

ISSN 0389-4010
UDC 533.6.011.
533.6.07.
533.68

航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-1236

HOPE小型自動着陸実験機8.9%模型の 動的・静的地面効果試験

重 見 仁 ・ 藤 田 敏 美 ・ 岩 崎 昭 人
大 貫 武 ・ 李 家 賢 一 ・ 中 安 英 彦
 匂 坂 雅 一

1994年5月

航空宇宙技術研究所
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

HOPE小型自動着陸実験機8.9%模型の 動的・静的地面効果試験*

重 見 仁*¹ 藤 田 敏 美*¹ 岩 崎 昭 人*¹
大 貫 武*¹ 李 家 賢 一*² 中 安 英 彦*³
匂 坂 雅 一*³

Experimental Investigation of Static and Dynamic Ground Effect on HOPE ALFLEX Vehicle*

Masashi SHIGEMI*¹, Toshimi FUJITA*¹
Akihito IWASAKI*¹, Takeshi OHNUKI*¹
Kenichi RINOIE*², Hidehiko NAKAYASU*³
and
Masakazu SAGISAKA*³

ABSTRACT

A wind tunnel test was conducted to investigate the ground effect on an 8.9% model of the ALFLEX vehicle. The objectives of this experiment were :

- (1) To make a preliminary inspection of the influence of the new model supporting system on the main flow ;
- (2) to collect data of the static ground effect ;
and ;
- (3) to collect data of the dynamic ground effect.

A robot designed for general industrial use was employed as a tool for model support. The model equipped at the tip of the robot arm could be controlled to change its position as well as its pitch, roll and yaw angles. The merits of utilizing the robot in our experiment was not only to raise the efficiency of the static measurements but also to make it possible to collect the dynamic data in the ground effect test. Comparison between results from static and dynamic tests showed that the amount of the dynamic ground effect is no more than the static effect.

Key Words : wind tunnel, ground effect, static and dynamic test, robot

概 要

HOPE ALFLEX 実験機開発のための地面効果試験を実施した。本実験の目的は、

- (1) 新しく採用した模型支持システムが一樣流に及ぼす影響の予備検証を行なうこと。
- (2) 静的地面効果のデータを得ること。
- (3) 動的地面効果のデータを得ること。

* 平成6年3月22日受付 (received 22 March 1994)

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

*² 新型航空機研究グループ、現所属：東京大学工学部航空宇宙工学科 (Advanced Aircraft Research Group,

Present Address : Department of Aeronautics and Astronautics, Faculty of Engineering, The University of Tokyo)

*³ 宇宙開発事業団 (National Space Development Agency of Japan)

である。

本実験では産業用のロボットを模型支持装置として採用し、ロボットアームの動きをコントロールする事によって、その先端に取付けられた模型の姿勢、位置を自由に変化させて必要なデータを取ることに成功した。地面効果試験においては、地面と模型の相対位置を変化させてデータを取る必要があるが、模型の位置と姿勢を自由に変えられるため、効率的な試験ができたばかりでなく、近年注目されている動的な地面効果のデータを採ることも可能となった。静的、動的な地面効果の大きさの比較から、動的効果は高々静的効果程度であるとの結論を得た。

記 号 表

A, B, C	: 揚力の地面効果を表わすパラメータ 式(1)参照
b	: 翼幅
h	: 天秤中心の地面板からの高さ
C_D	: 抗力係数 (安定軸方向)
C_{if}	: 動圧と翼面積で無次元化された慣性力
C_l	: ローリングモーメント係数 (安定軸まわり)
C_L	: 揚力係数 (安定軸方向)
\bar{C}_L	: 動的な地面効果試験で計測された Z 方向の力成分
ΔC_L	: 誘導迎角による揚力補正量
C_m	: ピッチングモーメント係数 (安定軸まわり)
$C_{m\alpha}$: $= \partial C_m / \partial \alpha$
C_n	: ヨーイングモーメント係数 (安定軸まわり)
C_p	: 圧力係数
E	: 式(2)参照
h_s	: 1/2 翼幅
t, T	: 時間
U_∞	: 一様流速度
w	: 機体の降下速度 (沈下率) $-dZ/dt$
x, y, z	: 機体軸による座標
Z	: 天秤中心の Z 座標 (風洞軸) 位置
α	: 迎角
$\Delta \alpha$: 誘導迎角
β	: 横滑り角
δ_e	: エレボン舵角
δ_f	: ボディフラップ舵角
δ_{sb}	: スピードブレーキ舵角
η	: 図29参照
η_s	: 図29参照

1. 導 入

HOPE 小型自動着陸実験 (ALFLEX) は、HOPE 開発の一環として、平成 7 年度に行われる予定である。ALFLEX 実験機の地面効果を調べるための試験を、実験機の 8.9% 模型を用いて、航空宇宙技術研究所調布分室の突風風洞にて行なった。

地面効果は機体が地面に近づき、機体周りの流れと地面との干渉量が増加することに伴い、機体に作用する空気力に変化する現象である。地面近くで起るこの現象を正しく把握しておかないと、限られた長さの滑走路上に正しく着陸できないおそれがある。そのため、地面効果の研究は長い歴史をもっているが、いまだに解明されたとは言いがたく、風洞試験の結果と実際の飛行試験の結果がかなり違ったという例を最近でも耳にする。ことに ALFLEX 実験機及び HOPE は無人機であるから、自動着陸を成功させるために着陸時に遭遇する現象をできる限り詳細に把握して、必要な対策をたてておくことが必要である。

本試験は ALFLEX 実験機の設計のためという具体的な目的はあるものの、なるべく基礎的なデータを取り、地面効果という現象の解明に役立てることを心掛けた。また静的な地面効果にとどまらず、最近注目されている動的な地面効果の測定を行ない、両者の比較を行なった。

風洞内で地面効果の大きさを測定するためには、地面と模型の相対位置を変化させるための工夫が必要となる。本試験では模型支持装置として汎用の産業用ロボットを用いることにより、模型の風洞内指定した位置への移動と、迎角、横滑り角等の姿勢角の変化を迅速に行うことを可能とした。実際の ALFLEX 実験機の着陸を模擬して、模型を地面に向かって移動させながら空気力を測定する、動的な地面効果試験が実施できたのはこのロボットによる模型支持法を採用したことに負うところが大きい。

すでに述べた通り、本実験の主目的は ALFLEX 実験機の空力特性に及ぼす地面効果を調べることである。しかし、ロボットを風洞内に設置して模型の支持を行なわせるという試みは内外でも珍しく、もちろん航技研にとっても初めての経験であった。そのため、この支持装置の存在が主流に及ぼす影響等、風洞試験を行なうにあたって押さえておかねばならない基本的事柄に対する知識・経験が全く無い状況で試験を始めねばならなかった。ロボットの存在によって測定部内の流れがどの程度乱されるかという詳しい情報は今後に予定されている気流検定試験の結果を待たねばならないが、取り敢えず前回同じ風洞で同じ模型を簡易ステイニング方式で支持して行った六分力計測データがあるので、それと同じケースの計測を行い、結果を比較することとした。

静的な地面効果試験は最も普通に行なわれる地面効果試験であるが、ロボットアームを利用したお蔭で効率良く模型の移動、迎角の変更を行なうことができた。この試験では力の測定だけでなく圧力の測定をも行ない、地面効果による力の変化が機体のどの部分の流れから主に生じているのかを調べた。

動的な地面効果試験では、実際の機体の着陸を模擬して、模型を地面板に近づけつつ機体に作用する空気力を測定し、静的な地面効果と比較した。動的な地面効果試験では、模型が加速運動をするため、天秤は空気力だけでなく模型と天秤に作用する慣性力も感知してしまう。そこで空気力の大きさを知るためには、別に慣性力だけを分離推定し、求められた慣性力を全体の力から差し引く必要が生じる。そのため今回の試験の一部をなす補助試験として、慣性力分離測定試験を実施した。

以上の試験を行うにあたり、主流風速は40m/sを基本とした。これは平均空力翼弦 (*m. a. c.*) の長さに基づくレイノルズ数に換算するおよそ 7.1×10^5 になる (同じ風速下で同じ模型を用いて行った前回の試験 [文献1] とレイノルズ数が異なるのは、季節が変り気温が上昇したことによる)。また着陸形態での機体の空力特性を調べるという趣旨から、脚を下ろした形態を基本とした。

2. 使用した設備、装置と模型

(1) 風 洞

用いた風洞は航空宇宙技術研究所調布分室に設備されている突風風洞である。測定部断面 $2\text{m} \times 2\text{m}$ をもつこの風洞は、測定部のカートを取り替えて突風発生装置のついた突風カートを装着することにより、突風を模擬した流れを作り出せることからこの名称がついている。しかし、今回の実験では固定壁カートを用いて、通常の低速風洞として機能させた。突風風洞の諸元等は文献2に報告されている。

(2) 模 型

HOPE の H04C 形状の模型を用いた。ALFLEX 実験機も基本的に同じ形状をもっている。模型のサイズは ALFLEX 実験機の 8.9% である。模型はアルミニウムをベースとした、光硬化樹脂で作られている。模型の三面図を図1に示す。

(3) 模型支持装置、天秤

模型支持装置としては、初めての試みとして、新たに導入された産業用ロボット (川崎重工製 UX-150) を使用した [文献3]。ロボットの作業用アームの先端にスティングを介して模型を連結して、これを支持させる。ロボットアームはコンピュータからの支持に従い、 x, y, z の3方向への移動、及び3軸まわりの回転をすることができる。そのため模型を指定した位置へ素早く移動させたり、迎角、横滑り角を与えて姿勢変化させることができる。さらに模

型をあらかじめ作成したプログラムに従って移動させながら測定を行うことにより、動的なデータを得ることができる。図2に風洞に取付けられたロボットの様子を示す。用いた天秤は内挿式の6分力天秤である。

(4) 地面板

地面板として幅1,980mm、長さ2,200mm、厚さ25mmの合板を用いた。模型を地面板近くに移動させた時に、スティングの一部が地面板に当たるのを避けるため、後縁付近の一部に切り欠きを施した。図3に地面板の平面図を示す。

(5) 慣性力分離測定試験用外筒

模型と天秤に働く慣性力を測定するには模型に加速運動をさせて、その時の天秤の出力を読み取ればよいが、模型を静止した空気中で運動させると模型の周りに空気の流れが生じる結果、模型には空気力も作用してしまい、慣性力だけを正確に測定することができない。慣性力だけを計測するために外筒を作成した (慣性力分離測定試験の詳細は付録を参照)。図4に外筒をロボットアームに取付けた様子を示す。

外筒は、加速運動時に外筒に働く慣性力と空気力の曲げモーメントに耐えるように間隔をおいて2枚並べられたアルミ製のフランジAとB、塩化ビニール製の円筒壁部、透明のアクリル製の端板からなり、外筒に働く慣性力と空気力はフランジを通じて直接スティングで受けられるため、模型とスティングを仲介する天秤には感知されない。

3. 実験方法及び結果

スティング支持方式を採用すると、胴体後面の一部分はスティングに直結するため流れに接しないことになる。従って、天秤にかかる力は模型に作用する空気力を正しく表すことができない。この誤差は特に抗力に顕著に現れる。本試験では、ベース圧力を後面内4点で測定して、誤差修正のためのデータとして用意した。しかし、模型の大きさの割に太いスティングを用いているため、後面付近の流れはそもそもスティングの存在しない場合と比べてかなり異なっていることが予想される。この様な状況を考慮して、以下で言及される抗力はすべて測定されたデータをそのまま用いている。

本報告で述べるモーメントはすべて、ALFLEX 実験機のノミナルな重心位置 (図1にその位置を示す) まわりの値である。またモーメント係数 C_n 、 C_l を求める際に必要となる基準長さとしては機体の最大幅 (翼幅 b とは異なる) を用いている。

3.1 ロボット支持方式の予備検証

導入したロボットは汎用の産業用ロボットであり、特注品ではない。模型に加わる空気力による荷重、振動、撓み等に関する強度上の要求から、本ロボットは突風風洞内に

設置する装置としてはやや風袋が大きくならざるを得なかった（ブロック率 9%）。また流線形とは程遠いその外形は、ロボットアームの動作につれて回転したり、一部分が持上がったりして固定した形状をとらないため、風防などで覆うことも困難である。そのため、測定部の下流にあるとはいえ、ロボットの存在が測定部の主流を乱すのではないか、という懸念がもたれる。そこで、前回同じ突風風洞にて同じ H04C 模型を簡易スティング方式で支持して計測したデータと比較のできる、同じ形態での試験を行い、ロボット支持方式の予備検証とすることにした。前回の試験結果は文献 1 で報告されている。

両試験での、主流を乱す要因の相違は以下の通りである。前回の試験では、模型を支持する装置は、3 本のストラットとその上に組まれた簡易スティングだけである。ストラットの存在が模型位置の流れを偏向させていることが前回の試験で明らかになったが、同時にその偏向角が 0.8° であることもわかったので、データの補正が可能である。迎角や横滑り角をとった形態では、模型の位置が風洞中心からずれて、風洞壁に近づく。一方、今回のロボット支持ではストラットは全く使用していないが、下流に設置したロボット本体と屈曲した長いロボットアームの存在が流れを乱す原因となる。反面模型重心位置を、迎角や横滑り角にかかわらず常に風洞中心と一致させることが可能であり、風洞壁との干渉を最小にできる。

以下に、主な形態について、前回の簡易スティング方式模型支持とロボット支持方式の力のモーメントを測定した結果の比較を行なう。

(1) 基本形態

横滑り角 $\beta = 0^\circ$ で迎角を変化させた時の縦 3 分力の変化の比較を図 5, 6 に示す。主流速度はそれぞれ 40 m/s 及び 50 m/s である。

横滑り角 $\beta = 5^\circ$ で迎角を変化させた時の縦 3 分力の変化の比較を図 7 に示す。

迎角 $\alpha = 10^\circ$ で横滑り角 β を変化させた時の縦 3 分力の変化の比較を図 8 に示す。

これらの図から次の傾向が読み取れる。 C_L に関しては、失速の始まる迎角までは、簡易スティング方式とロボット支持方式の違いは小さいが、失速が始まると違いが顕著になる。失速開始後の揚力特性の変化は、下流にある模型支持装置によるブロックageに対して剥離が非常に敏感に反応するためであろう。 C_D は迎角が 15° から 25° の間で両者の違いがやや目立つ。原因は、その迎角近辺でのロボットの姿勢・形態と関連があるのではないかとと思われるが、詳しいことは明らかでない。一方、両支持方法での C_m 特性を比較すると、全体の傾向は変化していないが値はロボット支持の方がやや大きくなる。迎角 α を固定して横滑り角 β を変化させた場合（図 8）、簡易支持方式に比べてロボッ

ト支持方式では β が大きくなった時の C_L の変化が大きい。これは、ロボット支持方式では模型に横滑り角を与えるために、ロボット自体も z 軸まわりに回転するため、ブロックageが大きくなるためと思われる。

(2) 舵効き形態（ β はすべて 0 度）

• エレボン特性

左右のエレボン舵角が等しい場合〔エレベータ特性〕：図 9 に示す。

左右のエレボン舵角が反対称の時〔エルロン特性〕：図 10 に示す。

前回の試験〔文献 1〕では、模型を簡易スティングへ装着する際、取付け角が 0 にならなかった。このことは模型を取付ける段階でわかっていたが、取付けの機構上改善の方法が無かった。今回のロボット支持では任意の調整が可能であるため、 $\delta_0 = 0$ の時の C_L を 0 に近づけることができた。

• ラダー特性

図 11 に示す。

• ボディフラップ特性

図 12 に示す。

• スピードブレーキ特性

本報告で言及するスピードブレーキは前回試験の報告で B 型と呼んだものであり、その形状は $30.8\text{ mm} \times 77.0\text{ mm}$ の長方形で、同時に 2 枚を展開させる。このスピードブレーキの特性を図 13 に示す。

結果は基本形態における比較から得られた結果と同様で、 C_L については、失速するまでは支持方式の違いは小さいが、失速後は両者間で振舞が異なってくる。 C_D については、迎角が 20° の前後で違いがやや目立つ。 C_m についてはロボット支持方式の方がやや値が大きくなる。

以上の試験から得られる結論として、模型下流にあるロボットによる流れのブロックageの影響は、模型位置であまり顕著には現れないといえる。しかし、模型表面からの剥離はこのブロックageに敏感であるため失速後の揚力特性に変化が生じること、ある迎角範囲で抗力値が異なる場合があることに注意しなければならない。また、 C_m は一般に流れのわずかな変化にも反応するから、正しい値を測定するのが困難であるが、 $C_{m\alpha}$ は支持方式によって変化を受けないことがわかる。

3.2 静的地面効果試験

模型と地面との距離を逐次変化させ、その位置で模型を静止させて、空気力を測定し、地面からの距離の影響を調べた。模型を破損させぬよう地面にどこまで近づけられるかは、模型の迎角によって異なる。設定した迎角毎に測定を行なった位置を表 1 に示す。それぞれの形態に対して、10 の異なる高さ位置で測定を行なった。表 1 には測定を行

なった高さが、風洞測定部に固定された Z 座標(上向き正)、地面から天秤中心までの距離 h (mm)、翼幅 b で無次元化された地面からの高さ h/b の形で与えられている。

(1) 力の測定

代表的な結果の例として、基本形態での縦 3 分力の測定結果を図14に示す。地面効果が現れるのは、 h/b が 1.5 以下になった時である。 C_L が正の時は地面付近で C_L は増し、 C_L が負の時は地面付近で減少している。 C_D は迎角 12° を境として、 12° 以上の時は地面付近で増加、 12° 以下の時は減少している。 C_m は迎角 16° 以上では地面付近で減少、 14° 以下では増加の傾向を示している。いずれの場合も地面付近で C_m の変化は大きい。

地面効果の現象を理解する一方法として、地面を鏡の面と考えそれに写る機体の鏡像が実際の機体周りの流れを変化させる現象であると考えることができる。この考え方を利用すれば、地面効果とは、機体周りの束縛渦及び機体から流れ去る自由渦が、鏡像の機体周りの束縛渦と自由渦と干渉した結果機体周りの流れが変化して機体に働く空気力も変化する現象であるとみなすことができる。機体周りの束縛渦と自由渦は迎角の変化及び各舵の舵角の変化によって変わる。そこで各舵を個別に効かせて各々の場合について地面効果を調べた。

- エレベータ舵角が 10° 及び 25° の時の地面効果を図15, 16に示す。
- ボディフラップ舵角が 10° 及び 20° の時の地面効果を図17, 18に示す。
- スピードブレーキ展開角を 20° , 40° にした時の地面効果を図19, 20に示す。

実際の ALFLEX 実験機の着陸寸前の形態は、エレベータ、ボディフラップ、スピードブレーキの各舵を効かせているはずである。また迎角は $12^\circ \sim 14^\circ$ 程度になるであろう。このような複合操舵をした時の地面効果を図21～24に示す。ALFLEX 実験機の接地寸前のエレベータ舵角 δ_e は高々 10° と見積られており、 $\delta_e = 25^\circ$ はやや現実離れしたケースではあるが、地面効果が大きくなるケースとしてデータを取った。

図21: エレボン舵角 $\delta_e = 10^\circ$, ボディフラップ舵角 $\delta_f = 0^\circ$, スピードブレーキ B 型 2 枚 $\delta_{sb} = 40^\circ$

図22: エレボン舵角 $\delta_e = 10^\circ$, ボディフラップ舵角 $\delta_f = 10^\circ$, スピードブレーキ B 型 2 枚 $\delta_{sb} = 40^\circ$

図23: エレボン舵角 $\delta_e = 25^\circ$, ボディフラップ舵角 $\delta_f = 0^\circ$, スピードブレーキ B 型 2 枚 $\delta_{sb} = 40^\circ$

図24: エレボン舵角 $\delta_e = 25^\circ$, ボディフラップ舵角 $\delta_f = 10^\circ$, スピードブレーキ B 型 2 枚 $\delta_{sb} = 40^\circ$

各種の舵を効かせた際の地面効果及び、複合操舵をした時の地面効果を統一的に表して比較を可能にするために、各形態毎に C_L と h の関係式を

$$C_L = A + B \exp(Ch) \quad (1)$$

と表せると仮定して、最小自乗法によってパラメータ A , B , C を求めることにした。すなわち

$$E = \sum_{j=1}^m \{C_{Lj} - A - B \exp(Ch_j)\}^2 \quad (2)$$

を最小にする A , B , C を決定する。

パラメータ A , B , C の物理的な意味は各々次の通りである(図25参照)。

A : 地面効果が無い時の揚力係数 C_L

B : 機体を $h \rightarrow 0$ まで移動とした時の仮想的な揚力係数の増分 ΔC_L

C : 揚力係数の地面付近での変化の傾向。揚力が増加する時 C は負になるが、その絶対値が大きいほど、地面付近で急激に揚力は変化することを意味する。

最適曲線を与える A , B , C を求めるには連立一次方程式、

$$\partial E / \partial A = -2 \times \sum_{j=1}^m \{C_{Lj} - A - B \exp(Ch_j)\} = 0 \quad (3)$$

$$\begin{aligned} \partial E / \partial B &= -2 \times \sum_{j=1}^m \{[C_{Lj} - A - B \exp(Ch_j)] \exp(Ch_j)\} \\ &= 0 \end{aligned} \quad (4)$$

$$\begin{aligned} \partial E / \partial C &= -2 \times \sum_{j=1}^m \{[C_{Lj} - A - B \exp(Ch_j)] \\ &\quad \times BC \exp(Ch_j)\} = 0 \end{aligned} \quad (5)$$

を解けばよい。式(3)～(5)は未知数に関して非線形であるから、Newton-Raphson 法を用いて、解を求めた。

基本形態時、各舵を単独で作動させた時、舵を複合作動させた時の A , B 及び B , C の相関曲線を、図26と図27に示す。例えば図26(a)の曲線は基本形態をとった模型について A と B の関係を迎角をパラメータとして表現したものである。相関曲線が右上がりになるのは上空での揚力が増える形態ほど地面効果による揚力増加が大きいことを示す。図27(a)も同様に基本形態の模型について迎角をパラメータとして B と C の相関関係を示したものである。

図26の(a)と(c)、図27の(a)と(c)を比較すると、どちらも(a)と(c)の地面効果特性曲線は殆ど変化が無い。この事はボディフラップを働かせても地面効果特性は殆ど基本形態での特性と変わり無く、ボディフラップ特有の効果は無視できる程度であることを示している。スピードブレーキの地面効果特性(図26及び27の(d))は基本形態(両図の(a))から少し変っているが、その差は大きくない。スピードブレーキは形状の違う 2 種類があり、偏角も 20° と 40° に変えて測定しているが、地面効果にはそれらの差異はあまり反映されていない(C型スピードブレーキ形状は、上底29mm、下底58mm、高さ108.9mmの等脚台形をしておりその面積はB型の2倍である)。一方、エレボンを作動させると、地面効果は基本形態のそれとは大きく変化し、エレボン操舵が地面効果に与える影響が非常に大きいことが分かる。

複合操舵をした時も大きな地面効果が認められるが、大部分がエレボンに起因していることが明らかである。

横風のある時の着陸を想定して、横滑り角 $\beta = 5^\circ$ とした時の地面効果を縦3分力と横3分力それぞれについて測定した結果を図28に示す。迎角 $\alpha = 14^\circ$ 、エレベータ舵角 $\delta_e = 10^\circ$ 、ボディフラップ舵角 $\delta_f = 0^\circ$ 、スピードブレーキはB型2枚で $\delta_{sb} = 40^\circ$ である。6分力のいずれについても横風のある形態の方が地面効果が顕著に現れる。

(2) 圧力分布測定

模型翼面上の静圧孔は76個であり、その内訳は以下の通りである(図29及び表2参照)。

翼面上の翼弦方向の圧力分布を計測するため：

3列 各20点

翼面上の翼幅方向の圧力分布を計測するため：

1列 16点

その外に胴体後面にベース圧力を計測するための静圧孔が4点ある。

翼弦方向圧力分布測定用の3つの静圧孔列の位置はそれぞれ、 $\eta = y/h_s = 0.40, 0.58, 0.90$ である。ただし、 h_s は翼幅の半分を意味しており、 η の定義は図29に与えられている。 $\eta = 0.58$ は翼前縁のキंक点に対応している。図30~40で、断面A, B, Cと呼んでいるのは、それぞれ $\eta = 0.90, 0.58, 0.40$ の断面のことである(図29参照)。

翼幅方向圧力分布測定用の静圧孔列は、 $x = 309.01 \text{ mm}$ (x は機首を原点とし、後方を正とする)にある。この位置は図29中で定義されている η_s を用いて表現すると $\eta_s = 0.5$ になる。

基本形態で迎角を $8^\circ, 12^\circ, 14^\circ, 16^\circ, 20^\circ$ とした時の圧力分布の変化を図30~34に示す。また基本形態で迎角 $\alpha = 14^\circ$ 、横滑り角 β が 5° の時の圧力分布の変化を図35に示す。

複合舵作動時の圧力分布の変化を図36~39に示す。迎角はいずれも 12° である。

図36：エレボン舵角 $\delta_e = 10^\circ$ 、ボディフラップ舵角 $\delta_f = 0^\circ$ 、スピードブレーキB型2枚 $\delta_{sb} = 40^\circ$

図37：エレボン舵角 $\delta_e = 10^\circ$ 、ボディフラップ舵角 $\delta_f = 10^\circ$ 、スピードブレーキB型2枚 $\delta_{sb} = 40^\circ$

図38：エレボン舵角 $\delta_e = 25^\circ$ 、ボディフラップ舵角 $\delta_f = 0^\circ$ 、スピードブレーキB型2枚 $\delta_{sb} = 40^\circ$

図39：エレボン舵角 $\delta_e = 25^\circ$ 、ボディフラップ舵角 $\delta_f = 10^\circ$ 、スピードブレーキB型2枚 $\delta_{sb} = 40^\circ$

(1)でピッチングモーメントはある迎角を境にして、それ以上では地面付近で増加、それ以下では減少することを示した。この原因を調べるために、基本形態の模型が迎角 $8^\circ, 14^\circ, 20^\circ$ をとった時の圧力分布の変化の違いを示したのが図40である。横軸は無次元量でなく、機軸方向の長さそのものである。モーメント中心の位置 ($x = 304.4 \text{ mm}$) も図中に示してある。地面に近づいた時の空気力、モーメントの

変化は、主として翼上面の負の圧力が変化することによっていることが明らかである。さらに迎角が小さい時は、この負の圧力の増加が機体重心の前方に偏っているのに対し、迎角が大きくなると機体重心の後方に負の圧力が増加する領域が広がっている。この負の圧力増加領域の移動によって、ピッチングモーメントが地面付近で増加する傾向から減少する傾向へ変化することがわかる。

圧力分布の地面からの高度 h による変化は翼上面の前方で著しい。二次元翼の地面効果を数値シミュレーションによって計算すると、地面付近で翼上面よりも下面の圧力分布が変化してこれが地面付近での揚力変化の主要原因になっていることが多いが、本実験結果はそれとは明確に異なる傾向を示している。これは非常にアスペクト比の小さい翼に特徴的な現象であると考えられる。

3.3 動的地面効果試験

静的地面効果試験では模型と地面板の距離を逐次変化させつつ模型に作用する空気力を測定しているが、測定時の模型と地面板との相対速度は0である(どちらも静止している)。それに対し動的地面効果試験では、実際の機体の着陸を模擬して、模型を地面板に近づけつつ空気力を測定して、静的地面効果試験の結果と比較を行なった。実際のALFLEX実験機の着陸形態を考慮して、迎角は 8° から 20° までとした。

静的地面効果試験における計測では、天秤からの電気信号はロボットとは関係なく、直接シールドした導線によって外部に取り出した。そのため電氣的なノイズが問題となることはなかったが、動的地面効果試験では天秤出力と同時にロボットの位置情報が必要になる。両情報は同期がとれていなければならない。そのため天秤出力情報を一度、ロボットのコントロールボックスに伝達し、そこでA/D変換した後、ロボットの位置情報と同時に外に取り出すことにした。しかし、用いたロボットは生産加工現場で用いられる汎用製品であり、電氣的な精密計測に用いることを前提としていない。そのためコントロールボックス内での電氣的なノイズに対する対策が手薄であり、種々の努力にもかかわらず、実験期間内に天秤出力の電気信号からノイズを取り除くことができなかった。そこで各形態毎に同じ試験を5回繰返し、乱れのあるデータ群の中から傾向を読み取ることとした。

(1) 模型の降下特性

ロボットアームの先に取付けられた模型は、ロボットをコントロールすることにより降下速度を変えて地面板に接近させることができる。本実験では、低速、高速2種類の降下速度で実験を行なった。図41(a), (b)はそれぞれ $\alpha = 8^\circ, \beta = 0^\circ$ の形態で低速降下及び高速降下させた時の天秤中心位置の時間変化を表している。

模型の迎角と横滑り角が異なると、降下の起点と終点が

多少異なるが、降下速度と加速度の特性は殆ど同じである。各模型形態での降下の終点位置は、静的地面効果測定の際の最下測定位置と同じである（表 1 参照）。

図 41(a), (b) には降下特性曲線の接線とその式が記されており、低速と高速の降下速度 w （沈下率）の最大値が各々 676 mm/s, 1040 mm/s であることを示している。一様流速度 U_∞ (40 m/s) との比をとると w/U_∞ はおおよそ 0.017, 0.026 となるが、これらの値は、実際の ALFLEX 実験機の着陸時の U_∞ （約 60 m/s）と w （約 2.1 m/s）から得られる比、 $w/U_\infty = 0.035$ と比較すると、およそ 50%, 75% である。

(2) 測定データに対して必要となる修正

測定された z 方向の力成分（無次元化されている）の値の典型例を図 42(a) に示す（図中に \bar{C}_L として示されている）。横軸は地面からの距離である。この値は揚力係数として計測されたものであるが、模型が加速度をもった降下運動をしているため、静的試験結果と比較し得る真の揚力係数を求めるためには 2 つの修正が必要になる。

i) 誘導迎角の発生に伴う迎角の修正

降下によって模型周りの流れは幾何学的な迎角 α に加えて誘導迎角 $\Delta\alpha$ をもつことになり（模型に固定した座標系から見れば、吹上げ流れが発生していることになる）、設定した幾何学的迎角とは異なった迎角状態で測定を行なったことになる。しかも降下速度は一回の降下試験中でもない（図 41 参照）から、有効迎角（幾何学的迎角 + 誘導迎角）も一回の降下試験中で変化していることになる。この様な状況では、動的試験結果と静的試験結果を比較することができないので、動的試験結果の方に迎角の補正を施して、設定迎角での空力特性を求めることにした。模型の降下特性として降下速度 w ($= -dZ/dt$) が求まっているから、これと一様流速度 U_∞ の比を用いて、誘導迎角 $\Delta\alpha$ は

$$\Delta\alpha = \tan^{-1}(w/U_\infty)$$

で求めることができる。設定迎角付近の揚力傾斜 $\partial C_L / \partial \alpha$ を静的試験結果から求め、式

$$\Delta C_L = \partial C_L / \partial \alpha \times \Delta\alpha$$

を用いて補正揚力係数を計算した。動的な迎角変化 $d\alpha/dt$ の影響は無視している。また静的試験結果から揚力傾斜を求める際、地面効果の無視できる $h/b = 2.6$ 付近での値を用いた。地面からの高さによる ΔC_L の変化を図 42(a) 中に示した。

ii) 慣性力を分離する修正

天秤の出力は天秤に加わった力の大きさであるが、この力としては空気力の他に模型及び天秤に作用する慣性力が含まれている。そこで測定値に含まれている慣性力を分離して空気力だけの値を取りださなければならない。次の二つの方法によって慣性力を求めた。

- 慣性力分離試験によって慣性力だけを直接測定する（直接法）。

- 模型と天秤の質量の和に運動の加速度を掛けて算出する（間接法）。

両方法の詳細、それぞれから得られた結果及び考察については付録で述べるが、結論として間接法を用いるのが適当であることがわかった。この方法によって慣性力を求め、動的地面効果試験の z 方向力成分から差し引いて揚力を算出した。求められた慣性力 C_{if} の地面からの高さによる変化を図 42(a) 中に、真の揚力係数 C_L 、

$$C_L = \bar{C}_L - \Delta C_L - C_{if}$$

を図 42(b) に示した。

(3) 動的地面効果特性

前項で述べた修正をほどこして得られた揚力係数の動的変化を図 43～47 に示す。すべて低速降下させた時の結果である。図 43 は基本形態（すなわちすべての舵面の舵角 0）、図 44～47 は着陸時を想定して、エレベータ、ボディフラップ、スピードブレーキを効かせてある。各図には比較のため対応する静的地面降下の結果を重ねて描いてある。両者を比較して、動的地面効果は静的な地面効果と傾向は同じ、大きさは高々同程度であるといえる。しかし、すでに述べたように動的地面効果試験結果は、ノイズが載っていることと、慣性力をかなり人工的な方法で推定して修正してあることから、これ以上の定量的議論は本実験結果からは不可能である。なお、Chang and Muirhead [文献 4] はアスペクト比の小さい翼を用いて動的と静的な地面効果を比較し、動的地面効果の方が小さいと報告している。本実験結果はこの結果と矛盾しない。

横滑り角 β が 0° の時と 5° の時の揚力係数の動的変化の比較を図 48(1), (2) に示す。迎角 $\alpha = 14^\circ$ の基本形態で測定した。静的地面効果（図 28）ほど明瞭ではないが、この場合も横滑り角のある方が地面効果がやや大きいように見える。

機体に作用する揚力以外の力とモーメントについては、それぞれ揚力の場合と同じ様な修正を必要とし、天秤出力の時間遅れ量の推定ができない等の困難があるため、ここでは触れない。また、高速降下をさせた場合に測定される力成分には振動が見られ、慣性力の分離が困難な上、地面効果による力成分の変化との見分けができないため、データとして利用することをしなかった。

4. 結 論

本実験では、ALFLEX 実験機 8.9% 模型をロボットアームを用いて支持し、静的、動的な地面効果を測定した。また、それに先立ち、以前に簡易スティングを用いて同じ模型を支持させて測定したのと同じ形態をロボット支持方式によって再現し、模型に働く空気力を測定して結果を比較した。

これらの実験の結果以下の事が明らかになった。

- (1) ロボット支持方式と簡易スティング方式で模型を支

持した場合では機体に働く揚力に大きな違いは見られない。しかし、迎角が大きくなり機体表面から流れが剝離し始めると、支持方式による違いが現れる。抗力は迎角のある範囲で違いがやや大きくなる場合がみられた。ピッチングモーメントはロボット支持の方がやや大きくなる。この際、支持方式によるピッチングモーメントの差は迎角には殆ど依存せず一定である。

(2) 静的な地面効果は、 h/b が 1.5 程度以下で現れる。ある値の迎角を境として、それ以上の迎角の場合は地面に近づくにつれ C_L は増加するが、それ以下では地面に近づくにつれて減少する。 C_D についても同じく、地面に近づくにつれて C_D が増加するか、減少するかは、その時の迎角がある値以上であるか以下であるかによって決まる。 C_L と C_D とで境となる迎角の大きさは一致していない。模型が地面に近づいた時の C_m の変化は複雑である。しかし地面のごく近傍でモーメントが増加するか減少するかは、やはりその時の迎角による。

(3) ALFLEX 実験機が着陸する際の迎角 ($12^\circ \sim 15^\circ$ 程度) を想定すると、地面効果によって揚力は増加する。地面効果の無い状態 (地面から充分離れた状態) での揚力が大きい形態ほど、揚力増加も大きい。エレベータ (エレボンを左右同じ舵角で効かせる)、ボディフラップ、スピードブレーキの中で、エレベータを働かせた形態が一番地面効果に大きな影響を与える。

(4) 横滑り角は静的地面効果の大きさに影響を及ぼす。 $\beta = 5^\circ$ のケースの方が $\beta = 0^\circ$ のケースよりも地面効果は大きい。

(5) ALFLEX 実験機模型では、地面効果による圧力変化が著しいのは翼上面の前方である。翼下面ではあまり大きな圧力変化はない。

(6) 動的な地面効果は高々静的な地面効果と同程度である。

(7) ロボットによって模型を支持させることにより、迎角や横滑り角等の形態や模型の位置を迅速に変化させることが可能になり、試験を効率化させることができる上、動的試験等従来の支持装置ではできなかった試験が可能となった。さらにロボットが風洞試験の模型支持装置として広く使われるためには、その形状を小型化し流体力学的に洗練させ、ノイズ対策等を充分に行ない正確な計測ができるようにする必要がある。

本報告中で「直接法」と呼んでいる慣性力の測定法に関して、富士重工(株)の田平康平氏から示唆を戴いたことを記して、著者達の感謝の意を表したい。

文 献

- 1) 重見 仁, 岩崎昭人, 藤田敏美, 中安英彦, 加納康臣 : HOPE 小型自動着陸実験機 8.9% 模型の低速風洞試

験, 航空宇宙技術研究所報告 TR-1215 (1993).

- 2) 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).
- 3) 藤田敏美, 岩崎昭人, 藤枝郭俊, 重見 仁, 中安英彦, 勾坂雅一 : 産業用ロボットを用いた風洞模型支持システム, 航空宇宙技術研究所資料 TM-666 (1994).
- 4) Chang, R. C. and V. U. Muirhead : Effect of Sink Rate on Ground Effect of Low Aspect-Ratio Wing, J. Aircraft, Vol24, No.3 (1987).

付録 慣性力の推定 : 直接法と間接法, 両者の比較

1. 直接法

慣性力を直接測定するために、慣性力分離測定試験を行なった。この試験では、ロボットアームの先にスティングを介して模型を固定し、実際の力測定試験の時とまったく同じ動きをロボットにさせて天秤出力を記録した。力測定試験の時と異なるのは、一様流の無い静止大気の中で測定を行なったことと、模型の周りに外筒を被せて、模型周りの空気を外筒周りの外気と遮断したことである。模型が接している外筒内の空気は、模型の動きに応じて模型と同じ動きをし、両者の間には相対速度が発生しないので、空気力は模型に働かない。従って天秤の出力は慣性力だけを表している。外筒はその外側の空気との間に相対速度をもつから、外筒には空気力が働くが、外筒はスティングの根元に固定されているので、外筒に働く空気力は天秤に感知されず、模型と天秤に働く慣性力だけが天秤に感知されることになる。

慣性力の測定においても風洞内の動的な地面降下試験と同じく、ノイズの存在下でより信頼できるデータを得るため、各迎角ごとに 5 回の降下を行なった。模型の形態はエレボン、ラダー、ボディフラップの舵角はすべて 0 とし、スピードブレーキは B 型のものを 2 枚、 40° の展開角で取付けた。

2. 間接法

間接法によって慣性力を求めるには、模型と天秤の質量と加速度を知らなければならない。加速度は図 41 に例示したような模型の降下特性がわかっているから計算で求めることができる。与えられた時刻 (T) と位置 (Z) の離散的データ列から、各データ点での微係数を数値的に求める一般的方法としては、隣り合った 3 点ずつを二次曲線で補間する、あるいは隣り合った 2 点間をスプライン関数で補間するなどが考えられる。これらの方法はいずれも補間曲線がデータ点を厳密に通ることを要求するため、 Z にわずかな誤差があっても、求められた補間関数の二階の微係数を計

算すると非常に大きな誤差となる。実際問題として Z のわずかな測定誤差は避けられないから、これらの方法は使えない。むしろデータにわずかの誤差があっても現実に近い状況を再現できる方法として、データ列を平滑化する方法を選択した。平滑化には富士通(株)製の科学計算用サブルーチン・ライブラリー (SSL II : Scientific Subroutine Library II) に納められているサブルーチン DBSC2 を用いた。このサブルーチンを用いると、離散データは任意に指定された次数 n のスプライン関数によって平滑化される。独立関数 (本ケースでは t) の全領域は幾つかの小領域に分割され、その各小領域毎に一つの n 次関数が決定されるが、その際小領域の境界点で両側の補間関数は $n-1$ 次の微係数まで連続に接続される。全体領域を幾つ的小領域に分割するかは、各データ点 i での残差 δ_i^2 の自乗和が指定した値以下に収るように自動的に決定される。スプライン関数を 4 次関数と指定し、全領域が 8 ~ 10 の小領域に分れるように残差の自乗和の上限を決めて計算を行なった。データ点における典型的な Z の残差は 0.3 mm 以下、最大で 0.7 mm 程度であった。

模型と天秤の質量を実測したところその値は各々 7.6 kg, 1.7 kg であった。天秤はその片端がスティングに、反対側が模型に固定されており、中央にセンサーがある構造になっているため、慣性力を発生させる質量は、天秤全質量のおよそ半分と考えられる。そこで模型と天秤に働く慣性力質量 $7.6 + 1.7/2 = 8.45$ (kg) を有効質量として、これに上で求めた加速度を掛けて慣性力を決定した。

3. 直接法と間接法からの結果の比較

直接法はこれを用いると求めたい慣性力が直接求まり、間接法における加速度のような二次データや有効質量のような推定を含む値を用いる必要が無いという点ですぐれている。しかし、天秤出力はアナログ量であり、これを模型・天秤系の固有振動を除くためにフィルター通した後に、デジタル量に変換する必要がある。アナログ量の段階でノイズが入り込む余地がある上、天秤とフィルターを含んだ計測系が時間遅れを生じる原因となっている。一方間接法は一次測定データだけで慣性力を決定できず、データ処理によって求められた推定値を用いなければならない、という欠点がある。しかし必要とする基本計測量はエンコーダの出力する位置データだけであり、これはデジタル量であるため時間遅れはほとんど無く、ノイズの影響も受けにくい。

同一のケース (低速降下) について直接法と間接法で慣性力を求めた結果を図 A1 に示す。横軸は地面からの距離ではなく、降下開始からの時間である。同じ条件下で行なった 5 回の独立な試行のうちの 1 回分のデータである。図 A2 では 5 回行なった直接法による測定結果すべてを、横

軸方向に -128 ms 平行移動して描いてある。間接法の結果は図 A1 と同じものである。

図 A2 を見ると、天秤出力として直接測定された慣性力は 6 Hz 程度の周波数で振動している。直接法のデータは 5 回の測定を重ねたものであること、測定値にはノイズが載っていること、を考慮すると図から直ちに振動の存在を結論づけるのは危険ではあるが、各迎角に対するデータがいずれもほぼ同じ周波数で変動していることから、模型が実際に振動していると考えられる。対応する動的地面測定試験ではこの様な振動が殆ど観測されなかったのに慣性力分離測定試験では振動が見られた原因は、前者では後者にはない空気が模型に加わっており、両者間で荷重の状況が異なるためと考えられる。

一方、間接法で求められた慣性力には振動が見られない。この原因としては、1 回の試行で得られた模型の位置座標データから加速度を求めているため、データがまばらで 6 Hz 程度の振動を表現できない、あるいは加速度を求める際に位置データに平滑化を施しているため、振幅の小さな振動があっても見過ごされる、等が考えられる。

図 2A から直接法で得られたデータは、128 ms ほどの時間遅れがあることがわかる。これは天秤及びフィルターを含んだ計測系に起因すると考えられる。

両方法から得られた結果はほぼ一致しており、算出された加速度と実測値を基に推定した有効質量はおおむね正しいことを示している。

4. 検討と結論

慣性力を求めるために 2 通りの方法を試みて両者の得失を検討した結果、間接法を採用することとした。

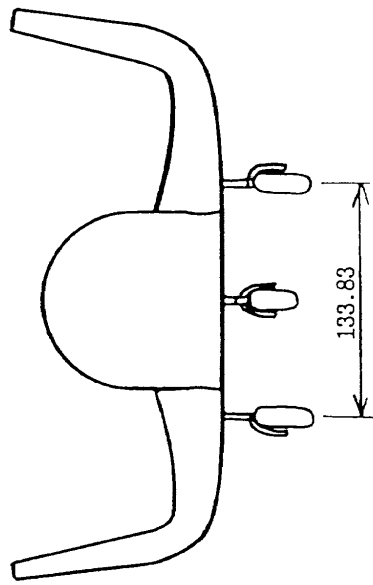
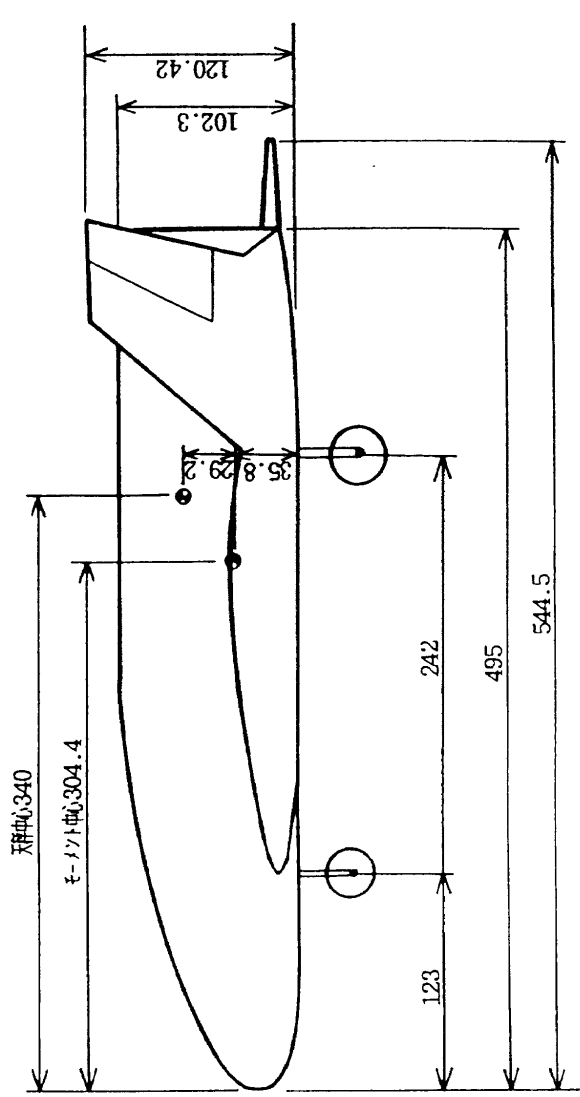
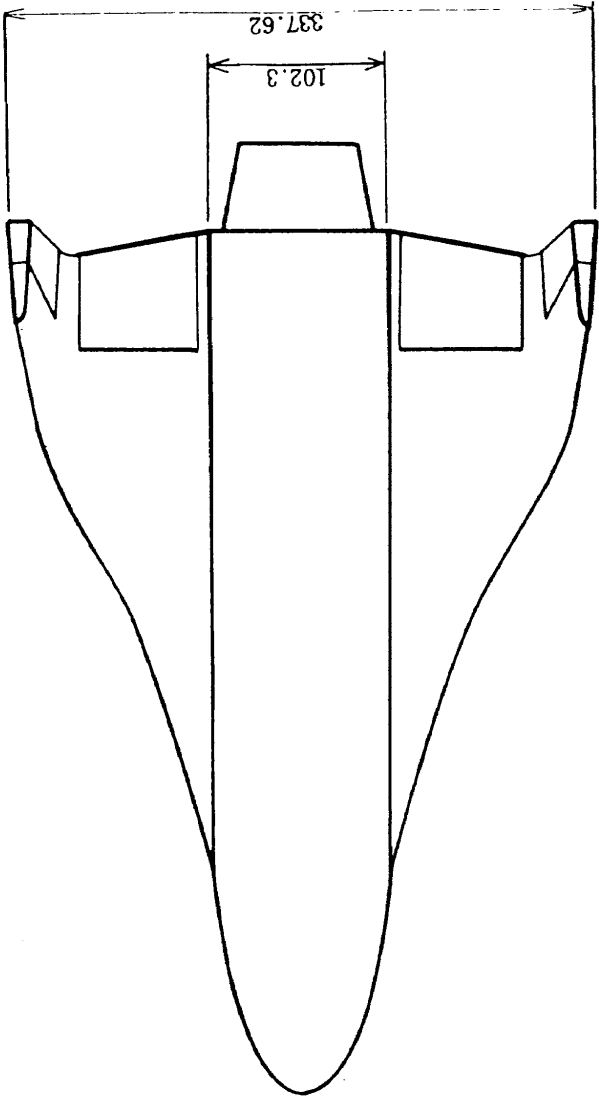
直接法で得られた慣性力には、模型の固有振動と思われる振動が現れているが、対応する動的地面効果試験で得られた Z 方向の力成分 (揚力 + 慣性力) にはこの様な振動は見られない。従って、空気力 (揚力) を求めるために機械的に両者の差をとると、空気力が振動する結果となってしまう。これは実際に起っている現象と異なる。直接法で得られた振動する慣性力特性に数値的にフィルターをかける方法も考えられるが、これは地面効果と同程度の誤差が生ずる懸念があり採用できない。

一方間接法にも、推定量の組合わせで値が決められるという不確かさがある上に、ある程度以上周波数の大きい振動や振幅の小さな振動が検出できないという欠点がある。しかし動的地面効果試験結果を見ると少なくとも低速降下においては Z 方向力成分に振動は見られない。この様な限定された状況では平滑化処理によって求められた加速度の推定値は信頼できる。図 2A に示した間接法の結果を見ると、降下の後半で加速度はほぼ一定、慣性力は直接法結果よりも 0.01 程度大きい。この慣性力の差は有効質量の推定が

厳密でないためと思われるが、幸い加速度がこの領域ではほぼ一定値であることから正しい慣性力との差は位置によらず一定で、地面効果によって地面付近で揚力が変化した場合にも、それを隠すことにはならない。間接法を用いて、動的地面効果試験結果を修正する場合、Z方向力成分は天秤出力であるから時間遅れがあり、慣性力はエンコーダからの位置座標から求めるから時間遅れは無視できる。従って、差し引きして真の揚力を求めるためには時間をずらした引き算をしなければならないが、時間遅れが128msとわかっているから、この計算は容易である。以上の理由から、間接法を用いてある程度の精度で慣性力が推定できると判断し、この方法を採用することとした。

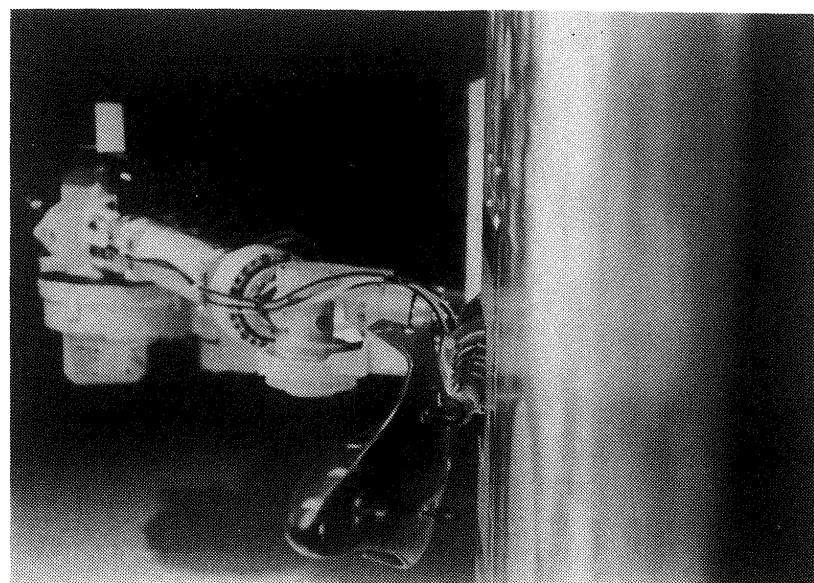
そもそも直接法で慣性力を求めるために、慣性力分離測

定試験を実施したのではあるが、主として模型の振動のために試験結果を利用することができなかった。模型・天秤系の固有振動の影響をみかけ上無くするためには、ローパスフィルターを挿入する方法があるが、あまり低い数値のフィルターを用いることは地面効果をも隠してしまうことになるため、慎重にならざるを得なかった。しかしこの慣性力分離試験によって、(1)間接法で用いた加速度の算出法や、有効質量の推定が妥当であること、(2)天秤出力には時間遅れが伴い、その遅れは128msであること、が明らかになり、間接法をどのような制限の範囲で使えば良いか、その信頼度はどの程度か、という実用上重要な指標を得ることができた。

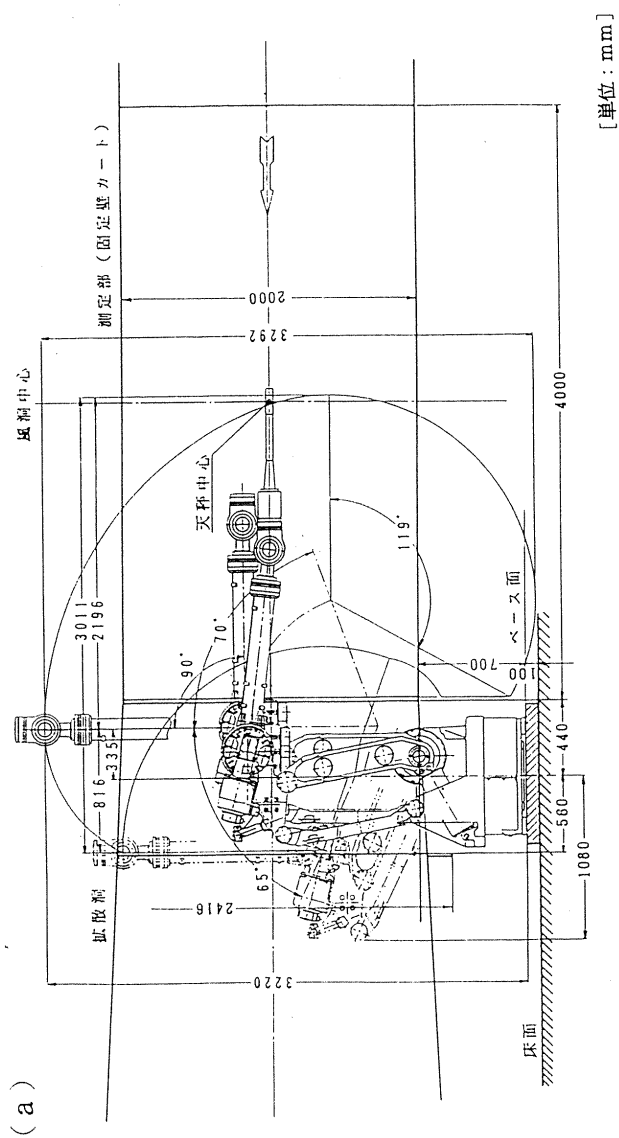


[単位：mm]

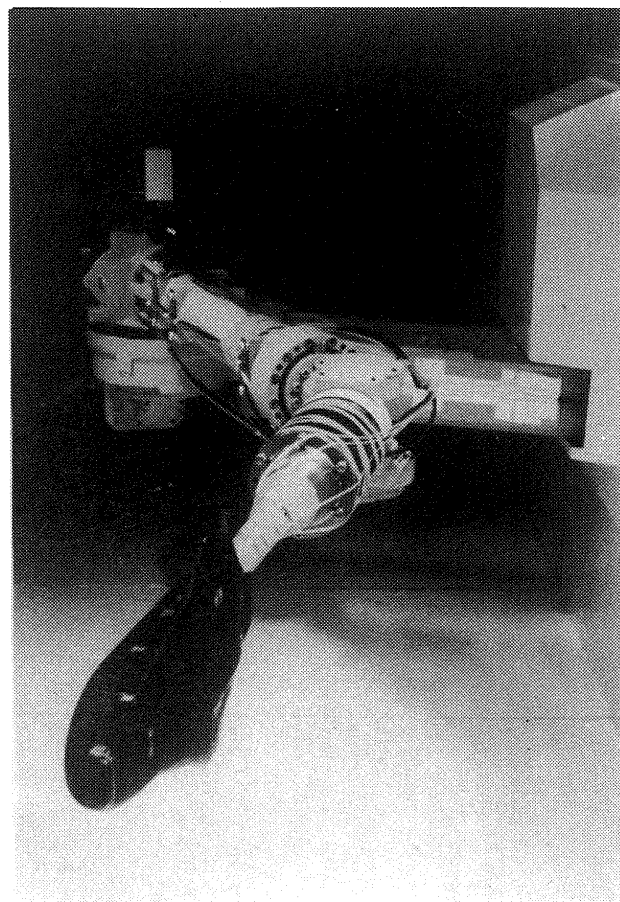
図1 ALFLEX 実験機 8.9% 模型三面図



(c)



(a)



(b)

図 2 風洞に設置されたロボット
 (a) 風洞測定部とロボットアームの移動範囲
 (b) 模型取付形態
 (c) 地面効果試験実施形態

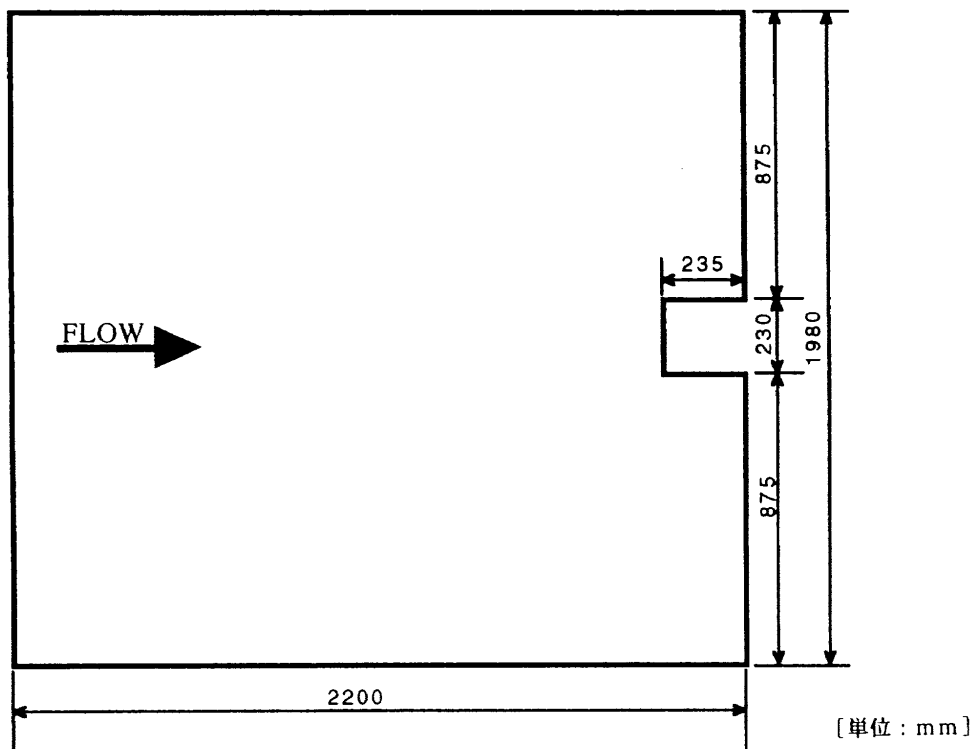


図3 地面板平面図

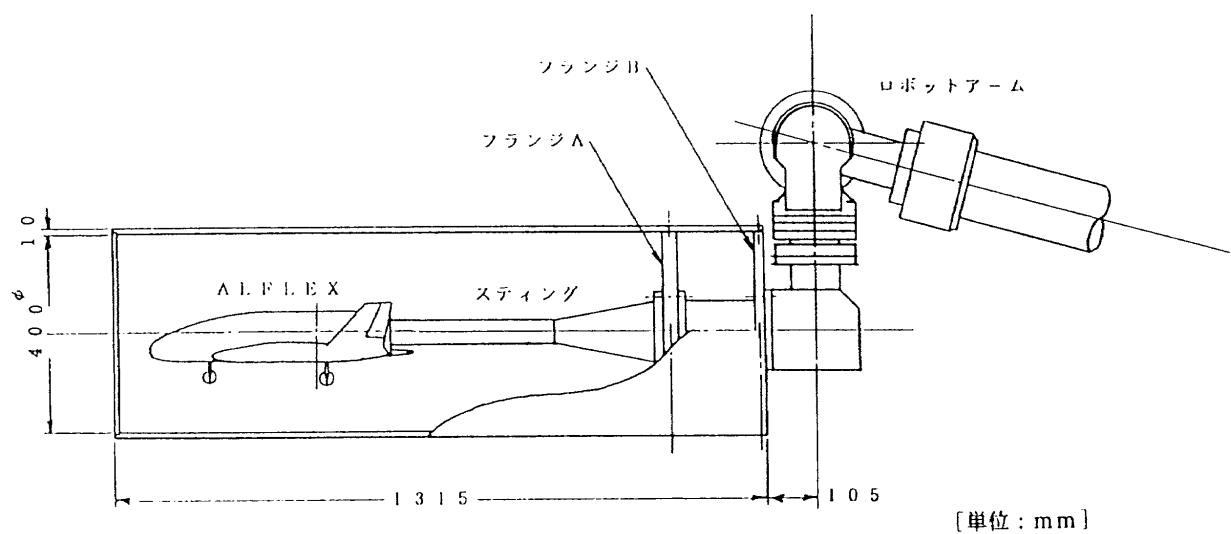
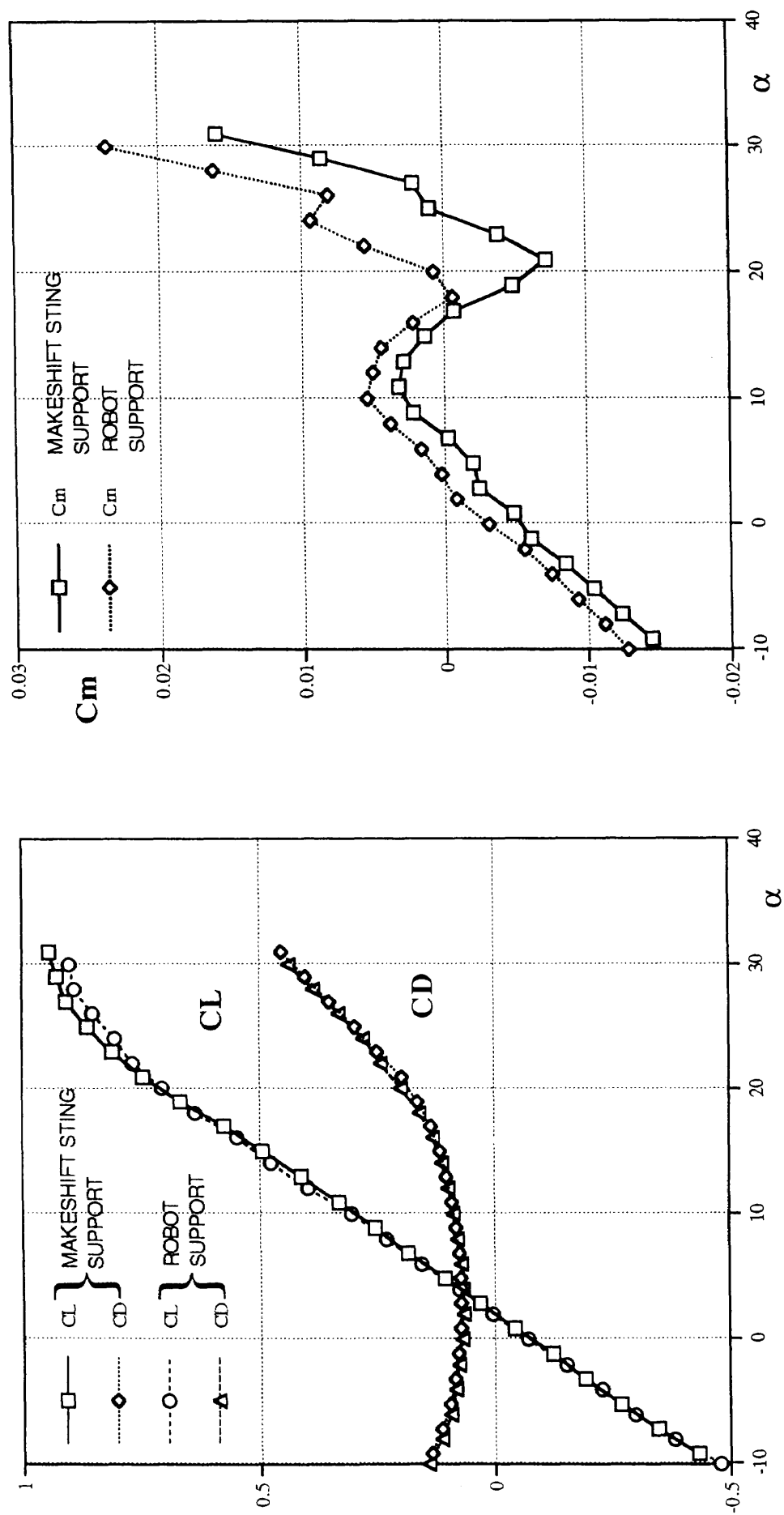
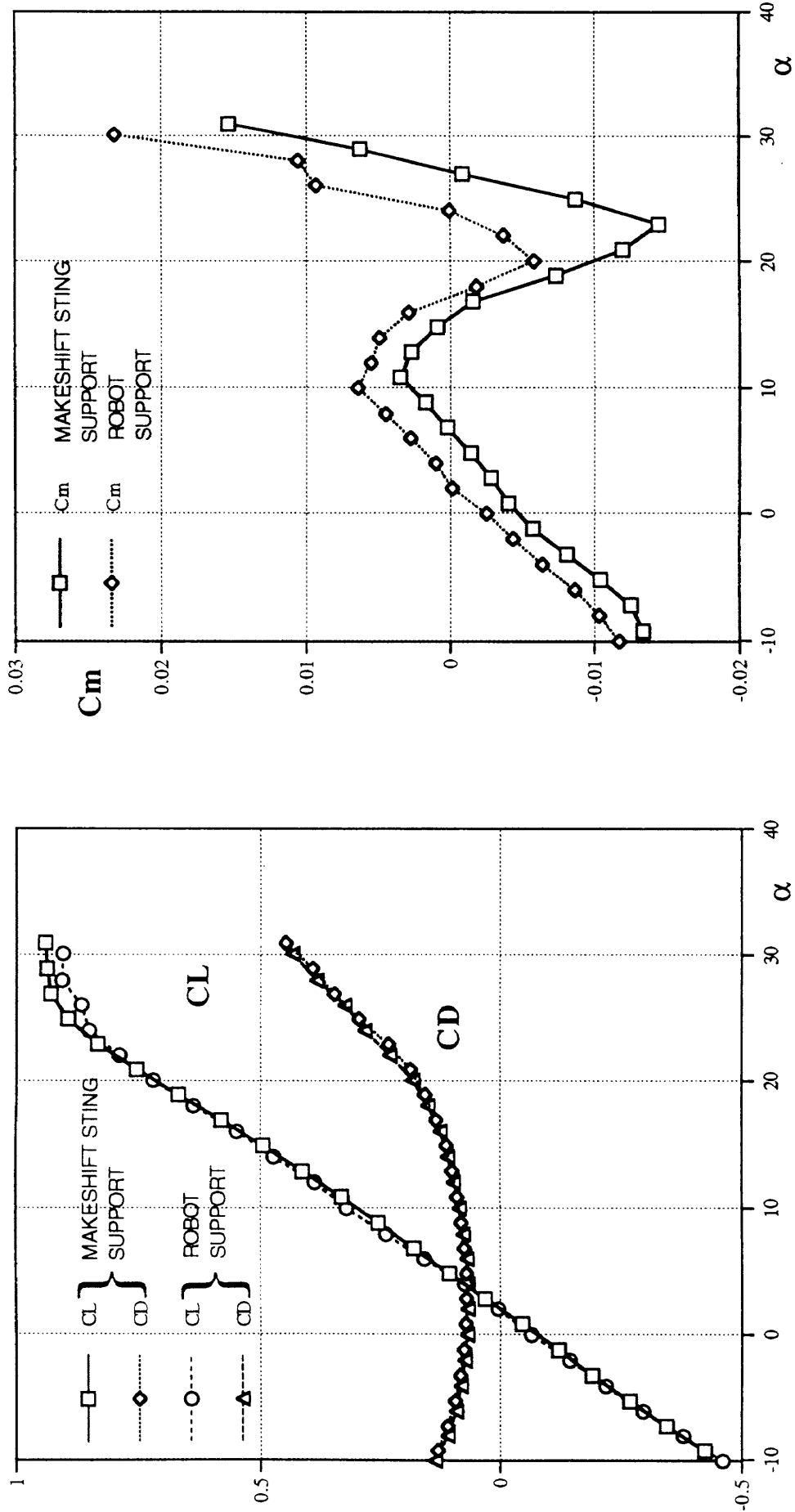
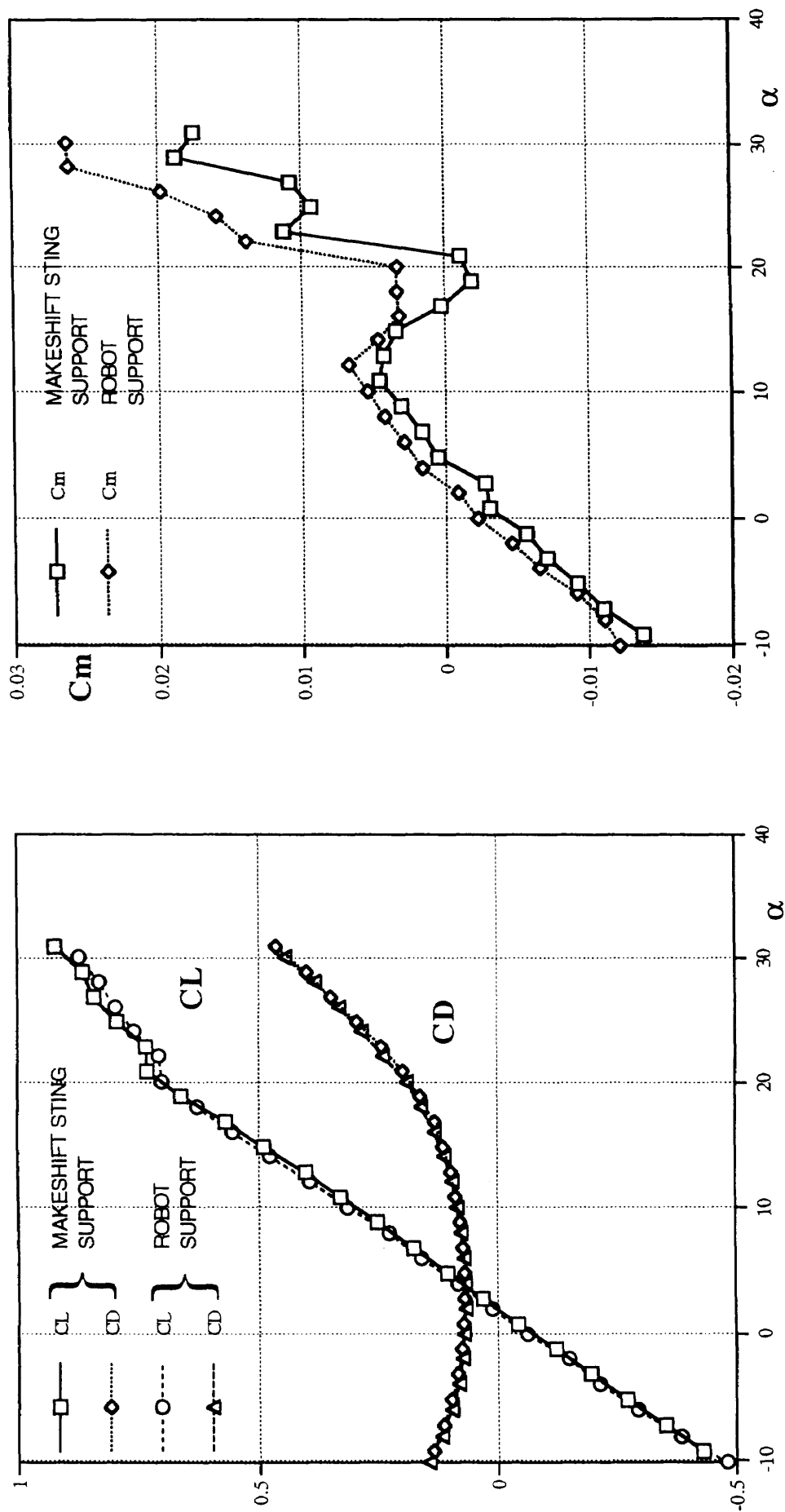
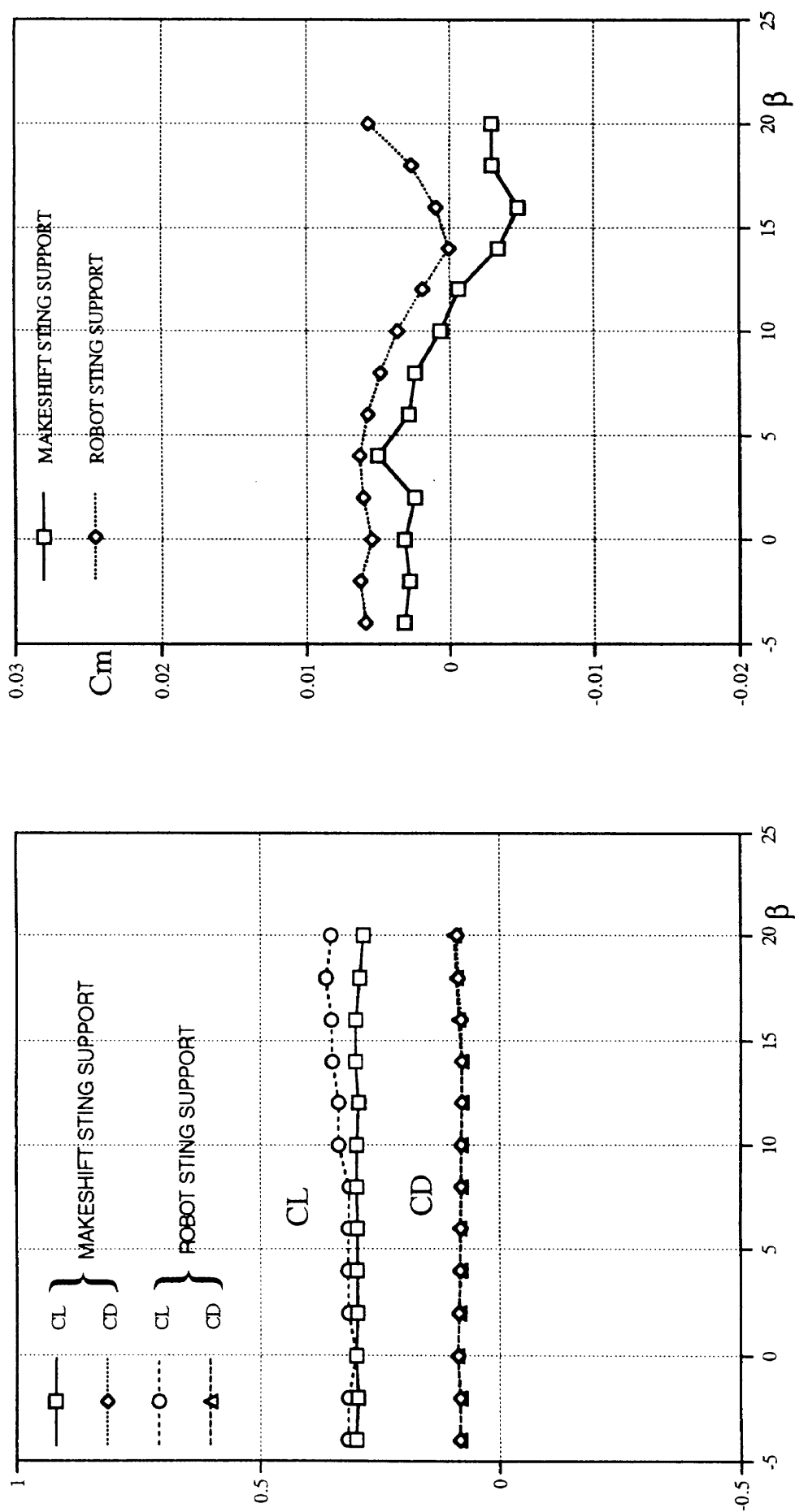


図4 慣性力分離測定用外筒ロボットアームへの取付け

図 5 基本形態での縦 3 分力(1) $U_\infty = 40 \text{ m/s}$

図 6 基本形態での縦 3 分力(2) $U_\infty = 50 \text{ m/s}$

図7 基本形態での縦3分力(3) $\beta = 5^\circ$, $U_\infty = 40 \text{ m/s}$

図 8 基本形態での縦 3 分力 $C_L(\alpha)$, $C_D(\alpha)$, $C_m(\alpha)$, $U_{\infty} = 40 \text{ m/s}$

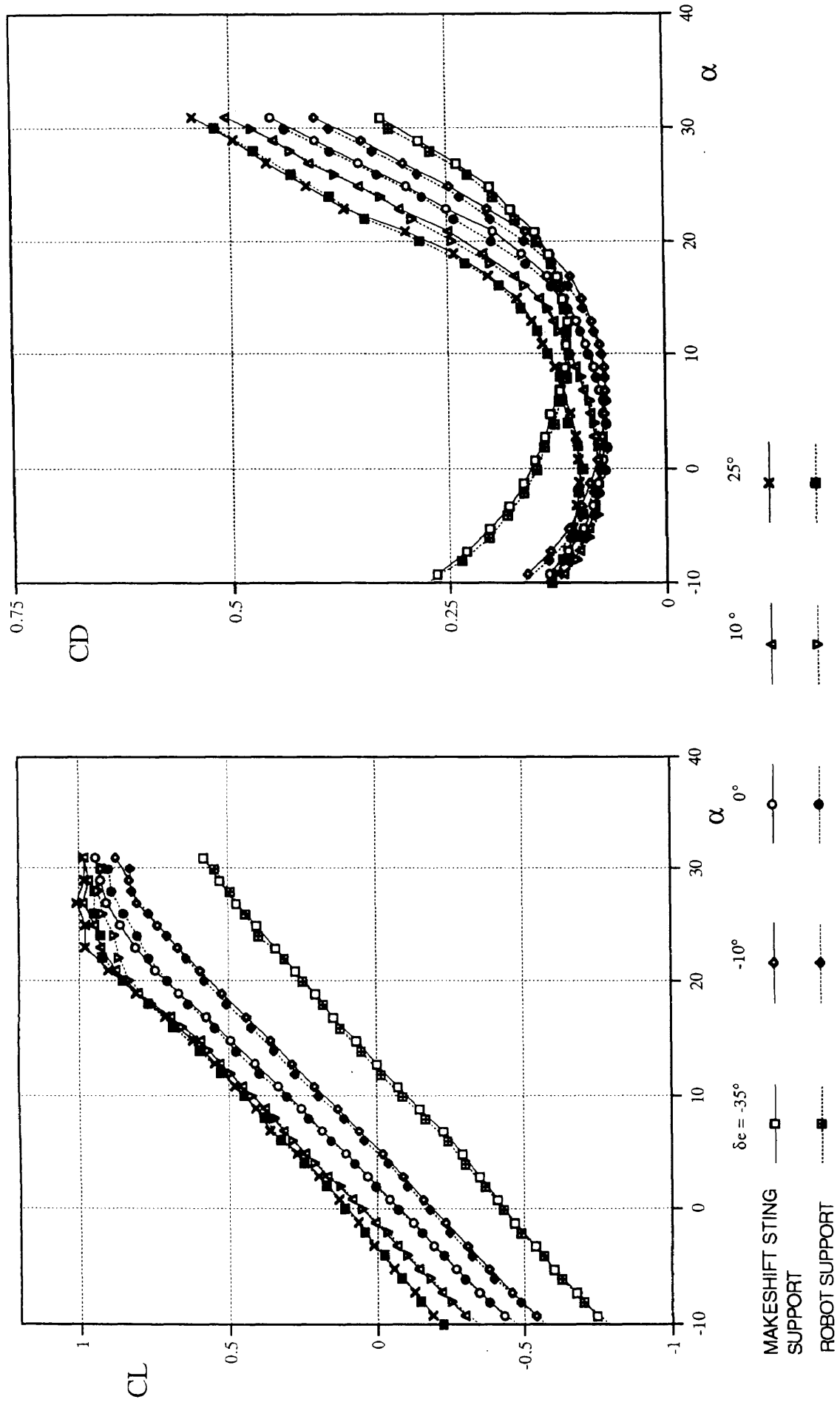


図 9 エレベータ特性

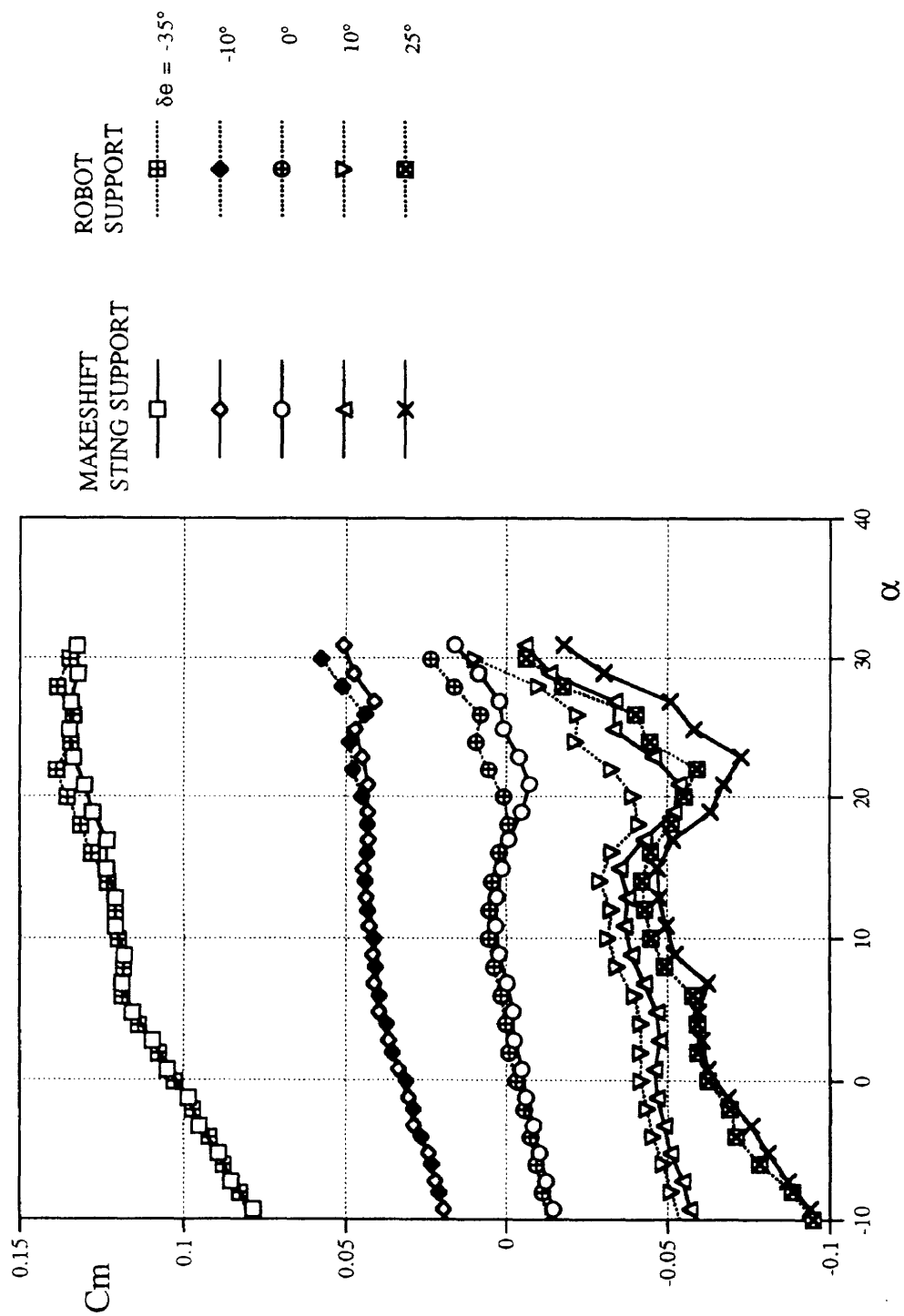


図9 エレベータ特性〔続き〕

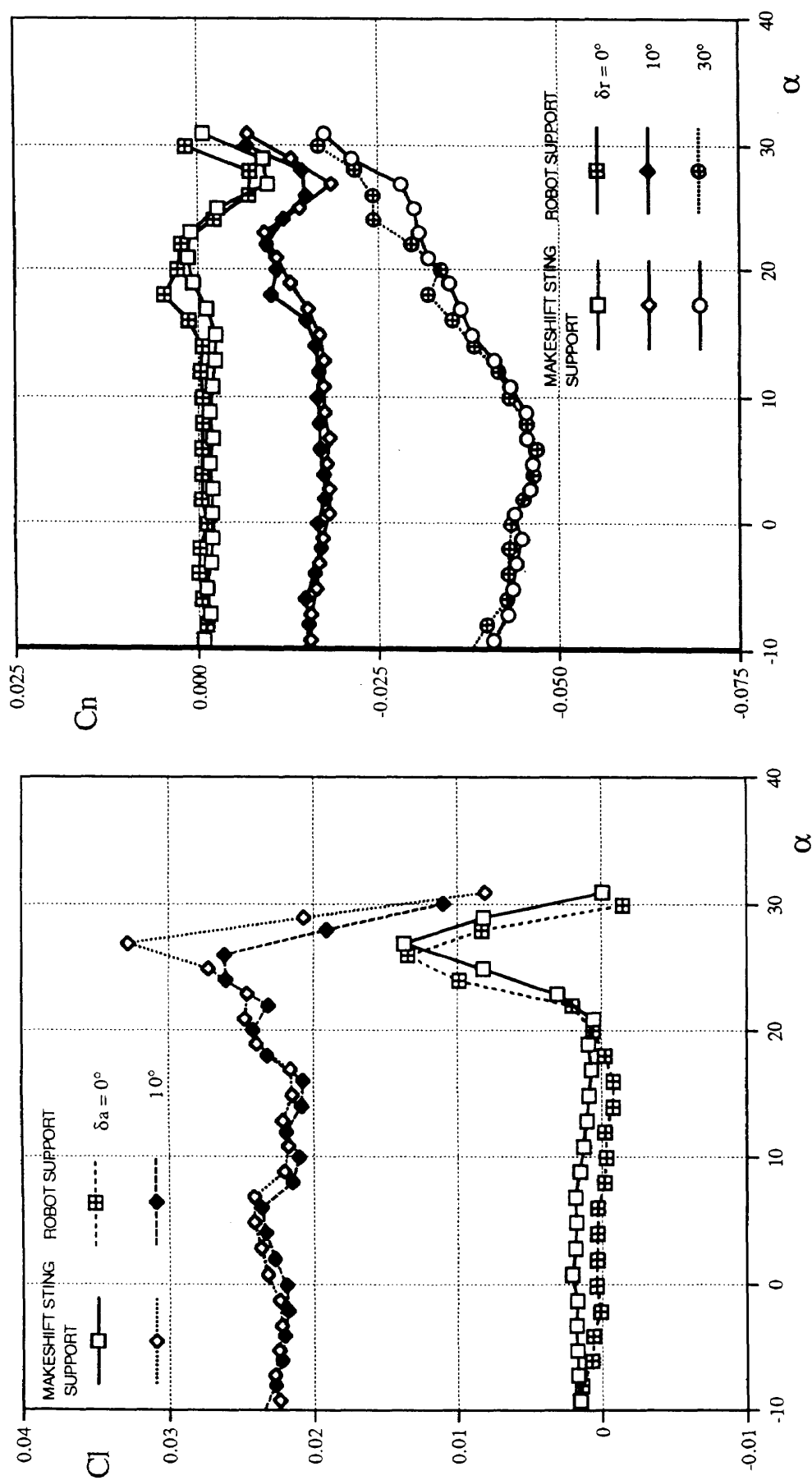


図10 エルロン特性

図11 ラダー特性

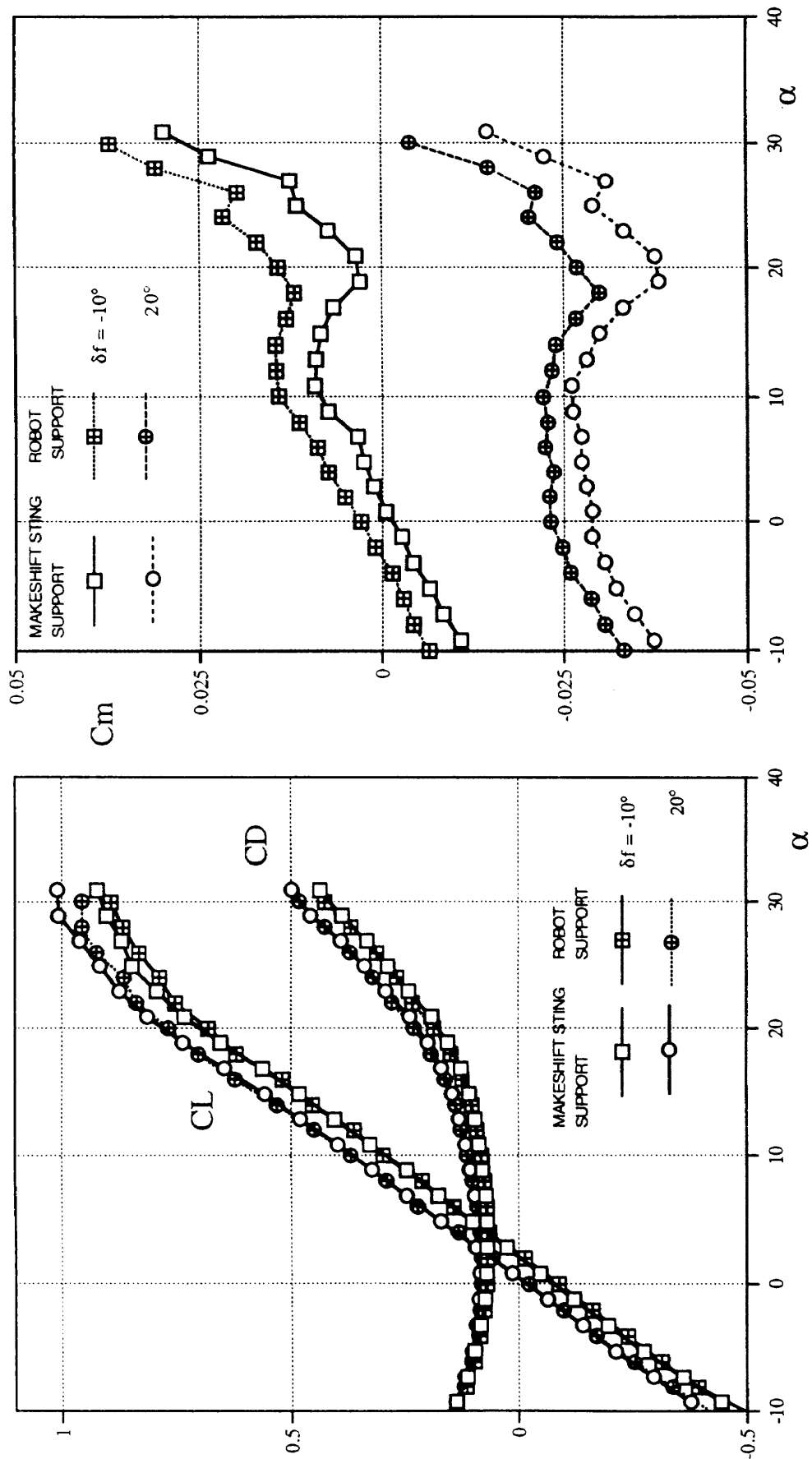


図12 ボディフリップ特性

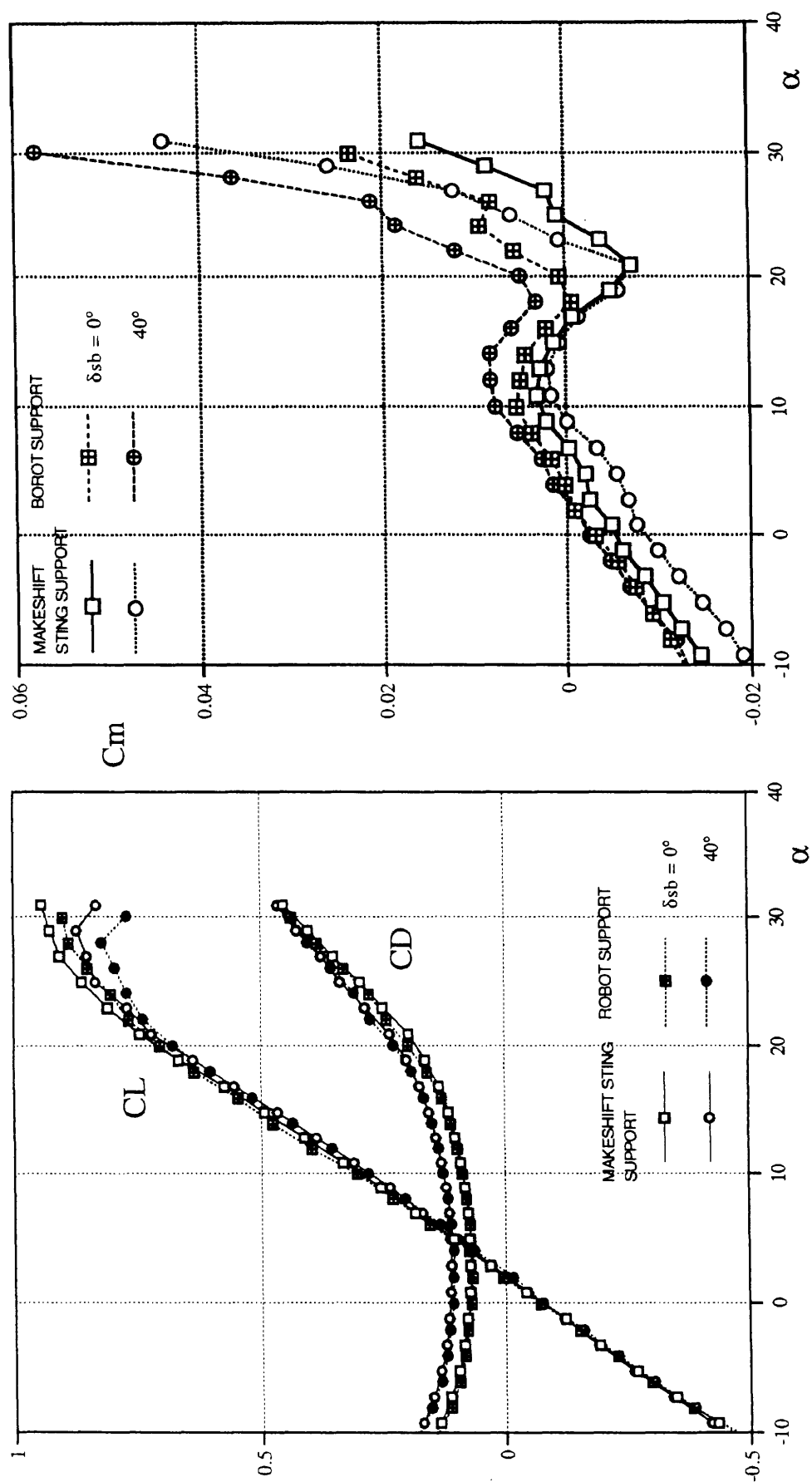


図13 スピードブレイク特性

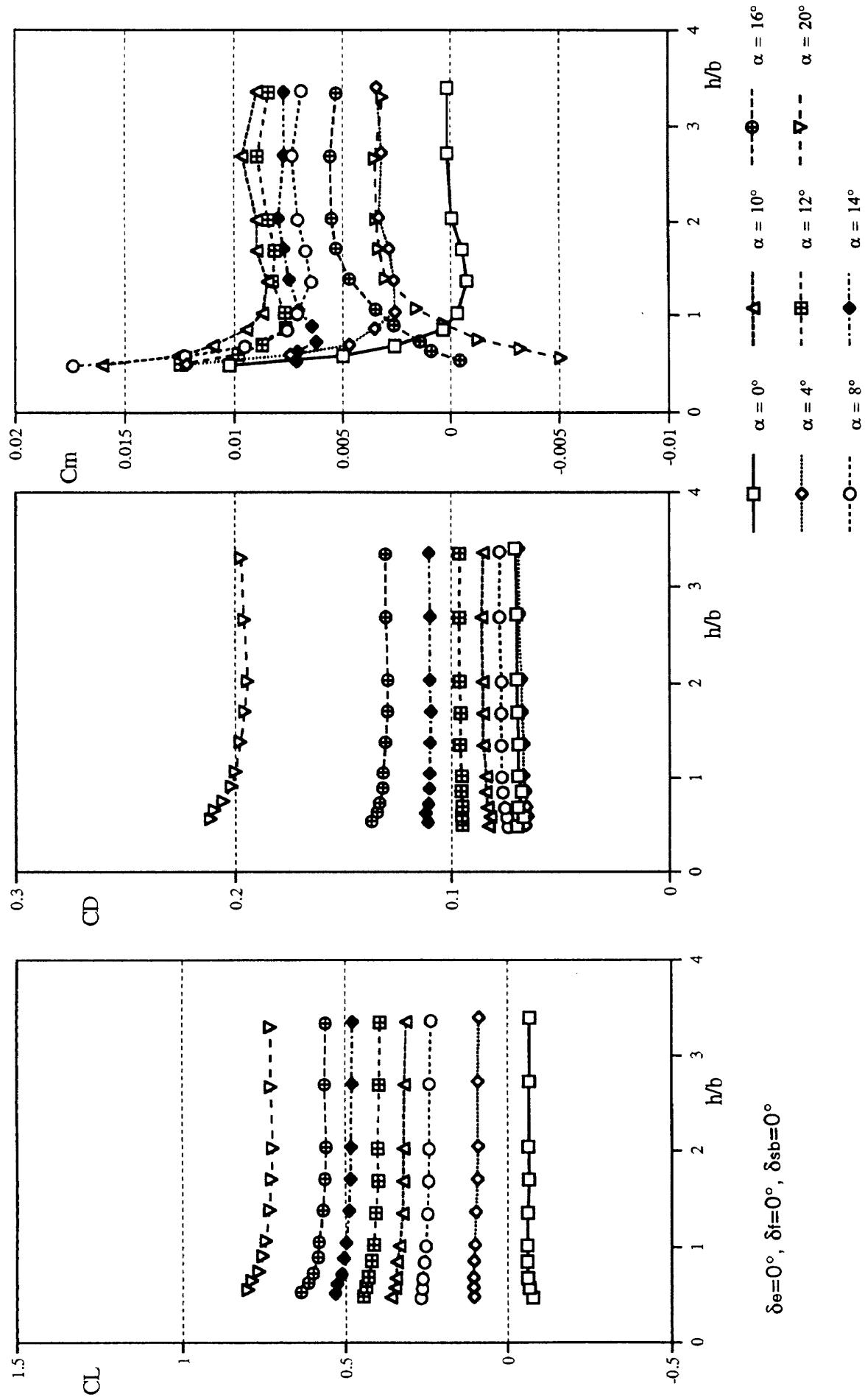
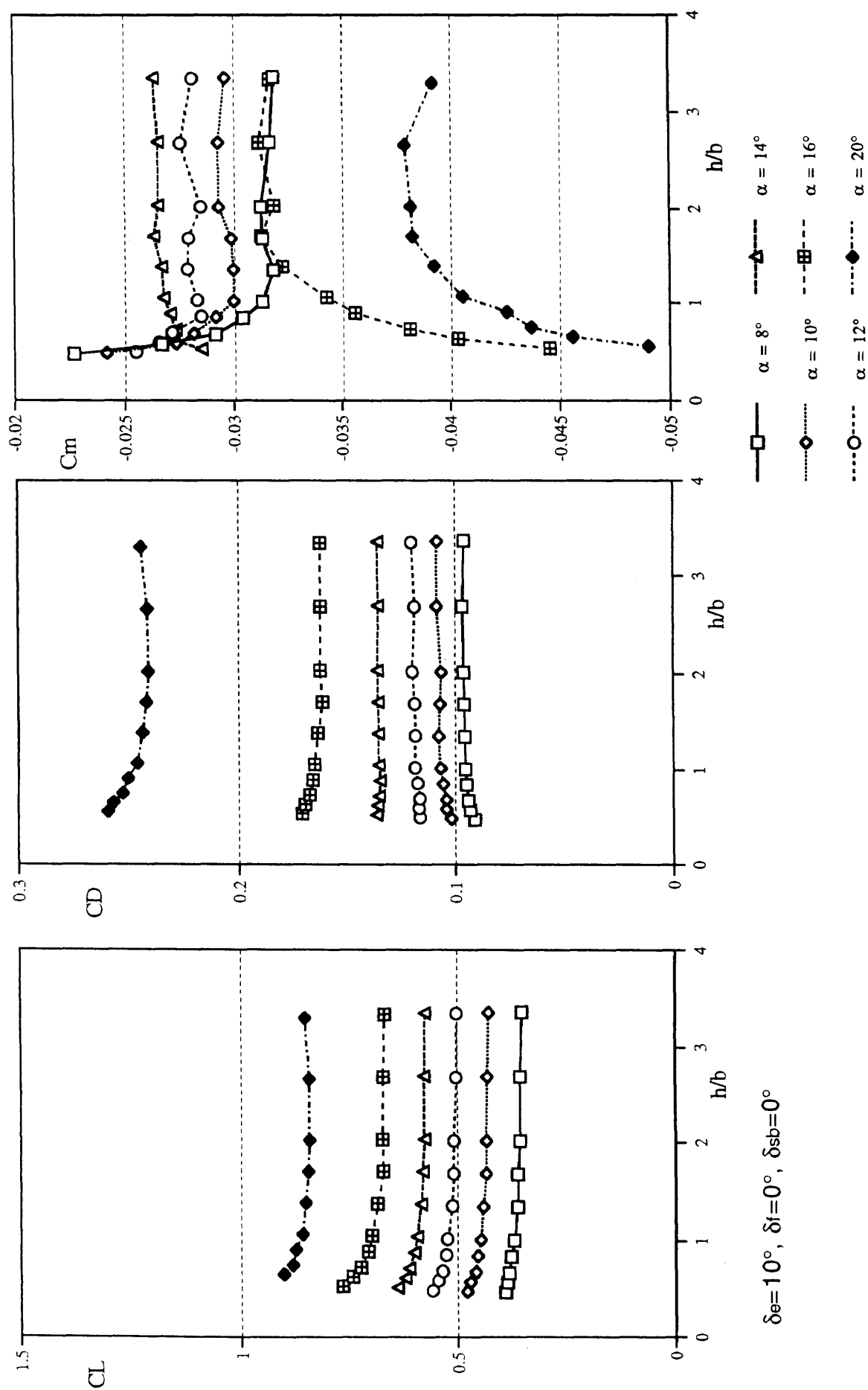


図14 静的地面効果 (1) 基本形態

図15 静的地面効果 (2) エレボン作動形態 (その1) $\delta_e = 10^\circ$

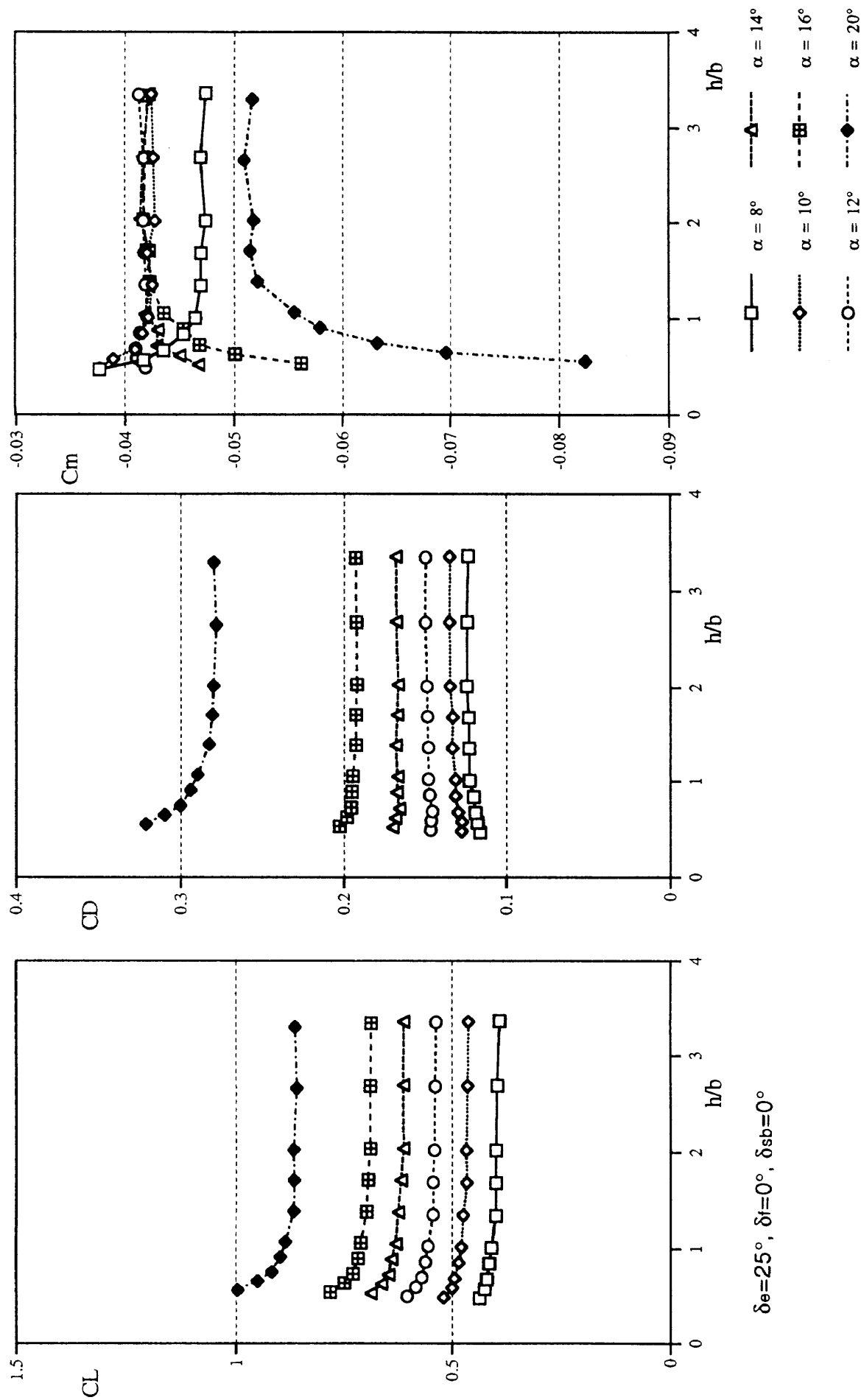
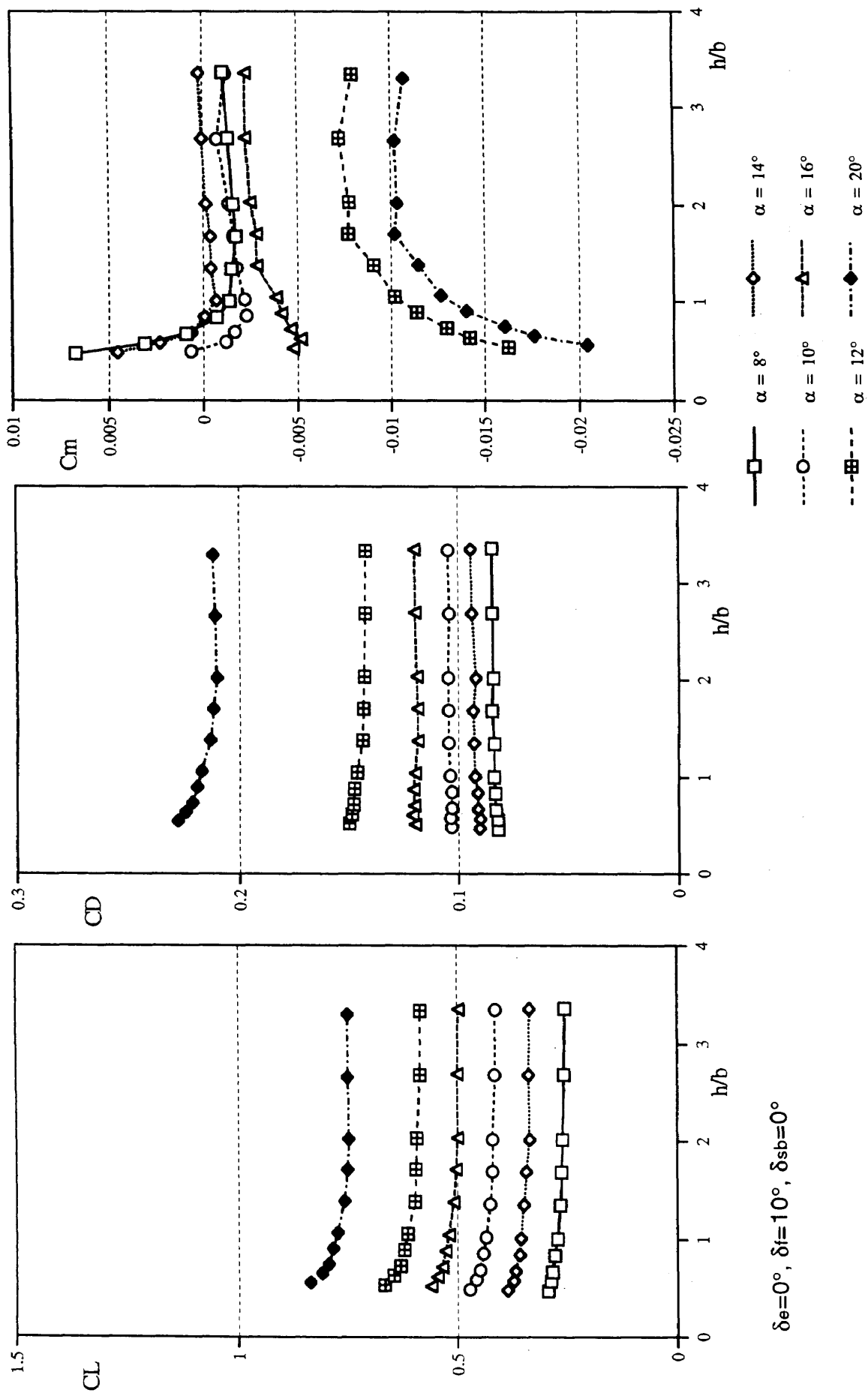


図16 静的地面効果 (3) エレボン作動形態 (その 2) $\delta_e = 25^\circ$



$\delta_e=0^\circ, \delta_f=10^\circ, \delta_{sb}=0^\circ$

図17 静的地面効果 (4) ボディフリップ作動形態 (その1) $\delta_f=10^\circ$

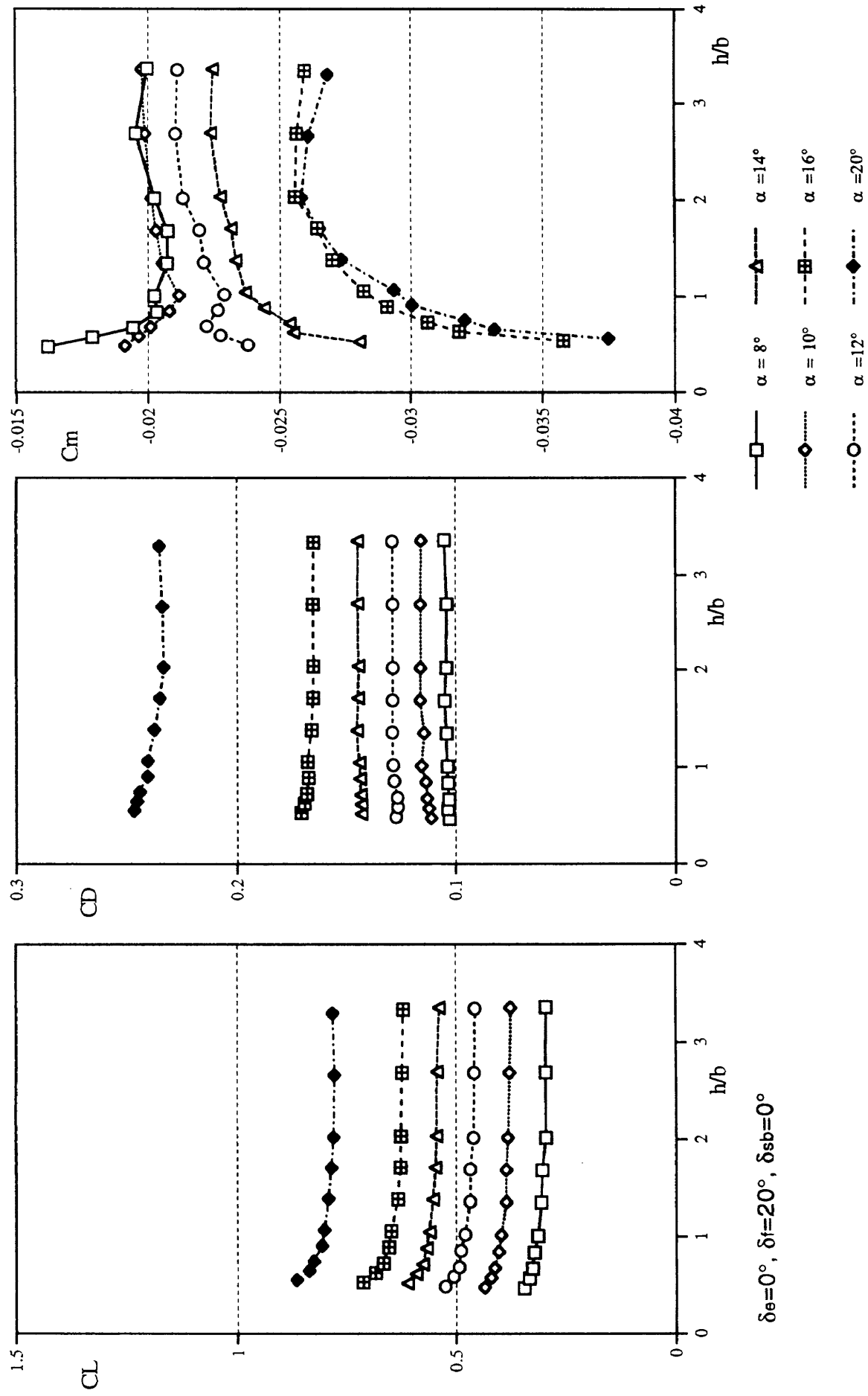
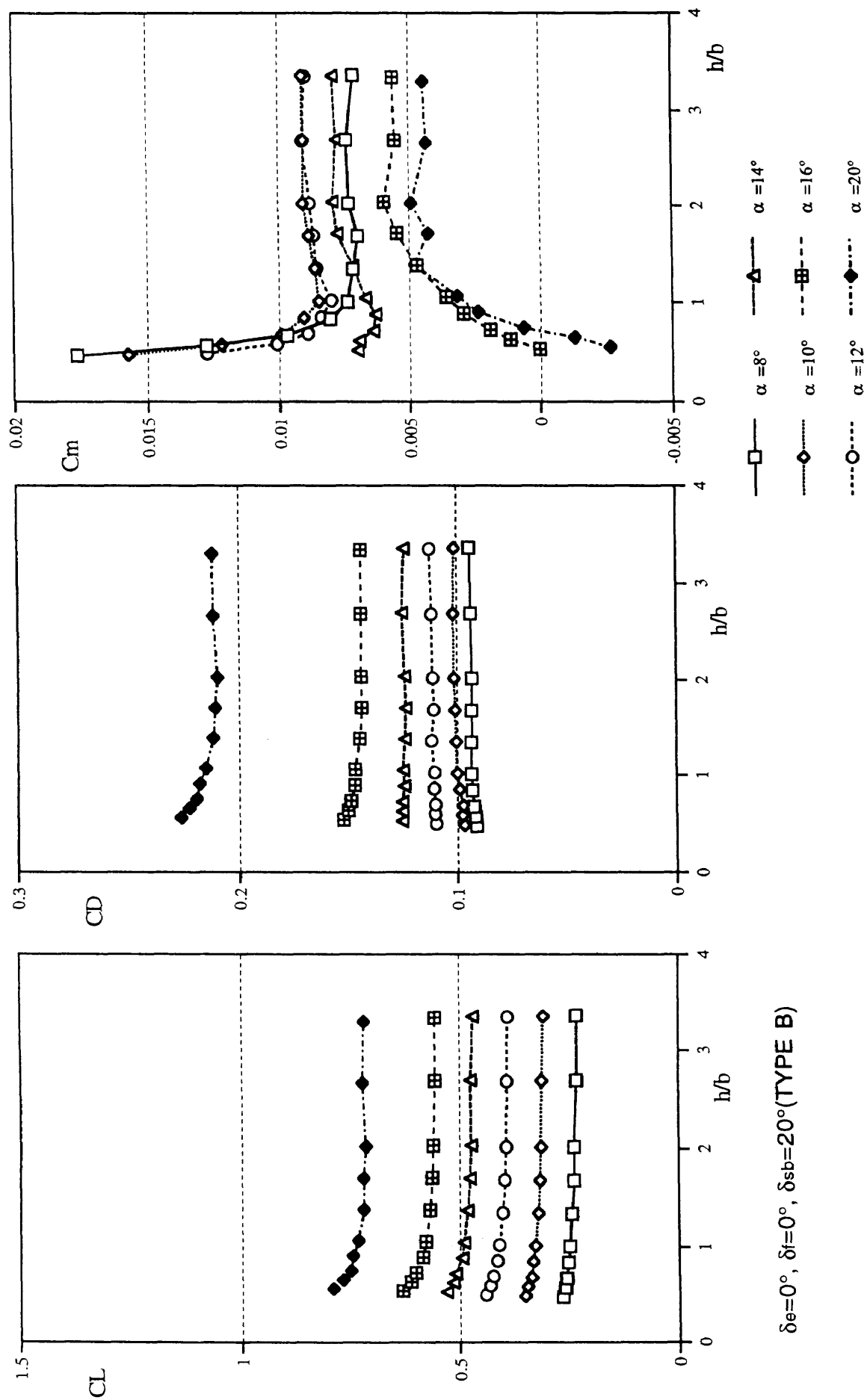


図18 静的地面効果 (5) ボディフラップ作動形態 (その2) $\delta_f = 20^\circ$

図19 静的地面効果 (6) スピードブレイキ作動形態 (その1) $\delta_e=20^\circ$

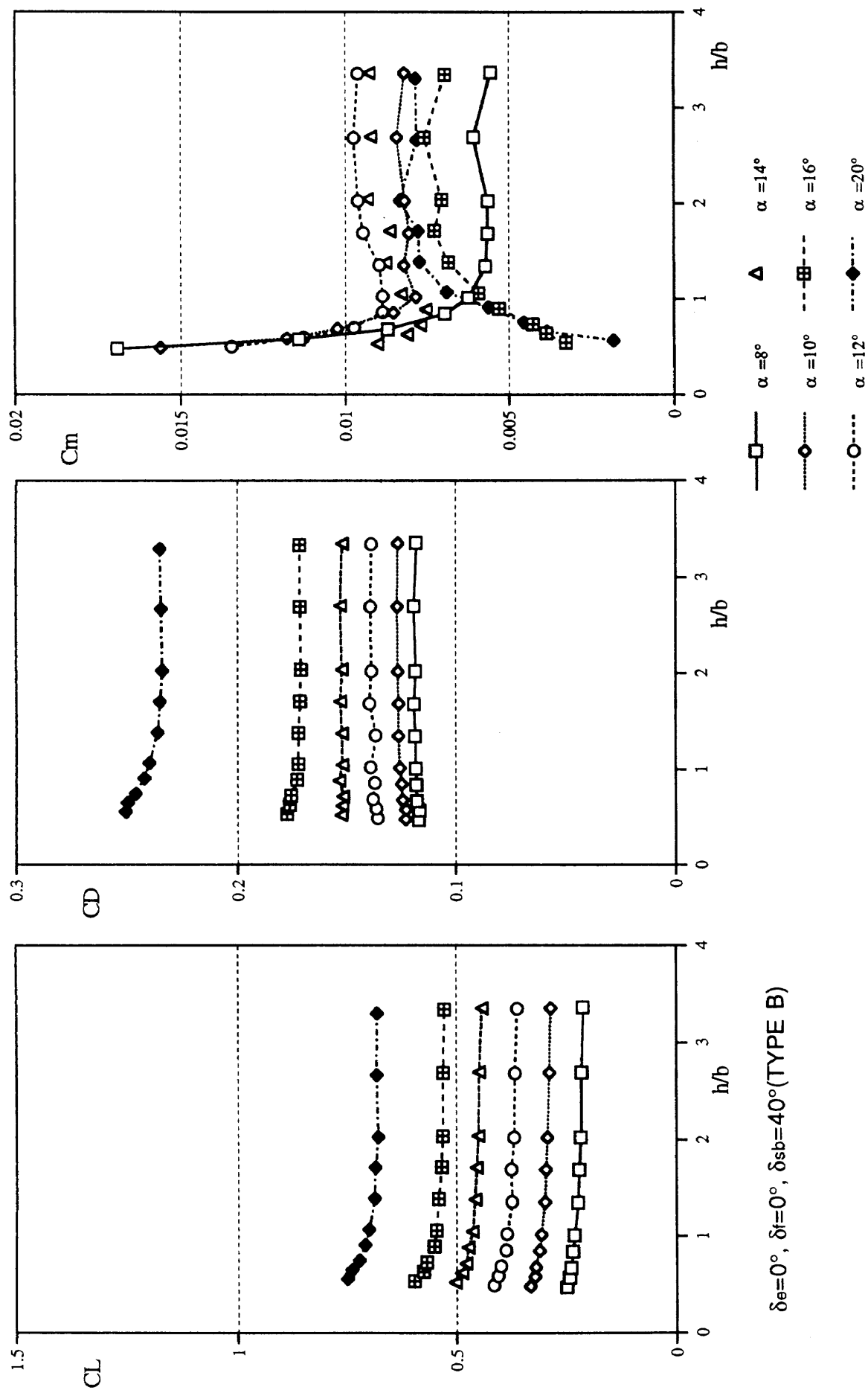
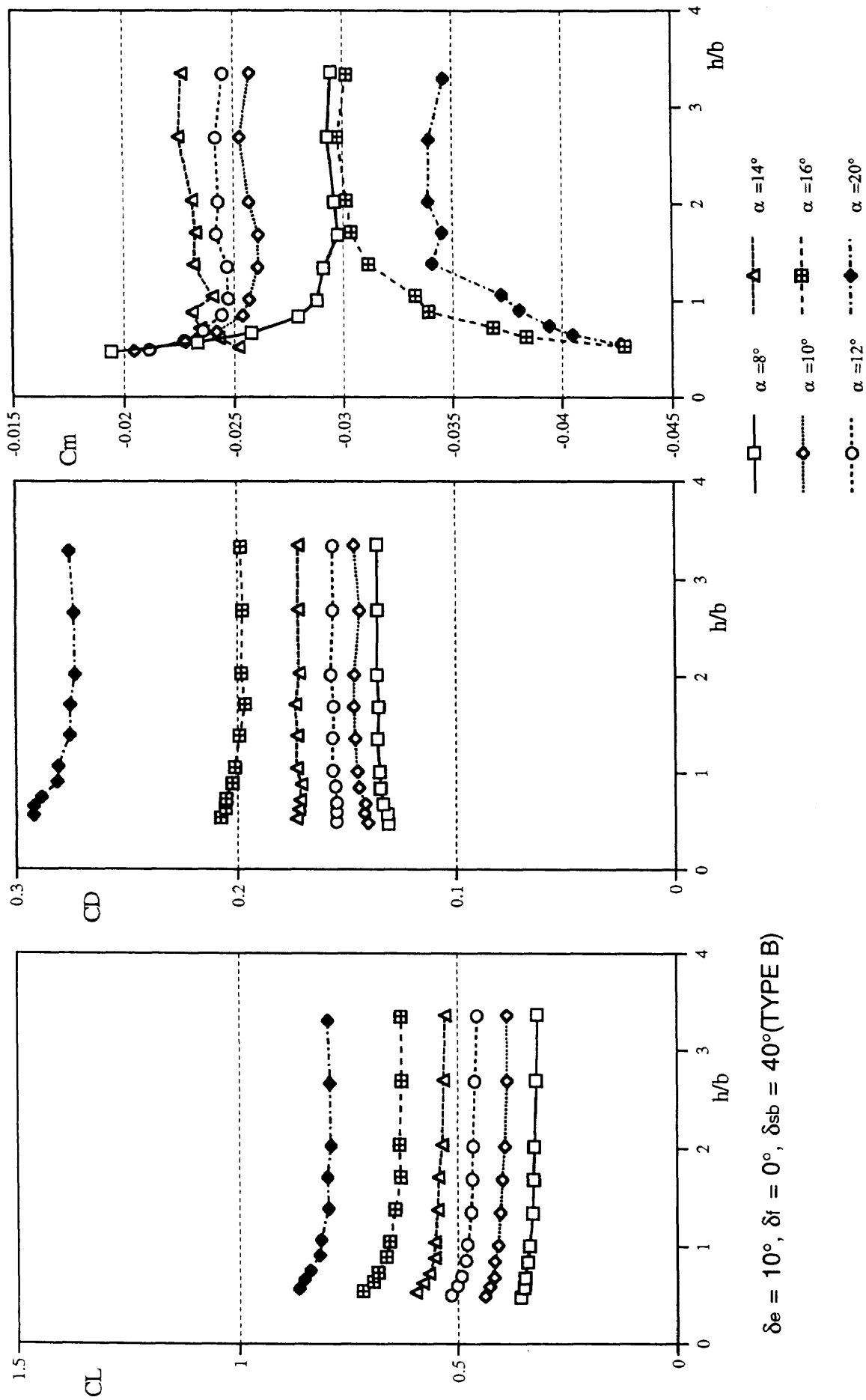


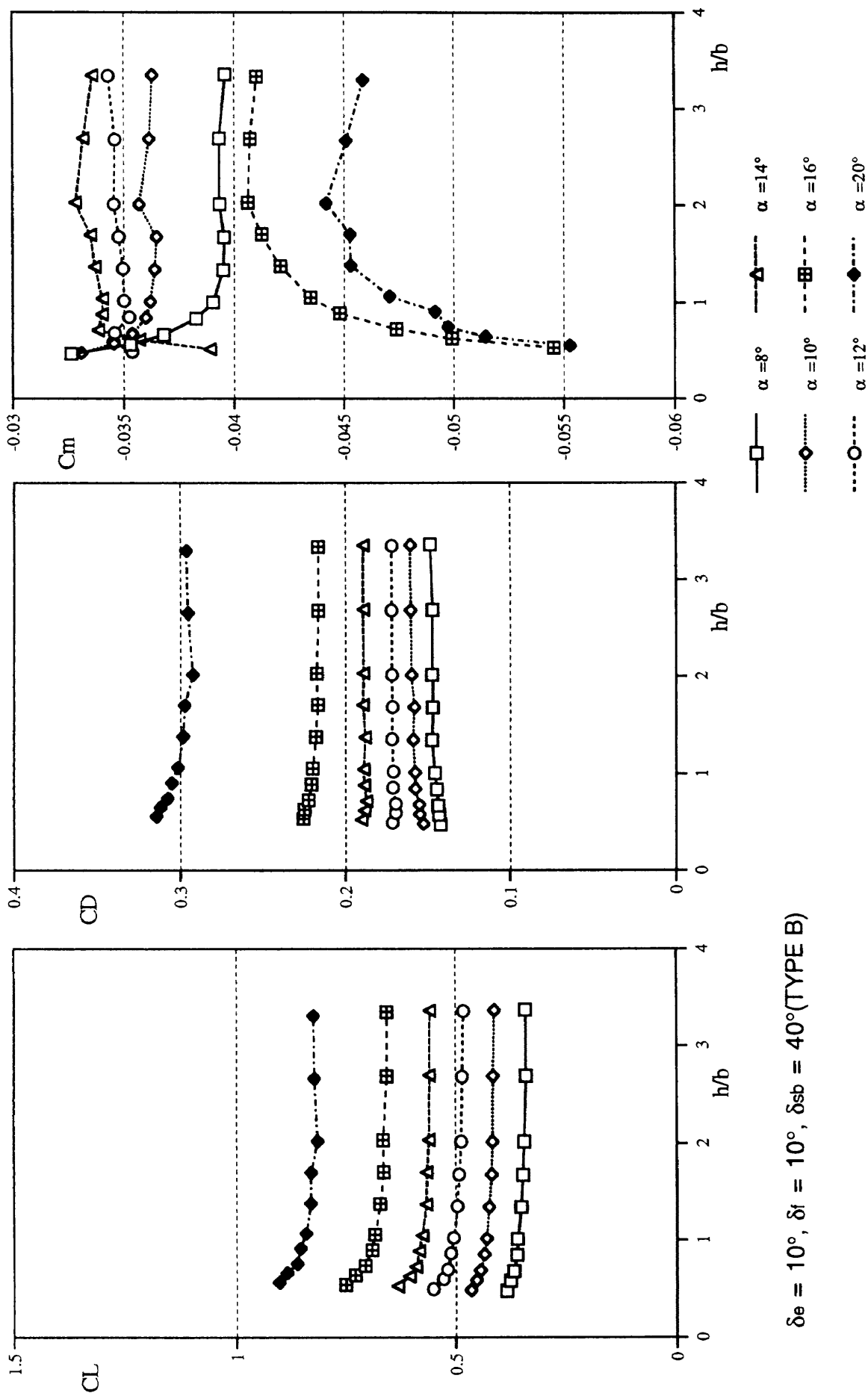
図20 静的地面効果 (7) スピードブレードキ作動形態 (その2) $\delta_e = 40^\circ$

$\delta_e = 0^\circ, \delta_t = 0^\circ, \delta_{sb} = 40^\circ$ (TYPE B)



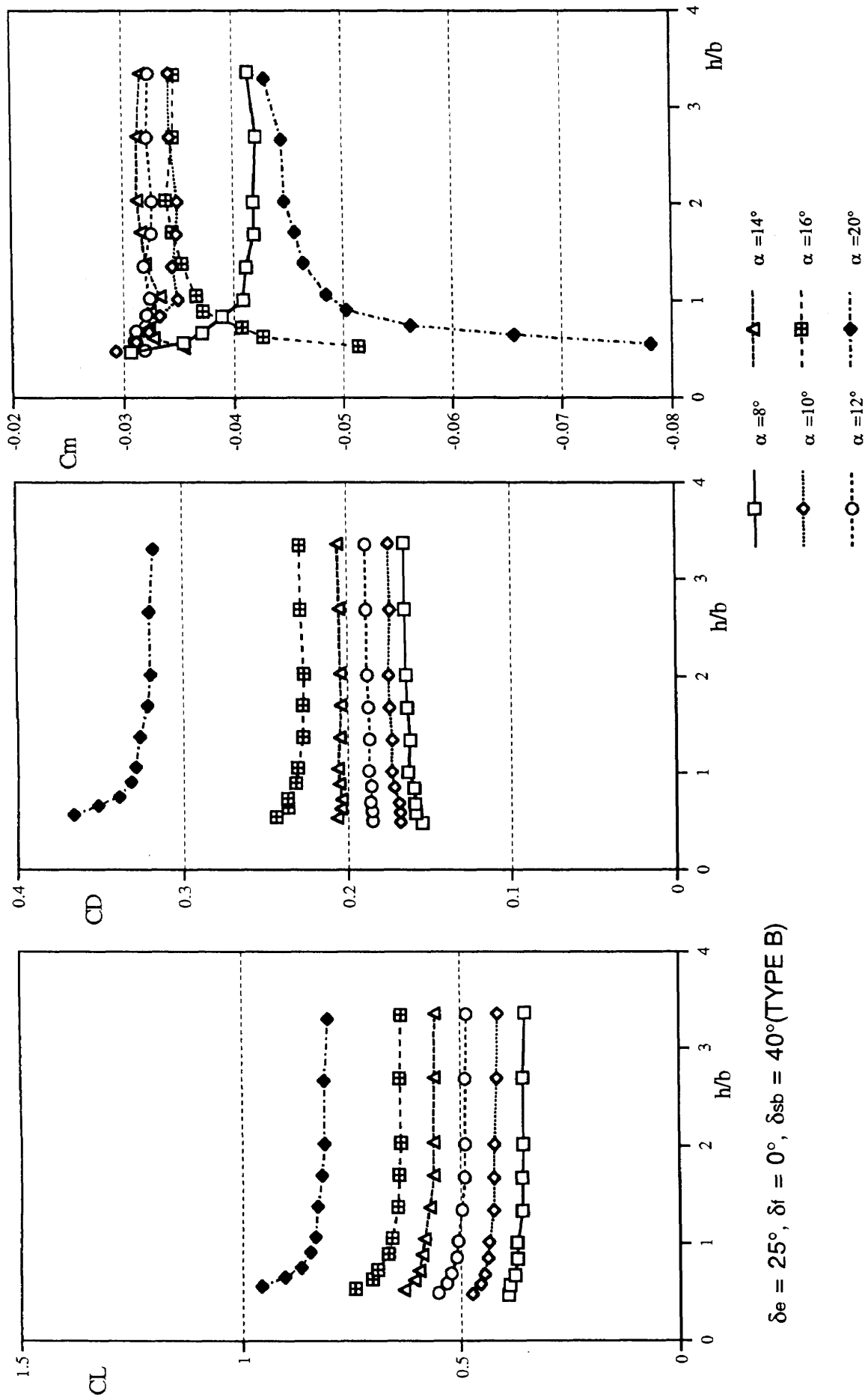
$\delta_e = 10^\circ, \delta_f = 0^\circ, \delta_b = 40^\circ$

図21 静的地面効果 (8) 舵複合作動形態 (その 1) $\delta_e = 10^\circ, \delta_f = 0^\circ, \delta_b = 40^\circ$



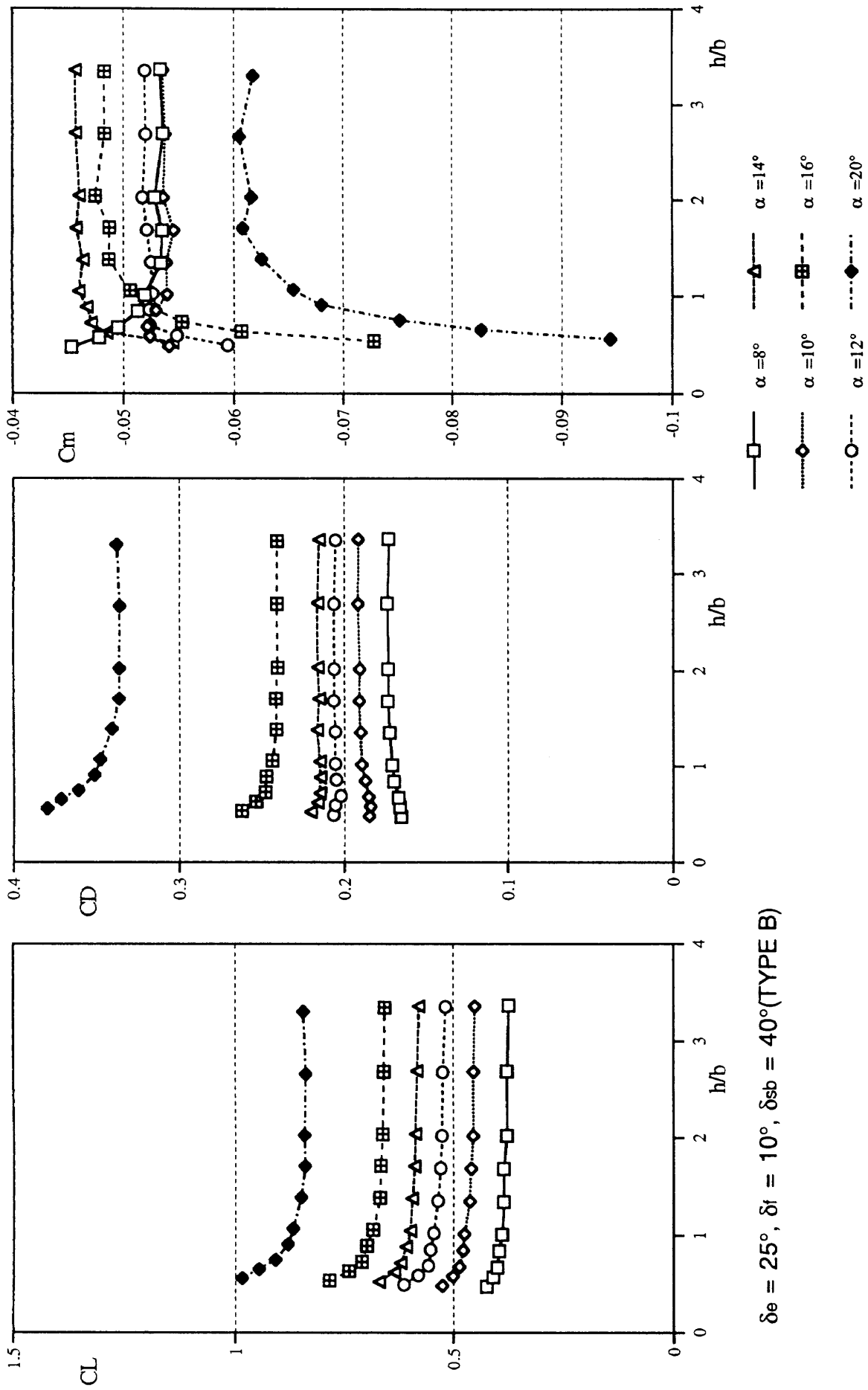
$\delta_e = 10^\circ, \delta_f = 10^\circ, \delta_{sb} = 40^\circ$ (TYPE B)

図22 静的地面効果 (9) 舵複合作動形態 (その 2) $\delta_e = 10^\circ, \delta_f = 10^\circ, \delta_{sb} = 40^\circ$



$\delta_e = 25^\circ, \delta_f = 0^\circ, \delta_{sb} = 40^\circ$ (TYPE B)

図23 静的地面効果 (1) 舵複合作動形態 (その3) $\delta_e = 25^\circ, \delta_f = 0^\circ, \delta_{sb} = 40^\circ$

図24 静的地面効果 (1) 舵複合作動形態 (その 4) $\delta_e = 25^\circ$, $\delta_f = 10^\circ$, $\delta_{sb} = 40^\circ$

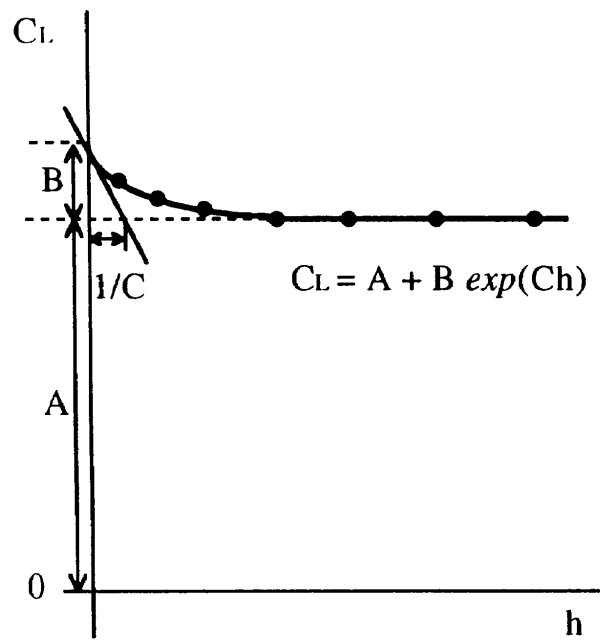


図25 パラメータ A, B, C の物理的意味

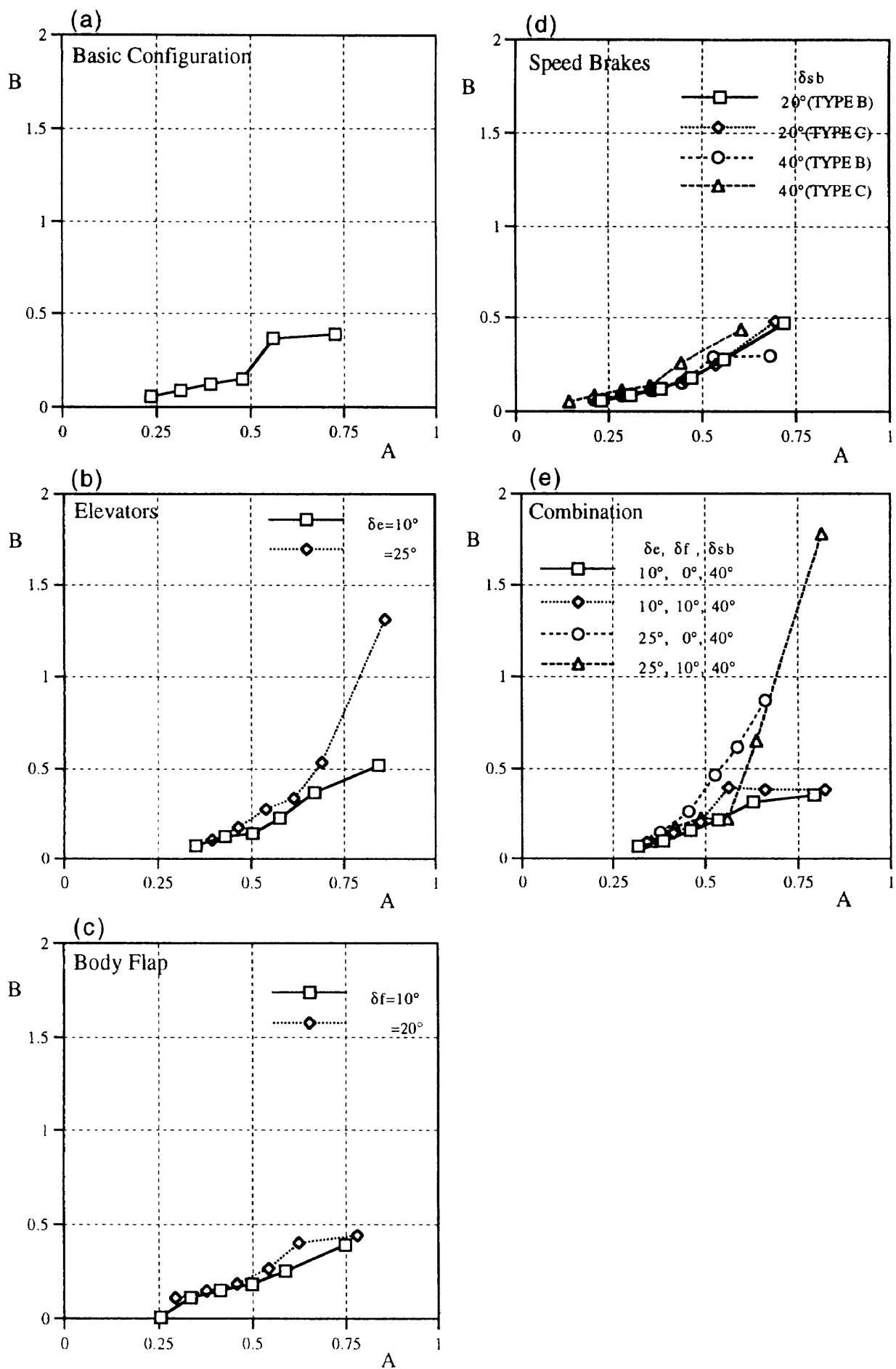


図26 パラメータAとBの相関関係

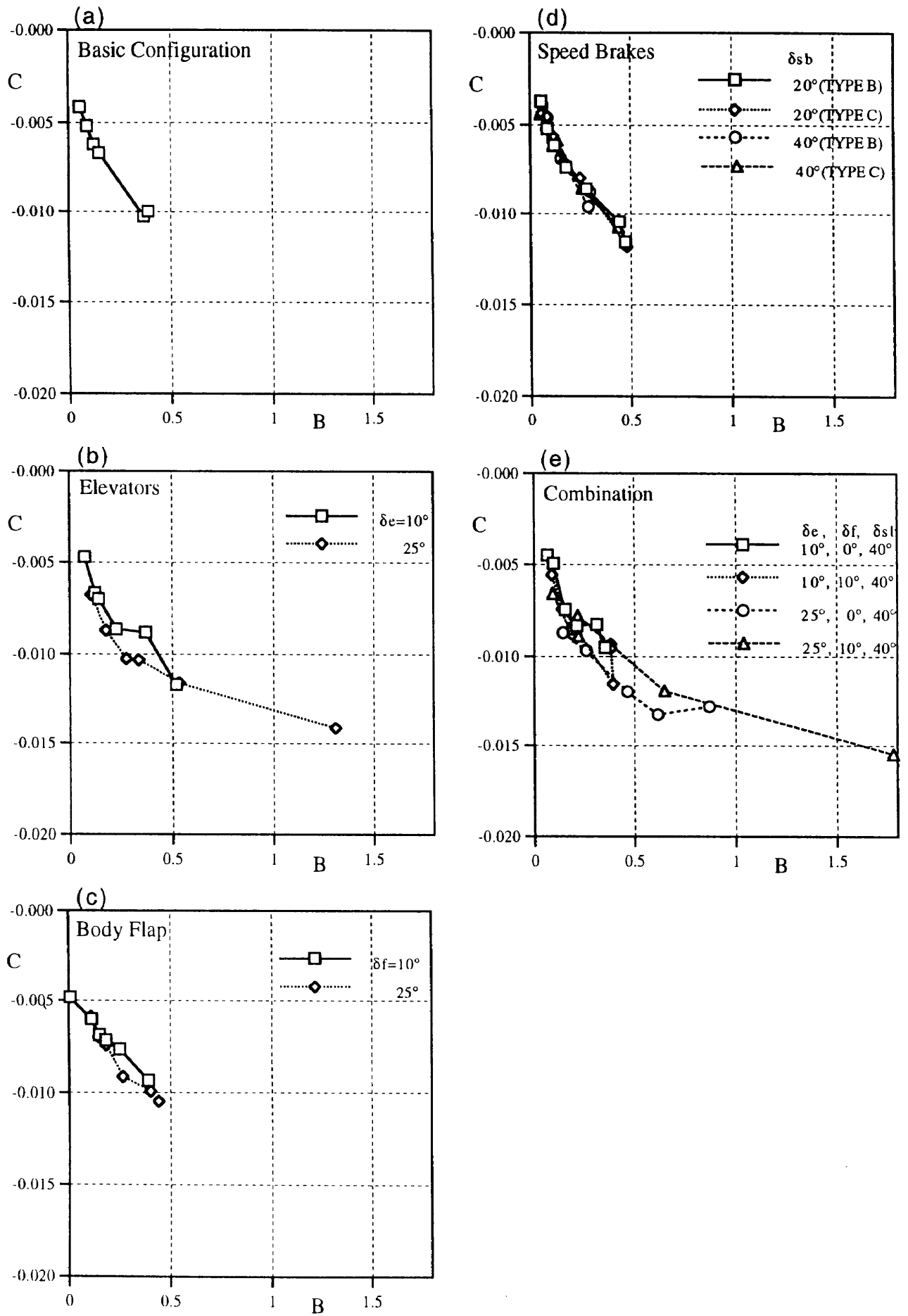
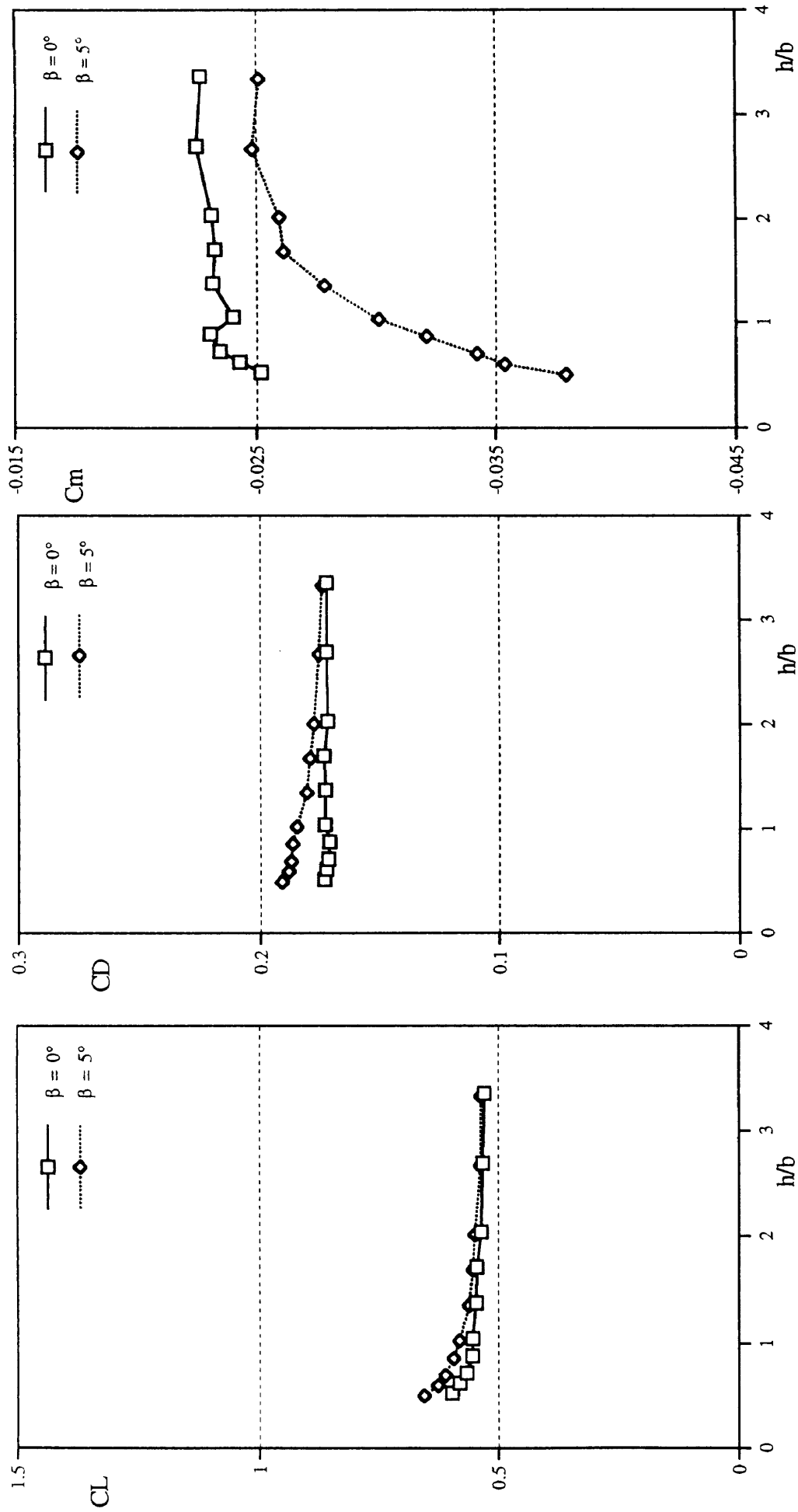
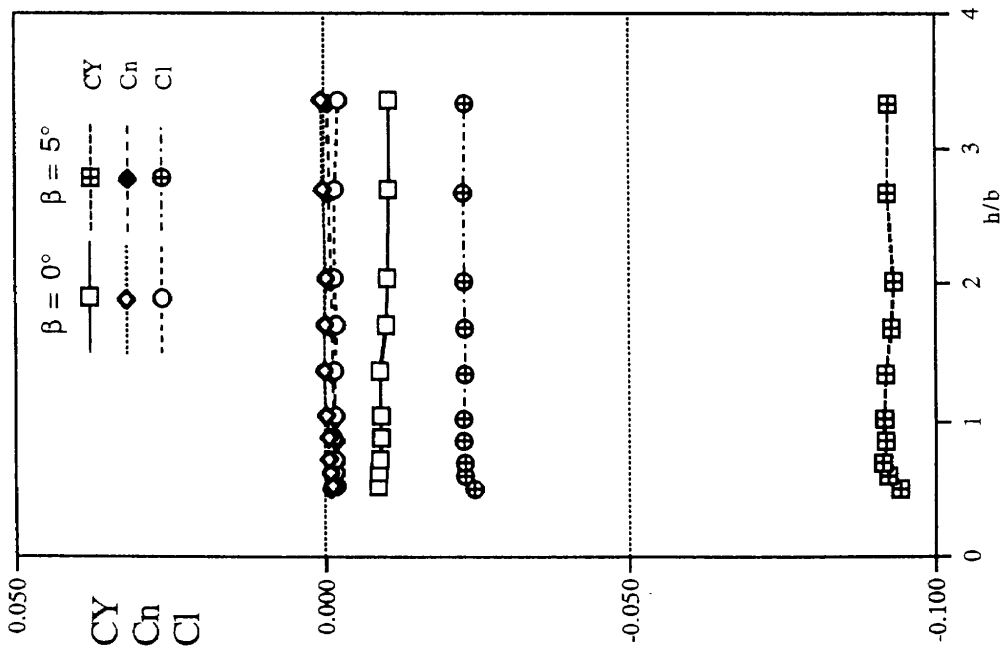


図27 パラメータ B と C の相関関係



$\alpha=14^\circ$, $\delta_e=10^\circ$, $\delta_f=0^\circ$, $\delta_{sb}=40^\circ$ (TYPE B)

図28 静的地面効果 (2) 横風の影響 $\alpha=14^\circ$, $\delta_e=10^\circ$, $\delta_f=0^\circ$, $\delta_{sb}=40^\circ$



$\alpha=14^\circ, \delta_e=10^\circ, \delta_f=0^\circ, \delta_{sb}=40^\circ$ (TYPE B)

図28 静的地面効果 (2) 横風の影響 (続き)

$\alpha=14^\circ, \delta_e=10^\circ, \delta_f=0^\circ, \delta_{sb}=40^\circ$

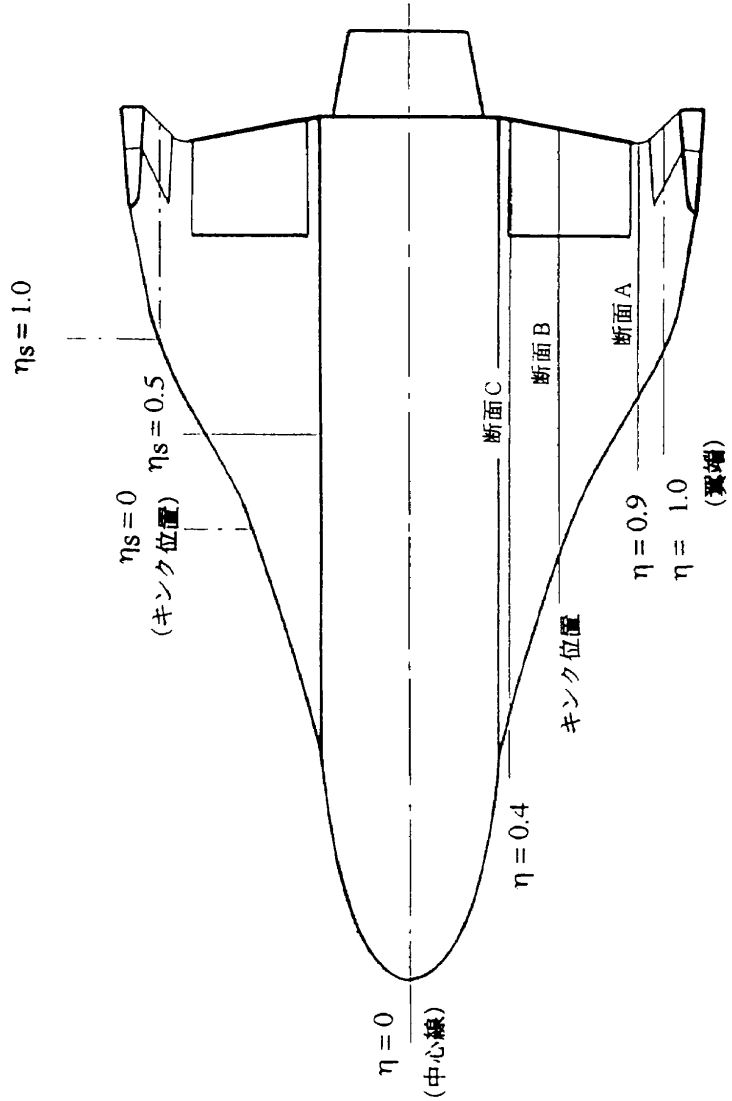
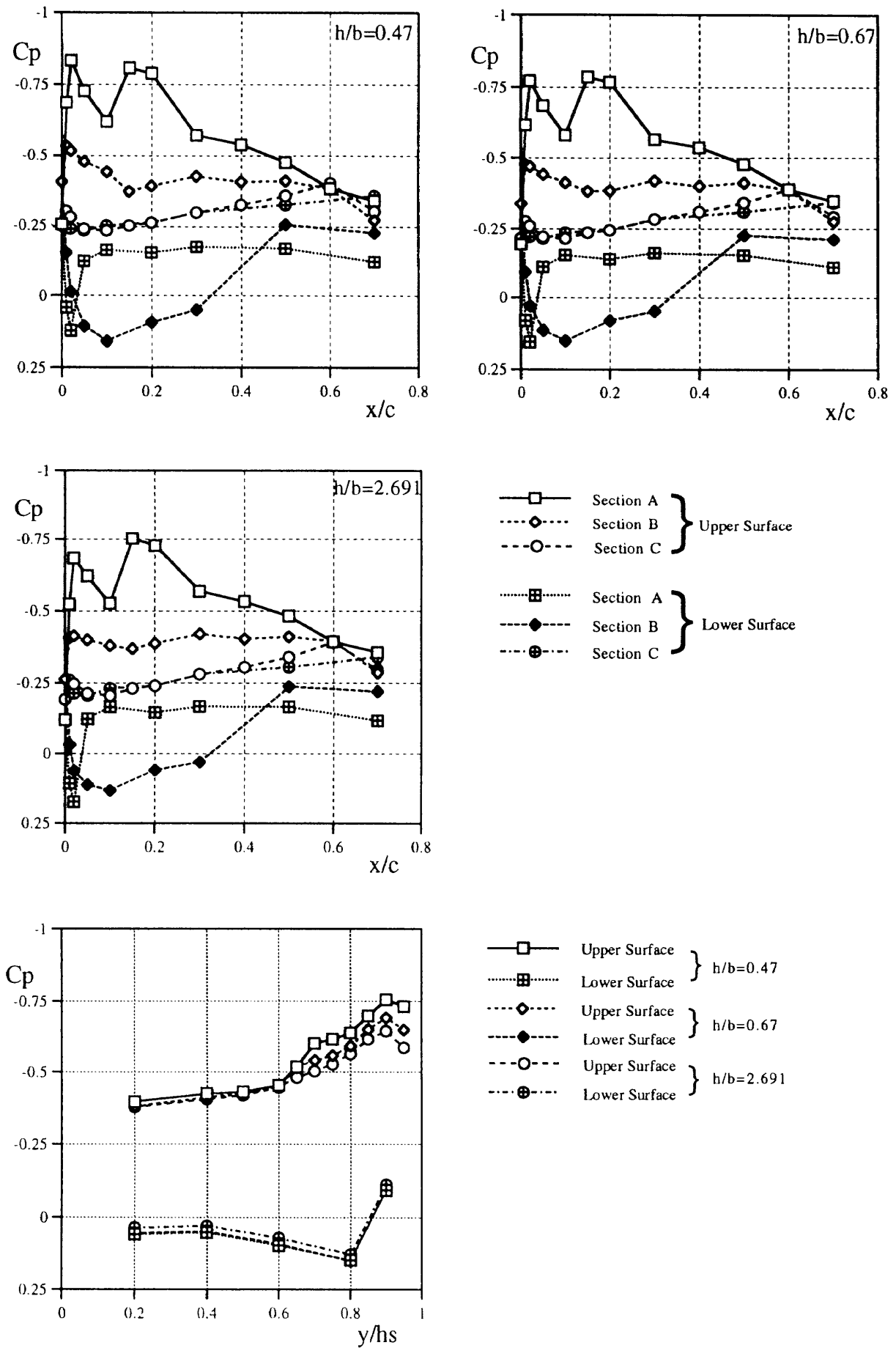
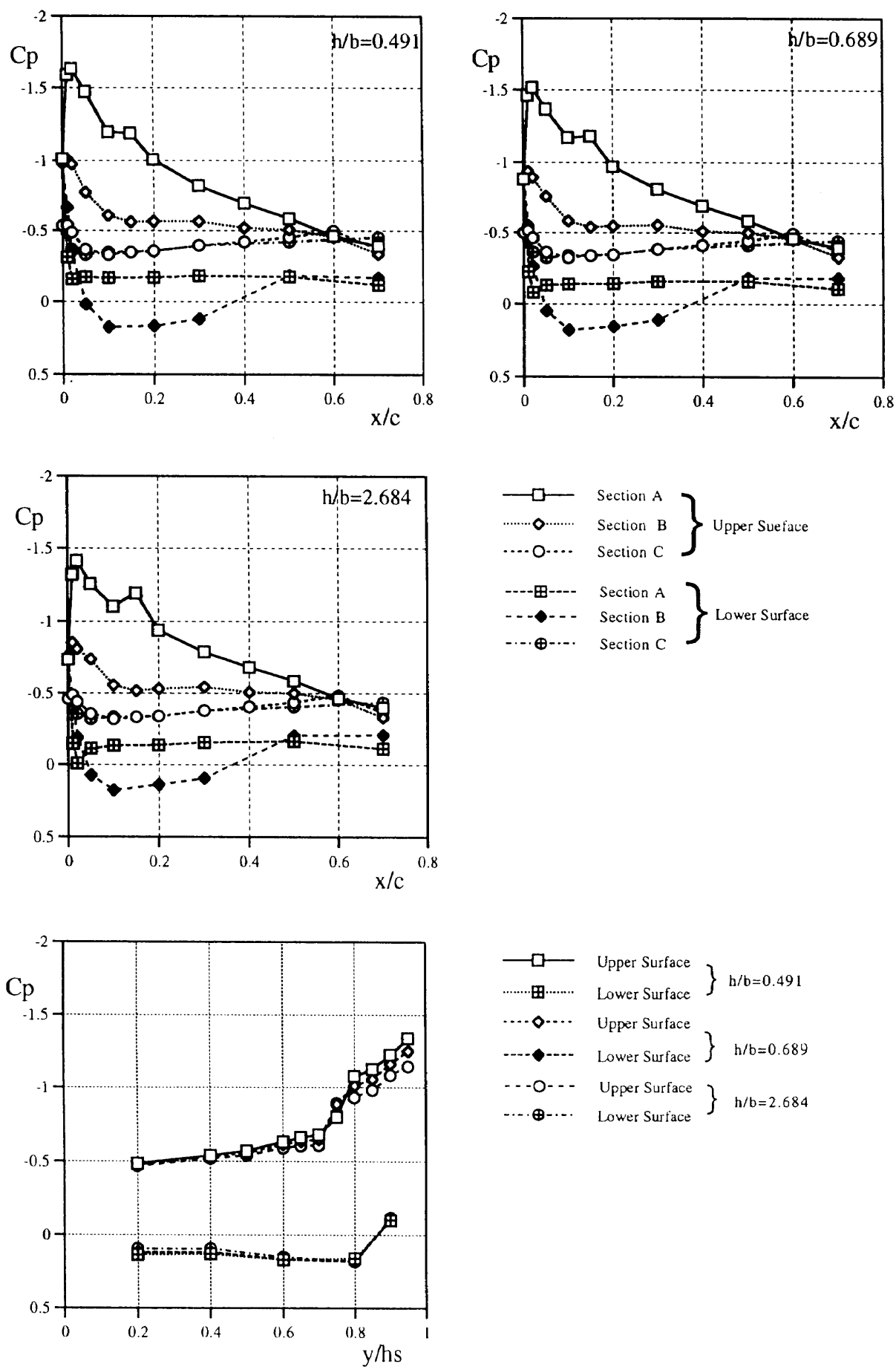
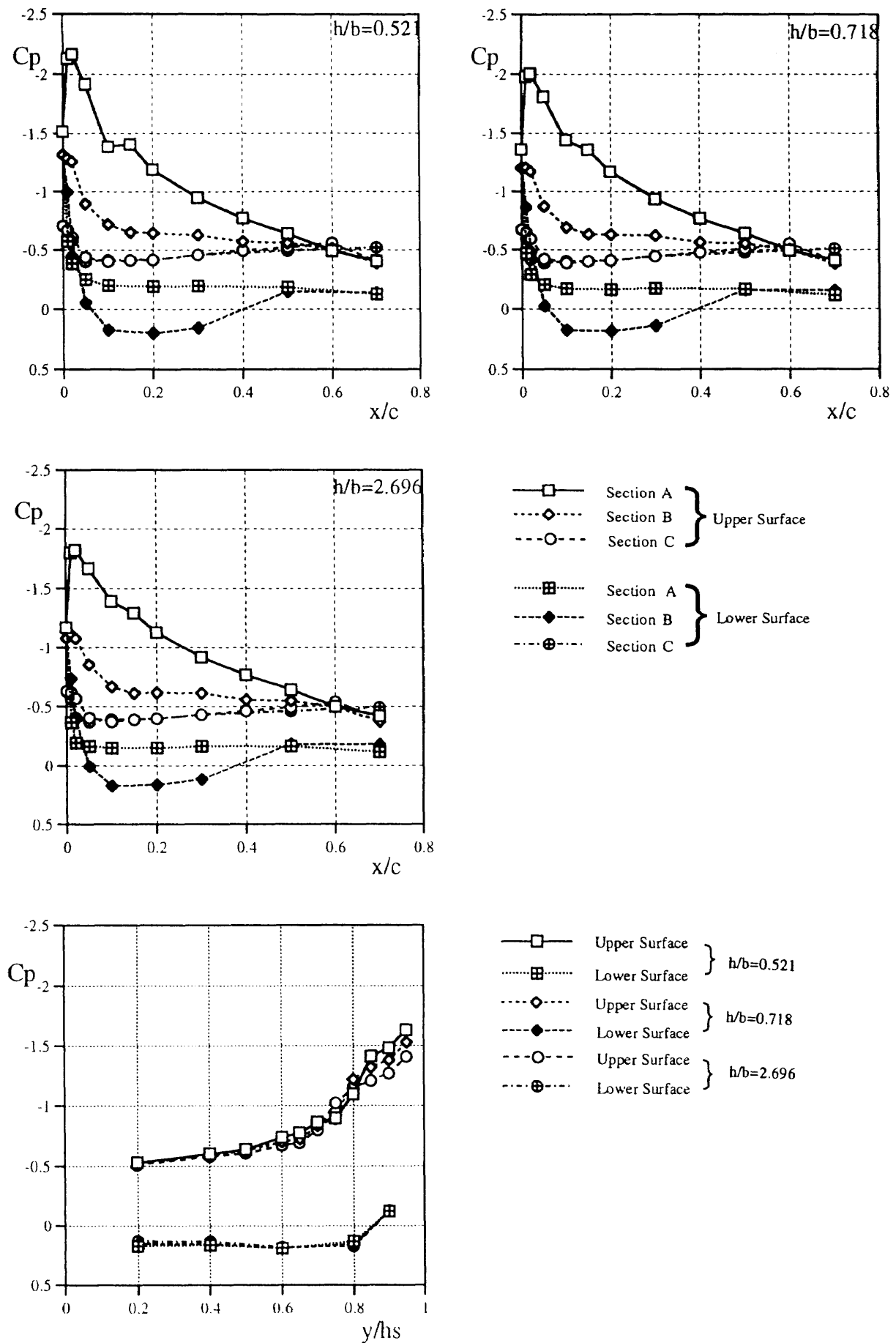
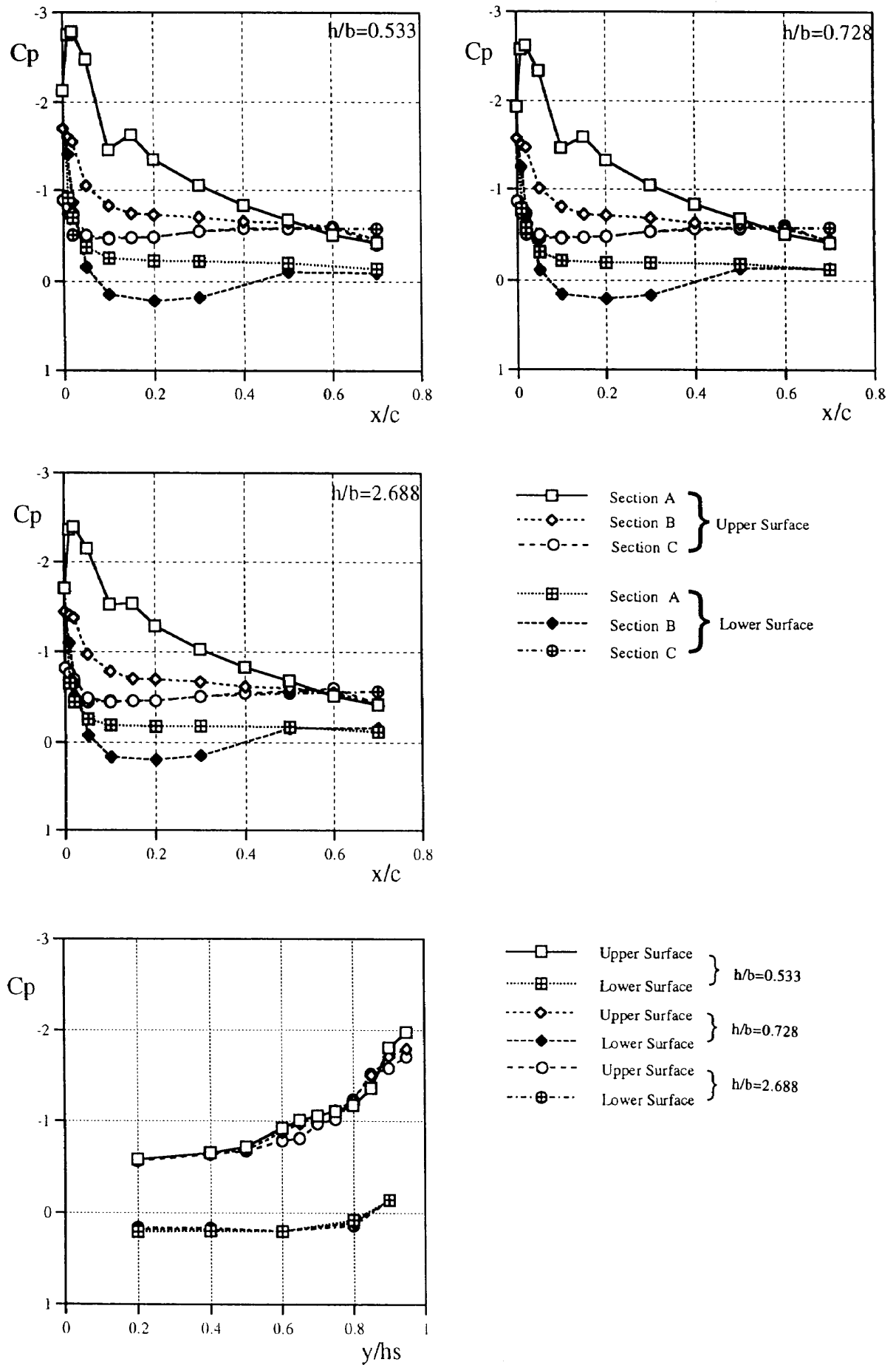


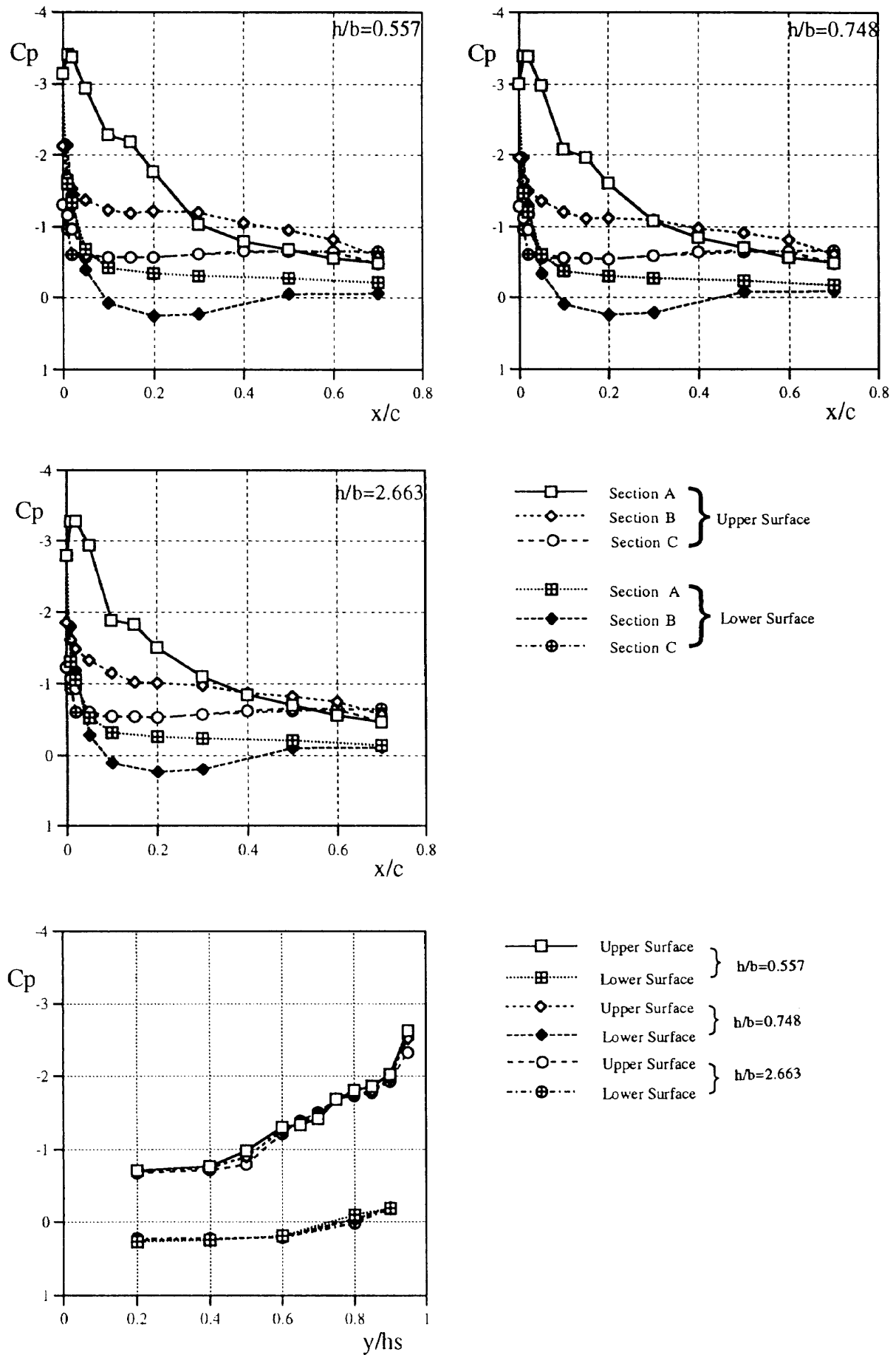
図29 静圧孔位置

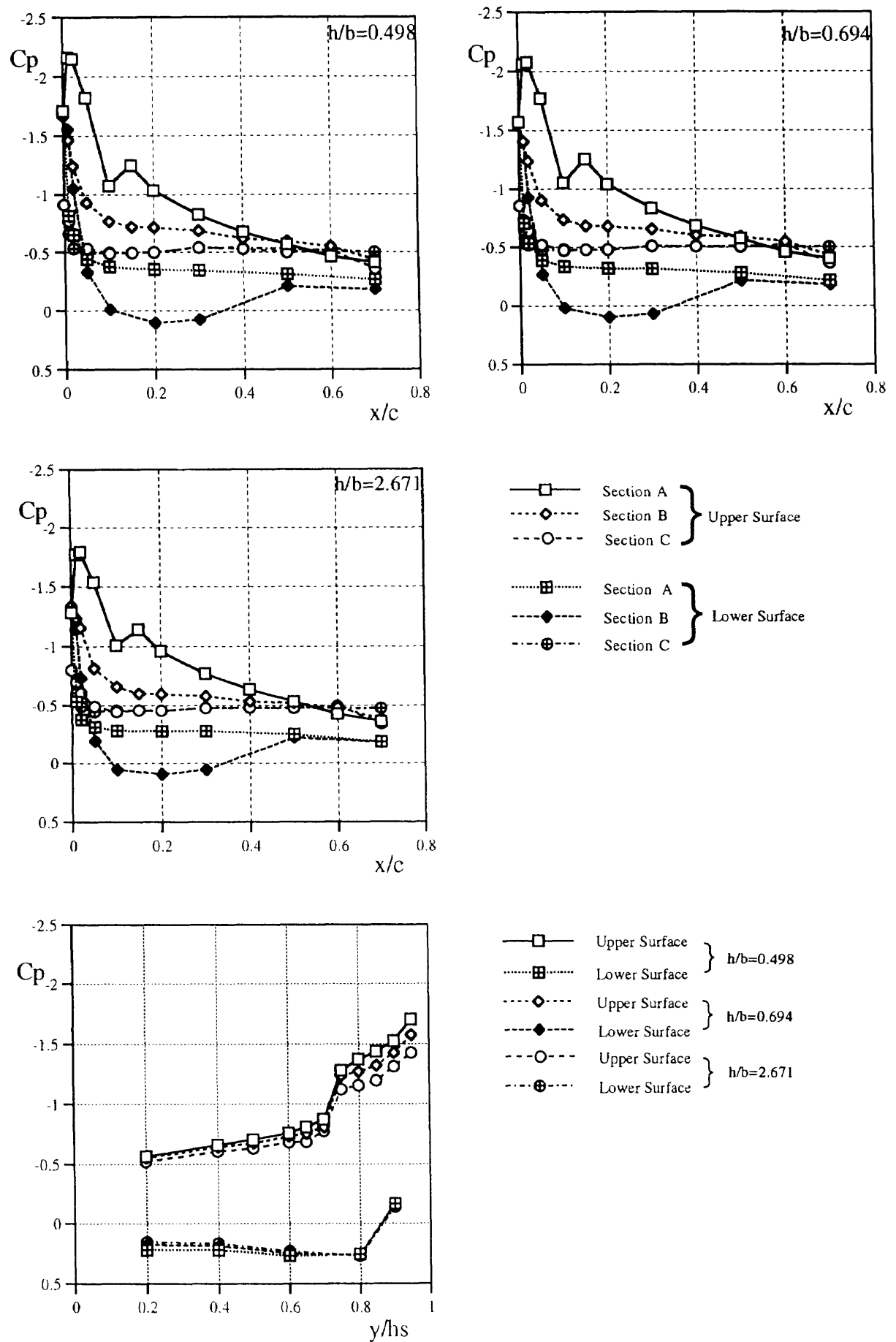
図30 圧力分布 (その 1) 基本形態, $\alpha=8^\circ$

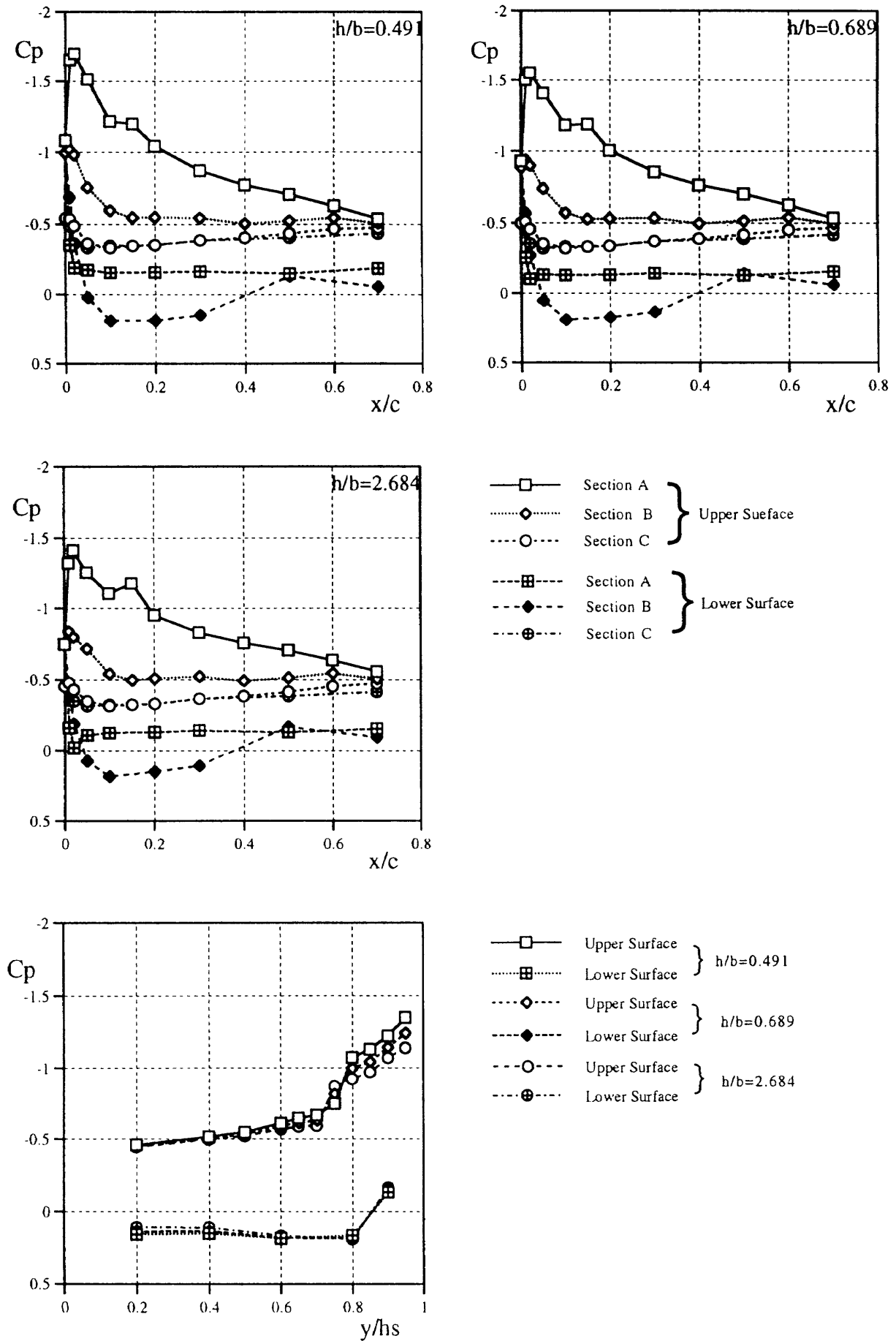
図31 圧力分布(その2)基本形態, $\alpha = 12^\circ$

図32 圧力分布 (その3) 基本形態, $\alpha=14^\circ$

図33 圧力分布(その4)基本形態, $\alpha=16^\circ$

図34 圧力分布 (その5) 基本形態, $\alpha = 20^\circ$

図35 圧力分布 (その6) 基本形態, $\alpha = 14^\circ$, $\beta = 5^\circ$

図36 圧力分布(その7) 舵複合作動形態, $\alpha=12^\circ$, $\delta_e=10^\circ$, $\delta_f=0^\circ$, $\delta_{\delta}=40^\circ$

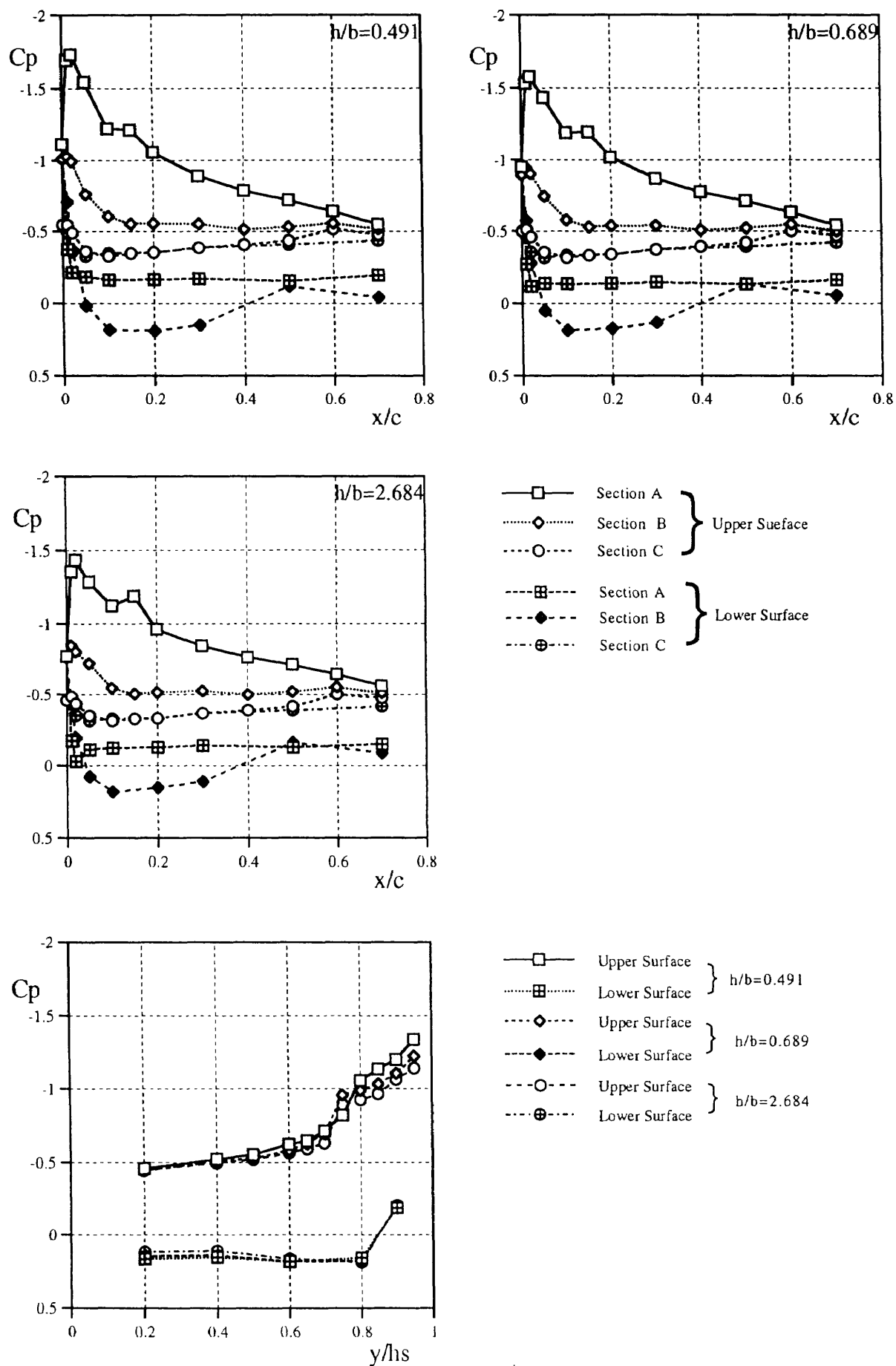
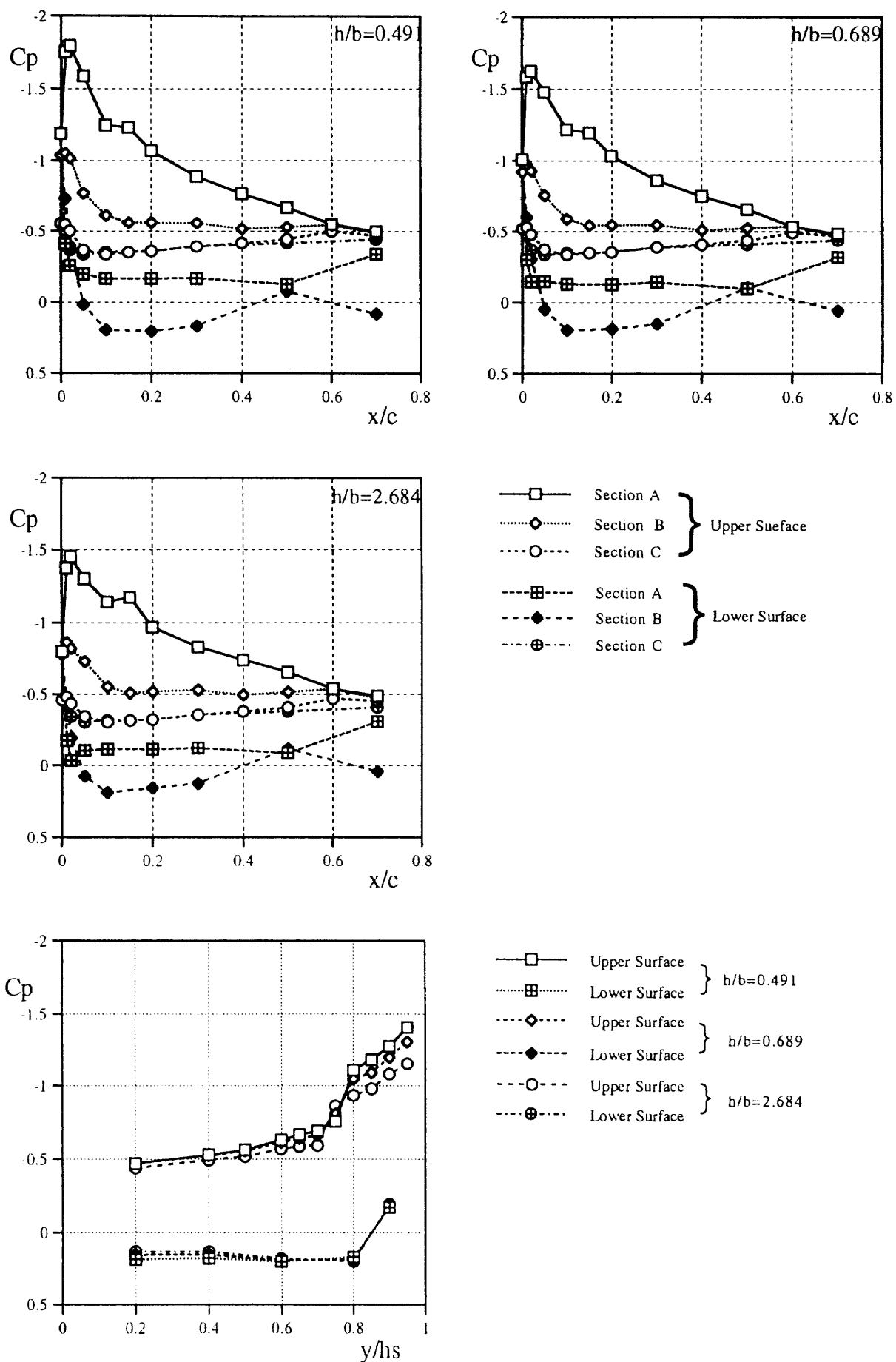


図37 圧力分布 (その8) 舵複合作動形態, $\alpha=12^\circ$, $\delta_e=10^\circ$, $\delta_f=10^\circ$, $\delta_{sb}=40^\circ$

図38 圧力分布(その9) 舵複合作動形態, $\alpha = 12^\circ$, $\delta_e = 25^\circ$, $\delta_f = 0^\circ$, $\delta_{sb} = 40^\circ$

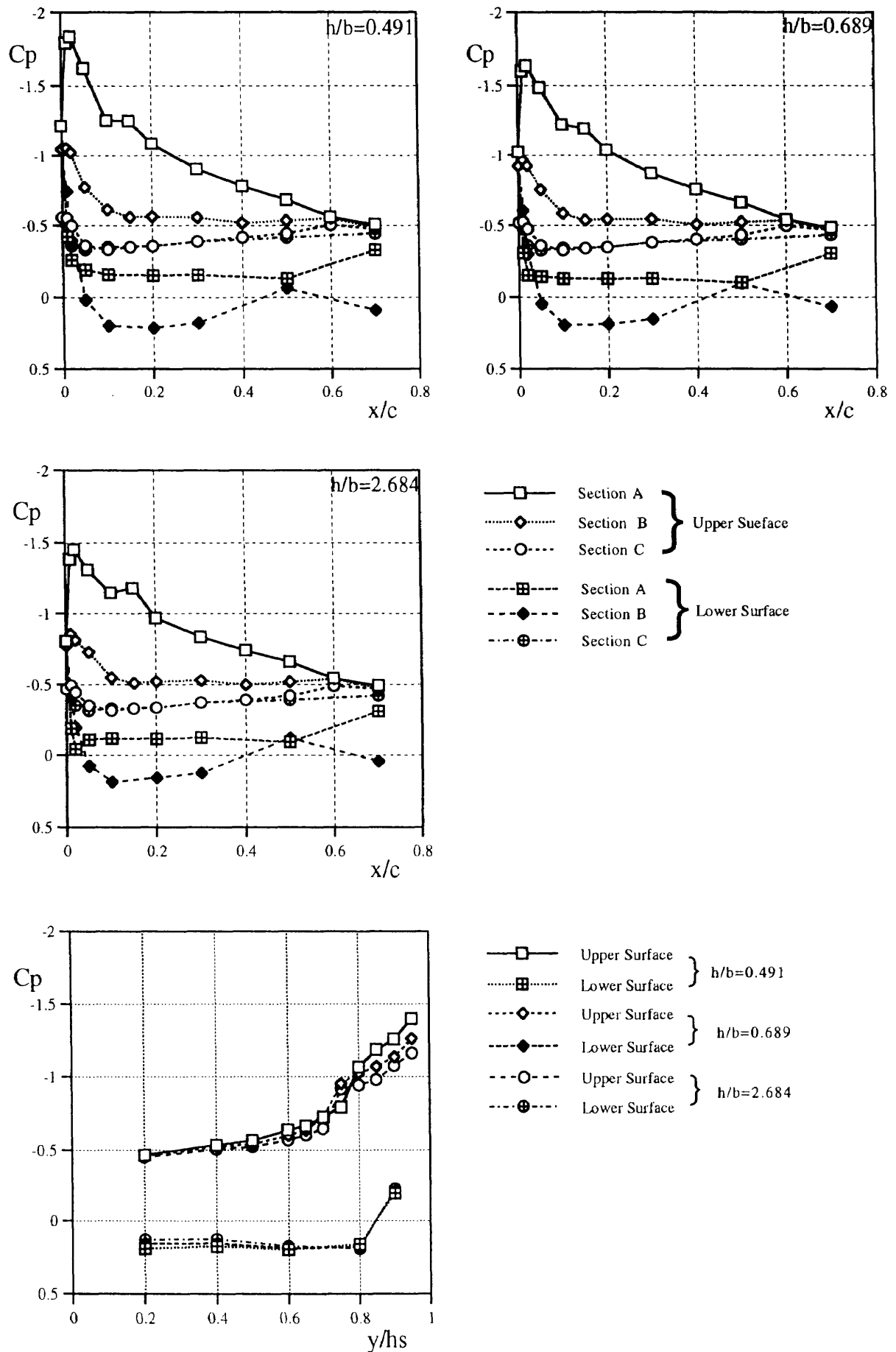


図39 圧力分布 (その10) 舵複合作動形態, $\alpha=12^\circ$, $\delta_p=25^\circ$, $\delta_f=10^\circ$, $\delta_{sb}=40^\circ$

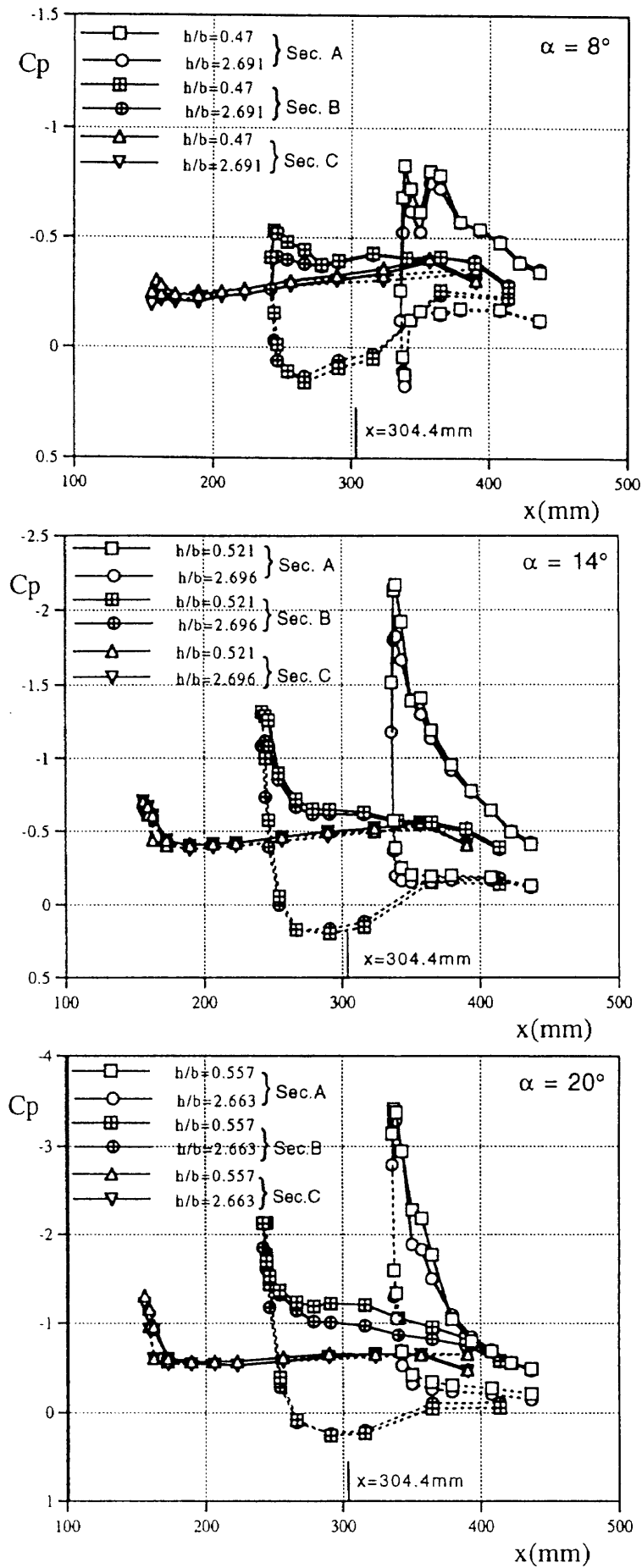


図40 機体モーメント中心位置と翼面上の圧力分布（基本形態）

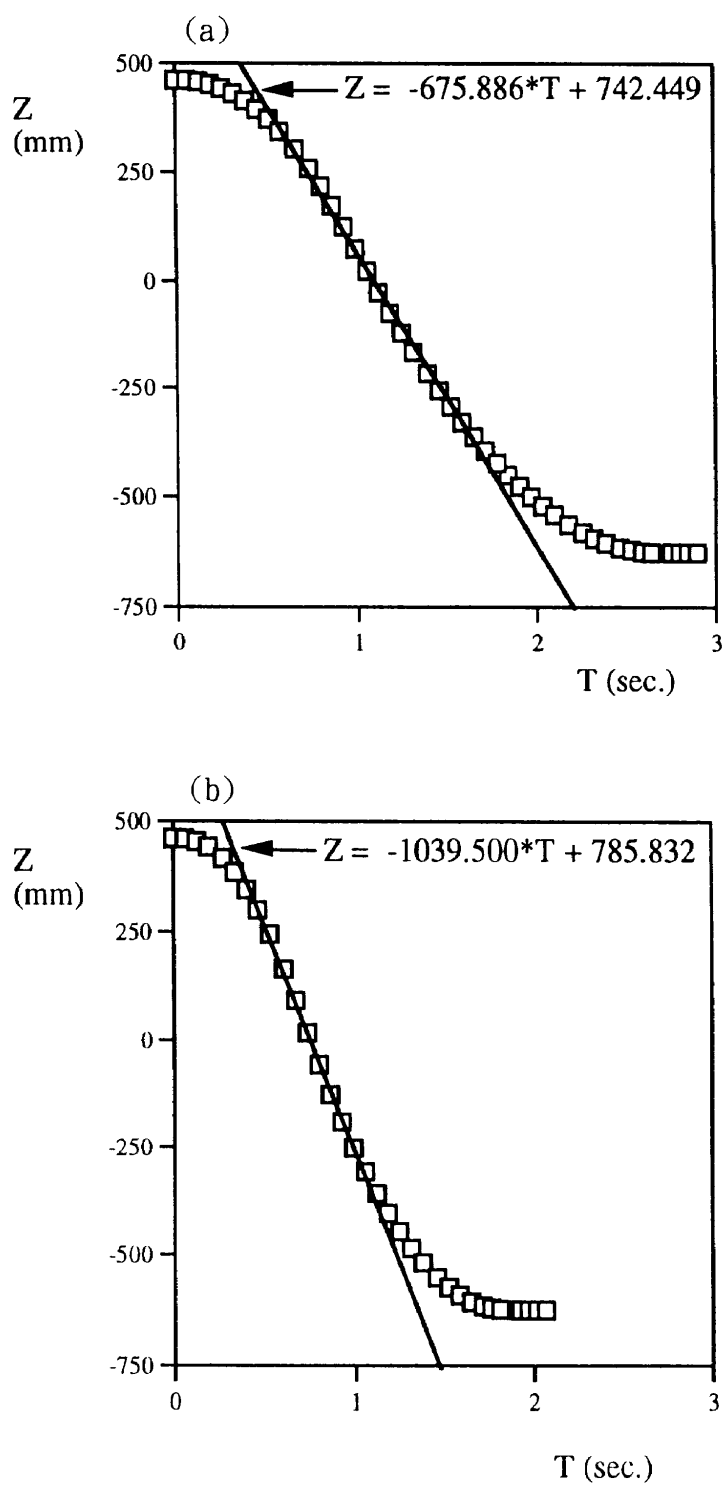


図41 模型の時間的位置変化
(a) 低速降下, (b) 高速降下

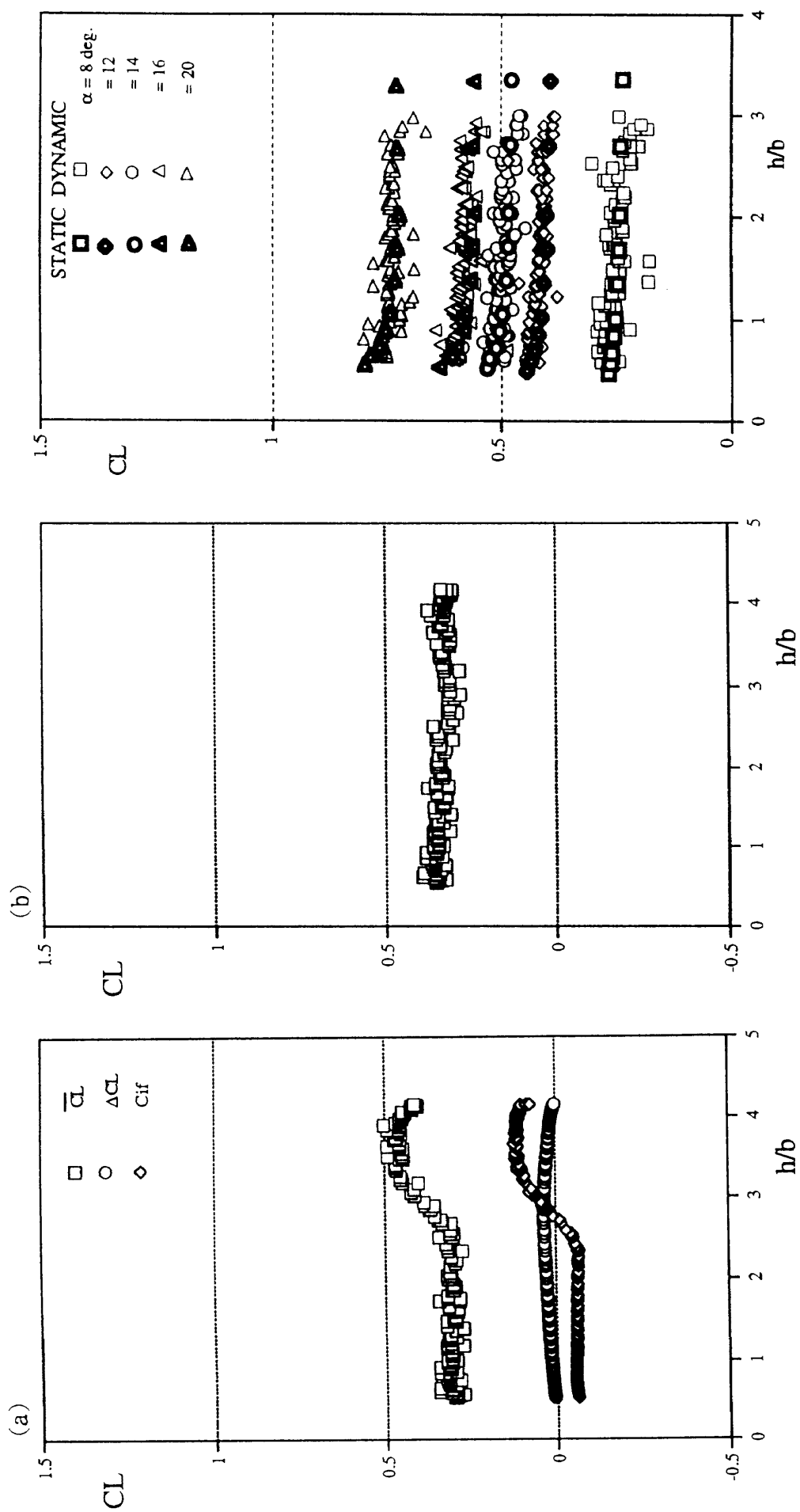


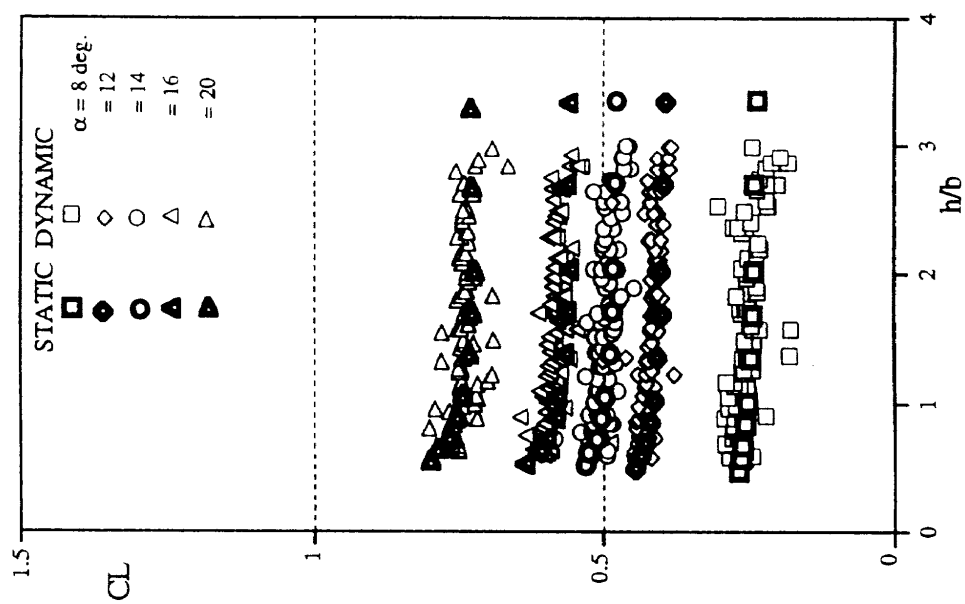
図42 z 方向力成分の測定結果と修正結果, 修正結果

(a) z 方向力成分測定結果 (未修正) と修正量

(b) 修正を施して得られた揚力

 $\delta e = 0^\circ, \delta f = 0^\circ, \delta sb = 0^\circ$

図43 動的な地面効果 (1) 基本形態



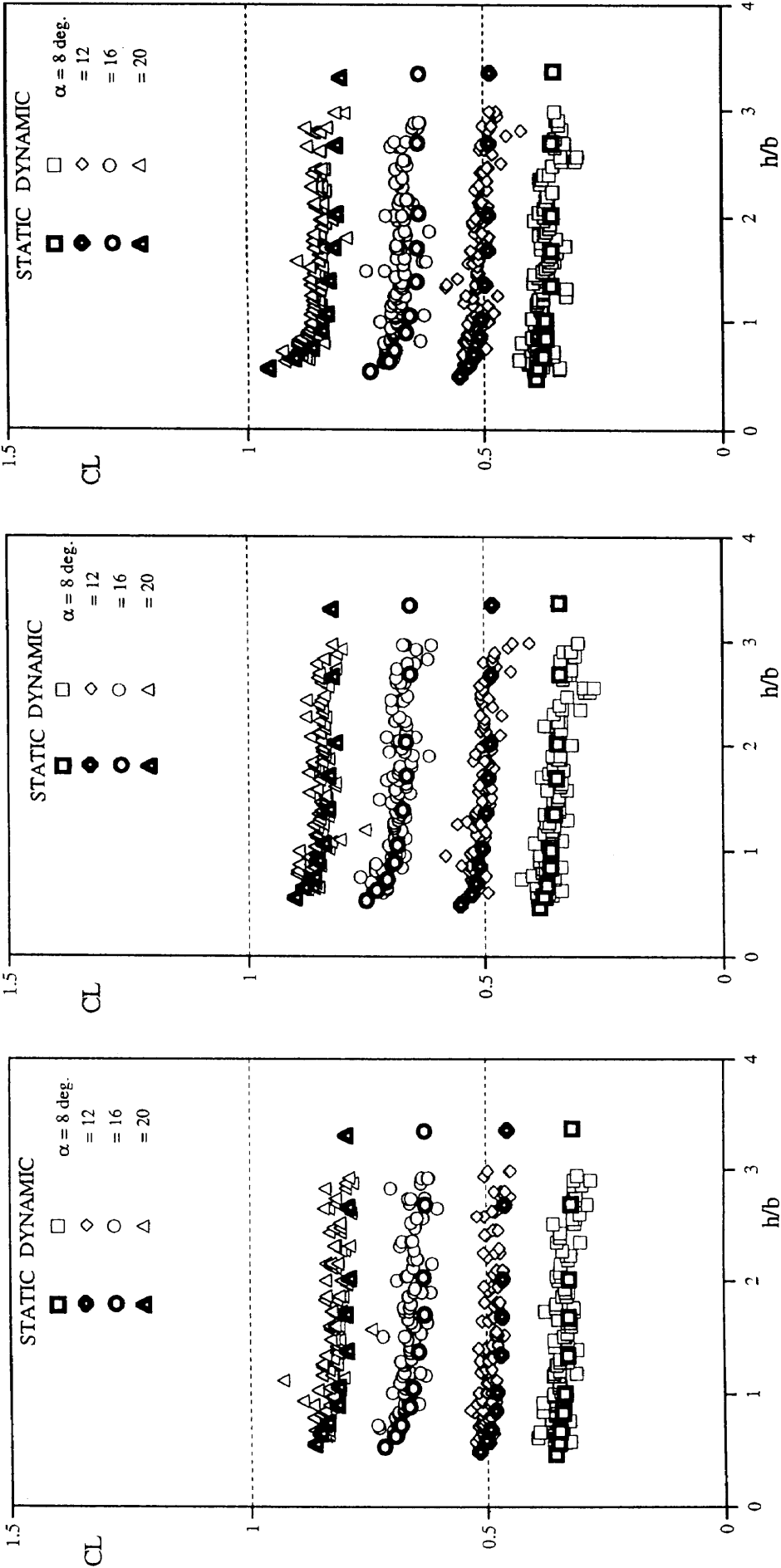


図44 動的地面効果 (2) 舵複合作動形態 (その1)

図45 動的地面効果 (3) 舵複合作動形態 (その2)

図46 動的地面効果 (4) 舵複合作動形態 (その3)

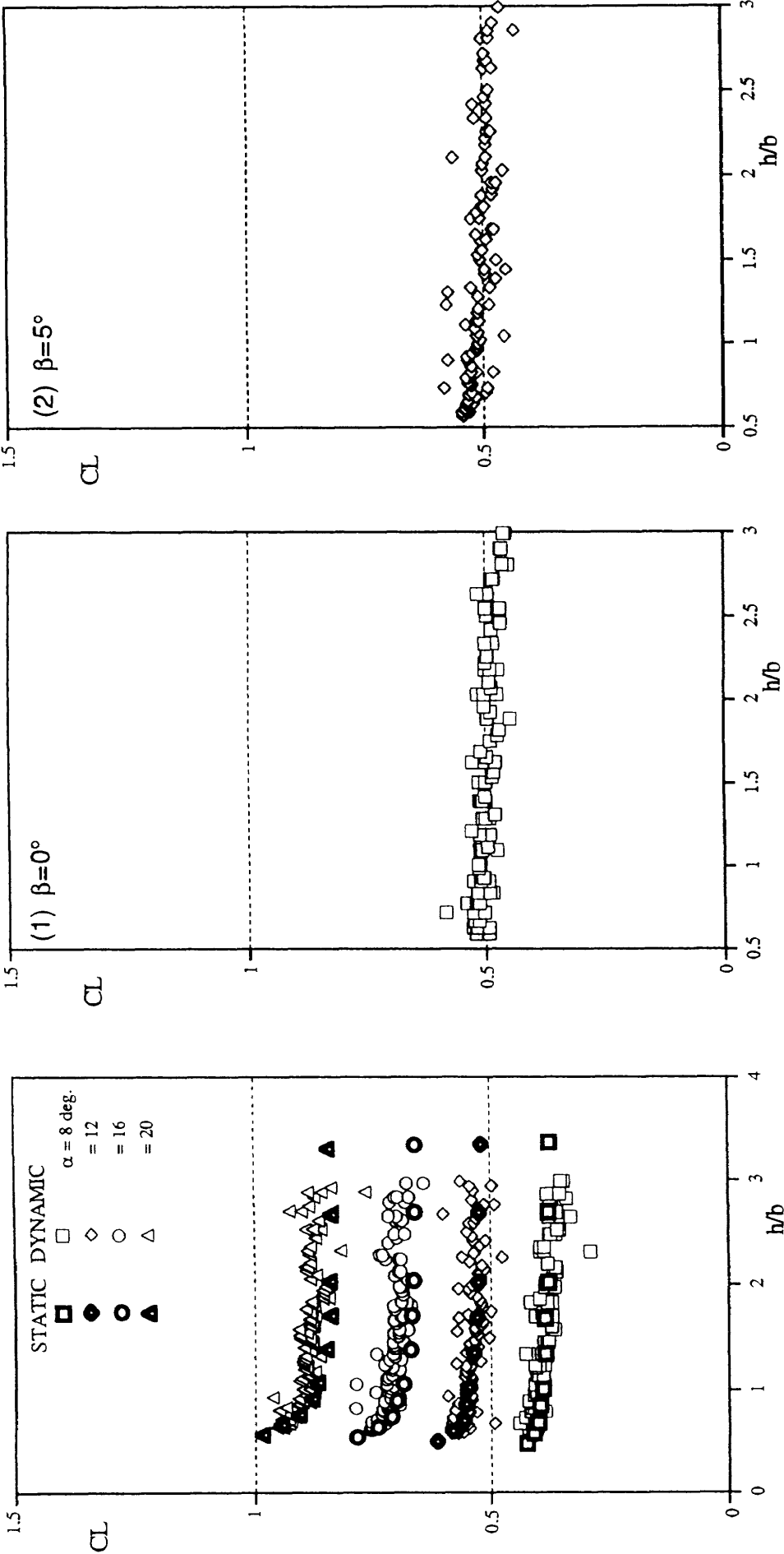
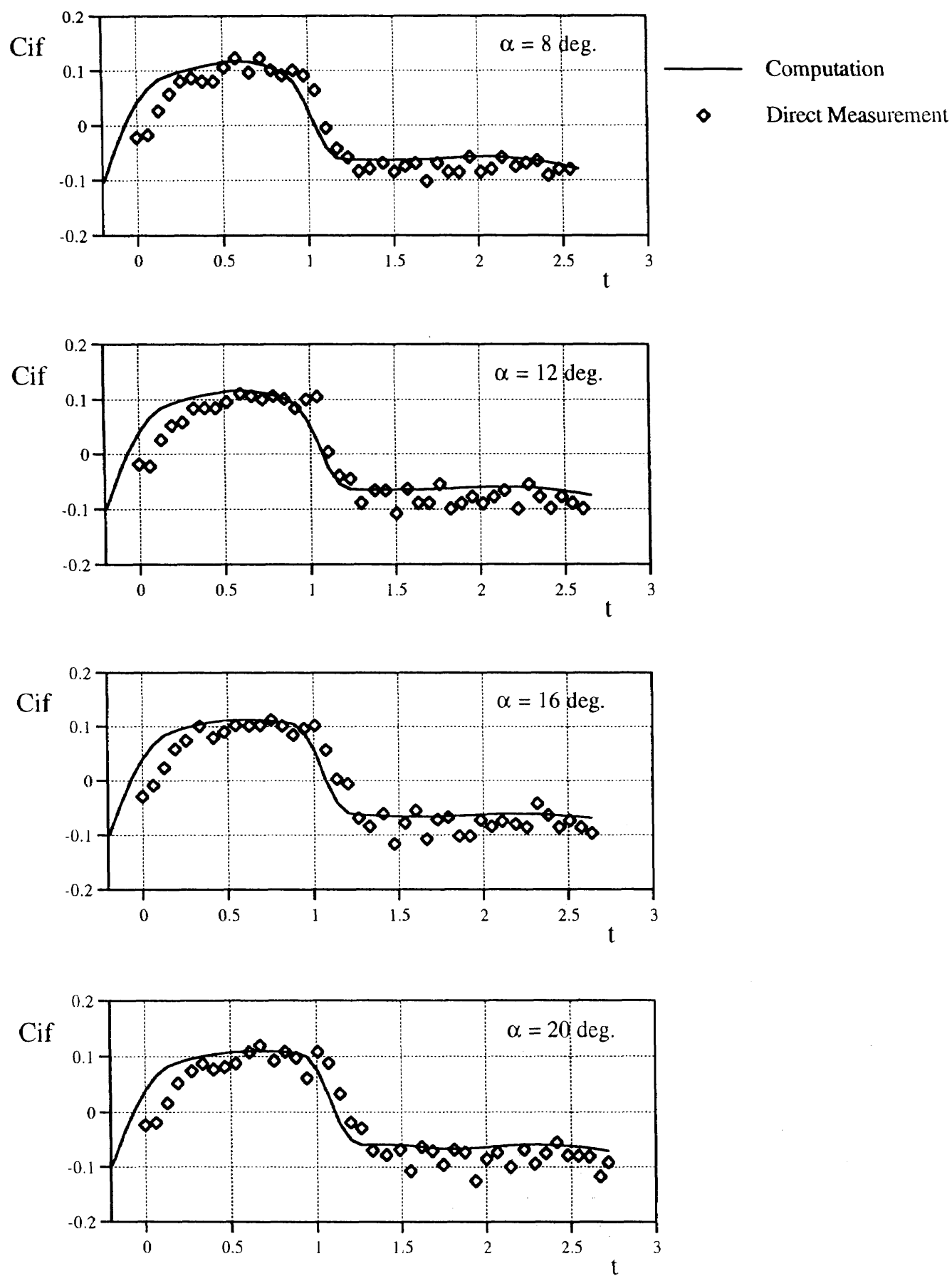


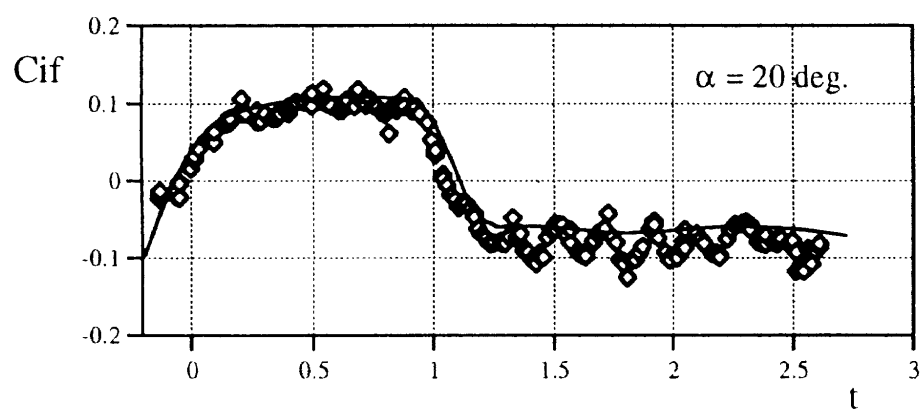
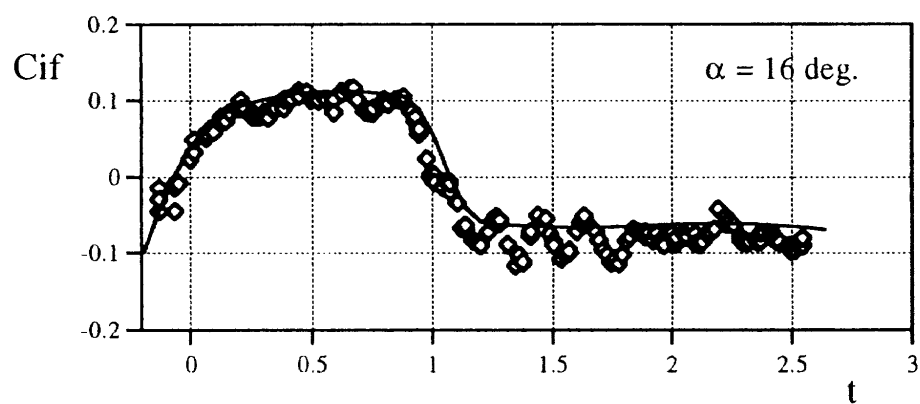
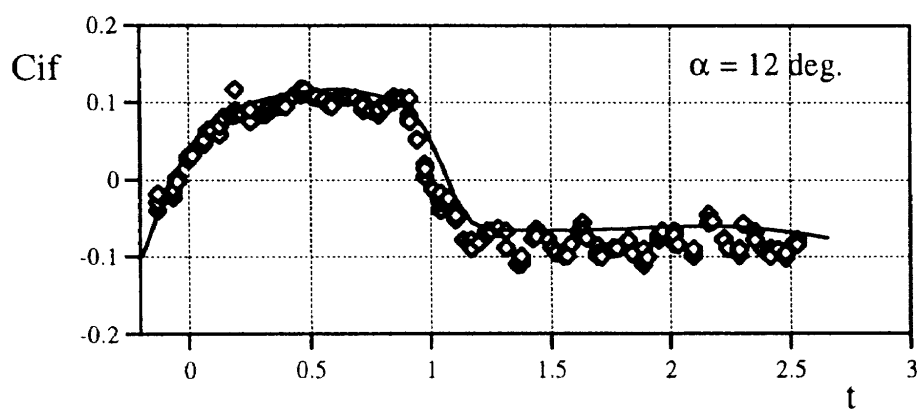
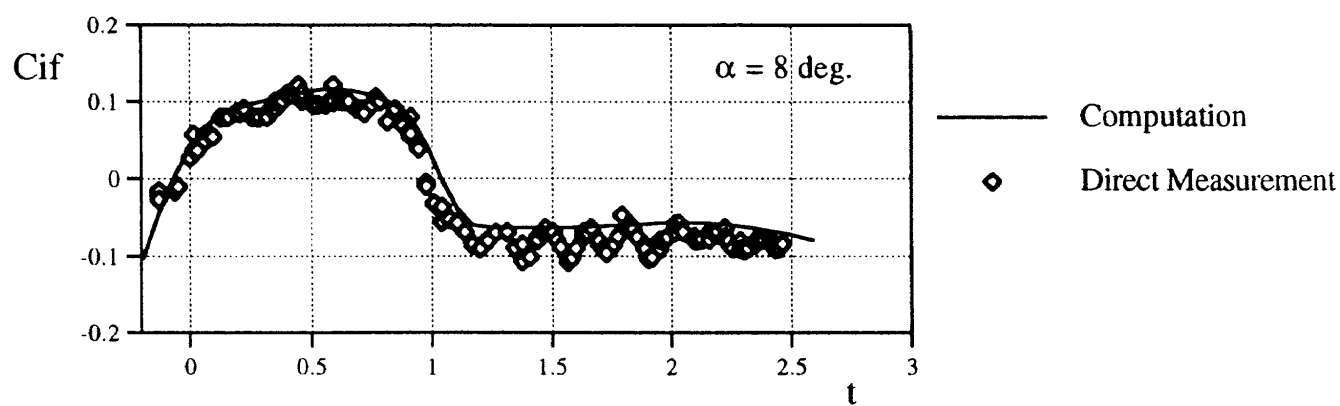
図147 動的・静的地面効果 (5) 舵複合作動形態 (その 4)

$\delta_e = 25^\circ$, $\delta_f = 10^\circ$, $\delta_{sb} = 40^\circ$

図148 動的・静的地面効果 (6) 横風の影響



図A1 慣性力(その1)



図A2 慣性力(その2)

表1 静的地面効果試験に於ける力、圧力の測定位置

(1) ロボットの出力するz座標(mm)

	$\alpha = 0^\circ$ $\beta = 0^\circ$	4°	8°	10°	12°	14°	16°	20°	14°
1	-624.617	-621.506	-626.471	-623.689	-620.324	-611.480	-607.987	-600.808	-618.200
2	-595.121	-592.103	-597.220	-594.593	-591.422	-582.784	-579.593	-573.000	-589.583
3	-565.009	-562.199	-567.586	-565.114	-562.144	-553.704	-550.814	-544.915	-560.544
4	-515.189	-512.370	-518.136	-515.929	-513.323	-505.222	-502.776	-497.997	-512.232
5	-465.230	-462.535	-468.652	-466.748	-464.514	-456.879	-454.781	-451.066	-463.829
6	-365.297	-362.845	-369.736	-368.337	-366.781	-359.970	-358.846	-357.282	-367.018
7	-265.363	-263.152	-270.793	-270.002	-269.067	-263.089	-262.860	-263.537	-270.206
8	-165.480	-163.443	-171.859	-171.627	-171.360	-166.171	-166.812	-169.747	-173.432
9	34.557	35.848	26.051	25.151	24.066	27.686	25.161	17.914	20.219
10	234.314	235.316	223.925	221.917	219.494	221.505	217.106	205.514	213.958

(2) 地面板からの高さh(mm)

	$\alpha = 0^\circ$ $\beta = 0^\circ$	4°	8°	10°	12°	14°	16°	20°	14°
1	140.000	143.111	138.146	140.928	144.293	153.137	156.630	163.809	146.417
2	169.496	172.514	167.397	170.024	173.195	181.833	185.024	191.617	175.034
3	198.608	202.418	197.031	199.503	202.473	210.913	213.803	219.702	204.073
4	249.428	252.247	246.481	248.688	251.294	259.395	261.841	266.620	252.385
5	299.387	302.082	295.965	297.869	300.103	307.738	309.836	313.551	300.788
6	399.320	401.772	394.881	396.280	397.836	404.647	405.771	407.335	397.599
7	499.254	501.465	493.824	494.615	495.550	501.528	501.757	501.080	494.411
8	599.137	601.174	592.758	592.990	593.257	598.446	597.805	594.870	591.185
9	799.174	800.465	790.668	789.768	788.683	792.303	789.778	782.531	784.836
10	998.931	999.933	988.542	986.534	984.111	986.122	981.723	970.131	978.575

(3) 無次元化された高さh/b

	$\alpha = 0^\circ$ $\beta = 0^\circ$	4°	8°	10°	12°	14°	16°	20°	14°
1	476	487	470	480	491	521	533	557	498
2	577	587	570	579	589	619	630	652	596
3	679	689	670	679	689	718	728	748	694
4	849	858	839	846	855	883	891	907	859
5	1019	1028	1007	1014	1021	1047	1054	1067	1024
6	1359	1367	1344	1348	1354	1377	1381	1386	1353
7	1699	1706	1680	1683	1686	1707	1707	1705	1682
8	2039	2046	2017	2018	2019	2036	2034	2024	2012
9	2719	2724	2691	2687	2684	2696	2688	2663	2671
10	3399	3403	3364	3357	3349	3356	3341	3301	3330

表 2 機体表面の静圧孔位置

左主翼

	x/c(%)	0	1	2	5	10	15	20	30	40	50	60	70	備 考
上面	翼端側	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	BP132
	翼中央	21	22	23	24	25	26	27	28	29	30	31	32	BP85
	胴体側	41	42	43	44	45	46	47	48	49	50	51	52	BP59
下面	翼端側	—	13	14	15	16	—	17	18	—	19	—	20	BP132
	翼中央	—	33	34	35	36	—	37	38	—	39	—	40	BP85
	胴体側	—	53	54	55	56	—	57	58	—	59	—	60	BP59

右主翼

y/hs(%)	20	40	50	60	65	70	75	80	85	90	95	備 考
上 面	61	62	63	64	65	66	67	68	69	70	71	FSTA309.01
下 面	72	73	—	74	—	—	—	75	—	76	—	

胴体

B. P.	34	—34	備 考
背 面	77	78	WP65

航空宇宙技術研究所報告1236号

平成6年5月発行

発行所 航空宇宙技術研究所
東京都調布市深大寺東町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 東京プレス
東京都板橋区桜川 2 - 27 - 12

Printed in Japan