

# 航空宇宙技術研究所資料

TECHNICAL MEMORANDUM OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TM-476

## カプセル型回収体の極超音速三分力 測定試験

山本行光・渡辺光則・野村茂昭  
穂積弘一・小山忠勇

1982年10月

航空宇宙技術研究所  
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

# カプセル型回収体の極超音速三分力 測定試験\*

山本行光\*\* 渡辺光則\*\* 野村茂昭\*\*  
穂積弘一\*\* 小山忠勇\*\*

## Measurements of Static Stability of Capsule-Type Re-Entry Bodies.

Yukimitsu YAMAMOTO, Mitunori WATANABE,  
Shigeaki NOMURA, Koichi HOZUMI  
and Tadao KOYAMA

### ABSTRACT

Hypersonic wind tunnel tests were made to determine the aerodynamic characteristics of some capsule type re-entry bodies at Mach number 7.1 and at angles of attack from  $0^\circ$  to  $20^\circ$ . The Reynolds number based on maximum body diameter varied from  $4.5 \times 10^5$  to  $18 \times 10^5$ .

Tests were made to determine the appropriate nose and shoulder radii of these capsules necessary to obtain optimum configurations for the aerodynamic requirements. The nose radius  $R_1$  is changed from 2 to 4 and shoulder radius  $R_2$  from 0 to 0.1, which are nondimensionalized by the maximum radius  $R_3$  of the sharp shoulder capsules, respectively.

Results of the tests indicate that higher lift to drag ratio  $L/D$  and lower trim angles  $\delta$  can be obtained by increasing the nose radius. The same trends are shown when decreasing the shoulder radius. The Reynolds number shows a slight effect on the lift and drag coefficients  $C_L$ ,  $C_D$ , but no remarkable differences can be seen in other aerodynamic coefficients.

### 1. まえがき

一般に再突入回収体では再突入時に受ける過酷な空力加熱を和らげるため、回収体重量に比して抵抗

係数  $C_D$  及び前面面積  $S$  を大きくとることが有利である<sup>1)</sup>。カプセル型回収体はこの点において望ましい形状を付与するため、米国の有人回収は最初にマーキュリー、ジェミニ、アポロと一連のカプセル型回収体によってなされてきた。このような回収体に対して、ある程度の揚抗力比  $L/D$  を与えることにより、減速度の大幅な緩和、最大加熱率の减小等が

\* 昭和57年8月24日受付

\*\* 空気力学第一部

可能となり、また着地点誤差を最小にするための軌道の制御にも使用される<sup>2~5)</sup>。したがって、その空力特性に関しては個々の形状について詳細な実験が進められ<sup>6)~14)</sup>、また実際の飛行データとの比較も行われている<sup>15)</sup>。しかしながら、これら回収体の形状の細部を決める過程については必ずしも明確ではなく、カプセル型回収体の最適形状を決定するための設計資料としては十分であるとは言い難い。したがって、本報告ではカプセル型回収体の頭部及び肩の曲率半径をパラメータとして、これら一連の形状変化が空力特性に及ぼす影響を実験により明らかにした。試験は航空宇宙技術研究所の極超音速風洞を用い、マッハ数 $M_\infty = 7.1$ 、迎角 $\alpha = 0^\circ \sim 20^\circ$ の範囲で行った。また一部の代表的な模型については、レイノルズ数を変えその効果を調べた。なお今回の試験では、カプセル形状の三分力測定に適する天秤を新たに試作し、使用したので、その特性についてもあわせて報告する。

## 2. 記号

- $C_L$  : 揚力係数  $L/q_\infty S_{ref}$   
 $C_D$  : 抗力係数  $D/q_\infty S_{ref}$   
 $C_{m_0}$  : 模型先端まわりの縦揺れモーメント係数  $M/q_\infty S_{ref} \cdot R_3$   
 $L$  : 揚力  
 $D$  : 抗力  
 $M$  : 模型先端まわりの縦揺れモーメント  
 $M_\infty$  : 主流マッハ数  
 $P_0$  : 主流よどみ点圧 (kg/cm<sup>2</sup>)  
 $R_1$  : 模型頭部曲率半径 (mm)  
 $R_2$  : 模型肩の曲率半径 (mm)  
 $R_3$  :  $R_2 = 0$  のときの模型前面半径  $d/2$   
 $R_4$  : 模型前面半径  
 $d$  :  $R_2 = 0$  のときの模型前面直径  
 $Re$  : 主流単位レイノルズ数 (1/cm)  
 $q_\infty$  : 主流動圧 (kg/cm<sup>2</sup>)  
 $S$  : 基準面積  $\pi R_4^2$   
 $\alpha$  : 模型迎角  
 $\delta$  : トリム角  
 $\bar{R}_1$  :  $R_3$  で無次元化した頭部曲率半径,  $R_1/R_3$   
 $\bar{R}_2$  :  $R_3$  で無次元化した肩の曲率半径,  $R_2/R_3$

- $\bar{x}_{CP}$  :  $R_3$  で無次元化した圧力中心位置  
 $X$  : 軸力  
 $W_1$  : 第一垂直力  
 $W_2$  : 第二垂直力  
 $N_1$  : 第一垂直力エレメント  
 $N_2$  : 第二垂直力エレメント

## 3. 模型及び力試験装置

### 3.1 カプセル模型

模型寸法を図1に示す。図に示される如く前面形状は頭部曲率半径を $R_1$ 、肩の曲率半径を $R_2$ 、肩のまるみのない ( $R_2 = 0$ ) の場合の前面半径を $R_3$ とし、風洞の閉塞面積比から $R_3 = 50\text{mm}$ とした。肩から後方は逆円錐が接続し、その角度はマーキュリー、ジェミニの $20^\circ$ 、アポロの $33^\circ$ を考慮して $25^\circ$ とした。またマーキュリー、ジェミニを模擬するため直径 $44\text{mm}$ <sup>φ</sup>、長さ $30\text{mm}$ の円筒部を付加した。模型の組合せは $R_1 = 100, 125, 150, 175, 200\text{mm}$ 、 $R_2 = 0, 1.25, 2.5, 5.0\text{mm}$ の計20種類で、これらの組合せを $R_3$ で無次元化すれば $\bar{R}_1 = 2, 2.5, 3, 3.5, 4$ 、 $\bar{R}_2 = 0, 0.025, 0.05, 0.10$ となる。これらはマーキュリー、ジェミニ、アポロの前面形状を十分模擬する範囲の値である。参考として上記回収体の $\bar{R}_1, \bar{R}_2$ を表1に示す。今回の試験では主に模型頭部及び肩の曲率半径が空力特性に及ぼす影響について着目し、模型後部の形状変化はそれぞれの回収体の設計仕様とも関連し<sup>2)</sup>、またパラメトリックにあらわしにくいことから割愛した。

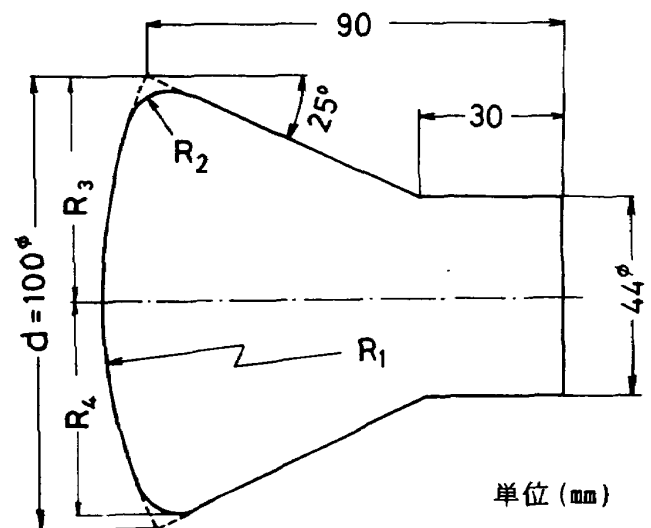


図1 模型形状

表1 各回収体の前面形状パラメータ

	$\bar{R}_1$	$\bar{R}_2$
マ ー キ ュ リ ー	2.15	0.0
ジ ャ ミ ニ	3.20	0.0
ア ポ ロ	2.40	0.0

3.2 力試験装置

カプセル形状模型はその形状の特異性から抗力が揚力をはるかにうまわるため、従来の天秤では軸力秤量が不足となる。したがって、図2に示されるような軸力70kg, 第一垂直力7kg, 第二垂直力14kgの各秤量を有する水冷内押式三分力天秤を新しく試作した。各秤量値はニュートン流理論により決定し、天秤構造は三分力測定であること及び製作性の観点からモーメントタイプとした。寸法は外径25mm<sup>φ</sup> 全長は200mmである。

図3に天秤の較正結果を示す。出力特性は実線で、干渉特性は一点鎖線及び点線で表わした。但し干渉出力は図を見易くするため各値を十倍にして示した。

図3-(1)は軸力Xの出力干渉特性である。軸力が非常に大きくなるにもかかわらず、垂直力エレメント $N_1, N_2$ への干渉はほぼ無視することができる。

図3-(2), (3)にはそれぞれ第一, 第二垂直力 $W_1,$

$W_2$ による出力干渉特性を示す。垂直力は軸力エレメントに干渉するが、干渉出力の直線性は良好である。垂直力が自身の垂直力エレメントに与える干渉 $W_1 - N_1, W_2 - N_2$ はほぼ零である。

以上の較正結果から得られた天秤の感度及び干渉係数を表2に示す。一般にモーメントタイプではフォースタイプの天秤に比して垂直力による軸力への干渉が増大するが、本天秤では第一垂直力による干渉が全軸力の4.4%, 第二垂直力による干渉が3.0%におさえられ、干渉出力の直線性は良好であった。また軸力の秤量が多いことから、軸力の垂直力に与える干渉もかなり出ると予想されたが、これは天秤の中心軸に厳密に荷重をかけることにより、ほぼ

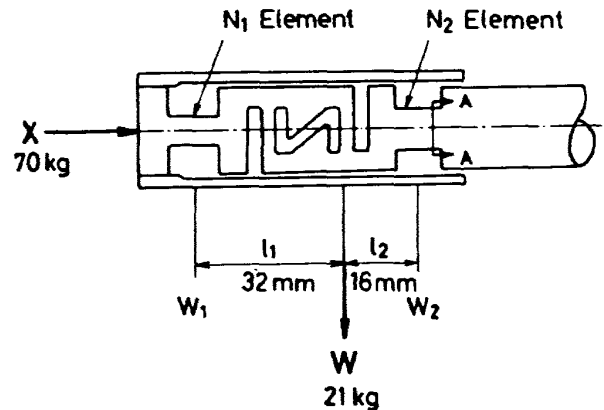


図2 天秤荷重

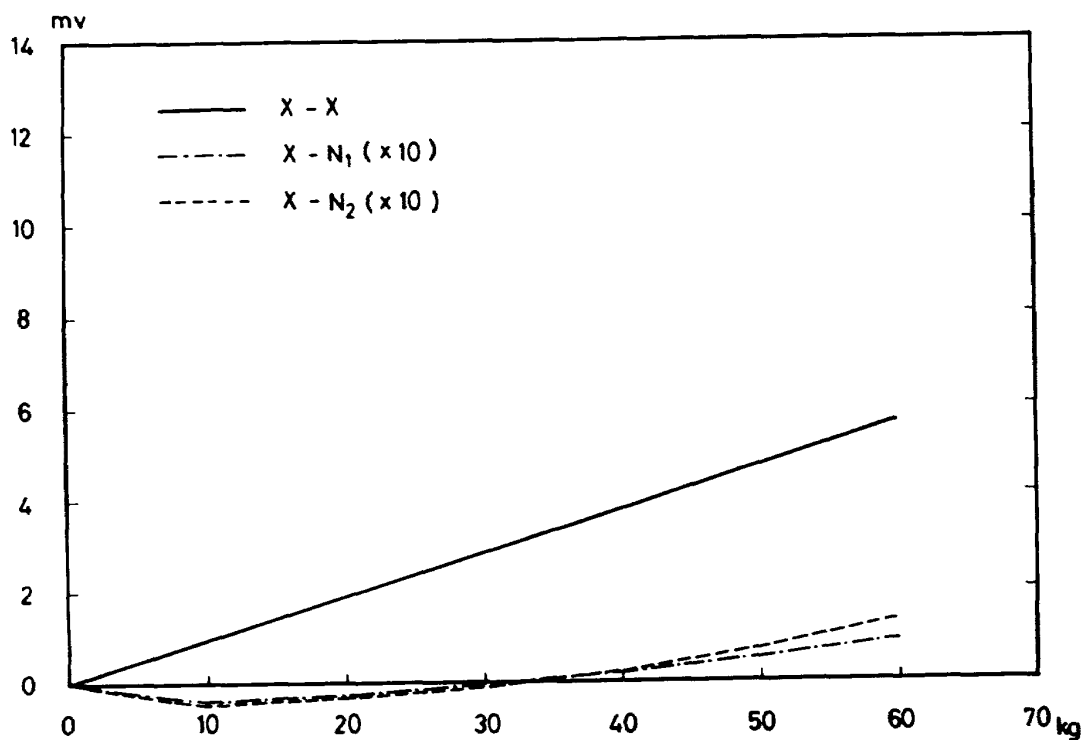
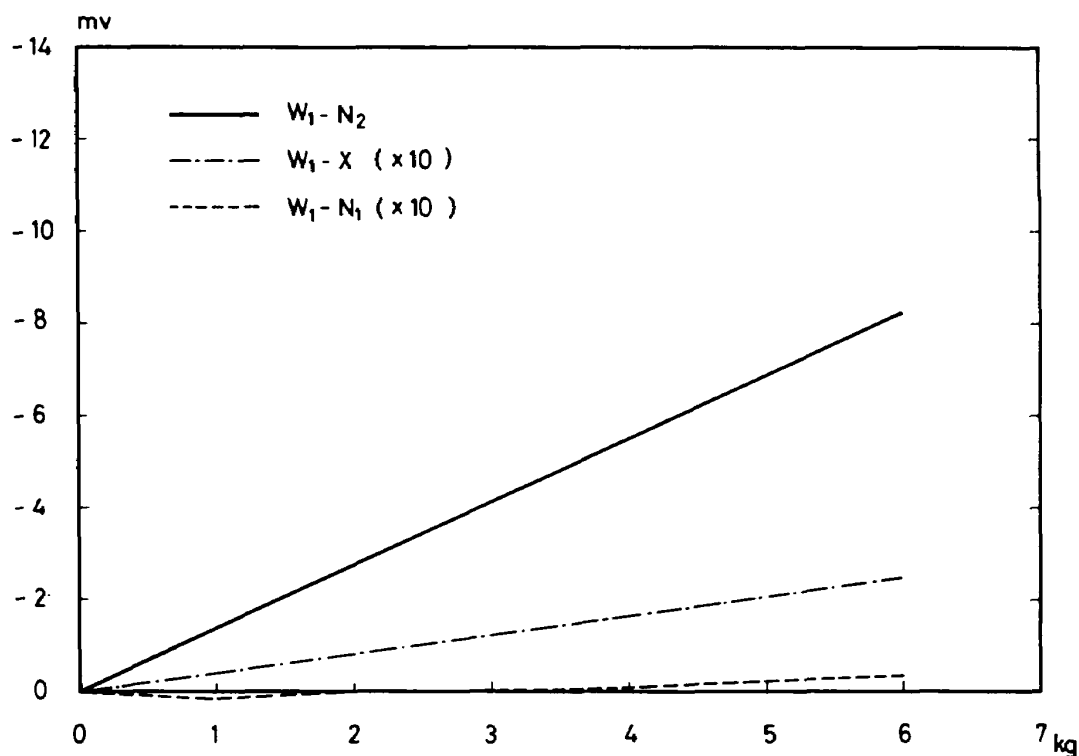
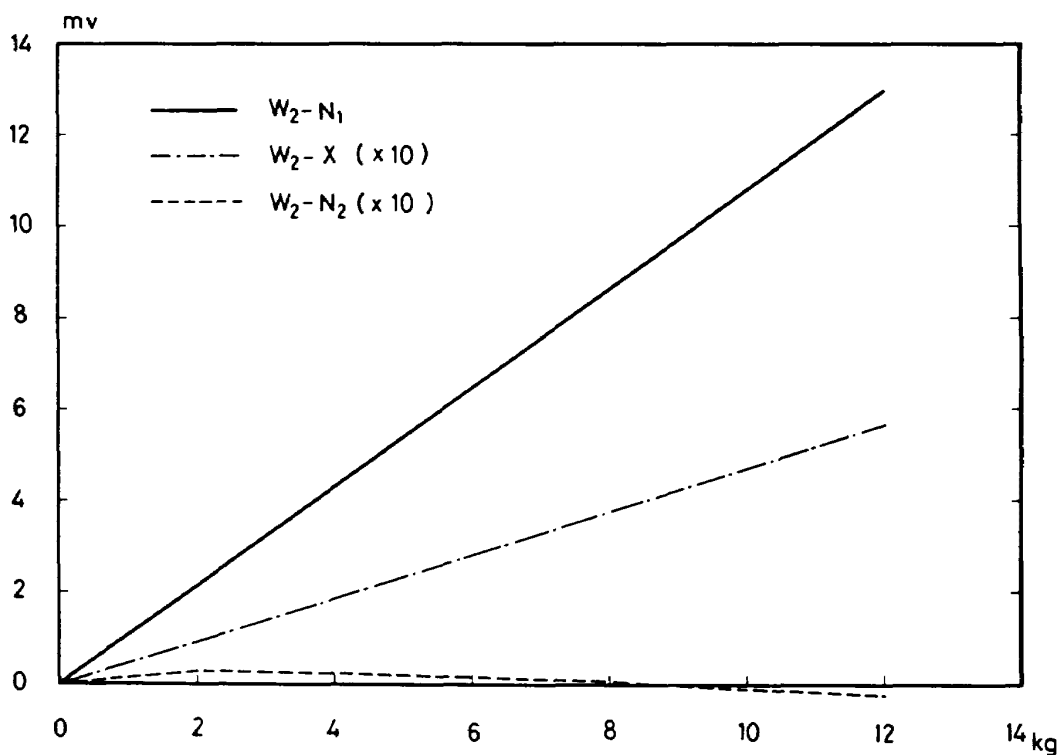


図3 (1) 軸力Xの出力干渉特性

図3 (2) 第一垂直力 $W_1$ の出力干渉特性図3 (3) 第二垂直力 $W_2$ の出力干渉特性

零となることが判明した。

図4に模型と天秤の装着状態を示す。図にみられるように天秤は模型軸に対して $10^\circ$ 傾けて取付けられている。これは当初天秤軸と一致させて取付け

た場合、低迎角において垂直力による出力が、軸力による干渉出力にうもれてしまうことが危惧されたためである。またスティングはストラットからの境界層を通じての干渉を防ぐため十分な長さをもつも

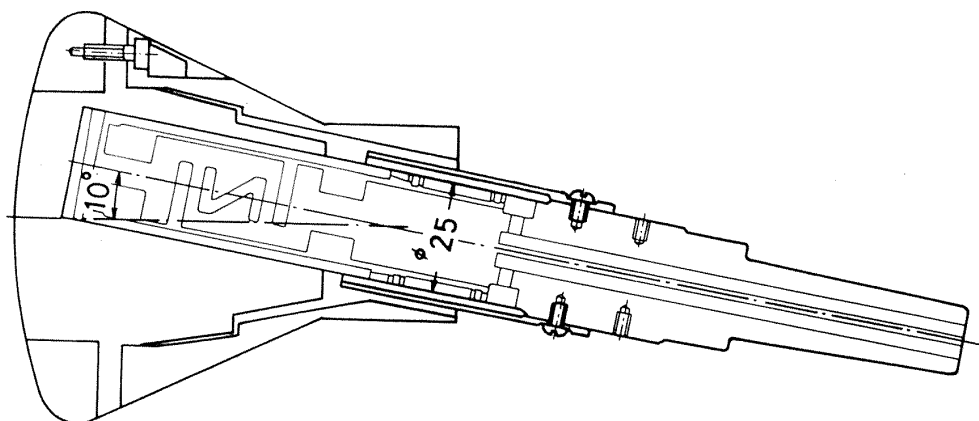
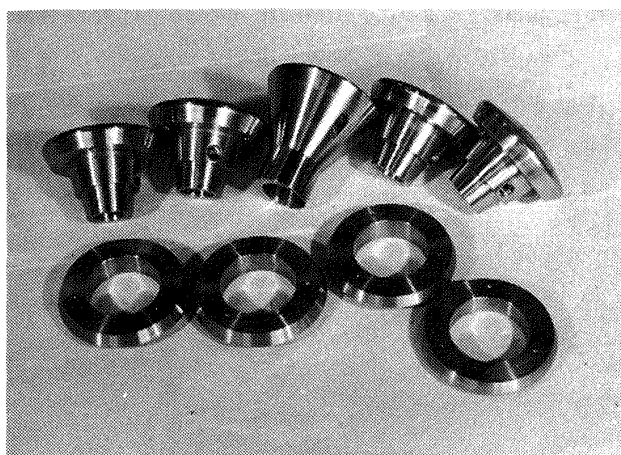
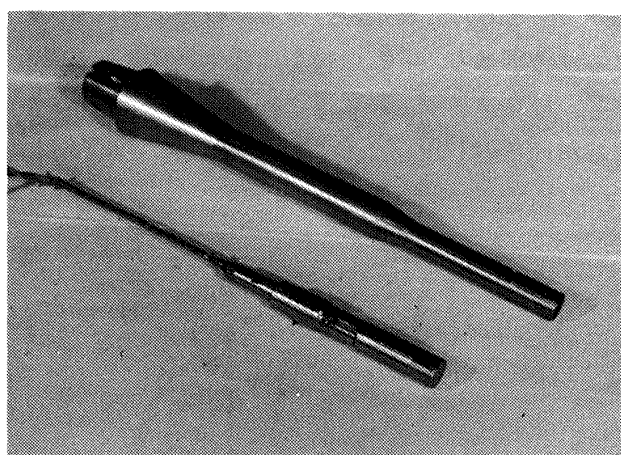


図4 模型と天秤の装着及び構造



(1) 模型



(2) スティング及び天秤

図5

表2 モーメントタイプ三分力天秤感度及び干渉係数

荷重 出力	$W_2$	$W_1$	$X$
$N_1$	-0.21565	0.0	0.0
$N_2$	0.0	0.27605	0.0
$X$	-0.04382	0.03019	0.0188

感度 (mV/V/mV)      干渉係数 (mV/mV)

のを製作した<sup>16)</sup>。図5にこれら模型，天秤及びスティングの写真を示す。

#### 4. 実験方法

##### 4.1 実験条件

実験は三分力測定試験で，航技研の極超音速風洞を使用した。測定部のノズル出口有効直径は 50cm $\phi$

でマッハ数 7.1，集合胴圧力 15 kg/cm $^2$ ，よどみ点温度 450℃，の条件で実験を行った。このときの単位 cm あたりのレイノルズ数  $Re = 0.45 \times 10^5$  である。模型迎角  $\alpha$  は 0° から 20° まで 2.5° 間隔で変え，各迎角ごとに揚力，抗力，揚抗比，ピッチングモーメント・トリム角，圧力中心位置を求めた。

頭部曲率半径  $R_1 = 100$  mm，200 mm の模型については特にレイノルズ数の影響を調べるため，集合胴圧力を 30 kg/cm $^2$  及び 60 kg/cm $^2$  に設定して単位長当りのレイノルズ数をそれぞれ  $0.9 \times 10^5$ ， $1.8 \times 10^5$  に変えて試験を行った。

##### 4.2 空力微係数の算出

空力微係数と諸パラメータの定義を図6に示す。カプセル模型では揚力は一般の場合とは異なり，迎角をとるにしたがって負の向きに働く。したがって迎角  $\alpha$  の定義も一般の場合とは逆にした。図の  $\delta$  は

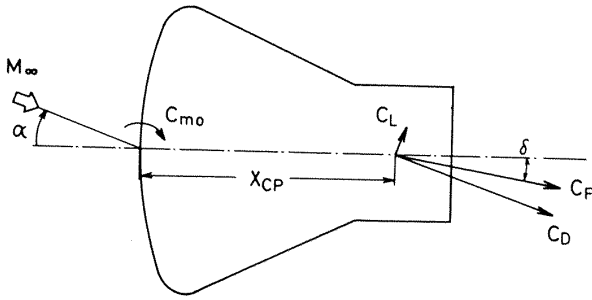


図6 空力微係数の定義

トリム角で  $x_{CP}$  は模型先端からの圧力中心位置を示す。モーメント基準点は模型先端とし、頭上げを正の方向とした。測定値の空力係数化にあたっては、肩の曲率半径  $R_2 = 0$  の模型前面半径  $R_3$  を基準長とし、面積はカプセル模型それぞれの前面面積  $\pi R_4^2$  を基準面積とした。

## 5. 試験結果

### 5.1 流れ場

図7(a), (b)に  $R_1 = 100 \text{ mm}$ ,  $R_2 = 5.0 \text{ mm}$  及び  $R_1 = 200 \text{ mm}$ ,  $R_2 = 0.0 \text{ mm}$  の模型の  $P_0 = 45 \text{ kg/cm}^2$  における各迎角でのシュリーレン写真を示す。模型迎角  $\alpha = 0^\circ$  ではスティングが  $10^\circ$  傾斜していることから、模型直後のスティング下部で弱いながら衝撃派が発生している。また両模型とも  $\alpha = 5^\circ$  付近で横型後部円筒のつけ根に衝撃波が発生し、 $\alpha = 7.5^\circ$  以上の迎角ではそれがはっきりと識別できるようになる。したがって円筒上部に圧力の高い部分が発生し、これが模型前面のみを考慮したニュートン流理論による計算値と実験との差をひろげると考えられる。

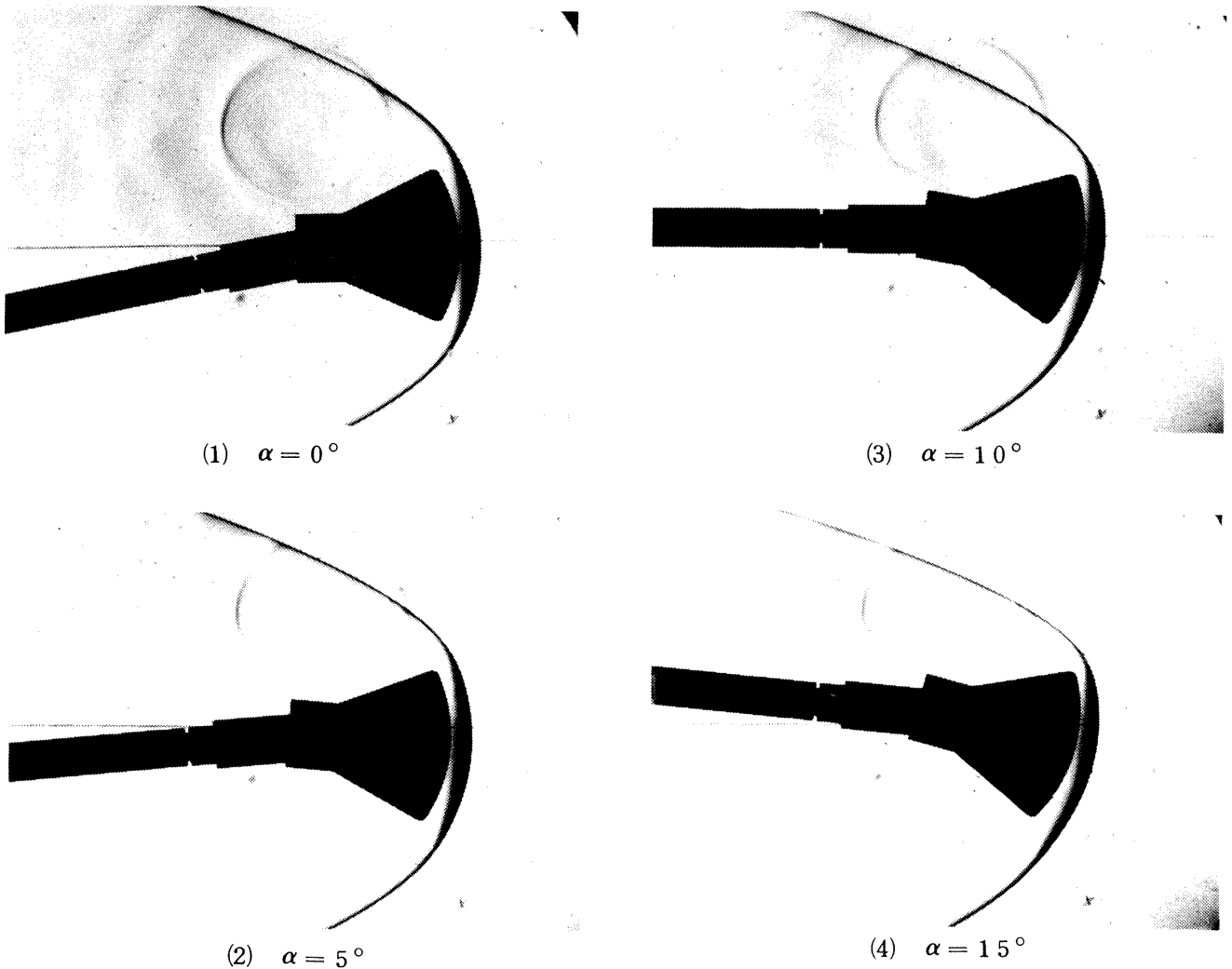


図7-a シュリーレン写真

$R_1 = 100 \text{ mm}$   $R_2 = 5.0 \text{ mm}$   $P_0 = 45 \text{ kg/cm}^2$

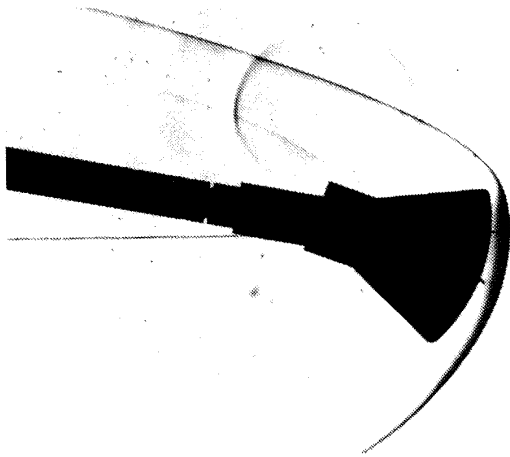
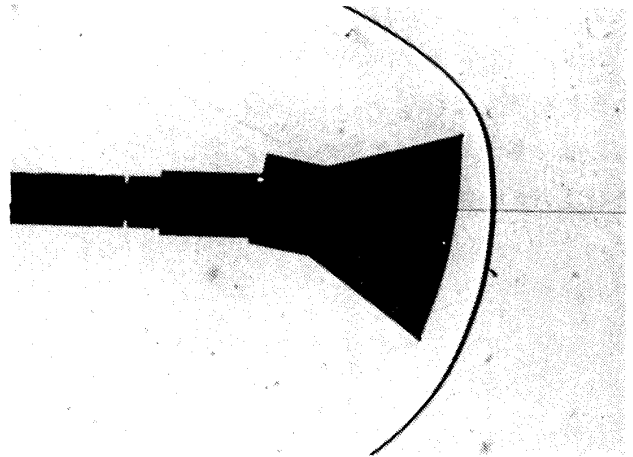
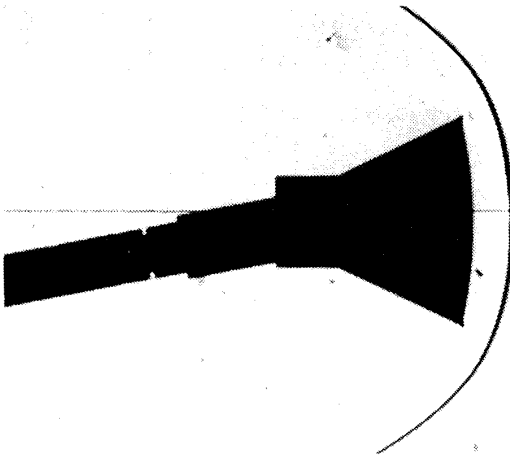


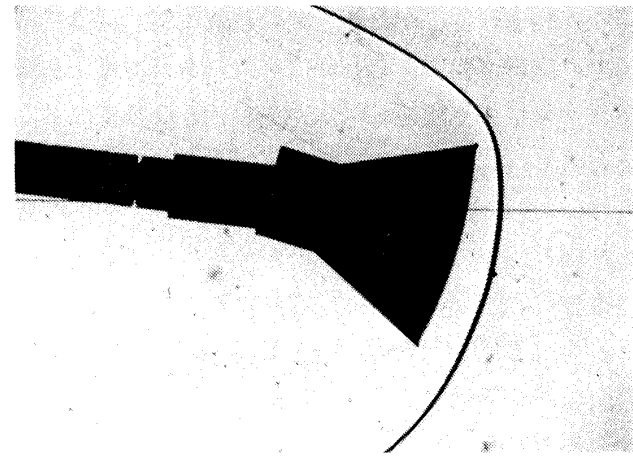
図 7 - a (5)  $\alpha = 20^\circ$



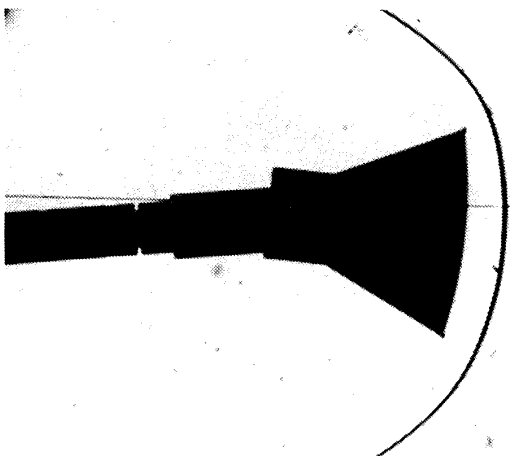
(3)  $\alpha = 10^\circ$



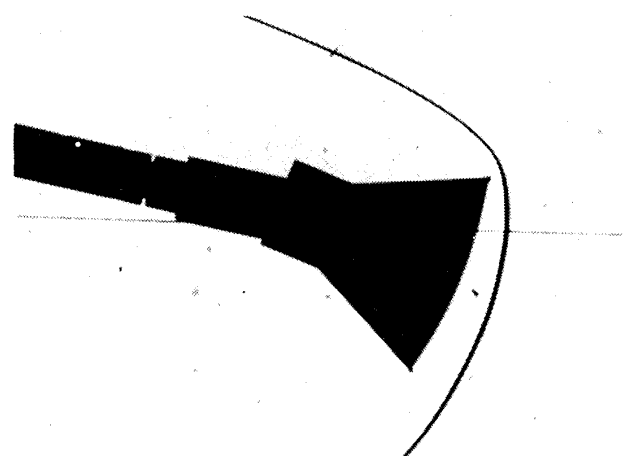
(1)  $\alpha = 0^\circ$



(4)  $\alpha = 15^\circ$



(2)  $\alpha = 5^\circ$



(5)  $\alpha = 20^\circ$

図 7 - b シュリーレン写真

$R_1 = 200\text{mm}$   $R_2 = 0.0\text{mm}$   $P_0 = 45\text{kg/cm}^2$



## 5.2 ニュートン流理論との比較

以下にニュートン流理論による計算値と実験値との比較を簡単に行なう。ニュートン流理論では主流が表面にあたる模型前面のみを考慮し、模型背部の影響は考えない。また比較は代表的に肩の曲率半径  $R_2 = 0.0 \text{ mm}$  で  $R_1 = 100, 150, 200 \text{ mm}$  と頭部曲率半径を変えた Case 及びその逆の  $R_1 = 150 \text{ mm}$  で  $R_2 = 0.0, 2.5, 5.0 \text{ mm}$  とした Case についてみることにする。実験値は風洞よどみ点圧  $P_0 = 15 \text{ kg/cm}^2$  のものである。

図 8(1) a, b に揚力係数  $C_L$  の理論値と実験値を示す。両者の場合に共通して  $C_L$  は理論値が実験値を多少うわまわる。すなわち実際の流れ場では後部円筒部の影響が強くあらわれ、迎角の増大に伴う衝撃波の発生とも関連して揚力係数  $C_L$  を低くするためと考えられる。抗力係数  $C_D$  もまた図 8-(2) にみられるように理論値が実験値をうわまわる。これは模型後部の背圧の影響によるとも考えられるが、この差違となる原因については明確なことがいえない。次に揚抗力比  $L/D$  を図 8-(3) に示すが、理論値の  $C_L, C_D$  が実験値の  $C_L, C_D$  よりも一様に高くなっていることから、多少理論値が実験値の  $L/D$  に比べて高めに出るが、両者の間にそれほどの差違はない。これから明らかなように、 $L/D$  の比較のみから論ずるのは危険である。次に圧力中心位置  $\bar{x}_{CP}$  を図 8-(4) に示す。ニュートン流理論による計算では  $R_2 = 0$  の模型の場合、 $\bar{x}_{CP}$  は図 8-(4)-a に示される如く頭部曲率半径と同一距離となる。しかしながら実験では頭部曲率半径による影響は小さくほぼ  $\bar{x}_{CP} = 2.0$  前後の値をとる。したがって頭部曲率半径の増加に伴って理論値と実験値の差がいちじるしくなる。一方、図 8-(4)b の  $R_1 = 150$  の模型で肩の曲率半径  $R_2$  を増していくと、 $\bar{x}_{CP}$  の理論値は急激に減少し、実験値との差が縮まる。これらのことからニュートン流理論による圧力中心位置の予測は頭部及び肩のまるみの増加にしたがって模型後部の剝離再付着領域の影響が減り、実験値との一致が良好となる。また総じて  $\bar{x}_{CP}$  の実験値は迎角をとるにしたがって減少する傾向となる。

## 5.3 力試験結果と検討

試験結果は模型頭部の曲率、肩の曲率及びレイノルズ数の影響によるものに大別、整理して示した。

### 5.3.1 頭部の曲率変化による影響

頭部曲率半径  $R_1$  をパラメータとし、肩の曲率一定での空力特性を図 9～14 に示す。

#### (1) 揚力係数

図 9(1)～(4) に揚力係数  $C_L$  を示す。図の(1)～(4) はそれぞれ肩の曲率半径  $R_2 = 0.0 \sim 5 \text{ mm}$  に対応し、各図中では  $R_1$  をパラメータとして、 $C_L$  の迎角による変化を示す。各図に共通して、揚力係数  $C_L$  は頭部曲率半径  $R_1$  の増大に伴ない、増加する。また総体的に、頭部曲率半径の影響は肩の曲率半径の減少につれて顕著にあらわれる。

#### (2) 抗力係数

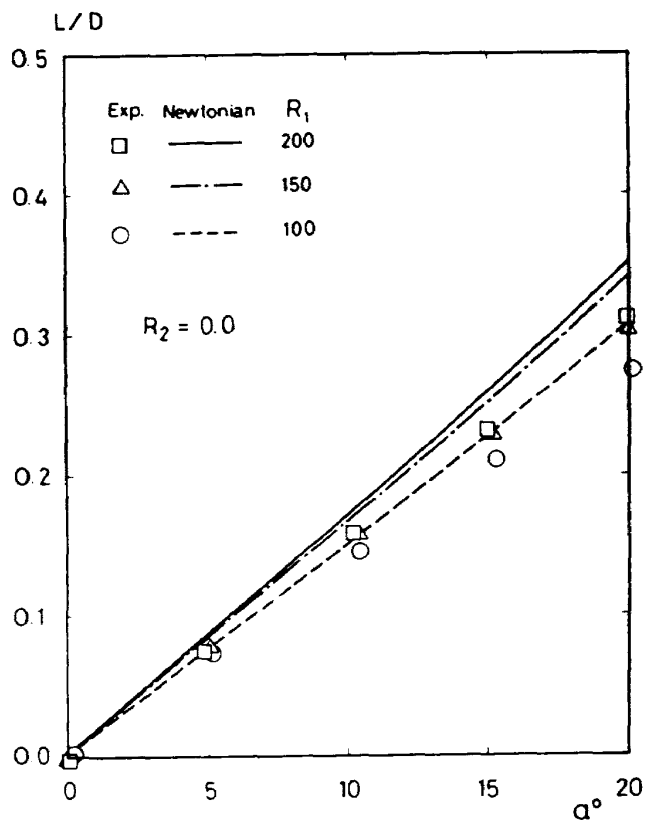
図 10(1)～(4) にみられるように抗力係数  $C_D$  は頭部曲率半径  $R_1$  が増すほど大となる。しかしながら  $R_1$  による抗力係数  $C_D$  の差は、肩の曲率半径  $R_2$  の増加に伴ない序々に減少し、 $R_2 = 5.0 \text{ mm}$  では、それらの値に差違が認められなくなる。

#### (3) 揚抗力比

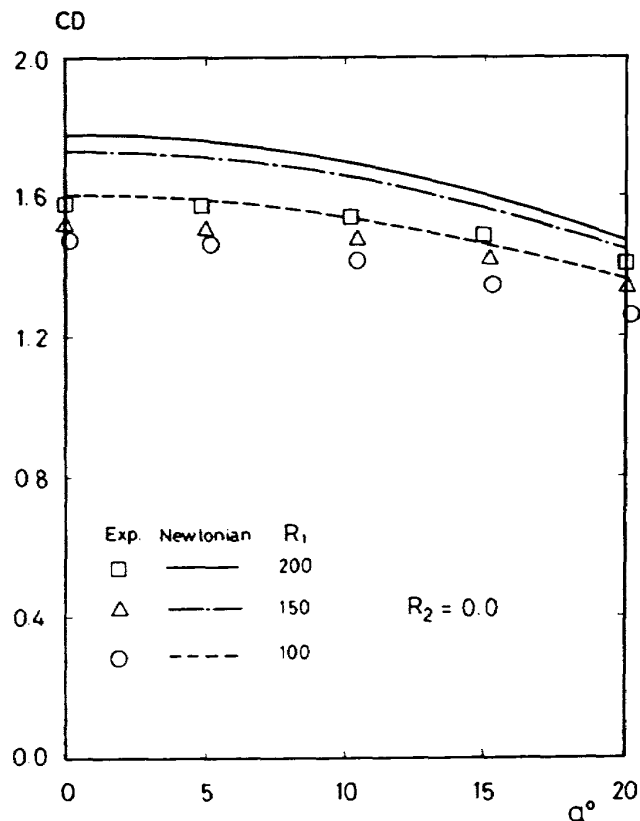
揚抗力比  $L/D$  は図 11 に示されるように、迎角に対してほぼ直線的に変化し、同一迎角では頭部曲率半径  $R_1$  が増していくにしたがい高い値を示す。また後の(5)項で示されるようにトリム角  $\delta$  は  $R_1$  の増加に伴ない減少する。したがって  $R_1$  が大なる模型では模型軸に対して垂直方向の重心のわずかな移動量で、高い揚抗力比を得ることができる。但し、 $R_1 = 175, 200 \text{ mm}$  の間では揚抗力比トリム角とも同一となり、およそこの程度の頭部曲率半径が揚抗力比という面からみて最適な値であろうと考えられる。

#### (4) 縦揺れモーメント係数

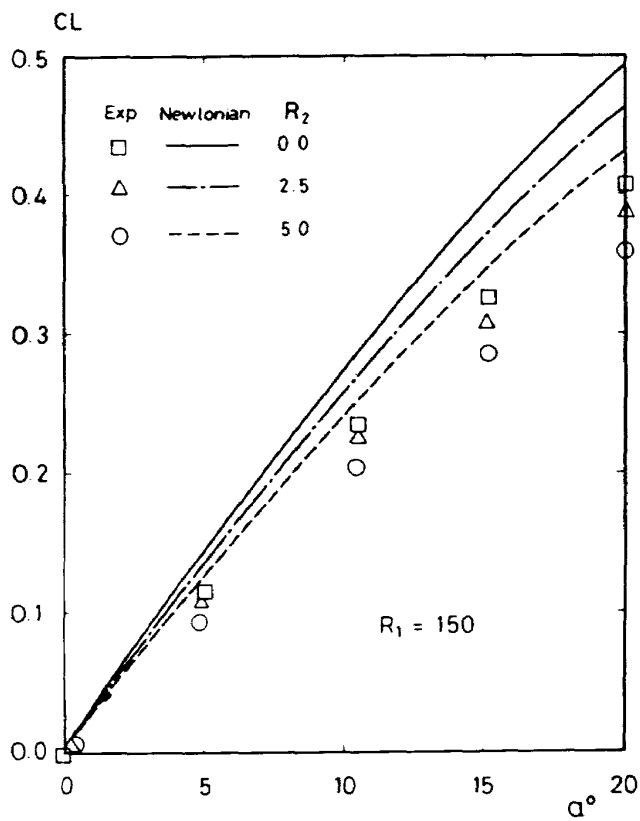
図 12 は模型先端まわりの縦揺れモーメント係数  $C_{mo}$  である。 $C_{mo}$  は肩の曲率には影響されず、同一迎角では頭部曲率半径  $R_1$  の増大につれて減少する。なお、 $C_{mo}$  の計算にあたっては  $C_{mo} = C_F \bar{x}_{CP} \sin \delta$  (図 6 参照) を用いたため、後に述べる迎角  $\alpha = 0^\circ$  近傍での圧力中心  $\bar{x}_{CP}$  のばらつきにより、トリム角  $\delta$  との対応にやや一致しない点が生じる。したがって  $\alpha = 0^\circ$  近傍では次のトリム角  $\delta$  のデータがより



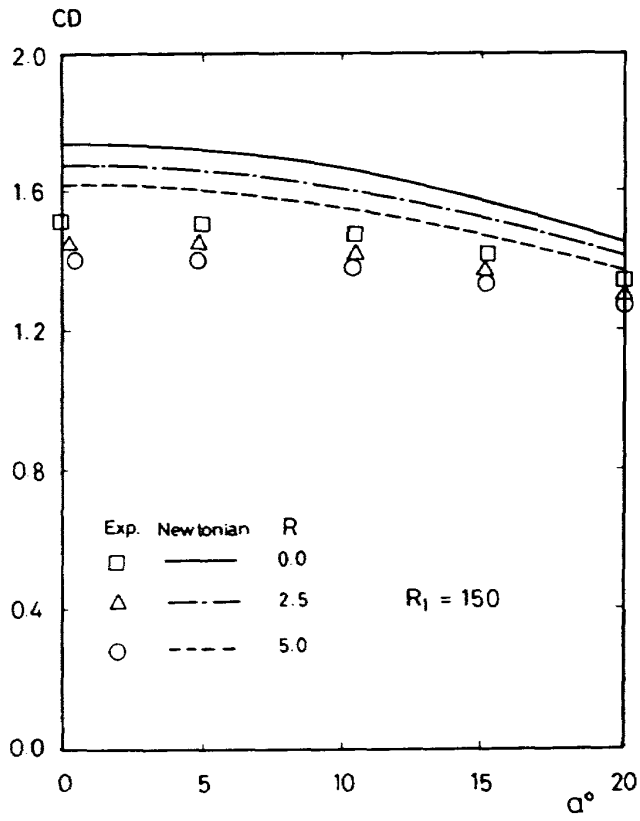
(1)- a 揚力係数



(2)- a 抗力係数

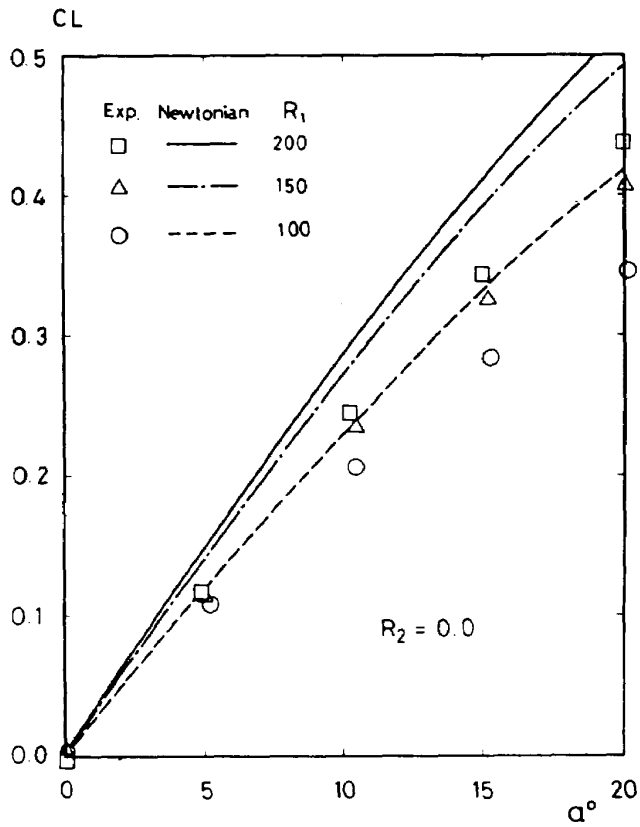


(1)- b 揚力係数

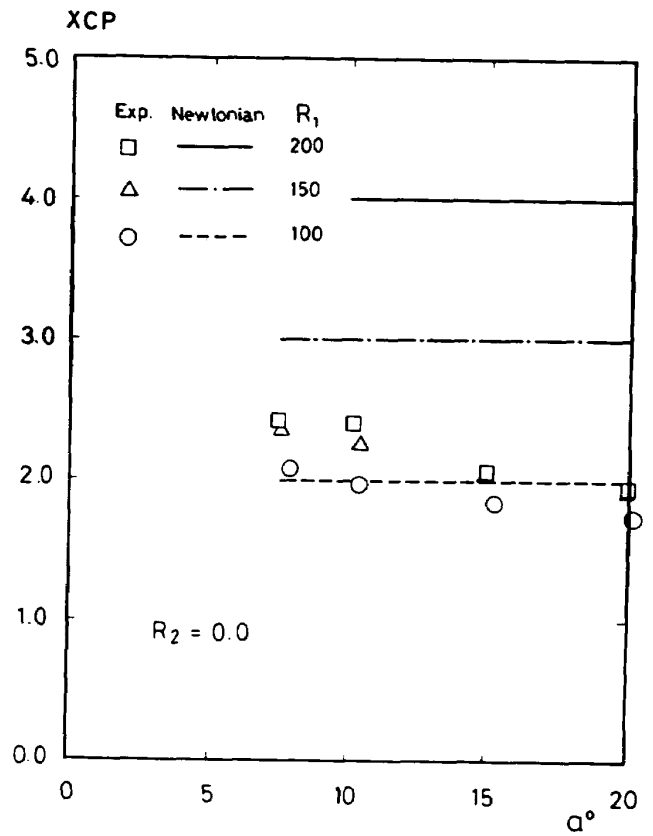


(2)- b 抗力係数

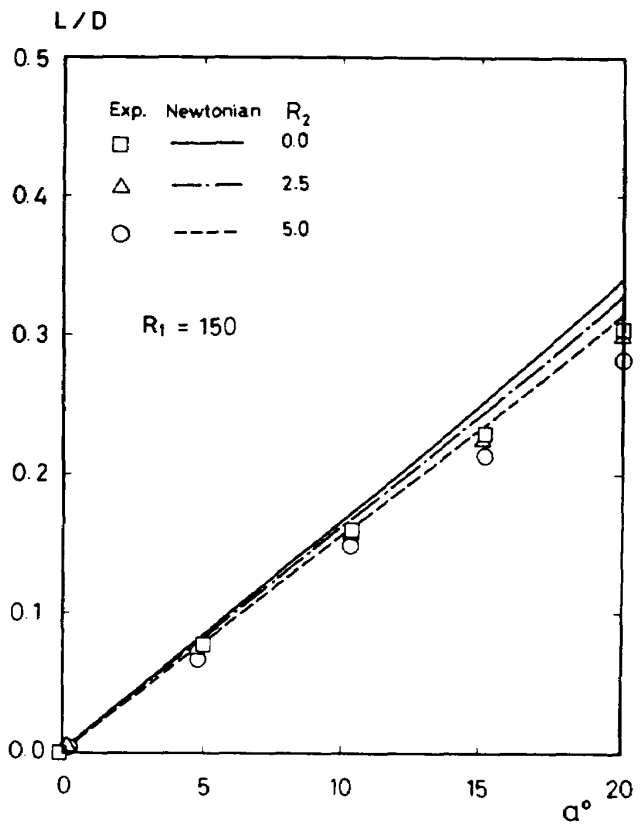
図8 ニュートン流理論値と実験値の比較



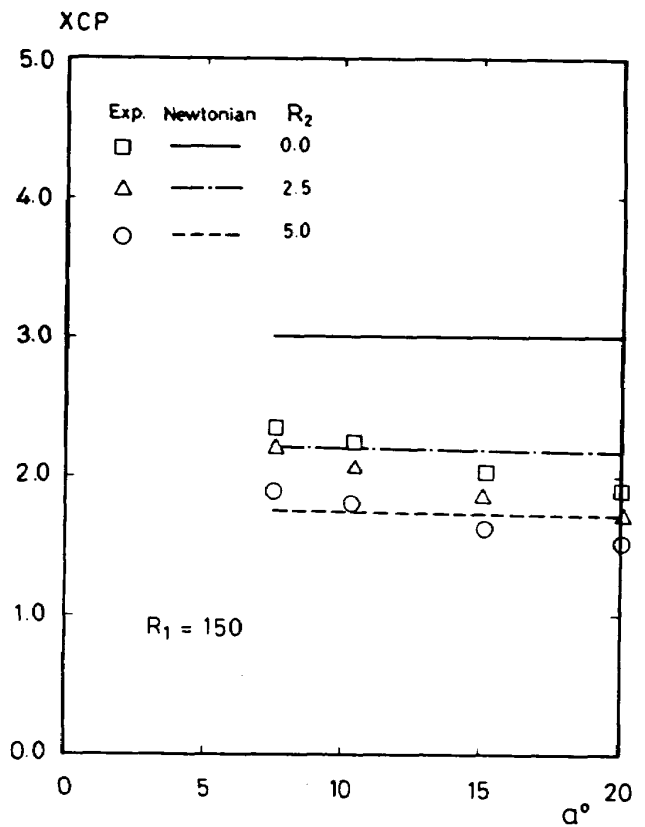
(3)-a 揚抗力比



(4)-a 压力中心位置



(3)-b 揚抗力比



(4)-b 压力中心位置

信頼性を有する。

#### (5) トリム角

図6の全空気力 $F$ が模型軸に対してなす角、すなわちトリム角 $\delta$ の迎角による変化を図13に示す。トリム角は頭部曲率半径 $R_1$ の増加にしたがい小となる傾向であるが $R_1 = 175\text{mm}$ と $200\text{mm}$ の間では差異がない。トリム角はある値の揚抗力比を得る際に、横型軸に対して垂直方向の重心の移動量と関連し、その減少に応じて重心の移動量も低くおさえることができる。したがってカプセル模型では揚抗力比をわずかな重心移動量でとるためには(3)の記述とも関連して $R_1 = 175, 200\text{mm}$ とするのが適当であろう。

#### (6) 圧力中心位置

模型先端から圧力中心位置までの距離を模型前面半径 $R_3$ で無次元化した値 $\bar{x}_{CP}$ の迎角による変化を図14に示す。図に示されるように迎角をとるにしたがい、圧力中心は前方に移動する。ニュートン流理論による模型前面のみを考慮した計算では、肩の曲率半径 $R_2$ が零の場合に圧力中心位置は頭部曲率半径 $R_1$ と同程度となるが、実験ではほぼ $\bar{x}_{CP} = 2.0$ 前後の値をとる。ただし $R_1$ の減少にともない $\bar{x}_{CP}$ も減少するが $R_1$ の変化による圧力中心の移動量は少ない。なお図では迎角 $\alpha = 5^\circ$ 以下のデータは測定精度の関係で正確な値が得られず省略した。

### 5.3.2 肩の曲率による影響

カプセル頭部曲率半径 $R_1$ を一定とし肩の曲率半径 $R_2$ をパラメータとした空力特性を以下に示す。空力データは5.3.1節のデータを再構成したものである。

#### (1) 揚力係数

図15に揚力係数 $C_L$ の迎角による変化を示す。頭部曲率の如何にかかわらず、肩のまるみの増加にしたがい $C_L$ は減少する。また図から $R_1$ の大なるものほど肩の曲率の影響が顕著にあらわれることがわかる。

#### (2) 抗力係数

図16に抗力係数 $C_D$ の結果を示す。当然のことながら、頭部曲率半径 $R_1$ が一定では、肩の曲率半径 $R_2$ の増加に伴ない、 $C_D$ は減少する。また肩の曲

率の影響は $R_1$ の増加に伴ない顕著になる。図10の $R_2 = 0, R_1 = 100$ から $200\text{mm}$ までの $C_D$ の変化量と本図の $R_1 = 200, R_2 = 0.0$ から $5.0\text{mm}$ までの $C_D$ の変化量とは、ほぼ同程度となり、 $R_2$ が $C_D$ の値にかなり寄与することがわかる。

#### (3) 揚抗力比

図17に示されるように揚抗力比は頭部曲率半径 $R_1$ の異なるいずれの場合においても、肩の曲率による影響は殆んどないといえる。すなわち肩のまるみの増加にしたがい、揚力、抗力とも減少するため、比の形では変わらなくなるものと考えられる。ただし $R_2 = 5\text{mm}$ ではわずかに他の $R_2$ と比較して揚抗比が下がる傾向となる。また以下の(5)で述べるトリム角 $\delta$ との関連でみていくと、 $R_2 = 5\text{mm}$ ではトリム角が増加し、頭部曲率半径 $R_1$ の増大とともに他の $R_2$ でのトリム角との差がいちじるしくなる。したがって高揚力比、低トリム角を望むためには前節5.3.1で述べた頭部曲率半径の影響も考慮して、 $R_1 = 175 \sim 200\text{mm}$ で $R_2 = 2.5\text{mm}$ 以下におさえるのが最適と考えられる。

#### (4) 縦揺れモーメント係数

図18に縦揺れモーメント係数 $C_{mo}$ を示す。迎角 $\alpha = 0^\circ$ で縦揺れモーメント係数は零にそろわないことから、グラフはある程度の幅をもつが、肩の曲率に関係なくほぼ同一の直線上にあり、肩の曲率による影響は少ない。

#### (5) トリム角

トリム角 $\delta$ は図19に示されるように肩の曲率半径 $R_2$ とともに増加する傾向となる。特に $R_2 = 5.0\text{mm}$ では、 $R_2 = 2.5\text{mm}$ 以下の場合と比較してトリム角は増大し、頭部曲率半径 $R_1$ の増加に伴ない、その傾向は顕著となる。したがってトリム角を低くおさえるためには、 $R_2 = 2.5\text{mm}$ 以下とすることが望ましい。

#### (6) 圧力中心位置

図20に圧力中心位置の結果を示す。圧力中心位置 $\bar{x}_{CP}$ は頭部曲率半径 $R_1$ が一定ならば肩の曲率を増すほど減少する。また肩の曲率の影響は $R_1$ の増加とともに顕著となる。

#### 5.4 レイノルズ数による影響

以上の一連の試験からカプセルの形状変化による空力特性の概要が把握されるが、さらにレイノルズ数の影響を調べるため、集合胴よみ点圧力  $P_0$  を  $P_0 = 30 \text{ kg/cm}^2$ ,  $60 \text{ kg/cm}^2$  に設定して実験を行った。このときの単位長 (cm) 当たりのレイノルズ数はそれぞれ  $0.9 \times 10^5$ ,  $1.8 \times 10^5$  である。模型は代表的に頭部曲率半径  $R_1 = 100, 200 \text{ mm}$ , 肩の曲率半径  $R_2 = 0, 5 \text{ mm}$  の計4種類の組合わせとした。図 21~26 にこれらの結果を示す。図にみられるようにレイノルズ数による影響は主に揚力係数  $C_L$ 、及び抗力係数  $C_D$  にあられ、レイノルズ数の上昇に伴って  $C_L, C_D$  は減少する。ただしレイノルズ数  $0.9 \times 10^5$ ,  $1.8 \times 10^5$  の間では  $C_L, C_D$  はほとんど変わらない結果となり、遷移がレイノルズ数に、 $0.9 \times 10^5$  以下で発生すると考えられる<sup>16)</sup>。

#### 5.5 模型背部による影響

模型背部の影響を調べるため、頭部及び肩の部分を含む横型前面と、それより後方の部分を分離した模型を製作し、別に模型前面のみの三分力測定を行った。模型背部は模型前面とは異なり揚力をおさえる方向に作用するので、前面のみの空力測定の場合には揚力係数  $C_L$  が大きくなるのが予想される。測定結果では肩の曲率半径  $R_2 = 0.0$  の場合、頭部曲率半径  $R_1 = 100 \sim 200 \text{ mm}$  に対して揚力係数  $C_L$  が7~9%上昇することが確認された。抗力係数  $C_D$  に関しては、模型背部が抗力に対して逆向きに力を及ぼすことから、分離型の模型では  $C_D$  が大きくなると考えられたが、実際には模型前面と模型背部の分離したすき間から気流が流れこみ全体として抗力係数  $C_D$  にはほとんど変化がみられなかった。以上のように分離型の模型では後部一体型の模型に比較して必ずしも十分な測定データが得られたとは言えず本報告には掲載しなかったが、模型背部による影響のおおよその見積りは得られた。またスティングを模型に対して  $10^\circ$  傾けて取付けたことによる測定データへの影響は主流のマッハ数が7.1と高く、顕著ではないと考えるが、今後模型背部の影響とあわせて検討すべきことの一つであろう。

#### 6. まとめ

極超音速流中 (主流マッハ数7.1) におけるカプセル模型の空力特性に関する風洞試験を行い、次の結論を得た。

- (1) 本試験に使用したモーメントタイプの三分力天秤はカプセルの空力特性測定用に特に軸力成分の秤量を垂直力成分の秤量にくらべてかなり高くとり、当初、軸力による干渉が垂直力による出力をうわまわることが懸念されたがその影響も少く、温度ドリフトもわずかで再現性の良い結果が得られた。
- (2) カプセルの頭部曲率半径  $R_1$  及び肩の曲率半径  $R_2$  を変えて、その形状変化が空力特性に及ぼす影響を調べたが、当然のことながら  $R_1$  の増加にしたがい肩の曲率による影響が大きく、また  $R_2$  の減少するほど頭部曲率による影響が顕著となる。
- (3) 今回試験を行った範囲では a) 肩の曲率の影響の最も多くで  $R_1 = 200 \text{ mm}$  で  $R_2$  を変えた場合、及び b) 頭部曲率の影響の最も多くで  $R_2 = 0 \text{ mm}$  で  $R_1$  を変えた場合、の両者を比較すると抵抗係数  $C_D$  はほぼ同程度の変化量を示す。揚力係数  $C_L$  は  $R_1$  の増加とともに増大し、逆に  $R_2$  が増加すれば減少するが、a) 及び b) の場合の  $C_L$  の変化量は頭部曲率を変えた b) の場合がやや顕著にでる。
- (4) 頭部曲率半径  $R_1$  の増加に伴ない、揚抗力比  $L/D$  は増大し、トリム角  $\delta$  は減少する。また肩の曲率半径  $R_2 = 5.0 \text{ mm}$  では他の  $R_2$  に比較してトリム角が増大し、 $L/D$  もわずかに減少する。したがって今回行った実験範囲内で高揚力比、低トリム角を望むためには  $R_1 = 175 \sim 200 \text{ mm}$   $R_2 = 2.5 \text{ mm}$  以下の模型形状が最適であると考えられる。
- (5) 圧力中心位置は肩の曲率半径  $R_2 = 0$  において前面のみを考慮したニュートン流理論とは大きな違いを見せ、模型背部の影響が顕著に出る。すなわち頭部曲率半径  $R_1$  によって  $\bar{x}_{CP}$  はあまり変化せず、迎角  $\alpha = 7.5^\circ$  以上で1.5から2.5の範囲の値となる。逆に肩の曲率半径  $R_2$

を変えることは頭部曲率半径  $R_1$  を変えるのと同程度の効果をもつ。今回模型背部及びその形状変化が空力特性に与える効果については十分調べなかったが、より詳細な設計資料を得るためには今後検討すべきであると考えらる。

- (6) レイノルズ数  $R_e$  による効果は  $R_e = 0.45 \times 10^5$  と  $0.90 \times 10^5$  では空力係数に差が生じるが、 $R_e = 0.9 \times 10^5$  と  $1.8 \times 10^5$  とでは顕著な差違がみられない。これは遷移レイノルズ数が  $R_e = 0.45 \times 10^5$  と  $0.9 \times 10^5$  の間にある事によると考えられる。即ち、肩部からの剝離流が、層流か乱流かによって空力係数が大きく変わるが、この影響を詳しく調べるためには更に詳細な実験を必要とする。

以上今回の試験ではカプセル型回収体の前面の形状による空力特性の変化を調べたが、われわれの目標とする最適形状を求めるためにはこの他に圧力試験、熱伝達試験、動特性試験等を行い、総合的な見地から考慮、判断しなければならない。これらの試験については現在進行中のものもあり、おって報告する予定である。

本研究は、空気力学第一部を中心として進められている「回収技術の研究」の一環として行われたものである。関連各位、特に極超音速風洞制御及び計測研究室の方々からの有用な助言と協力を得た事にここに記して、感謝の意を表します。

### 参 考 文 献

- 1) D.R. Chapman; An Approximate Analytical Method for Studying Entry into Planetary Atmosphere, NACA TN 4276, 1958
- 2) J.D. Stewart and D.H. Greenshields; Entry Vehicles for Space Programmes, J. Spacecraft & Rockets Vol. 6, No. 10, 1969, PP 1089 — 1102
- 3) J.F. McCarthy Jr. & G.M. Hanley; Manned Earth Entry at Hyperbolic Velocities, J. Spacecraft & Rockets, Vol. 5, No. 9, 1968, PP 1009 — 1015
- 4) E.S. Love; Factors Influencing Configuration and Performance of Multipurpose Manned Entry Vehicles, J. Spacecraft & Rockets, Vol. 1, No. 1, 1964, PP 3 — 12
- 5) D.R. Chapmann; An Analysis of the Corridor and Guidance Requirements for Supercircular Entry into Planetary Atmospheres, NASA TR-55, 1959
- 6) D.S. Shaw and K.L. Turner; Wind-Tunnel Investigation of Static Aerodynamic Characteristics of a 1/9 — Scale Models of a Project Mercury Capsule at Mach Numbers from 1.60 to 4.65, NASA TM-X 291, 1960
- 7) A.O. Pearson; Wind-Tunnel Investigation at Mach Numbers from 0.50 to 1.14 of the Static Aerodynamic Characteristics of a Model of a Project Mercury Capsule, NASA TM-X 292, 1960
- 8) B.J. Griffith; Comparison of Aerodynamic Data from the Gemini Flights and AEDC-VKF Wind Tunnels J. Spacecraft 8 Rockets, Vol. 4, No. 7, 1967, PP 919 — 924
- 9) A.M. Whitnah and D.B. Howes; Summary Analysis of the Gemini Entry Aerodynamics, NASA TM-X 58100, 1972
- 10) W.C. Moseley and J.C. Martino; Apollo Wind Tunnel Testing Program — Historical Development of General Configurations; NASA TN-D 3748, 1966
- 11) W.C. Moseley, R.H. Moore and J.E. Hughes; Stability Characteristics of the Apollo Command Module, NASA TN-D 3890, 1967
- 12) W.C. Moseley, R.E. Graham and J.E. Hughes; Aerodynamic Stability Characteristics of the Apollo Command

- Module, NASA TN-D 4688 1968
- 13) R.L. Kruse; Transition and Flow Reattachment behind an Apollo-Like Body at Mach Numbers to 9, NASA TN-D 4645, 1968
- 14) C.E. DeRose; Trim Attitude, Lift and Drag of the Apollo Command Module with Offset Center-of-Gravity Positions at Mach Numbers to 29, NASA TN-D 5276, 1969
- 15) E.R. Hillje; Entry Flight Aerodynamics from Apollo Mission As-202, NASA TN-D 4185, 1967
- 16) 橋本 登, 穂積弘一, 小山忠勇, 吉沢 昭, 松崎貴至; 極超音速流れにおけるスティング干渉の実験, 航技研報告 TR-622, 1980
- 17) 50 cm 極超音速風洞の計画と構造, 航技研報告 TR-116, 1966

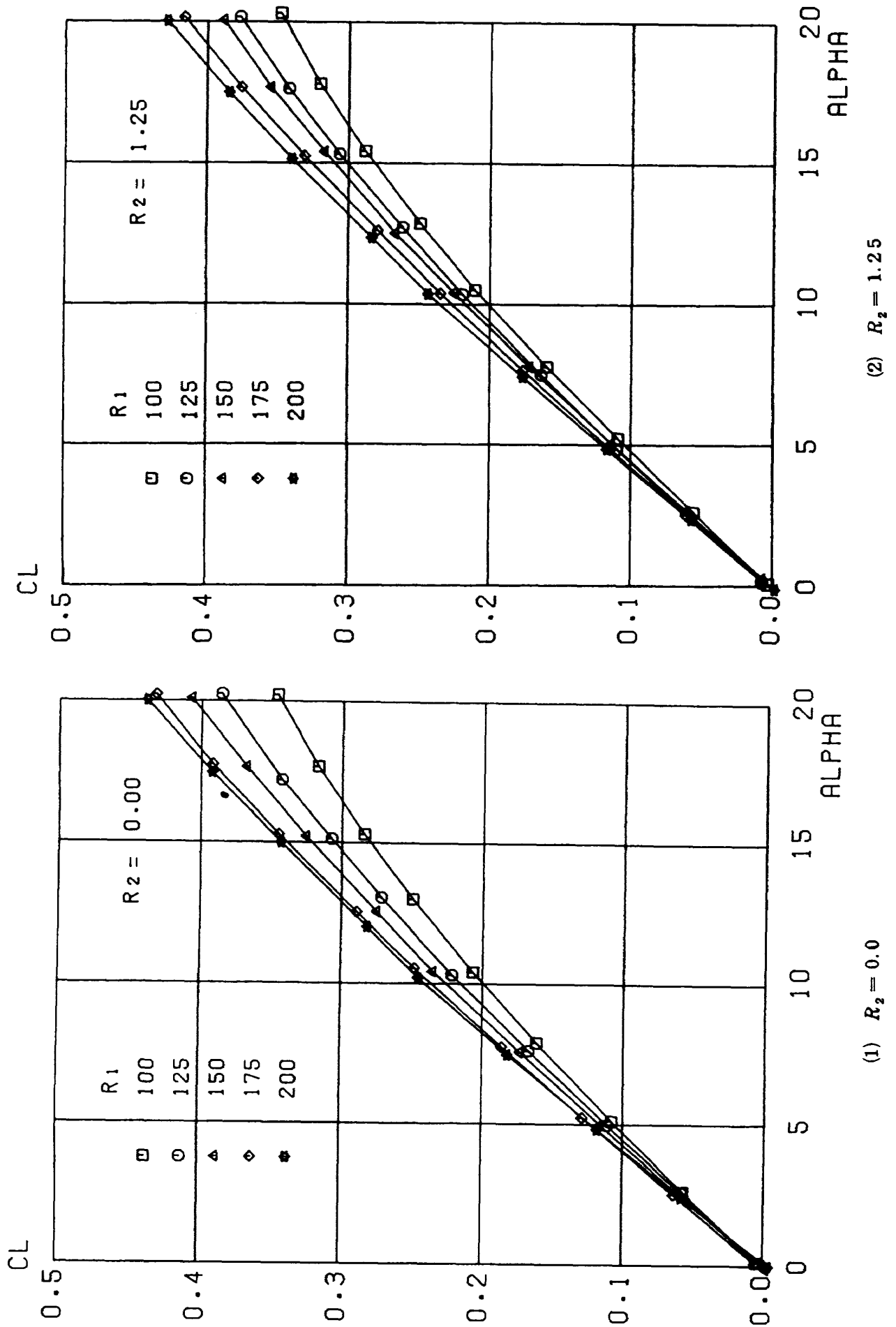


図9 頭部曲率を変えたときの揚力係数



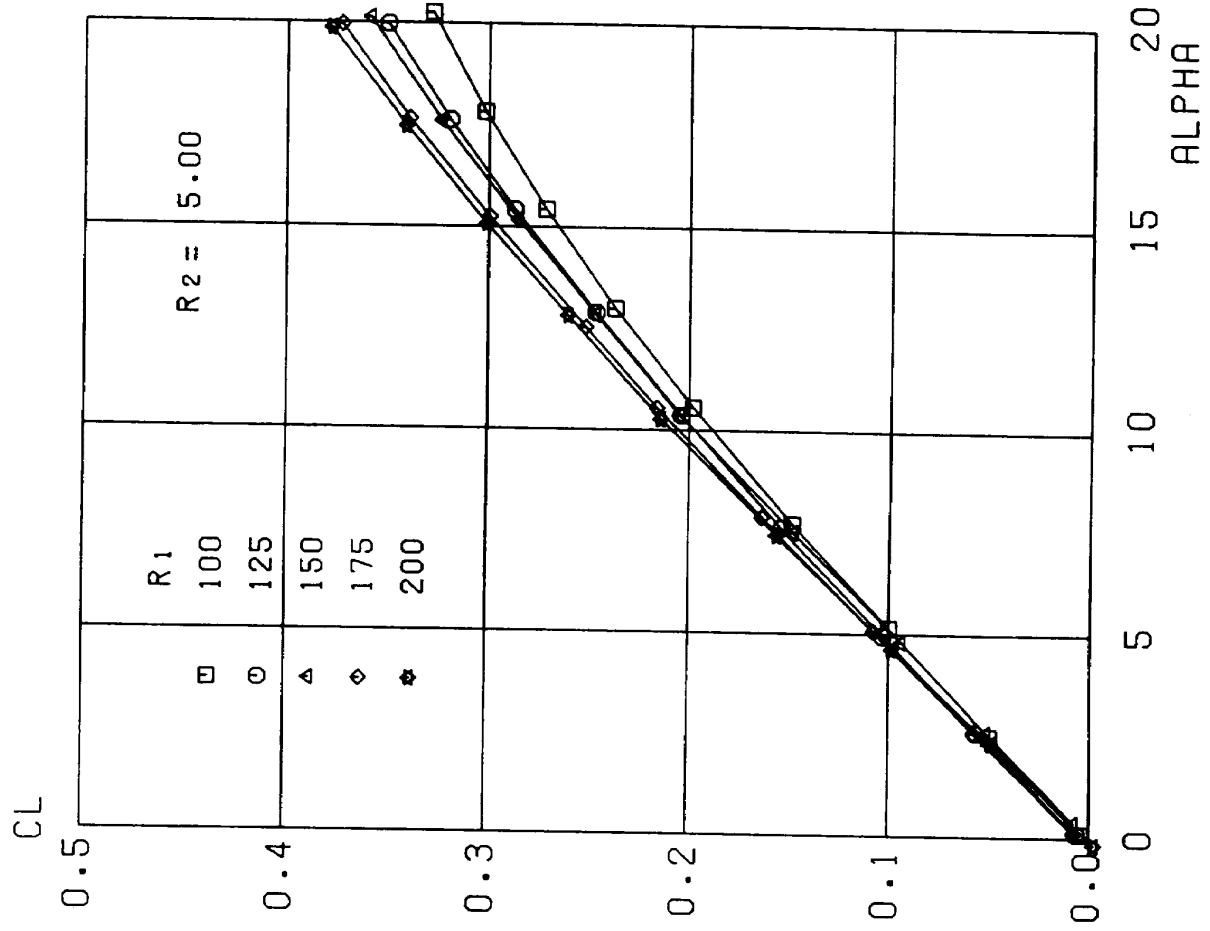


図9 続 (4)  $R_2 = 5.0$

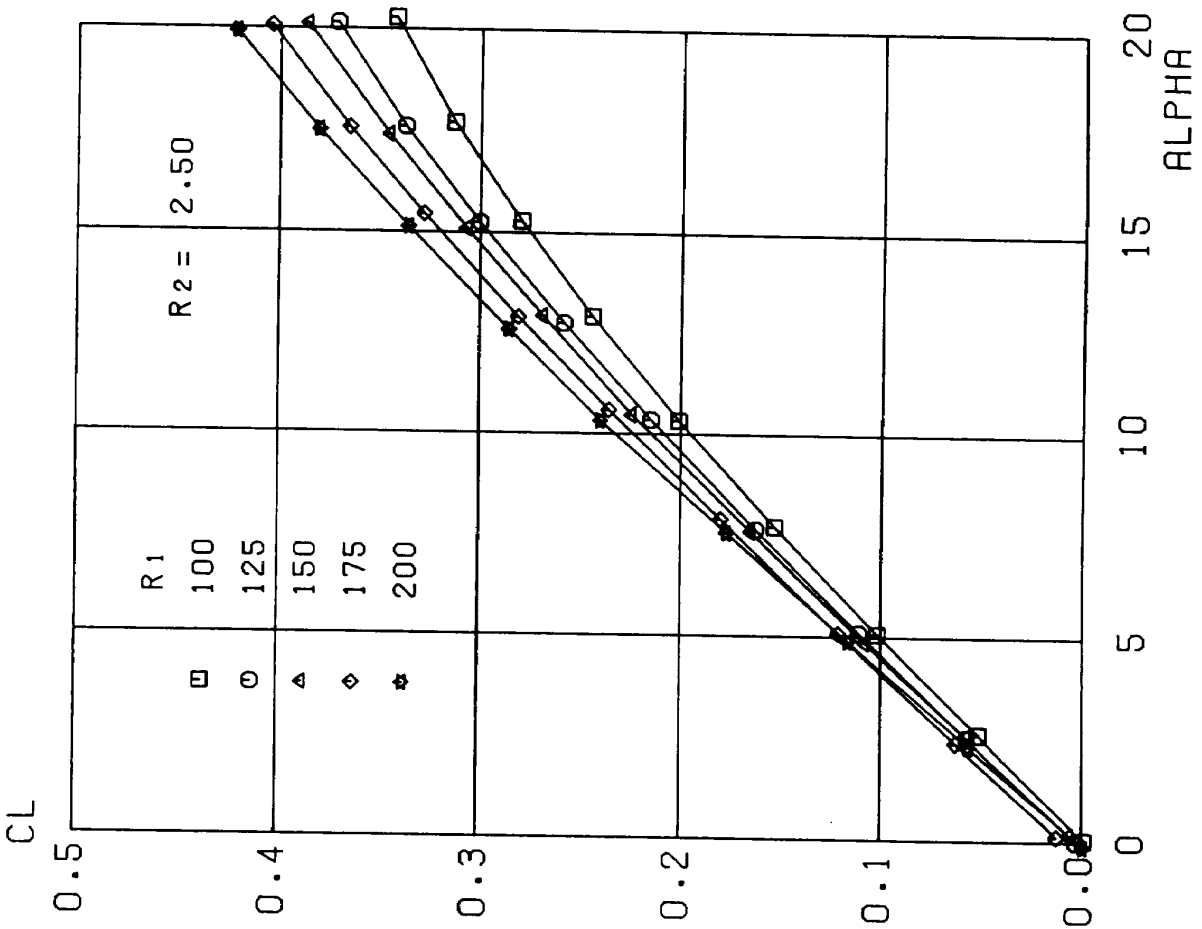
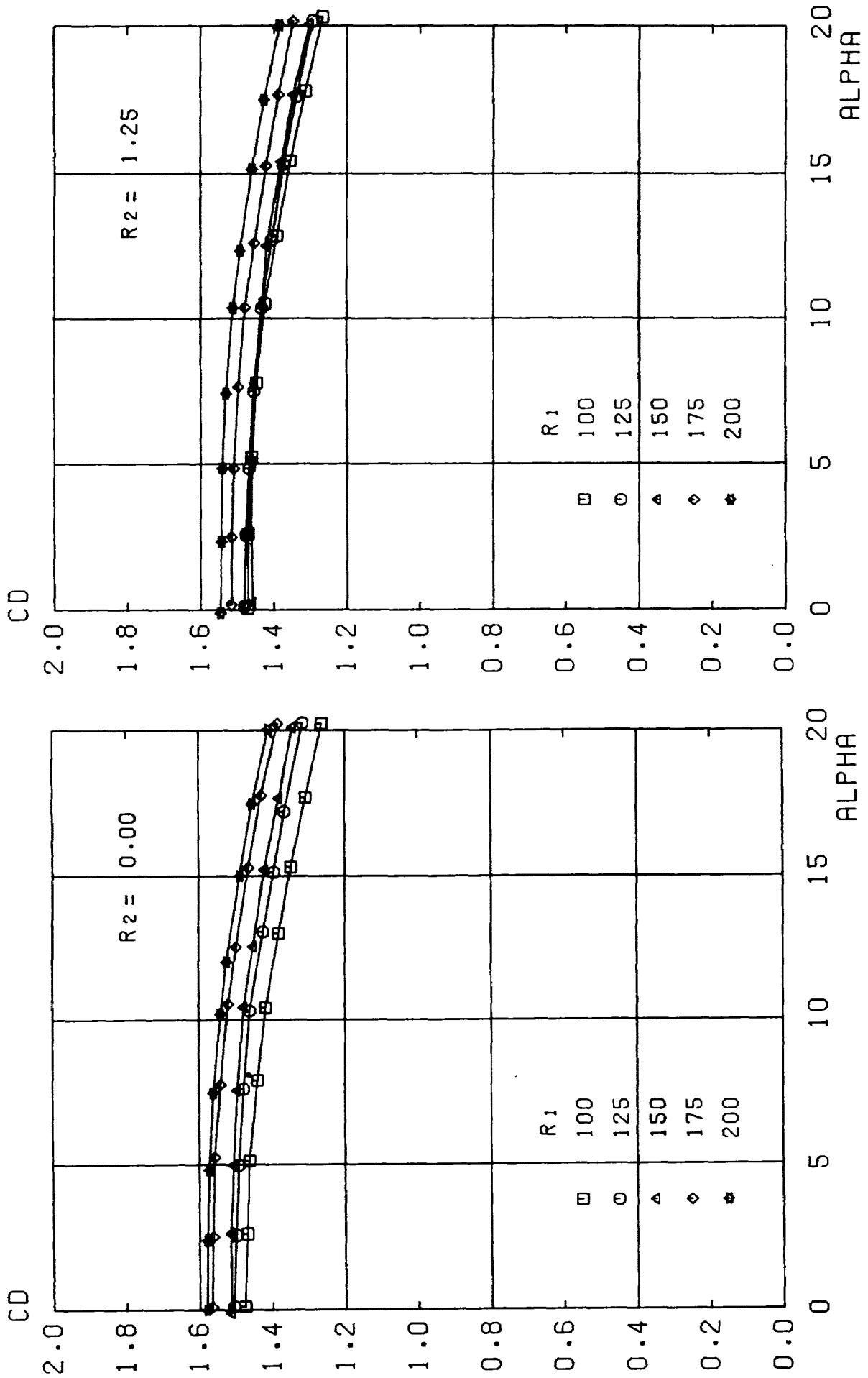


図9 続 (3)  $R_2 = 2.5$



(2)  $R_2 = 1.25$

(1)  $R_2 = 0.0$

図10 頭部曲率を変えたときの抗力係数

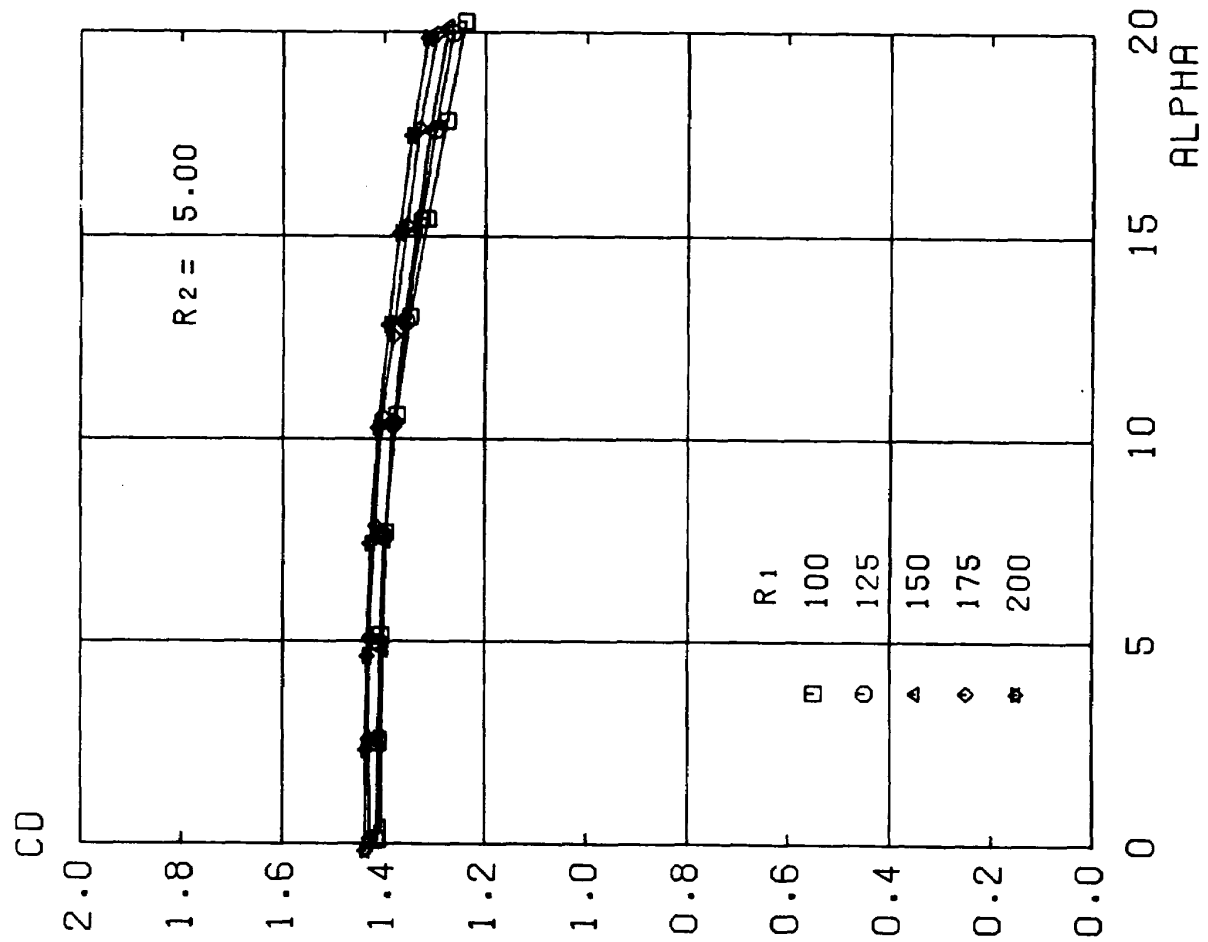


図10 続 (4)  $R_2 = 5.0$

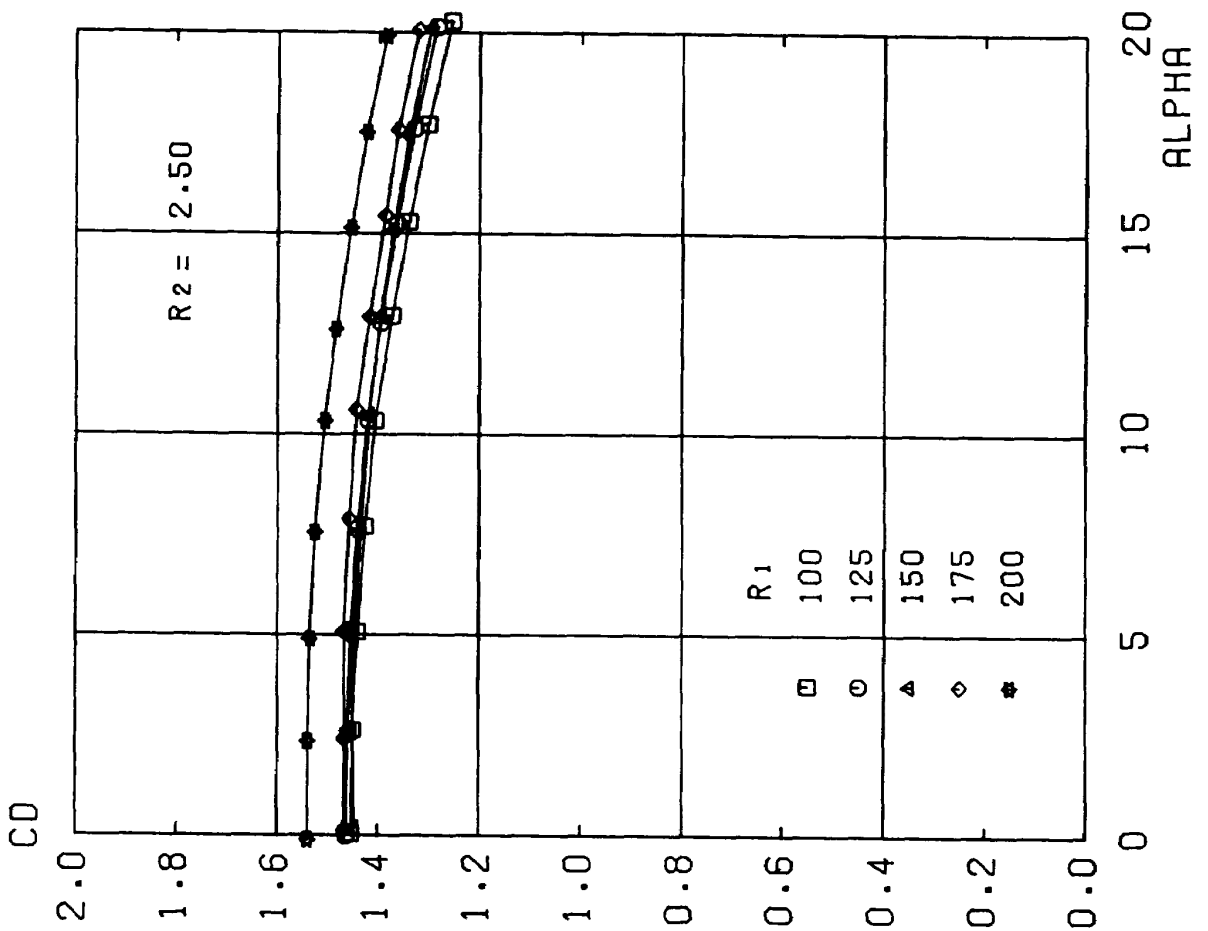
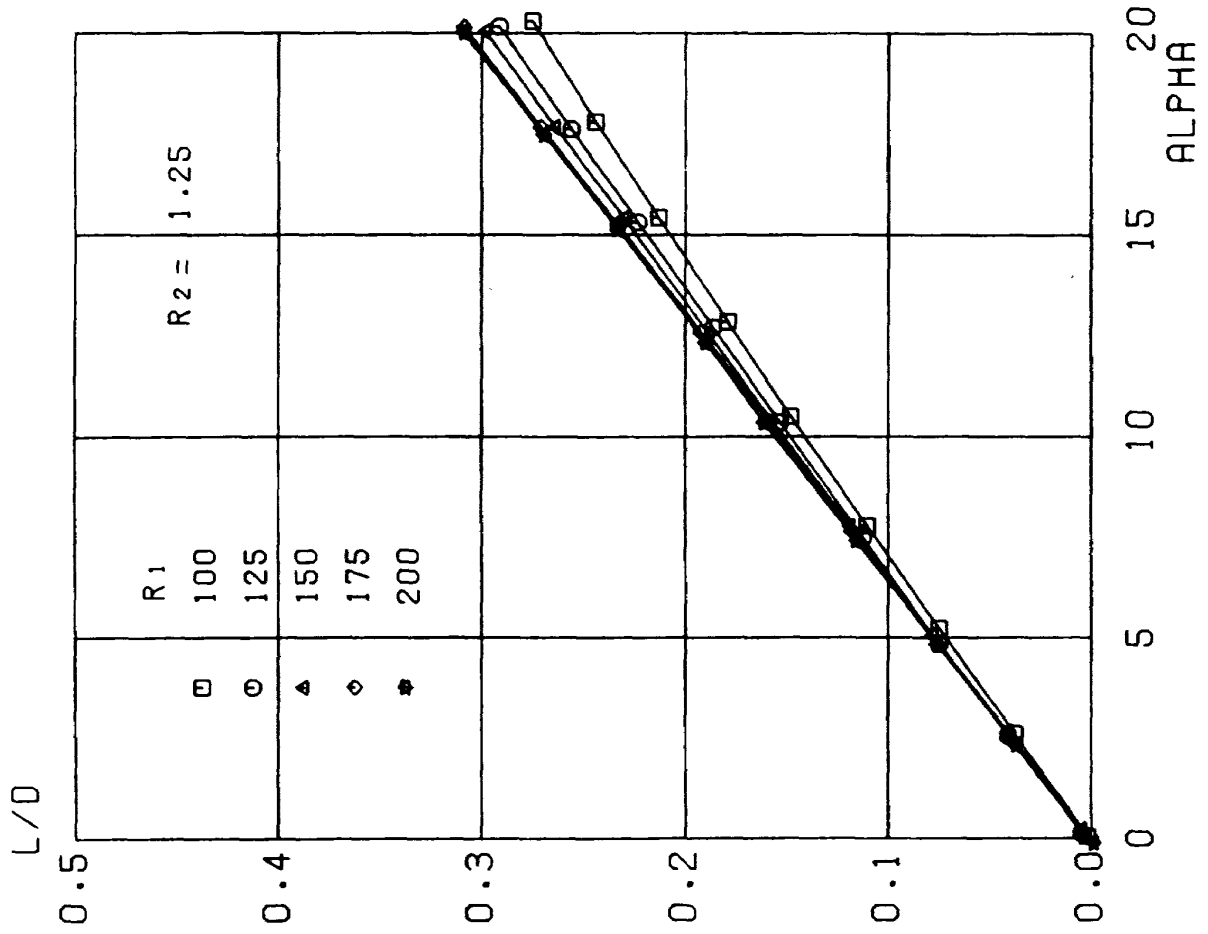
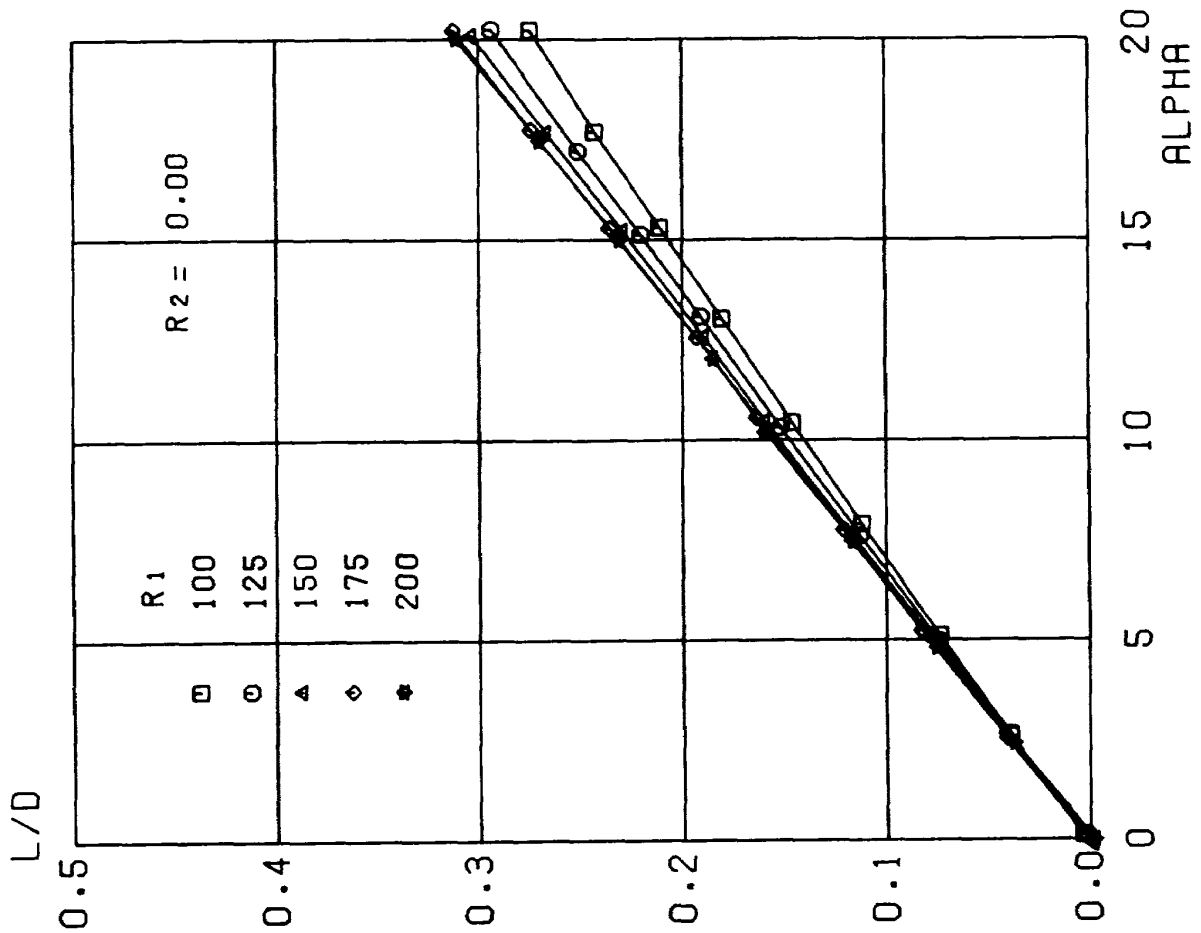


図10 続 (3)  $R_2 = 2.5$



(1)  $R_2 = 0.0$



(2)  $R_2 = 1.25$

図11 頭部曲率を変えたときの揚抗力比

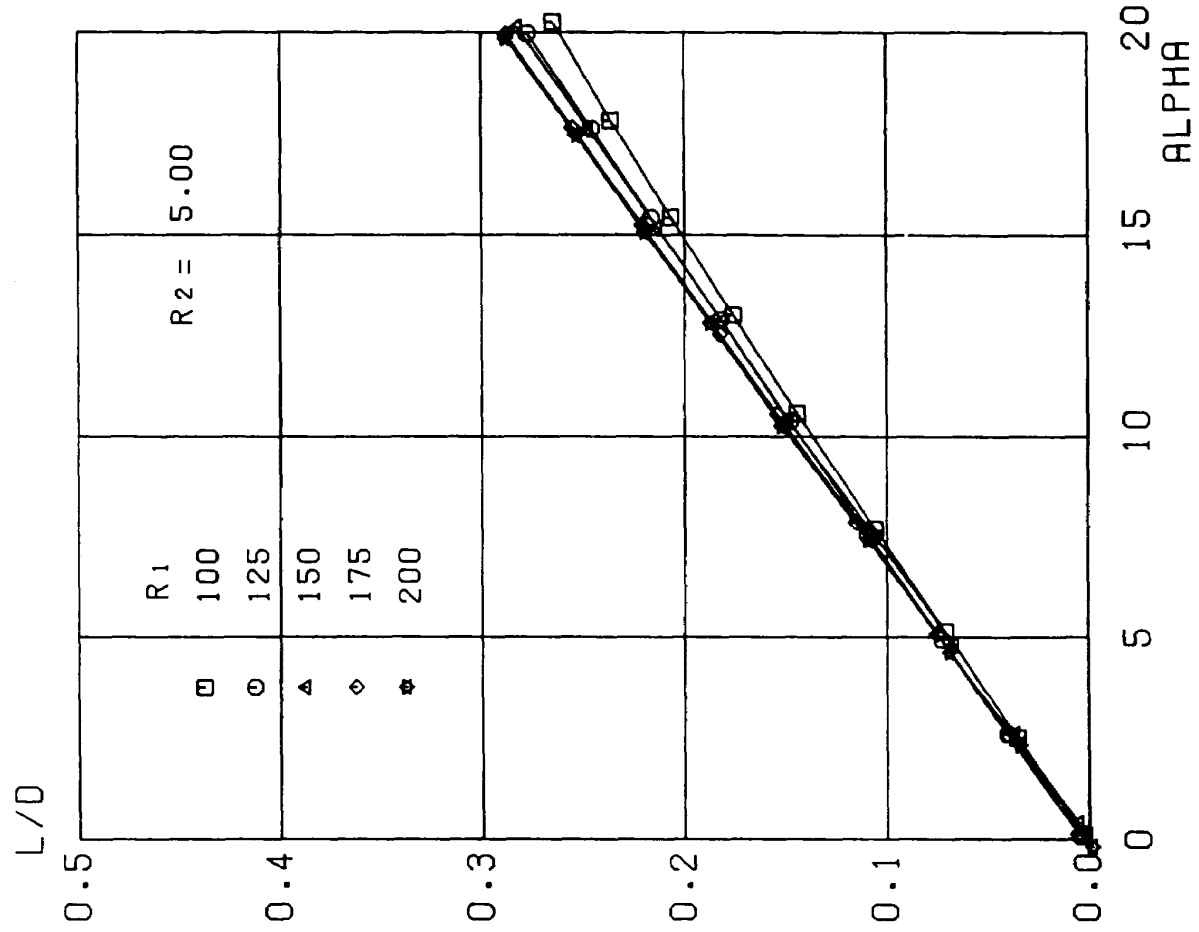


図 11 続 (4)  $R_2 = 5.0$

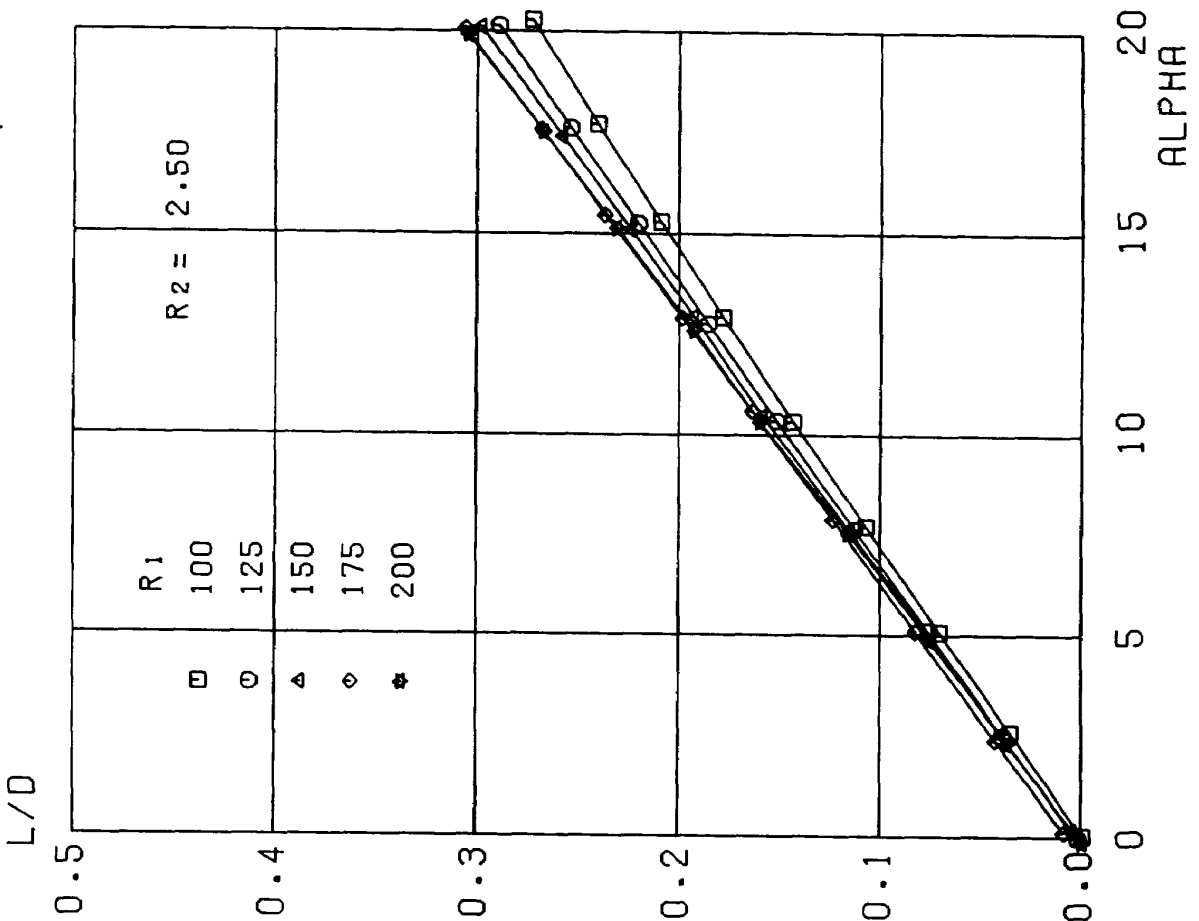
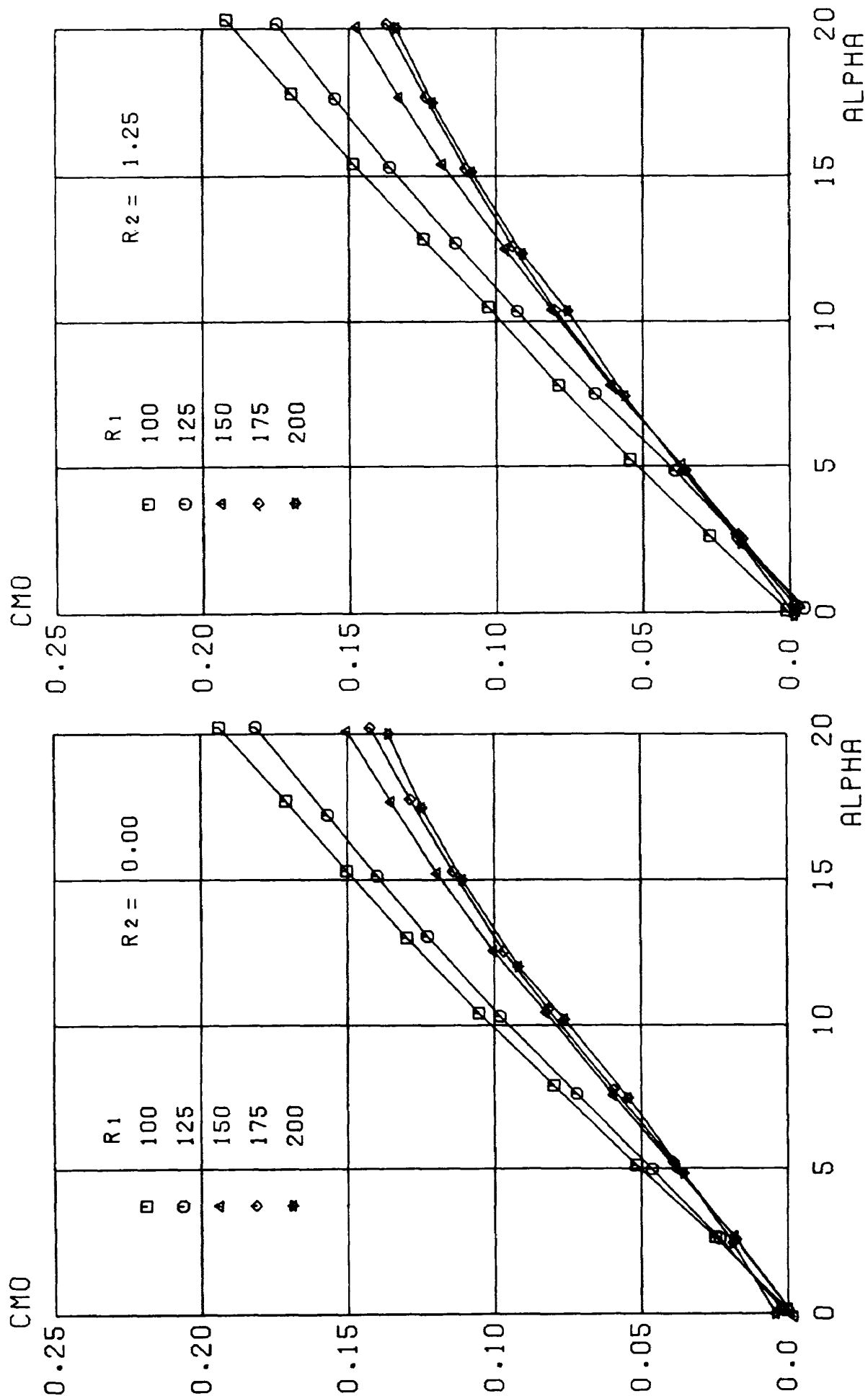


図 11 続 (3)  $R_2 = 2.5$



(2)  $R_2 = 1.25$

(1)  $R_2 = 0.0$

図12 頭部曲率を変えたときの縦揺れモーメント係数

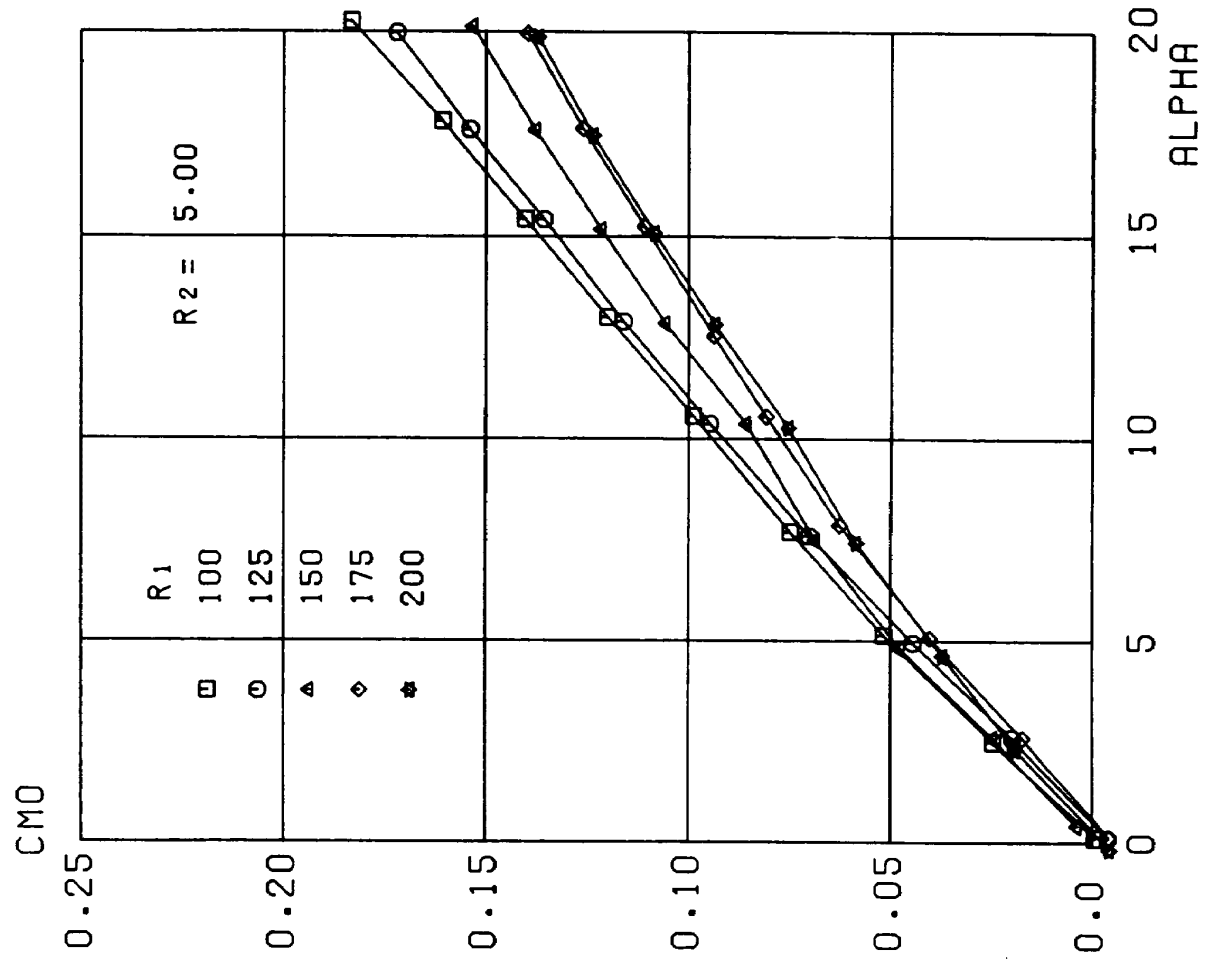


図 12 (4)  $R_2 = 5.0$

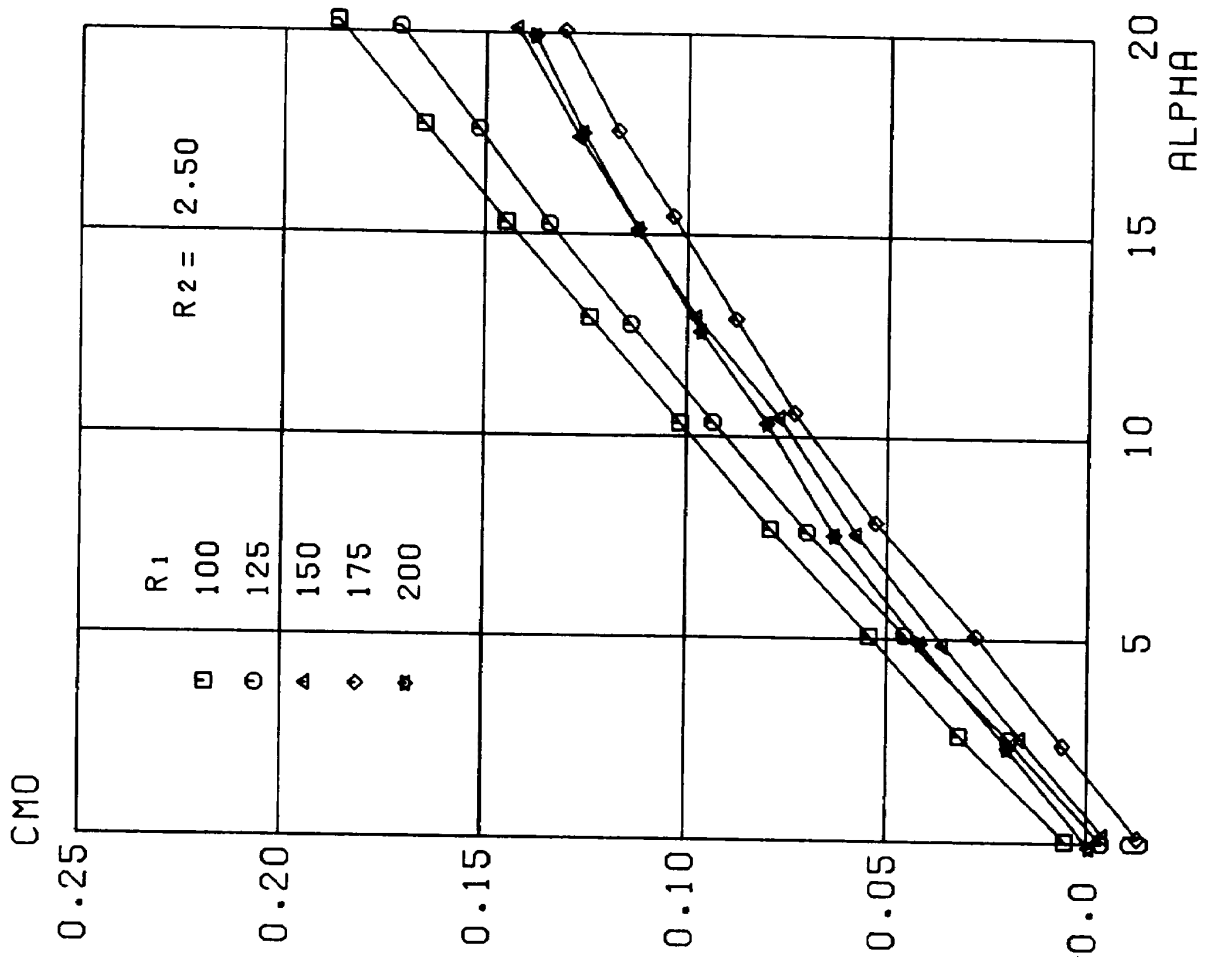


図 12 (3)  $R_2 = 2.5$

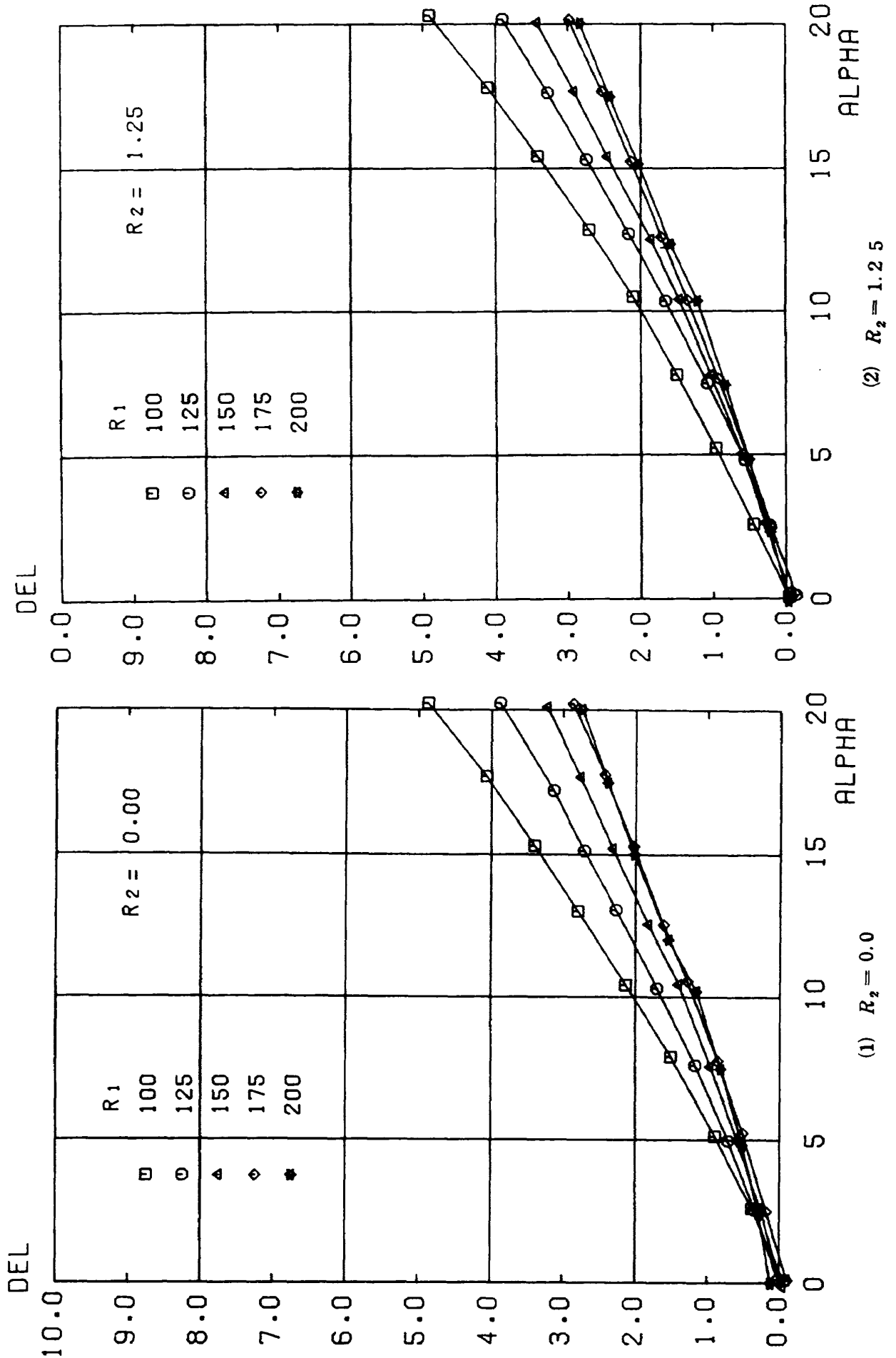


図13 頭部曲率を変えたときのトリム角



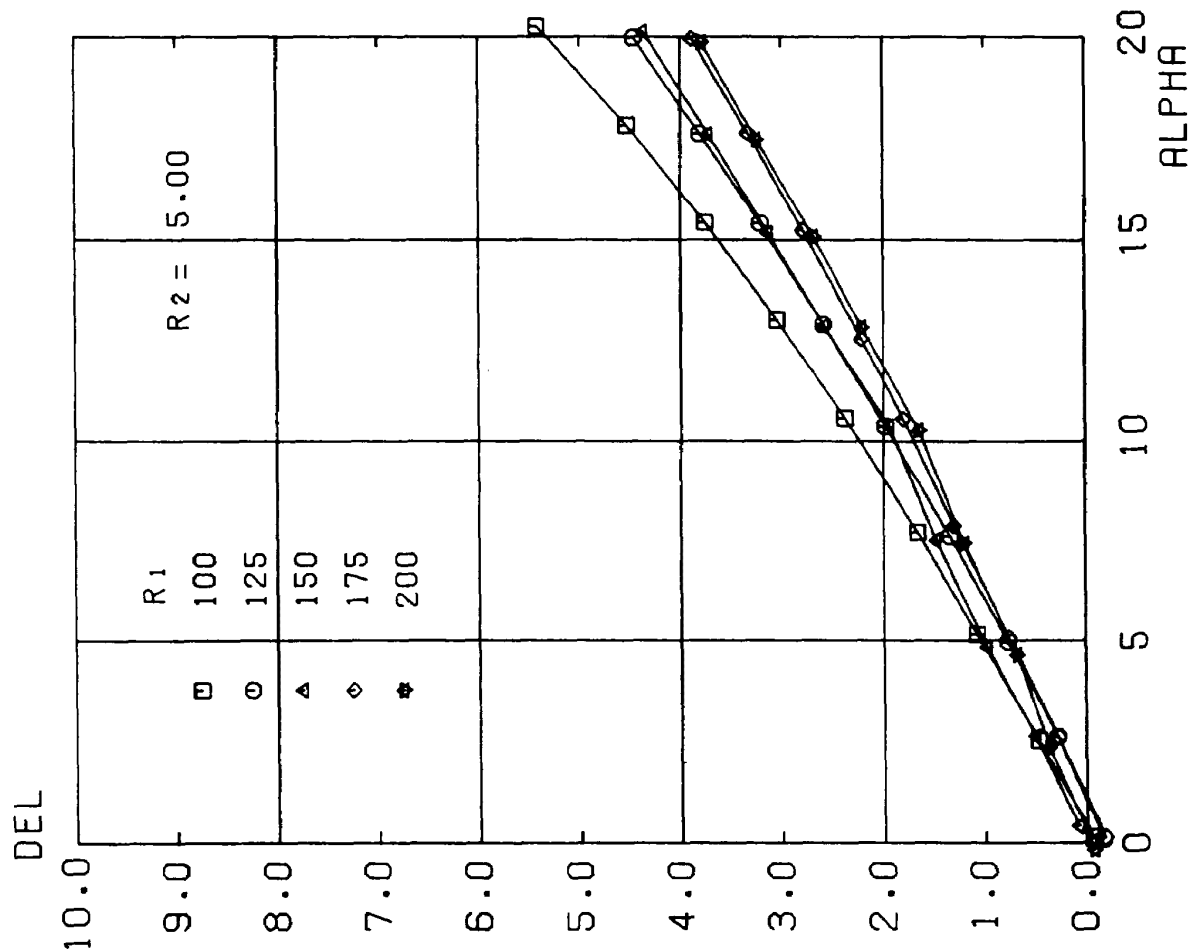


図13 続 (4)  $R_2 = 5.0$

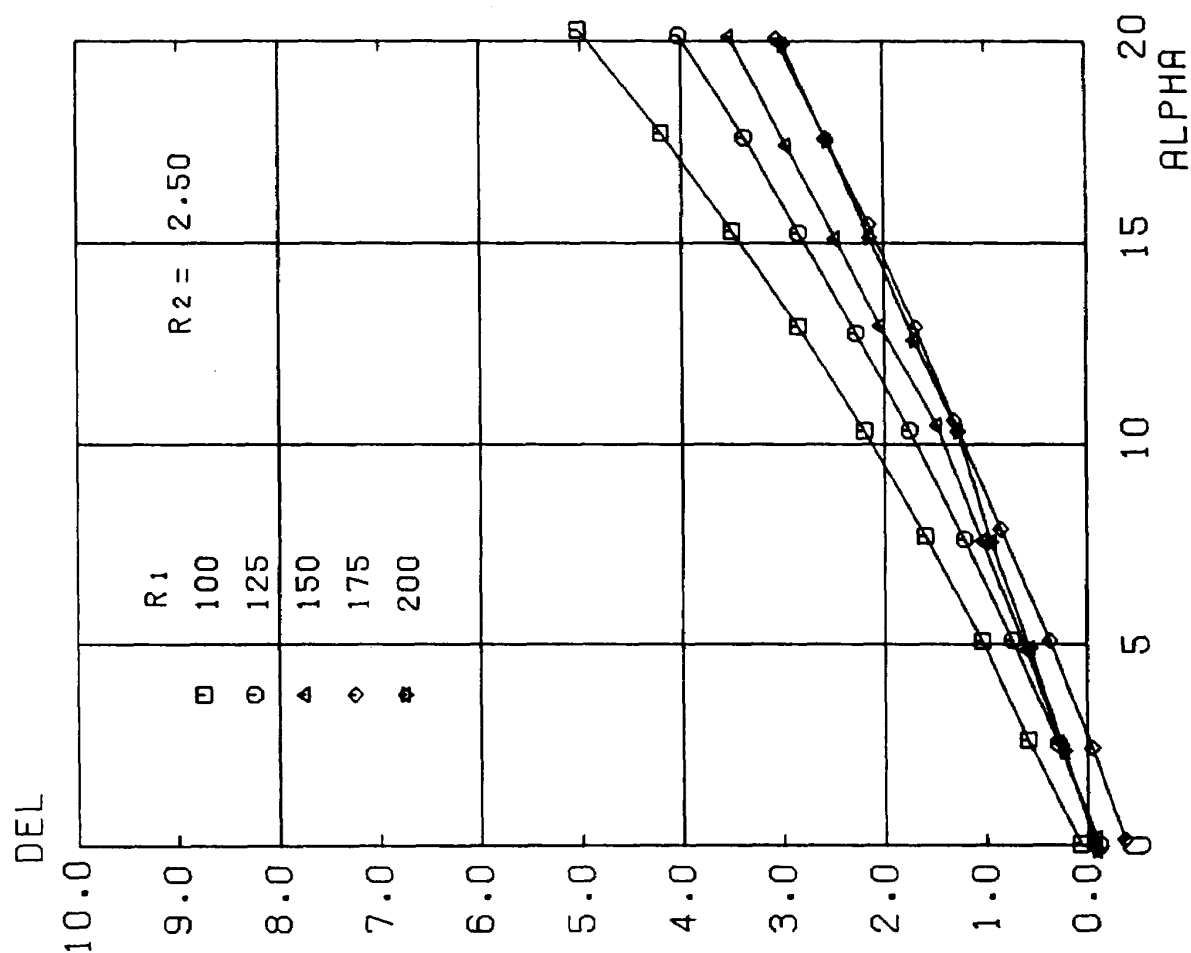


図13 続 (3)  $R_2 = 2.50$

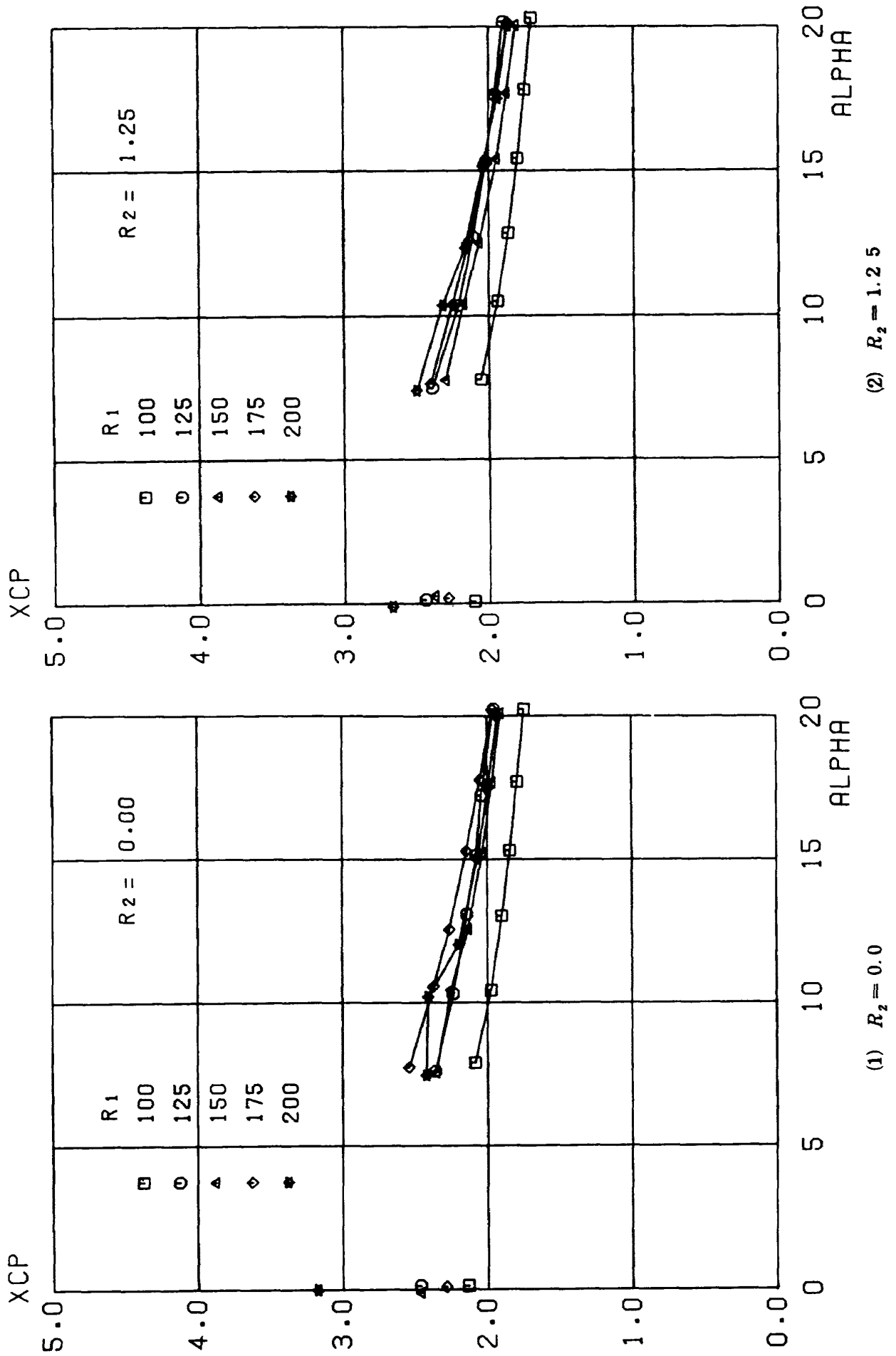


図14 頭部曲率を変えたときの圧力中心位置

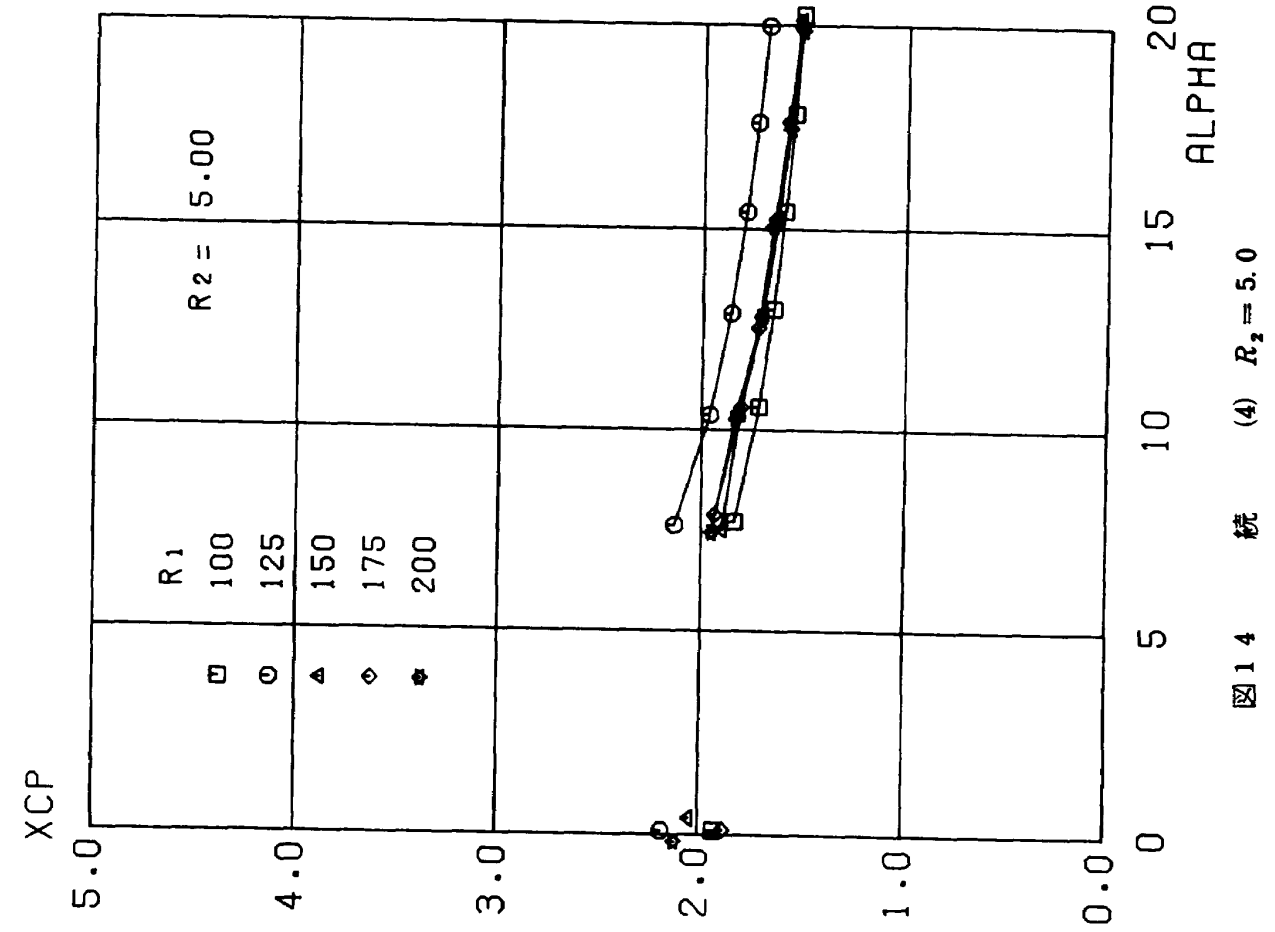


図14 統 (4)  $R_2 = 5.0$

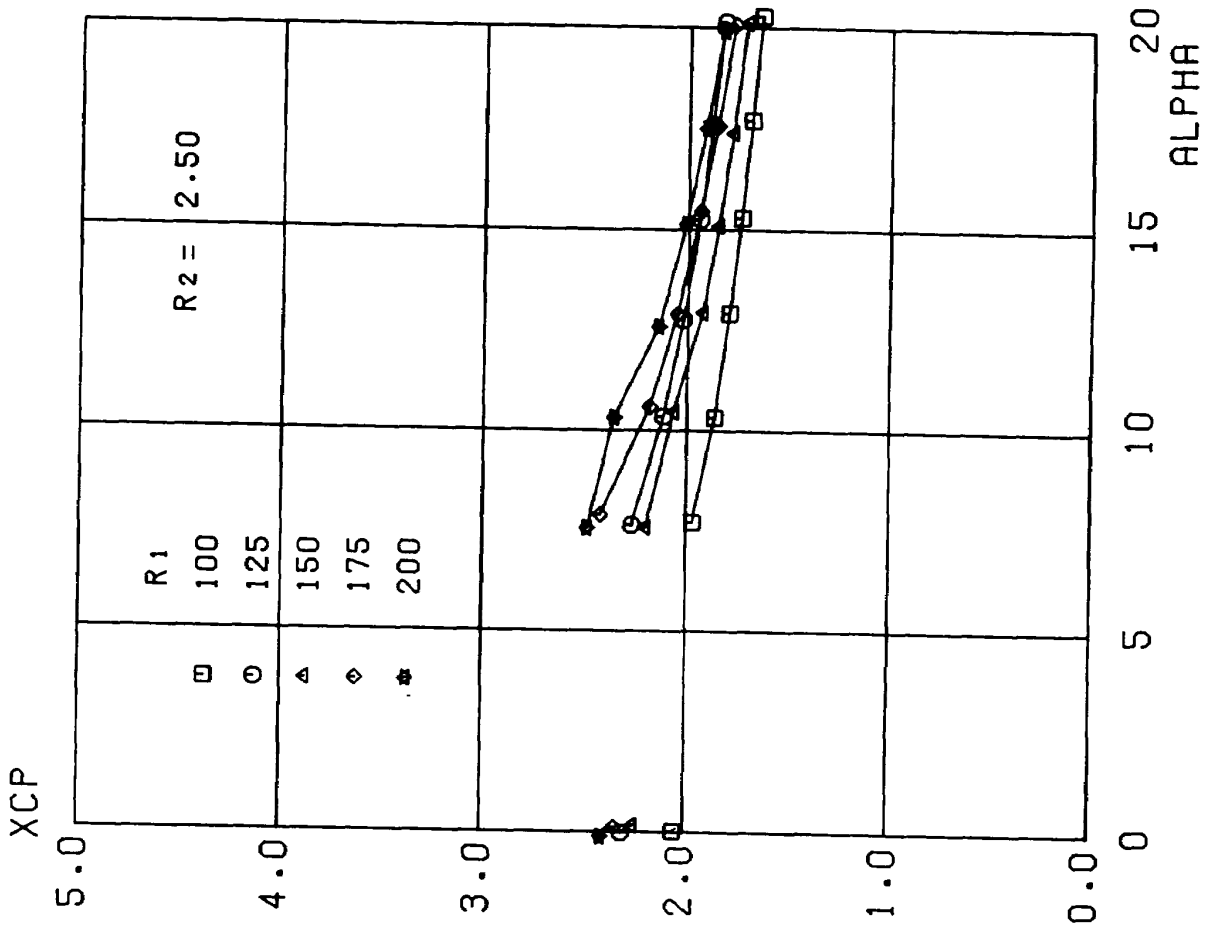


図14 統 (3)  $R_2 = 2.5$

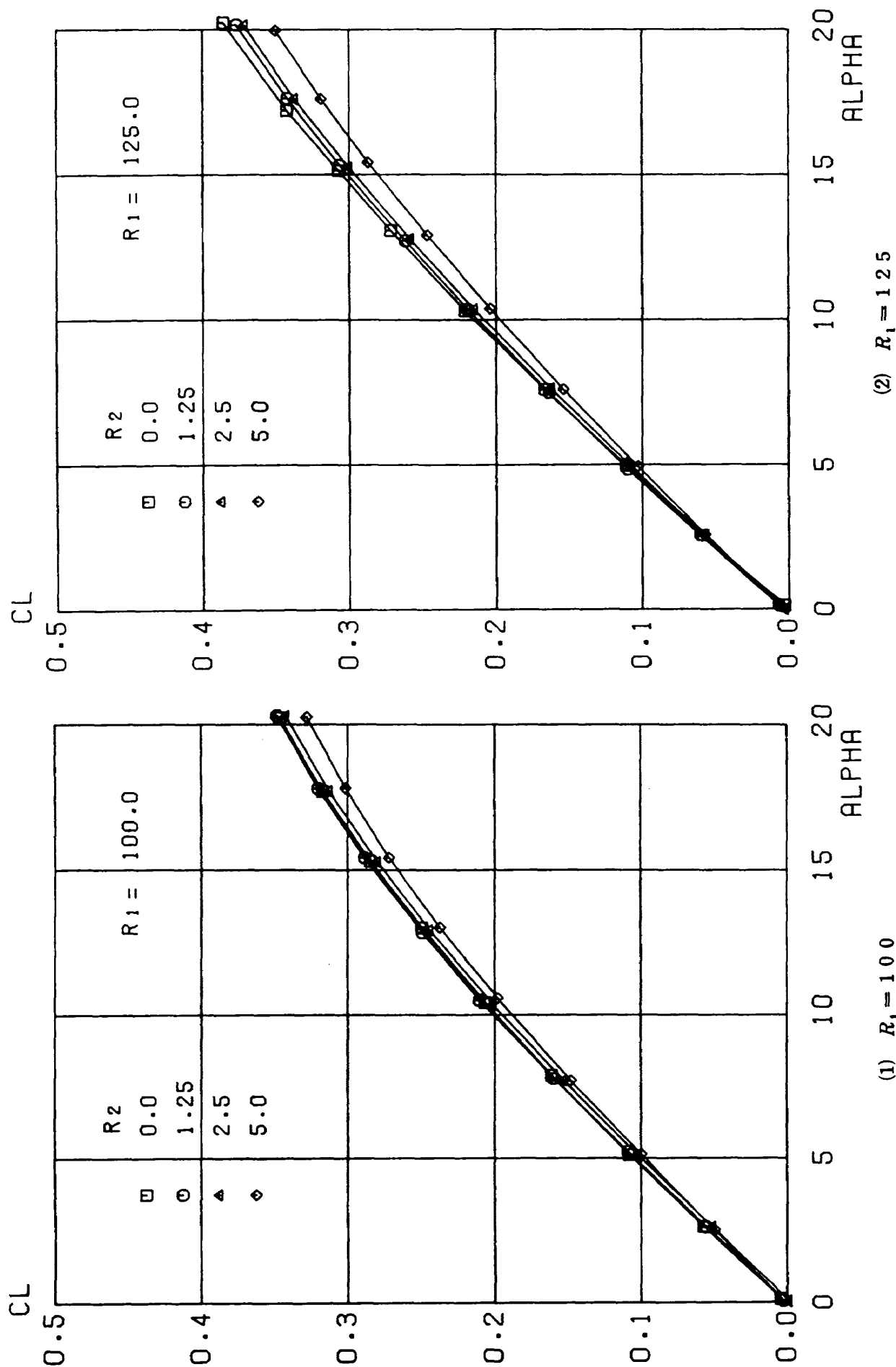


図15 層の曲率を変えたときの揚力係数

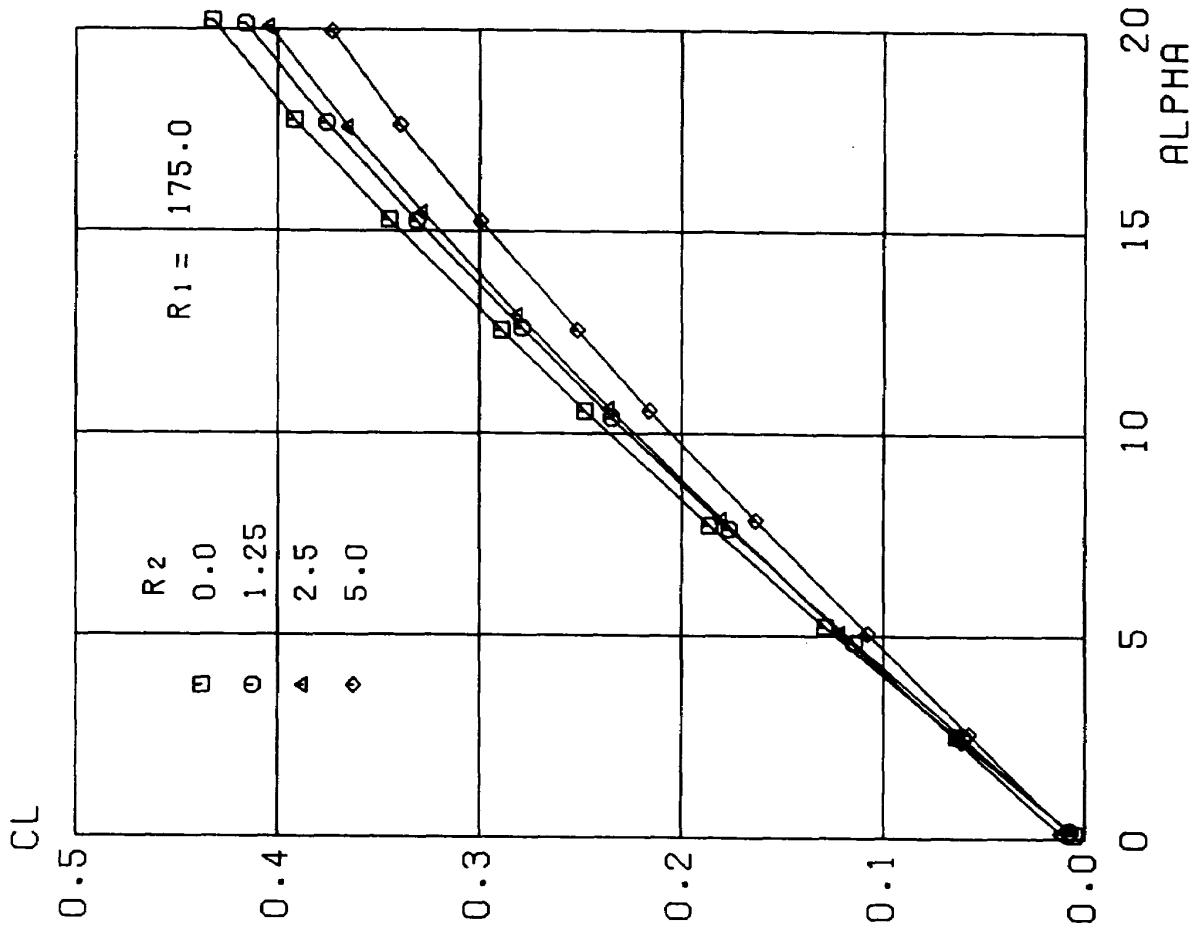


図15 続 (4)  $R_1 = 175$

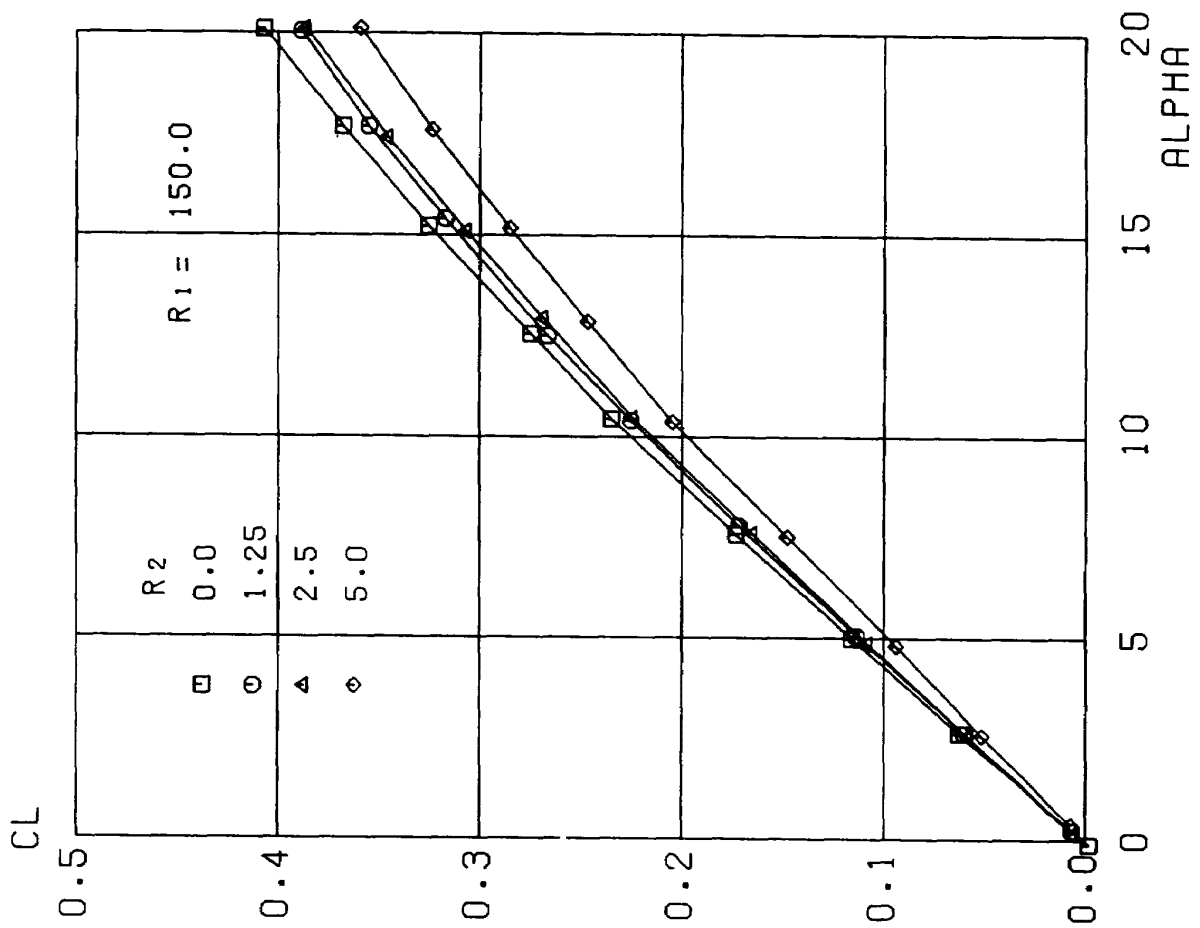
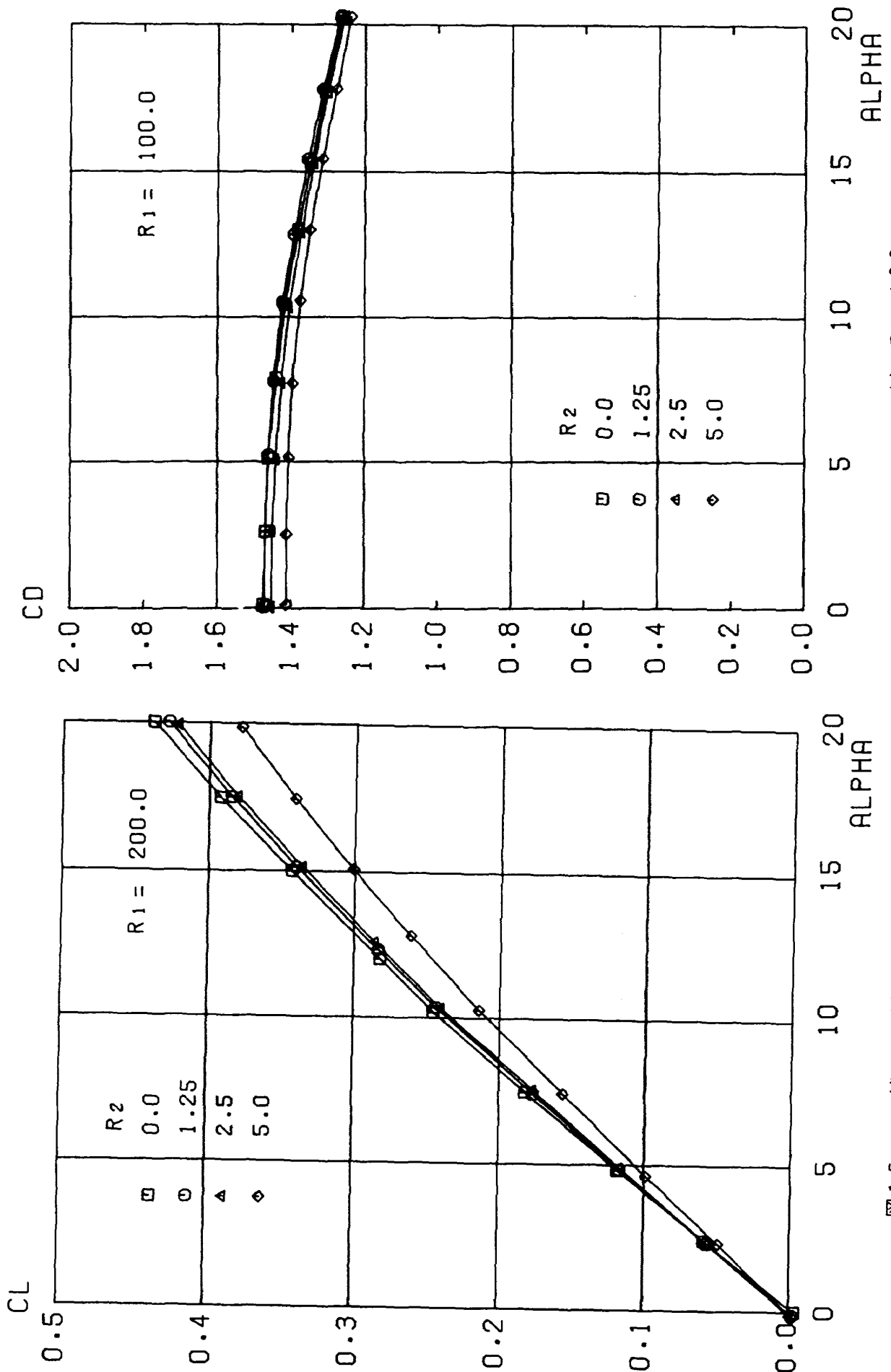


図15 続 (3)  $R_1 = 150$



(1)  $R_1 = 100$

図16 肩の曲率を変えたときの抗力係数

(5)  $R_1 = 200$

図15 続

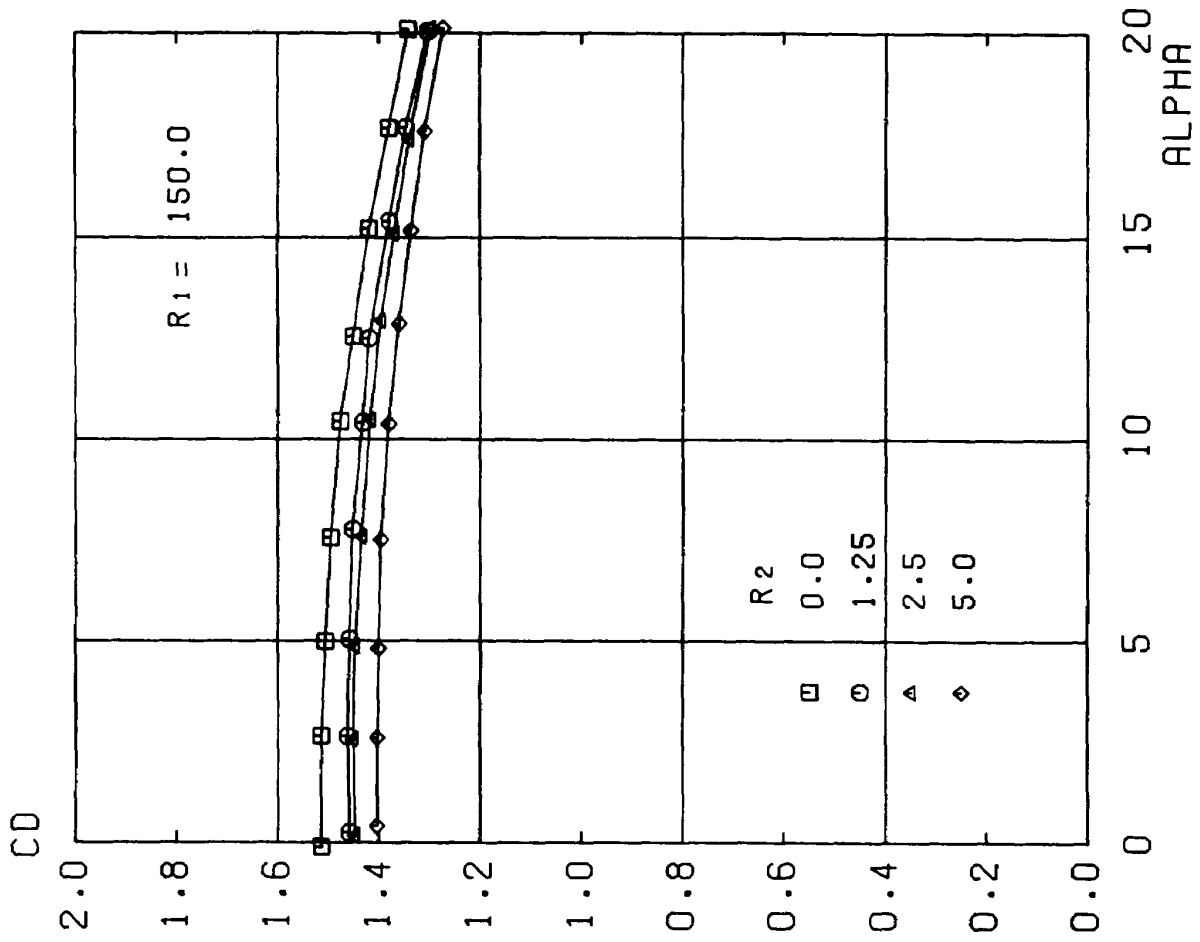


図16 続 (3)  $R_1 = 150$

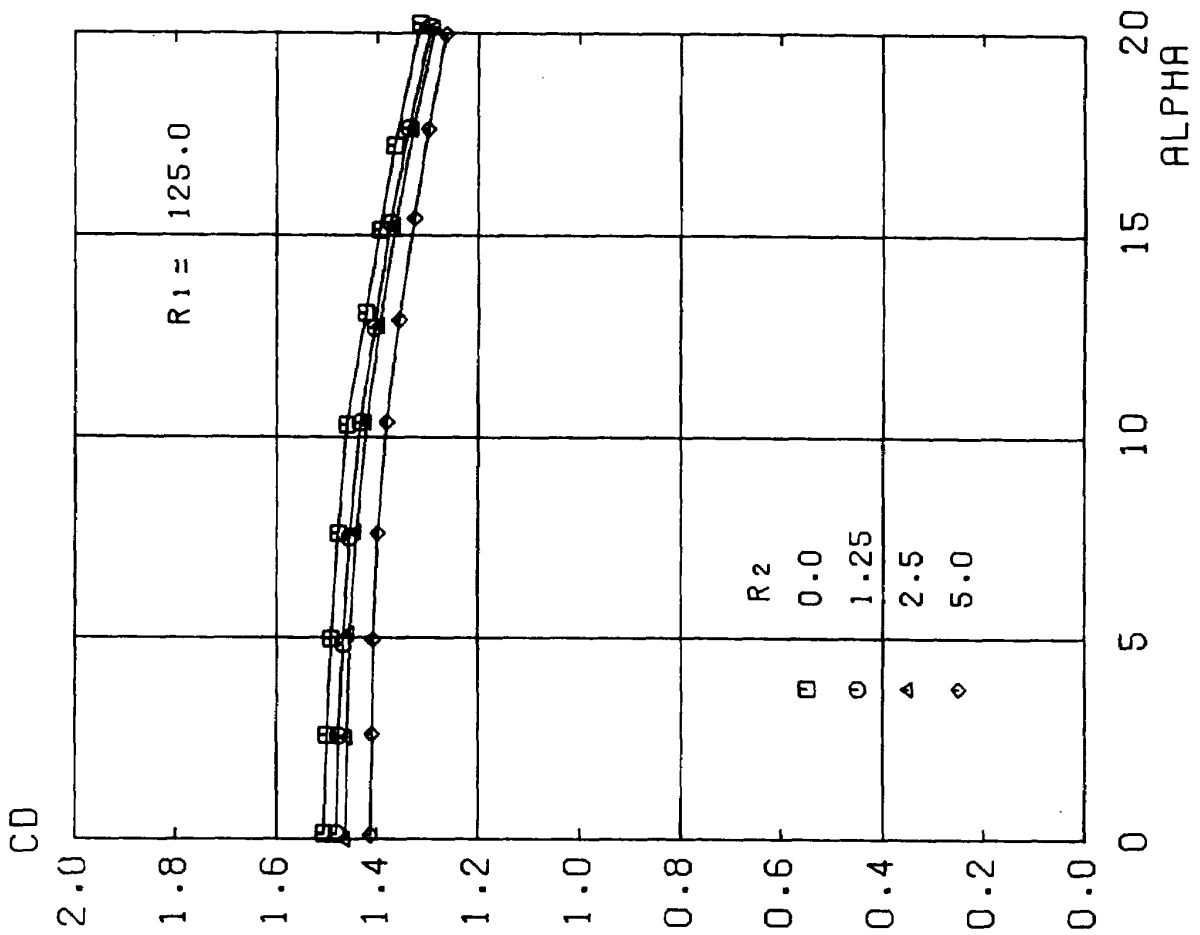


図16 続 (2)  $R_1 = 125$

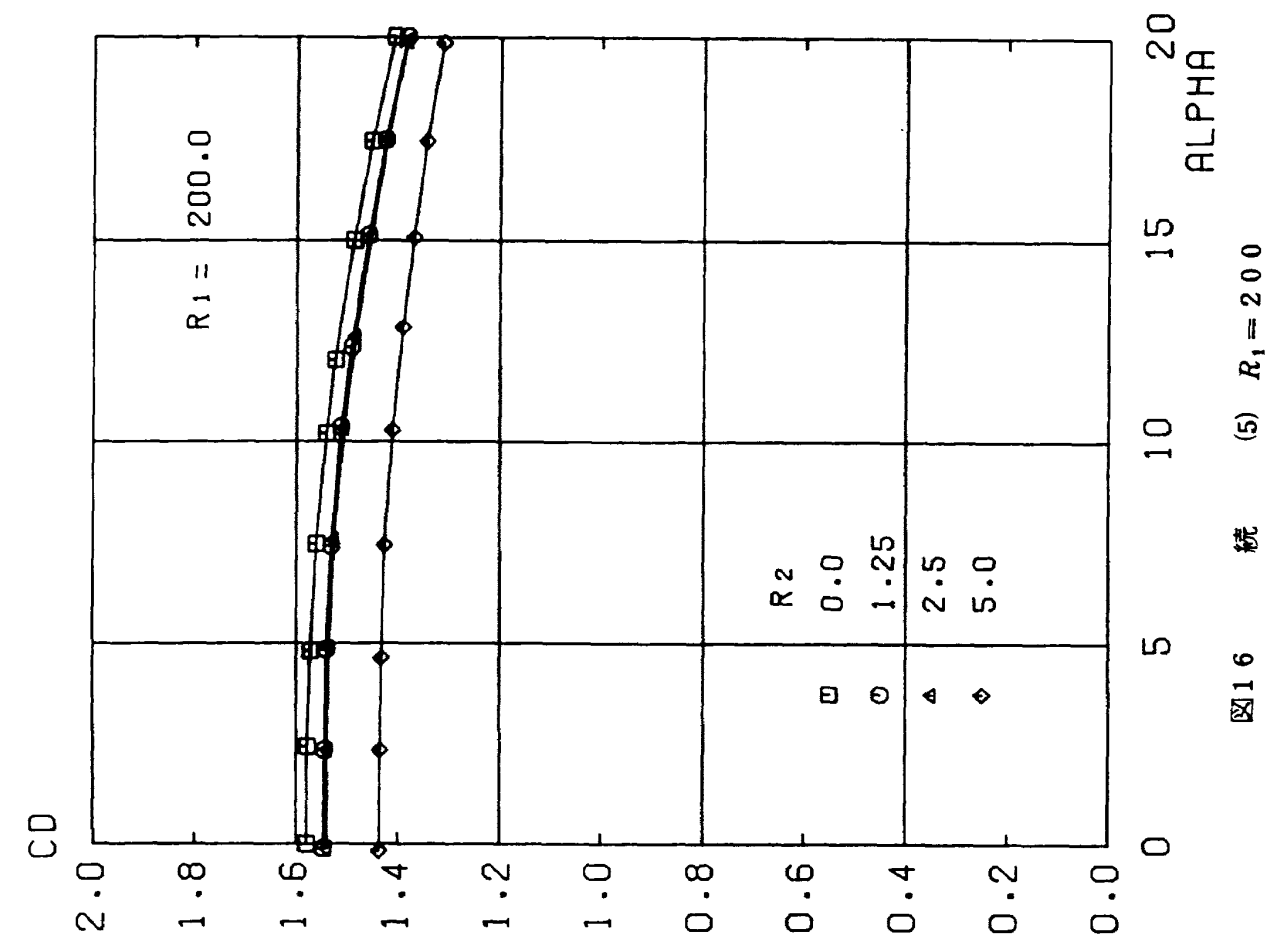


図16 続 (5)  $R_1 = 200$

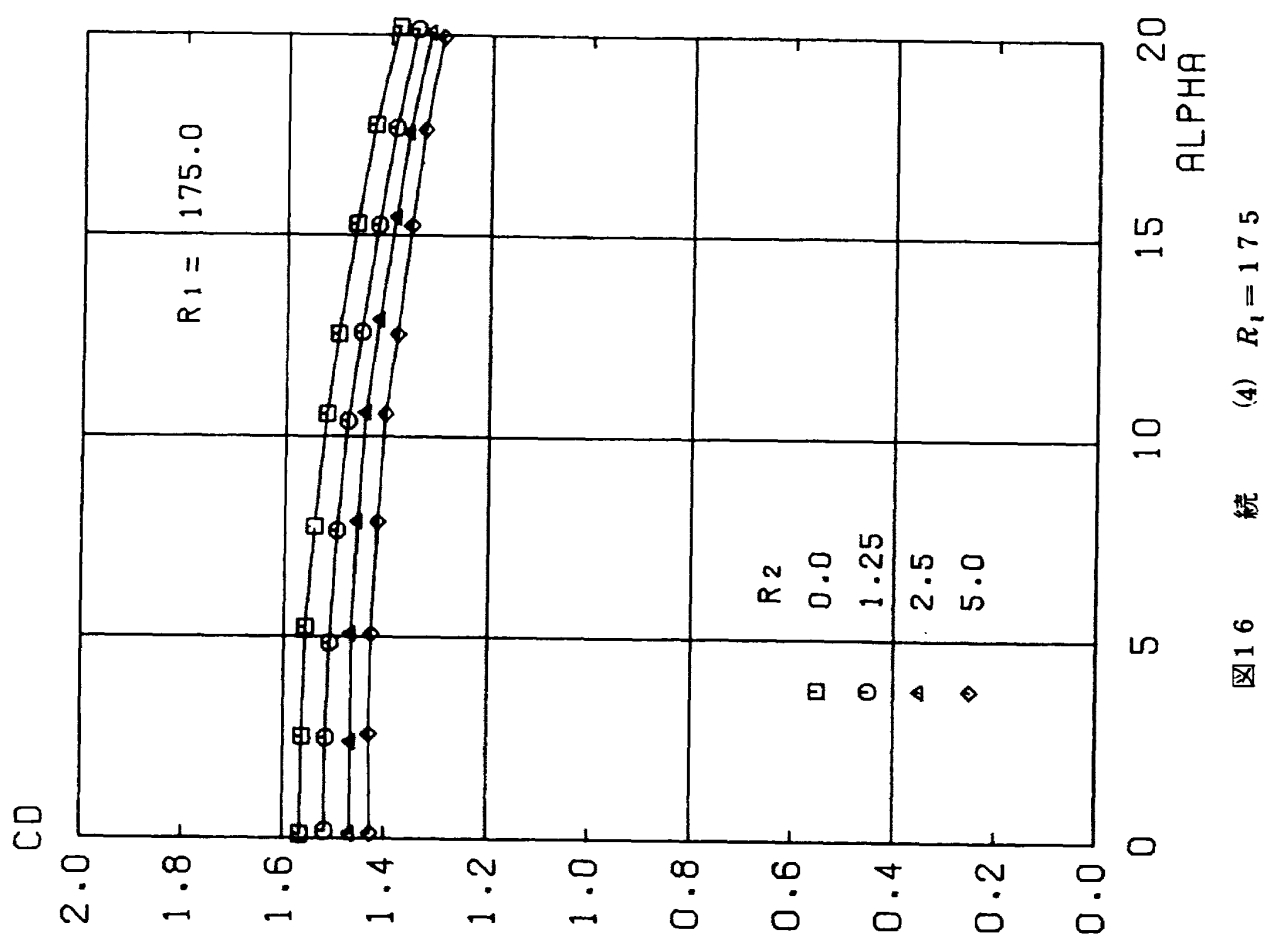


図16 続 (4)  $R_1 = 175$



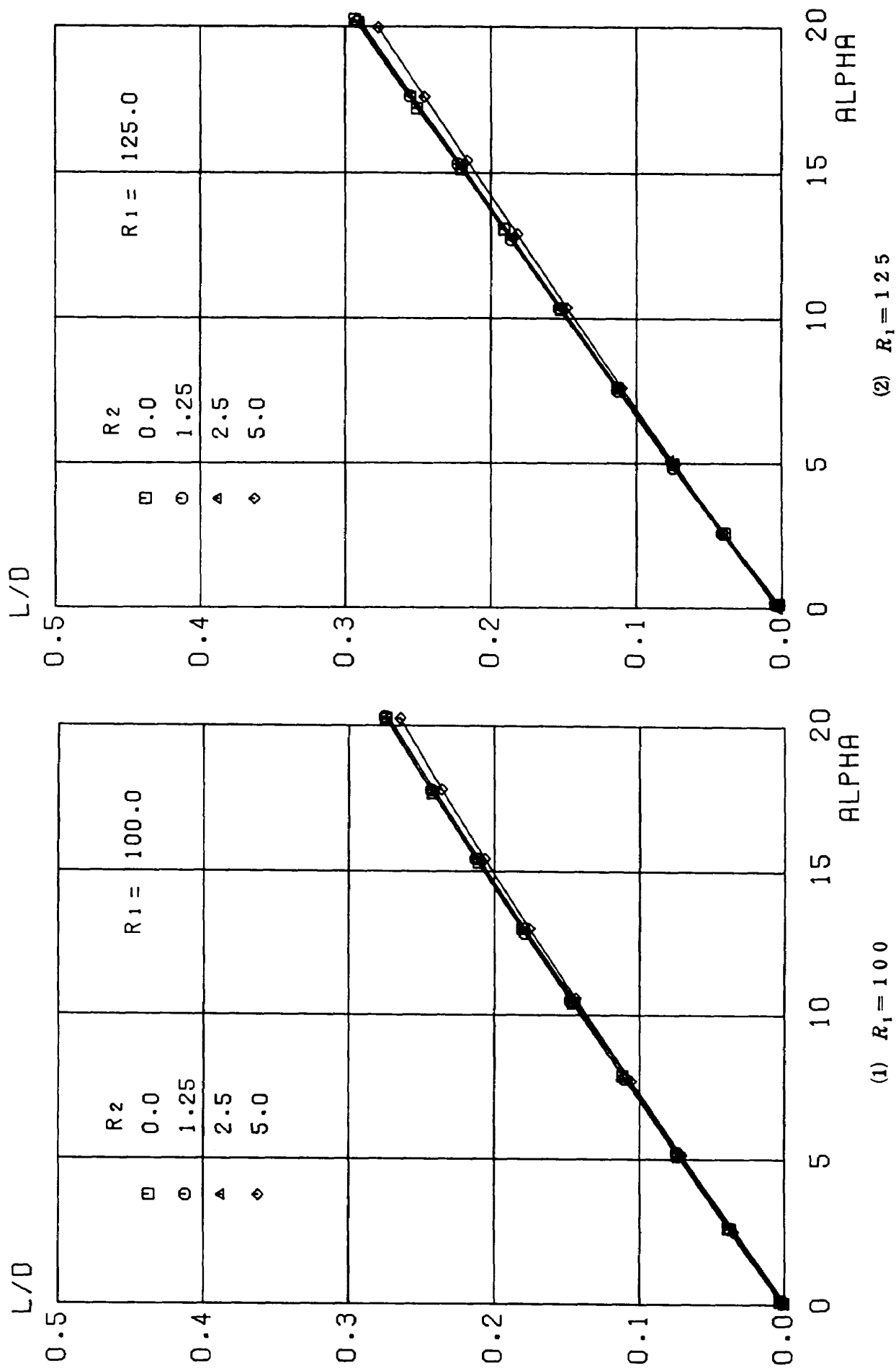


図17 層の曲率を変えたときの揚抗力比

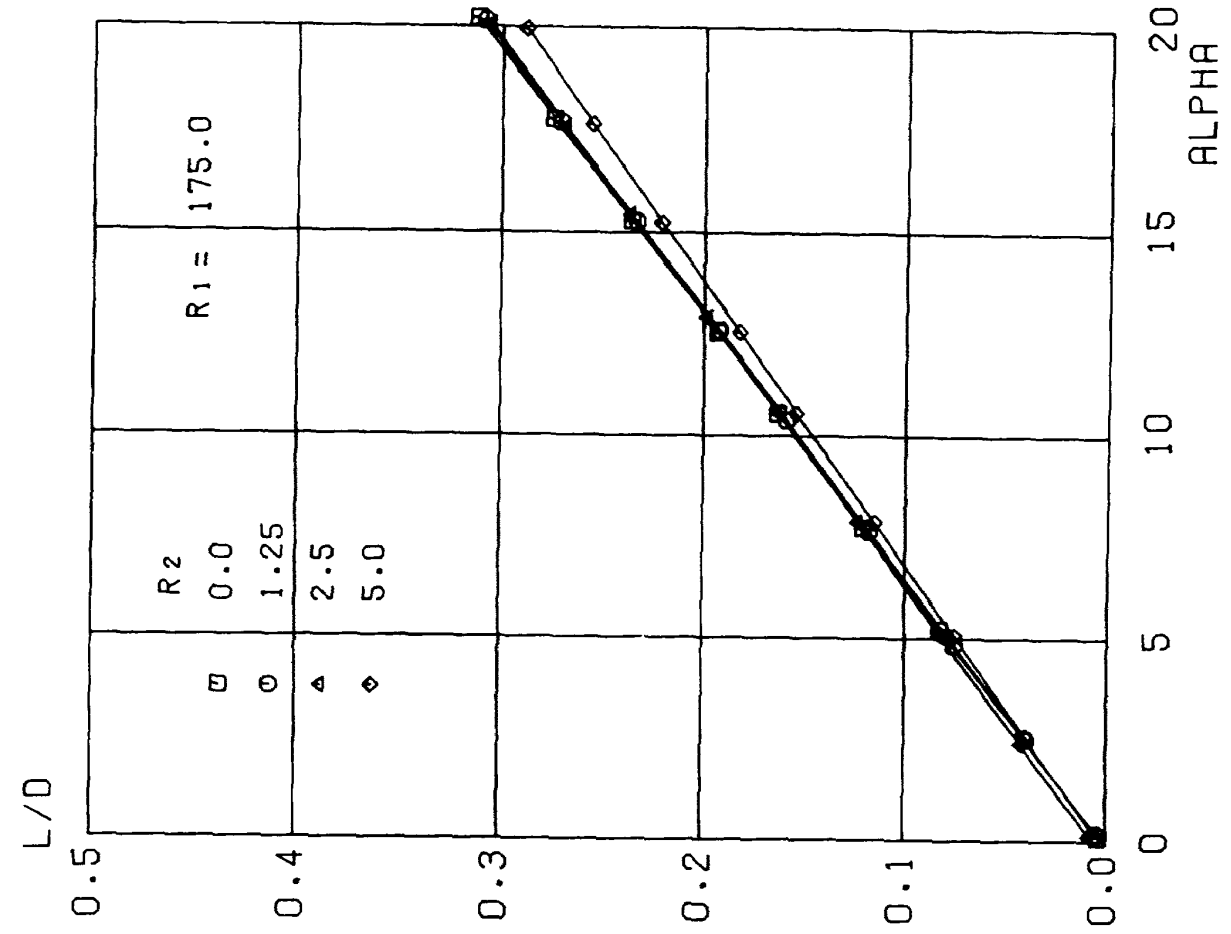


図17 続 (4)  $R_1 = 175$

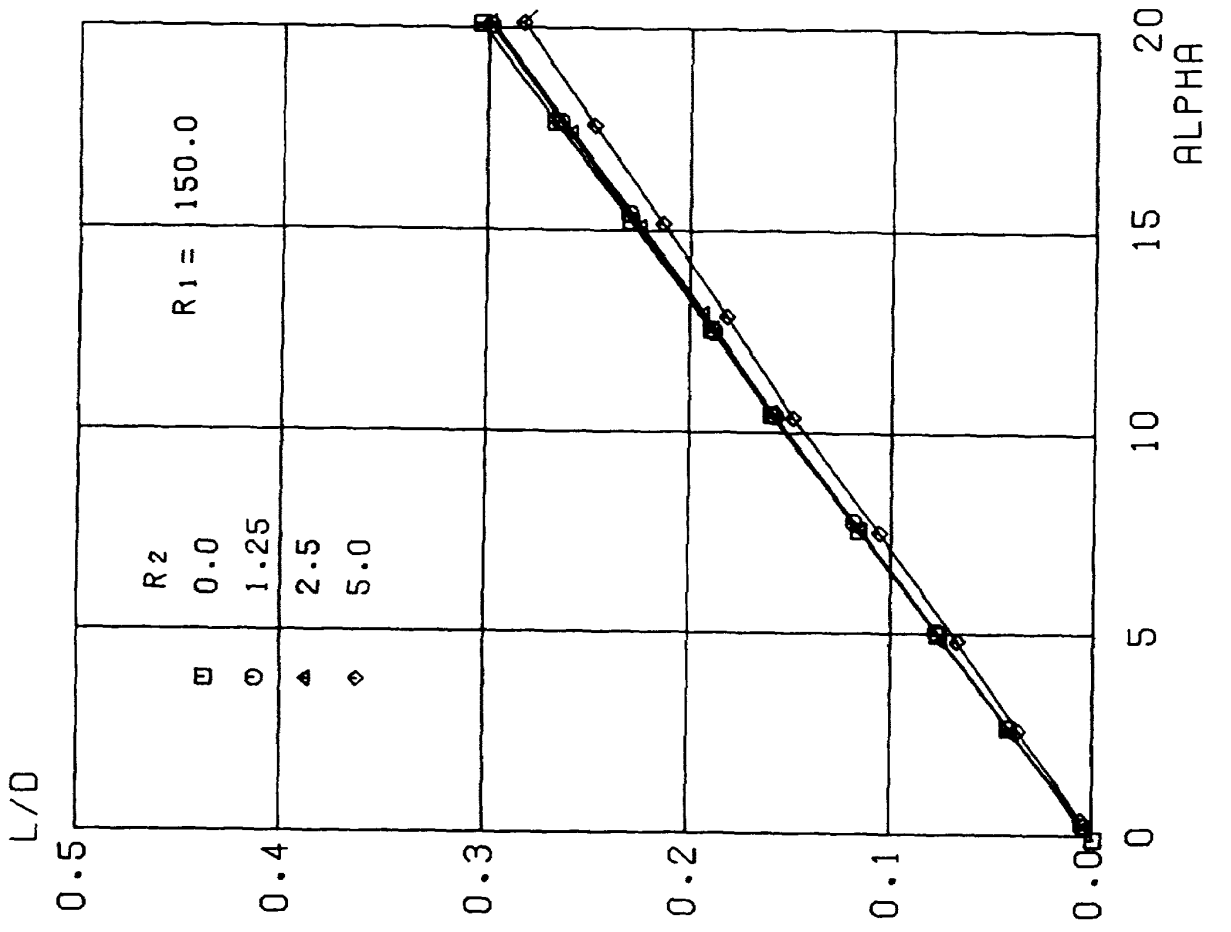


図17 続 (3)  $R_1 = 150$

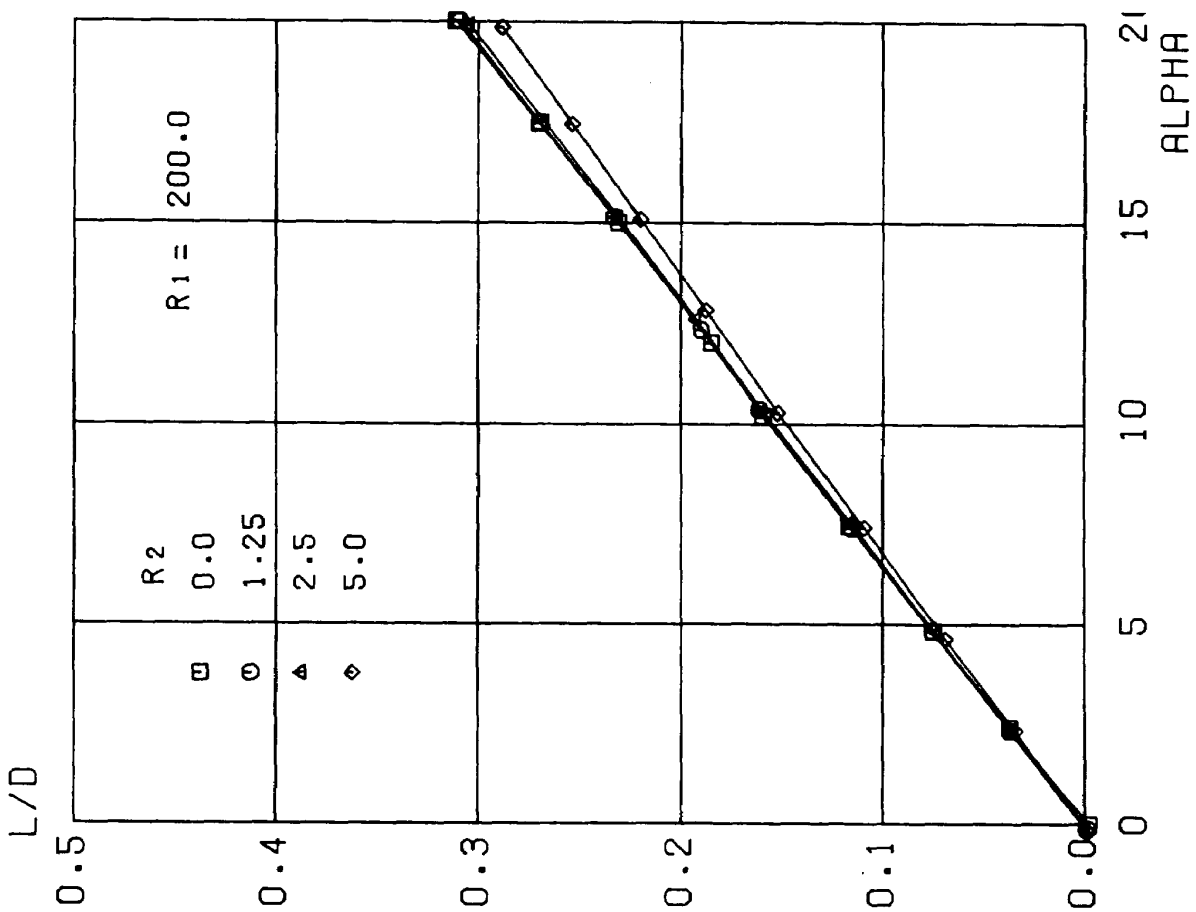


図17 続 (5)  $R_1 = 200$

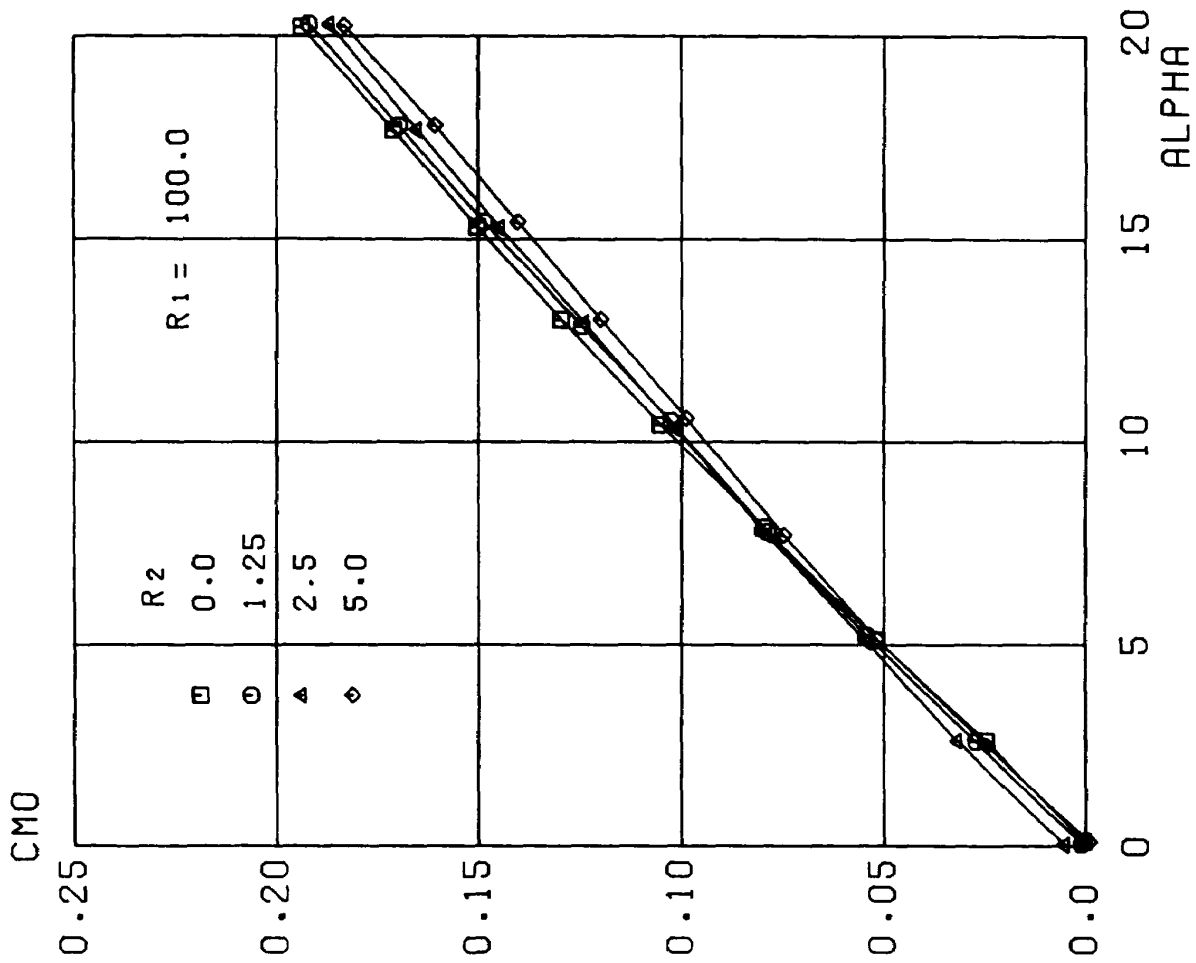


図18 層の曲率を変えたときの縦揺れモーメント係数 (1)  $R_1 = 100$

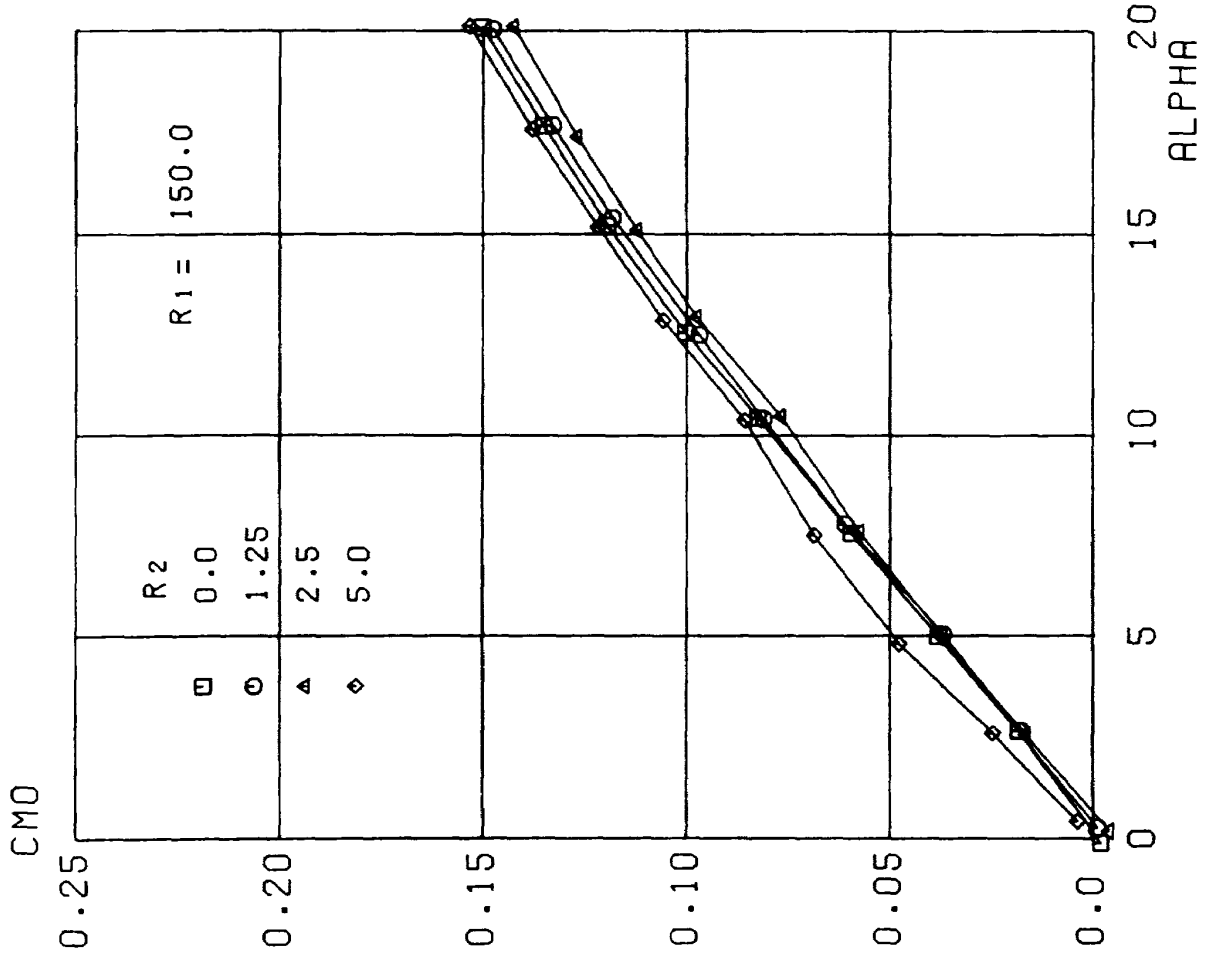


図18 続 (3)  $R_1 = 150$

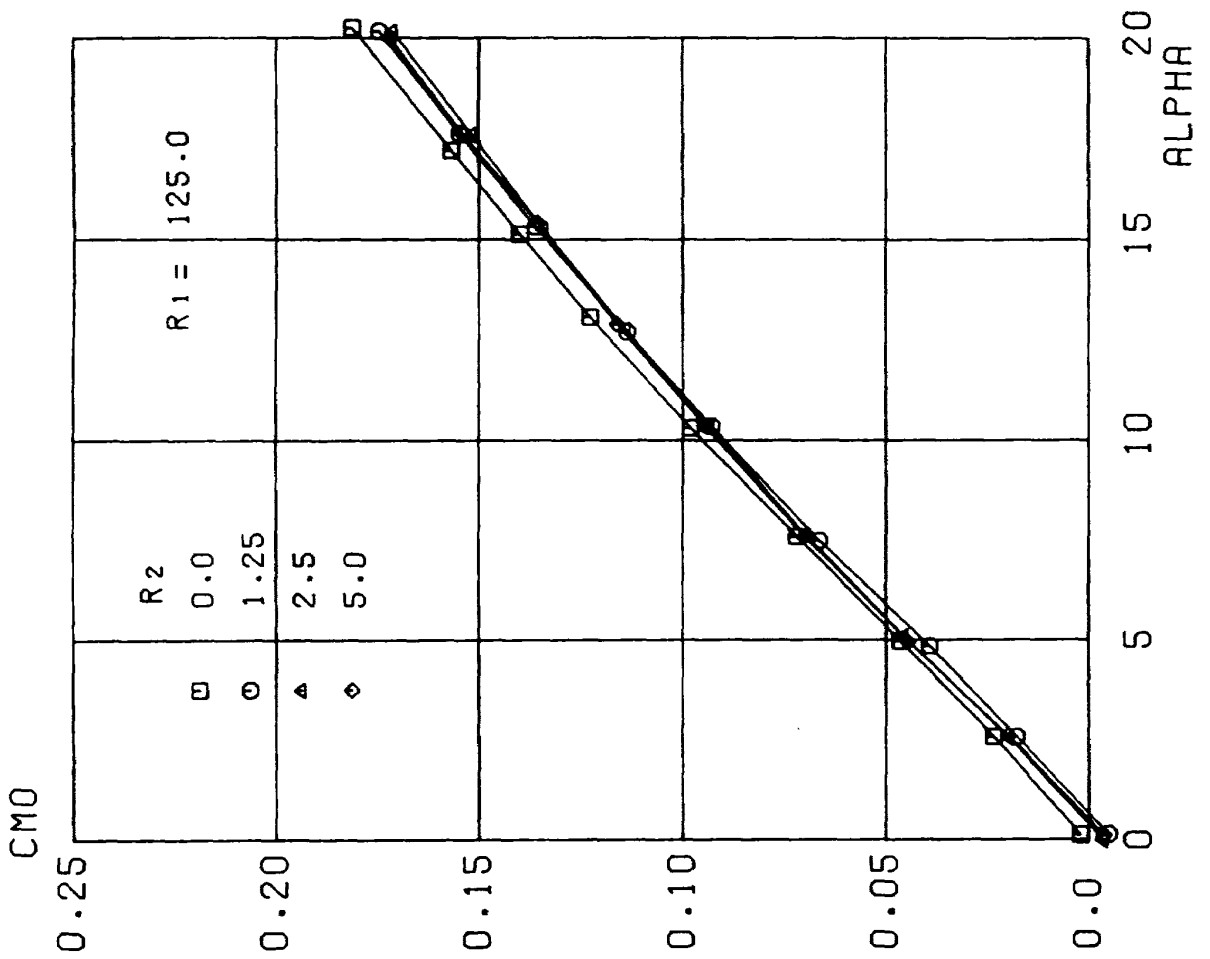


図18 続 (2)  $R_1 = 125$

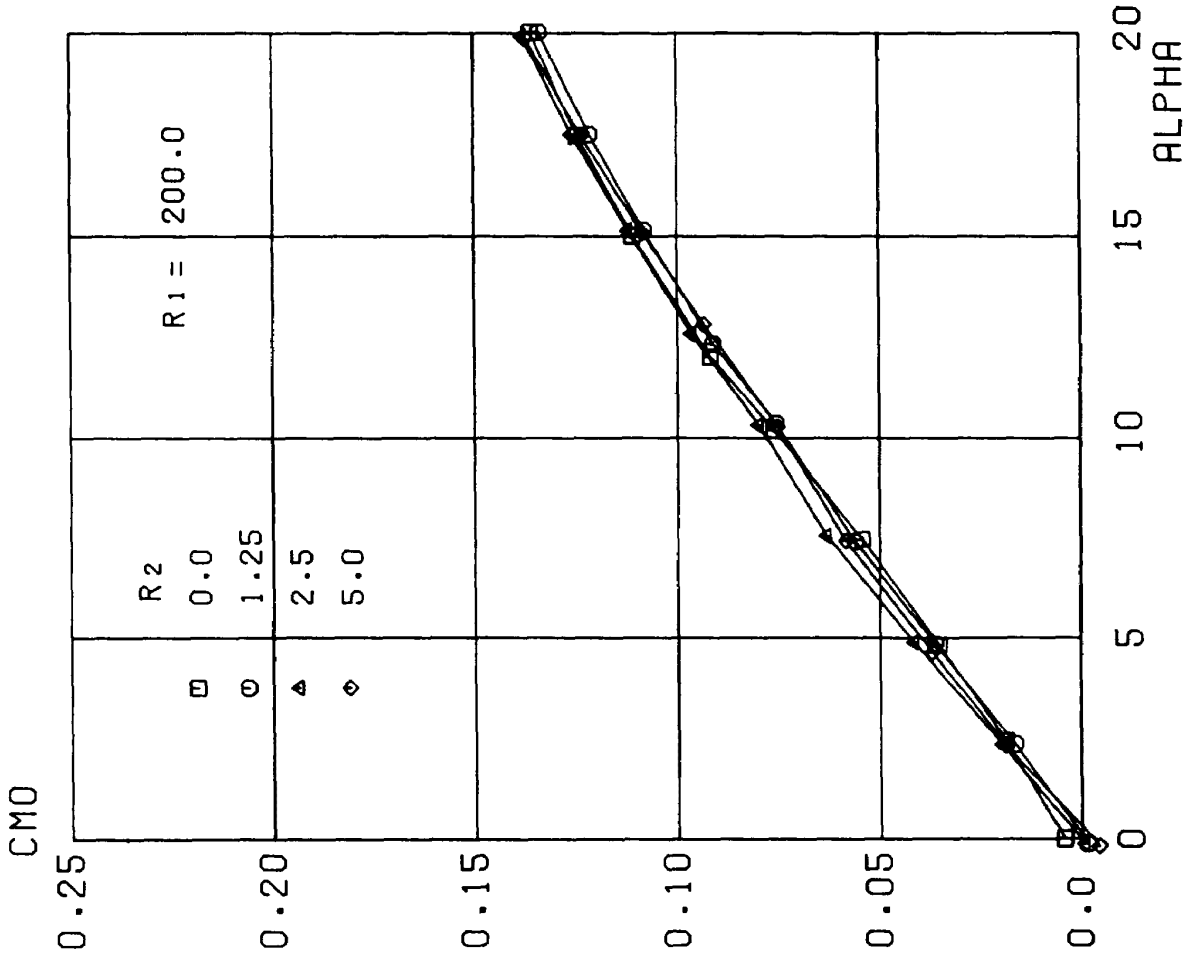


図18 統 (5)  $R_1 = 200$

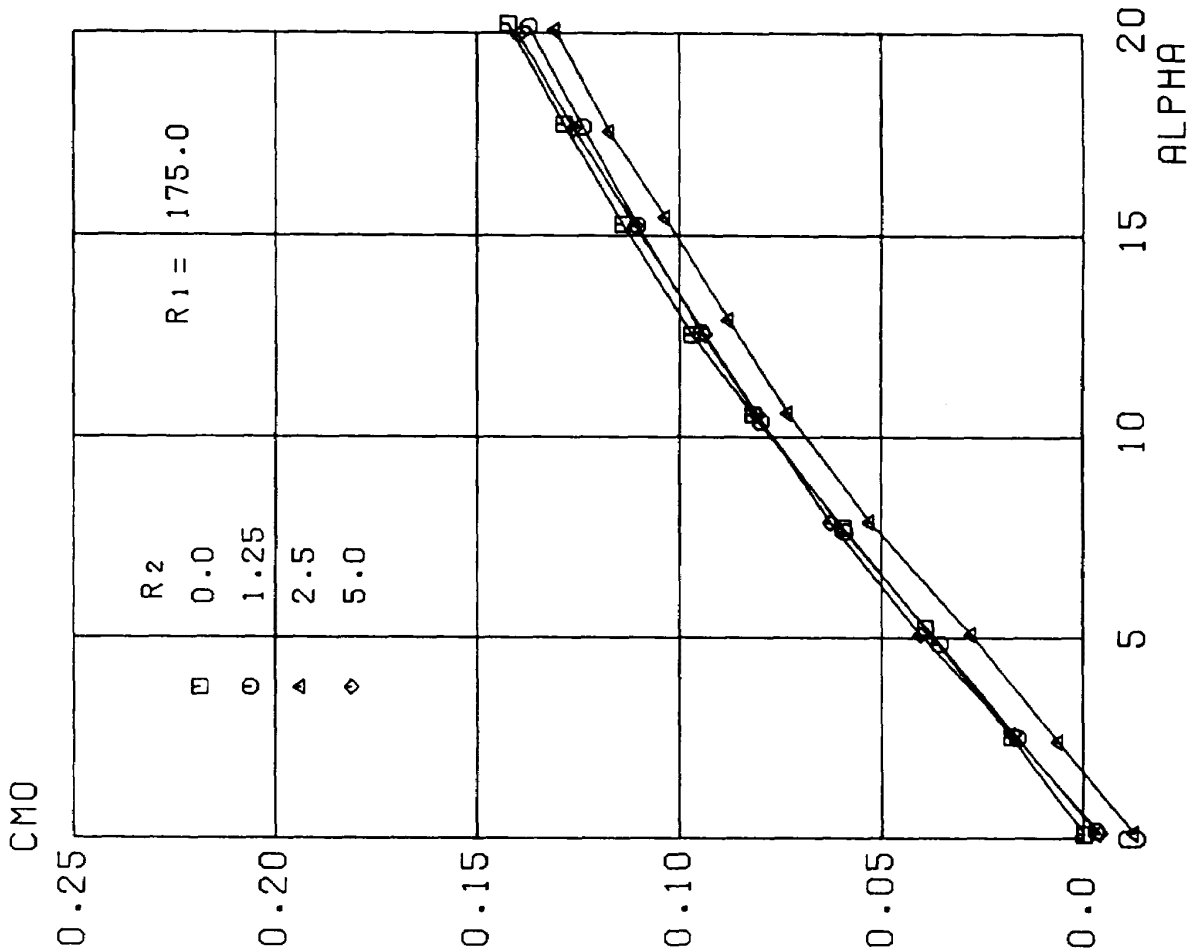
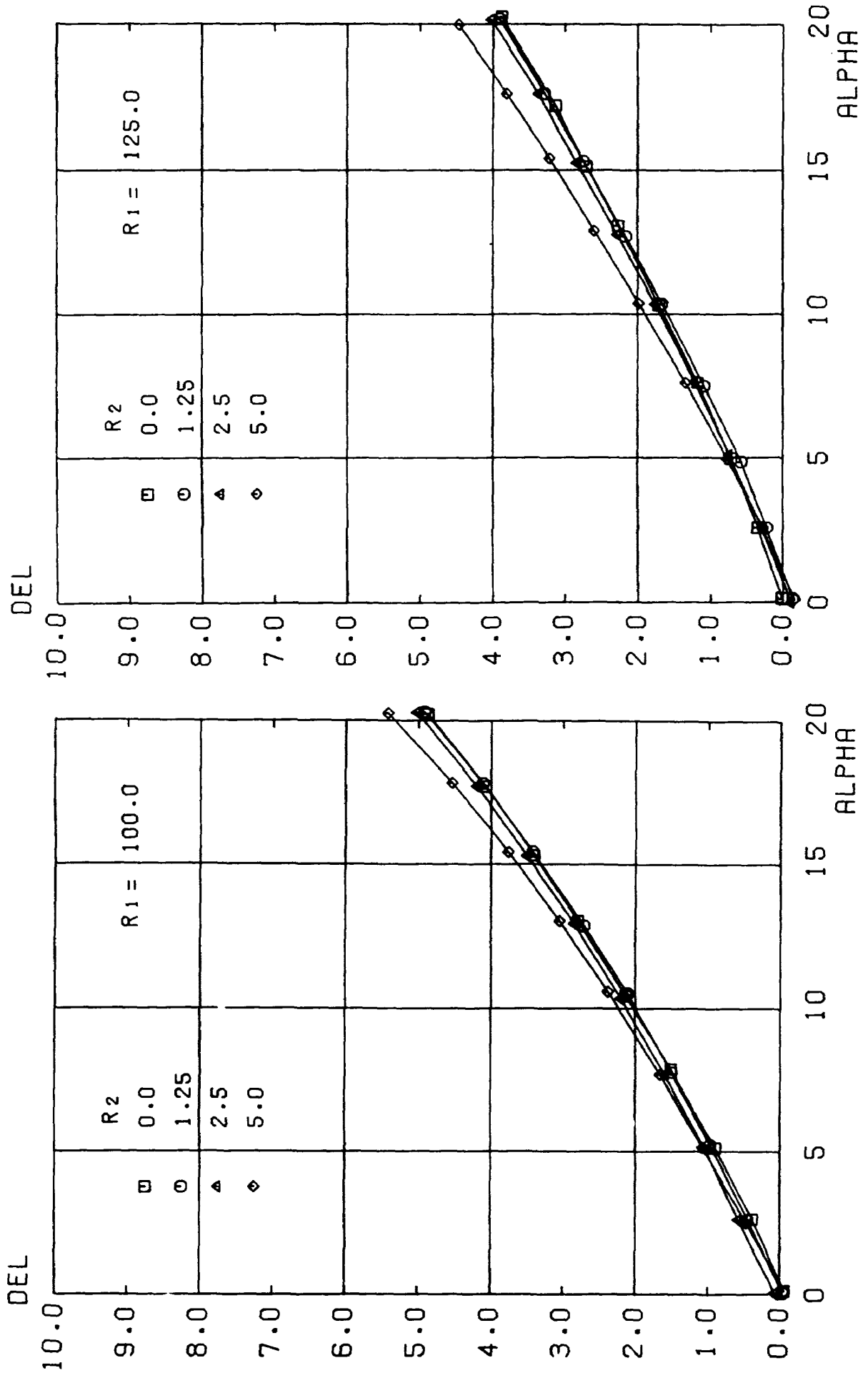


図18 統 (4)  $R_1 = 175$



(2)  $R_1 = 125.0$

(1)  $R_1 = 100$

図19 層の曲率を変えたときのトリム角

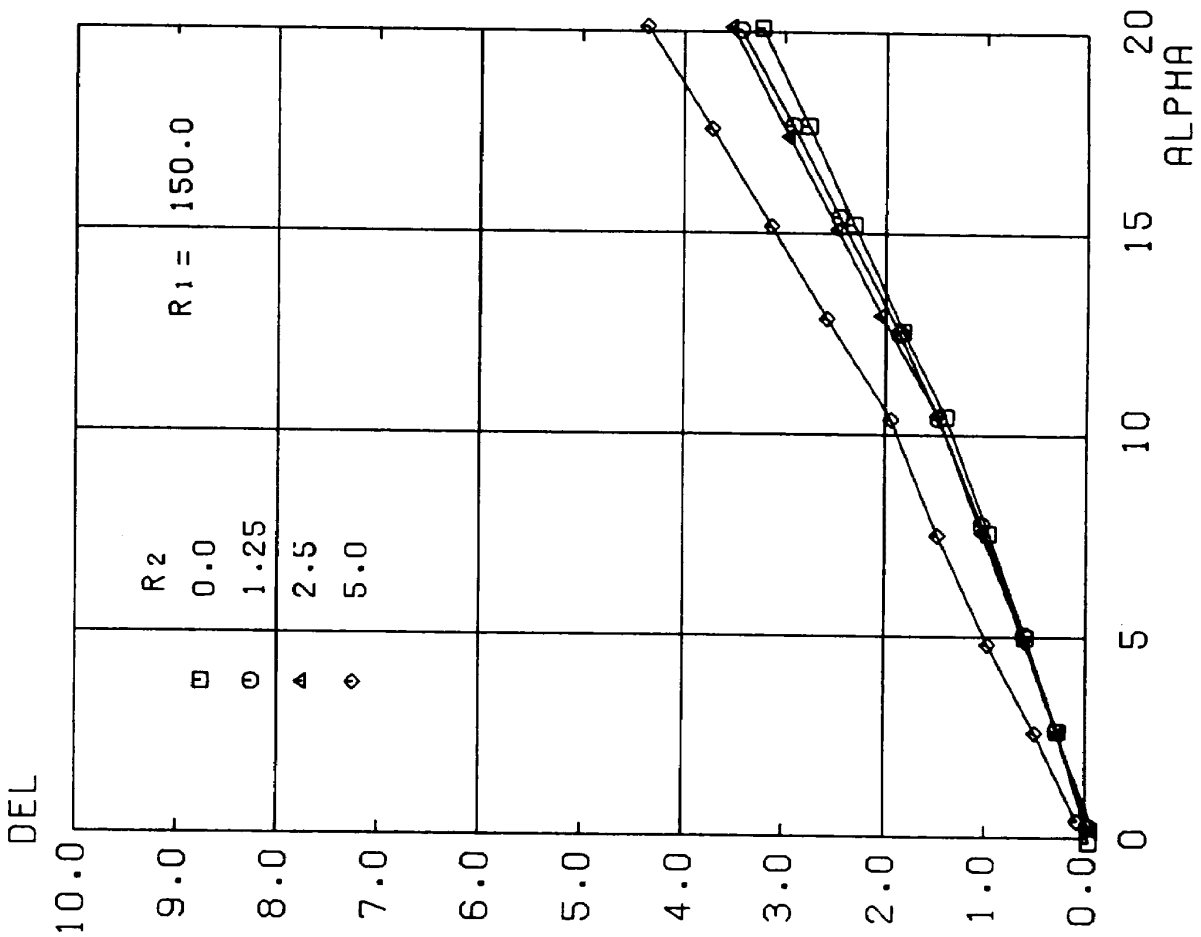


図19 統 (3)  $R_1 = 150.0$

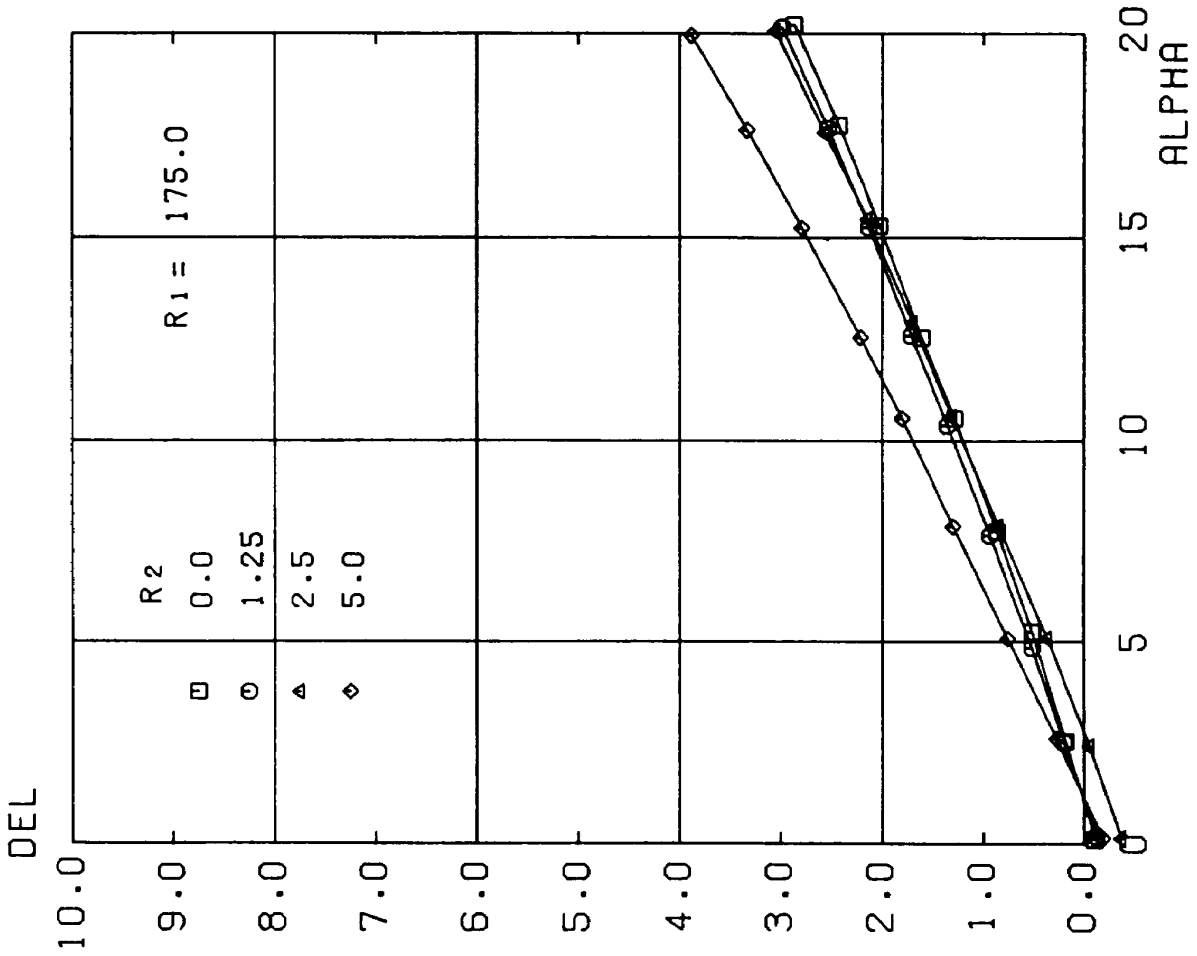
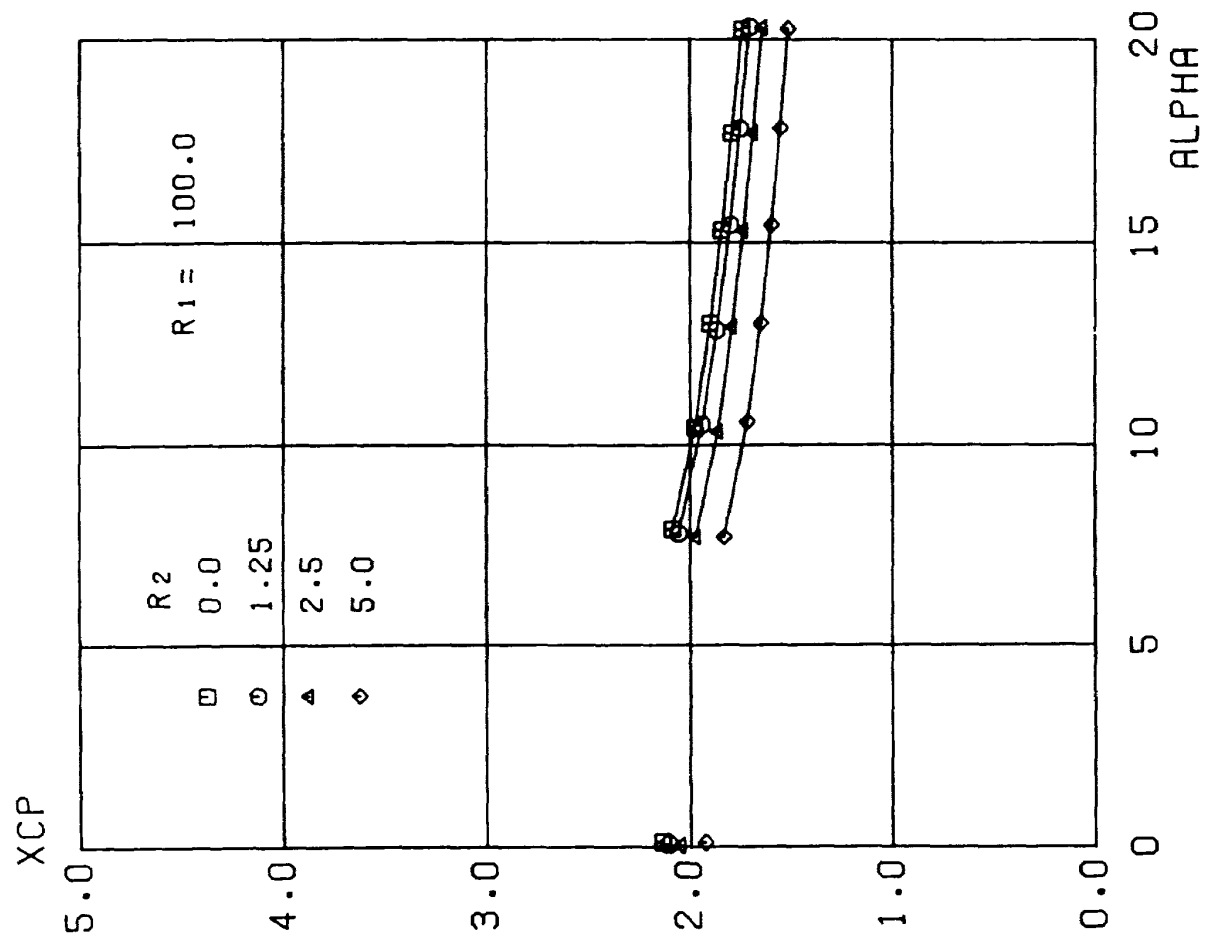
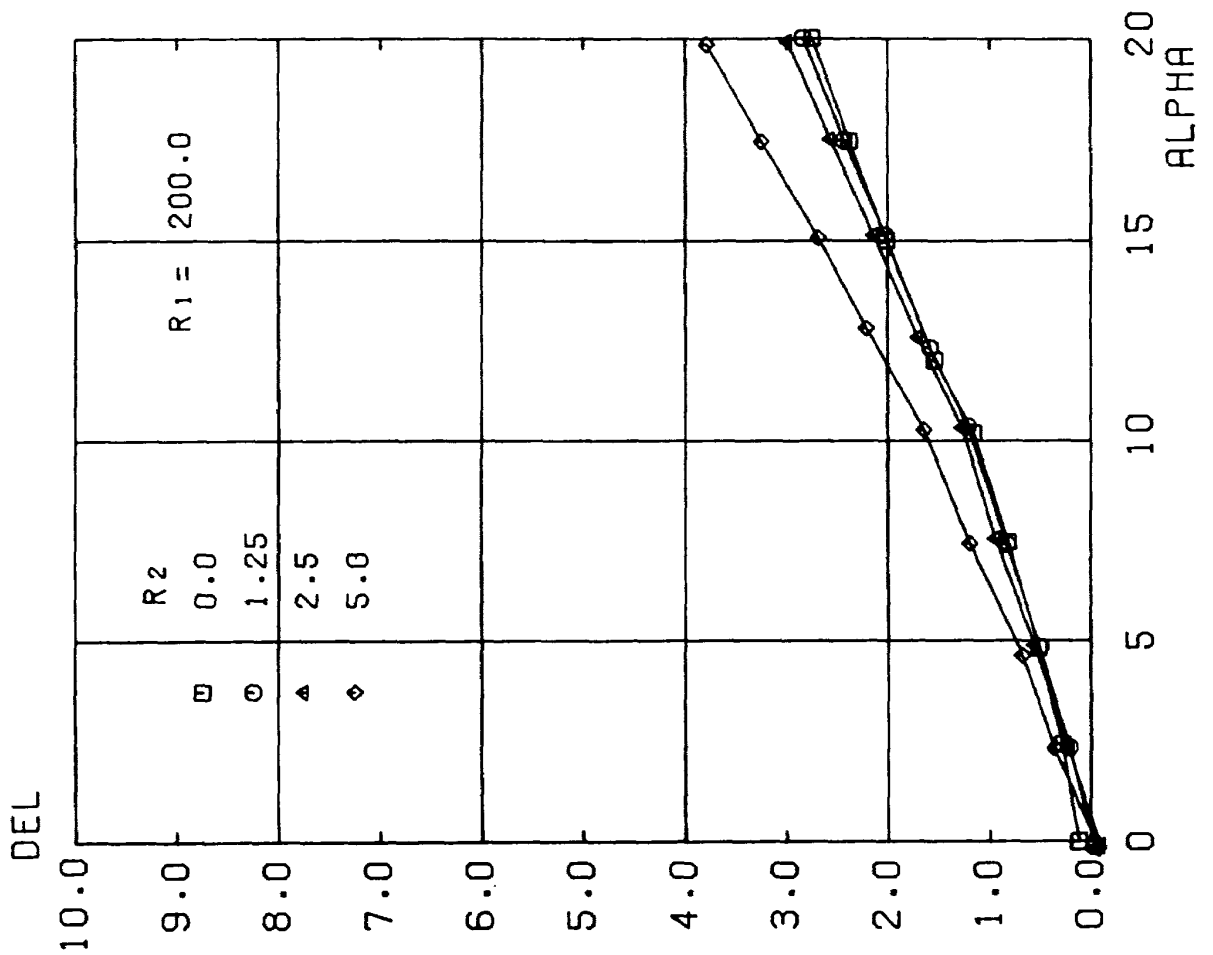


図19 統 (4)  $R_1 = 175.0$



(1)  $R_1 = 100$



(5)  $R_1 = 200.0$

図20 層の曲率を変えたときの圧力中心位置



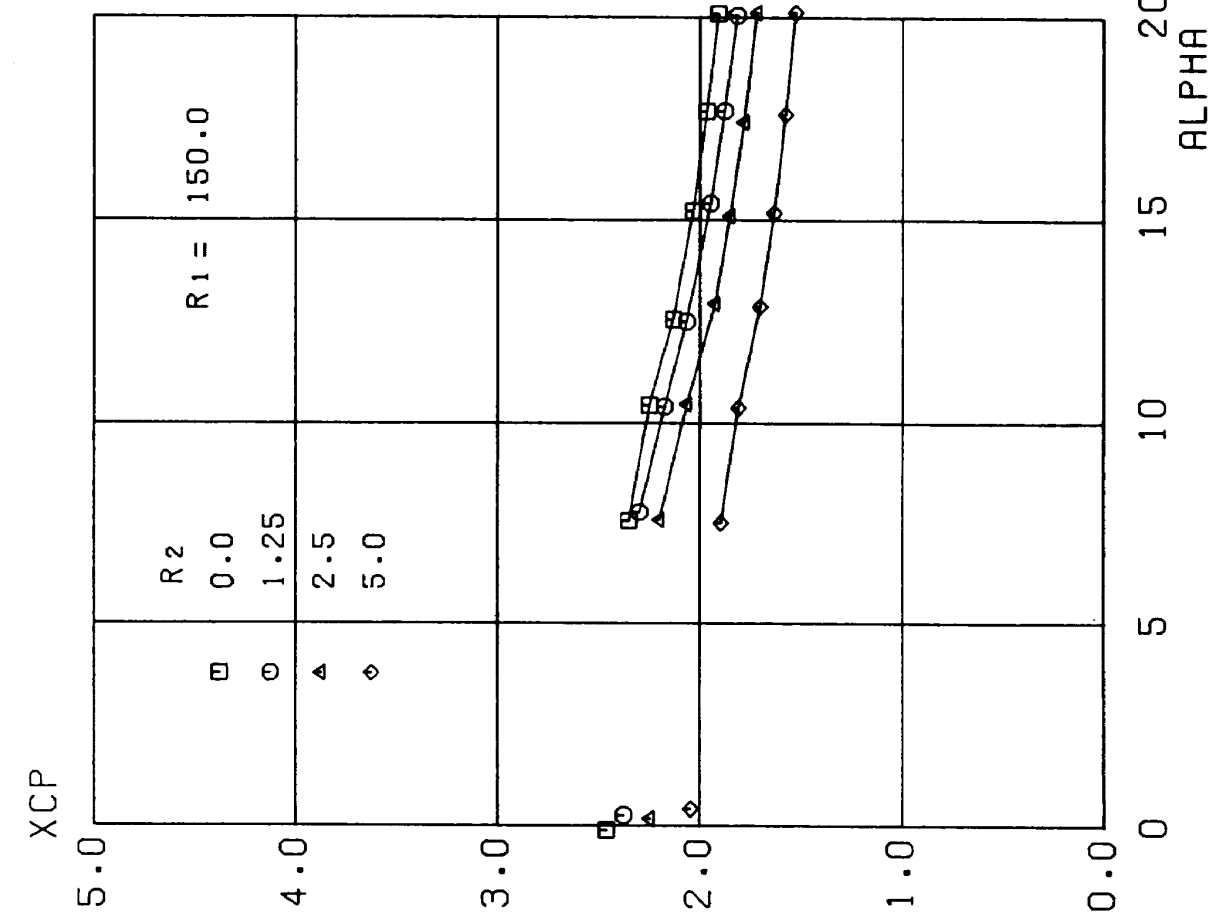


図20 続 (3)  $R_1 = 150$

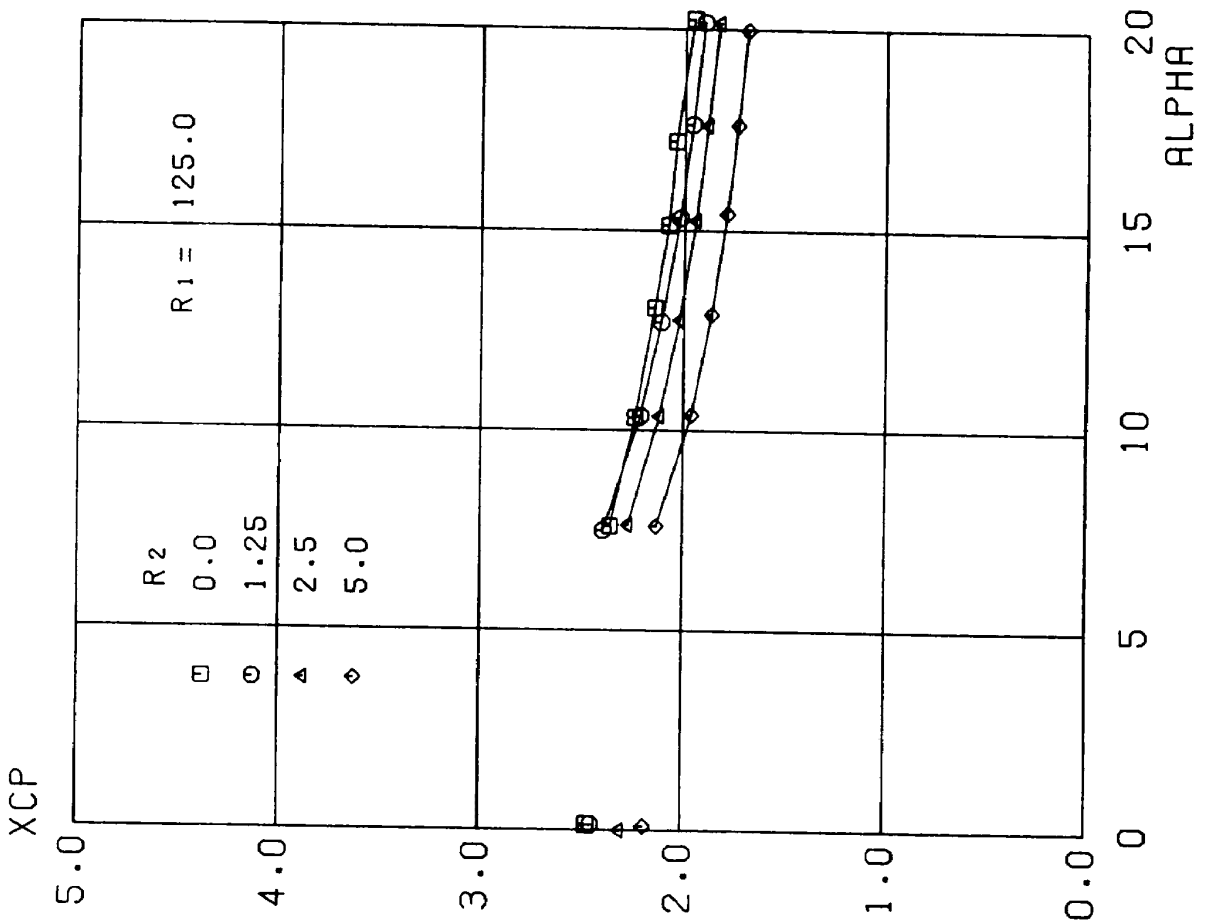


図20 続 (2)  $R_1 = 125$

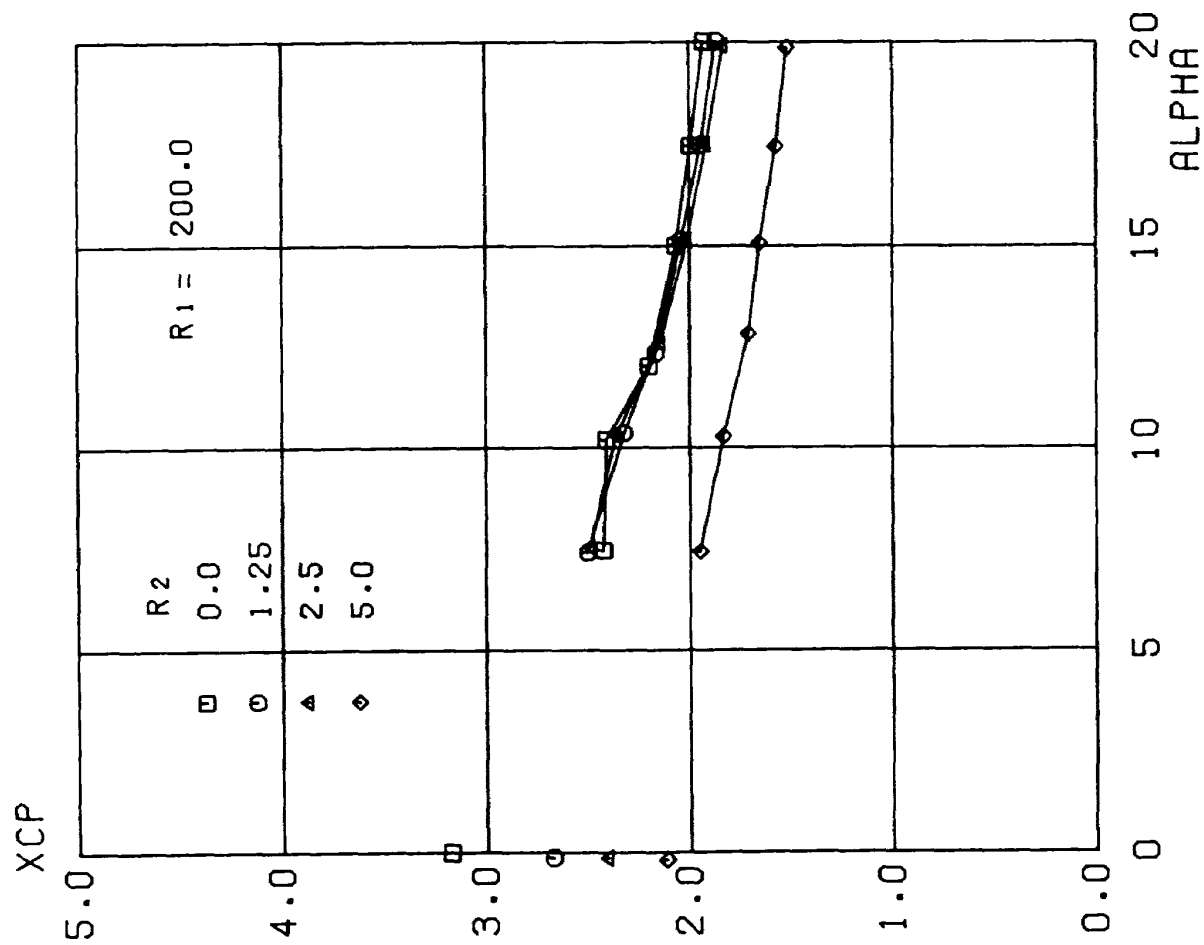


図20 続 (4)  $R_1 = 175$

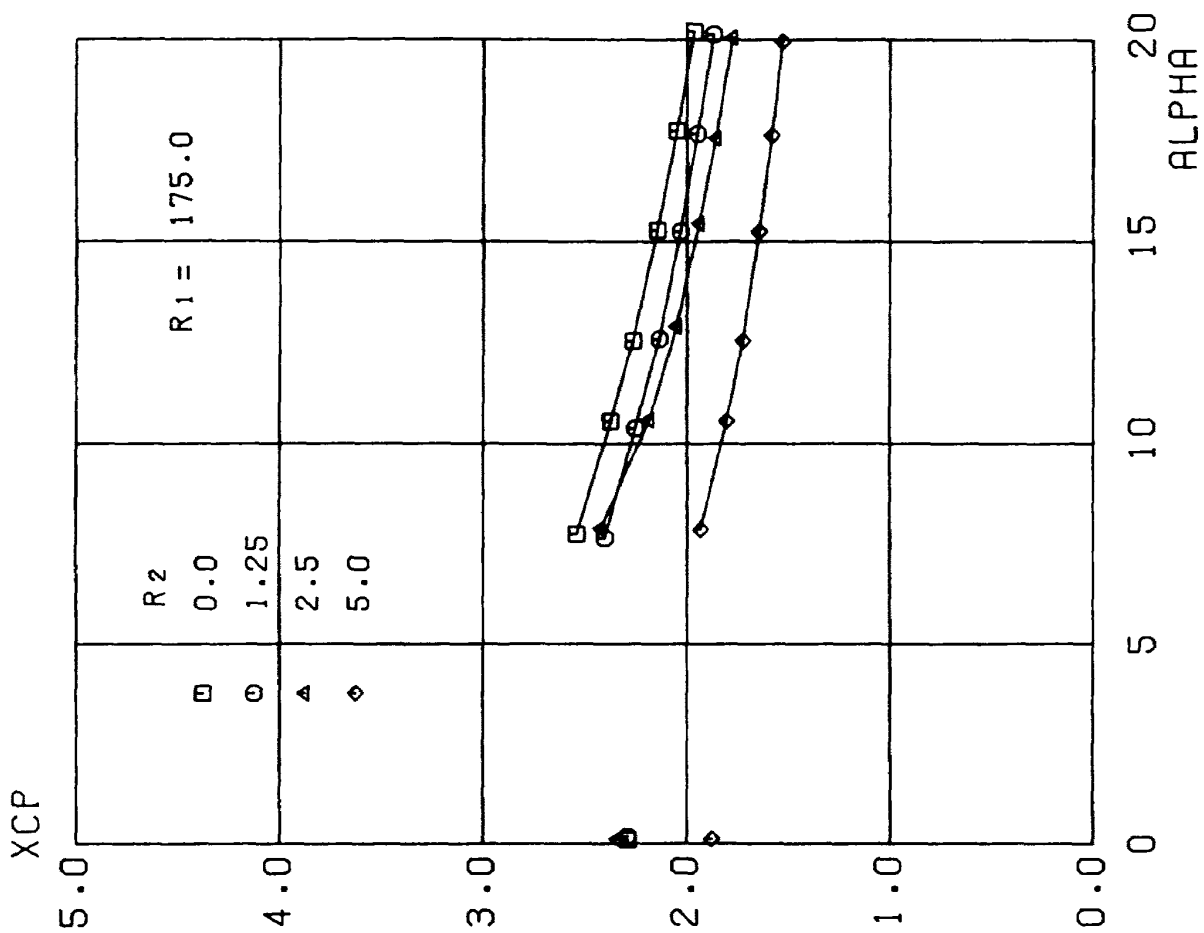
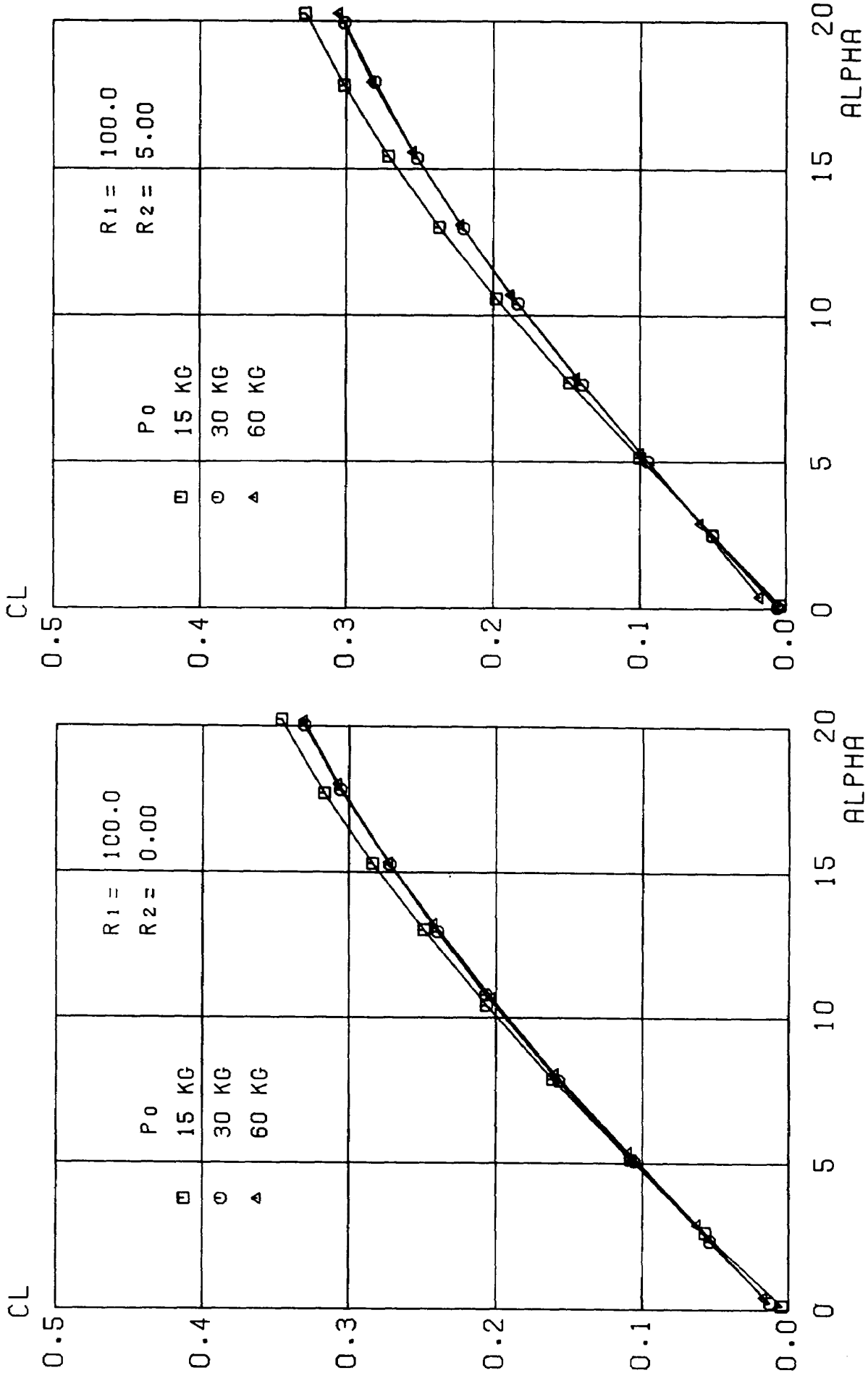


図20 続 (5)  $R_1 = 200$



(1)  $R_1 = 100.0, R_2 = 0.00$

(2)  $R_1 = 100.0, R_2 = 5.00$

図21 レイノルズ数による揚力係数の変化

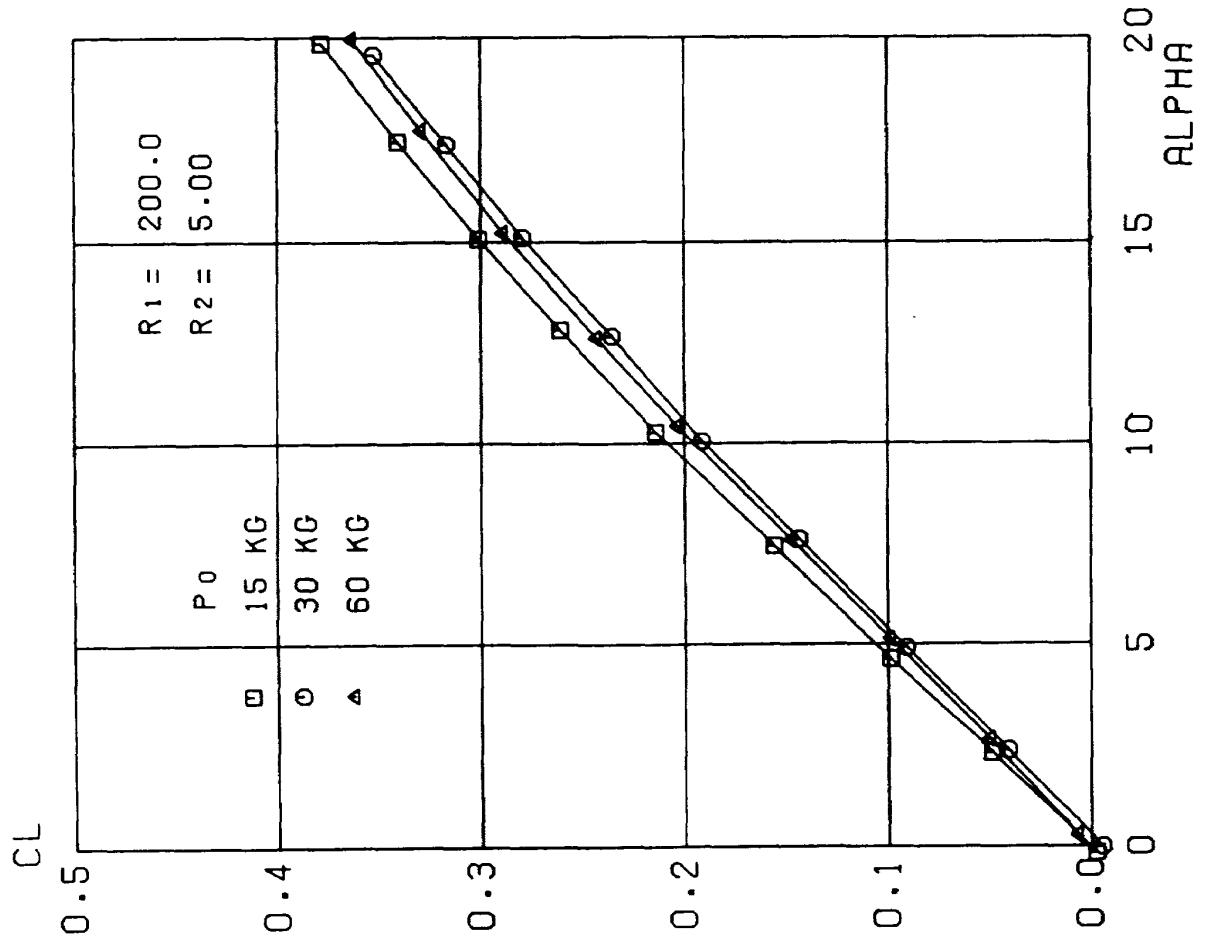


図21 続 (4)  $R_1 = 200, R_2 = 5.0$

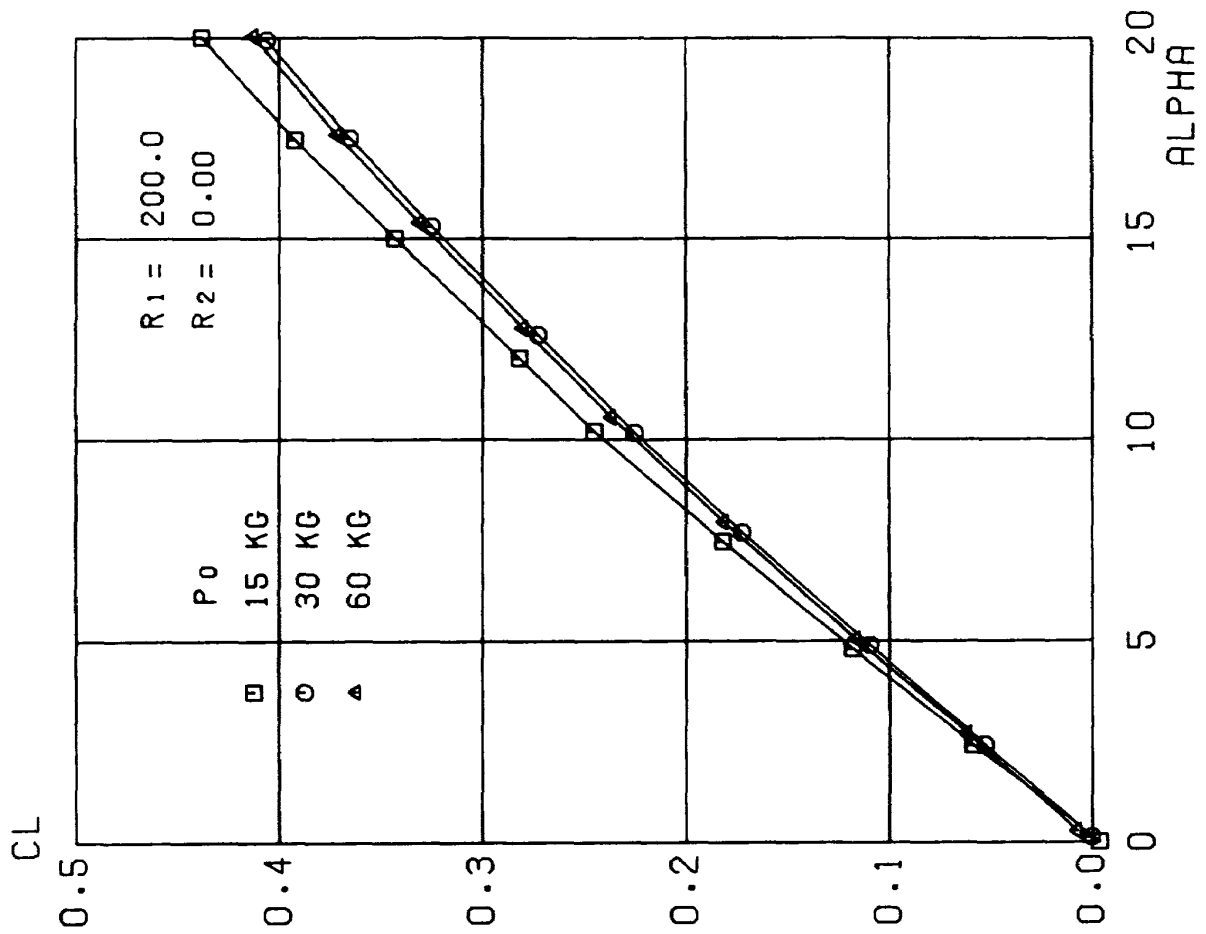
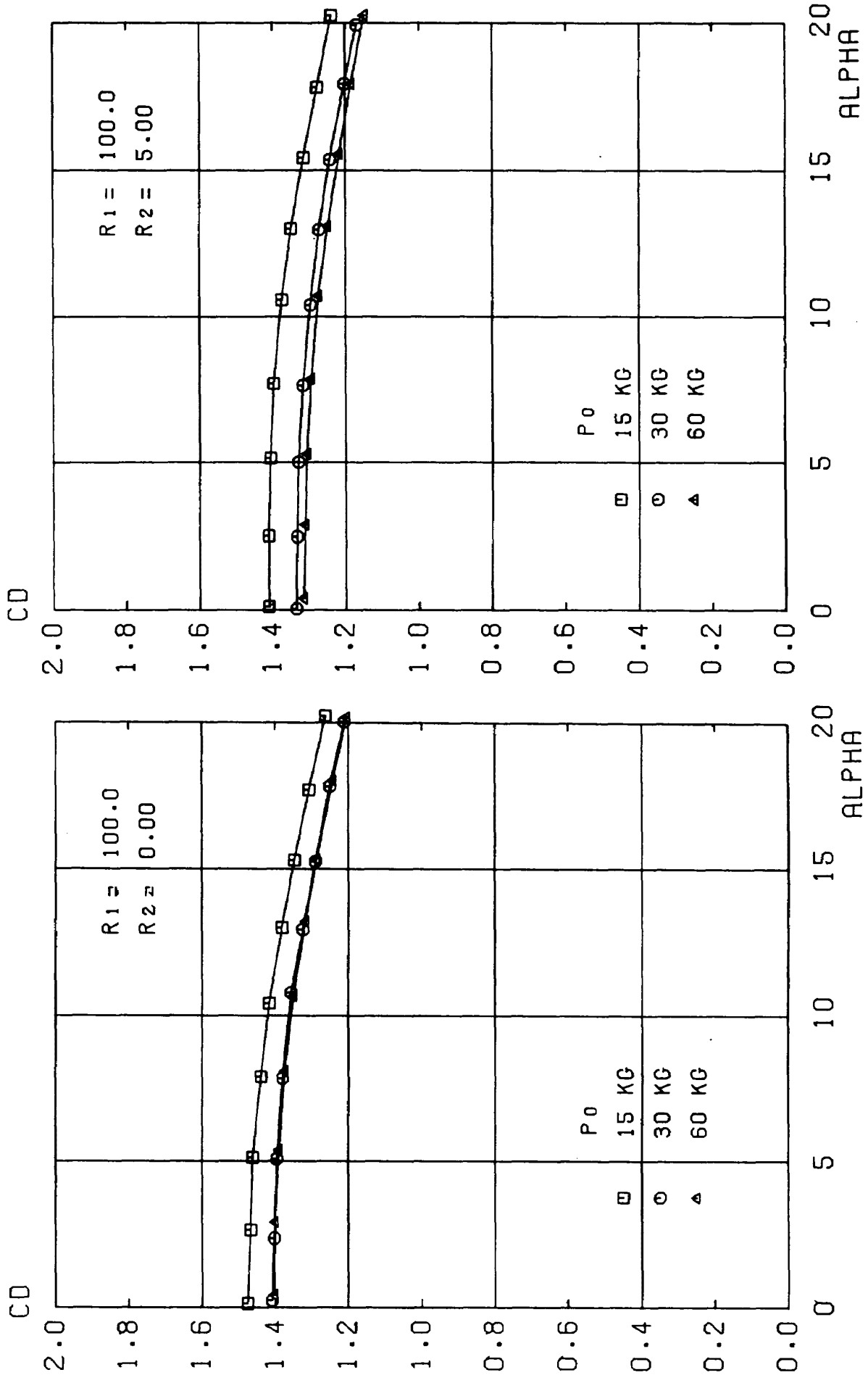


図21 続 (3)  $R_1 = 200, R_2 = 0.0$



(2)  $R_1 = 100.0, R_2 = 5.0$

(1)  $R_1 = 100.0, R_2 = 0.0$

図22 レイノズル数による抗力係数の変化

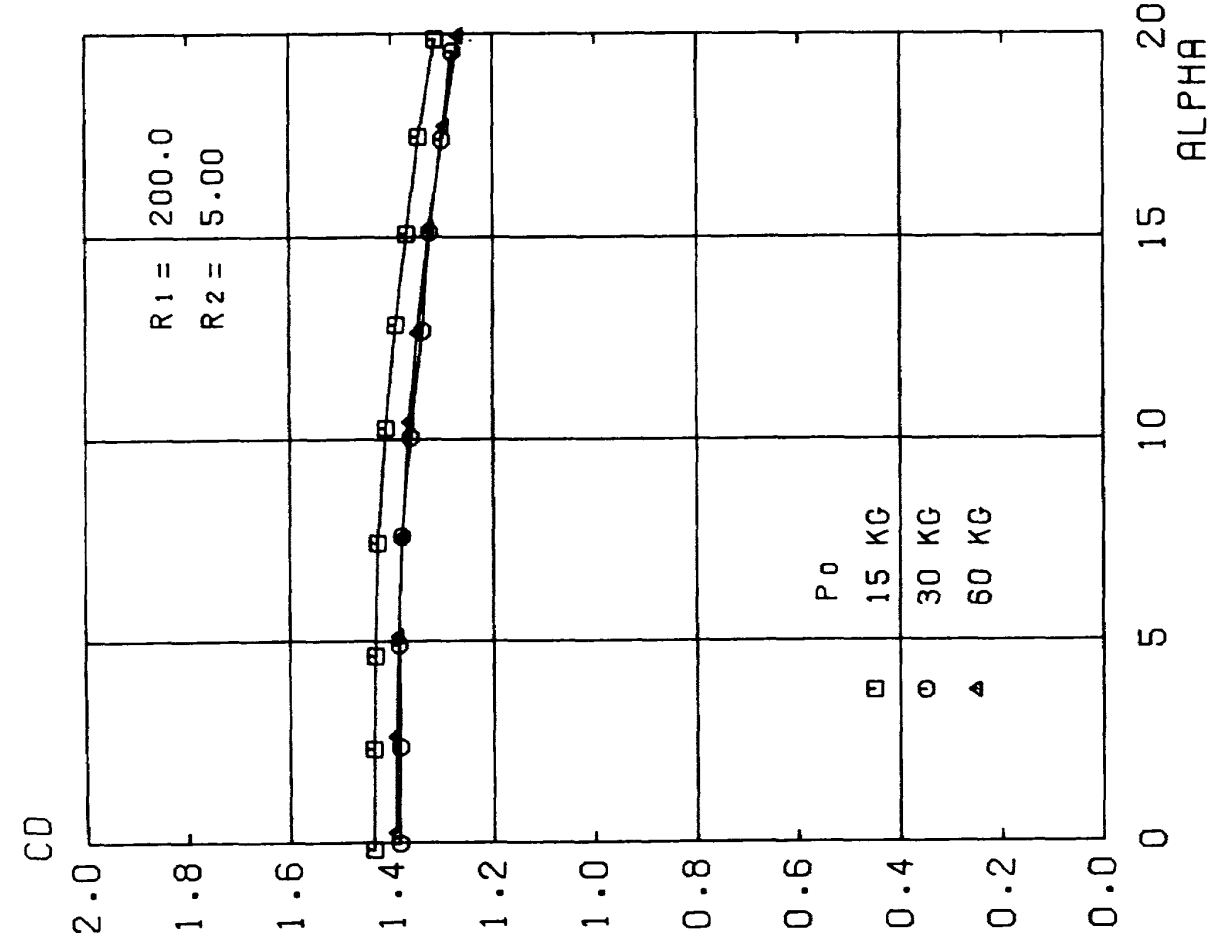


図 22 続 (4)  $R_1 = 200, R_2 = 5.0$

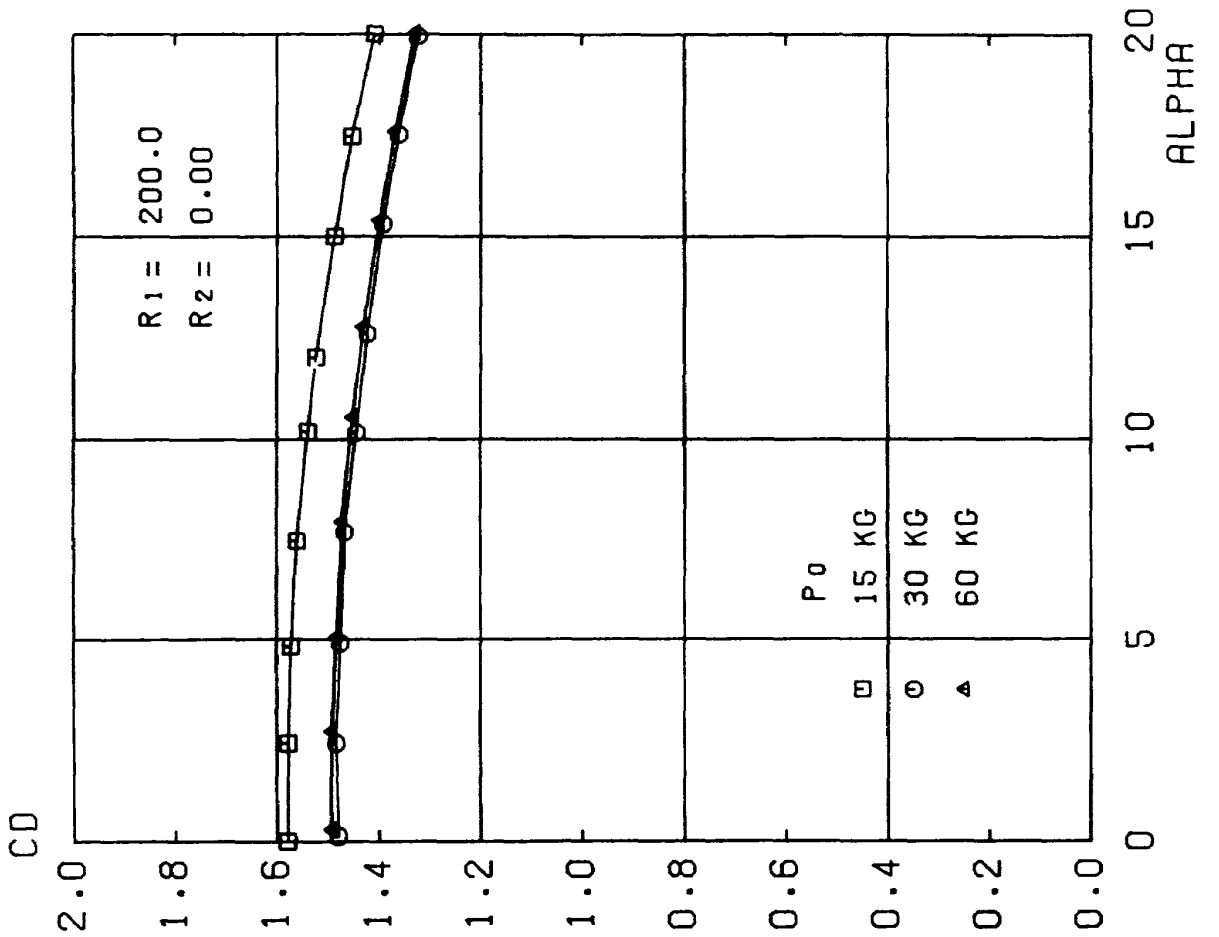
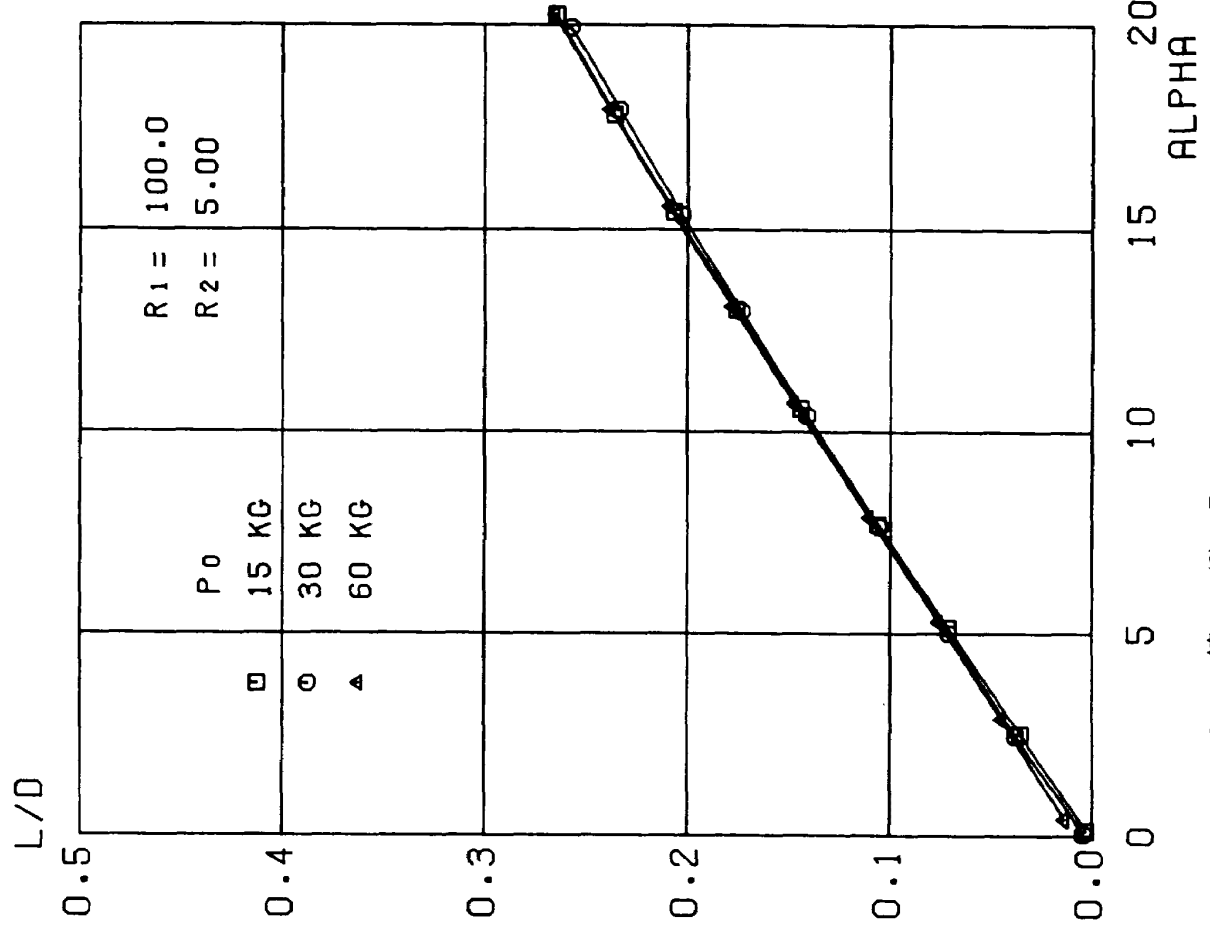
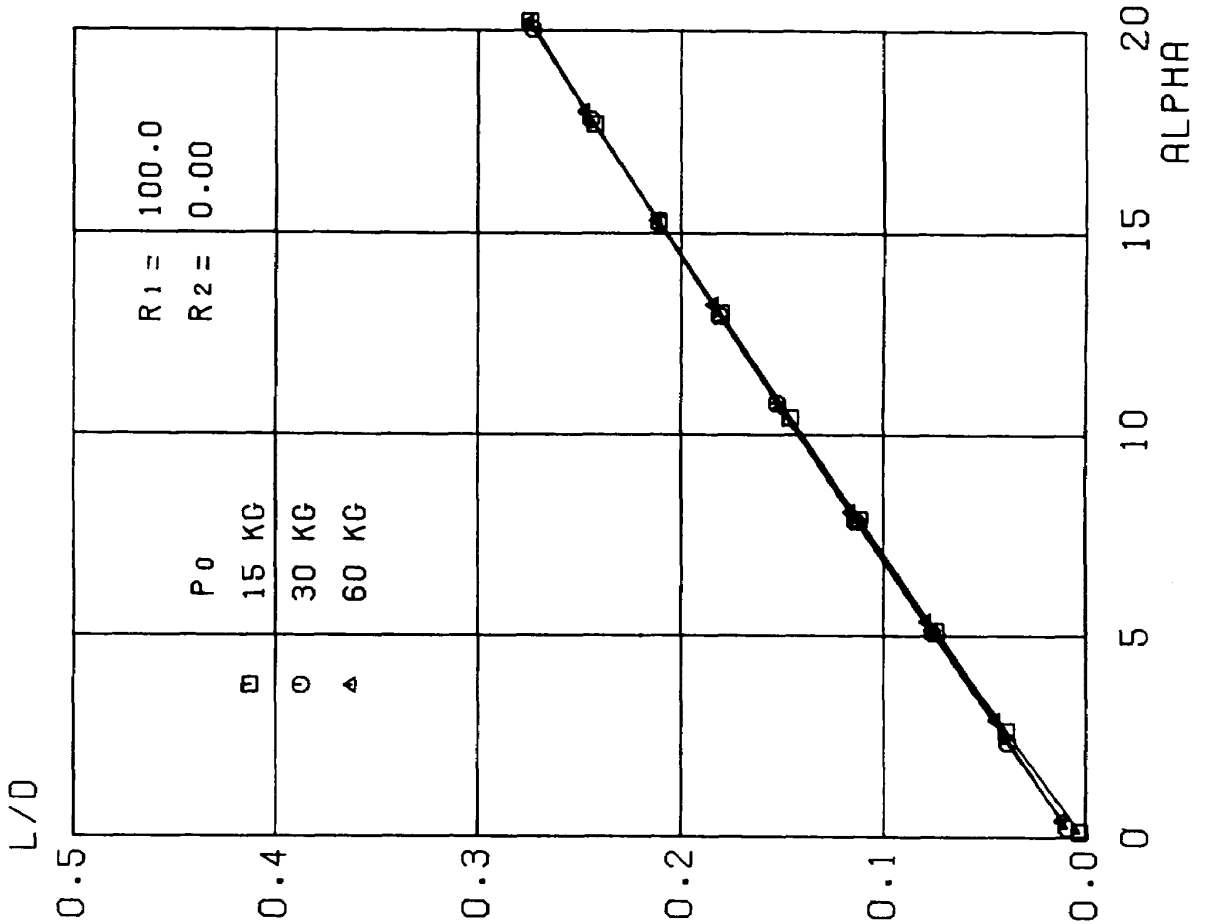


図 22 続 (3)  $R_1 = 200, R_2 = 0.0$



(1)  $R_1 = 100, R_2 = 0.0$



(2)  $R_1 = 100, R_2 = 5.0$

図23 レイノルズ数による揚抗力比の変化

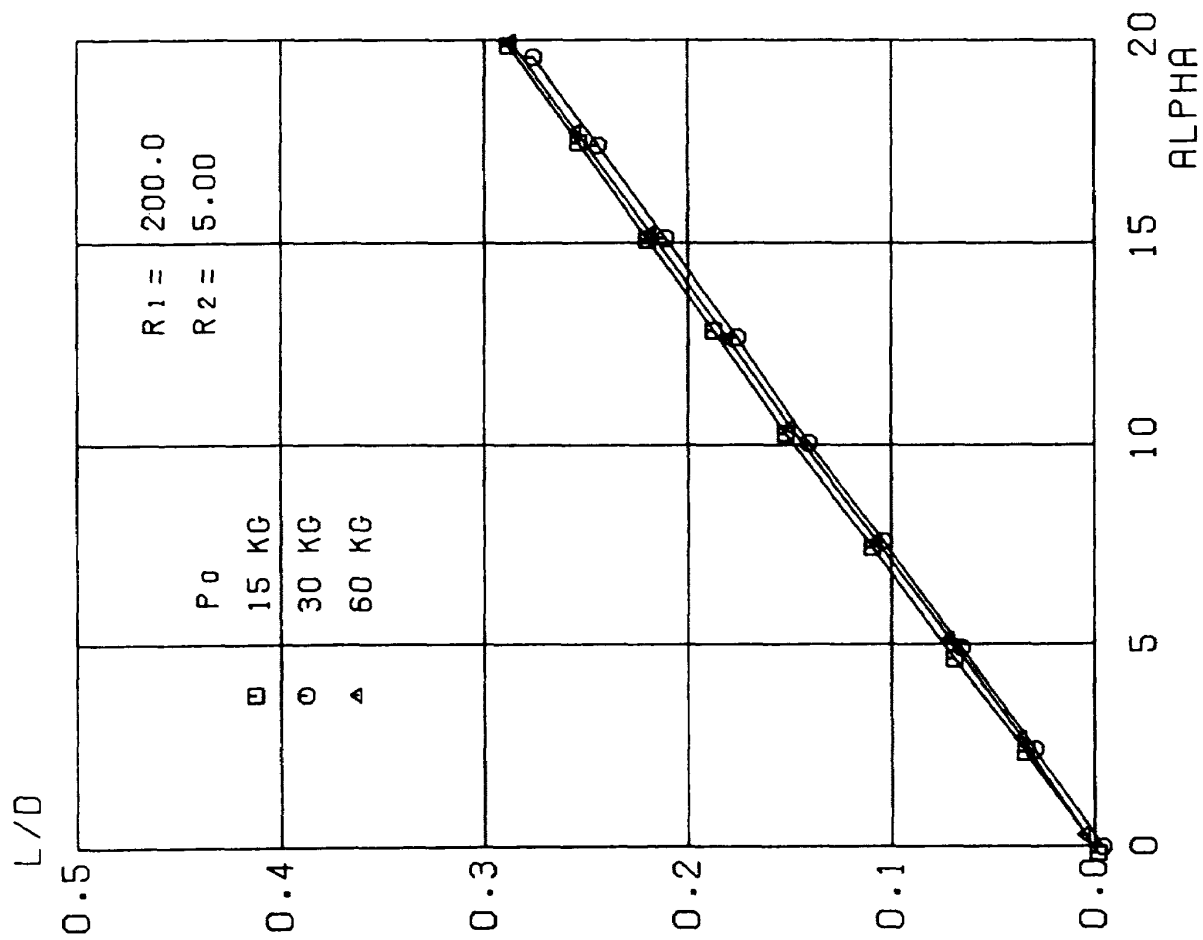


図23 続 (4)  $R_1 = 200, R_2 = 5.0$

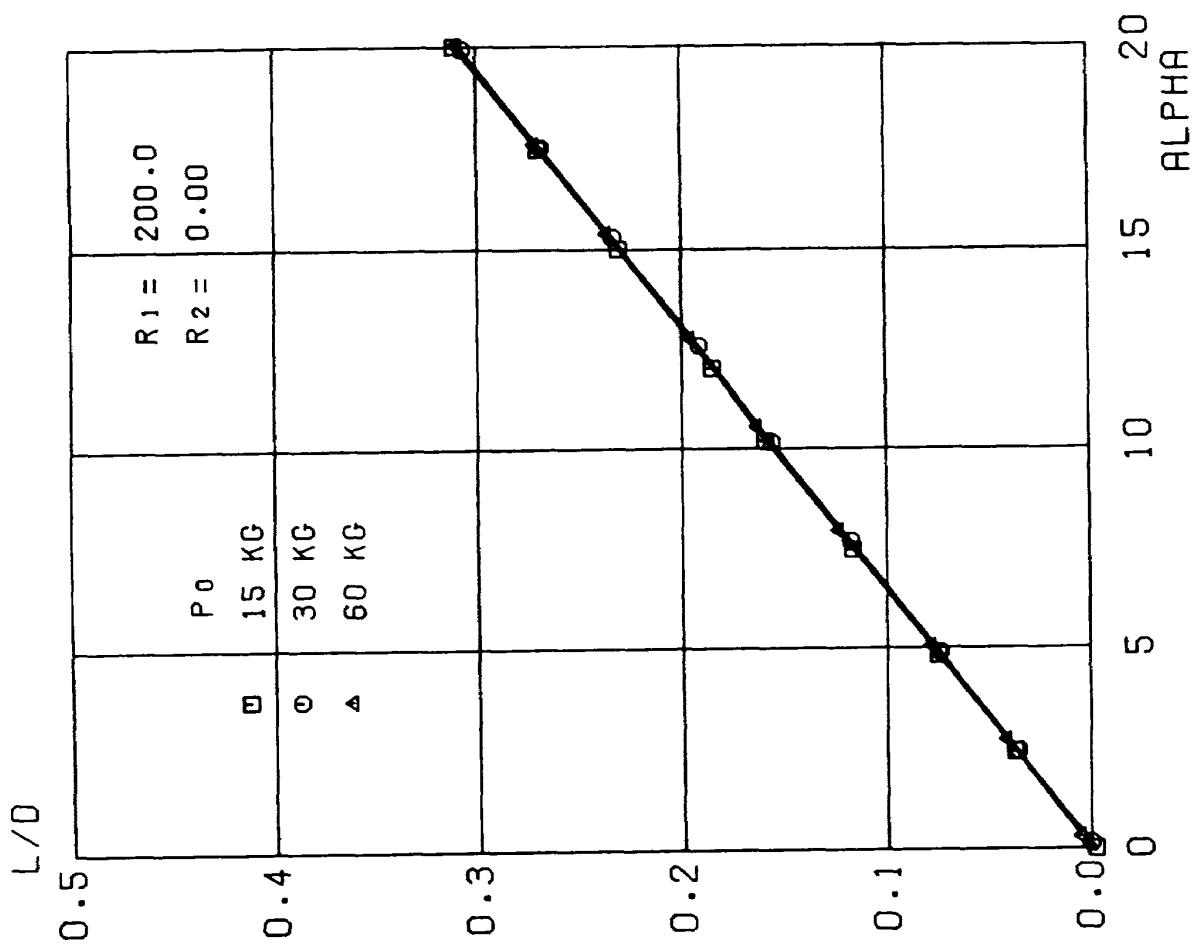
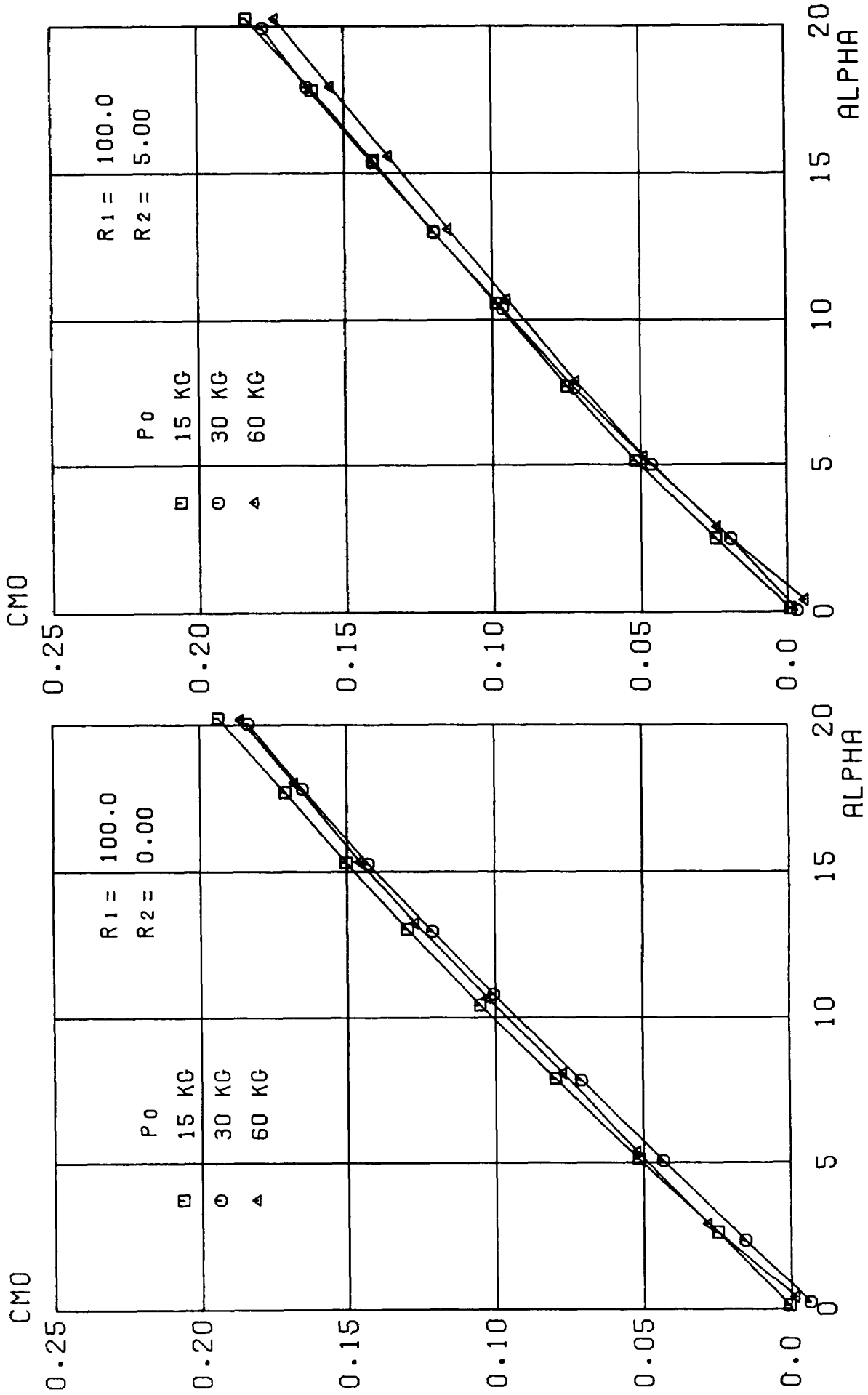


図23 続 (3)  $R_1 = 200, R_2 = 0.0$





(1)  $R_1 = 100, R_2 = 0.0$

(2)  $R_1 = 100, R_2 = 5.0$

図24 レイノルズ数による縦揺れモーメント係数の変化

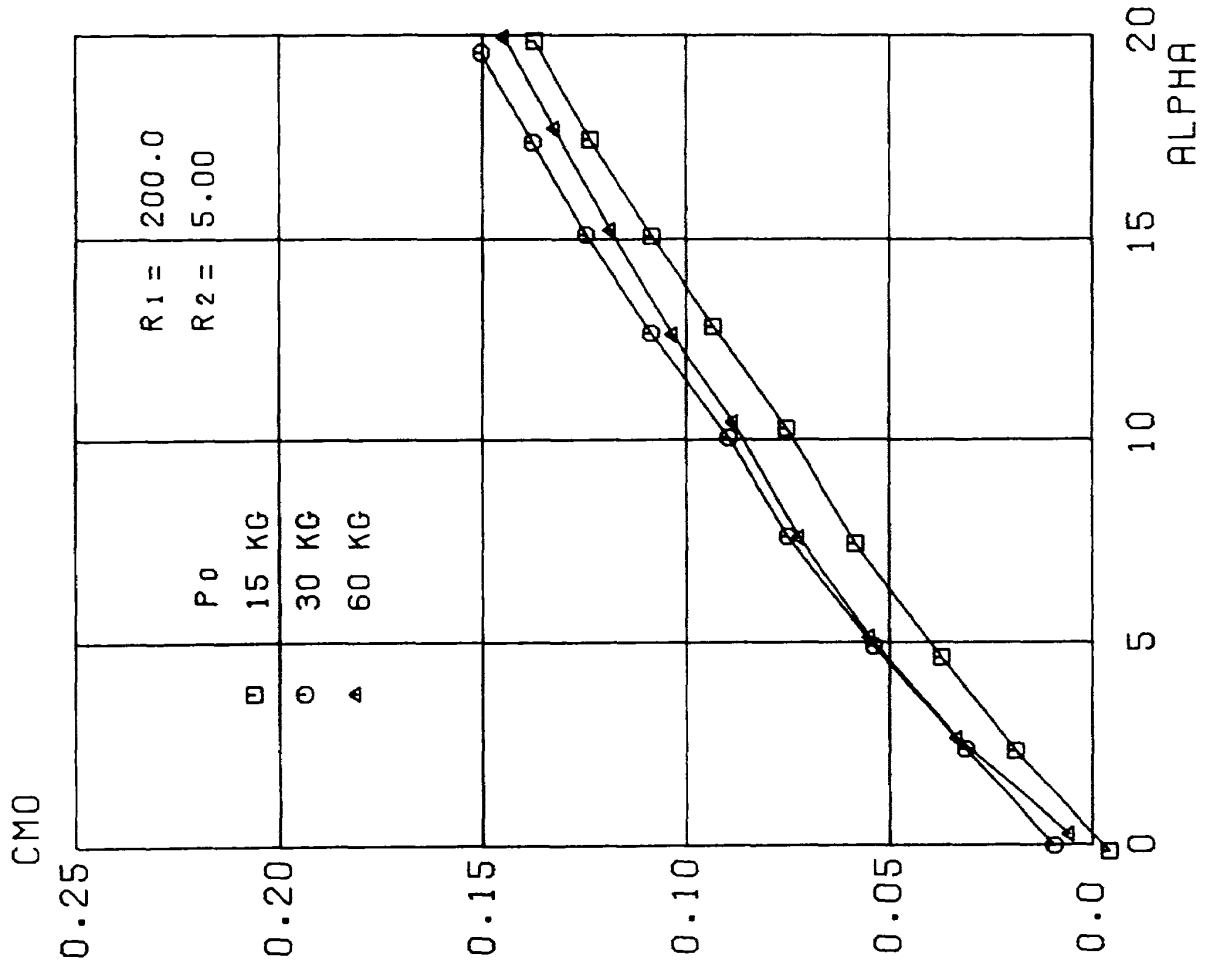


図24 続 (4)  $R_1 = 200.0, R_2 = 5.0$

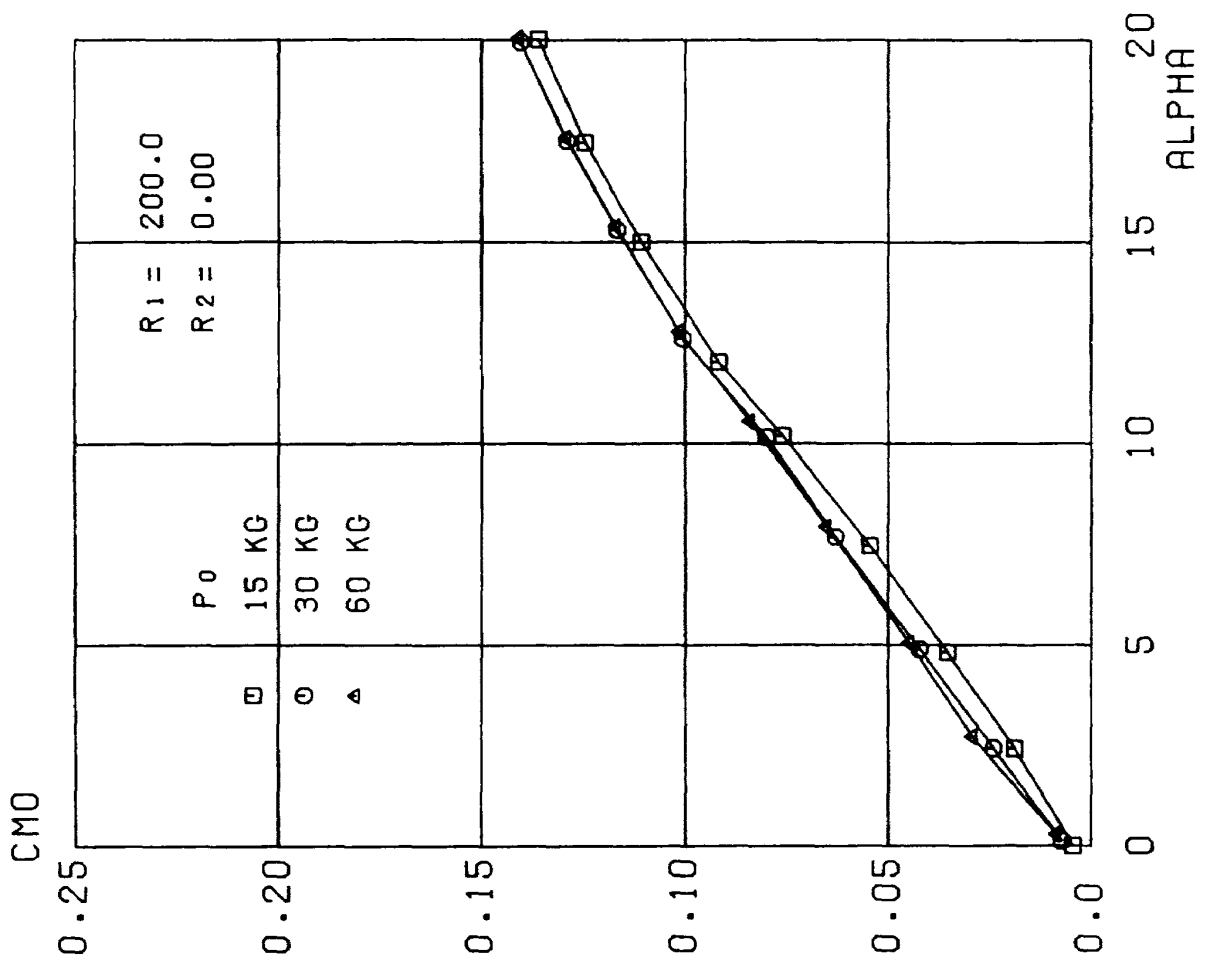
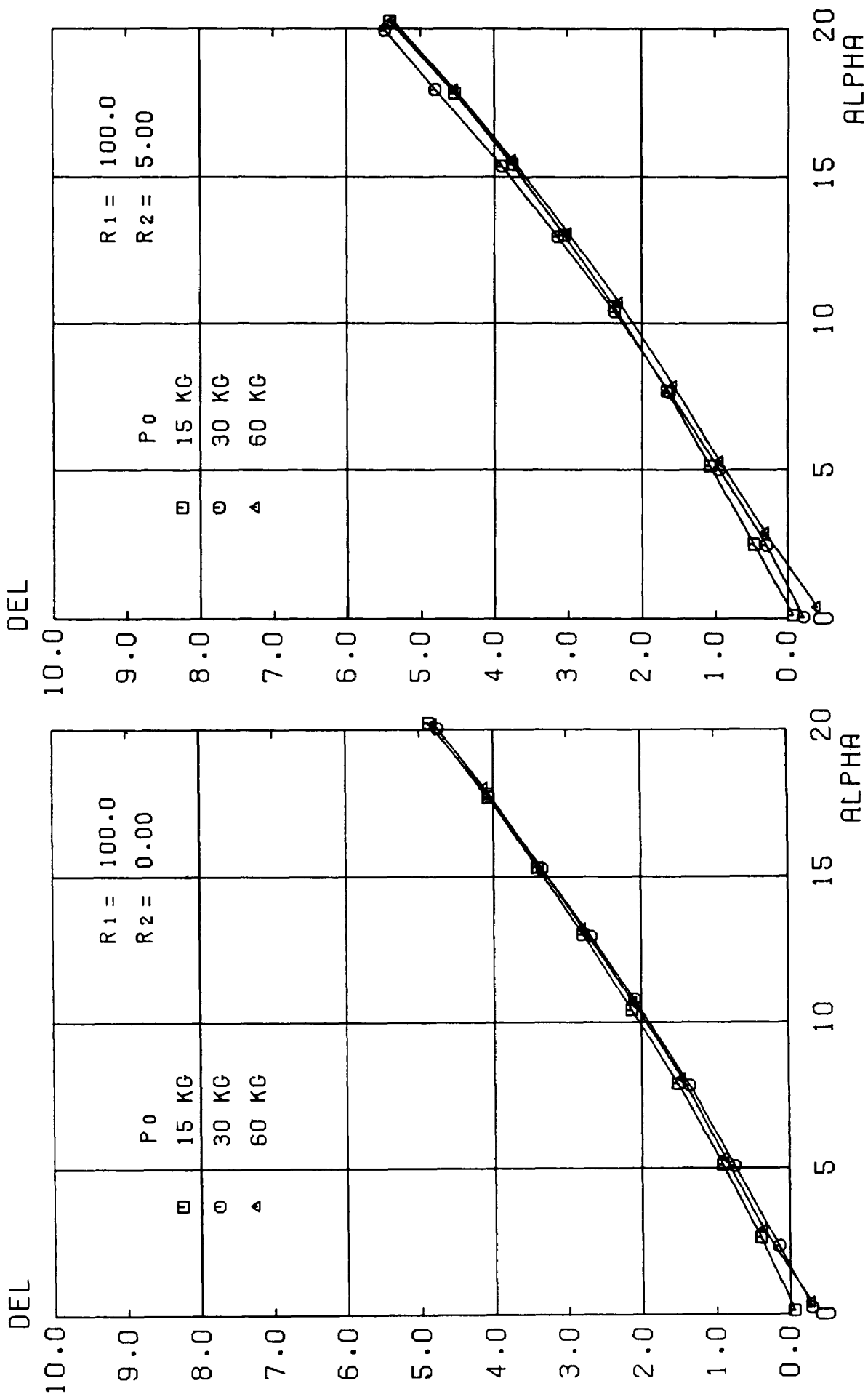


図24 続 (3)  $R_1 = 200.0, R_2 = 0.0$



(2)  $R_1 = 100, R_2 = 5.0$

(1)  $R_1 = 100, R_2 = 0.0$

図25 レイノルズ数によるトリム角の変化

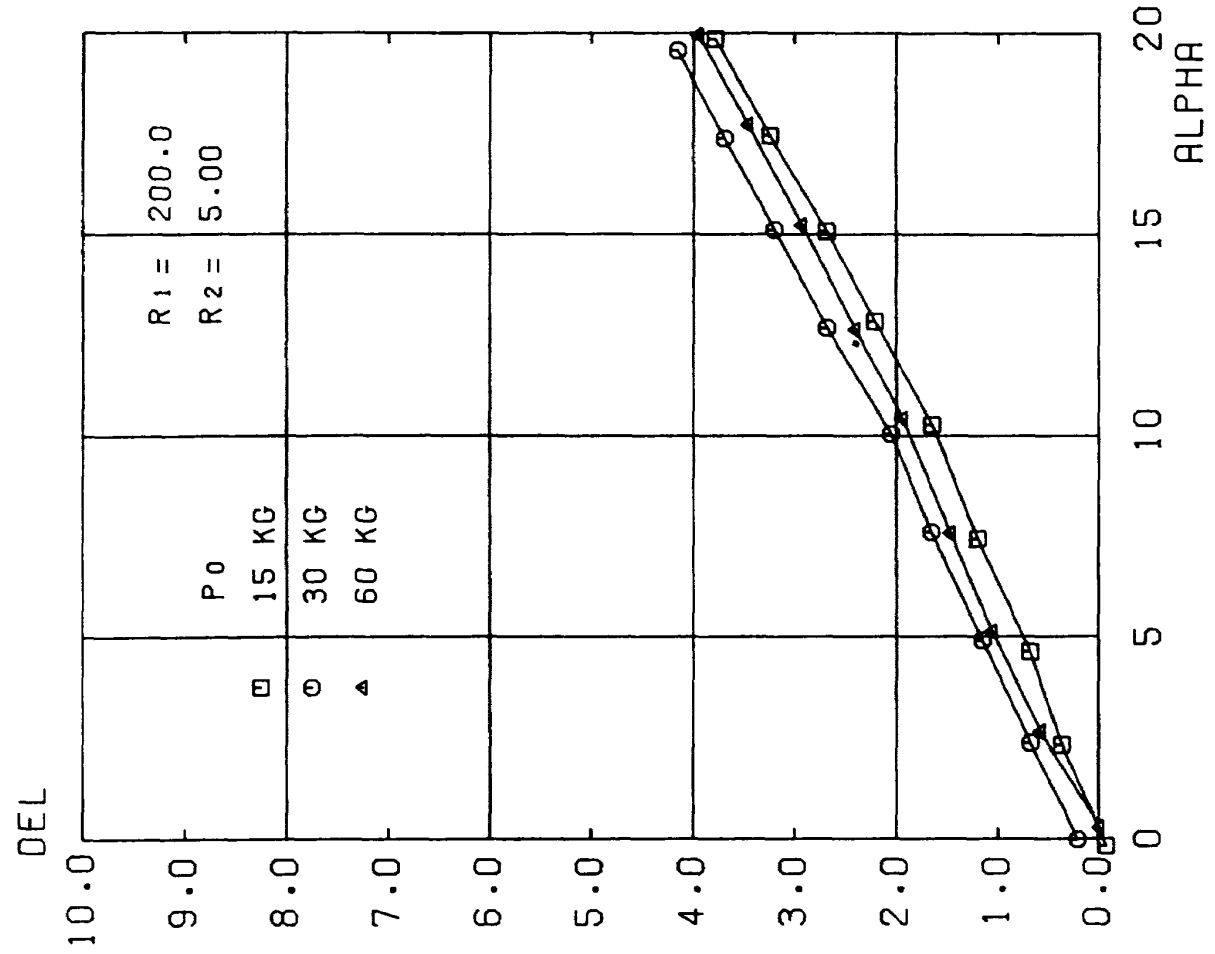


図 25 続 (4)  $R_1 = 200.0, R_2 = 5.0$

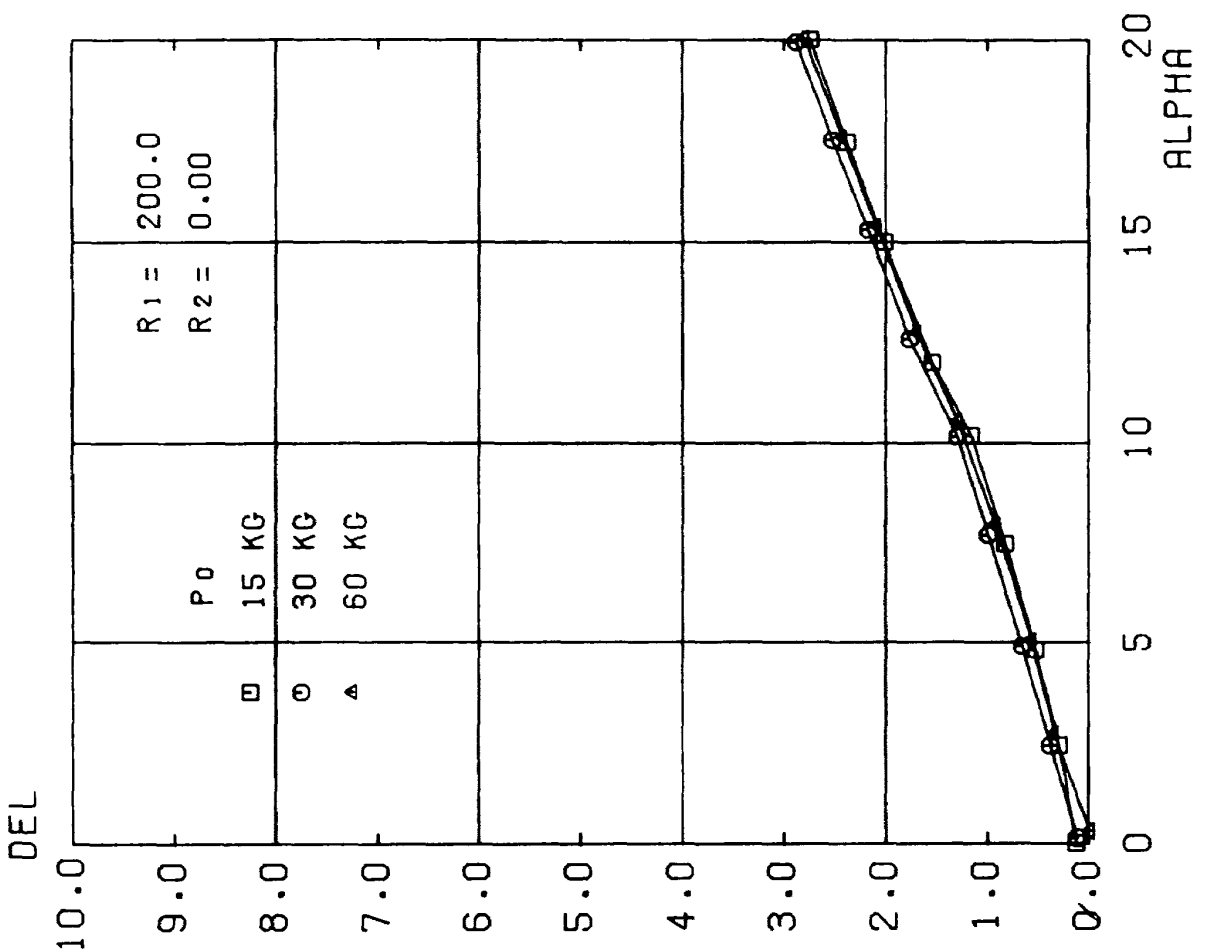


図 25 続 (3)  $R_1 = 200.0, R_2 = 0.0$

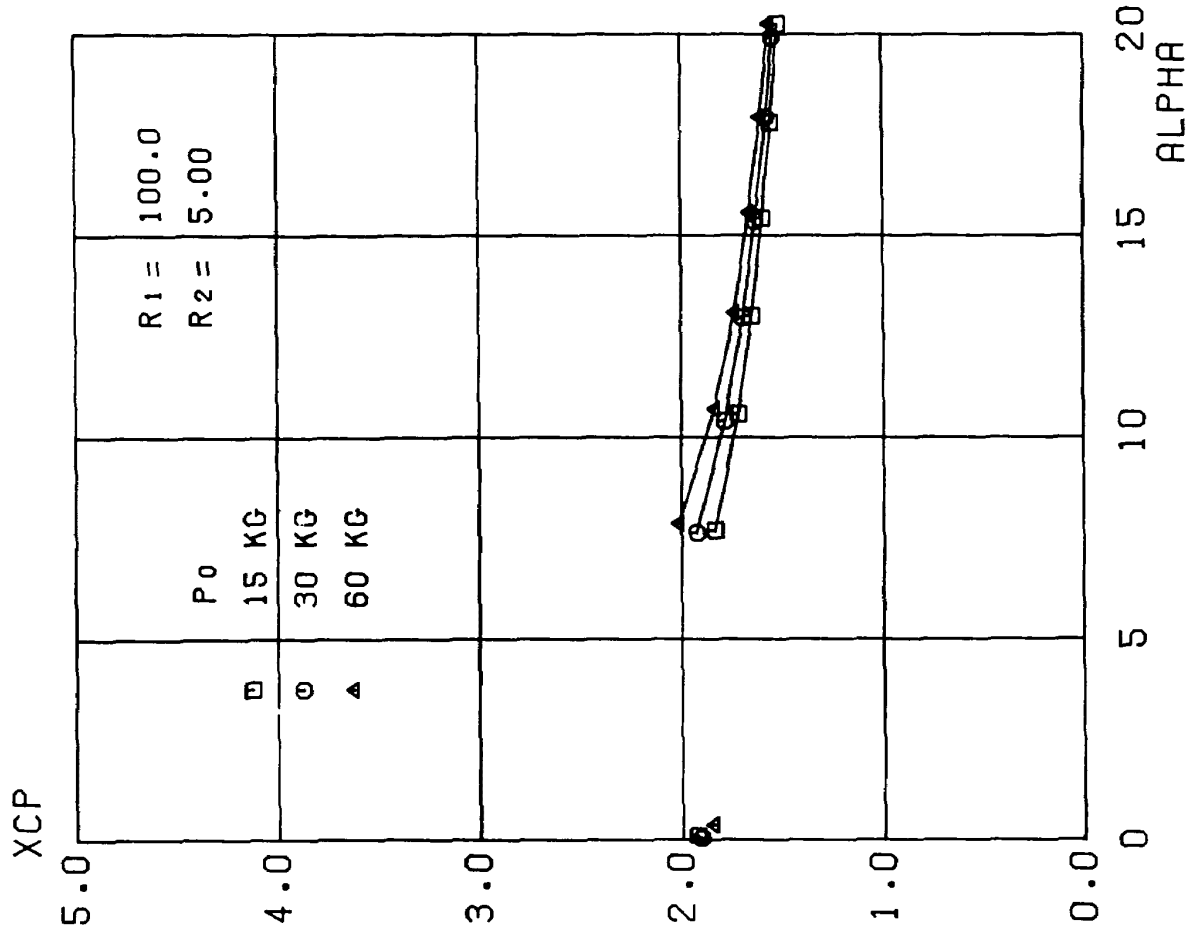
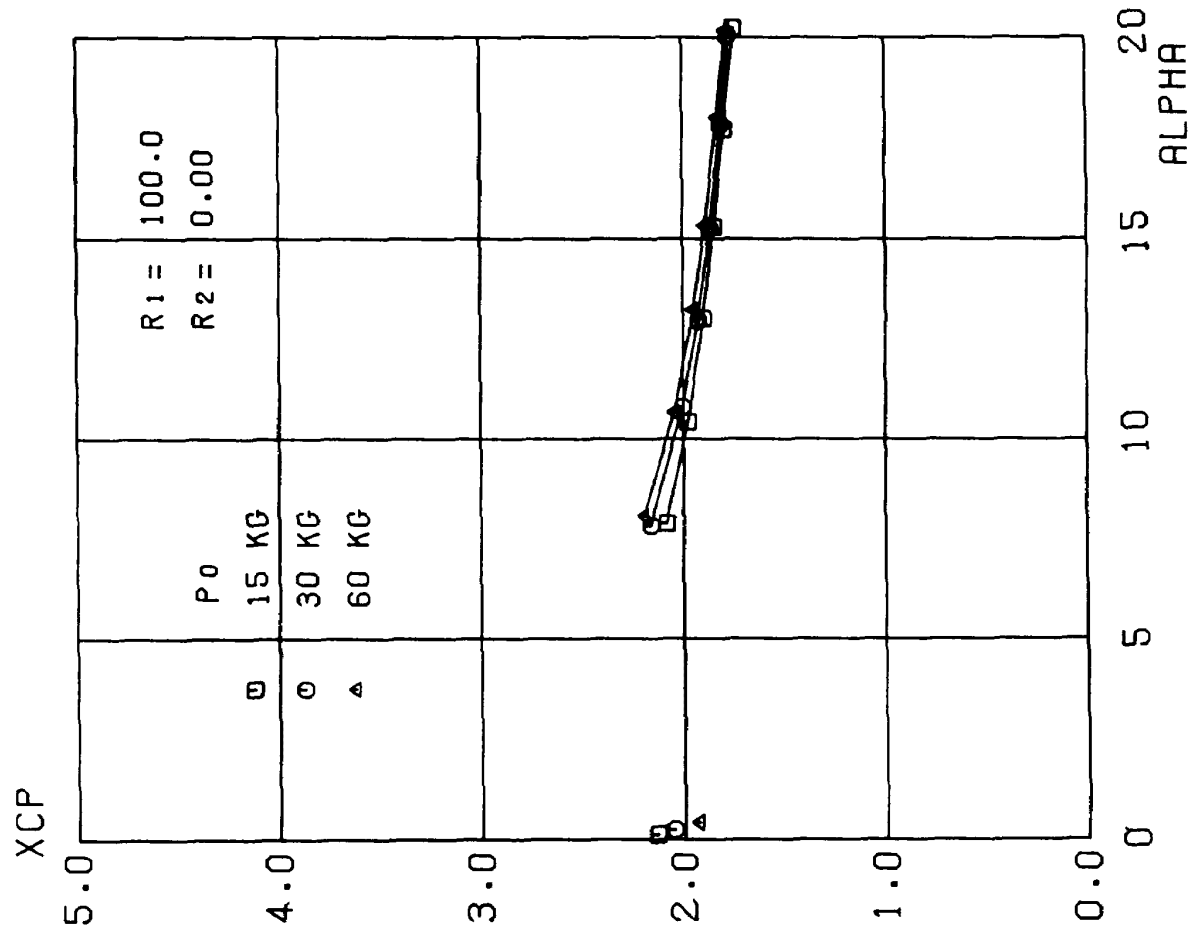


図26 続 (2)  $R_1 = 100, R_2 = 5.0$



(1)  $R_1 = 100, R_2 = 0.0$

図26 レイノルズ数による圧力中心位置の変化

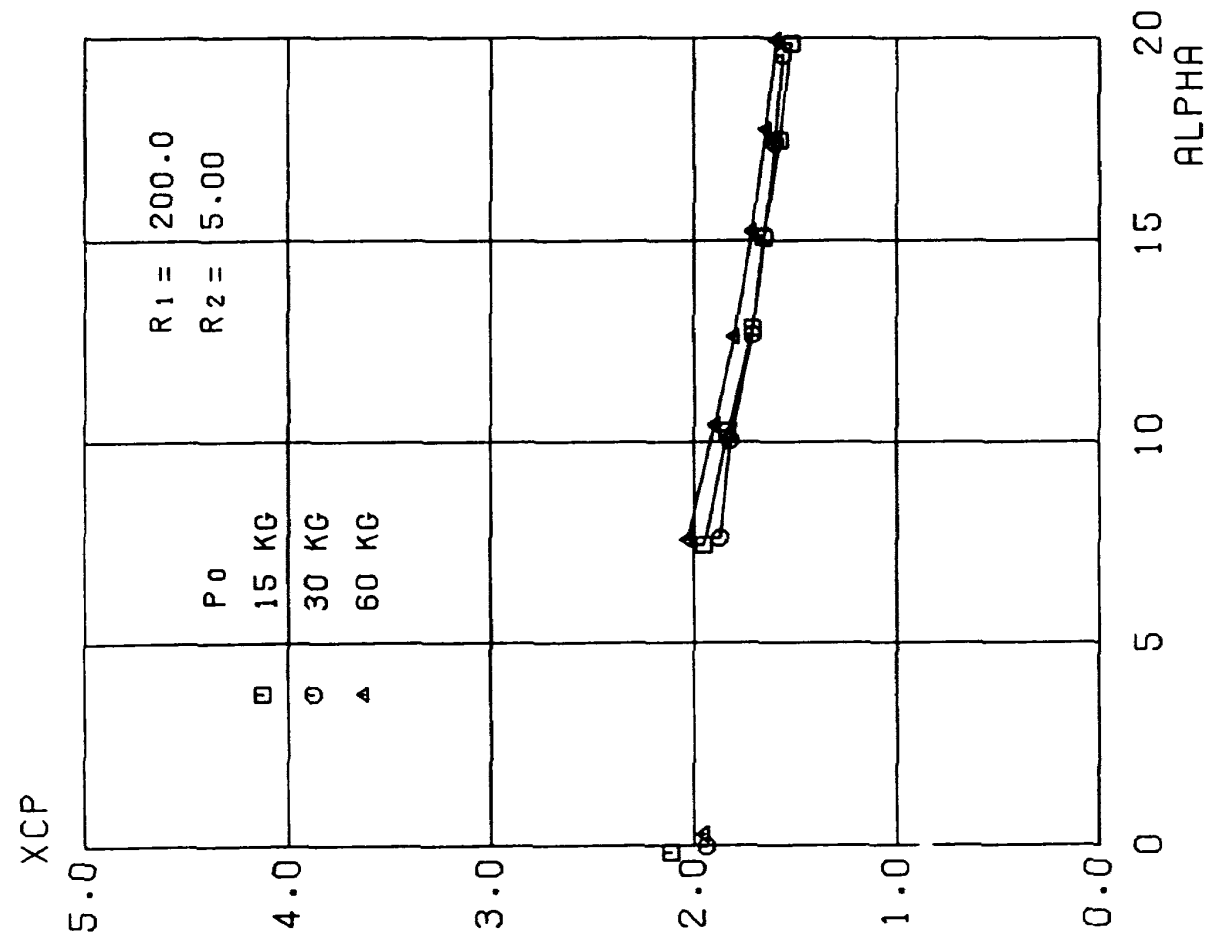


図26 続 (4)  $R_1=200.0, R_2=5.00$

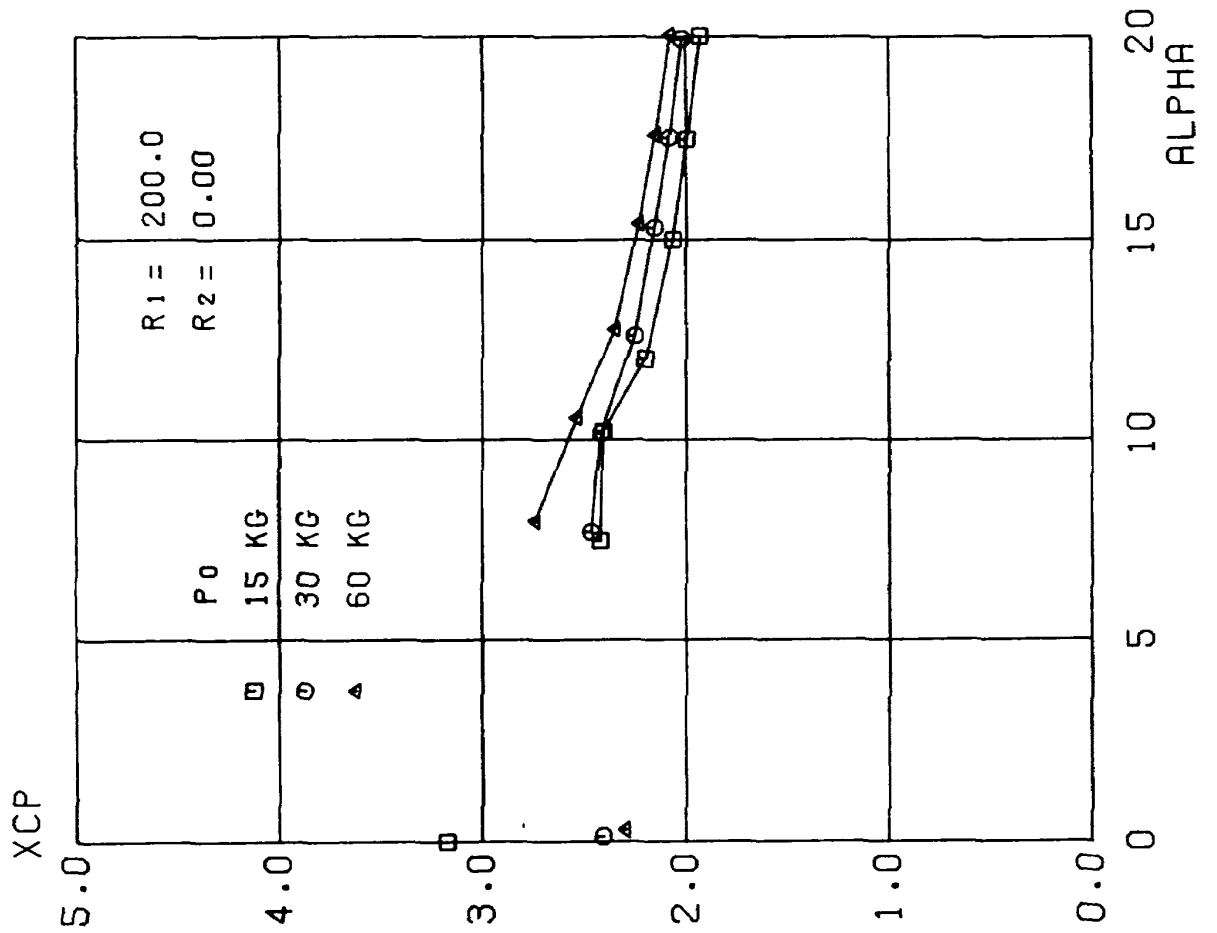


図26 続 (3)  $R_1=200.0, R_2=0.00$

---

## 航空宇宙技術研究所資料476号

昭和57年10月発行

発行所 航空宇宙技術研究所  
東京都調布市深大寺町1880  
電話武蔵野三鷹(0422)47-5911(大代表)〒182  
印刷所 株式会社実業公報社  
東京都千代田区九段南4-2-12

---

