

航空宇宙技術研究所資料

TECHNICAL MEMORANDUM OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TM-645

菱形結合翼機の上翼舵面による直接横力制御力の
低速風洞試験*

藤田敏美・岩崎昭人・藤枝郭俊
滝澤直人

1992年3月

航空宇宙技術研究所
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

目 次

1. まえがき	2
2. 記 号	2
3. 模 型	2
4. 風洞および計測・データ処理	3
5. 風洞試験内容	4
5.1 単独舵面操舵試験	5
5.2 直接横力制御試験	5
6. 単独舵面操舵試験結果	8
6.1 上翼舵面操舵による空力効果	8
6.2 方向舵操舵による空力効果	13
6.3 直接横力制御試験のための舵角設定の検討	14
7. 直接横力制御試験の結果	15
8. 直接横力制御試験値と舵面単体操舵試験からの推算値との比較	22
9. ま と め	23
10. 参考文献	23

菱形結合翼機の上翼舵面による直接横力制御力の 低速風洞試験*

藤田 敏美*¹ 岩崎 昭人*¹ 藤枝 郭俊*¹
滝澤 直人*²

Low-speed Wind Tunnel Study of the Direct Side-Force Characteristics of a Joined-Wing Airplane with an Upper Fin

Toshimi FUJITA*¹, Akihito IWASAKI*¹
Hiroto FUJIEDA*¹ and Naoto TAKIZAWA*²

ABSTRACT

Low-speed wind tunnel tests were conducted on a diamond shaped joined-wing airplane model employing an upper fin system and having a wing span ratio (rear/front wing) of 0.60. The control surface was located at the trailing edge portion of the upper fin which are vertically situated at 60% spanwise location of the front wing.

Four upper fins were tested, each having a different wing area and aspect ratio. Two fins used the NACA0012 wing section and two the EC1040 wing section. Results indicate that an upper fin installed at the front wing leading edge or an over hanging upper fin are most effective for obtain direct side-force.

In addition, the larger aspect ratio of these fin configurations was found to be superior to the gain of the side-force.

Keywords: Low-speed wind tunnel, Joined-wing airplane, Direct side-force, Upper fin

概 要

菱形結合翼機の直接横力制御における横力と操舵角余裕の増大のため上翼を採用した。風洞試験では、水平尾翼翼幅が主翼翼幅の60%の菱形結合翼機を用いた。上翼は後縁舵面を持ち、主翼翼幅の60%位置に垂直に設置した。試験で用いた4つの上翼は、異なる面積と縦横比を持ち、それらの二つはNACA0012翼型で、他の二つはEC1040翼型である。

試験結果は、主翼前縁または主翼前方に張りだした上翼が直接横力制御に効果的であり、また大きな縦横比が横力を得るために有利であることが示された。

* 平成4年2月3日受付 (received 3 February 1992)

*¹ 新型航空機研究グループ (Advanced Aircraft Research Group)

*² 元航空宇宙技術研究所 (Formerly member of NAL)

1. ま え が き

後退角, 上反角を持った前方翼(便宜上主翼と称す)と前進角, 下反角を持った後方翼(便宜上水平尾翼と称す)を結合した菱形結合翼機(正面図と平面図がダイヤモンド形状を示す)では, 主翼舵面と水平尾翼舵面の操舵を組合せることによって, モーメントを発生させずに揚力または横力のみを制御する, 即ち直接制御が可能である。結合翼機の直接揚力, 横力制御能力を評価, 検討を行うための基礎的な空力データは現在のところ見あたらない。我々は, 菱形結合翼機における直接揚力・横力制御の可能性を探るために, 直接揚力・横力制御力に関する低速風洞試験を実施した。

その結果, 主翼と水平尾翼の各舵面を用いて直接制御を行うには, 各翼の必要舵角が大きくなるためフラップ, 補助翼, 昇降舵としての機能も考慮すると操舵角配分等, その制御が難しくなることが解った¹⁾。

今回, 直接制御の簡単化と横力増大のために, 菱形結合翼機に横力制御用の後縁舵面を持つ上翼の採用を考えた。その効果と全機空力特性への影響を探るため, 全機特性の良い水平尾翼幅が主翼幅の60%の結合翼機²⁾を用い, その結合位置付近に上翼を取り付け, 翼型が異なる上翼2種類と, 同一翼型で縦横比の異なる上翼2種類を用い, その取り付け位置を翼弦方向に三通り変えて, 直接横力制御に関する低速風洞試験を実施した。

本報告では直接制御横力に対する上翼の翼型, 取り付け位置および縦横比等の効果, 影響について述べる。

2. 記 号

a・c	: 全機空力中心(aerodynamic center)
C_L	: 揚力係数
C_D	: 抗力係数
C_m	: a・c 回りの縦揺れモーメント係数
C_Y	: 横力係数
C_l	: a・c 回りの横揺れモーメント係数
C_n	: a・c 回りの偏揺れモーメント係数
$C_{Y\delta u}$: 上翼舵面単位舵角に対する C_Y の変

	化
$C_{l\delta u}$: 上翼舵面単位舵角に対する C_l の変化
$C_{n\delta u}$: 上翼舵面単位舵角に対する C_n の変化
$C_{Y\delta r}$: 方向舵舵面単位舵角に対する C_Y の変化
$C_{l\delta r}$: 方向舵舵面単位舵角に対する C_l の変化
$C_{n\delta r}$: 方向舵舵面単位舵角に対する C_n の変化
$C_{Y(\text{composite})}$: 上翼と方向舵の各単独舵面操舵試験を基に推算した横力係数
$C_{Y(\text{direct})}$: 直接横力制御試験で得た横力係数
$C_{Y\delta u^*}$: 直接制御で上翼と方向舵の舵角を組み合わせた時の上翼の単位舵角に対する C_Y の変化
K	: 直接横力制御時の上翼舵角に対する方向舵の舵角決定の係数
S	: 主翼面積
U	: 上翼面積
S_u	: 上翼舵面面積
$V_{\delta u}$: 上翼舵面容積比
α	: 迎角 (deg)
β	: 横滑り角 (deg)
d	: 同一の迎角において舵角 0° を基準とした変化分
$\Delta C_{Y\delta u^*}$: 上翼の単位面積当りの舵角効果
δu	: 上翼舵面舵角
δr	: 垂直尾翼方向舵舵角
δu^*	: 直接横力制御における上翼と方向舵の組合せた操舵を上翼舵面舵角で表す
δu^*_β	: 直接横力制御において, 全機形態で $\beta=1^\circ$ の変化相当の C_Y を生じさせるのに必要な上翼舵面舵角 ($C_n=0$ となるように方向舵も同時操舵)

3. 模 型

試験に使用した菱形結合翼機模型の外形と主要諸元を図1に示す。主翼の諸元は翼面積 0.395m^2 ,

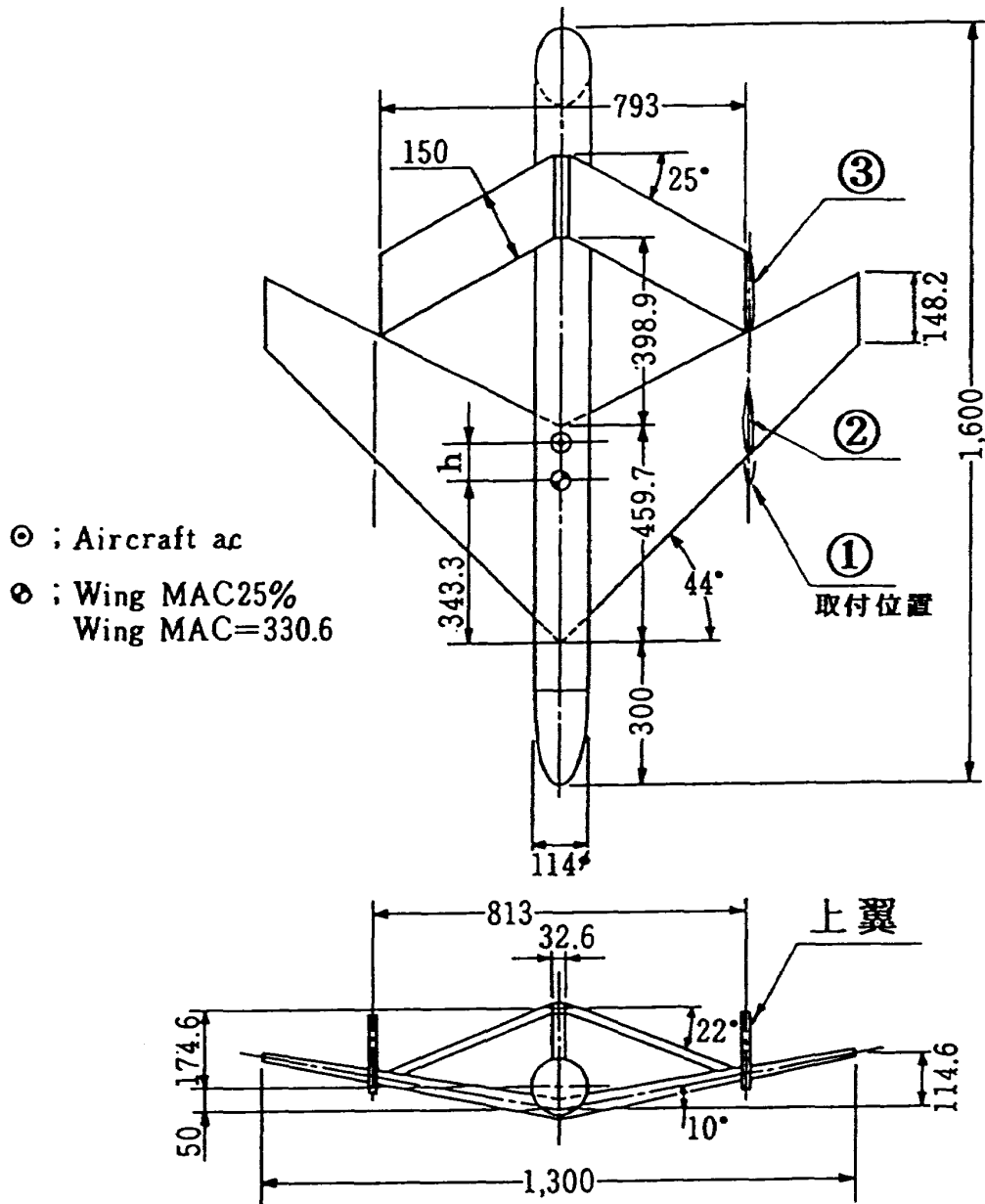


図1 菱形結合翼機模型

翼幅1.3m, 縦横比4.28, 25%翼弦線後退角40°, 上反角10°, EC系³⁾⁴⁾10%翼形であり, 失速特性改善のために, 翼端から3/4翼幅までの前縁に整形材⁵⁾を取り付けた。胴体は全長1.6m, 直径0.114m, 頭部楕円, 尾部斜め裁断である。水平尾翼は主翼翼幅の60%の位置で結合し, 前縁に垂直な翼弦長0.15m, NACA0012翼形, 翼面積0.1312m², 縦横比4.79, 前進角25°, 下反角22°である。

垂直尾翼は直線翼で断面, 翼弦長は水平尾翼と同じであり, 高さは0.117m, 翼面積0.01755m², 縦横比0.78, 方向舵は高さ0.095m, 弦長0.05m, 舵面面積0.00475m²である。

上翼はA, B, C, Dの4種類で, その諸元と形状を図2に示す。これらの上翼は, 水平尾翼翼端

が結合する主翼翼幅付近に左右1対で取り付ける。取り付け位置は, 図1に示す前後方向①, ②, ③の三箇所で, 取り付け位置①は上翼“C”を基準として, 上翼の前縁(翼根部)を主翼の前縁より前方へ翼根部コード長40%(模型寸法60mm)張り出し, ②は上翼と主翼の前縁を一致させ, ③は上翼と水平尾翼の後縁を一致させる。

4. 風洞および計測・データ処理

風洞試験は航空宇宙技術研究所の突風風洞⁶⁾で行い, 測定部は固定壁カート(2m×2m断面)を使用した。また試験の6分力測定にはピラミッド型6分力天秤(島津6CB-IE型)を用い, 処理は突風風洞のデータ処理装置⁷⁾⁸⁾を使用した。

主翼面積	S = 0. 3 9 5 m ²			
上 翼	A	B	C	D
翼 形	E C 1 0 4 0		N A C A 0 0 1 2	
翼面積	0.0187 m ²	0.0336 m ²	0.0153 m ²	0.023 m ²
舵面面積	0.00675 m ²	0.0122 m ²	0.006 m ²	0.009 m ²
縦横比	0.54	0.96	0.94	1.41

上 翼 形 態	A-①	A-②	A-③
舵面面積比 $V \delta u$	2.11×10^{-3}	3.66×10^{-3}	8.97×10^{-3}
a c 位置 h (mm)	89.3	90.3	94.3
上 翼 形 態	C-①	C-②	C-③
舵面面積比 $V \delta u$	0.48×10^{-3}	1.81×10^{-3}	7.93×10^{-3}
a c 位置 h (mm)	87.3	90.3	94.3
上 翼 形 態	B-①	D-①	
舵面面積比 $V \delta u$	3.75×10^{-3}	0.72×10^{-3}	
a c 位置 h (mm)	91.3	87.3	

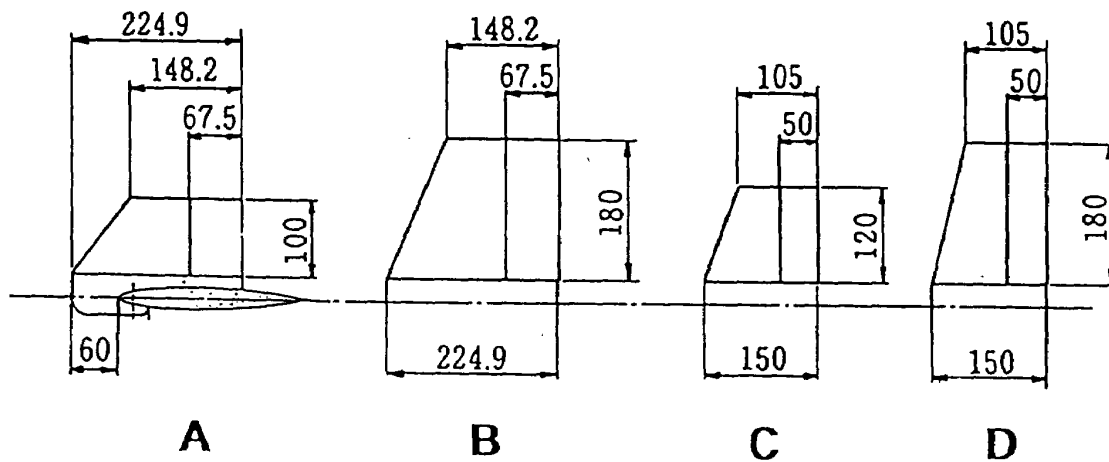


図2 上翼形状と諸元

データ整理は全て安定軸基準で行い、基準面積は主翼面積、基準長は主翼の平均空力翼弦長を使用した。また、モーメント基準点は別途報告される各上翼を取り付けた場合の全機空力特性試験結果を基に求めた全機空力中心 (aerodynamic center : 以後 a・c と称す) とした。また、直接横力制御試験における機体重心位置は a・c とした。

5. 風洞試験内容

この試験の目的は、菱形結合翼機に後縁舵面付の上翼を設け、その舵面操舵または方向舵と組み

合わせた操舵による直接横力制御の可能性を調べると共に、面積や形状の異なる上翼について、その横力特性を把握することにある。

模型は風洞内の3本の天秤支柱に模型胴体の基準線が風洞中心より50mm上方、主翼平均空力翼弦の25%が17mm後方となる位置に取り付けた。図3は上翼を取り付けた菱形結合翼機の風洞試験時の設置状況を示す。

試験風速は、全て30m/s (レイノルズ数は主翼平均空力翼弦基準で約 6.2×10^5) である。

本試験に先立ち、上翼付菱形結合翼機の全機空

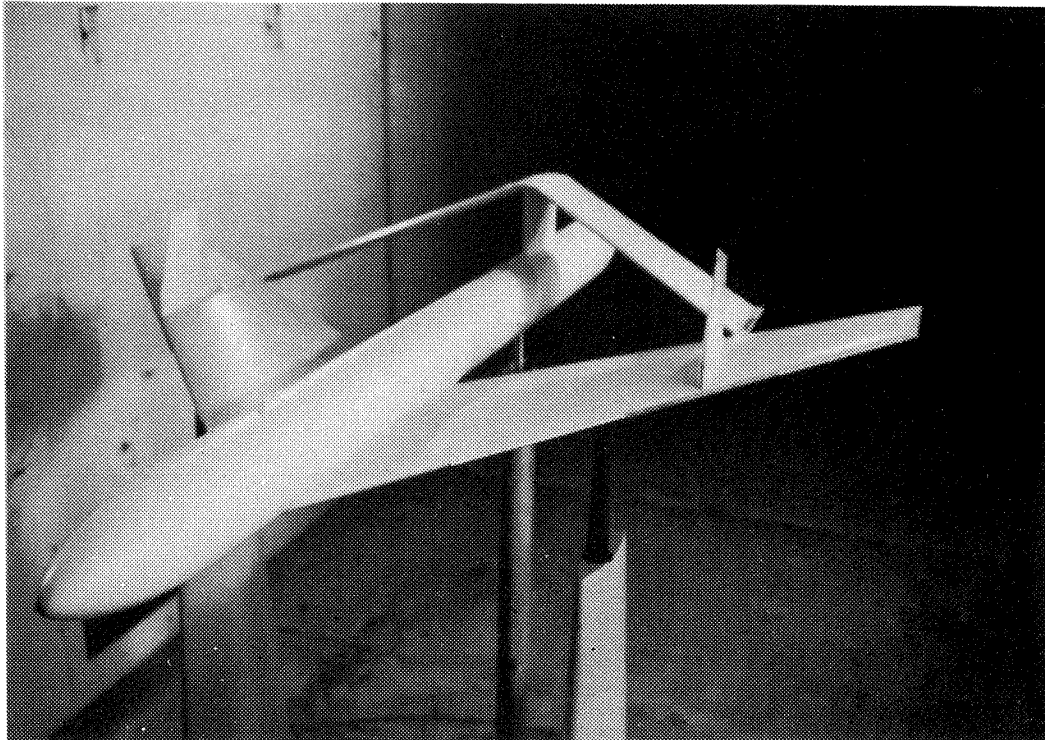


図3 低速風洞試験

力特性試験を行った⁹⁾¹⁰⁾。その結果の詳細については別途報告¹¹⁾するが、直接横力制御における上翼の舵角効果を検討するために必要な全機形態の縦、横方向に関する空力特性を図4-1～図4-4に示す。

以下に各試験の内容とその方法について述べる。

5.1 単独舵面操舵試験

この試験では、上翼と垂直尾翼の方向舵の舵面を単独で操舵した場合の空力効果、特に横・方向特性について把握する。上翼は2種類の翼型について各2個、合計4個の上翼、各々を菱形結合翼機に左右1対で取り付けられた場合について風洞試験を実施し、その舵面操舵によって得られる横力とそれによって発生する横揺れモーメントと偏揺れモーメントについて調べた。また、その取り付け位置も翼弦方向に3通り変えて、その効果と影響を調べた。

各上翼の試験内容は上翼A、Cの2種類については、取り付け位置①、②、③の3箇所を設置して、取り付け位置による効果を見た。また上翼B、Dの2種類は取り付け位置①に設置し、それぞれ同じ翼型を持つAとB、CとDについて同一位置

における縦横比の効果を見た。方向舵に関する試験は、上翼を装着しない状態で行った。

設定舵角は、機体迎角 $\alpha=0^\circ$ 、 5° および 10° ($\beta=0^\circ$) において、左右の上翼舵面を同じ向きに設定し、舵角 $\delta u=-20^\circ\sim 20^\circ$ の範囲を 5° 間隔、方向舵は $\delta r=-20^\circ\sim 20^\circ$ の範囲を 5° 間隔とした。

5.2 直接横力制御試験

上翼の舵面操舵によって横力を得る場合、その着力点がa・cでない限り横揺れモーメントと偏揺れモーメントが発生する。直接横力制御とは、これらのモーメントを他の舵面操舵と組み合わせて相殺し、横力のみを増減、即ち制御する試験である。

上翼と方向舵の舵面を同時に操舵した場合、揚力、抗力および縦揺れモーメントは無視し、他の3分力について検討すると、次のようになる。

1) Y(左右)方向の力 F_Y

$$F_Y = \Delta U_Y + \Delta R_Y \quad (1)$$

2) 横揺れモーメント M_X

$$M_X = \Delta U_Y \cdot Z_U + \Delta R_Y \cdot Z_R \quad (2)$$

3) 偏揺れモーメント M_Z

$$M_Z = \Delta U_Y \cdot X_U + \Delta R_Y \cdot X_R \quad (3)$$

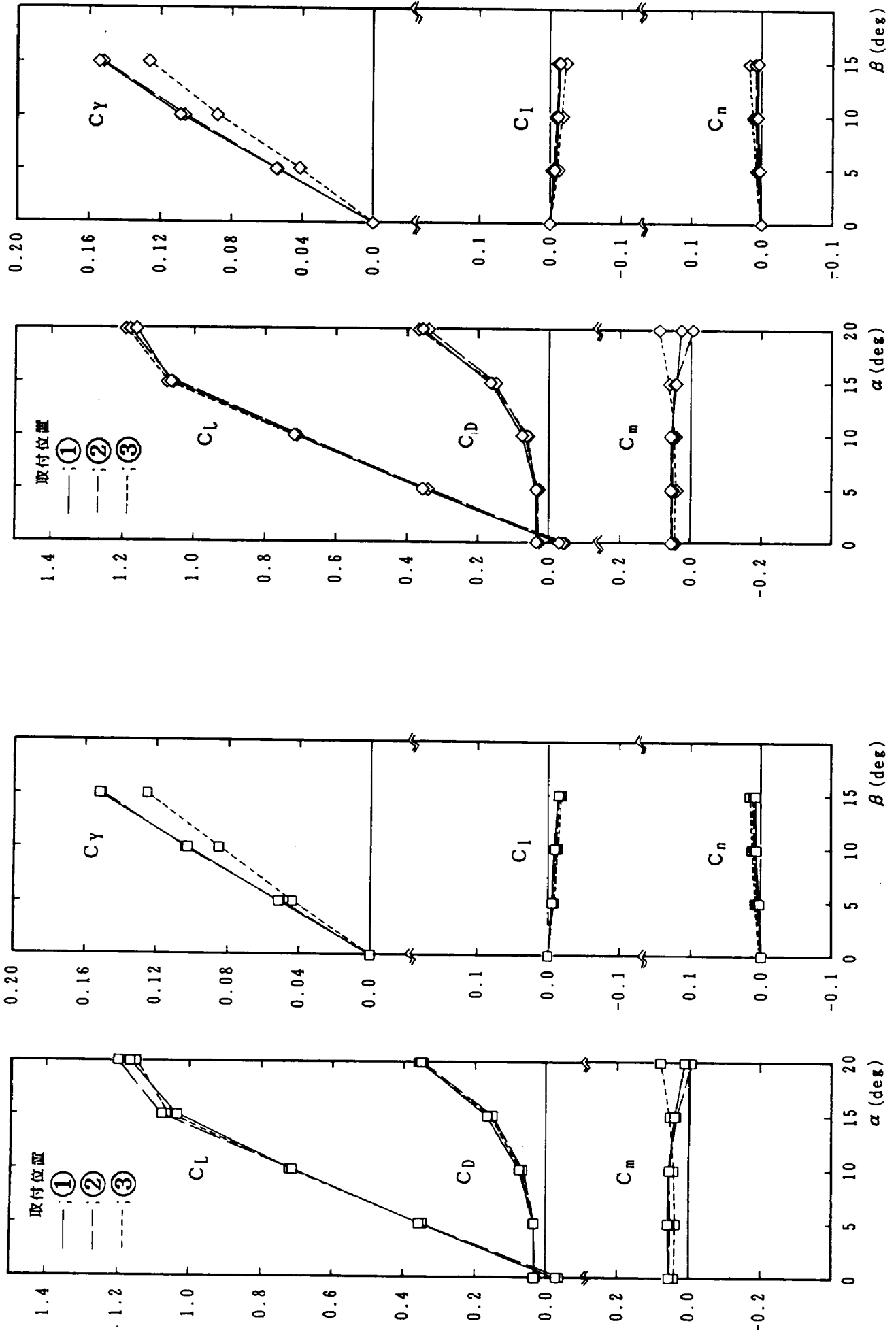


図4-2 全機空力特性(上翼C)

図4-1 全機空力特性(上翼A)

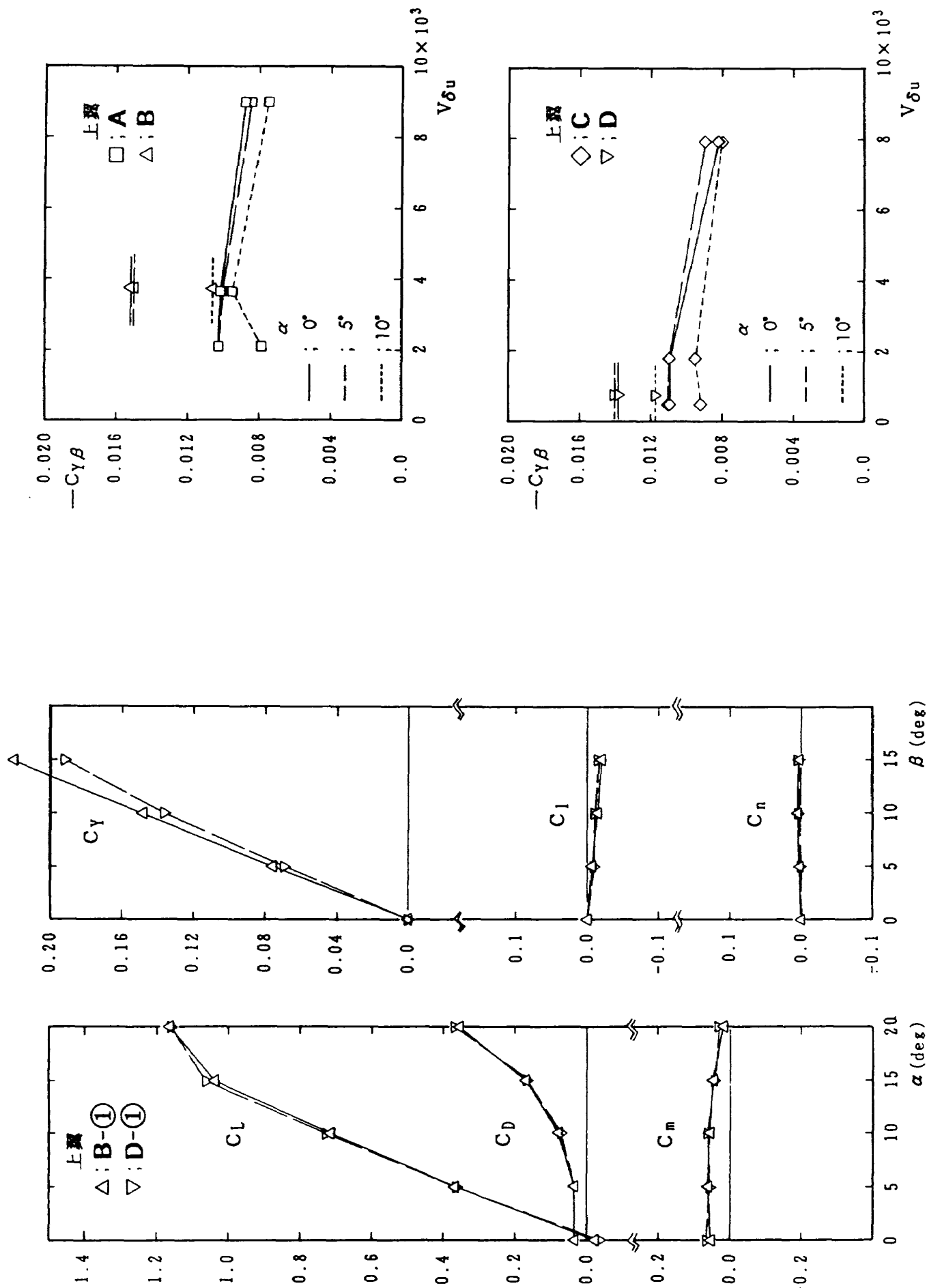


図4-4 全機形態の横力傾斜

図4-3 全機空力特性(上翼B, D)

ここに

ΔU_Y ; 左右の上翼舵面を操舵したとき生じる横力

ΔR_Y ; 方向舵を操舵したときに生じる横力

X_U, Z_U ; モーメント基準点から上翼に働く力の着点までの各方向の距離

X_R, Z_R ; モーメント基準点から方向舵に働く力の着点までの各方向の距離

とする。

この時、横揺れモーメントと偏揺れモーメントを同時に相殺(式(2)=0, (3)=0)できるのは、上翼と方向舵の着点と重心位置(モーメント基準点=a・c)が一定の関係にある場合である。

本試験では、横揺れモーメントは上翼の形状や取り付け位置によって発生しないよう考慮できることを念頭に置き、単独舵面操作試験の結果を基に偏揺れモーメントのみをトリムすることを条件として、上翼と方向舵の舵面舵角を設定した。

しかし、発生した横揺れモーメントは、主翼の補助翼(主翼舵面の補助翼の操舵)によってもトリムが可能であるので、その大きさを調べることとした。

偏揺れモーメントは、上翼と方向舵に働く横力の着点とa・cからの距離が影響する。上翼に働く横力の着点とa・cからの距離は、上翼の取り付け位置によって異なるので、各上翼毎に

$$\Delta U_Y \cdot X_U = -\Delta R_Y \cdot X_R \quad (\text{式(3)=0})$$

となるように上翼および方向舵の単独舵角操舵試験の結果から

$$K = \Delta C_{n\delta u} / \Delta C_{n\delta r} \quad (4)$$

$$\delta r = K \delta u \quad (5)$$

として上翼と方向舵の操舵舵角の関係を決めた。

そして、各上翼についてこの舵角関係を維持するように操舵して、直接横力制御試験を実施し、その横力特性とモーメント特性について調べた。

6. 単独舵面操舵試験結果

6.1 上翼舵面操舵による空力効果

図5-1~図8は、上翼A, B, CおよびDの舵面操舵による横力、横揺れモーメントおよび偏揺れモーメント変化分を表す。上翼AとCについて

は、上翼の取り付け位置を変えた場合の結果も示している。

また、各図には、機体迎角(α)が 0° , 5° および 10° における値が示されているが、それらは各迎角において上翼舵角が $\delta u = 0^\circ$ の値を基準として、舵角変化($\delta u = -20^\circ \sim 20^\circ$)による力およびモーメントの変化分を示している。

上翼の舵面操舵によって発生する ΔC_Y は、上翼が同一であっても、取り付け位置によって、その大きさが異なる。その ΔC_Y の大きさは、取り付け位置①, ②, ③即ち後縁方向に位置するに従って若干小さくなっている。これは、主翼および水平尾翼の干渉等によるためと思われる。

ΔC_l は、上翼の舵面操舵によって発生する ΔC_Y の大きさ、およびその着点とモーメント基準点の距離が影響する。

取り付け位置①, ②の $\alpha = 0^\circ, 5^\circ$ では上翼の縦横比に対応した ΔC_l が発生するが、 $\alpha = 10^\circ$ では ΔC_Y の値が α によらず変化しないのにも拘らず、 $|\Delta C_l|$ の値が大きくなっている。同じく取り付け位置③の $|\Delta C_l|$ の値も大きくなっている。この場合、取り付け位置は後方に移動するのみで上下方向には殆ど変化していない。

これらの原因は、図9に示す上翼の舵角変化による ΔC_L の変化と、図10の可視化試験から次のように考えられる。高迎角で上翼の舵面操舵を行うと左右の主翼上面の流れが異なり、左右の ΔC_L に差が生じて ΔC_l が発生する。また、取り付け位置③でも上翼と主翼および水平尾翼との干渉により、同様に左右の ΔC_L に差が生じるためと推察される。

ΔC_n は、主に ΔC_Y の大きさとその着点とa・cからの距離が影響する。

各上翼とも取り付け位置③を除き、 ΔC_n 値は非常に小さく、また、その変化は α により正負が逆となる場合がある。このことは ΔC_Y の着点とa・c近傍に在り、 α の増大により着点とa・cの後方に移動することが C_Y と C_n 値の正負の関係から推察される。また、取り付け位置③の場合、a・cは殆ど変化しないので、 C_Y の着点とa・cの後方(尾翼側)になるためである。

更に、図5-1~図8を基に上翼A, Bの各舵面

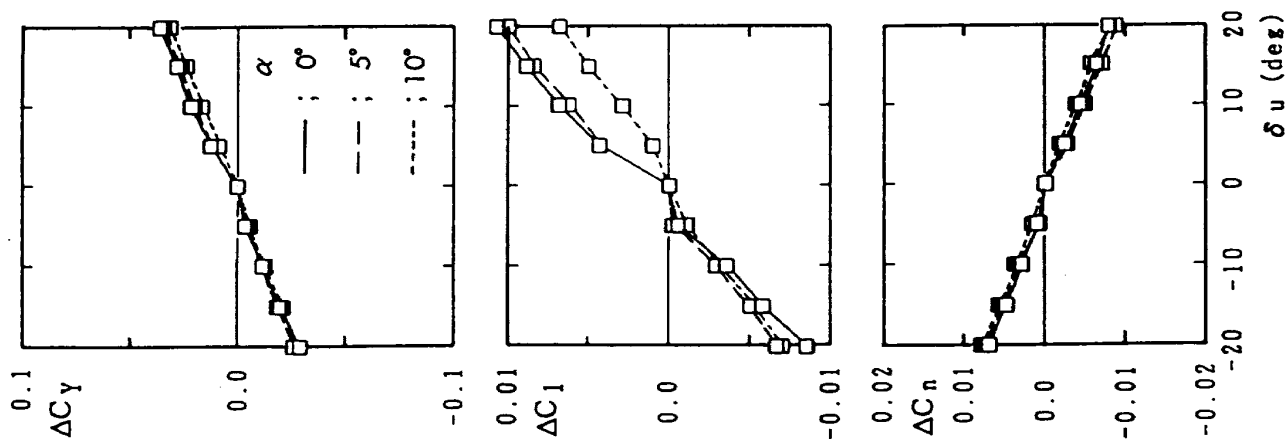


図5-1 上翼(A)舵面の空力効果
(取り付け位置①)

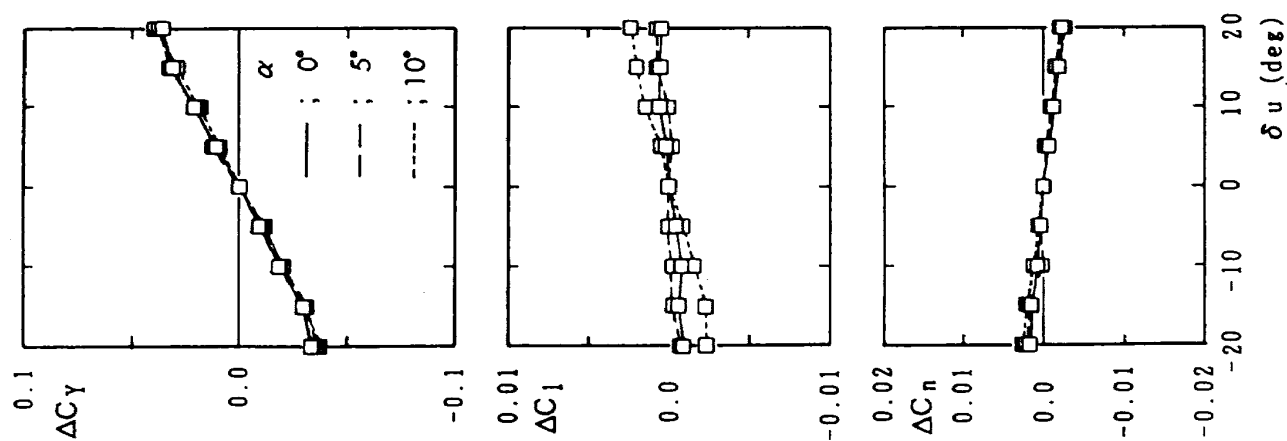


図5-2 上翼(A)舵面の空力効果
(取り付け位置②)

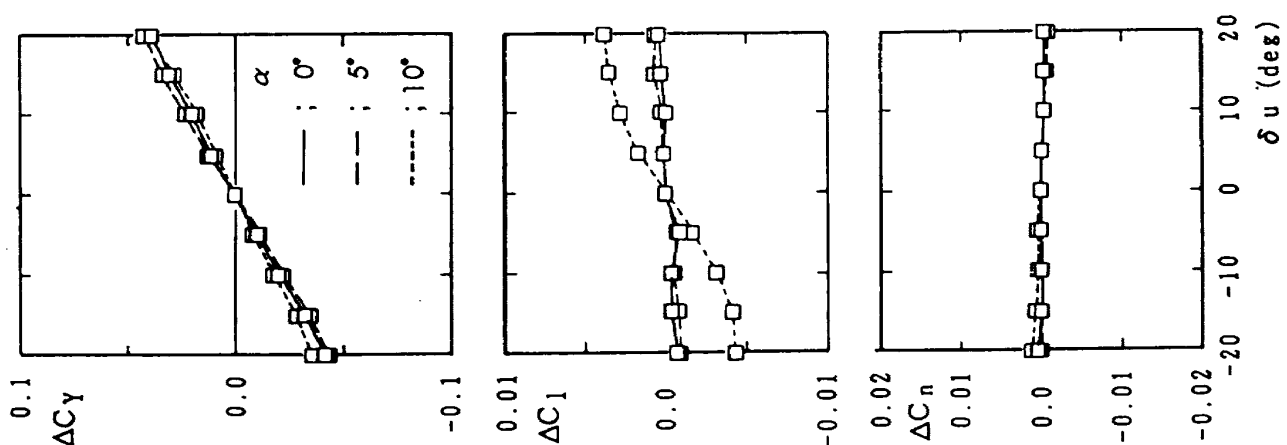


図5-3 上翼(A)舵面の空力効果
(取り付け位置③)

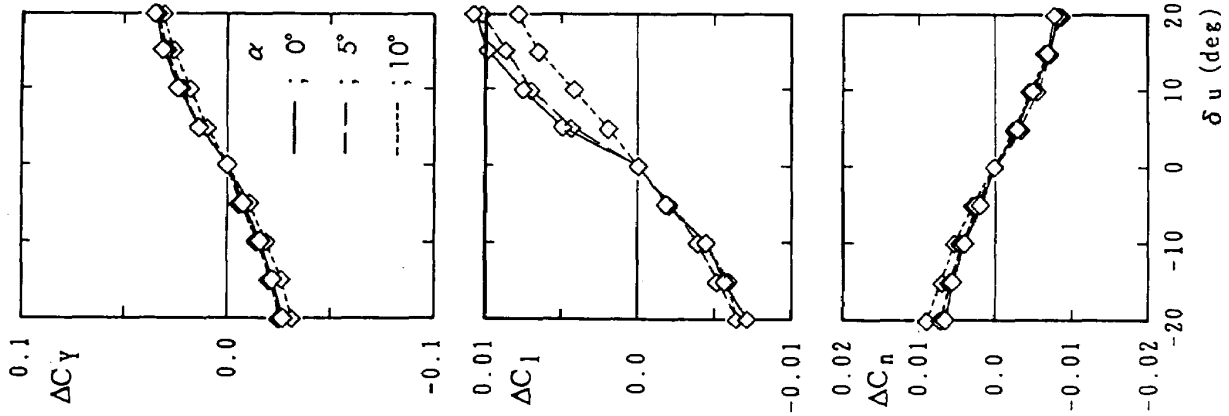


図6-1 上翼(C)舵面の空力効果
(取り付け位置①)

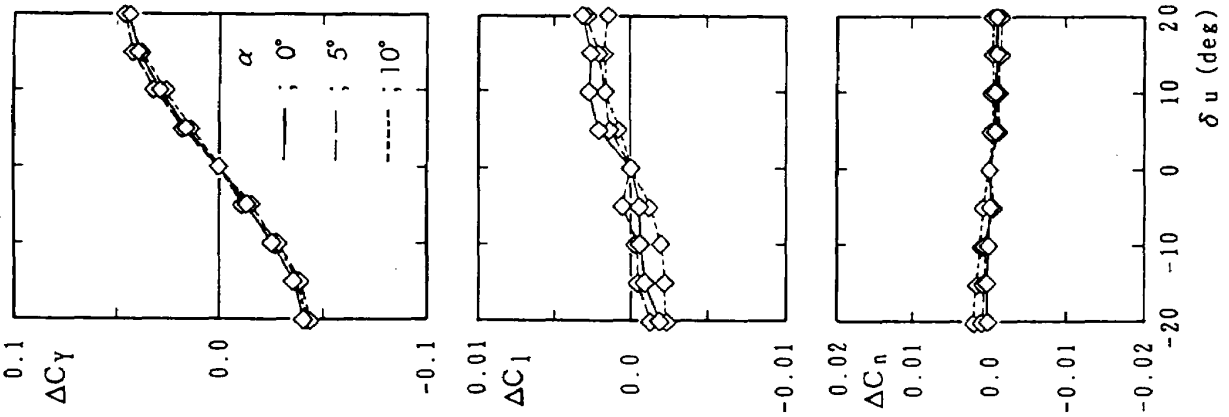


図6-2 上翼(C)舵面の空力効果
(取り付け位置②)

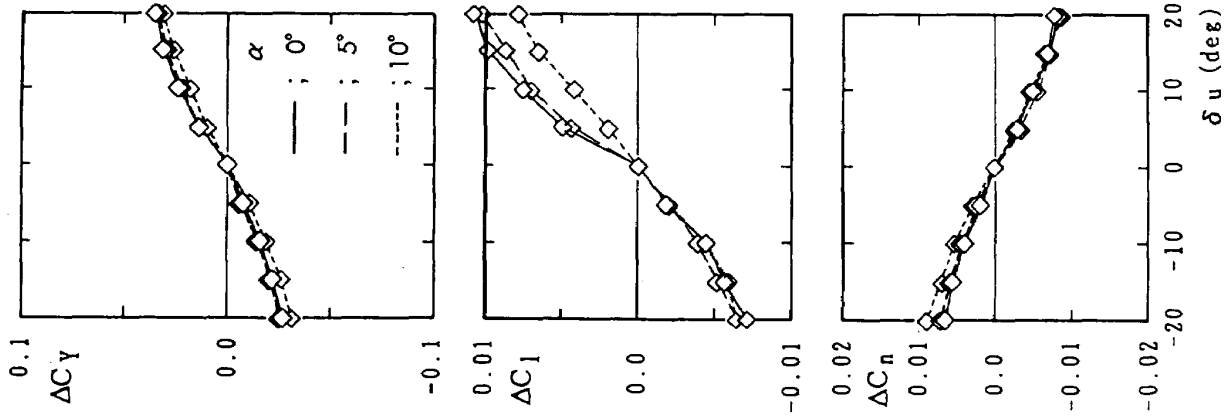


図6-3 上翼(C)舵面の空力効果
(取り付け位置③)

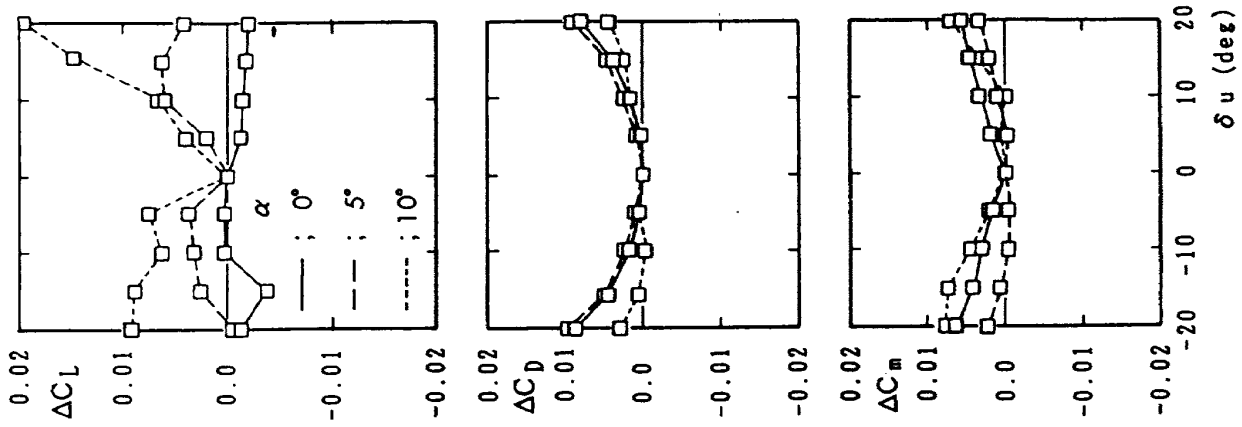


図9 上翼(A)舵面の縦方向の空力効果

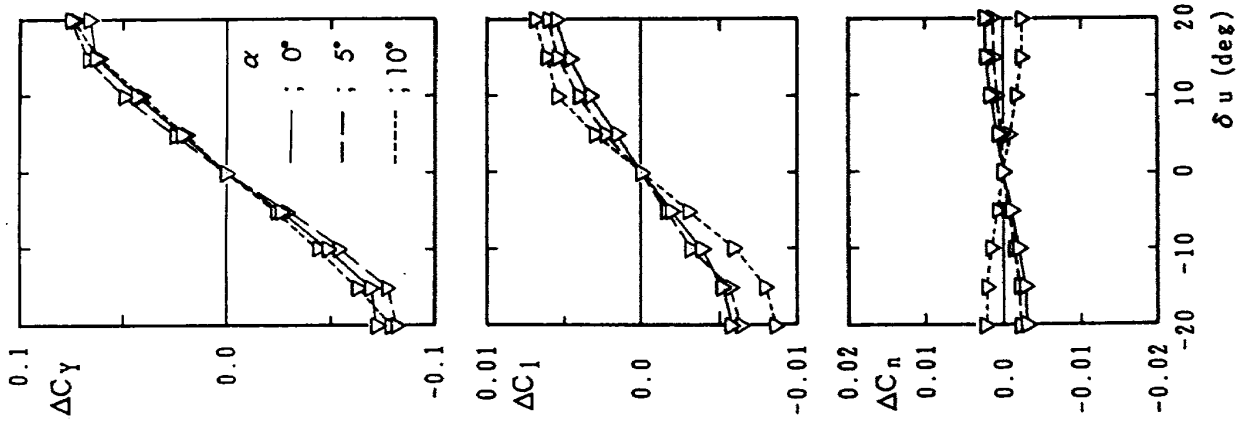


図8 上翼(D)舵面の空力効果
(取り付け位置①)

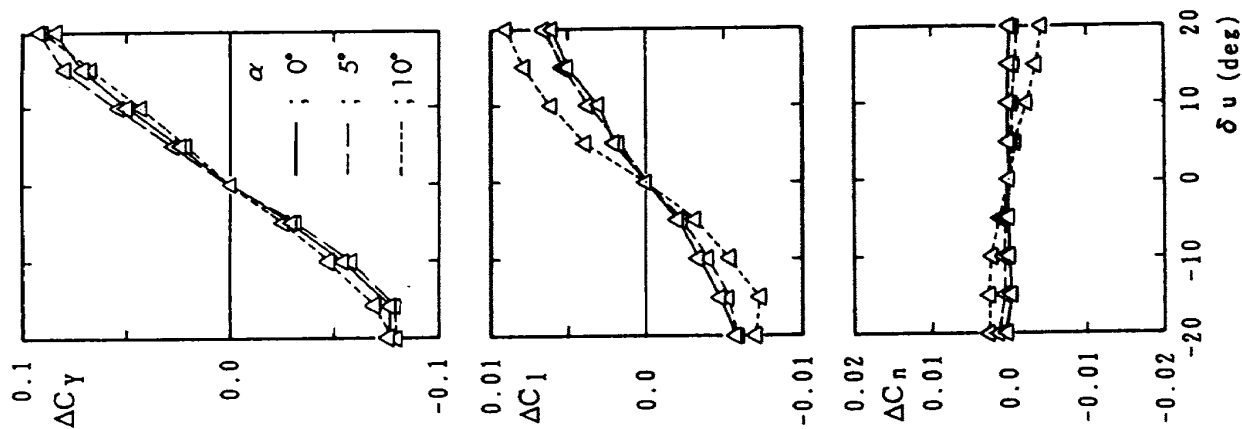
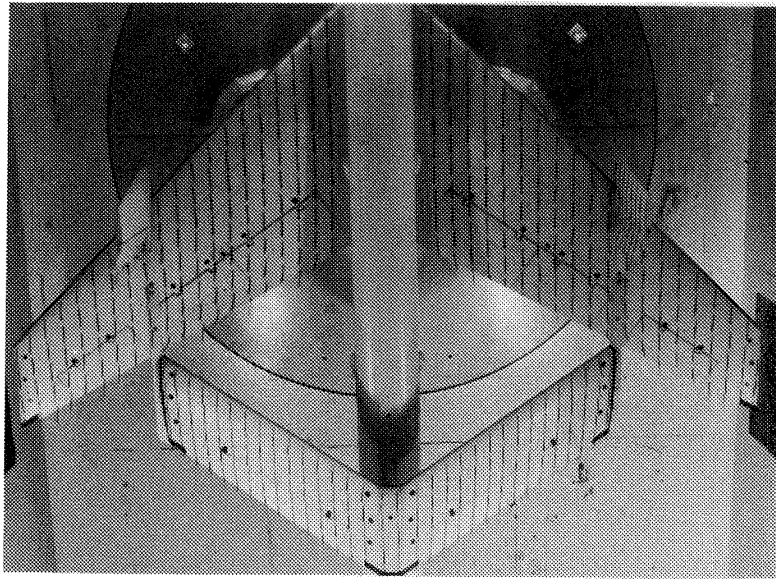


図7 上翼(B)舵面の空力効果
(取り付け位置①)

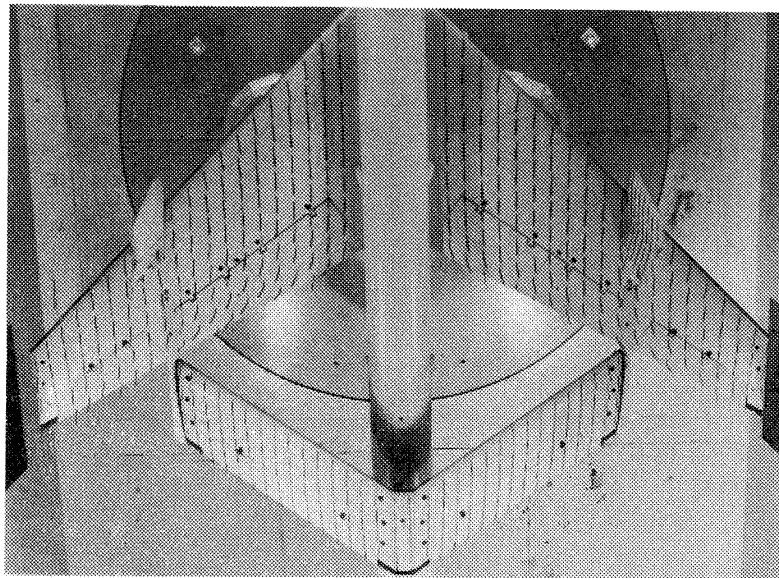


風速 ; 30 m/s

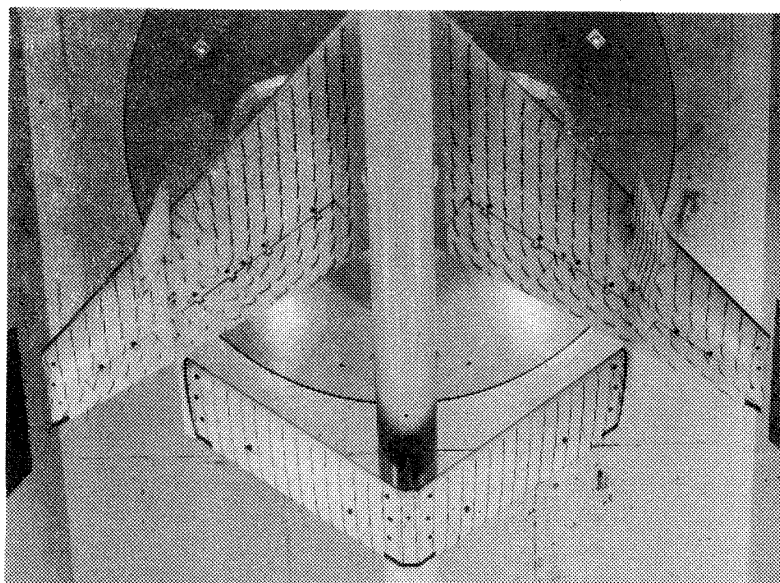
上翼 D (NACA0012)

上翼舵角 $\delta_u = 20^\circ$

$\alpha = 0^\circ$ ($\beta = 0^\circ$)



$\alpha = 5^\circ$



$\alpha = 10^\circ$

図10 上翼舵面操舵の可視化
(上翼舵角 $\delta_u = 20^\circ$, $\beta = 0^\circ$)

単独の効きとして単位舵角に対する C_Y , C_l , C_n の変化を図11に、同じく上翼C, D についてを図12に各上翼の取り付け位置に対して示す。

また、各上翼の ΔC_Y に対する効果を見るために、取り付け位置①における、 $\alpha = 0^\circ$ の時の $\Delta C_{Y\delta u}$ を上翼の単位翼面積当りの舵角効果 $\Delta C_{Y\delta u}^*$ に直して縦横比に対して示したのが図13である。この図から同一翼型であっても縦横比の大きい方が ΔC_Y を得るために効果的であることが解る。また、翼形の異なる上翼で縦横比のほぼ等しいBとCを比べると、上翼C、即ち翼型NACA0012の方が効果が大きいことが解る。

6.2 方向舵操舵による空力効果

各々の上翼を取り付けた場合、またその取り付け位置を変えた場合(但し、何れも上翼舵角 $\delta u =$

0°)でも、垂直尾翼の方向舵操舵による横・方向の空力特性は殆ど同じである。従って、結果の代表例として上翼Aの取り付け位置①の場合の ΔC_Y , ΔC_l および ΔC_n の δr に対する変化分を図14に示す。

更に、上記を基に方向舵の横・方向の空力特性に関する舵面の効きとして上翼の場合と同様に、単位舵角に対する C_Y , C_l , C_n の変化を図15に示す。

ΔC_Y は正負の舵面操舵に応じた値を示すが、その大きさは翼面積のほぼ等しい上翼Aの場合の約1/2程度であり、上翼Aの片側分に相当する。また、方向舵の横・方向特性(C_Y , C_l , C_n) は全般に $\delta r > 15^\circ$ で効果が飽和する傾向がある。

ΔC_l は ΔC_Y に応じた値を示すが、 α の増加と共にその値は小さくなる。

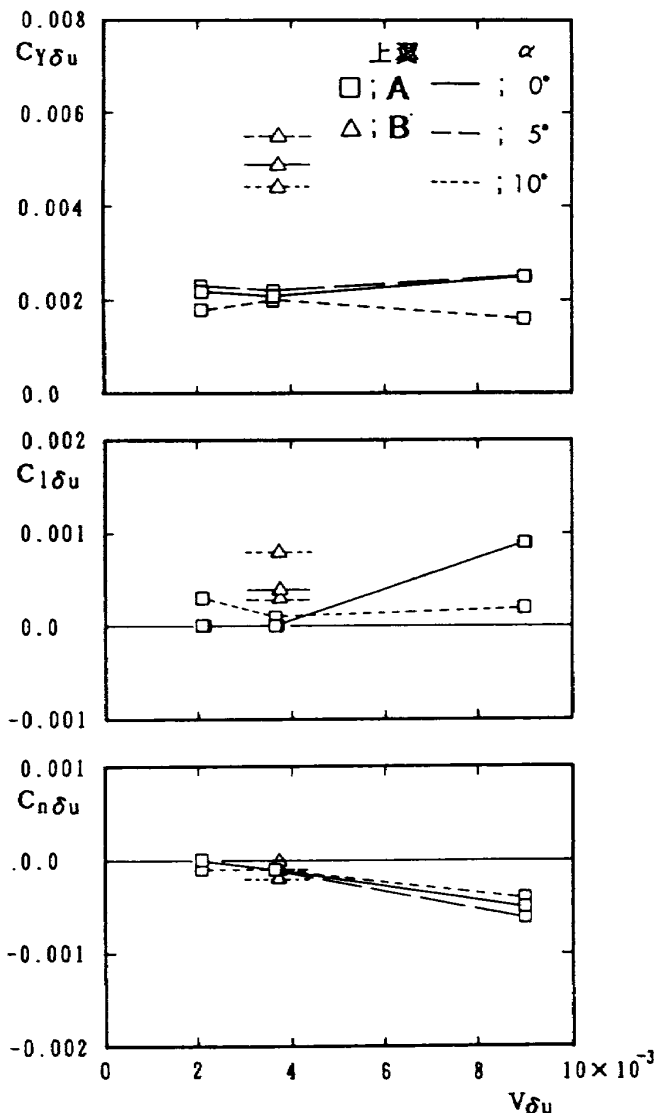


図11 上翼A, Bの舵角効果

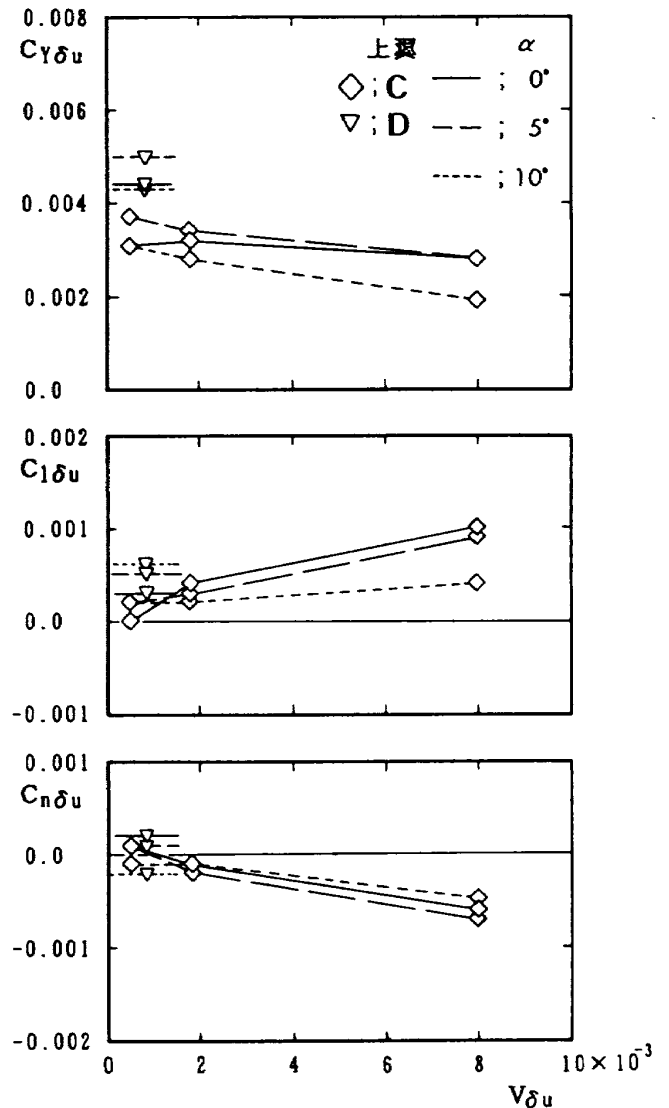


図12 上翼C, Dの舵角効果

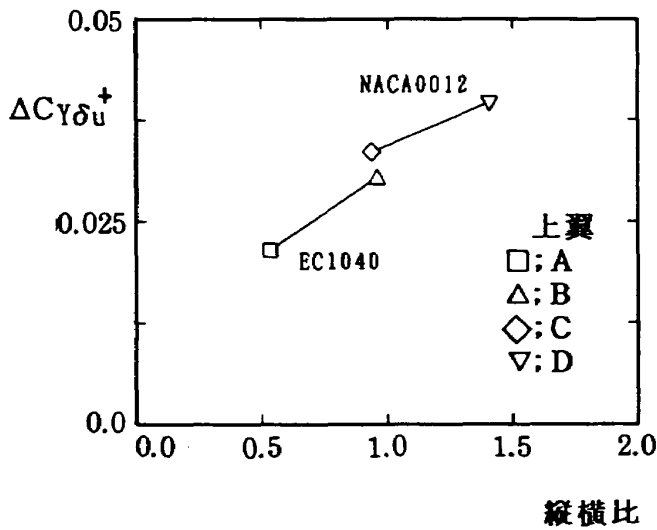


図13 上翼の単位面積当りの舵角効果

C_n に対する C_D の影響は、方向舵が機体中心上にあるので、その影響は小さく概ね ΔC_Y に応じた値を示す。また、方向舵は a-c の後方に位置し、a-c との距離も上翼場合に比べて大きいので、同一 ΔC_Y 値に対する ΔC_n が大きくなる。

6.3 直接横力制御試験のための舵角設定の検討

直接横力制御試験においては、5.3 項に述べた式(4)、(5)から、偏揺れモーメントを相殺するように各上翼と方向舵の舵面舵角を求める。上翼と方向舵の舵面操舵により発生する ΔC_n は、既に図9、図10と図15に示した。係数 K は、主に $\alpha=0^\circ, 5^\circ$ の平均値を用いることとして、直接横力制御試験

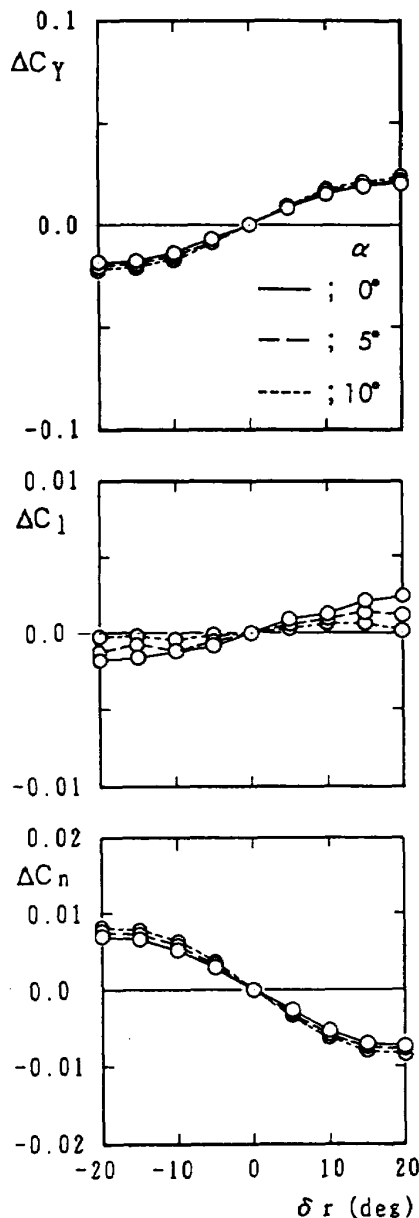


図14 方向舵舵面の空力効果

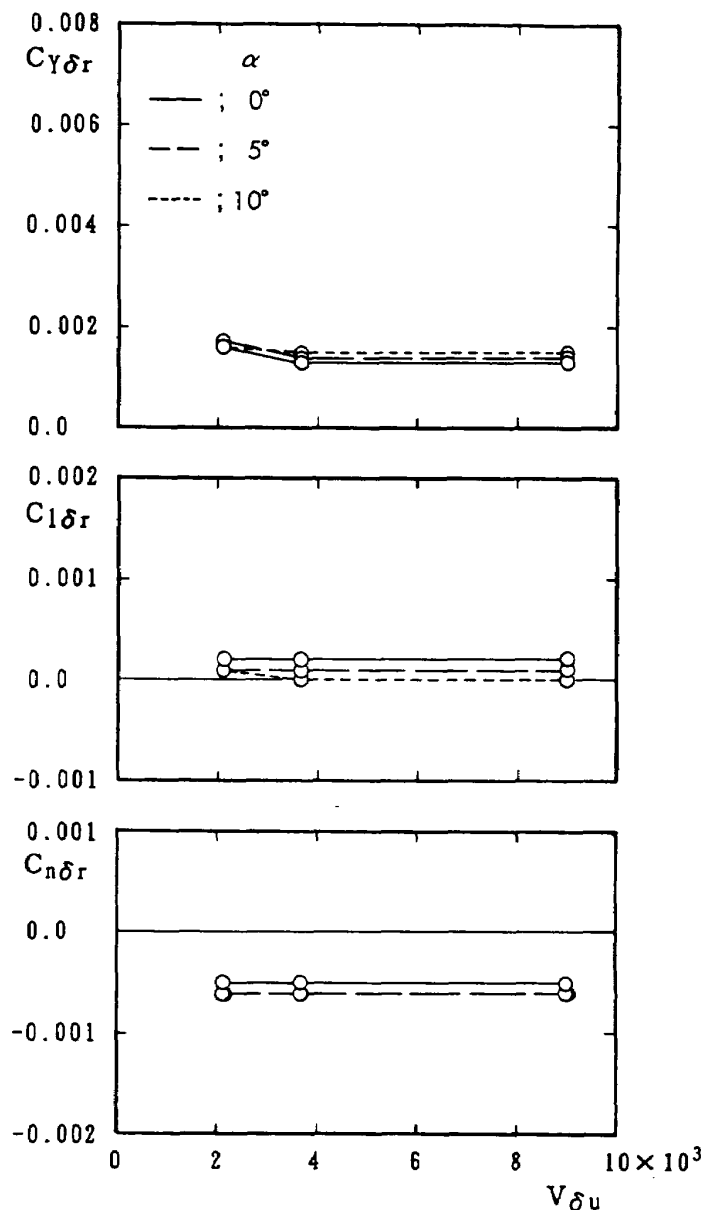


図15 方向舵の舵角効果

表1 上翼Aにおける直接横力制御時の上翼と方向舵の舵角の組合せ

$$\delta r = k \delta u \text{ (deg)} \leftarrow \begin{cases} A-① & A-② & A-③ \\ K & 0 & -0.2 & -0.8 \end{cases}$$

設定舵面 上翼形態	上翼舵角 δu	方向舵舵角 δr
A-①	-20°	0°
	-15°	0°
	-10°	0°
	-5°	0°
	0°	0°
	5°	0°
	10°	0°
	15°	0°
A-②	-20°	4°
	-15°	3°
	-10°	2°
	-5°	1°
	0°	0°
	5°	-1°
	10°	-2°
	15°	-3°
A-③	-20°	16°
	-15°	12°
	-10°	8°
	-5°	4°
	0°	0°
	5°	-4°
	10°	-8°
	15°	-12°
20°	-16°	

表2 上翼Cにおける直接横力制御時の上翼と方向舵の舵角の組合せ

$$\delta r = k \delta u \text{ (deg)} \leftarrow \begin{cases} C-① & C-② & C-③ \\ K & 0.2 & -0.2 & -1 \end{cases}$$

設定舵面 上翼形態	上翼舵角 δu	方向舵舵角 δr
C-①	-20°	-4°
	-15°	-3°
	-10°	-2°
	-5°	-1°
	0°	0°
	5°	1°
	10°	2°
	15°	3°
C-②	-20°	4°
	-15°	3°
	-10°	2°
	-5°	1°
	0°	0°
	5°	-1°
	10°	-2°
	15°	-3°
C-③	-20°	20°
	-15°	15°
	-10°	10°
	-5°	5°
	0°	0°
	5°	-5°
	10°	-10°
	15°	-15°
20°	-20°	

表3 上翼B, Dにおける直接横力制御時の上翼と方向舵の舵角の組合せ

$$\delta r = k \delta u \text{ (deg)} \leftarrow \begin{cases} B-① & D-① \\ K & 0 & 0.3 \end{cases}$$

設定舵面 上翼形態	上翼舵角 δu	方向舵舵角 δr
B-①	-20°	0°
	-15°	0°
	-10°	0°
	-5°	0°
	0°	0°
	5°	0°
	10°	0°
	15°	0°
D-①	-20°	-6°
	-15°	-4.5°
	-10°	-3°
	-5°	-1.5°
	0°	0°
	5°	1.5°
	10°	3°
	15°	4.5°
20°	6°	

における各上翼と方向舵の舵面舵角を表1～表3のように設定した。

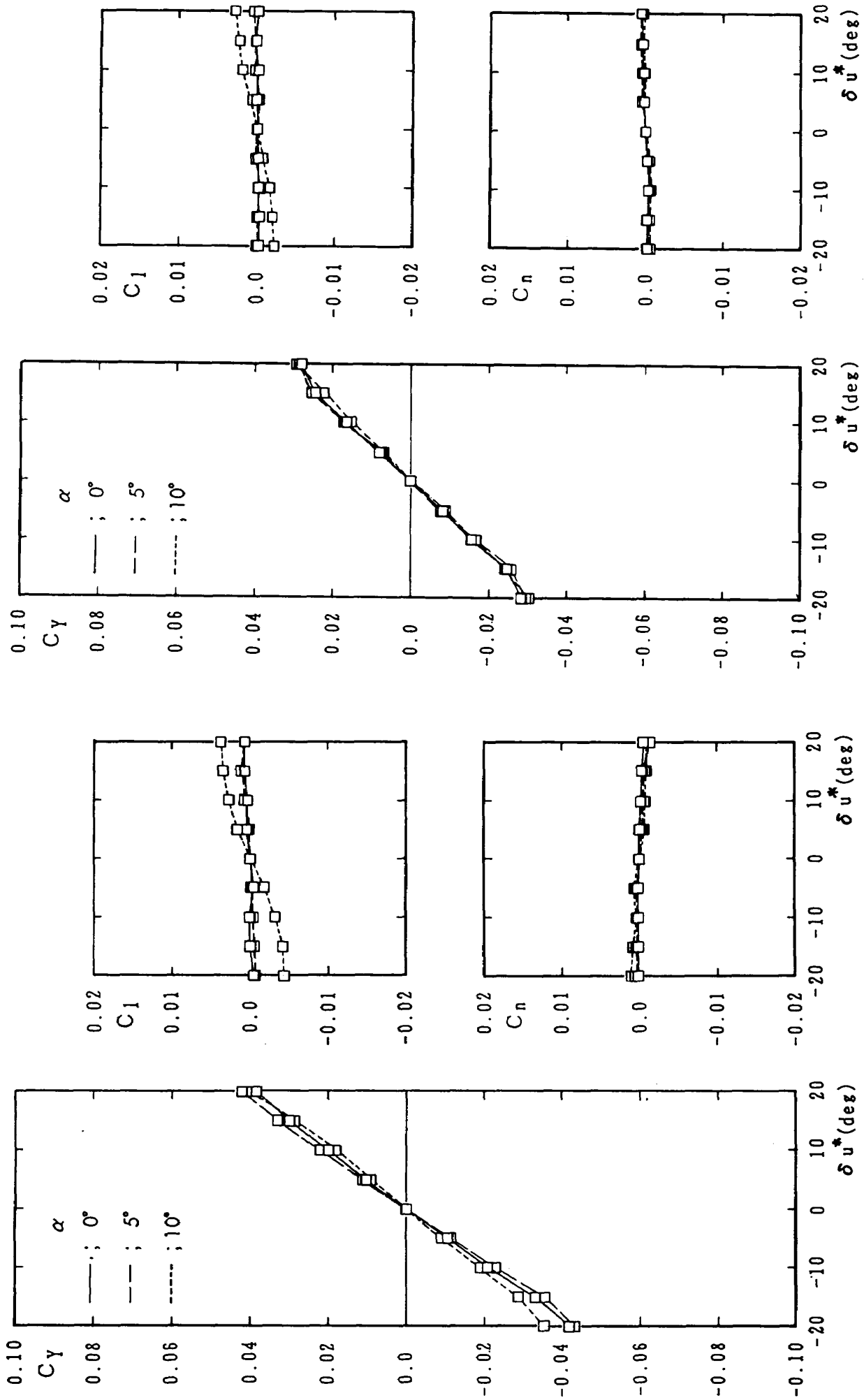
7. 直接横力制御試験の結果

図16-1～図16-3は、上翼Aについてその取り付け位置を変えた場合における直接横力制御試験の上翼舵角 δu に対する C_Y 、 C_l および C_n の変化を示し、それを基に舵角効果として $C_{Y\delta u}^*$ を図16-4(a)に示した。同図(b)は全機形態の $C_{Y\beta}$ (図4)と図(a)の $C_{Y\delta u}^*$ との比

$$\delta u^*_{\beta} = C_{Y\beta} / C_{Y\delta u}^* \tag{6}$$

として求めたものであり、この値は全機形態の単位横滑り角($\beta=1^\circ$)で発生する C_Y 相当を直接横力制御で得る場合に必要の上翼舵角 δu を示したものであり、それらを取り付け位置(上翼前縁位置)に対して示した。

C_Y は上翼取り付け位置①, ②とも $\delta u = \pm 15^\circ$ 間

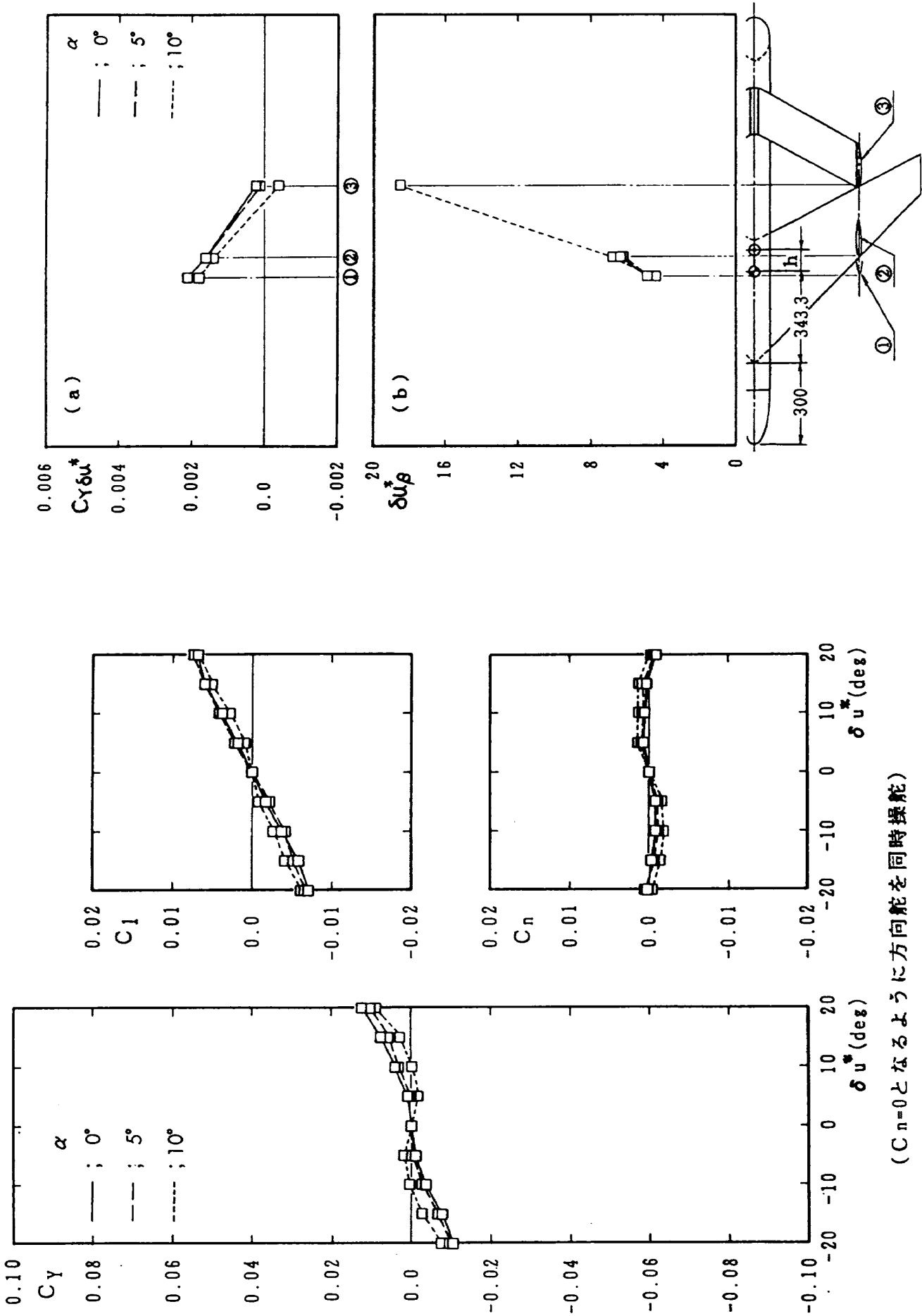


($C_n=0$ となるように方向舵を同時操舵)

図16-1 直接横力制御の空力特性
(上翼A, 取り付け位置①)

($C_n=0$ となるように方向舵を同時操舵)

図16-2 直接横力制御の空力特性
(上翼A, 取り付け位置②)



($C_n=0$ となるように方向舵を同時操舵)
 図16-3 直接横力制御の空力特性
 (上翼A, 取り付け位置③)

図16-4 取り付け位置による舵角効果(上翼A)

で δu に比例しているが、取り付け位置③では C_Y の値も小さく線形性がない。直接横力制御試験では、上翼舵面による C_Y の着力点（ほぼ上翼の平均空力翼元長 25% 位置）が a・c の後方にある場合は、偏揺れモーメントを相殺するために、方向舵舵面を上翼舵面と逆操舵する。このため、直接横力制御の C_Y の値は上翼と方向舵の舵面による C_Y の差となるので、単独舵面操舵に比べて C_Y 値が小さくなる。特に、取り付け位置③の場合は、そのため横力増大効果が低い。

C_l の相殺に関しては、今回の直接横力制御試験では考慮していないが、 C_n を相殺するために、方向舵を上翼舵面と逆に操舵した場合は、方向舵の C_Y によって上翼による C_l を打ち消す方向に働く。従って、上翼取り付け位置が③の場合、上翼単独舵操舵時の C_l 値より減少している。

C_n は取り付け位置①、②の場合は、ほぼ完全に相殺されている。取り付け位置③の場合は、上翼の δu が $\pm 10^\circ$ 前後で僅かに C_n が残り、その範囲以外では相殺されている。これは、この範囲では方向舵の効きが若干強く、方向舵による C_n 値を示すが $|\delta u| > 10^\circ$ になるとその効きが飽和するためである。

図17-1～図17-3および図17-4は、上翼Cについての結果であり、その内容は上翼Aと同様である。

C_Y は δu に対して比例して変化する範囲は、その取り付け位置に拘らず $|\delta u| < 10^\circ$ である。上翼に働く C_Y の着力点が、取り付け位置①では a・c の前方となり、方向舵の δr による C_Y が加算され、a・c の後方となる②、③では減算される。

C_l は上翼Aの場合で述べたように、上翼の C_l は方向舵の C_l によって増減される。取り付け位置①の場合は上翼単独操舵時より増加し、取り付け位置②、③の場合は減少している。

C_n は取り付け位置①の $\alpha = 10^\circ$ を除いてほぼ相殺されている。①の $\alpha = 10^\circ$ における C_n は次の理由によるものである。

上翼側で発生する C_n を方向舵側の C_n で相殺させるとき必要な方向舵舵角は、 $\delta r = K\delta u$ （5.2 項参照）で求められるが、この場合の係数 K は同一

形態であっても α によって異なるため各 α の平均値を用いる。このため、上翼単独操舵試験結果が、 $\alpha = 0^\circ$ 、 5° の時と $\alpha = 10^\circ$ の時では、 δu に対する C_n の勾配が反対にも拘らず、本試験では $\alpha = 0^\circ$ 、 5° の結果をもとに係数 K を決定したため、上翼と方向舵の C_n が加算される結果になった。

従って、 α 毎にこの点を考慮して方向舵の舵角設定を行うことにより十分相殺することができる。

図18は、上翼Bの取り付け位置①における横・方向の変化を示す。この形態は方向舵によるトリム操作を行っていないので、上翼の単独舵面操舵試験結果と同じであり、本図は他の上翼との比較のため、一部目盛りを変えて記したものである。

図19は、上翼Dの取り付け位置①における横・方向の変化を示す。この試験では、上翼に働く C_Y の着力点が a・c の前方に位置するので、 C_n を相殺するための方向舵の舵面操舵は上翼と同方向となる。

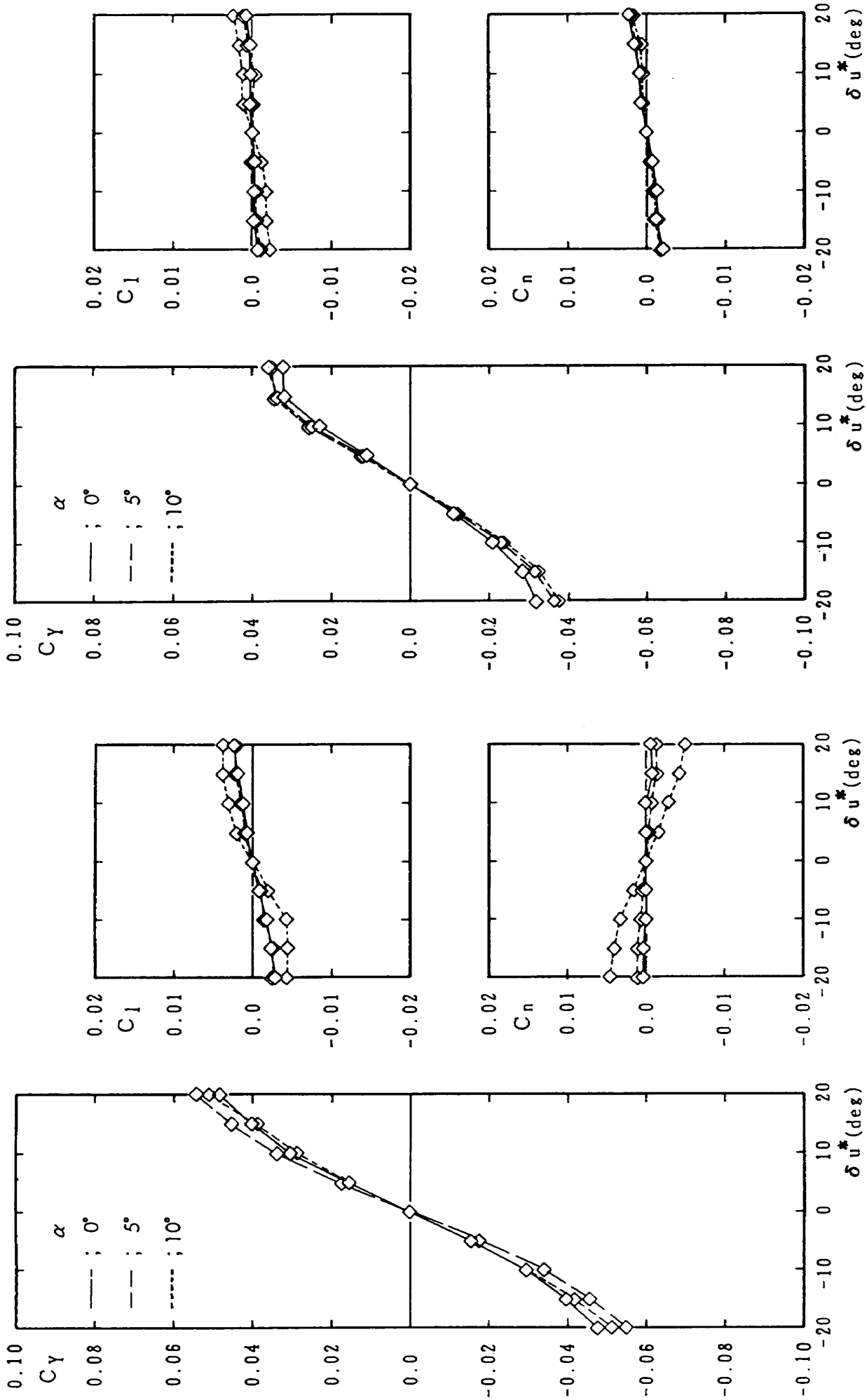
C_Y の値は方向舵で発生する C_Y が加算され、上翼単独操舵試験の C_Y 値より増大している。

C_l の値も方向舵によって増加する方向に働き、上翼単独操舵時の C_l 値より増大している。

C_n は $\alpha = 0^\circ$ 、 5° では、ほぼ相殺されているが、 $\alpha = 10^\circ$ では上翼単独操舵試験結果より増大している。これは上翼Cの取り付け位置①の場合と同じ理由による。

図20は上翼A、B、CおよびDの取り付け位置①における舵角の横力効果 $C_{Y\delta u}^*$ と全機形態の β に対する舵角効果 $\delta u^*\beta$ を、上翼面積と主翼面積との比 (U/S) に対して表したものである。図では翼型の同じものが各々直線で結ばれている。上翼面積の増加と共に横力効果 $C_{Y\delta u}^*$ は増大し（同図(a)）、その C_Y を得るのに必要な上翼舵角が小さくなる（同図(b)）ことが解る。しかし、この効果は上翼面積増大による効果のみではなく、上翼単独操舵試験結果で述べたように、同じ翼形状でも特にその縦横比の相違による効果が大きい。

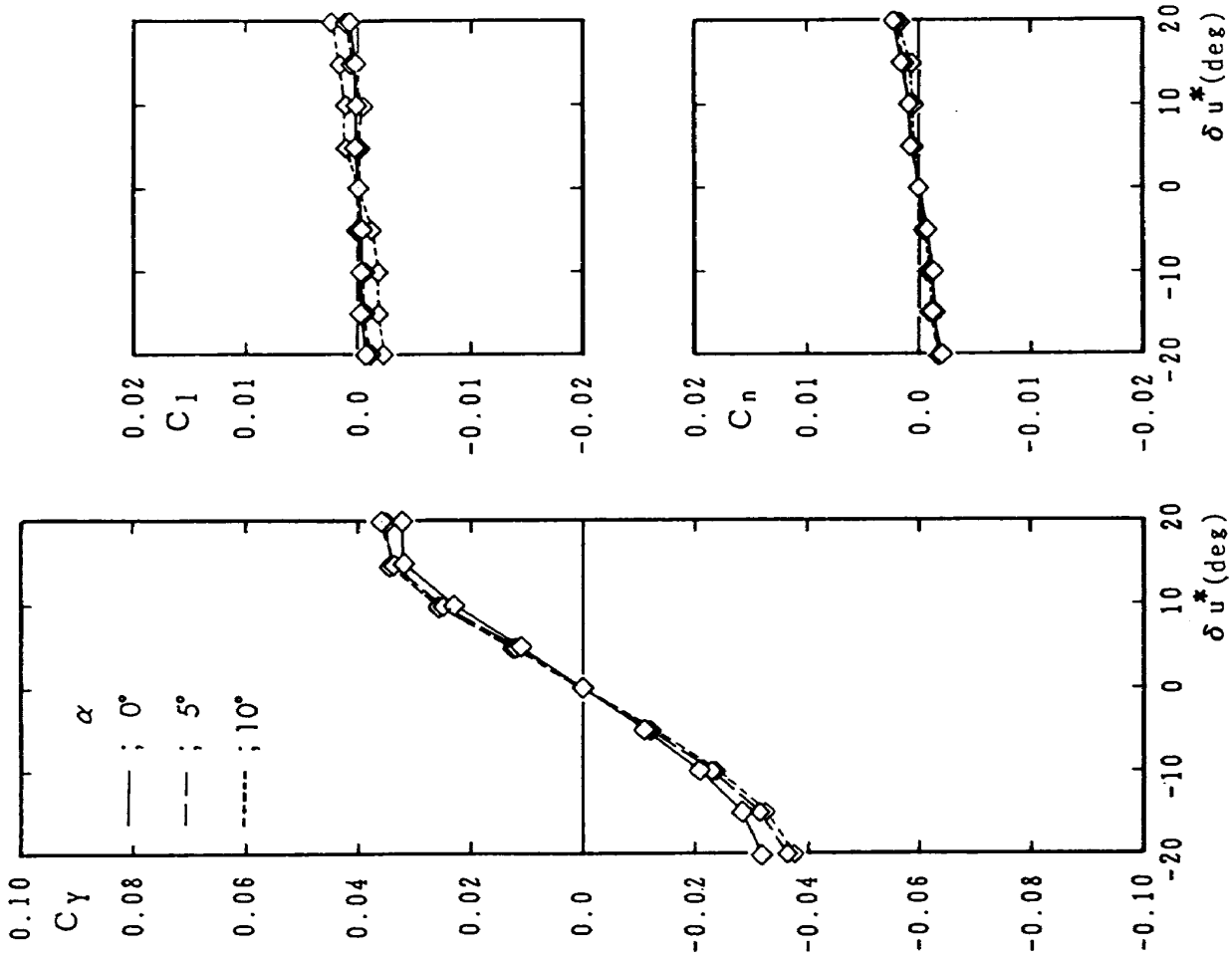
上翼BとCはほぼ縦横比が等しく、従って、この両者の $C_{Y\delta u}^*$ の差は概ね上翼面積（上翼BはCの約2倍）のみの効果によるものと見てよい。この効果を基準として同一翼型で面積比と縦横比の



($C_n=0$ となるように方向舵を同時操舵)

図17-1 直接横力制御の空力特性

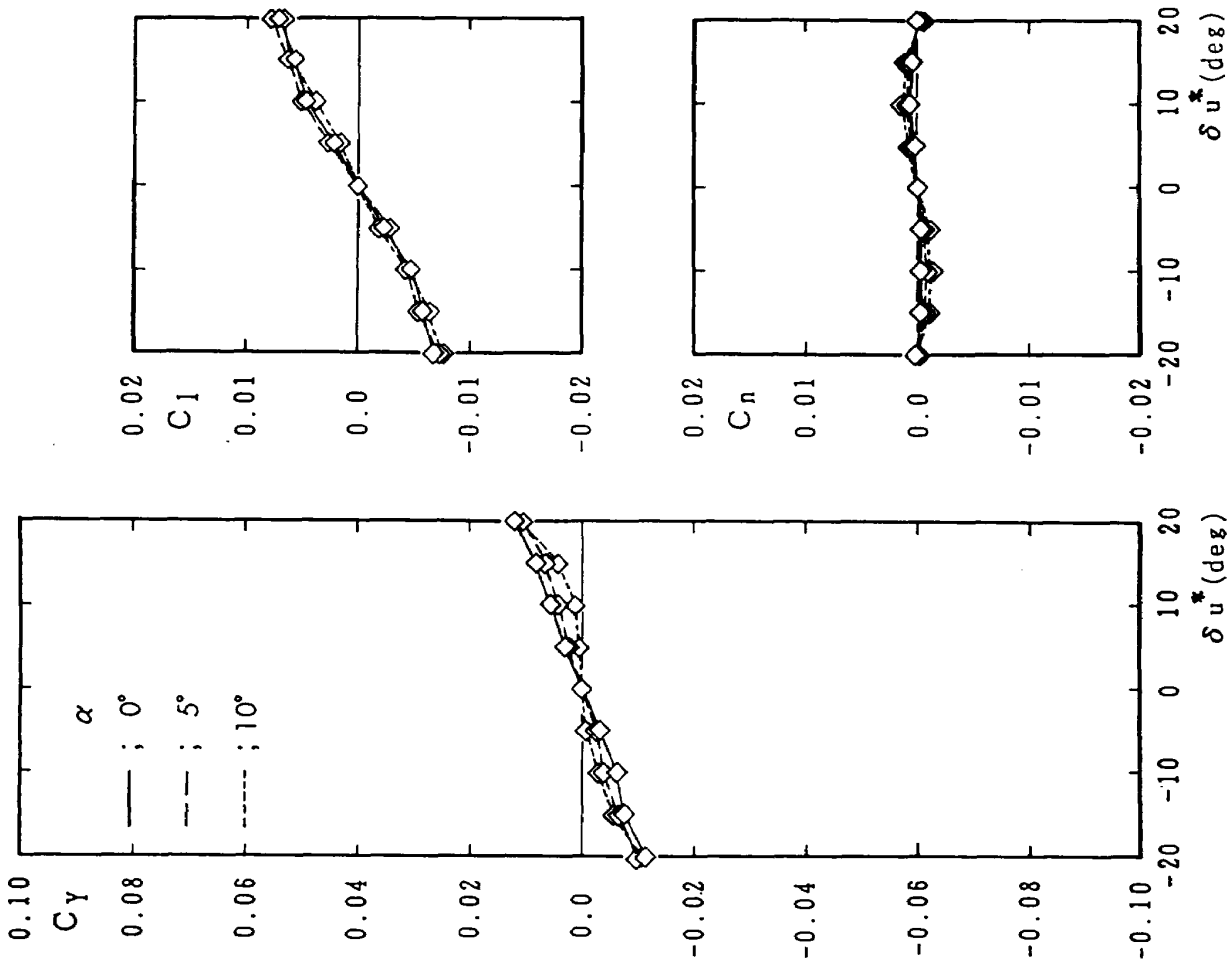
(上翼C, 取り付け位置①)



($C_n=0$ となるように方向舵を同時操舵)

図17-2 直接横力制御の空力特性

(上翼C, 取り付け位置②)



($C_n=0$ となるように方向舵を同時操舵)
 図17-3 直接横力制御の空力特性
 (上翼C, 取り付け位置③)

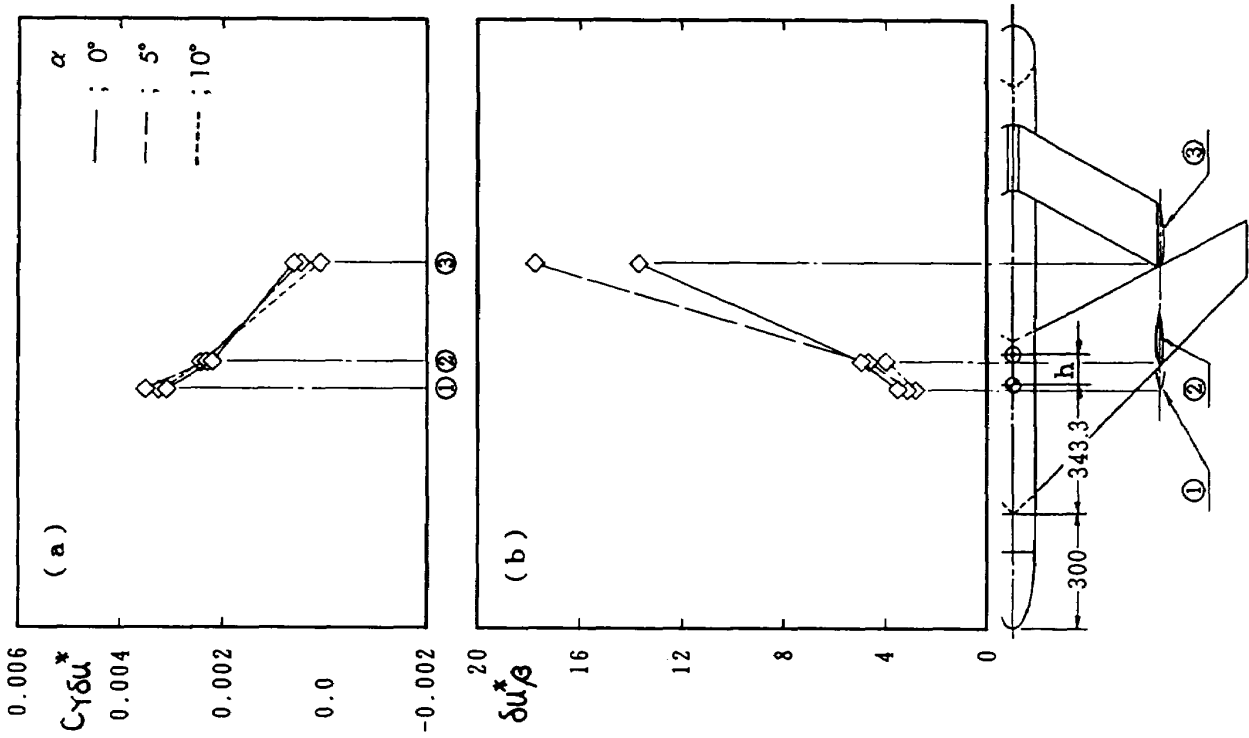
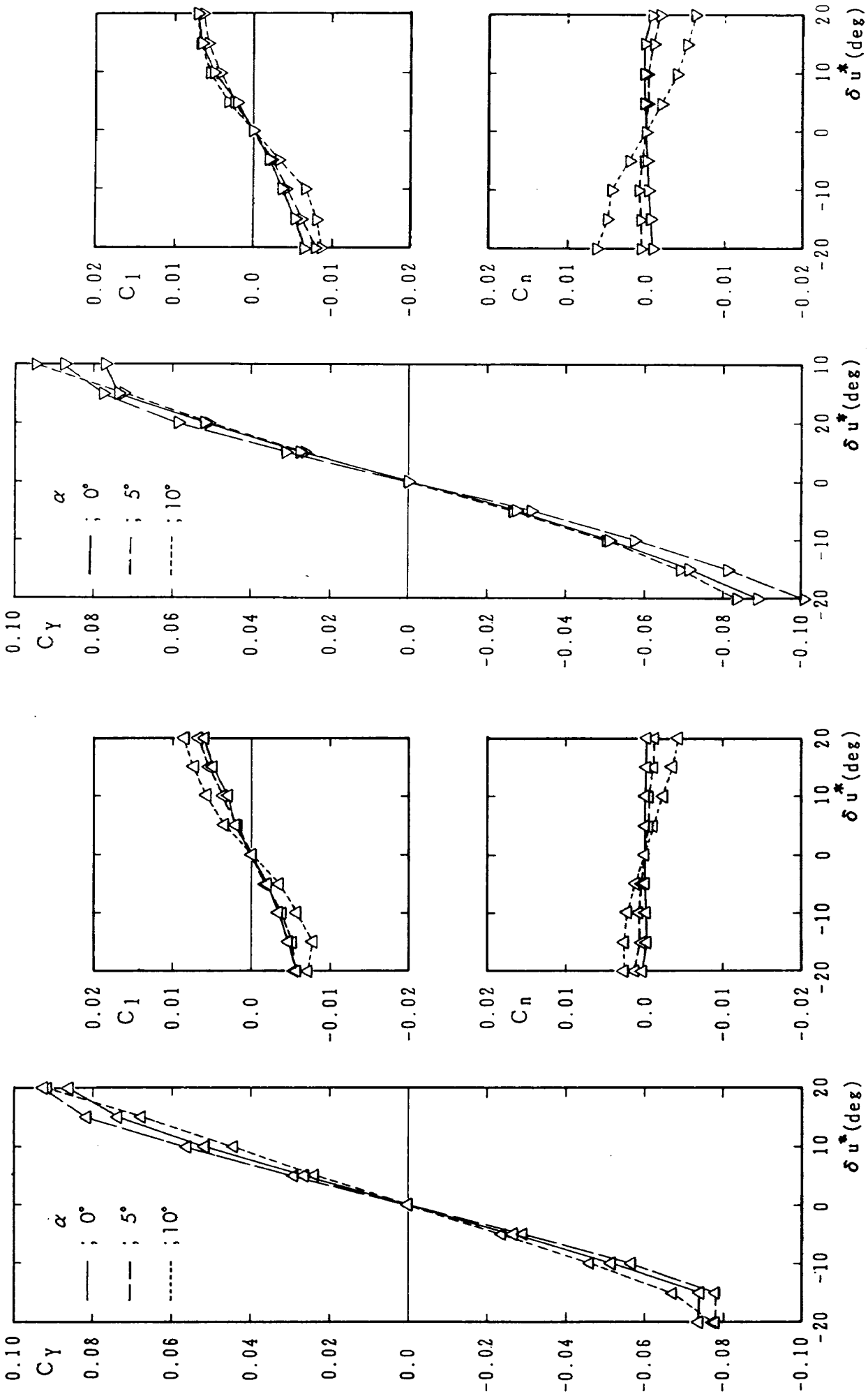


図17-4 取り付け位置による舵角効果(上翼C)



($C_n=0$ となるように方向舵を同時操舵)

図18 直接横力制御の空力特性

(上翼B, 取り付け位置①)

($C_n=0$ となるように方向舵を同時操舵)

図19 直接横力制御の空力特性

(上翼D, 取り付け位置①)

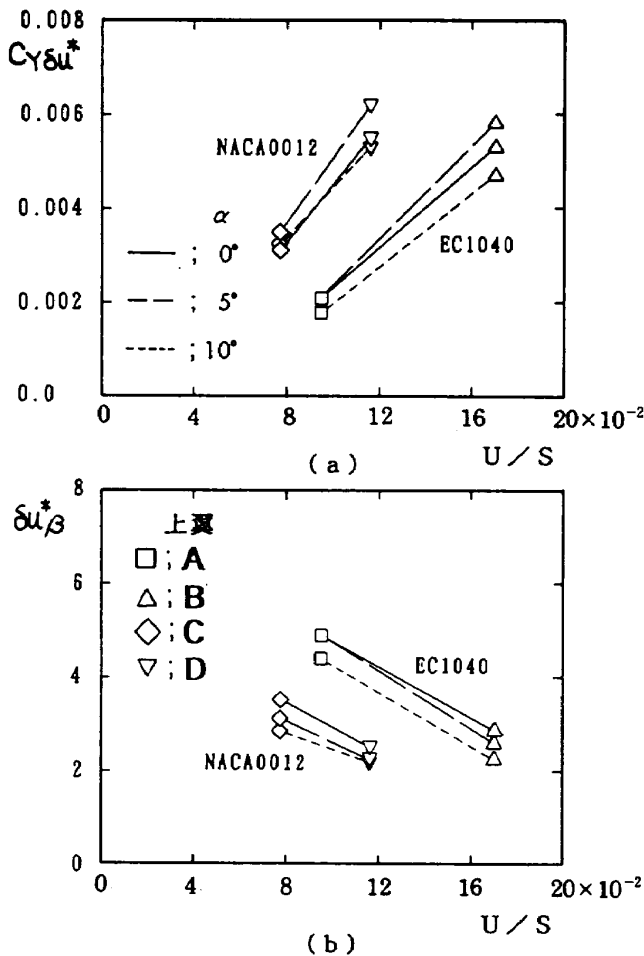


図20 各上翼の同一取り付け位置による舵角効果 (上翼A, B, C, D)

異なる上翼AとB, あるいは上翼CとDの効果を比較すると, 上翼BとCの効果の差より大きいことが解る。即ち, これは翼の縦横比の効果が含まれていることを意味している。

8. 直接横力制御試験値と舵面単独操舵試験からの推算値との比較

上翼AとCについて, 直接横力制御試験で得た横力係数値 $C_{Y(direct)}$ と上翼および方向舵の各単独舵面操舵試験を基に推算した横力係数値 $C_{Y(composite)}$ との比較を図21, 図22に示す。

上翼A, Cとも取り付け位置③の場合を除けば, $C_{Y(direct)}$ と $C_{Y(composite)}$ はほぼ一致している。取り付け位置③の場合は, 舵角操舵に対して得られる $C_{Y(direct)}$ 値も小さいが, 計測機器等による誤差 (約 $C_Y = \pm 0.0014$) を越える差が見られる。しかし, 上翼の舵角操舵に対応して, 常に $|C_{Y(direct)}| < |C_{Y(composite)}|$ あるいは $|C_{Y(direct)}| > |C_{Y(composite)}|$ と言うわけではない。

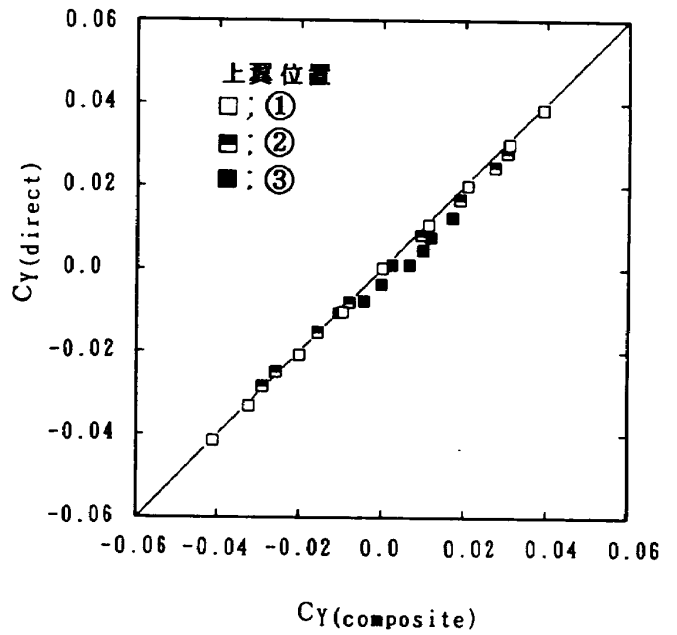


図21 横力直接制御試験値と舵面単独操舵試験からの推算値との比較 (上翼A)

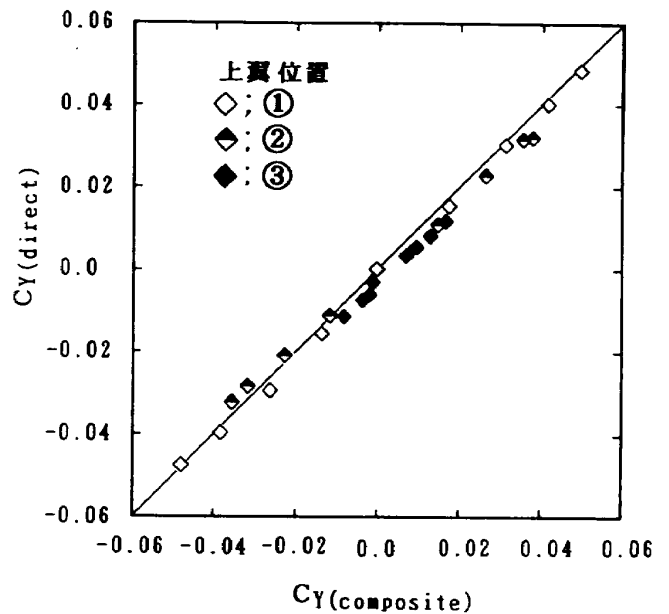


図22 横力直接制御試験値と舵面単独操舵試験からの推算値との比較 (上翼C)

上翼A, Cとも δu の正側 ($C_Y > 0$) では, やや $|C_{Y(direct)}| < |C_{Y(composite)}|$ であり, 負側でも $|C_{Y(direct)}| < |C_{Y(composite)}|$ である。上翼の舵角効果は, 本来左右対称であることから推察すると, この差の主因は翼相互等による干渉によるものより, 模型製作上の誤差や舵角設定誤差によるものが大きいと考えられる。従って, 本試験の単独舵面操舵試験結果から直接制御横力値を推定する場合には, $C_{Y(direct)}$ と $C_{Y(composite)}$ の差に相

当する誤差が含まれることを考慮する必要がある。

9. ま と め

水平尾翼幅が主翼幅の60%位置で結合した菱形結合翼機の結合部付近に横力制御用の後縁舵面を持つ上翼を取り付けた。上翼は翼形が異なる上翼2種と、同一翼形で縦横比の異なる上翼2種類を用い、その取り付け位置も翼弦方向に三通り変えて、直接横力制御に関する低速風洞試験を実施した。得られた成果の概要は次の通りである。

- 1) モーメント基準点を全機空力中心に置き、上翼と方向舵の各舵面を適切に操舵することにより、偏揺れなしの直接横力制御が可能であることが確認された。
- 2) 上翼の取り付け位置および機体迎角によって C_l が生じる場合がある。この C_l は主翼か水平尾翼の補助翼的操舵により相殺することが可能である。ただし、この場合主翼と水平尾翼が上反角と下反角を有しているので、補助翼操舵は直接制御横力を減少させる¹⁾。
- 3) 同一上翼でも、取り付け位置によって直接制御横力の効果が異なり、上翼前縁を主翼前縁より張りだした場合(取り付け位置①)が最も効果的である。
- 4) 同じ取り付け位置①においては、その翼形状の影響が大きく、同一翼型、同一面積の場合では縦横比の効果が大きい。
- 5) 上翼および方向舵の単独舵角操舵した時の特性から推定した直接横力値と全舵面同時操舵の場合の値は若干の差が認められるが、それは模型製作上の誤差や舵角設定誤差によるものを含むことを考慮すれば、ほぼ一致している。

上翼を用いた結合翼機の直接横力制御では、上翼の翼形と形状および取り付け位置によって、その効果が大きく異なる。上翼による直接横力制御を行うには、この上翼の全機空力特性への影響を含め、結合翼機の主翼、水平尾翼の翼形と結合方法等の構造上の問題を検討し、空力的に最適な結合翼機の形状を決定して行かなければならないと思われる。

参 考 文 献

- 1) 藤田敏美, 岩崎昭人, 藤枝郭俊, 滝澤直人; 菱形結合翼機の直接揚力・横力制御力低速風洞試験, 航技研報告 TR-1142, 1992年3月.
- 2) 岩崎昭人, 藤田敏美, 藤枝郭俊, 滝澤直人; 菱形結合翼機4形態の低速風洞実験, 航技研資料 TM 発刊予定.
- 3) Joseph Black; Flow Studies of the Leading Edge Stall on a Swept-Back Wing at High Incidence, Journal of the Royal Aeronautical Society, Vol.60 (1956/1), pp.51~60.
- 4) Joseph Black; Pressure Distribution and Boundary Layer Investigation on 44 degree Swept-Back Tapered Wing, A.R.C.C.P.137 (1953/8).
- 5) 藤枝郭俊, 滝澤直人, 藤田敏美, 岩崎昭人; 後退・前進翼型結合翼機における主翼前縁下面単純整形の効果, 第27回飛行機シンポジウム講演集, 2D10, 1989年10月.
- 6) 廣末健一, 北村清美, 村上義隆, 進藤重美; 航空宇宙技術研究所突風風洞の計画と整備試験, 航技研報告 TR-335, 1973年9月.
- 7) 藤田敏美, 岩崎昭人, 藤枝郭俊; 突風風洞データ処理装置(データ収集部)の改修, 計測システムのオンライン化, 航技研資料 TM-611, 1987年7月.
- 8) 岩崎昭人, 藤田敏美, 藤枝郭俊; 突風風洞データ処理装置(処理部)の更新について, 航技研資料 TM-635, 1991年5月.
- 9) 岩崎昭人, 藤田敏美, 藤枝郭俊, 滝澤直人; 菱形結合翼機(上翼付き)の低速風洞実験, 第28回飛行機シンポジウム講演集, 3C4, 1990年11月.
- 10) 岩崎昭人, 藤田敏美, 藤枝郭俊, 佐藤 恒, 滝澤直人; 菱形結合翼機(張り出し上翼付き)の低速風洞実験, 第29回飛行機シンポジウム講演集, 2C10, 1991年10月.
- 11) 岩崎昭人, 藤田敏美, 藤枝郭俊, 滝澤直人; 菱形結合翼機(上翼付き)の低速風洞実験, 航技研資料 TM 発刊予定.

航空宇宙技術研究所資料 645号

平成4年3月発行

発行所 航空宇宙技術研究所
東京都調布市深大寺東町7丁目44番地1
電話三鷹(0422)47-5911(大代表)〒182
印刷所 株式会社三興印刷
東京都新宿区西早稲田2-1-18
