

UDC 533.69.04

# 航空宇宙技術研究所資料

TECHNICAL MEMORANDUM OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TM-391

遷音速におけるYX機用主翼翼断面風洞試験

西 武 徳 ・ 神 谷 信 彦 ・ 高 梨 進

1979年6月

航空宇宙技術研究所  
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

# 遷音速における YX 機用主翼翼断面風洞試験\*

西 武 徳\*\* 神 谷 信 彦\*\* 高 梨 進\*\*

## 1. ま え が き

昭和48年4月に民間輸送機開発協会が発足して、米国 Boeing 社との次期民間輸送機 YX の共同開発について調査を開始した。航技研も YX の開発には協力し、その一部として13枚の翼型に関する遷音速二次元風洞試験、データ処理および一部の翼型の設計を同協会からの受託研究として昭和48年7月から昭和49年6月の期間に第一次、第二次、第三次にわけて行った。

第一次、第二次の風洞試験に用いられた供試翼型は、これまでに発表された遷音速翼型の特徴を把握するために、Garabedian & Korn<sup>(1),(2)</sup>、神谷<sup>(3),(4)</sup>、高梨<sup>(5)</sup>、WHITCOMB<sup>(6)</sup>の方法により設計された翼型である。神谷の方法による翼型は、YX の設計条件を目標として設計された新しいものである。これらの一連の風洞試験研究によって得られた知識を利用して、YX の設計条件を考慮に入れながら新しい翼型を設計し、第三次の風洞試験を行った。なお風洞の特性およびレイノルズ数効果を調べるために、第一次試験において NACA 64A410 および Garabedian & Korn の翼型の特性を他の風洞試験結果と比較した。

これら YX の開発にともなう一連の風洞試験結果が数少ない遷音速翼型の実験に一例を加え得ることを期待して、その風洞試験結果をここに報告する。

## 2. 記 号

$C$	翼弦長
$C_D$	抵抗係数
$C_L$	揚力係数
$C_{L1}$	低速における揚力係数
$C_N$	迎角零度における揚力係数
$C_M$	前縁から25%翼弦長位置まわりのモーメント係数
$C_P$	翼面上の圧力係数
$C_{P1}$	翼面上の低速圧力係数
$D$	抵抗

$f$	翼面上における $\frac{P}{P_0}$ の平均値
$F$	$M_{DD}$ における $f$
$F_S$	仮想的圧力分布における上面 $\frac{P}{P_0}$ の平均値 $\frac{P}{P_0} = 0.53$ から $\frac{X}{C} = 100$ まで直線を引いた分布
$H$	後縁における境界層の排除厚/運動量厚の比
$L$	揚力
$\frac{L}{D}$	揚抗比
$(\frac{L}{D})_{\max}$	揚抗比の最大値
$M$	マッハ数
$M_\infty$	一様流マッハ数
$M_{DD}$	抵抗発散マッハ数
$M_{LD}$	揚力発散マッハ数; $dC_L/dM_\infty = 0$ が成り立つ $M_\infty$
$\Delta M_{DD}$	実験 $M_{DD}$ の値から TDM-67009 記載のルーフ・トップ翼の $M_{DD}$ の値をひいたもの
$(\frac{ML}{D})_{\max}$	揚抗比の最大値にマッハ数を掛けたもの; 空力効率を示す。
$P$	翼面上の圧力
$P_0$	総圧
$R_e$	レイノルズ数
$t$	局所的な翼の厚み
$\frac{t_{\max}}{C}$	厚み比
$U$	非圧縮流における翼面上の流速
$U_0$	非圧縮流における一様流の速さ
$X$	前縁を原点とする気流方向の座標
$x$	翼の局所長さ
$\frac{X}{C}$	翼弦比
$\beta$	$\sqrt{1-M_\infty^2}$
$\epsilon$	$x=0.9875C$ において上下面がなす角
$\phi$	ダミー変数
$\delta M_{DD}$	実験 $M_{DD}$ の値から設計 $M_{DD}$ の値を引いたもの
$\theta$	翼表面が一様流となす角
$X_R$	roof top 翼の肩における X 座標

## 3. 担 当 者

航 技 研                      YX 協会  
 神 谷 信 彦                      空 力 班

\* 昭和54年6月11日受付  
 \*\* 空気力学第二部

	西	武徳		
2. 翼型設計	神谷	信彦	稲野	収
		高梨	和仁喜三郎	進
	西	武徳	荒川	治彦
3. 風洞試験	西	武徳	稲野	収
			和仁喜三郎	
			荒川	治彦
4. データ処理	西	武徳	稲野	収
			和仁喜三郎	
			荒川	治彦
5. 解析	西	武徳	稲野	収
			和仁喜三郎	
			荒川	治彦

4. 実験装置，模型および内容

実験装置として用いられた主なものは，風洞および圧力測定用連成式多管マンノメータである。

実験に用いた風洞は，航空宇宙技術研究所 100mm×400mm の吹出式遷音速二次元風洞である。風洞は，内径約 10m の球形貯気槽に圧縮された乾燥空気 ( $20\text{kg}/\text{cm}^2$ ) を空気源として使用する開放路型の風洞である。風洞測定部には，油圧式調圧弁によって一定量の圧縮空気を送っている (集合胴総圧  $1.75\text{kg}/\text{cm}^2$ )。

マッハ数は，測定部下流にあるマッハ数制御弁で流れをチョークさせて制御している (図-1，図-2 参照)。

風洞測定部の上下面は開口比 4% の多溝壁で，左右面は固体壁である。測定部断面は，100mm×400mm で，その左右面には直径 200mmφ，厚さ 20mm のシュリーレン用光学窓硝子が中心にはめられて，これが模型の支持装置になっている (写真-1)。翼後縁より翼弦長の 3 倍 (300mm) 下流の位置に楕型ピトー総圧管および静圧管をおき，伴流中の総圧と静圧を測定して抵抗係数を計算している。この楕型ピトー管 (図-3) の上下方向への移動は，電気的に遠隔操作が出来るようになっている。

計測マッハ数範囲は， $M=0.5\sim 0.95$ ，計測迎角は  $\alpha =$

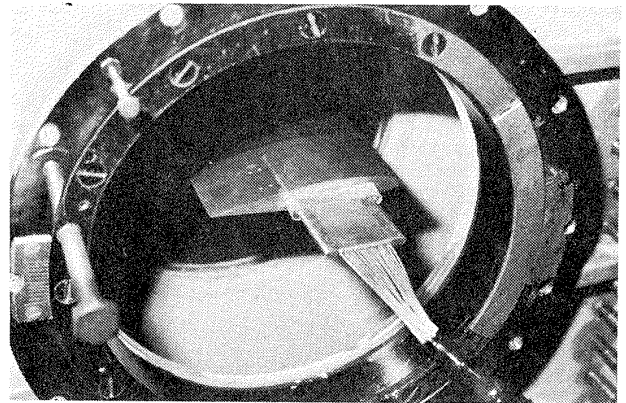


写真-1 翼研支持装置

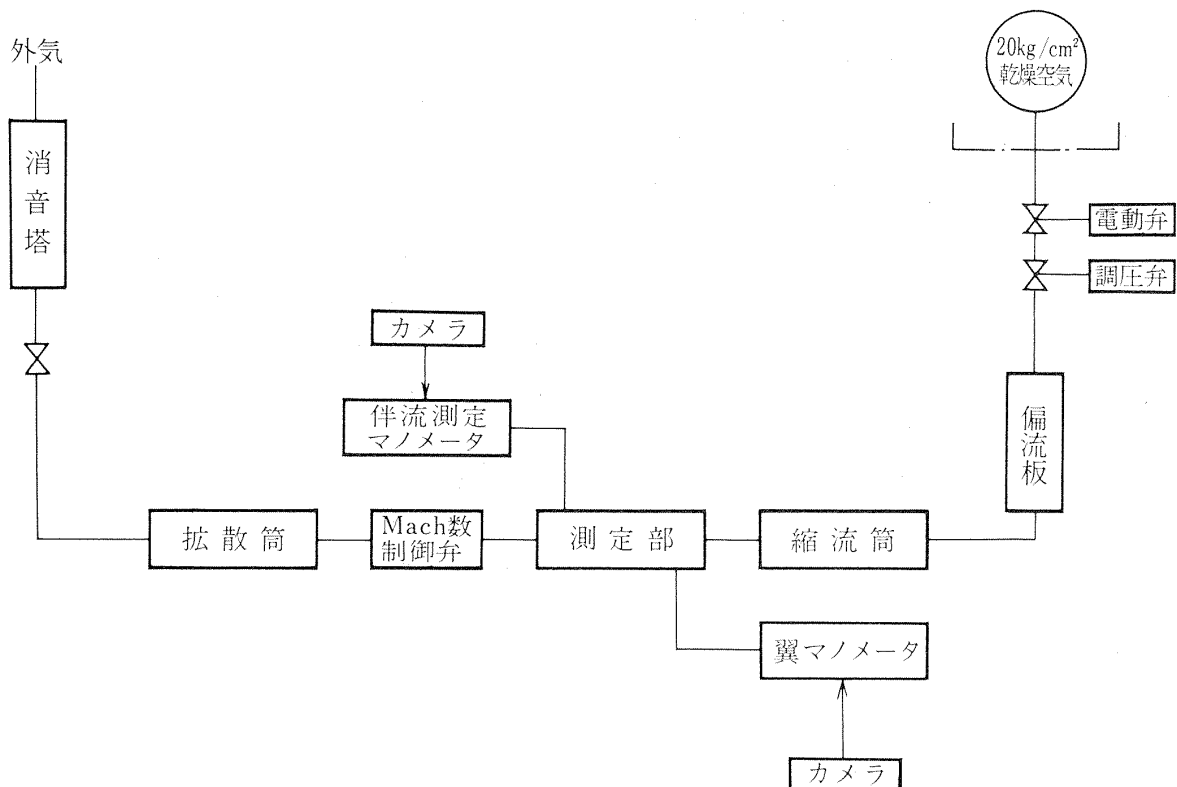


図-1 風洞および実験装置ブロック図

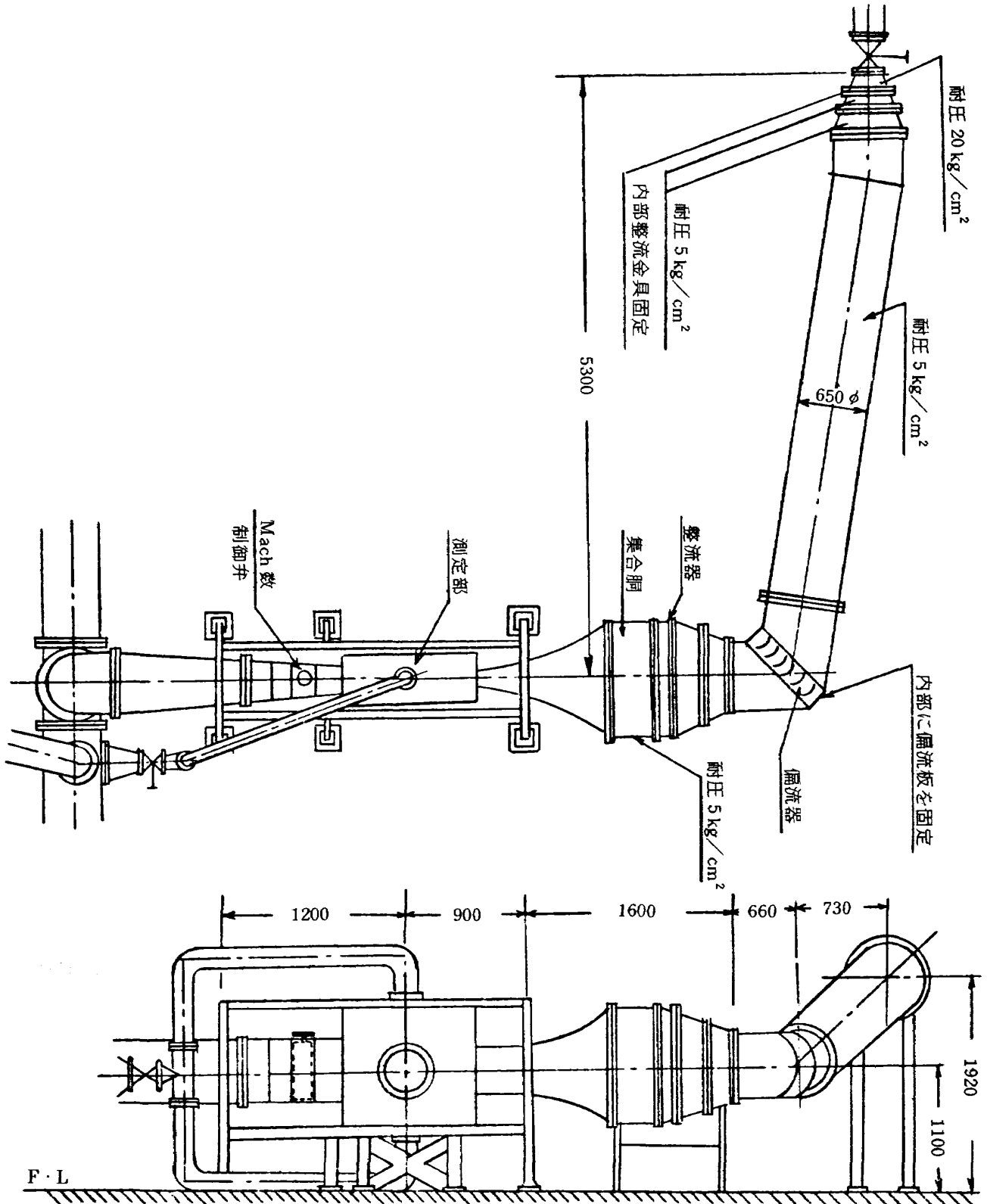


図 - 2 遷音速二次元風洞概略図

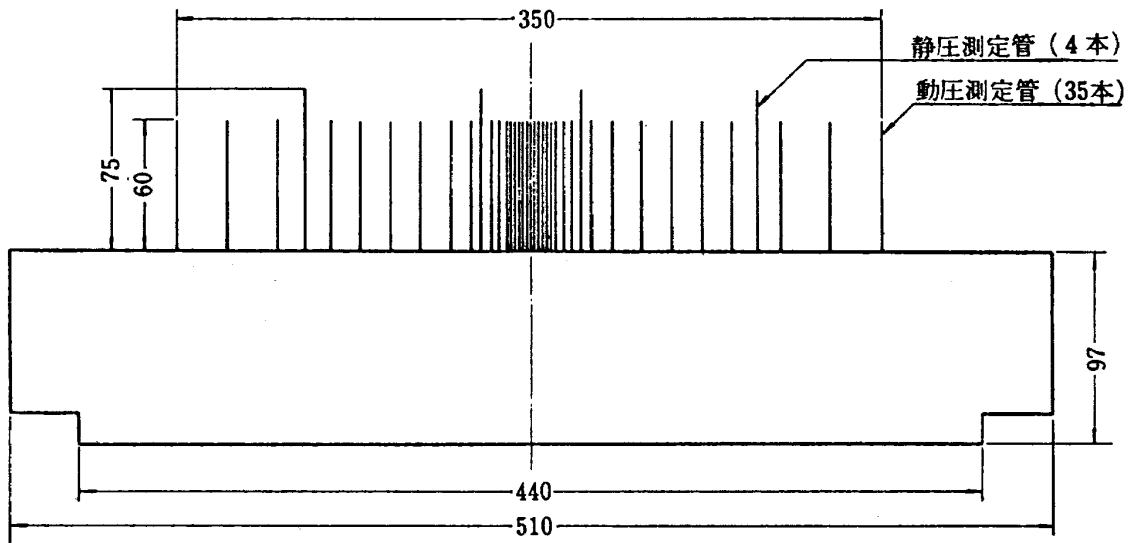


図-3 抵抗測定に用いたピトー管概念図

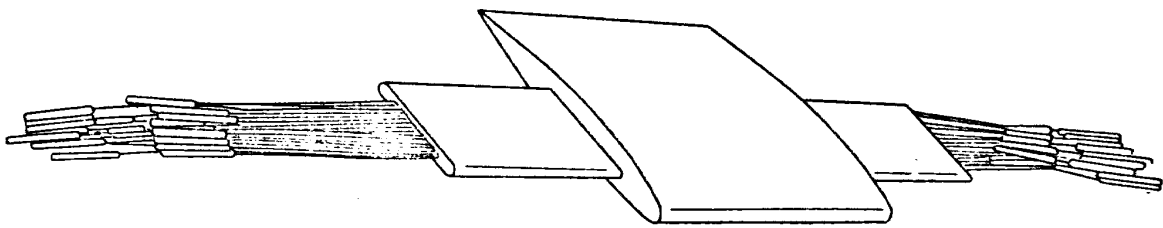


図-4 使用した翼型の概観図

$-2^{\circ} \sim 12^{\circ}$  の範囲で、レイノルズ数範囲は、 $R_e = 1.6 \sim 2.4 \times 10^6$ 、基準長さは 100mm である。

模型は翼弦長 100mm で、翼幅は風洞測定部幅と等しく 100mm である(図-4)。模型の支持方式は、風洞測定部シュリーレン窓硝子の中心部より 25mm 前方に幅 40mm、高さ 4mm の穴があり、それに模型の腕を差し込み固定するものである。これらの模型の上下面中心部には、前縁から 10% までは  $0.3\text{mm}\phi$  (約 13~15 点)、10%~10.0% $=X/C$  までは  $0.5\text{mm}\phi$  の静圧孔(約 44~42 点)が約 57 点設けられている。これらの静圧孔は、測定部から風洞壁を経て連成式多管マンオメータに接続され翼の圧力分布を測定するのに用いられている。この圧力分布を積分することによって揚力係数  $C_L$ 、縦揺れモーメント係数  $C_M$  を求めている。また連成式多管マンオメータを写真撮影することにより圧力変動にもとづく読取誤差をなくした。風洞壁修正は行っていない。

## 5. 第一次、第二次風洞試験

第一次、第二次試験においては、風洞の検定、レイノルズ数効果の検討、各種遷音速翼型の比較検討を行なっ

た。翼型には製作順に YX-No1, YX-No2 のように番号をつけた。第一次試験(昭和48年7, 8月)においては、YX-No1~YX-No6 の 6 枚、第二次試験(昭和49年2, 3月)においては、YX-No11~YX-No14 の 4 枚の翼型について実験を行なった。

### 5.1 翼型

#### 5.1.1 風洞検定用およびレイノルズ数効果検討用の翼型 (YX-No1, No2)

風洞検定用の YX-No1 には、NACA64A410 を選んだ。図-5 に翼型および低速における速度分布を示す。この翼型については、ほぼ同じレイノルズ数において NACA の実験データがあり<sup>(1)</sup>、これと比較することによって、この風洞のデータの信頼性を確かめた。

またレイノルズ数がほぼ 1 桁多いカナダ NAE の高レイノルズ数風洞<sup>(1),(2)</sup>の実験と同翼型の本風洞における実験を比較し、レイノルズ数効果の検討を行なった。また後述の YX-No2 についても同風洞の測定値と比較し、同様にレイノルズ数の効果を調べた。

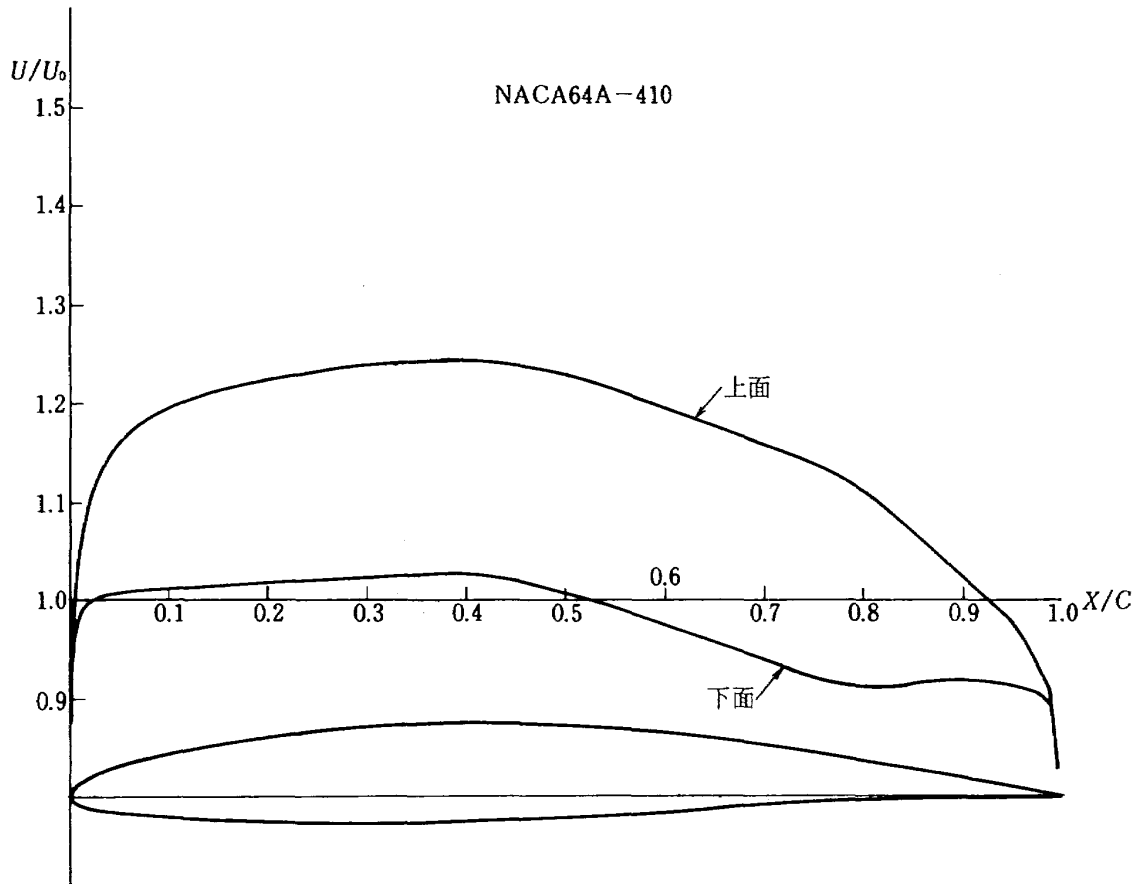


図-5 使用した翼型と低速における速度分布 (YX-No. 1)

### 5.1.2 各種遷音速翼型の代表例

YX-No.2～YX-No.6, YX-No.11～YX-No.14は遷音速翼型の代表例である。そのうちNo.2～No.4は実験開始の時点以前にすでに設計されていた翼型の中から代表的なものを選び、No.5, No.6, No.11～No.14は既発表の方法を用いてYXの設計条件に合わせて新たに設計したものである。

(a) すでに設計されていた翼型 (YX-No.2, No.3, No.4) いわゆる Supercritical wing と名づけられたものとして、はじめて座標の発表された Garabedian & Korn<sup>(1)</sup> の翼型を No.2, No.3 とした。翼型および設計圧力分布を図-6に示す。これはホドグラフ法を用いて設計された衝撃波を伴わない翼型である。よく知られている

Nieuwland および図-7に示す高梨の衝撃波なし翼型の設計上面圧力分布が、前縁付近における急激な膨張とそれにつづく圧力上昇、すなわち右下がりの圧力分布を特徴としているのに比較して、この翼は図-6に示すように前縁付近の膨張が比較的ゆるやかで、それにつづく圧力が約60～70%翼弦長まで変化がゆるやかな roof top 的圧力分布をその特徴としている。また後縁付近の大きな rear loading もその特徴の一つである。

航空宇宙技術研究所においては、高梨が衝撃波を伴わない翼型の設計法を確立し、何枚かの翼型を設計していた。その中の代表的なものを選びNo.4とした。その翼型と設計圧力分布を図-7に示す。上述のようにNo.2, No.3の roof top 圧力分布とは異なり右下がりの上面圧力分布をその特徴としている。

これら翼型の設計概要を表1に示す。

(b) 神谷の方法により設計したYX用翼型 (YX-No.5, No.6, No.11)

実験開始当時 YX 用翼型の設計目標は、表-2に示すものであった。これを目標として、No.5とNo.6の2枚の翼型を付録に示す神谷の方法を用いて設計した。

780-503-12の $M_\infty=0.8$ ,  $C_L=0.43$ における上面の局所超音速領域圧力分布を目標圧力分布とした(780-503-12は翼型名を表わし、はじめの780は設計マッハ数が0.780, 次の503は設計揚力係数が0.503,最後の12は厚み比が12%であることを示している)。上下面の $H_{max}$ を2.0にした場合は設計揚力係数は0.30～0.347となり、これをNo.5とした。上下面の $H_{max}$ を2.4にした場合は設計揚力係数は0.30～0.441となりこれをNo.6とした。

設計マッハ数を少し下げて $M_\infty=0.79$ とし、境界層に

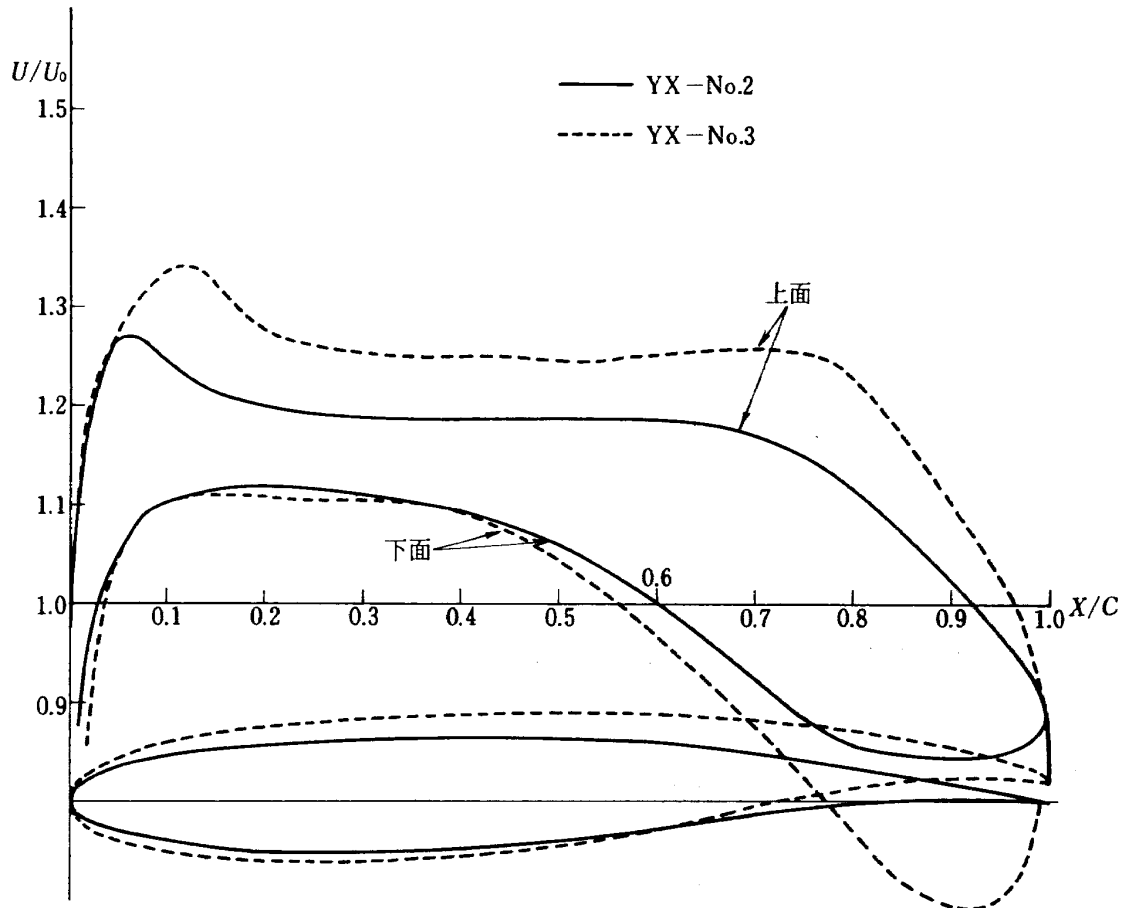


図 - 6(a) 使用した翼型と低速における速度分布 (YX-No. 2, No. 3)

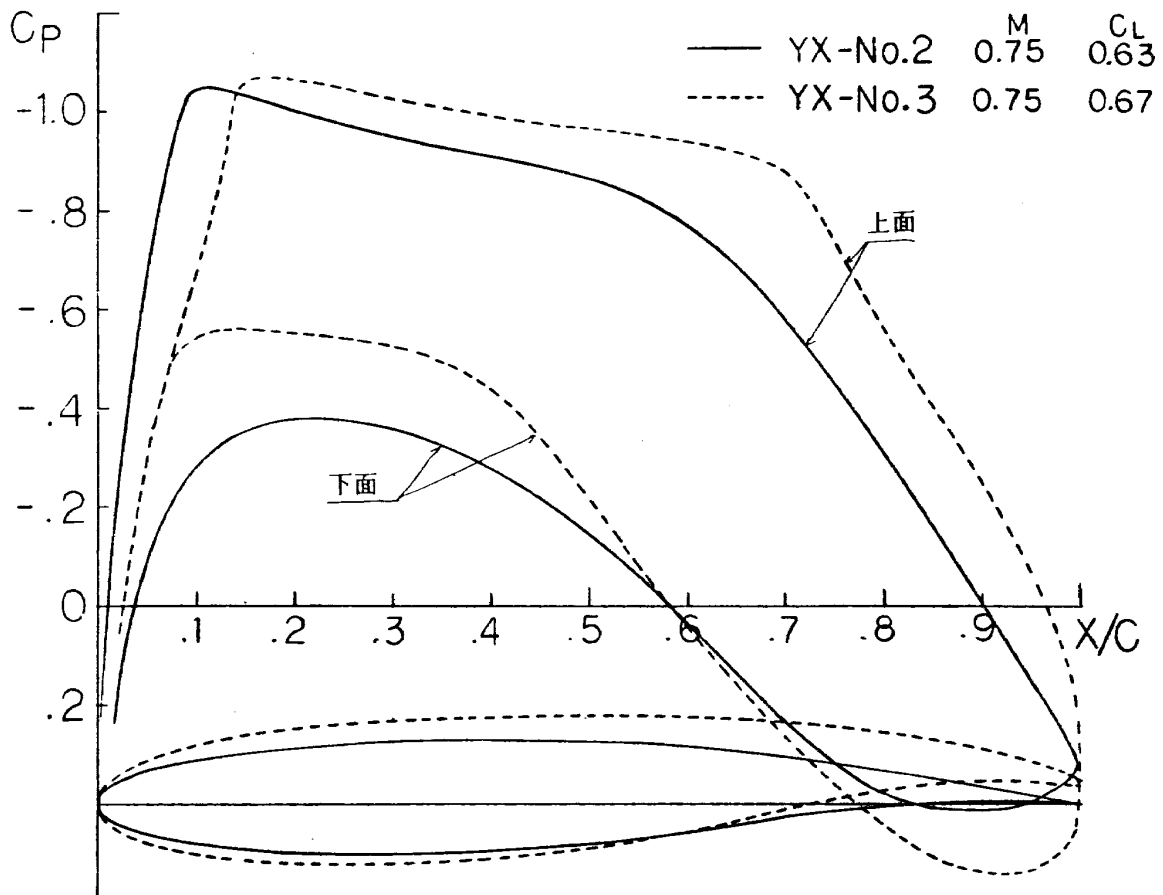


図 - 6(b) 使用した翼型と  $C_p$  分布 (YX-No. 2, No. 3)

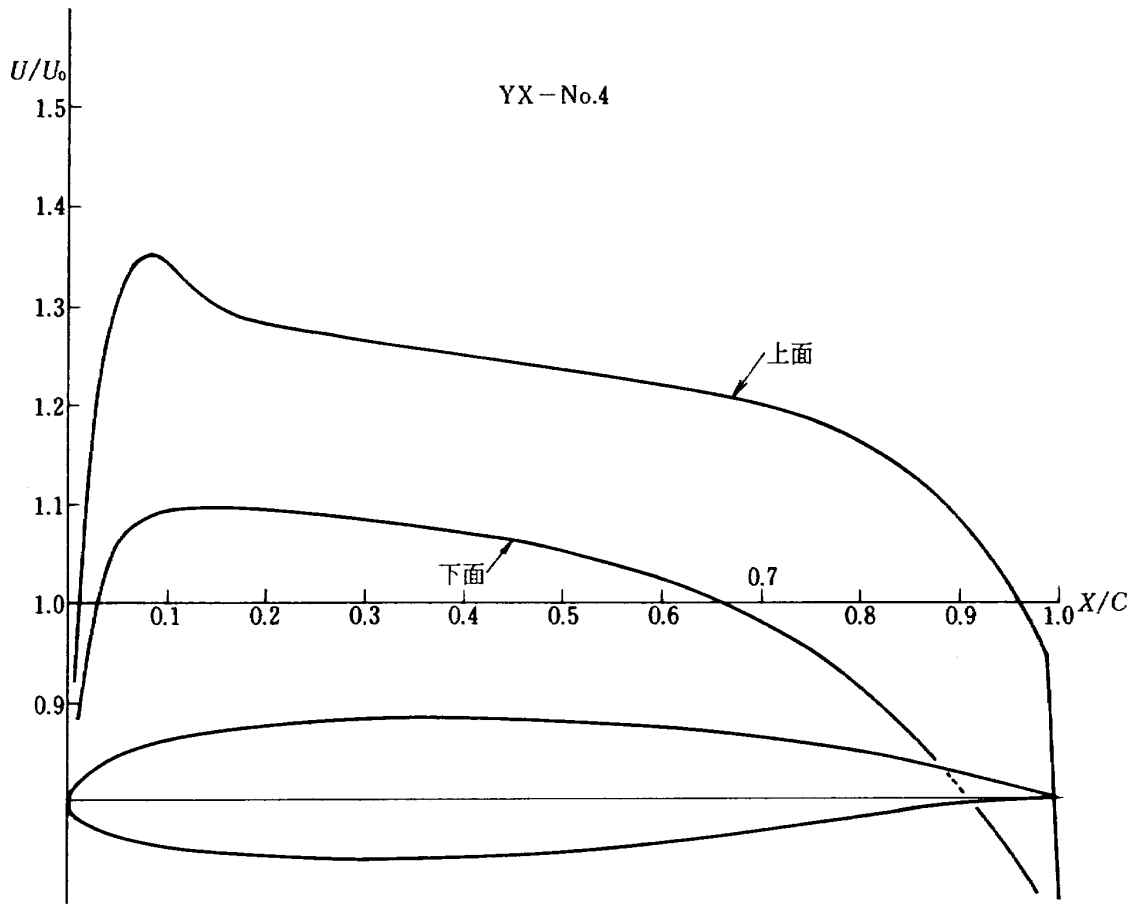


図-7(a) 使用した翼型と低速における速度分布 (YX-No.4)

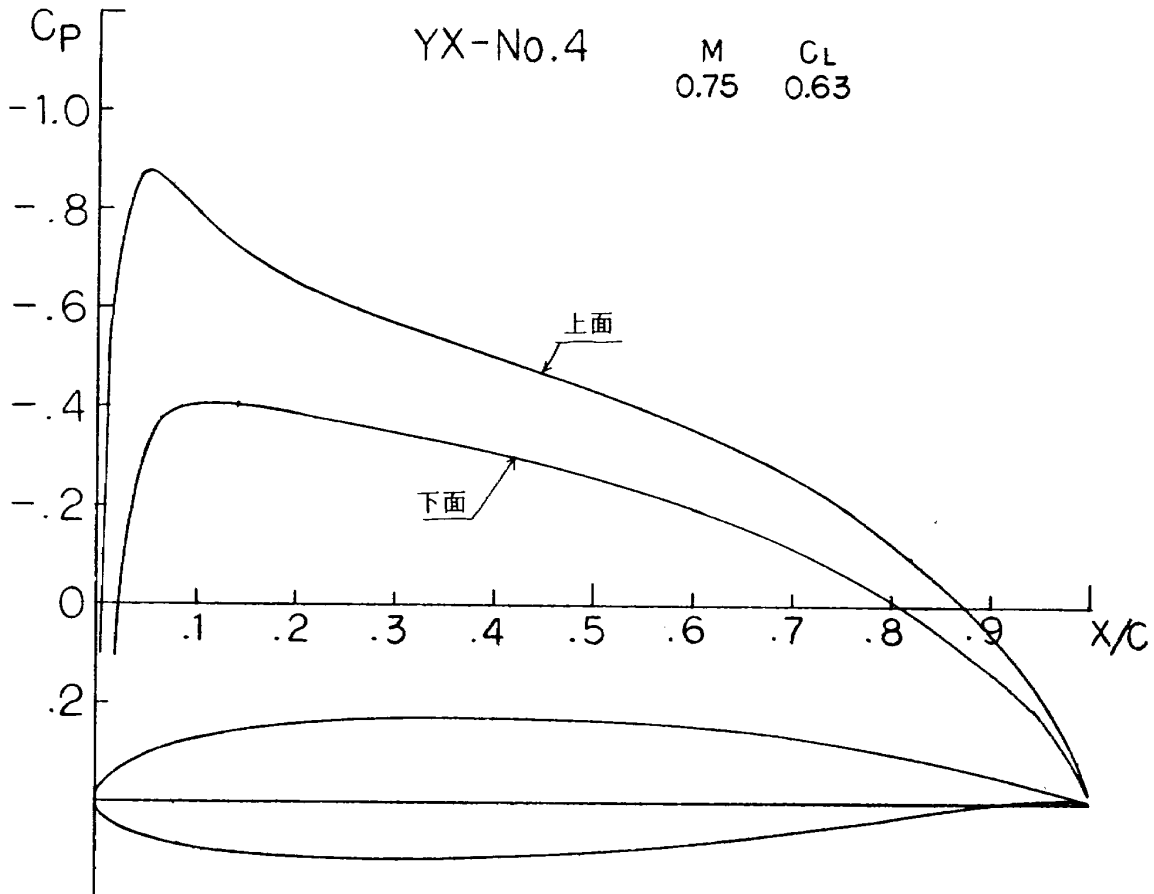


図-7(b) 使用した翼型と  $C_p$  分布 (YX-No.4)



表-1 供試翼断面設計概要 その1

翼 型	設 計 点			設 計 法	特 徴, 選 定 理 由, 問 題 点
	M	$C_{LI}$	$t/c$		
YX-No.1 NACA64A410	0.0	0.40	0.100	非圧縮逆解法 <sup>14)</sup>	層流翼型, Conventional翼型の1例として, 他翼との比較の基準となる。
YX-No.2	0.75	0.63	0.115	ホドグラフ法 <sup>1)</sup>	設計点(翼厚, 風圧分布)からみて, 実用に近い特性を持つと考えられ, かつNAE高 $R_e$ 数風試結果もある。 $R_e \div 2 \times 10^6$ では上面後縁の剥離
YX-No.3	0.75	0.667	0.145	ホドグラフ法 <sup>1)</sup>	翼厚の大きい翼型 $R_e \div 2 \times 10^6$ では上下面共に剥離が心配
YX-No.4	0.70	0.615	0.142	ホドグラフ法 <sup>5)</sup>	No.2, No.3が設計点から風試の $M_{DD}$ までの余裕小と考えられるのに対し, 相当の余裕が見込まれる
YX-No.5	0.80	0.30 0.35	0.130	非圧縮逆解法 <sup>4)</sup>	$R_e \div 2 \times 10^6$ で剥離のParameterを上下面共に $H \leq 2.0$ で設計
YX-No.6	0.80	0.30 0.44	0.130	非圧縮逆解法 <sup>4)</sup>	No.5に対し, $H \leq 2.4$ と条件をゆるめRear Loadingを大きくしたもの
YX-No.11	0.791	0.30 0.553	0.130	非圧縮逆解法 <sup>4)</sup>	設計点をM小, $C_L$ 大, $H \leq 2.25$ (但し上面は95%まで)設計
YX-No.12	0.722	0.543	0.125	幾何学的形状決定法 <sup>6)</sup>	NASA, Whitcombより提出された特許(超音速用の翼型)に記載された幾何学的形状計算法により設計。下面 $H \leq 2.25$ なおNo.13, No.14ともに上面前縁~最小曲率点までの形状に問題あり, 3角分布
YX-No.13	0.696	0.781	0.127	幾何学的形状決定法 <sup>6)</sup>	形状的に余り特異でなく, 上面曲率分布, $\theta$ 分布がNo.3とNo.12の間にあるもの
YX-No.14	0.746	0.554	0.130	幾何学的形状決定法 <sup>6)</sup>	特許で recommend された形状に最も近いもの(最小曲率点: 上面40%, 下面33%, 後縁角 $0^\circ$ )

表-2 YX用翼型の設計目標

YX用翼型の設計目標(昭和48年5月)	
項 目	設 計 値
厚み比 $t/c$	0.13
揚力係数 $C_L$	0.3~0.45
抵抗発散マッハ数 $M_{DD}$	0.8以上

については, 95%翼弦長まで $H < 2.25$ であれば良いとして, 下面で $H_{max}$ を2.25にした場合は設計揚力係数が0.35~0.553となり, これをNo.11とした。図-8にNo.5, No.6, 図-9にNo.11の翼型と低速設計圧力分布を示す。

これらの翼型の設計概要を表1に示す。

(c) WHITCOMBの方法により設計したYX用翼型 (YX-No.12, No.13, No.14)

YX-No.12, No.13, No.14翼は1972年の公開特許公報<sup>(6)</sup>に記載されている Supercritical wing の翼型座標計算式に従って計算した翼型である。翼型座標計算式は上面

および下面の最小曲率点の  $x \cdot y$  座標および後縁における傾斜角を与えると計算される幾何学的形状決定法で, どのようなパラメータを選ぶかは圧力分布等による判定基準がないので形状的に求める以外になく, 特徴としては前縁半径が相当大きく, 上面は可成り後方まで平坦であり, かつ下面後方の反りの程度が大きいものである。

YX-No.12翼はある程度下面の剥離に注意をほどこしたもので下面の $H \leq 2.25$ である。No.13は見た目に余り特異でなく, 上面の $\theta$ 分布がNo.3翼とNo.12翼の中間的なものである。最後のNo.14は公開特許公報で推薦されている各パラメータの値: 上面最小曲率点 $X/C = 40\%$ , 下面最小曲率点 $X/C = 33\%$ , 後縁角 $= 0^\circ$ を持つものである。翼型および低速圧力分布を図-10に示す。

これらの翼型の設計概要を表1に示す。

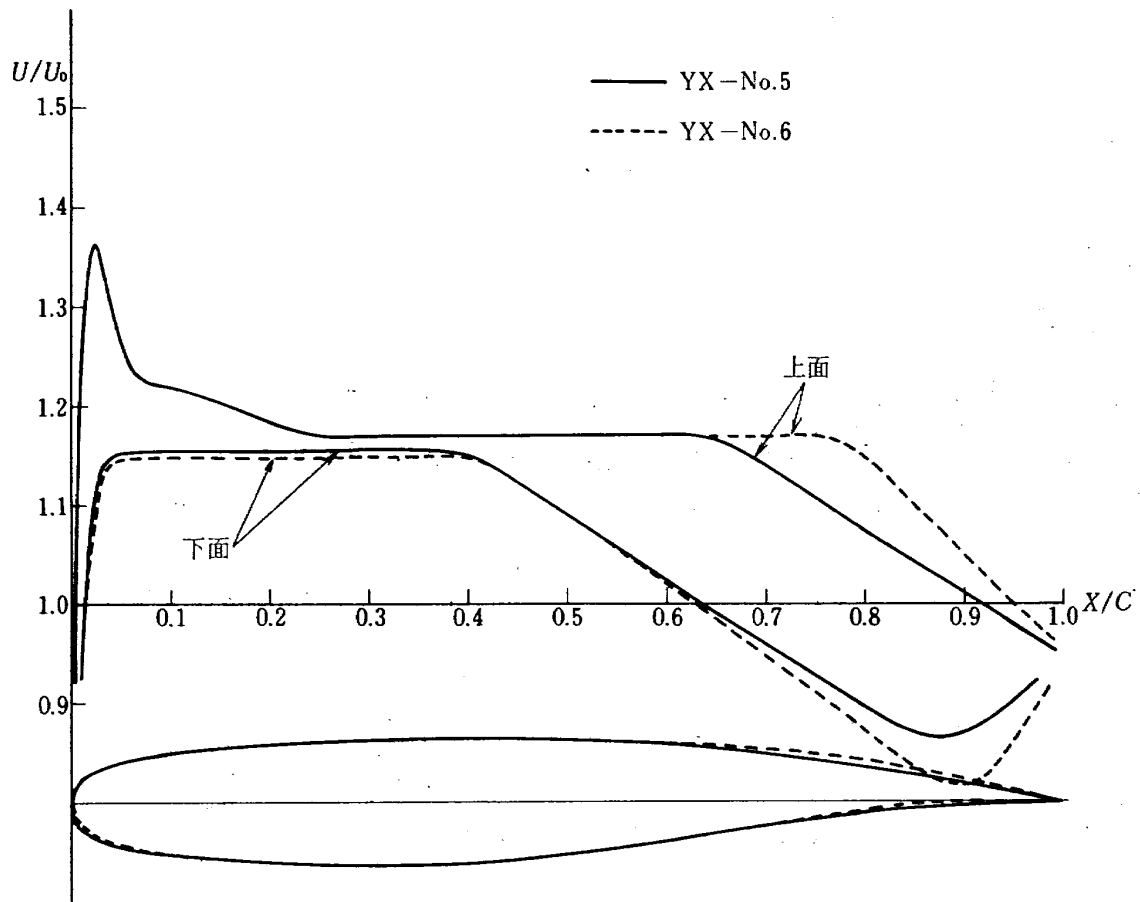


図-8 使用した翼型と低速における速度分布 (YX-No. 5, No. 6)

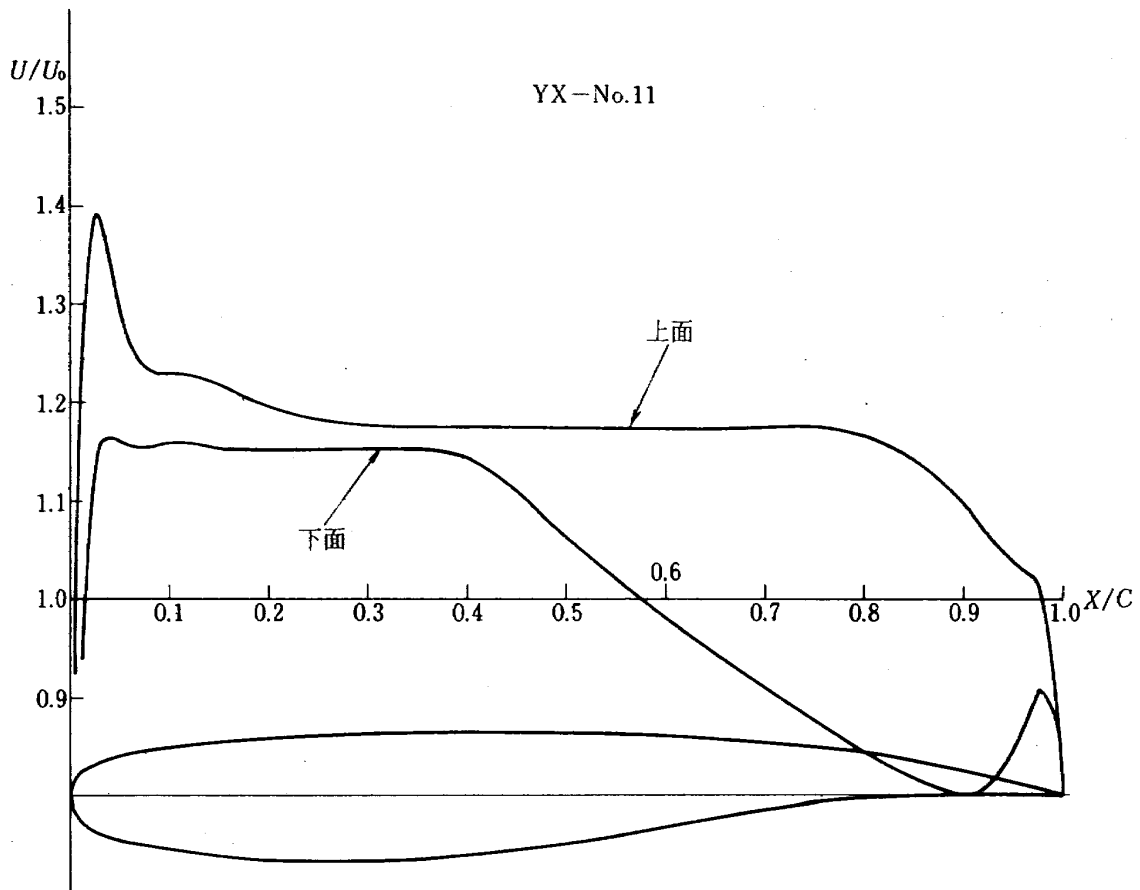


図-9 使用した翼型と低速における速度分布 (YX-No. 11)

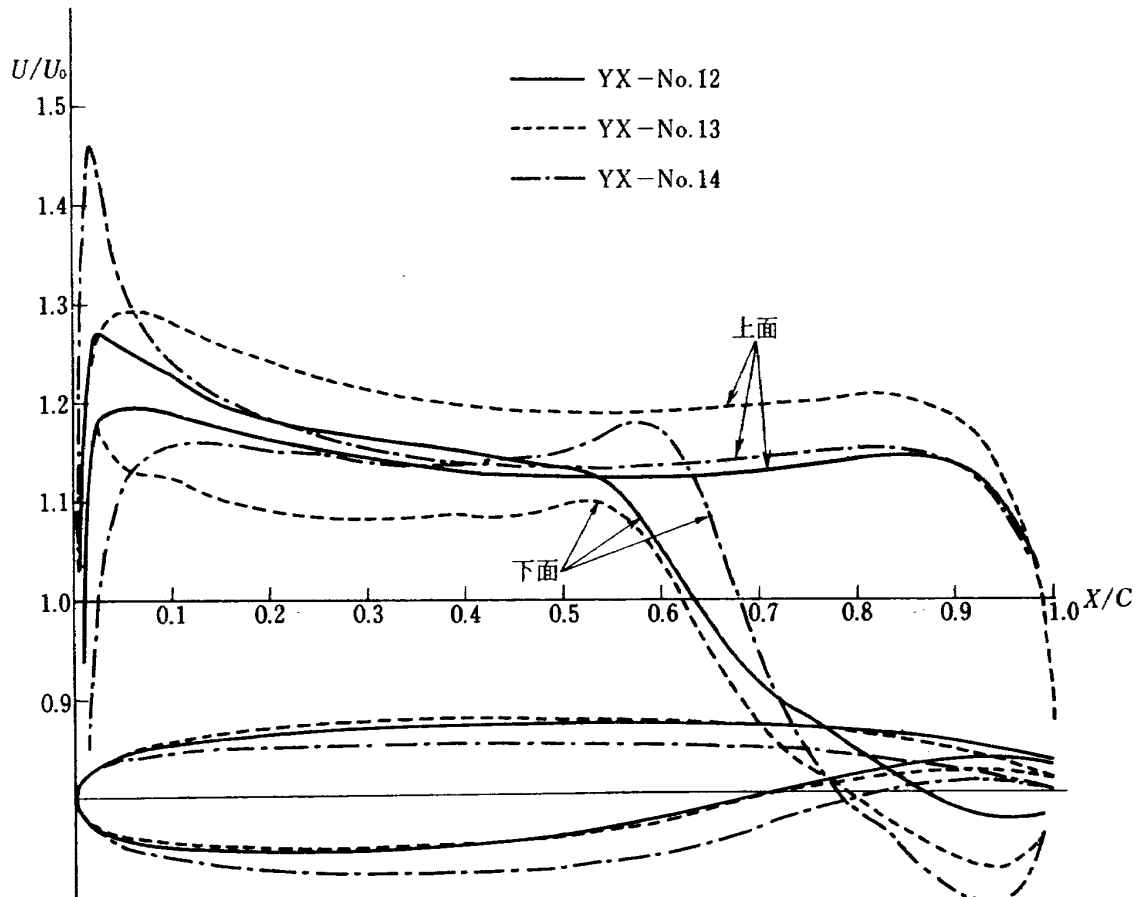


図-10 使用した翼型と低速における速度分布 (YX-No. 12; No. 13, No. 14)

## 5.2 実験結果

風洞試験を第一次、第二次と試験目的に沿って行った。その翼型10枚の三分力試験結果を図-11～図-40, drag polarを図-41～図-50に示した。これらの試験結果は、遷音速二次元翼型の参考資料として数少ないデータの中で非常に意義のあるものと思われる。

### 5.2.1 風洞特性およびレイノルズ数効果

本風洞の特性を検定するためにNACA64A410について、ほぼ同じレイノルズ数 ( $R_e = 2 \times 10^6$ ) で行なわれたNACAの実験結果<sup>(7),(11)</sup>と比較した。

図-51に、同じマッハ数、揚力係数における両者の圧力分布を比較する。同図(a)には、最大マッハ数が1以下の場合を示し、同図(b)には、一様流マッハ数が揚力発散マッハ数より高く、局所超音速領域があらわれ、かなり強い衝撃波をもつ場合を示す。両者の圧力分布の一致は非常によい。しかしNALの迎角は約 $1^\circ$ 高く、下面後縁付近の圧力係数はNALの方が最大約0.06小さい。図-52には、ほぼ同じ揚力をもつ迎角について三分力のマッハ数による変化を示した。前図で示したように同じ揚力については、迎角は約 $1^\circ$ 異なっている。 $C_D \sim M$ 曲線で $C_D$ のレベルが約0.004 NALの方が高い。静圧孔の存在

によって境界層が遷移し、その有無あるいは、静圧孔と伴流測定装置の翼幅方向の相対的位置の相違によって同翼の抵抗係数が約0.003異なることが報告されている<sup>(12),(13)</sup>。本実験においては静圧孔と同じ翼幅位置で抵抗を測定しており、境界層は前縁付近より遷移していると考えられる。NACAの実験においては、静圧孔と伴流測定装置の位置関係は不明であるが、NACAでは、圧力孔と異なる翼幅位置において自然遷移の場合の抵抗を測定したとすれば、NACAの実験と本実験の $C_D$ の測定値の差は説明することが出来る。また $C_M \sim M$ 曲線においてNALの方が約0.07高い値を示している。 $(\frac{\partial C_L}{\partial M})_\alpha = 0$ で与えられる揚力発散マッハ数 $M_{DD}$ はほとんど同じである。図-53にNACA64A410に関するほぼ同じレイノルズ数 ( $R_e = 2 \times 10^6$ ) におけるNACAの $C_L \sim M_{DD}$ 曲線を本実験と比較する。両者は極めて良く一致している。

レイノルズ数による空力特性の変化を調べるためにNACA64A410 (図-54) およびGarabedian & KornのYX-No.2 (図-55) の二枚の翼について、本実験結果 ( $R_e = 2 \times 10^6$ ) をカナダNAE高レイノルズ数風洞試験結果<sup>(1),(2)</sup> ( $R_e = 2 \times 10^7$ ) と比較した。

図-54, 図-55に同じマッハ数、揚力係数における両

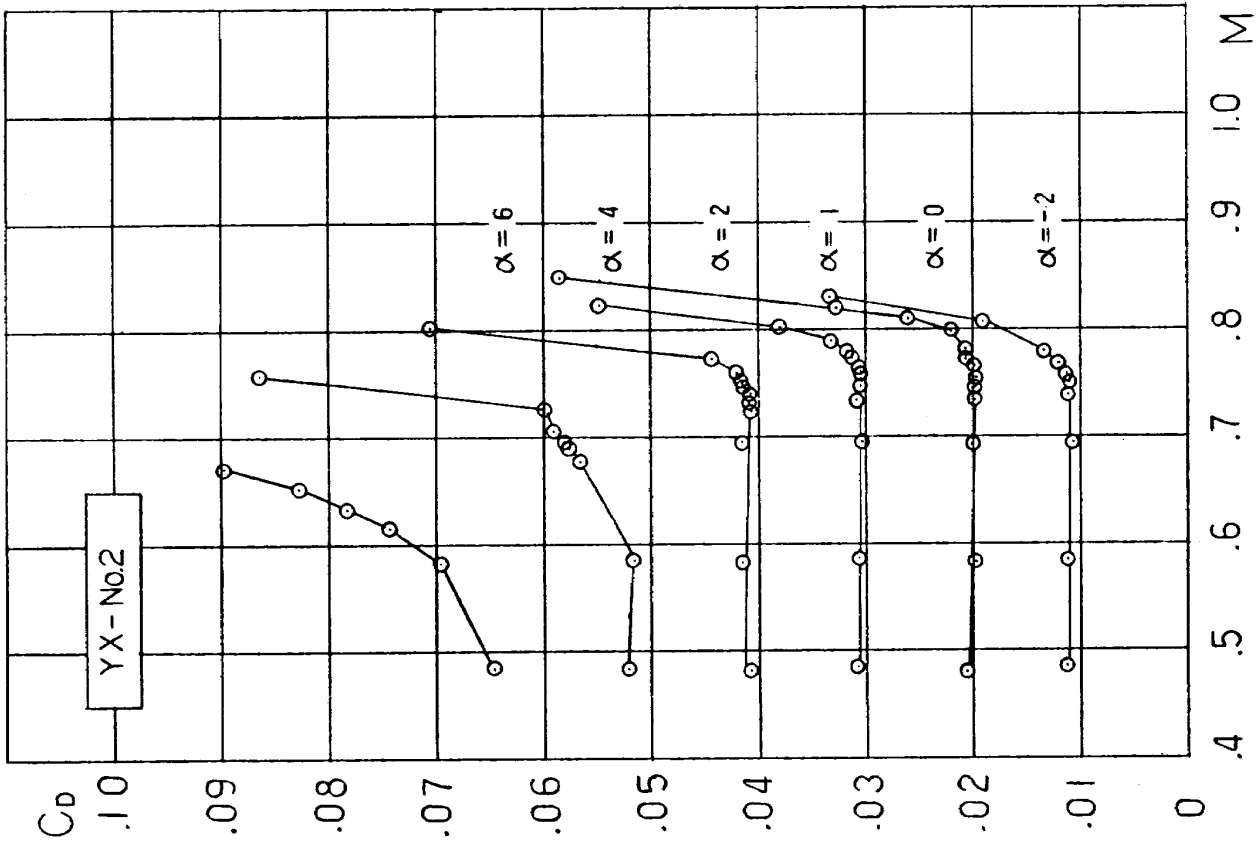


図-12 抵抗係数の測定結果, 一様流マッハ数との関係  
( $C_D$ の原点は迎角が増すごとに0.01移動させてある)

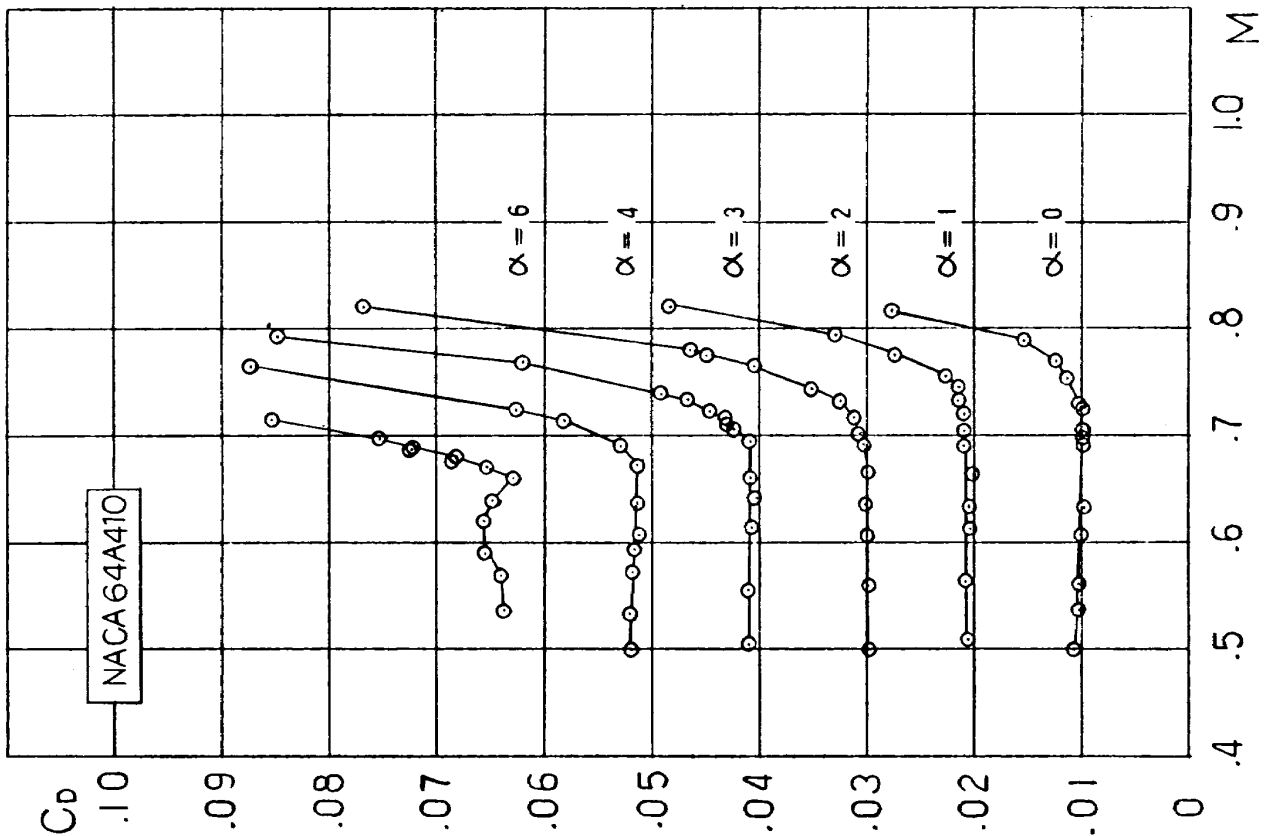


図-11 抵抗係数の測定結果, 一様流マッハ数との関係  
( $C_D$ の原点は迎角が増すごとに0.01移動させてある)

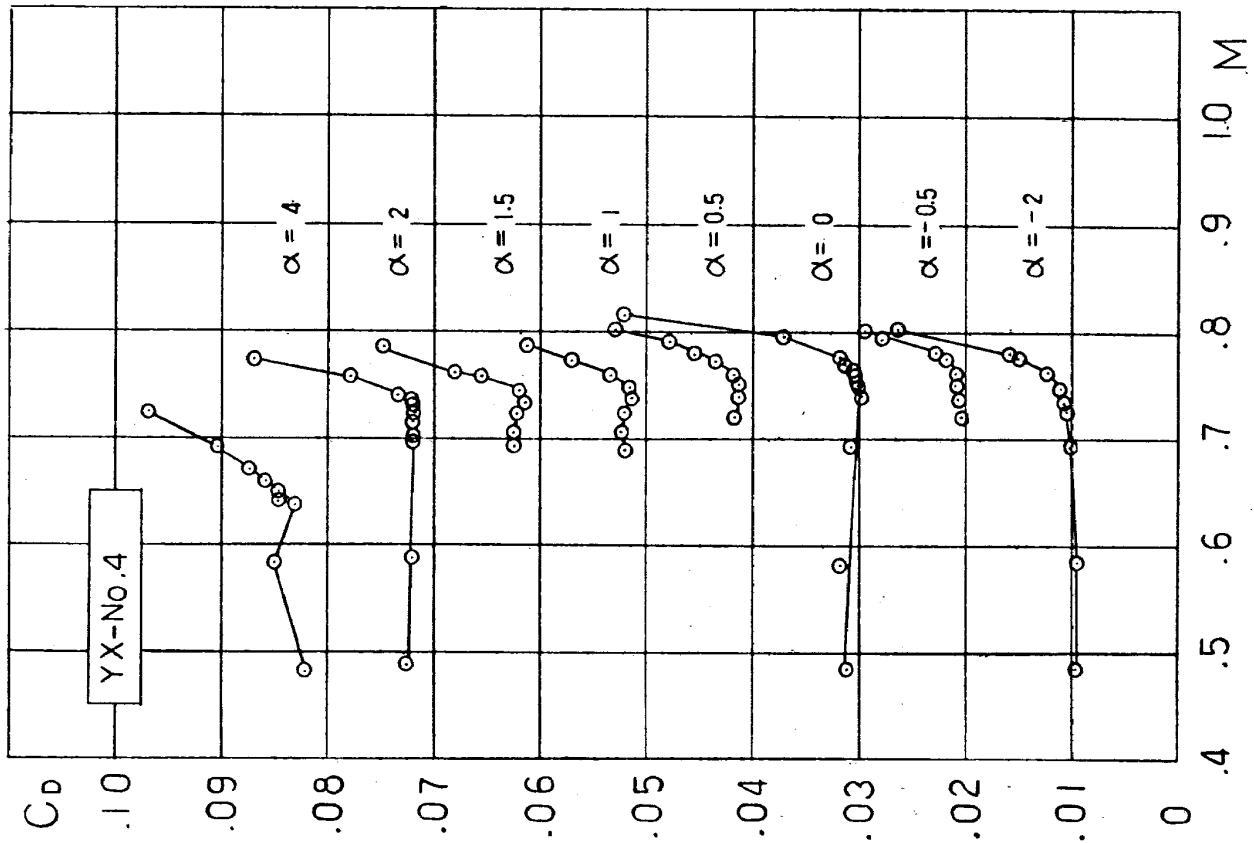


図-14 抵抗係数の測定結果, 一様流マッハ数との関係  
( $C_D$ の原点は迎角が増すごとに0.01移動させてある)

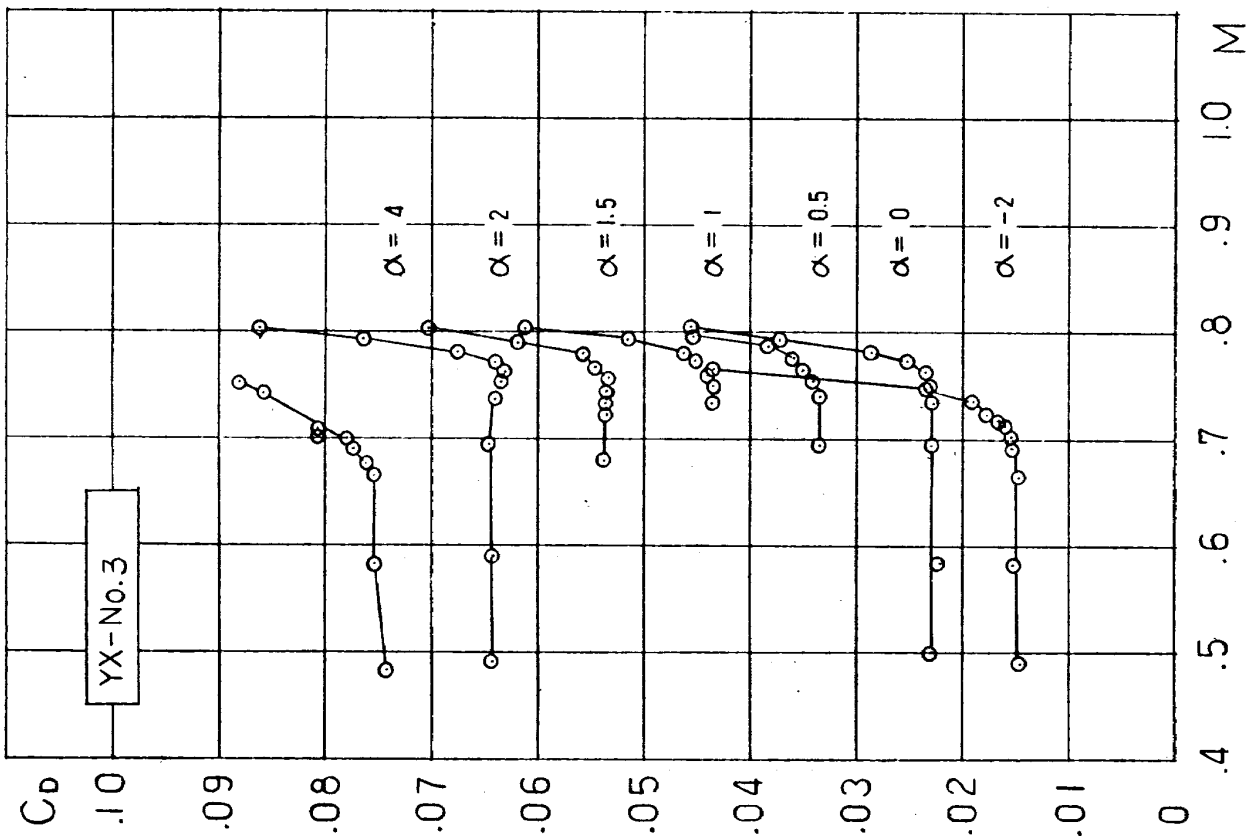


図-13 抵抗係数の測定結果, 一様流マッハ数との関係  
( $C_D$ の原点は迎角が増すごとに0.01移動させてある)

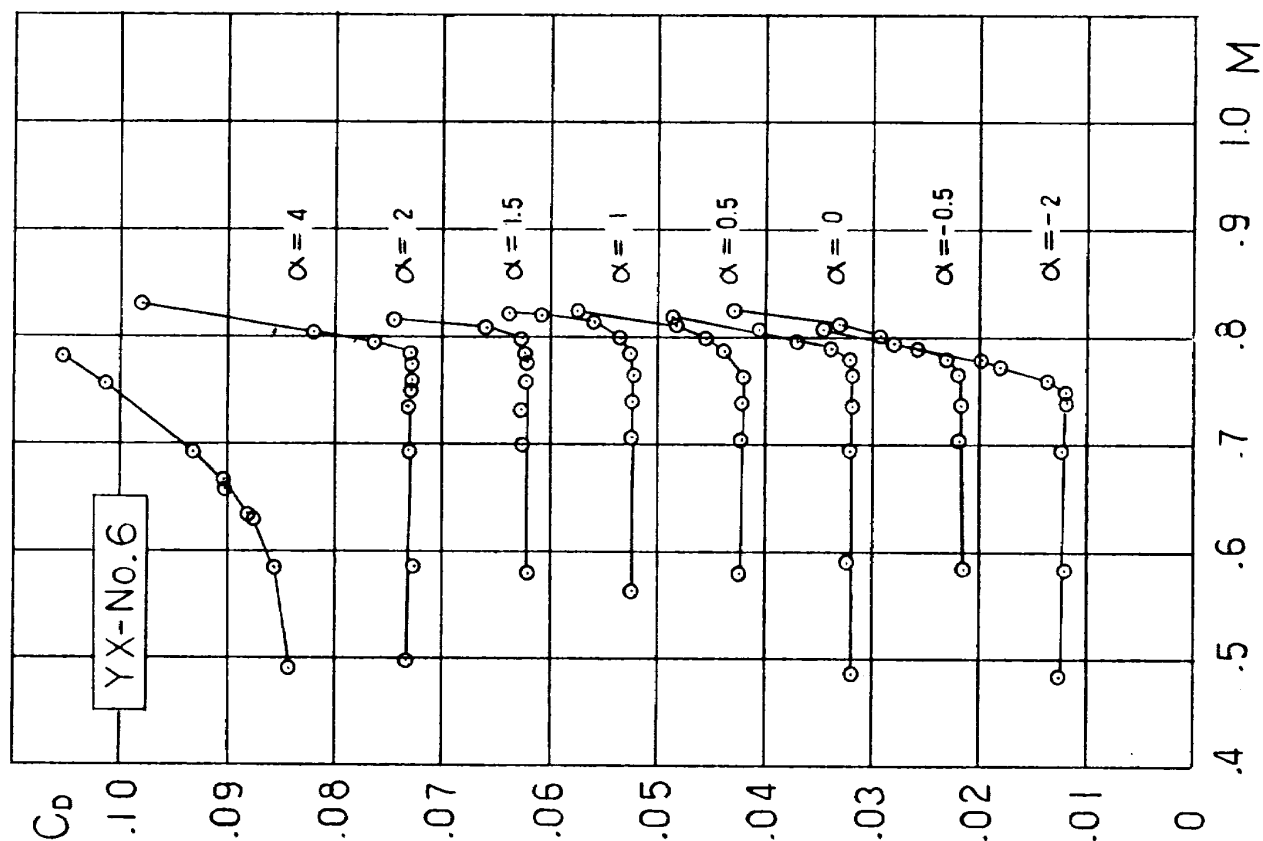


図-16 抵抗係数の測定結果, 一様流マッハ数との関係  
( $C_D$ の原点は迎角が増すごとに0.01移動させてある)

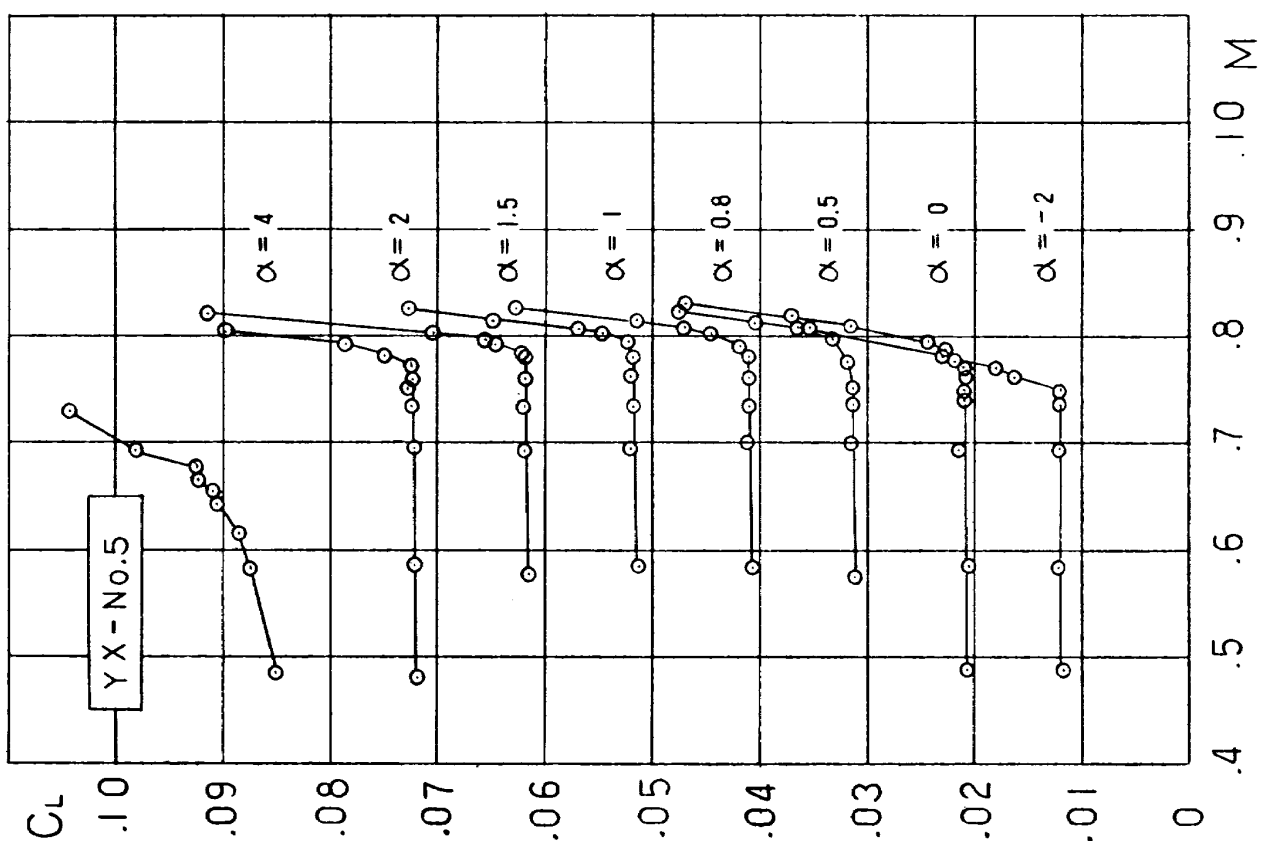


図-15 抵抗係数の測定結果, 一様流マッハ数との関係  
( $C_D$ の原点は迎角が増すごとに0.01移動させてある)

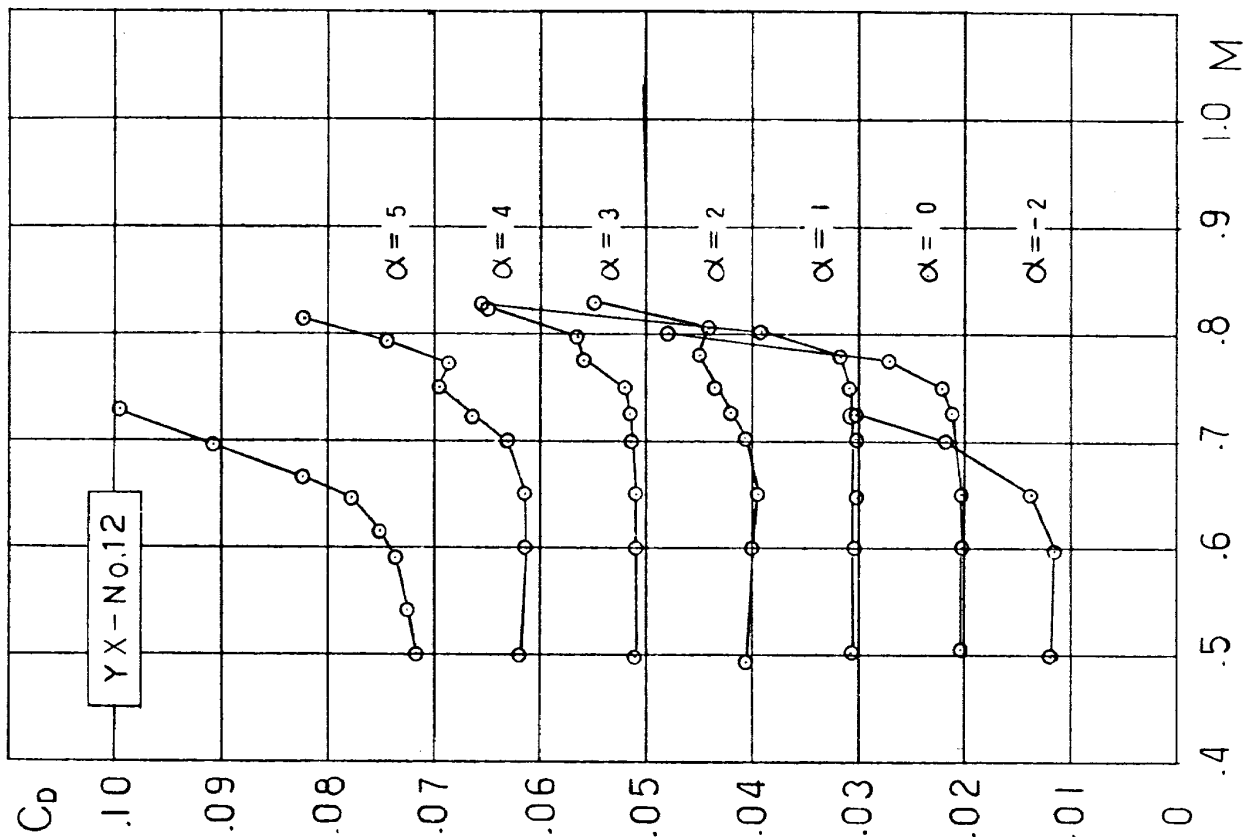


図-18 抵抗係数の測定結果, 一様流マッハ数との関係  
( $C_D$ の原点は迎角が増すごとに0.01移動させてある)

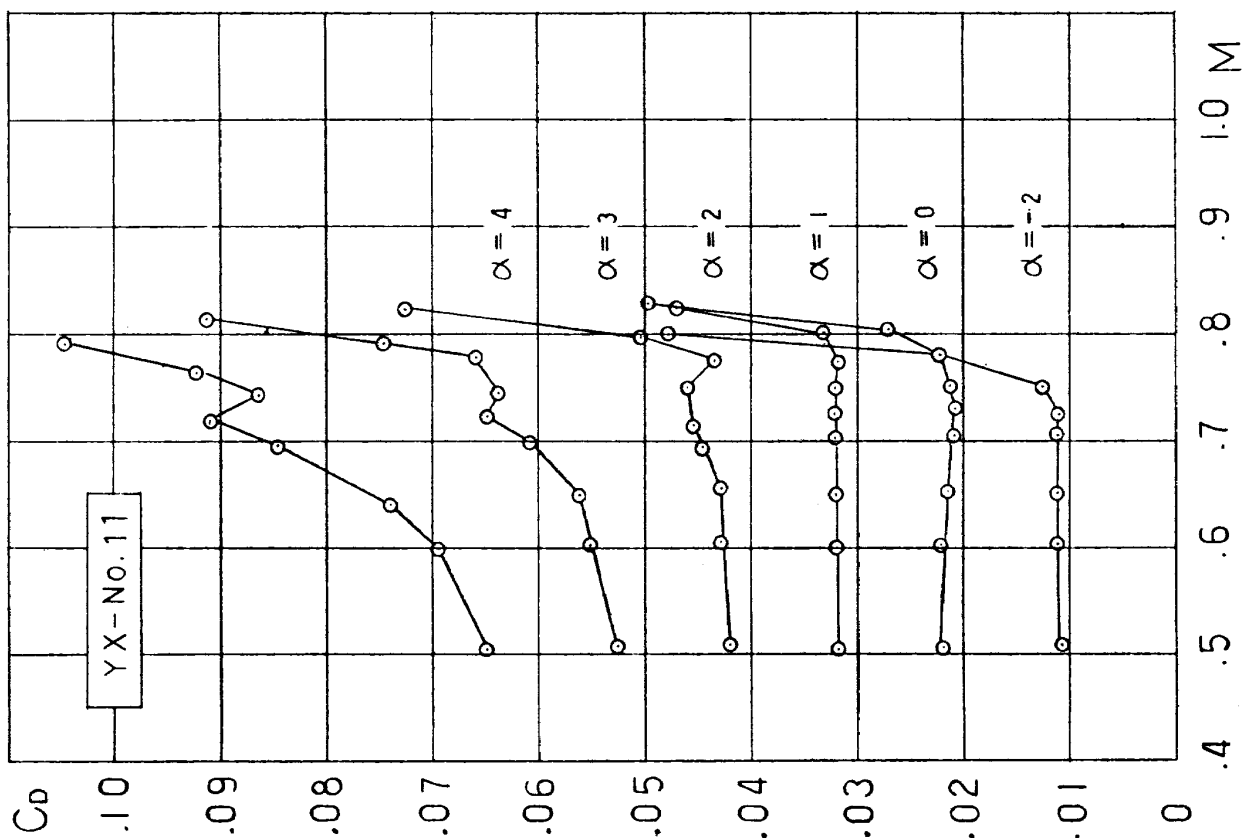


図-17 抵抗係数の測定結果, 一様流マッハ数との関係  
( $C_D$ の原点は迎角が増すごとに0.01移動させてある)

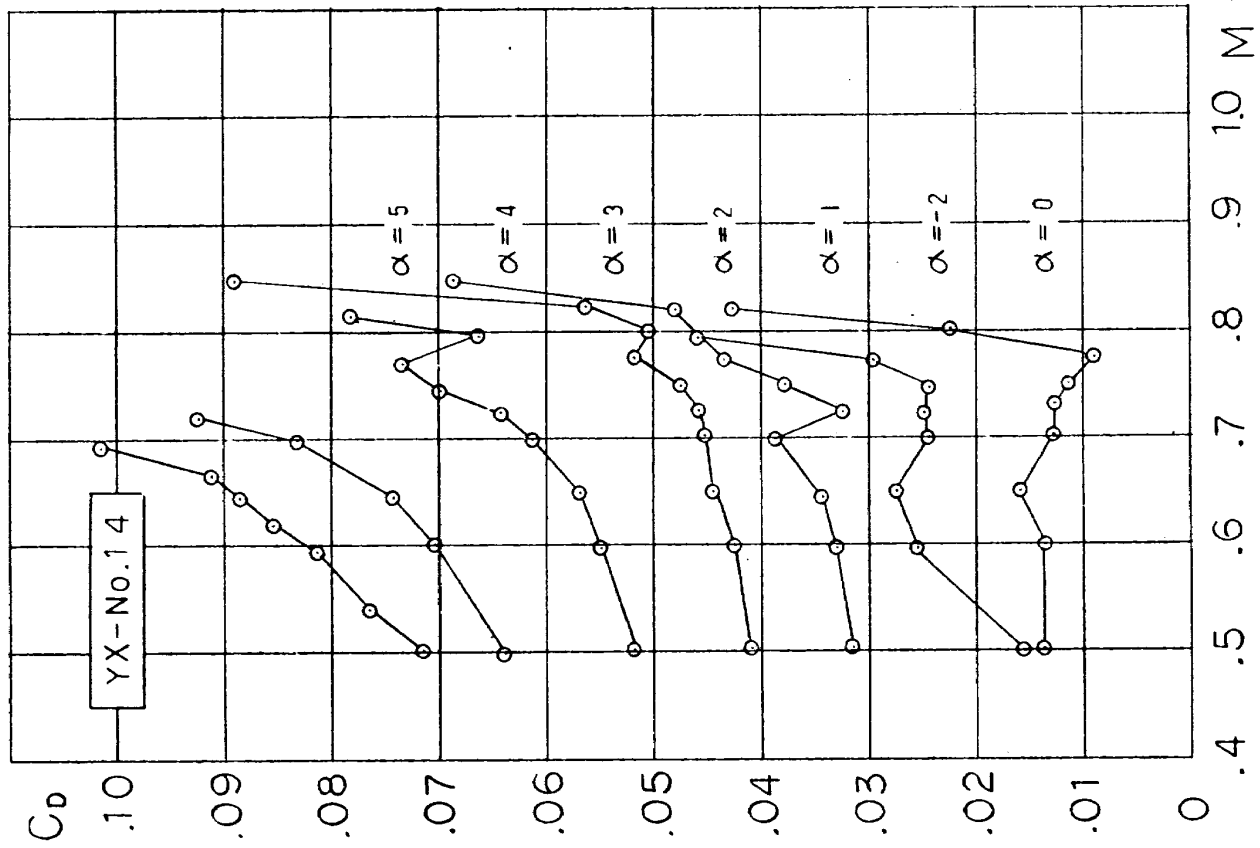


図-20 抵抗係数の測定結果, 一様流マッハ数との関係  
( $C_D$ の原点は迎角が増すごとに0.01移動させてある)

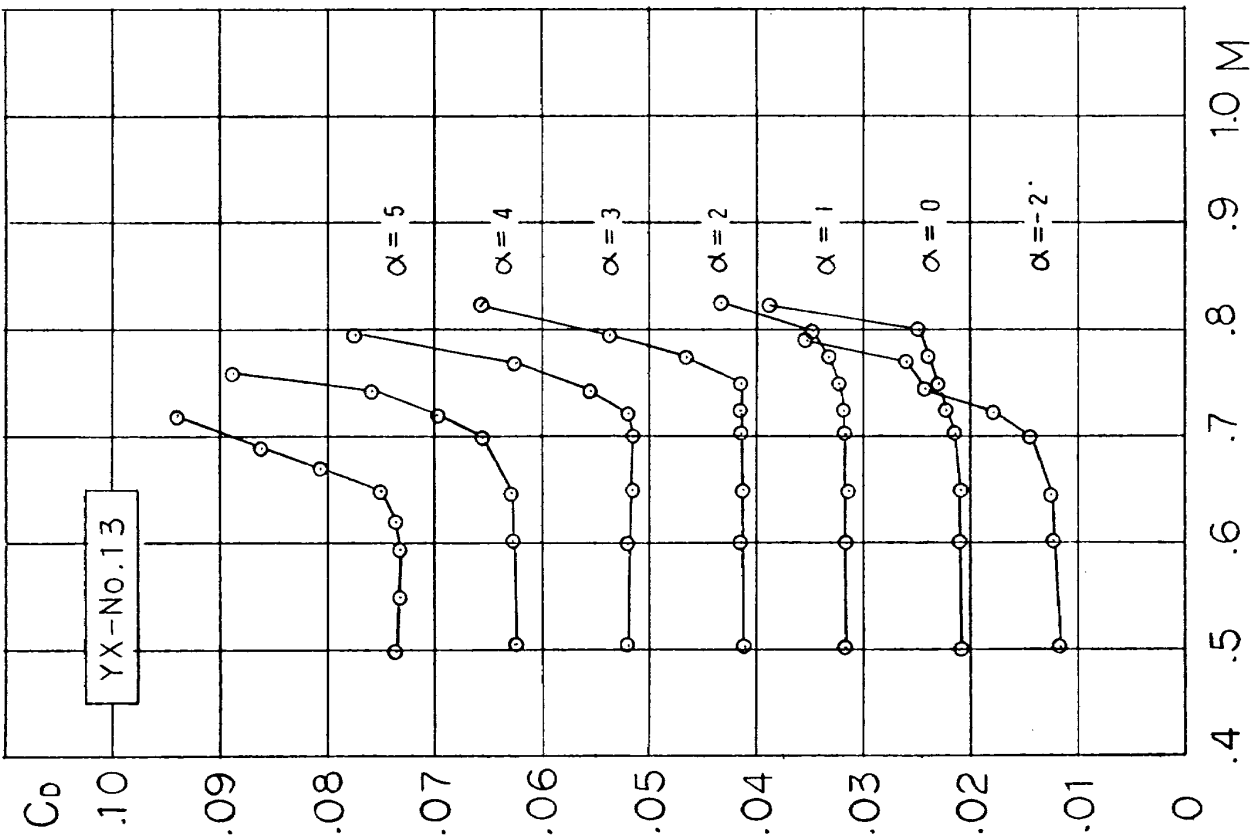


図-19 抵抗係数の測定結果, 一様流マッハ数との関係  
( $C_D$ の原点は迎角が増すごとに0.01移動させてある)



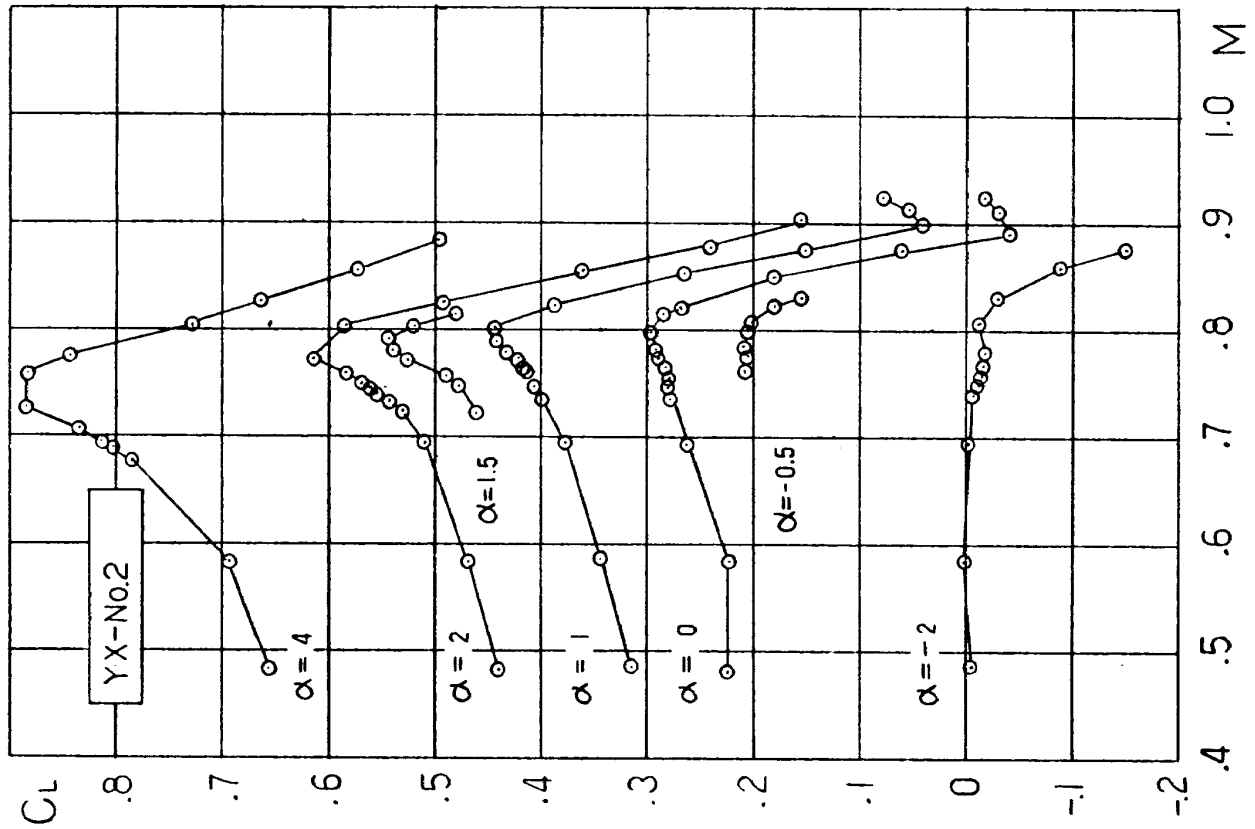


図-22 揚力係数の測定結果、一様流マッハ数との関係

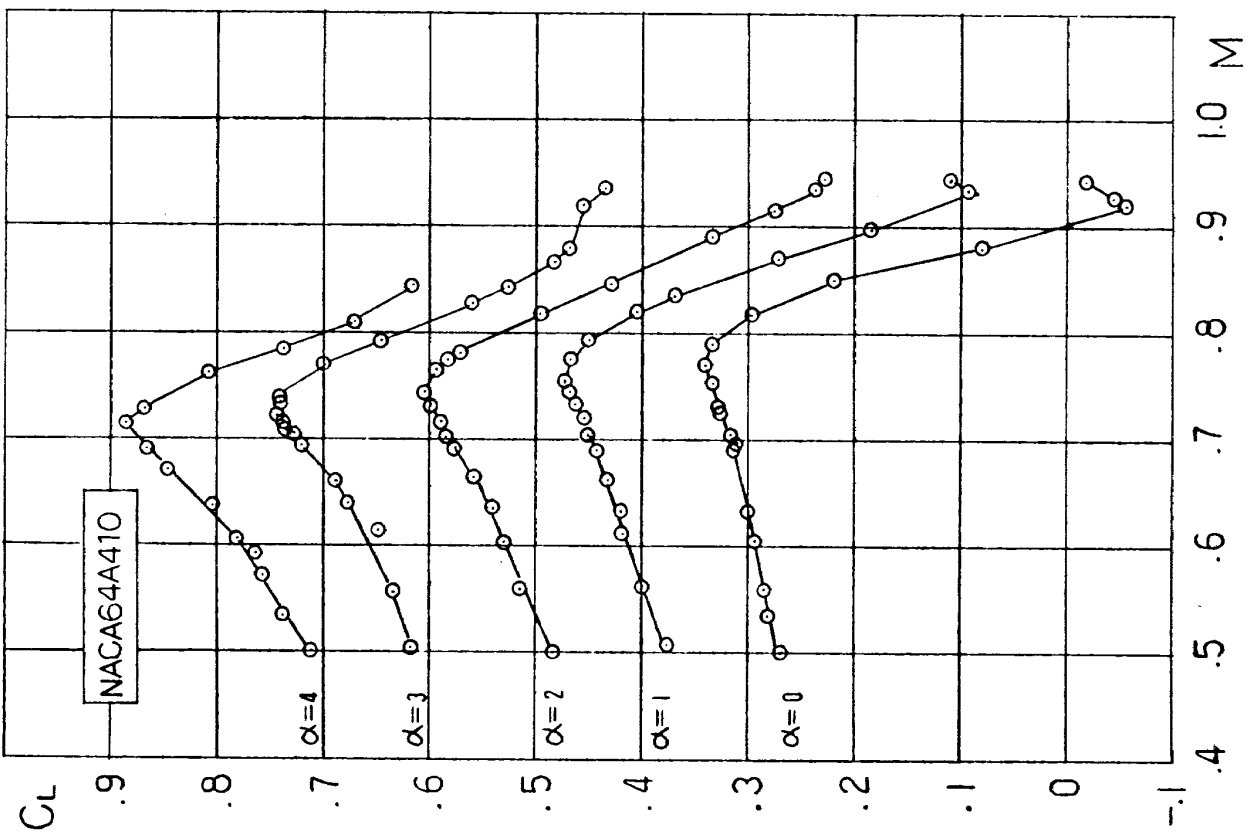


図-21 揚力係数の測定結果、一様流マッハ数との関係

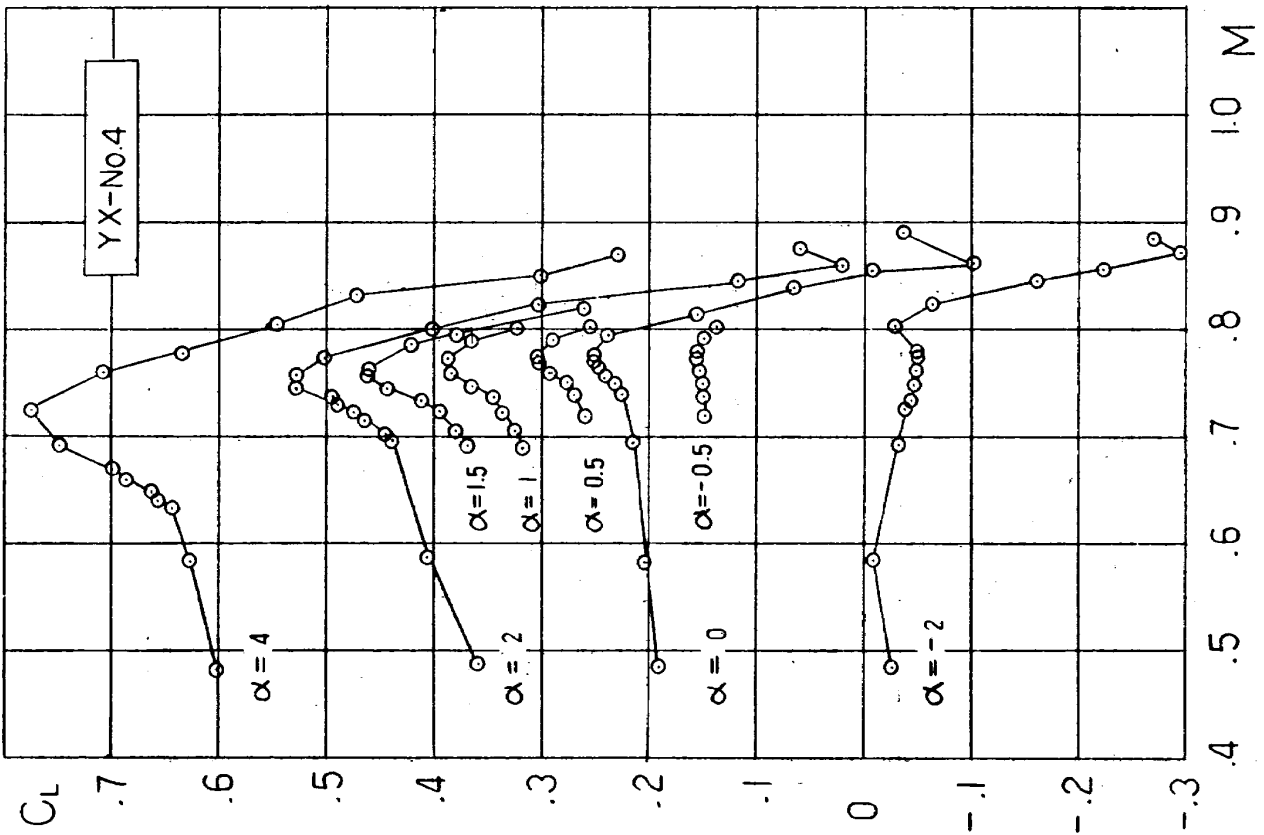


図-24 揚力係数の測定結果, 一様流マッハ数との関係

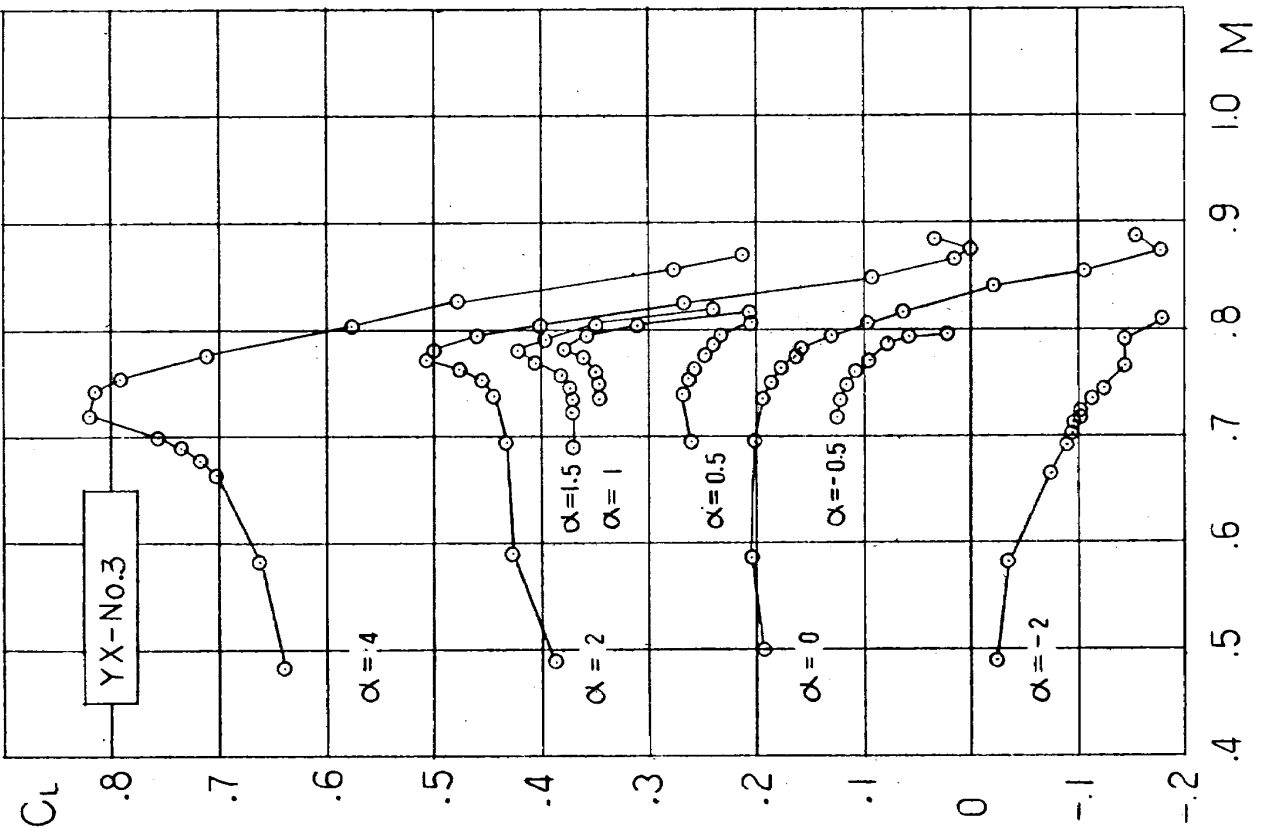


図-23 揚力係数の測定結果, 一様流マッハ数との関係

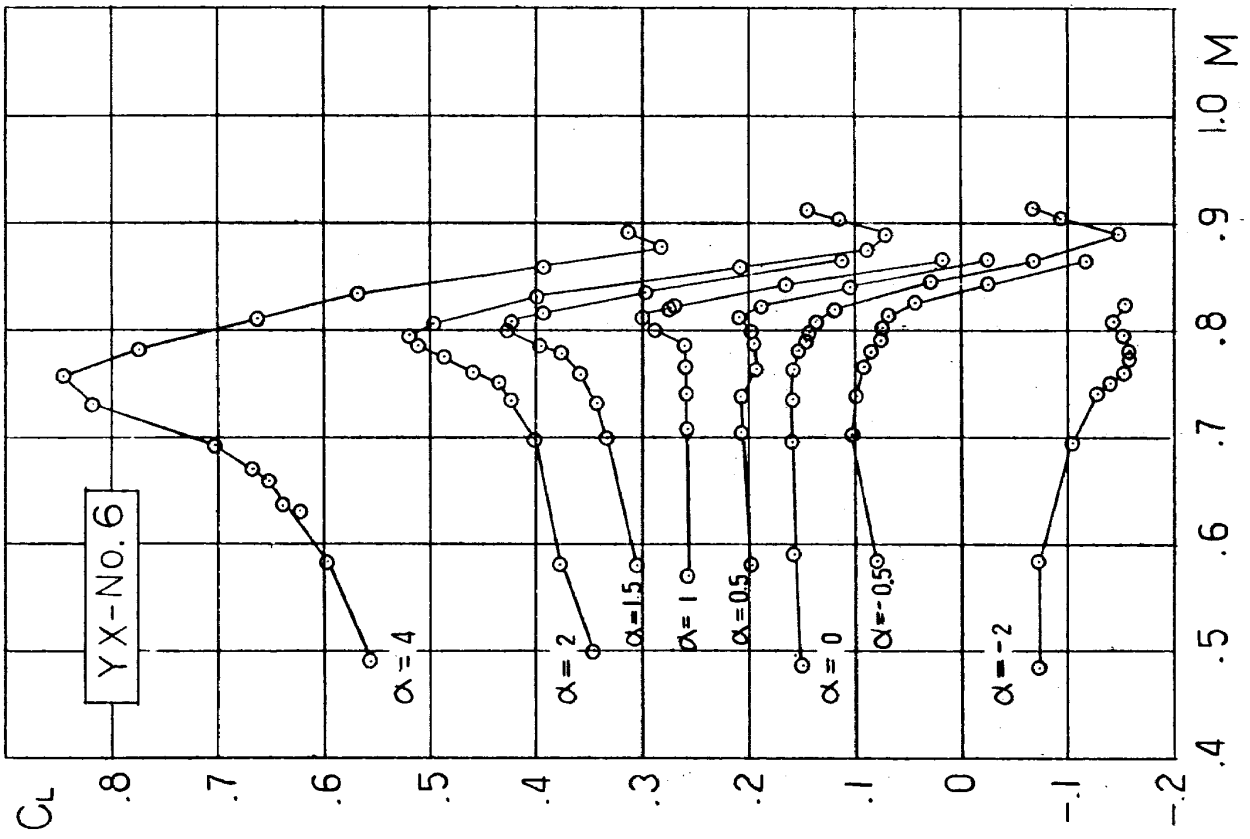


図-26 揚力係数の測定結果, 一様流マッハ数との関係

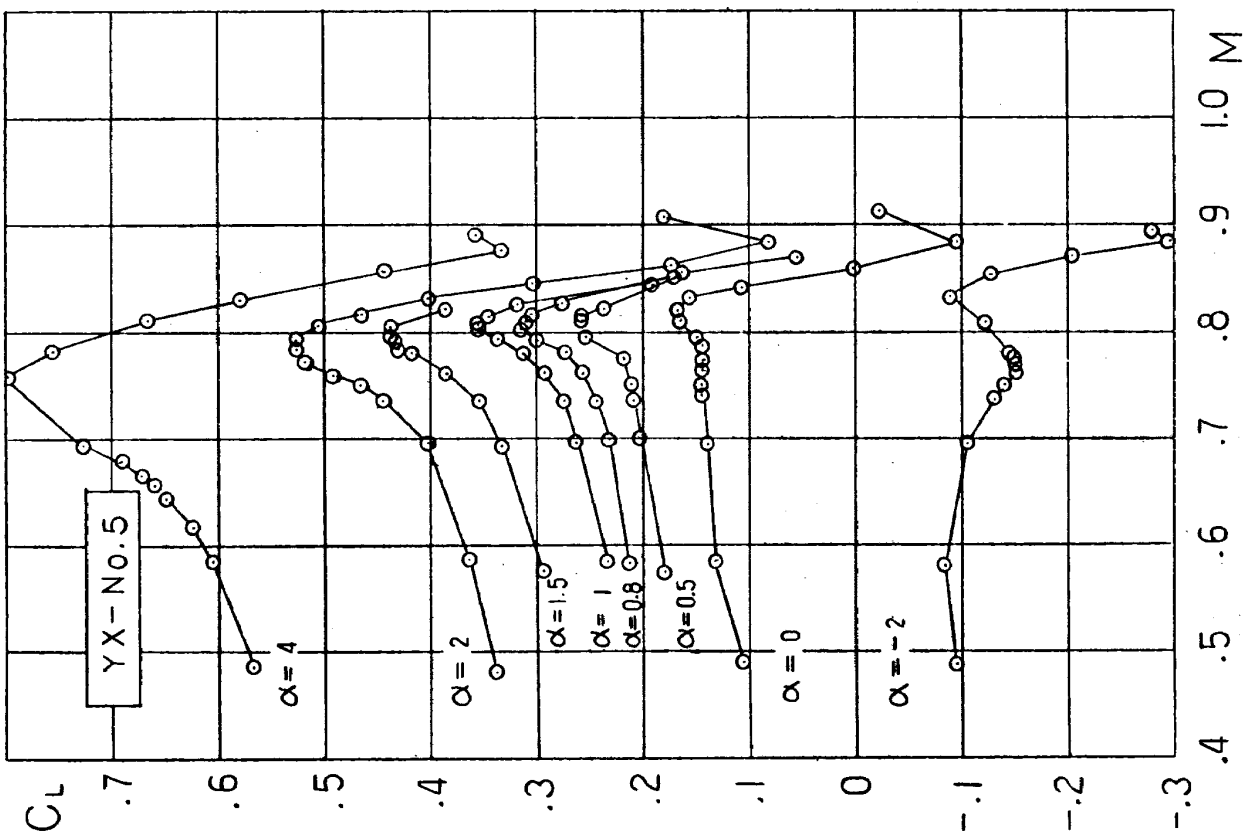


図-25 揚力係数の測定結果, 一様流マッハ数との関係

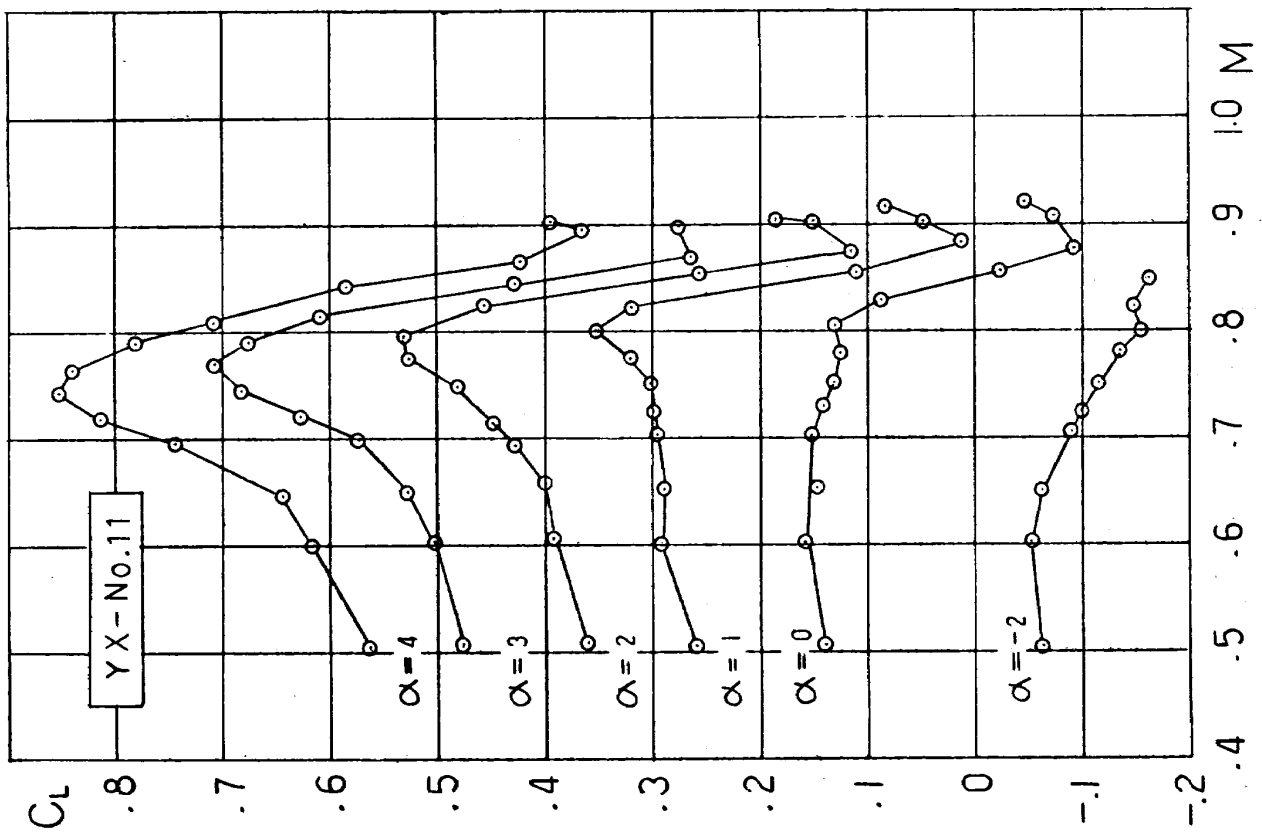


図-27 揚力係数の測定結果, 一様流マッハ数との関係

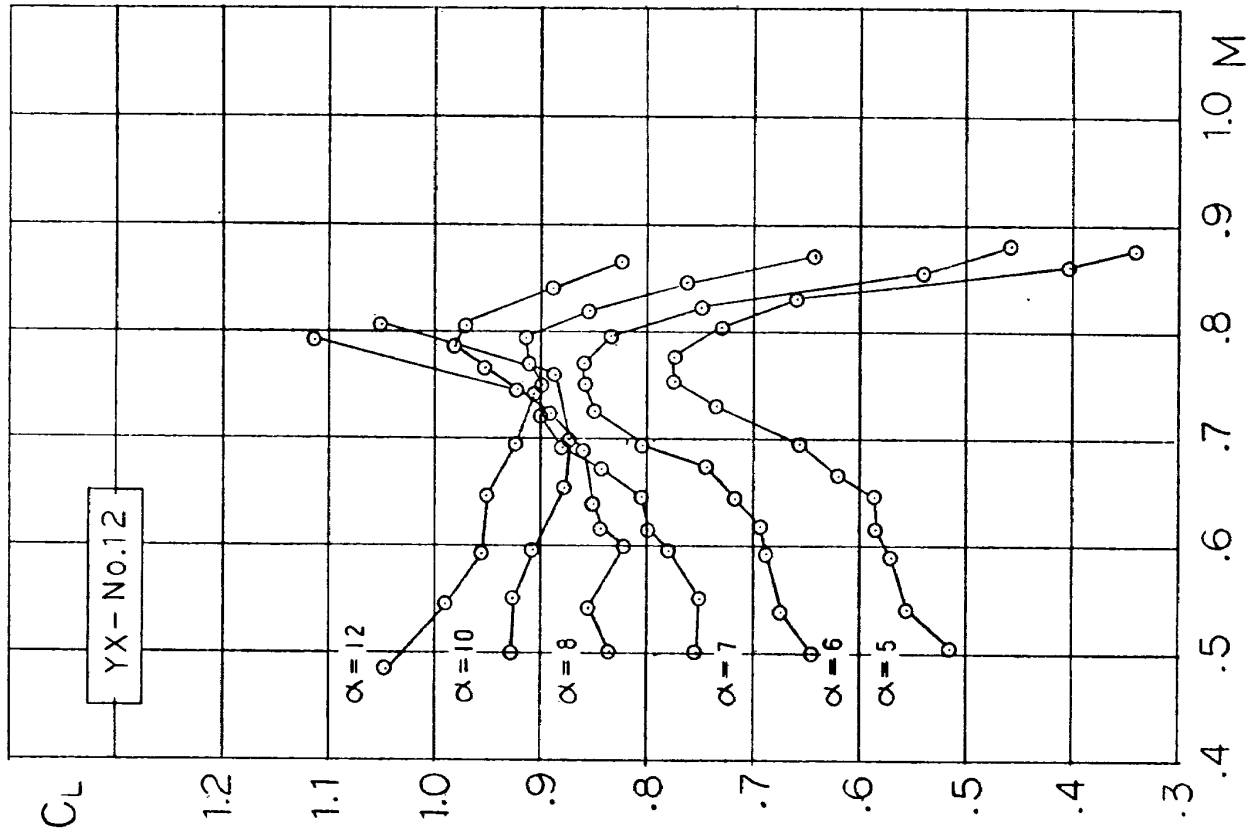


図 - 28 (a) 揚力係数の測定結果, 一様流マッハ数との関係

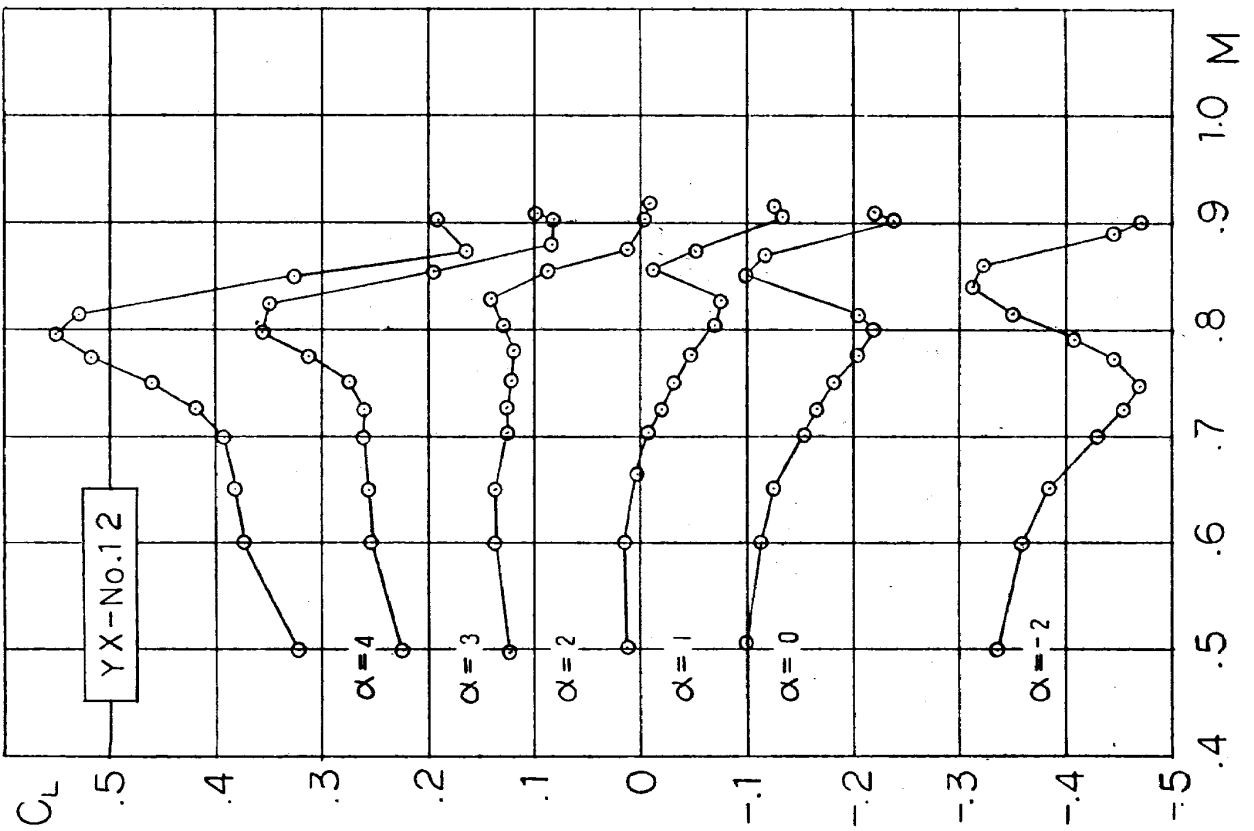


図 - 28 (b) 揚力係数の測定結果, 一様流マッハ数との関係

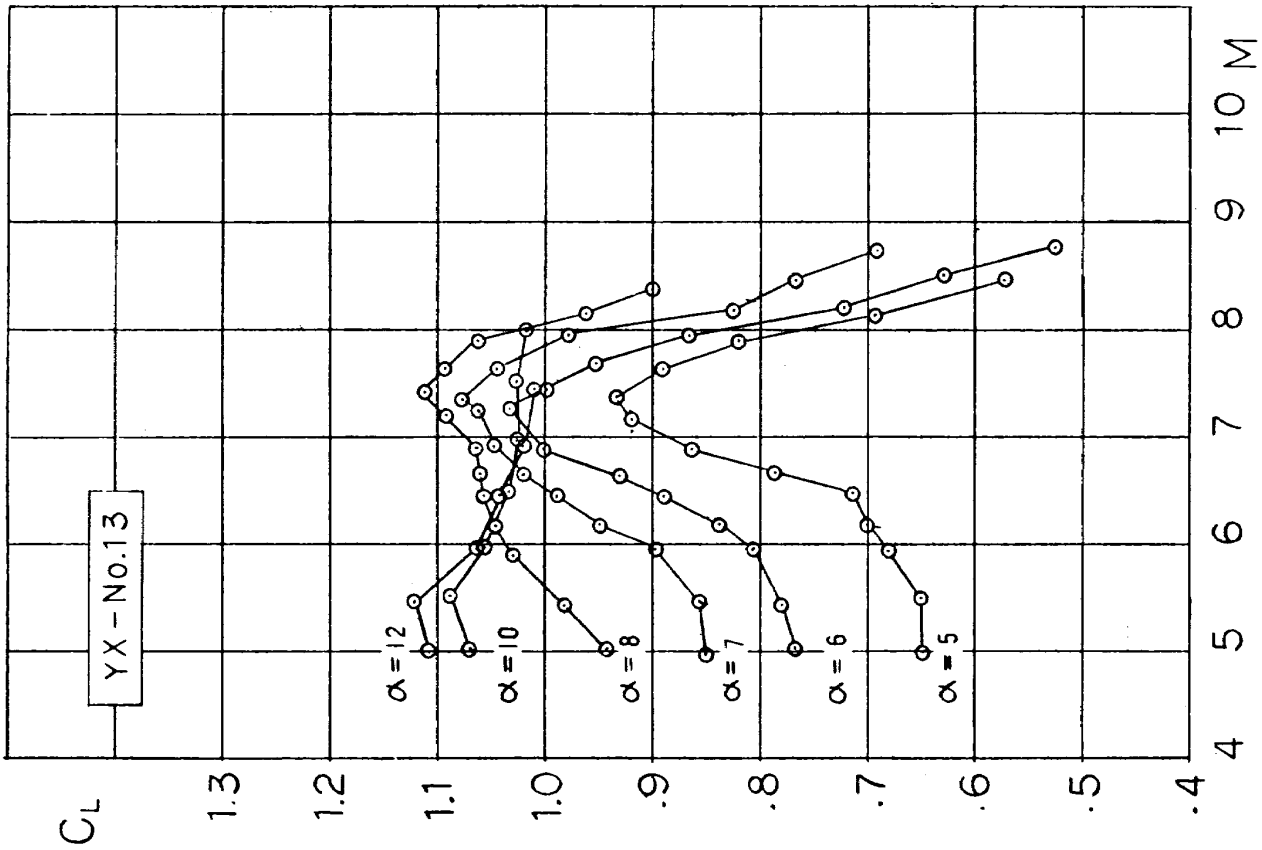


図-29(b) 揚力係数の測定結果, 一様流マッハ数との関係

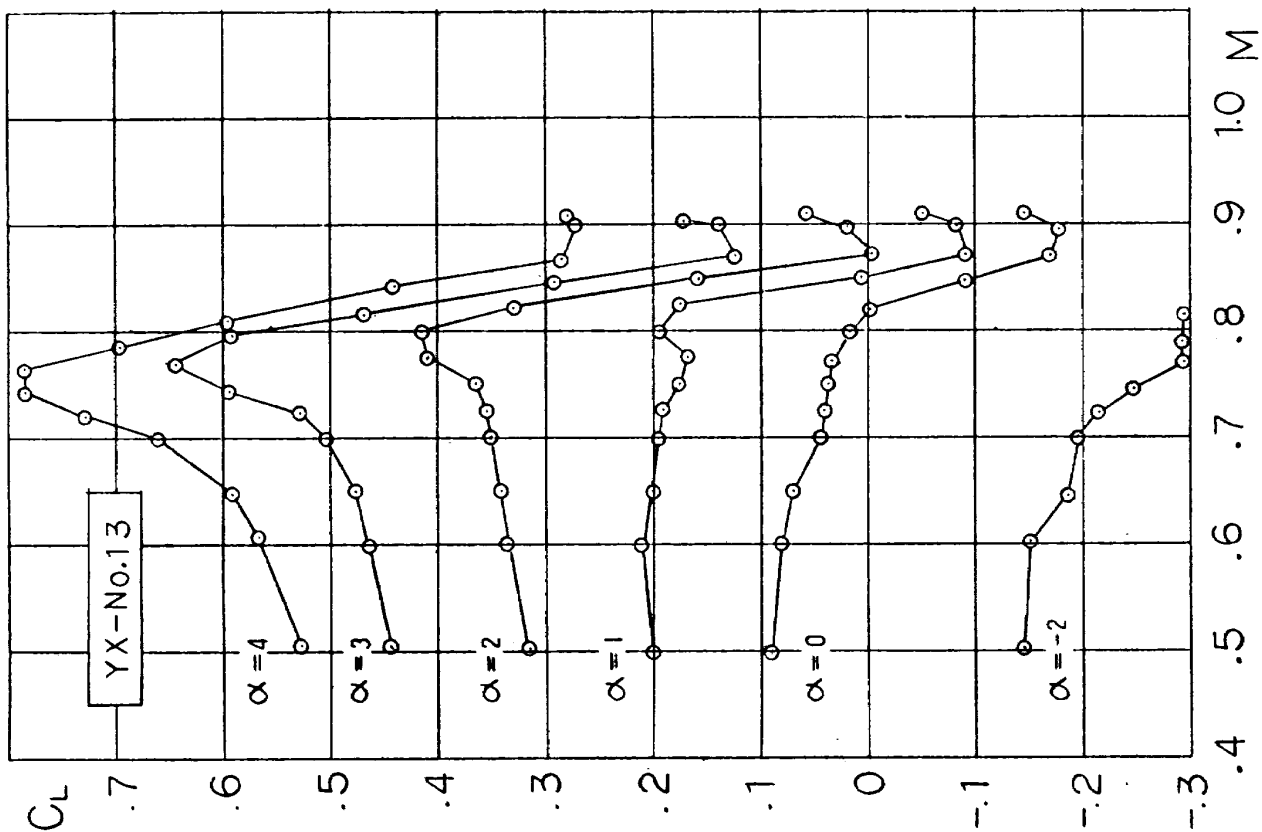


図-29(a) 揚力係数の測定結果, 一様流マッハ数との関係

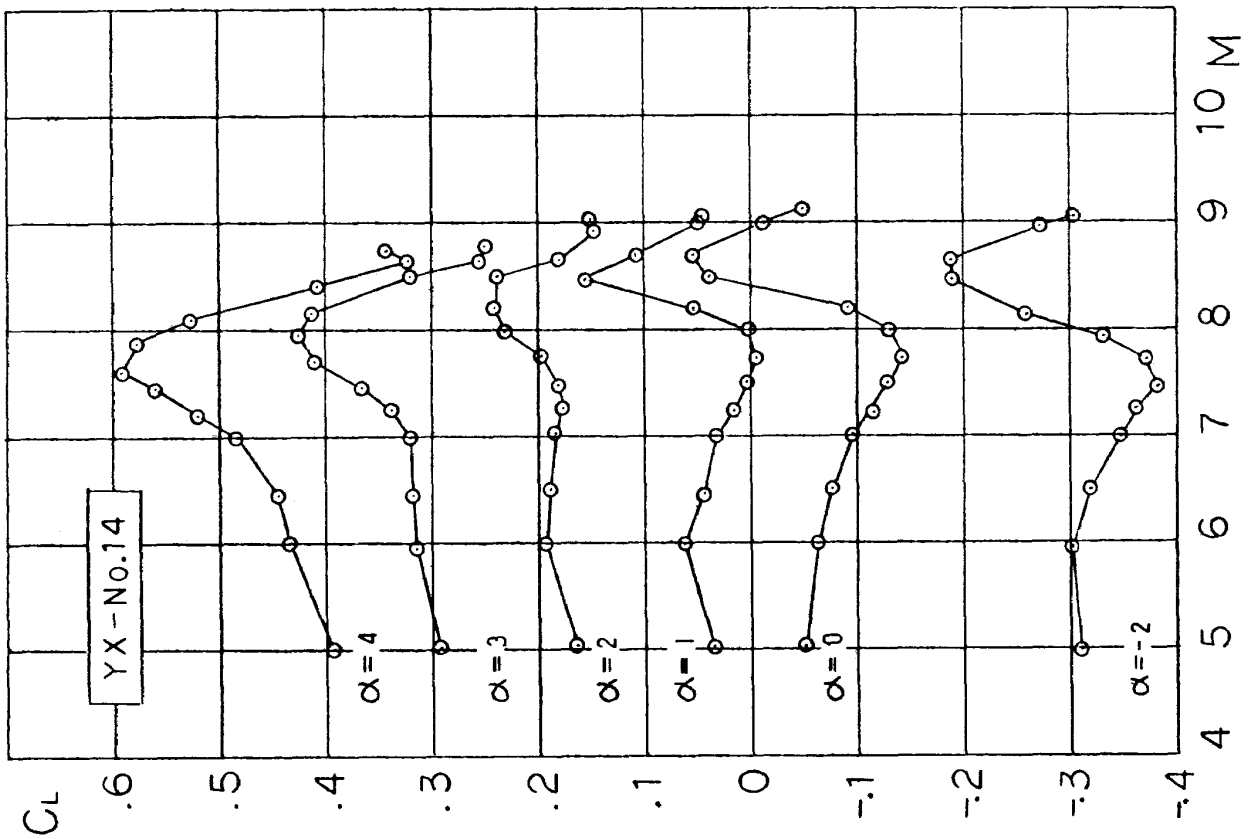
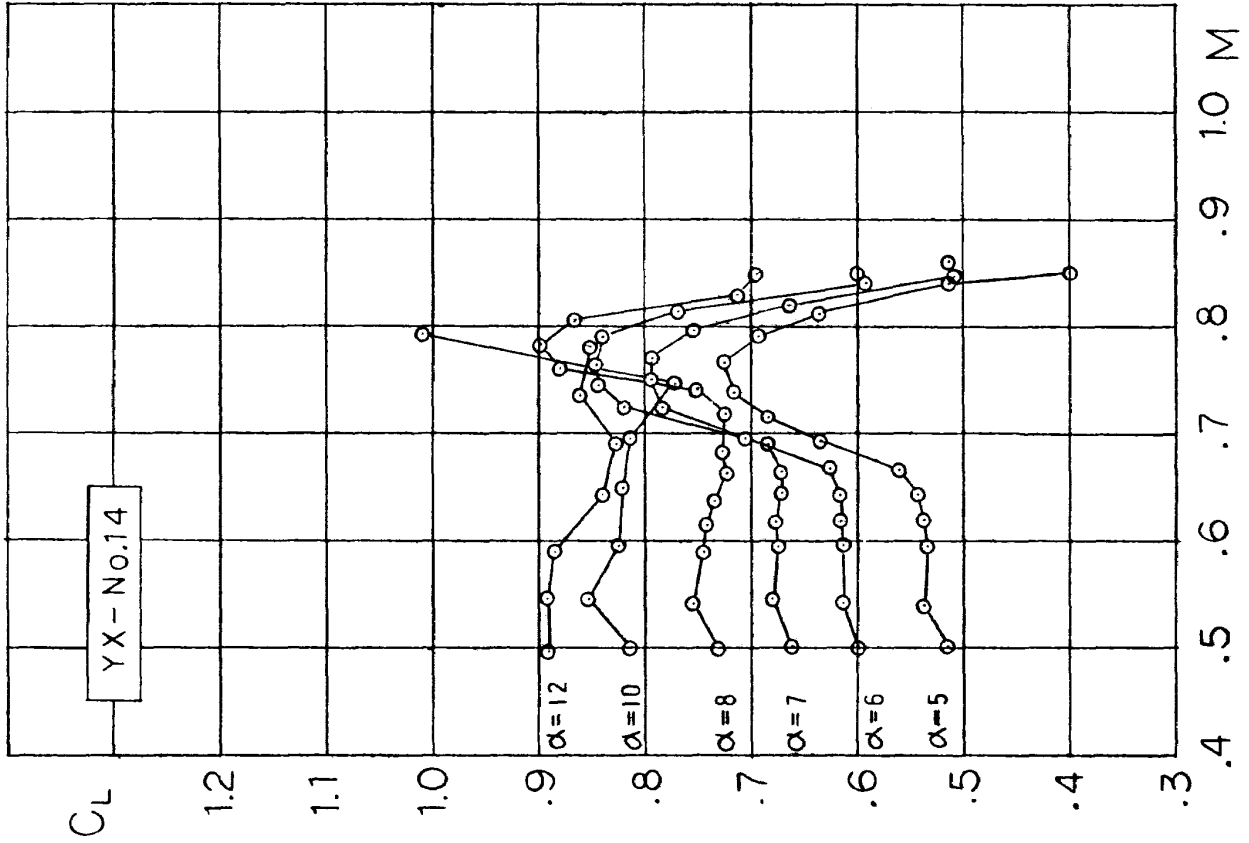


図-30 (b) 揚力係数の測定結果, 一様流マッハ数との関係

図-30 (a) 揚力係数の測定結果, 一様流マッハ数との関係

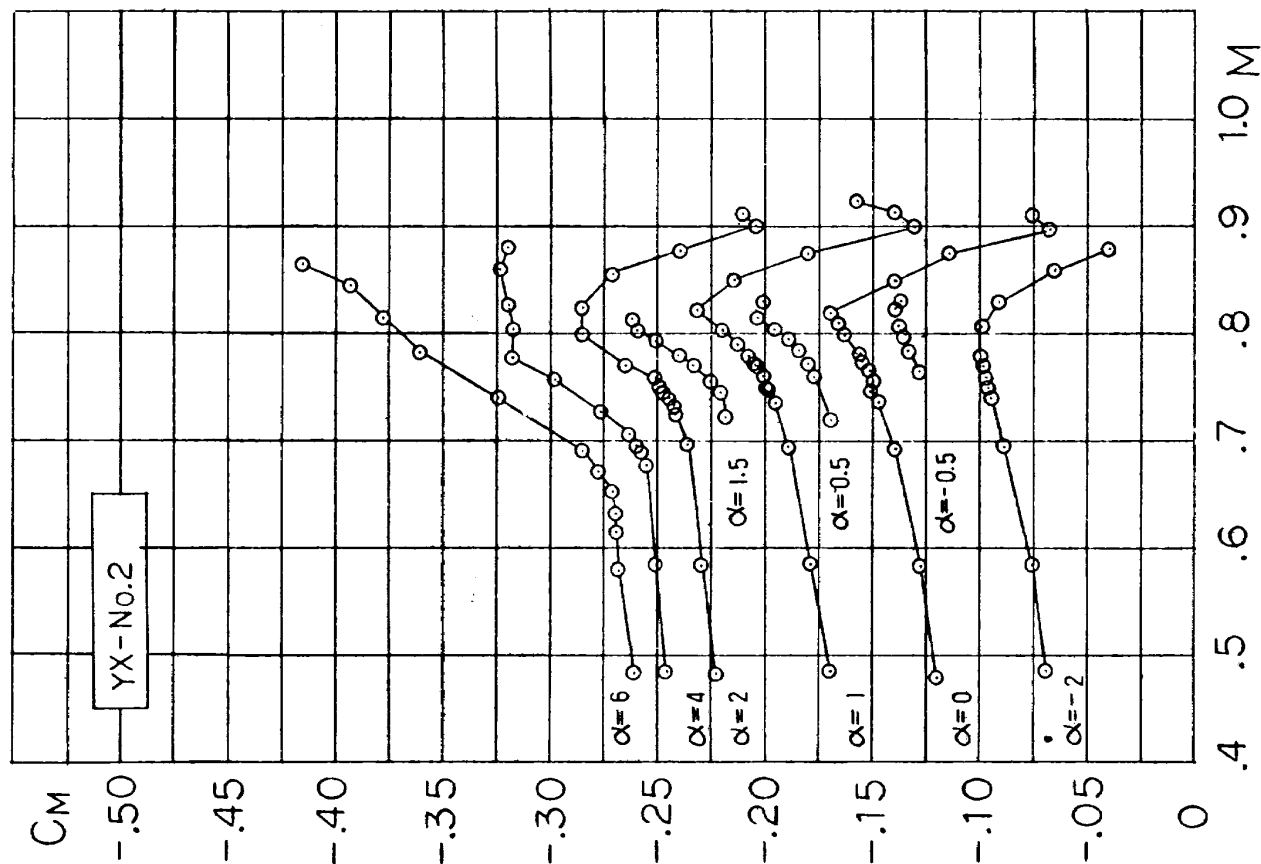


図-32 モーメント係数の測定結果, 一様流マッハ数との関係 (CMの原点は迎角が増すごとに0.025移動させてある)

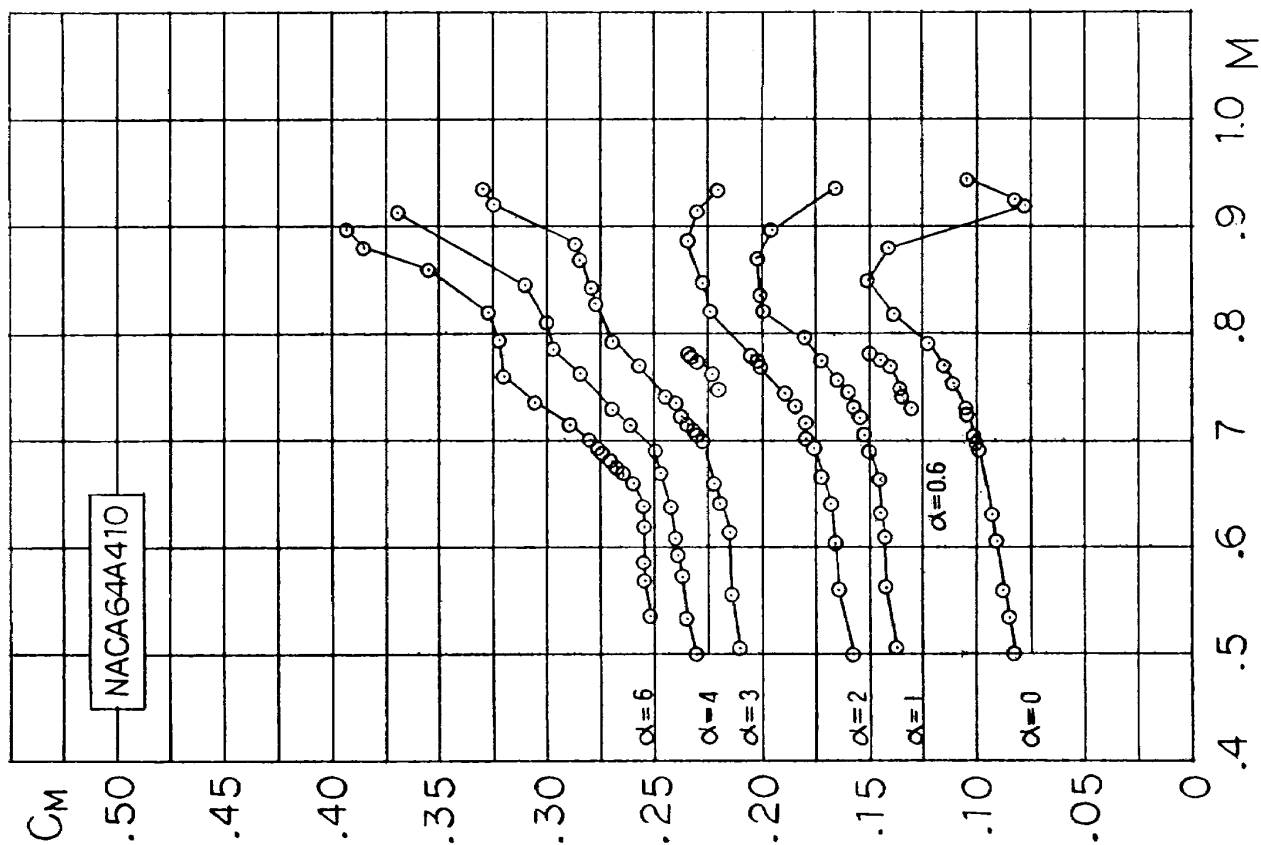


図-31 モーメント係数の測定結果, 一様流マッハ数との関係 (CMの原点は迎角が増すごとに0.025移動させてある)



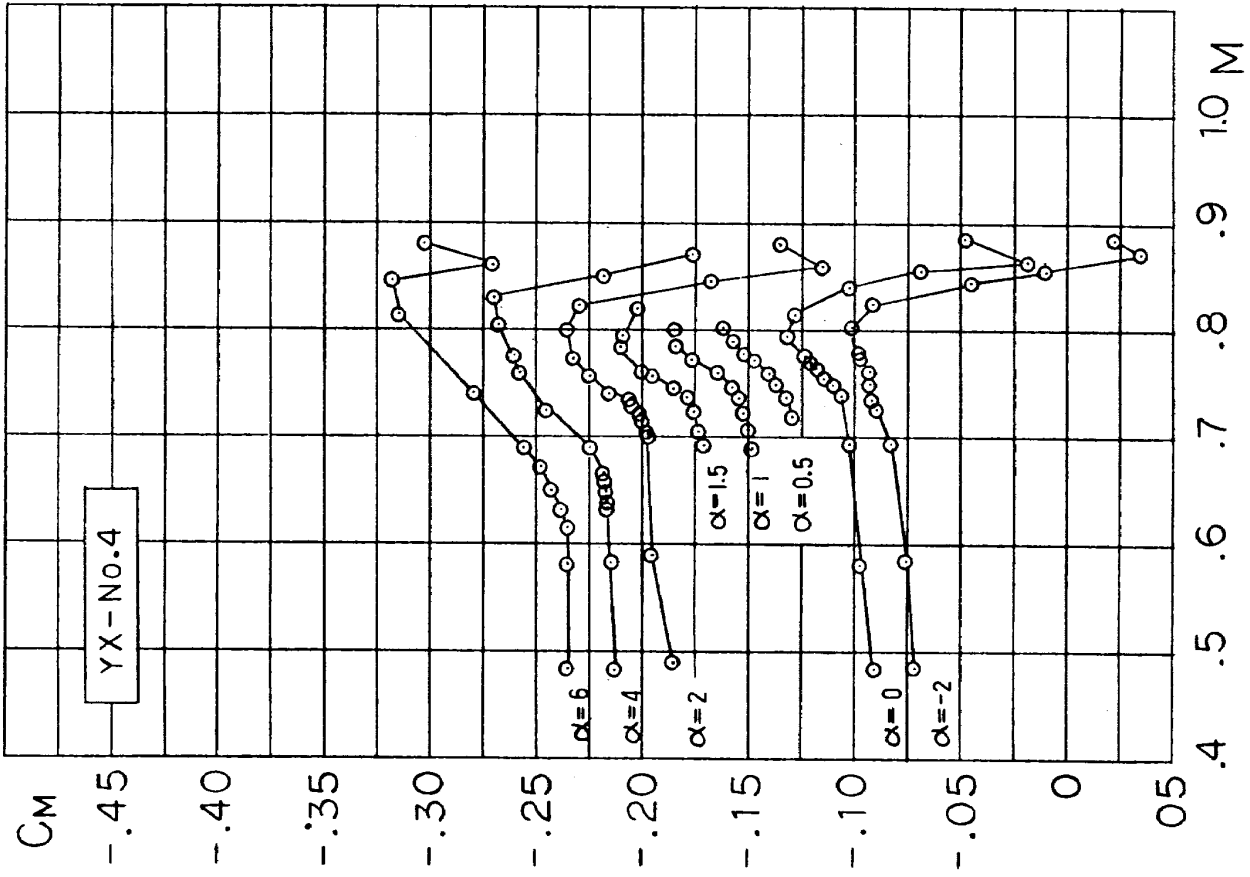


図-34 モーメント係数の測定結果, 一様流マッハ数との関係 (CMの原点は迎角が増すごとに0.025移動させてある)

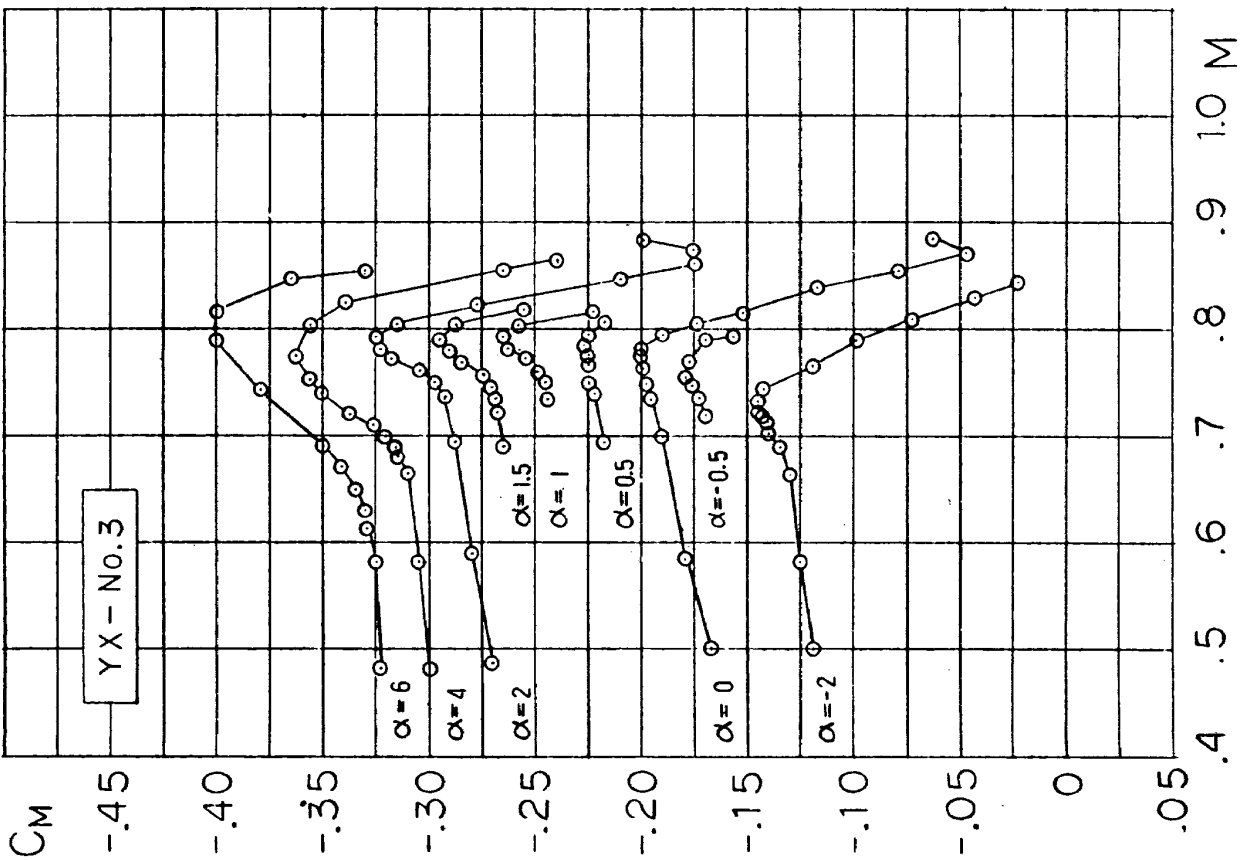


図-33 モーメント係数の測定結果, 一様流マッハ数との関係 (CMの原点は迎角が増すごとに0.025移動させてある)

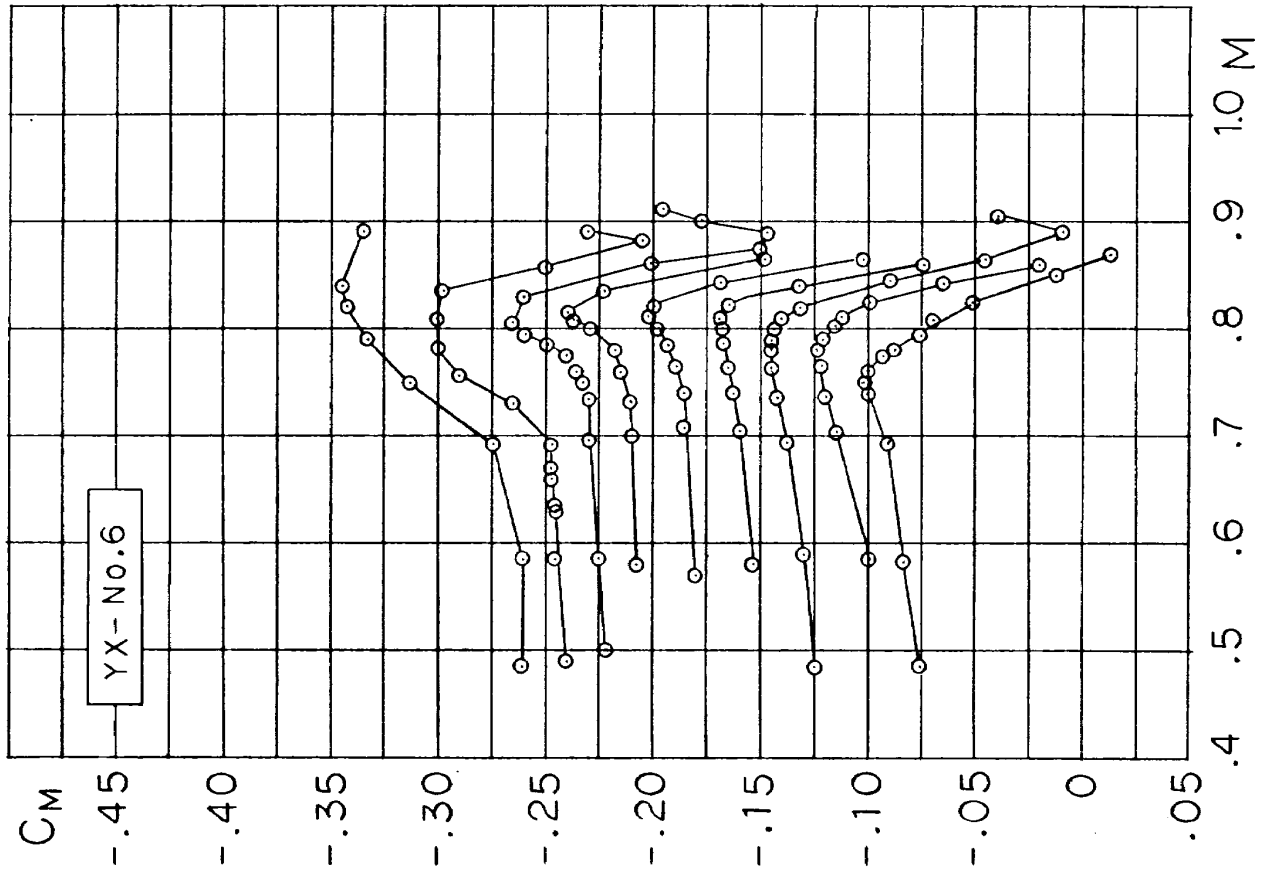


図-36 モーメント係数の測定結果, 一様流マッハ数との関係  
(CMの原点は迎角が増すごとに0.025移動させてある)

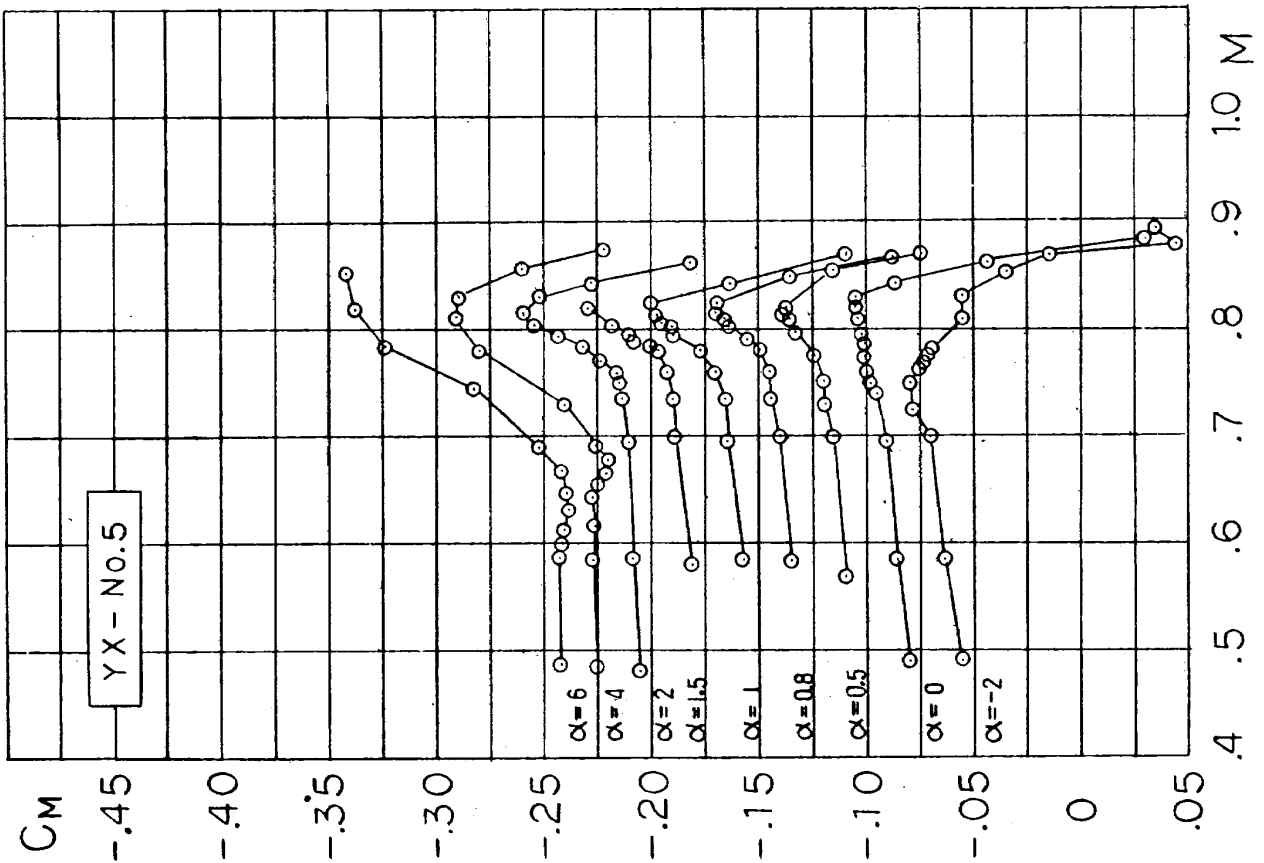


図-35 モーメント係数の測定結果, 一様流マッハ数との関係  
(CMの原点は迎角が増すごとに0.025移動させてある)

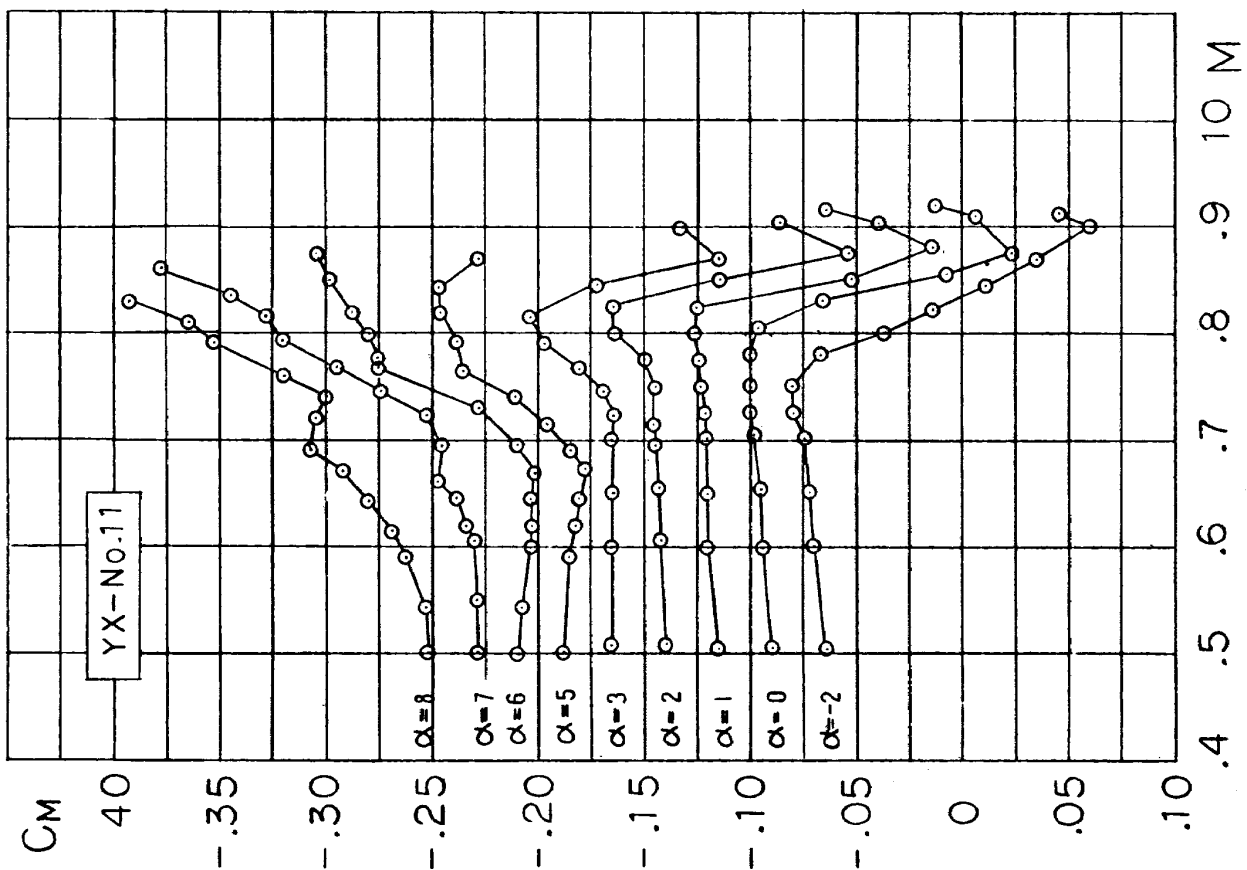


図-37 モーメント係数の測定結果, 一様流マッハ数との関係  
( $C_M$ の原点は迎角が増すごとに0.025移動させてある)

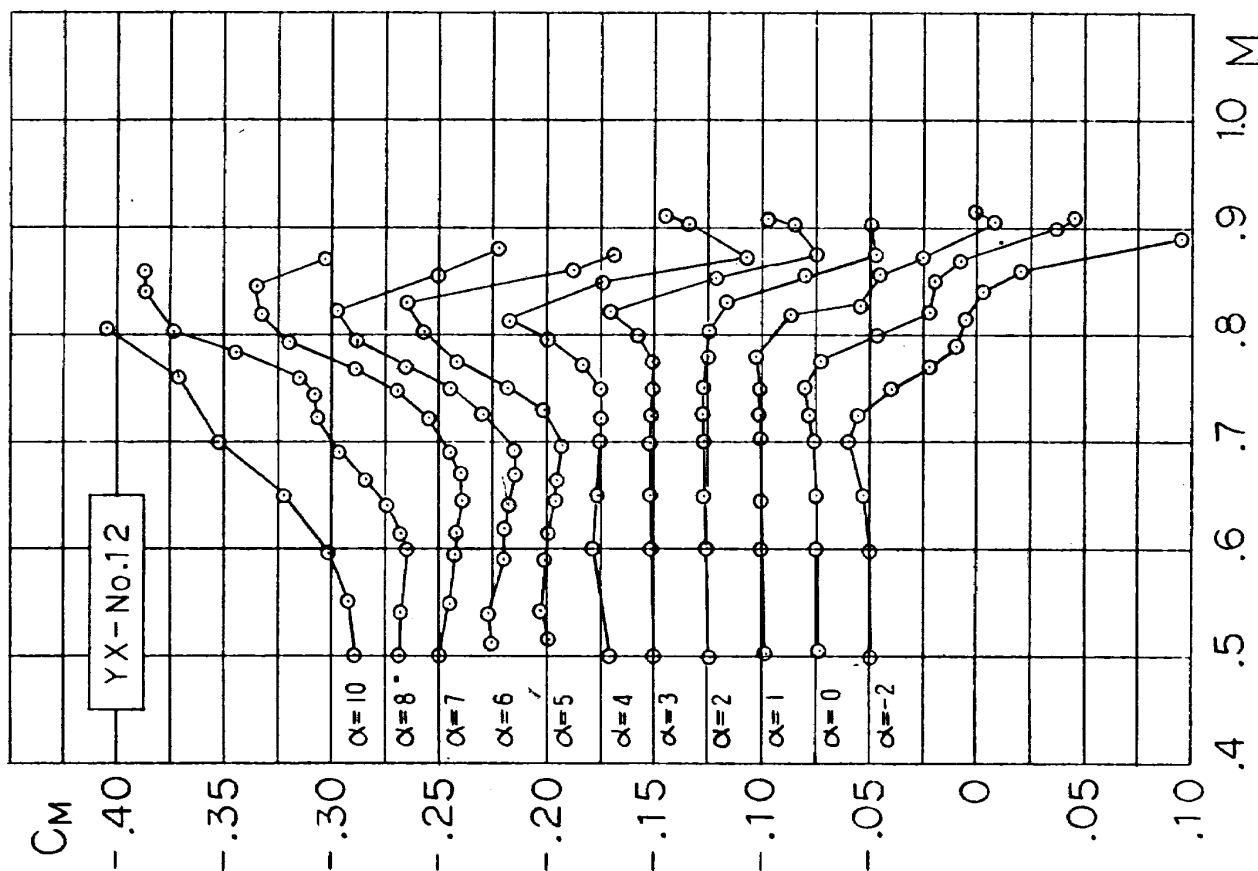


図-38(b) モーメント係数の測定結果, 一様流マッハ数との関係 (CMの原点は迎角が増すごとに0.025移動させてある)

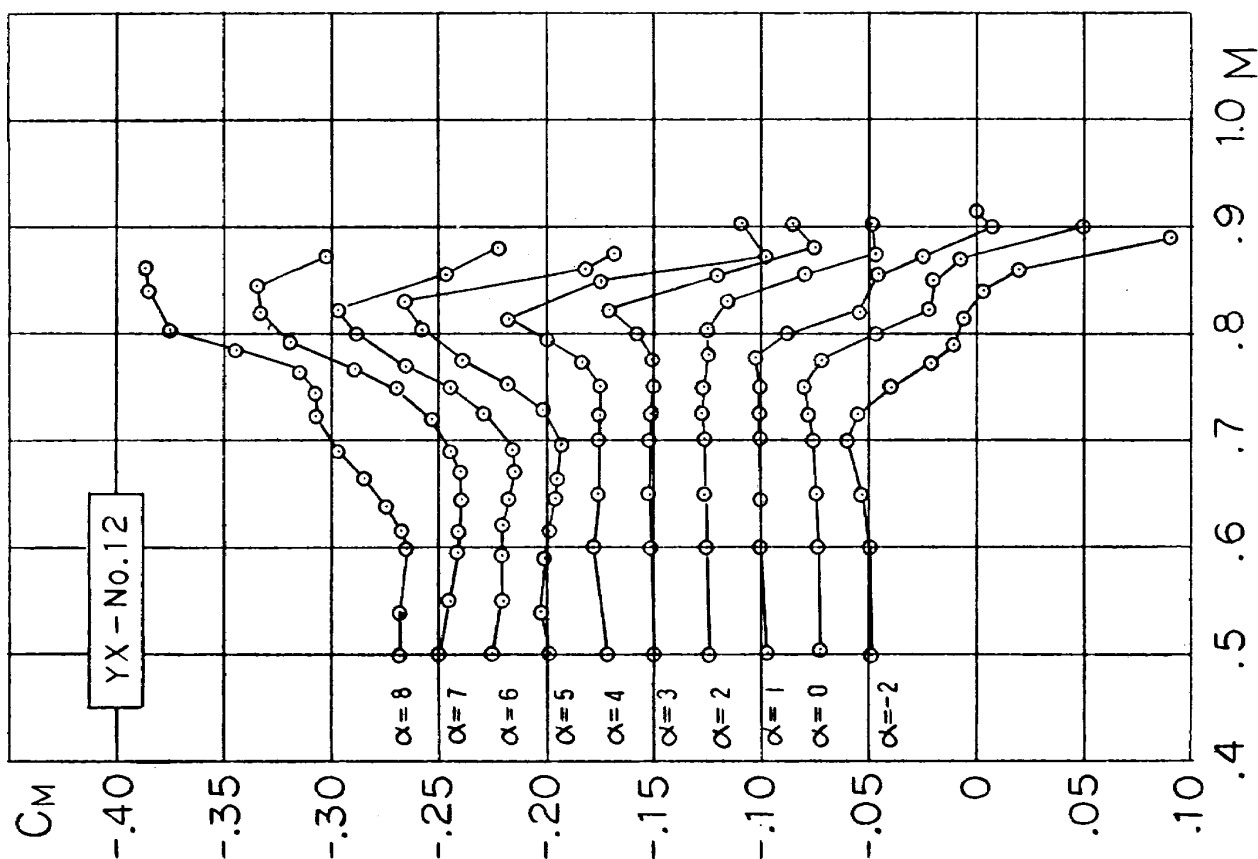


図-38(a) モーメント係数の測定結果, 一様流マッハ数との関係 (CMの原点は迎角が増すごとに0.025移動させてある)

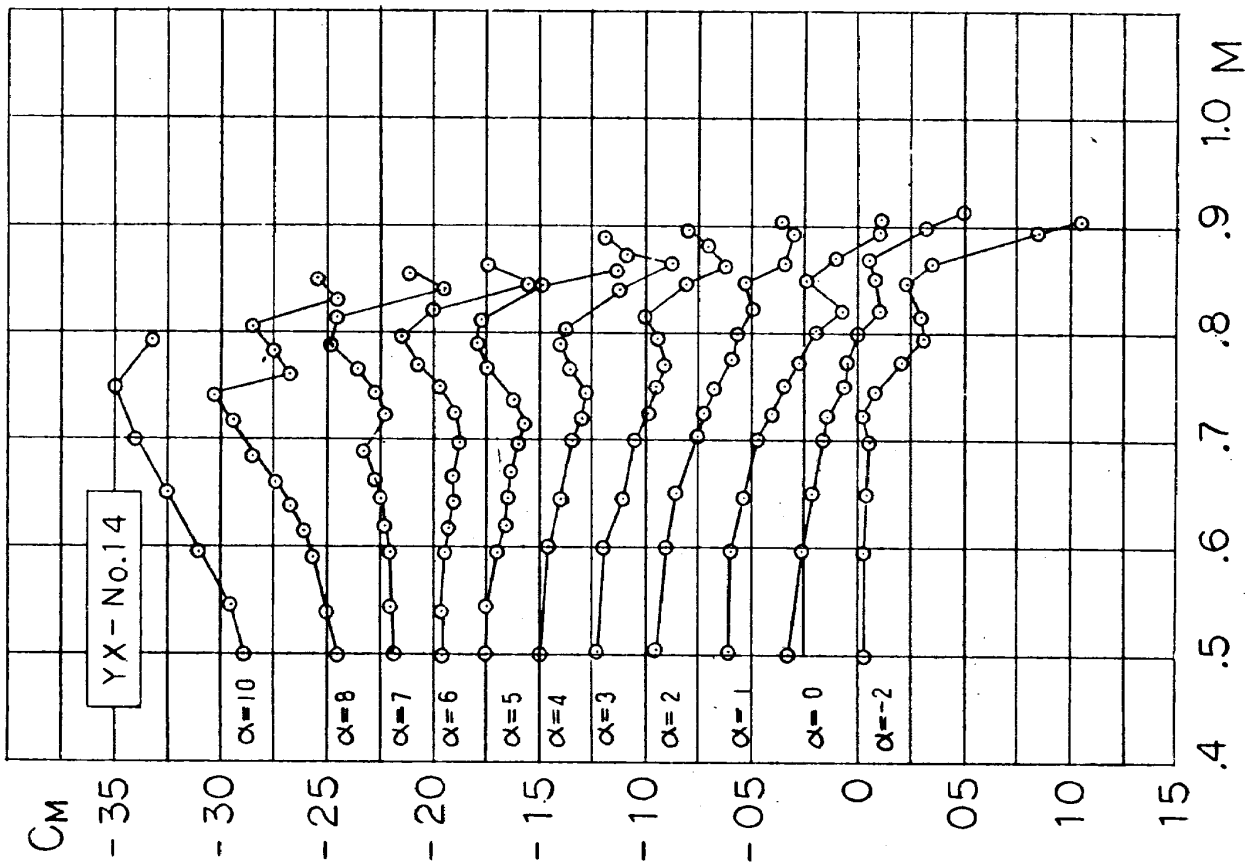


図-40 モーメント係数の測定結果, 一様流マッハ数との関係  
( $C_M$ の原点は迎角が増すごとに0.025移動させてある)

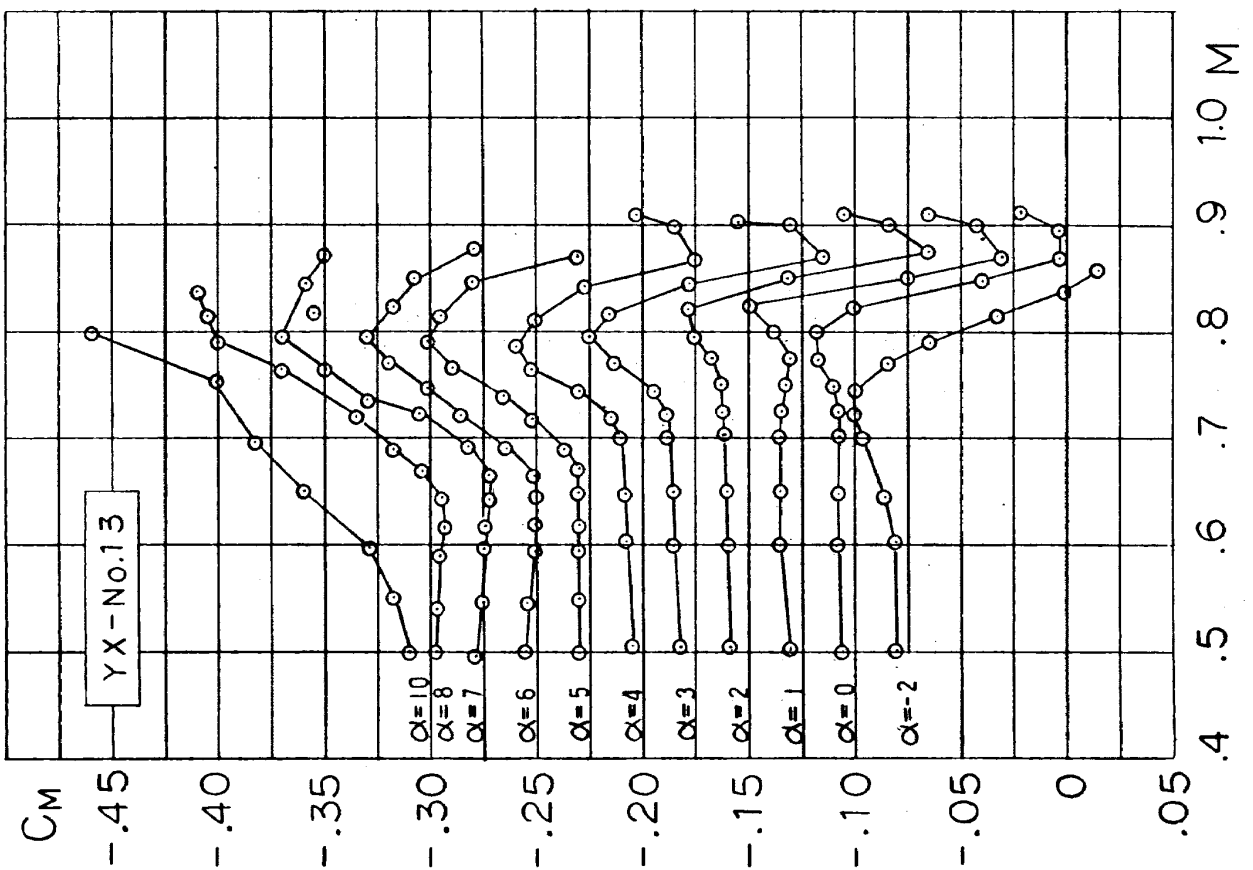


図-39 モーメント係数の測定結果, 一様流マッハ数との関係  
( $C_M$ の原点は迎角が増すごとに0.025移動させてある)

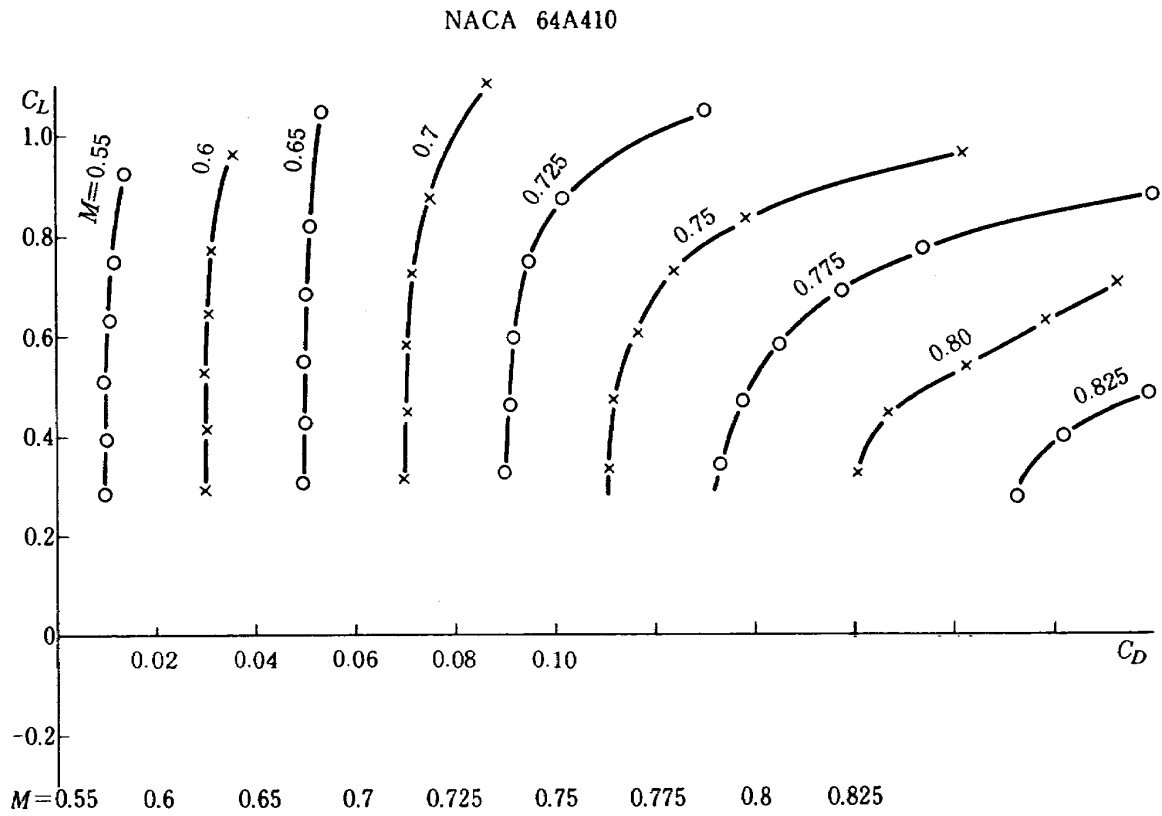


図 - 41  $C_L \sim C_D$  特性 ( $C_D$  の原点はマッハ数が増すごとに 0.02 移動させてある)

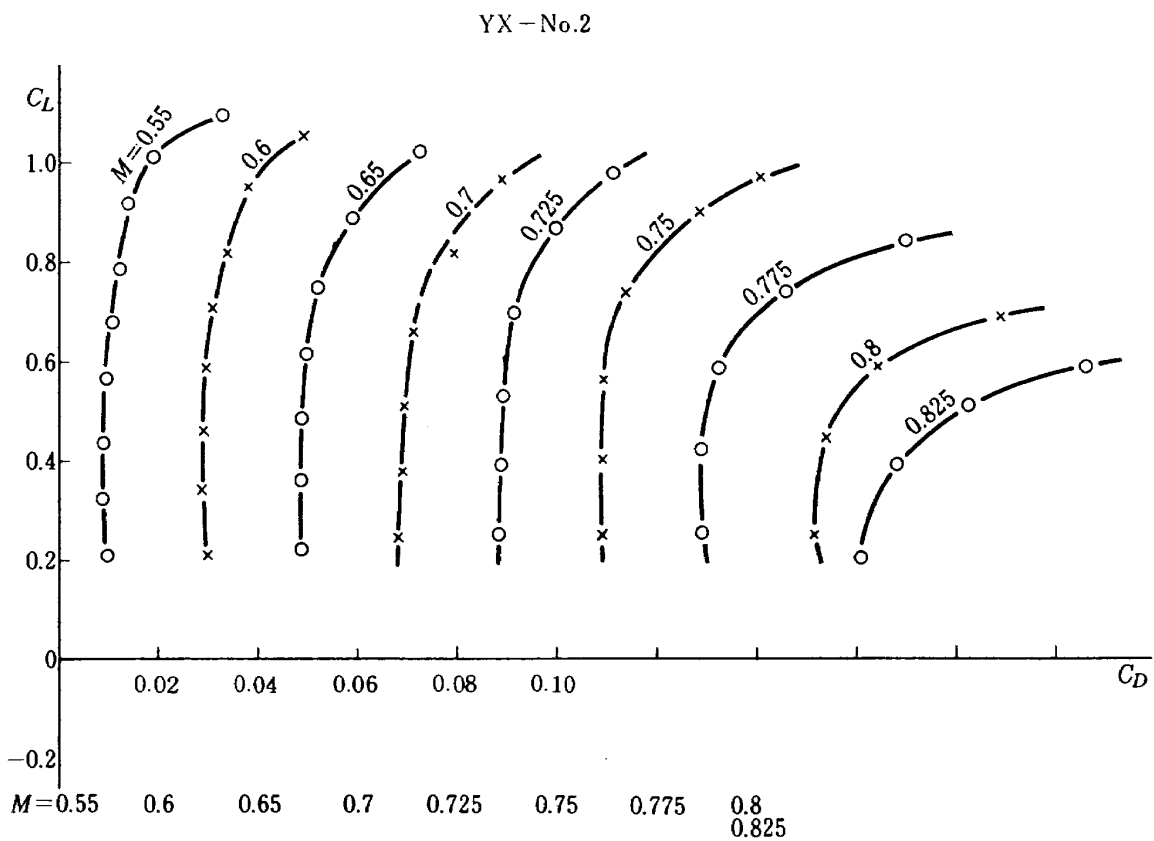


図 - 42  $C_L \sim C_D$  特性 ( $C_D$  の原点はマッハ数が増すごとに 0.02 移動させてある)

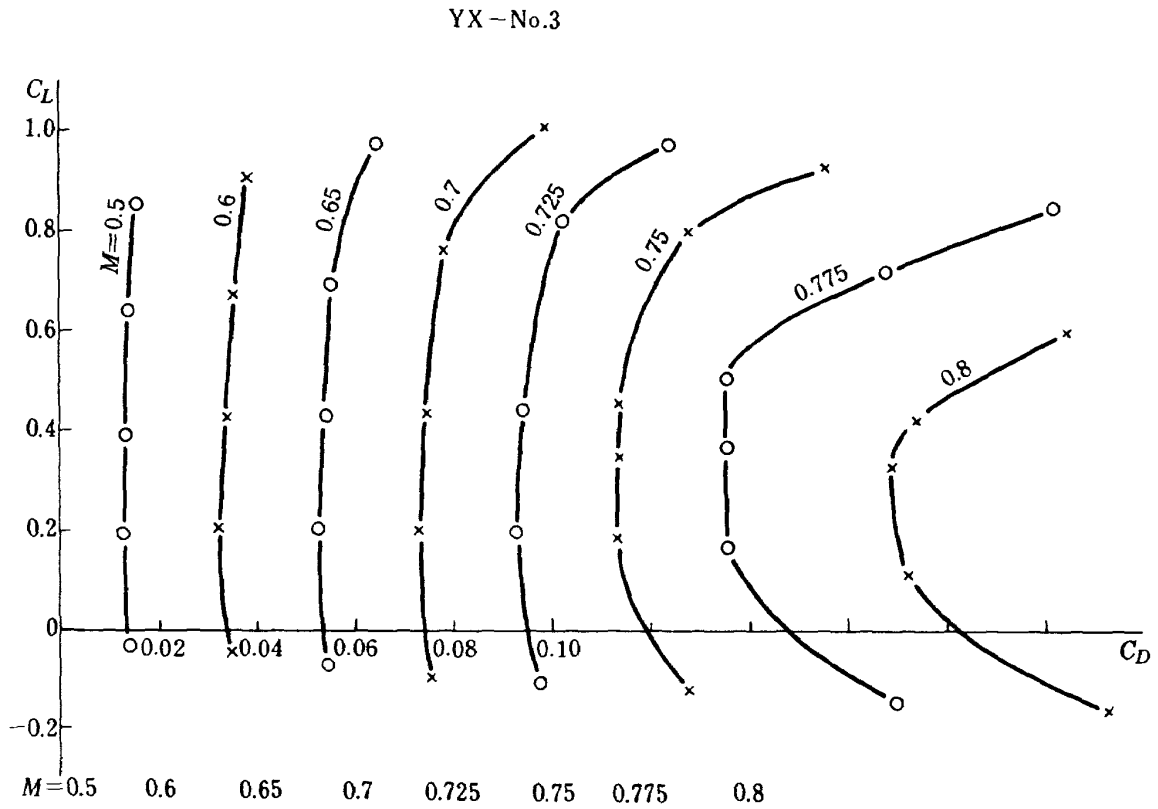


図-43  $C_L \sim C_D$  特性 ( $C_D$  の原点はマッハ数が増すごとに 0.02 移動させてある)

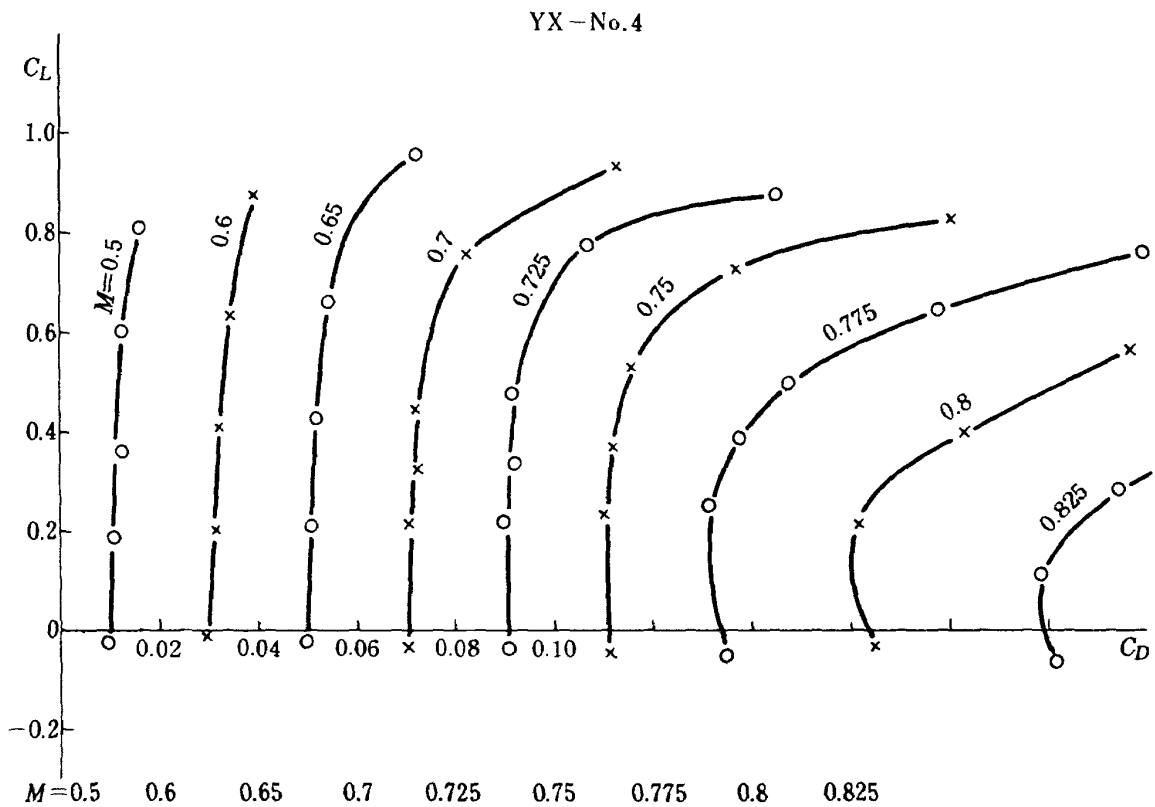


図-44  $C_L \sim C_D$  特性 ( $C_D$  の原点はマッハ数が増すごとに 0.02 移動させてある)

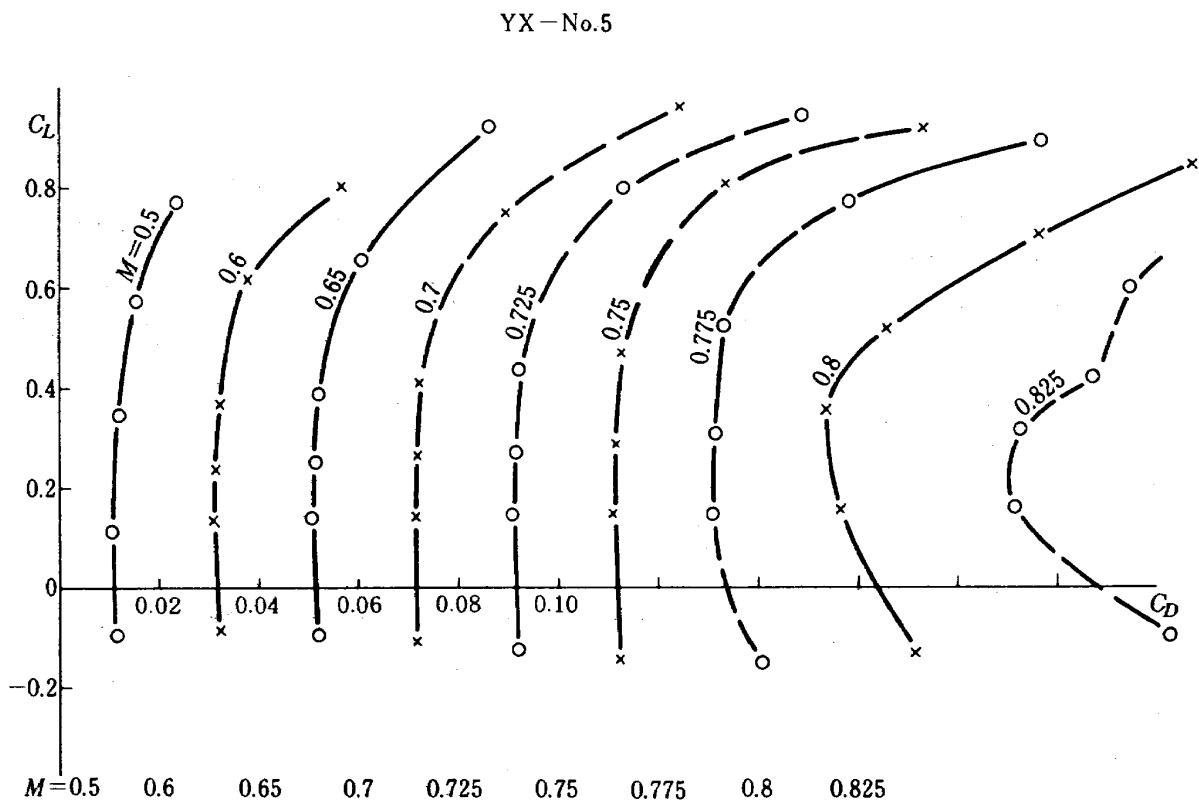


図-45  $C_L \sim C_D$  特性 ( $C_D$  の原点はマッハ数が増すごとに 0.02 移動させてある)

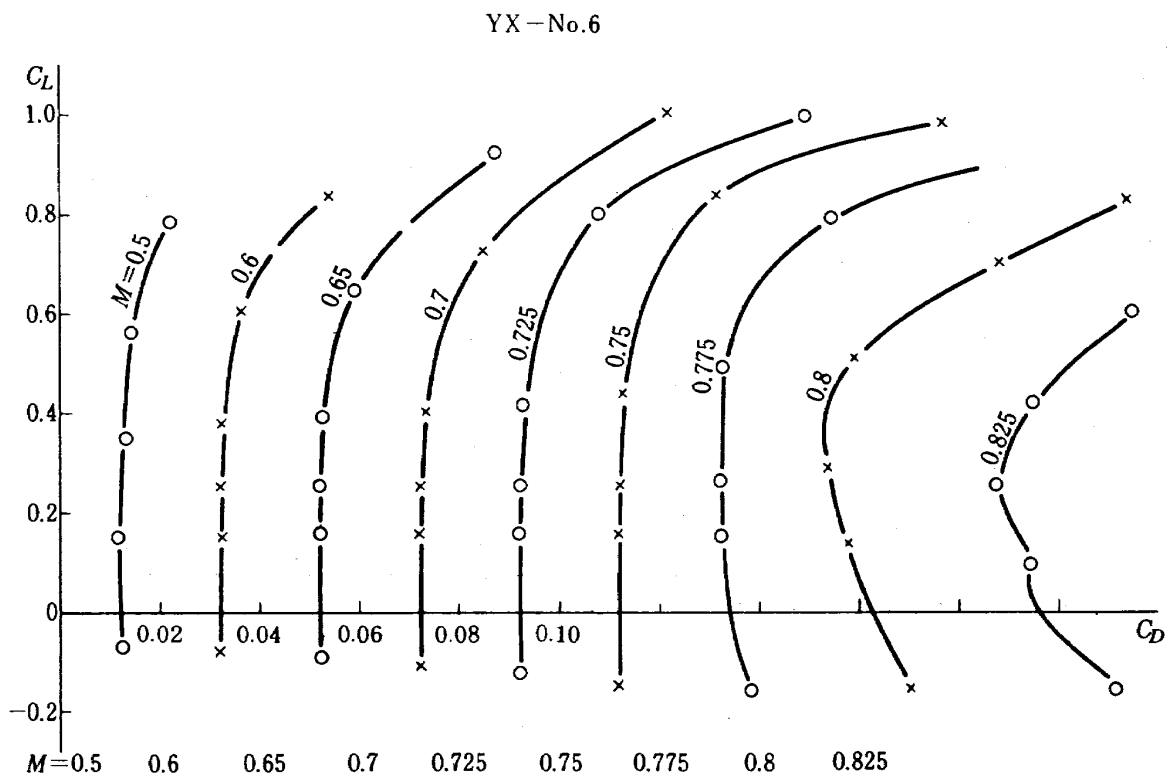


図-46  $C_L \sim C_D$  特性 ( $C_D$  の原点はマッハ数が増すごとに 0.02 移動させてある)



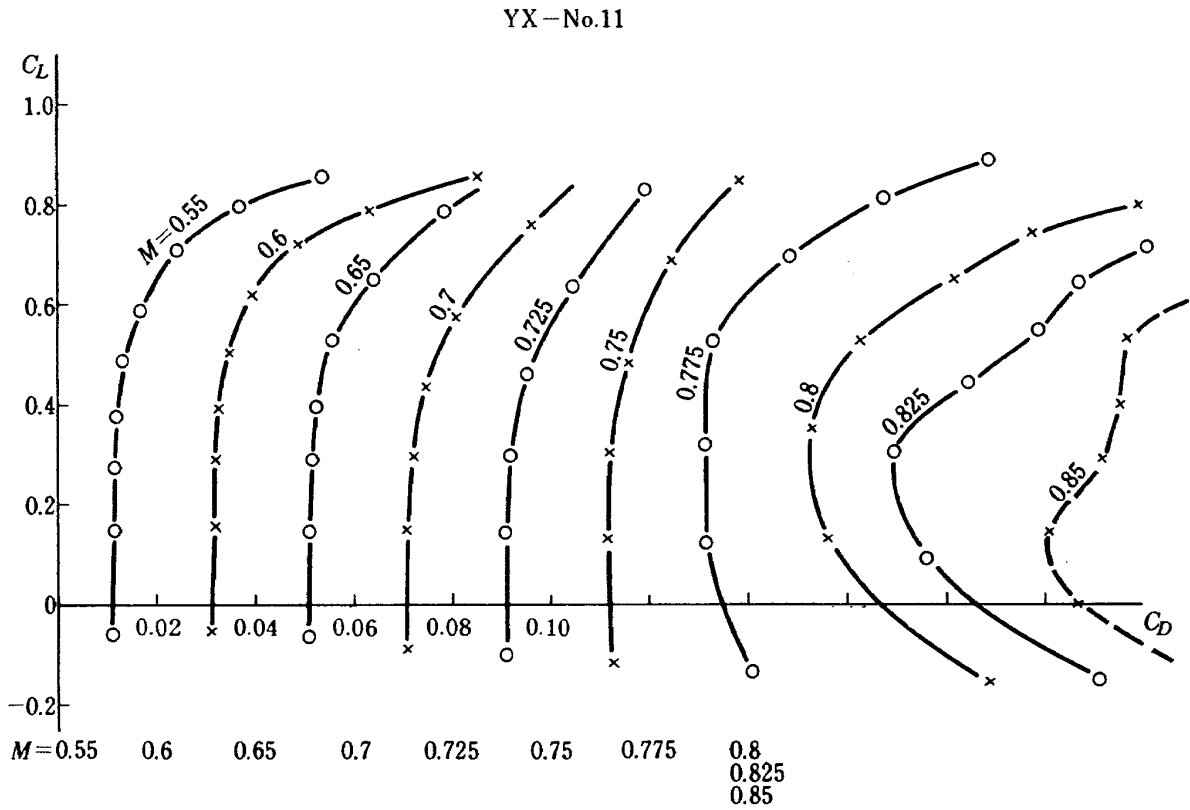


図 - 47  $C_L \sim C_D$  特性 ( $C_D$  の原点はマッハ数が増すごとに 0.02 移動させてある)

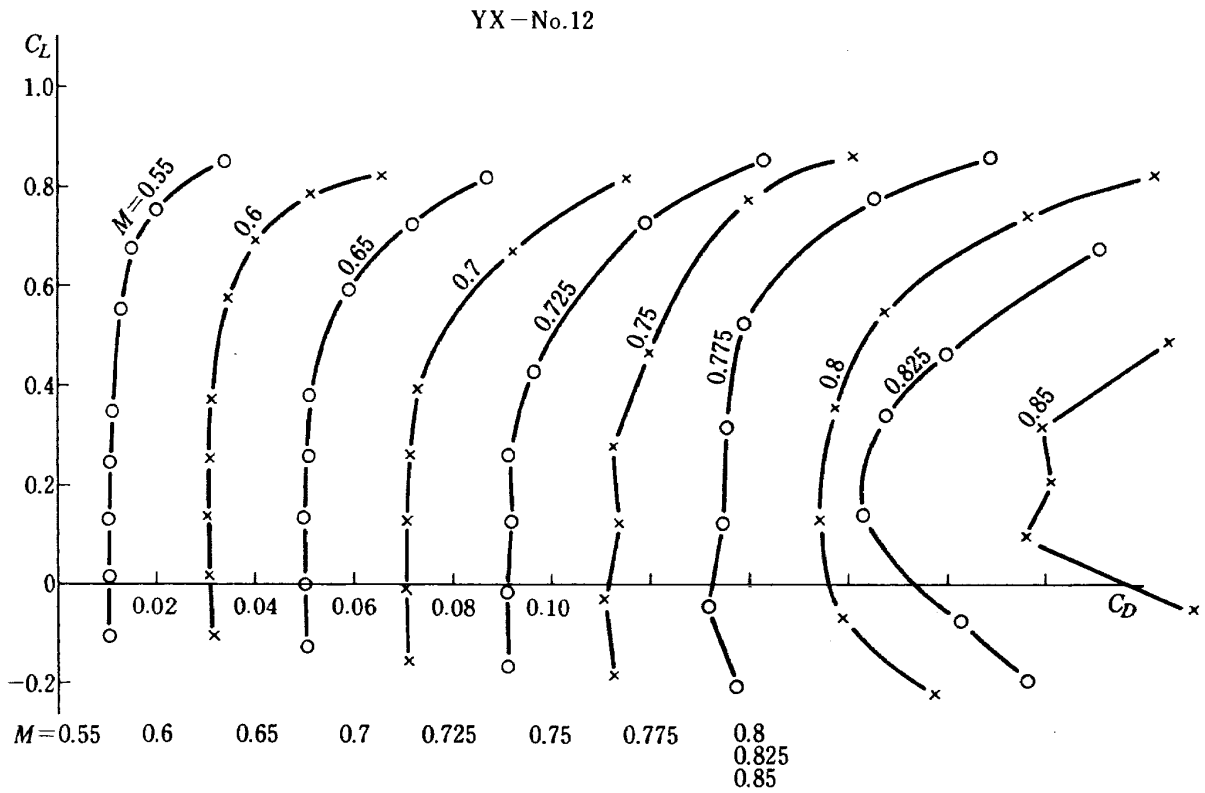


図 - 48  $C_L \sim C_D$  特性 ( $C_D$  の原点はマッハ数が増すごとに 0.02 移動させてある)

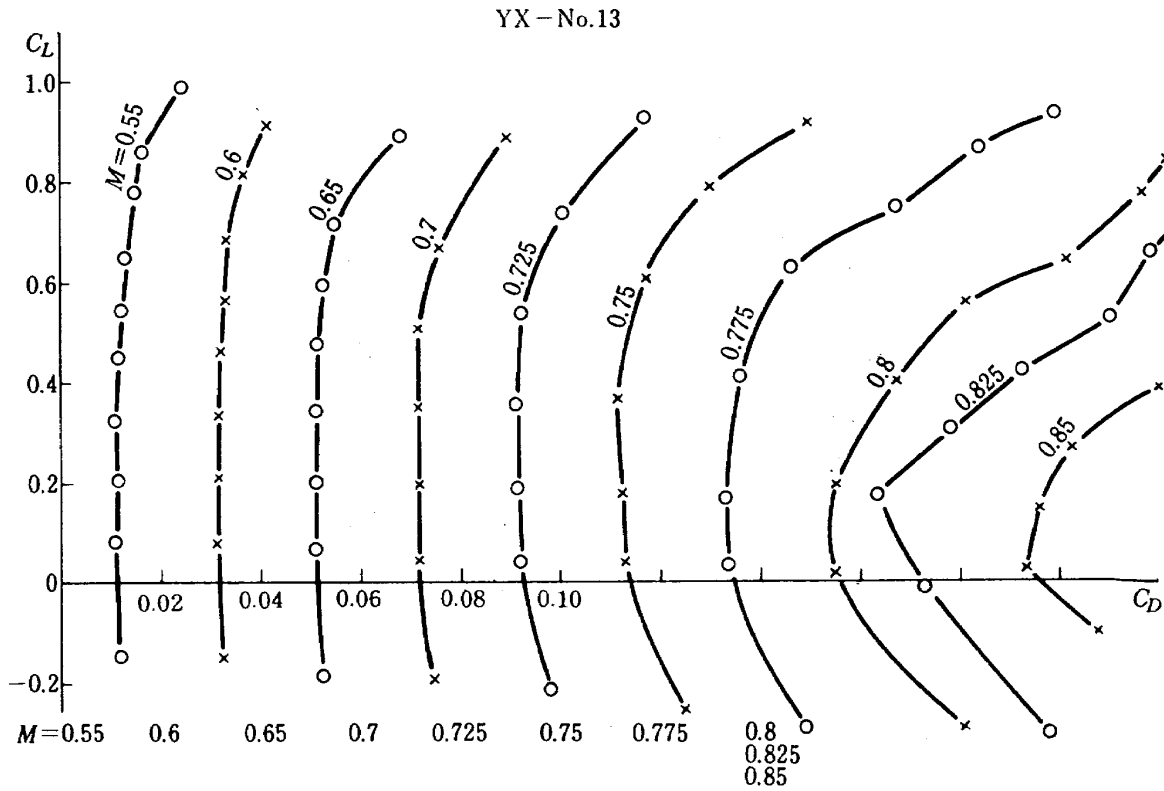


図-49  $C_L \sim C_D$  特性 ( $C_D$  の原点はマッハ数が増すごとに 0.02 移動させてある)

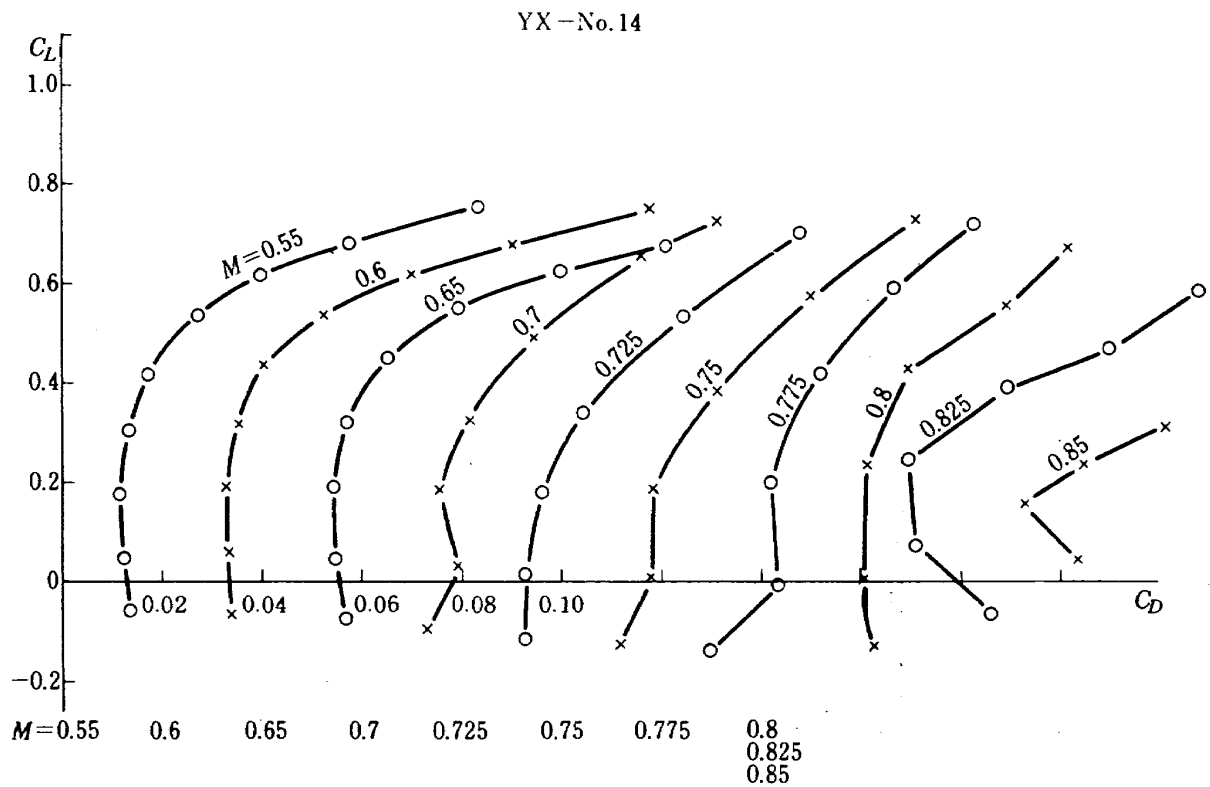


図-50  $C_L \sim C_D$  特性 ( $C_D$  の原点はマッハ数が増すごとに 0.02 移動させてある)

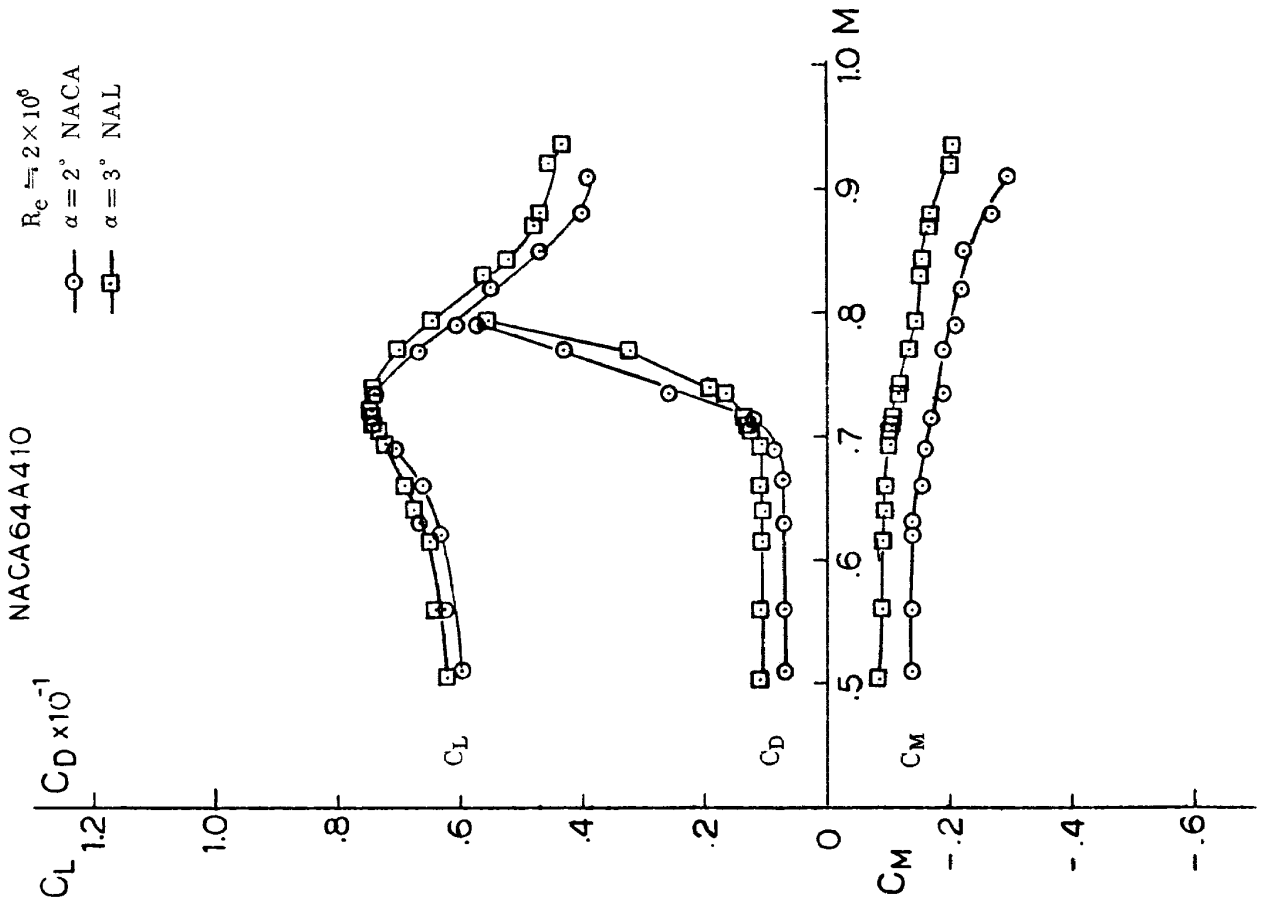


図-52 本実験によって得られた実験値とNACAでの実験値との比較

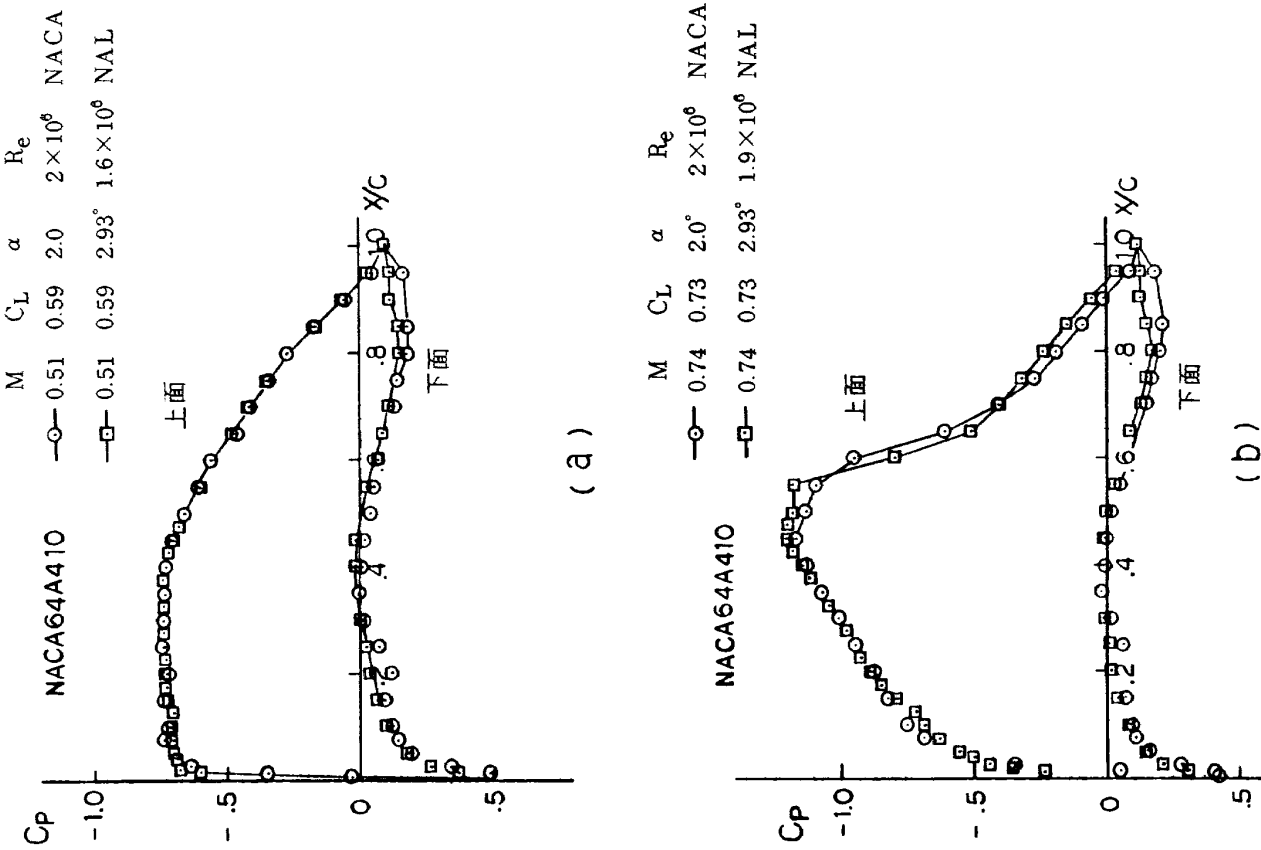


図-51 本実験によって得られた実験値とNACAでの実験値との比較

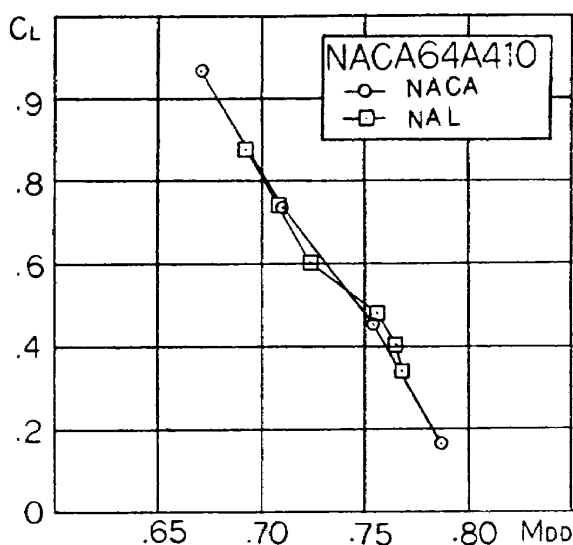


図-53 NACA64A410の本実験における測定結果とNACAにおける測定結果との比較

者の圧力分布を比較する。同図(a)には、最大マッハ数が1以下の場合を示し、(b)には一様流マッハ数が揚力発散マッハ数より高く、局所超音速領域があらわれ、かなり強い衝撃波をもつ場合を示す。両者の圧力分布は、どちらの翼型についてもほぼ一致しているが、NAEの実験結果は、本実験結果に比べて全般に圧力が高く、衝撃波位置がやや下流にあり、rear loading が大きい。圧力が高い理由は、不明であるが、後の二者は、レイノルズ数が高いと境界層の排除厚が薄くこれを含む実効厚さが薄いので衝撃波が後に来る。またレイノルズ数が高いと圧力回復が大きくなるので rear loading が大きくなる。

図-56に、YX-No2について、ほぼ同じ揚力係数をもつ迎角について、 $C_D \sim M$ 、 $C_L \sim M$  曲線を示した。 $C_D$  のレベルは、約10~15%ほどNAEの方が低い。本実験においては、圧力孔の影響で境界層は前縁付近より遷移しており、境界層は両者ともほぼ前縁より乱流と考えられ、レイノルズ数が高い方が  $C_D$  が低いのは、当然である。揚力発散マッハ数は、両者ともほぼ同じである。迎角はNALの方が約1°大きい。その原因および対策についてつぎに述べる。

航技研の風洞測定部模型支持方法は、写真-1でも解るように測定部シュリーレン窓硝子の中心附近に4×40mmの穴をあけ、それに翼の腕を通して支持している。迎角設定については、腕の表面を精度よく平面に仕上げ、その上に水準器を乗せて風洞水平軸に対して迎角零度の設定をする方式である。硝子と腕との間のクリアランスおよび硝子の变形等により迎角設定精度は±0.5°程度であると思われる<sup>12)</sup>。現在は、この硝子支持による欠点を取除くために窓硝子の外側で鋼鉄製の枠に翼の腕を取り付ける方式にした。迎角の設定は、電気的に遠隔操作をすることが出来る。設定迎角は回転ポテンションメータの出力をデジタルで直読できるようになっており、設定精度は±0.1°以内であることが確認されている。

### 5.2.2 各翼型の結果とその比較

第一次、第二次に実験した10枚の翼型の各迎角における  $M_{DD}$  とそれに対応する揚力係数を表-3に示した。またそれを図-57にプロットする。ここで抵抗発散マッハ数は次式で定義した。

表-3 実験に使用された翼型の  $C_L$  と  $M_{DD}$  の実験値

	NACA64A410		YX-No 2		YX-No 3		YX-No 4		YX-No 5	
	$C_L$	$M_{DD}$	$C_L$	$M_{DD}$	$C_L$	$M_{DD}$	$C_L$	$M_{DD}$	$C_L$	$M_{DD}$
0	.340	.768	.296	.797	.170	.769	.246	.783	.143	.787
1	.473	.757	.440	.787	.368	.776	.385	.761	.345	.797
2	.594	.724	.601	.765	.502	.777	.528	.744	.523	.778
3	.737	.710								
4	.870	.693	.732	.623	.729	.684	.687	.660	.625	.618

	YX-No 6		YX-No 11		YX-No 12		YX-No 13		YX-No 14	
	$C_L$	$M_{DD}$	$C_L$	$M_{DD}$	$C_L$	$M_{DD}$	$C_L$	$M_{DD}$	$C_L$	$M_{DD}$
0	.145	.790	.127	.789	-.183	.750	.037	.748	-.074	.634
1	.294	.805	.351	.802	-.051	.781	.174	.781	.045	.645
2	.516	.790	.427	.775	.125	.731	.381	.759	.190	.631
3			.516	.626	.283	.755	.567	.735	.317	.611
4	.612	.622	.590	.612	.398	.704	.635	.680	.426	.582

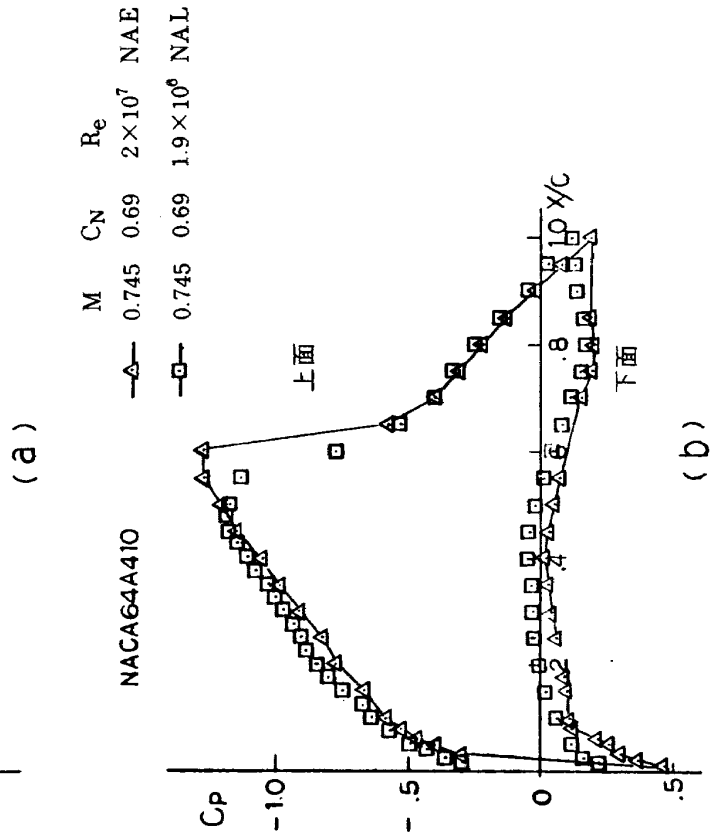
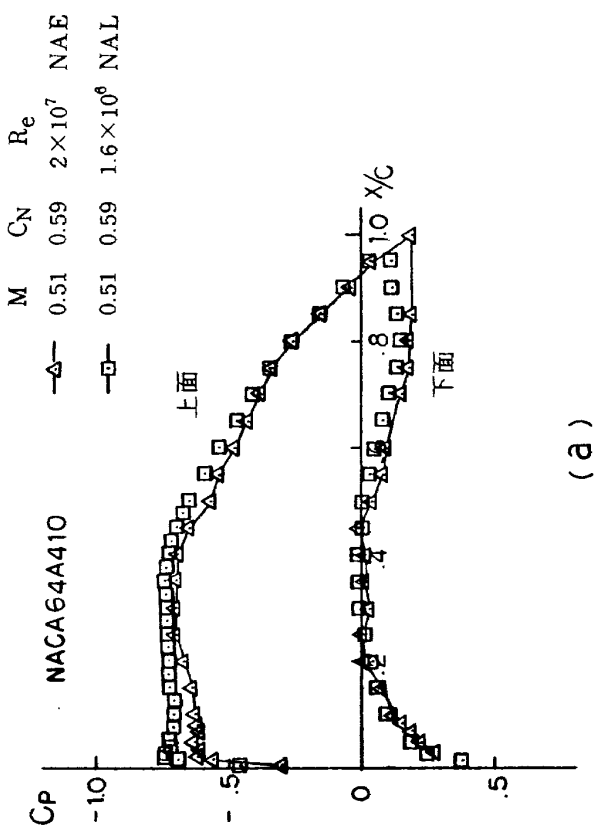
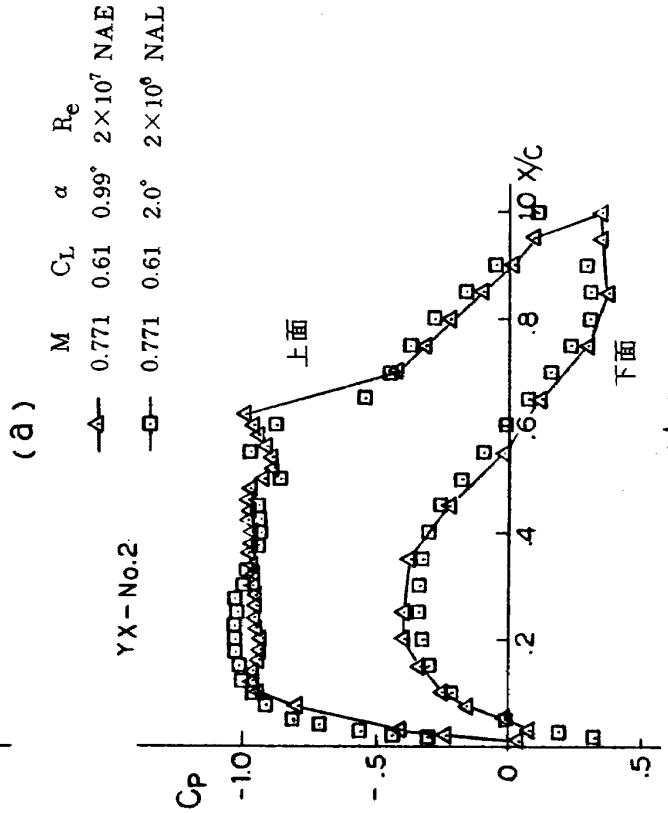
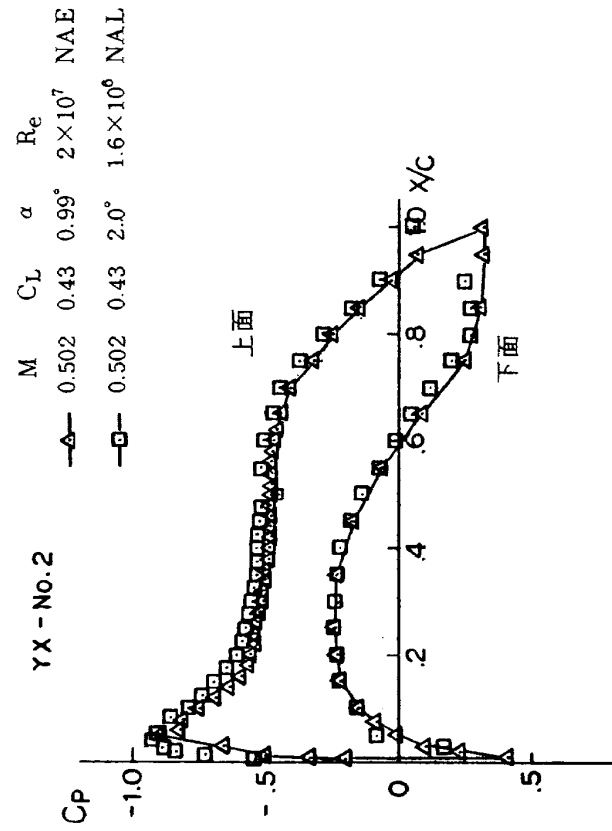


図 - 55 本実験によって得られた実験値とNAEでの実験値との比較

図 - 54 本実験によって得られた実験値とNAEでの実験値との比較

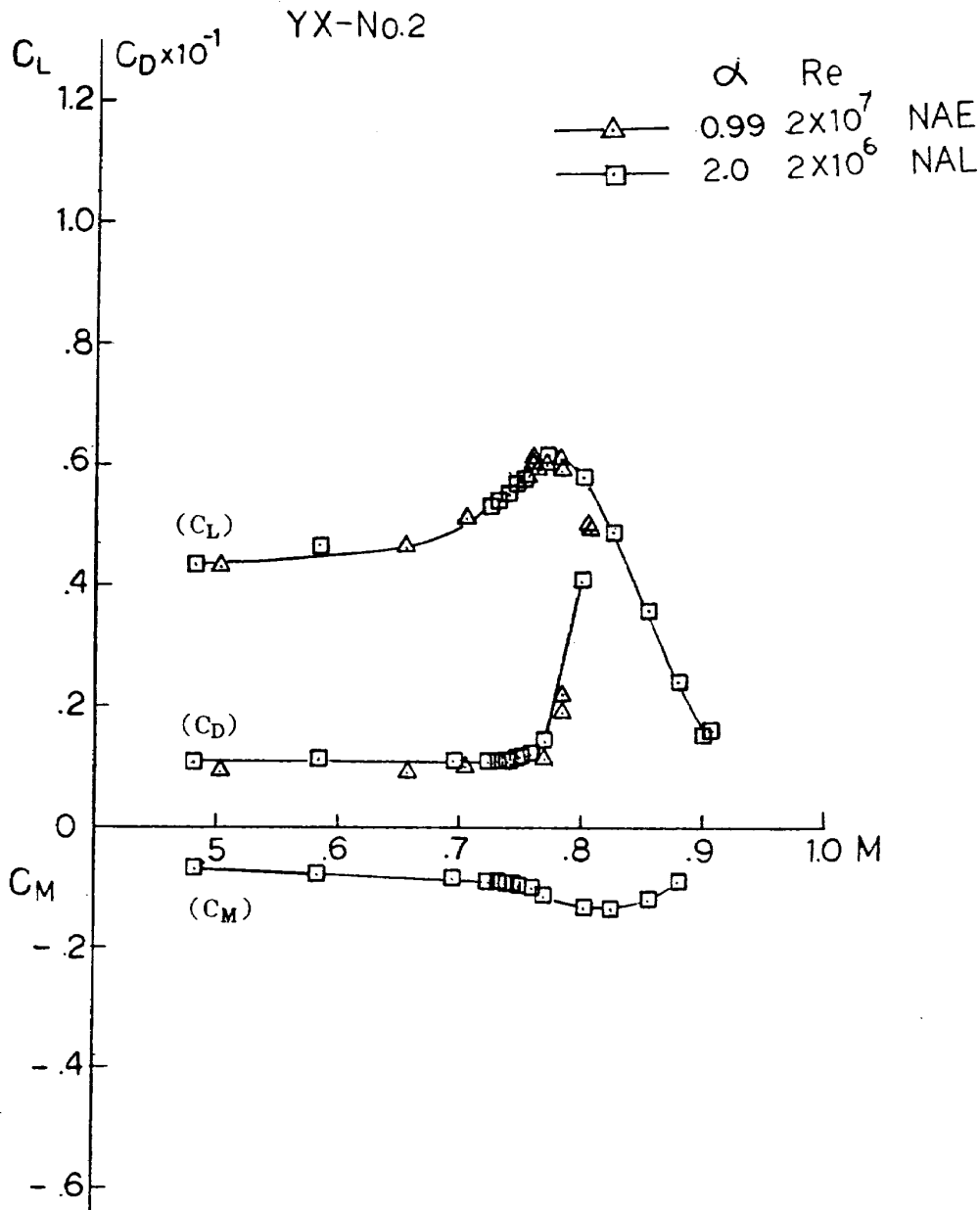


図-56 本実験によって得られた実験値とNAEでの実験値との比較

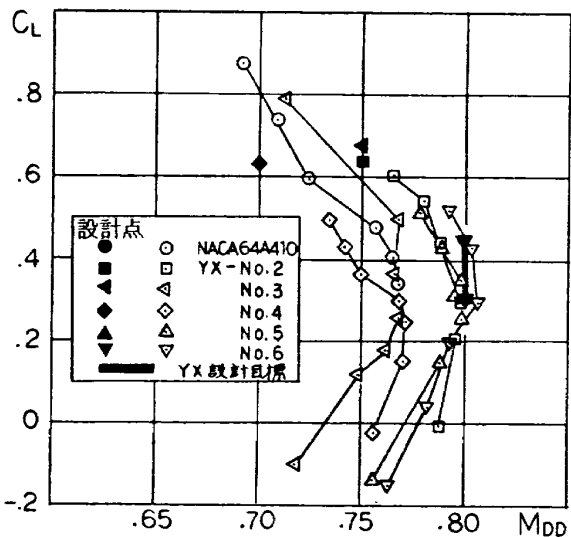


図-57(a) 設計 $M_{DD}$ ,  $C_L$ と実験値との比較

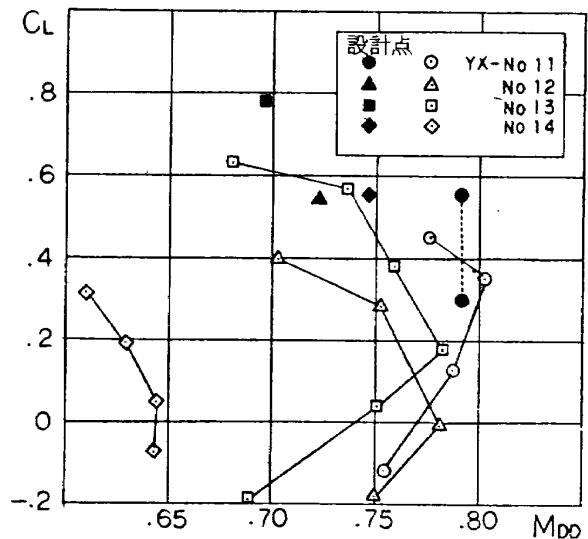


図-57(b) 設計 $M_{DD}$ ,  $C_L$ と実験値との比較

$$M_{DD} = M_{\infty} (C_D = C_D(M=0.5) + 0.002)$$

また同図には表-2に示す YX 用翼型の設計目標を太線で示す。この図で○印や△印で黒く塗り潰してあるものは、その翼の設計点を示している。YX-No.5, No.6, No.11については、設計条件は一点では表わされず、ある揚力係数の範囲で  $M_{DD}$  が設計値以上という条件が与えられている。同図には、設計揚力係数の上限と下限を黒く塗り潰した記号で表わしている。

YX-No.2, YX-No.3 の Garabedian & Korm の翼では、設計点と同程度か、それより多少低い  $M_{DD}$  となっているが、高梨の YX-No.4 翼の実験値を外挿すると、設計点◆印に比べて約  $M_{DD} = 0.02$  高い値を示す。

YX-No.5, No.6 の神谷の翼は、設計値とはほぼ同じ  $M_{DD}$  であるが No.11 の神谷の翼は設計値より大幅に  $M_{DD}$  が低い。これは上面95%翼弦長より下流で境界層の形状係数  $H$  が 2.25 より大になるように設計し後縁付近で最大 2.5 に達したため後縁付近で境界層が大きく剥離したのがその理由であると思われる。図-57から明らかなように、 $M_{DD}$  については YX-No.6 は太線で示される YX 用翼型の設計目標を達成している。しかし図-58に示すように抵抗係数が No.2 よりも大きく、それをたゞちに YX に適用するには問題があった。図-59に YX-No.2, YX-No.5 の低速圧力分布を示した。低速における計算圧力分布では前縁

peak に著しい差異があり、No.5 翼は大きな peak を持っている。図-57においても解るように抵抗発散マッハ数は翼厚が大きいかも問わず前縁 peak の高い No.5 の方が高くなっている。しかし図-60の drag polar に示されるように  $C_D$  のレベルは前縁 peak の低い No.2 の方が全般に低い値を示している。図-61に YX-No.5, No.6 の設計マッハ数、揚力係数における上面の実験圧力分布を設計圧力分布と比較する。局所超音速領域の形状はほぼ一致しているが、衝撃波の位置は、実験値の方は65%附近にあり設計値よりかなり後縁側にある。

WHITCOMB の Supercritical wing である YX-No.12, No.13, No.14 翼は図-57(b)でも解るように  $M_{DD}$  の実験値は設計値より大幅に低い。この原因として考えられることは、rear loading が大きすぎて剥離したためであると思われる。これについては図-79にて述べる。

文献4によれば、 $M_{DD}$  における上面の  $P/P_0$  の平均値  $F$  が小さいほど翼の抵抗発散性能が良い。すなわち、 $C_L$ ,  $t_{max}/c$  が一定の場合には  $M_{DD}$  が高く、 $M_{DD}$ ,  $C_L$  一定の場合には  $t_{max}/c$  が大きく、 $M_{DD}$ ,  $t_{max}/c$  一定の場合には  $C_L$  が大きい。

$$F = \frac{1}{C} \int_0^c \left( \frac{P}{P_0} \right)_{DD} dx = \left( \frac{\bar{P}}{P_0} \right)_{DD}$$

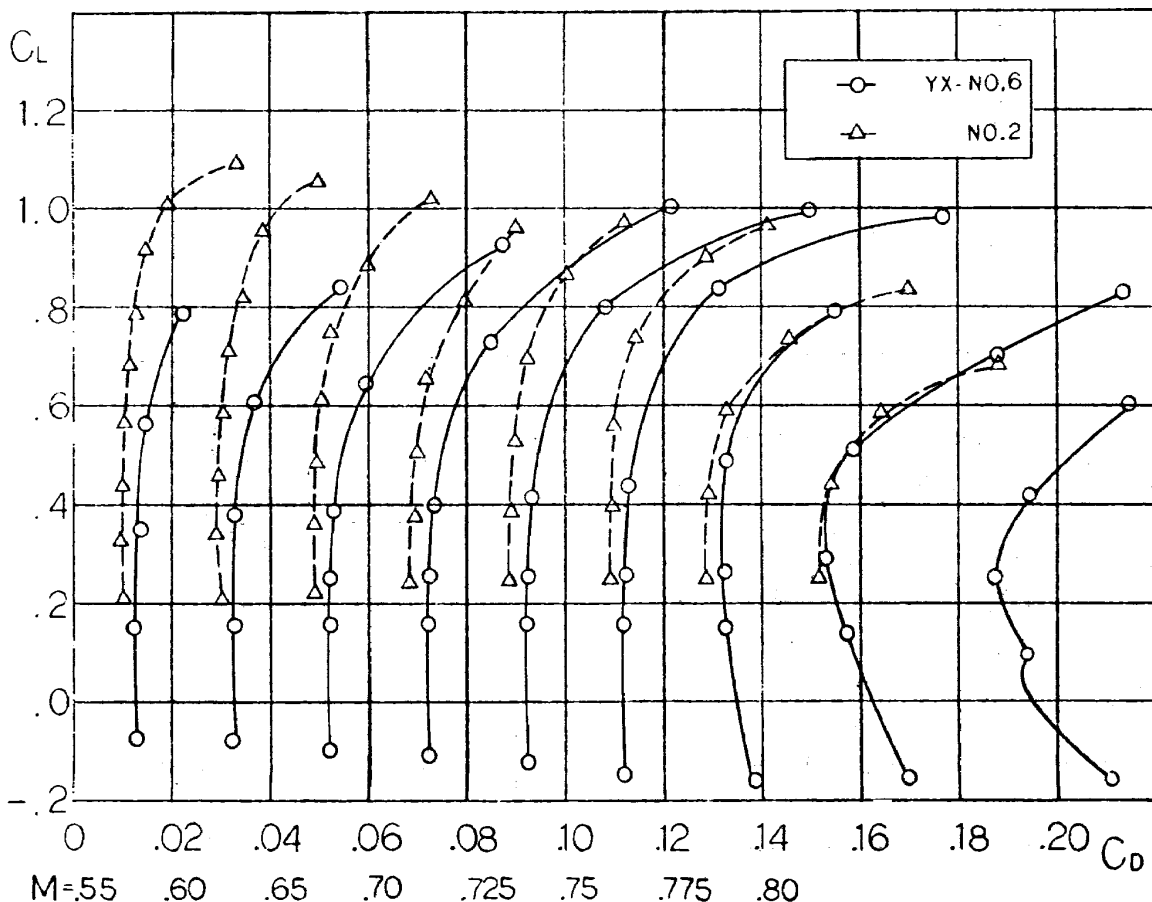


図-58 YX-No.2, No.6 翼の  $C_L \sim C_D$  特性 ( $C_D$  の原点はマッハ数が増すごとに 0.02 移動させてある)

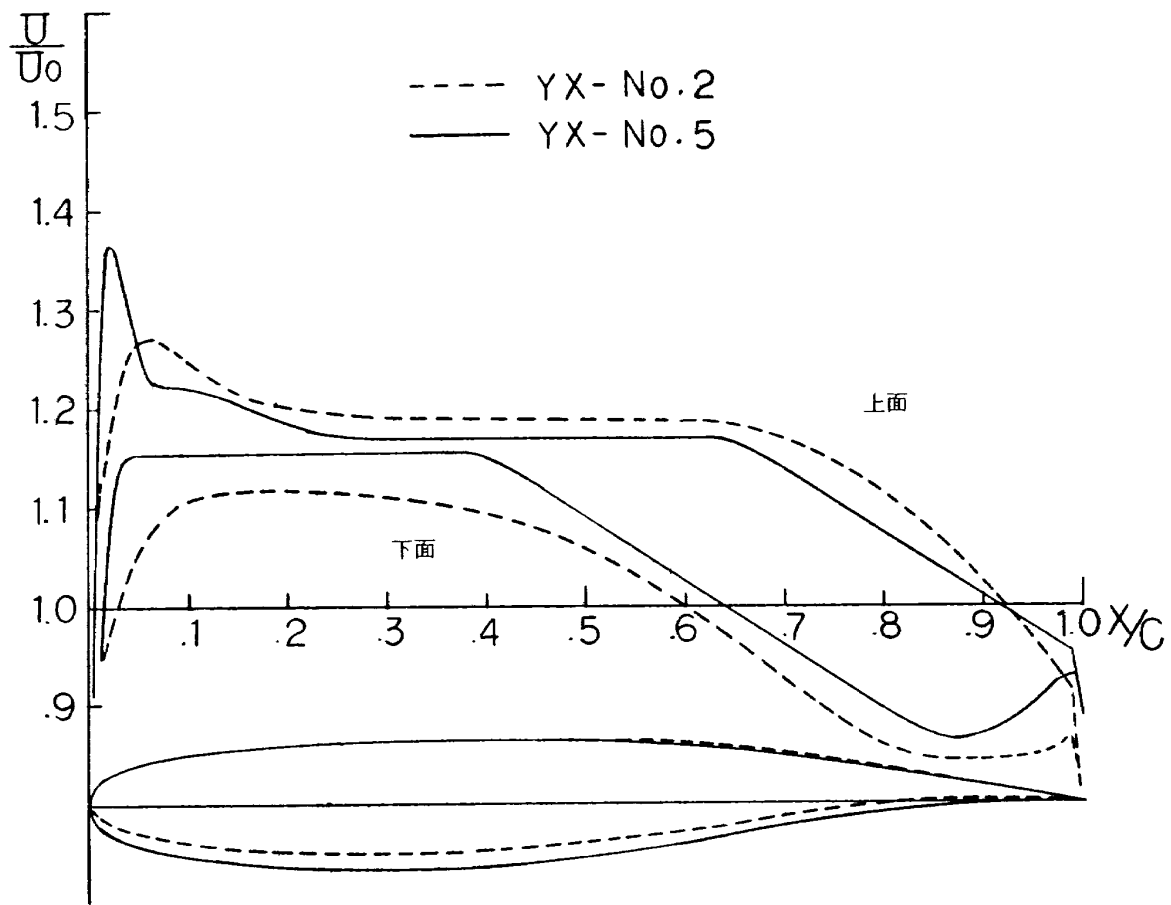


図 - 59 使用した翼型と低速における速度分布

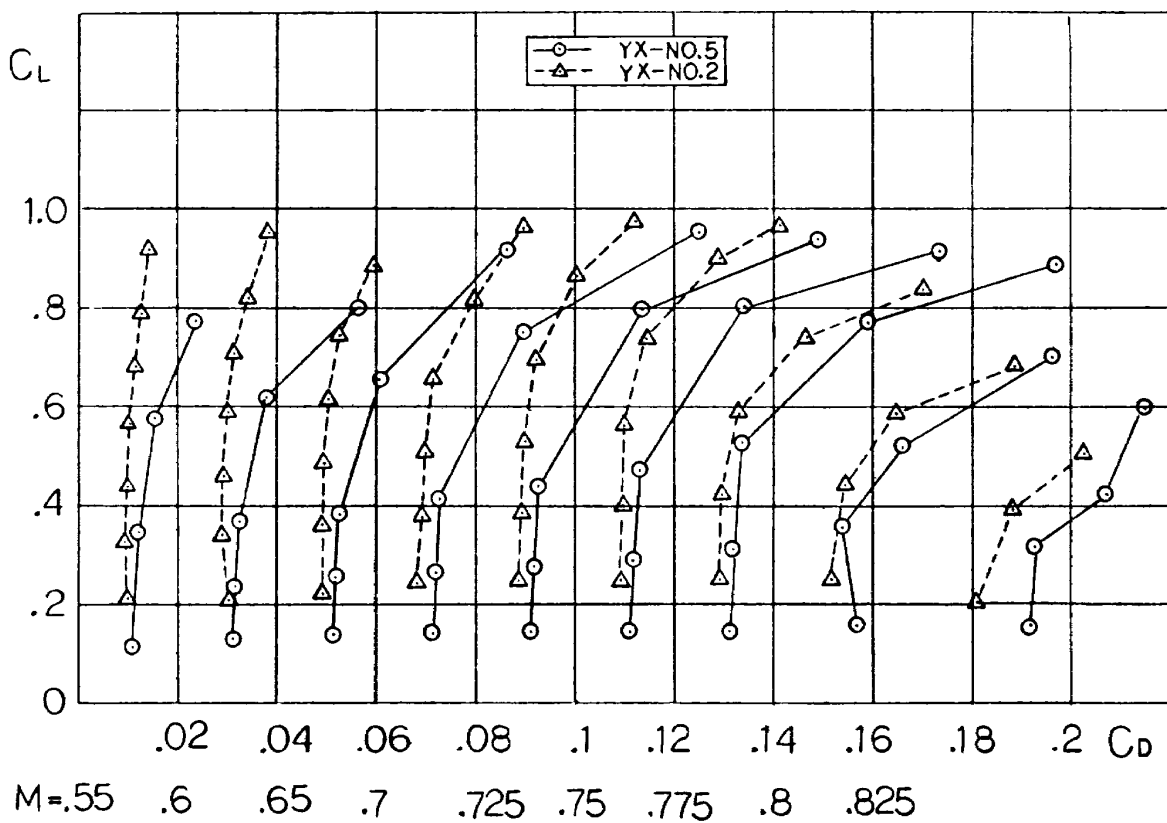


図 - 60 YX-No. 2, No. 5 翼の  $C_L \sim C_D$  特性 ( $C_D$  の原点はマッハ数が増すごとに 0.02 移動させてある)



こゝで

$C$ は翼弦長,  $P$ は翼上面の局所圧力,  $P_0$ は総圧, 添字  $DD$ は $M_{DD}$ における値,  $x$ は翼前縁からの距離, 上の横線は, 翼上面における平均値を示す。

図-62(a)(b), 図-63(a)(b)に $F \sim M_{DD}$ 特性を示す。この $F$ には衝撃波よりも上流の圧力分布の影響も下流の圧力分布の影響も含まれている。しかし局所超音速領域の圧

力分布の良否を判定するパラメータとしては, 衝撃波より下流の圧力分布の影響を含まないような量が必要である<sup>(4)</sup>。そのようなパラメータとして, 付録のステップ1に定義する $F_S^{(4)}$ をとって図-63(a)(b)に $F_S \sim M_{DD}$ 特性をプロットした。図において, YX-No.5, No.6は遷音速特性 $M_{DD}$ が良い結果を示すように $F \sim M_{DD}$ ,  $F_S \sim M_{DD}$ 特性においても小さい値を示していることがわかる。

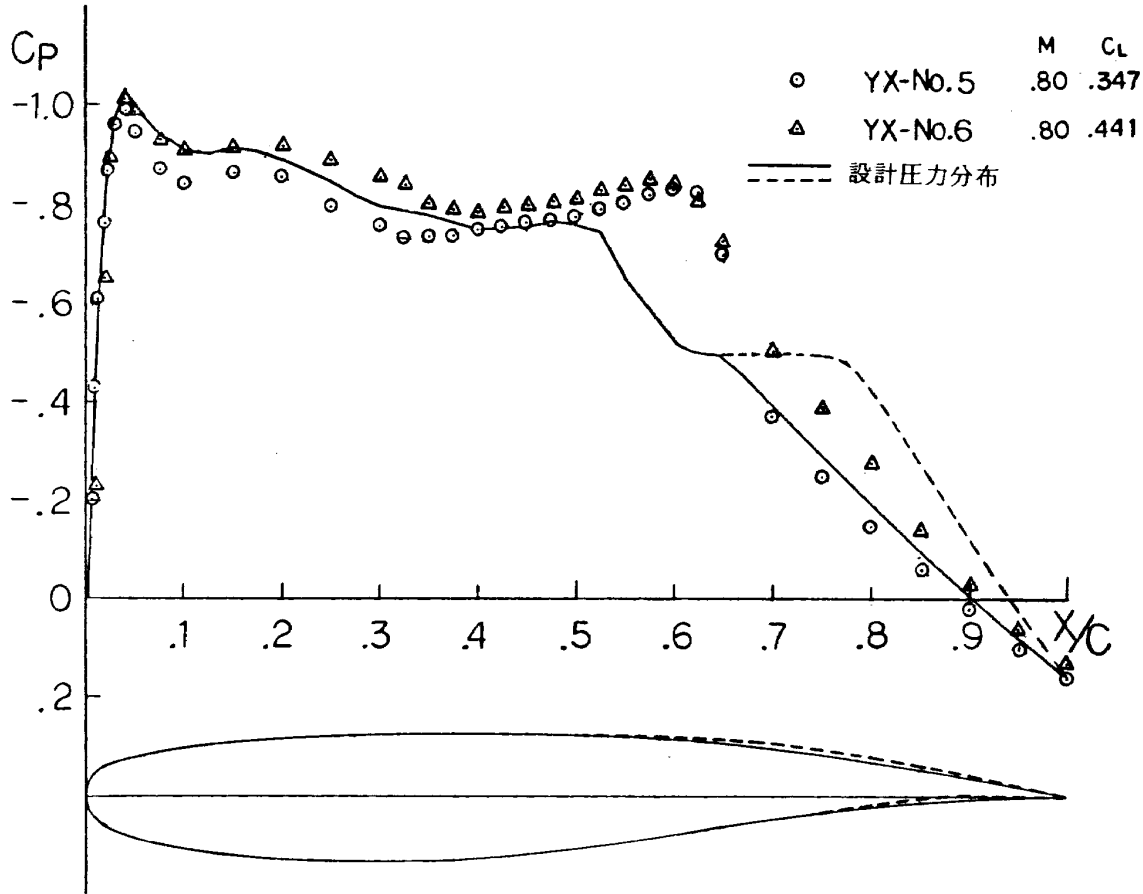


図-61 使用した翼型および上面設計圧力分布と実験値との比較

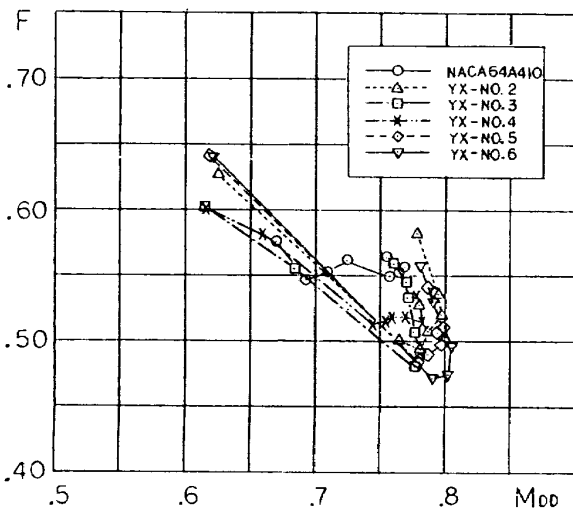


図-62(a)  $F \sim M_{DD}$  特性

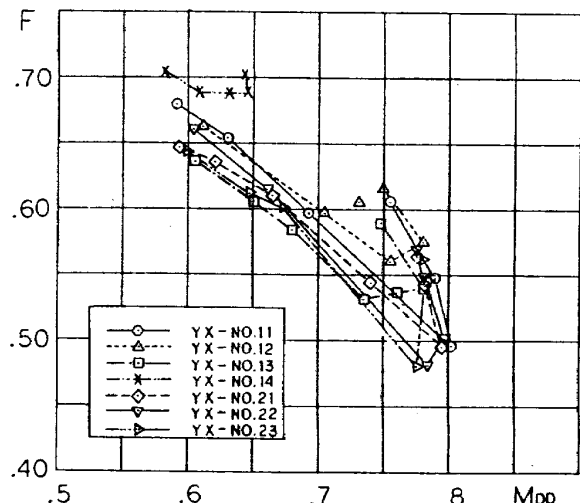


図-62(b)  $F \sim M_{DD}$  特性

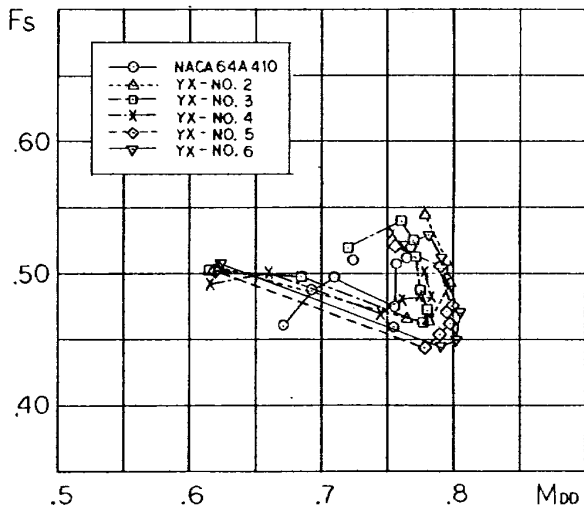


図-63(a)  $F_s \sim M_{DD}$  特性

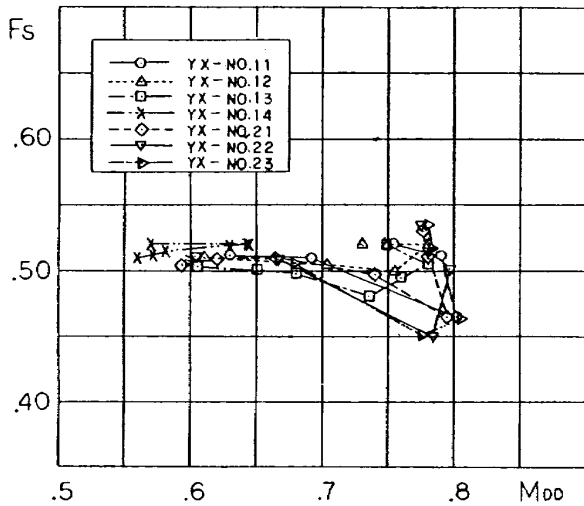


図-63(b)  $F_s \sim M_{DD}$  特性

### 6. 第三次風洞試験

第一次、第二次試験結果を解析、検討して、新たに YX-No.21, No.22, No.23 の三枚の翼を設計し、昭和 49 年 5, 6 月に第三次試験として風洞試験を行った。表-4 に設計概要を示した。

#### 6.1 翼型

第一次、第二次の風洞試験結果を解析することによって、今回実験を行った遷音速翼型の特長についてある程度のごとが理解されたが、同じ遷音速翼型とはいうものの各翼を細部に分けて検討すると相当に異なった点があることが判明した。特に前縁 peak および後縁 rear loading にかかなりの相違が見られた。そこで前縁部、後縁部に重点をおいて  $M=0.780$ ,  $C_L=0.41 \sim 0.44$ ,  $t/c=0.13$  を設計点として次の条件に合わせ設計した。

まず図-59のNo.5のように前縁 peak を高くすると図-

57に示すように  $M_{DD}$ が増加するかわりに図-60に示すように  $C_D$ が増加する。また図-60において  $C_L$ を上げて行くと前縁 peak が高いほど  $C_D$ の立ち上がりが急激である。このように前縁 peak は、翼特性を大きく左右すると予想されるので、前縁については、前縁 peak の高いものと比較的 moderate な翼と比較する必要があると思われる。rear loading の大きさを表わす指標として  $X/C = 0.9$  における低速における上下両面の設計速度の差  $(U/U_0)_{\text{上面}} - (U/U_0)_{\text{下面}}$  をとった。図-65には実験  $M_{DD}$  から設計  $M_{DD}$  を引いた値を  $(U/U_0)_{\text{上面}} - (U/U_0)_{\text{下面}}$  に対してプロットした。後縁については図-64に示すように rear loading を大きくしすぎると  $M_{DD}$  が設計値より悪くなる傾向にあるが、これらもその大きさに規準がないので前縁と同様に moderate rear loading と high rear loading を比較する。

以上により図-65に示すように moderate な前縁 peak と moderate な rear loading をもつ YX-No. 21, 前縁 peak を高くした No. 22, rear loading を大きくした No. 23 の三枚の翼を設計した。

#### 6.2 実験結果

YX の設計値を目標として試作された三枚の翼型の三分力試験結果を図-66~図-74に示す。図-75に示される三翼の抵抗発散マッハ数  $M_{DD}$  を見ると  $C_L=0.4 \sim 0.5$  付近ではほぼ同等の値を示しており設計揚力係数において、設計マッハ数より 0.012 ほど高い  $M_{DD}$  を示している。

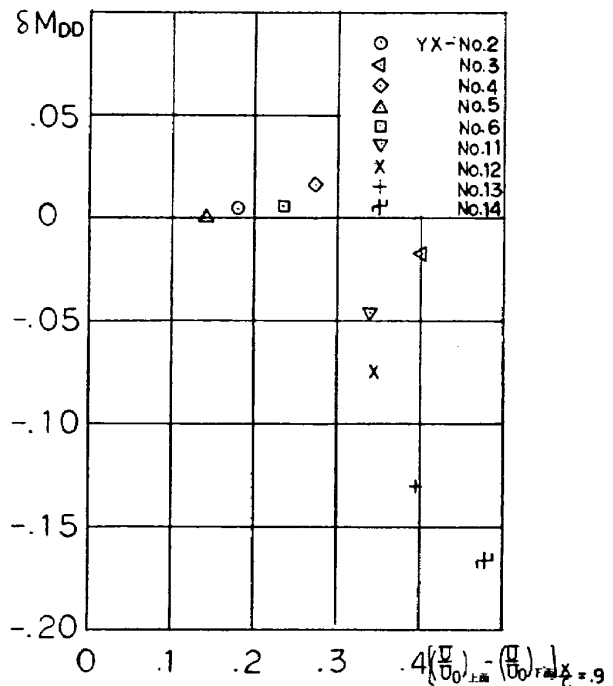



図-64 実験に使用された翼型の  $\delta M_{DD}$  と  $\left[ \left( \frac{U}{U_0} \right)_{\text{上面}} - \left( \frac{U}{U_0} \right)_{\text{下面}} \right]_{X/C=0.9}$  の関係

表-4 供試翼断面設計概要 その2

項目	翼型			概略	説明	今後の検討事項
	No.21	No.22	No.23			
設計点	M	0.78	0.78	翼型設計の主目的は前縁 peak および上面後方圧力分布 (rear loading) の検討と設計法の確立にある。 設計点は (機体性能によって変化するが) 一応、3 次元翼の外翼に適用可能なものとして設計した。	現時点では設計法が確立されれば、任意の設計点に応用出来ると考えている。 M が小、 $C_L$ が大のときの境界層効果	
	$C_L$	0.41	0.44			
	$t/c$	0.129	0.132			
	$C_{LI}$	0.28	0.30			
前縁 peak	moderate	high	moderate	peak の高い翼 (No.5 ~ No.11) は低い翼 (No.2, No.3) に比べ高速 ( $M_{DD}$ ) で優れた特性を示すと同時に、低速での $C_D$ および drag polar に問題を残している。M = 1.0 の流れなどを参考にして peak 高さだけ変えた No.21, No.22 で更に検討を行う。	 <p>低速 (含む stall) との兼合せ設計法確立</p>	
Recompression region	共通			suction loop による検討を行い、計算上、 $M = 0.75$ で $C_L = 0.60$ まで三角分布とならぬように決定した。	suction loop 以外の検討法	
上面 Crest 高さ	共通 ( $C_{P_i} = -0.40$ )			設計点 ( $M = 0.73$ ) で crest が sonic になる様に Kármán Tsien 則より $C_{P_i}$ を定めた。 ( $X/C = 0.3 \sim 0.6$ まで flat な圧力分布)		
下面 Crest 高さ	共通 ( $C_{P_i} = -0.30$ )			要求される $C_L$ , $t/c$ より決定。上面に主力を注いだため、下面は、共通の圧力分布形 (No.5 ~ No.11 並み) とした。	下面前方圧力分布形	
上面後方圧力分布 rear loading	moderate	moderate	high	rear loading の大きさも、前縁 peak と同様、高速特性 ( $M_{DD}$ ) と低速特性 ( $C_D$ ) の兼合せで考慮する必要がある。極端な剥離を起さぬ範囲 (No.2 は計算上剥離するが、風試は OK) で、No.21 (No.2, No.5 並み) と No.23 (rear loading 大: 上に凸) 比較	後方に関しては、境界層の検討を注意深く行えば、抵抗剥離などある程度の見当がつくと思われる。	
下面後方圧力分布	共通			剥離とは別に、境界層厚による圧力分布への影響が大きいため要求される $C_L$ を満す範囲で moderate (No.2, No.5 並み) なものとした。	抵抗実機特性	

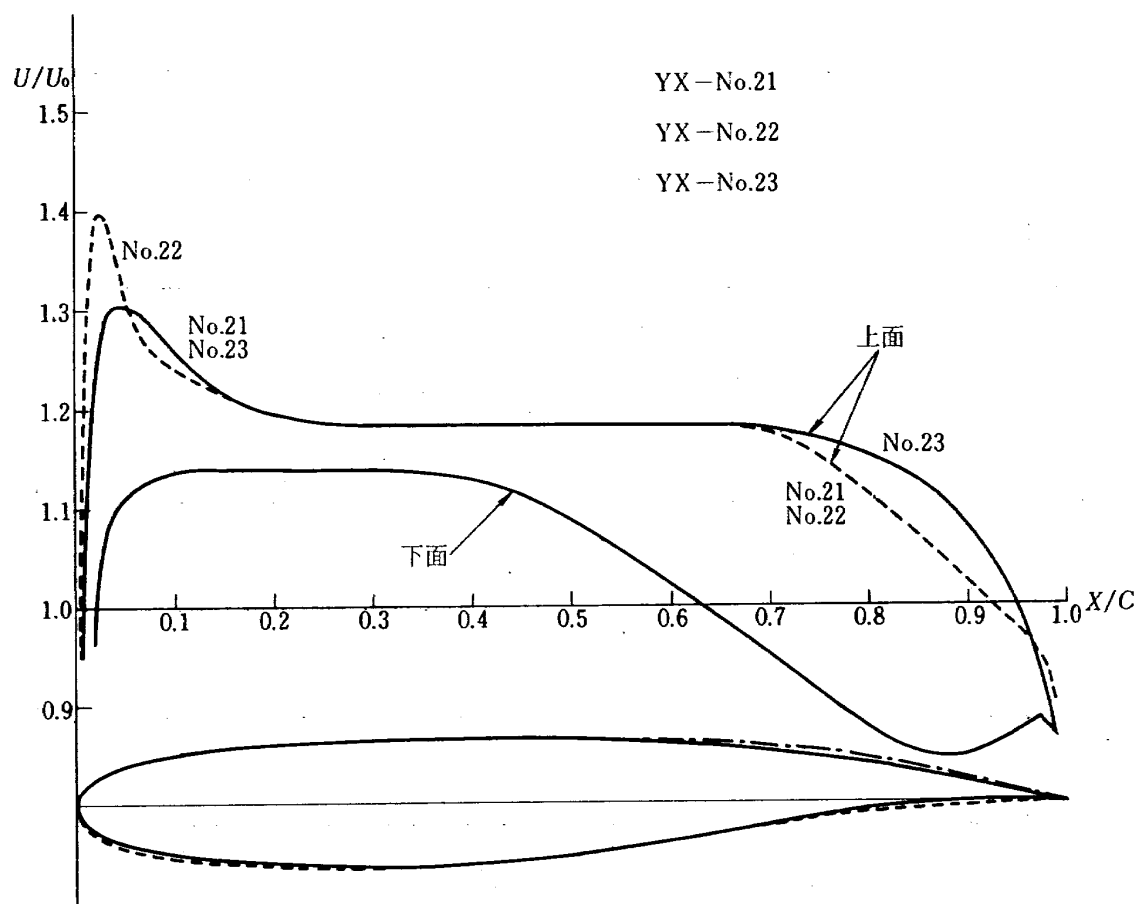


図 - 65 使用した翼型と低速における速度分布

次に前縁 peak の違いによる影響を No. 21, No. 22 翼で比較して見ると図-76に示すように前縁 peak の大きい No. 22 翼の方が drag polar が悪くなっており予想通りの差異が現われている。しかし図-75に示すように  $M_{DD}$  の値は当初前縁 peak の強い No. 22 翼の方が高い値を示すと予想していたが、ほぼ同程度となっており、図-77において No. 21, No. 22 翼の比較からだけいけば前縁 peak の moderate な No. 21 翼の方が総合的にはすぐれている。

一様流マッハ数 0.5 の場合の翼面上の圧力係数を Prandtl-Glauert 則を適用して非圧縮の値に変換した場合の圧力係数を  $C_{PI}$  とする。moderate な設計 rear loading をもつ No. 21 と大きな設計 rear loading をもつ No. 23 の  $C_{PI}$  の分布を図-78に比較する。図から明らかのように No. 23 翼の rear loading が設計値から可成り崩れて、No. 21 翼とほとんど差のない圧力分布を示している。この結果 drag polar など両者に有意な差が認められなかった。これは No. 23 の設計圧力分布において、上面後縁付近の圧力勾配が大きすぎて剥離したため所期の rear loading が得られなかったためと思われる。

前縁 peak を表わす指標として低速における上面設計速度の最大値から平坦部の値を引いた  $(U/U_0)_{\text{上面最大値}} - (U/U_0)_{\text{上面平坦部}}$  をとった。図-79には  $M = 0.7$  にお

ける  $(L/D)_{\text{max}}$  の値を  $(U/U_0)_{\text{上面最大値}} - (U/U_0)_{\text{上面平坦部}}$  に対してプロットした。図において、peak が大きくなるほど  $(L/D)_{\text{max}}$  は悪くなる傾向を同図は示している。

図-80は No. 21~No. 23 翼の  $(C_L/C_D)_{\text{max}}$  を No. 2 と No. 5 翼で比較するために示した。三翼とも  $M = 0.7 \sim 0.75$  付近での落ちが大きく、これら 3 翼の設計揚力から見て No. 2 と No. 5 翼の中間的な特性を期待したにもかかわらずこれが達成され得なかった。

第一次から第三次にわたって各翼型の遷音速特性  $\Delta M_{DD} \sim C_L$  曲線を図-81にプロットした。 $\Delta M_{DD}$  は TDM-67009<sup>10)</sup> 記載の  $X_R = 0.4C$  の厚み比を同じくする roof top 翼 ( $X_R$  は roof top 翼の肩における X 座標) の計算  $M_{DD}$  を本実験の  $M_{DD}$  から引いたものを示し、当該翼型の遷音速特性が、標準的な roof top 翼型に比べどの程度すぐれているかを示している。図-82に揚力係数を一定としてマッハ数を変化させた場合の  $(ML/D)^{0.3}$  の最大値  $(ML/D)_{\text{max}}$  を  $C_L$  に対して示した。YX-No. 2 が  $\Delta M_{DD}$  がそれほど高くないにもかかわらず 0.55 以下の  $C_L$  で  $(ML/D)_{\text{max}}$  が最も高くなっている。実験を企画した時点においては、著者等は抵抗発散マッハ数  $M_{DD}$  をいかに高くするかに重点をおいて設計したが、 $ML/D$  を高くすることが今後の課題である。

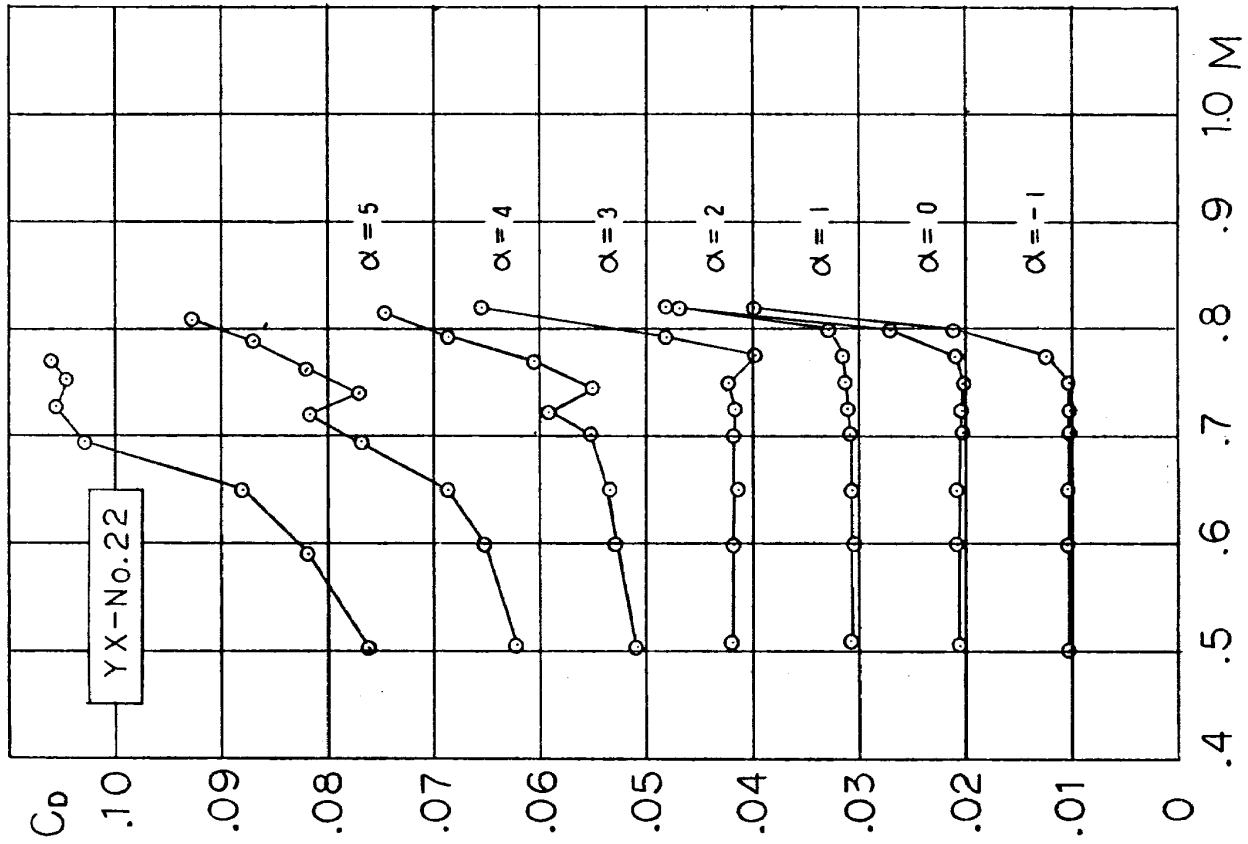


図-67 抵抗係数の測定結果、一様流マッハ数との関係  
( $C_D$ の原点は迎角が増すごとに0.01移動させてある)

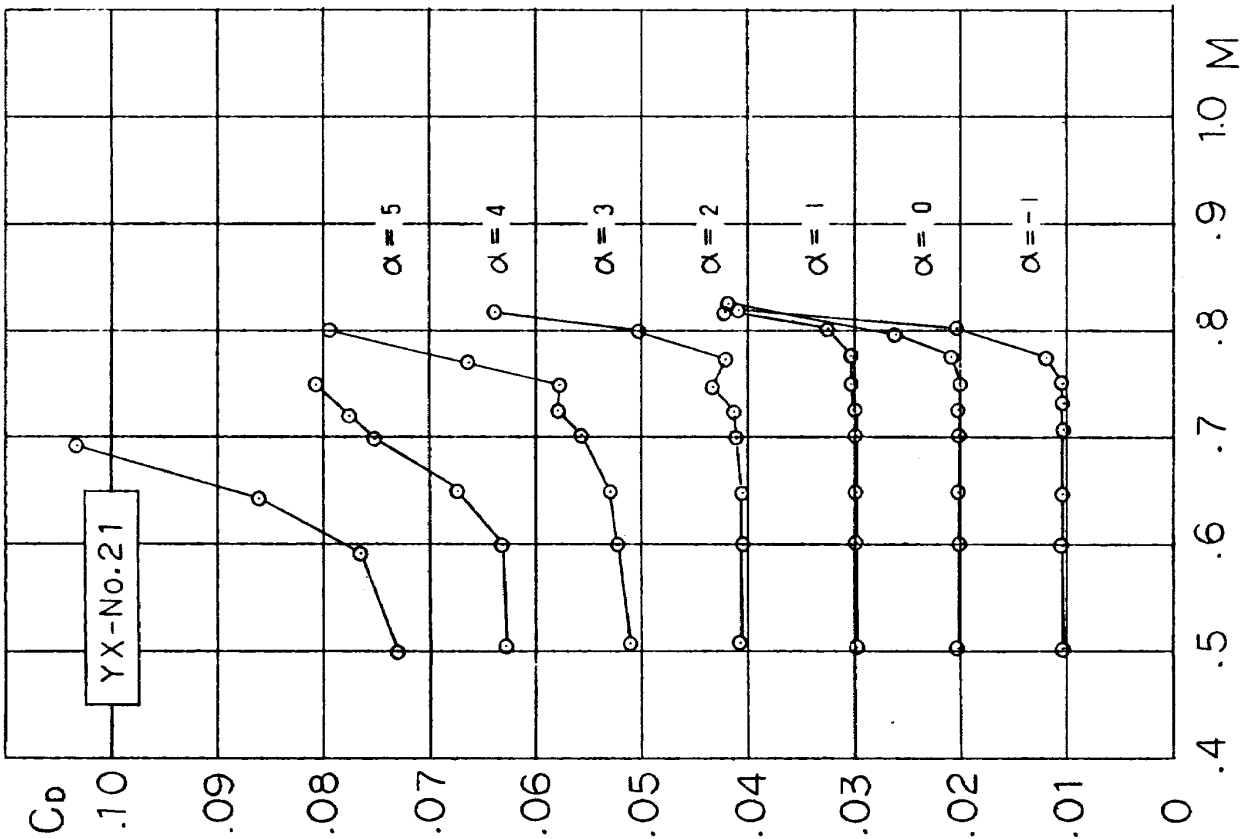


図-66 抵抗係数の測定結果、一様流マッハ数との関係  
( $C_D$ の原点は迎角が増すごとに0.01移動させてある)

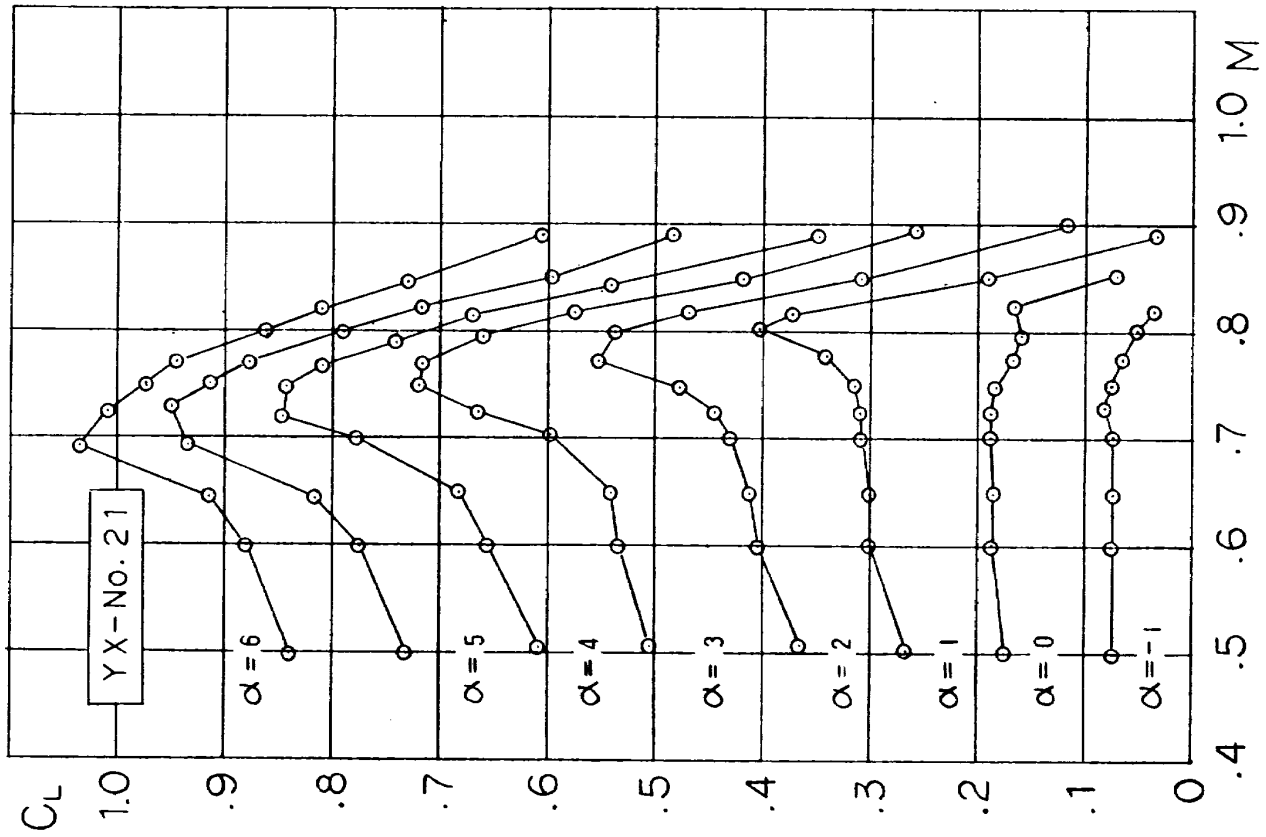


図-69 揚力係数の測定結果, 一様流マッハ数との関係

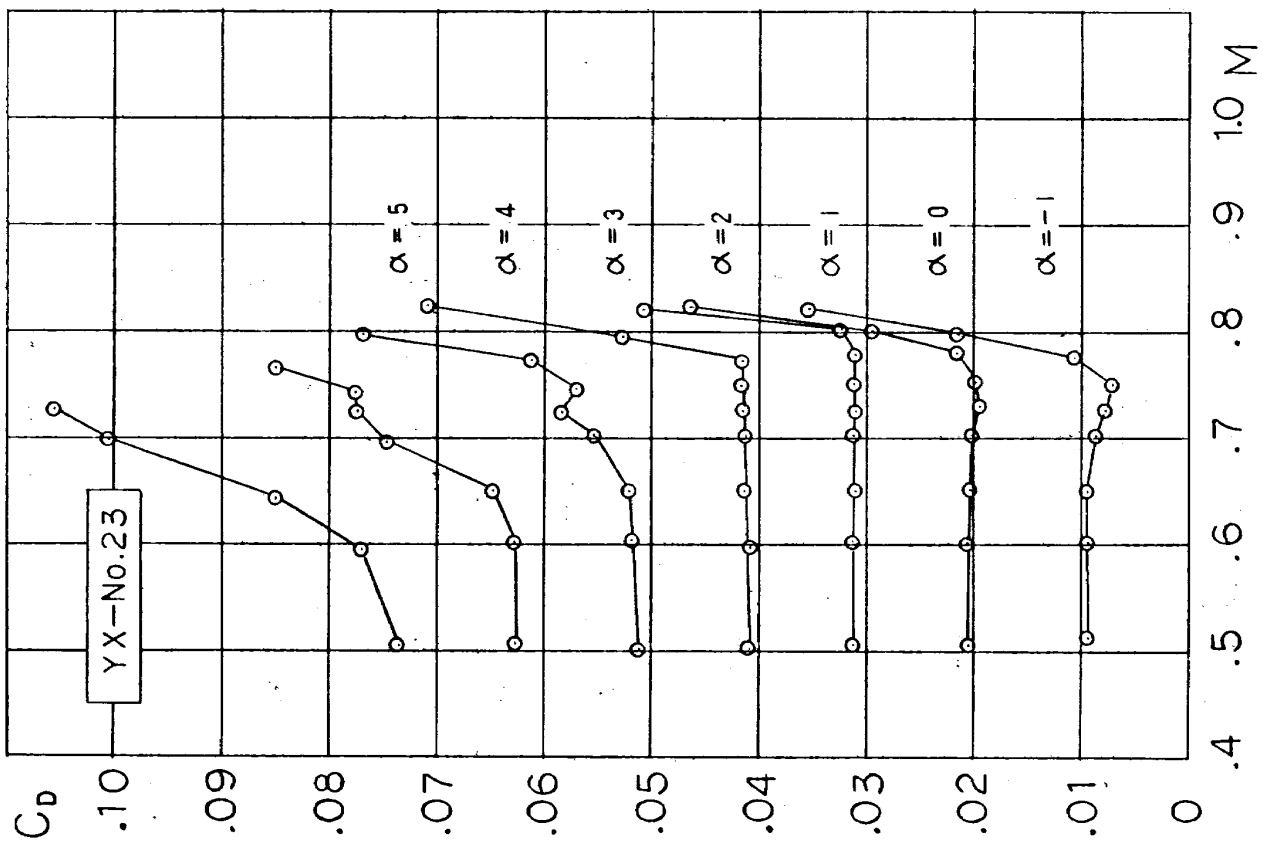


図-68 抵抗係数の測定結果, 一様流マッハ数との関係  
( $C_D$ の原点は迎角が増すごとに0.01移動させてある)

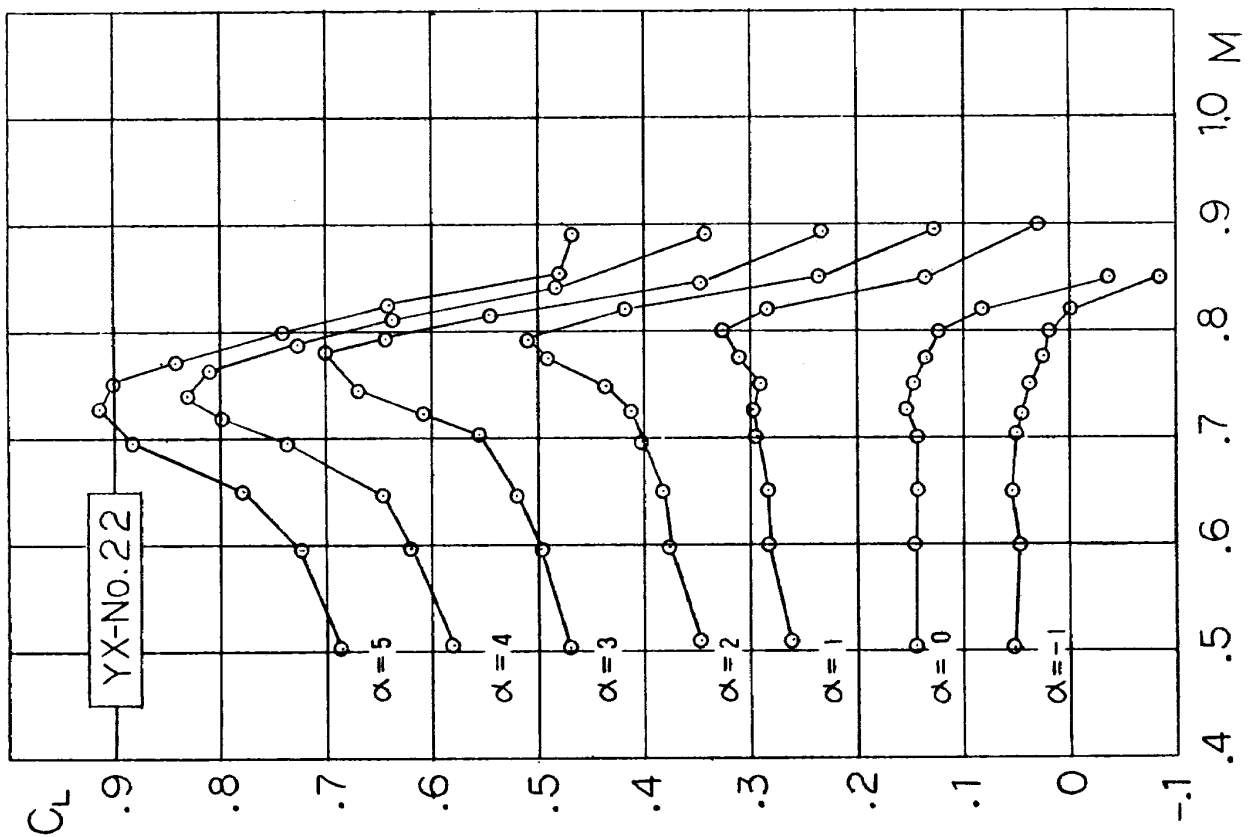


図-70 揚力係数の測定結果, 一様流マッハ数との関係

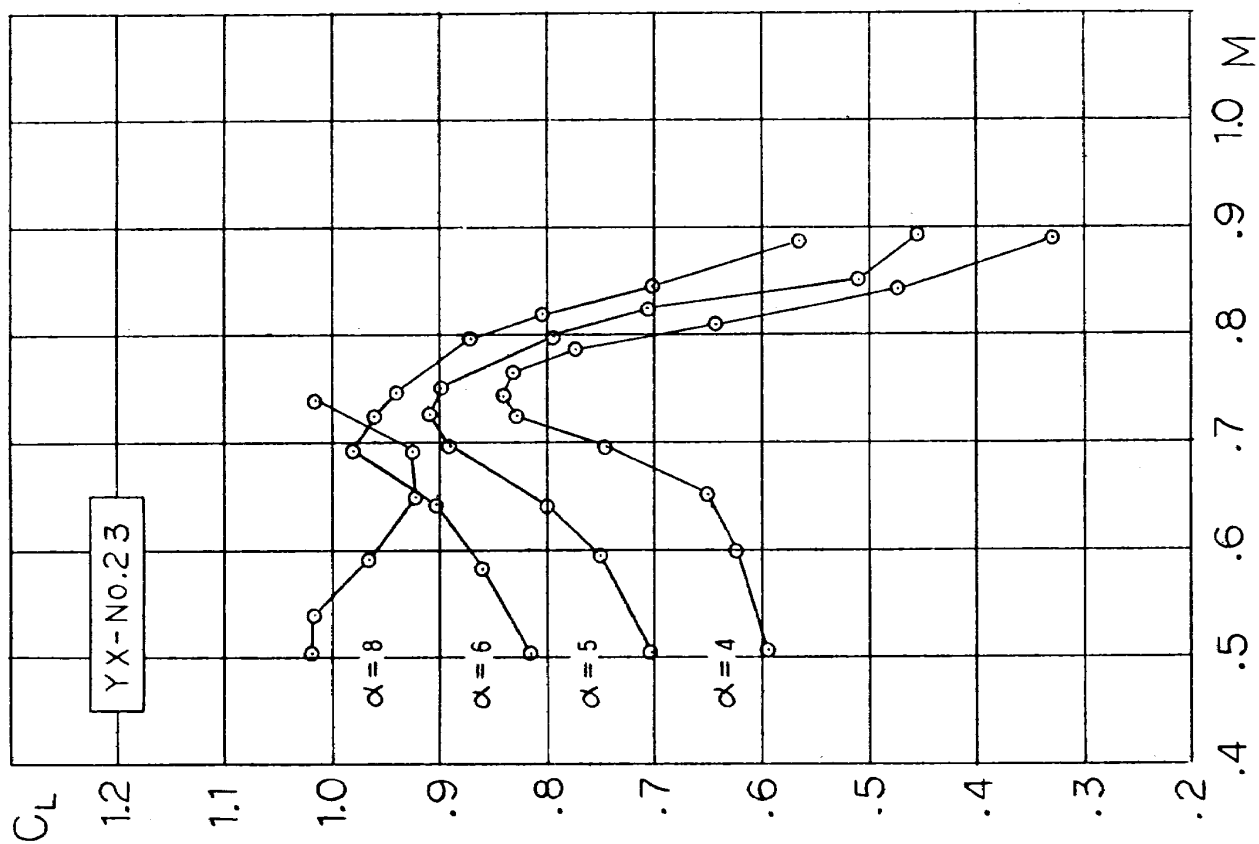


図-71(a) 揚力係数の測定結果, 一様流マッハ数との関係

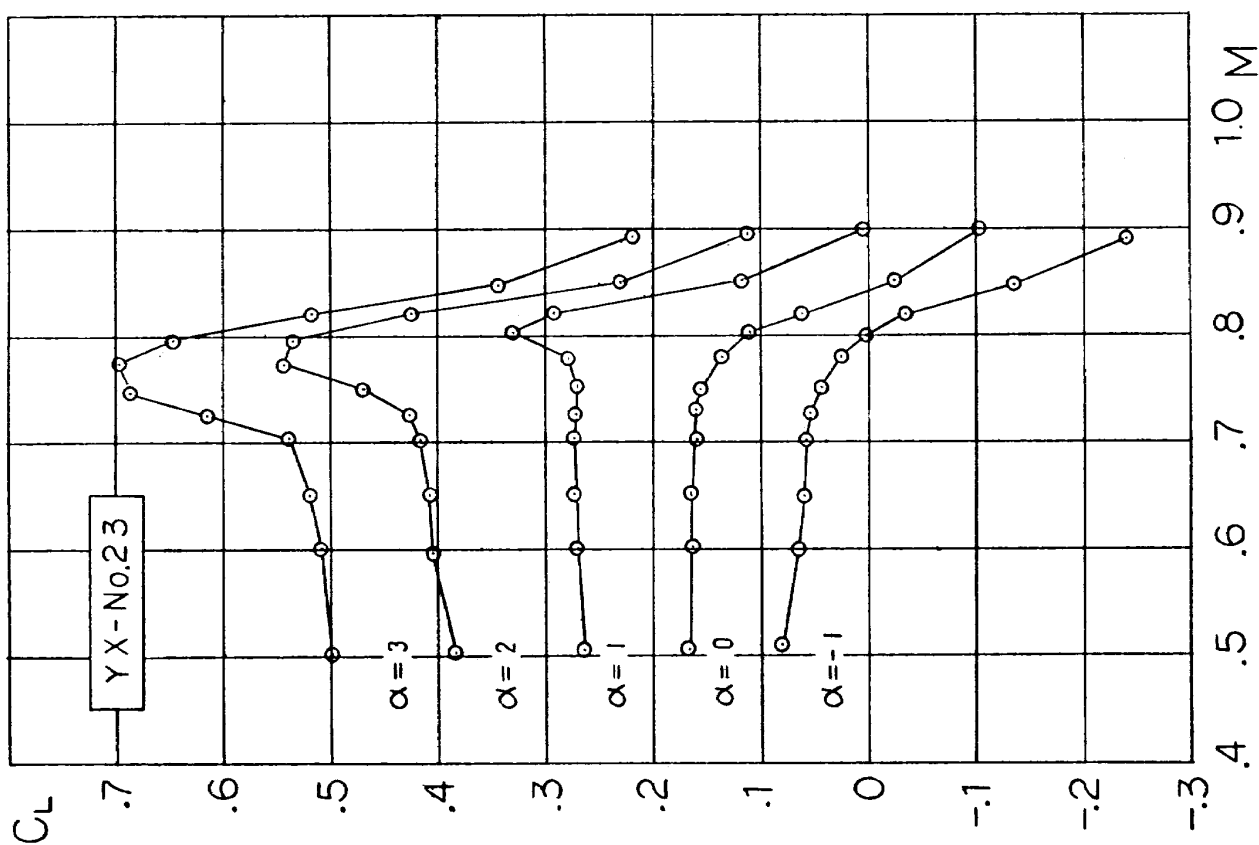


図-71(b) 揚力係数の測定結果, 一様流マッハ数との関係



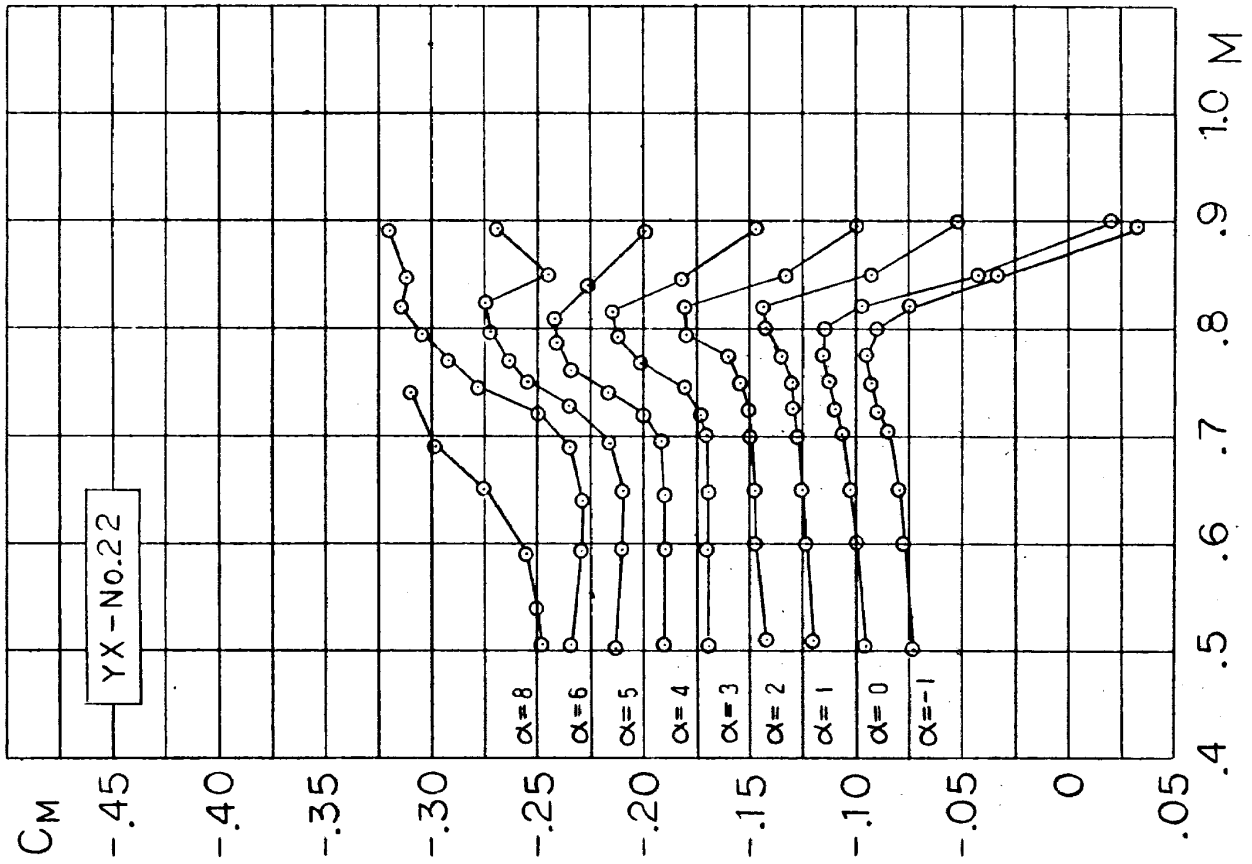


図-73 モーメント係数の測定結果, 一様流マッハ数との関係  
( $C_M$ の原点は迎角が増すごとに0.025移動させてある)

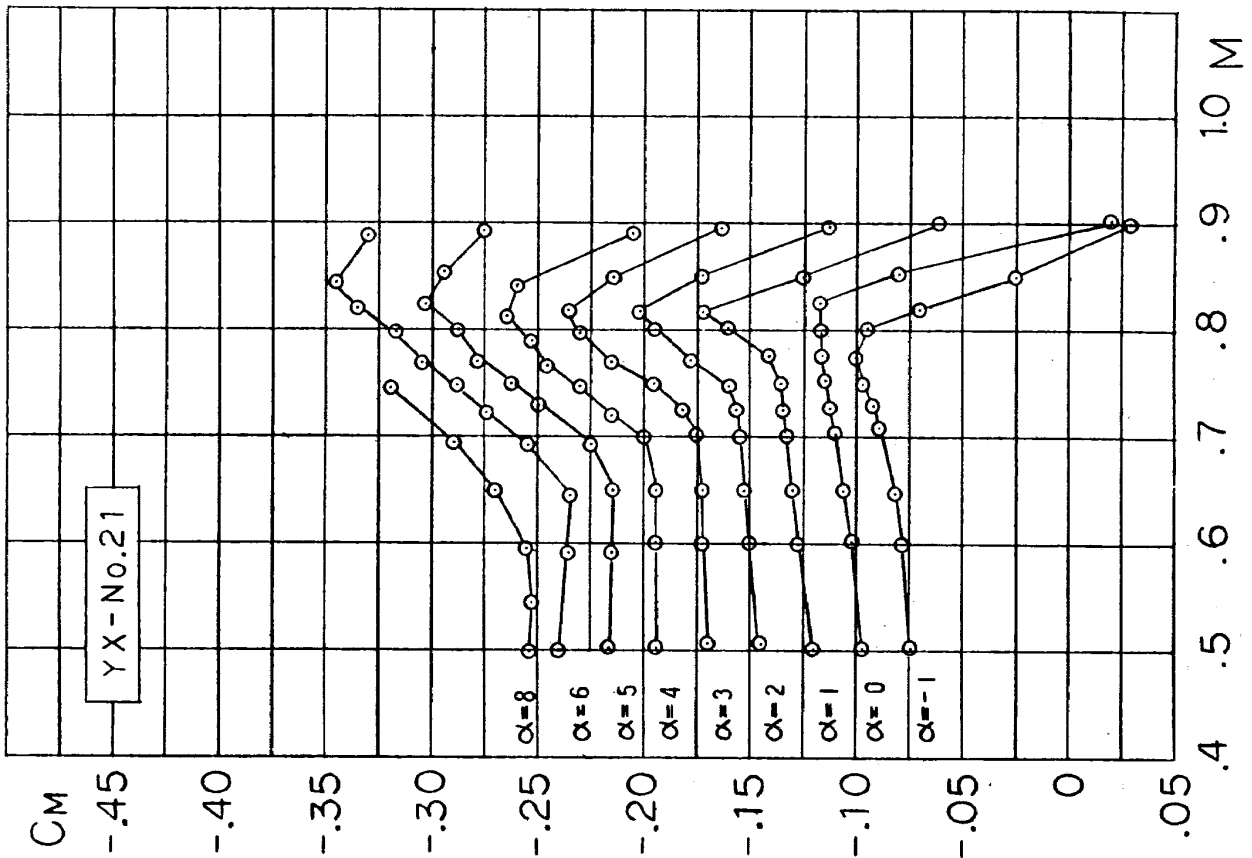


図-72 モーメント係数の測定結果, 一様流マッハ数との関係  
( $C_M$ の原点は迎角が増すごとに0.025移動させてある)

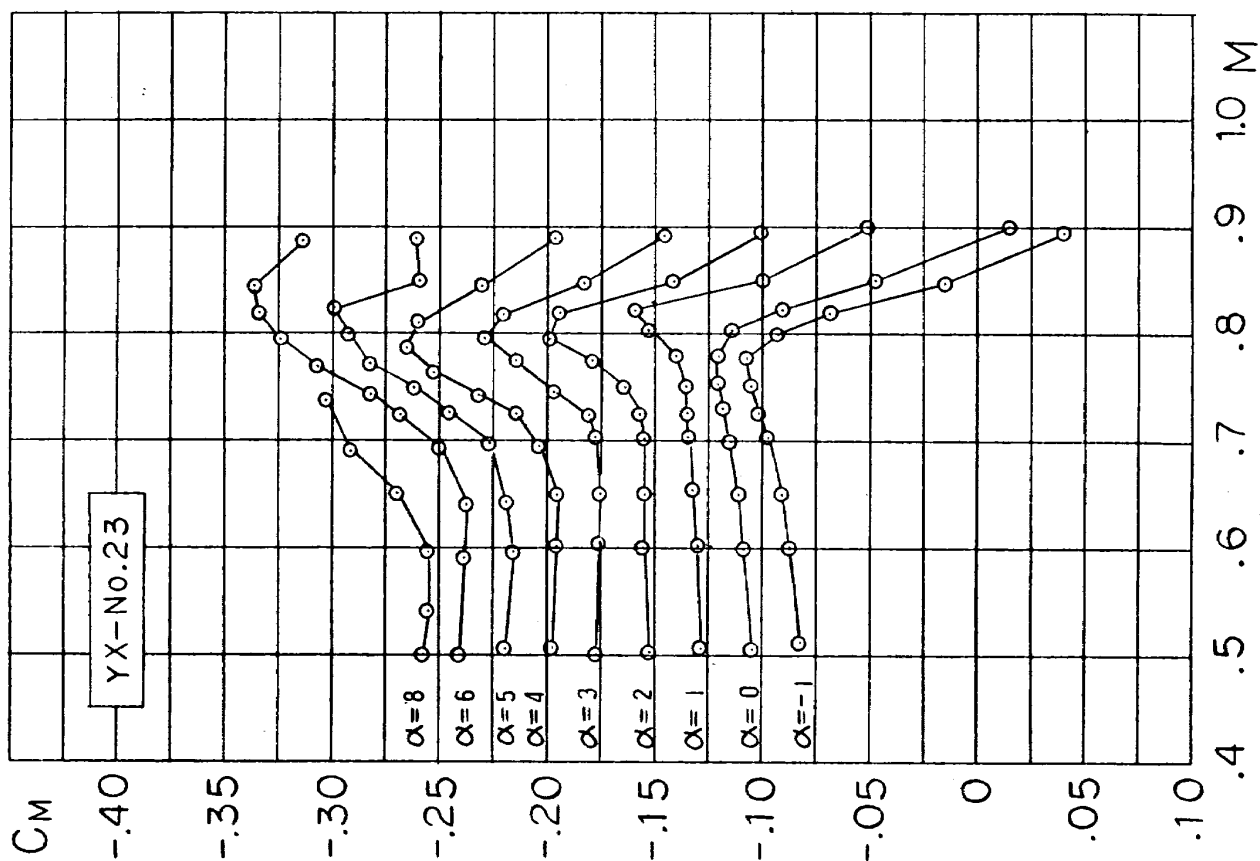


図-74 モーメント係数の測定結果, 一樣流マッハ数との関係  
( $C_M$ の原点は迎角が増すごとに0.025移動させてある)

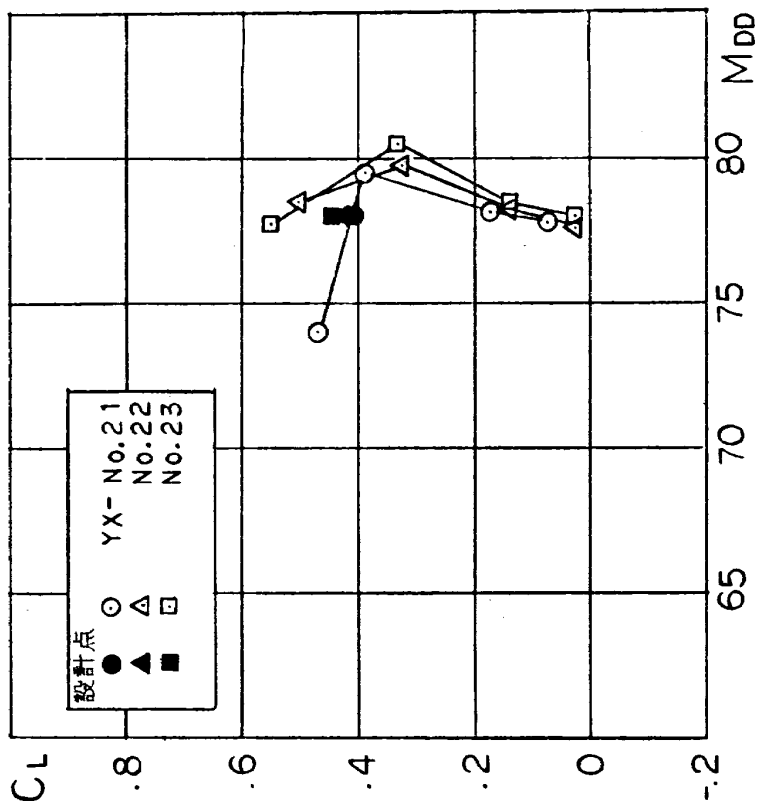


図-75 設計 $M_{DD}$ ,  $C_L$ と実験値との比較

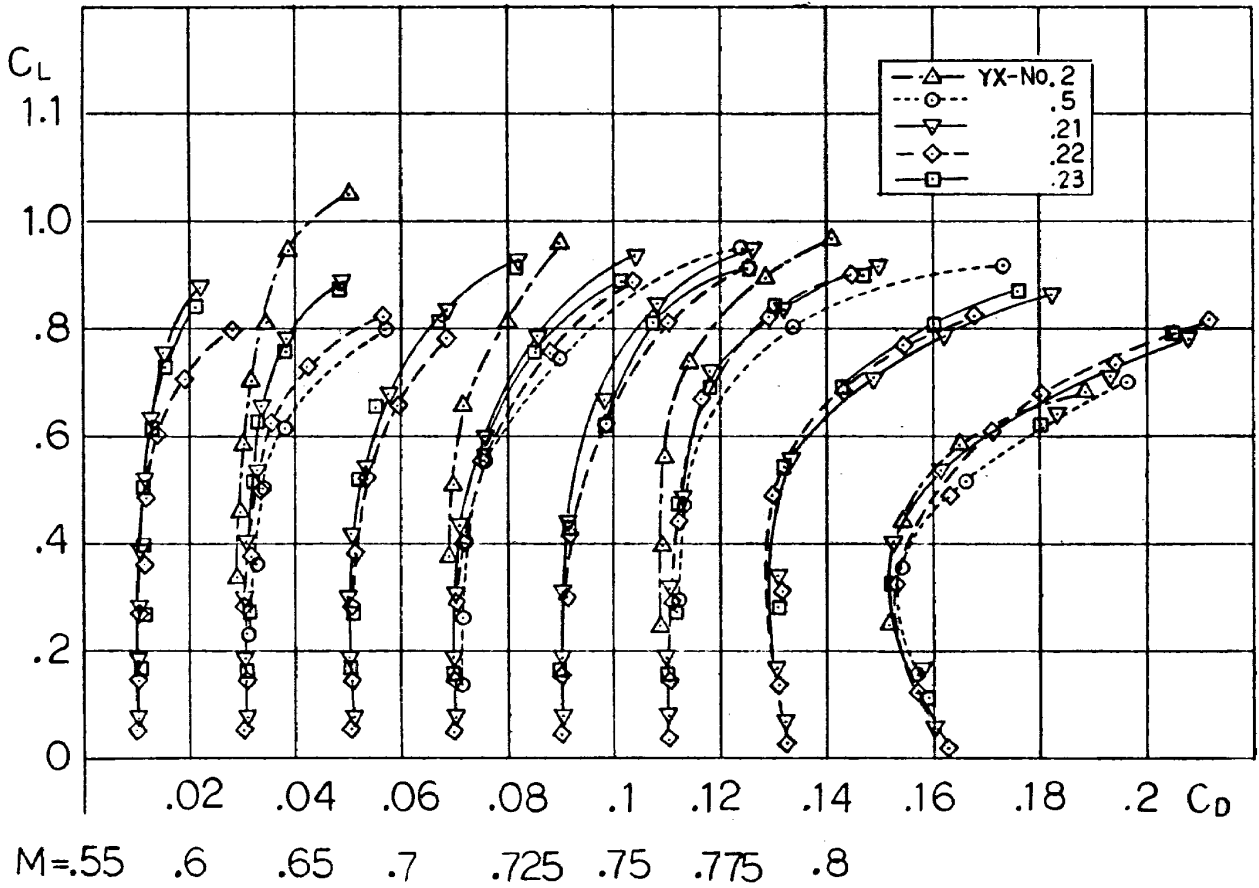


図 - 76  $C_L \sim C_D$  特性 ( $C_D$  の原点はマッハ数が増すごとに 0.02 移動させてある)

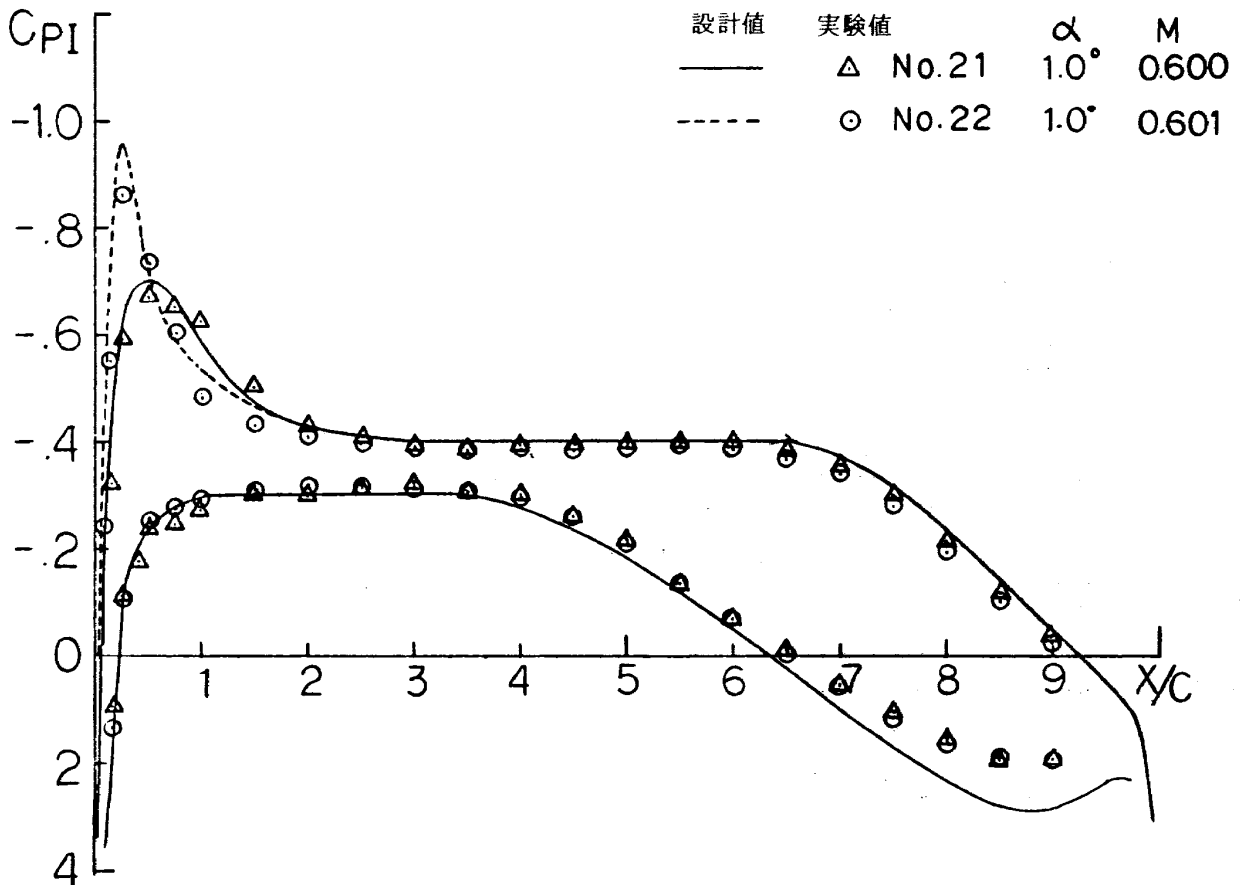


図 - 77 YX-No. 21, No. 22 低速圧力分布と実験値との比較

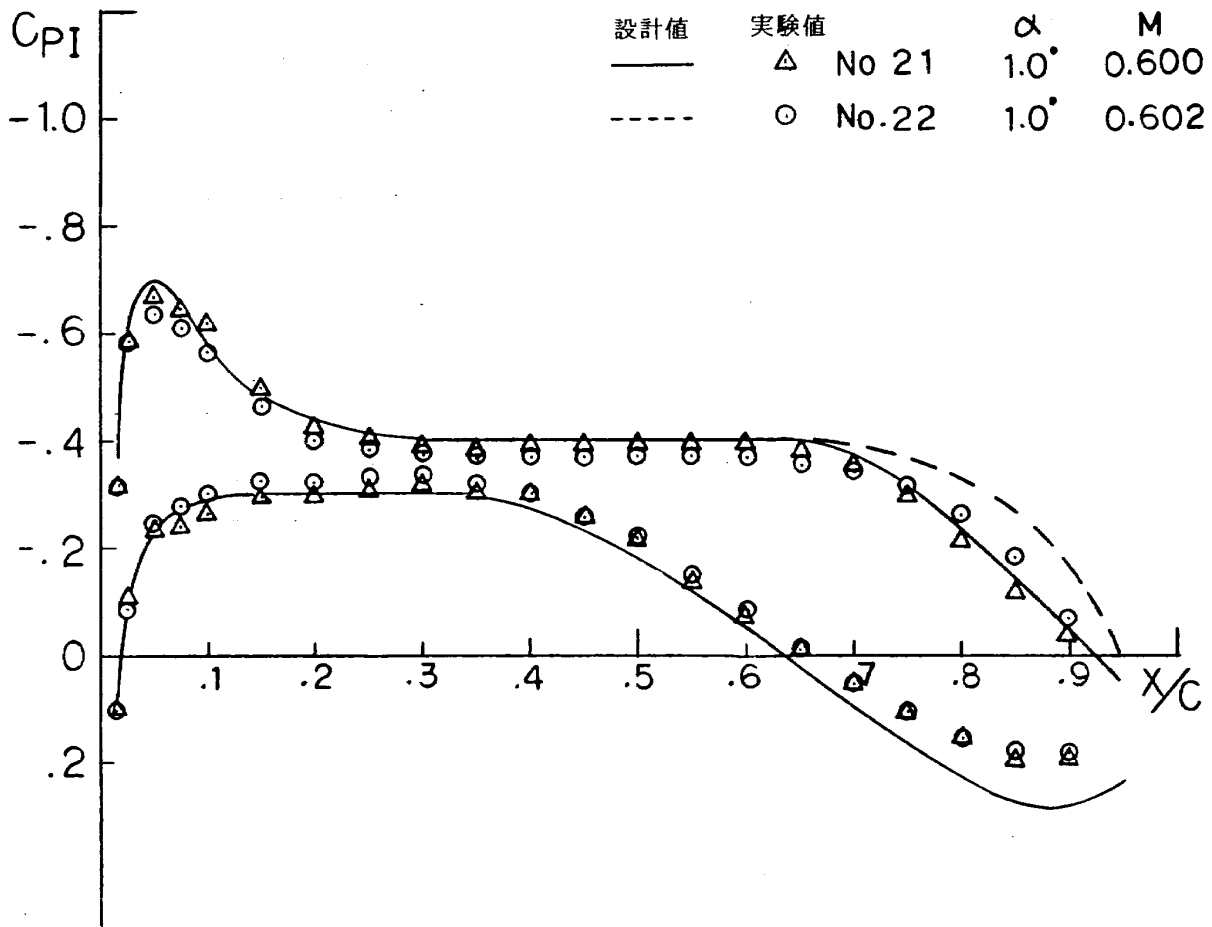


図 - 78 YX-21, No. 23 低速圧力分布と実験値との比較

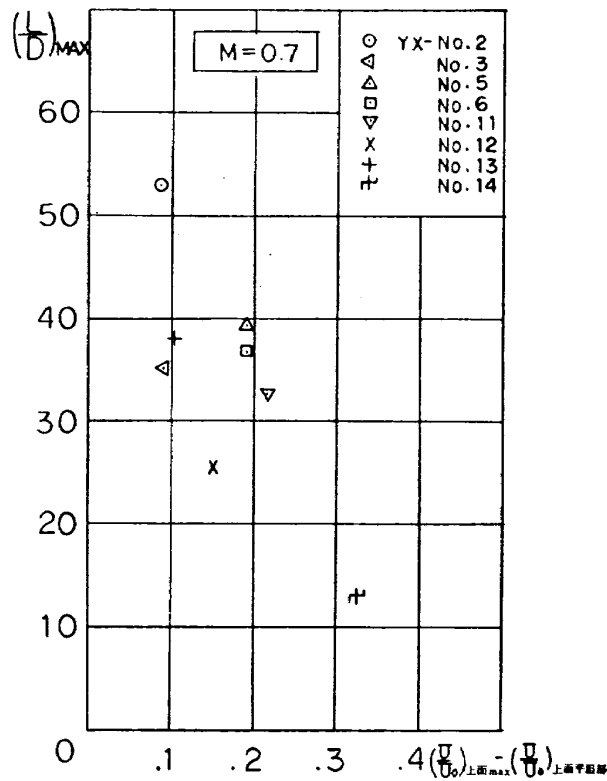


図 - 79 第一次, 第二次風洞試験に使用された翼型の  $M=0.7$  における  $(L/D)_{MAX}$  と  $(\frac{U}{U_0})_{上面最大値} - (\frac{U}{U_0})_{上面平担部}$  との関係

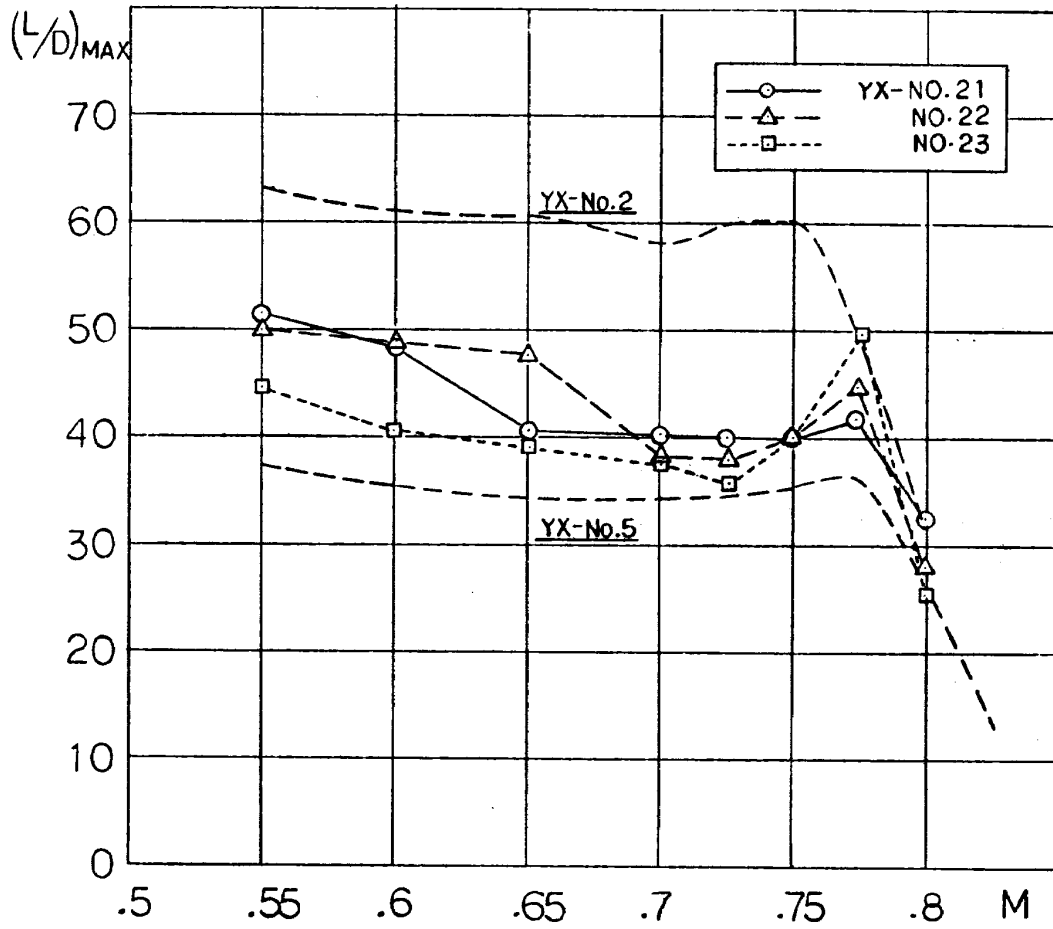


図 - 80  $(L/D)_{MAX} \sim M$ 特性

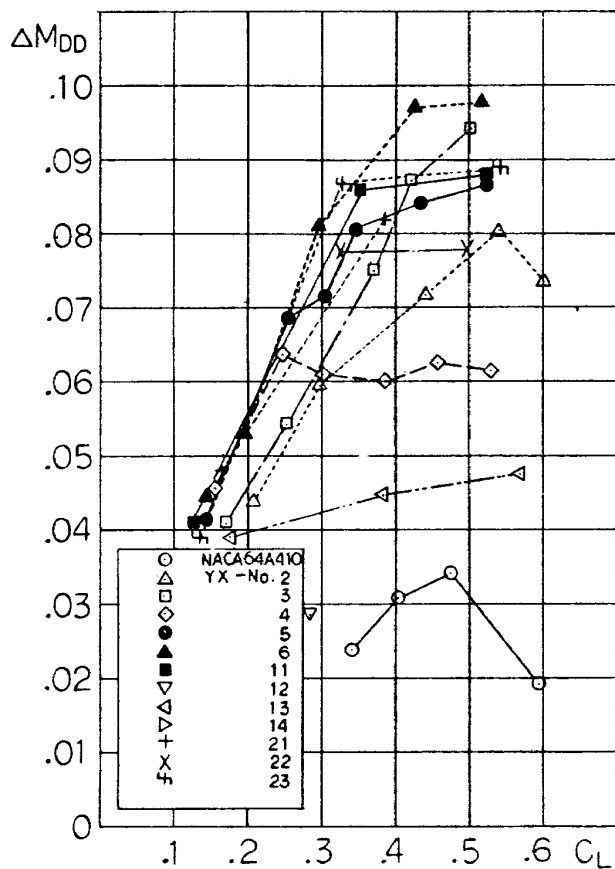


図 - 81 実験に使用した翼型の  $\Delta M_{DD}$  と  $C_L$  との関係

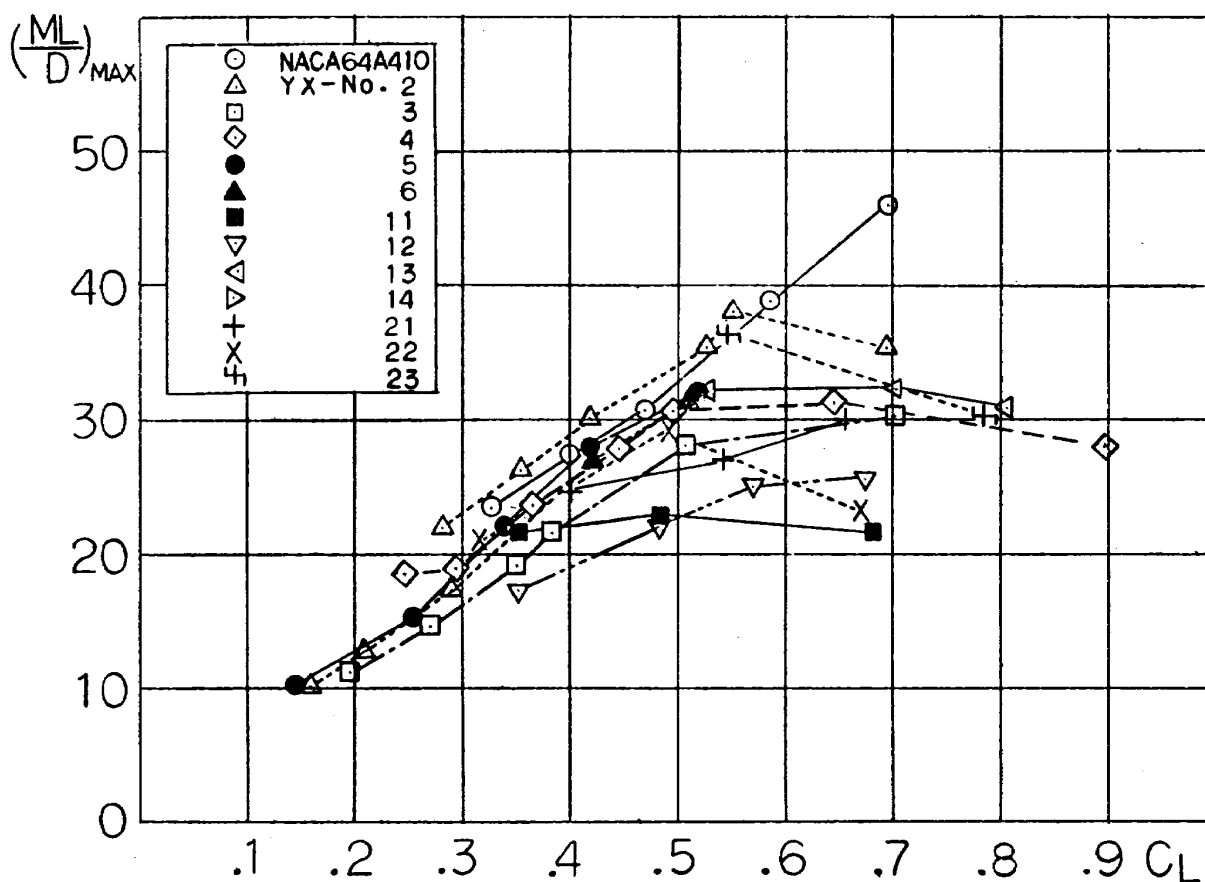


図-82 実験に使用した翼型の  $(ML/D)_{MAX}$  と  $C_L$  との関係

## 7. 結 語

次期民間輸送機 YX 開発の一環として 13 枚の翼型について実験を行い、遷音速特性の良い翼型の特徴およびその設計法について、いくつかの資料を得ることが出来た。しかし、限られた実験期間内では解明しきれない点も多く、今後の課題も多く残った。

1. 前縁 peak を大きくすると  $M_{DD}$  は一般に大きくなるが、抵抗も大きくなって最大揚抗比  $(L/D)_{max}$  は小さくなる。どの程度の peak が最適かは明らかでない。
2. rear loading が大きい場合には設計圧力分布と実験圧力分布の差が大きく、揚力係数の実験値は設計値よりもかなり小さくなる。
3. 従来は  $M_{DD}$  を高くすることに重点をおいて来たが  $ML/D$  を高くすることが今後の課題である。
4. 本風洞の  $C_L \sim M$  特性および圧力分布は、ほぼ同じレイノルズ数をもつ NACA 風洞において、約  $1^\circ$  迎角の高い実験結果とよく一致した。
5. 同じマッハ数、揚力係数の場合に NAE の高レイノルズ数風洞の実験結果は、本実験に比べて衝撃波位置がやや下流にあり rear loading が大きく、 $C_D$  が低く、

レイノルズ数が高く、境界層が薄いということから理論的によく説明できる。

## 8. あとがき

本研究は民間輸送機開発協会の依頼によって、航技研の受託研究として行なわれたもので、第 3 節 (5 頁) に示す分担表のもとに同協会空力班と航技研の担当者との密接な連絡、協力によってすすめられた。

最後にこの報告書をまとめるにあたって、このような有益な実験および発表の機会を与えて下さった民間輸送機開発協会の方々に深く感謝の意を表します。

## 9. 参 考 文 献

- 1) J. J. Kacprznski, L. H. Ohman, P. R. Garabedian and D. G. Korn; Analysis of the Flow past a Shockless Lifting Airfoil in Design and off-Design Condition, NRC AR LR-554, Nov. 1971.
- 2) L. H. Ohman, J. J. Kacprznski and D. Brown; Some Results from Test in the NAE High Reynolds Number Two-Dimensional Test Facility on Shockless and other Airfoil, ICAS paper No. 72-33, August 1972.

3) 神谷信彦, 西 武徳, 高梨 進  
 航技研における設計法の細目とその後の実験例  
 荒川治彦  
 Advanced Technology Airfoilの風洞試験  
 第14回 風洞研究会議前刷 1975年6月

4) 神谷信彦  
 遷音速における二次元翼の抵抗発散  
 航空宇宙技術研究所 TR-299 1973年1月

5) 高梨 進  
 翼型を過ぎる遷音速ポテンシャル流の厳密解  
 航空宇宙技術研究所 TR-383 1974年8月

6) R. T. Whitcom;  
 亜音速用の翼型  
 特許庁公開特許公報 特開 昭和48-58599 1973年

7) F. Baver, P. Garabedian, D. Korn; Supercritical  
 Wing Section, L.N.E.M.S., 66, 1972.

8) 山名正史, 中口 博  
 飛行機設計論 1968年1月

9) 日本航空宇宙学会  
 航空宇宙工学便覧 1977年5月

10) H. H. Pearcy ; Drag-Rise Mach Number of  
 Aerofoils Having a Specified Form of Upper-  
 Surface Pressure Distribution: Charts and Com-  
 ments on Design, RAS TDM-67009, January  
 1967.

11) L. S. Stivers, Jr.; Effects of Subsonic Mach  
 Numbers of the Forces and Pressure Distribu-  
 tions on Four NACA 64A-Series Airfoil Sec-  
 tions at Angles of Attack as High as 28°, NACA  
 TN 3162, 1954.

12) 伊藤 忠  
 遷音速翼型実験の二次元性について  
 航空宇宙技術研究所 TM 刊行予定

13) K. G. Wilkinson; The Technology and Eco-  
 nomics of Air Transport in its Next Phase,  
 Aeronautical Journal, March 1976.

14) I. H. Abbott and A. E. Von Doenhoff; Theory  
 of Wing Sections, DOVER 0-486-60586-8,  
 1949.

15) 伊藤 忠  
 遷音速翼型実験の二次元性について  
 第17回風洞研究会議前刷 1976年10月

10. 付 録

抵抗発散は一樣流マッハ数の増加に伴って翼面上の衝  
 撃波が急激に発達し衝撃波抵抗が急増することによる。  
 一般には、それは上面の衝撃波によるが、揚力係数が小  
 さい場合には下面の衝撃波によっておこる。図-A1に揚  
 力係数 $C_L$ と抵抗発散マッハ数 $M_{DD}$ との関係を模型的に  
 示す。C点より右では抵抗発散は上面の衝撃波に起因し、  
 BC間では上下両面の衝撃波、B点より左では下面の衝  
 撃波に起因する。設計 $M_{DD}$ を $M_D$ とすると揚力係数が  
 $C_{LA}$ と $C_{LD}$ の間にある場合 $M_{DD}$ は $M_D$ 以上である。

遷音速翼の設計の際の条件としては次の三種があると  
 考えられる。

1.  $M_{DD}$ ,  $t/c$  を与えて  $C_L$  をなるべく大きくする。
2.  $M_{DD}$ ,  $C_L$  "  $t/c$  "
3.  $t/c$ ,  $C_L$  "  $M_{DD}$  "

YX-No5, No6, No11においては表-A1の条件のもと  
 に設計を行った。YX-No5, No6の設計目表は表-A2に  
 示したものである。図-A1について説明すると設計マッ  
 ハ数 $M_D$ は0.8である。目標設計揚力係数は0.3~0.45で  
 あるが、 $C_{LA}$ が0.3であるように設計し、 $C_{LD}$ はなるべく  
 高くなるように設計した。 $C_{LD}$ は後に述べるように上  
 面境界層の form parameter  $H$ の最大値をいくつにする  
 かによって異なる上面の $H_{max}$ を2にした場合の $C_{LD}$ が  
 0.347でこれをYX-No5とした。上面の $H_{max}$ を2.4にし  
 た場合の $C_{LD}$ が0.441でこれをYX-No6とした。

今回は目標揚力係数0.45を得ることは出来なかった。  
 設計の具体的なプロセスを以下に示す。

表-A1 神谷翼の設計パラメータ

	YX-No5	YX-No6	YX-No11
$X_C$	65	78	81
$(dC_P/dx)_D$	-0.0164	-0.0223	-0.020
$C_{PT}$	0.1	0.1	0.1
$(dC_P/dx)_{L'}$	0.0	0.0	0.0
$X_E$	5.0	5.0	5.0
$X_G$	40	42	40
$X_J$	83	87	80
$C_{PJ}$	0.23	0.32	0.29
$\delta$	-0.002	-0.002	-0.002
$(dC_P/dx)_{TL}$	-0.02	-0.04	-0.04

表-A2 パラメータの変化による翼の特性変化の一例

$\phi$	$d\phi/dC_L \times 0.1$	$dH_{max}/dC_L \times 0.1$	$dM_{DDL}/dC_L \times 0.1$	$d\epsilon/dC_L \times 0.1$
$X_C$	0.18	0.8	0.01	9.0
$(dC_P/dx)_D$	-2.4	1.6	0.01	1.5
$C_{PT}$	-1.2	{ 上面 -0.7 下面 0.2	0.02	91.0
$(dC_P/dx)_{L'}$	-3.0	0.9	0.0001	0.4
$X_E$	0.85	0.2	-0.02	0.1
$X_G$	-1.9	-4.0	-0.22	-20.3
$X_J$	-0.3	1.8	-0.06	-17.9
$C_{PJ}$	0.36	3.1	-0.05	-22.5
$\delta$	6.0	1.8	-0.3	14.0
$(dC_P/dx)_{TL}$	-24.0	0.7	-0.03	-43.3

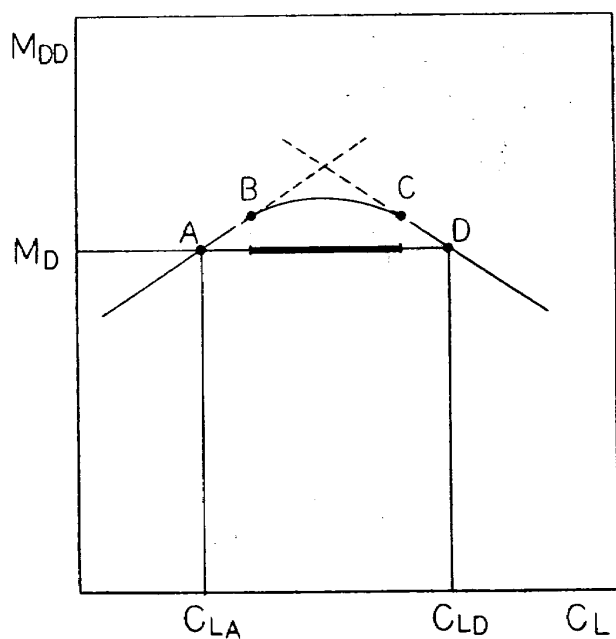


図 A1  $M_{DD}$  と  $C_L$  との関係の模型図

ステップ 1

すでに航技研において実験を行った翼型のおのおのについて図-A2のように  $F_S$  を  $M_{DD}$  に対してプロットする。ここで  $F_S$  は以下のように定義される。 $M_{DD}$  における上面の  $P/P_0$  分布を図-A3のAとし  $P/P_0 = 0.53$  が成立つ点を衝撃波位置 S とした場合、S より下流で  $P/P_0 = 0.53$  であるような仮想的な圧力分布 B を考える。この圧力分布 B について、斜線部分の面積を  $F_S$  とする。

$$F_S = \int_0^1 \left( \frac{P}{P_0} \right)_B d\left( \frac{x}{c} \right)$$

ステップ 2

図-A2について、 $M_{DD}$  の設計値  $M_D = 0.8$  において  $F_S$  の最小値を与える点を P とする。点 P は厚み比12%の翼 780-503-12 の  $C_L = 0.430$  の場合の  $M_{DD}$  における  $F_S$  を示す。点 P に対応する上面圧力分布を図-A4に示す。太線で示されているこの圧力分布の超音速領域を目標超音速圧力分布とする。

ステップ 3

$M_\infty = 0.8$  において目標超音速圧力分布をもち、なるべく大きな揚力係数をもつ厚み比13%の翼型を設計する。一樣流マッハ数の変化に伴う揚力係数の変化が、Prandtl-Glauert則に従うとして、非圧縮流の場合の揚力係数  $C_{LI}$  を次式で求める。

$$C_{LI} = \beta C_L = 0.6 \times 0.430$$

ここで

$$\beta = \sqrt{1 - M_{DD}^2} = \sqrt{1 - 0.8^2} = 0.6$$

780-503-12 の  $C_{LI} = 0.258$  における上面非圧縮圧力係数  $C_{PI}$  を計算する。結果を図-A5に示す。

図-A5の太線で示す部分は図-A4の上面超音速領域に対応するものであり、この太線圧力分布を持つ翼は  $M_{DD}$  が 0.8 となり、 $M_{DD}$  における上面圧力分布の超音速領域は図-A4の太線で示されている目標圧力分布とほぼ同じになることが文献4に示されている。

次に新しい翼型を設計するために図-A6に概略が示されるような非圧縮圧力係数  $C_{PI}$  の分布を与える。同図の太線で示した部分は図-A5の太線部分と同じものである。残りの部分については同図に細線で示す折線状圧力分布



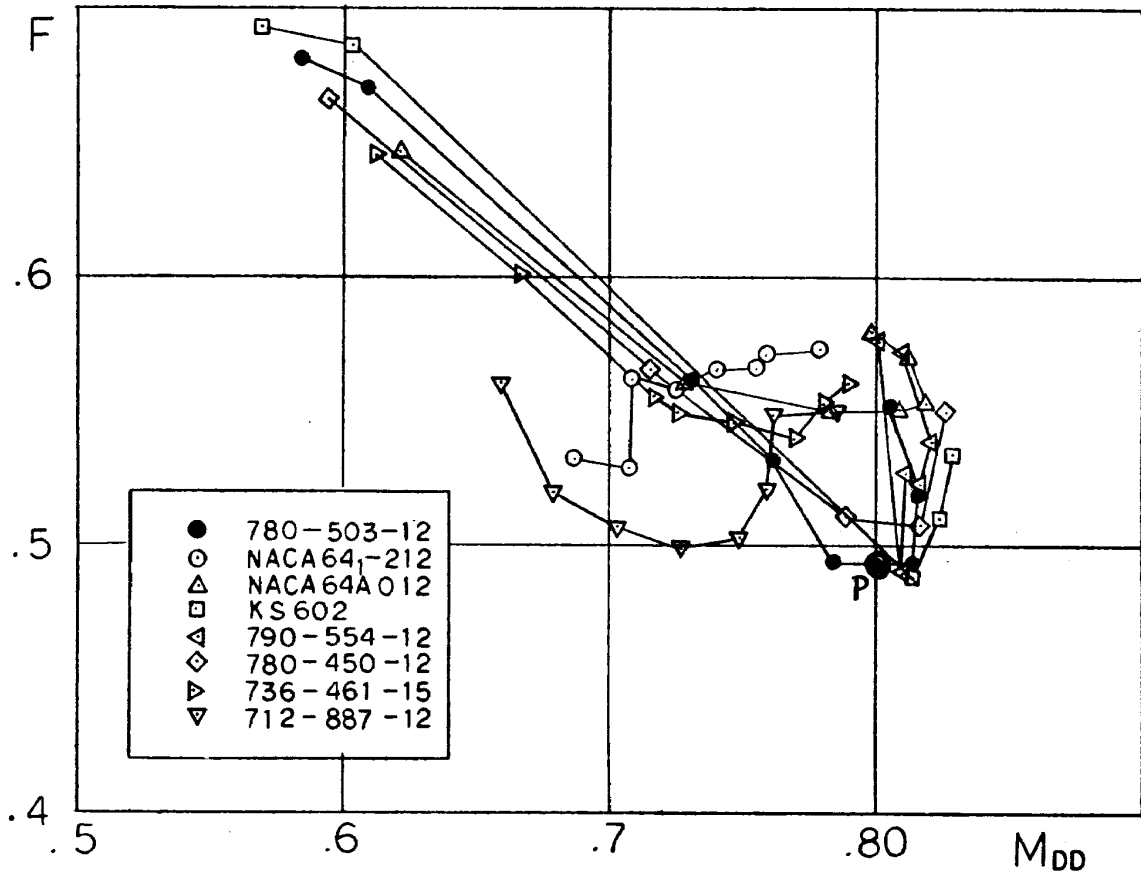
を基本とし、実際にはこれに多少丸みをつけた圧力分布とする。

上面については点Aから  $C_{PI}$  一定な直線をひき、その上に適当な点Cをとる。後縁における  $C_{PI}$  の値  $C_{PI,T}$  を適当に定めて点Tとする。

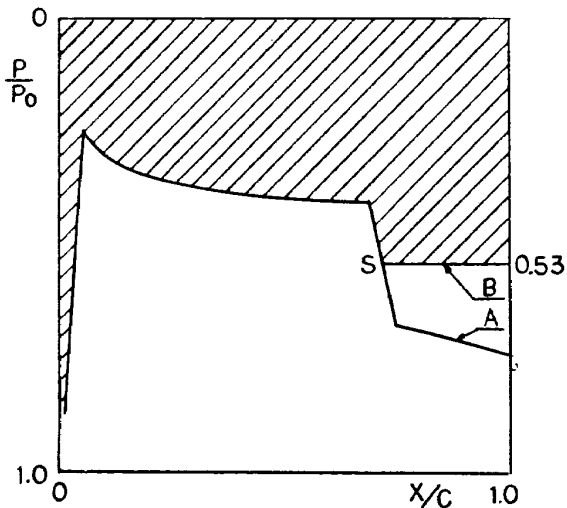
下面については、まず前縁に点L'およびその点における  $dC_{PI}/dx$  を適当にとり、直線L'EGをひく。同直線

上に点EGを適当にとる。LE間の  $C_{PI}$  分布は  $C_{PI} = a\sqrt{x} + bx + 1$  で与え、直線LEGに接するように定数  $a, b$  を定める。また点Jを適当にとり、直線GJをひく。JT間の  $C_{PI}$  分布は三次曲線を与え、直線GJに接し、後縁で与えられた勾配  $(dC_{PI}/dx)_T$  をもつようにその係数を定める。

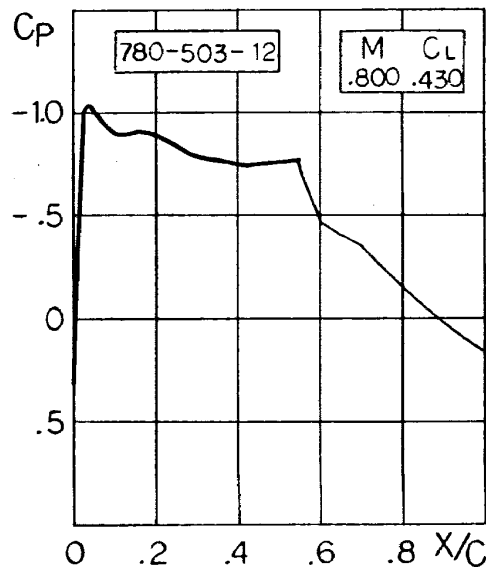
実際には図-A7に示すように点CおよびGの近傍で丸



図A2 Fと  $M_{DD}$  との関係



図A3  $F_s$  の説明



図A4 図A2の点Pに対応する上面圧力分布

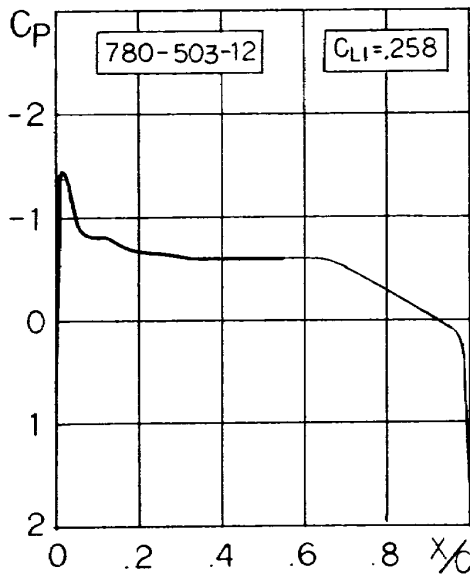


図 A5 図 A4 に対応する非圧縮圧力分布

みをつけて  $dC_{PI}/dx$  の不連続をなくした。また DT, HJ 間も多少の曲率をつけている。点 C の前後に  $x=x_c \pm \Delta x_c$  であらわされている点 B, D をとり, B, D 間を三次曲線で表わす。点 D および T における  $dC_{PI}/dx$  も直線 CT の勾配とは多少異なる値を与えた。点 G の近傍にも同様に  $x=x_G \pm \Delta x_G$  で表わされる点 F, H をとり, F, H 間は三次曲線で表わす。点 H, J における勾配は直線 HJ の勾配を  $(dC_{PI}/dx)_{HJ}$  として

$$\left(\frac{dC_{PI}}{dx}\right)_H = \left(\frac{dC_{PI}}{dx}\right)_{HJ} + \delta$$

$$\left(\frac{dC_{PI}}{dx}\right)_J = \left(\frac{dC_{PI}}{dx}\right)_{HJ} - \delta$$

とした。  $\delta$  は適当に与える (表-A1)。翼の厚み比は点 J すなわち前縁における  $C_{PI}$  のみを変化させることによって設計値を得た。本設計では  $\Delta x_c = \Delta x_G = 0.025 C$  とした。図-A7 は YX-No. 6 について実際に与えられた低速圧力分布を示す。

図-A7 の低速圧力分布に対応する YX-No. 6 の遷音速における設計圧力分布を図-A8 に実線で示す。太線で示す超音速部分は図-A4 の太線部分と同じである。細線で示される衝撃波下流の部分は図-A7 の細線部分の低速圧力分布から次式によって求めたものである。

$$C_P = \frac{\left(\frac{C_{PIA}(\text{実験}) - C_{PIT}}{C_{PIA} - C_{PIT}}\right)(C_{PI} - C_{PIT}) + C_{PIT}}{\sqrt{1 - M_\infty^2}}$$

ここで  $C_{PIA}$  は図-A7 の点 A における低速圧力分布,  $C_{PIT}$  は同様に後縁における低速圧力分布,  $C_{PIA}(\text{実験})$  は 780-503-12 の  $M=0.8$ ,  $C_L=0.43$  における衝撃波直後の実験圧力係数を  $C_{PA}(\text{実験})$  とした場合  $C_{PIA}(\text{実験}) = \sqrt{1 - M_\infty^2} C_{PA}(\text{実験})$  で定義されるものであり,  $M_\infty$  は一様流マッハ数でこの場合 0.8 である。これにより衝撃波直後の設計圧力係数  $C_{PA}$  は 780-503-12 の実験値と同じになり後縁の設計圧力係数は設計非圧縮圧力分布  $C_{PIT}$  に Prandtl-Glauert 変換を行なったものとなる。図-A8 下面の  $C_P$  は図-A7 に示す低速圧力分布から Prandtl Glauert 変換により求めたものである。一つの低速圧力分布を与えるたびに設計揚力係数  $C_L$ , 目標圧力分布に関する境界層の form parameter  $H$  の最大値  $H_{max}$ , 下面の衝撃波に起因する  $M_{DD}$  の値  $M_{DDL}$  および後縁角  $\epsilon$  等を計算する。  $C_L$  は次式によって求める。

$$C_L = \frac{C_{LI}}{\sqrt{1 - M_\infty^2}} = \frac{C_{LI}}{\sqrt{1 - 0.8^2}}$$

$M_{DDL}$  は, 下面 crest における  $P/P_0$  の Prandtl Glauert による計算値が 0.48 になる一様流マッハ数とした。

各点の  $x$ ,  $C_P$ ,  $dC_P/dx$  の値を変化させると  $C_L$ ,

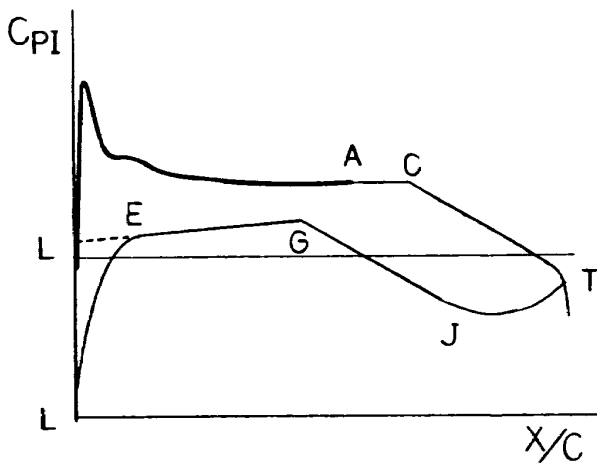


図 A6 設計低速圧力分布の概略

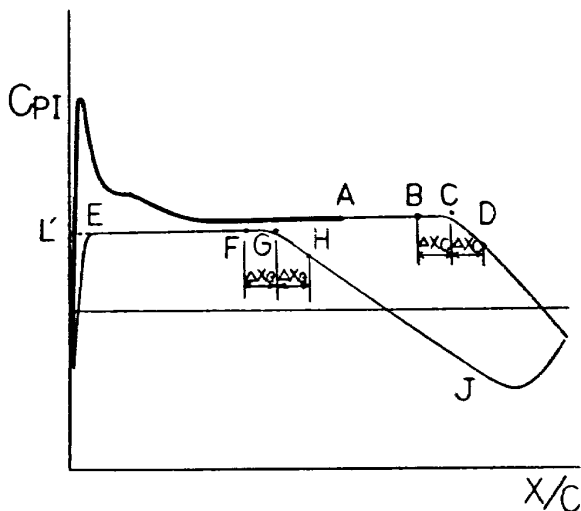


図 A7 設計低速圧力分布の一例

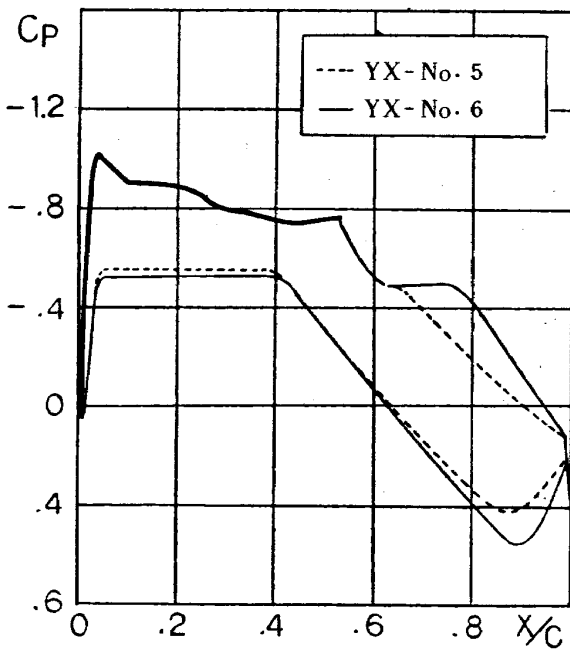


図 A8 YX-No. 5, No. 6 の設計低速圧力分布

$H_{\max}$ ,  $M_{DDL}$  および  $\epsilon$  等の値が変化する。一般に  $C_L$  を増加させると  $H_{\max}$  は増加し,  $M_{DDL}$  は減少する。表-A2 に各点における  $dx/dC_L \times 0.1$ ,  $dC_P/dC_L \times 0.1$ ,  $d/dC_L (dC_P/dx) \times 0.1$  および  $dH_{\max}/dC_L \times 0.1$ ,  $dM_{DDL}/dC_L \times 0.1$ ,  $d\epsilon/dC_L \times 0.1$  の値の一例を示す。これらはいずれも厚み比を一定にして  $C_L$  を 0.1 だけ増加させるに必要な  $x$ ,  $C_P$ ,  $dC_P/dx$  の変化量を表わしている。 $dH_{\max}/dC_L \times 0.1$  は小さいほど  $dM_{DDL}/dC_L \times 0.1$  は大きいほど良い。

例えば点 C を 18% 後方に動かすと  $C_L$  は 0.1 増加するが,  $H_{\max}$  もまた 0.8 増加し, 後縁角  $\epsilon$  は  $9^\circ$  増加する。また点 G を前進させると揚力が増加するにもかかわらず  $H_{\max}$  は減少するが,  $M_{DDL}$  の減少が大きい。このような  $H_{\max}$ ,  $M_{DDL}$ ,  $\epsilon$  等の値を設計を満足するように監視しながら点 C, D, T, E, G, J 等における  $x$ ,  $C_P$ ,  $dC_P/dx$  等の値を optimize させた。YX-No. 5, No. 6 を設計する際には, 最終の翼型を得るために約 500 枚程度の翼型の計算を行った。しかし, 二度目の設計翼である YX-No. 11 を設計する際には約 100 枚ほどの計算ですんだ。図-A8 に点線で YX-No. 5 の設計圧力分布を示す。

[注] 表-A2 の中において

1.  $\phi$  : ダミー変数
2.  $\epsilon$  :  $x=0.9875C$  において上下面がなす角
3.  $(dC_P/dx)_{TL}$  : 後縁における下面の圧力勾配
4. — はほとんど変化のない場合を表わす。

---

## 航空宇宙技術研究所資料 391号

昭和54年6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 東京プレス  
東京都板橋区桜川2-27-12

---

