

航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-788

片側翼端小翼付矩形翼の横揺れモーメント
低速風洞実験

岩崎 昭人 ・ 滝澤 直人 ・ 川幡 長勝

1983 年 11 月

航空宇宙技術研究所
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

片側翼端小翼付矩形翼の横揺れモーメント 低速風洞実験*

岩 崎 昭 人** 滝 澤 直 人** 川 幡 長 勝**

Wind tunnel Investigation of the Rolling moment of a Rectangular Wing with some Winglets on the Left Upper Tip

Akihito IWASAKI, Naoto TAKIZAWA and Nagakatsu KAWAHATA

ABSTRACT

Wind tunnel tests were conducted to investigate the increment of rolling moment due to a winglet mounted on the left upper tip of a rectangular wing of aspect ratio of 5.2 with a NACA 0012 section. Two planforms of winglets, rectangular and swept back forms, were tested. Both winglets are equipped with plain flaps to control their side forces. The winglets were canted outboard 90° or 75° dihedral and toed in or out up to 20° relative to the wind chord. The flaps of the winglets were also deflected up to $\pm 30^\circ$. The low speed (Reynold's number based on wing chord 5×10^5) data were obtained over angles of attack of approximately $\pm 15^\circ$ and at the angles of side slip of 0° and $\pm 10^\circ$.

The results indicated that a single winglet produce a relatively large rolling moment with side force, but when left upper and right lower winglets were combined at a time the two rolling moments canceled each other out. It was also found that the incremental rolling moment by a single winglet of 75° dihedral is about 40% larger than that of 90° dihedral. For winglets with the same dihedral, the effect of winglet planform on the incremental rolling moment appeared to be not so large as expected. In order to find the acting centers of the incremental lift and the side force due to winglets, a simple formula is proposed to relate the incremental rolling moment by

* 昭和58年8月1日 受付

** 新型航空機研究グループ

winglets with those two forces. Experimental data show that the incremental lift center over the wing may be considered to be in the neighborhood of 60% wing spanwise station if the side force center of the winglet is assumed to be at the centroid. Deviations of the center of both forces are thought to be $\pm 8\%$ of wing semispan and $\pm 5\%$ of winglet semispan respectively.

1. まえがき

航空機の巡航性能を改善するための翼端小翼^{1),2)}が着陸時には強い翼端渦の中にあることに着目して、これを横力発生装置として利用する直接横力制御 (DSFC; Direct Side Force Control) の可能性については、すでに報告した。³⁾

しかし、小翼は横力と同時に横揺れモーメントを発生することも予想されるので、航空機の安定操縦性に影響を与えることも考えられる。左右対称の翼端小翼を取り付けた巡航時に上反角効果が増大することは知られているが、^{4), 5), 6)} 横力が大きい場合の翼端小翼による横揺れモーメント特性についてはほとんど知られていない。

着陸時の横力制御に関連して発生する横揺れモーメントがどの程度以下であればよいかの判定は、全機の飛行性から定められるべきものであるが、小翼による横力や主翼の揚力との関係、ならびに小翼の数と取付位置などによる相違を知ることが先決と考えられる。

そこで、1枚の翼端小翼の各種形態による横揺れモーメントの増分と横力および揚力などに対する関係を調べるために6分力計測を行った。実験は横力実験³⁾の場合に準ずるが、主翼縦横比は5.2(横力実験では6)とやや小さい。また、小翼は矩形の外に巡航性能の点で有利といわれるテーパ付後退翼¹⁾²⁾を用意し、さらに小翼取付けも直立の外に同様の理由で水平からの傾斜角 75° を採用した。

なお、小翼による横揺れモーメントに対する横力と揚力の関係から、主翼の揚力増分中心と小翼の空力中心の位置について考察した結果を併せて報告する。

2. 記号

- b ; 主翼翼幅, Span of wing, $[m]$
- c ; 主翼翼弦長, Chord length of wing, $[m]$
- C_D ; 抗力係数, Drag coefficient
- C_L ; 揚力係数, Lift coefficient
- C_L^* ; 小翼による揚力係数の増分, Incremental lift coefficient by winglet, $= (L^* + N \cdot \cos \phi) / (q \cdot S)$
- C_l ; 横揺れモーメント係数, Rolling moment coefficient
- C_l^* ; 小翼による横揺れモーメント係数の増分, Incremental rolling moment coefficient by winglet, $= l^* / (q \cdot S \cdot b)$
- $C_{l\alpha}^*$; $\partial C_l^* / \partial \alpha$, C_l^* に対する主翼迎角の効果, Effect of angle of attack on incremental rolling moment, $[1/\text{deg}]$
- $C_{l\beta}^*$; $\partial C_l^* / \partial \beta$, 小翼による上反角効果の増分, Increment of dihedral effect by winglet, $[1/\text{deg}]$
- $C_{l\delta_s}^*$; $\partial C_l^* / \partial \delta_s$, C_l^* に対する後縁フラップの効果, Flap effect on incremental rolling moment, $[1/\text{deg}]$
- C_m ; 縦揺れモーメント係数 (主翼前縁25%弦長位置基準), Pitching moment coefficient (about $1/4c$)
- C_Y ; 横力係数, Side force coefficient, $= N \cdot \sin \phi / (q \cdot S)$
- h ; 小翼高さ, Height of winglet, $[m]$

- L ; 揚力, Lift
 L^* ; 小翼による主翼揚力増分, Wing incremental lift by winglet
 l ; 横揺れモーメント, Rolling moment
 l^* ; 小翼による横揺れモーメント増分, Incremental rolling moment by winglet, $=L^* \cdot y + N \cdot \{ z + (b/2) \cdot \cos \phi \}$
 N ; 小翼の法線力, Normal force on winglet
 q ; 一様流動圧, Free stream dynamic pressure
 S ; 主翼翼面積, Area of wing, $[m^2]$
 Y ; 横力, Side force, $=N \cdot \sin \phi$
 y ; 主翼揚力増分中心の翼幅方向の座標 (主翼中央から, 小翼側を正), Spanwise coordinate of wing-incremental lift-center due to winglet (from wing center, winglet-side; +), $=y_c + \Delta y$, $[m]$
 y_c ; 統計的に推定した主翼揚力増分中心の翼幅方向の座標, Statistically assumed spanwise coordinate of wing-incremental lift-center due to winglet
 Δy ; y の y_c からのずれ, Deviation of y from y_c
 Δy_e ; y の y_c からの最大ずれ, Maximum deviation of y from y_c when $\eta = 1$
 z ; 小翼空力中心の翼幅方向の座標 (小翼付根から, 小翼翼端側を正), Spanwise coordinate of winglet-aerodynamic center (from winglet-root, winglet-tip-side; +), $=z_c + \Delta z$, $[m]$
 z_c ; 仮定した小翼空力中心の翼幅方向の座標, Assumed spanwise coordinate of winglet-aerodynamic center
 Δz ; z の z_c からのずれ, Deviation of z from z_c
 Δz_e ; z の z_c からの最大ずれ, Maximum deviation of z from z_c when $\eta = 0$
 α ; 迎角, Angle of attack, $[\text{deg}]$
 β ; 横すべり角 (右面に風を受ける場合を正), Side-slip angle (wind on right cheek; +), $[\text{deg}]$
 δw ; 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; +), $[\text{deg}]$
 δs ; 横力制御フラップ角 (前縁右向き正), Side force control flap angle (toe right; +), $[\text{deg}]$
 ϕ ; 小翼傾斜角 (主翼平面から, 上向きを正), Cant angle of winglet, (from wing-plane, upper side; +), $[\text{deg}]$
 η ; 主翼と小翼上の空気力中心のずれに対する分配係数, Dividing factor for the deviations of force centers over the wing and winglet

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 1.3 m, 翼弦長 0.25 m, 面積 0.325 m², NACA 0012 断面) を主翼とし, その左端上面後方に小翼を交換取付できる。横力特性に関する報告³⁾では主翼翼幅が 1.5 m であったが, 主翼翼端と風洞側壁との間隔を大きくするために主翼の両端を 0.1 m ずつ短縮した。主翼はマホガニー製で, 左端にアルミ製小翼取付金具, 下面に軟鋼製の天秤取付金具 (3ヶ) が取付けられている。

小翼には参考文献3で用いた矩形小翼 (小翼A; 高さ 0.25 m, 翼弦長 0.15 m (主翼翼弦長の約 60%), NACA 0012 断面) および新製のテーパ付後退翼小翼 (小翼C; 前縁後退角 40°, 高さ 0.25 m, 翼根弦長 0.15 m, 翼端弦長 0.05 m, NACA 0012 断面) を用いた。小翼Cの高さと翼根弦長は小翼Aと同じであり, 前縁後退角, テーパ比についてはすでに発表されている報告^{1), 4), 5)}で

使用している小翼にならっている。小翼Aは姫小松製、小翼Cはマホガニー製である。

また、参考文献3では小翼を主翼に直立させたが、今回の実験では小翼傾斜の影響を調べるために傾斜角 75° 用の小翼取付金具を新たに製作した。傾斜角 75° はすでに発表されている報告^{1), 4), 5)}で使用している値になった。傾斜角 90° 用の小翼取付金具は前回のものを使用した。主翼翼端形状を翼翼整形部部の形状に近づけるために取付金具の後部を切断した。

小翼の底面には前方約3%弦長位置に角度設定用ピン、33%弦長の最大厚さ位置に鋼製タップを突出させ、主翼左端の金具に取付角 δw を横風 10° より大きな $\pm 20^\circ$ の範囲で 5° おきに設定してナット締めできるようにした。 $\delta w = 0^\circ$ のとき小翼後縁と主翼後縁が一致する。

また、小翼A、C共にフラップ弦長一定の単純フラップが付いており、フラップ弦長と小翼弦長の比は小翼Aが33%、小翼Cの翼根側が31%である。フラップ角 δs は通常の補助翼や昇降舵と同程度の $\pm 30^\circ$ の範囲に設定できるようにした。

小翼を主翼に取り付けると小翼付根に間隙を生ずるが、この間隙は粘土で塞ぎ、整形を施した。

小翼形態の呼称を簡略化するため、以下においては小翼Aの傾斜角 90° の形態をA 90° 、傾斜角 75° の形態をA 75° と呼び、小翼Cについても同様にC 90° 、C 75° と呼ぶことにする。

4. 実験

実験は突風風洞(固定壁カート使用)⁷⁾で実施した。

風速は 30 m/s とし、レイノルズ数は主翼翼弦長基準で約 5×10^5 である。

模型形態は、取付角 δw (0° , $\pm 5^\circ$, $\pm 10^\circ$, $\pm 20^\circ$)、フラップ角 δs (0° , $\pm 15^\circ$, $\pm 30^\circ$)、横すべり角 β (0° , $\pm 10^\circ$)を小翼ごとに適時選択した。ただし、 $\delta w = \pm 5^\circ$ での実験結果は図11にのみ示されている。各形態について、迎角 α ($\pm 15^\circ$ 間を 5° 間隔、ただし、主翼左端に小翼取付金具のない主翼標準模型では $-15^\circ \sim 10^\circ$ 間を 2.5° 間隔でそれ以上は 1° 間隔)ごとに6分力測定を行った。

モーメント計算のための基準点は主翼中央の25%翼弦長位置とした。6分力の無次元化には主翼の翼幅、翼弦長、翼面積を使用している。軸系は安定軸についてである。

試験結果に対しては風洞試験規程⁸⁾に基づいて迎角に $0.731 C_L$ および抗力係数に $0.0128 C_L^2$ を加えて風洞壁の境界修正を施した。また、天秤支柱の気流にさらされている部分については、模型の無い状態で測定した値を差し引いて補正を行った。

実験状況の写真を図2に示す。

5. 横揺れモーメント実験結果

小翼による横揺れモーメント、横力、揚力係数の実験値 C_l^* , C_Y , C_L^* は、小翼を取り付けた状態での計測値から、これと同じ横すべり角における小翼なし(主翼の左端に小翼傾斜角に対応する小翼取付金具あり)の状態での計測値を差し引いたものを採った。従って、3者とも小翼による実験値を求める操作は同じである。しかし、横力係数の場合、小翼なし状態での計測値は小さいので、上記の差し引きは主翼下面の天秤への取付金具の影響を除くという程度にとどまる。これに対して、横揺れモーメントおよび揚力係数の場合、小翼なし状態での計測値はそれぞれ β および α による変化が大きいため、横力係数の場合と異って、小翼付の全翼の係数と小翼のみによる係数の増分との間の差が大きい。

この意味から、小翼による横力係数は C_Y 、横揺れモーメントおよび揚力係数の増分は C_l^* および C_L^* で表わして、小翼付の全翼についての C_l および C_L と“*”で区別することにした。

また、小翼またはフラップを前縁内向きに設定した場合の α と C_l^* はそのまま図示したが、前縁外向きに設定した場合は適宜 α と C_l^* の符号をかえて、 $-\alpha$ と $-C_l^*$ を図示して、小翼またはフラップの向きにかかわらず比較できるようにした。

小翼の横揺れモーメントとは直接関係ないが、基本となる主翼3分力結果を最初に図示した。以下、順を追って実験結果について述べる。

5.1 主翼3分力

主翼左端の小翼取付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。主翼はアスペクト比5.2, NACA 0012断面の直線翼である。

C_L は $\alpha = \pm 8^\circ$ の範囲では β にかかわらず α とともにほぼ直線的に増加し、その傾斜は約 $0.070 [1/\text{deg}]$ である。約 $\pm 15^\circ$ 間の迎角で試験を行ったため完全な失速に至っていないが、参考文献3の主翼3分力の結果では $\alpha \div 16^\circ \sim 17^\circ$ で主翼が失速しているので、 $\alpha \div 15^\circ$ での C_L が C_L の最大値に近い。その値は $\beta = 0^\circ$ で約 0.93 , $\beta = \pm 10^\circ$ で約 0.91 である。

C_D は $\alpha \div 2^\circ$ で最小となり、その値は約 0.012 である。 $\alpha \div 15^\circ$ を除けば β にかかわらずほぼ同様の値を示し、 β の相違による C_D のばらつきは大きいところでも約 0.002 である。対称翼であるにもかかわらず C_D が正負の迎角について対称でないのは、主翼下面の取付金具、天秤支柱および風防(図2a参照)の干渉によるもので、負の迎角で干渉値は大きく現れる傾向にある。正の迎角に対しては、この干渉値は小さいことが他の試験からわかっている。

C_m は $\alpha \div 15^\circ$ で最大となり、その値は約 0.027 である。 β の相違による C_m のばらつきは $\alpha \div 15^\circ$ を除けば大きいところでも約 0.004 である。 α に対する変化の傾向は3者($\beta = -10^\circ, 0^\circ, 10^\circ$)とも類似しており、差異はない。

5.2 取付角 δw および横すべり角 β の影響

小翼による横力については小翼の幾何学的迎角($\delta w - \beta$)にもとづく直接効果と主翼迎角 α にもとづく誘導効果が大きい。³⁾ 一方、小翼による横揺れモーメントについては、小翼による横力の影響が大きく、($\delta w - \beta$)と α に対する C_l^* の変化は C_Y と同様の傾向を示すと考えられた。これにもとづき、 $A 90^\circ, C 90^\circ, A 75^\circ, C 75^\circ$ の小翼4形態について、 $\delta s = 0^\circ$ の場合の C_l^* と α の関係を($\delta w - \beta$)ごとにまとめて図4に示し、その特徴をつぎに述べる。

C_l^* と α の関係はいずれの場合も失速(迎角に対する揚力係数の変化にならい、 α に対する C_l^* の変化、すなわち $\partial C_l^* / \partial \alpha$ が負になる場合を便宜的に失速と呼ぶことにする)まではほぼ直線的であ

る。正の C_l^* に対する失速迎角は $C 75^\circ, C 90^\circ, A 75^\circ, A 90^\circ$ の順に大きい。 $(\delta w - \beta) = 20^\circ$ の場合、小翼Aは $\alpha \div -5^\circ$, Cは $\alpha \div 5^\circ$ で失速し、 $\phi = 90^\circ$ と 75° の差はない。しかし、 $(\delta w - \beta) = 10^\circ$ の場合、 $A 90^\circ$ は $\alpha \div 0^\circ$, $A 75^\circ$ は $\alpha \div 5^\circ$ で失速し、差を生ずる。 $C 90^\circ$ と $C 75^\circ$ についても同様の差を生ずる。

小翼形態、 β にかかわらず($\delta w - \beta$) $\div -\alpha$ において $C_l^* \div 0$ となり(ただし、 $\delta w - \beta = \pm 20^\circ$ では $\alpha \div \pm 15^\circ$ で $C_l^* \div \pm 0.01$)、小翼4形態間での C_l^* のばらつきも最小となって、 $\delta w - \beta = -10^\circ, 0^\circ, 10^\circ$ でそれぞれ約 $0.008, 0.004, 0.012$ である。そこを起点として、 α の増減とともに C_l^* は増減し、小翼4形態間のばらつきは増大傾向を示す。また、失速以前における C_l^* のばらつきの最大値は $\delta w - \beta = -10^\circ, 0^\circ, 10^\circ$ においてそれぞれ約 0.022 ($\alpha \div -5^\circ$), 0.016 ($\alpha \div \pm 10^\circ$), 0.016 ($\alpha \div 0^\circ$) である。つぎに、以上の特性をさらに詳しく調べてみる。

まず、同一の小翼と ϕ における δw の影響をみる。 $\beta = 0^\circ$ の場合、 $\delta w = -10^\circ$ における α と C_l^* の符号を逆にして、 $\delta w = 10^\circ$ における C_l^* と比較すると、前者は後者より小さい。両者の差の失速前での最大値は $A 90^\circ$ の $\alpha \div 0^\circ$ にあり、約 0.01 である。

つぎに、同一の小翼と ϕ における β の影響をみる。それぞれ、同一の($\delta w - \beta$)と α での C_l^* を比較すると、 α が負の場合は $\beta = -10^\circ, 0^\circ, 10^\circ$ の順に大きく、特に($\delta w - \beta$) $= 0^\circ$ ではっきりしている。しかし、その差は δw によるものより小さい。

続いて、小翼形態間の比較であるが、同一の($\delta w - \beta$)と α における $|C_l^*|$ は、同一の ϕ において小翼AはCより大きく、また、同一の小翼において $\phi = 75^\circ$ は 90° より大きい。小翼AとCの差については小翼の翼面積によるものと考えられ、小翼Cの翼面積はAの67%である。傾斜角による差については「6」において考察する。

5.3 後縁フラップ角 δs の影響

小翼4形態について後縁フラップの影響を明らかにするために、 $\delta w = \beta = 0^\circ$ の場合の C_l^* と α の

関係を同一の $|\delta s|$ ごとにまとめて図5に示し、その特徴をつぎに述べる。

C_l^* と α の関係は失速まではほぼ直線的である。

$\delta s = 0^\circ, 15^\circ, 30^\circ$ の前縁内向きフラップ形態 ($\delta s \geq 0^\circ$, 図の実線) では失速角は3者とも $\alpha \div 10^\circ$ で、通常の昇降舵のように δs による差はほとんど見られない。前縁外向きフラップ形態 ($\delta s < 0^\circ$, 図の点線) では緩徐な失速傾向を示す。これは小翼A, Cとも同様である。

いずれの形態でも $\alpha \div -|\delta s|/2$ において $C_l^* \div 0$ となり、そこを起点として α を増減すると C_l^* も増減し、小翼形態による C_l^* の差は失速に至るまで増大する。形態による相違についてはつぎに述べる。

$\delta s = 0^\circ$ の場合、失速前において同一の α に対する $|C_l^*|$ はA 75° , C 75° , A 90° , C 90° の順に大きく、従って $\partial C_l^* / \partial \alpha$ も同じ順に大きい。 $|\delta s| = 15^\circ$ では $\alpha \div -7.5^\circ$, $|\delta s| = 30^\circ$ では $\alpha \div -15^\circ$ を起点としてこれとほぼ同様の傾向を示す。

つぎに $\alpha \div 0^\circ$ での C_l^* を小翼A, Cおよび $\phi = 90^\circ, 75^\circ$ の間で比較する。 $|\delta s| = 30^\circ$ の場合、前縁内向きフラップ形態 ($\delta s > 0^\circ$, 図の実線) では小翼CはAの約50~60%, $\phi = 90^\circ$ は 75° の約60~70%であり、前縁外向きフラップ形態 ($\delta s < 0^\circ$, 図の点線) では小翼CはAの約80~90%, $\phi = 90^\circ$ は 75° の約70%である。これと同様に $|\delta s| = 15^\circ$ の場合、前縁内向きフラップ形態では小翼CはAの約50~60%, $\phi = 90^\circ$ は 75° の約70~80%であり、前縁外向きフラップ形態では小翼CはAの約70%, $\phi = 90^\circ$ は 75° の約60%である。以上から、 $\alpha \div 0^\circ$ での C_l^* は小翼CはAの約50~90%, $\phi = 90^\circ$ は 75° の約60~80%程度の値である。

5.4 有効横力発生時

参考文献3では横風に拮抗して作用する横力を有効横力とし、横風 10° に対する小翼の有効横力について述べている。

これと同様に、 10° の横風がある場合の小翼による横揺れモーメント係数の増分を小翼4形態ごとにまとめて図6に示し、小翼が有効横力を発生する形

態での横揺れモーメント係数について述べる。

小翼Aの場合、内向き小翼形態 ($\delta w = 20^\circ, \beta = 10^\circ$, 図の破線) で $|\delta s| \div 0^\circ$ の時は $\alpha \div 5^\circ$ で小翼が失速する。しかし、参考文献3と同様に、実機着陸レイノルズ数 (約 3×10^6 以上) では失速が遅れると考えられるので、ここでは実機の着陸を対象として $\alpha = 8^\circ$ をとり、小翼は失速していないと想定し、 $|\alpha| = 8^\circ$ の誘導効果、 $|\delta w - \beta| = 10^\circ$ の取付角効果、 $|\delta s| = 30^\circ$ のフラップ角効果による C_l^* の増分を内向き、外向き小翼形態についてそれぞれ図における実験値を延長して求めた。小翼Aについては以下の値である。

ϕ	形態	誘導	取付角	フラップ角	合計
90°	内向き	0.017	0.016	0.015	0.048
90°	外向き	0.005	0.017	0.018	0.040
75°	内向き	0.024	0.023	0.022	0.069
75°	外向き	0.017	0.025	0.023	0.065

つぎに小翼Cの場合、内向き小翼形態 ($\delta w = 20^\circ, \beta = 10^\circ$, 図の破線) において $\delta s = 15^\circ$ と 30° の間で C_l^* の差が小さい。特にC 90° では α の全域においてほぼ同一の値を示しており、 $\delta s = 30^\circ$ の内向き小翼形態では α の全域に亘って小翼が失速していると考えられる。これにより小翼Cの場合、内向き小翼形態での $|\delta s| = 30^\circ$ によるフラップ角効果を求めることはできないが、その他の効果による C_l^* の増分を小翼Aと同様に図から求めると、以下の値である。

ϕ	形態	誘導	取付角	フラップ角	合計
90°	内向き	0.012	0.010		
90°	外向き	0.006	0.007	0.012	0.025
75°	内向き	0.019	0.012		
75°	外向き	0.011	0.015	0.010	0.036

以上から、小翼A, Cともに $|\alpha| = 8^\circ$ の誘導効果では内向き、外向き小翼形態で約0.01程度の C_l^* の差を生じることが判る。また、取付角効果、フラップ角効果では内向き、外向き小翼形態の間で大きな差はないようである。

小翼を実機装着する場合、左上と右下または左上と右上翼端各1枚を1対とする場合が考えられるので、本実験結果 (左上翼端装着) から右下翼端装着時の効果を検討してみる。 $|\beta| = 10^\circ$ で実機に要求

される横向き加速度は約 $0.1 g$ (g は重力の加速度) と言われている。^{9), 10)} 従って, 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 $C_L = 1$ のとき約 0.05 である。

小翼が $C_Y = 0.05$ を発生する時の C_l^* は後述 (「5.6」) するように小翼 4 形態について $A 90^\circ$, $A 75^\circ$, $C 90^\circ$, $C 75^\circ$ の順にそれぞれ約 0.014 , 0.021 , 0.013 , 0.02 である。前述の誘導効果による C_l^* の増分と上記の C_l^* を比較すると, 内向き小翼形態の場合, 小翼 A では前者は後者より大きく, 小翼 C では両者はほぼ同様の値である。また, 外向き小翼形態の場合, 小翼 A, C とともに前者は後者より小さい。従って, C_Y と C_l^* の直線的な関係 (「5.6」参照) によって, 外向き小翼形態で $C_Y = 0.05$ を発生するためには誘導効果に取付角またはフラップ角効果の一部を加える必要があることが推測される。

以上, 1 枚の小翼による C_l^* は大きいことが判った。主翼左端上面 (内向き) および右端下面 (外向き) に小翼が取り付けられる場合, それぞれの小翼が発生する C_l^* の符号は逆になるので全体の C_l^* は小さくなると考えられる。しかし, 図 6 の内向き, 外向き小翼形態での実験値にみられるように両者の $|C_l^*|$ は同一ではなく, 約 0.01 程度の差はあるものと考えられる。

一方, 主翼左端上面 (内向き) および右端上面 (外向き) に小翼が取り付けられる場合, それぞれの小翼が発生する C_l^* の符号は同じになるので, 全体の C_l^* はかなり大きなものであると推察できる。

5.5 傾斜角 ϕ の影響

小翼が同一であっても $\phi = 75^\circ$ の時は $\phi = 90^\circ$ の場合より大きい C_l^* を発生することはすでに述べた (「5.2」～「5.4」)。この相違を調べるために C_L^* , C_Y , C_l^* の各係数について, δw , δs , β , α が同一の場合の $\phi = 90^\circ$ における係数と $\phi = 75^\circ$ における係数の関係をまとめて図 7 に示し, その特徴をつぎに述べる。

この図から小翼 A, C とともに $\phi = 90^\circ$ における係数と $\phi = 75^\circ$ における係数の関係はおおむね原点を

とおる直線を中心として密に分布することがわかる。各々の直線の傾斜を小翼ごとに求めると以下の値である。

小翼	C_Y	C_L^*	C_l^*
A	0.95	1.38	1.40
C	0.95	1.41	1.44

C_Y の場合, 小翼 A, C とともに ϕ による差は小さく, $\phi = 90^\circ$ は 75° の約 5% 増しである。しかし, C_L^* と C_l^* の場合, 小翼 A, C とともに $\phi = 75^\circ$ は 90° の約 1.4 倍である。これにより, $\phi = 75^\circ$ が 90° より大きな横揺れモーメント係数の増分を発生する要因は, 前者がより大きな揚力係数の増分を生ずることによるものと推測できる。

5.6 横力との関係

主翼に取り付けた小翼 1 枚により横力と横揺れモーメントが発生するが, この 2 者がどのような関係にあるかを知ることは重要である。これにもとづき, δw , δs , β , α が同一の場合の C_Y と C_l^* の関係を小翼形態ごとに小翼が失速している場合を除いて図 8 に示し, その特徴をつぎに述べる。

図 8 から多少のばらつきはあるが C_Y と C_l^* は直線関係にあることがわかる。小翼 4 形態についてその関係式を求めるとつぎのようになる。

小翼	ϕ	
A	90°	$C_l^* = 0.28 C_Y \pm 0.003$
A	75°	$C_l^* = 0.42 C_Y \pm 0.003$
C	90°	$C_l^* = 0.26 C_Y \pm 0.003$
C	75°	$C_l^* = 0.40 C_Y \pm 0.003$

直線の傾斜を比較すると, 小翼 C は A の $93 \sim 95\%$, $\phi = 90^\circ$ は 75° の $65 \sim 67\%$ である。すなわち, 主翼左端上面に 1 枚の小翼を立てた場合, 同一の C_Y を得るために発生する C_l^* は, 小翼 A は C の約 6% 増し, $\phi = 75^\circ$ は 90° の約 1.5 倍となる。

横風 10° ある時の着陸時に小翼 1 枚に要求される C_Y は前述 (「5.4」) のように 0.05 あればよく, この有効横力を得るために発生する C_l^* も「5.4」ですでに述べたが, 小翼 4 形態について $A 90^\circ$, $A 75^\circ$, $C 90^\circ$, $C 75^\circ$ の順にそれぞれ約 0.014 , 0.021 , 0.013 , 0.02 である。

主翼の左上および右下翼端に取り付けられた小翼が同一の C_Y を発生する時、それぞれの小翼による C_l^* の符号は逆になり、前式から絶対値についてはほぼ等しくなると考えられるので、全体の C_l^* $\div 0$ となるはずである。しかし、図8に示されるばらつき ± 0.003 の約2倍程度の差はあるものと考えられる。

C_Y に対する C_l^* の増加率の傾斜は $C_Y = 0$, $C_l^* \div 0$ を基点としてかなり大きく、小翼における C_Y とその空力中心位置から求めた C_l^* を大幅に上回ることを示している。これは小翼によって発生する横力の外に小翼が主翼の揚力とその分布にも変化を与え、これが C_l^* に影響を与えていることを示唆しているものと考えられる。これについては「6」において考察する。

5.7 小翼による揚力係数の増分との関係

1枚の小翼による C_Y と C_l^* の関係については「5.6」ですでに述べたが、これと同様に C_L^* と C_l^* の関係を小翼形態ごとに図9に示し、その特徴をつぎに述べる。

図9から多少のばらつきはあるが C_L^* と C_l^* は直線関係にあることがわかる。小翼4形態についてその関係式を求めるとつぎのようになる。

小翼 ϕ

A	90°	$C_l^* = 0.46 C_L^* \pm 0.005$
A	75°	$C_l^* = 0.47 C_L^* \pm 0.005$
C	90°	$C_l^* = 0.43 C_L^* \pm 0.005$
C	75°	$C_l^* = 0.43 C_L^* \pm 0.005$

直線の傾斜を比較すると、小翼CはAの91~93%とやや小さいが、 ϕ による差はないようである。

5.8 横揺れモーメント微係数

β , α , δ_s に対する横揺れモーメント増分の各微係数は図4~6からも推察できるが、これらをまとめてつぎに述べる。

〔上反角効果 $C_{l\beta}^*$ 〕

$\delta_s = 0^\circ$ の時の α に対する $C_{l\beta}^*$ を小翼が失速した場合を除いて δ_w ごとにまとめたものを図10に示し、その特徴をつぎに述べる。

いずれの場合も $C_{l\beta}^*$ は負で安定傾向を示し、 α

による変化は小さい。 $C_{l\beta}^*$ は大部分が $-0.0005 \sim -0.0025$ の間にあって、ほぼ $C 90^\circ$, $C 75^\circ$, $A 90^\circ$, $A 75^\circ$ の順に0に近い。 δ_w による差は $\delta_w = -20^\circ$ を除いて小さい。

$\delta_w = -20^\circ$ を除くと、 $C_{l\beta}^*$ の変化する範囲は小翼4形態につきおおむね以下の値である。

小翼 ϕ

A	90°	-0.0019 ± 0.0003
A	75°	-0.0022 ± 0.0007
C	90°	-0.0011 ± 0.0004
C	75°	-0.0013 ± 0.0007

$\alpha \div 0^\circ$ における $C_{l\beta}^*$ を小翼形態間で比較すると、小翼CはAの約60~70%, $\phi = 90^\circ$ は 75° の約70~80%の値である。

つぎに、 β を 0° から 10° に変えた時と、 -10° から 0° に変えた時の $|C_{l\beta}^*|$ を $\alpha \leq 0^\circ$ で比較する。まず $\delta_w = 0^\circ$ の場合、小翼4形態ともに前者は後者より小さい傾向にある。 $|\delta_w| = 10^\circ$ の場合は小翼4形態ともに前者は後者より大きい。また $|\delta_w| = 20^\circ$ の場合、前者は後者より大きく、特に小翼Aではその差も大きい。 $\delta_w = 0^\circ$ で両者の間に差があるのは図4にも示されるように、 $\delta_w = 0^\circ$, $\beta = 10^\circ$ の時は α を小さくするに従って C_l^* の変化がゆるやかになることに対応している。 $|\delta_w| = 10^\circ$ の場合の差についても同様で、 $\delta_w = -10^\circ$, $\beta = -10^\circ$ の時は α に対する C_l^* の変化がゆるやかになることに対応している。また、 $|\delta_w| = 20^\circ$ の小翼Aで差が大きい、 $\delta_w = -20^\circ$ では小翼がはく離しているものと思われる。³⁾

〔主翼迎角効果 $C_{l\alpha}^*$ 〕

$C_{l\alpha}^*$ を $(\delta_w - \beta)$ と δ_s に対して図11に示し、その特徴をつぎに述べる。

まず、 $(\delta_w - \beta)$ による $C_{l\alpha}^*$ のばらつきがみられ、また $(\delta_w - \beta)$ が同一であっても差がある。 $|\delta_w - \beta| \leq 10^\circ$ の範囲で $C_{l\alpha}^*$ を小翼4形態について求めるとおおむね以下の値である。

小翼 ϕ

	$\alpha < 0^\circ$	$\alpha > 0^\circ$
A	90° 0.0015 ± 0.0007	0.0013 ± 0.0004
A	75° 0.0020 ± 0.0008	0.0024 ± 0.0007
C	90° 0.0011 ± 0.0004	0.0010 ± 0.0003
C	75° 0.0015 ± 0.0007	0.0017 ± 0.0004

これを前述の $|C_{l\beta}^*|$ と比較すると、小翼4形態ともほぼ同様の値であり、 C_l^* に対する α と β の影響がこの実験については同程度であることが判る。

小翼Aの場合、 $(\delta w - \beta) = 20^\circ$ の時は $\alpha = -5^\circ$ で小翼が失速する(図4参照)。このため、 $(\delta w - \beta) = 20^\circ$ での $C_{l\alpha}^*$ は図11の範囲外となり、矢印で示されている。A 75° の $(\delta w - \beta) = 10^\circ$ 、 $\alpha; 0^\circ \sim 5^\circ$ についても同様である。

つぎに、 δs による $C_{l\alpha}^*$ のばらつきをみると、 $|\delta s| \leq 15^\circ$ では $|\delta w - \beta| \leq 10^\circ$ でのばらつきとほぼ同程度である。また、有効横力を発生する $|\delta w| = 20^\circ$ 、 $|\beta| = 10^\circ$ では $\delta w = \beta = 0^\circ$ より一般的に $C_{l\alpha}^*$ が小さい。

[後縁フラップ効果 $C_{l\delta s}^*$]

$\delta w = \beta = 0^\circ$ の場合と横風 10° ある場合の α に対する $C_{l\delta s}^*$ を小翼4形態とフラップ角について図12に示し、その特徴をつぎに述べる。

$C_{l\delta s}^*$ は $\delta s > 0^\circ$ では α の増加とともに減少する傾向があり、横風 10° ある場合の方がやや傾向が強いようである。

同一の $|\delta s|$ で内向き小翼形態(フラップ前縁内向き、 $\delta s > 0^\circ$)と外向き小翼形態(フラップ前縁外向き、 $\delta s < 0^\circ$)の $C_{l\delta s}^*$ を比較すると、前者はほとんどの部分で後者より小さく、小翼AよりCの方でその差が大きい。 $\delta w = \beta = 0^\circ$ 、 $\alpha \div 0^\circ$ の時、小翼Aの $\delta s > 0^\circ$ は $\delta s < 0^\circ$ の約80~100%であるが、小翼Cでは同じ比較が約50~60%である。

$C_{l\delta s}^*$ を $-6^\circ < \alpha < 6^\circ$ において小翼4形態ごとに求めると以下の値である。

$$0^\circ \leq |\delta s| \leq 15^\circ$$

小翼 ϕ	内 向 き	外 向 き
A 90°	0.0009 \pm 0.00025	0.00095 \pm 0.00015
A 75°	0.0012 \pm 0.0003	0.0014 \pm 0.0003
C 90°	0.00035 \pm 0.00015	0.0006 \pm 0.00015
C 75°	0.00055 \pm 0.0003	0.00085 \pm 0.0002

$$0^\circ \leq |\delta s| \leq 30^\circ$$

小翼 ϕ	内 向 き	外 向 き
A 90°	0.00065 \pm 0.00015	0.00075 \pm 0.0001
A 75°	0.0009 \pm 0.00015	0.0009 \pm 0.0003
C 90°	0.0002 \pm 0.00015	0.0006 \pm 0.0002
C 75°	0.0004 \pm 0.0003	0.0006 \pm 0.0003

A 90° では $(\delta w - \beta) = 10^\circ$ 、 $\alpha \div 5^\circ$ で $C_{l\delta s}^*$ が大きくなる。これは図6にも示されているが、 $(\delta w - \beta) = 10^\circ$ 、 $\delta s = 0^\circ$ 、 $\alpha \div 5^\circ$ での $C_{l\delta s}^*$ の低下によるものである。

6. 横揺れモーメント、横力と揚力の関係に対する考察

主翼翼端の小翼により横力が発生するが、小翼の存在はまた主翼の揚力と抗力にも現われ、その揚力によって横揺れモーメントが変化すると考えられる。翼端小翼は元来、巡航状態での揚抗比改善を目的として考えられたものであって、小翼が主翼外弦部分で負圧を変化させることは知られているが^{1), 2)} 主翼揚力に対する影響を系統的に検討した報告は見当たらない。

そこで、小翼による横揺れモーメント特性を理解するために、今回の実験結果を用いて、小翼の空力中心位置と小翼によって生じる主翼の揚力増分中心位置について考察することにした。

小翼の空力中心と主翼の揚力増分中心位置については、小翼と主翼の圧力分布が6分力を別々に計測すればよいことは明らかであるが、模型製作上困難である。このため、我々が行った実験結果からこれを推定することを試みた。

ここでは主翼と小翼上の中心位置の計算式を仮定し、つぎに小翼4形態について妥当と考えられる点を求め、さらに α 、 δw 、 δs による変化を検討した。

また、主翼、小翼が失速している場合、以下のよう簡単な計算で中心位置を求めることには無理があると考えられ、かつ、 $|\alpha| \div 15^\circ$ では主翼、小翼が失速するケースが多いため、ここでは $|\alpha| \div 15^\circ$ の場合を除くことにする。

6.1. 主翼揚力増分中心と小翼の空力中心に関する関係式

[小翼による横揺れモーメント、横力、揚力係数の関係式]

まず、 C_l^* 、 C_Y 、 C_L^* の関係式を誘導する。

小翼の傾斜角 $\phi = 75^\circ$ の時は $\phi = 90^\circ$ に比較して大きな C_L^* を発生することはすでに述べた(「5.

5」)。 C_L^* は主翼・小翼全体での増分なので、小翼に横力が作用するだけでなく、上下方向の成分をもっていることが考えられる。すなわち、横力の代りに小翼に作用する法線力を考える必要がある。

これにもとづき、主翼での揚力増分を L^* 、小翼に作用する法線力を N とし、これと横揺れモーメント増分 l^* との関係を図13に示す。図13より直ちに

$$l^* = L^* \cdot y + N \cdot (z + b \cdot \cos \phi / 2) \quad (1)$$

を得るが、ここで真の揚力増分が $L^* + N \cdot \cos \phi$ 、および横力が $N \cdot \sin \phi$ であることを考慮して、両辺を一樣流動圧、主翼翼幅および翼面積で除して無次元化すると

$$C_l^* = C_L^* \cdot y/b + C_Y \cdot z/(b \cdot \sin \phi) + C_Y \cdot (1/2 - y/b) \cdot \cot \phi \quad (2)$$

と書ける。

〔主翼の揚力増分中心と小翼の空力中心の推定〕

主翼の揚力増分中心位置 y と小翼の空力中心位置 z は、 δw 、 δs 、 α 、 β により変化すると考えられる。

ここで y と z を

$$y = y_c + \Delta y$$

$$z = z_c + \Delta z$$

と、変化の中心 y_c 、 z_c とその付近でのずれ Δy 、 Δz に分けた場合、 C_l^* と C_L^* 、 C_l^* と C_Y が直線関係にある(図8、9)ことから変化の中心点 y_c 、 z_c を推定することが可能である。

C_l^* 、 C_L^* 、 C_Y は小翼がある時の計測値から小翼がない時(取付金具あり)の計測値を差し引いたものなので、 $C_l^* = 0$ の時は $C_L^* = C_Y = 0$ である。また、変化の中心点であるので $\Delta y = \Delta z = 0$ とすると(2)式は次のようになる。

$$\frac{C_L^*}{C_l^*} \cdot y_c/b + C_Y/C_l^* \cdot z_c/(b \cdot \sin \phi) + C_Y/C_l^* \cdot (1/2 - y_c/b) \cdot \cot \phi = 1 \quad (3)$$

上式の C_L^*/C_l^* 、 C_Y/C_l^* については、それぞれ図9、8における次の値を使用する。

小翼 ϕ	C_L^*/C_l^*	C_Y/C_l^*
A 90°	2.2	3.6
A 75°	2.1	2.4
C 90°	2.3	3.8
C 75°	2.2	2.5

また、(3)式より y_c 、 z_c を直接求めることはできない。そこで、小翼の空力中心位置 z_c を図心(平均空力翼弦 MAC のある位置)に仮定すると

小翼 A では $z_c/b = 0.096$

$$(z_c = 0.25m \times 0.5, b = 1.3m)$$

小翼 C では $z_c/b = 0.081$

$$(z_c = 0.25m \times 0.42, b = 1.3m)$$

である。

上記の値を(3)式に代入すると y_c/b は小翼4形態について A 90°、A 75°、C 90°、C 75°の順にそれぞれ約 0.30、0.30、0.30、0.28 とほぼ一致する。この一致は上記仮定の妥当性を示すとも考えられる。「6」のまえがきでも述べたように、小翼の主翼に対する影響を系統的に検討した報告は見当たらず、したがって $y_c/b \div 0.3$ に対する判断もむずかしいが、小翼により主翼の揚力分布が大きく影響を受けているとも考えられる。

この様に y_c/b は小翼4形態間で大きな差がないので、以下では簡単のために $y_c/b = 0.3$ で統一することにする。

〔主翼の揚力増分中心と小翼の空力中心のずれ〕

前項において求めた y_c 、 z_c を中心に、その付近でのずれを Δy 、 Δz とすると、(2)式より

$$C_l^* = C_L^* \cdot (y_c/b + \Delta y/b) + C_Y/\sin \phi \cdot (z_c/b + \Delta z/b) + C_Y \cdot \{1/2 - (y_c/b + \Delta y/b)\} \cdot \cot \phi \quad (4)$$

を得る。

ここで、 $\Delta z = 0$ の時の Δy を Δy_e 、 $\Delta y = 0$ の時の Δz を Δz_e で表わすと、(4)式は次のように書き換えられる。

$$\Delta y_e/b = [C_l^* - \{C_L^* \cdot y_c/b + C_Y \cdot z_c/(b \cdot \sin \phi) + C_Y \cdot (1/2 - y_c/b) \cdot \cot \phi\}] / (C_L^* - C_Y \cdot \cot \phi) \quad (5)$$

$$\Delta z_e/b = [C_l^* - \{C_L^* \cdot y_c/b + C_Y \cdot z_c/(b \cdot \sin \phi) + C_Y \cdot (1/2 - y_c/b) \cdot \cot \phi\}] / (C_Y/\sin \phi) \quad (6)$$

この $\Delta y_e/b$ は z に変化ないとした場合の y の変化であり、ずれがすべて主翼に現われたと考えた

ときの値である。同様に、 $\Delta z_e / b$ は y に変化ないとした場合の z の変化であり、ずれがすべて小翼に現われたと考えたときの値である。従って、 $0 \leq \eta \leq 1$ なる分配係数を導入すれば任意の形態において

$$\Delta y / b = (1 - \eta) \cdot \Delta y_e / b$$

$$\Delta z / b = \eta \cdot \Delta z_e / b$$

がそれぞれ y_c / b および z_c / b からのずれとなる。ここで、 $\Delta z_e = 0$ で $\eta = 0$ 、また、 $\Delta y_e = 0$ で $\eta = 1$ とすべきであることを考慮すれば

$$\eta = (\Delta z_e / \Delta y_e) / (1 + \Delta z_e / \Delta y_e) \quad (7)$$

と書ける。これにより、 Δy_e および Δz_e から Δy および Δz の目安を得ることができる。

なお、(5)、(6)式によって得られる $\Delta y_e / b$ および $\Delta z_e / b$ が小翼の失速などによって主翼や小翼の範囲を外れることがあり、このような場合は意味がない。これにより、以下に示す図 1 4、1 5 においては簡単のため、 $|\Delta y_e / b| \leq 0.2$ 、 $|\Delta z_e / b| \leq 0.1$ の範囲に限ることとする。

6.2 主翼揚力増分中心および小翼空力中心のずれの関係

(5)式、(6)式にもとづき、小翼 4 形態について $\Delta y_e / b$ および $\Delta z_e / b$ を求めた。以下、その結果を示す。

〔主翼迎角 α 〕

小翼 4 形態について δw 、 δs 、 β が異なる場合の $\Delta y_e / b$ と $\Delta z_e / b$ の関係を α ごとにまとめて図 1 4(a)に示し、その特徴をつぎに述べる。

$\phi = 90^\circ$ の場合、 $|\alpha|$ の増減とともに $\Delta y_e / b$ 、 $\Delta z_e / b$ の最大値および最小値が増減する傾向を示し、 $\Delta y_e / b$ の方が著しい。しかし、 $\phi = 75^\circ$ では α の増加とともに最大値および最小値とも減少する傾向を示す。

また、全体的には小翼 A より C の方が $\Delta y_e / b$ と $\Delta z_e / b$ の範囲が広いが、C 90° の $\alpha \div 0^\circ$ で $\Delta y_e / b = -0.03 \sim 0.07$ 、 $\Delta z_e / b = -0.02 \sim 0.04$ と最も狭く、C 75° の $\alpha \div 10^\circ$ で $\Delta y_e / b = -0.15 \sim 0.14$ 、 $\Delta z_e / b = -0.1 \sim 0.06$ と最も広い。全体として、 α が正の時は内弦側、負の時は外弦側に多く分布することが判る。

また、 η は図(a)における傾斜で表わされ、大部分が約 $1/3$ であるが、 $\phi = 75^\circ$ の $\Delta y_e / b > 0.1$ ($\alpha \div -5^\circ, -10^\circ$) では約 $1/4$ と小さく、 $\Delta y_e / b \div -0.1$ ($\alpha \div 10^\circ$) では約 $1/2.5 \sim 1/2$ と大きい。 $\alpha \div \pm 5^\circ$ 以内では大部分が $|\Delta y_e / b| \leq 0.06$ 、 $\eta = 1/3$ であるので、 $|\Delta y / b| \leq 0.04$ 、 $|\Delta z / b| \leq 0.01$ ($|\Delta z / h| \leq 0.05$) の範囲、すなわち、主翼または小翼の半翼幅の $\pm 8\%$ または $\pm 5\%$ の範囲にあると考えられる。

α による $\Delta y_e / b$ と $\Delta z_e / b$ の変化の一例として、 $\delta s = 15^\circ$ で横風なし ($\delta w = \beta = 0^\circ$) の場合と 10° の横風あり ($\delta w = 20^\circ$ 、 $\beta = 10^\circ$) の場合をそれぞれ図 1 4(b)および(c)に示す。図にみられるように、 $\alpha < 0^\circ$ の小翼 C を除けば、 $\Delta y_e / b$ と $\Delta z_e / b$ はいずれも α とともに減少する傾向を示す。

〔小翼の取付角 δw 〕

$\Delta y_e / b$ および $\Delta z_e / b$ に対する δw の影響を調べるために、 $\delta s = \beta = 0^\circ$ の場合の δw に対する $\Delta y_e / b$ と $\Delta z_e / b$ を小翼形態ごとにまとめて図 1 5(a)に示し、その特徴をつぎに述べる。

$\Delta y_e / b$ および $\Delta z_e / b$ の δw による変化は、C 75° の $\delta w = -10^\circ$ を除くと、小翼 4 形態とも $\alpha \div 5^\circ$ の場合がほぼ最小である。 δw による $\Delta y_e / b$ と $\Delta z_e / b$ の変化の傾向をみると、 $\alpha \div 10^\circ$ では δw とともに両者とも減少、 $\alpha \div -5^\circ \sim 5^\circ$ では δw とともに両者とも増大 (小翼 C の $\delta w = 20^\circ$ では減少) し、 α が小さい方が著しい。また、 $\alpha \div -10^\circ$ では δw にかかわらずばらつきが大きい。

$\alpha \div -5^\circ \sim 5^\circ$ における $\Delta y_e / b$ の最小範囲は A 75° の $\delta w = -10^\circ$ にあり、 $-0.02 \sim -0.01$ 、最大範囲は C 75° の $\delta w = 20^\circ$ にあり、 $-0.05 \sim 0.14$ である。同様に $\Delta z_e / b$ の最小範囲は C 90° と A 75° の $\delta w = -20^\circ$ にあり、ともに $-0.02 \sim -0.01$ 、最大範囲は C 75° の $\delta w = -10^\circ$ にあり、 $-0.04 \sim 0.09$ である。

A 75° の $\delta w = 0^\circ$ および C 75° の $\delta w = -10^\circ$ で $\Delta z_e / b$ に異常な値が見受けられるが、これは(6)式の計算において実験誤差が過小もしくは過大に表われたと考えられる。A 75° の $\Delta y_e / b$ の異常な 2 点についても同様と考えられる。

δw ある時の $\Delta y_e / b$ 、 $\Delta z_e / b$ については、

δw が大きい場合は α の影響が大きく、 δw が小さい場合は α の影響も小さいと言える。

〔フラップ角 δs ($\delta w = \beta = 0^\circ$ の場合)〕

$\delta w = \beta = 0^\circ$ の場合、 δs に対する $\Delta y_e/b$ と $\Delta z_e/b$ を小翼形態ごとにまとめて図 1 5 (b) に示し、その特徴をつきに述べる。

$\Delta y_e/b$ および $\Delta z_e/b$ の δs に対する変化は、A 75° の $\delta s = 0^\circ$ を除けば、小翼 4 形態とも $\alpha \div 0^\circ$ の場合がほぼ最小である。 $\alpha \div -5^\circ \sim 5^\circ$ では δs にかかわらず両者とも増減するが、増減の規則性はない。 $\alpha \div \pm 10^\circ$ では著しくばらつきが大きい。

$\alpha \div -5^\circ \sim 5^\circ$ における $\Delta y_e/b$ および $\Delta z_e/b$ の最小範囲は A 90° の $\delta s = -30^\circ$ にあり、それぞれ 0.03 ± 0 および 0.15 ± 0 である。また、 $\Delta y_e/b$ および $\Delta z_e/b$ の最大範囲はそれぞれ A 75° の $\delta s = 30^\circ$ および C 75° の $\delta s = 15^\circ$ にあり、その値はそれぞれ $-0.03 \sim 0.19$ および $-0.03 \sim -0.08$ である。総じて、 δs に対する変化は δw による変化と同程度であると言える。

A 75° の $\delta s = 0^\circ$ の $\Delta z_e/b$ は $\alpha \div -5^\circ \sim 5^\circ$ で著しく低いが、これは前項の $\delta w = 0^\circ$ の場合と同様の理由による。また、 $\delta s = -15^\circ$ における C 75° の $\Delta z_e/b$ と A 75° の $\Delta y_e/b$ の異常な各点についても同様と考えられる。

δs が大きい場合の $\Delta y_e/b$ および $\Delta z_e/b$ は、 δw が大きい場合と同様に α の影響は大きい、規則性はないようである。

〔フラップ角 δs (有効横力発生時)〕

小翼が有効横力を発生する $|\delta w| = 20^\circ$ 、 $|\beta| = 10^\circ$ の場合、 δs に対する $\Delta y_e/b$ および $\Delta z_e/b$ を小翼形態ごとにまとめて図 1 5 (c) に示し、その特徴をつきに述べる。

$\Delta y_e/b$ および $\Delta z_e/b$ の δs に対する変化は、C 75° を除けば、 $\delta w = \beta = 0^\circ$ の場合と同様に小さい。

$\alpha \div -5^\circ \sim 5^\circ$ における $\Delta y_e/b$ および $\Delta z_e/b$ の最小範囲はそれぞれ C 75° の $\delta s = -30^\circ$ および A 75° の $\delta s = -15^\circ$ にあり、その値はそれぞれ $-0.04 \sim -0.03$ および $-0.02 \sim -0.01$ である。また、最大範囲については、C 75° の $\delta s = 0^\circ$ (図の実線) は特異であるのでこれを除けば、それぞれ

C 75° の $\delta s = 30^\circ$ および C 90° の $\delta s = 0^\circ$ (図の実線) にあり、その値はそれぞれ $-0.04 \sim 0.14$ および $-0.04 \sim 0.03$ である。

C 75° の場合、 $\delta s = 0^\circ$ では $\alpha \div \pm 5^\circ$ が特異な傾向を示しているが、実験誤差と (5)、(6) 式の計算を考えると、必ずしも小翼によるものであるとは言えないと考えられる。

7. むすび

以上、縦横比 5.2 の矩形主翼左端に 1 枚の翼端小翼を直立 (傾斜角 90°) もしくは外側へ 15° 傾斜 (傾斜角 75°) させた場合の横揺れモーメントについて述べた。実験に供した小翼は、弦長が主翼弦長の 60%、高さが主翼弦長と同一の小翼 A、および前縁後退角 40° 、テーパ比 0.33 で翼根弦長と高さが小翼 A のそれに等しい小翼 C の 2 種である。小翼 A、C と傾斜角 90° 、 75° を組み合わせた 4 形態について実験を行った。得られた成果の概要はつぎのとおりである。

1. 小翼の幾何学的迎角は小翼の取付角 δw と主翼の横すべり角 β の差 ($\delta w - \beta$) で表わされる。小翼フラップ角 $\delta s = 0^\circ$ の場合、($\delta w - \beta$) が主翼迎角 α に対して ($\delta w - \beta$) $\div -\alpha$ の時に横揺れモーメント係数の増分 $C_l^* \div 0$ となり、 α の増減とともに C_l^* も増減する。

2. $\delta w = \beta = 0^\circ$ の場合、小翼フラップ角 δs が α に対して $\delta s/2 \div -\alpha$ の時に $C_l \div 0$ となり、 α の増減とともに C_l^* も増減する。

3. 10° の横風に拮抗して小翼が有効な横力を発生する時の C_l^* は、 α による誘導効果、($\delta w - \beta$) による取付角効果、 δs によるフラップ角効果の合計で表わされる。実機を想定すると、それぞれの効果による C_l^* の値はほぼ等しい。小翼 A の傾斜角 $\phi = 90^\circ$ では 3 者の合計が約 0.048、 $\phi = 75^\circ$ では約 0.069 であり、外向き小翼形態では α による効果がやや小さくなる。小翼 C は失速状態に近く、明らかでない。小翼を主翼翼端左上と右下に取り付けた場合、両者が幾何学的に同一であっても、それぞれの小翼が発生する $|C_l^*|$ は同一ではなく、約 0.01 程度の差があると考えられる。

4. 小翼傾斜角 $\phi = 90^\circ$ に対する $\phi = 75^\circ$ の C_l^*

揚力係数の増分 C_L^* , 横力係数 C_Y は, 小翼, α , β , δw , δs にかかわらず約 1.4, 1.4, 0.95 とほぼ一定である。

5. C_l^* は C_Y に対してほぼ直線関係にあり, その勾配は $\phi = 90^\circ$ では約 0.27, $\phi = 75^\circ$ では約 0.41 である。

6. C_l^* は C_L^* に対してもほぼ直線関係にあり, その勾配は約 0.45 で ϕ による差は小さい。

7. 小翼による上反角効果の増分 $C_{l\beta}^*$ は, $\delta s = 0^\circ$ において, 小翼, ϕ , δw , α にかかわらず $-0.0005 \sim -0.0025$ [1/deg] の間にあって安定傾向を示す。

8. C_l^* と C_L^* ならびに C_Y の関係について考察した。小翼の空力中心位置を図心に仮定すると, 主翼の揚力増分中心は主翼中央から半翼幅の約 60% の位置を基点にばらつく。また, 約 $\pm 5^\circ$ 以内の主翼迎角における両中心位置のばらつきは, それぞれ小翼半翼幅の $\pm 5\%$ および主翼半翼幅の $\pm 8\%$ 以内におおむね収まっている。

模型の製作にはみづほ製作所の御協力を頂いた。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。データ整理は船木義弘君, 吉崎祐二君によった。

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 (1979/7)
- 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) 滝澤直人, 川幡長勝, 岡田典秋, 岩崎昭人; 矩形翼翼端小翼の横力低速風洞実験, 航空宇宙技術研究所報告 TR-669, (1981/5)
- 4) S.G. Flechner; Effect of Winglets on a First - Generation Jet Transport Wing, NASA TP-1330, (1979/10)
- 5) P.F. Jacobs and S.G. Flechner; The Effect of Winglets on the Static Aerodynamic Stability Characteristics of a Representative Second Generation Jet Transport Model, NASA TN D-8267 (1976/7)
- 6) C.P. Van Dam, B.J. Holmes and C.U. Pitts; Effect of Winglets on Performance and Handling Qualities of General Aviation Aircraft, AIAA paper 80-1870 (1980/8)
- 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, 航空宇宙技術研究所報告 TR-335, (1973/9)
- 8) 航空評議会; 風洞試験規程, (1942/12)
- 9) W.B. Binnie and R.F. Stengel; Flight Investigation and Theory of Direct Side - Force Control, AIAA paper 78-1287 (1978)
- 10) E.M. Boothe and H.J. Ledger; Direct Side - Force Control for STOL Cross-wind Landings, AIAA paper 73-811 (1973/8)

Detail of models

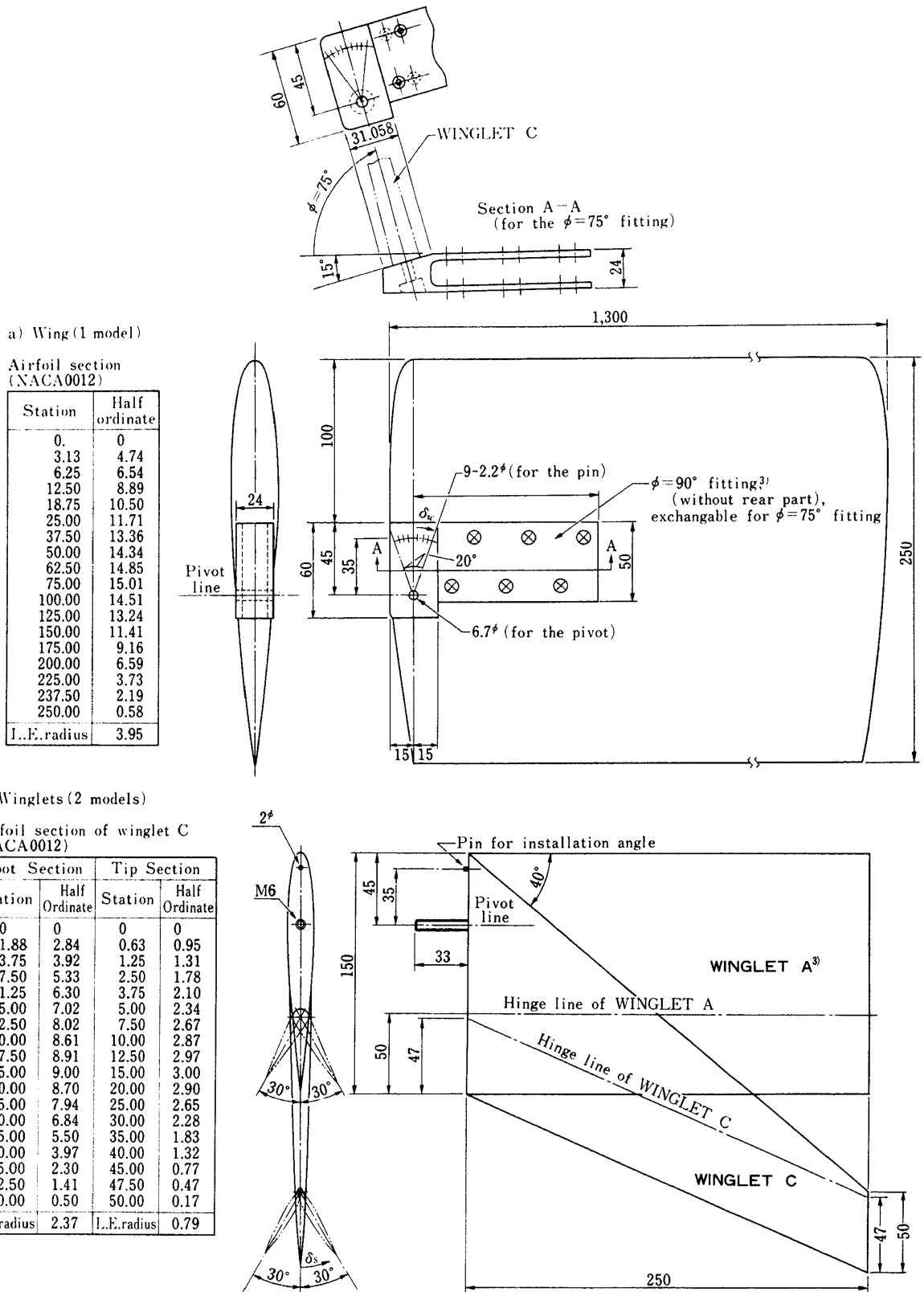
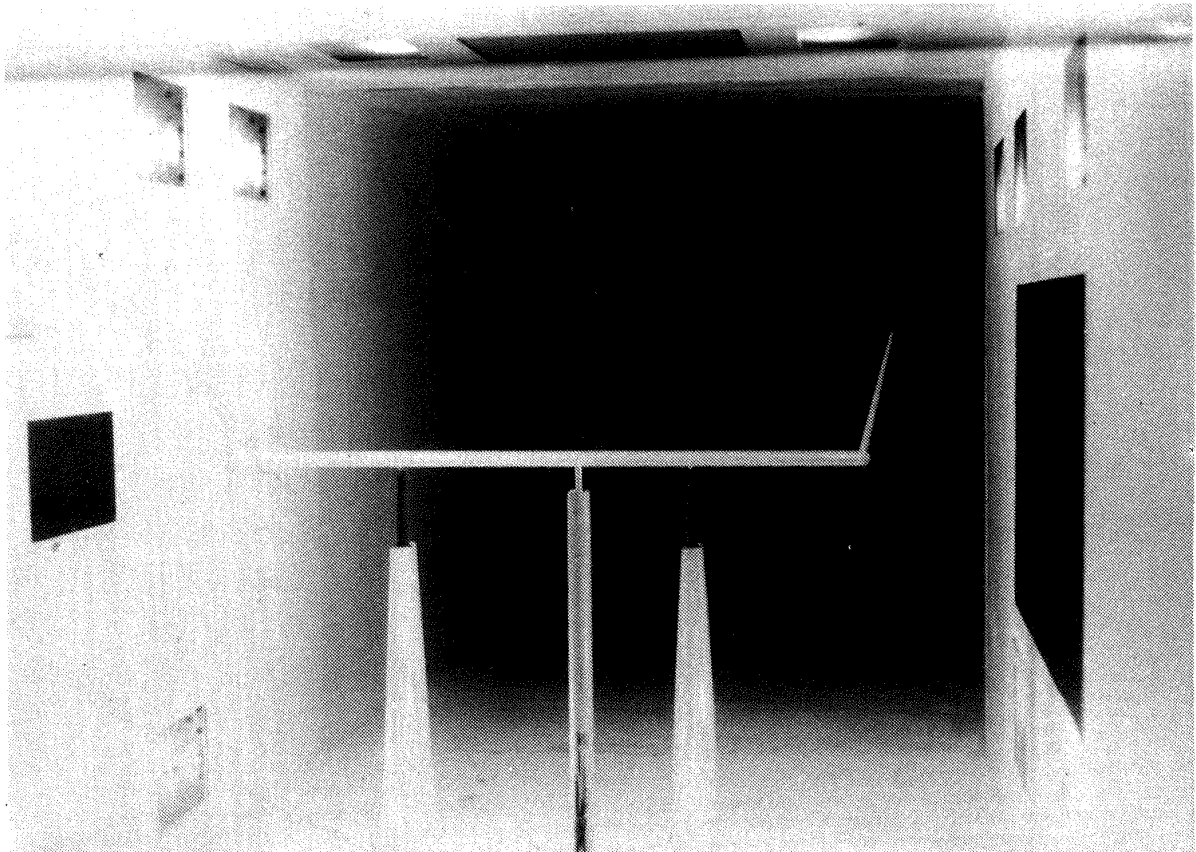


図1 模型詳細

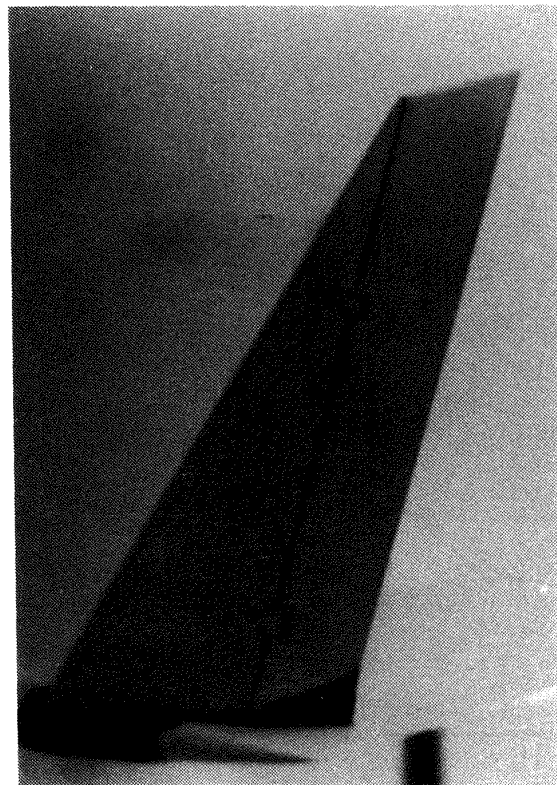
Photographs of wind tunnel test



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



(b) Winglet 'A' 小翼 A



(c) Winglet 'C' 小翼 C

図 2 風洞試験中の写真

Force test results for main wing

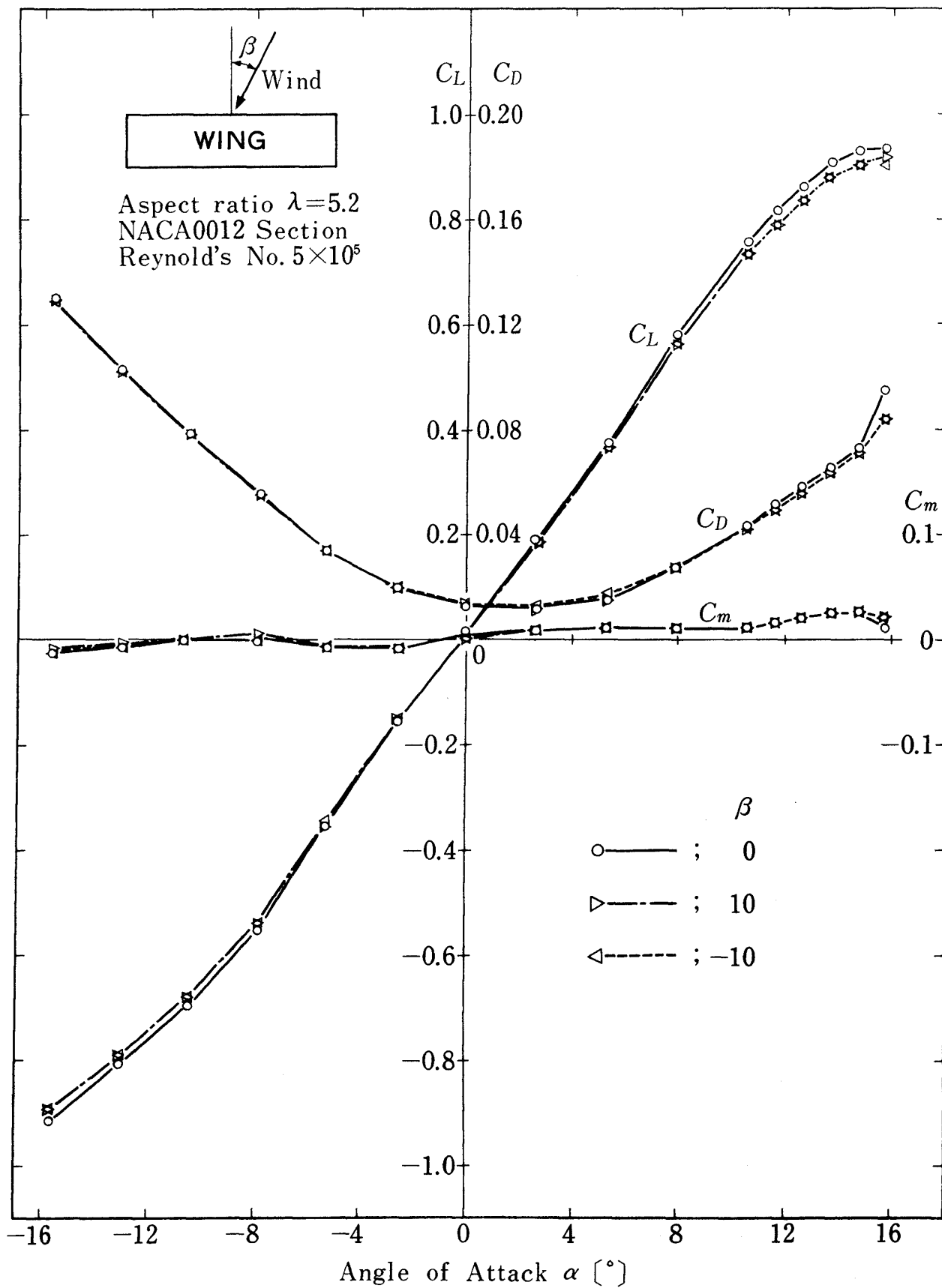


図3 主翼3分力結果

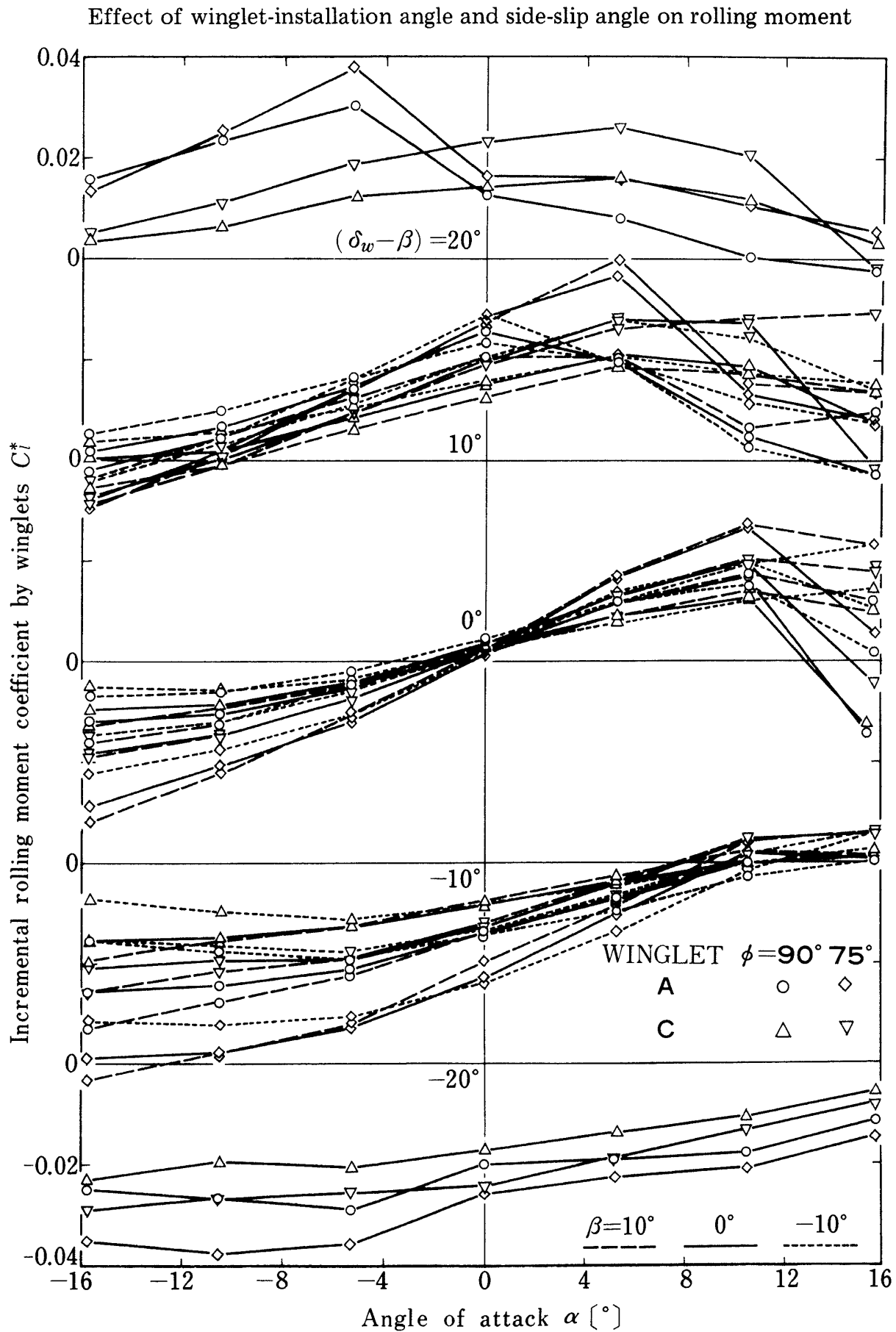


図4 小翼による横揺増分に対する小翼取付角と横すべり角の影響 ($\delta_s = 0^\circ$)

Effect of side force-control-flap deflection of winglet on rolling moment

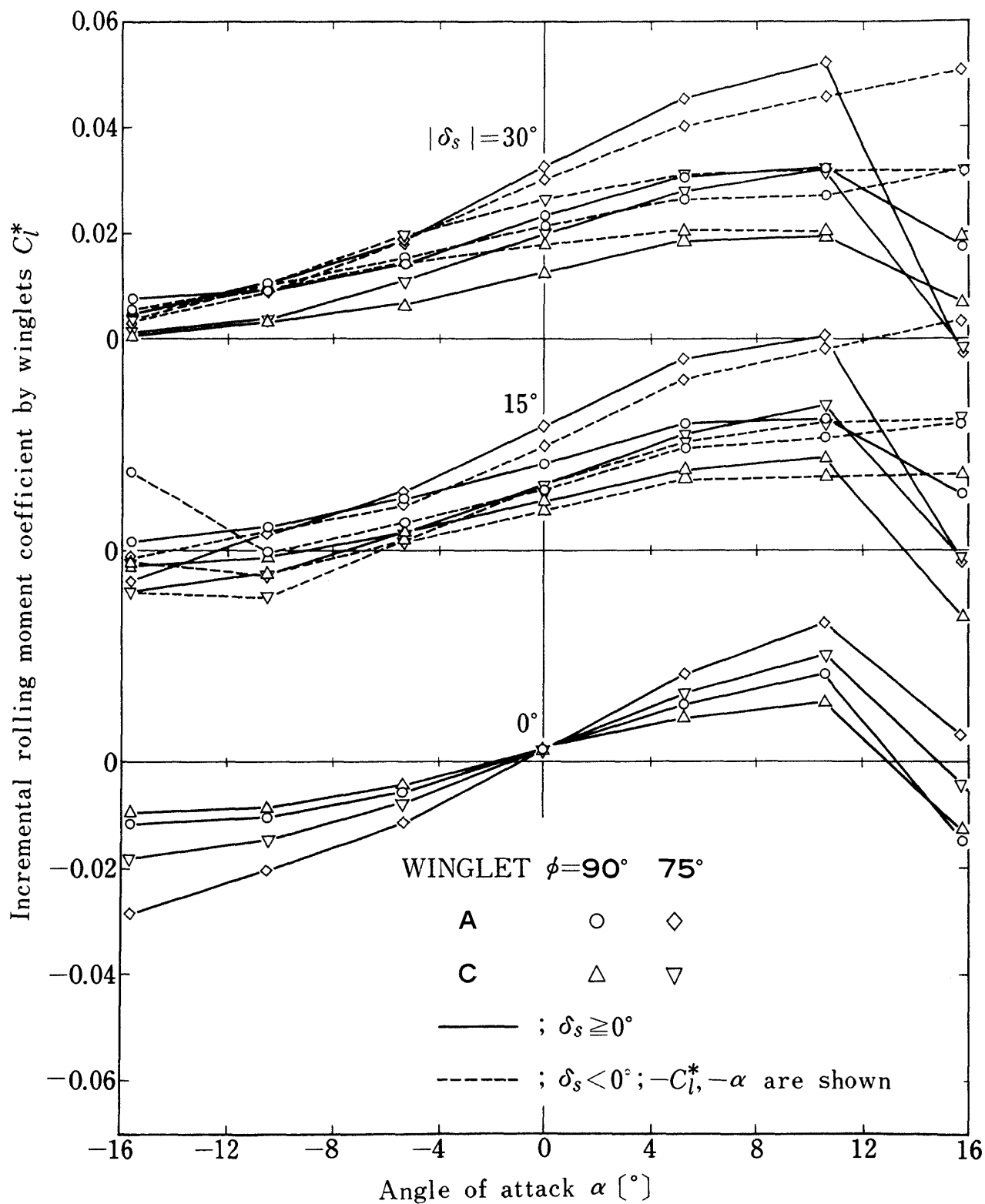


図5 小翼による横揺増分に対する後縁フラップ
角の影響 ($\delta w = \beta = 0^\circ$)

Figure 10 consists of four subplots showing the incremental rolling moment coefficient C_l^* versus the angle of attack α (in degrees) for different winglet configurations. The subplots are labeled A90°, C90°, A75°, and C75°.

The y-axis represents the incremental rolling moment coefficient C_l^* , and the x-axis represents the angle of attack α in degrees. The subplots show the effect of varying δ_w , δ_s , and β on the rolling moment coefficient.

Legend for C75°:

δ_w	β	δ_s
--- (dashed)	20°	-10°
- - - (long dashed)	10°	-10°
— (solid)	10°	10°
- - - (short dashed)	20°	10°

Symbol key for δ_s :

- \circ (circle) \leftarrow 30°
- \triangle (upward triangle) \leftarrow 15°
- \diamond (diamond) \leftarrow 0°
- ∇ (downward triangle) \leftarrow 15°
- \circ (circle) \leftarrow 30°

Additional information for C75°:

- $\delta_w, \delta_s, \beta < 0^\circ$; $-C_l^*$, $-\alpha$ are shown

Annotations for A75°:

- $|\delta_s| = 30^\circ$
- $|\delta_w - \beta| = 10^\circ$
- $|\alpha| = 8^\circ$
- $\delta_w, \delta_s, \beta > 0^\circ < 0^\circ$

This document is provided by JAXA.

Effect of winglet cant angle on aerodynamic coefficients

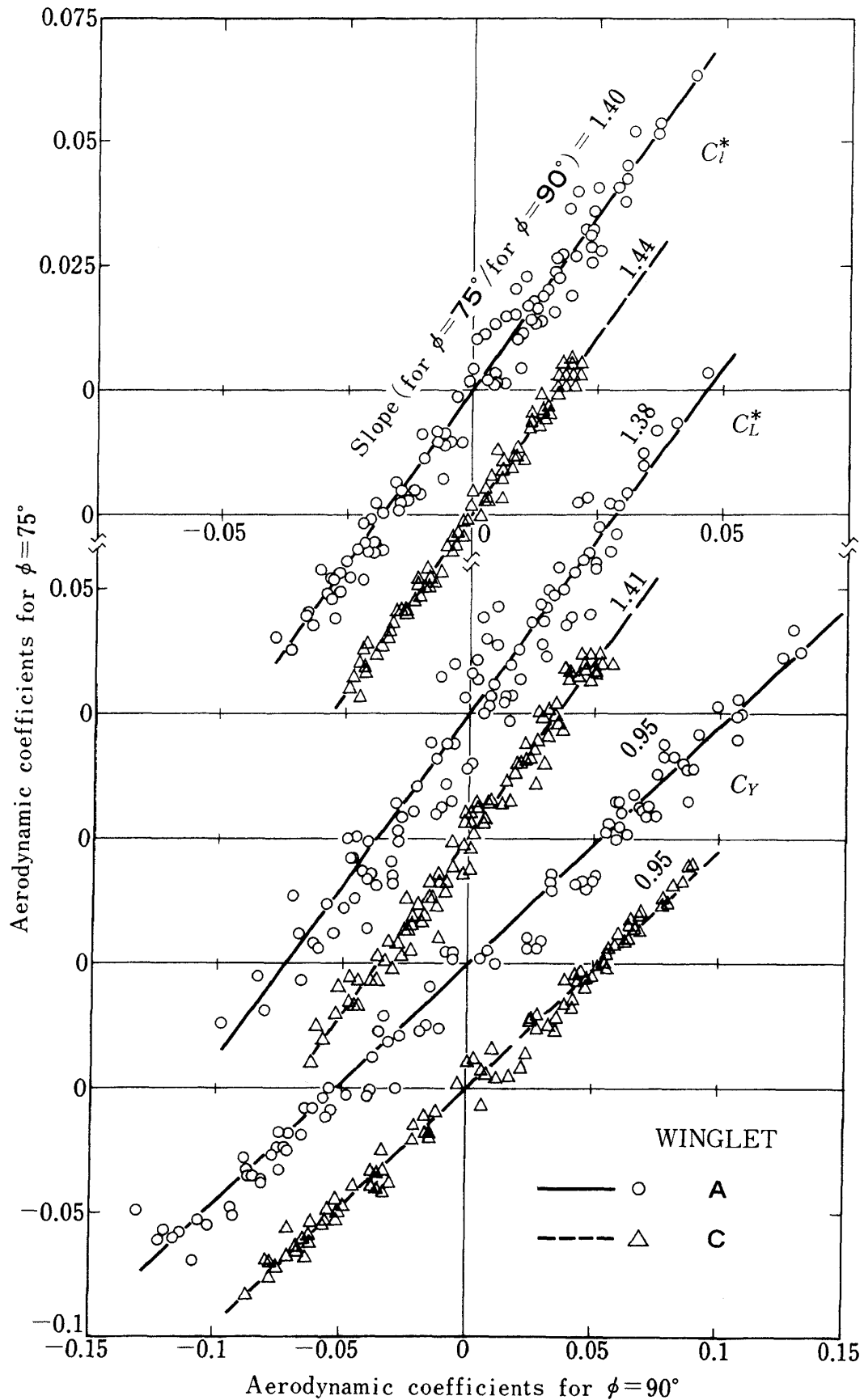


図7 空力係数に対する小翼傾斜角の影響

Incremental rolling moment vs. side force due to winglet

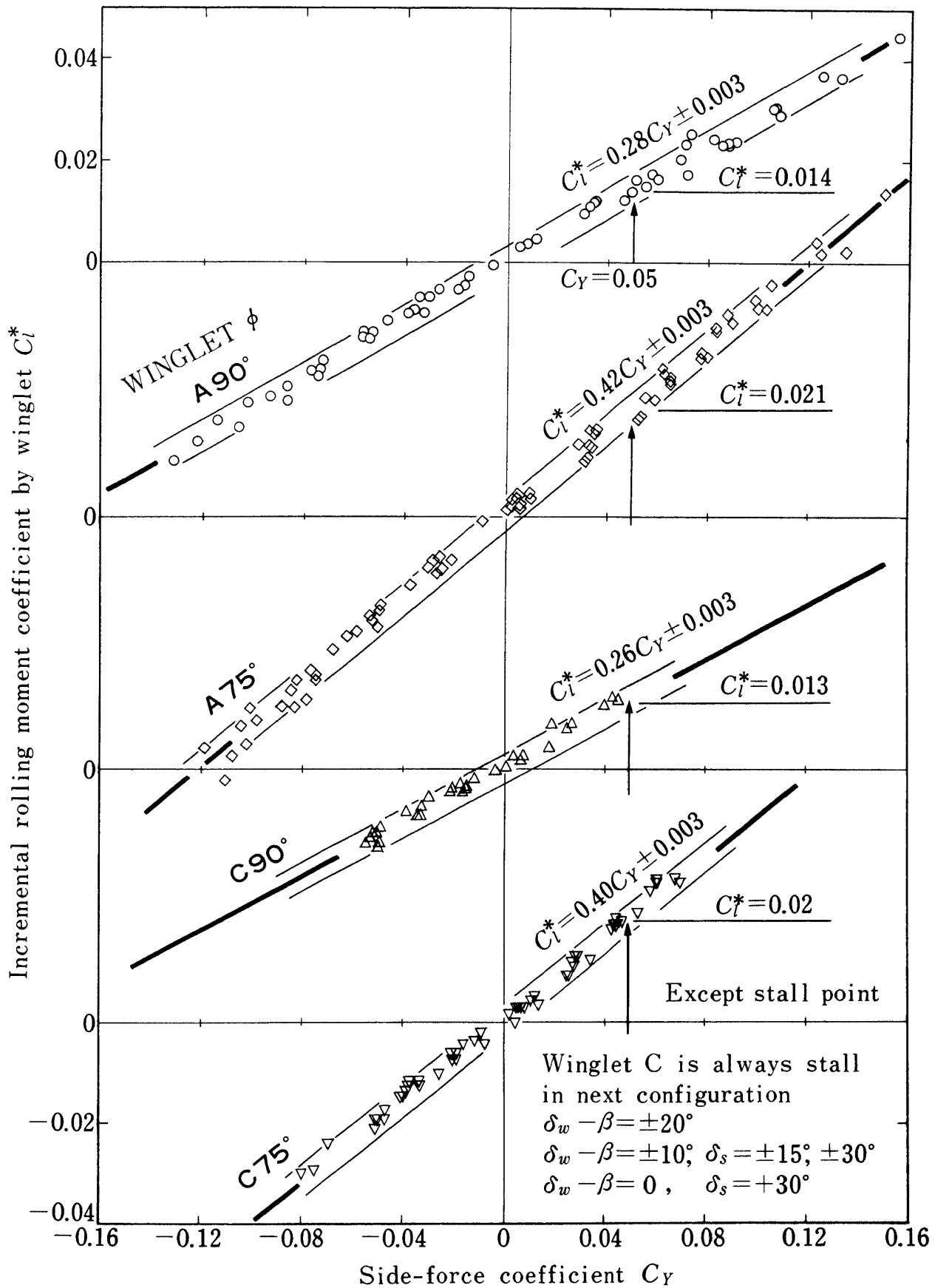


図8 小翼による横揺増分と横力の関係

Incremental rolling moment vs. incremental lift due to winglet

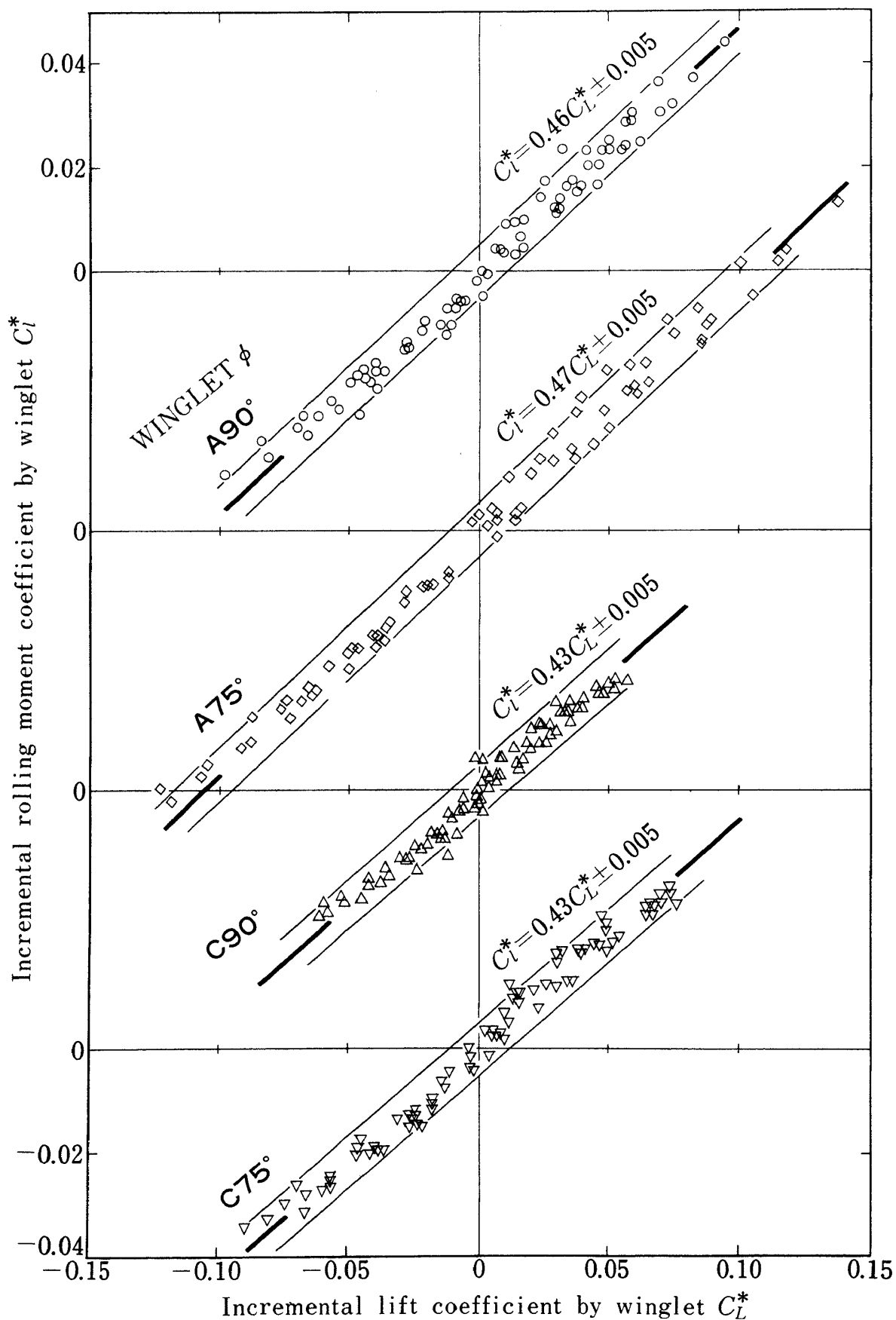
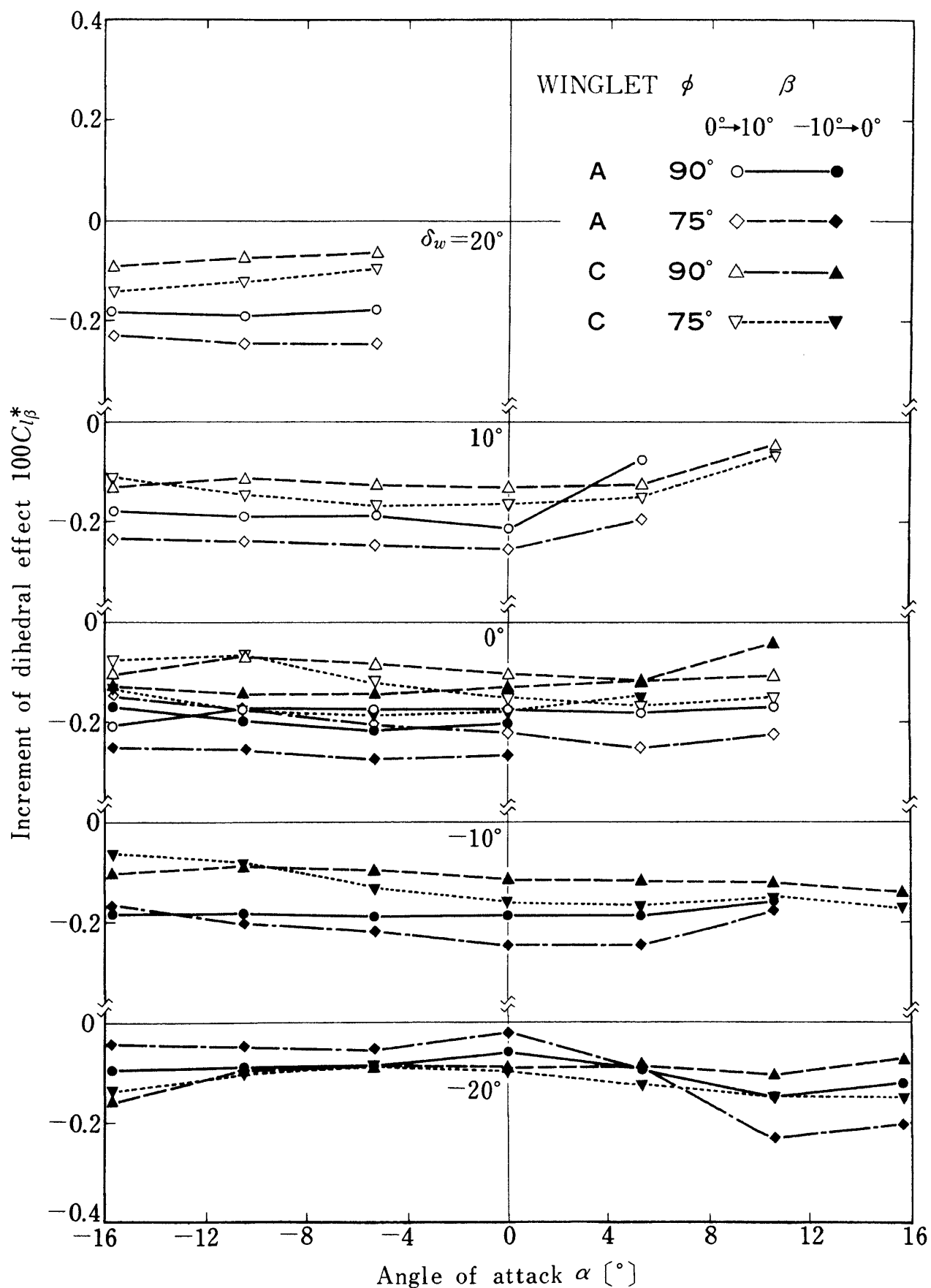


図9 小翼による横揺増分と揚力増分の関係

Dihedral effects by winglet

図10 小翼による上反角効果 ($\delta_s = 0^\circ$)

Effect of wing angle of attack on incremental rolling moment by winglet

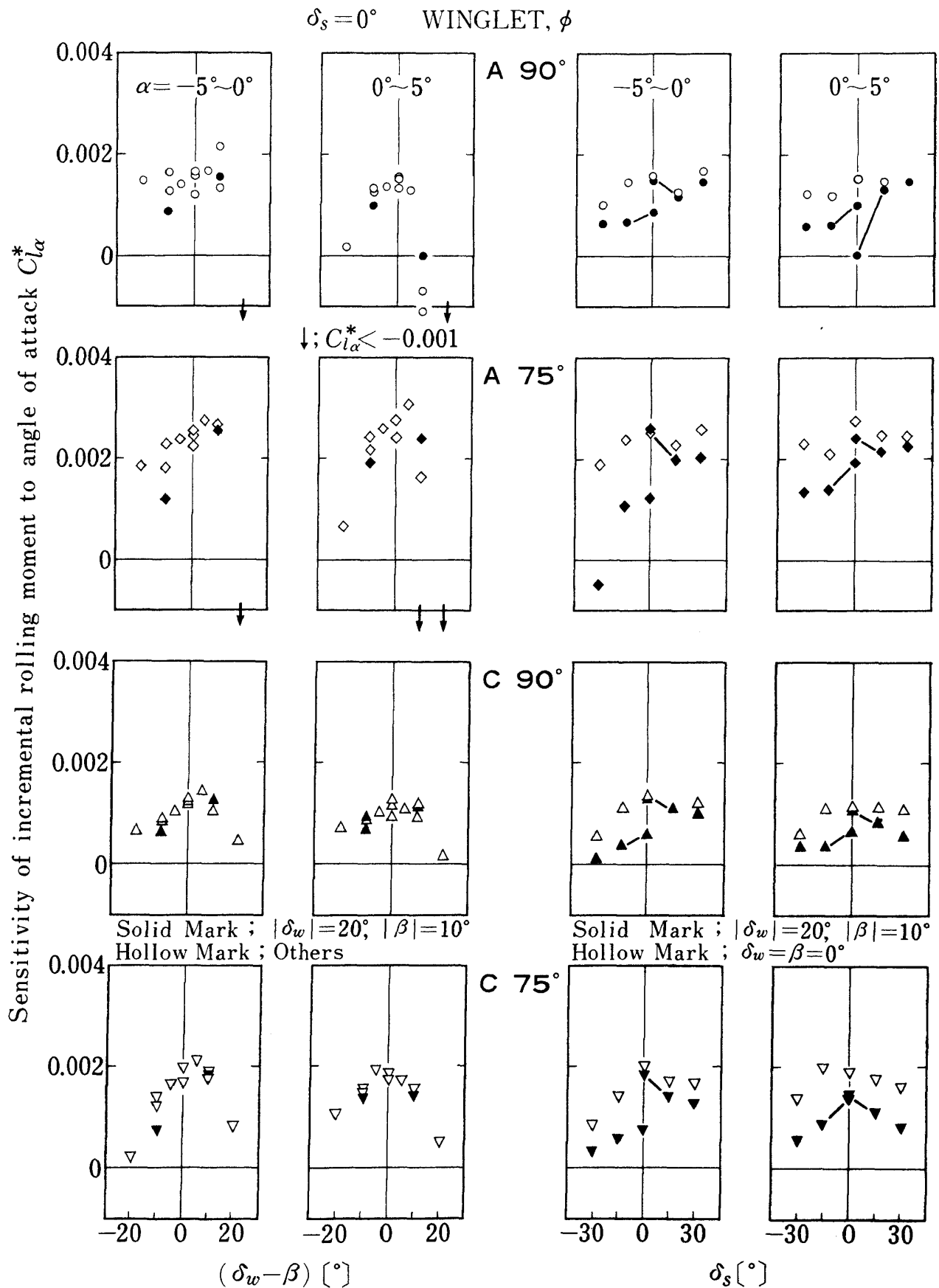


図 11 小翼による横揺増分に対する主翼迎角の効果

Effect of side force-control-flap on incremental rolling moment by winglet

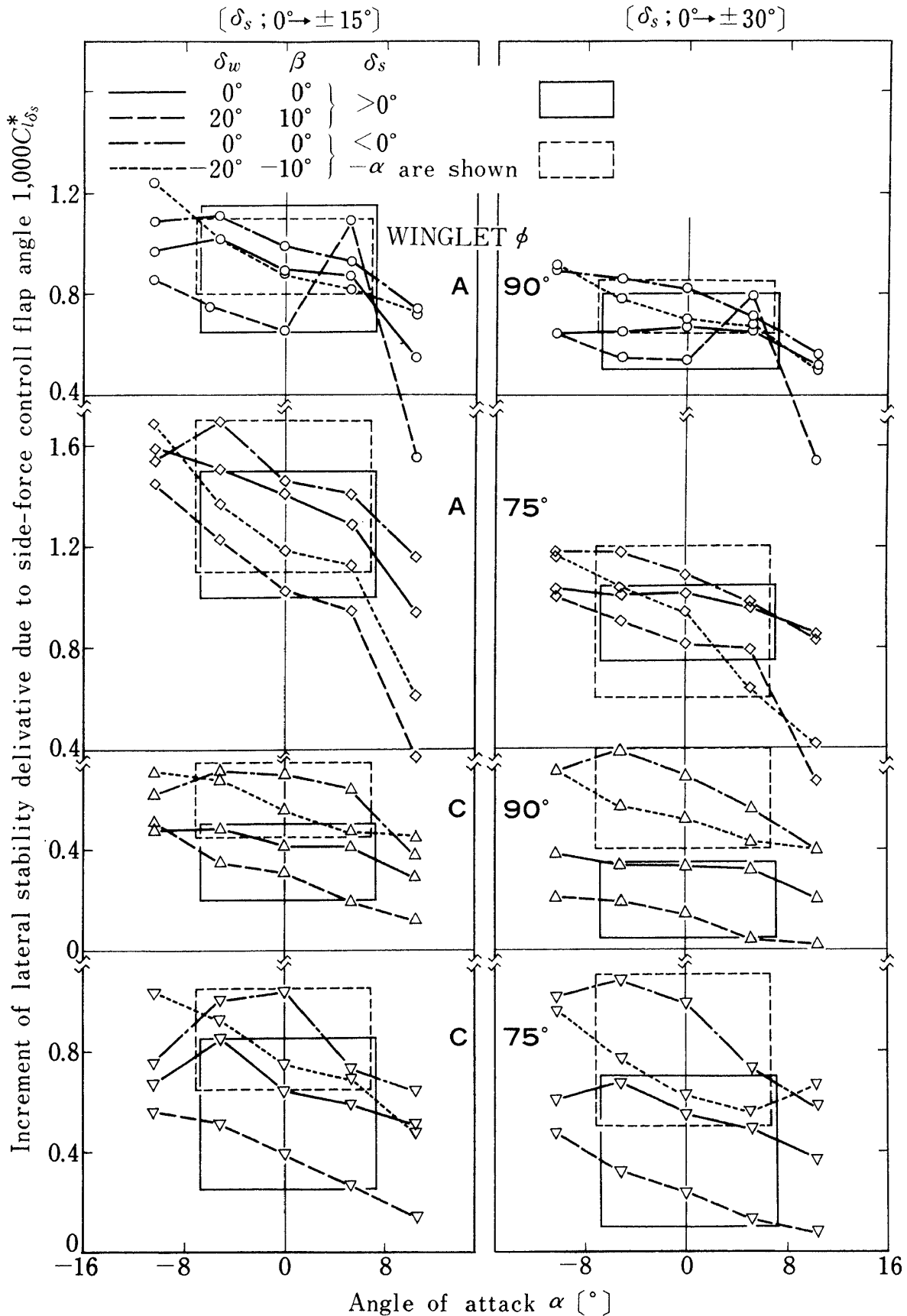
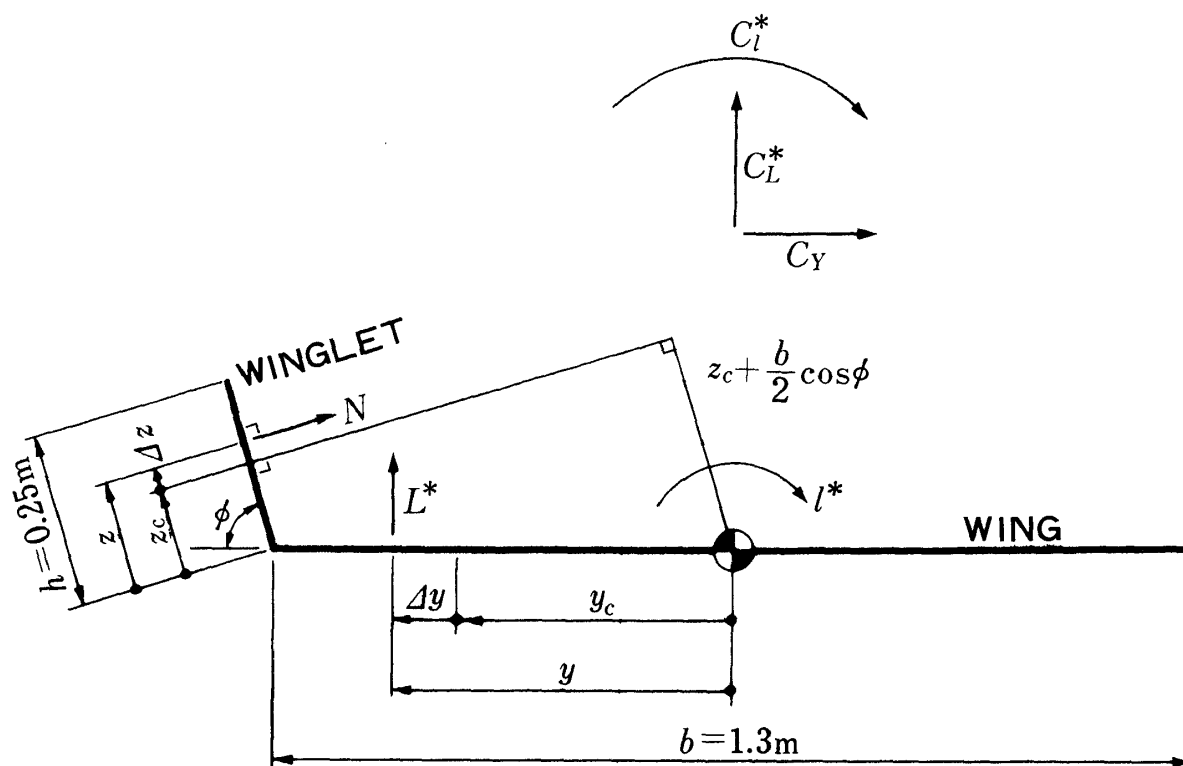


図12 小翼による横揺増分に対する後縁フラップの効果

Illustration of 3 forces acting on wing and winglet



L^* : Incremental lift by winglet

N : Normal force on winglet

l^* : Incremental rolling moment by winglet

$$C_L^* = (L^* + N \cdot \cos \phi) / (q \cdot s)$$

$$C_Y = (N \cdot \sin \phi) / (q \cdot s)$$

$$C_l^* = l^* / (q \cdot s \cdot b)$$

Winglet	z_c/h (assumed)	y_c/b (Formula3)
A	0.5	$\doteq 0.3$
C	0.42	$\doteq 0.3$

図13 主翼と小翼に作用する3分力の説明図 (rear view)

Relation between wing incremental- and winglet aerodynamic centers due to winglet

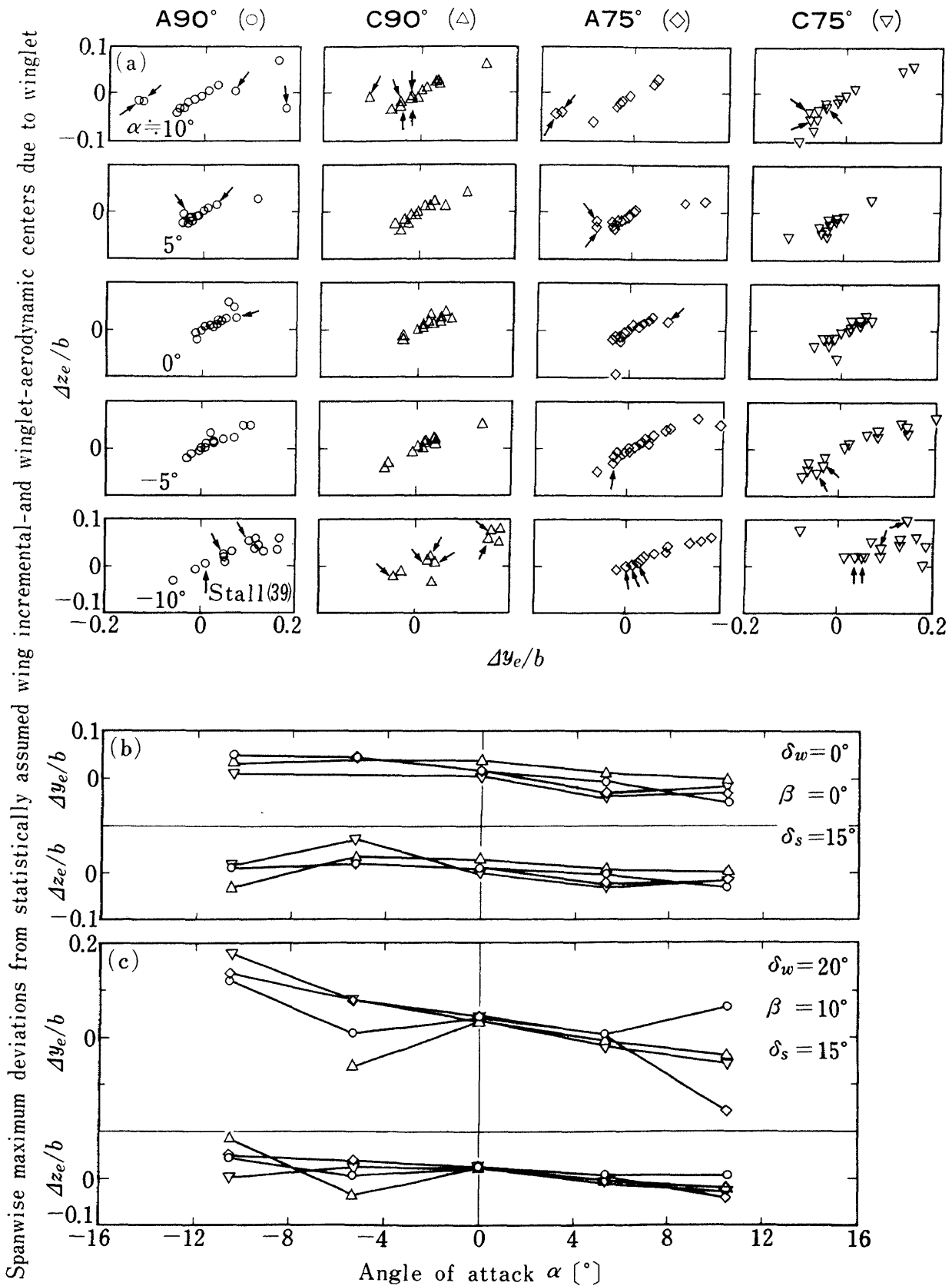


図14 小翼による主翼揚力増分中心と小翼空力中心の関係

Deviations of wing incremental- and winglet aerodynamic centers due to winglet

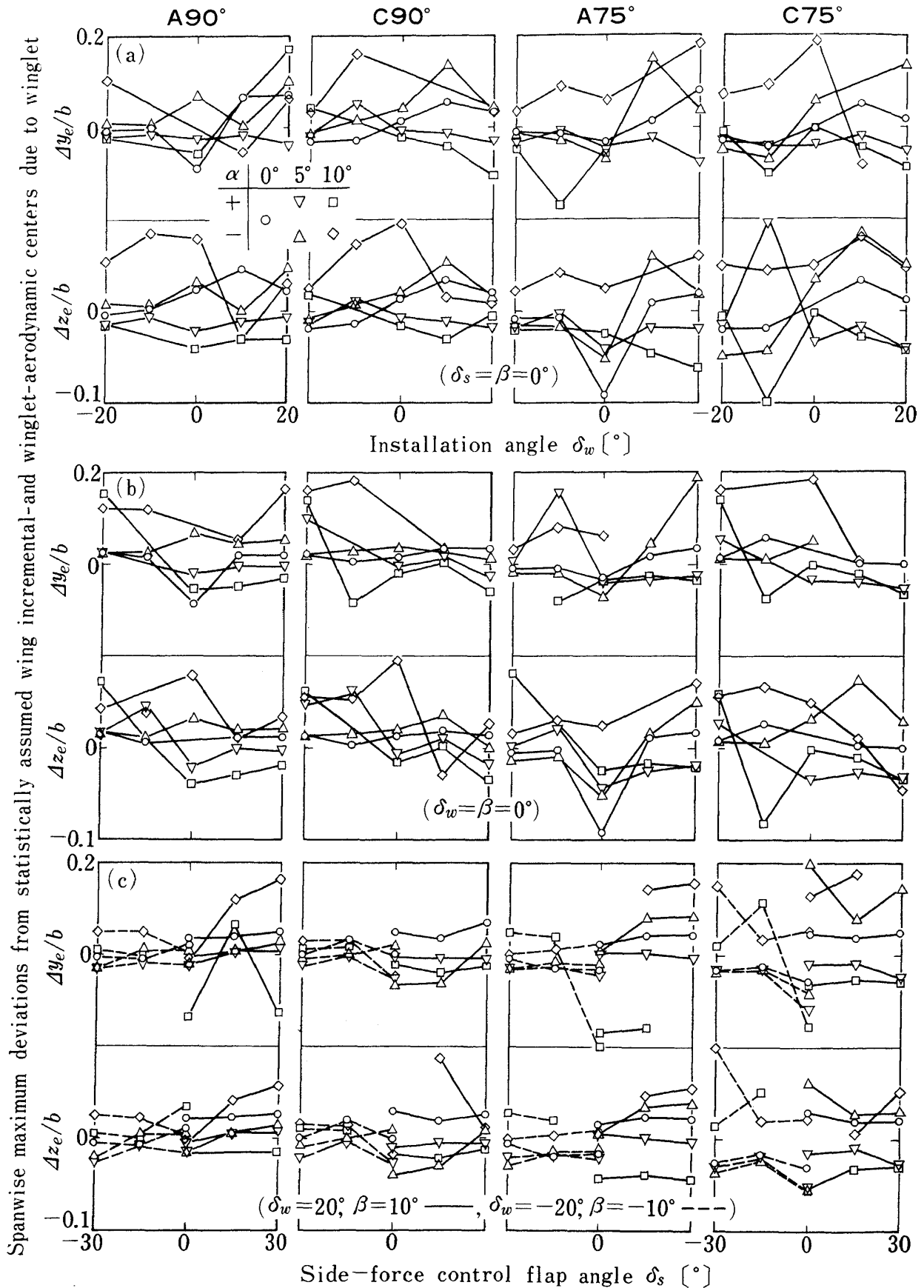


図 15 小翼による主翼揚力増分中心と小翼空力中心の関係

航空宇宙技術研究所報告788号

昭和58年11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 株式会社実業公報社
東京都千代田区九段南 4-2-12
