

ISSN 0452-2982  
UDC 533.6.013  
533.694.5  
629.735.33

# 航空宇宙技術研究所資料

TECHNICAL MEMORANDUM OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TM-756

## 低速風洞試験による MuPAL(多目的実証実験機)の DLCフラップ基本空力特性確認

穂積弘毅・白井正孝

2001年2月

航空宇宙技術研究所  
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

# 目次

概要 .....	1
1. まえがき .....	1
2. 記号 .....	2
3. 風洞試験 .....	2
3.1 風洞と模型 .....	2
3.2 試験方法 .....	3
4. 試験結果 .....	3
4.1 パワー効果 .....	3
4.2 DLC 対称動作時の縦の空力特性 .....	4
4.2.1 揚力特性 .....	4
4.2.2 抗力特性 .....	5
4.2.3 縦揺れモーメント特性 .....	5
4.2.4 水平尾翼の効き .....	5
4.2.5 昇降舵の効き .....	6
4.2.6 吹き下ろし角 .....	6
4.3 DLC 非対称動作時の横・方向の空力特性 .....	7
4.3.1 横揺れモーメント特性 .....	7
4.3.2 偏揺れモーメント特性 .....	7
4.3.3 補助翼の効き .....	8
4.3.4 方向舵の効き .....	8
5. まとめ .....	9
参考文献 .....	9

# 低速風洞試験による MuPAL(多目的実証実験機)の DLC フラップ基本空力特性確認\*

穂積 弘毅<sup>\*1</sup>、白井 正孝<sup>\*2</sup>

Basic Aerodynamic Characteristics of MuPAL's DLC-flaps Derived from Low-Speed Wind Tunnel Testing\*

Koki HOZUMI<sup>\*1</sup>, Masataka SHIRAI<sup>\*2</sup>

## ABSTRACT

Flap-in-flap type DLC (Direct Lift Control) flaps were installed on the “ MuPAL (Multi-Purpose Aviation Laboratory) ”, an in-flight simulator now being developed by the NAL and based on a Dornier Do228-200. In order to evaluate the aerodynamic performance of DLC-flaps (symmetrical deflection) and flight safety in the event of malfunction (asymmetrical deflection), we investigated the static aerodynamic characteristics using the NAL low-speed wind tunnel and a 1/6-scale model with motor-driven propellers. As a result we derived data to be reflected in a mathematical model for flight simulation tests and proved that 1) vertical acceleration generated by the DLC-flaps could attain the target performance and 2) the asymmetrical deflection caused by malfunction of the DLC-flaps had only a minimal effect s on flight safety.

**Keywords:** MuPAL, DLC-flaps, aerodynamic characteristics, low-speed wind tunnel testing

## 概 要

航空宇宙技術研究所で開発中の実験用航空機Dornier Do228-200型機を母機としたMuPAL(Multi-Purpose Aviation Laboratory:多目的実証実験機)と呼ばれるインフライト・シミュレータには、フラップ・イン・フラップ方式のDLC(Direct Lift Control:直接揚力制御)フラップが搭載される。このDLCフラップの空力的な性能(対称動作)やDLCフラップ故障時の安全性(非対称動作)を飛行シミュレーションなどで評価するために、当所の大型低速風洞と1/6縮尺プロペラ付全機風洞模型とを用いてDLCフラップの静的な空力特性を取得する低速風洞試験を行った。その結果、飛行シミュレーション用数学モデルに反映するデータが得られるとともに、1)DLCフラップにより得られる上下加速度は目標性能を満足すること、2)DLCフラップ故障時の非対称動作は静的には飛行の安全にほとんど影響がないことが明らかとなった。

## 1. まえがき

航空宇宙技術研究所では実験用航空機 Dornier Do228-200 型機を母機とした MuPAL (Multi-Purpose Aviation Laboratory:多目的実証実験機)と呼ばれるインフライト・シミュレータ<sup>1)</sup>を開発中である。MuPALにはインフ

ライト・シミュレータとしての縦の運動模擬精度を向上させるためにフラップ・イン・フラップ方式のDLC(Direct Lift Control:直接揚力制御)フラップが搭載される。このDLCフラップ(以下DLCと呼ぶ)の性能や安全性を飛行シミュレーションなどで評価するためには、既存の飛行シミュレーション用数学モデル<sup>2)</sup>にDLCの空力特性を組み込む必要がある。そこで、DLCの静的な空力特性を取得することを目的に、当所の大型低速風洞と1/6縮尺プロペラ付全機風洞模型を用いて低速風洞試験を行った。本報告では風洞試験結果に基づいたDLCの空力的な性能や安全性について述べる。

DLCは、縦の運動模擬精度を向上させるために無くて

\* 平成11年11月25日受付(received 25 November 1999)

\* 1 飛行研究部(Flight Division)

\* 2 流体科学総合研究グループ(Fluid Science Research Center)

はならない制御舵面であり、主翼の揚力を直接変化させるために、着陸フラップの後縁部分を昇降舵や補助翼のようにプレーン・フラップ型の動翼に改造したものである。MuPAL に搭載される DLC は、左舷側と右舷側にそれぞれ3枚づつに分割された合計6枚で構成されており、それぞれに取り付けられた計6台の電動アクチュエータにより駆動される。正常時にはすべての電動アクチュエータに対して送られる同一の DLC 舵角コマンドにより、左舷側と右舷側の DLC が対称に動作して主翼の揚力を直接変化させて上下加速度を得る（以下ではこの状態を DLC 対称動作と呼ぶ）。しかし、例えば電動アクチュエータのいずれか一台が故障した場合には当該 DLC が任意の舵角で固着してしまい、左舷側と右舷側で非対称となる可能性がある（以下ではこの状態を DLC 非対称動作と呼ぶ）。この場合には不意な横揺れ、偏揺れモーメントが生じることになる。したがって、風洞試験では DLC の性能を評価するためのデータ取得（DLC 対称動作時の揚力、抗力、縦揺れモーメントの増減など）に加えて、DLC が非対称となった場合に「安全に飛行を継続することができるか？」といった安全性を評価するためのデータ取得（DLC 非対称動作時の横揺れ、偏揺れモーメントの増減など）も必要となる。なお、DLC に対する空力的な目標性能は、巡航形態（着陸フラップ上げ、脚上げ）機体質量 5,700(kg)、対気速度 51.44(m/s)において  $\pm 0.2(g)$  以上の上下加速度を得ることである。

## 2. 記号

- $b$  : 翼幅 (m)  
 $C_D$  : 抗力係数、= 抗力 / ( $qS$ )  
 $C_L$  : 揚力係数、= 揚力 / ( $qS$ )  
 $C_l$  : 横揺れモーメント係数、  
 = 横揺れモーメント / ( $qSb$ )  
 $C_m$  : 縦揺れモーメント係数、  
 = 縦揺れモーメント / ( $qSc$ )  
 $C_n$  : 偏揺れモーメント係数、  
 = 偏揺れモーメント / ( $qSb$ )  
 $C_Y$  : 横力係数、= 横力 / ( $qS$ )  
 $\bar{c}$  : 平均空力翼弦長 (m)、MAC  
 $q$  : 動圧 ( $N/m^2$ )  
 $S$  : 主翼面積 ( $m^2$ )  
 $T'_e$  : 正味プロペラ推力係数、  
 =  $C_D$ (プロペラなし) -  $C_D$ (プロペラあり)  
 $V$  : 一様流速度 (m/s)  
 $\alpha$  : 迎角 (deg、胴体基準線の迎角)  
 $\beta$  : 水平尾翼の迎角 (deg)  
 $(\ )$  : 基準値からの差分 (または各舵面中立位置からの差分)

- $a$  : 補助翼舵角 (deg、両舷ともに後縁下げを正)  
 $d_{DLC}$  : DLC フラップ角 (deg、後縁下げを正)  
 $e$  : 昇降舵角 (deg、後縁下げを正)  
 $f$  : 着陸フラップ角 (deg、後縁下げを正)  
 $h$  : 水平安定板角 (deg、後縁下げを正)  
 $r$  : 方向舵角 (deg、後縁左を正)  
 $w$  : 操縦輪角 (deg、反時計まわりを正)  
 $\delta$  : 吹き下ろし角 (deg)  
 $(\ )$  : 微係数  
 $(\ )_{(\ )}$  : 各舵の効き、=  $(\ ) / (\ )$

## 添字

- max : ~の最大値  
 $L, R$  : ~の左、~の右

なお、重心前後位置は28%MAC、上下位置は胴体基準線上方50mmである。また座標系は基準点(28%MAC)を通る安定軸系(図2.1参照)である。

## 3. 風洞試験

### 3.1 風洞と模型

**風洞**: 航空宇宙技術研究所の大型低速風洞<sup>3)</sup>を用いた。測定部は閉鎖型で、その断面は、高さ6.5m、幅5.5mの長方形である。模型に働く空気力の測定には、前後二本支柱のピラミッド型六分力天秤を用いた。その容量は、揚力: - 3,922.7 ~ 7,355.0(N)、抗力: - 245.2 ~ 1,716.2(N)、横力:  $\pm 980.7(N)$ 、縦揺れモーメント:  $\pm 2,451.7(Nm)$ 、横揺れ、偏揺れモーメント:  $\pm 1,471.0(Nm)$ である。  
**模型**: 模型の空力諸元を表3.1に、模型の写真、二面図、そしてDLCを図3.1~図3.3にそれぞれ示してある。模型はプロペラ駆動機構を備えた全機風洞模型で、縮尺は実機の1/6である。その構造は芯金外皮構造(芯金はアルミ合金またはニッケル・クロム・モリブデン鋼、外皮はアルミ合金またはガラス繊維強化プラスチック)であり、プロペラ、水平尾翼、垂直尾翼、そして脚のそれぞれを取り外して試験をすることができる。

プロペラ駆動機構は、水冷電動モータ[定格回転数11,500(rpm)/27.5(kW)]減速歯車(メイン・ギヤボックスとナセル・ギヤボックス、最終減速比1/1.9113)、プロペラ[アルミ合金製、直径0.448(m)、ピッチ可変]で構成される。プロペラの最大回転数は6,017(rpm)で、回転方向は模型の後方から見て左右ともに反時計まわりである。水冷電動モータの冷却水配管や電気配線、減速歯車用の冷却オイル配管などは束にして、模型胴体下部から前支柱風防内を通して測定部の外に誘導した。

DLCは着陸フラップの後縁部分を昇降舵や補助翼のようにプレーン・フラップ型の動翼としたもので、片舷3枚

ずつの合計6枚(個々のDLCには識別のために左舷外側から右舷外側に向かって#1, #2, ..., #6と番号を付けてある)で構成されていて、着陸フラップの翼弦長の約34%、同翼幅の約74%、同面積の約24%を占めている。

### 3.2 試験方法

風洞試験は特に断わらないかぎり、脚なし、試験風速35(m/s)、プロペラあり(後述)そして横すべり角 = 0°とした状態で、迎角を = -10°~24°の範囲で変化させることにより行った。測定点は = -10°から8°までは2°ごとに、また = 8°から24°までは1°ごととした。測定値としては各測定点毎にA/D変換器サンプリング周期20(ms)で2秒間の測定を行いその平均値を用いている。なお、測定値に対する風洞壁修正は行っていない。

試験風速は天秤容量が大きいことから、測定精度を良くするためにできるだけ高い風速であることが望ましい。しかし、大きな迎角における模型の振動(パフェット)を避けるために、すべての試験を風速35(m/s)で行った。したがって、主翼のMACを基準とした試験レイノルズ数は  $2 \times 10^5$  の程度となる。

以下では、表3.2に示した試験ケース表に基づいて主要な試験項目について述べる。

パワー効果( $T'_e$ 効果):  $T'_e$ 効果を見るために、着陸フラップ角  $\beta_f = 0^\circ, 5^\circ, 30^\circ$  の三つの形態について“プロペラなし(模型からプロペラを取り外した状態で推力なし)”と“プロペラあり(模型にプロペラを取り付けて回転させた状態で推力あり)”とについて空力特性を測定した。ここで、 $T'_e$ は正味プロペラ推力係数で、“プロペラなし”のときに測定された抗力係数と“プロペラあり”のときに測定された抗力係数との差、すなわち、

$$T'_e = C_{D(\text{プロペラなし})} - C_{D(\text{プロペラあり})}$$

である。本来ならばこの $T'_e$ の値をいくつかに変えて試験を行うべきであるが、今回は試験期間の制約から、すべての形態に対して $C_{D(\text{プロペラあり})} = 0$ のみとした。したがって、 $T'_e$ の値は4.1項で述べる  $\beta_f = 0^\circ, 5^\circ, 30^\circ$  の各形態に対する $C_{D(\text{プロペラなし})}$ の値と等しく、それぞれ $T'_e = 0.057, 0.063, 0.122$ となる。 $T'_e$ の較正は、風速35(m/s)、 = 0°、 = 0°の状態では $C_{D(\text{プロペラあり})} = 0$ (すなわち抗力の読みがゼロ)となるようにプロペラピッチ角およびプロペラ回転数を調整することにより行った。なお、迎角の変化に対する $T'_e$ の変動は小さいものとして無視している。

DLC対称動作: この試験項目はDLCの性能を評価するためのデータ取得を目的としている。DLCが運用される二つの形態(着陸フラップ角  $\beta_f = 0^\circ$ と $5^\circ$ )について、DLC角  $\beta_{DLC} = -30^\circ, -20^\circ, -10^\circ, 0^\circ, 10^\circ, 20^\circ, 25^\circ$ (符

号は後縁下げを正)としたときの空力特性を測定した。さらにDLC対称動作時に生じる縦揺れモーメントを打ち消す役割を果たす水平尾翼と昇降舵の効きを測定した。ただし、水平尾翼の効きに対するDLCの影響については、その影響が小さいと予想されることから試験ケース節減のため  $\beta_f = 0^\circ$ の形態で  $\beta_{DLC} = -30^\circ, 0^\circ, 25^\circ$ についてのみ測定した。また同様の理由から昇降舵の効きについても  $\beta_f = 0^\circ$ の形態で  $\beta_{DLC} = 0^\circ$ についてのみ測定した。

DLC非対称動作: この試験項目はDLCの安全性を評価するためのデータ取得を目的としている(表3.2に示した試験ケース表からDLC非対称動作時の試験ケースNo.40~58を抜き出して表3.3にまとめて示してある)。DLCが非対称で固着する様子は(6枚あるので)様々であるが、今回の試験では固着が生じたときに(飛行を継続するという意味で)最も影響が大きいと考えられるDLC#1と#6について、いずれか片方が単独で正あるいは負の最大角(表3.3: ケースNo.1~4)で、両方が同時に異符号の最大角(表3.3: ケースNo.5, 6)で、固着した場合について空力特性を測定した。なお、飛行形態としてはDLCが運用される  $\beta_f = 0^\circ$ と $5^\circ$ の二つの形態に、DLCが非対称で固着したままの状態を着陸する場合を想定した  $\beta_f = 30^\circ$ を加えた三つの形態とした。さらにDLC非対称動作時に生じる横揺れ、偏揺れモーメントを打ち消す役割を果たす補助翼と方向舵の効きを測定した。ただし、補助翼と方向舵に対する着陸フラップおよびDLCの影響は小さいものとして  $\beta_f = 0^\circ$ の形態で  $\beta_{DLC} = 0^\circ$ についてのみ測定した。

## 4. 試験結果

### 4.1 パワー効果

着陸フラップ角  $\beta_f = 0^\circ, 5^\circ, 30^\circ$ の三つの形態について、“プロペラなし”と“プロペラあり”とを比較して、図4.1(a)に  $C_L, C_D, C_m$ を、図4.1(b)に $C_m$ 対 $C_L$ を、そして図4.1(c)に $C_D$ 対 $C_m$ をそれぞれ示してある。

一般にパワー効果(プロペラ後流が主翼と水平尾翼に与える効果)は縦の空力特性に対して、揚力傾斜 $C_L$ および最大揚力係数 $C_{L_{max}}$ を増加させること、また一定の迎角で比較すると縦揺れモーメント $C_m$ を頭上げにする傾向があり、迎角静安定 $C_m$ を減少させることが知られている。一連の図に見られるように、得られた試験結果もこれらと一致した傾向を示している。

$\beta_f = 0^\circ, 5^\circ, 30^\circ$ の各形態について、“プロペラなし”と“プロペラあり”のときの $C_L, C_{L_{max}}, C_m$ を $C_{L_{max}}$ を除き = 0°の値で比較すれば、“プロペラなし”に対して“プロペラあり”では、 $\beta_f = 0^\circ$ で $C_L$ が約4%、 $C_{L_{max}}$ が約0.20程度それぞれ増加し、 $C_m$ が約12%減少している

こと、 $f = 5^\circ$  で  $C_L$  が約 3%、 $C_{L_{max}}$  が約 0.25 程度それぞれ増加し、 $C_m$  が約 19% 減少していること、 $f = 30^\circ$  で  $C_L$  が約 12%、 $C_{L_{max}}$  が約 0.40 程度それぞれ増加し、 $C_m$  が約 28% 減少していることがわかる。ここで、 $f = 30^\circ$  においてパワー効果が特に大きいのは、正味プロペラ推力係数  $T'_c [ = C_{D(\text{プロペラなし})} ]$  が  $f = 0^\circ$  と  $5^\circ$  に比べて約 2 倍となっているためである。なお、“プロペラなし”のときに測定された  $\alpha = 0^\circ$  における  $C_D$  の値は、 $f = 0^\circ, 5^\circ, 30^\circ$  のそれぞれの形態に対して  $C_{D(\text{プロペラなし})} = 0.0565, 0.0627, 0.1218$  である。本風洞試験において、これらの値が各形態に対する  $T'_c$  と等しいことはすでに述べた。

#### 4.2 DLC 対称動作時の縦の空力特性

本節では、DLC の性能に対する評価を目的としていて、DLC が運用される着陸フラップ角  $f = 0^\circ$  と  $5^\circ$  の二種の形態について、DLC 角を  $DLC = -30^\circ, -20^\circ, -10^\circ, 0^\circ, 10^\circ, 20^\circ, 25^\circ$  (符号は後縁下げを正) に変えたときの揚力、抗力、縦揺れモーメント係数の変化について述べる。さらに水平尾翼の効き、昇降舵の効き、吹き下ろし角などについても述べる。

##### 4.2.1 揚力特性

図 4.2(a) に着陸フラップ角  $f = 0^\circ$  の形態について、DLC 角を変えたときの  $C_L$ 、 $C_D$ 、 $C_m$  を示してある。図に見られるように、揚力係数  $C_L$  は DLC 角にほぼ比例して増加していること、失速迎角が DLC 角によってあまり変化していないことがわかる。最大揚力係数  $C_{L_{max}}$  は  $DLC = -30^\circ, 0^\circ, 25^\circ$  のそれぞれに対して  $C_{L_{max}} = 1.517, 1.754, 1.936$  である。一方、図 4.2(b) に示した  $f = 5^\circ$  の形態における  $C_L$  は、 $f = 0^\circ$  のときと同じく DLC 角に比例して増加しているが、失速迎角が  $DLC = 0^\circ$  のそれと比較して、正の DLC 角ではやや小さく、負の DLC 角ではやや大きくなっている。 $C_{L_{max}}$  は  $DLC = -30^\circ, 0^\circ, 25^\circ$  のそれぞれに対して  $C_{L_{max}} = 1.700, 2.027, 2.212$  である。これを前述の  $f = 0^\circ$  における  $C_{L_{max}}$  と比較すると平均で約 14% の増加となっている。揚力傾斜  $C_L$  は DLC 角によってほとんど変化しておらず、 $f = 0^\circ$  の  $DLC = 0^\circ$  で  $C_L = 0.1053(1/\text{deg})$  が、同じく  $f = 5^\circ$  の  $DLC = 0^\circ$  で  $C_L = 0.1115(1/\text{deg})$  が得られている。ここで、 $C_L$  は  $\alpha = 0^\circ$  における値である。

図 4.3(a) に  $f = 0^\circ$  の形態について、DLC 角を変えたときの  $C_L$  を示してある。ここで、 $C_L$  は DLC による  $C_L$  の変化量で、 $DLC = 0^\circ$  のときの  $C_L$  を基準としている。すなわち、

$$C_L = [ C_{L(DLC = -30^\circ)} - C_{L(DLC = 0^\circ)} ] = \text{const.}$$

$$\begin{matrix} \vdots \\ \vdots \\ \vdots \\ \vdots \\ \vdots \end{matrix}$$

である(特に断らない限り次項以降に述べる空力係数も同様である)。に対する  $C_L$  の変化は、 $\alpha = 0^\circ \sim 10^\circ$  の範囲で、DLC 角が負のときには迎角の増加にともなって  $C_L$  が減少し、同じく DLC 角が正のときには逆に増加している。図 4.3(b) に示した  $f = 5^\circ$  の形態では、正と負の DLC 角のいずれでも迎角の増加にともなって  $C_L$  が増加している。ただし、これらの増減は量的にそれほど大きなものではない。

図 4.4(a) は  $f = 0^\circ$  における  $DLC$  対  $C_L$  を  $\alpha = 0^\circ$  と  $8^\circ$  について示したものである。 $DLC$  に対する  $C_L$  の変化は、正と負の DLC 最大角付近を除けば DLC 角に比例して直線的に増加していること、同じく正と負の DLC 最大角付近を除けば  $\alpha = 0^\circ$  と  $8^\circ$  で得られる  $C_L$  にあまり差がないこと、さらに正よりも負の DLC 角で  $C_L$  が大きくなっていることがわかる。これらの傾向は、図 4.4(b) に示した  $f = 5^\circ$  における  $DLC$  対  $C_L$  にもあてはまる。図 4.4(a) に示してあるように、 $f = 0^\circ$  の  $\alpha = 8^\circ$  で  $C_L$  は、正の DLC 最大角  $DLC = 25^\circ$  で 0.208 が、負の DLC 最大角  $DLC = -30^\circ$  で -0.276 が得られている。また図 4.4(b) に示してあるように、 $f = 5^\circ$  の  $\alpha = 8^\circ$  で  $C_L$  は、 $DLC = 25^\circ$  で 0.211 が、 $DLC = -30^\circ$  で -0.340 が得られている。

以下では、 $f = 0^\circ$  と  $5^\circ$  の形態に分けて DLC の揚力制御能力などについて述べる。

$f = 0^\circ$  の形態:  $f = 0^\circ$  における DLC の揚力制御能力を見るために、 $\alpha = 8^\circ$  における  $C_L/C_L$  (= 上下加速度的変化) を求めると、正の DLC 最大角  $DLC = 25^\circ$  で 0.176、同じく負の DLC 最大角  $DLC = -30^\circ$  で -0.234 となり、DLC 全動作角 (=  $55^\circ$ ) では 0.410 となる。DLC に対する目標性能は  $\alpha = 8^\circ$  で  $C_L/C_L = \pm 0.2$  以上であるから、このままでは正側の  $C_L/C_L$  が不足している。しかし、DLC 全動作角 (=  $55^\circ$ ) で  $C_L/C_L = 0.410$  が得られていることから、これを DLC 角の正側と負側に等しく割り振ることができれば目標性能を満足する。そのためには DLC の中立位置(以下では、これを DLC プリセット角という)を負側に移動させ、DLC 角の正側と負側とで  $C_L$  が等しくなるような DLC プリセット角を求めればよい。この条件を満たすような DLC プリセット角を

注) DLC に対する目標性能要件 [ 巡航形態 (着陸フラップ角  $0^\circ$ 、脚上げ)、対気速度 51.44 m/s、機体質量 5,700 kg ] から揚力係数  $C_L$  を求めると  $C_L = 1.08$  程度となる。図 4.2(a) からこの  $C_L$  に対応する迎角を求めると  $\alpha = 8^\circ$  程度になる。したがって、以下では  $\alpha = 8^\circ$  における測定値などに注目して述べる。また、これと比較して測定値の傾向などを見るために  $\alpha = 0^\circ$  あるいは  $4^\circ$  についても同時に述べる。

$\alpha_{DLC} = 0^\circ$  と  $-10^\circ$  の間で補間して求めると、図 4.4(a) に示してあるように  $\alpha_{DLC} = -3.62^\circ$  となる。この  $\alpha_{DLC} = -3.62^\circ$  における  $C_L$  を基準として  $C_L$  を求めれば  $C_L = \pm 0.242$  となる。さらに  $C_L/C_L$  を求めれば図 4.5(a) に示してあるように、正の DLC 最大角  $\alpha_{DLC} = 25^\circ$  で 0.211 が、負の DLC 最大角  $\alpha_{DLC} = -30^\circ$  で -0.212 が得られる。すなわち、DLC プリセット角を  $\alpha_{DLC} = 0^\circ$  から  $-3.62^\circ$  に移動させることにより  $\alpha = 8^\circ$  で  $C_L/C_L = \pm 0.2$  以上という目標性能を満足することができる。同じく  $\alpha = 4^\circ$  についても DLC プリセット角を  $\alpha_{DLC} = -3.62^\circ$  として  $C_L/C_L$  を求めれば、正の DLC 最大角  $\alpha_{DLC} = 25^\circ$  で 0.306 が、負の DLC 最大角  $\alpha_{DLC} = -30^\circ$  で -0.327 が得られる。

$\alpha = 5^\circ$  の形態： $\alpha = 5^\circ$  については揚力制御能力に対する目標性能は設定されていないが、 $\alpha = 0^\circ$  と同じく  $\alpha = 5^\circ$  においても DLC プリセット角  $\alpha_{DLC} = -3.62^\circ$  を採用するものとすれば、図 4.4(b) に示したように、 $\alpha = 8^\circ$  における  $C_L$  は正の DLC 最大角  $\alpha_{DLC} = 25^\circ$  で 0.261 が、負の DLC 最大角  $\alpha_{DLC} = -30^\circ$  で -0.291 が得られている。また図 4.5(b) に示したように、 $\alpha = 8^\circ$  における  $C_L/C_L$  は正の DLC 最大角  $\alpha_{DLC} = 25^\circ$  で 0.183 が、負の DLC 最大角  $\alpha_{DLC} = -30^\circ$  で -0.205 が得られる。同じく  $\alpha = 4^\circ$  における  $C_L/C_L$  は、正の DLC 最大角  $\alpha_{DLC} = 25^\circ$  で 0.262 が、負の DLC 最大角  $\alpha_{DLC} = -30^\circ$  で -0.273 がそれぞれ得られている。

#### 4.2.2 抗力特性

図 4.6(a) に着陸フラップ角  $\alpha_f = 0^\circ$  について、DLC 角を変えたときの  $C_D$  対  $\alpha_{DLC}$  を示してある。 $\alpha_{DLC}$  に対する  $C_D$  の変化を  $\alpha_{DLC} = 0^\circ \sim 10^\circ$  の範囲で見ると、DLC 角が正のときには迎角に比例して直線的に増加し、DLC 角が負のときには逆に直線的に減少していること、また DLC 角が正のときには  $C_D$  が増加しているのに対し、負の DLC 角では小さい迎角では増加し、逆に大きい迎角では減少していることがわかる。これらの傾向は図 4.6(b) に示した  $\alpha = 5^\circ$  のときの  $C_D$  にもあてはまる。ただし、 $C_D$  は  $\alpha = 0^\circ$  のときと比べて大きな値となっている。

図 4.7(a) に  $\alpha = 0^\circ$  のときの  $\alpha_{DLC}$  対  $C_D$  を  $\alpha = 0^\circ$  と  $8^\circ$  について示してある。 $\alpha_{DLC}$  に対する  $C_D$  の変化を  $\alpha = 8^\circ$  について見てみると、正の DLC 角では舵角にほぼ比例して増加しているのに対し、負の DLC 角 ( $\alpha_{DLC} = -10^\circ \sim -30^\circ$ ) では舵角に対してあまり変化していないこと、また負よりも正の DLC 角で  $C_D$  が大きくなっていることがわかる。前項で述べたように、正と負の DLC 角で等しい  $C_L/C_L$  を得るために設定した DLC プリセット角  $\alpha_{DLC} = -3.62^\circ$  を基準として、 $C_D$  の最大値を  $\alpha = 8^\circ$  について見てみると、図中に示してあるように、正の DLC 角では  $\alpha_{DLC} = 25^\circ$  で  $C_D = 0.025$ 、負の DLC 角では  $\alpha_{DLC} = -10^\circ$  で  $C_D = -0.005$  となる。一方、図 4.7(b) に示した  $\alpha = 5^\circ$  のときの  $\alpha_{DLC}$  に対する  $C_D$  の最大値を同じく  $\alpha = 8^\circ$  について見てみると、図中に示してあるように、正の DLC 角では  $\alpha_{DLC} = 25^\circ$  で  $C_D = 0.037$ 、負の DLC 角では  $\alpha_{DLC} = -30^\circ$  で  $C_D = -0.012$  となる。

$\alpha = -10^\circ$  で  $C_D = -0.005$  となる。一方、図 4.7(b) に示した  $\alpha = 5^\circ$  のときの  $\alpha_{DLC}$  に対する  $C_D$  の最大値を同じく  $\alpha = 8^\circ$  について見てみると、図中に示してあるように、正の DLC 角では  $\alpha_{DLC} = 25^\circ$  で  $C_D = 0.037$ 、負の DLC 角では  $\alpha_{DLC} = -30^\circ$  で  $C_D = -0.012$  となる。

#### 4.2.3 縦揺れモーメント特性

図 4.8(a) に着陸フラップ角  $\alpha_f = 0^\circ$  について、DLC 角を変えたときの  $C_m$  対  $\alpha_{DLC}$  の変化を示してある。図に見られるように、 $C_m$  の変化は  $\alpha_{DLC}$  に対して非線型であること、また DLC 角が正のときには  $C_m$  も正(頭上げ)で、DLC 角が負のときには  $C_m$  も負(頭下げ)であることがわかる。同じく図 4.8(b) に示した  $\alpha = 5^\circ$  のときの  $\alpha_{DLC}$  に対する  $C_m$  の変化は、 $\alpha = 10^\circ$  付近における DLC 角の正側で、 $\alpha = 0^\circ$  のときと比べて  $C_m$  が大きくなっていることを除けば、 $\alpha = 0^\circ$  のときの  $C_m$  の傾向と比べて大きな違いがないことがわかる。

図 4.9(a) に  $\alpha = 0^\circ$  のときの  $\alpha_{DLC}$  対  $C_m$  を  $\alpha = 0^\circ$ 、 $4^\circ$ 、 $8^\circ$  について示してある。 $C_m$  の変化は  $\alpha_{DLC}$  に対しても非線型であるが、DLC 角が増加すれば  $C_m$  も増加し、DLC 角が減少すれば  $C_m$  も減少していることがわかる。4.2.1 項で述べたように、DLC プリセット角  $\alpha_{DLC} = -3.62^\circ$  を基準として、 $C_m$  の最大値を  $\alpha = 8^\circ$  について見てみると、図中に示してあるように、 $\alpha_{DLC} = 25^\circ$  で  $C_m = 0.07$ 、 $\alpha_{DLC} = -20^\circ$  で  $C_m = -0.03$  となる。この  $C_m$  を昇降舵を用いて静的に打ち消すものとして、必要な  $\alpha_e$  (昇降舵角の変化) を求めれば、4.2.5 項で述べるように、 $\alpha = 0^\circ$  の形態における昇降舵の効き  $C_{m_e}$  は  $-0.031(1/\text{deg})$  程度の値を有するから、 $\alpha_{DLC} = 25^\circ$  で  $\alpha_e = 2.3^\circ$ 、 $\alpha_{DLC} = -20^\circ$  で  $\alpha_e = -1.0^\circ$  となる。同じく図 4.9(b) に示した  $\alpha = 5^\circ$  のときの  $\alpha_{DLC}$  に対する  $C_m$  の最大値を  $\alpha = 8^\circ$  について見てみると、図中に示してあるように、 $\alpha_{DLC} = 25^\circ$  で  $C_m = 0.11$ 、 $\alpha_{DLC} = -20^\circ$  で  $C_m = -0.04$  となる。やはりこの  $C_m$  を昇降舵で静的に打ち消すものとして、必要な  $\alpha_e$  を求めれば(風洞試験では  $\alpha = 0^\circ$  のときの  $C_{m_e}$  しか得られていない。ここでは  $\alpha = 5^\circ$  でも同等の  $C_{m_e}$  が得られるものとしている)、 $\alpha_{DLC} = 25^\circ$  で  $\alpha_e = 3.5^\circ$ 、 $\alpha_{DLC} = -20^\circ$  で  $\alpha_e = -1.3^\circ$  となる。

#### 4.2.4 水平尾翼の効き

着陸フラップ角  $\alpha_f = 0^\circ$  で、DLC 角  $\alpha_{DLC} = -30^\circ$ 、 $0^\circ$ 、 $25^\circ$  について水平尾翼取付角  $\alpha_h$  (注) を変えたときの  $C_m$  対  $\alpha_h$  の変化を示してある。図 4.10(a) に示したように、 $\alpha_{DLC} = -30^\circ$  のときは  $\alpha_h = 0^\circ$  で  $C_m = 0.025$ 、 $\alpha_h = 10^\circ$  で  $C_m = 0.025$ 、 $\alpha_h = 20^\circ$  で  $C_m = 0.025$  となる。一方、 $\alpha_{DLC} = 0^\circ$  のときは  $\alpha_h = 0^\circ$  で  $C_m = 0.025$ 、 $\alpha_h = 10^\circ$  で  $C_m = 0.025$ 、 $\alpha_h = 20^\circ$  で  $C_m = 0.025$  となる。また、 $\alpha_{DLC} = 25^\circ$  のときは  $\alpha_h = 0^\circ$  で  $C_m = 0.025$ 、 $\alpha_h = 10^\circ$  で  $C_m = 0.025$ 、 $\alpha_h = 20^\circ$  で  $C_m = 0.025$  となる。

注) 水平尾翼は水平安定板と昇降舵とで構成されている。ここでは昇降舵を水平安定板に対して  $0^\circ$  に固定して水平安定板の取付角を変えている。

$C_L$ 、 $C_D$ 、 $C_m$  を図 4.10(a) ~ (c) に示す。ただし、 $DLC = 0^\circ$  については  $\delta_h = -15^\circ$ 、 $-10^\circ$ 、 $-5^\circ$ 、 $0^\circ$ 、 $5^\circ$ 、 $10^\circ$  (符号は後縁下げを正) とし、 $DLC = -30^\circ$  と  $25^\circ$  については試験期間の制約から  $\delta_h = -15^\circ$ 、 $0^\circ$ 、 $10^\circ$  とした。さらに水平尾翼の効きを見るために、これらの図から作成した  $\delta_h$  対  $C_m$  を図 4.10(d) に示した。

$C_{m_{\delta_h}}$ : 図 4.10(a) ~ (c) に見られるように、取付角  $\delta_h$  を変えたときの  $\delta_h$  対  $C_m$  は低い迎角で  $\delta_h = 0^\circ$  の形状をほぼ保ったまま取付角に比例して上下に移動している。また図 4.10(d) で、迎角ごとに水平尾翼の効きを見てみると、 $\alpha = 0^\circ$  では、DLC 角によらずに取付角に対してほぼ一定の効きが得られている。これに対して  $\alpha = 8^\circ$  では、 $DLC = -30^\circ$  における正側の取付角で水平尾翼が失速しているためにほとんど効きが見られず、また  $DLC = 0^\circ$  における正側の最大取付角付近では効きが低下している。失速迎角をやや越えた  $\alpha = 16^\circ$  では、DLC 角によらずに負側の取付角において  $\alpha = 0^\circ$  と  $8^\circ$  のときと同じ程度の効きが得られているのに対し、正側の取付角では水平尾翼が失速しているためにほとんど効きが見られない。 $C_{m_{\delta_h}}$  は、 $DLC = -30^\circ$  における  $\alpha = 8^\circ$  の正側の取付角と  $DLC = 0^\circ$  における  $\alpha = 8^\circ$  の正側の最大取付角付近を除けば、迎角と DLC 角によってあまり変わらず、 $C_{m_{\delta_h}} = -0.056(1/\text{deg})$  程度の値が得られている。

$C_{L_{\delta_h}}$ : 次項でも述べるが、 $C_{L_{\delta_h}}$  は失速迎角のような大きな迎角を除き、迎角や DLC 角によってあまり変わらずに、 $C_{L_{\delta_h}} = 0.014(1/\text{deg})$  程度の値となっている。

#### 4.2.5 昇降舵の効き

着陸フラップ角  $\delta_f = 0^\circ$ 、DLC 角  $DLC = 0^\circ$  で、昇降舵角  $\delta_e$  を変えたときの  $\delta_e$  対  $C_L$ 、 $C_D$ 、 $C_m$  を図 4.11(a) に示す。また  $\delta_e$  対  $C_m$  を比較のために  $\delta_h$  対  $C_m$  と同時に図 4.11(b) に、 $\delta_e$  対  $C_L$  をやはり比較のために  $\delta_h$  対  $C_L$  と同時に図 4.11(c) に示す。ただし、これらの図では  $\delta_h$  を実際の舵角の 2 倍として示してある。

$C_{m_{\delta_e}}$ : 図 4.11(a) に見られるように、 $\delta_e$  を変えたときの  $\delta_e$  対  $C_m$  は  $\delta_e = 0^\circ$  の形状をほぼ保ったまま舵角に比例して上下に移動している。また図 4.11(b) に見られるように、 $\alpha = 0^\circ$  と  $8^\circ$  における昇降舵の効きは、舵角に対してほぼ一定であり、正と負の最大角付近においてもあまり効きが低下していない。失速迎角をやや越えた  $\alpha = 16^\circ$  における昇降舵の効きは、負側の最大舵角付近で特に効きが低下している。 $C_{m_{\delta_e}}$  は  $\alpha = 0^\circ$  で  $-0.027(1/\text{deg})$ 、 $\alpha = 8^\circ$  で  $-0.031(1/\text{deg})$  程度の値が得られている。

$C_{L_{\delta_e}}$ : 図 4.11(c) は  $\delta_e$  を変えたときの  $C_L$  の変化を示したものである。 $C_{L_{\delta_e}}$  は  $\alpha = 0^\circ$  と  $8^\circ$  とであまり変わらず、 $C_{L_{\delta_e}} = 0.007(1/\text{deg})$  程度の値となっている。

$\delta_e$  と  $\delta_h$  の効きの比較: すでに述べたように、図 4.11(b)

には  $\delta_e$  対  $C_m$  と  $\delta_h$  対  $C_m$  とを比較のために同時に示してある。図から明らかのように、 $\alpha = 0^\circ$  と  $8^\circ$  とでは、正と負の最大舵角付近を除けば  $C_m$  に対する  $\delta_e$  と  $\delta_h$  との効果がほぼ同じものであることがわかる。また図 4.11(c) には同じく  $\delta_e$  対  $C_L$  と  $\delta_h$  対  $C_L$  とを比較のために同時に示してある。この図からも、 $\alpha = 0^\circ$  と  $8^\circ$  とでは、正と負の最大舵角付近を除けば  $C_L$  に対する  $\delta_e$  と  $\delta_h$  の効果がほぼ同じものであることがわかる。すなわち、これらの図では  $\delta_h$  を実際の舵角の 2 倍として示してあるから、 $C_m$  と  $C_L$  に対する  $\delta_h$  と  $\delta_e$  の効果が、例えば  $\delta_h$  を  $5^\circ$  変えたときと  $\delta_e$  を  $10^\circ$  変えたときとがほぼ同じものであることがわかる。したがって、 $\delta_e$  と  $\delta_h$  の間にはほぼ  $\delta_e = 2 \times \delta_h$  の関係が成り立つといえる。

#### 4.2.6 吹き下ろし角

DLC 角の変化が水平尾翼位置における主翼の平均的な吹き下ろし角に与える影響について調べるために、“水平尾翼あり”のときの  $\delta_e$  対  $C_m$  と “水平尾翼なし”のときの  $\delta_e$  対  $C_m$  とのデータを用いて迎角  $\alpha$  に対する吹き下ろし角  $\delta_i$  を推定<sup>4)</sup> する。以下にその手順について述べる。

まず、“水平尾翼あり”のデータとして、図 4.10(a) ~ (c) に示した  $\delta_e$  対  $C_L$ 、 $C_D$ 、 $C_m$  から  $\delta_e$  対  $C_m$  を抜き出して図 4.13(a) ~ (c) に示してある。ただし、図 4.13(a) と (c) とでは水平尾翼取付角  $\delta_h = -15^\circ$ 、 $0^\circ$ 、 $10^\circ$  のときの  $\delta_e$  対  $C_m$  しか得られていないから、これらを内挿して  $\delta_h = -10^\circ$ 、 $-5^\circ$ 、 $5^\circ$  のときの  $\delta_e$  対  $C_m$  を求めてデータを補ってある(図中の破線)。次に、“水平尾翼なし”のデータとして、図 4.12 に示した  $\delta_e$  対  $C_L$ 、 $C_D$ 、 $C_m$  からやはり  $\delta_e$  対  $C_m$  を抜き出して対応する DLC 角ごとに図 4.13(a) ~ (c) に同時に示してある。これらの図で、“水平尾翼あり”のときの  $\delta_e$  対  $C_m$  と “水平尾翼なし”のときの  $\delta_e$  対  $C_m$  との各交点では[図 4.13(a)中の丸印] 水平尾翼の揚力がゼロ(すなわち水平尾翼が安定に寄与していない)となっている。したがって、水平尾翼の零揚力迎角が  $0^\circ$  (すなわち水平尾翼が対称翼断面)ならば、

$$\delta_i = \delta_e + \delta_h - \alpha = 0^\circ$$

である。ここで  $\delta_i$  は水平尾翼迎角である。以上のことから各交点における  $\delta_h$  と  $\delta_e$  とを図上から読み取れば、上式を用いて  $\delta_i$  を求めることができる。ただし、実機(模型)の水平尾翼の翼断面は逆キャンパで零揚力迎角は  $+0.6^\circ$  である。したがって、上式で求めた  $\delta_i$  から  $+0.6^\circ$  を減じなければならない。図 4.13(d) は上記の手順で得られた  $\delta_i$  対  $\alpha$  の  $\delta_i$  である。 $DLC = 0^\circ$  のときの  $\delta_i$  を基準として  $DLC = 25^\circ$  と  $-30^\circ$  の  $\delta_i$  をそれぞれ比較すれば、 $DLC = 25^\circ$  では主翼の揚力が増加していることにも



なって も増加し、同じく  $\alpha_{DLC} = -30^\circ$  では逆に主翼の揚力が減少していることにともなって も減少していることがわかる。

4.2.4項の水平尾翼の効きで述べたように、図4.10(d)で  $\alpha = 8^\circ$  の  $\alpha_{DLC} = -30^\circ$  における正側の取付角  $\alpha_h$  で効きがほとんど見られないのは、上記のように  $\alpha_{DLC} = -30^\circ$  では  $\alpha_h$  が減少しているために、 $\alpha_h$  が大きくなり水平尾翼が失速(水平尾翼の断面が逆キャンバであるために正側の失速迎角が比較的小さいものであると考えられる)しているためであると考えられる。さらに、この水平尾翼の効きの低下は図4.10(a)にも見られるように、 $\alpha = 6^\circ$  前後と比較的小さい迎角から始まっていることに注意する必要がある。

#### 4.3 DLC 非対称動作時の横・方向の空力特性

本節では、DLCの安全性に対する評価を目的としていて、DLCが運用される着陸フラップ角  $\alpha_f = 0^\circ, 5^\circ$  の二種の形態に、DLCが非対称となったまま着陸する場合を想定した  $\alpha_f = 30^\circ$  の形態を加えた三種の形態について、DLCが非対称となったときに生じる横揺れ、偏揺れモーメントについて述べる。さらに、これらのモーメントを打ち消すために用いる補助翼と方向舵の効きについても述べる。

##### 4.3.1 横揺れモーメント特性

図4.14(a)~(c)は、着陸フラップ角  $\alpha_f = 0^\circ, 5^\circ, 30^\circ$  の三種の形態について、DLC #1 と #6 のいずれか片方が単独で正あるいは負の最大角で固着したケース1~4(表3.3)と、さらにその両方が同時に異符号の最大角で固着したケース5、6(表3.3)とで生ずる  $C_l$  を  $\alpha$  に対して試験ケースごとにプロットしたものである。

図4.14(a)に示した  $\alpha_f = 0^\circ$  の形態で、 $\alpha$  に対する  $C_l$  の変化を  $\alpha = 0^\circ \sim 10^\circ$  の範囲で試験ケースごとに見てみると、ケース1、4、5では負の  $C_l$  が、ケース2、3、6では正の  $C_l$  がそれぞれ生じていること、すべての試験ケースを通して  $C_l$  が最大となるのはDLC #1 と #6 が同時に異符号の最大角で固着したケース5と6であることがわかる。以上のことは、図4.14(b)と(c)に示した  $\alpha_f = 5^\circ$  と  $30^\circ$  の形態における  $\alpha$  に対する  $C_l$  の変化にもあてはまる。

図4.14(a)の  $\alpha_f = 0^\circ$  の形態で、 $C_l$  が最大となるのは、すでに述べたようにケース5と6であり、その大きさはケース5と6とであまり変わらずに、 $\alpha = 0^\circ$  で  $C_l = \pm 0.0183$ 、 $\alpha = 8^\circ$  で  $C_l = \pm 0.0157$  程度である。これらの  $C_l$  を補助翼(簡単のために補助翼の横揺れモーメントに対する寄与のみを考えて)を用いて静的に打ち消すものとするれば、4.3.3項で述べるように、補助翼は最大で

$C_l = \pm 0.06$  程度を発生させる能力を有するから、十分にこれらの  $C_l$  を打ち消すことができる。また  $\alpha_f = 0^\circ$  における補助翼の効き  $C_{l_w}$  は  $-0.001(1/\text{deg})$  が得られているから、これらの  $C_l$  を操縦輪角  $w$  に換算すれば、 $\alpha = 0^\circ$  で  $w = \pm 19^\circ$  ( $w_{\max}$  の27%)、 $\alpha = 8^\circ$  で  $w = \pm 16^\circ$  ( $w_{\max}$  の23%)となる。さらに補助翼トリムは最大で  $\pm 0.027$  の横揺れモーメント  $C_{l(trim)}$  を発生させる能力を有するから(図中にこの値を示してある)これらの  $C_l$  に対して補助翼トリムを用いれば保舵力をゼロとすることもできる。

試験を行った範囲内で、 $C_l$  が失速迎角以下で最大となるのは  $\alpha_f = 5^\circ$  におけるケース5で、その大きさは  $C_l = -0.0219$  であり、 $\alpha = 14^\circ$  において生じている。今回の試験では  $\alpha_f = 0^\circ$  に対する補助翼の効きしか得ていないので、 $\alpha_f = 5^\circ$  でも  $\alpha_f = 0^\circ$  と同等の補助翼の効きが得られるものとするれば、この  $C_l$  を  $w = 22^\circ$  ( $w_{\max}$  の32%) 以内で打ち消すことができる。もちろん補助翼トリムを用いれば保舵力をゼロとすることもできる。いずれにしても試験を行った範囲内では、DLC非対称時に生じる最大横揺れモーメントは、補助翼の横揺れモーメント発生能力の約37%以内であること、補助翼トリムを用いれば保舵力をゼロとすることができること、から静的には飛行の安全にはほとんど影響がないものと考えられる。

##### 4.3.2 偏揺れモーメント特性

図4.15(a)~(c)は前項と同じく、着陸フラップ角  $\alpha_f = 0^\circ, 5^\circ, 30^\circ$  の三種の形態について、DLC #1 と #6 のいずれか片方が単独で正あるいは負の最大角で固着したケース1~4(表3.3)と、さらにその両方が同時に異符号の最大角で固着したケース5、6(表3.3)とで生じる  $C_n$  を  $\alpha$  に対して試験ケースごとにプロットしたものである。

図4.15(a)に示した  $\alpha_f = 0^\circ$  の形態で、 $\alpha$  に対する  $C_n$  の変化を試験ケースごとに  $\alpha = 0^\circ \sim 10^\circ$  の範囲で見ると、ケース1、4、5(いずれも負の  $C_l$  が生じる)では、小さい迎角では負の  $C_n$  が生じているのに対して、ケース2、3、6(いずれも正の  $C_l$  が生じる)では正の  $C_n$  が生じている。しかし、迎角の増加にともなってこれらの正負が逆転していること、すべての試験ケースを通じて  $C_n$  が最大となるのは、DLC #1 と #6 が同時に異符号の最大角で固着したケース5と6であることがわかる。これらの傾向は、図4.15(b)に示した  $\alpha_f = 5^\circ$  の形態にもあてはまる。ただし、 $\alpha_f = 0^\circ$  と比べて大きな迎角で  $C_n$  の値が大きくなっている(特にケース2、3、6)。

一方、図4.15(c)に示した  $\alpha_f = 30^\circ$  の形態では、 $\alpha_f = 0^\circ$  や  $5^\circ$  で見られたような迎角の増加にともなう  $C_n$  の正負の逆転はなく、ケース1、4、5では正の  $C_n$  が、ケース2、3、6では負の  $C_n$  が生じていて、大まかに見れば、い

ずれも迎角にほぼ比例して増加していることがわかる。

図4.15(a)の  $\alpha_f = 0^\circ$  の形態で、 $C_n$  が最大となるのは、すでに述べたようにケース5と6であり、その大きさは  $\alpha = 0^\circ \sim 10^\circ$  の範囲で  $C_n = \pm 0.0021$  以内である。この  $C_n$  を方向舵(簡単のために方向舵の偏揺れモーメントに対する寄与だけを考慮して)を用いて静的に打ち消すものとすれば、4.3.4項で述べるように、方向舵は最大で  $C_n = \pm 0.0353$  を発生させる能力を有するから、十分にこの  $C_n$  を打ち消すことができる。また  $\alpha_f = 0^\circ$  における方向舵の効き  $C_{n_r}$  は  $-0.0018(1/\text{deg})$  が得られているから、この  $C_n$  を方向舵角  $\delta_r$  に換算すれば  $\delta_r = \pm 1.2^\circ$  ( $\delta_{r_{\max}}$  の6%)以内となる。

試験を行った範囲内で、 $C_n$  が失速迎角以下で最大となるのは  $\alpha_f = 30^\circ$  におけるケース6である。その大きさは  $C_n = -0.0052$  であり、 $\alpha = 12^\circ$  において生じている。今回の試験では  $\alpha_f = 0^\circ$  に対する方向舵の効きしか得ていないので、 $\alpha_f = 30^\circ$  でも  $\alpha_f = 0^\circ$  と同等の方向舵の効きを得られるものとすれば、この  $C_n$  を  $\delta_r = 3\delta_{r_{\max}}$  (15%) 以内で打ち消すことができる。いずれにしても試験を行った範囲内では、DLC非対称動作時に生じる偏揺れモーメントは方向舵の効きに対して十分に小さく、前項で述べた横揺れモーメントと同じく静的には飛行の安全にはほとんど影響がないものと考えられる。

#### 4.3.3 補助翼の効き

着陸フラップ角  $\alpha_f = 0^\circ$ 、DLC角  $\alpha_{DLC} = 0^\circ$  で、左舷の補助翼  $\alpha_{aL}$  を変えたときの対  $C_l$  を図4.16(a)に、同じく対  $C_n$  を図4.16(b)に示してある。また図4.16(c)は、左舷で得られた  $C_l$  と  $C_n$  との符号を換えたものが右舷でも得られるものとして、両舷を操舵したときの

$$\begin{aligned} C_l &= C_l(\alpha_{aL}) - C_l(\alpha_{aR}) \\ C_n &= C_n(\alpha_{aL}) - C_n(\alpha_{aR}) \end{aligned}$$

をそれぞれ求め、操縦輪角  $\alpha_w$  (符号は反時計まわりが正) に対して示したものである。ただし、 $\alpha_w$  を変えたときの左舷と右舷のそれぞれの舵角は図4.16(d)に示した実機で

注)  $\alpha_a$  は補助翼の中立位置から測定した舵角である。実機の補助翼は着陸フラップも兼ねているいわゆるフラッペロンで、着陸フラップが下がるとそれと連動して補助翼も下がりその中立位置が変わる。この中立位置を中心として舵面が上下に動く。ただし、中立位置が変わっても舵面の動作角度 ( $-25^\circ \sim +18^\circ$ ) は変わらない。中立位置は  $\alpha_f = 0^\circ, 5^\circ, 30^\circ$  のそれぞれに対して  $4^\circ, 8^\circ, 13^\circ$  である。

の測定結果に基づいている。なお、以下では補助翼の効きを単位操縦輪角当たりの横揺れモーメント係数  $C_{l_w}$  ( $= C_l / \alpha_w$ ) と同じく単位操縦輪角当たりの偏揺れモーメント係数  $C_{n_w}$  ( $= C_n / \alpha_w$ ) で表示する。

$C_{l_w}$ : 図4.16(c)に見られるように、 $\alpha_w$  に対する  $C_l$  の変化は、正側と負側の最大操縦輪角付近でわずかに低下しているのを除けば  $\alpha_w$  に比例して直線的に増加していること、また補助翼は最大で  $\pm 0.06$  程度の  $C_l$  を発生させる能力を有することがわかる。 $C_{l_w}$  は  $\alpha = 0^\circ$  と  $8^\circ$  とでほとんど変わらずに、 $C_{l_w} = -0.001(1/\text{deg})$  程度の値が得られている。

実機では、横のトリムを補助翼の舵面そのものの中立位置を  $\pm 8^\circ$  の範囲で変えて  $C_l$  を得る方式である。したがって、補助翼トリムにより得られる横揺れモーメント  $C_{l(trim)}$  の最大値を  $\alpha = 8^\circ$  について求めれば、

$$C_{l(trim)} = C_l(\alpha_{aL} = \pm 8^\circ) - C_l(\alpha_{aR} = \mp 8^\circ) = \pm 0.0027$$

となる。

$C_{n_w}$ : 同じく図4.16(c)に見られるように、 $\alpha = 0^\circ$  におけるアドバース・ヨーは  $\alpha_w = \pm 30^\circ$  で最大となるが(このときの  $C_n$  の大きさは  $C_l$  の約3%)、それより大きな  $\alpha_w$  では減少して、最大操縦輪角付近になるとわずかにプロバース・ヨーになっている。これに対して  $\alpha = 8^\circ$  におけるアドバース・ヨーは  $\alpha_w = \pm 60^\circ$  で最大となり(このときの  $C_n$  の大きさは  $C_l$  の約9%)、それより大きな  $\alpha_w$  では減少している。 $C_{n_w}$  は  $\alpha = 0^\circ$ 、 $\alpha_w = \pm 30^\circ$  の範囲で  $0.22 \times 10^{-4}(1/\text{deg})$ 、同じく  $\alpha = 8^\circ$ 、 $\alpha_w = \pm 60^\circ$  の範囲で  $1.24 \times 10^{-4}(1/\text{deg})$  程度である。

#### 4.3.4 方向舵の効き

$C_{n_r}$ : 着陸フラップ角  $\alpha_f = 0^\circ$ 、DLC角  $\alpha_{DLC} = 0^\circ$  で、方向舵角  $\delta_r$  を変えたときの対  $C_n$  を図4.17(a)に、また  $\delta_r$  対  $C_n$  を図4.17(b)に示す。これらの図から、 $\delta_r$  に対する  $C_n$  の変化は大きな舵角での増加にともなわずかに減少していること、また  $\delta_r$  に対する  $C_n$  の変化は舵角に比例して直線的に増加していること、さらに方向舵は最大で  $\pm 0.0353$  程度の  $C_n$  を発生させる能力があることがわかる。 $C_{n_r}$  は  $\alpha = 0^\circ$  で  $-0.0020(1/\text{deg})$ 、 $\alpha = 8^\circ$  で  $-0.0018(1/\text{deg})$  程度の値が得られている。

$C_{l_r}$ : 同じく  $\delta_r$  を変えたときの対  $C_l$  を図4.17(c)に、また  $\delta_r$  対  $C_l$  を図4.17(d)に示す。これらの図に見られるように、正側の舵角では  $\delta_r$  の増加にともなわず  $C_l$  が正から負に、また負側の舵角では逆に負から正に変化していることがわかる。得られた  $\delta_r$  に対する  $C_l$  のデータはバラツキが大きく、 $C_{l_r}$  を求めるのに困難を感じるが、ここでは精度を多少犠牲にして最少二乗法により

$$C_{l_r} = 2.928 \times 10^{-4} - 3.339 \times 10^{-5} \cdot (1/\text{deg})$$

と近似した。この近似式を用いて求めた  $C_n = C_{l_r} \cdot r$  を図4.17(c)と(d)に実線で示してある。同じく近似式を用いて  $C_{l_r}$  を求めれば、 $\delta = 0^\circ$  で  $2.928 \times 10^{-4}(1/\text{deg})$ 、 $\delta = 8^\circ$  で  $0.257 \times 10^{-4}(1/\text{deg})$  となる。

$C_{Y_r}$  : 同じく  $r$  を変えたときの 対  $C_Y$  を図4.17(e)に、また  $r$  対  $C_Y$  を図4.17(f)に示す。これらの図から、 $r$  に対する  $C_Y$  の変化はどの舵角でも  $r$  の増加にともなわずに減少していること、また  $r$  に対する  $C_Y$  の変化は舵角に比例して直線的に増加していることがわかる。 $C_{Y_r}$  は  $\delta = 0^\circ$  で  $0.0039(1/\text{deg})$ 、 $\delta = 8^\circ$  で  $0.0035(1/\text{deg})$  程度の値が得られている。

### 5. まとめ

航空宇宙技術研究所で開発中の実験用航空機 Dornier Do220-200型機を母機としたMuPAL(多目的実証実験機)に搭載されるフラップ・イン・フラップ方式のDLC(直接揚力制御)フラップについて、その性能や安全性を飛行シミュレーションなどで評価するために、当所の大型低速風洞と1/6縮尺プロペラ付全機風洞模型とを用いて低速風洞試験を行い、DLCフラップの静的な空力特性を取得した。その結果、飛行シミュレーション用数学モデルに反映されるデータが得られるとともに、以下のことが明らかとなった。

- 1) DLC の性能 (対称動作); DLC により得られる  $C_L/C_{L0}$  ( $C_{L0}$  = 上下加速度の変化) をフラップ角  $\delta = 0^\circ$ 、 $5^\circ$  および迎角  $\alpha = 4^\circ$ 、 $8^\circ$  について下表に一覧する。DLC プリセット角を  $\delta_{DLC} = -3.62^\circ$  とすれば、 $\delta = 0^\circ$  の  $\delta = 8^\circ$  で  $C_L/C_{L0} = \pm 0.2$  以上が得られており、DLC に対する目標性能を満足している。

表  $C_L/C_{L0}$  ( $\delta_{DLC, PRESET} = -3.62^\circ$ )

$\delta$	DLC	$\alpha$	
		$4^\circ$	$8^\circ$
$0^\circ$	$-30^\circ$	-0.327	-0.212
	$+25^\circ$	+0.306	+0.211
$5^\circ$	$-30^\circ$	-0.273	-0.205
	$+25^\circ$	+0.262	+0.183

- 2) DLC の安全性 (非対称動作); DLC #1 と #6 とが同時に異符号の最大角で固着したときに生じる横揺れ、偏揺れモーメントの大きさは、風洞試験を行った範囲内では補助翼、方向舵の効きと比較して小さく、静的には飛行の安全にほとんど影響がないものと考えられる。
- 3) 各舵面の効き; 一連の風洞試験の過程で得られた各舵面の効きを下表に一覧する。

表 各舵面の効き (単位: 1/deg)

	$\delta = 0^\circ$	$\delta = 8^\circ$
$C_{L_e}$	-0.007	
$C_{L_h}$	-0.014	
$C_{m_e}$	-0.027	-0.031
$C_{m_h}$	-0.056	
$C_{l_w}$	-0.001	
$C_{l_r}$	$2.928 \times 10^{-4}$	$0.257 \times 10^{-4}$
$C_{n_w}$	$0.22 \times 10^{-4}$ *	$1.24 \times 10^{-4}$ **
$C_{n_r}$	-0.0020	-0.0018
$C_{Y_r}$	0.0039	0.0035

\* -  $30^\circ \leq \alpha \leq 30^\circ$ 、\*\* -  $60^\circ \leq \alpha \leq 60^\circ$

本風洞試験結果は飛行シミュレーション用数学モデル<sup>5)</sup>に反映されて、特にDLCの安全性に関する評価が進められている。今後は、風洞試験結果や飛行シミュレーション結果を踏まえて、DLCの性能や安全性を証明するための実機実証飛行試験を行う段階に進むことになる。

最後に、風洞試験の実施にあたり川崎重工業(株)小林繁晃氏、当所空力特性研究部星野秀雄主任研究官の助言を受けたこと、また当所空力特性研究部低速風洞研究室各位の支援を受けたことを付記して謝意を表します。

### 参考文献

- 1) 増位和也、船引浩平、塚野雄吉; インフライトシミュレータ MuPAL (多目的実証実験機) の開発、第36回飛行機シンポジウム講演集、1998.10
- 2) Data Set Handbook of the Dornier Do228-200 Aircraft, BM20-32/88, Dornier GmbH, 1988. (For Japanese Government research only. Confidential)
- 3) 重見孝、広岡貫一; 航空宇宙技術研究所大型低速風洞について、日本航空宇宙学会誌、15巻167号、1967.10
- 4) 進藤章二郎; 低速風洞実験法、(株)コロナ社、1992
- 5) 岡田典秋、村岡浩治; MuPAL (多目的実証実験機) の飛行シミュレーション用数学モデル、第36回飛行機シンポジウム講演集、1998.10

表 3.1 風洞模型の空力諸元 (1/2)

項目			寸 度	備 考
主 要 諸 元	基準長 MAC	m	0.341	胴体部を含む主翼面積 機首より後方 胴体基準線より上方 4 Blade,ピッチ可変
	基準長 b	m	2.828	
	基準面積 S	m <sup>2</sup>	0.889	
	基準点前後位置	m	1.145	
	上下位置	m	0.05	
	プロペラ直径 D	m	0.448	
主 翼	翼 幅	m	2.828	
	面 積	m <sup>2</sup>	0.889	
	空力平均翼弦長	m	0.341	
	縦横比		9.0	
	先細比		0.7	
	後退角 (前縁)	deg	内舷 0/外舷 8/翼端 45	
	取付角 (翼根)	deg	2.2	
	翼 型		DO A5	
補 助 翼	翼 幅	m	2×0.448	
	面 積	m <sup>2</sup>	2×0.0376	
	舵 角	deg	-25/+18	
フ ラ ッ プ	型 式		Fowler-type Single slotted	
	翼 幅	m	2×0.722	
	面 積	m <sup>2</sup>	2×0.0816	
	舵 角	deg	0/5/20/30	
D L C フ ラ ッ プ	型 式		Flap in flap	
	DLC#1,#6 翼 幅	m	2×0.189	
	面 積	m <sup>2</sup>	2×0.00670	
	DLC#2,#5 翼 幅	m	2×0.136	
	面 積	m <sup>2</sup>	2×0.00521	
	DLC#3,#4 翼 幅	m	2×0.207	
	面 積	m <sup>2</sup>	2×0.00797	
	合計翼幅	m	2×0.532	
	合計面積	m <sup>2</sup>	2×0.01988	
舵 角	deg	-30/+25		

表3.1 風洞模型の空力諸元 (2/2)

項目			寸 度	備 考
水 平 尾 翼	翼 幅	m	1.075	
	面 積	m <sup>2</sup>	0.231	
	空力平均翼弦長	m	0.223	
	縦横比		5.0	
	先細比		1.0	
	取付角	deg	-15/10	
	翼 型		NACA 0014 mod.	
	昇降舵面積	m <sup>2</sup>	0.052	
	舵 角	deg	-30/+25	
	尾翼容積比		1.102	
垂 直 尾 翼	翼 幅 (高さ)	m	0.450	
	面 積	m <sup>2</sup>	0.167	
	空力平均翼弦長	m	0.331	
	縦横比		1.5	
	先細比		0.46	
	後退角 (前縁)	deg	27	
	翼 型		NACA0012 mod.	
	方向舵面積	m <sup>2</sup>	0.042	
	舵 角	deg	-20/+20	
	尾翼容積比		0.088	
胴 体	最大断面 高さ	m	0.317	
	幅	m	0.25	
	全 長	m	2.76	

表3.2 試験ケース(1/4)

項目	RUN No.	Sweep		V (m/s)	プロペラ		舵面角度 (deg)										図番	備考
		$\alpha$ (deg)	$\beta$ (deg)		回転数 (rpm)	ピッチ (deg)	$\delta_r$	$\delta_{DLC}$						$\delta_h$	$\delta_e$	$\delta_a$		
								#1	#2	#3	#4	#5	#6			L	R	
パワ ー 効 果	1	139						0								4		4.1(a)
	2	138	-10/24	0	35	プロペラなし	5	0							0	8		4.1(b)
	3	137					30									13		4.1(c)
	4	43					0									4		
	5	111-3		$\uparrow$	$\uparrow$		5	$\uparrow$							$\uparrow$	8		
	6	130-3					30									13		
D L C の 効 果 ( 対 称 )	7	46													25			4.2(a)
	8	48	-10/24	0	35	22.5	0								0	4		
	9	50														10		
	10	52-2																
	11	54		$\uparrow$	$\uparrow$	$\uparrow$	$\uparrow$								$\uparrow$	$\uparrow$		
	12	56														-10		
	13	117														25		
	14	116	-10/24	0	35	22.5	5								0	8		4.2(b)
	15	115														10		
	16	112														-30		
	17	113		$\uparrow$	$\uparrow$	$\uparrow$	$\uparrow$	$\uparrow$							$\uparrow$	$\uparrow$		
	18	114														-10		

表3.2 試験ケース(2/4)

項目	No.	RUN No.	Sweep		V (m/s)	プロペラ		舵面角度 (deg)										図番	備考						
			$\alpha$ (deg)	$\beta$ (deg)		回転数 (rpm)	ピッチ (deg)	$\delta_r$	$\delta_{DLC}$						$\delta_h$	$\delta_e$	$\delta_a$			$\delta_r$					
										#1	#2	#3	#4	#5	#6			L	R						
$\delta_h$ の効果	19	89	-10/24	0	35	5158	22.5										-15	0	4	0	4.10(a)				
	20	99															10								
	21	88															-15						4.10(b)		
	22	95															-10								
	23	96		$\uparrow$	$\uparrow$	$\uparrow$	$\uparrow$	$\uparrow$			0						-5	$\uparrow$	$\uparrow$						
	24	97															5								
	25	98															10								
	26	94		$\uparrow$	$\uparrow$	$\uparrow$	$\uparrow$	$\uparrow$			25						-15	$\uparrow$	$\uparrow$					4.10(c)	
27	104															10									
$\delta_e$ の効果	28	106																-30						4.11(a)	
	29	107																-20							
	30	108	-10/24	0	35	5158	22.5				0						0	-10	4	0					
	31	109																10							
32	110																	20							
尾なし	33	35																水平尾翼なし					4.12		
	34	36	-10/24	0	35	5158	22.5				25									4	0				
	35	37									20														
	36	38									10														
											-30														

表3.2 試験ケース (3/4)

項目	No.	RUN No.	Sweep		V (m/s)	プロペラ		舵面角度 (deg)										図番	備考					
			$\alpha$ (deg)	$\beta$ (deg)		回転数 (rpm)	ピッチ (deg)	$\delta_f$	$\delta_{DLC}$						$\delta_h$	$\delta_e$	$\delta_a$			$\delta_r$				
										#1	#2	#3	#4	#5	#6			L	R					
つづき	37	39																						
	38	40	-10/24	0	35	5158	22.5	0				-20					水平			4	0			
	39	41															尾翼なし							
D	40	60																						
	41	61																						
		62																						
C	42	62																						
	46	64																						
アラ	44	65																						
	45	66																						
アップ	46	118																						
	48	120																						
の効果	49	121																						
	50	122																						
		51	124																					
果 (非対称)	52	125																						
	53	131																						
54	132		-10/24	0	35	5226	25.0	30																
	55	133																						



表3.2 試験ケース(4/4)

項目	No.	RUN No.	Sweep		V (m/s)	プロペラ		舵面角度 (deg)										図番	備考
			$\alpha$ (deg)	$\beta$ (deg)		回転数 (rpm)	ピッチ (deg)	$\delta_f$	$\delta_{DLC}$						$\delta_h$	$\delta_c$	$\delta_a$		
								#1	#2	#3	#4	#5	#6			L	R		
つづき	56	134								0			25						
	57	135	-10/24	0	35	5546	25.0	30	-30	0			25	0	0	13	0		
	58	136						25	0			-30							
$\delta_a$ の効果	59	75																4.16	$\Delta\delta_{aL} = -25$
	60	77														-21			$= -20$
	61	79	-10/24	0	35	5158	22.5	0		0				0	0	-6	4		$= -10$
	62	80														14			$= 10$
	63	81														24			$= 20$
	64	82														29			$= 25$
$\delta_r$ の効果	65	84																4.17	
	66	85	-10/24	0	35	5158	22.5	0		0				0	0	4			-20
	67	86																	-10
	68	87																	10

表 3.3 DLC 非対称時の試験ケース (単位 : deg)

CASE No.	DLC#1	#2	#3	#4	#5	#6
1	-30		0			
2	25		0			
3			0			-30
4			0			25
5	-30		0			25
6	25		0			-30

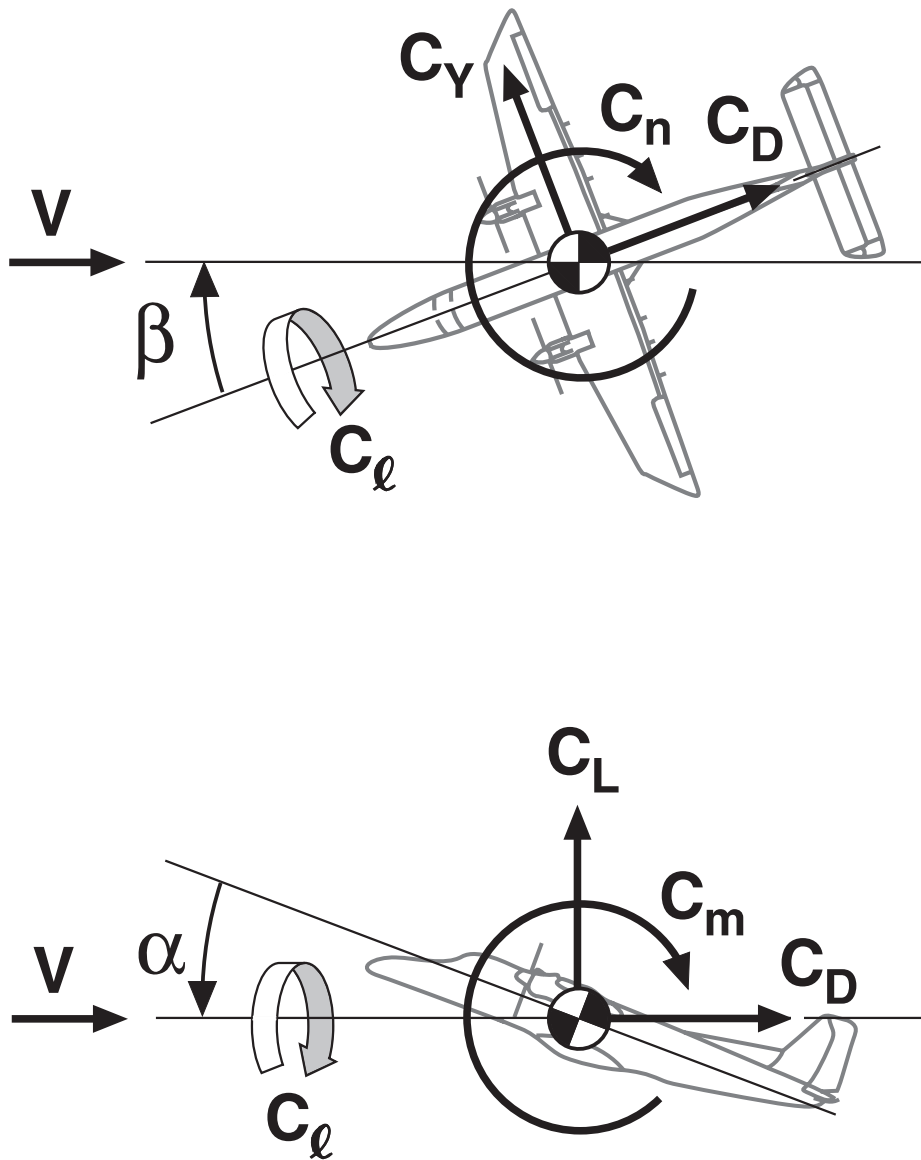


図 2.1 座標系 (安定軸)

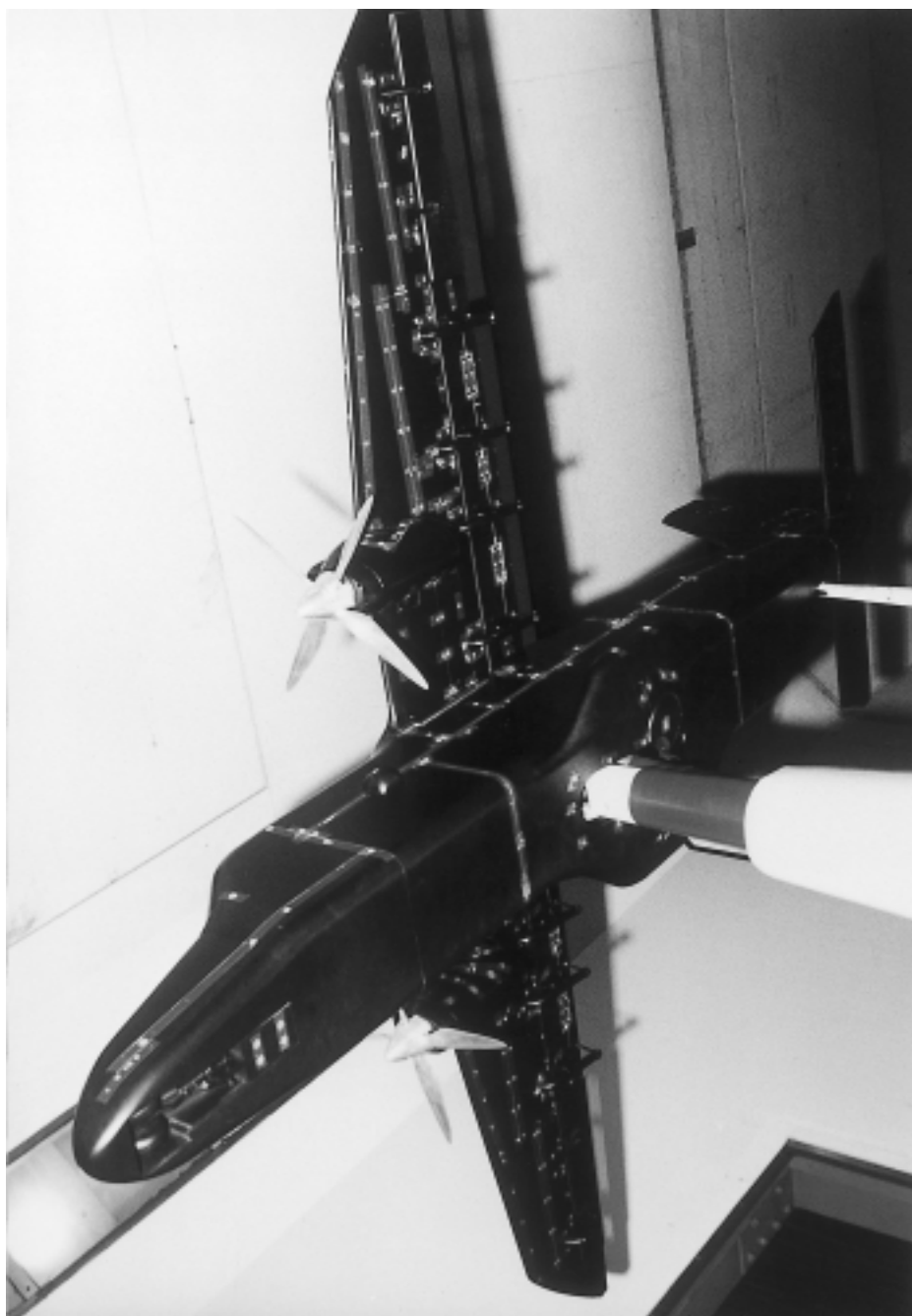
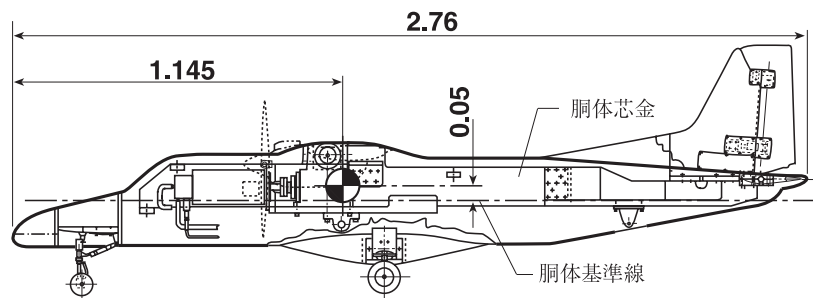
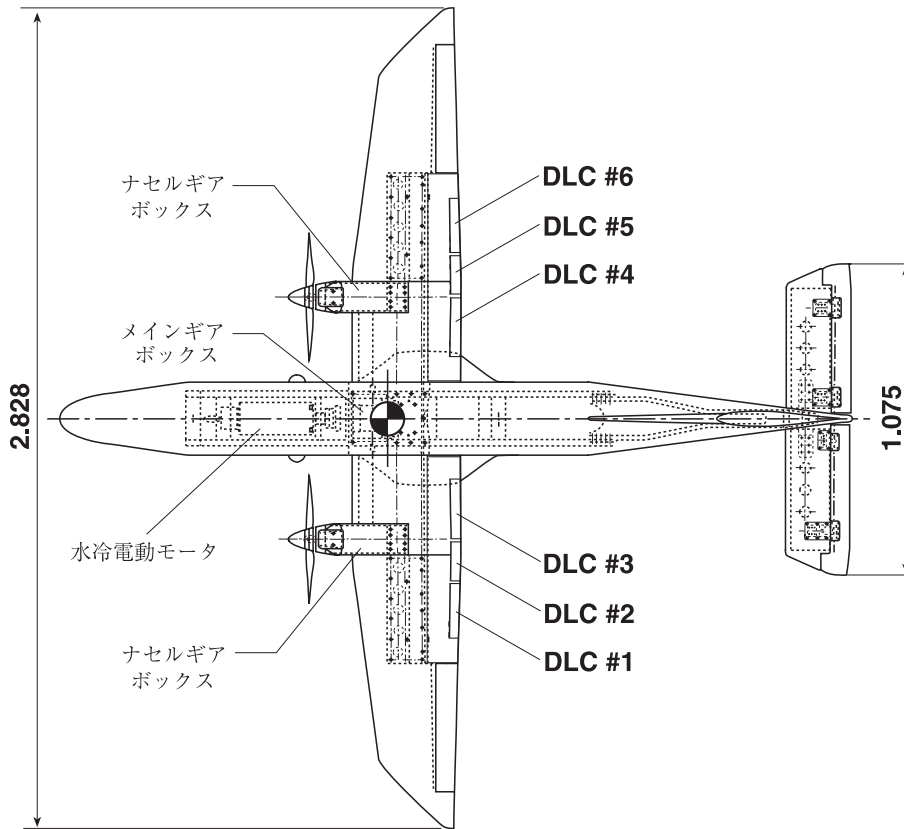


图 3.1 风洞模型 (写真)



単位：m

図 3.2 風洞模型 (二面図)

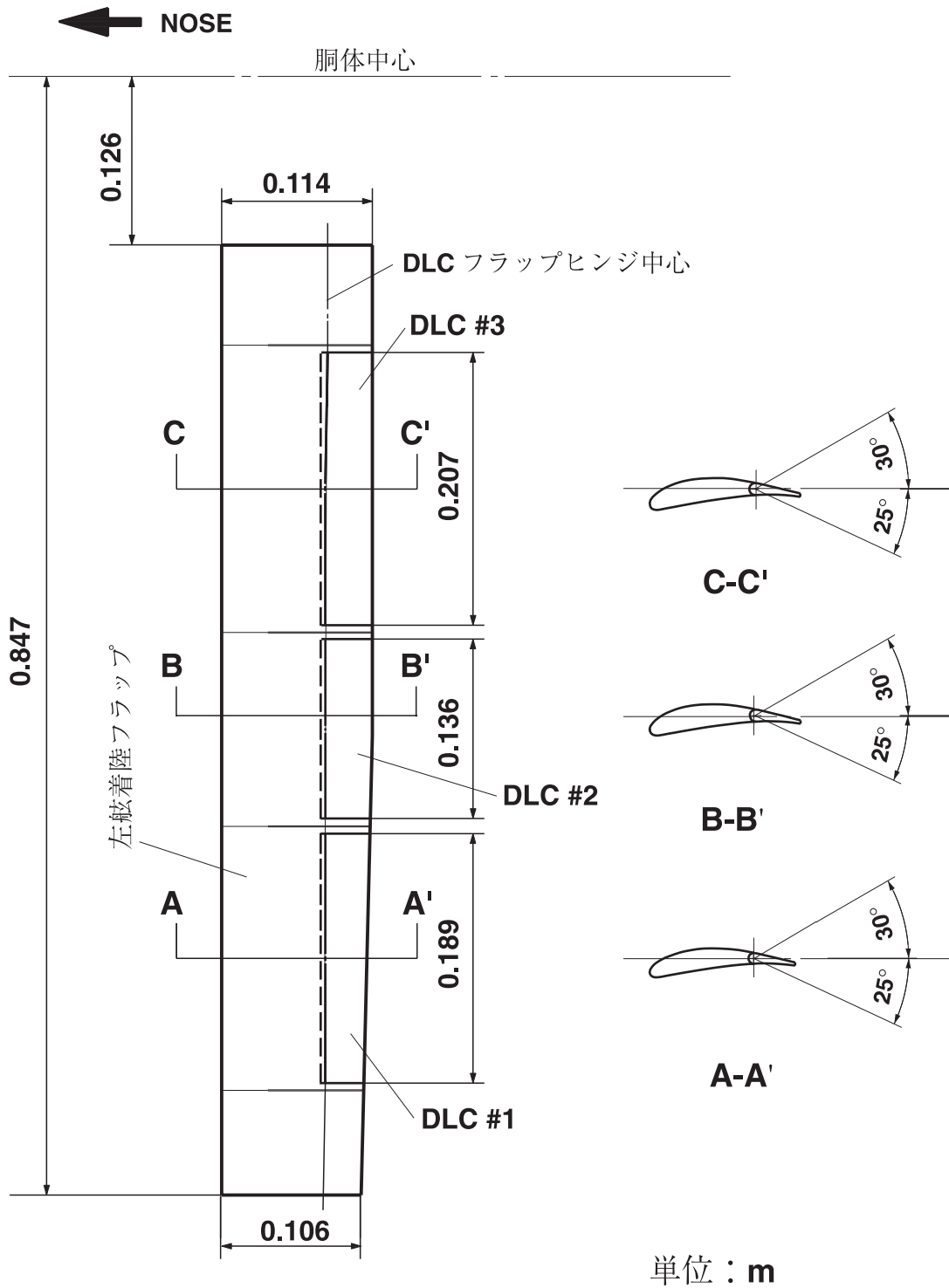


図 3.3 風洞模型 (左舷 DLC フラップ)

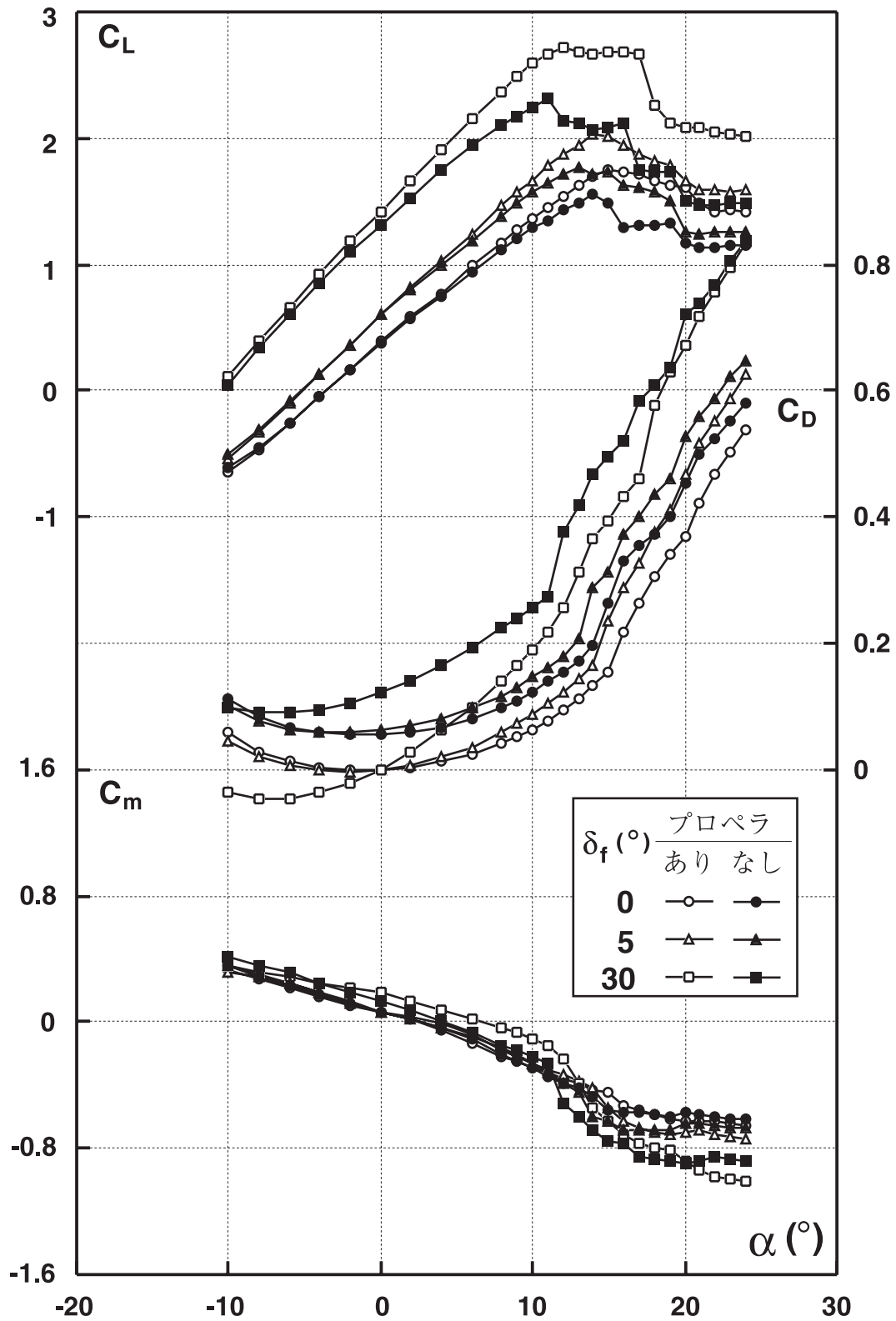


図 4.1(a) パワー効果 対  $C_L$ ,  $C_D$ ,  $C_m$

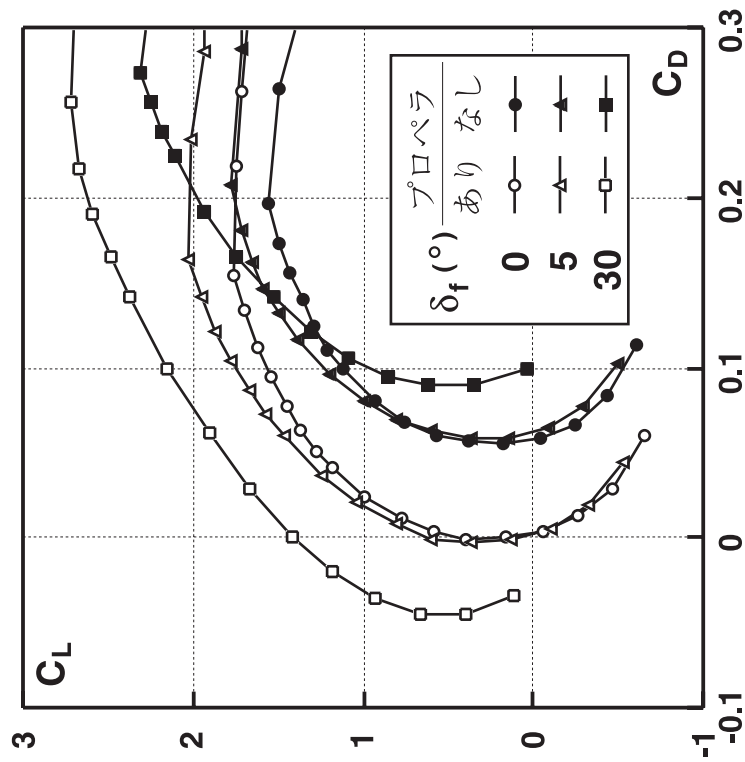


図 4.1(c) パワー効果  $C_D$  対  $C_L$

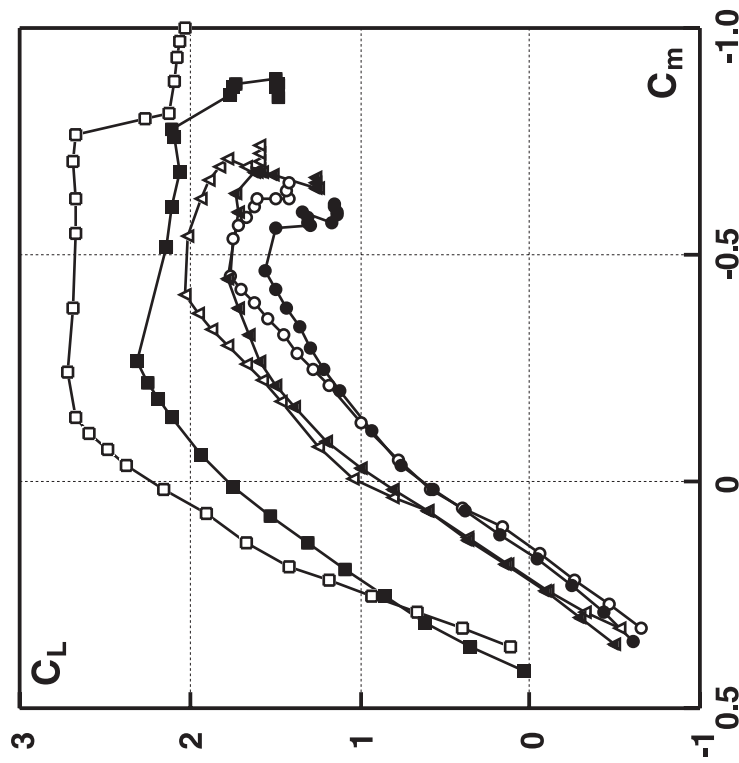


図 4.1(b) パワー効果  $C_m$  対  $C_L$



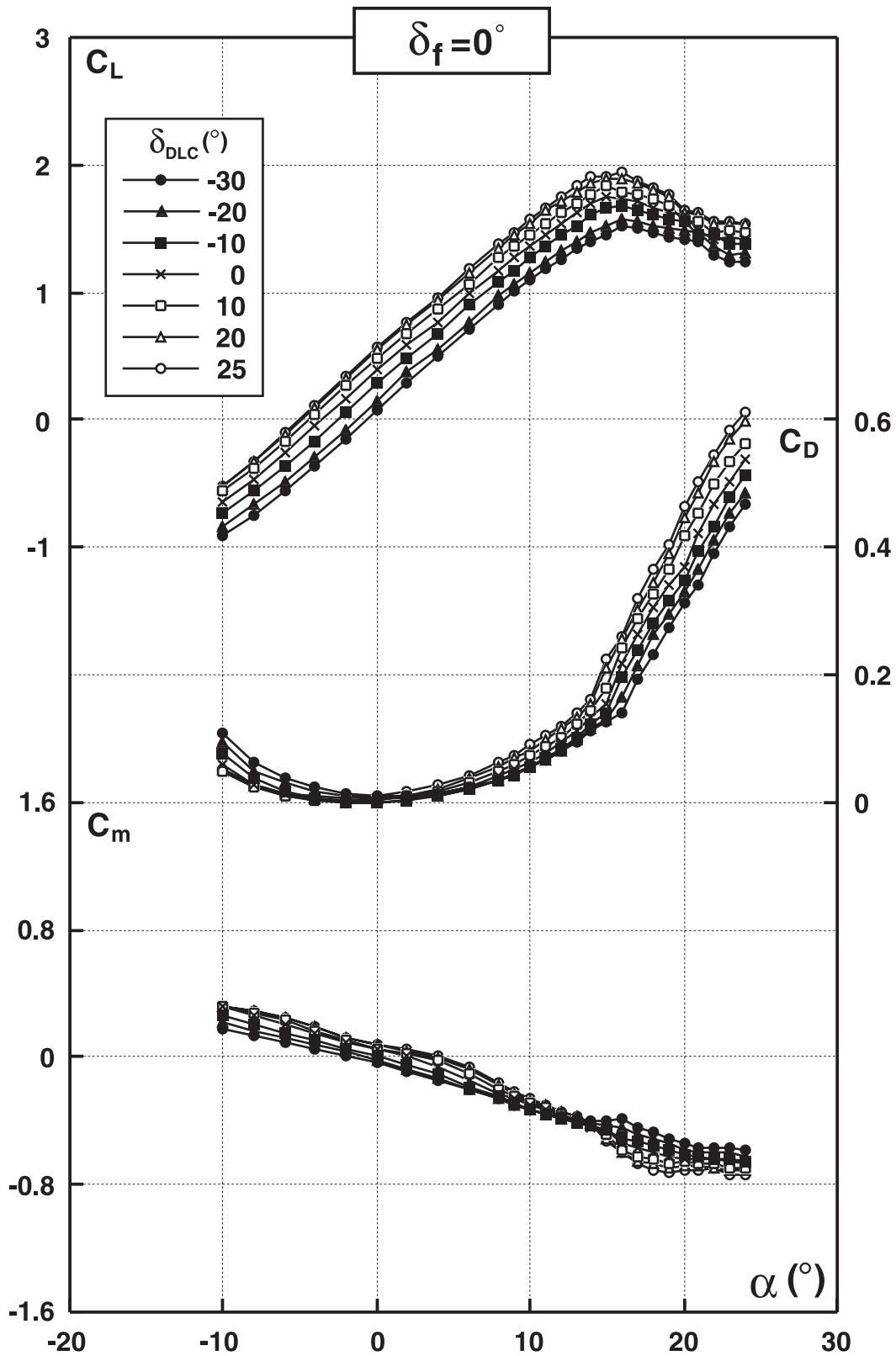


図 4.2(a) DLC フラップの効果 (対称動作) 対  $C_L$ 、 $C_D$ 、 $C_m$  ( $\delta_f = 0^\circ$ )

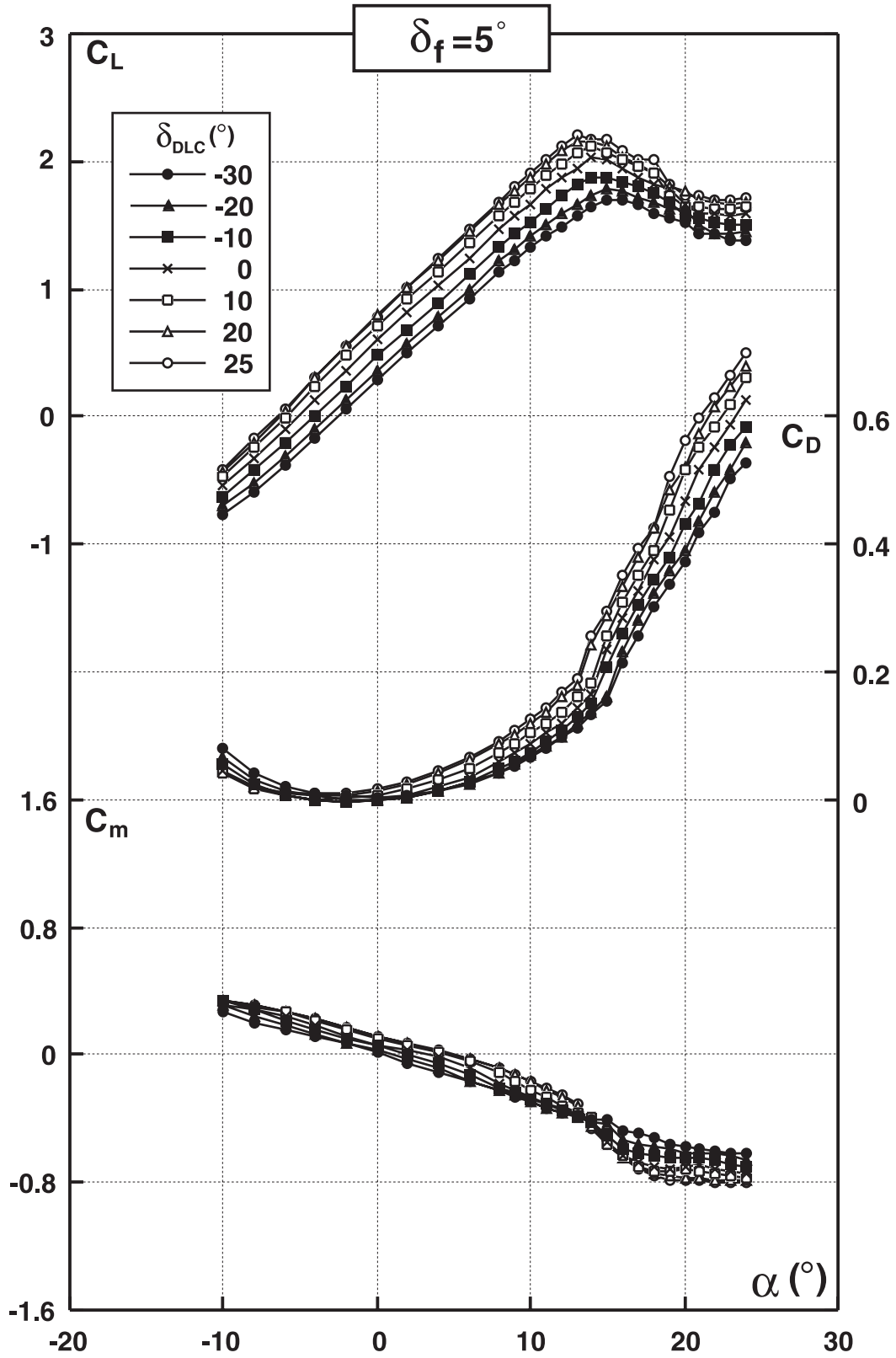


図4.2(b) DLCフラップの効果(対称動作) 対  $C_L$ 、 $C_D$ 、 $C_m$  ( $\delta_f = 5^\circ$ )

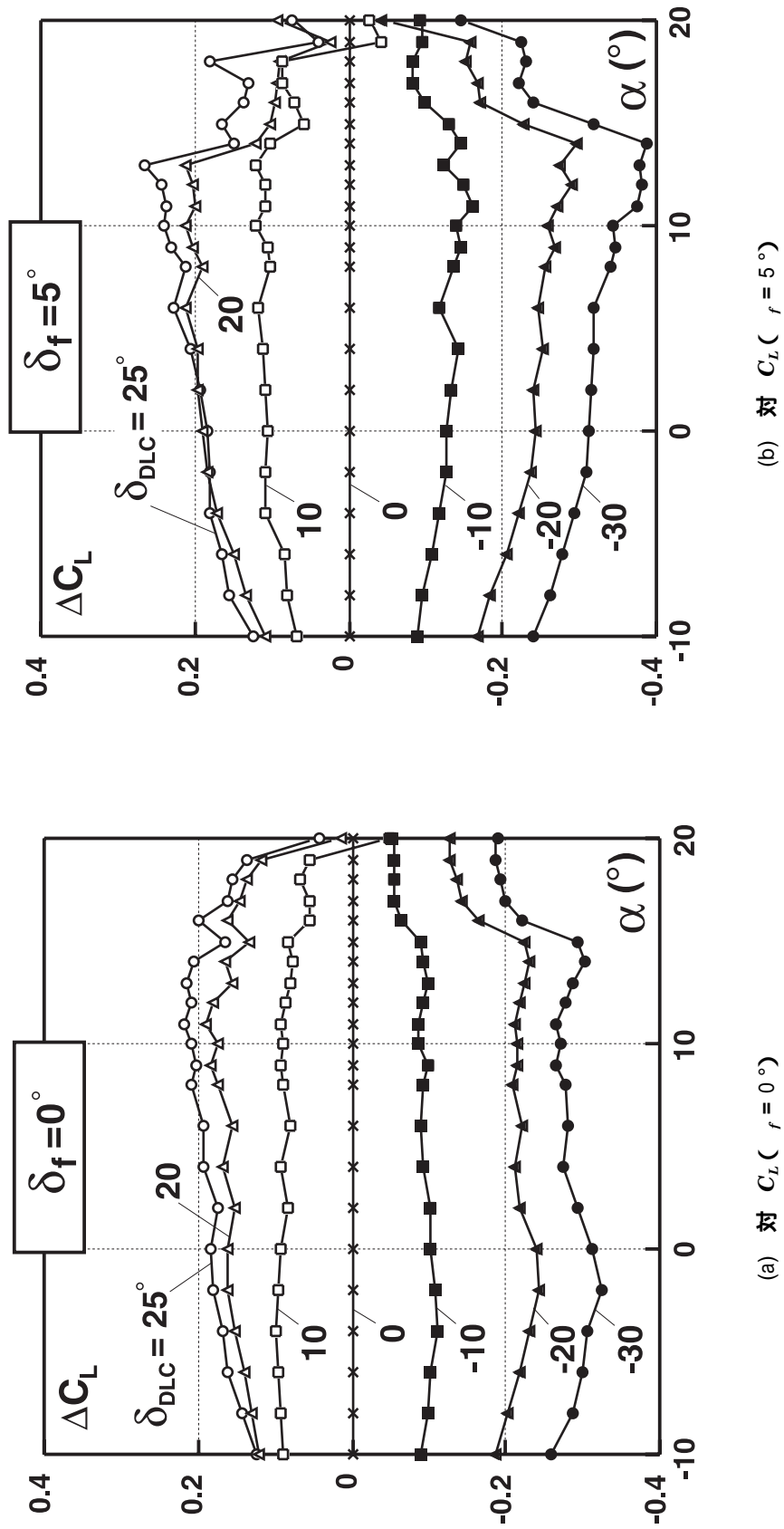
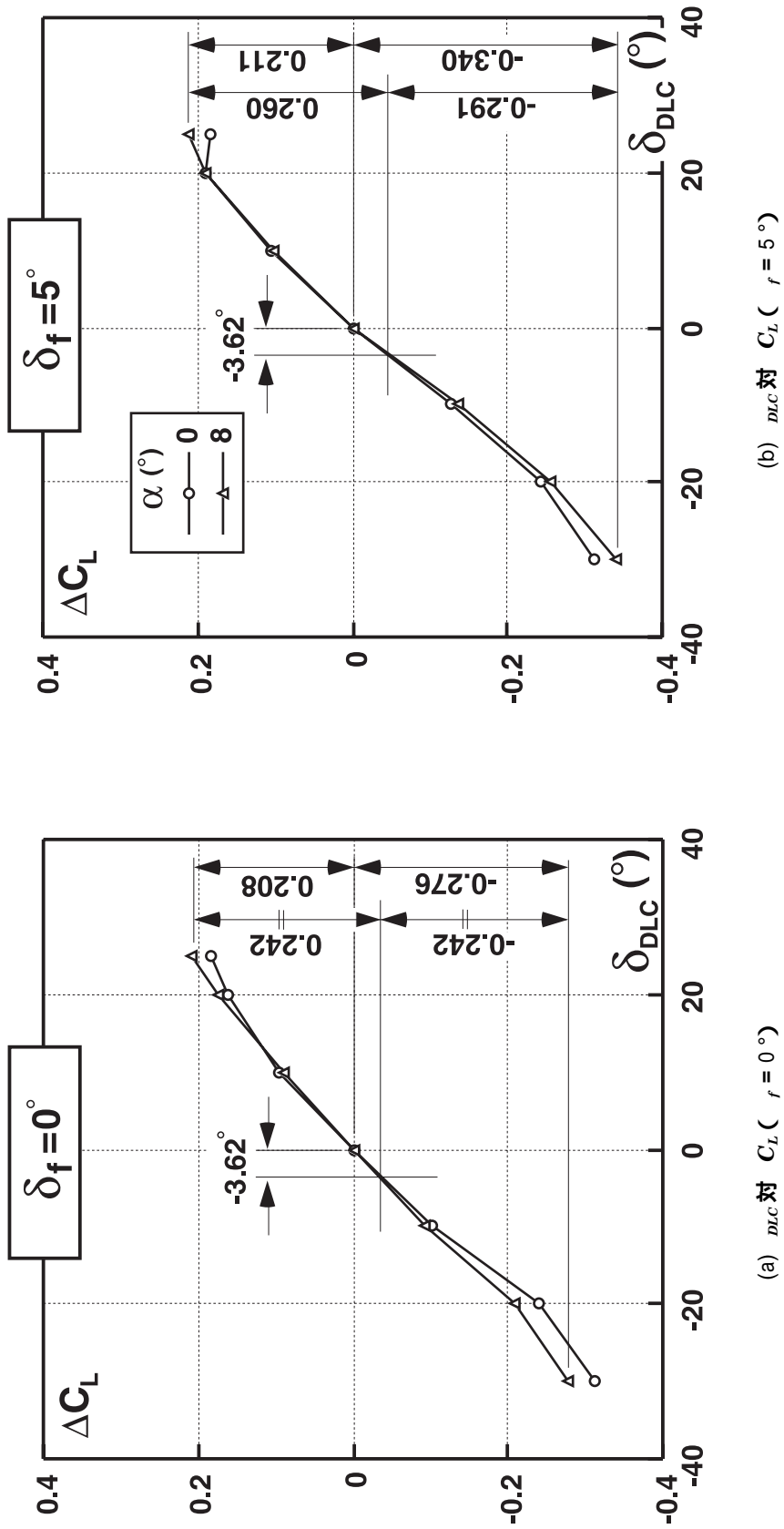


図 4.3 DLCフラップの効果(対称動作)



(b)  $\delta_{DLC}$  对  $C_L$  ( $r = 5^\circ$ )

(a)  $\delta_{DLC}$  对  $C_L$  ( $r = 0^\circ$ )

図 4.4 DLCフラップの効果 (対称動作)

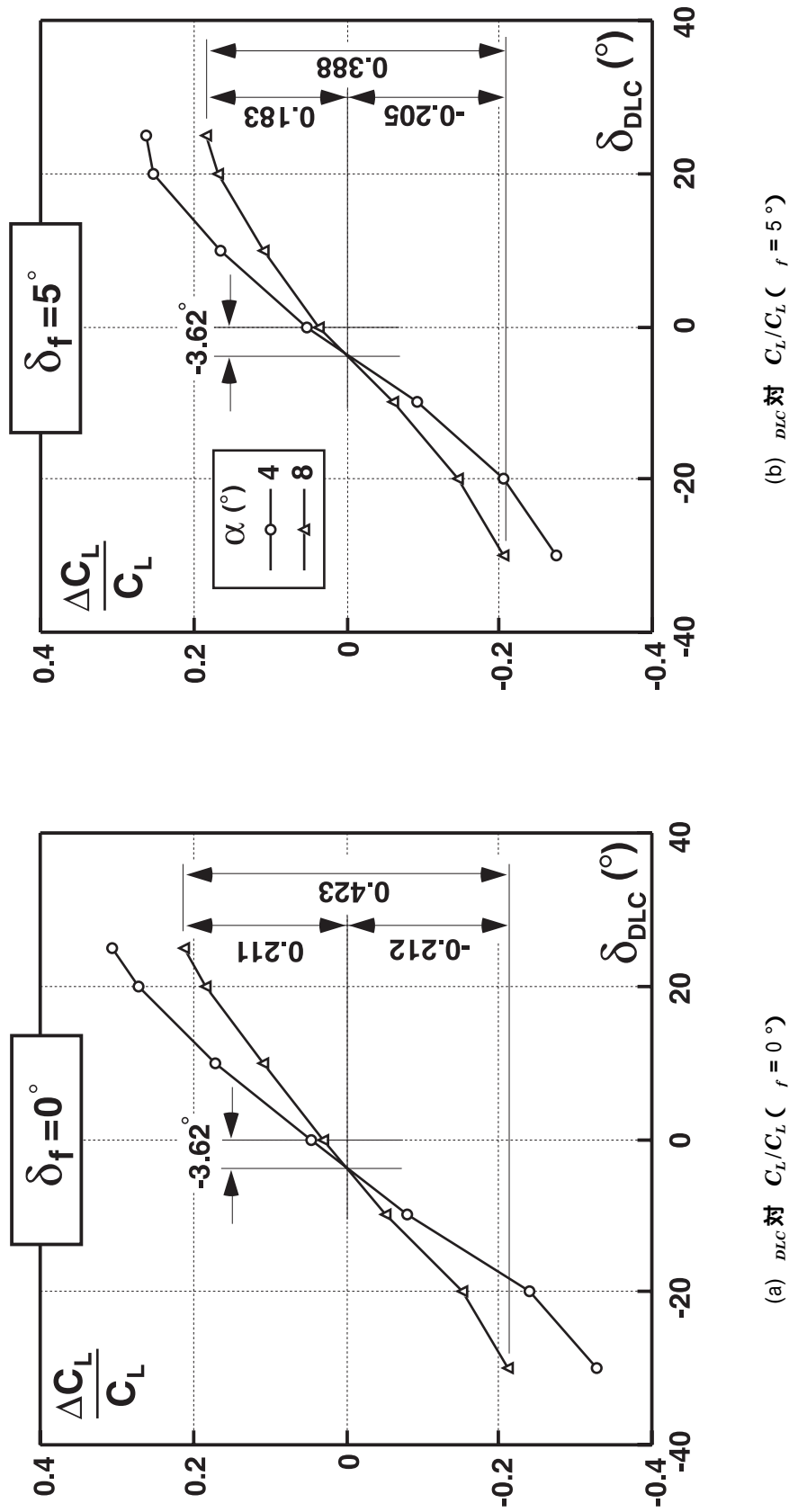
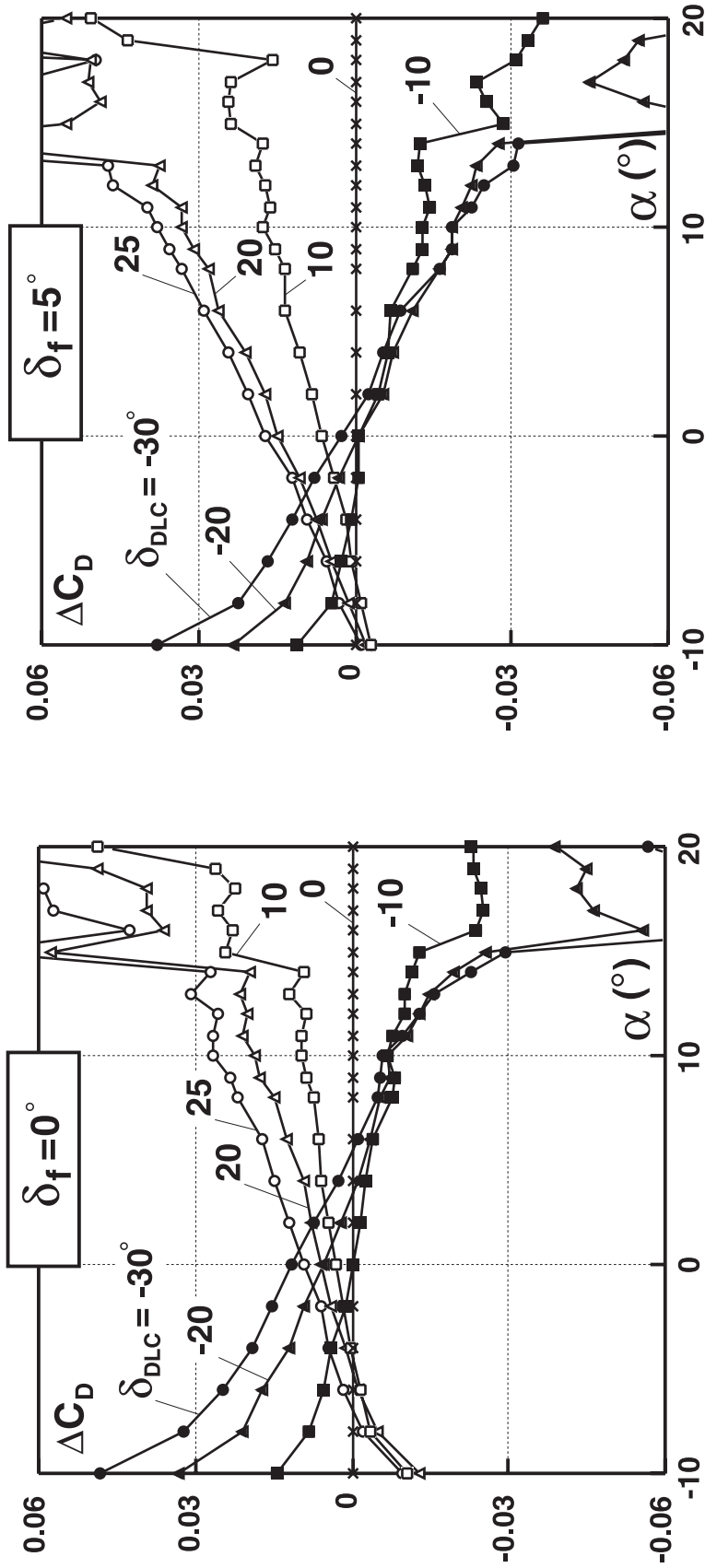


図 4.5 DLC フラップの効果 (対称動作)



(b) 対  $C_D$  ( $r = 5^\circ$ )

(a) 対  $C_D$  ( $r = 0^\circ$ )

図 4.6 DLCフラップの効果 (対称動作)

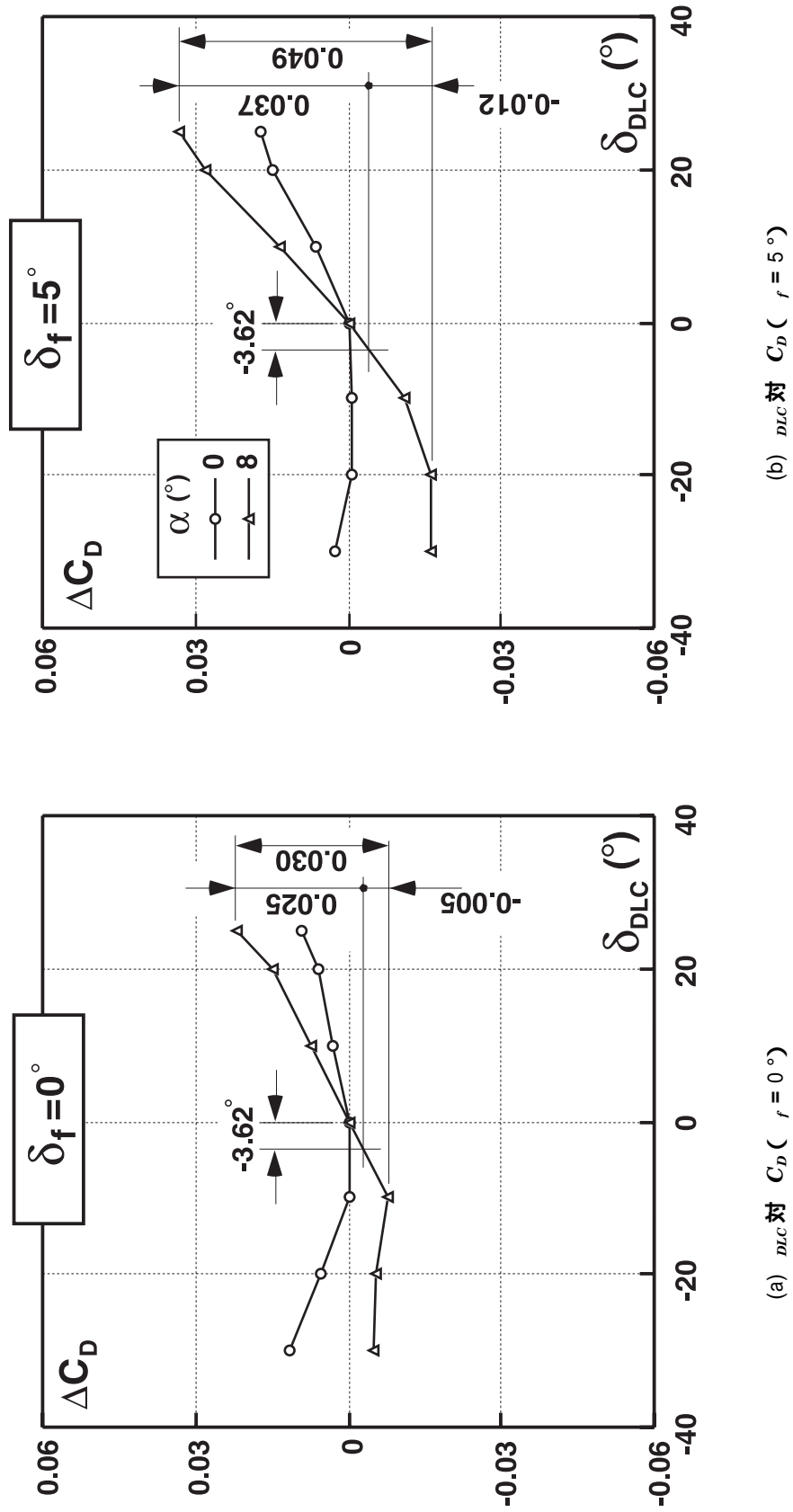


図 4.7 DLC フラップの効果 (対称動作)

(a)  $\delta_f$  対  $C_D$  ( $r = 0^\circ$ )

(b)  $\delta_f$  対  $C_D$  ( $r = 5^\circ$ )

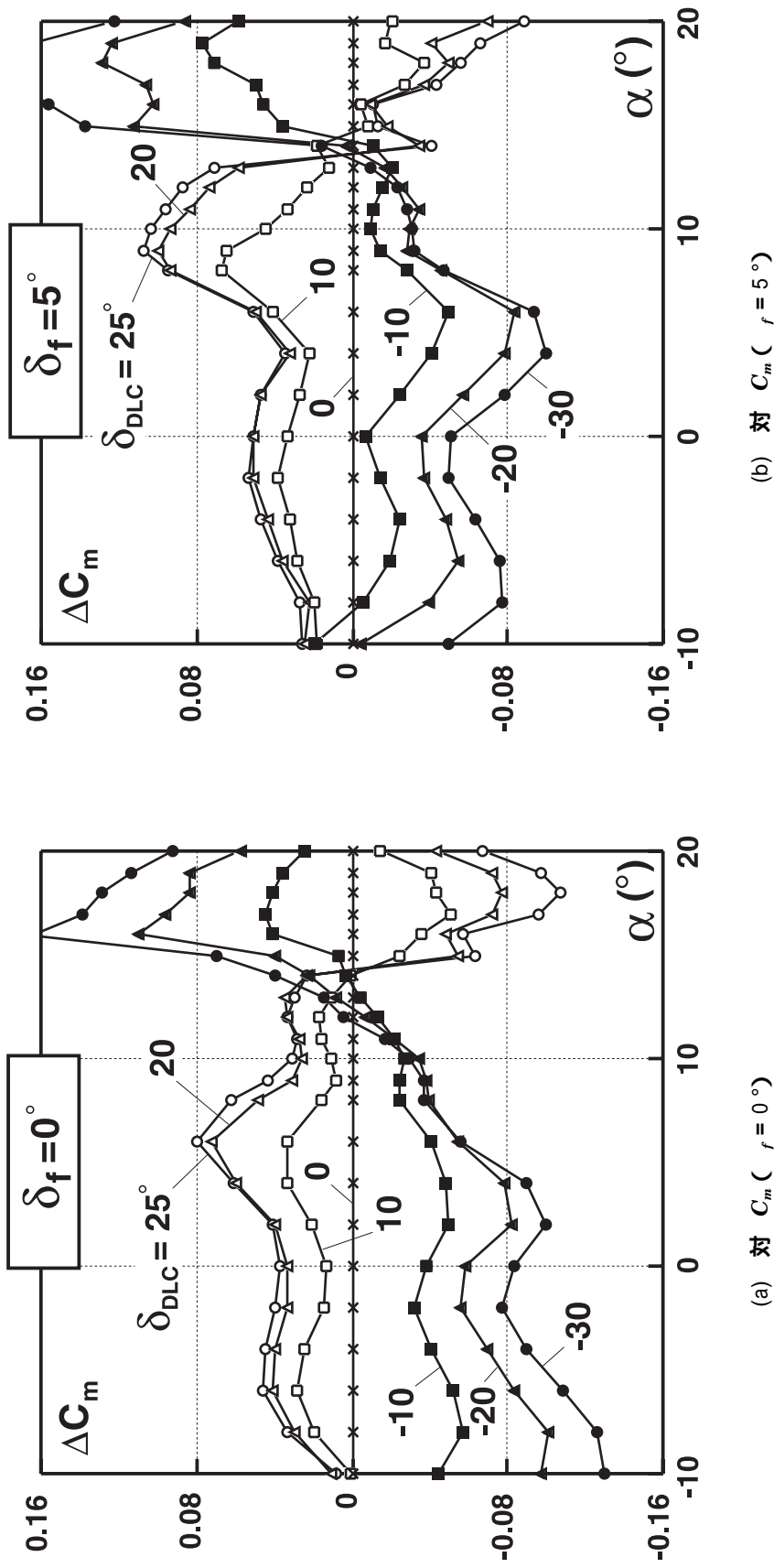


図 4.8 DLCフラップの効果(対称動作)



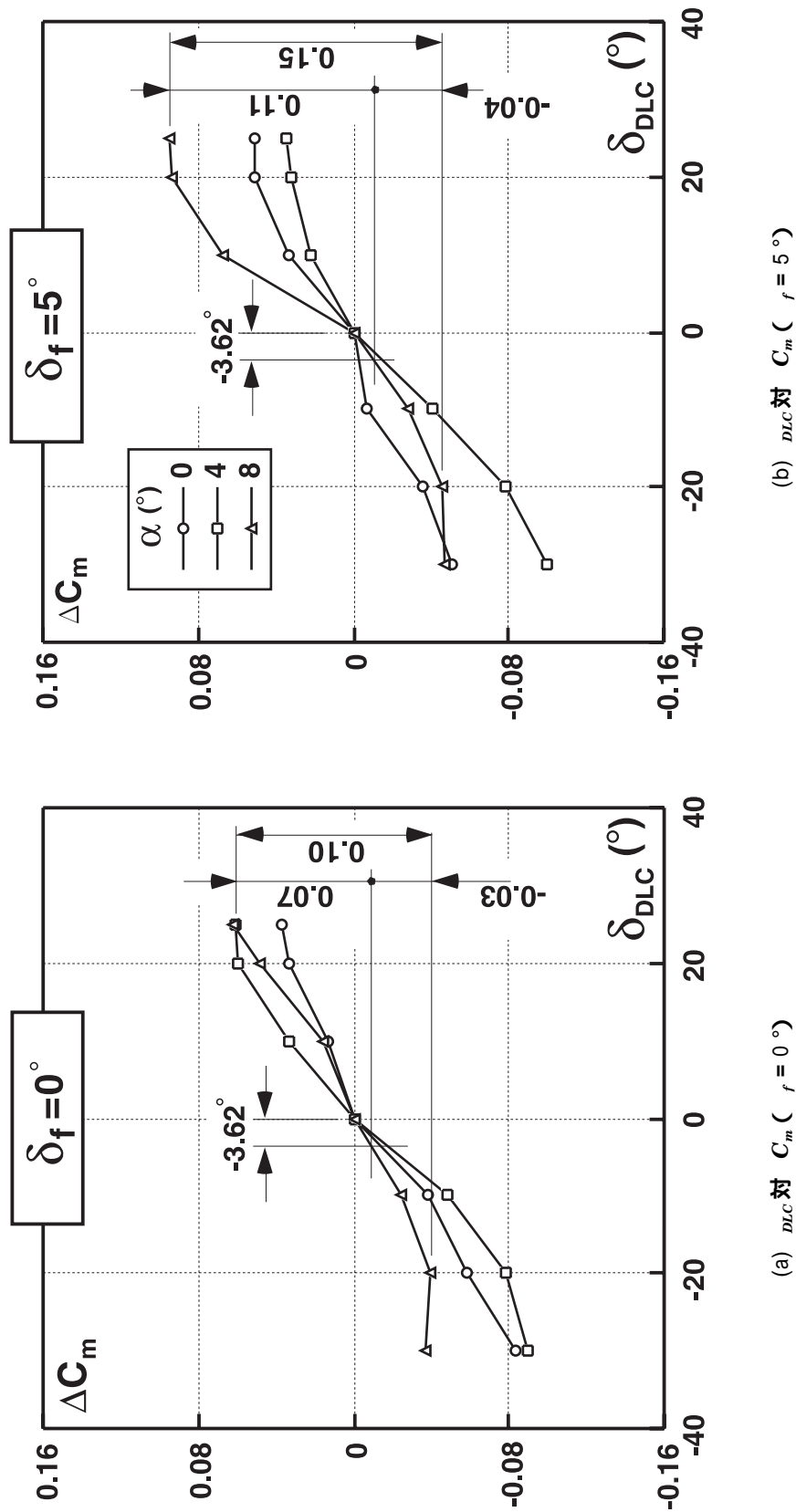


図 4.9 DLCフラップの効果(対称動作)

(a)  $\delta_{DLC}$  対  $C_m$  ( $r = 0^\circ$ )

(b)  $\delta_{DLC}$  対  $C_m$  ( $r = 5^\circ$ )

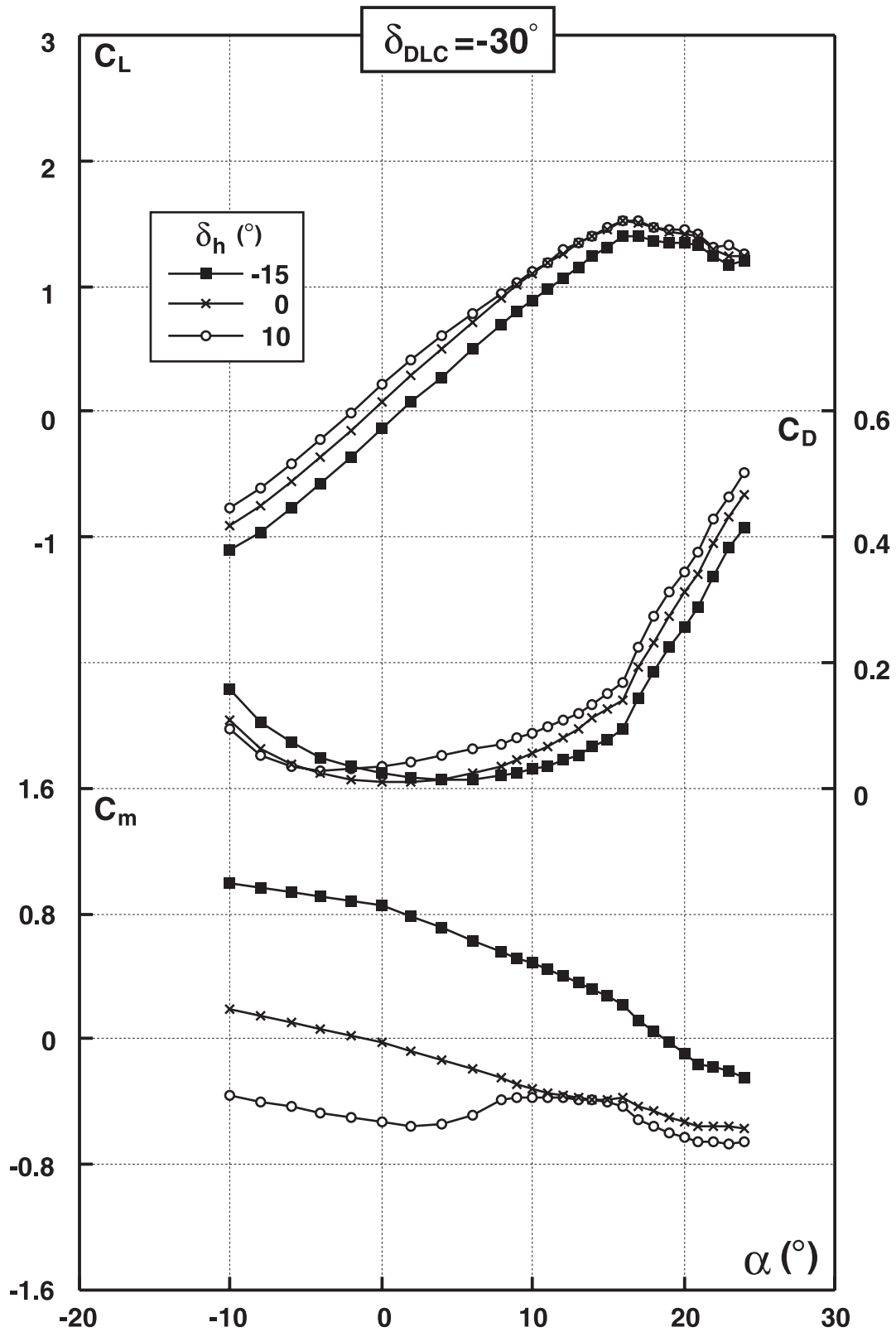


図 4.10(a) 水平尾翼の効き、 対  $C_L$ 、  $C_D$ 、  $C_m$  ( $f = 0^\circ$ 、  $DLC = -30^\circ$ )

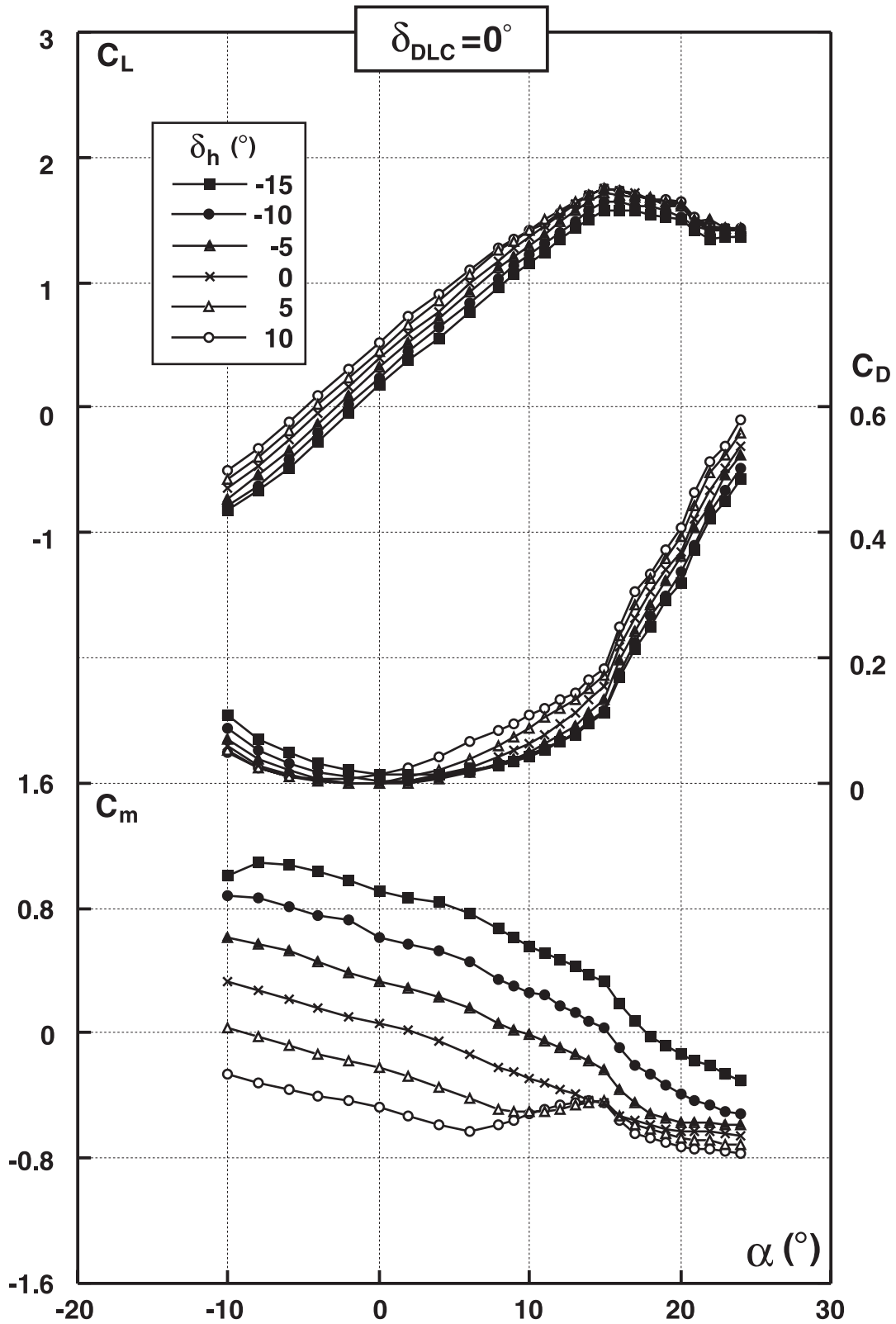


図 4.10(b) 水平尾翼の効き、対  $C_L$ 、 $C_D$ 、 $C_m$  ( $f = 0^\circ$ 、 $DLC = 0^\circ$ )

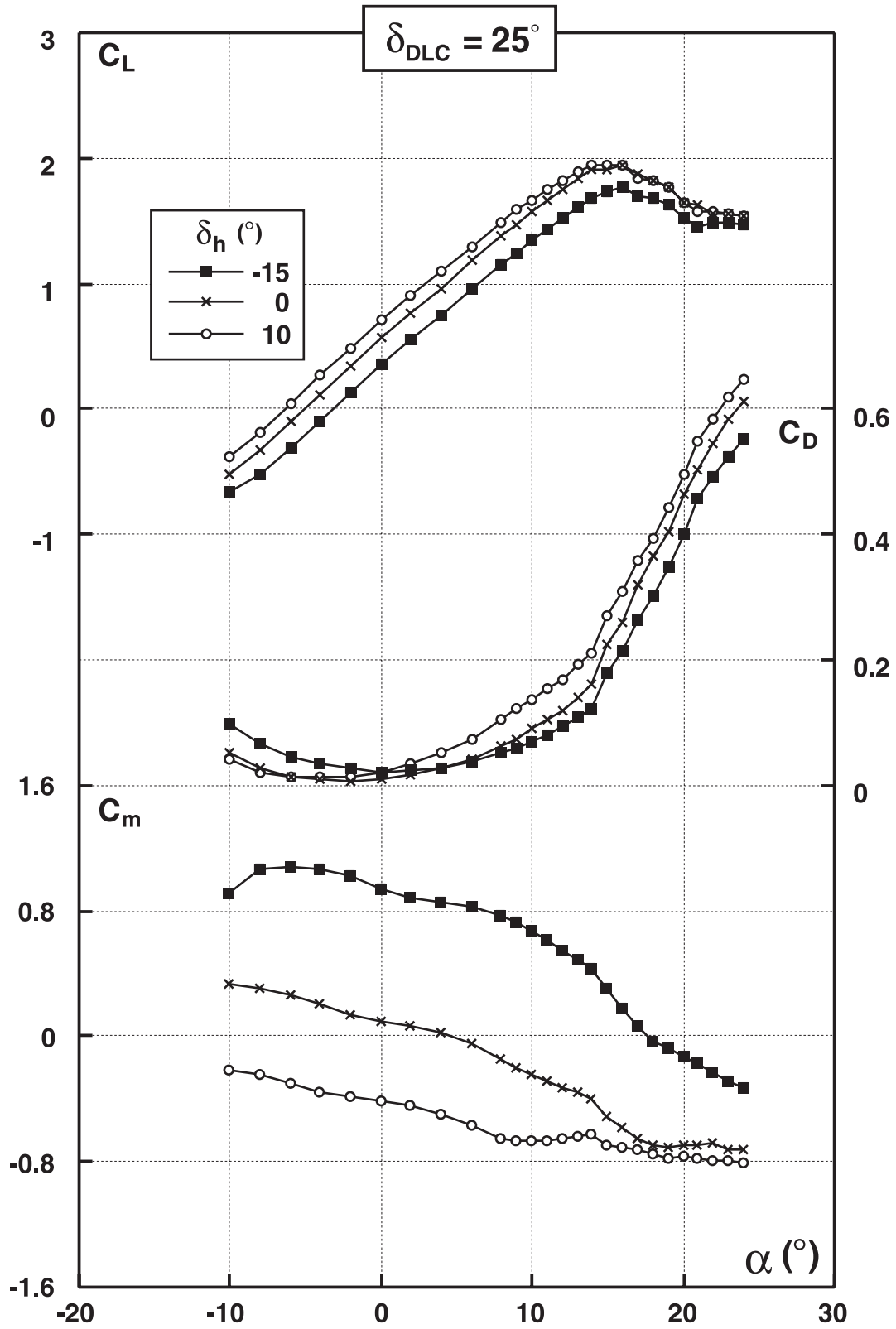


図 4.10(c) 水平尾翼の効果、 対  $C_L$ 、  $C_D$ 、  $C_m$  ( $f = 0^\circ$ 、  $DLC = 25^\circ$ )

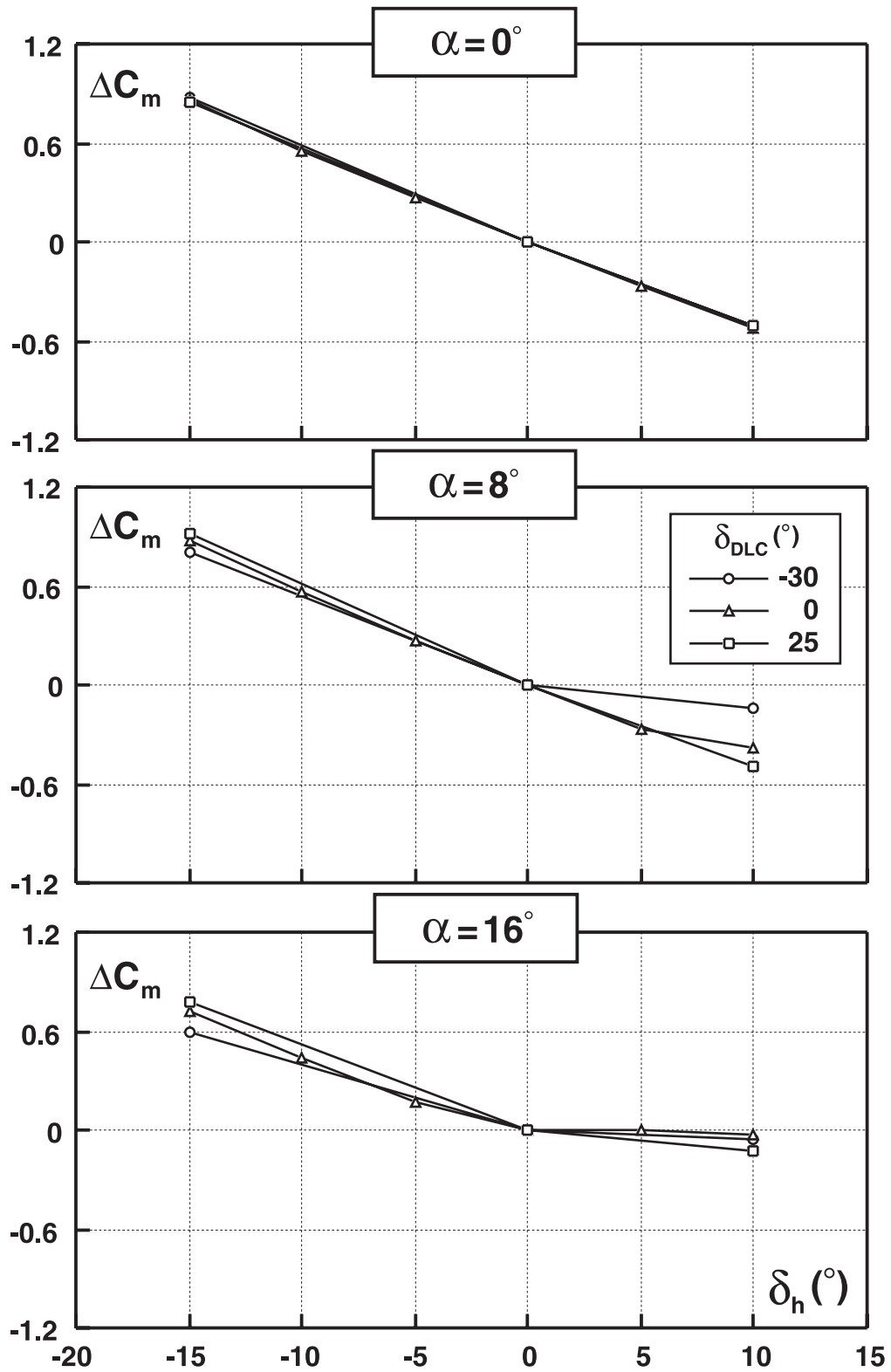


図4.10(d) 水平尾翼の効き、 $\delta_h$  対  $C_m$  ( $f = 0^\circ$ )

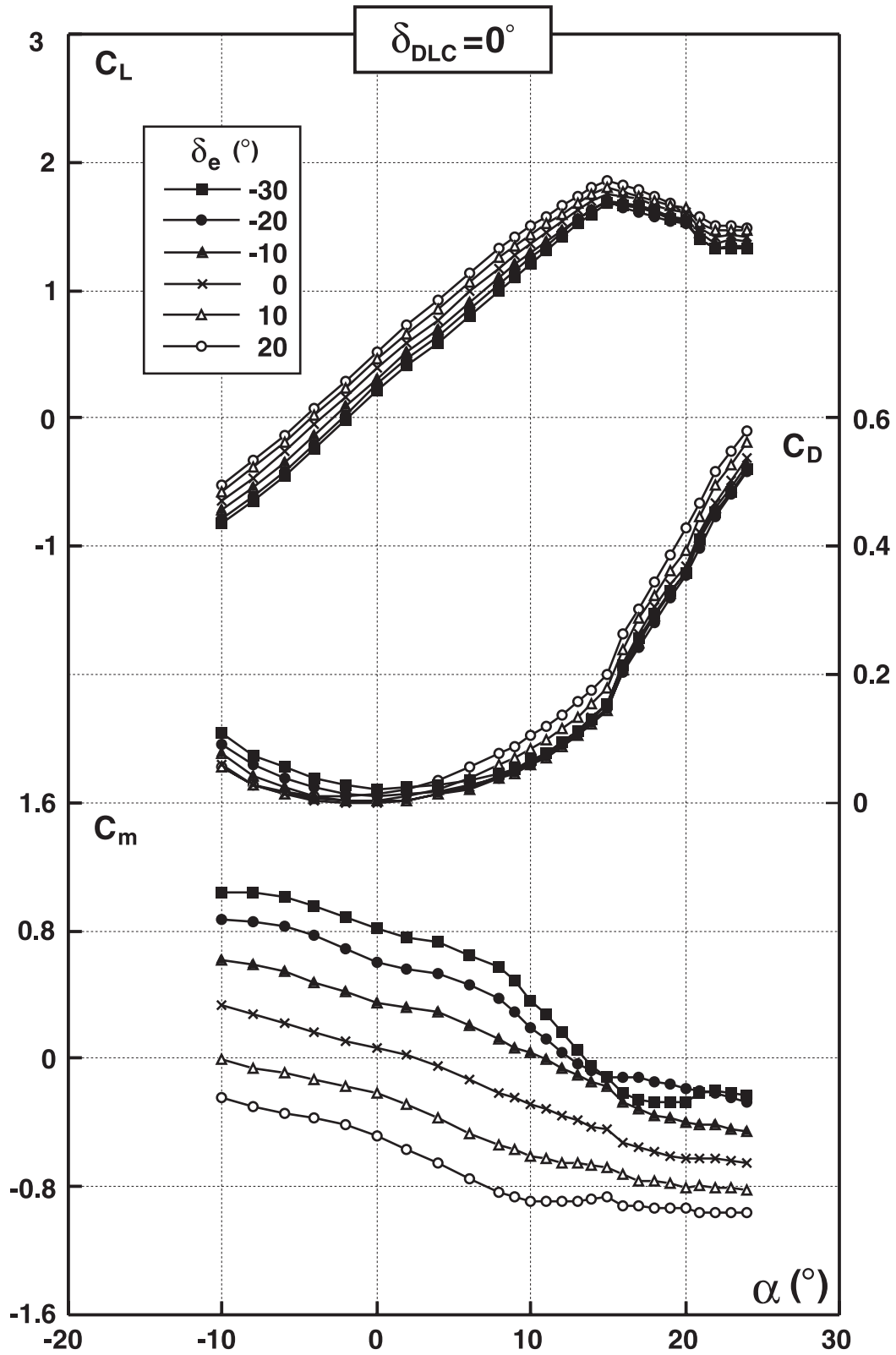


図 4.11(a) 昇降舵の効き、対  $C_L$ 、 $C_D$ 、 $C_m$  ( $\delta_f = 0^\circ$ 、 $\delta_{DLC} = 25^\circ$ )

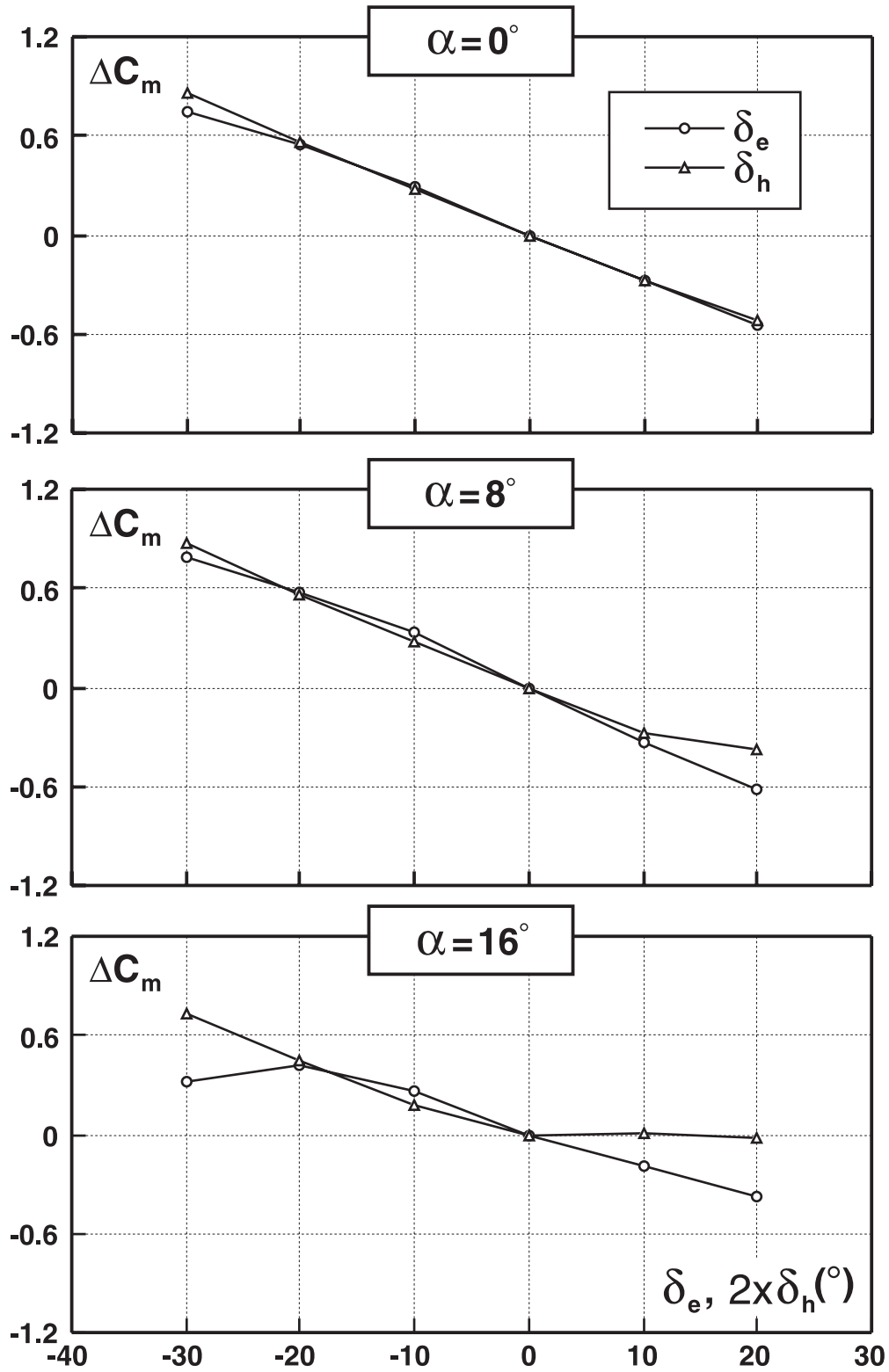


図 4.11(b) 水平尾翼と昇降舵の効きの比較  $\delta_e, 2 \times \delta_h$  対  $C_m$  ( $\alpha = 0^\circ, \text{DLC} = 0^\circ$ )

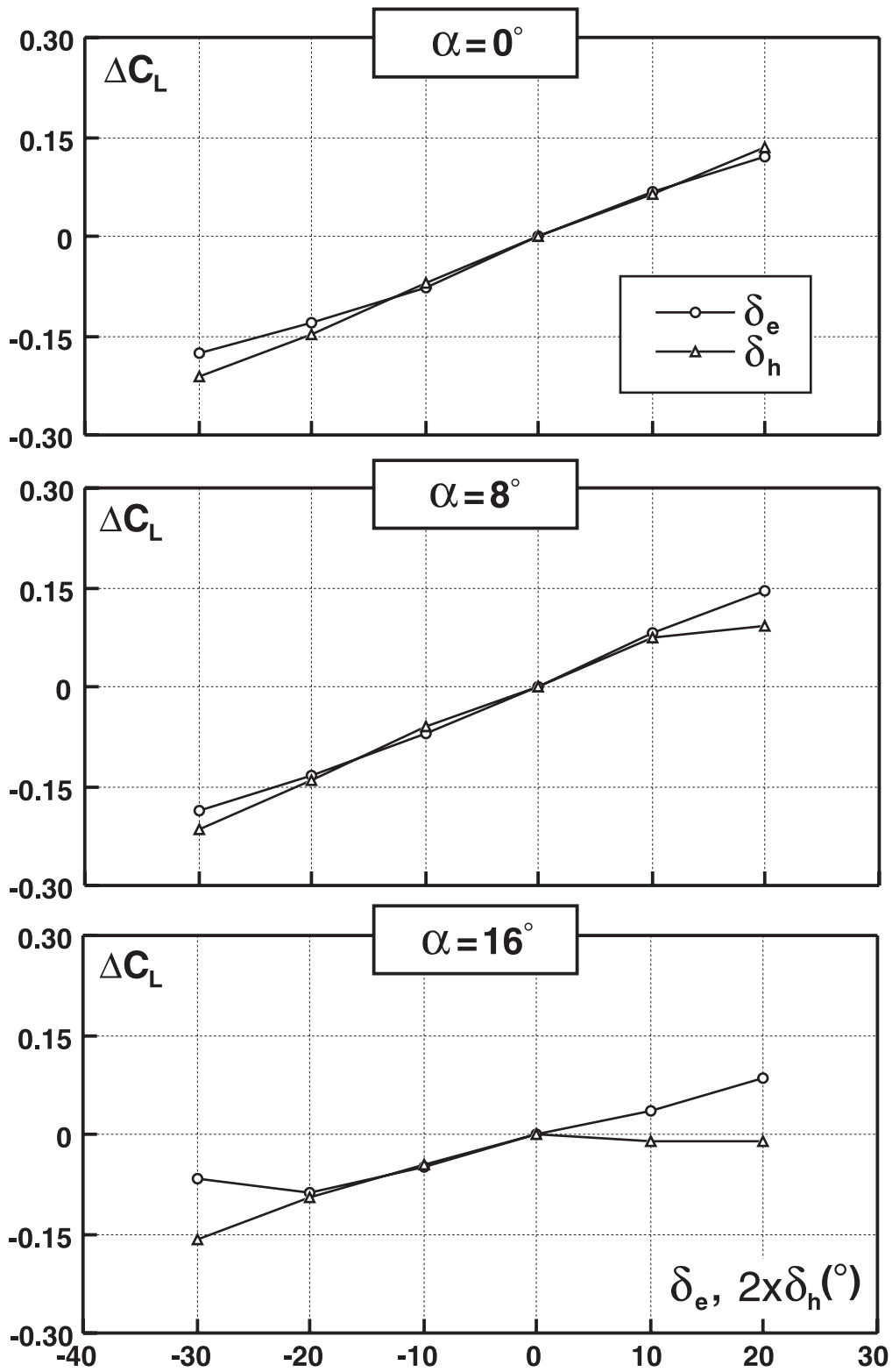


図 4.11(c) 水平尾翼と昇降舵の効きの比較  $\delta_e, 2 \times \delta_h$  対  $C_L$  ( $f = 0^\circ, \text{DLC} = 0^\circ$ )



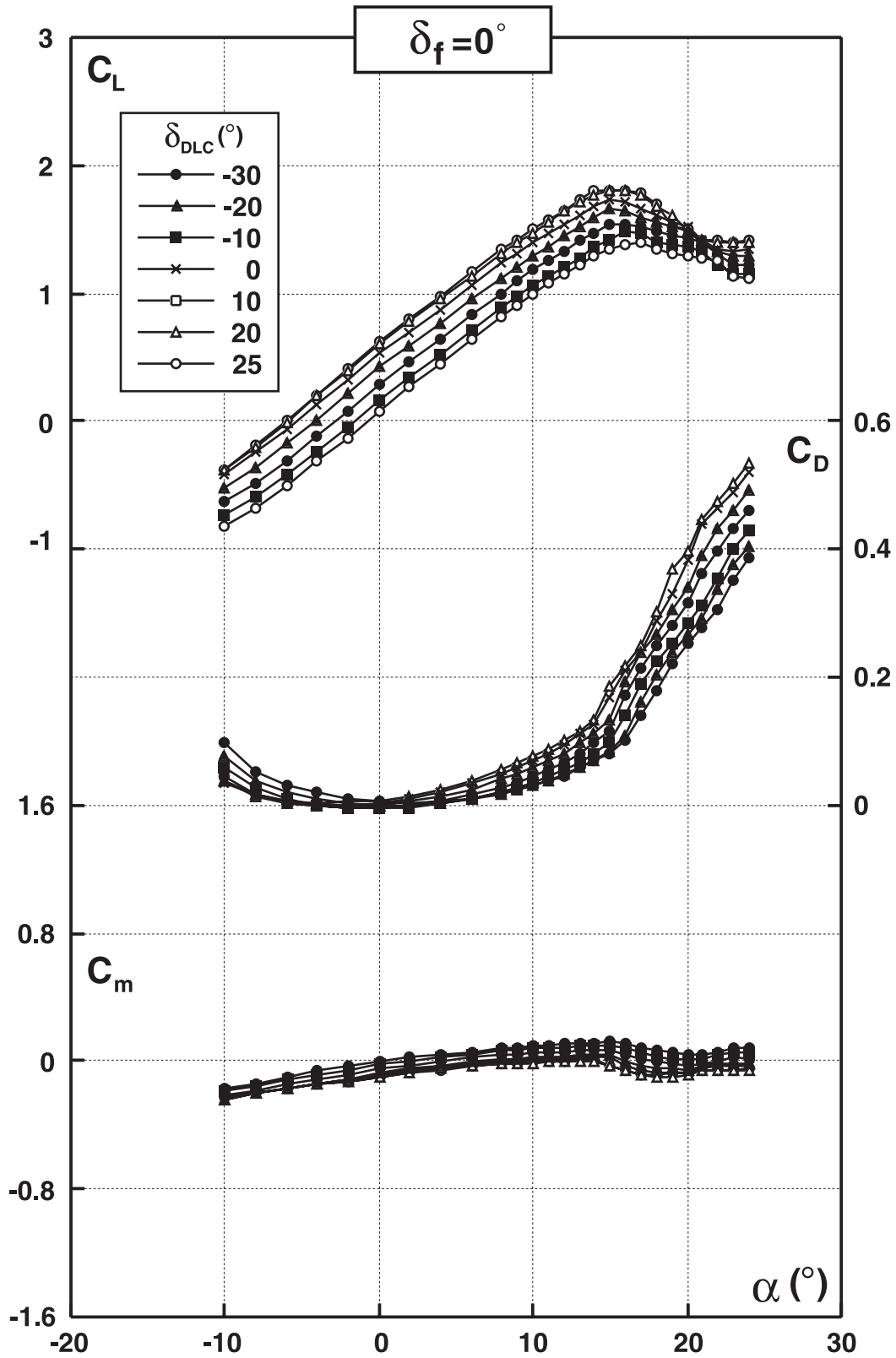
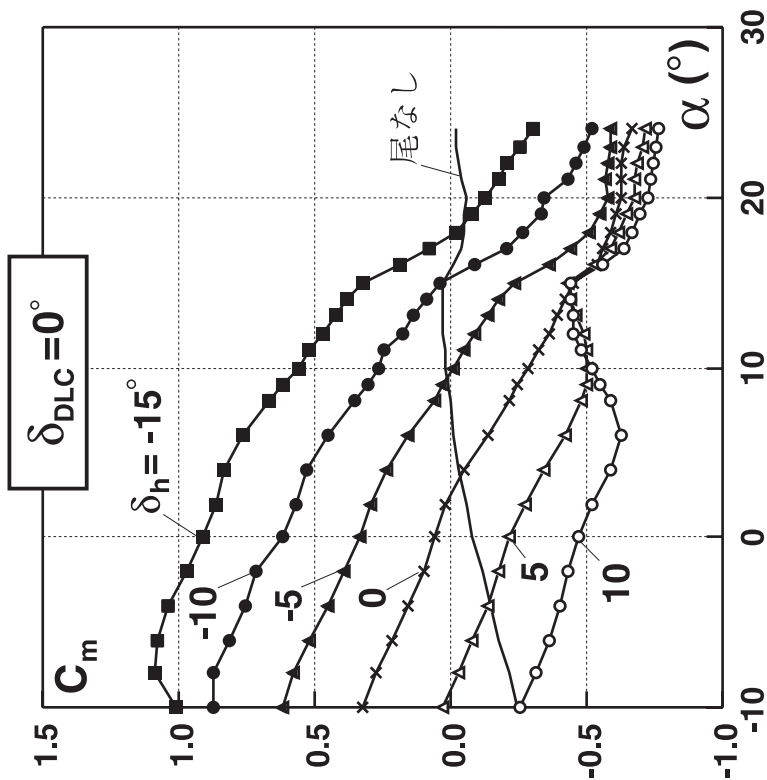
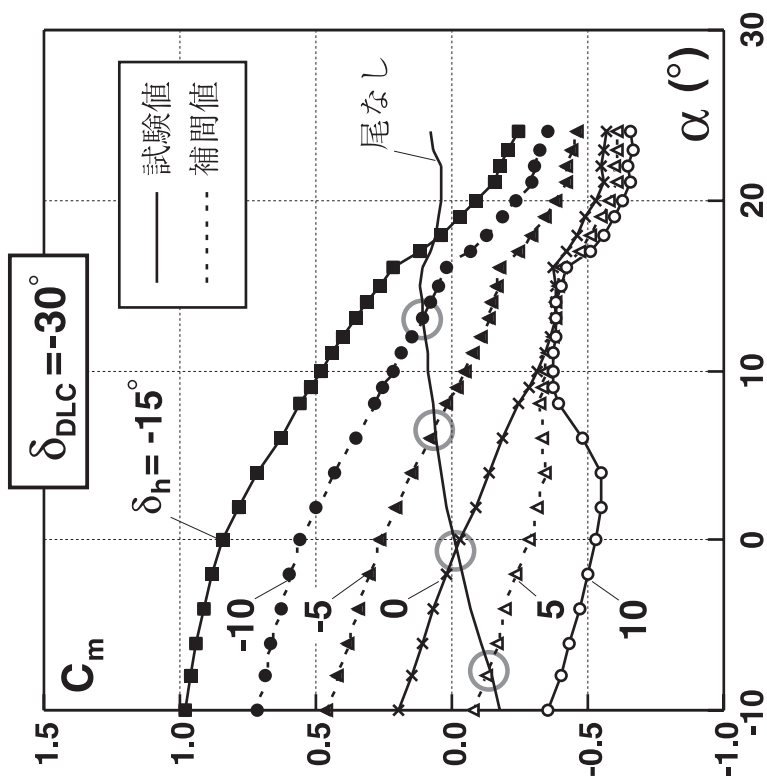


図4.12 DLCフラップの効果(対称動作、水平尾翼なし) 対  $C_L$ 、 $C_D$ 、 $C_m$  ( $\delta_f = 0^\circ$ )

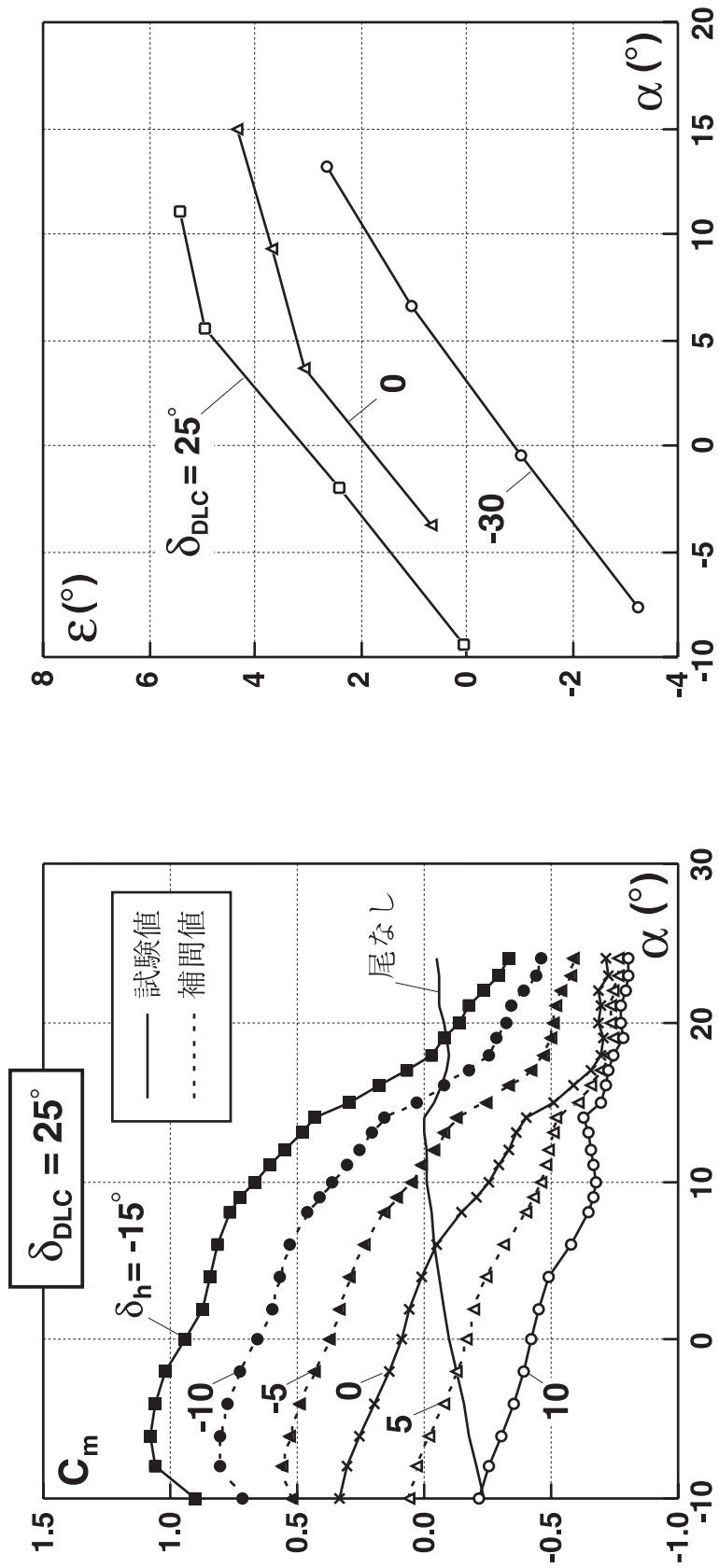


(a)  $w$  対  $C_m$  ( $r = 0^\circ$ ,  $DLC = -30^\circ$ )



(b)  $w$  対  $C_m$  ( $r = 0^\circ$ ,  $DLC = 0^\circ$ )

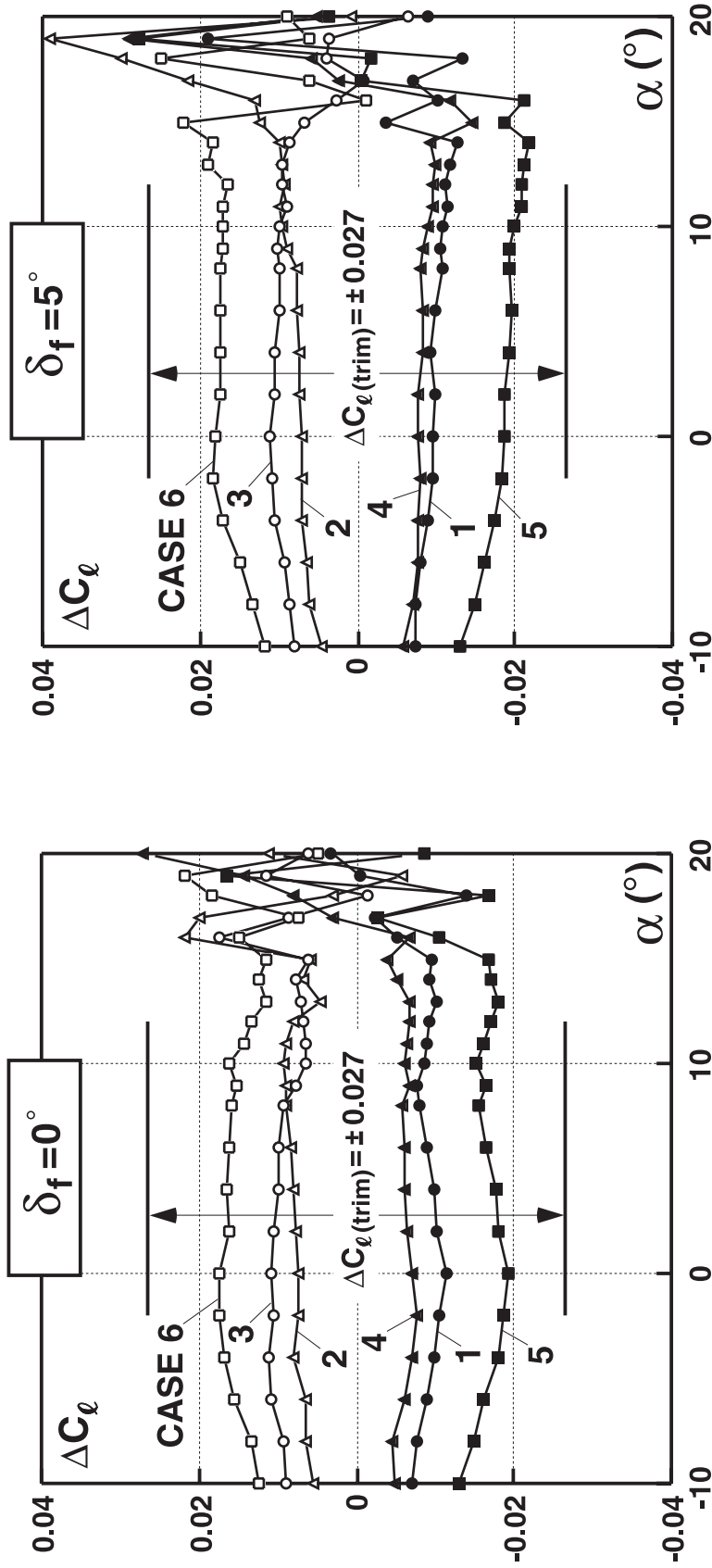
図 4.13 吹き下し角の推定



(c)  $\omega$  対  $C_m$  ( $f = 0^\circ$ ,  $DLC = 25^\circ$ )

(d) 推定された吹き下し角、 $\omega$  対

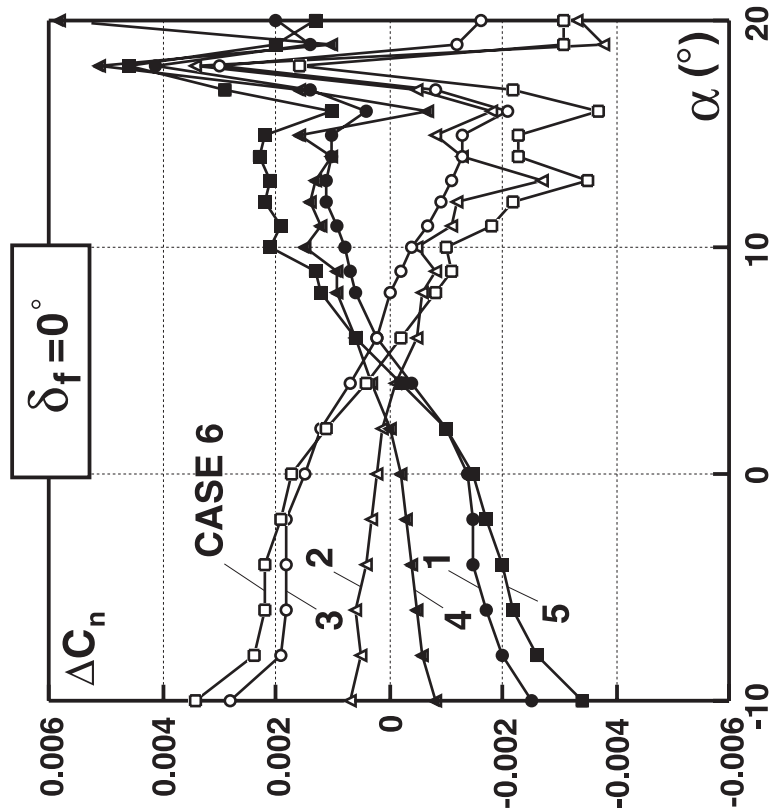
図4.13 吹き下し角の推定



(a) 对  $C_l$  ( $r = 0^\circ$ )

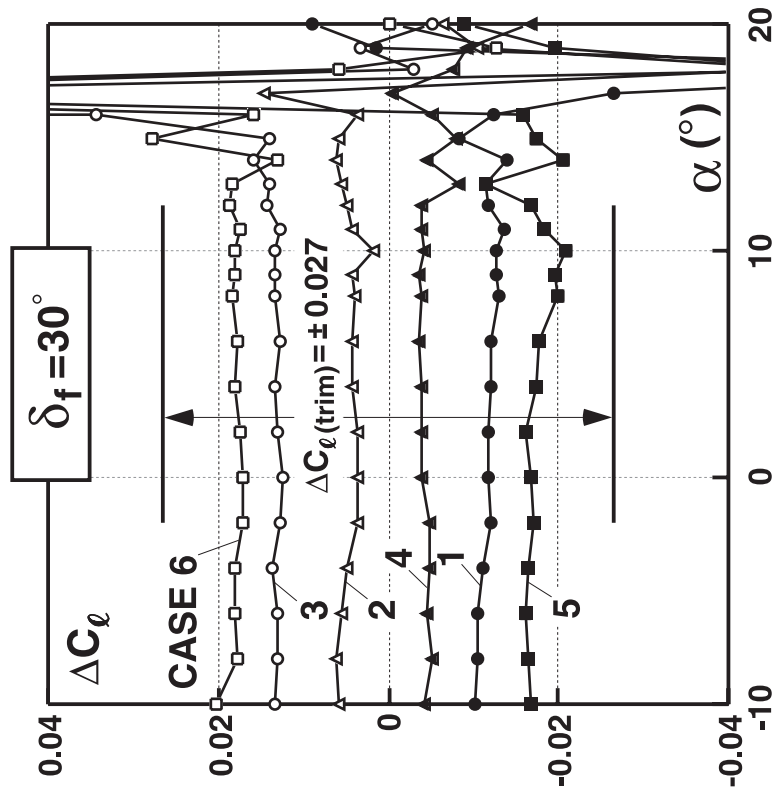
(b) 对  $C_l$  ( $r = 5^\circ$ )

图 4.14 DLC フラップの効果 (非対称動作)



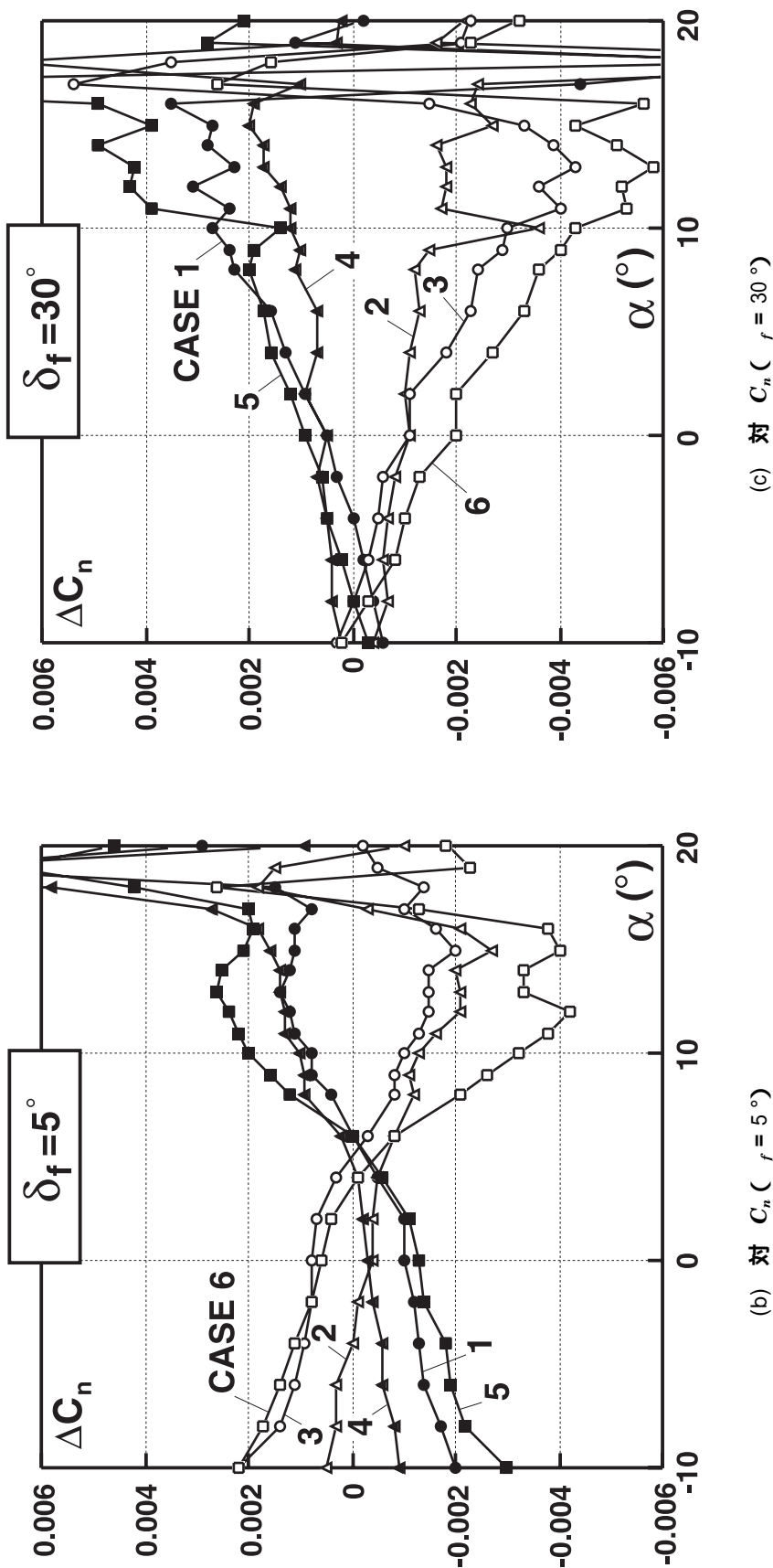
(a) 対  $C_n$  ( $r = 0^\circ$ )

図 4.15 DLCフラップの効果 (非対称動作)



(c) 対  $C_l$  ( $r = 30^\circ$ )

図 4.14 DLCフラップの効果 (非対称動作)



(c) 対  $C_n$  ( $r = 30^\circ$ )

(b) 対  $C_n$  ( $r = 5^\circ$ )

図 4.15 DLC フラップの効果 (非対称動作)

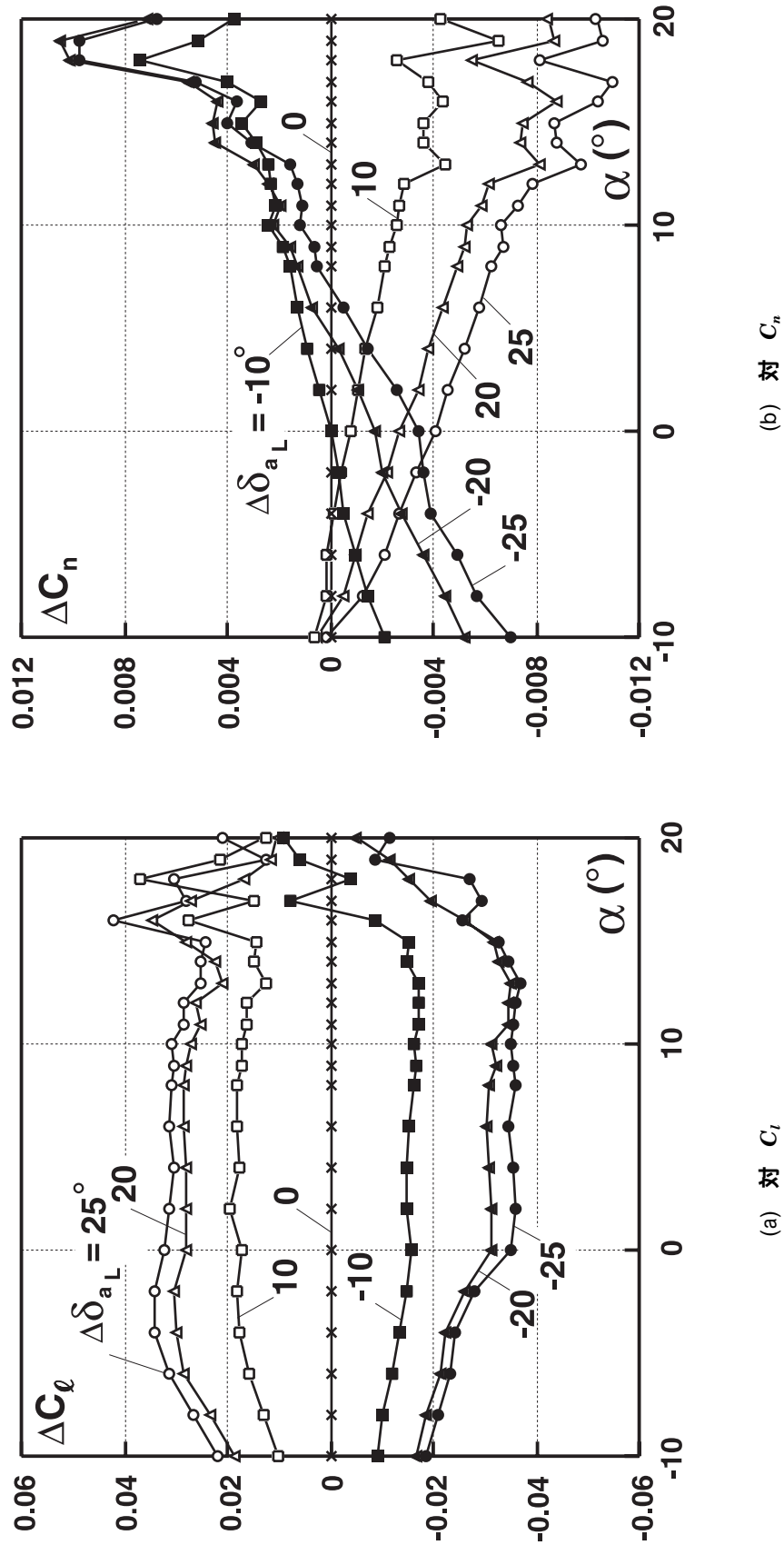
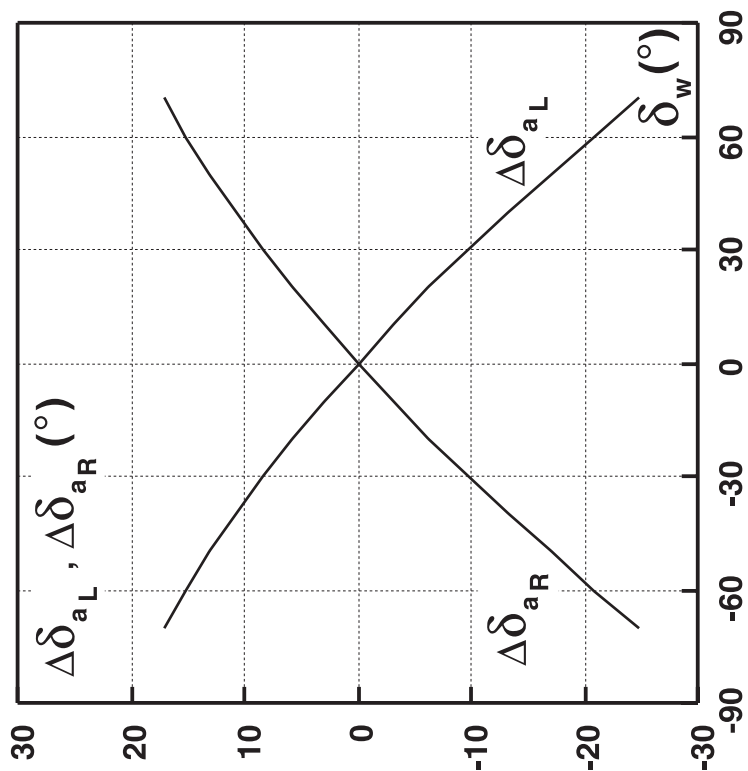
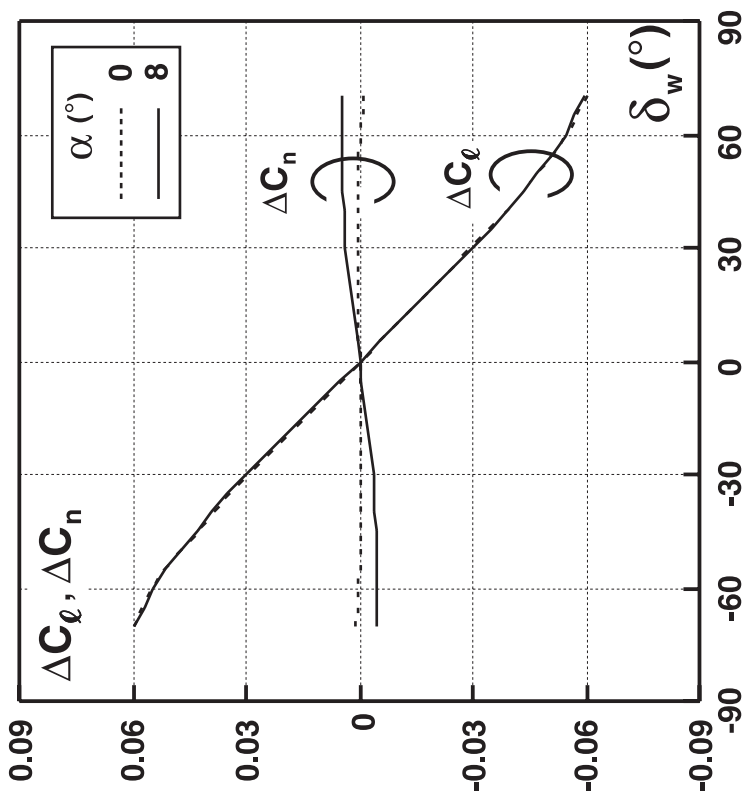


図 4.16 補助翼の効き  $r = 0^\circ$ 、 $DLC = 0^\circ$



(d)  $w$  対  $\alpha_{L,R}$



(c)  $w$  対  $C_l, C_n$

图 4.16 補助翼の効き  $f = 0^\circ, D_{LC} = 0^\circ$



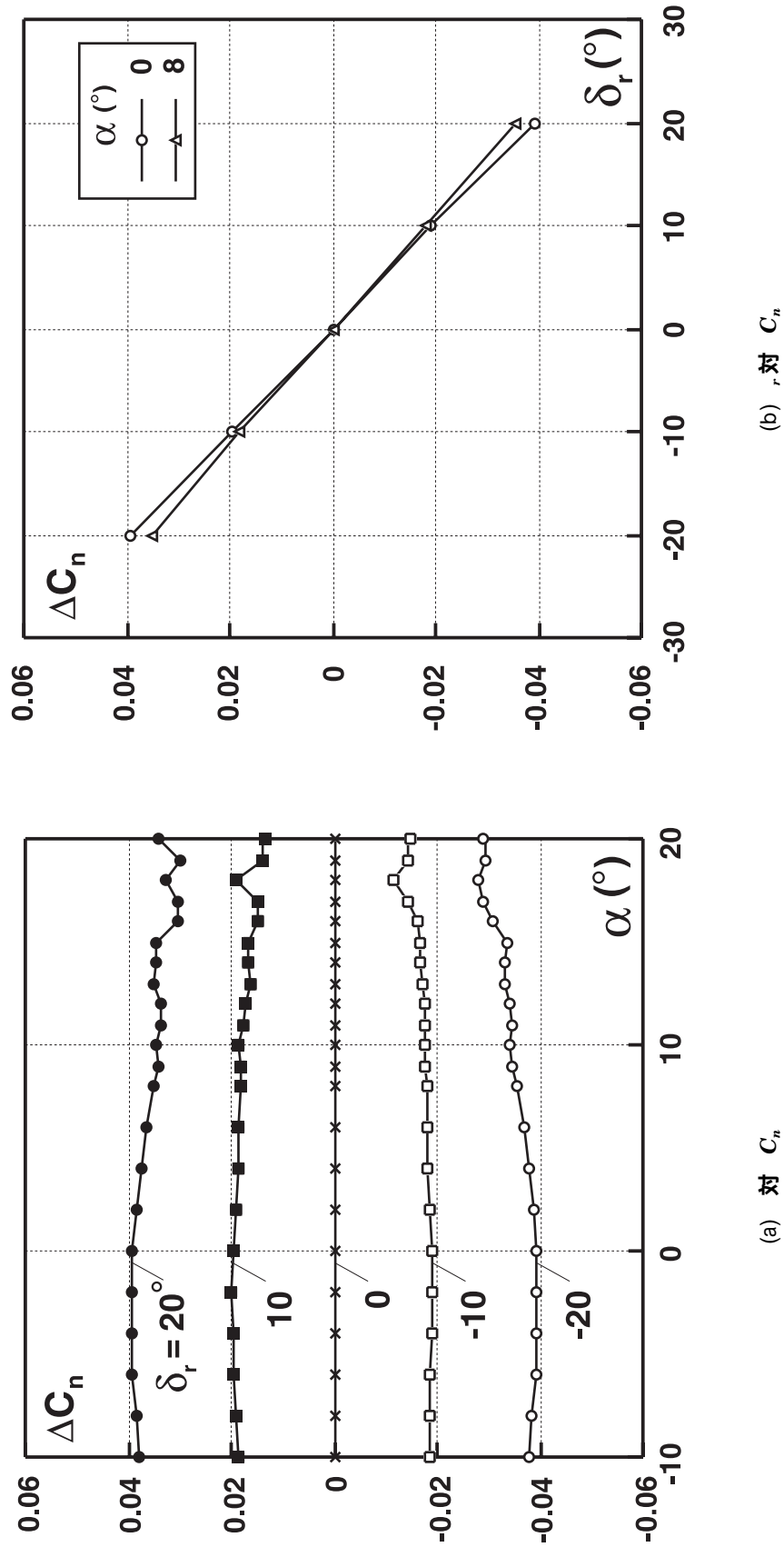


図 4.17 方向舵の効き  $r = 0^\circ$ 、 $DLC = 0^\circ$

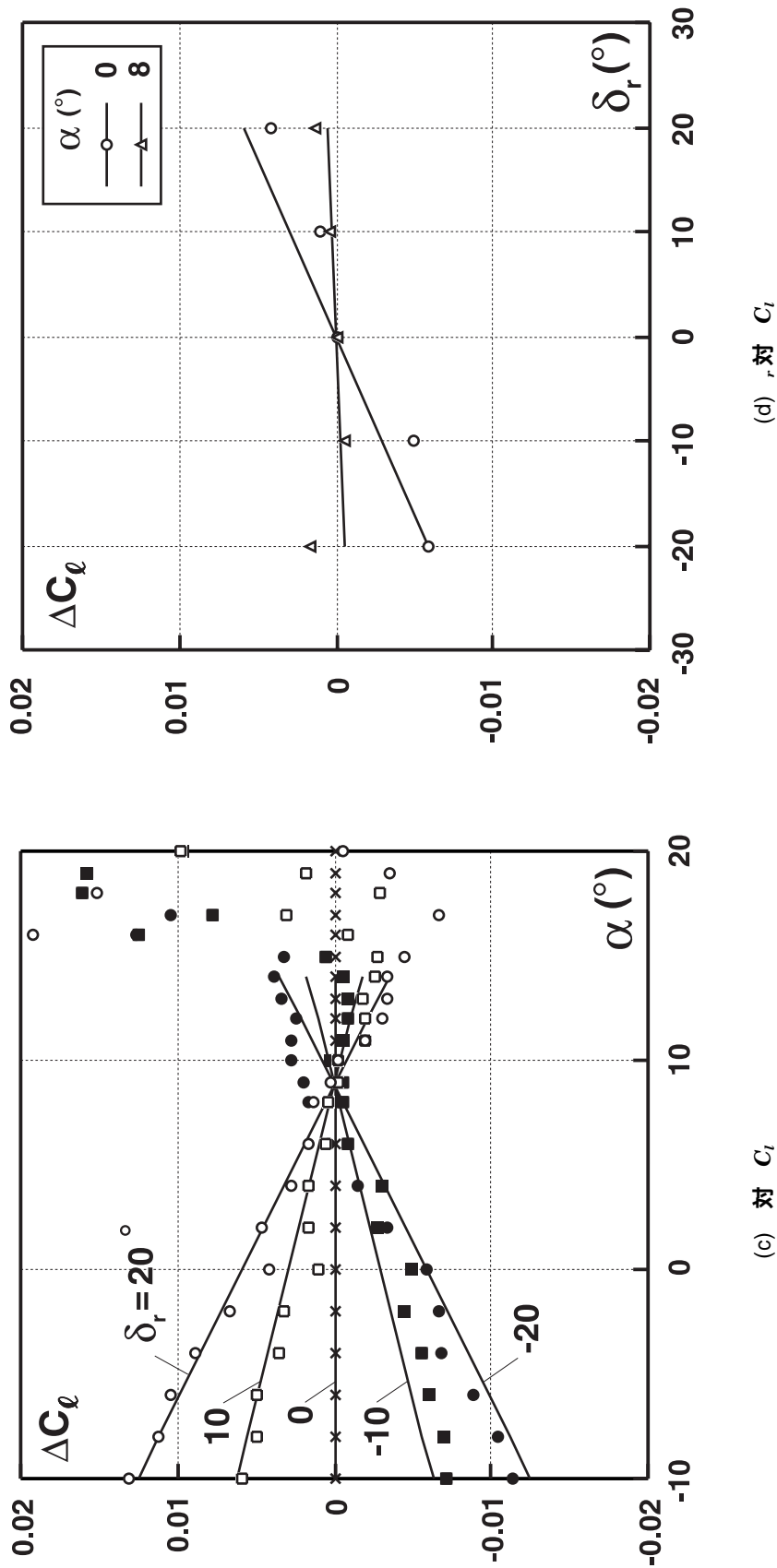


图 4.17 方向舵の効き  $f = 0^\circ$   $DLC = 0^\circ$

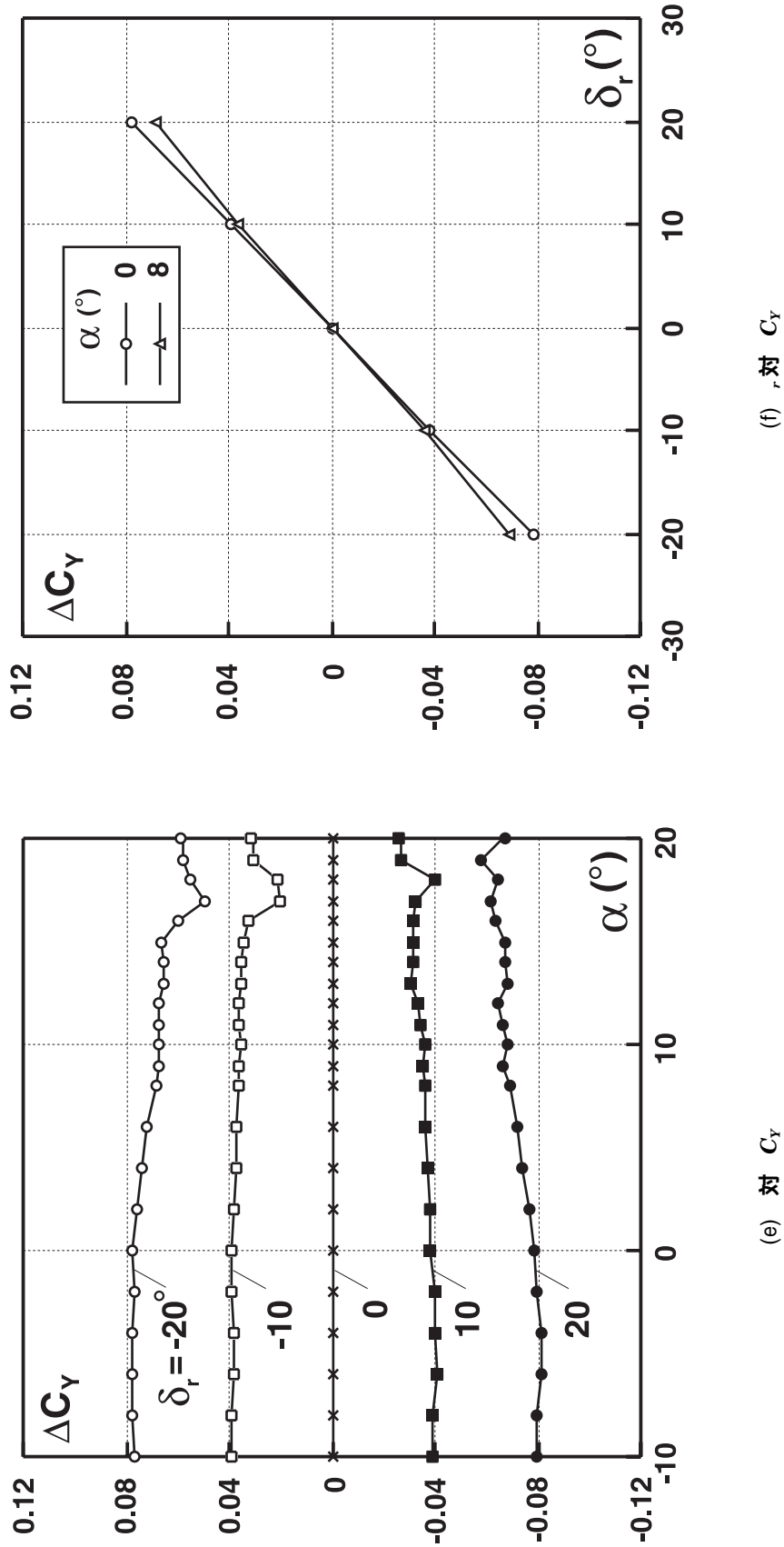


図 4.17 方向舵の効き  $r = 0^\circ$ 、 $DLC = 0^\circ$

---

## 航空宇宙技術研究所資料756号

平成13年2月発行

発行所 文部科学省航空宇宙技術研究所  
東京都調布市深大寺東町7-44-1  
電話(0422)40-3075 ㊦182-8522  
印刷所 株式会社実業公報社  
東京都千代田区九段北1-7-8

---

©禁無断複写転載

本書(誌)からの複写、転載を希望される場合は、管理部  
研究支援課資料係にご連絡ください。

