_W, \delta_S$  の全部または一部が共にある場合についてつぎに検討する。

小翼翼 A について、 $|\delta_W - \beta| = 10^\circ - 10^\circ, 10^\circ - 0^\circ, 20^\circ - 10^\circ$  の場合の  $|\delta_S| = 0^\circ, 15^\circ, 30^\circ$  に対する  $\Delta C_Y$  をそれぞれ図 17 (e), (f), (g)に示す。また図 17 (a)～(g)における小翼翼の失速前の 3 点 ( $\alpha \approx 0.1^\circ, -5.4^\circ, -10.7^\circ$ ) の  $\Delta C_Y$  の算術平均  $\overline{\Delta C_Y}$  を  $\delta_S$  に対して図示すると図 17 (h)のようになる。

図 17 (e)は  $|\delta_W - \beta| = 0^\circ$  であり、 $|\delta_S| = 15^\circ, 30^\circ$  の場合は図 17 (d)と類似しているが、 $\delta_S = 0^\circ$  の場合は図 17 (a)と大きく異なり、失速前の  $\alpha \leq 0^\circ$  では  $\Delta C_Y \approx 0$  となって居り、 $|\delta_W| = 0^\circ, |\delta_W| = 10^\circ$  の違いを如実に見せている。

図 17 (f)は  $|\delta_W - \beta| = 10^\circ$  であり、 $\delta_S$  による差はほとんどなく図 17 (c)の  $|\delta_W| = 10^\circ$  の場合に類似しているが、 $|\delta_S| = 15^\circ, 30^\circ$  の場合で失速前の  $\alpha \leq 0^\circ$  ではむしろ図 17 (d)に近いとも言える。

図 17 (g)は図 17 (f)と同様  $|\delta_W - \beta| = 10^\circ$  であるが横風に拮抗する横力を発生している所が異なり、失速前の  $\alpha \leq 0^\circ$  で  $\Delta C_Y \approx 0 \sim 0.005$  と小さくなる。これを説明するための図を図 18 (e)に示す。すなわち  $|\delta_W| = 20^\circ$  に対して  $|\beta| = 10^\circ$  の効果が逆に作用するので、結果的に図 17 (c)の  $|\delta_W| = 20^\circ$  の値から図 17 (b)の  $|\beta| = 10^\circ$  の値を差引いて図 17 (d)の値に加えた形になるためと考えられる。

図 17 (h)は「8.1」～「8.5」の総まとめである。すなわち主翼翼左端上面に対する右端下面の小翼翼の  $C_Y$  の差の平均  $\overline{\Delta C_Y}$  に対しては  $|\beta| = 10^\circ$  の影響が大きく、ついで主翼翼の風圧と翼翼端渦の上下偏向、 $|\delta_W| = 20^\circ$  の影響が続く。横風に拮抗する有効横力を発生する  $|\delta_W - \beta| = |20^\circ - 10^\circ|$  の場合は互いに効果が相殺されて  $\delta_S$  に拘りなく  $\overline{\Delta C_Y} \approx 0.005$  と小さい。 $|\delta_W| = 10^\circ$  で  $|\beta| = 0^\circ, 10^\circ$  の場合は  $|\delta_S| \approx 0^\circ, 15^\circ, 30^\circ$  と共に  $\overline{\Delta C_Y}$  が増大してそれぞれ約 0.004, 約 0.010, 約 0.012 と次第に飽和し、同一の  $|\delta_S|$  におけるばらつきは約  $\pm 0.002$  と小さい。

$|\delta_w| = |\beta| = 0^\circ$  の場合,  $|\delta_s| = 0^\circ, 15^\circ, 30^\circ$  の  $\Delta C_Y$  はそれぞれ約 0.0154, 約 0.0108, 約 0.0110 と  $|\delta_s| = 0^\circ$  が特異性を示す。

## 9. 取付法や付加物による横力変化に対する考察

小翼の主翼翼端に対する取付法を変えたり, また小翼に付加物を取付けたりすると  $C_Y$  が変化する。これに関して本実験では小翼の前後位置, 小翼付根隙間の有無, 小翼頭部端板の有無, について既に取り扱った。このような  $C_Y$  の変化は主翼翼端, 小翼端板の表面における圧力の相互作用の増減によって生ずると考えられる。

このような現象の解明も「8」と同様局所流れを取り扱う上でかなり有力な手掛りを与えられるので, 上記3件についての考察を以下順を追って述べる。

### 9.1 小翼取付位置の後退による差

小翼取付位置を後退させた場合の横力の変化については「5.6」で述べたが, これを要約するとつぎのとおりである。正規および後位置の小翼に対する  $C_{Y\alpha}$  にはほとんど差が認められない。 $\beta = 0^\circ, \alpha = 0^\circ$  において正規位置では  $C_Y \approx 0$  であるが後位置では  $C_Y \approx 0$  となる。正規と後位置の  $C_Y$  の差  $\Delta C_Y$  は  $\beta = 10^\circ, \alpha \leq -10^\circ$  以外は正であり ( $\beta = 10^\circ$  の場合  $-C_Y, -\alpha$  を採れば  $\Delta C_Y$  は失速前は負となる),  $\beta = -10^\circ, 0^\circ, 10^\circ$  の順に大きい。このような現象はつぎのように説明できる。

まず  $C_{Y\alpha}$  が正規および後位置でほとんど変化しない理由については前述のように後位置では主翼翼端渦の影響と小翼付板の逆向きの翼端渦の影響が相殺していると考えられることができる(「5.6」)。

つぎに  $\alpha = 0^\circ$  において正規位置では  $C_Y > 0$ , 後位置では  $C_Y \approx 0$  となる理由は, 前者では主翼上面と小翼内面の負圧最大値が接近しているため  $C_Y > 0$  となる(「8.1」図 18(a)), 後者では小翼が後退して負圧最大値が離れるので相互作用がなくなつて  $C_Y \approx 0$  となると考えられる。

さらに  $\Delta C_Y$  (正規-後位置) が  $\beta = -10^\circ, 0^\circ, 10^\circ$  の順に大きい理由は, 正規位置における  $C_Y$  は

主翼の前進側 ( $\beta = -10^\circ$ ) で小さく, 後退側 ( $\beta = 10^\circ$ ) で大きい(「8.2」)が, 後位置では小翼が主翼の後流に入るので主翼の前進または後退側の影響が強く顕われるためと考えられる。

### 9.2 小翼付根隙間の有無による差

小翼付根隙間の横力に与える影響については最大有効横力発生形態を対象に「5.7」で述べたが, これを要約するとつぎのとおりである。隙間をあけると  $C_{Y\alpha}$  が低下し, 負の大きな  $\alpha$  では隙間なしよりも  $C_Y$  が大きくなる。 $\alpha = 0^\circ$  では隙間なしの方が  $C_Y$  が大きい。これらの傾向は  $|\delta_w - \beta|$  が大きくなると著しくなる。このような現象を説明するために隙間の有無による  $C_Y$  の差  $\Delta C_Y$  と小翼右側および主翼表面の圧力の正負との関係を図 19(a)に示す。

( $\delta_w - \beta$ ) =  $10^\circ$  で  $\alpha = 0^\circ$  の場合, 内向き小翼形態では, 隙間なしの状態では小翼内側付根に負圧ピークがあるが, 付根隙間をあけると負圧漏洩を生じて  $C_Y$  が減少すると考えられる。外向きに小翼形態でも小翼外側付根のフラップ前縁付近に主翼が張出しているため隙間なしの状態では負圧が高く, 隙間をあけると漏洩して  $C_Y$  が減少すると考えられるが, その程度は張出面積も隙間も小さいので, 非常に小さい。

( $\delta_w - \beta$ ) =  $10^\circ$  で  $\alpha < 0^\circ$  の場合, 内向き小翼形態では, 隙間なしの状態では小翼内側付根の負圧は主翼上面の正圧によって低下しているが, 隙間をあけるとかなり回復して  $C_Y$  は増加し,  $\Delta C_Y$  は  $\alpha = 0^\circ$  の場合に比較して減少すると考えられる。外向き小翼形態では小翼外側付根のフラップ前縁付近の主翼張出部下面は負圧なので,  $\alpha = 0^\circ$  の場合と同様隙間をあけると  $C_Y$  は減少して  $\Delta C_Y$  は  $\alpha = 0^\circ$  の場合に比較して増加すると考えられるがその程度は少ない。

$|\delta_w - \beta| = 20^\circ$  の場合は  $\alpha \approx -15^\circ \sim -10^\circ$  で既に失速している。したがって  $\alpha < 0^\circ$  のみを対象とする。この場合は  $|\delta_w - \beta| = 10^\circ$  で  $\alpha < 0^\circ$  の場合と同様の傾向を示すと考えられるが  $\Delta C_Y$  は正負とも大きくなる。

これを要するに,  $\alpha = 0^\circ$  では小翼負圧側に接する主翼表面が負圧であつて  $\Delta C_{Y0}$  は正。 $\alpha < 0^\circ$  ではこの主翼表面圧力が  $\alpha = 0^\circ$  の場合より増減すると

$\Delta C_Y$  も  $\Delta C_{Y0}$  より増減する。これらの傾向は  $|\delta_w - \beta|$  が大きくなると著しくなる。

### 9.3 小翼頭部端板の有無の差

小翼頭部端板の横力に与える影響については「5.8」で述べたが、これを要約するとつぎのとおりである。内または外側端板の効果は独立し、両者の和は両側端板付の効果にほぼ等しい。すなわち内または外側端板付の  $C_Y$  の平均値は端板なしと両側端板付の  $C_Y$  の平均値と非常によく一致する。また  $C_{Y\alpha}$  は端板なしの場合に対して内側端板付は減少、外側端板付は増大、両側端板付は不変である。さらに小翼Aの両側端板付は端板なしに比較して失速前の  $C_Y$  が約0.01大きく、内または外側端板付きの場合の増分は  $\alpha = 0^\circ$  においてそれぞれ約0.005である。これらの傾向は内または外向き小翼形態とも同様である。このような現象を説明するために小翼の内または外側における端板の有無による  $C_Y$  の差  $\Delta C_Y$  および端板上下面圧力の正負ならびにこれに接する小翼表面の圧力の正負との関係を図19(b)に示す。

$\alpha = 0^\circ$  の場合端板が小翼の負圧側にあるときは整流作用にもとづく負圧漏洩防止効果、小翼の正圧側にあるときは流れの堰止め作用にもとづく正圧増大効果によって  $\Delta C_{Y0} > 0$  となるものと考えられるが、前者の効果がやや大きく、また小翼に対して端板と主翼が同じ側にあるとき(内側端板)に効果が大きいようである。すなわち  $\Delta C_Y$  は内向き小翼形態で内側端板付が最大、つぎは外向き小翼形態で内または外側端板付がほぼ同等、最後に内向き小翼形態で外側端板付が最小となる。

$\alpha < 0^\circ$  の場合、端板の下面は負圧、上面は正圧となる。端板と小翼の境界を接する面の圧力が正または負の同符号であればT型尾翼干渉理論<sup>14)</sup>から明らかのように水平と垂直の面の吹下しが相互に他の面に対して圧力増大効果を与えられられるので  $\Delta C_Y > \Delta C_{Y0}$  となり、異符号であれば逆に  $\Delta C_Y < \Delta C_{Y0}$  となる。すなわち内側端板付では内または外向き小翼形態とも負または正の同符号なので  $\Delta C_Y > \Delta C_{Y0}$  となって  $C_{Y\alpha}$  が減少するが、外側端板付では両形態とも異符号なので  $\Delta C_Y < \Delta C_{Y0}$  となって  $C_{Y\alpha}$  が増大する。内向き小翼形態より外向き小翼形態の

方が  $C_{Y\alpha}$  の増(外側端板付)減(内側端板付)の度合が著しいが、これは「9.2」と同様小翼の負圧側の主翼表面が内向き小翼形態では正となって異符号、外向き小翼形態では負となって同符号(張出し部分)であるためと考えられる(図19(b)正規)。

$\alpha > 0^\circ$  の場合は、上記とほぼ逆の傾向を示すと考えられるが、図10ではこの領域は失速しているので詳細は不明である。

これを要するに  $\alpha = 0^\circ$  では内または外側端板付とも  $\Delta C_{Y0} > 0$ 、 $\alpha < 0^\circ$  では境を接する端板と小翼表面圧力が同符号の場合は  $\Delta C_Y > \Delta C_{Y0}$  で  $C_{Y\alpha}$  減少、異符号の場合は  $\Delta C_Y < \Delta C_{Y0}$  で  $C_{Y\alpha}$  増大し、その度合は小翼負圧側の主翼表面圧力が負または正によって増減する。

## 10. むすび

以上、縦横比6の矩形翼左端に直立させた矩形小翼2種に対して実施した横力低速風洞実験について述べた。実験に供した小翼は主翼と同じNACA0012断面を有し、弦長が主翼の60%、高さが主翼弦長と同一(小翼A)およびその半分(小翼B)の2種である。得られた成果の概要はつぎのとおりである。

1. 小翼の横力係数は翼端渦の効果によって主翼迎角とともにほぼ直線的に増加する。その傾斜は小翼Aが約0.0038、Bが約0.0021〔1/deg〕で(3)式による計算値とほぼ一致する。この値は横滑角や小翼フラップ角があるときは小さくなる。小翼内側が主翼失速直前にほとんど全面剝離しているときは、主翼失速直後に翼端渦が弱まって再付着し、横力も回復する。横力係数最大の迎角は約10°であるがこれは実機着陸レイノルズ数では大きくなる筈である。 $\alpha = 0^\circ$  において  $C_Y \approx 0$  であるがこれは主翼と小翼内側の負圧最大値が接近しているためと考えられる。

2. 小翼に対する幾何学的迎角は取付角と横滑角の差( $\delta_w - \beta$ )で表わされ、横力係数もほぼ比例し、その傾斜は小翼Aが約0.005、Bが約0.002〔1/deg〕である。(  $\delta_w - \beta$  )が大きくなるとこの傾斜は小さくなりまた迎角に対する横力の失速も早くなる。横滑角あるときは主翼後退側翼端小翼の  $C_Y$  が



前進側より大きくなるがこれは前者の外向き流れが相対的に強いととえられる。 $\beta = 0^\circ$ において $\alpha < 0^\circ$ では内向き、 $\alpha > 0^\circ$ では外向き小翼の方が大きい、これは前者では外側、後者では内側における主流堰止めによる正圧増大効果によるものと考えられる。

3. 小翼後縁約 33 % 弦長の単純フラップ角に対する横力係数の増加率は、小翼 A では  $15^\circ$  まで約 0.003,  $30^\circ$  まで約 0.002, B では  $30^\circ$  まで約 0.001 [1/deg] である。横力の失速迎角はフラップ角の大小に拘らずほぼ一定しフラップ角  $15^\circ$  以上における、失速後の小翼主部の剝離は付根に僅かに生ずる程度である。小翼内側の再付着はフラップ角  $15^\circ$  で見られるが  $30^\circ$  では見られない。 $\alpha = 0^\circ$  付近におけるフラップ角の内と外による  $C_Y$  の差は、 $\delta_S = 0^\circ$  の場合の  $\alpha$  の正負における差より小さくなるが、これは最大負圧位置が後退するためと考えられる。

4. 横風  $10^\circ$  に拮抗する有効横力係数は、迎角による誘導効果、取付角効果、フラップ効果の合計で表わされる。実機を想定すると、これらの値は  $\alpha = 8^\circ$  において、小翼 A で 0.027, 0.04, 0.063, 合計 0.13 また B で 0.016, 0.016, 0.028, 合計 0.06 が期待できる。主翼左端上面(内向き)および右端下面(外向き)の小翼各 1 枚に要求される横力加速度が約 0.05 g なので、揚力係数 1 のとき、横力係数は 0.05 あればよく、上記のように満足する。内向き小翼形態では  $\alpha \approx 10^\circ$  で急激な失速を示し、その後再付着する。内向きと外向き小翼形態の  $C_Y$  の差は迎角にかかわらず  $\Delta C_Y \approx 0.005$  であるが、これは取付角の効果と横滑りの効果が逆に作用してフラップ角の効果に加えられるためと考えられる。

5. 小翼後縁約 33 % 弦長を主翼後方に張出すと、 $\beta = 0^\circ$ ,  $\alpha = 0^\circ$  において  $C_Y \approx 0$  となるが、これは小翼の負圧の最大位置が後退するためと考えられる。正規位置と後退位置の  $C_Y$  の差  $\Delta C_Y$  は主翼の前進側で大きく後退側で負になるがこれは前述の横滑の効果と同様である。誘導横力傾斜  $C_{Y\alpha}$  に変化は認められないが、これは主翼翼端渦の影響と小翼付根の逆向き翼翼端渦の影響が相殺されるためと考えられる。

6. 小翼付根隙間の影響を最大有効横力発生形態に対して調べた結果隙間をあけると、誘導横力傾斜

$C_{Y\alpha}$  が低下し、横力係数  $C_Y$  は  $\alpha = 0^\circ$  では低下するが負の大きな  $\alpha$  では逆に大きくなり、これらの傾向は  $|\delta_w - \beta|$  が大きくなると著しくなることが判った。これは、小翼の負圧側の主翼表面が負圧であるときは隙間をあけることによって負圧が漏洩して  $C_Y$  が低下し、逆の場合は  $C_Y$  が増加すると考えられ、その程度は圧力の相対関係によってきまるようである。

7. 小翼頭部の内、外、両側の全弦長に亘ってその半分の長さの端板を張出したとき、最大有効横力発生形態に対する効果はつぎのとおりである。迎角  $0^\circ$  において、内および外側端板付とも横力係数約 0.005 が、また両側端板付では両者のほぼ合計分が増加するが、これは小翼に対する端板の負圧漏洩防止効果または正圧増大効果によるものと考えられる。誘導横力傾斜  $C_{Y\alpha}$  は小翼の内および外向きに拘らず端板内側で増、外側で減少、両側で不変となるが、これは、たとえば負の迎角で端板の上面は正圧、下面は負圧となり、これと境を接する小翼表面の圧力が正または負の同符号であれば正または負圧を増大、異符号であれば減少すると考えることによって説明できる。同様の効果は小翼と主翼の関係にも考えられるので、これを加味することにより、内向きより外向き小翼形態の方が  $C_{Y\alpha}$  の増減の度合の著しいことが理解できる。

模型の製作には工作課の水野洗課長、染谷昭夫係長、原島愿治技官に多くの手数を煩わした。また実験には廣末健一新型航空機第 11 グループリーダーに格別の配慮を頂き、船木義弘君、富永幸一君の協力を得た。データおよび原稿の整理は、船木義弘君、清水文江嬢、深谷郁子嬢、佐藤文子嬢によった。

## 参 考 文 献

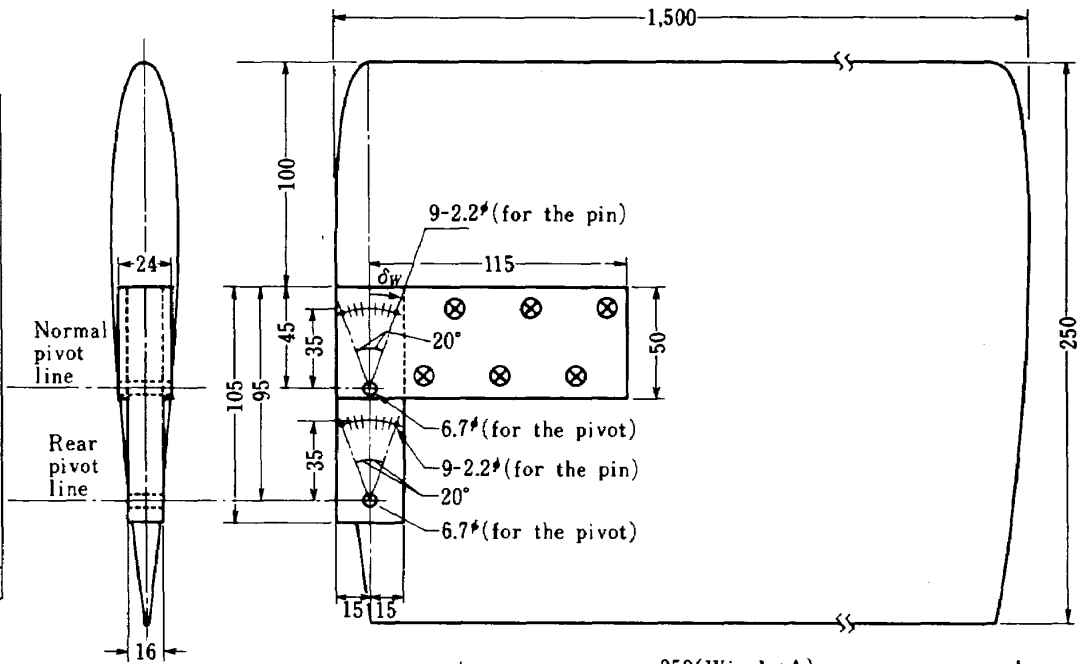
- 1) S. G. Flechner and R. T. Whitcomb; A High Subsonic Speed Wind-Tunnel Investigation of Winglets on a Representative Second-Generation Jet Transport Wing, NASA TN D-8264 (1976/7).
- 2) J. F. Marchman III, H. F. Faery, Jr. and D. Manor; Whitcomb Winglet Applications to General Aviation Aircraft, AIAA paper 78-1478 (1978/8/21-23).
- 3) W. B. Binnie and R. F. Stengel; Flight In-

- vestigation and Theory of Direct Side-Force Control, AIAA paper 78-1287 (1978).
- 4) E. M. Boothe and H. J. Ledger; Direct Side-Force Control for STOL Crosswind Landings, AIAA paper 73-811 (1973/8).
  - 5) 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, 航空宇宙技術研究所報告 TR-335, (1973/9).
  - 6) 日本航空学会; 航空工学便覧 p. 68, (1940/10).
  - 7) H. Portnoy; The Initial Roll-up of a Thick Two-Dimensional Wake behind a Wing of Finite Span, Aeronautical Journal Vol. 80, No. 790, p. 442 (1976/10).
  - 8) S. J. Shamroth and W. R. Briley; A Viscous Flow Analysis for the Tip Vortex Generation Process, NASA CR-3184 (1979).
  - 9) NASA/University Conference on Aeronautics, NASA SP-372, p. 330 (1974/10/23-24).
  - 10) F. W. Diedrich; A Plan-Form Parameter for Correlating Certain Aerodynamic Characteristics of Swept Wings, NACA TN-2335 (1951).
  - 11) K. K. Ishimitsu; Aerodynamic Design and Analysis of Winglets, AIAA paper 76-940 (1976/9/27-29).
  - 12) J. DeYoung; Minimization Theory of Induced Drag Subject to Constraint Conditions, NASA CR-3140 (1979/6).
  - 13) J. Kuhlman; Numerical Optimization Techniques for Bound Circulation Distribution for Minimum Induced Drag of Nonplanar Wings; Basic Formulation, NASA CR-3154 (1979/6).
  - 14) H. Ashley and M. Landahl; Aerodynamics of Wings and Bodies, Addison-Wesley, p. 216 (1965).
  - 15) 滝沢直人, 川幡長勝, 岡田典秋; 矩形翼翼端小翼の横力予備低速風洞試験, 第17回飛行機シンポジウム講演集, p. 174, (1979/11/28 ~ 29 愛知県産業貿易館西館).
  - 16) 滝沢直人, 川幡長勝, 岡田典秋, 岩崎昭人; 矩形翼翼端小翼取付状況による横力変化, 第18回飛行機シンポジウム講演集, p. 92, (1980/11/5 ~ 7 宇都宮市文化会館).

a) Wing (1 model)

Airfoil section (NACA 0012)

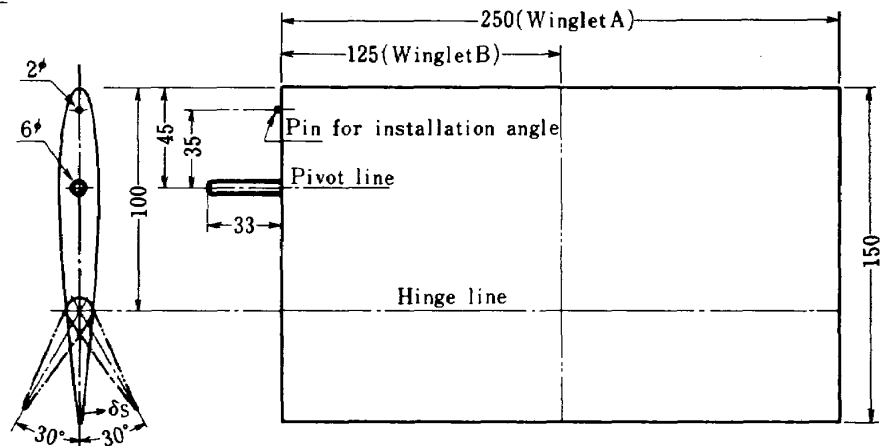
Station	Half ordinate
0	0
3.13	4.74
6.25	6.54
12.50	8.89
18.75	10.50
25.00	11.71
37.50	13.36
50.00	14.34
62.50	14.85
75.00	15.01
100.00	14.51
125.00	13.24
150.00	11.41
175.00	9.16
200.00	6.59
225.00	3.73
237.50	2.19
250.00	0.58
L.E.radius	3.95



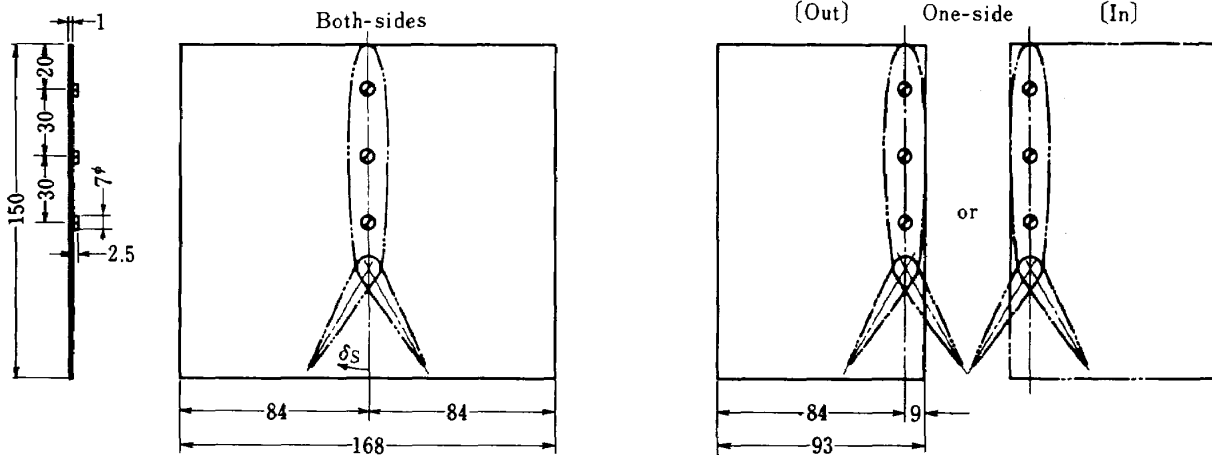
b) Winglets (2 models)

Airfoil section (NACA 0012)

Station	Half ordinate	Station	Half ordinate
0	0	45.00	9.00
1.88	2.84	60.00	8.70
3.75	3.92	75.00	7.94
7.50	5.33	90.00	6.84
11.25	6.30	105.00	5.50
15.00	7.02	120.00	3.97
22.50	8.02	135.00	2.30
30.00	8.61	142.50	1.41
37.50	8.91	150.00	0.50
L.E.radius		2.37	

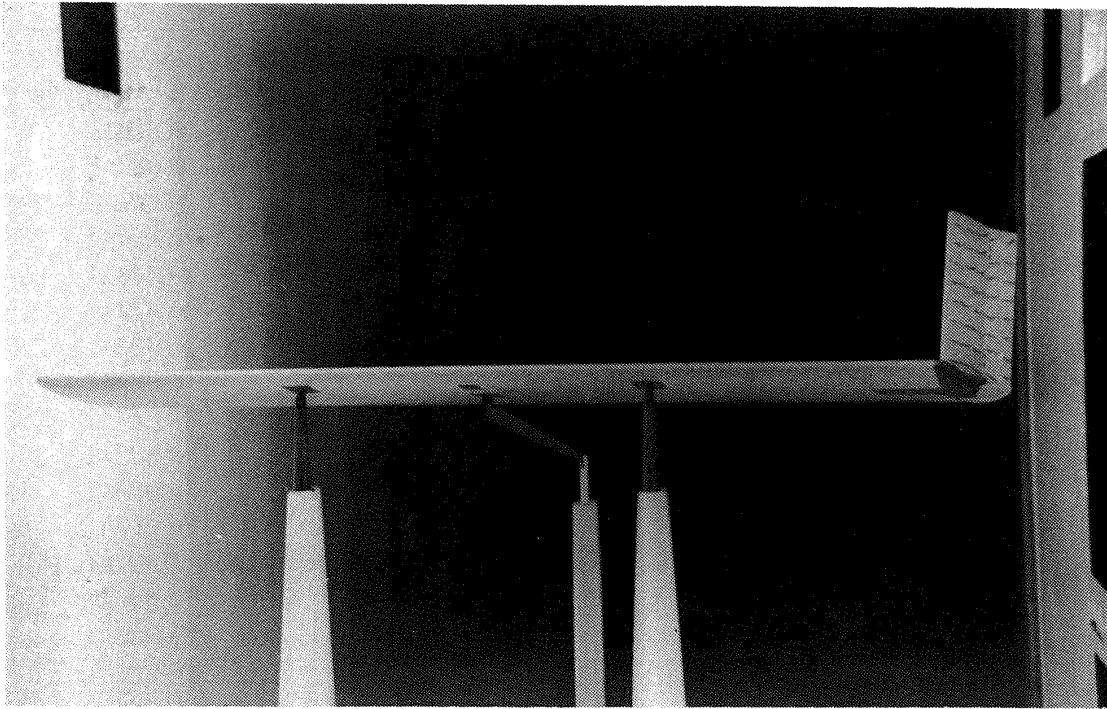


c) Top plates (2 sheets)

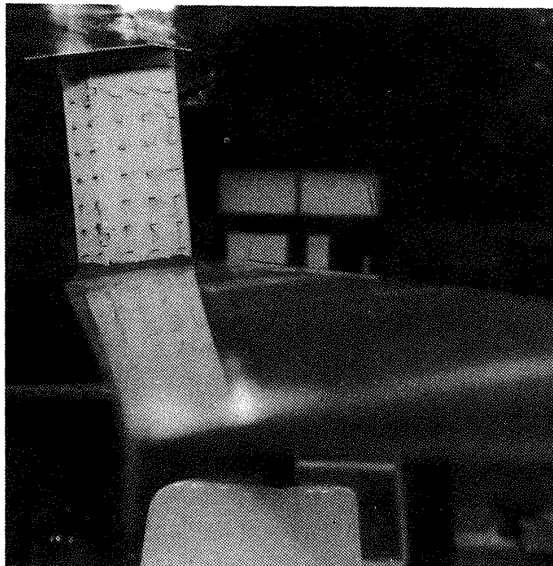


(Note) Dimensions are given in mm unless otherwise noted.

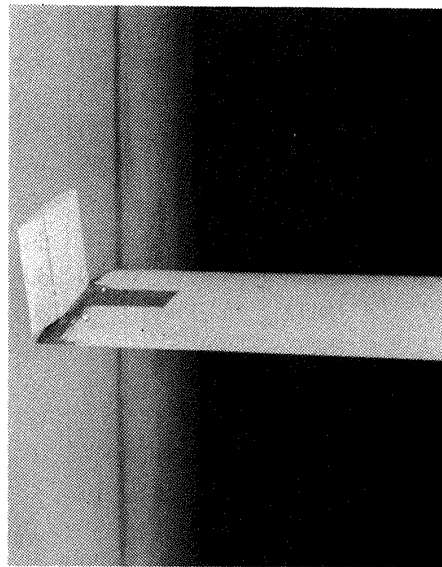
Figure 1 Details of models 模型詳細



(a) Typical model installation (front view) 模型取付状況 (前方)



(b) Tufts test of winglet "A" with top plate (side view)  
端板付小翼Aの気流試験 (側方)



(c) Winglet "B" mounted on main wing (rear view)  
小翼Bの主翼取付状況 (後方)

Figure 2 Photographs of wing tunnel test 風洞試験中の写真

Table 1 Experimental cases 実験ケース

CASE No.	WING -LET	TOP PLATE	POSITION	$\delta_w^\circ$	$\delta_s^\circ$	$\beta^\circ$
64	STANDARD CONFIGURATION					0
65	"					10
66	"					-10
75*	NO	—	—	—	—	0
76*	NO	—	—	—	—	10
77	NO	—	—	—	—	-10
1*	A	NO	NORMAL	0	0	0
2*	A	NO	NORMAL	0	0	10
3*	A	NO	NORMAL	0	0	-10
4*	A	NO	REAR	0	0	0
5*	A	NO	REAR	0	0	10
6*	A	NO	REAR	0	0	-10
7	A	BOTH	NORMAL	0	0	0
8	A	BOTH	NORMAL	0	0	10
9	A	BOTH	NORMAL	0	0	-10
10*	A	NO	NORMAL	10	0	0
11	A	NO	NORMAL	10	0	10
12*	A	NO	NORMAL	20	0	0
13*	A	NO	NORMAL	20	0	10
14	A	NO	NORMAL	20	15	0
15*	A	NO	NORMAL	20	15	10
16*	A	NO	NORMAL	20	30	0
17*	A	NO	NORMAL	20	30	10
90 $\Delta$	A	NO	NORMAL	20	30	0
91 $\Delta$	A	NO	NORMAL	20	30	10
18	A	BOTH	NORMAL	20	30	0
19*	A	BOTH	NORMAL	20	30	10
20	A	NO	NORMAL	10	30	0
21	A	NO	NORMAL	10	30	10
22*	A	NO	NORMAL	0	30	0
23*	A	NO	NORMAL	0	30	10
78*	A	NO	NORMAL	0	15	0
79	A	NO	NORMAL	0	15	10
24*	A	NO	NORMAL	-10	0	0
25	A	NO	NORMAL	-10	0	-10
26*	A	NO	NORMAL	-20	0	0
27*	A	NO	NORMAL	-20	0	-10
28	A	NO	NORMAL	-20	-15	0
29*	A	NO	NORMAL	-20	-15	-10
30*	A	NO	NORMAL	-20	-30	0
31*	A	NO	NORMAL	-20	-30	-10
92 $\Delta$	A	NO	NORMAL	-20	-30	0
93 $\Delta$	A	NO	NORMAL	-20	-30	-10
32	A	BOTH	NORMAL	-20	-30	0
33*	A	BOTH	NORMAL	-20	-30	-10
34	A	NO	NORMAL	-10	-30	0
35	A	NO	NORMAL	-10	-30	-10
36*	A	NO	NORMAL	0	-30	0
37*	A	NO	NORMAL	0	-30	-10
67	A	OUT	NORMAL	20	30	0
68*	A	OUT	NORMAL	20	30	10
69	A	IN	NORMAL	20	30	0
70*	A	IN	NORMAL	20	30	10
71	A	IN	NORMAL	-20	-30	0
72*	A	IN	NORMAL	-20	-30	-10
73	A	OUT	NORMAL	-20	-30	0
74*	A	OUT	NORMAL	-20	-30	-10
80*	A	NO	NORMAL	0	-15	0
81	A	NO	NORMAL	0	-15	-10
82	A	NO	NORMAL	-10	-15	0
83	A	NO	NORMAL	-10	-15	-10
84	A	NO	NORMAL	10	15	0
85	A	NO	NORMAL	10	15	10
38	B	BOTH	NORMAL	0	0	0
39	B	BOTH	NORMAL	0	0	10
40	B	BOTH	NORMAL	0	0	-10
41	B	NO	NORMAL	0	0	0
42	B	NO	NORMAL	0	0	10
43	B	NO	NORMAL	0	0	-10
44	B	NO	NORMAL	10	0	0
45	B	NO	NORMAL	10	0	10
46	B	NO	NORMAL	20	0	0
47	B	NO	NORMAL	20	0	10
48	B	NO	NORMAL	20	30	0
49	B	NO	NORMAL	20	30	10
86 $\Delta$	B	NO	NORMAL	20	30	0
87 $\Delta$	B	NO	NORMAL	20	30	10
50	B	NO	NORMAL	10	30	0
51	B	NO	NORMAL	10	30	10
52	B	NO	NORMAL	0	30	0
53	B	NO	NORMAL	0	30	10
54	B	NO	NORMAL	-10	0	0
55	B	NO	NORMAL	-10	0	-10
56	B	NO	NORMAL	-20	0	0
57	B	NO	NORMAL	-20	0	-10
58	B	NO	NORMAL	-20	-30	0
59	B	NO	NORMAL	-20	-30	-10
88 $\Delta$	B	NO	NORMAL	-20	-30	0
89 $\Delta$	B	NO	NORMAL	-20	-30	-10
60	B	NO	NORMAL	-10	-30	0
61	B	NO	NORMAL	-10	-30	-10
62	B	NO	NORMAL	0	-30	0
63	B	NO	NORMAL	0	-30	-10

[NOTE]  $\delta_w > 0$ ,  $\delta_s > 0$ ; Tail left,  $\beta > 0$ ; Right wind,  $\Delta$ ; Gap open, \*; Photograph

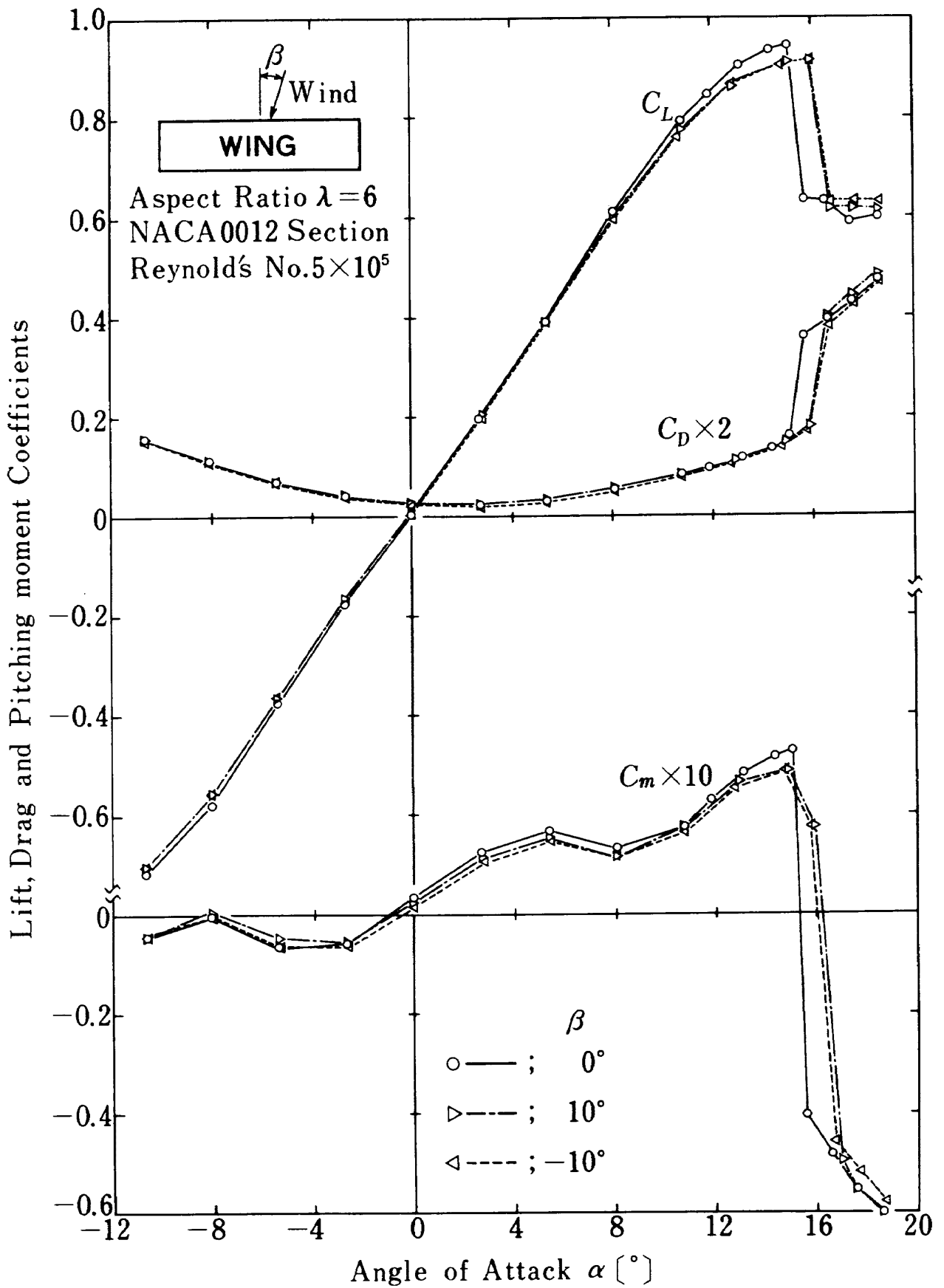


Figure 3 Force test results for main wing 主翼 3 分力 試験結果

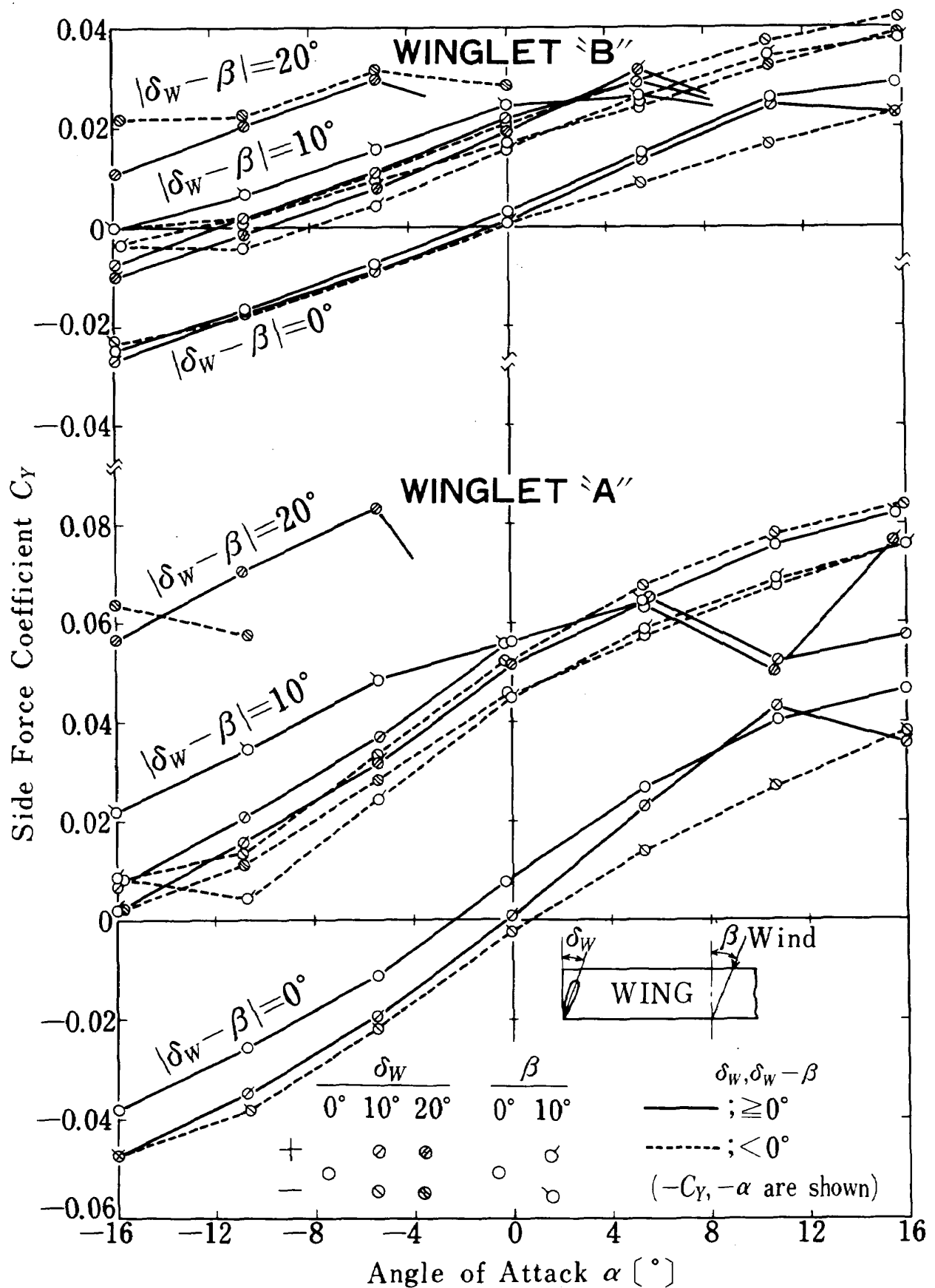


Figure 4 Side-force by winglets with installation angles and side slip angle  
小翼横力に対する取付角, 横滑角の影響

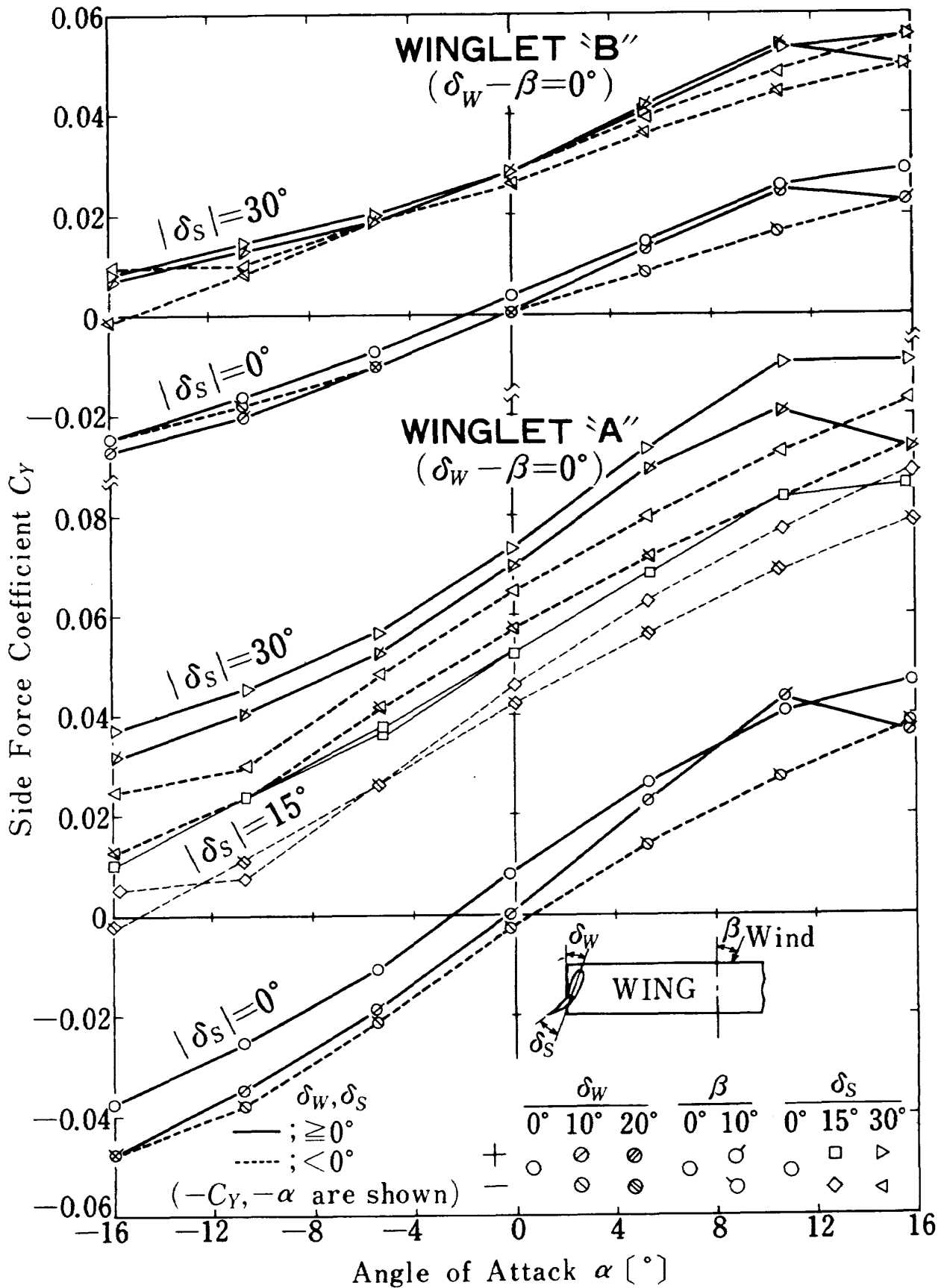


Figure 5 Side-force by winglets with side-force control flap deflections  
小翼横力に対する後縁舵面効果



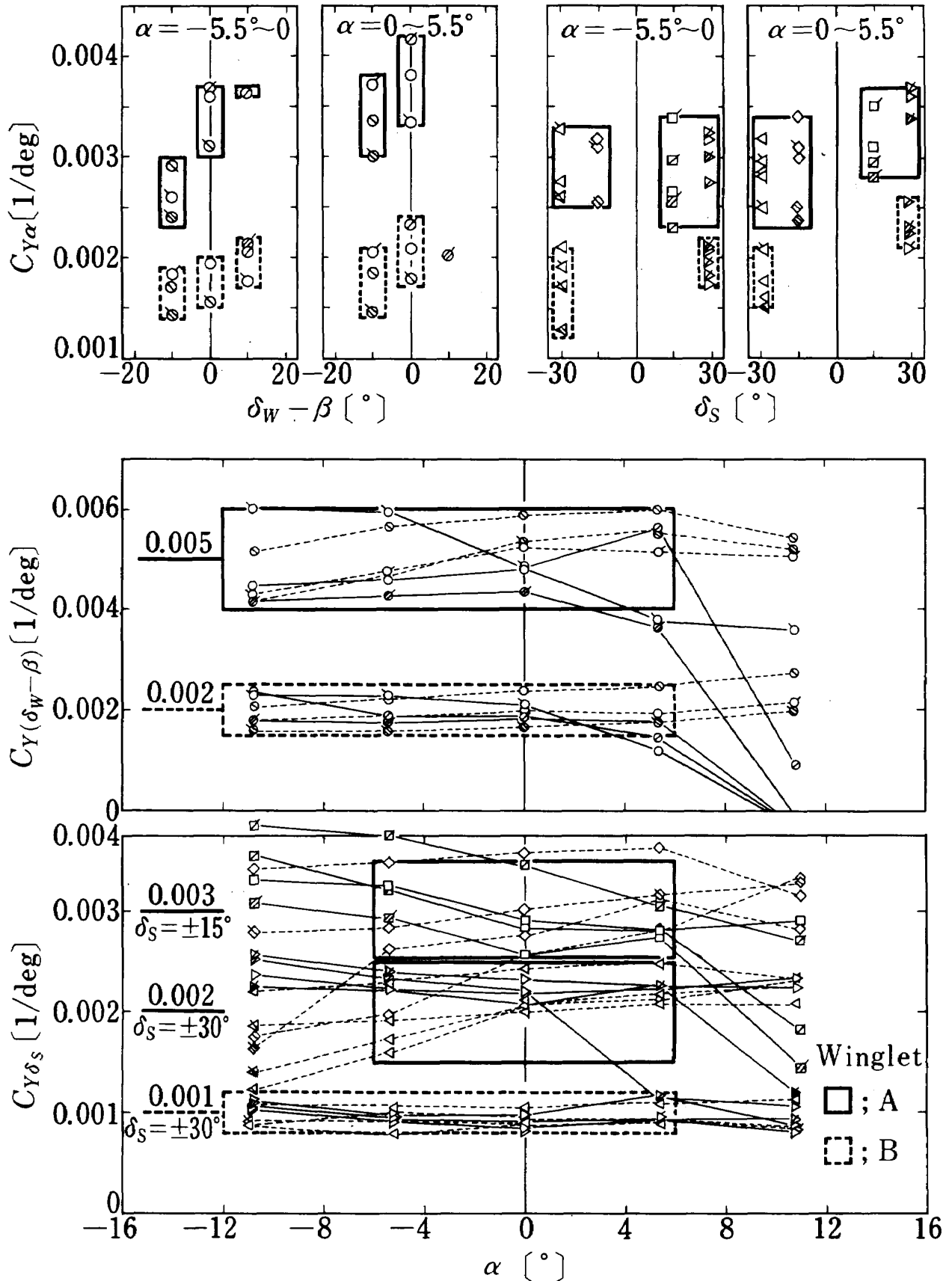


Figure 6 Side-force derivatives with respect to winglets  
小翼の横力微係数

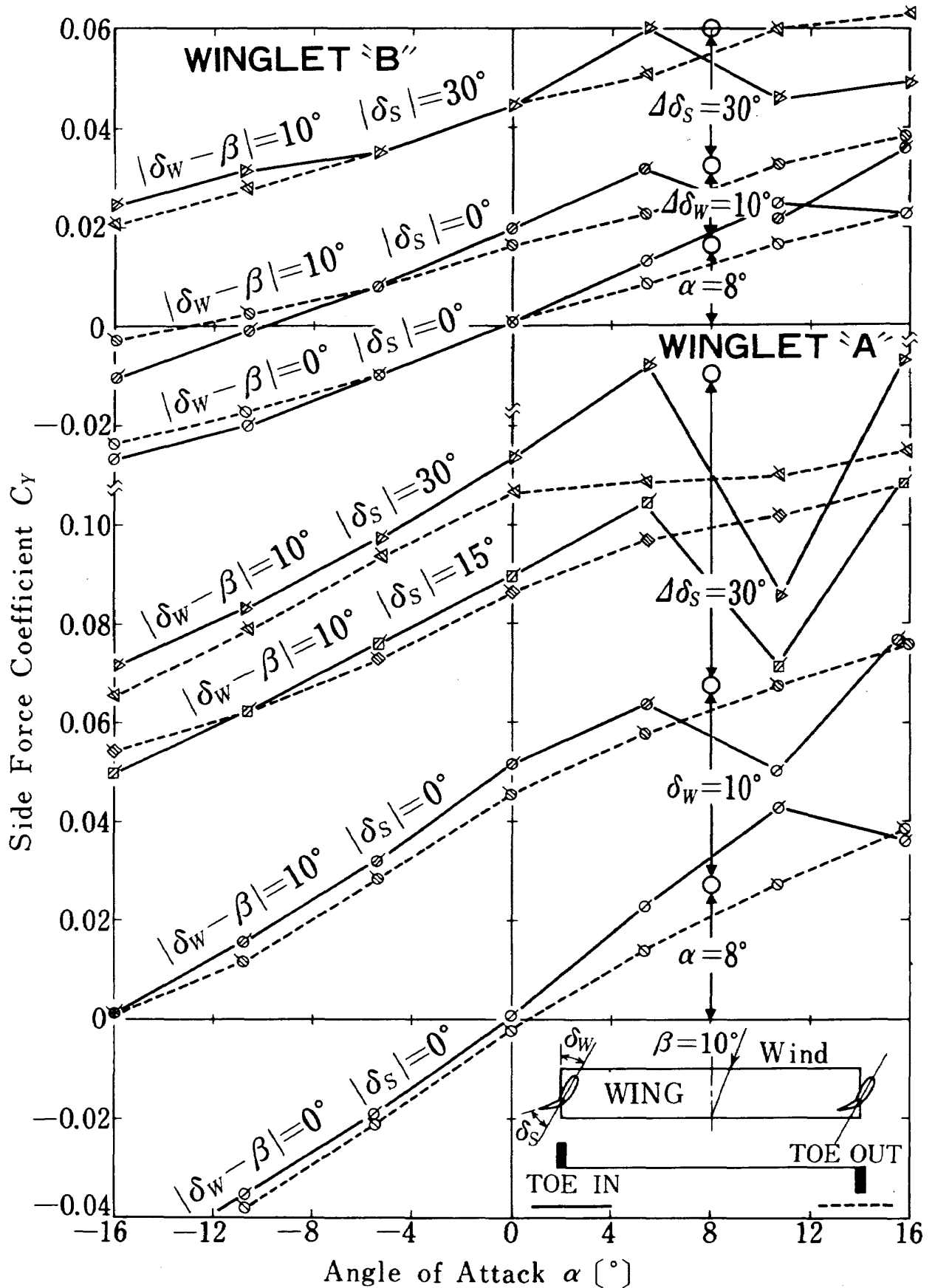


Figure 7 Side-force by winglets contending with 10° crosswind  
 横風 10° に対する小翼の有効横力 ( $|\beta| = 10^\circ$ )

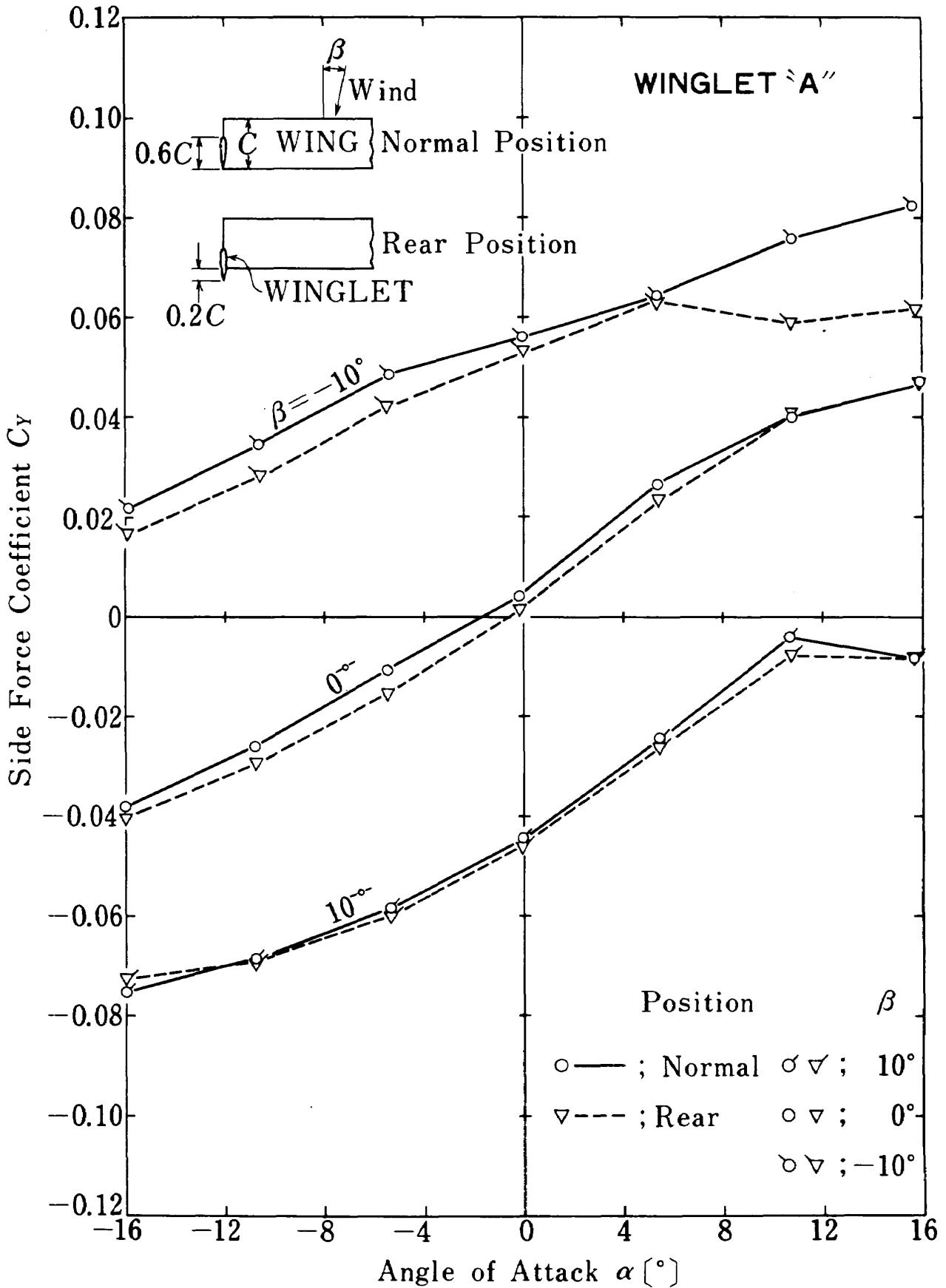


Figure 8 Side-force by winglet "A" mounted on normal or rear position  
 小翼Aの正規または後位置取付による横力の相違

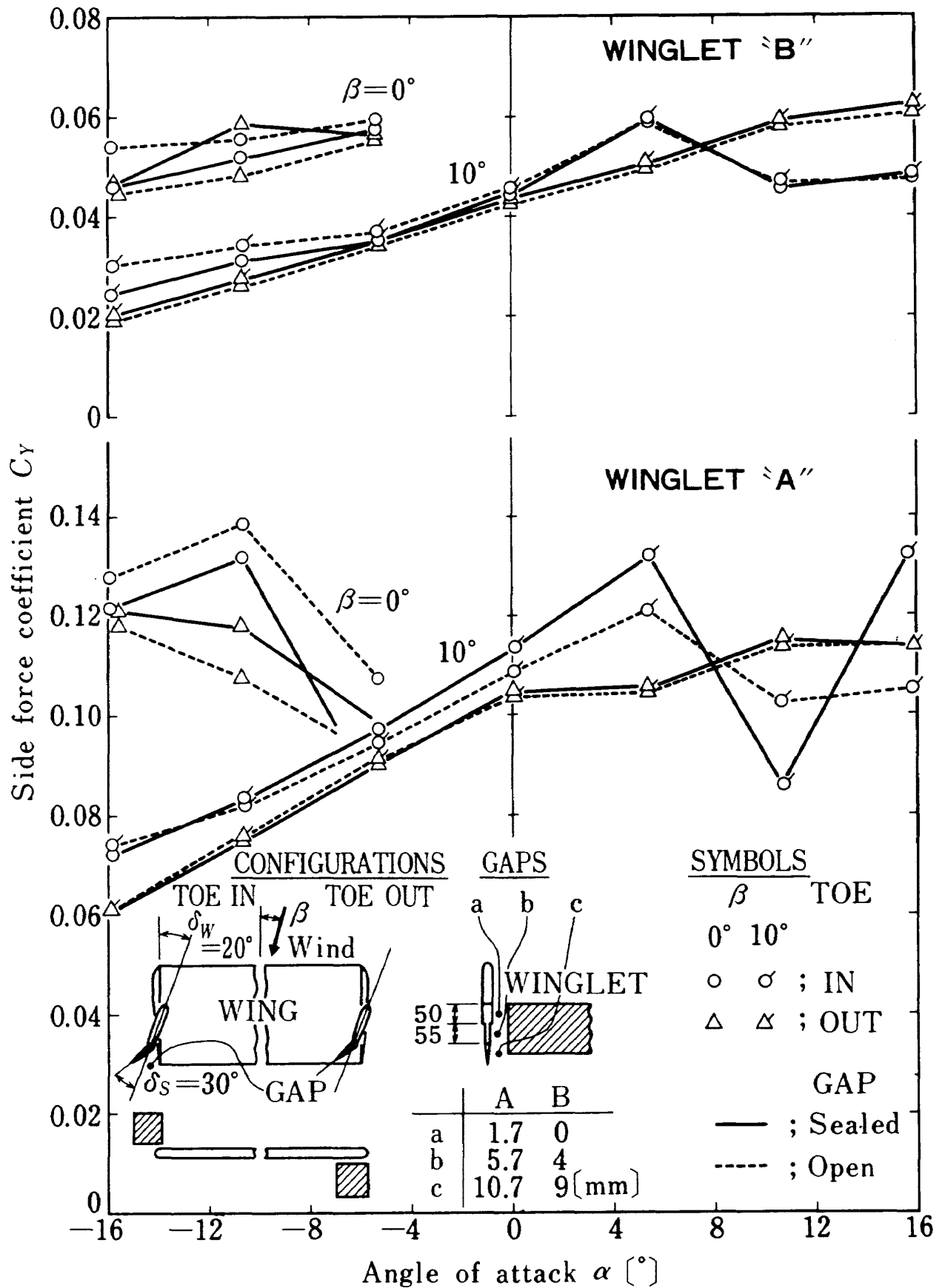


Figure 9 Side-force by winglets with and without root gaps  
小翼付根隙間の有無による横力変化

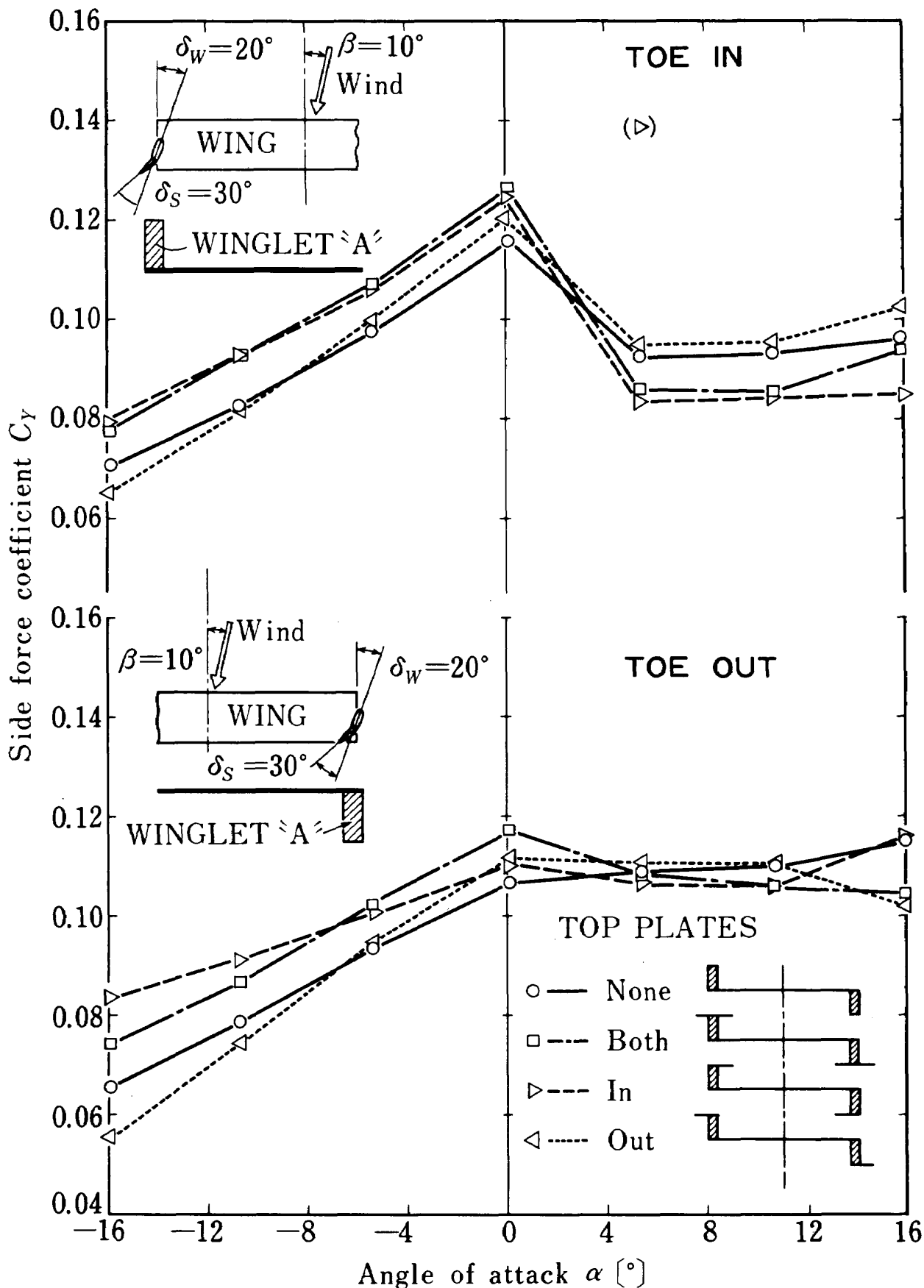


Figure 10 Side-force by winglet "A" with top plates  
 小翼Aの各種頭部端板による横力変化

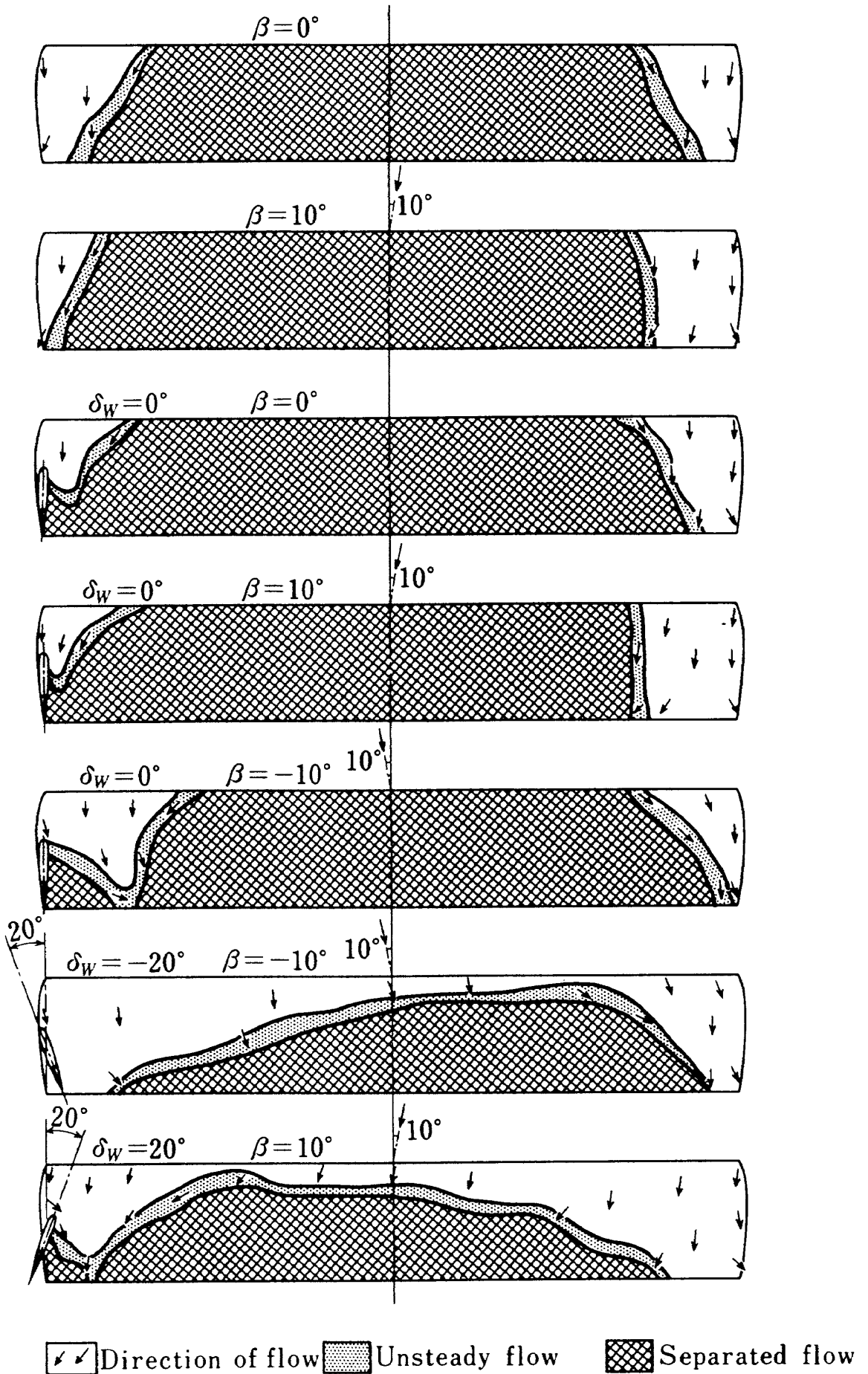
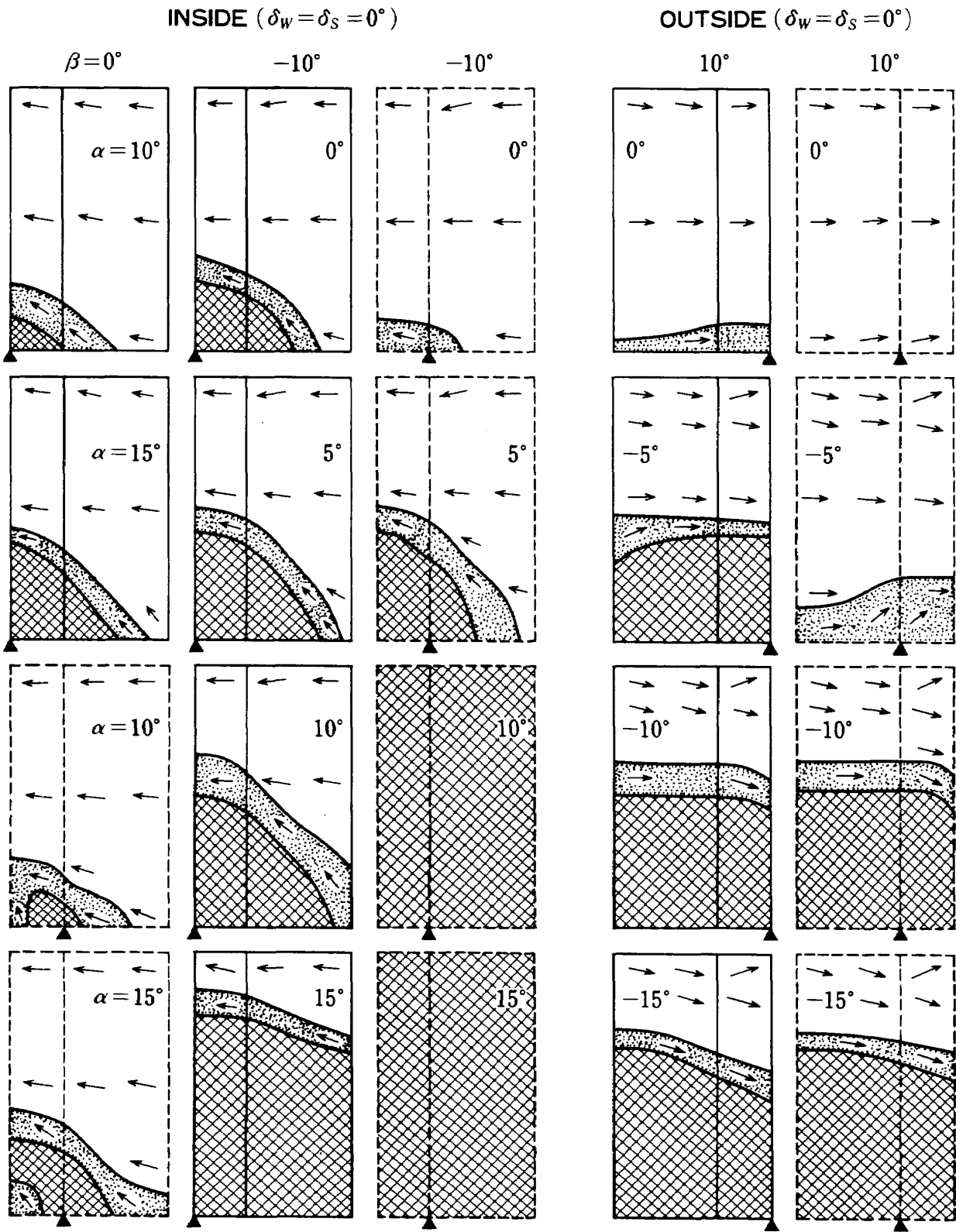


Figure 11 Tufts test results for main wing ( $\alpha = 15^\circ$ )  
 主翼気流試験結果



↔ Direction of flow    
   Unsteady flow    
   Separated flow

  Winglet in rear position    
 ▲ Trailing edge of wing

Figure 12 Tufts test results for winglet "A" mounted on normal or rear position with side slip angles  
 小翼Aの正規または後位置取付における気流試験結果

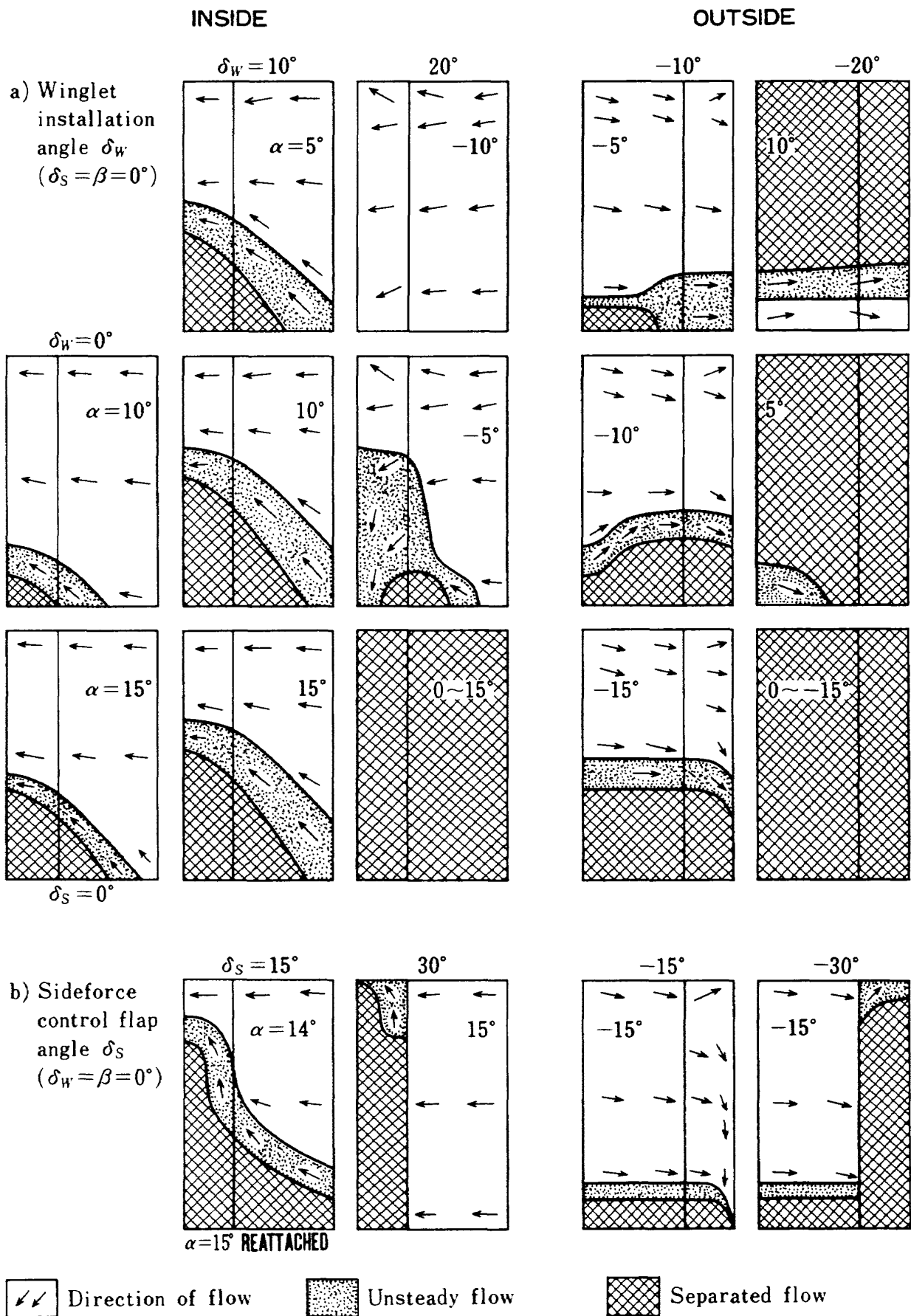


Figure 13 Tufts test results for winglet "A" with installation angles and side-force control flap deflections

小翼Aの取付角および横力制御フラップ角変位あるときの気流試験結果



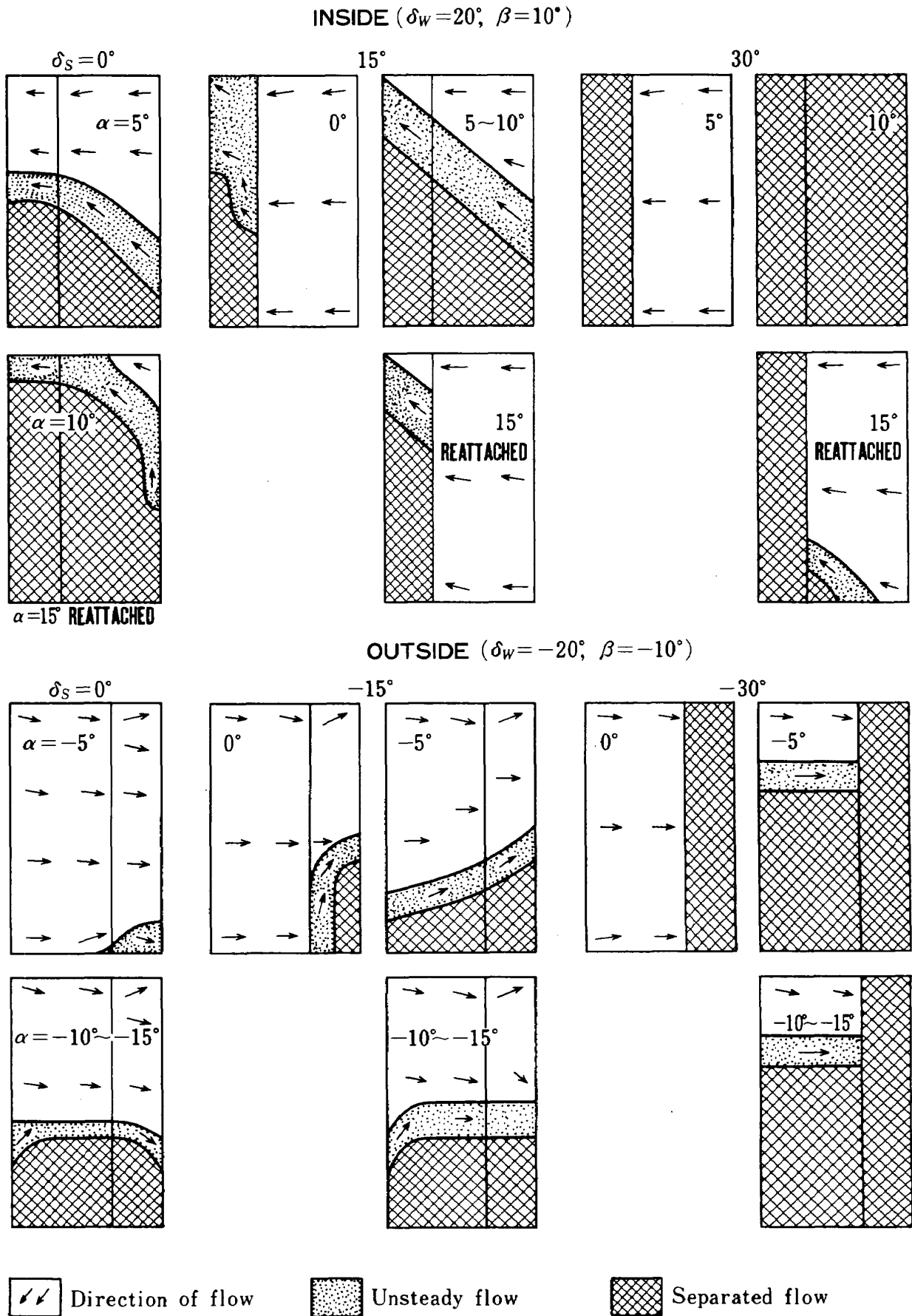


Figure 14 Tufts test results for winglet "A" contending with  $10^\circ$  cross wind  
 横風 $10^\circ$ に拮抗する小翼Aの気流試験結果

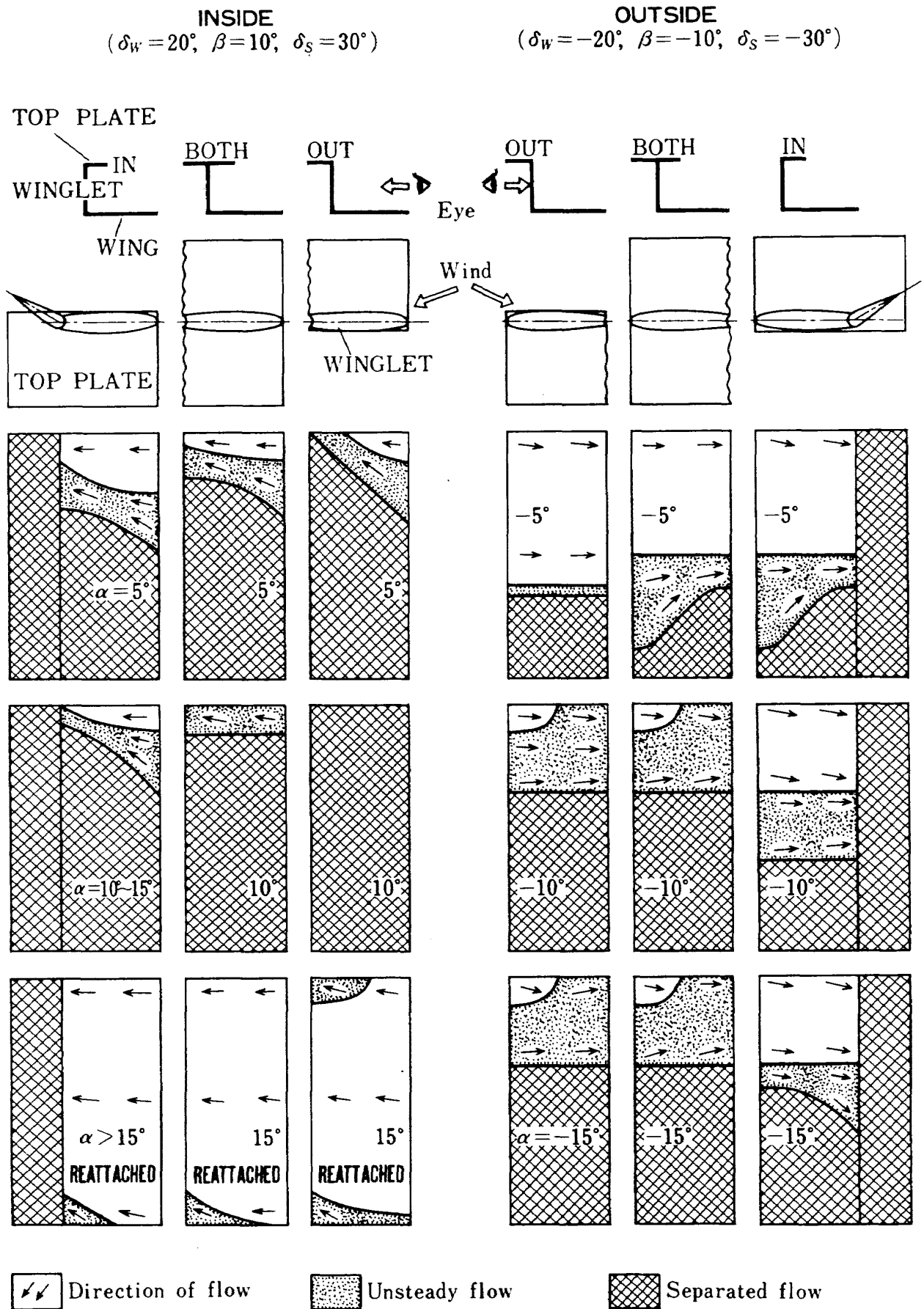


Figure 15 Tufts test results for winglet "A" with top plates  
 頭部端板付小翼Aの気流試験結果

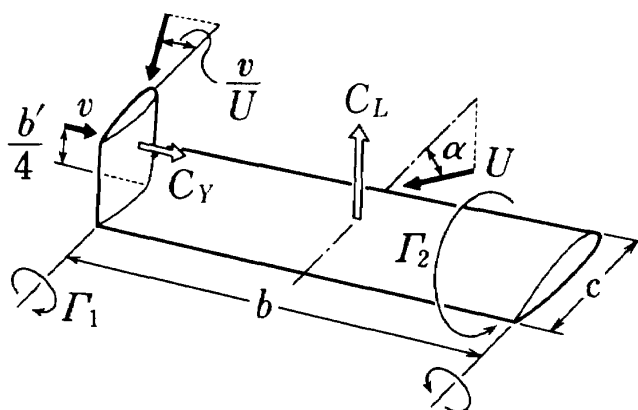


Figure 16 Illustration for induced side-force  
誘導横力の説明図

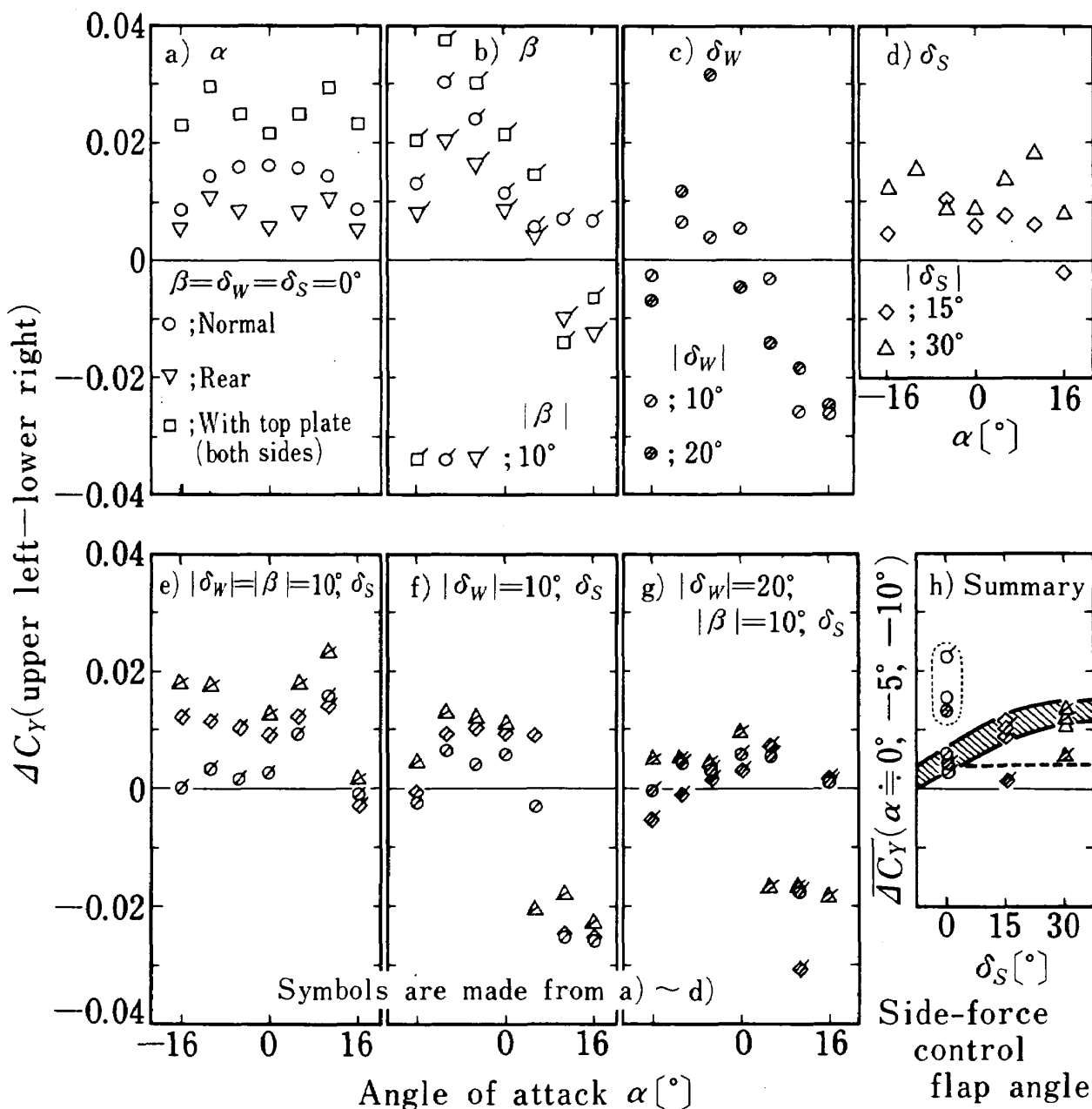
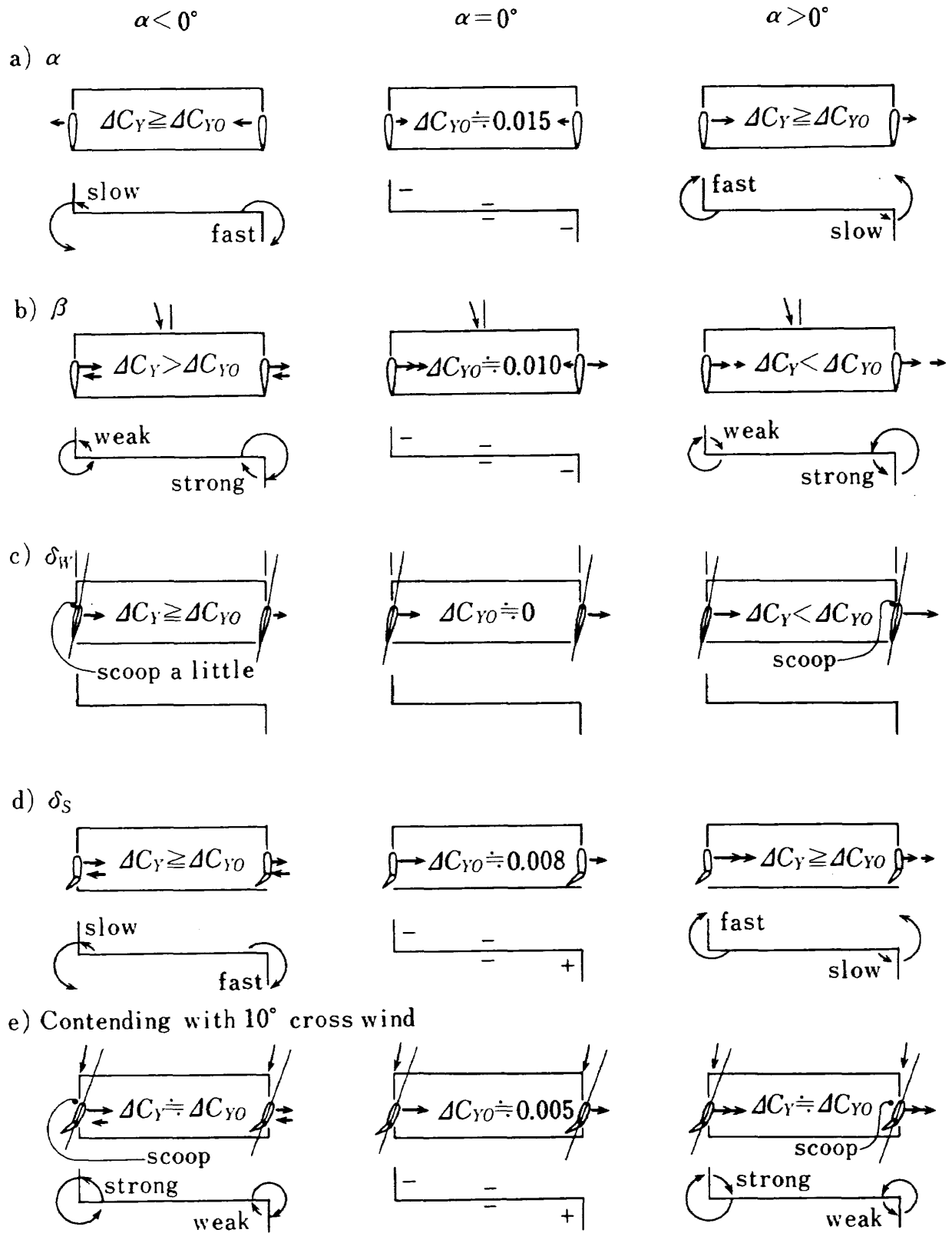


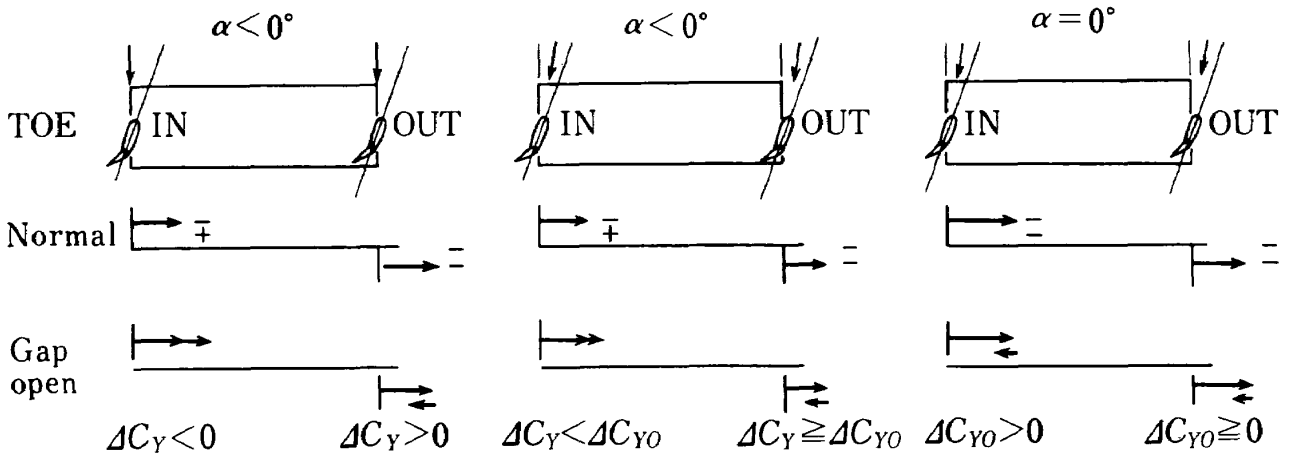
Figure 17 Difference of side-force between upper left and lower right winglet  
左上と右下小翼の横力の相違



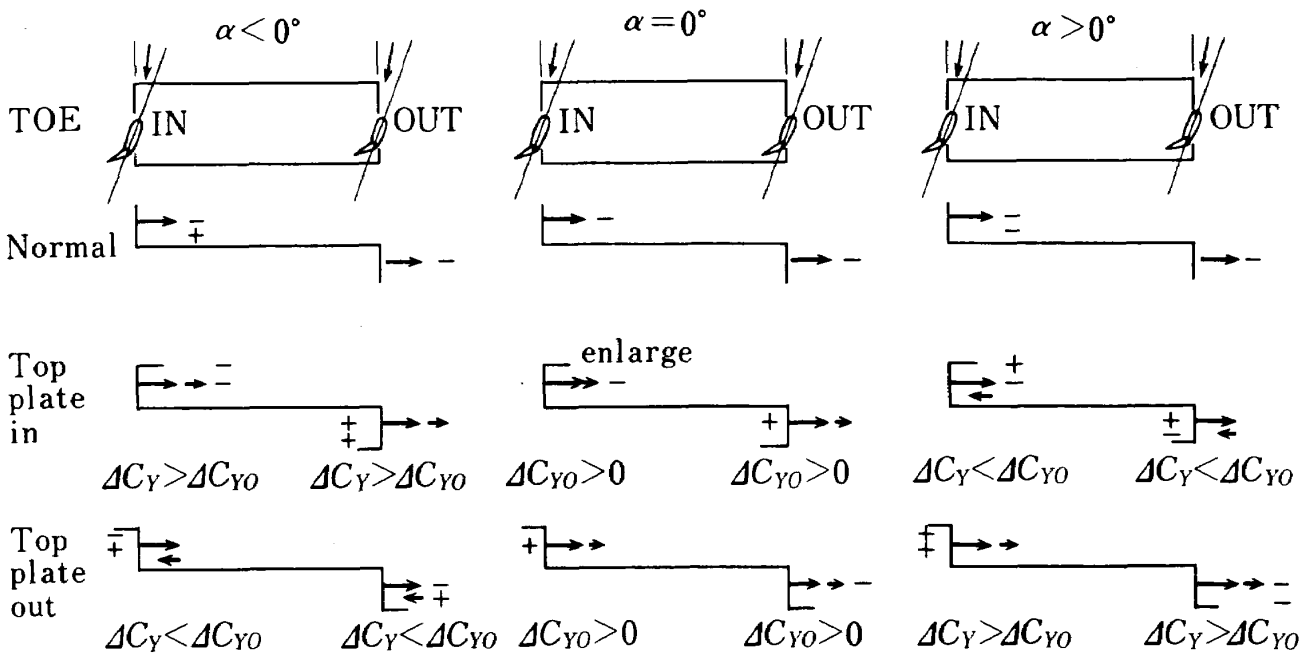
[Note]  $\Delta C_Y$ ; (upper left-lower right),  $\pm$ ; for pressure,  $\odot$  or  $\ominus$ ; tip vortex

Figure 18 Illustration for the side-force of upper left and lower right winglets  
 左上と右下小翼の横力の相違に対する説明図

a) Gap at the root of winglet



b) Plates on the top of winglet



[Note]  $\Delta C_Y$ ; (normal-variant),  $\pm$ ; for pressure

Figure 19 Illustration for the side-force of variant-installed winglet  
 変更取付された小翼の横力の相違に対する説明図

Table 2 Experimental data for side force 横力実験データ

( $C_Y \times 10^4$ )

$\alpha$	-15.9°	-10.7°	-5.4°	0.1°	5.4°	10.7°	15.9°
CASE							
* A* , ( $\delta_w - \beta$ ) = $\delta_s = 0^\circ$							
1	-0381	-0259	-0110	0081	0267	0402	0468
4	-0409	-0296	-0153	0029	0238	0405	0463
7	-0423	-0299	-0114	0108	0364	0592	0655
11	-0471	-0352	-0195	0003	0228	0428	0363
25*	-0472	-0386	-0210	-0024	0138	0271	0377
* A* , ( $\delta_w - \beta$ ) > $0^\circ$ or $\delta_s > \beta$ , $\delta_s > 0^\circ$							
3	0217	0344	0485	0560	0642	0757	0821
6	0165	0283	0420	0533	0636	0588	0612
9	0271	0425	0597	0756	0819	0618	0695
10	0064	0205	0372	0560	0643	0520	0573
12	0563	0704	0831	0437	0458	0540	0600
13	0018	0156	0316	0512	0635	0500	0769
14	1016	1147	0704	0658	0678	0755	0815
15	0491	0619	0755	0892	1044	0715	1087
16	1216	1319	0829	0794	0843	0921	0968
17	0727	0832	0975	1134	1320	0859	1322
17	0707	0828	0978	1159	0925	0933	0963
90	1279	1385	1073	0858	0860	0959	0987
91	0740	0821	0946	1089	1210	1026	1052
18	1225	0782	0753	0795	0893	0985	1057
19	0778	0932	1072	1269	0860	0854	0939
20	0844	0959	1081	1227	0976	0967	1016
21	0314	0408	0522	0697	0897	1060	0936
22	0370	0455	0562	0731	0930	1104	1104
23	0179	0122	0035	0085	0399	0581	0509
78	0101	0237	0378	0518	0688	0834	0867
79	-0382	-0295	-0153	0026	0218	0399	0339
67	1187	1176	0916	0849	0904	1006	1110
68	0653	0815	0999	1205	0949	0956	1026
69	1193	0920	0748	0755	0806	0890	0944
70	0795	0933	1068	1244	1388	0845	0848
84	0610	0739	0855	0979	1062	0794	0861
85	0103	0229	0366	0522	0685	0831	0759
* A* , ( $\delta_w - \beta$ ) < $0^\circ$ or $\delta_s < \beta$ , $\delta_s < 0^\circ$							
2*	0085	0042	0244	0445	0585	0686	0753
5*	0084	0078	0257	0448	0595	0688	0730
8*	0068	0051	0298	0539	0675	0758	0759
24*	0088	0138	0332	0502	0674	0777	0835
26*	0634	0584	0513	0482	0598	0718	0849
27*	0023	0115	0285	0451	0577	0675	0756
28*	1035	0858	0672	0711	0805	0909	1048
29*	0544	0630	0736	0864	0969	1018	1071
30*	1210	1178	0984	0930	0972	1020	1128
31*	0657	0789	0935	1067	1089	1101	1148
31*	0611	0748	0908	1043	1055	1151	1132
92*	1180	1074	0909	0881	0944	0965	1011
93*	0613	0755	0911	1036	1044	1136	1135

$\alpha$	-15.9°	-10.7°	-5.4°	0.1°	5.4°	10.7°	15.9°
CASE							
32*	0910	0817	0800	0868	0914	0948	0973
33*	0743	0869	1027	1172	1086	1060	1047
34*	0799	0832	0969	1122	1181	1150	1247
35*	0132	0233	0415	0573	0712	0829	0921
36*	0248	0295	0477	0645	0793	0923	1025
37*	0192	0231	0077	0078	0252	0422	0568
71*	1023	0903	0853	0908	0940	0977	1035
72*	0835	0913	1006	1106	1066	1063	1159
73*	1249	0820	0731	0815	0878	0915	0949
74*	0557	0747	0944	1115	1108	1103	1018
80*	0053	0075	0274	0458	0629	0770	0887
81*	-0328	-0251	-0238	-0068	0094	0248	0360
82*	0615	0643	0752	0885	0970	1040	1115
83*	-0020	0110	0264	0428	0563	0690	0790
* B* , ( $\delta_w - \beta$ ) = $\delta_s = 0^\circ$							
38	-0325	-0218	-0105	0041	0210	0323	0390
41	-0247	-0168	-0074	0031	0143	0258	0288
45	-0270	-0191	-0095	0010	0135	0247	0229
55*	-0236	-0178	-0091	0003	0087	0166	0237
* B* , ( $\delta_w - \beta$ ) > $0^\circ$ , $\delta_s > 0^\circ$							
40	-0009	0094	0224	0334	0342	0278	0370
43	-0011	0063	0154	0247	0262	0224	0285
44	-0077	0015	0110	0220	0289	0224	0256
46	0107	0202	0295	0210	0232	0280	0323
47	-0101	-0014	0080	0193	0313	0217	0367
48	0469	0521	0575	0451	0445	0495	0524
49	0244	0311	0353	0446	0597	0456	0484
86	0538	0559	0594	0466	0455	0493	0522
87	0303	0343	0371	0456	0590	0468	0474
50	0291	0351	0397	0508	0647	0474	0491
51	0070	0126	0186	0283	0418	0537	0492
52	0087	0145	0194	0286	0410	0530	0565
53	-0116	-0094	-0023	0082	0195	0307	0337
* B* , ( $\delta_w - \beta$ ) < $0^\circ$ , $\delta_s < 0^\circ$							
39*	-0100	-0084	0076	0224	0344	0405	0420
42*	-0034	-0046	0047	0160	0257	0344	0380
54*	-0005	0015	0106	0207	0297	0376	0421
56*	0219	0222	0300	0282	0322	0378	0434
57*	-0032	0021	0089	0168	0245	0325	0385
58*	0472	0587	0561	0598	0546	0545	0530
59*	0205	0274	0356	0439	0505	0592	0624
88*	0449	0480	0553	0607	0530	0535	0542
89*	0196	0261	0344	0424	0494	0581	0607
60*	0331	0300	0396	0489	0603	0635	0613
61*	-0014	0083	0180	0268	0358	0442	0508
62*	0094	0099	0179	0284	0398	0486	0558
63*	-0213	-0181	-0054	0058	0158	0235	0320

(NOTE) \*印: (-C<sub>Y</sub>, -α)

Table 3 Summary of tuft test results 気流試験結果一覽  
 [ Separated regions, % area ]

CASE No.	$\alpha$ [°]	WINGLET "A"	WING(UPPER) at $\alpha = 15^\circ$	CASE No.	$\alpha$ [°]	WINGLET "A"	WING(UPPER) at $\alpha = 15^\circ$
	$\beta$	(WING ALONE)			$\delta_s$	(CONTENDING WITH $10^\circ$ CROSS WIND BY $\delta_w = 20^\circ$ )	
75	0	—	D80	13	0	clear	(L) B65
76	10	—	(L)D87(R)S70		5	C 35	(R) B32
	$\beta$	(SIDE SLIP)			10	C 75	
1	0	10 Q 2	(L)D87		15	REATTACHED	
		15 Q 14	(R)D80	15	15	0 F 16	"
3	-10	0 Q 13	(L)D77		5	D 50	
		5 Q 20	(R)C83		10	D 50	
		10 Q 30			15	F 23, RA	
		15 D 70		17	30	0 F 33	"
2*	10	0 S unstable	(L)D90		5	F 33	
		-5 S 38	(R)S70		10	100	
		-10 S 50			15	Q 2, F 33, RA	
		-15 N 60		27*	0	0 clear	(L) B30
	$\beta$	(REAR POSITION)			-5	Q unstable	(R) B60
4	0	10 Q 3	= CASE 1		-10	B 31	
		15 Q 10			-15	B 31	
6	-10	0 Q unstable	= CASE 3	29*	-15	0 F 6	"
		5 Q 20			-5	D 22	
		10 100			-10	S 35	
		15 100			-15	S 35	
5*	10	0 clear	= CASE 2	31*	-30	0 F 33	"
		-5 S unstable			-5	S 43, F 33	
		-10 S 50			-10	S 43, F 33	
		-15 N 60			-15	S 43, F 33	
	$\delta_w$	(INSTALLATION)				(TOP PLATES $\delta_w = 20^\circ, \beta = 10^\circ, \delta_s = 30^\circ$ )	
10	10	5 Q 14	= CASE 1		SIDE		
		10 Q 27		70	In	5 D 43, F 33	Out of object
		15 Q 27				10 D 54, F 33	
12	20	-10 clear	"			>15 F 33, RA	
		-5 Q 4(deform)		19	Both	5 C 51, F 33	"
		> 0° 100				10 S 60, F 33	
24*	-10	-5 S 5(Front)	"			>15 F 33, RA	
		-10 B 25		68	Out	5 D 54, F 33	"
		-15 S 35				10 100	
26*	-20	10 S 75(UPPER)	"			>15 F 33, RA	
		5 C 93(UPPER)		74*	Out	-5 S 23, F 33	"
		< 0° 100				-10 S 43, F 33	
	$\delta_s$	(SIDE-FORCE CONTROL FLAP)				-15 S 43, F 33	
78	15	14 D 35	= CASE 1	33*	Both	-5 D 16, F 33	"
		15 RA				-10 S 43, F 33	
22	30	15 F 30	"			-15 S 43, F 33	
80*	-15	-15 S 10	= CASE 75	72*	In	-5 D 16, F 33	"
36*	-30	-15 S 7, F 30	"			-10 S 25, F 33	
						-15 N 33, F 33	

(Note) No mark ; Inside, \* mark ; Outside, (L) ; Left, (R) ; Right, F ; Flap, RA ; Reattached, Boundary-B ; Bow, C ; Curve, D ; Diagonal, N ; Narrow, Q ; Quadrant, S ; Streamwise

---

## 航空宇宙技術研究所報告 669号

昭和56年5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

---



Printed in Japan