

航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-1046

ATPブレードの研究(II)

— 薄翼翼型廻り流れによる2次元粘性流解析コードの検証 —

福田正大・廣瀬直樹・河合伸坦

中橋和博・菊野栄次

1989年12月

航空宇宙技術研究所

NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

ATPブレードの研究(II)*

— 薄翼翼型廻り流れによる2次元粘性流解析コードの検証 —

福田正大** 廣瀬直喜*** 河合伸坦***
中橋和博**** 菊野栄次*****

Investigation of ATP blades (Part II) — Validation of Two-dimensional Viscous Flow Simulation Codes around Thin Airfoils —

Masahiro FUKUDA, Naoki HIROSE, Nobuhiro KAWAI,
Kazuhiro NAKAHASHI and Eiji KIKUNO

ABSTRACT

The two-dimensional Navier-Stokes codes, NSFOIL and NS2D, are validated in terms of analysis of practical thin-airfoils for conventional propeller systems and compared with data obtained from wind-tunnel tests.

This research was done as part of an aerodynamic research project on propeller blades for advanced turboprop (ATP) engines.

The comparison was made at a Reynolds number of 8 million which was equivalent to the actual flight condition of ATP, and it was shown that these codes provide very effective tools for predicting nonlinear characteristics of thin-airfoils.

In the course of careful comparison, some improvements on these codes were clarified.

1. ま え が き

高速ターボプロップ(ATP)のブレードに用いられる翼断面形状(翼型)は輸送機の主翼等に使用されている翼型に比較して薄翼となる。またATPブレードに使用される薄翼翼型は、従来のプロペラに使用されてきた薄翼翼型に比べ、空力性能・形状性能(易製作性あるいは耐FOD性といった形状に関する性能)のより高性能化が要求されている。すなわち、翼厚が同じであればより空力性能の優れた翼型が、また空力性能が同じであればより厚い(易製作性の向上)あるいは前縁半径

の大きい(耐FOD性の向上)翼型が求められている。

しかしながら我が国においては、これまで薄翼の数値シミュレーションおよび風洞試験の経験が少なく、薄翼翼型研究開発方法の確立には到っていないのが現状である。

本研究は、ATPブレードに使用される薄翼翼型の空力特性研究の一環として行ったものである。数値シミュレーションによる解析ツールとなる2次元ナビエ・ストークス・コードを従来のプロペラの代表的薄翼翼型に適用して空力特性解析を行い、風洞試験の結果との比較をすることにより、コードの薄翼翼型解析に対する妥当性および適用範囲の検証を行った。

検証するコードは河合、廣瀬¹⁾らによるNSFOILと中橋²⁾によるNS2Dの2つとした。検証対象翼型

*平成元年9月21日受付

**数理解析部

***空力性能部

****大阪府立大学

*****住友精密工業株式会社

は、プロペラブレード用として1930年代にNACAで開発された2%翼型NACA16-202および4%翼型NACA16-204の二種類の翼型を選んだ。これらの翼型については航技研の2次元風洞で試験され、空力特性データの取得がなされている³⁾。解析条件としてのレイノルズ数は、風洞試験が実機ATPの運航条件を模擬した $Re=8 \times 10^6$ で行われているのでこれと同じにした。

記号表

M	: マッハ数 (一様流マッハ数も同時に示す)
α	: 迎角(度)
Re	: レイノルズ数
C_p	: 圧力係数
C_L	: 揚力係数
$C_{L\max}$: 最大揚力係数
C_D	: 抵抗係数
C_M	: モーメント係数 (25%コード位置回り)
M_{DD}	: 抵抗発散マッハ数

2. 数値シミュレーション

2.1 検証コード

河合、廣瀬らによるNSFOILと中橋によるNS2Dの2つのコードについて検証を行った。いずれのコードもBaldwin-Lomaxの代数乱流モデル⁴⁾を用いた時間平均ナビエ・ストークス方程式に対する陰的差分法に基づく2次元翼型解析コードである。

計算時間と境界条件に関する両コードの結果を簡単にまとめる。

1) 計算時間は、FACOM VP-200で4分強/1000ステップで殆ど差はなかった。収束までに要する繰り返し回数(ステップ数)は、NS2Dは局所時間刻みを使っているがNSFOILはこれを使っていないため、NSFOILの方が5~10倍多くなっている。この傾向は迎角が大きくなるほど顕著になっている。このためNSFOILによる数値シミュレーションは、次項に示す2つの解析対象翼型のうちNACA16-204翼型1つのみを対象とした。

2) 遠方境界での境界条件がNSFOILの「一様流」に対し、NS2Dの「循環流による補正」の相違がある。このためすでに多くの報告があるように、「一様流」境界条件の方が遠方境界の位置の影響を受けやすい。

2.2 解析対象翼型

従来のプロペラシステムの代表的薄翼翼型である以下の2つの翼型を解析対象として選んだ。

- 1) NACA16-204(以後4%翼という)
- 2) NACA16-202(以後2%翼という)

翼厚は前者が4%、後者が2%で、設計揚力係数はいずれも0.2である。これらの翼型はプロペラブレード用として1930年代にNACAで開発されたものであり、設計の主眼は、コード長の広い範囲に渡って平坦な圧力分布とすることにより高いクリティカルマッハ数を達成することに置かれている。形状的には前縁半径が非常に小さいことを

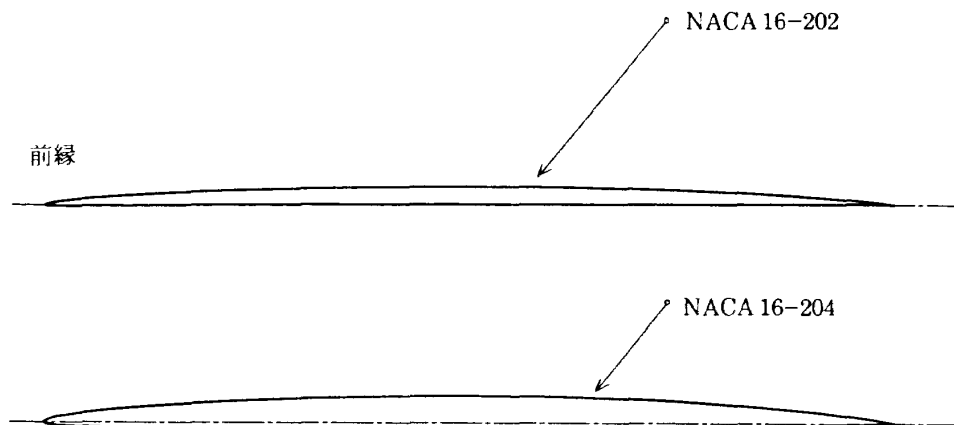


図2.1 解析対象翼型形状

特徴としている。図 2.1 に翼型形状を示す。

2.3 計算領域および計算格子

計算領域は、遠方境界が約20コード長、下流境界が10コード長である。格子は格子点数 299×60 のC型格子を代数的手法で生成した。図 2.2 に計算領域全域の格子図を示す。

図 2.3 に示す前縁近傍の格子図からわかるように前縁半径の非常に小さい翼型形状を表現するために、相当数の格子点を翼前縁部に集中させており、1%コード長までに2%翼で62点、4%翼で50点の格子点がある。

翼面上の流れ方向(ξ)の最小刻み($d\xi_{\min}$)および境界層方向(η)の最小刻み($d\eta_{\min}$)は、2%翼で 7.96×10^{-5} と 2.36×10^{-5} 、4%翼で 1.60×10^{-4} と 2.50×10^{-5} である。 η 方向には $1/\text{Re}^{1/2}$ の中に12格子点があり、最初の3点までは翼に垂直な線上にある。

また ξ 方向の格子点数299のうち251点を翼面上に配置し、翼後縁部1%コード長の中に2%翼、4%翼とも54点の格子点を配置している。このため翼後縁部から下流域へ急激に格子間隔が広がる結果となり、後縁近傍の流れが解析に影響を及ぼす場合には必ずしも十分とはいえない。

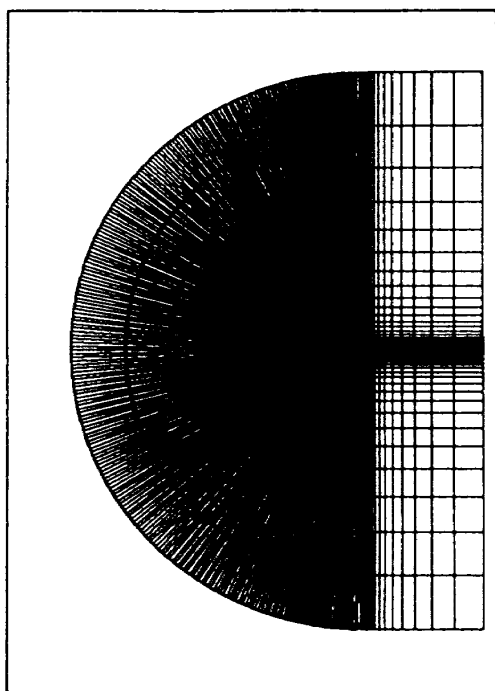


図 2.2 計算格子：全域

2.4 その他の解析条件

境界層は前縁より乱流状態にあるとして、それぞれのコードが持っている乱流モデルに従った。

解析レイノルズ数は、風洞試験と同じ値とし実機 ATP の運航条件を想定した 8×10^6 とした。

解析ケースは、失速特性把握を目的とした $M=0.6, 0.8$ および 0.85 での α スィープ、 M_{DD} 特性把握を目的とした小迎角での $M=0.95$ までの解析を原則とした。

反復計算の繰り返し回数は、今回の目的が空力特性の把握にあるため数多くのケースについて解析する必要があることから、一律に同じ回数とした。このため小迎角での数ケースの解析結果の検討から、NS2Dでは6000回、NSFOILでは20000~60000回の繰り返し回数とすることにした。

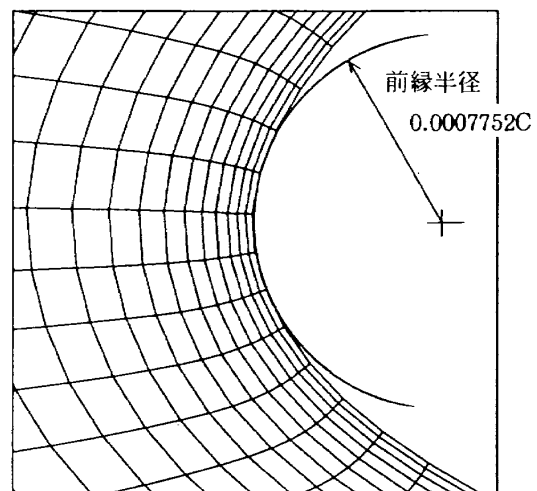


図 2.3 a 計算格子：前縁近傍拡大図
NACA 16-204

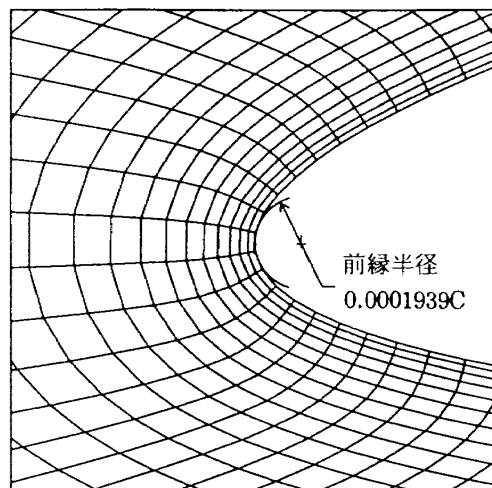


図 2.3 b 計算格子：前縁近傍拡大図
NACA 16-202

3. 数値シミュレーション結果

3.1 解析ケース

解析したケースを表3.1に示す。表中の○印は

前述した繰り返し回数内で定常解に達するか、もしくは明確に周期的変動を示すと判断された解析ケースである。×印は解析を実施したが前述の繰り返し回数内では定常解に達しなかったケースで

表3.1 a NSFOILによる解析ケース

翼型	迎角	マ ッ ハ 数							
		0.6	0.8	0.825	0.85	0.875	0.9	0.925	0.95
N A C A	-5°								
	-4								
	-3								
	-2	×			○				
	-1	○	○		○		○		
	0	○	○		○		○		
	1	○	○		○		○		
	2	○	○		○		○		
	3	○	○		○		○		
	4	×	○		○		○		
1 6 2 0 4	5		×		○		○		
	6				○		○		
	7				○				
	8				○				
	9								

○印：「定常解」が得られたケース
 ×印：「定常解」に達しなかったケース
 空白：解析しなかったケース

表3.1 b NS2Dによる解析ケース

翼型	迎角	マ ッ ハ 数							
		0.6	0.8	0.825	0.85	0.875	0.9	0.925	0.95
N A C A	-5°	×							
	-4	○							
	-3	○							
	-2	○	○		○				
	-1	○	○	○	○	○	○	○	
	0	○	○	○	○	○	○	○	○
	1	○	○	○	○	○	○	○	○
	2	○	○	○	○	○	○	○	○
	3	○	○	○	○	○	○	○	○
	4	○	○	○	○	○	○	○	○
	5	×	○		○		○		
	6		○		○		○		
	7		○		○				
	8		×		○				
	9		×						
	10					○			
11									
12					○				
13									
14					○				
15									
16					○				
N A C A	-5°	×							
	-4	○							
	-3	○							
	-2	○	○		○				
	-1	○	○	○	○	○	○		
	0	○	○	○	○	○	○	○	
	1	○	○	○	○	○	○	○	
	2	○	○	○	○	○	○	○	
	3	○	○	○	○	○	○	○	
4	○	○	○	○	○	○	○		
5	×	○		○		○			
6		○		○		○			
7		○		○					
8		×		○					
9		×							

○印：「定常解」が得られたケース
 ×印：「定常解」に達しなかったケース
 空白：解析しなかったケース

ある。この場合には、さらに繰り返しを続けることによって定常状態に達するケース、周期的変動を示すようになるケース、及び繰り返しを続けても非定常的変動を示すケースの三ケースが混在することになる。空白部は解析していないケースである。以後本報告では定常、定常解といった言葉を今回の解析条件内で定常解もしくは周期的解に達したと判断されるものに使った場合に「定常」、「定常解」とかぎ括弧付きで表現する。

巻末付録「数値シミュレーション結果のまとめ」に表 3.2 に示す解析データをまとめてある。

3.2 M=0.6での数値シミュレーション

「定常解」に達した迎角範囲は NSFOIL で $-1^\circ \leq \alpha \leq 3^\circ$, NS2D では両翼型とも $-4^\circ \leq \alpha \leq 4^\circ$ である。NS2D で定常解が得られ、NSFOIL で定常解が得られていないケース、例えば $\alpha = 4^\circ$ では、NSFOIL の Δt が非常に小さくなり計算時間が多くなるため、定常解が得られるのかどうか判断

できる程十分な繰り返し回数の計算が行えなかったことによる。このことは以後の解析ケース全てに当てはまることである。

速度場等のデータを見ると、4%翼では $\alpha = -3^\circ$ 以下、2%翼では $\alpha = -2^\circ$ 以下および 3° 以上で前縁剥離渦の発生を示し、またこの剥離渦が迎角の増加と共に長くなることを示している。図 3.1 に示す NS2D による C_p 分布を見ると、小さい前縁半径に起因する前縁での急激な C_p ピークの立ち上がり、前縁剥離渦の発生に伴うと考えられる C_p 極小値の出現、剥離渦が長くなることに対応すると見られる C_p 極小値となる x-座標の後方への移動、前縁剥離渦の発生・後方への拡大が 4%翼に比べてより前縁半径の小さい 2%翼の方が小さい迎角で始まっていること等、薄翼の流れの特徴および 2%翼と 4%翼との流れの相違を数値シミュレーションはよく捉えていることがわかる。

表 3.2 a 数値シミュレーションによる C_p 分布 (巻末付録参照)

解析コード	NS2D		NSFOIL	
翼型	NACA16-204	NACA16-202	NACA16-204	
マ ッ ハ 数	0.6	付図 1-1	付図 2-1	付図 3-1
	0.8	1-2	2-2	3-2
	0.825	1-3	2-3	
	0.85	1-4	2-4	3-3
	0.875	1-5	2-5	
	0.9	1-6	2-6	3-4
	0.925		2-7	
	0.95	1-7	2-8	

表 3.2 b 数値シミュレーションによる空力性能曲線 (巻末付録参照)

項目	NS2D		NSFOIL
	NACA16-204	NACA16-202	NACA16-204
$C_L - \alpha$ 特性	付図 4-1	付図 4-2	付図 4-3
$C_D - C_L$ 特性	5-1	5-2	5-3
$C_M - C_L$ 特性	6-1	6-2	6-3
$C_L / C_D - C_L$ 特性	7-1	7-2	7-3
$C_L - M$ 特性: α 一定	8-1	8-2	8-3
$C_D - M$ 特性: C_L 一定	9-1	9-2	9-3
$C_D - M$ 特性: α 一定	10-1	10-2	10-3
$C_M - M$ 特性: C_L 一定	11-1	11-2	11-3
$C_M - M$ 特性: α 一定	12-1	12-2	12-3

表 3.1 と図 3.1 は、4% 翼では負迎角において、2% 翼では正・負両迎角において「定常解」が得られなくなる迎角になる前に前縁剥離渦を伴う流れが現れていることを示している。一方 NS2D による 4% 翼の解析では、図 3.2a, b に示すように

$\alpha=4^\circ$ では前縁衝撃波を介して剥離のない「定常解」が得られているが、図 3.3 に示す収束状況のように $\alpha=5^\circ$ では得られていない。このことについては既に述べたように繰り返し回数に制限を付けたため、さらに繰り返し計算を続行すれば何らかの周期性を示すようになるのか、或いはいつまでも非周期的挙動を示すのか判断できない。しかし一般的には、定常な前縁剥離渦のある流れが発

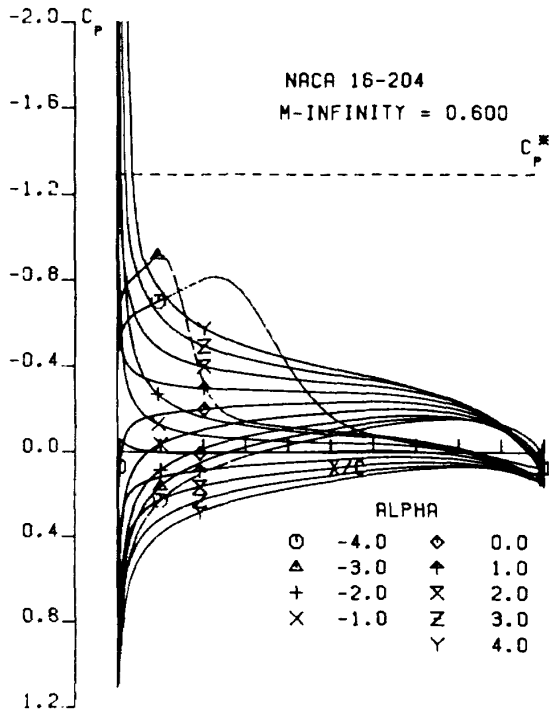


図 3.1 a $M=0.6$ での C_p 分布図
NACA 16-204 NS2D, $\alpha=-4^\circ \sim 4^\circ$

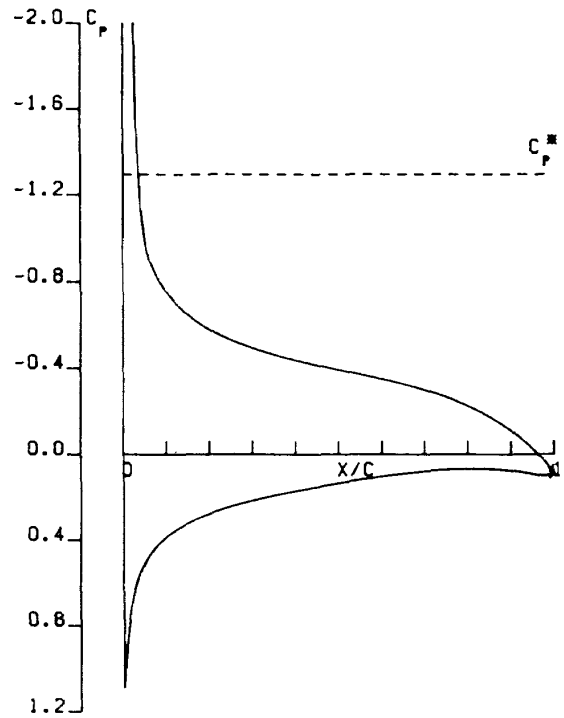


図 3.2 a $M=0.6$ での C_p 分布図
NACA 16-204 NS2D, $\alpha=4^\circ$

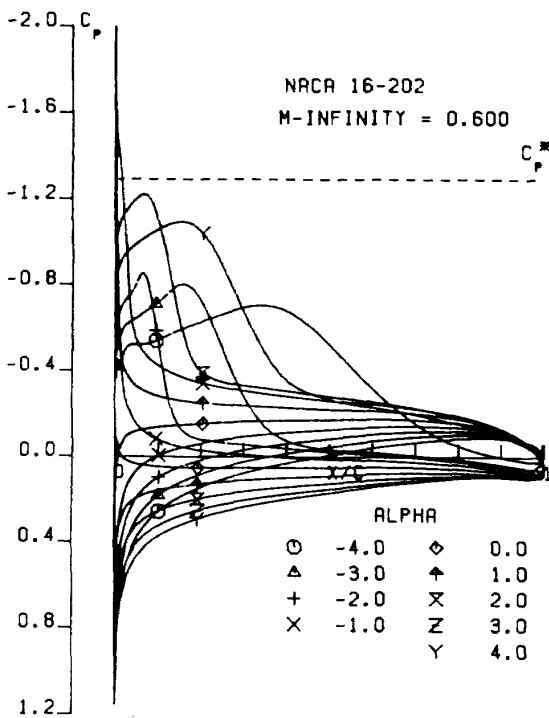


図 3.1 b $M=0.6$ での C_p 分布図
NACA 16-202 NS2D, $\alpha=-4^\circ \sim 4^\circ$

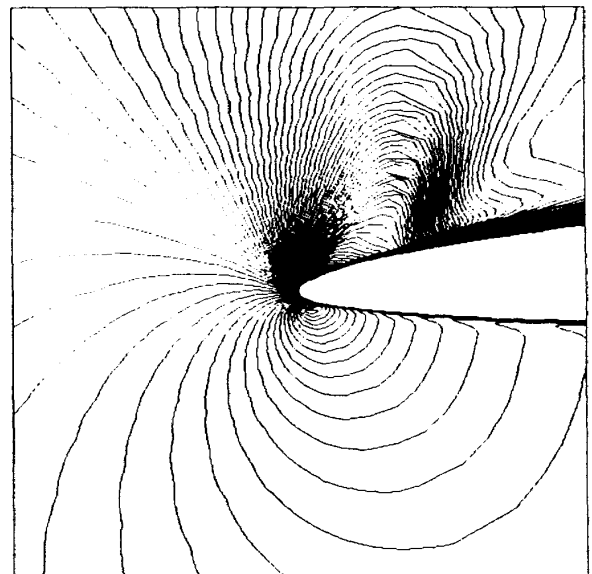


図 3.2 b $M=0.6$ での等マッハ線図, 前縁付近拡大図, NACA 16-204 NS2D, $\alpha=4^\circ$

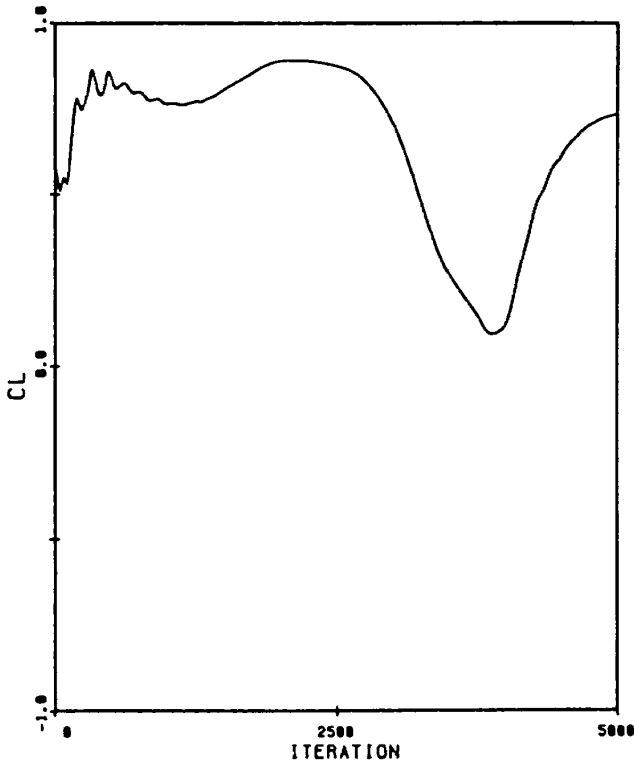


図 3.3 $M=0.6$ での解の収束状況,
NACA 16-204 NS2D, $\alpha=5^\circ$

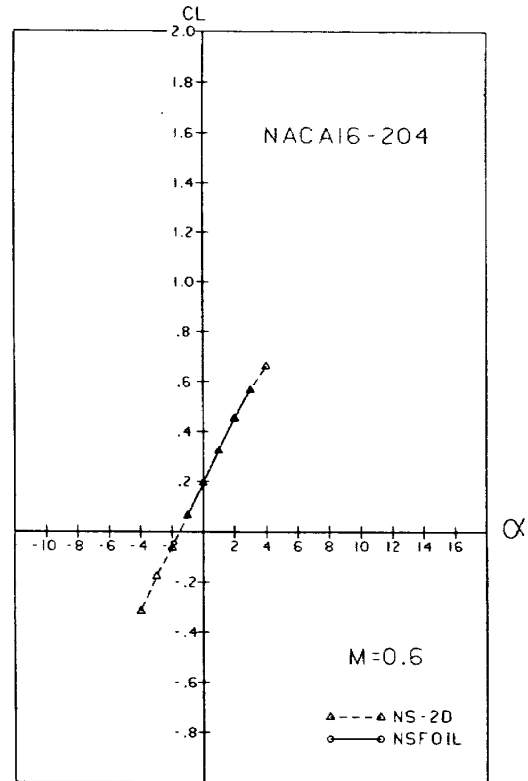


図 3.4 a $M=0.6$ での $C_L-\alpha$ 特性
NACA 16-204 NSFOIL, NS2D

生し、さらに迎角を上げると剥離のない流れ（前縁衝撃波発生）、前縁渦の発生（前縁衝撃波消滅）、前縁渦の後方への拡大、渦の後流への放出という周期的流れとなり、さらに迎角を上げると前縁剥離を起こす流れになると考えられる。

空力性能解析という観点から二つのコードを比較するために、4%翼の解析結果として図 3.4に $C_L-\alpha$ 図、 C_D-C_L 図、 C_M-C_L 図を示す（ C_M は25%コード位置回り）。「定常解」が得られた範囲での $C_L-\alpha$ の一致はよいが、いずれのコードにおいても4°を越える迎角では「定常解」に達せず $C_{L\max}$ および $C_{L\max}$ 近傍での空力特性を評価することはできなかった。低揚力すなわち低迎角ではNS2Dに比べNSFOILの方が大きい抵抗係数を与えるが、NSFOILで「定常解」の得られた最大迎角 $\alpha=3^\circ$ ではほぼ同じ抵抗係数となっている。 C_M-C_L 特性も $C_L-\alpha$ 特性と同じく両コード間の一致はよい。

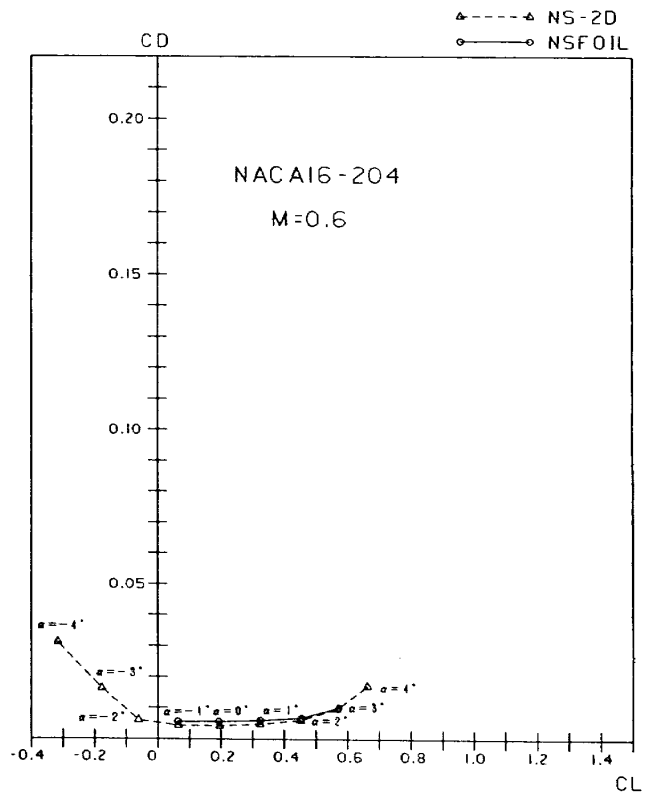


図 3.4 b $M=0.6$ での C_D-C_L 特性
NACA 16-204
NSFOIL ($\alpha=-1^\circ\sim 3^\circ$)
NS2D ($\alpha=-4^\circ\sim 4^\circ$)

3.3 $M=0.8$ での数値シミュレーション

「定常解」に達した迎角範囲はNSFOILで -1°

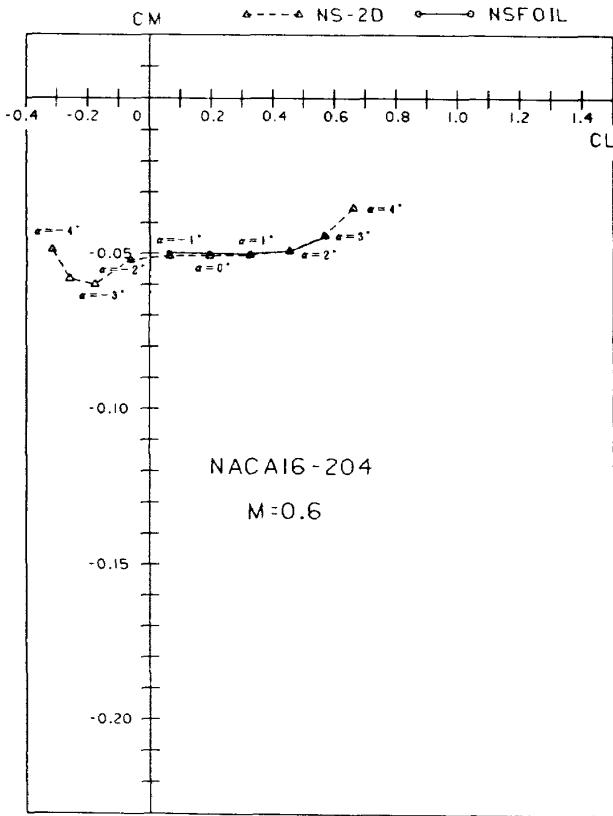


図 3.4 c $M=0.6$ での C_M-C_L 特性
NACA 16-204
NSFOIL ($\alpha=-1^\circ \sim 3^\circ$)
NS2D ($\alpha=-4^\circ \sim 4^\circ$)

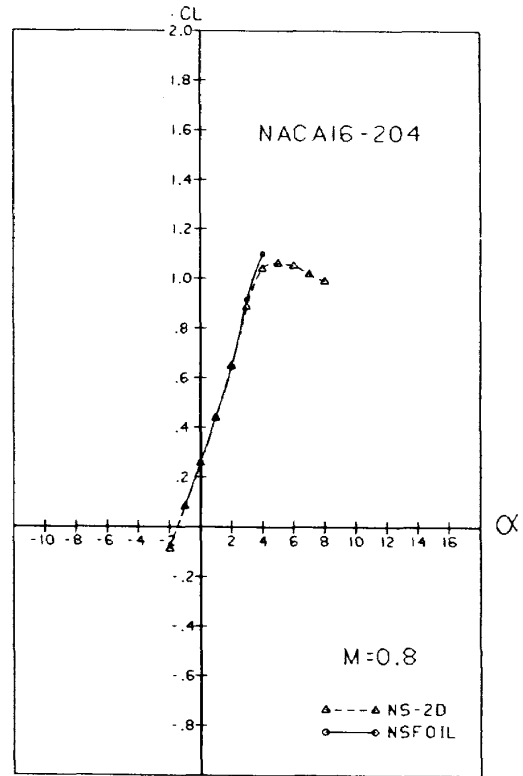


図 3.5 a $M=0.8$ での $C_L-\alpha$ 特性
NACA 16-204 NSFOIL, NS2D

$\leq \alpha \leq 4^\circ$, NS2Dでは両翼型とも $-2^\circ \leq \alpha \leq 7^\circ$ である。両コードの比較のために図 3.5 に 4%翼の $C_L-\alpha$ 図, C_D-C_L 図, C_M-C_L 図を示す (NS2Dにおける $\alpha=8^\circ$ での値については後述)。

両コードにおける $C_L-\alpha$ 特性は $\alpha=1^\circ$ までは良い一致を示しているが, $\alpha=2^\circ$ で若干 NSFOILの方が低い値, $\alpha=3^\circ$ および 4° では逆に NSFOILの方が高い値を与えている。図 3.6 に示す C_p 分布を見ると両コード共 $\alpha \geq 2^\circ$ で衝撃波が発生している。この範囲では NS2Dの方が前縁 C_p ピークが低く, 衝撃波が後方に位置し後縁にロードのかかった C_p 分布を与えるなど衝撃波が発生する流れになると両コードの捉える衝撃波の位置, 強さ等が一致せず, これが $C_L-\alpha$ 特性の差異の原因と考えられる。さらに α が 2° から $3^\circ, 4^\circ$ と増加していくときの傾向を見ると, 衝撃波が発生し強くなる流れでは NSFOILの方が若干高い揚力傾斜を与えている。「定常解」の得られた範囲が両コードにより違っており, NS2Dでは $C_{L \max}$ 値および $C_{L \max}$

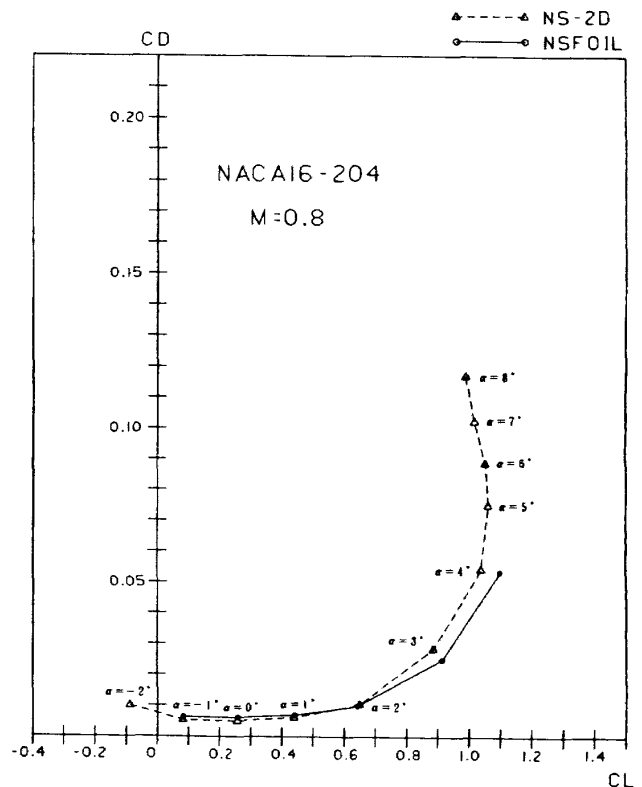


図 3.5 b $M=0.8$ での C_D-C_L 特性
NACA 16-204
NSFOIL ($\alpha=-1^\circ \sim 4^\circ$)
NS2D ($\alpha=-2^\circ \sim 8^\circ$)

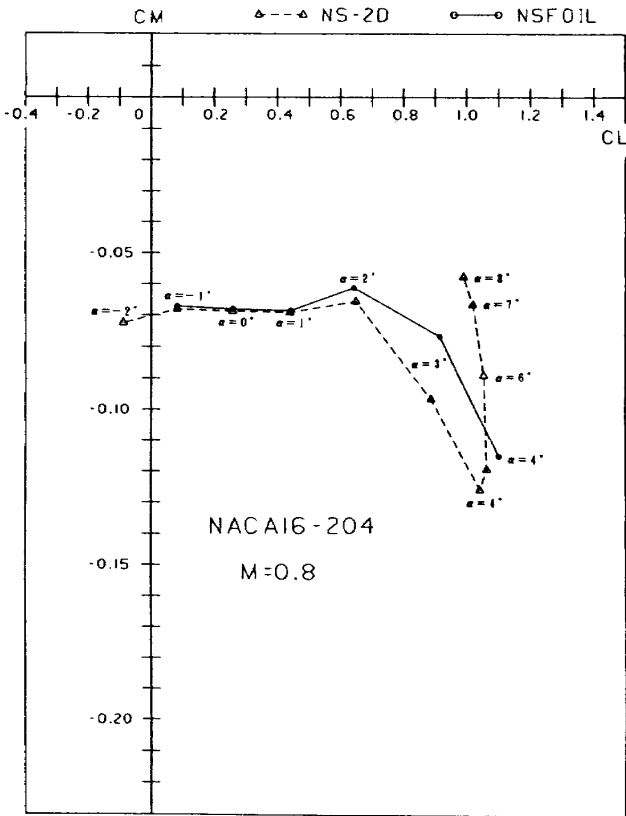


図 3.5 c $M=0.8$ での C_M-C_L 特性
 NACA 16-204
 NSFOIL ($\alpha=-1^\circ\sim 4^\circ$)
 NS2D ($\alpha=-2^\circ\sim 8^\circ$)

を越える迎角まで数値シミュレーションにより空力特性を評価することができたが、NSFOILではさらに計算時間をかける必要がある。

両コードによる C_D-C_L 特性の相違は $M=0.6$ の場合と同じ傾向を示し、NSFOILの方が低迎角では高い抵抗値を、高迎角では低い抵抗値を与えている。後者は衝撃波が発生する迎角ではNSFOILの方が低い抵抗値を与えているといってもよい。

C_M-C_L 特性は $C_L-\alpha$ 特性と同じく、衝撃波の発生しない領域では両コード間に差異は認められない。衝撃波が発生する領域では両コード共衝撃波の後退による頭下げモーメントを示し、定性的傾向は同じであるが、前縁 C_p ピークの低い後縁にロードのかかった C_p 分布を与えるNS2Dの方がより大きい頭下げモーメントを示している。

「定常解」が得られなかったケースの考察としてNS2Dによる2%翼の $\alpha=8^\circ, 9^\circ$ の解析を取り上げ、図3.7、図3.8に収束状況を示す。

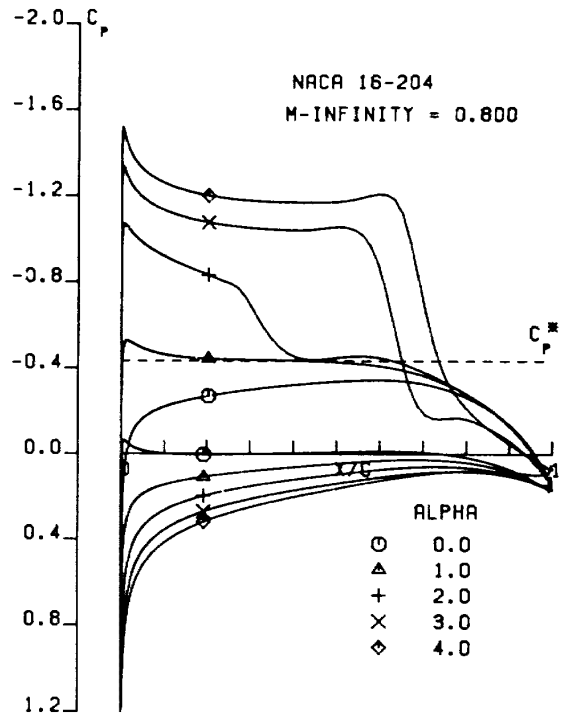


図 3.6 a $M=0.8$ での C_p 分布図
 NACA 16-204 NSFOIL, $\alpha=0^\circ\sim 4^\circ$

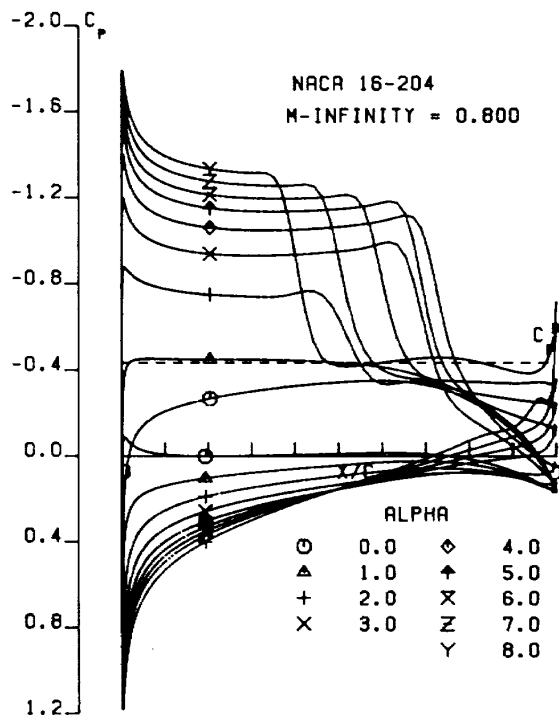


図 3.6 b $M=0.8$ での C_p 分布図
 NACA 16-204 NS2D, $\alpha=0^\circ\sim 8^\circ$

図3.7aの $\alpha=8^\circ$ に対する収束状況を見ると、残差はほぼ一定値となり、 C_L 値は振幅の小さい周期的変動を示している。表3.1bでこのデータに対して×印を付けたのは、このような傾向を示

すようになってからの繰り返し回数が比較的少ないためであるが、概ね「収束解」が得られていると判断してもよいケースである。この場合の空力性能評価のために採用すべき C_L 値の計算方法として、周期性から得られる最大 C_L と最小 C_L の平均値をとった。図3.9は2%翼の解析にこの C_L 値を「定常解」が得られた迎角範囲と共に $C_L-\alpha$ 図として示したものであるが、よく整合性のとれた値と考えられる。4%翼についても同様の傾向に

あり、同じ処理をしたものが図3.5 a である。また図3.7 b に示す等マッハ線図、図3.7 c に示す C_p 分布から、衝撃波はかなり前方(0.4コード長位置)に移動し、衝撃波下流で境界層が剥離している流れであることがわかる。流れの周期性の原因としては、剥離流が示す周期性によるものと考えられるが、NS2Dによる解析では局所時間刻み

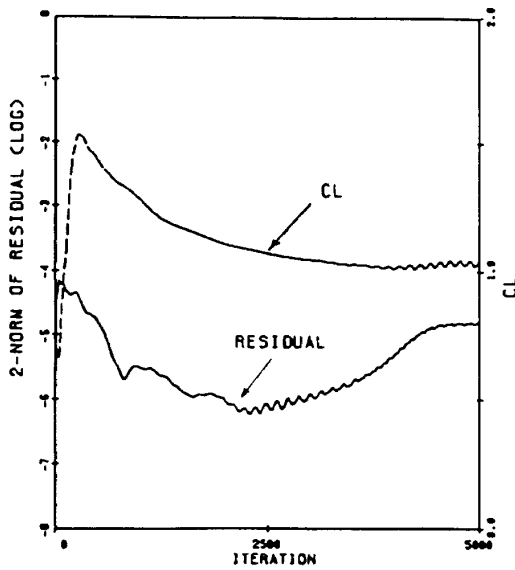


図3.7 a M=0.8での解の収束状況
NACA 16-202 NS2D, $\alpha=8^\circ$

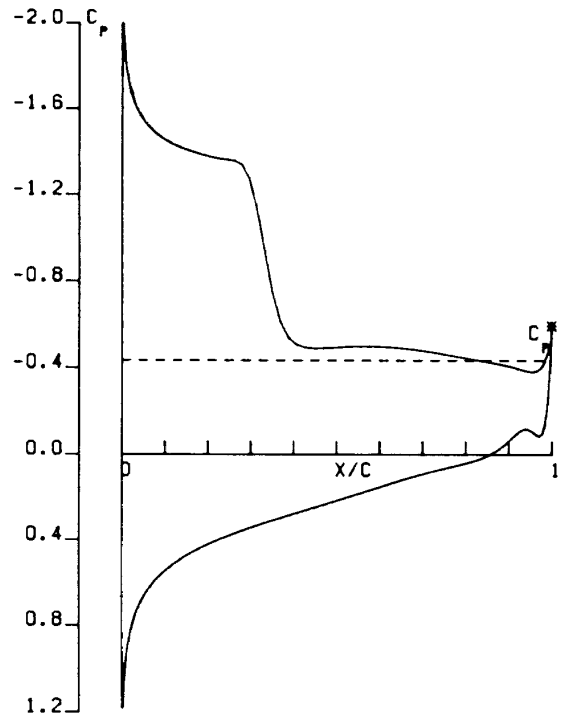


図3.7 c M=0.8での C_p 分布図
NACA 16-202 NS2D, $\alpha=8^\circ$

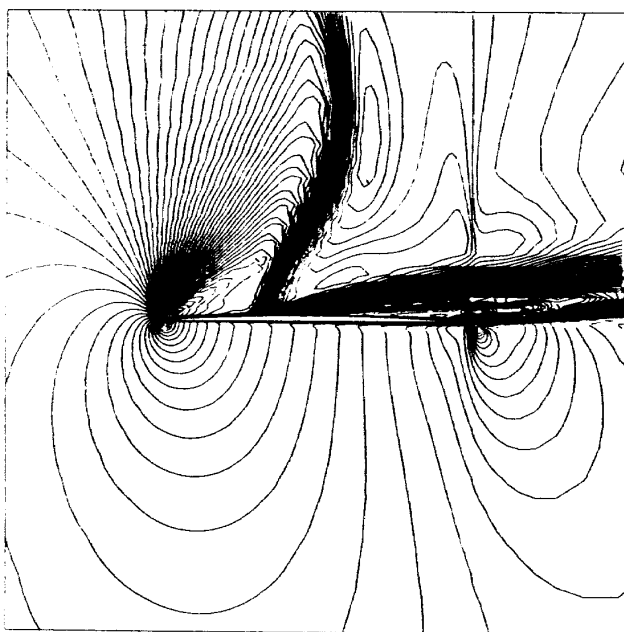


図3.7 b M=0.8での等マッハ線図
NACA 16-202 NS2D, $\alpha=8^\circ$

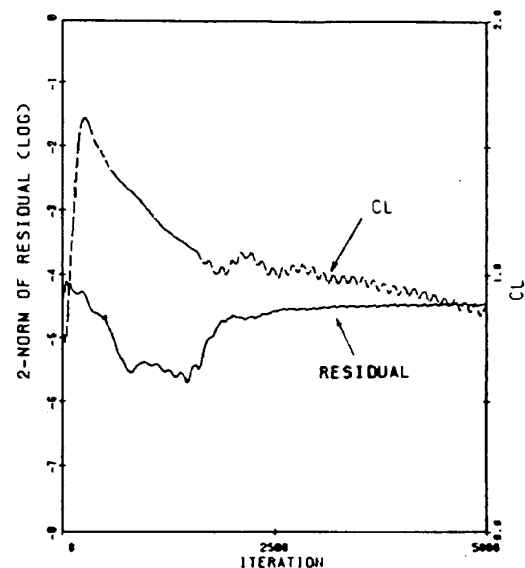


図3.8 a M=0.8での解の収束状況
NACA 16-202 NS2D, $\alpha=9^\circ$

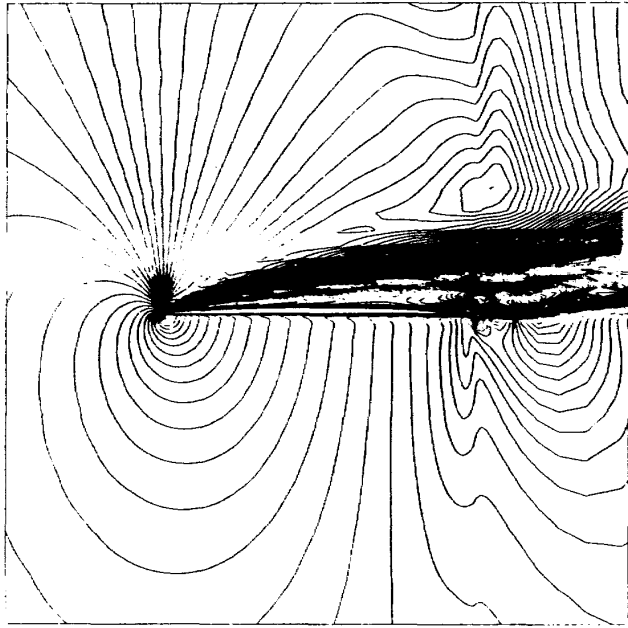


図 3.8 b $M=0.8$ での等マッハ線図
NACA 16-202 NS2D, $\alpha=9^\circ$

を採用したため、このような人工的時間の下で示す周期的挙動が何らかの物理現象に対応しているのかどうかは別途に検討が必要である。

一方図 3.8 a に示す $\alpha=9^\circ$ に対する収束状況は、ごく僅かの漸増傾向をもつ残差と小さい振幅を乗せた漸減傾向を示す C_L 値を示している。図 3.8 b に示す等マッハ線図、図 3.8 c に示す C_p 分布から、流れは全面剥離状態であることが判る。 C_L の収束に短周期の周期性を与えているのは、 $\alpha=8^\circ$ の場合と同じく剥離流が示す周期的挙動によるものと思われるが、局所時間刻みに対する検討も同様に必要である。 C_L の漸減傾向の要因は必ずしも明確ではないが、図 3.8 c に見られる前縁部に残存する C_p ピーク値およびその領域の減少によるものと思われる。このため C_L の漸減傾向はもう少し続くと予想されるが、その後の挙動を把握するには繰り返し計算を続行する他ない。

図 3.6 b と図 3.7 c を比べると 2%翼の方が前縁での C_p ピーク値が高いこと、また図 3.5 a と図 3.9 を比べると、2%翼の方が失速特性が急激であること等数値シミュレーションは翼型の相違点をよく捉えていることが分る。衝撃波の移動および境界層の衝撃剥離等迎角の増加に伴う流れの変化もよく捉えている。両翼型とも $C_{L \max}$ 近傍で衝

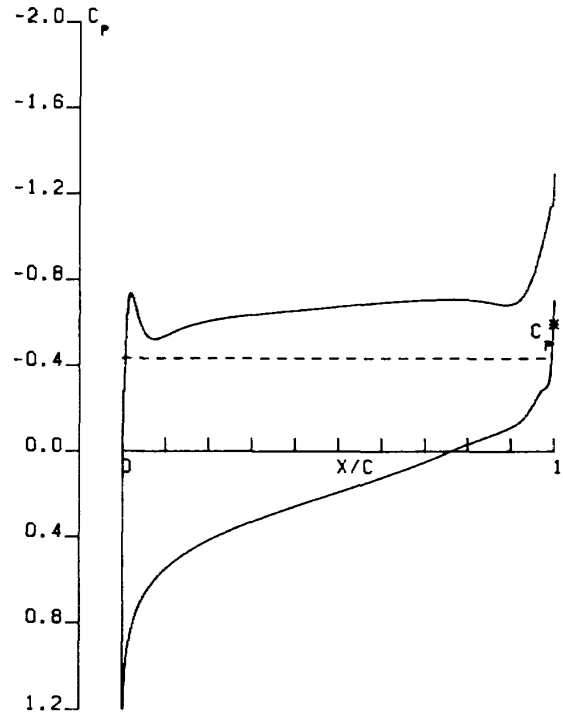


図 3.8 c $M=0.8$ での C_p 分布図
NACA 16-202 NS2D, $\alpha=9^\circ$

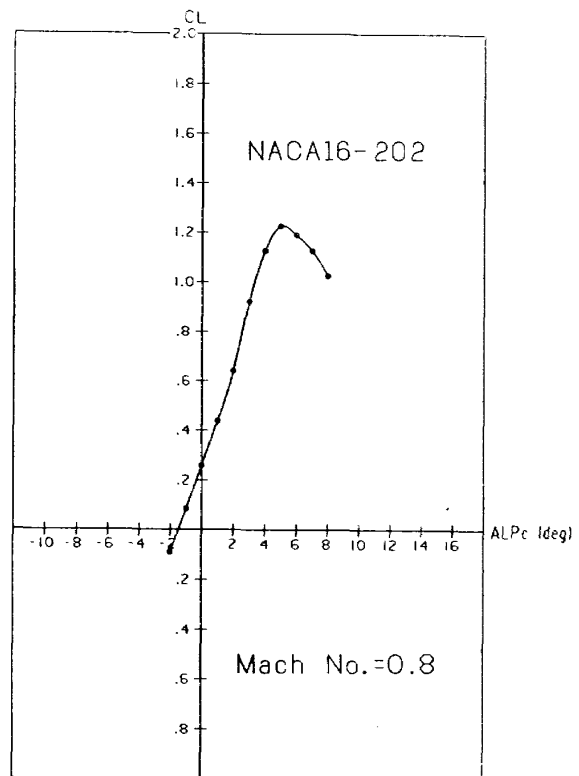


図 3.9 $M=0.8$ での $C_L-\alpha$ 特性
NACA 16-202 NS2D

撃波が最も後退し、さらに迎角を増すと境界層の剥離が激しくなり衝撃波は前進している。図 3.10 に 2%翼の $\alpha=5^\circ$ (衝撃波が最も後退し $C_{L \max}$ とな

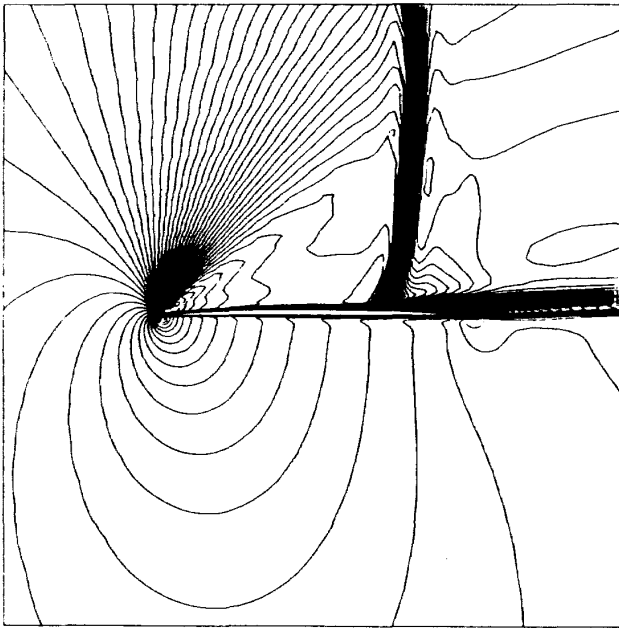


図3.10 a $M=0.8$ での等マッハ線図
NACA 16-202 NS2D, $\alpha=5^\circ$

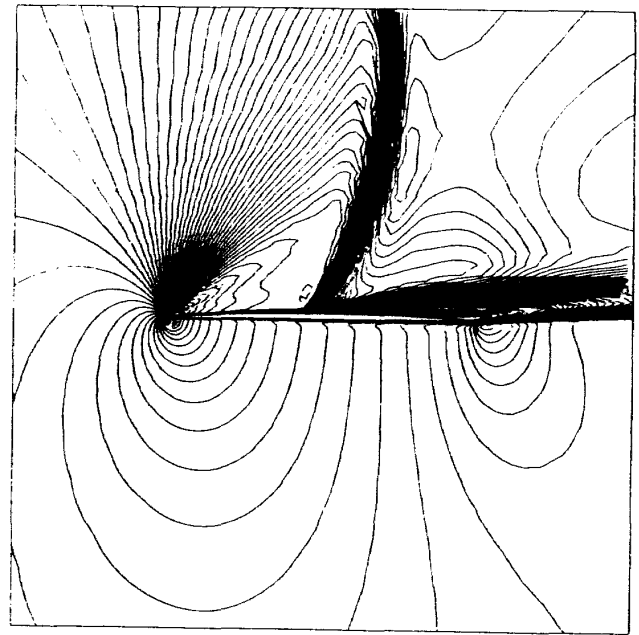


図3.10 b $M=0.8$ での等マッハ線図
NACA 16-202 NS2D, $\alpha=7^\circ$

る迎角)および $\alpha=7^\circ$ (境界層の剥離を伴いながら衝撃波が前縁方向に移動した迎角)での等マッハ線図を示す。

3.4 $M=0.85$ での数値シミュレーション

4%翼については $\alpha=8^\circ$ まで、2%翼については $\alpha=16^\circ$ まで計算した全てのケースで「定常解」が求まった。図3.11に4%翼の $C_L-\alpha$ 図、 C_D-C_L 図、 C_M-C_L 図を示す。 $C_L-\alpha$ 図を見るとこの迎角範囲では失速の発生を示してはいない(2%翼では $\alpha=16^\circ$ でも失速していない)。このことは次のように理解できる。

$M=0.85$ では上面は α の増大と共にスーパークリティカル領域が増大し、後縁近くまで達する。しかし、下面では $\alpha \leq 8^\circ$ では、サブクリティカルであり、後縁の亜音速圧力場が上面ショック下流の剥離境界層領域に強い影響を与えている。

$\alpha=8^\circ$ となると、下面でも後縁近くでの膨張が著しくなり、ついにはスーパークリティカルとなる。その結果下面圧力によって支えられていた上面側の剥離境界層は吹き飛ばされ、上下面ともスーパークリティカルの「超音速流中の翼」と同様の流れが形成される。このような流れでは失速は発生しない。

従って、 $M=0.85$ では、 $M=0.80$ とは異なる流れ場の形成により失速も起こらず、またその結果として低マッハ数からの空力特性の連続性も失われる。これは典型的な遷音速流でのマッハ数に対する特性変化であり⁶⁾、数値シミュレーションコードが実験で捉えることが困難なこの現象を把握していることを示すものである。

図3.12に示す4%翼の C_p 分布図を見ると、全迎角で衝撃波の発生する流れとなっているが、迎角が大きくなるに従ってNSFOILの方が高い C_p ピーク値の流れを与えている。両コードによる4%翼の $C_L-\alpha$ 特性を見ると、 $\alpha=0^\circ$ での揚力係数は良く一致しているがNSFOILの方が大きい揚力傾斜となっている。 $\alpha=2^\circ$ での揚力傾斜の低下は衝撃波の前進に対応するものであり、NSFOILでは $\alpha=4^\circ$ で衝撃波の前進が止まるため、揚力傾斜がまた大きくなっている。

$\alpha=8^\circ$ でNSFOILが示す C_L の大きな増加は衝撃波が後縁まで後退することによるものである。NS2Dでは $\alpha=8^\circ$ ではこの現象はまだ生じていないが、NSFOILの方が同じ迎角に対しては大きい C_L を与えることを考慮すれば、NS2Dでももう少し大きい迎角で同様の現象が起きるものと考えられる。同様の現象はNS2Dによる2%翼の解析に

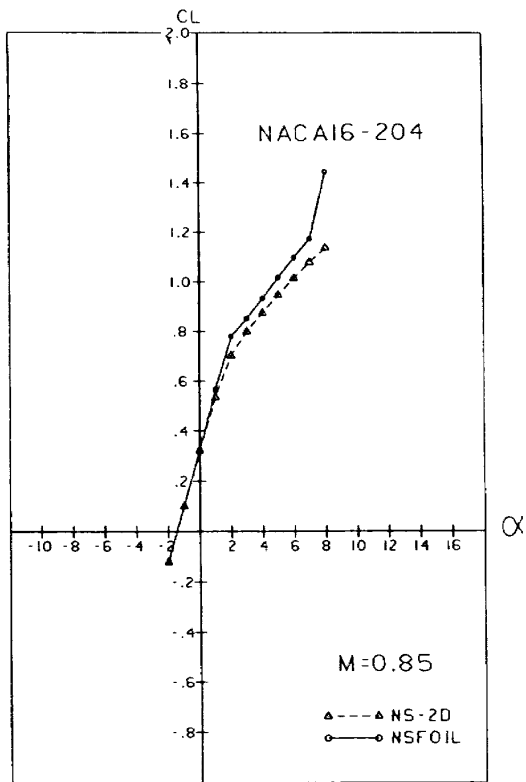


図3.11 a $M=0.85$ での $C_L-\alpha$ 特性
NACA 16-204 NSFOIL, NS2D

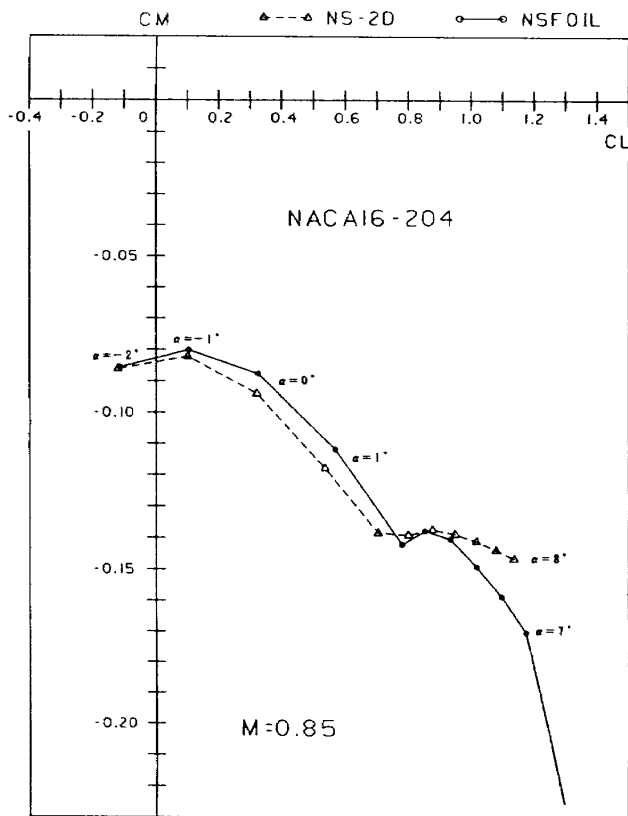


図3.11 c $M=0.85$ での C_M-C_L 特性
NACA 16-204
NSFOIL ($\alpha = -2^\circ \sim 7^\circ$)
NS2D ($\alpha = -2^\circ \sim 8^\circ$)

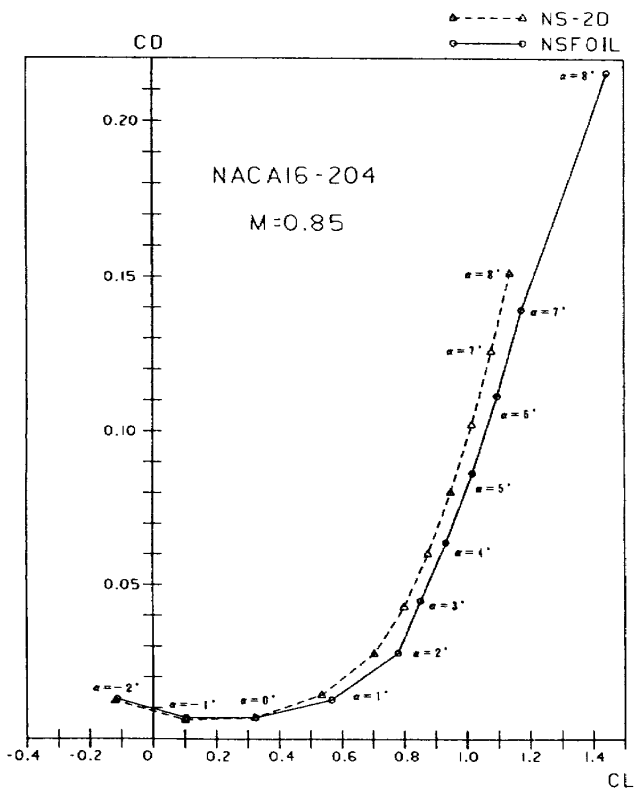


図3.11 b $M=0.85$ での C_D-C_L 特性
NACA 16-204
NSFOIL ($\alpha = -2^\circ \sim 8^\circ$)
NS2D ($\alpha = -2^\circ \sim 8^\circ$)

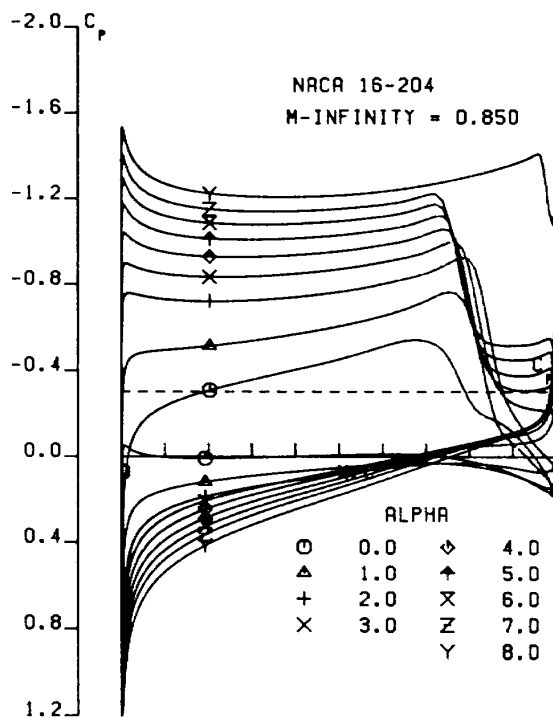


図3.12 a $M=0.85$ での C_p 分布図
NACA 16-204
NSFOIL, $\alpha = 0^\circ \sim 8^\circ$

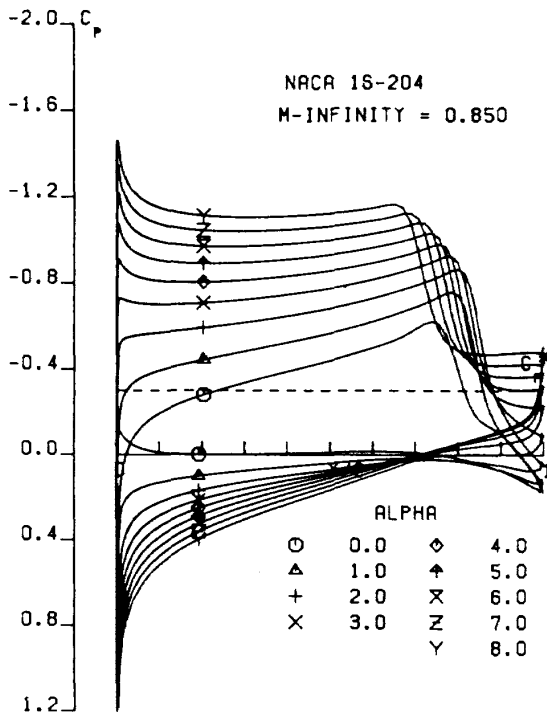


図3.12 b $M=0.85$ での C_p 分布図
NACA 16-204 NS2D, $\alpha=0^\circ \sim 8^\circ$

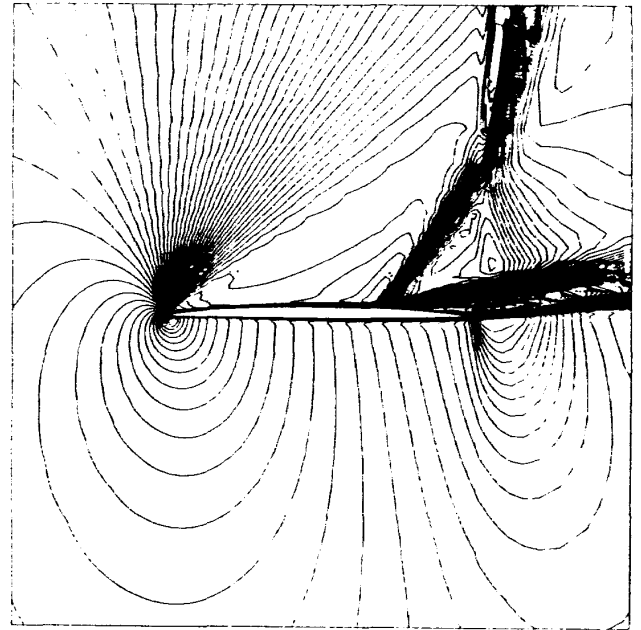


図3.13 b $M=0.85$ での等マッハ線図
NACA 16-204 NS2D, $\alpha=8^\circ$

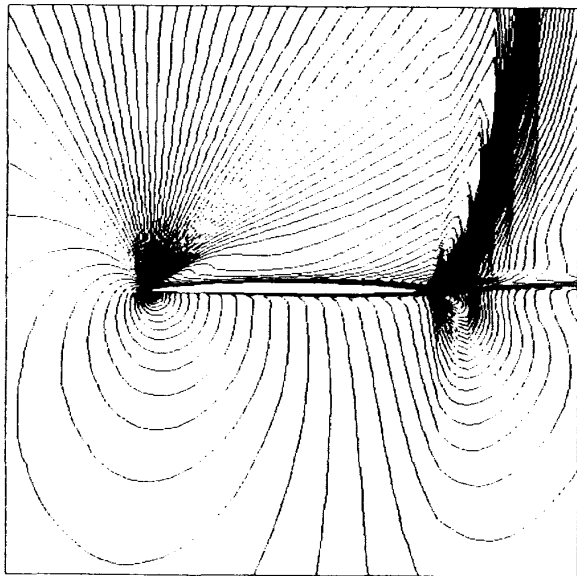


図3.13 a $M=0.85$ での等マッハ線図
NACA 16-204 NSFOIL, $\alpha=8^\circ$

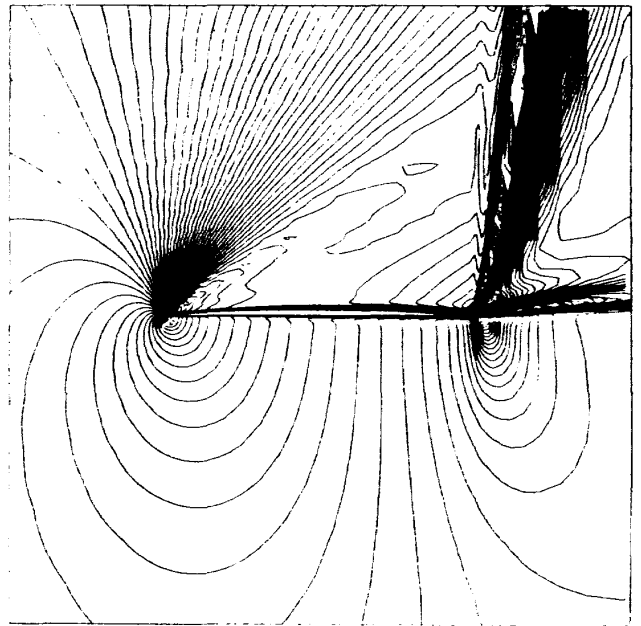


図3.13 c $M=0.85$ での等マッハ線図
NACA 16-202 NS2D, $\alpha=8^\circ$

においても $\alpha=7^\circ$ から 8° にかけて起きている。

図3.13に $\alpha=8^\circ$ での等マッハ線図を示す。両コードとも強い normal shock を捉えるには適しておらず、厚みのある衝撃波とその近傍で大きく振動する物理量を与えているが、結果そのものは物理的に妥当である。またNSFOILの方が弱いoblique shock を捉えるのが困難であるが、図3.13 a, b, c

はその存在を示している。

C_D-C_L 特性を見ると、強い衝撃波が現れる迎角ではNSFOILの方が低い抵抗係数を与えている。両コードとも衝撃波の前進と共に剥離領域が増し、高い抵抗係数の増加を示している。

C_M-C_L 特性を見ると、衝撃波の後退に伴い両コードとも頭下げが強くなるが、NS2Dの方が前縁 C_p ピークが低く後縁にロードのかかった C_p 分

布のためより大きい頭下げを示している。次いで衝撃波が前進を始めると頭下げを弱め、両コードともモーメント係数の減少が停止し、約 $C_M = -0.14$ の一定値となる。NSFOILでは $\alpha = 4^\circ$ で衝撃波の前進が停止するため再度頭下げが強くなり、 $\alpha = 8^\circ$ での衝撃波の後縁への移動による大きな頭下げモーメントへと続いている。

3.5 M_{DD} 特性

図3.14に $C_L = 0.2 (\alpha = 0^\circ)$ での M_{DD} 特性を示す。NSFOILでの解析が少なく評価は難しいが、両コードが与える4%翼の M_{DD} 値はほぼ等しい。またNS2Dの解析から、数値シミュレーションは、2%翼の M_{DD} 特性の優位性を良く捉えている。

4. 風洞試験結果との比較

4.1 風洞試験

数値シミュレーションの検証データに使用した風洞試験について簡単に記しておく。

風洞試験は、本研究と同じくATPのための薄翼翼型の解析および研究開発方法の確立を目的とした研究の一環として当所の2次元遷音速風洞で行った。風洞試験の詳細は、文献3に示される。また、風試データは同じく当所の翼型風試データベースに収録されている。

試験の概略は以下の通りである。

- 1) 翼型 ・ NACA 16-202
 ・ NACA 16-204
- 2) Reynolds 数 : 8×10^6
- 3) マッハ数 : 0.6~1.0
- 4) 迎角 : $-10^\circ \sim +16^\circ$
- 5) 空力係数 : 翼面上静圧分布および後流分布測定データより算出

4.2 $M = 0.6$ での比較

図4.1に $\alpha = 0.78^\circ$ での4%翼の風試 C_p 分布を×印で示す。このとき風試で得られた揚力係数 C_{Lex} は0.244であり、同じ C_L を与える α を各コードで線型内挿して求め、それぞれ得られた迎角 $\alpha_{NSFOIL} = \alpha_{NS2D} = 0.39^\circ$ で計算した結果を実線 (NSFOIL) および鎖線 (NS2D) で示す。両コードの結果は全

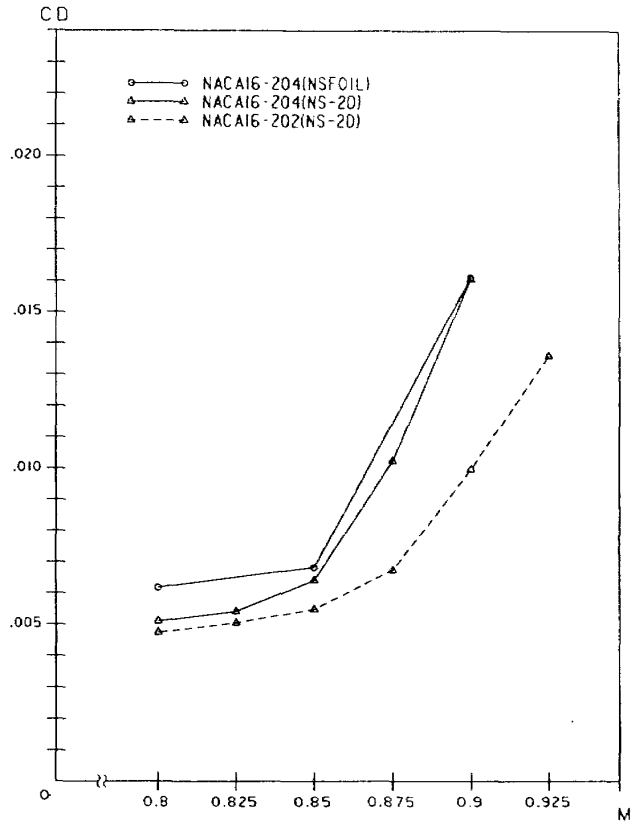


図3.14 $C_L = 0.2$ での M_{DD} 特性 NSFOIL, NS2D

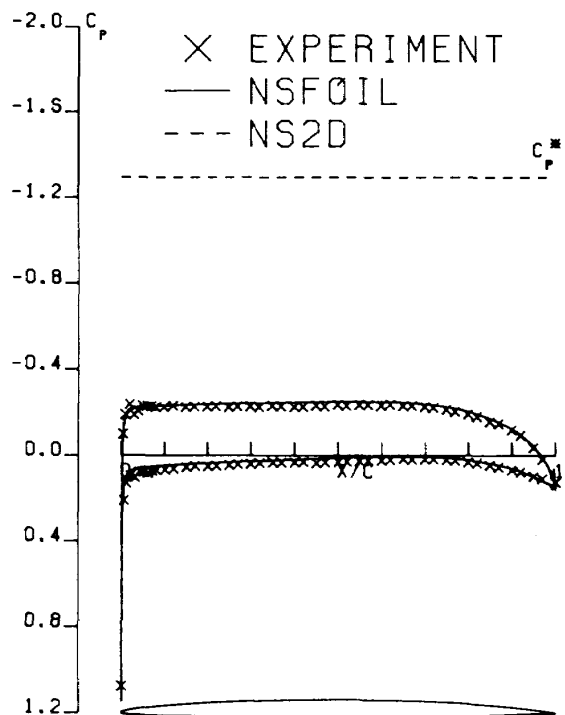


図4.1 $M = 0.6$ での C_p 分布比較図
 $C_{Lex} = 0.244, \alpha_{ex} = 0.78$
 $\alpha_{NSFOIL} = 0.39, \alpha_{NS2D} = 0.39$

く一致しているといつてよく、風試データとも良好な一致を示している。またNACA16シリーズ翼型の設計方針である前縁から後縁にかけて広い範囲での平坦な C_p 分布をよくシミュレートしてい

る。

図4.2にNS2Dによる2%翼の C_p 分布の α スイープを風試データと共に示す。どちらの C_p 分布も前縁 C_p ピークの急激な立ち上がりはよく一致している。またこれに続く前縁剥離渦の発生もNS2Dでは $\alpha=3^\circ$, $C_L=0.563$ で、風試データでは $\alpha=3.51^\circ$, $C_L=0.555$ で見られるように、数値シミュレーションは風試データとよく一致した流れの変化を示している。

4%翼の $C_L-\alpha$ 特性, C_D-C_L 特性, C_M-C_L 特性を図4.3に示す。「定常解」が得られた迎角が小さい迎角範囲に限定されるため、その範囲での比較しかできないが、全体的に風試データと良好な一致を示している。

$\alpha=0^\circ$ での C_L 値はNSFOIL, NS2D共0.19と風試データの0.14よりも大きい値となっており、これは設計値0.2により近い値である。航技研2次元風洞はスロット壁で固体壁による干渉効果がなく、揚力傾斜は数値シミュレーションの方が大きくなっている。

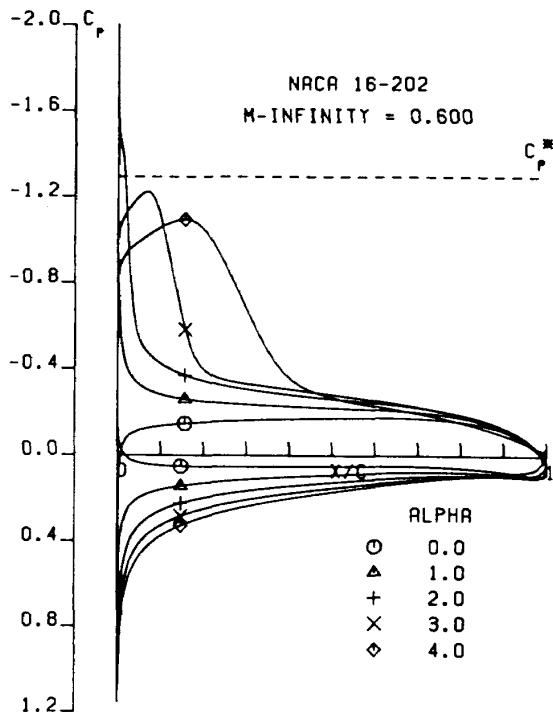


図4.2 a $M=0.6$ での C_p 分布図
NACA 16-202 NS2D, $\alpha=0^\circ \sim 4^\circ$

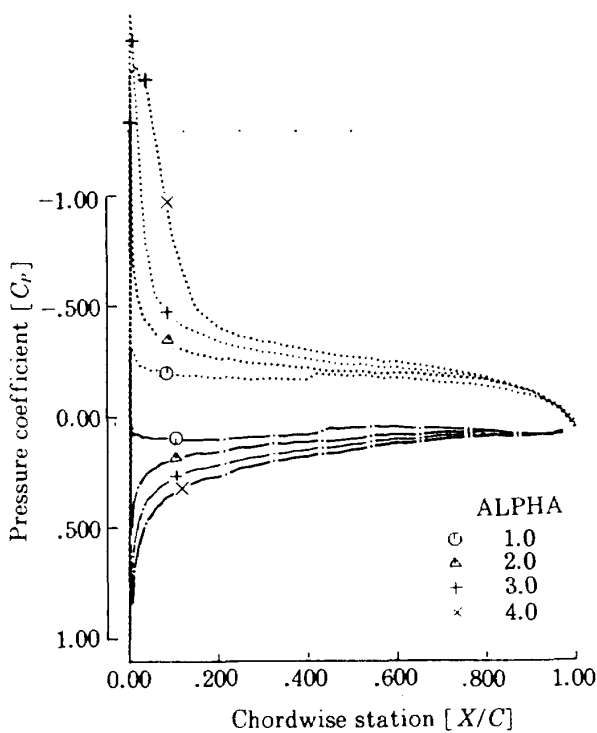


図4.2 b $M=0.6$ での C_p 分布図
NACA 16-202 風試, $\alpha=1^\circ \sim 4^\circ$

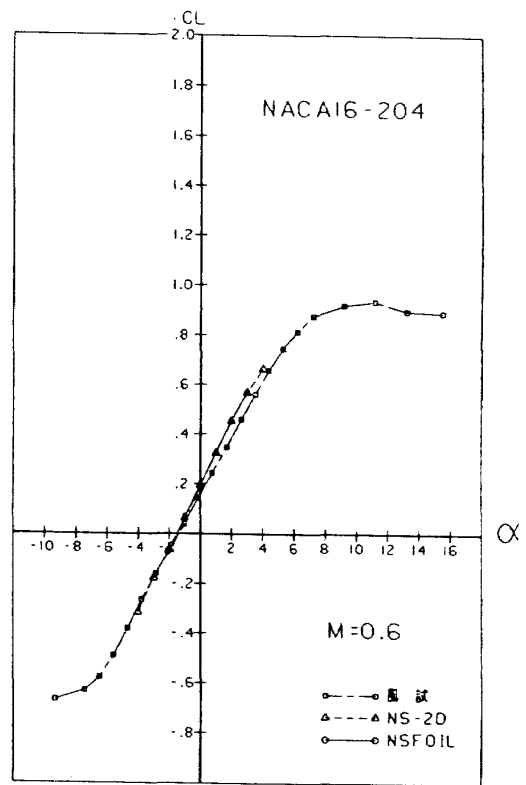


図4.3 a $M=0.6$ での $C_L-\alpha$ 特性
NACA 16-204 風試, NSFOIL, NS2D

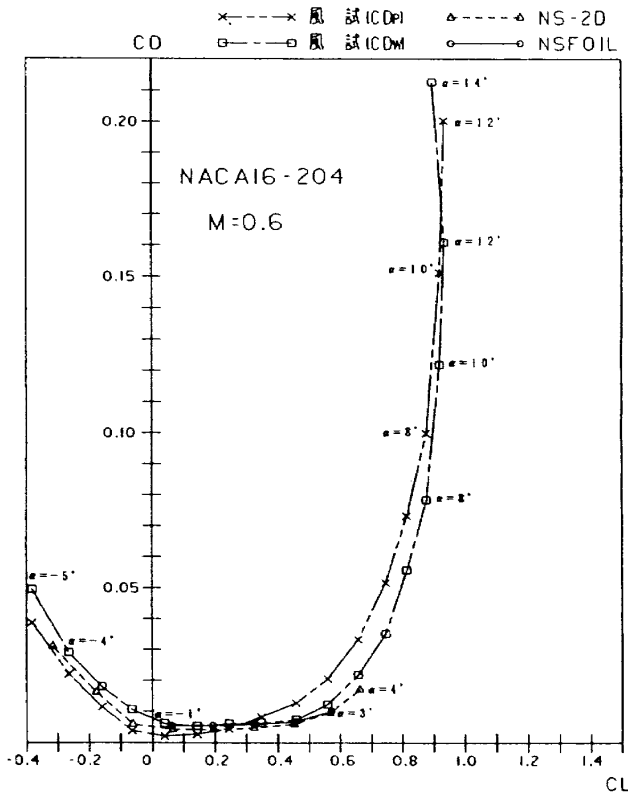


図 4.3 b $M=0.6$ での C_D-C_L 特性
 NACA 16-204
 風試 ($\alpha=-5^\circ \sim 14^\circ$)
 NSFOIL ($\alpha=-1^\circ \sim 3^\circ$)
 NS2D ($\alpha=-4^\circ \sim 4^\circ$)

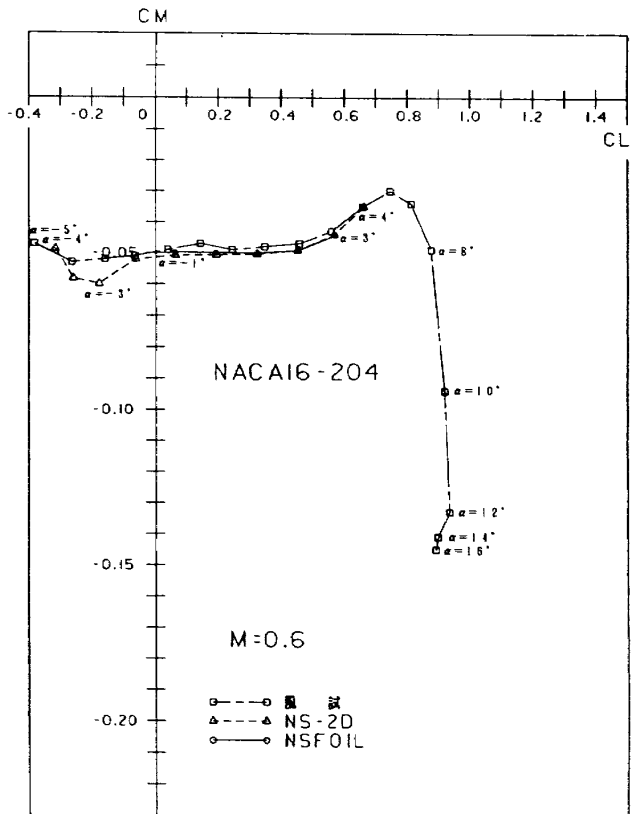


図 4.3 c $M=0.6$ での C_M-C_L 特性
 NACA 16-204
 風試 ($\alpha=-5^\circ \sim 16^\circ$)
 NSFOIL ($\alpha=-1^\circ \sim 3^\circ$)
 NS2D ($\alpha=-4^\circ \sim 4^\circ$)

C_D-C_L 曲線では数値シミュレーション、風試とも $C_L=0.1 \sim 0.4$ にかけて比較的平坦な部分の存在を示し、 $C_{D\min}=0.006$ (NSFOIL), 0.004 (NS2D), 0.005 (風試) を与えている。

C_M-C_L 曲線は良い一致を示す中で、 $\alpha=-2^\circ$ から $\alpha=-5^\circ$ にかけて NS2D による数値シミュレーションは明確な極小値を持つ曲線を与えるが、風試データの方はこの区間でごく僅かに頭下げを強めるだけである。このことについては以下のように考えられる。

図 4.4 に示す C_p 分布で流れを考察すると、風試では $\alpha=-2.86^\circ$ (図中迎角 $\alpha=-3^\circ$, 以下括弧内の α の値は 図中迎角), $C_L=-0.16$ で、NS2D では $\alpha=-3^\circ$, $C_L=-0.18$ で前縁剥離渦の発生が認められ、前縁剥離渦が発生する α , C_L は良い一致を示している。この流れ場の変化に対して風試データの C_M には大きな変動はなく、ほぼ $C_M=-0.05$ の値である。一方 NS2D では $\alpha=-3^\circ$ の前縁剥離渦

の発生に伴い C_M は約 $C_M=-0.05$ から -0.06 へと変化したのち、 $\alpha=-4^\circ$ で再び約 $C_M=-0.05$ に戻っている。 C_L は風試、NS2D ともに流れの変化に対応する変化は認められず、迎角に比例した増加を示している。他方 C_D については両者とも前縁剥離渦の発生に伴う抵抗増を示している。

この負迎角での現象を考察するために図 4.5 に正迎角での風試 C_p 分布を示す。これを見ると負迎角の場合と同じく $\alpha=4.38^\circ \sim 6.23^\circ$ ($\alpha=5^\circ \sim 7^\circ$) の迎角で前縁剥離渦の発生を示す C_p 分布となっている。このとき C_M の変化を見ると、前縁剥離渦の発生に応じて頭下げを弱め、前縁剥離渦の拡大に伴い再び頭下げを強める、極大値を持つ変化となっている。数値シミュレーションでも「定常解」が得られたのが $\alpha=4^\circ$ までであり、この迎角でもまだ剥離は見られないが C_M 変化の傾向は良く一致している。負迎角においても前縁剥離渦の発生、拡大を数値シミュレーションも良く捉えて

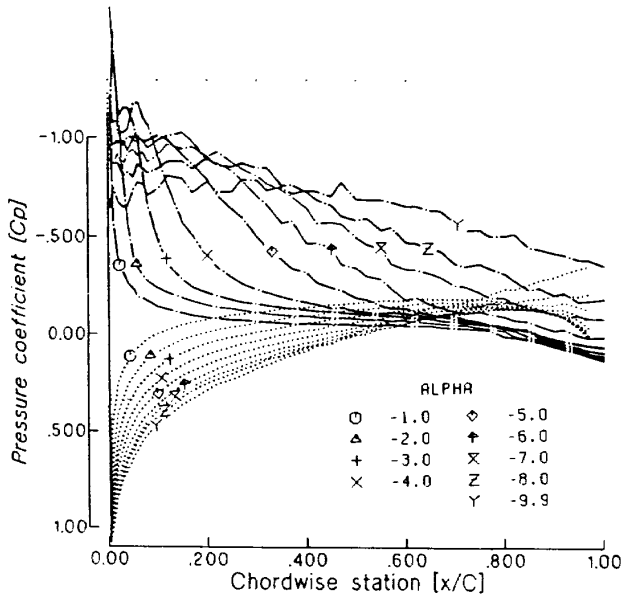


図 4.4 a $M=0.6$ での C_p 分布図
NACA 16-204 風試, $\alpha=-1^\circ \sim 10^\circ$

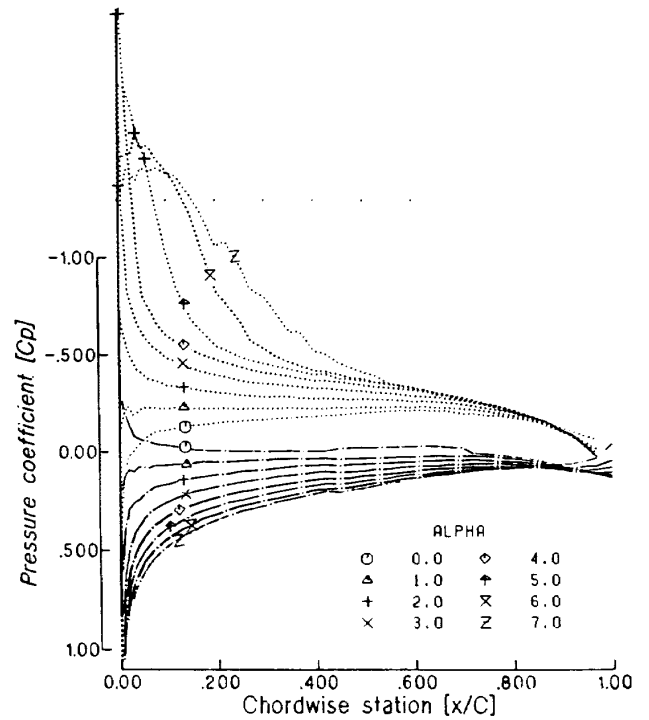


図 4.5 $M=0.6$ での C_p 分布図
NACA 16-204 風試, $\alpha=0^\circ \sim 7^\circ$

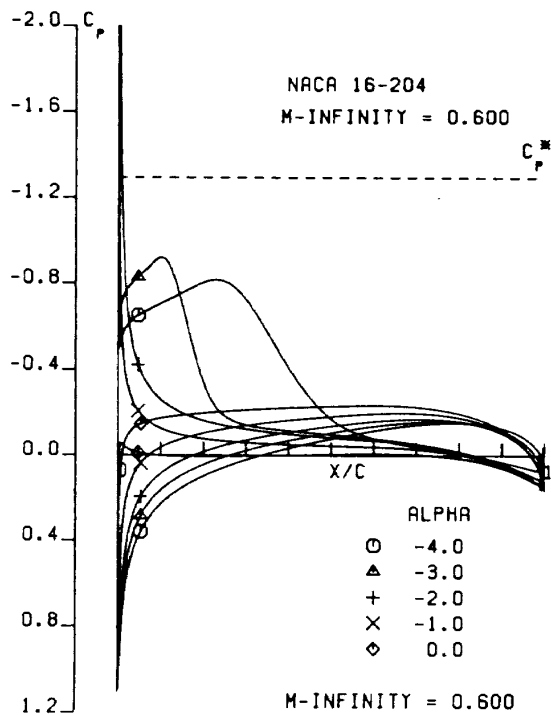


図 4.4 b $M=0.6$ での C_p 分布図
NACA 16-204 NS2D, $\alpha=-4^\circ \sim 0^\circ$

いるが、剥離域の定量的な一致が風試データと十分でないことが、負迎角における C_M 変化の不一致の原因と思われる。

4.3 $M=0.8$ での比較

図 4.6 に 4% 翼の C_p 分布の α スイープを風試デ

ータとともに示す。 $\alpha=0^\circ$ の近傍では風試、数値シミュレーションとも $M=0.6$ と同じく平坦な C_p 分布を保持している。

このマッハ数では衝撃波の発生が見られ、風試では $\alpha=2.50^\circ$ で $X_S=0.3$ に発生した衝撃波は $\alpha=5.15^\circ$ で $X_S=0.58$ まで後退し、その後 $\alpha=6.15^\circ$ で $X_S=0.39$ まで一挙に前進し、 $\alpha=7.14^\circ$ では衝撃波は見られなくなっている。一方 NS2D では、 $\alpha=2^\circ$ で $X_S=0.5$ に衝撃波が発生し、 $\alpha=4^\circ$ で $X_S=0.75$ まで後退し、その後 $\alpha=8^\circ$, $X_S=0.4$ までほぼ等間隔的に前進している。このように風試が示す迎角の増加に伴う流れの変化—衝撃波の発生→後退→前進—を数値シミュレーションでもよく捉えている。

しかし、全体の傾向としては数値シミュレーションは、風試と以下の点で相違が認められる。

- 1) 数値シミュレーションの方が最大負圧を含め上面の負圧が小さく下面側が逆に加速されている。
- 2) 風試では衝撃波位置が数値シミュレーションより前方にあり、衝撃波後方圧力も C_p^* より低く所謂 shock-induced separation 分布を

示しているが、他のCFDコード同様両コードともこの流れ場を正確には与えられなかった。
 図4.7に4%翼の $C_L-\alpha$ 特性、 C_D-C_L 特性、 $C_M-\alpha$ 特性を、また図4.8に2%翼の $C_L-\alpha$ 特性を風試データとともに示す。

C_L 値は両コードとも風試よりも大きい値を与え

るが、衝撃波が発生すると($\alpha=2^\circ$)揚力傾斜が大きくなる風試の特性はNSFOILの方がNS2Dよりも良く捉えており、その傾斜の値も風試とよい一致を示している。

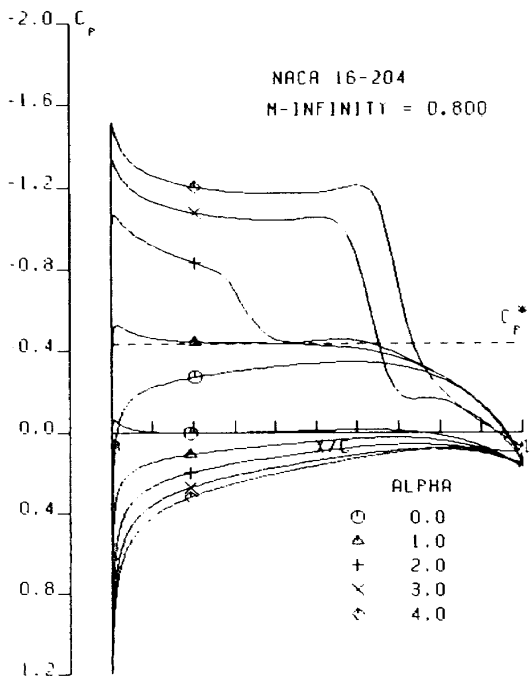


図4.6 a $M=0.8$ での C_p 分布図
 NACA 16-204 NSFOIL, $\alpha=0^\circ\sim4^\circ$

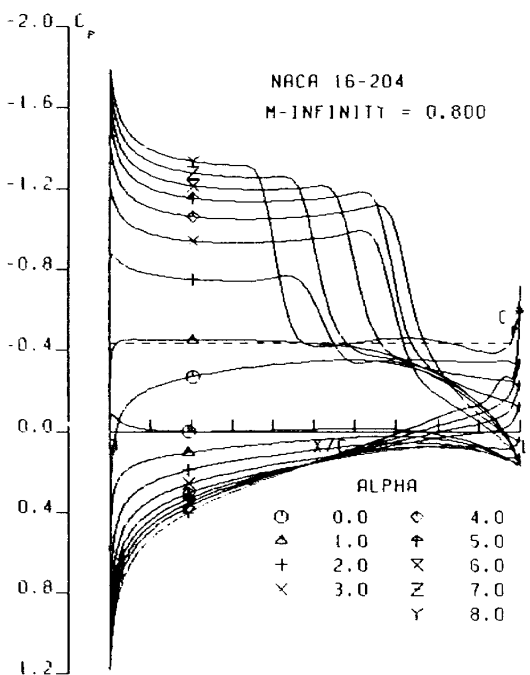


図4.6 b $M=0.8$ での C_p 分布図
 NACA 16-204 NS2D, $\alpha=0^\circ\sim8^\circ$

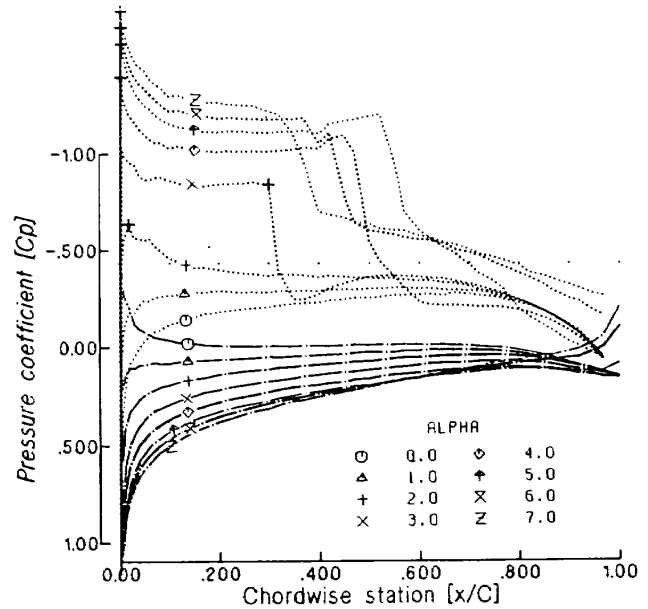


図4.6 c $M=0.8$ での C_p 分布図
 NACA 16-204 風試, $\alpha=0^\circ\sim7^\circ$

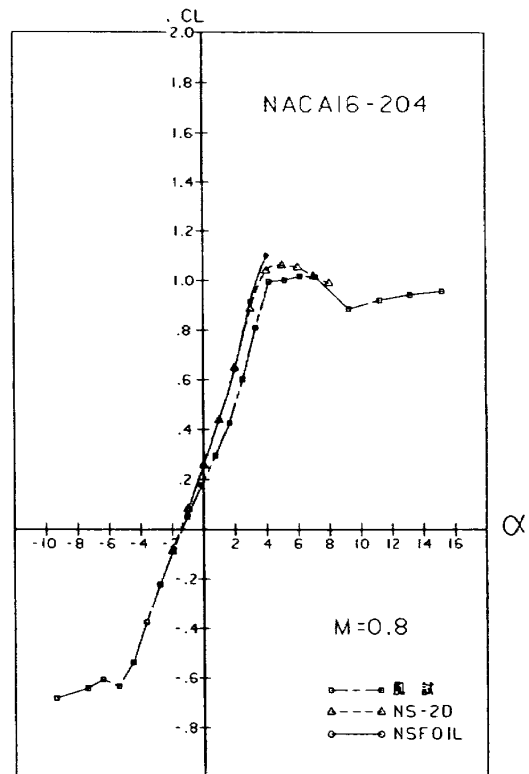


図4.7 a $M=0.8$ での $C_L-\alpha$ 特性
 NACA 16-204
 風試, NSFOIL, NS2D

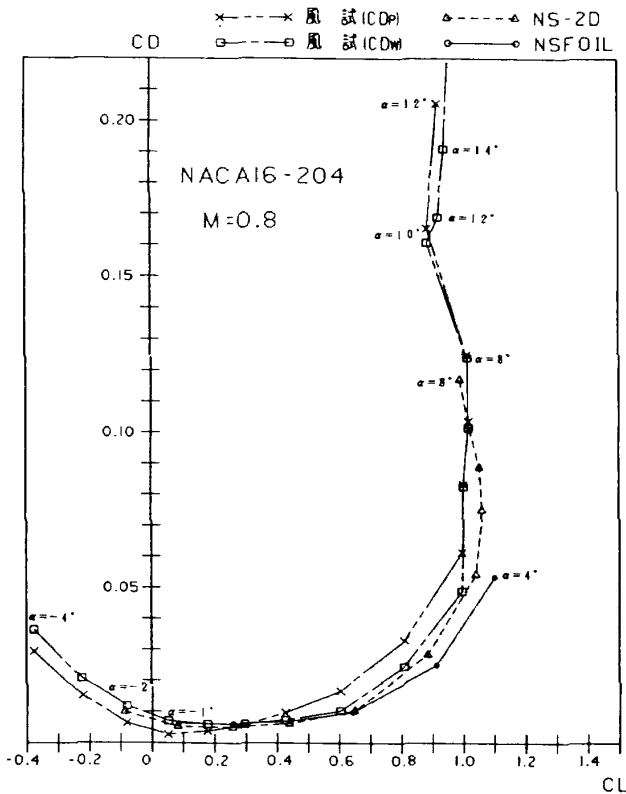


図4.7 b $M=0.8$ での C_D-C_L 特性
NACA 16-204
風試 ($\alpha=-4^\circ\sim 14^\circ$)
NSFOIL ($\alpha=-1^\circ\sim 4^\circ$)
NS2D ($\alpha=-2^\circ\sim 8^\circ$)

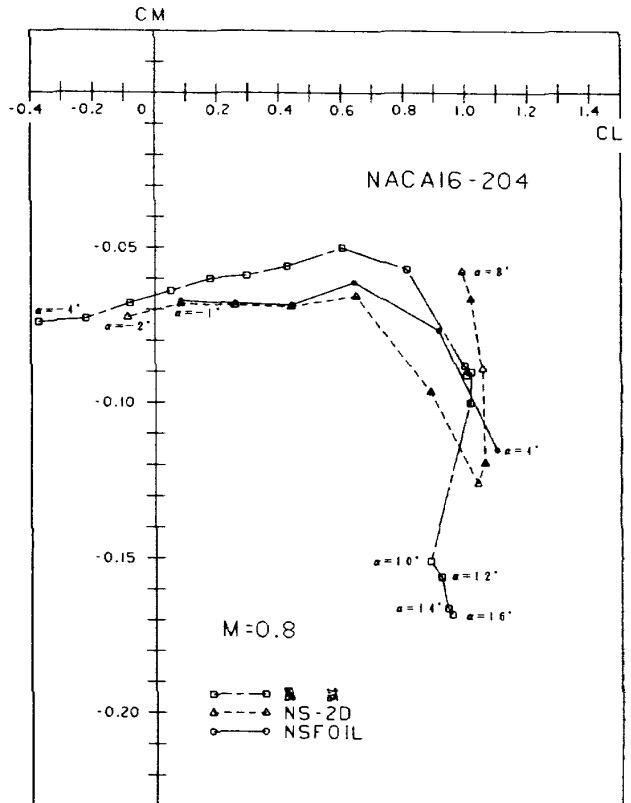


図4.7 c $M=0.8$ での C_M-C_L 特性
NACA 16-204
風試 ($\alpha=-4^\circ\sim 16^\circ$)
NSFOIL ($\alpha=-1^\circ\sim 4^\circ$)
NS2D ($\alpha=-2^\circ\sim 8^\circ$)

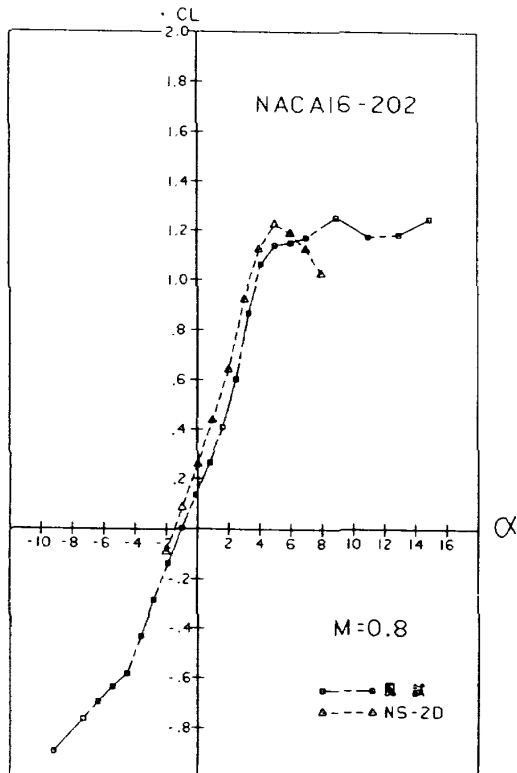


図4.8 $M=0.8$ での $C_L-\alpha$ 特性
NACA 16-202 風試, NS2D

NSFOILでは「定常解」の得られた迎角が $\alpha \leq 4^\circ$ のため C_{Lmax} , 失速特性の把握はできない。一方NS2Dが示す C_{Lmax} 値はどちらの翼型についても風試と良好な一致を示している。またNS2Dは2%翼の方が4%翼よりも急激な失速特性をもつという2次元薄翼の特性を良く捉えている。これに対し風試は翼型による失速特性の違いを明確には示していない。これは失速状態にあるような高迎角で2次元性を保った風試の困難さによるものと思われる。

C_D-C_L 特性は、低迎角では両コードとも風試データと良い一致を示すが、衝撃波の発生する高迎角ではNS2Dは風試との良い一致を保持するが、NSFOILは風試より小さい C_D 値を与えている。

C_M-C_L 特性は、 C_p 分布が数値シミュレーションの方が風試に比較してより後縁にロードのかかった形状をしているため、風試に比べて強い頭下げを示し、定性的な一致に留まっている。衝撃波

の発生する高迎角ではNSFOILの方がNS2Dよりも風試に近いより大きな前縁 C_p ピーク値を与えるので、頭下げ傾向はNSFOILの方が弱くなっている。

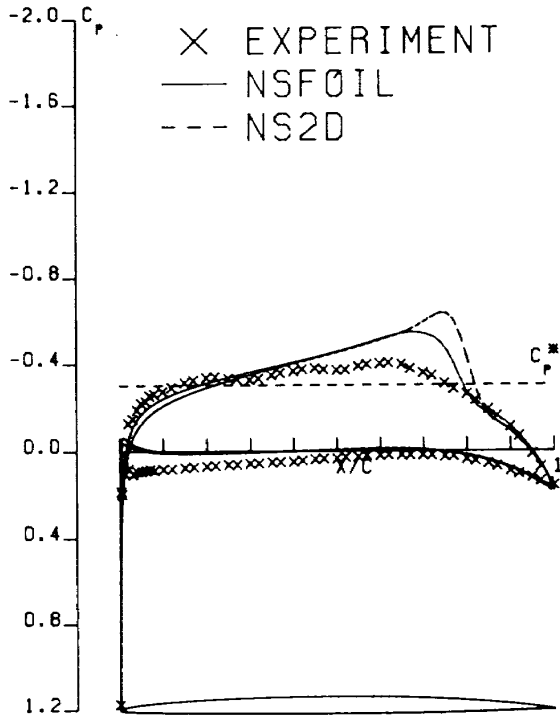


図 4.9 $M=0.8$ での C_p 分布比較
 $C_{L_{ex}}=0.337, \alpha_{ex}=0.73$
 $\alpha_{NSFOIL}=0.02, \alpha_{NS2D}=0.08$

4.4 $M=0.85$ での比較

図 4.9 に4%翼について $\alpha=0.73^\circ$ での4%翼の風試 C_p 分布を×印で示す。このとき $C_{L_{ex}}=0.337$ であり、同じ C_L を与えるような α を各コードで線型内挿して求め、それぞれ得られた迎角で計算した結果を実線(NSFOIL, $\alpha=0.02^\circ$) および鎖線(NS2D, $\alpha=0.08^\circ$)で示す。数値シミュレーション結果は、風試データと比較して後縁側に負荷の加わった特性を示し、風試結果にない衝撃波の発

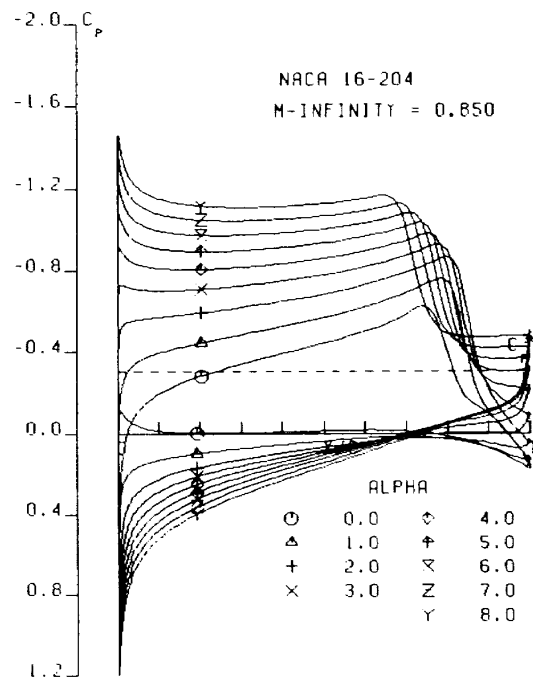


図 4.10 b $M=0.85$ での C_p 分布図
 NACA 16-204 NS2D, $\alpha=0^\circ \sim 8^\circ$

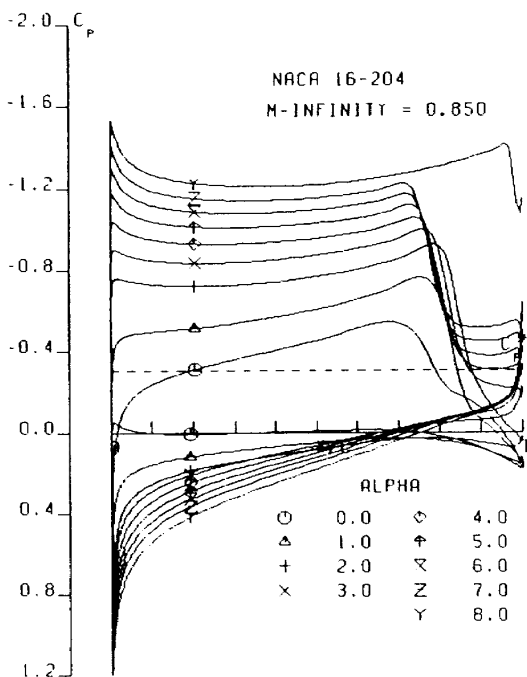


図 4.10 a $M=0.85$ での C_p 分布図
 NACA 16-204 NSFOIL, $\alpha=0^\circ \sim 8^\circ$

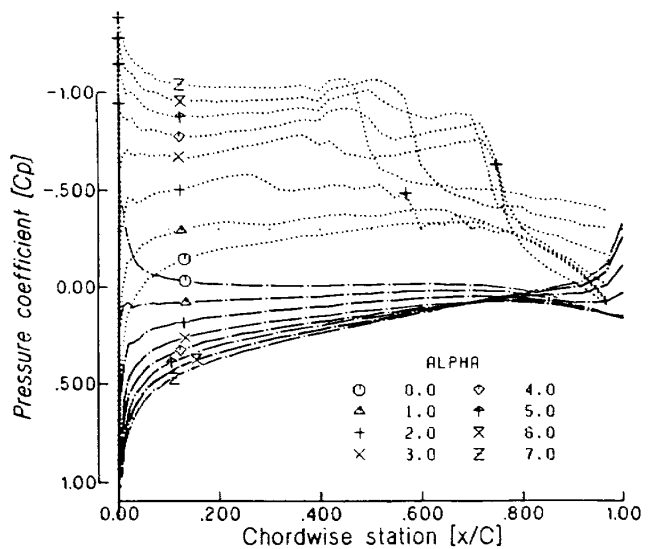


図 4.10 c $M=0.85$ での C_p 分布図
 NACA 16-204 風試, $\alpha=0^\circ \sim 7^\circ$

生を示している。このことは、風試では $\alpha=0.73^\circ$ で薄翼のため乱流遷移点が前縁より後ろになっていると考えられるのに対し、数値シミュレーションでは前縁から発達した乱流であるとしており、この結果境界層の発達が早く大きいキャンバーの計算となっていることによると思われる。

図4.10に4%翼の C_p 分布の α スイープを風試データと共に、また図4.11に4%翼の $C_L-\alpha$ 特性、 C_D-C_L 特性、 $C_M-\alpha$ 特性を風試データとともに示す。

図4.10cの風試 C_p 分布の α スイープを見ると、 $\alpha=1.60^\circ$ で $X_S=0.6$ に発生した衝撃波は $\alpha=2.42^\circ$ で $X_S=0.75$ まで移動し、その後 $\alpha=3.31^\circ$ 、 4.24° まではほぼその位置に留まり、 $\alpha=5.23^\circ$ で $X_S=0.6$ 、 $\alpha=6.21^\circ$ で $X_S=0.5$ まで前進している。この衝撃波の位置の変化に対応した揚力傾斜の変化が図4.11aに現れている。すなわち衝撃波の発生、位置の後退により揚力傾斜が大きくなり、衝撃波の位置の停止とともに若干小さくなり、位置の前進

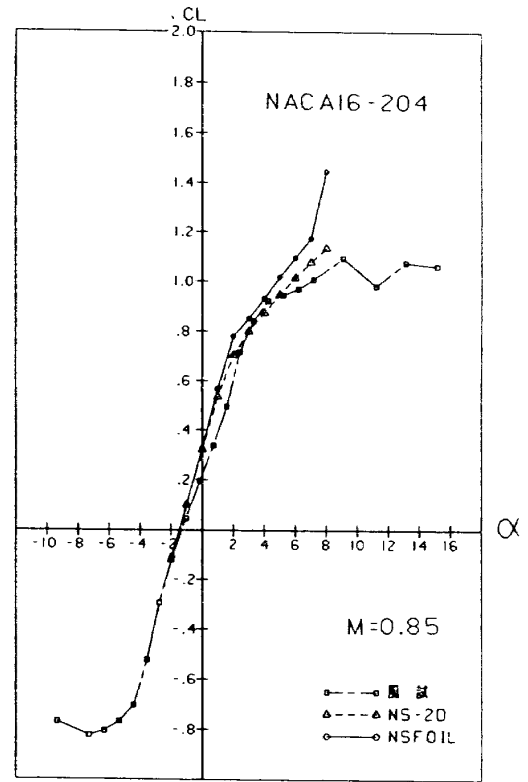


図4.11 a $M=0.85$ での $C_L-\alpha$ 特性
NACA 16-204 風試, NSFOIL, NS2D

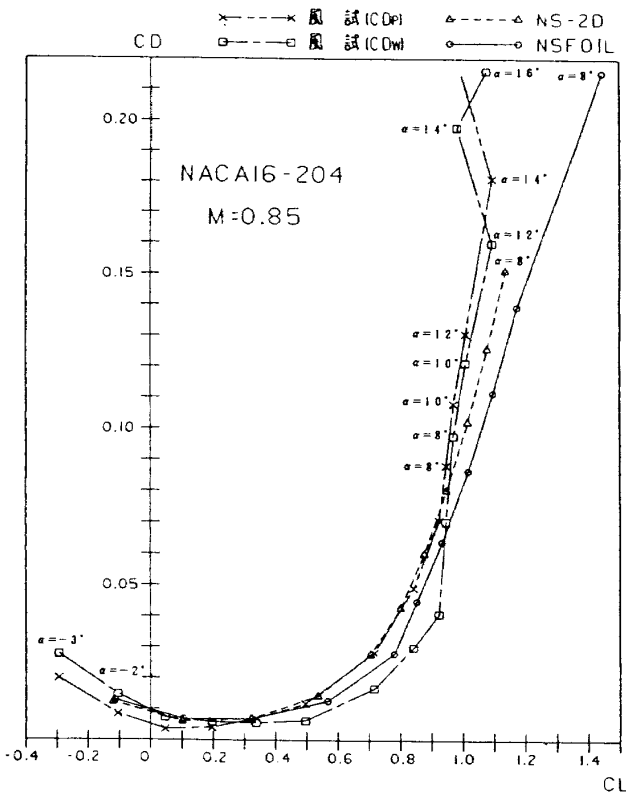


図4.11 b $M=0.85$ での C_D-C_L 特性
NACA 16-204
風試 ($\alpha=-3^\circ \sim 16^\circ$)
NSFOIL ($\alpha=-2^\circ \sim 8^\circ$)
NS2D ($\alpha=-2^\circ \sim 8^\circ$)

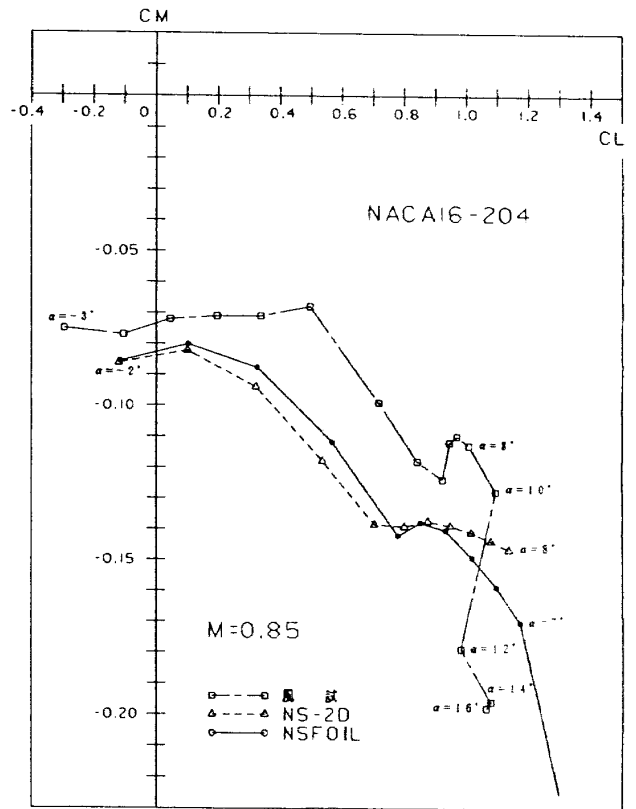


図4.11 c $M=0.85$ での C_M-C_L 特性
NACA 16-204
風試 ($\alpha=-3^\circ \sim 16^\circ$)
NSFOIL ($\alpha=-2^\circ \sim 7^\circ$)
NS2D ($\alpha=-2^\circ \sim 8^\circ$)

とともにさらに小さな揚力傾斜となっている。

これに対して数値シミュレーションでは、風試に比べ小さい迎角 ($\alpha=0^\circ$) で衝撃波が発生し、その発生位置も $X_S=0.77$ (NSFOIL), 0.8 (NS2D) と風試に比べて後縁側に移動している。この後両コードとも $\alpha=2^\circ$, $X_S=0.85$ まで少しずつ後退した後 $\alpha=3^\circ$ で前進に転じる。前進に転じた後 NSFOIL では $\alpha=4^\circ$ から $\alpha=7^\circ$ まで $X_S=0.8$ の位置に留まり、 $\alpha=8^\circ$ で一挙に後縁まで移動するが、NS2D では $\alpha=8^\circ$, $X_S=0.7$ まで少しずつ前進し続けている ($\alpha=8^\circ$ での NSFOIL との相違については 3.4 参照)。この結果は $M=0.8$ の場合と同様に、衝撃波の発生→後退→前進という風試に見られる流れ場の変化を捉えている。 $M=0.8$ で指摘した風試データとの全体的傾向としての相違点 - C_p ピーク値、衝撃波の位置 - が $M=0.85$ ではより強くなっている。

数値シミュレーションでは、 $\alpha=2^\circ$ まで衝撃波の後退に対応する揚力傾斜を示した後、 $\alpha=3^\circ$ で衝撃波が前進することに対応して揚力傾斜が低下している。この後 NSFOIL では衝撃波の停滞による揚力傾斜の若干の増加を示した後、 $\alpha=8^\circ$ で大きな揚力増を与えている。一方 NS2D では衝撃波が $\alpha=8^\circ$ まで前進し続け、揚力傾斜も漸減傾向を示している。衝撃波の発生、後退に対応する揚力傾斜の値は NS2D よりも NSFOIL の方が風試と良く一致している。

C_D は低迎角では風試と良い一致を示すが、高迎角になると $M=0.8$ の場合とは異なり数値シミュレーションの方が風試よりも大きい値を与えている。但し NS2D より NSFOIL の方が小さい C_D を与えているのは $M=0.8$ の場合と同じである。

C_M-C_L 特性は $M=0.8$ の場合と同じく数値シミュレーションの方が後縁にロードの加わった C_p 分布を示すため、大きな頭下げモーメントを与え風試とは定性的一致に留まっている。

4.5 M_{DD} 特性

図4.12に設計 $C_L=0.2$ (一定) で算出した M_{DD} 特性を示す。どちらの翼型も風試データの方が高い M_{DD} を示し、定量的には一致しないが翼型によ

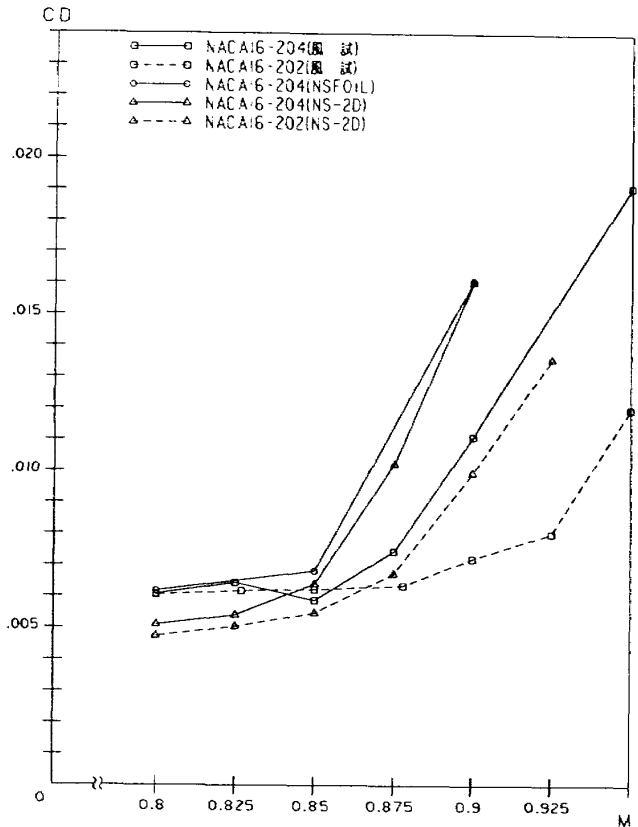


図4.12 $C_L=0.2$ での M_{DD} 特性

る M_{DD} 値の相違は風試データと同じ傾向を示している。

以上数値シミュレーション結果と風試結果との比較を述べてきたが、風洞試験での抵抗測定は、強い衝撃波が発生する流れ或いは高迎角の流れでは後流トラバース範囲の制約のため、必ずしも十分な測定値とはなっていない³⁾。このためそのような流れ場を含む評価・比較には困難な面があり、正確な比較の議論をするには不十分さが残っている。またこのような場合にどの程度流れの2次元性が保たれているかの議論も必要とされるので、さらに詳細な比較検討のためには2次元風洞を模擬する3次元数値シミュレーションが必要である。

5. まとめ

ATP用高性能薄翼翼型研究開発方法の確立を目的とした研究の一環として、そのツールとなる2次元ナビエ・ストークス・コードの薄翼解析に対する妥当性・適用範囲の検証を行った。

検証は、従来プロペラの代表的翼型である4%翼型のNACA 16-204翼型および2%翼型のNACA

16-202の空力特性を二種類の2次元ナビエ・ストークス・コードNSFOILおよびNS2Dで解析し、風洞試験の結果と比較することによって行った。

その結果、我が国において経験のなかった薄翼翼型に対する数値シミュレーションによる解析可能性を示すとともに、その妥当性・適用範囲について検討を行い、数値シミュレーションにより十分薄翼翼型の空力特性の評価が行えること、すなわち薄翼翼型の研究・開発の分野においても数値シミュレーションが有効なツールであることが確認された。

またNSFOILとNS2Dの与える空力特性には以下の傾向が見られた。

- 1) 衝撃波の発生しない流れでは、
 - C_L - α 特性、 C_M - C_L 特性は良い一致を示す。
 - C_D 値はNSFOILの方が大きい値を示す。この傾向は低迎角で強く、高迎角になると差は小さくなる。
- 2) 衝撃波の発生する流れでは、
 - NSFOILの方が高い揚力傾斜を示す。
 - NS2Dの方が強い頭下げ傾向を示す。
 - 強い衝撃波の発生する流れ（高迎角）ではNSFOILの方が低い C_D 値を与える。

また、数値シミュレーションと風試の比較では、

- 1) 前縁 C_p ピークが十分に捉えられていない。
- 2) 衝撃波の位置および位置変化とその強さに相違がある。

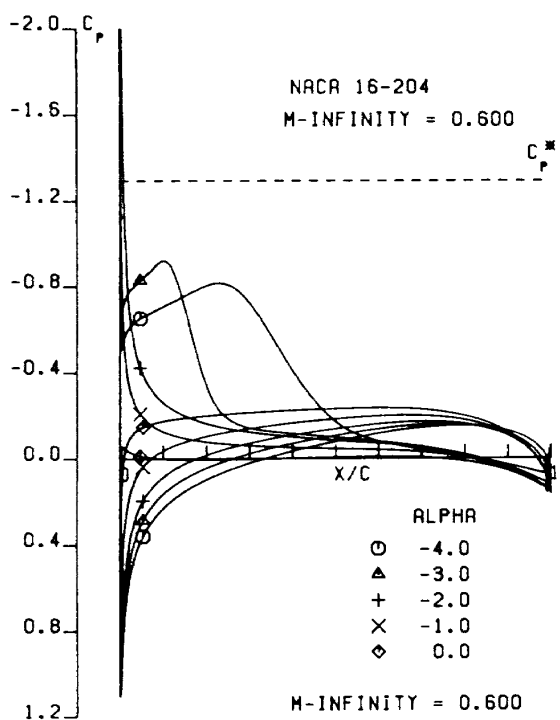
ことが指摘できた。

また衝撃波が下流域に及んだ場合の精度等を含め計算精度および適用範囲の向上、計算時間の短縮等数値シミュレーションコードの改良点も示すことができた。

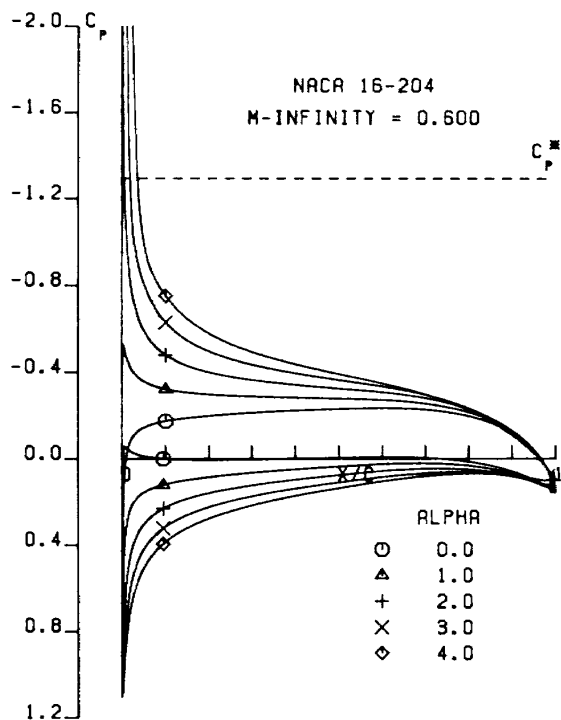
最後に、本研究はATPブレードに関する官民特定共同研究（昭和61年度～63年度）の一環として行われたものであり、検証対象とした風試も共同研究の一環として行われたものである。

参 考 文 献

- 1) 河合伸坦, 廣瀬直喜: 高レイノルズ数遷音速流翼型解析プログラムNSFOILの開発, 航技研報告 NAL TR-816 (1984).
- 2) Nakahashi, K., Nozaki, O., Kikuchi, K., & Tamura, A.: Navier-stokes Computations of Two and Three-Dimensional Cascade Flow Fields, AIAA Paper 87-1315 (1987).
- 3) 佐藤 衛, 神田 宏他: ATPブレードの研究 (I)-薄翼の遷音速二次元風洞試験, 航技研報告 刊行予定
- 4) Baldwin, B. & Lomax, H.: Thin Layer Approximation and Algebraic Model for Separated Turbulent Flows, AIAA Paper 78-257 (1978).
- 5) Pulliam, T. H. & Steger, J. L.: Recent Improvements in Efficiency, Accuracy, and Convergence for Implicit Approximate Factorization Algorithms, AIAA Paper 85-0360 (1985).
- 6) H. W. Liepmann and A. Roshko: Elements of Gasdynamics (1956), John Wiley and Sons.

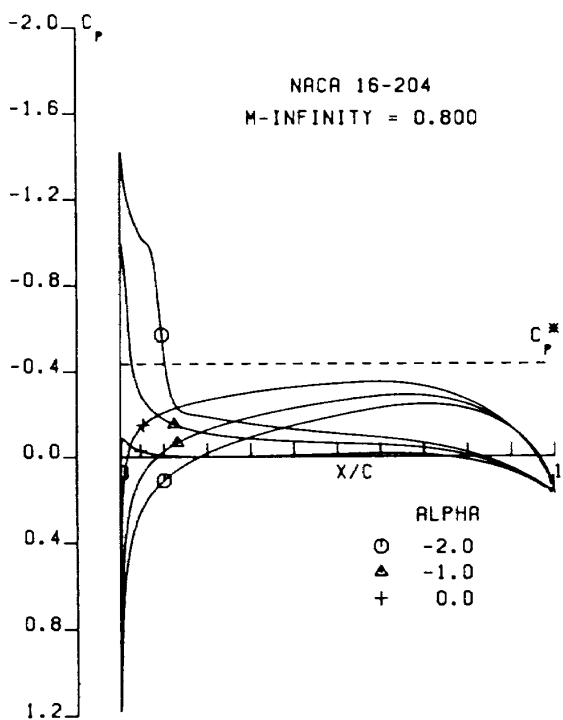


(1) $M=0.6, \alpha=-4^\circ \sim 0^\circ$

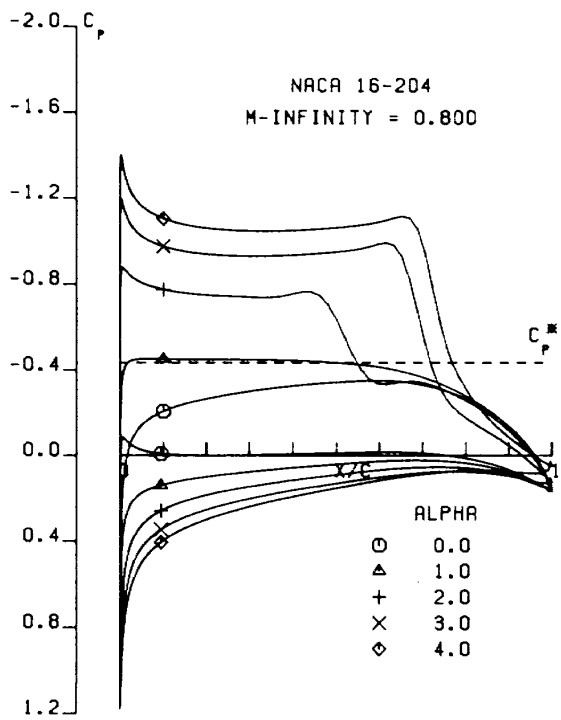


(2) $M=0.6, \alpha=0^\circ \sim 4^\circ$

付図 1-1 C_p 分布図 : NACA 16-204 NS2D

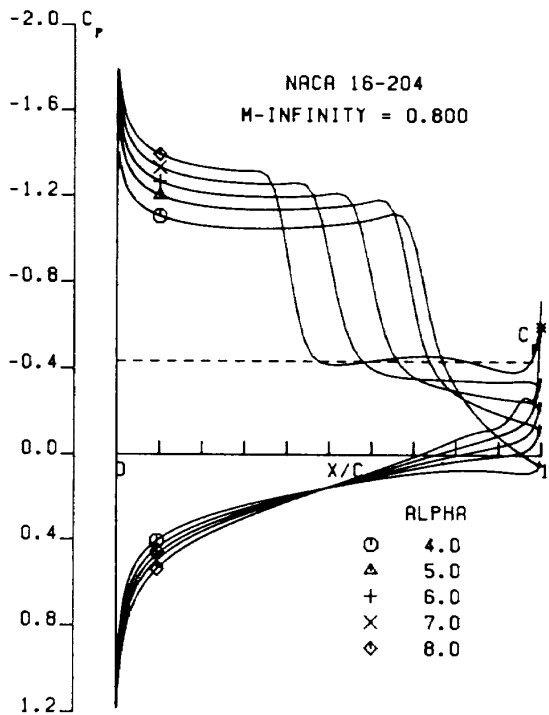


(1) $M=0.8, \alpha=-2^\circ \sim 0^\circ$



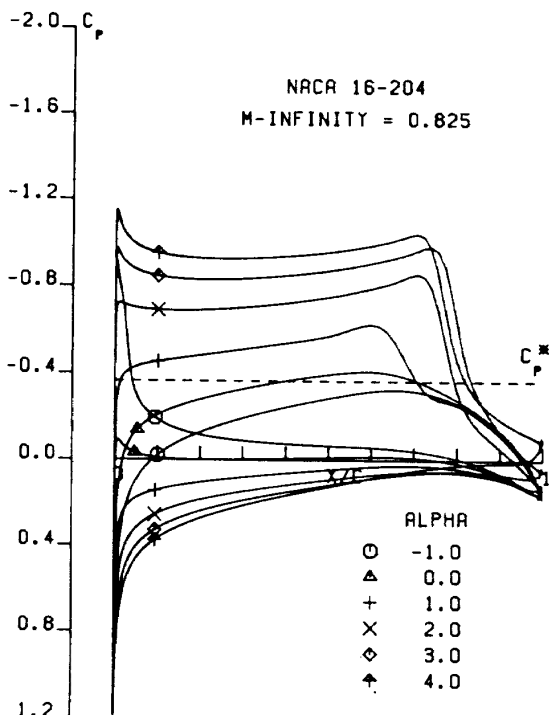
(2) $M=0.8, \alpha=0^\circ \sim 4^\circ$

付図 1-2 C_p 分布図 : NACA 16-204 NS2D

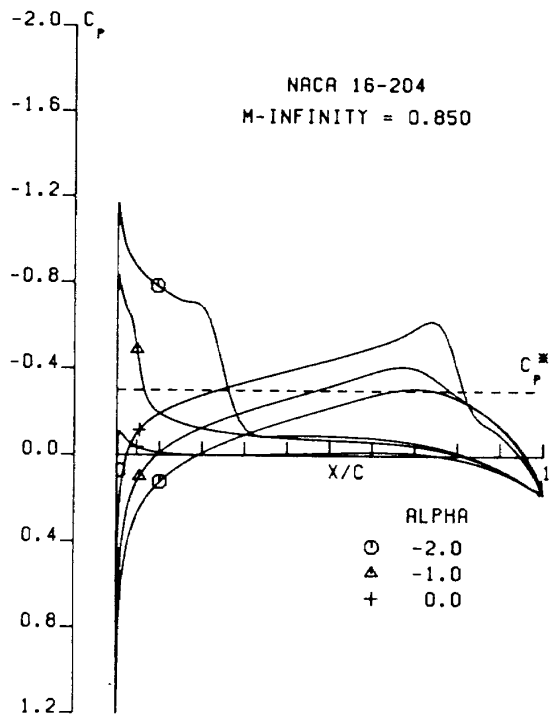


(3) $M=0.8, \alpha=4^\circ \sim 8^\circ$

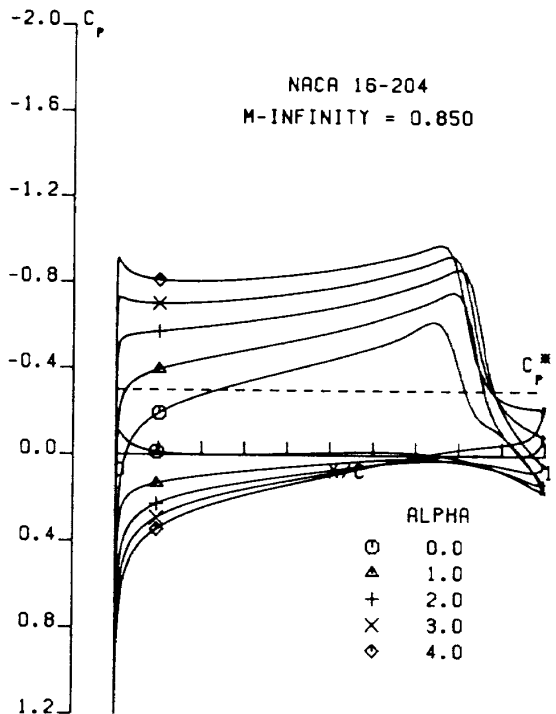
付図1-2 (つづき)



付図1-3 C_p 分布図 : NACA 16-204 NS2D
 $M=0.825, \alpha=-1^\circ \sim 4^\circ$

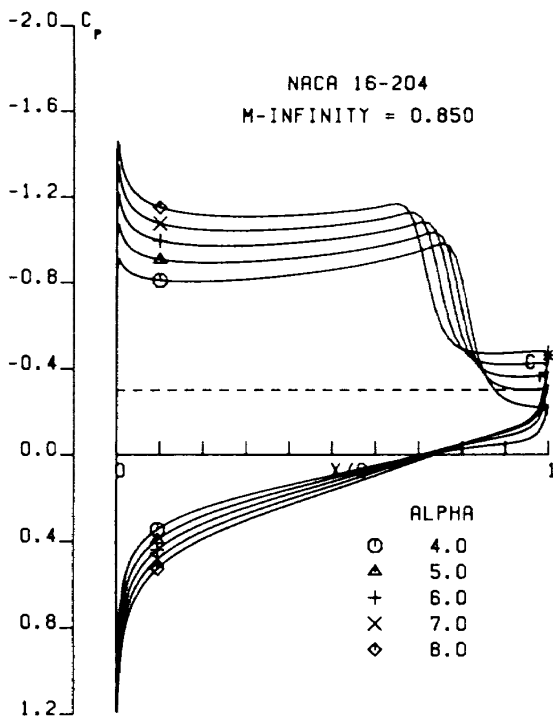


(1) $M=0.85, \alpha=-2^\circ \sim 0^\circ$



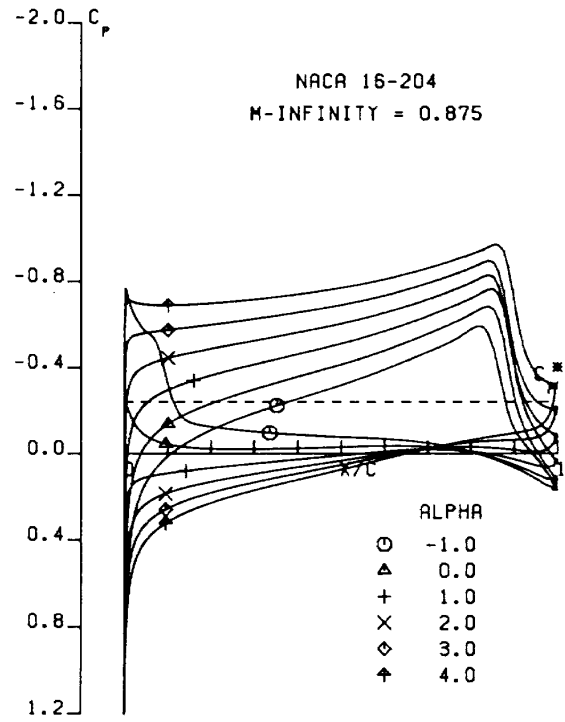
(2) $M=0.85, \alpha=0^\circ \sim 4^\circ$

付図1-4 C_p 分布図 : NACA 16-204 NS2D

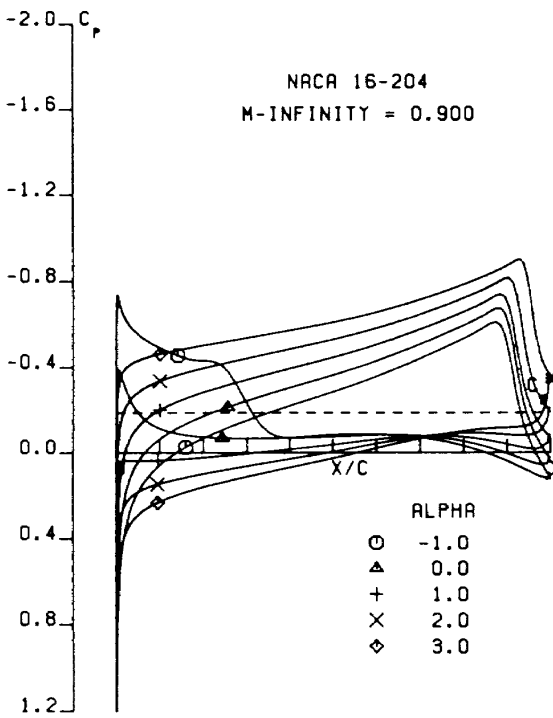


(3) $M=0.85, \alpha=4^\circ \sim 8^\circ$

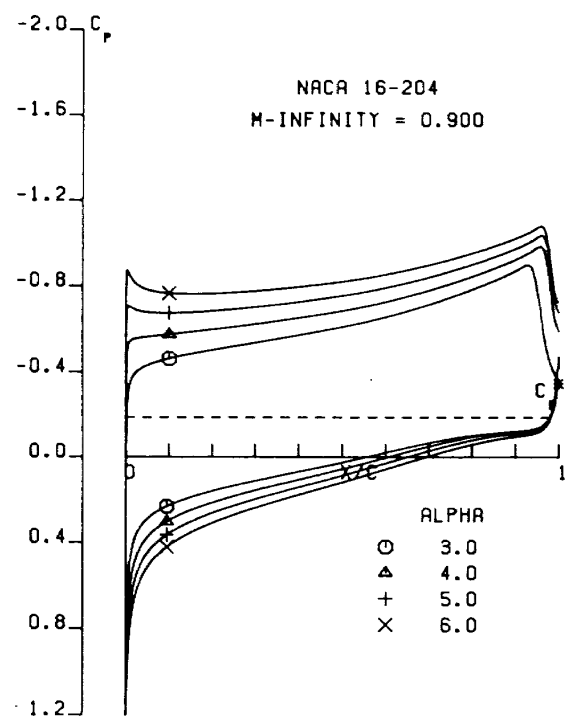
付図1-4 (つづき)



付図1-5 C_p 分布図 : NACA 16-204 NS2D
 $M=0.875, \alpha=-1^\circ \sim 4^\circ$

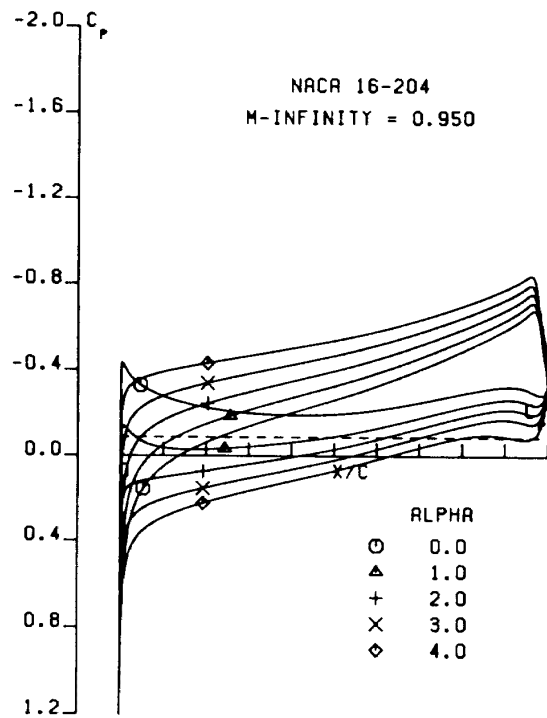


(1) $M=0.9, \alpha=-1^\circ \sim 3^\circ$

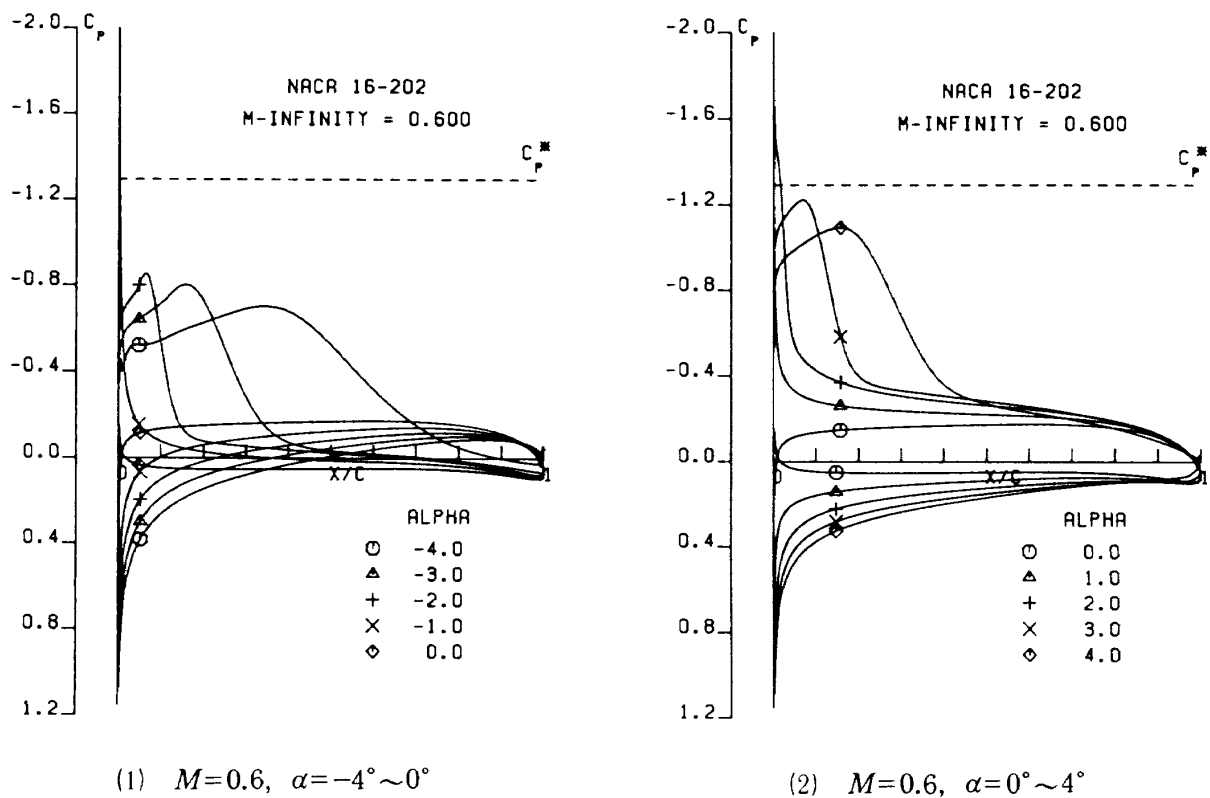


(2) $M=0.9, \alpha=3^\circ \sim 6^\circ$

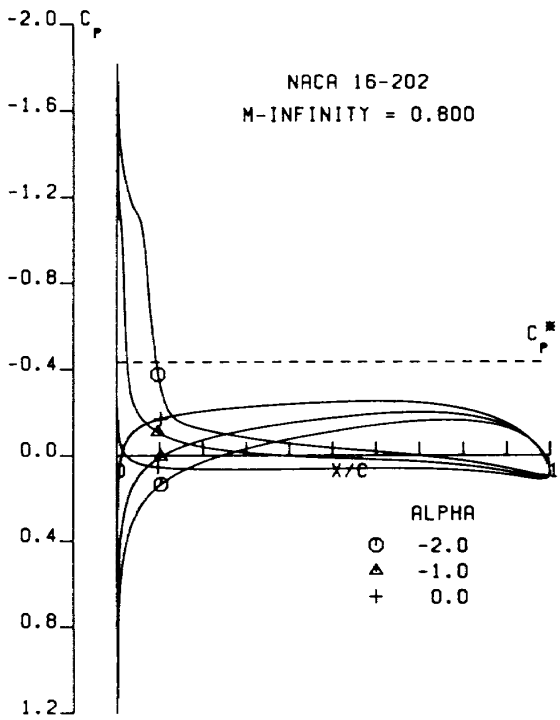
付図1-6 C_p 分布図 : NACA 16-204 NS2D



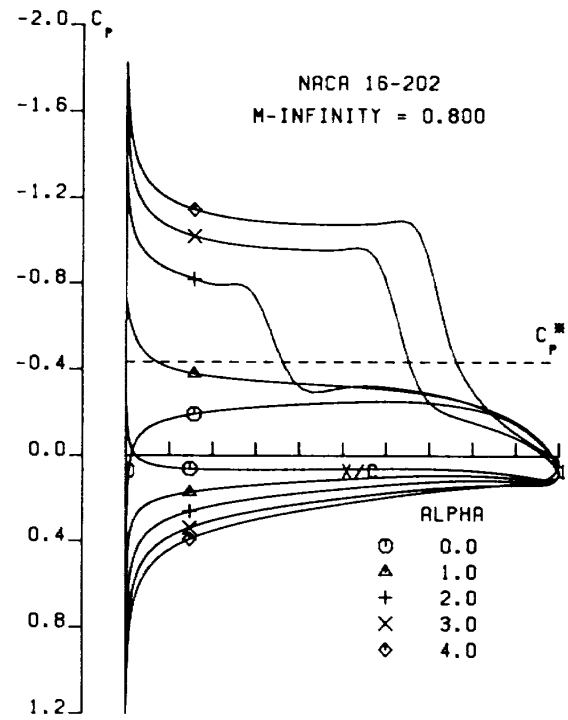
付図 1-7 C_p 分布図 : NACA 16-204 NS2D
 $M=0.95, \alpha=0^\circ \sim 4^\circ$



付図 2-1 C_p 分布図 : NACA 16-202 NS2D

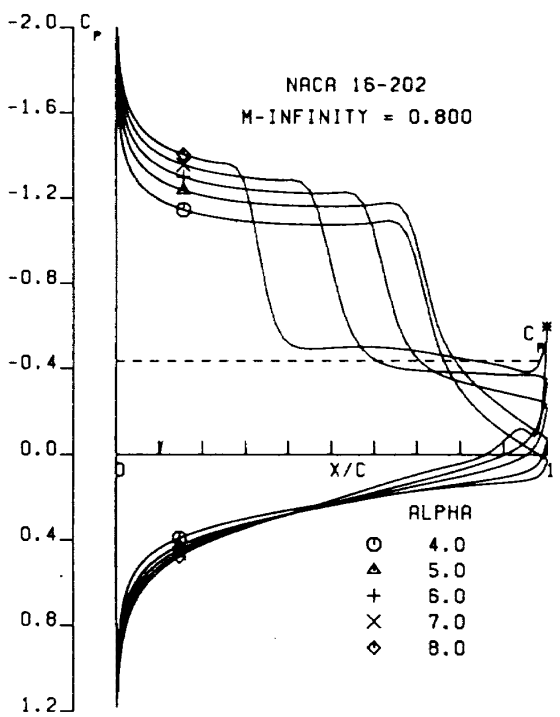


(1) $M=0.8, \alpha=-2^\circ \sim 0^\circ$



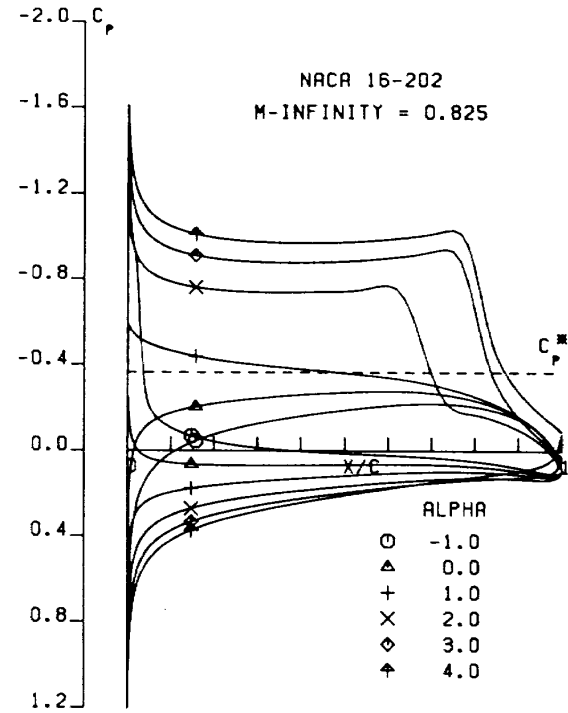
(2) $M=0.8, \alpha=0^\circ \sim 4^\circ$

付図 2-2 C_p 分布図 : NACA 16-202 NS2D

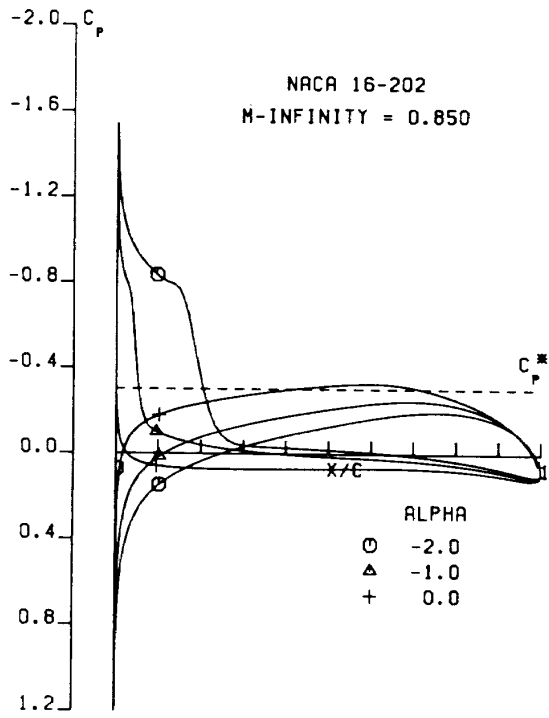


(3) $M=0.8, \alpha=4^\circ \sim 8^\circ$

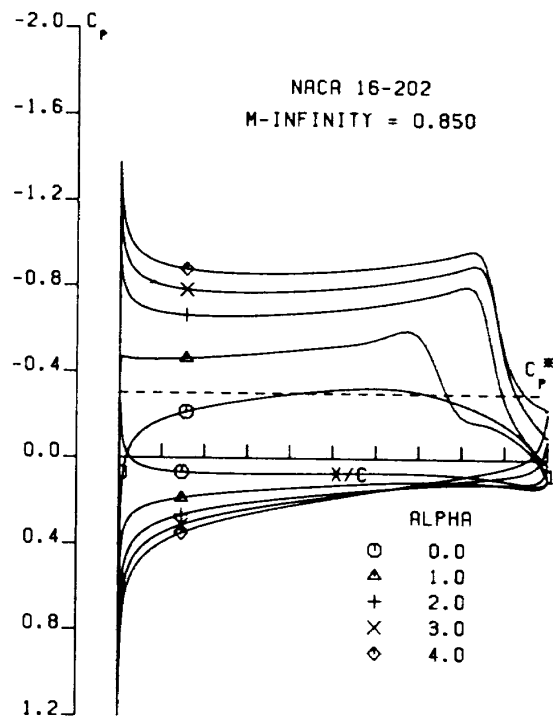
付図 2-2 (つづき)



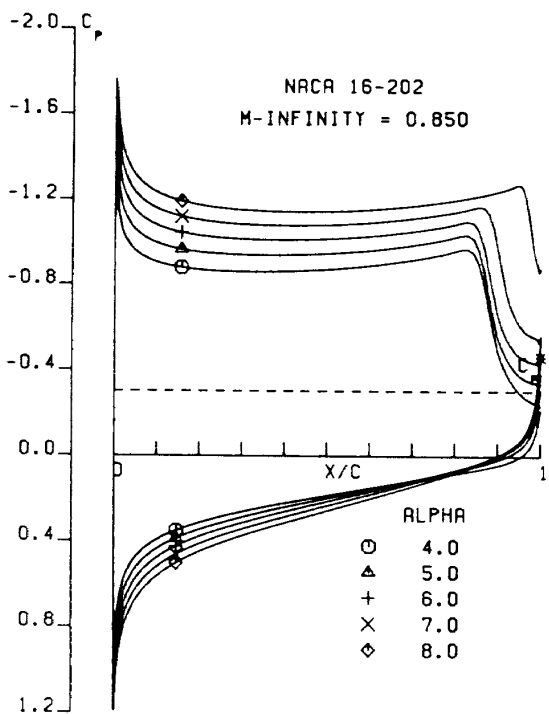
付図 2-3 C_p 分布図 : NACA 16-202 NS2D
 $M=0.825, \alpha=-1^\circ \sim 4^\circ$



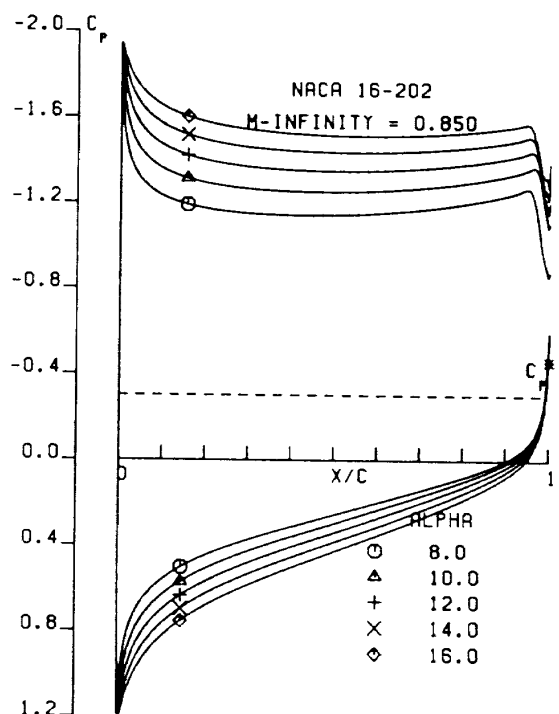
(1) $M=0.85, \alpha=-2^{\circ} \sim 0^{\circ}$



(2) $M=0.85, \alpha=0^{\circ} \sim 4^{\circ}$

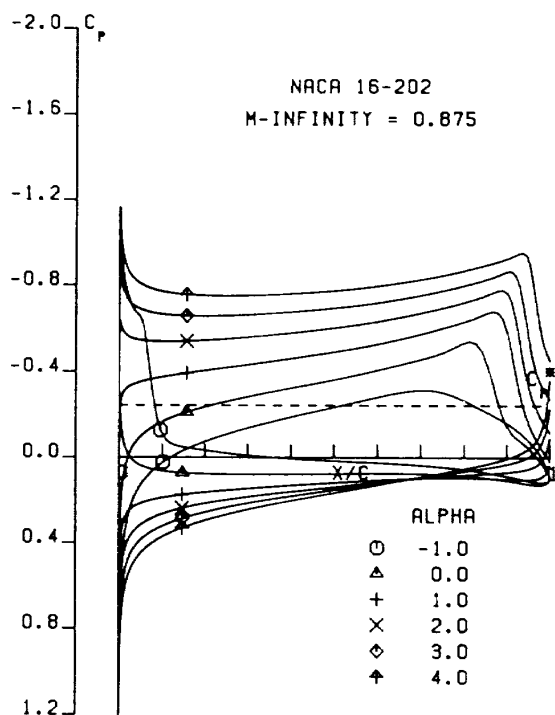


(3) $M=0.85, \alpha=4^{\circ} \sim 8^{\circ}$

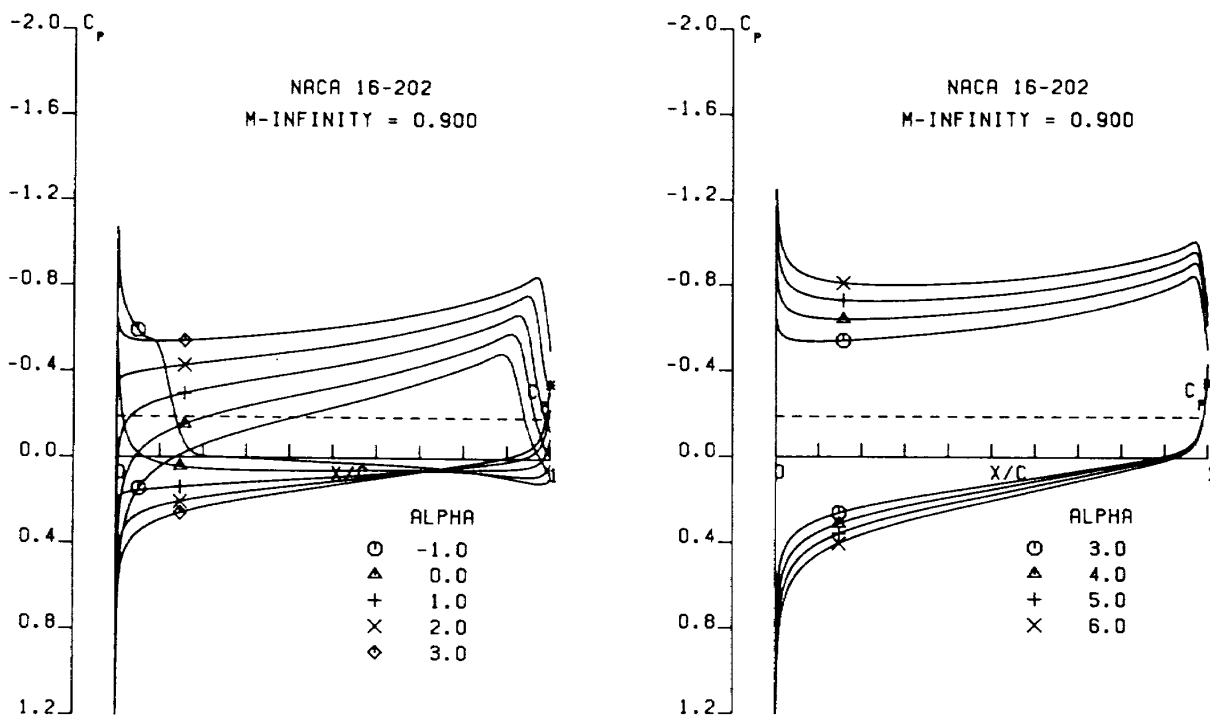


(4) $M=0.85, \alpha=8^{\circ} \sim 16^{\circ}$

付図 2-4 C_p 分布図 : NACA 16-202 NS2D



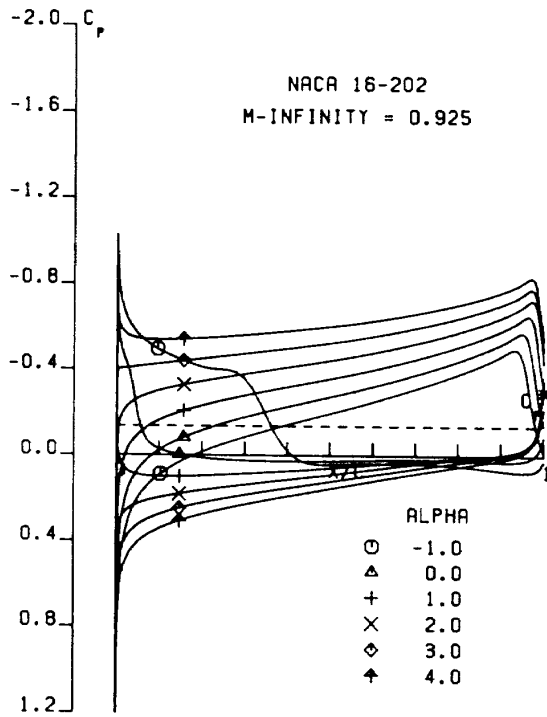
付図 2-5 C_p 分布図 : NACA 16-202 NS2D
 $M=0.875, \alpha=-1^\circ \sim 4^\circ$



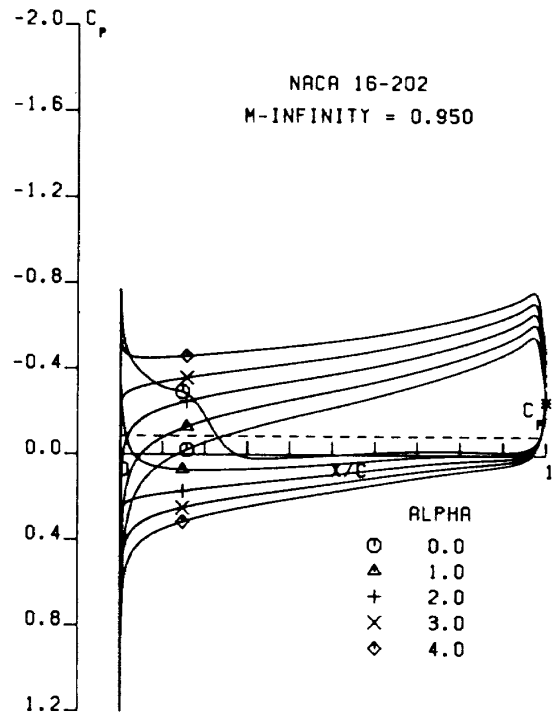
(1) $M=0.9, \alpha=-1^\circ \sim 3^\circ$

(2) $M=0.9, \alpha=3^\circ \sim 6^\circ$

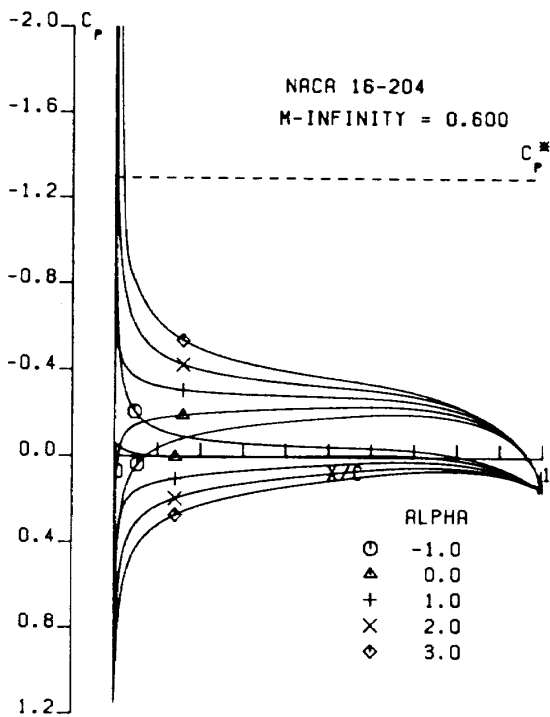
付図 2-6 C_p 分布図 : NACA 16-202 NS2D



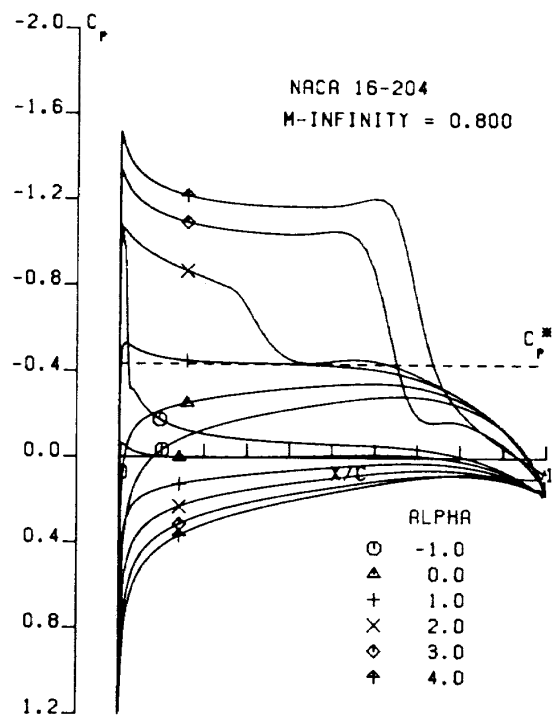
付図 2-7 C_p 分布図 : NACA 16-202 NS2D
 $M=0.925, \alpha=-1^\circ \sim 4^\circ$



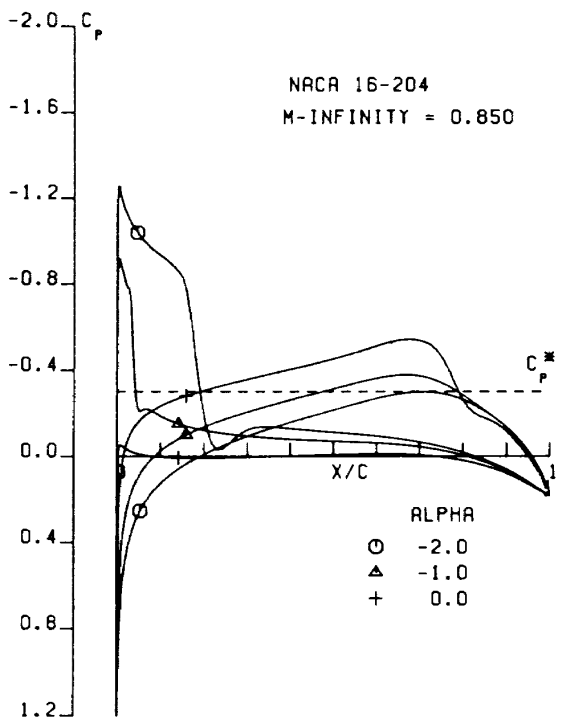
付図 2-8 C_p 分布図 : NACA 16-202 NS2D
 $M=0.95, \alpha=0^\circ \sim 4^\circ$



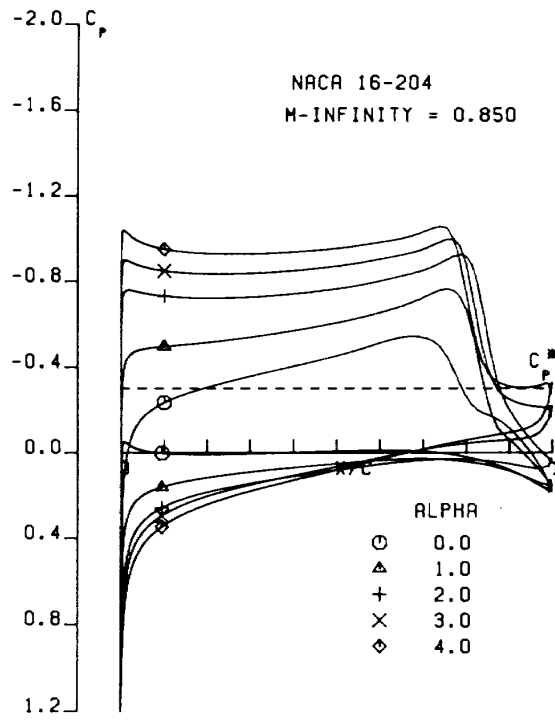
付図 3-1 C_p 分布図 : NACA 16-204 NSFOIL
 $M=0.6, \alpha=-1^\circ \sim 3^\circ$



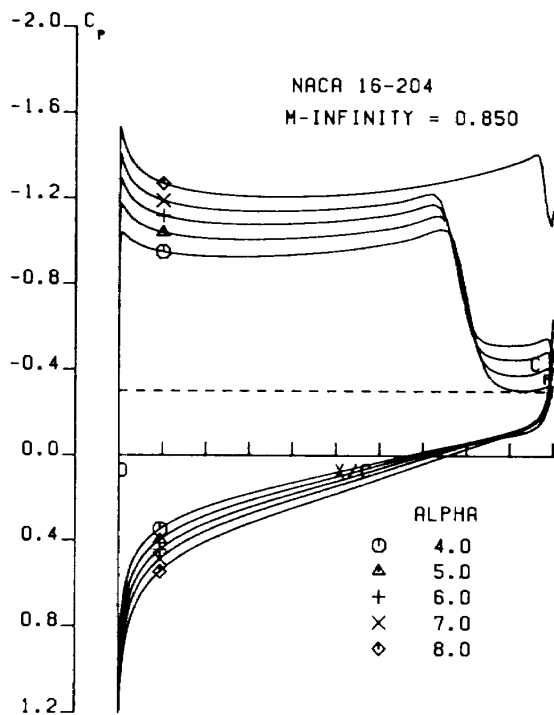
付図 3-2 C_p 分布図 : NACA 16-204 NSFOIL
 $M=0.8, \alpha=-1^\circ \sim 4^\circ$



(1) $M=0.85, \alpha=-2^\circ \sim 0^\circ$

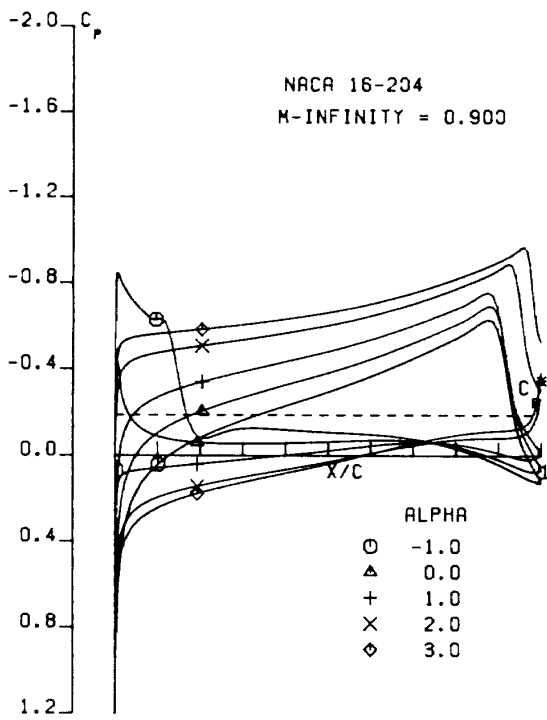


(2) $M=0.85, \alpha=0^\circ \sim 4^\circ$

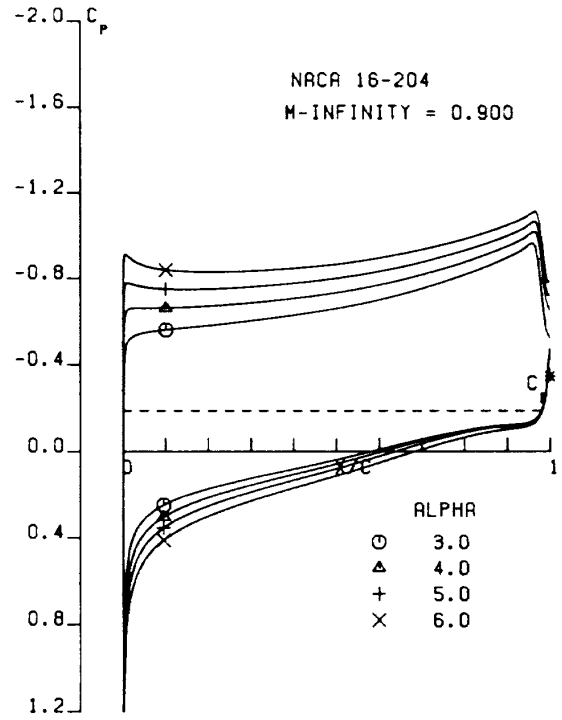


(3) $M=0.85, \alpha=4^\circ \sim 8^\circ$

付図3-3 C_p 分布図 : NACA 16-204 NSFOIL

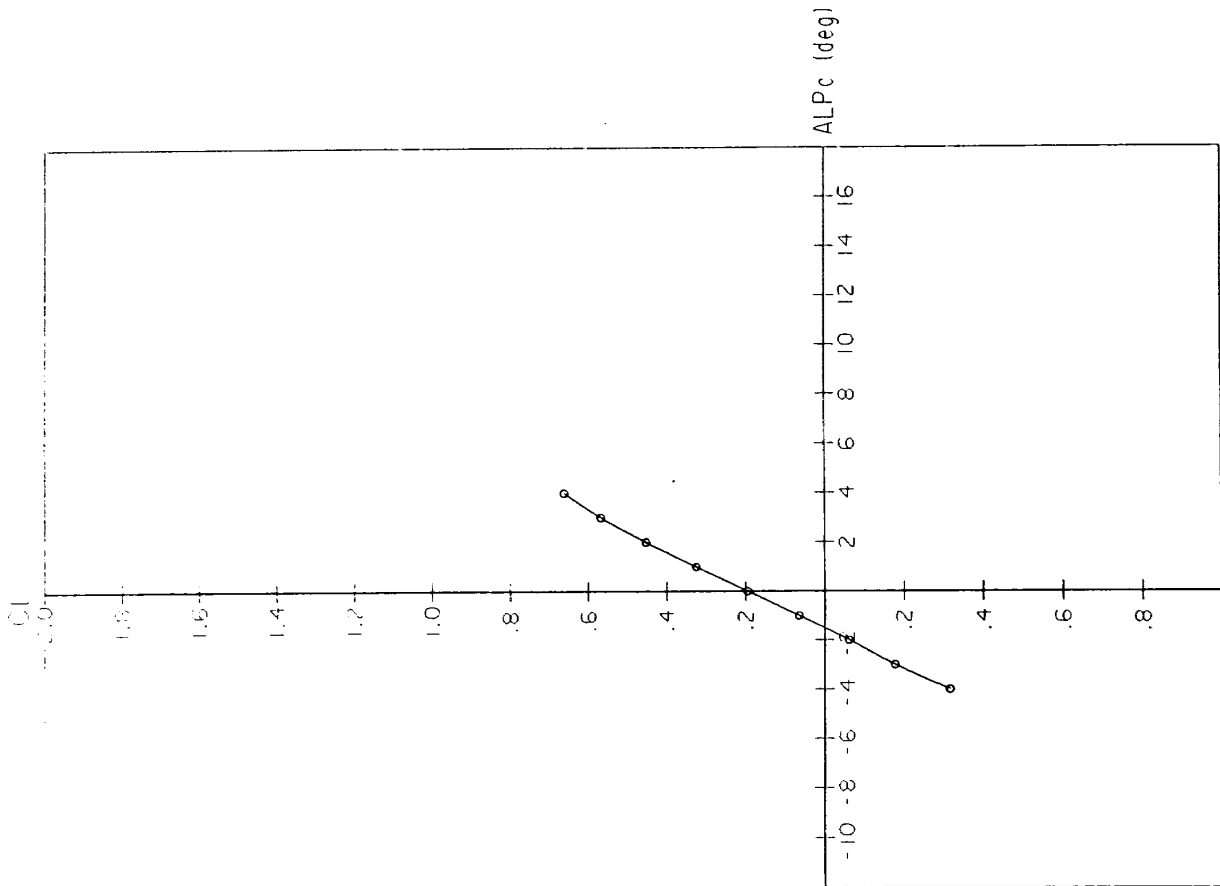


(1) $M=0.9, \alpha=-1^\circ \sim 3^\circ$

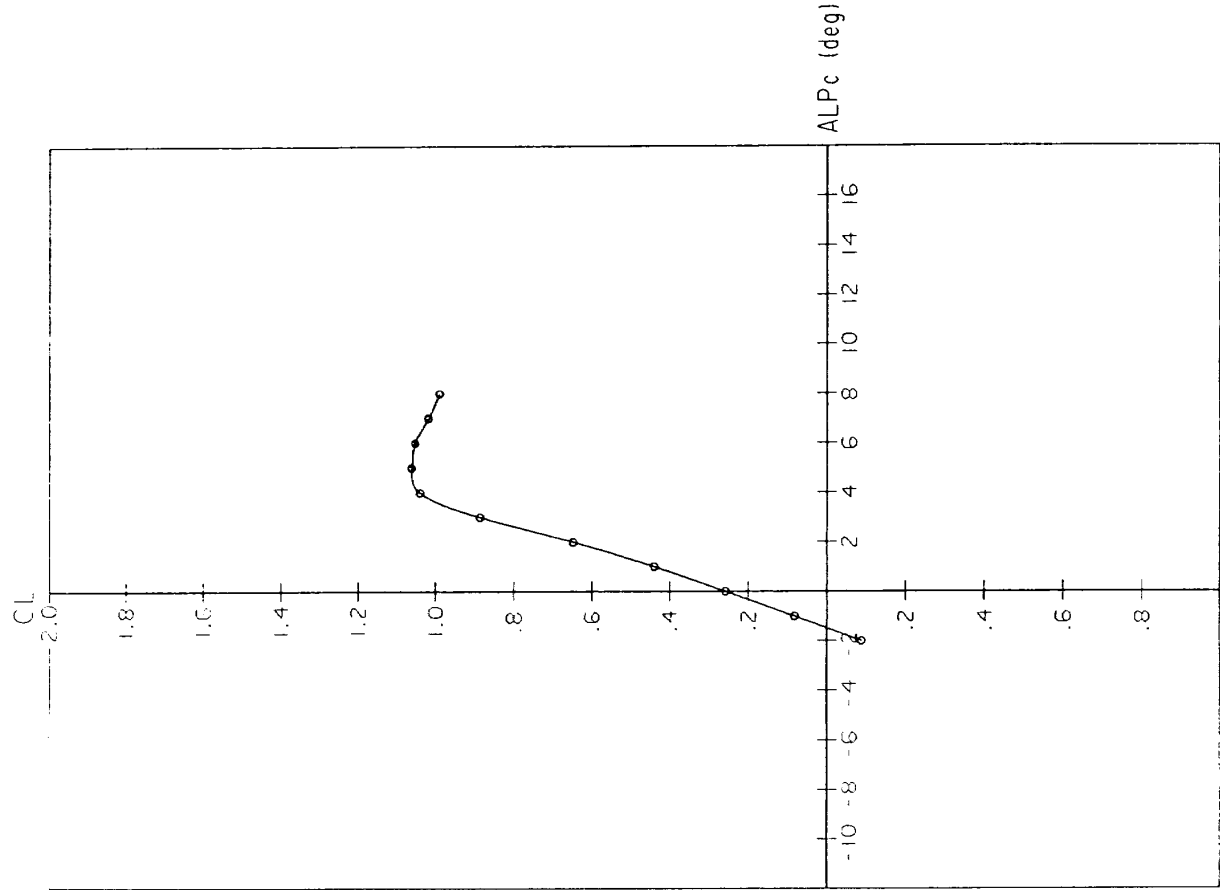


(2) $M=0.9, \alpha=3^\circ \sim 6^\circ$

付図3-4 C_p 分布図 : NACA 16-204 NSFOIL

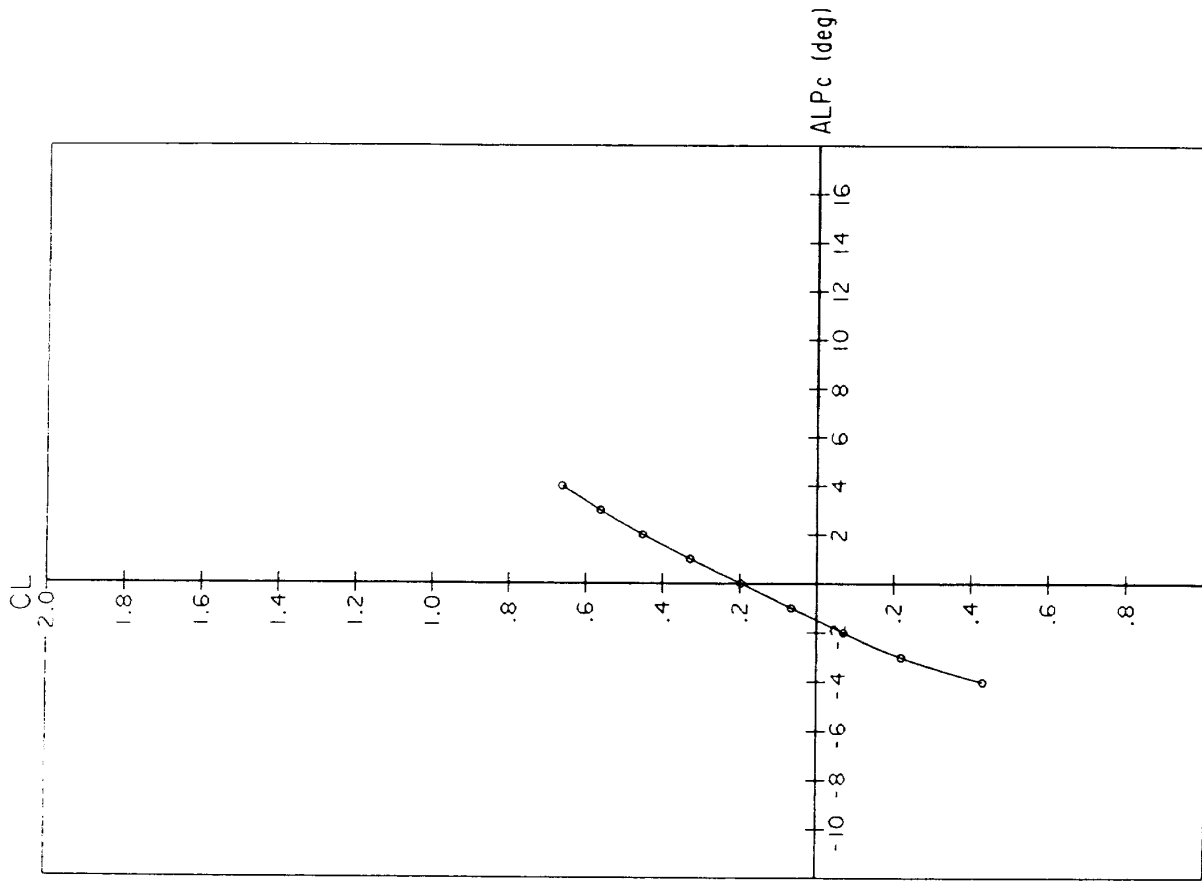


(1) $M=0.6$



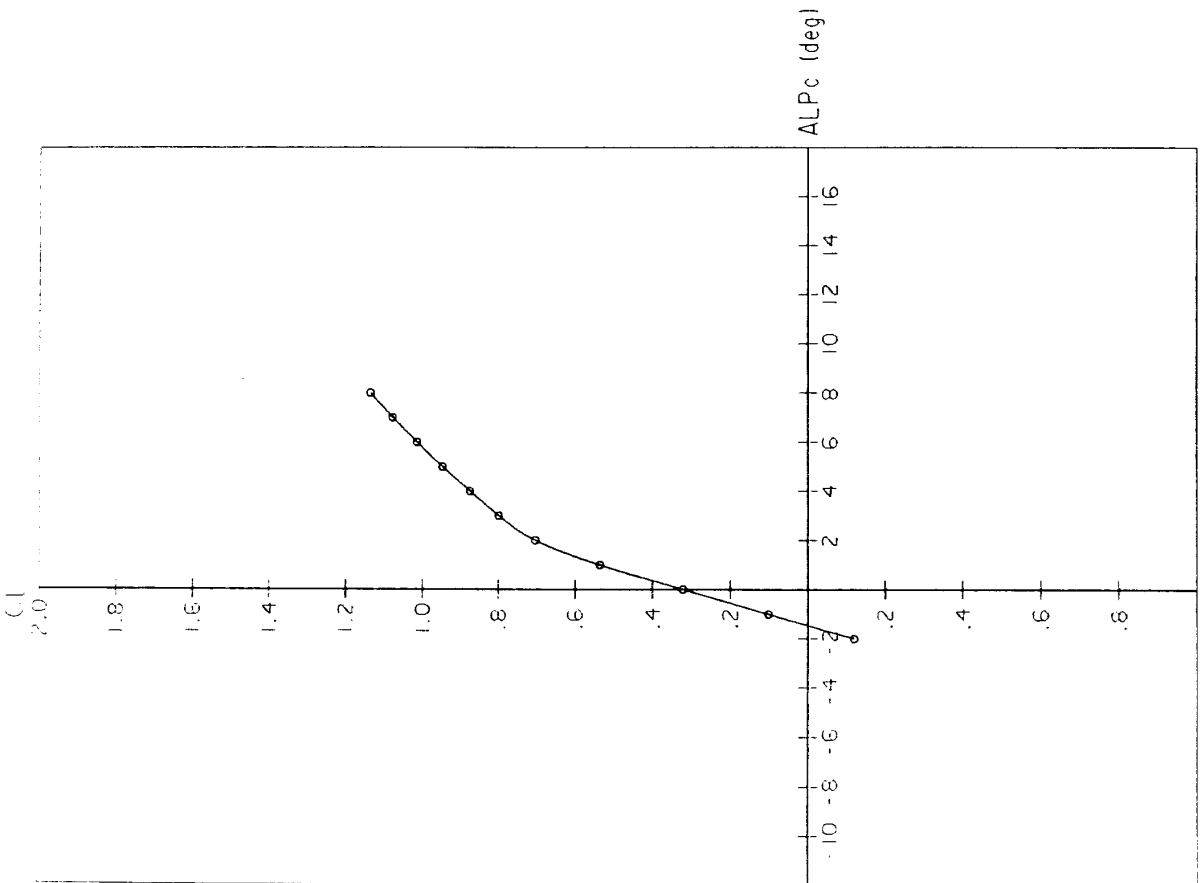
(2) $M=0.8$

付図4-1 $C_L-\alpha$ 特性 : NACA 16-204 NS2D



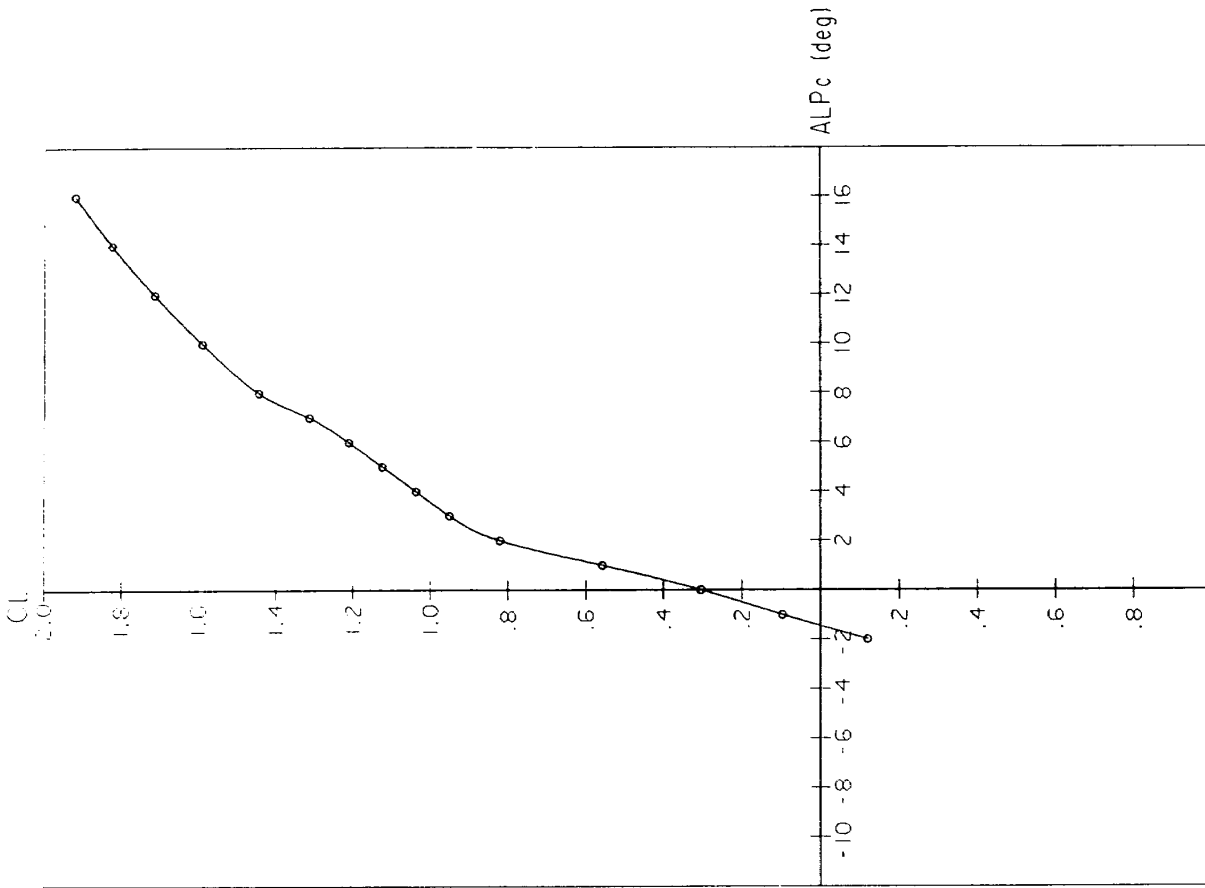
(1) $M=0.6$

付図4-2 $C_L-\alpha$ 特性: NACA 16-202 NS2D

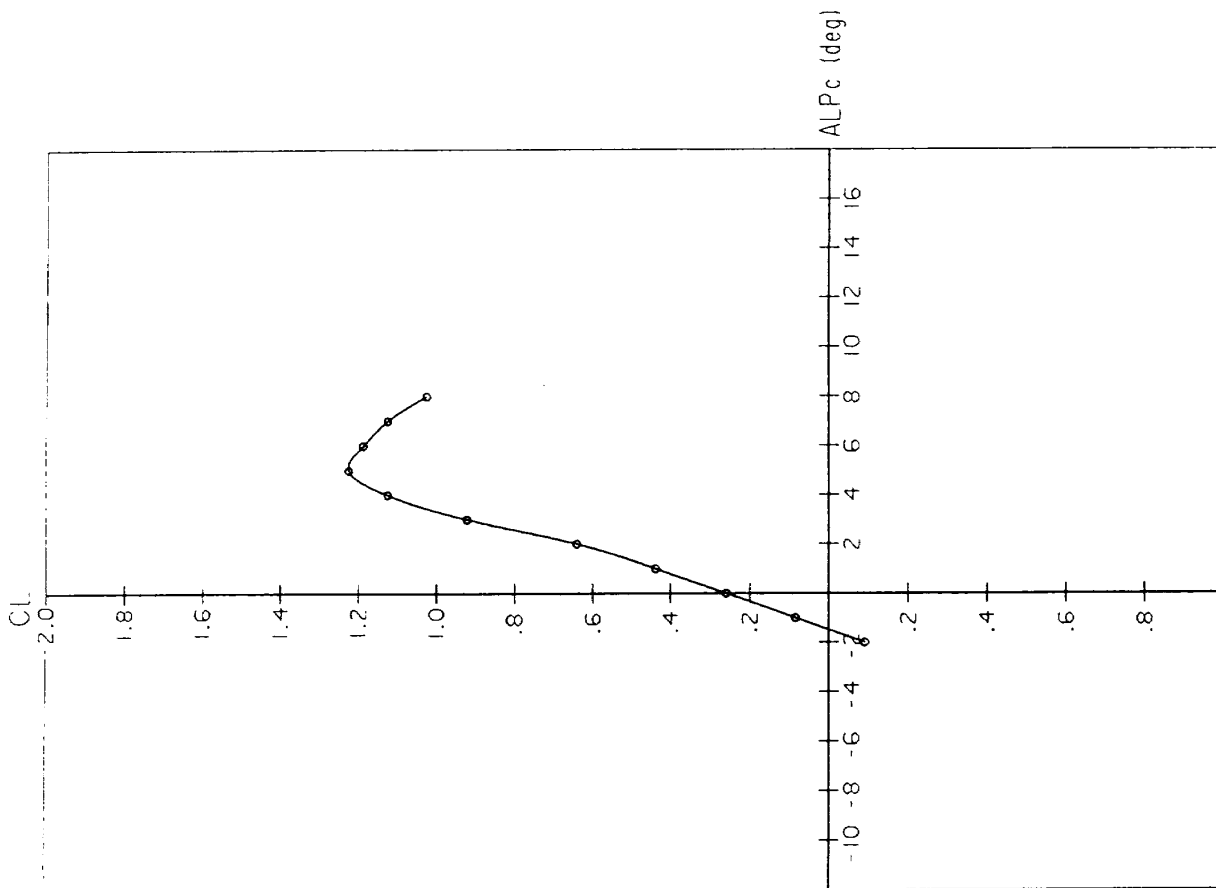


(2) $M=0.85$

付図4-1 (つづき)

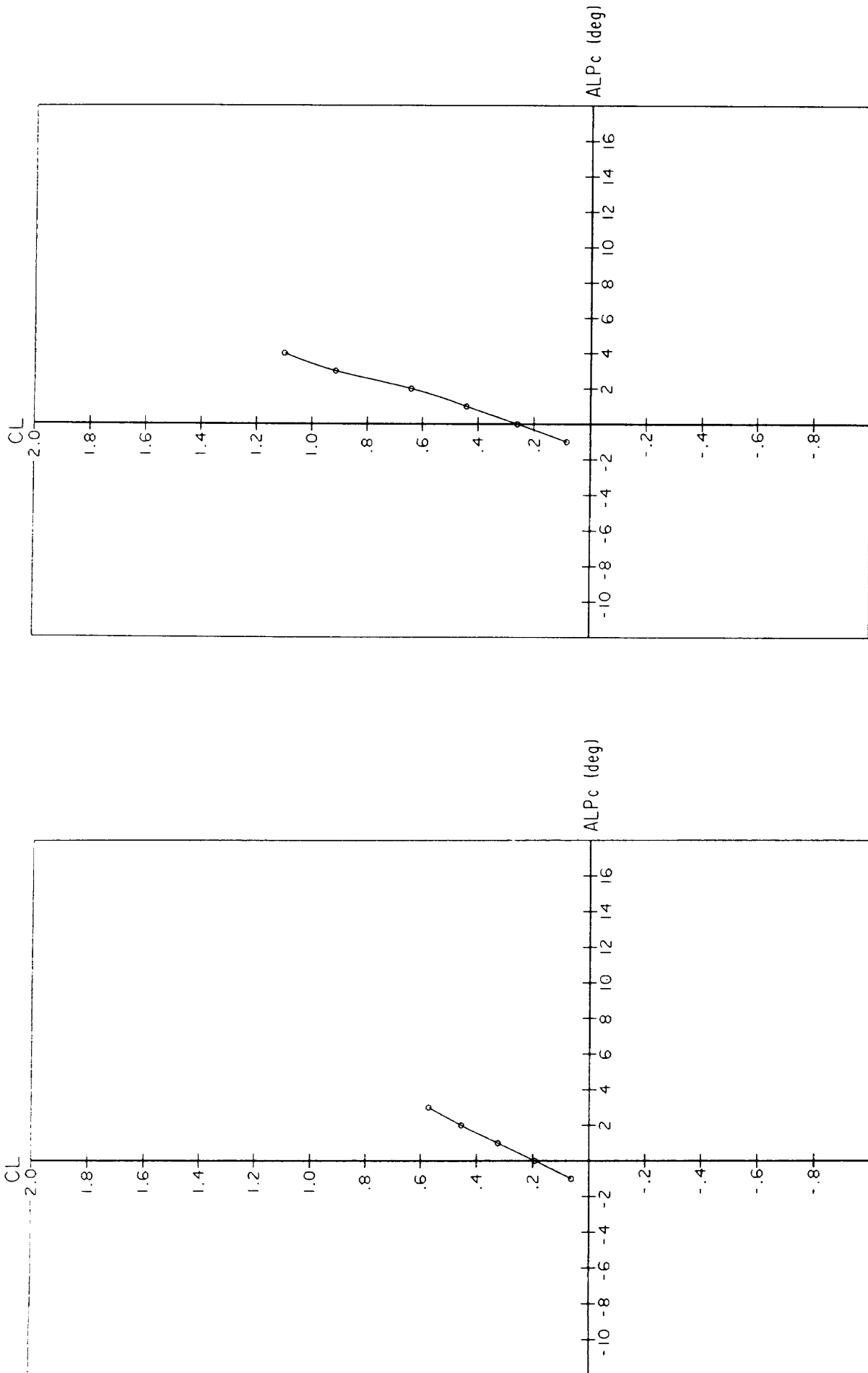


(3) $M=0.85$



(2) $M=0.8$

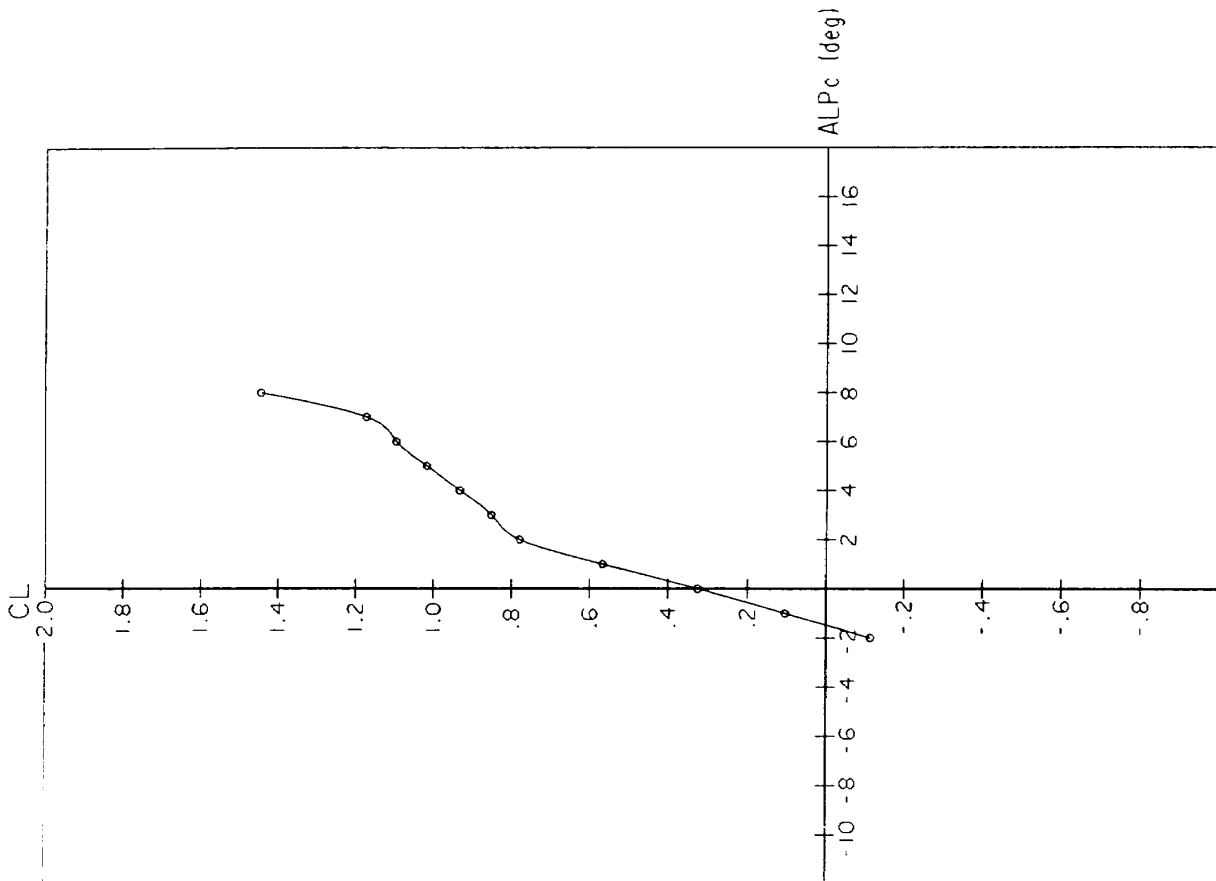
付図4-2 (つづき)



(1) M=0.6

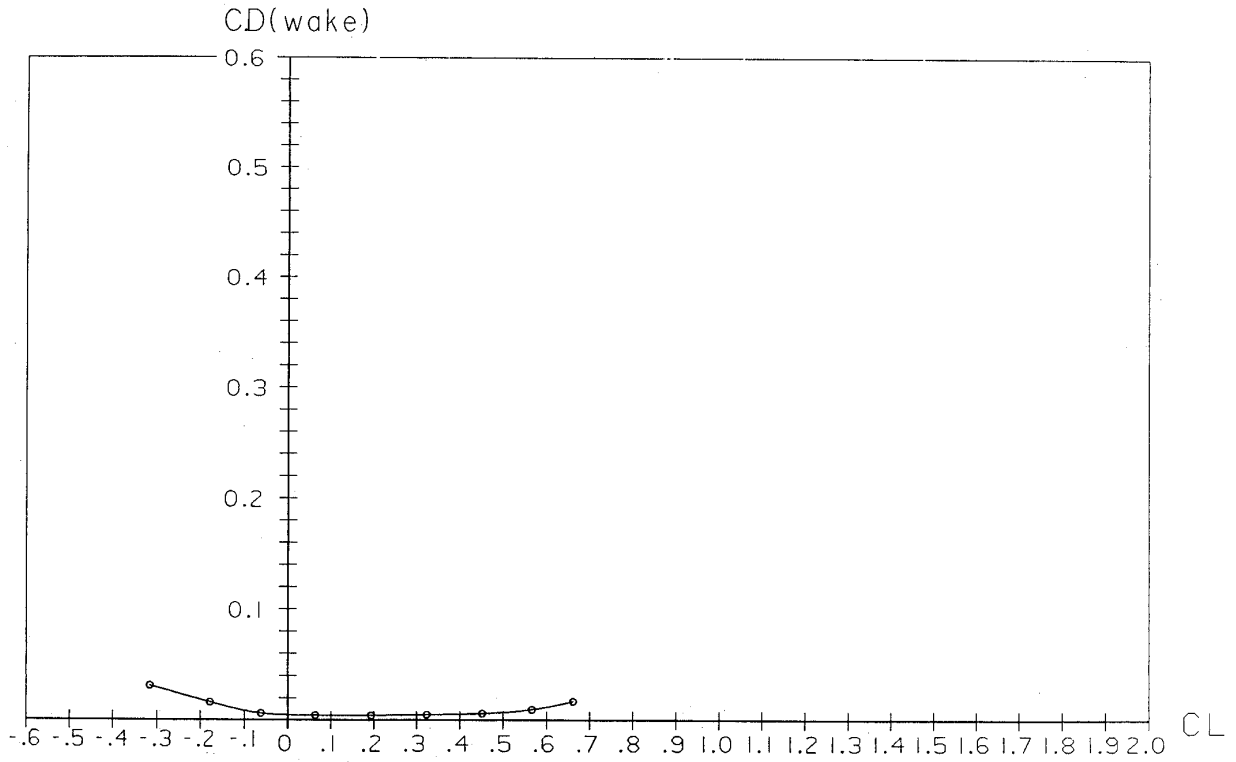
(2) M=0.8

付図4-3 $C_L - \alpha$ 特性: NACA 16-204 NSFOIL

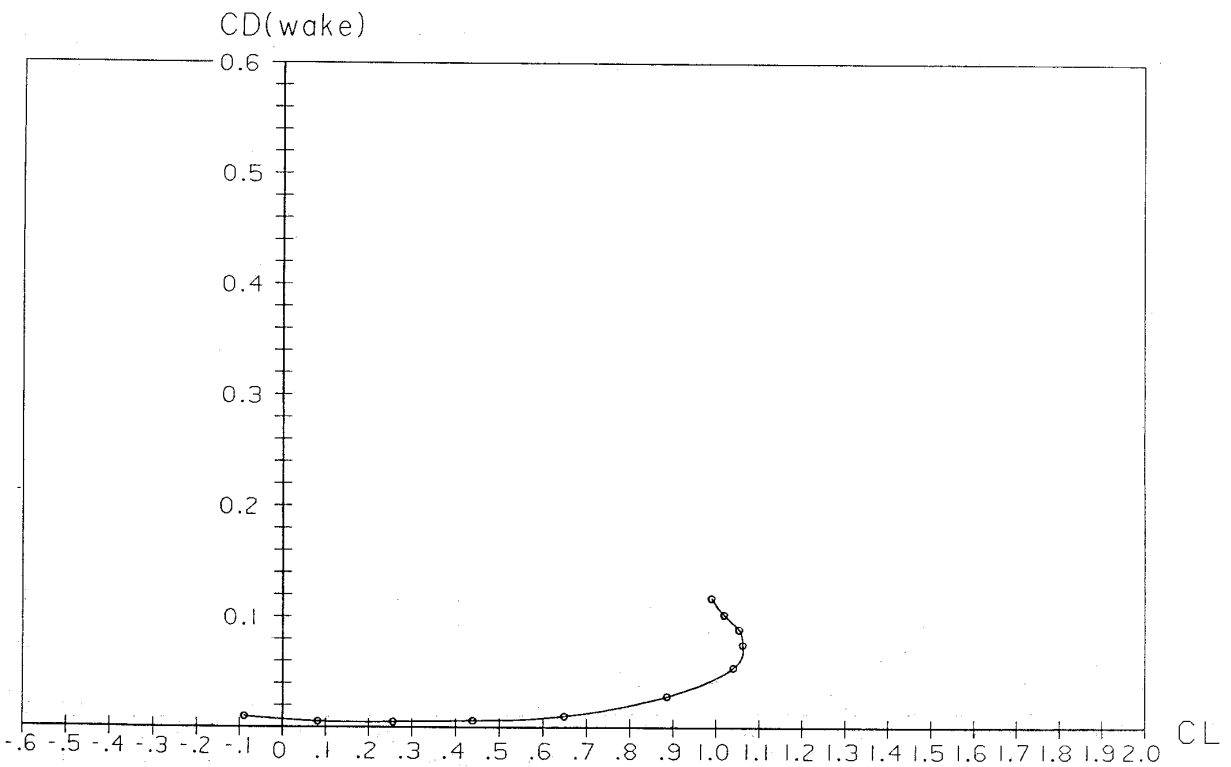


(3) $M=0.85$

付図4-3 (つづき)

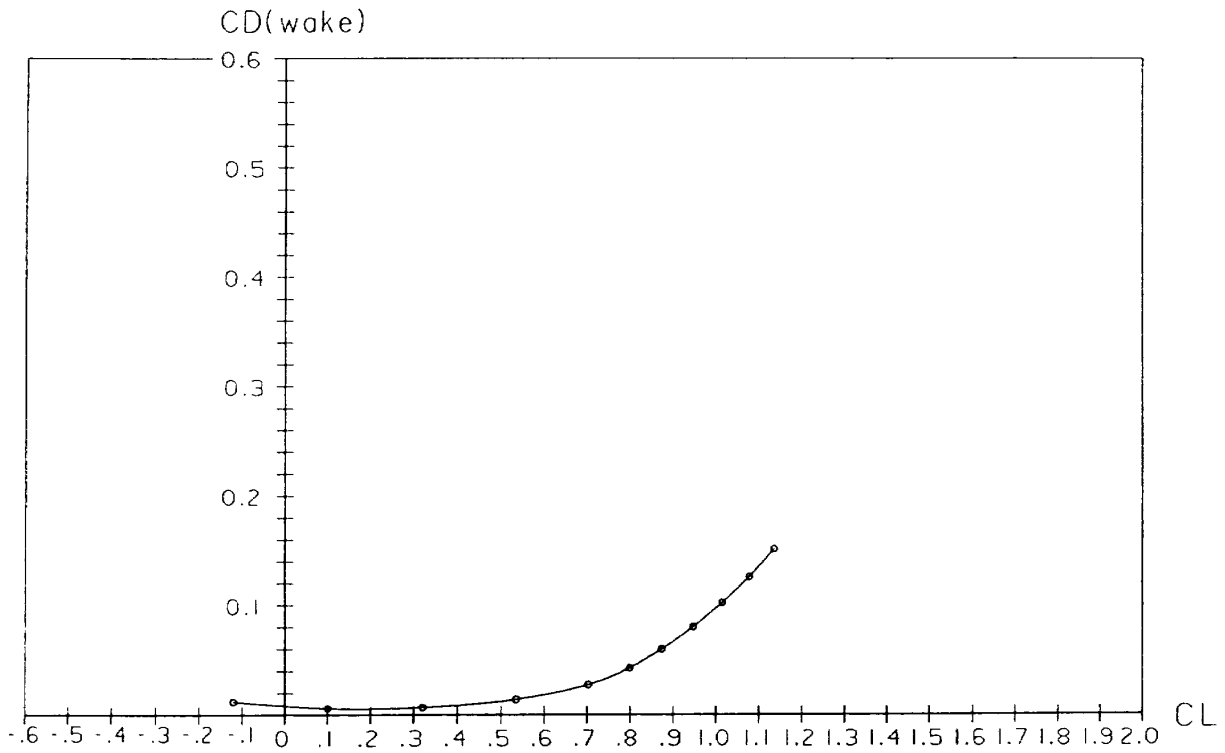


(1) $M=0.6$



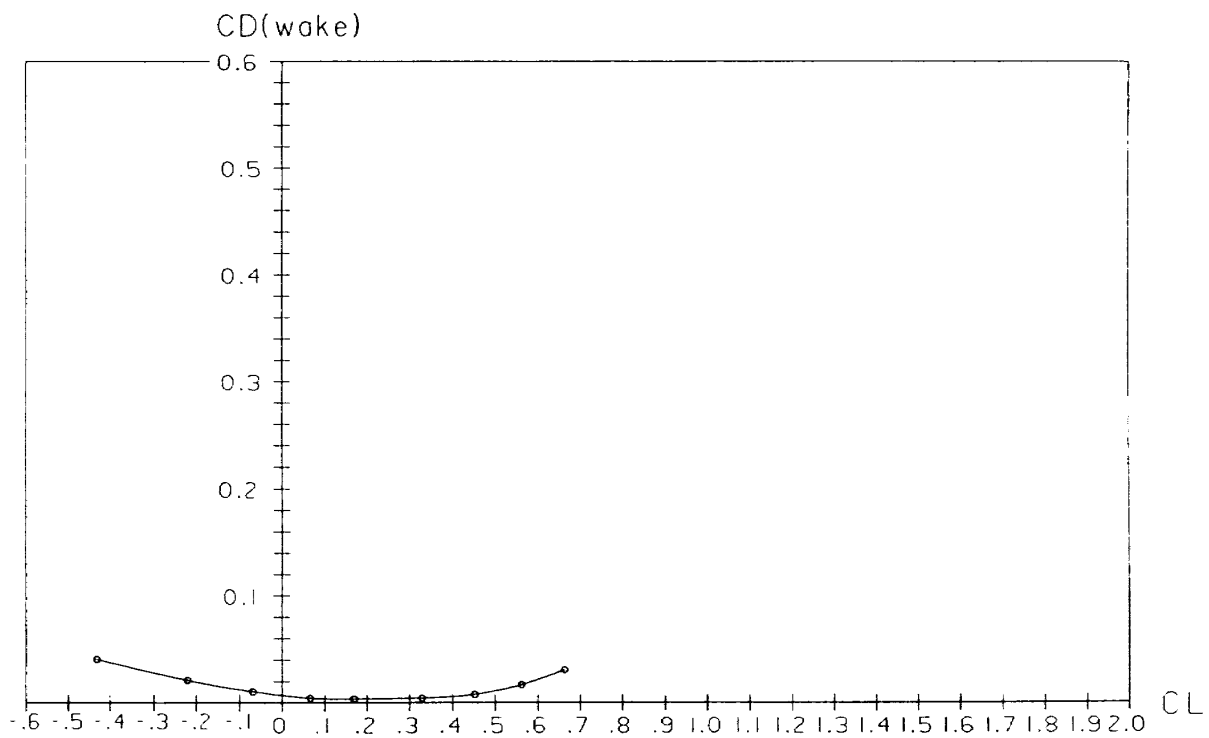
(2) $M=0.8$

付図5-1 C_D-C_L 特性 : NACA 16-204 NS2D



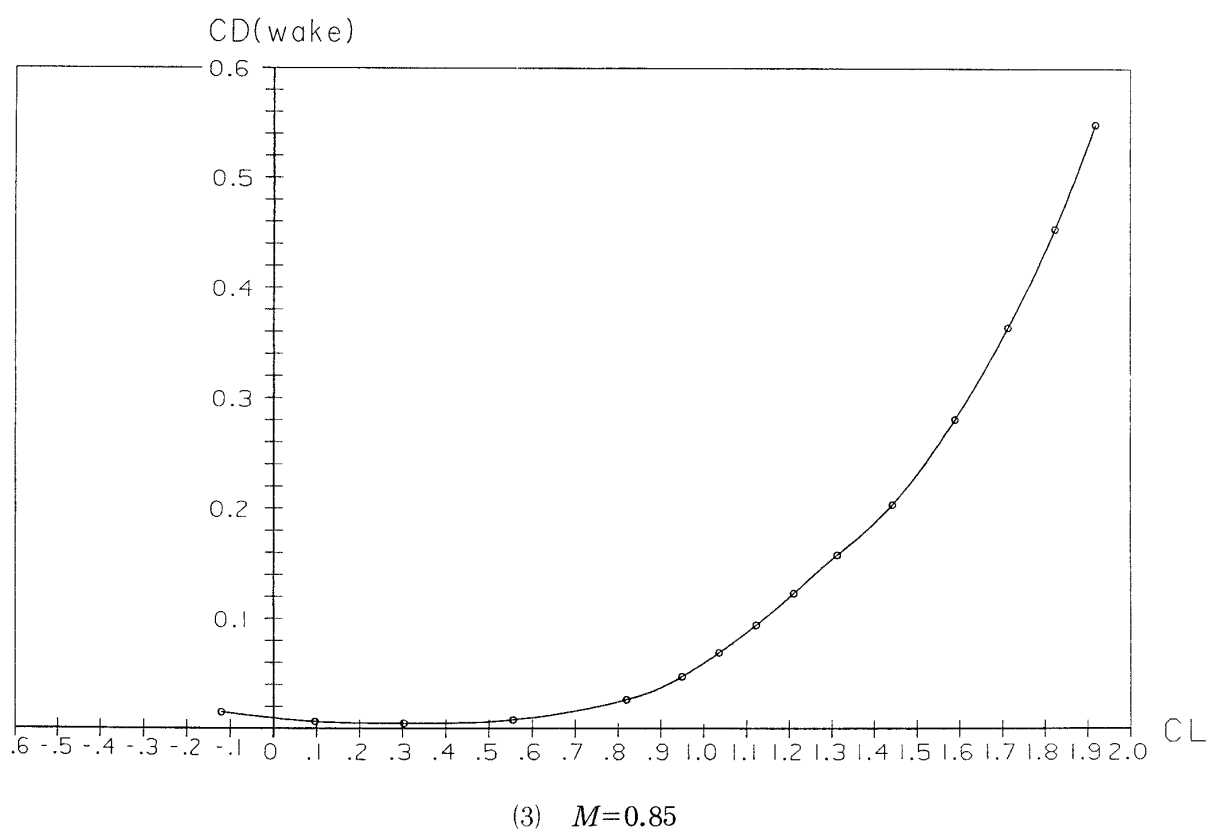
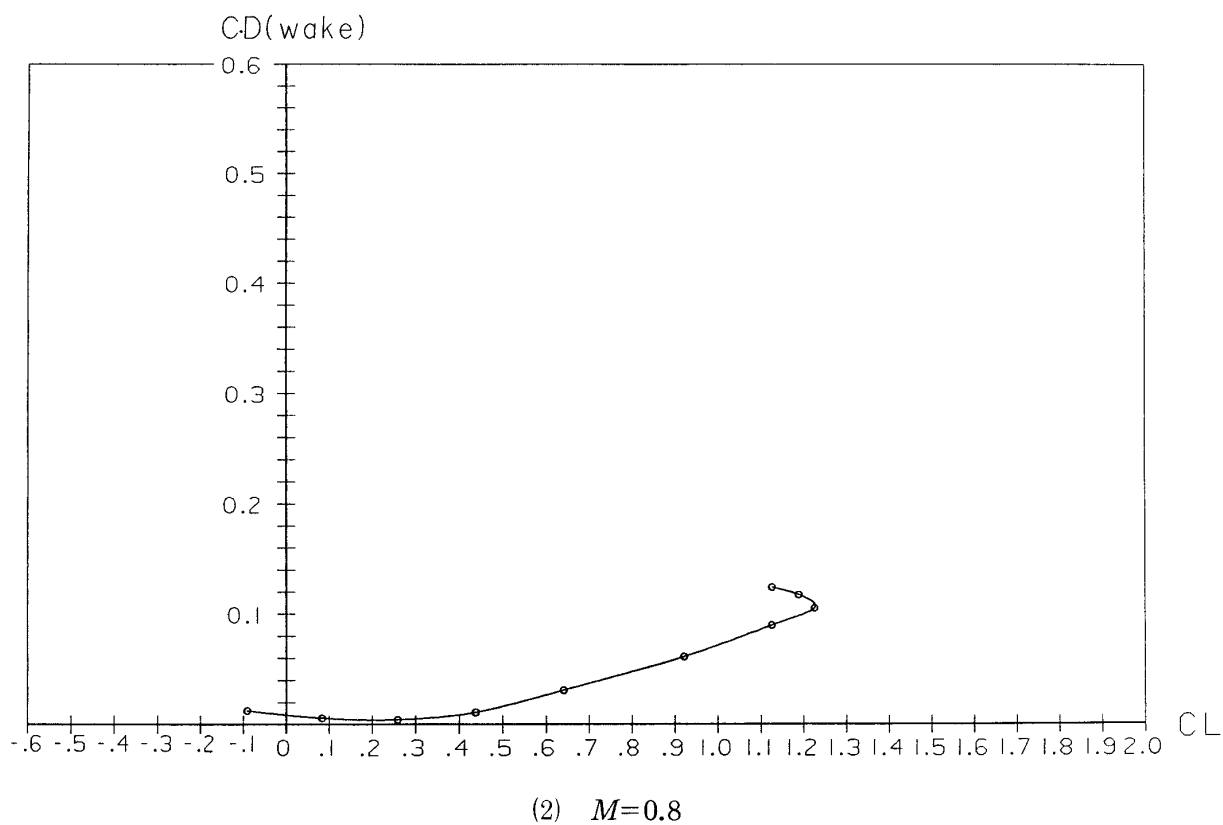
(3) $M=0.85$

付図5-1 (つづき)

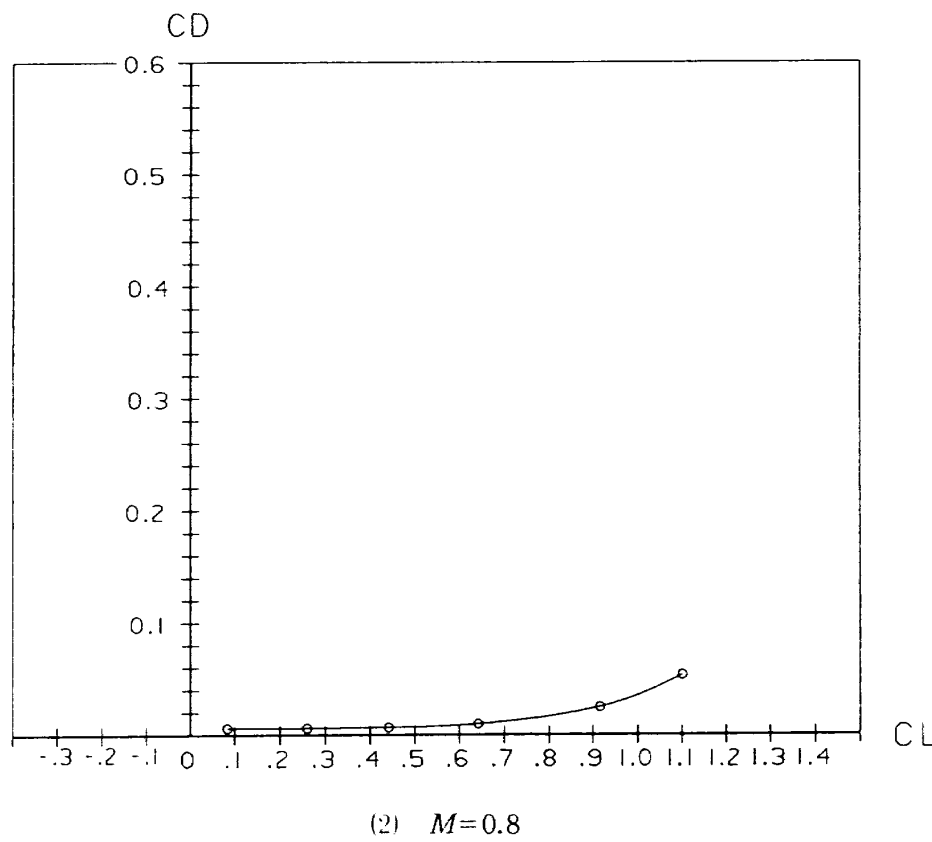
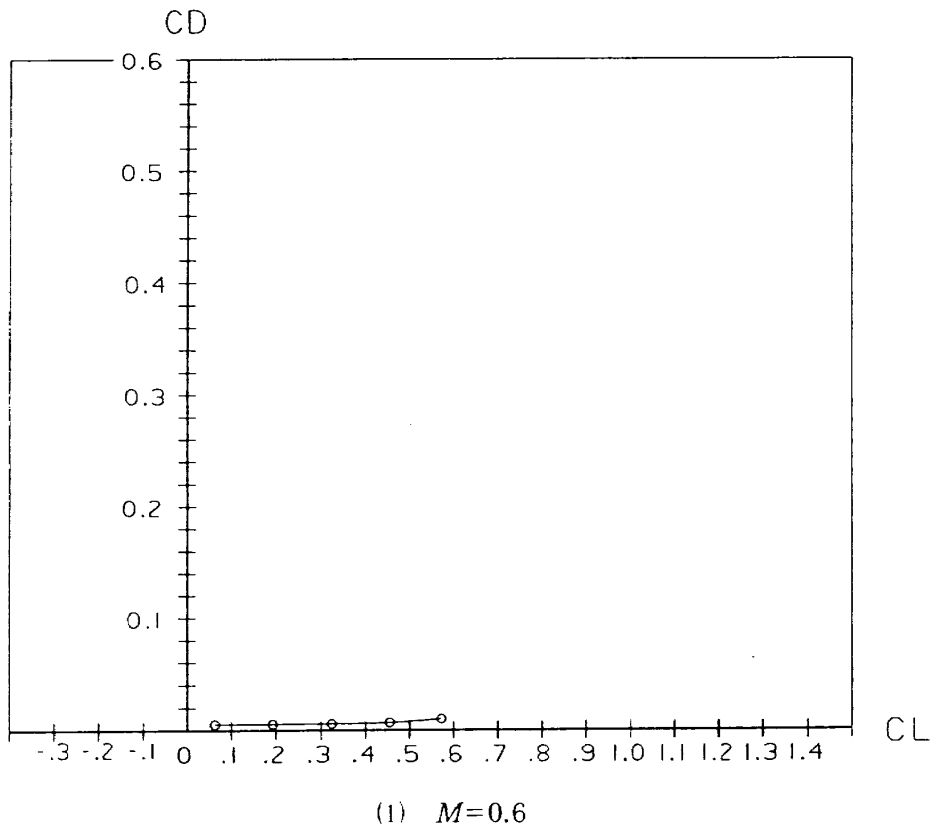


(1) $M=0.6$

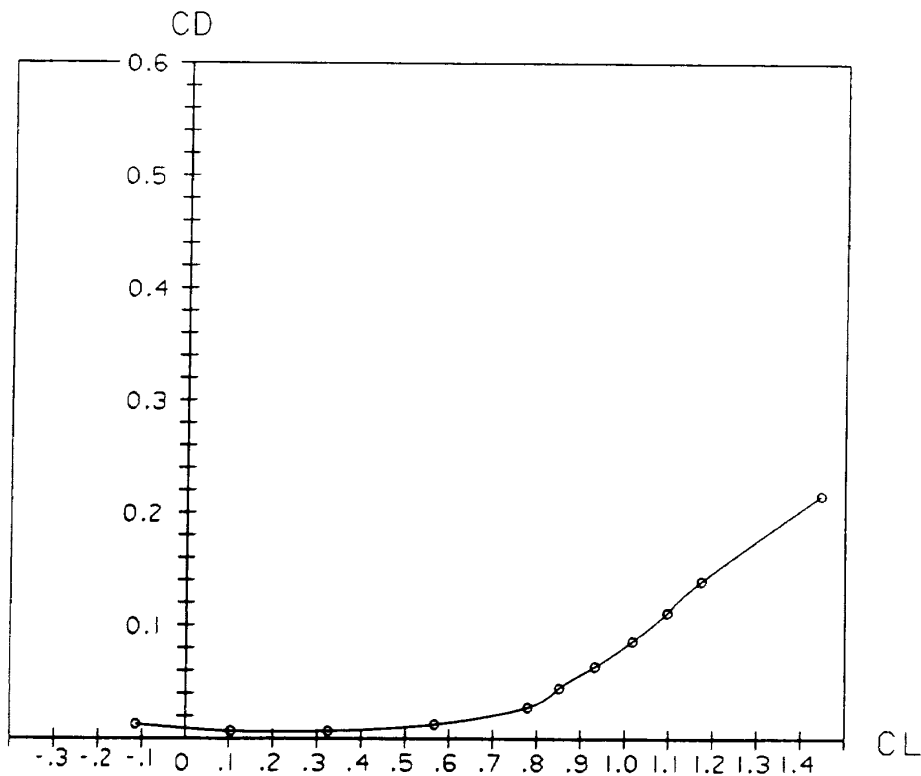
付図5-2 C_d-C_L 特性 : NACA 16-202 NS2D



付図5-2 (つづき)

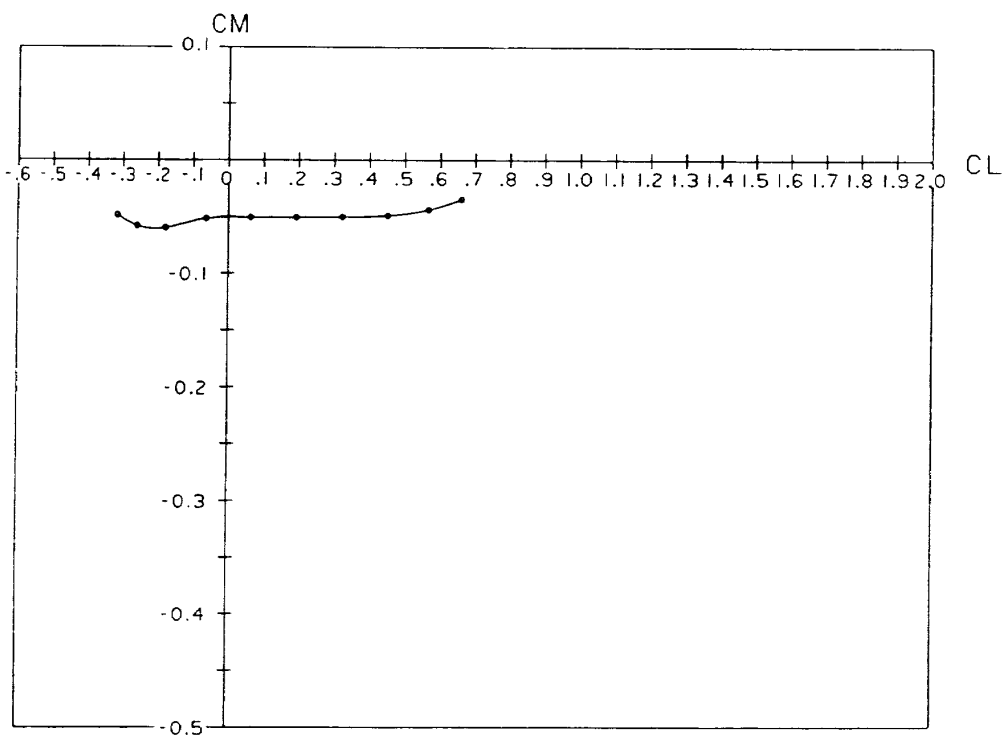


付図5-3 C_D-C_L 特性 : NACA 16-204 NSFOIL



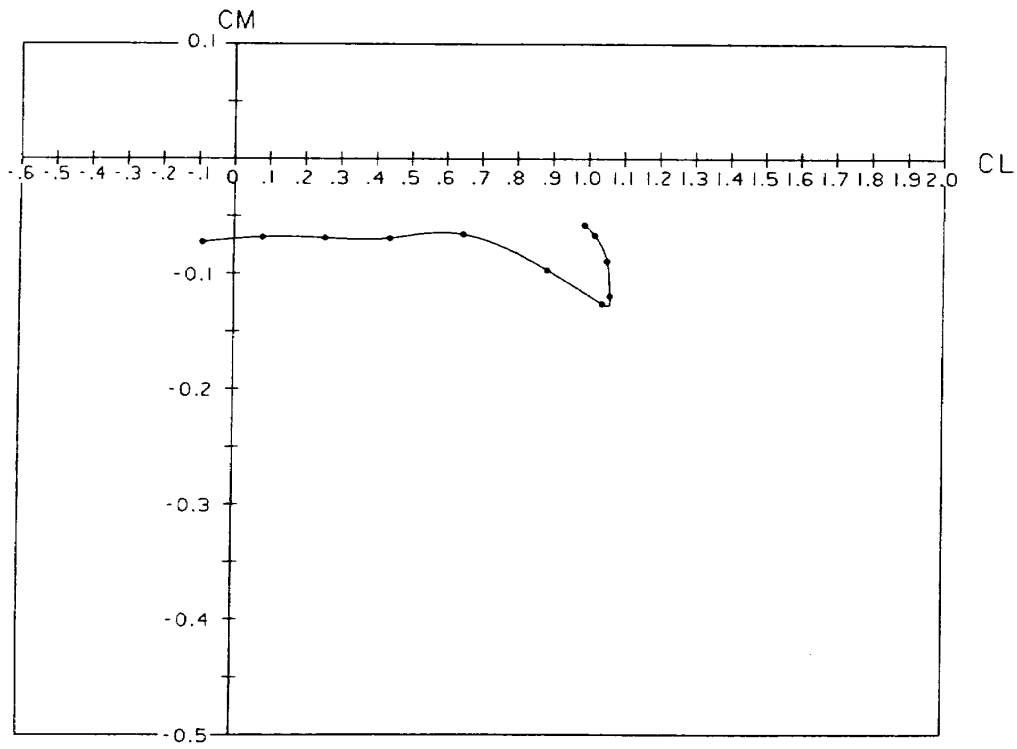
(3) $M=0.85$

付図5-3 (つづき)

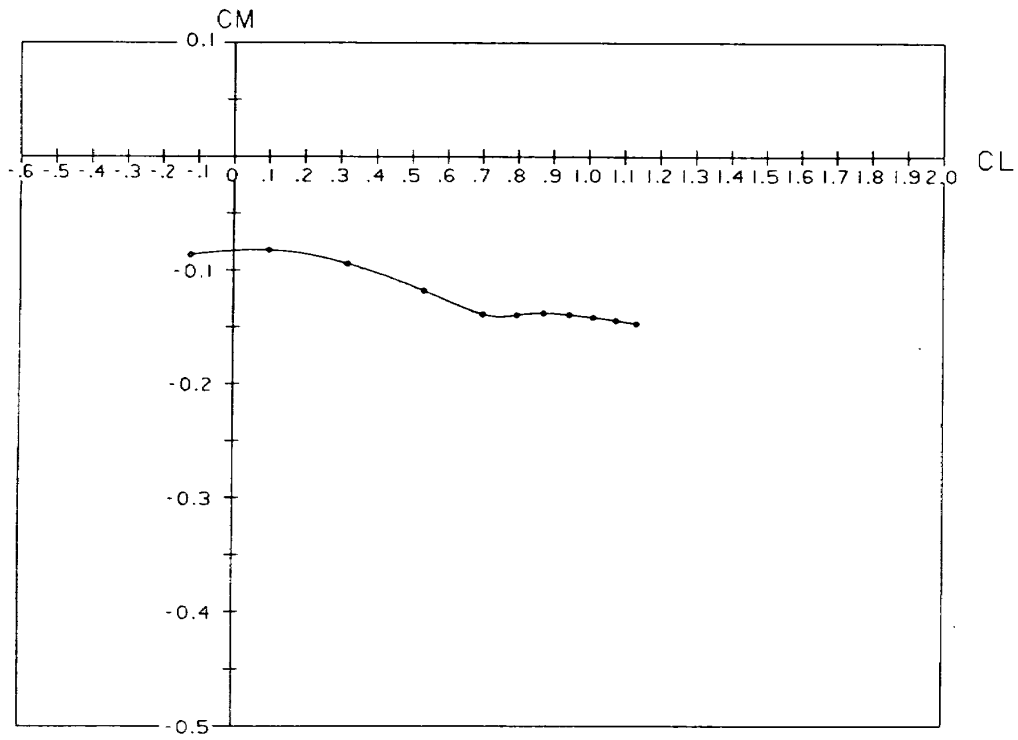


(1) $M=0.6$

付図6-1 C_M-C_L 特性 : NACA 16-204 NS2D

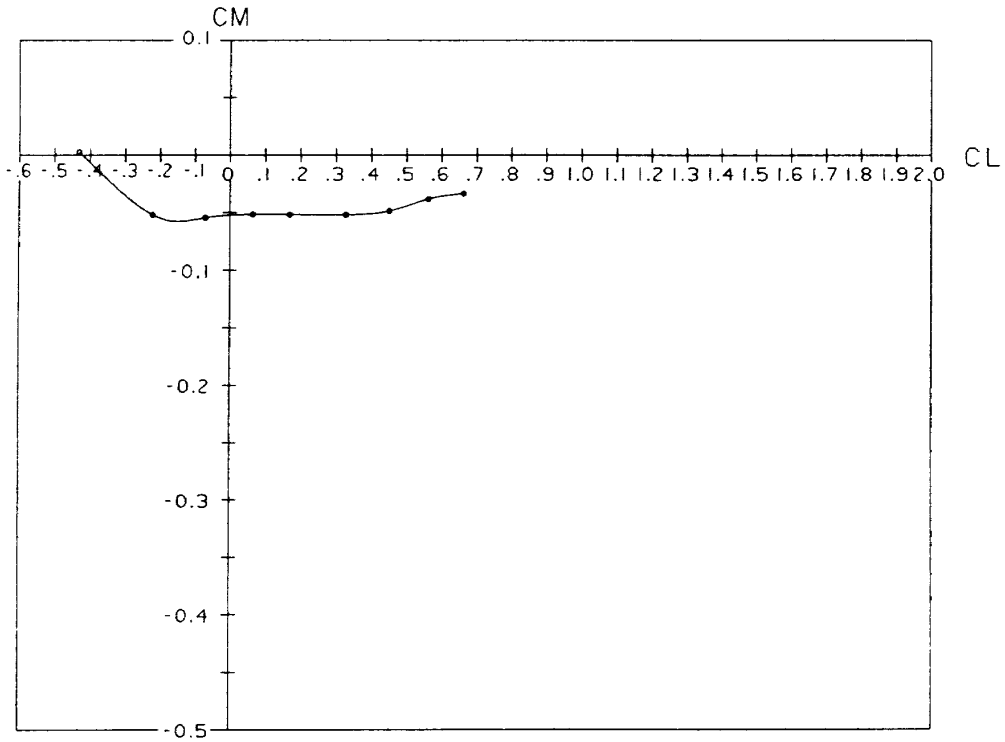


(2) $M=0.8$

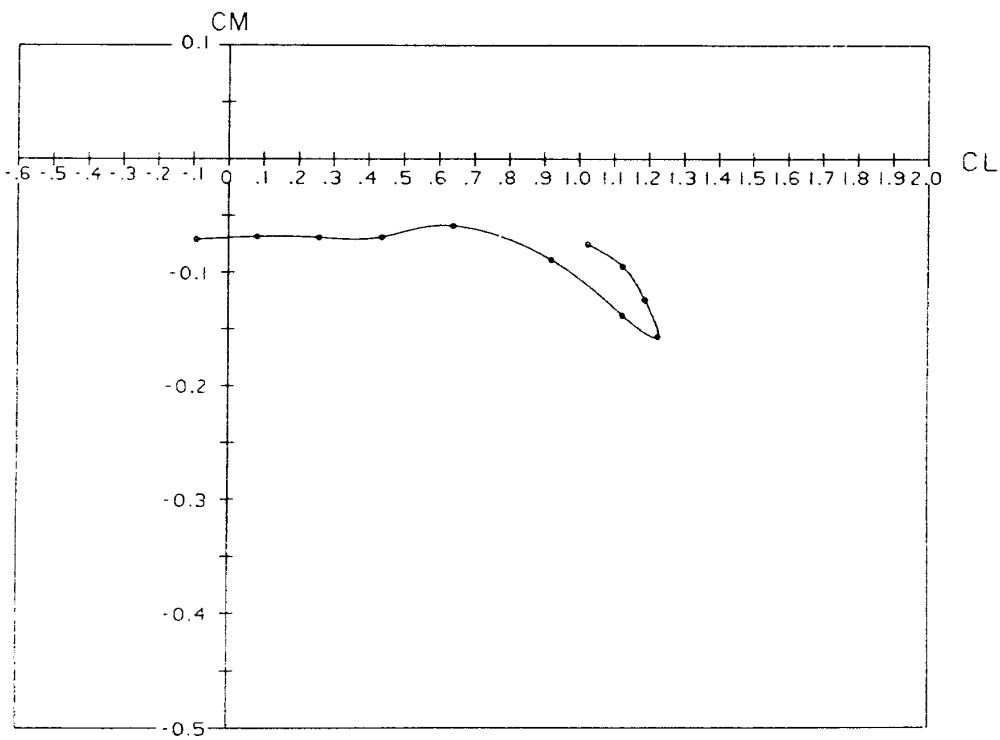


(3) $M=0.85$

付図6-1 (つづき)

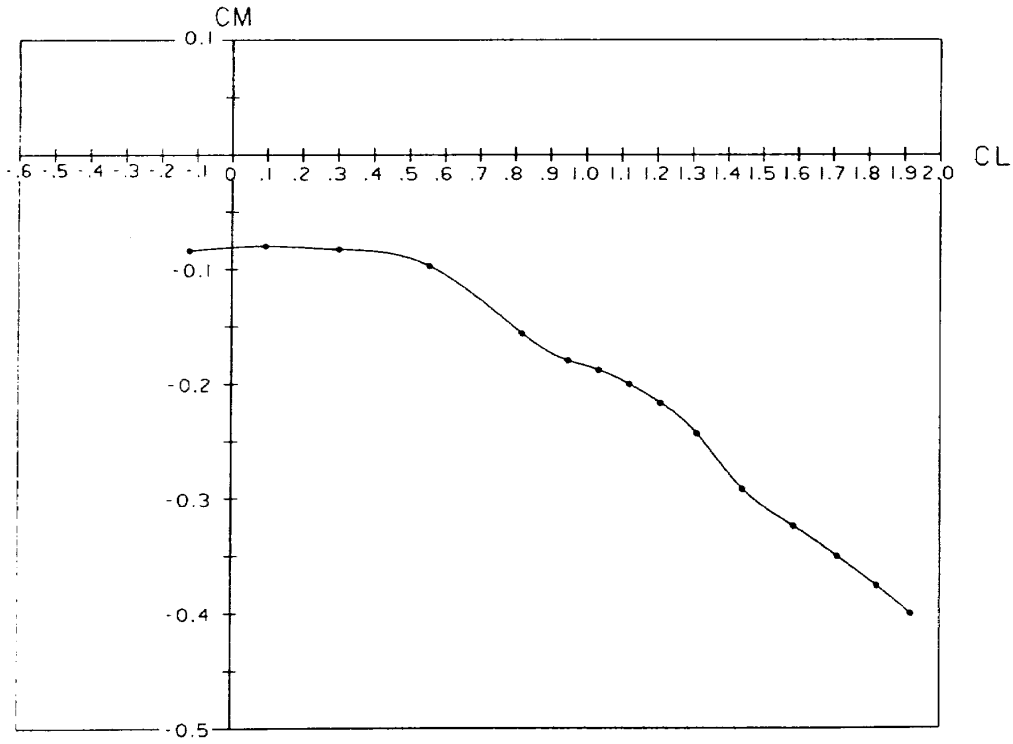


(1) $M=0.6$



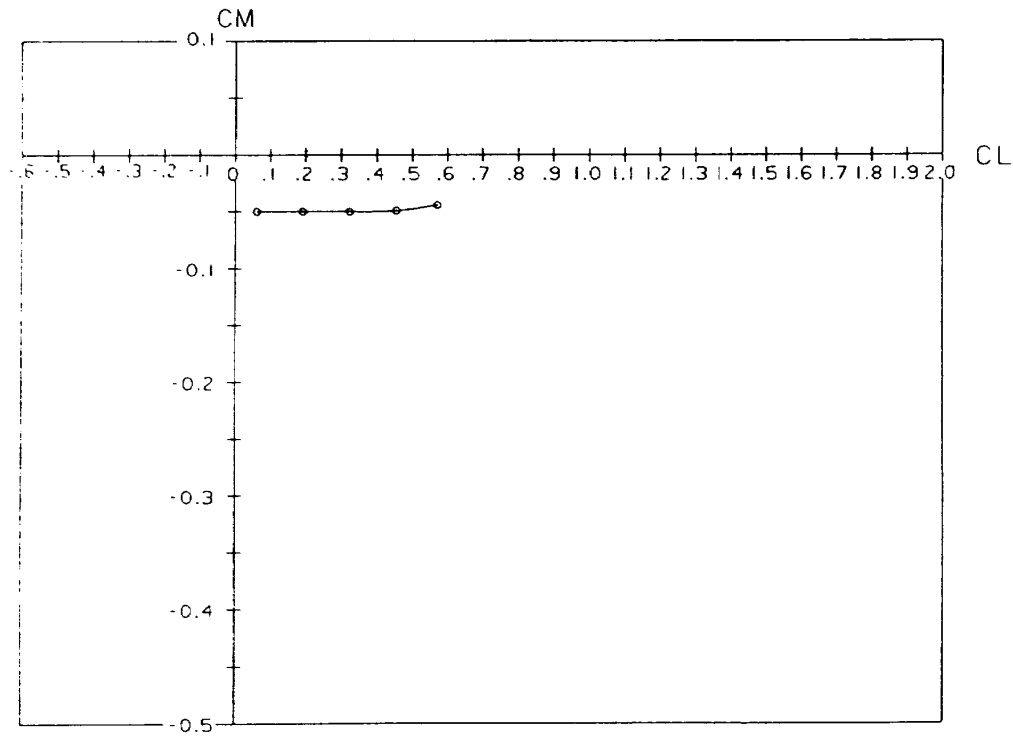
(2) $M=0.8$

付図6-2 $C_M - C_L$ 特性 : NACA 16-202 NS2D



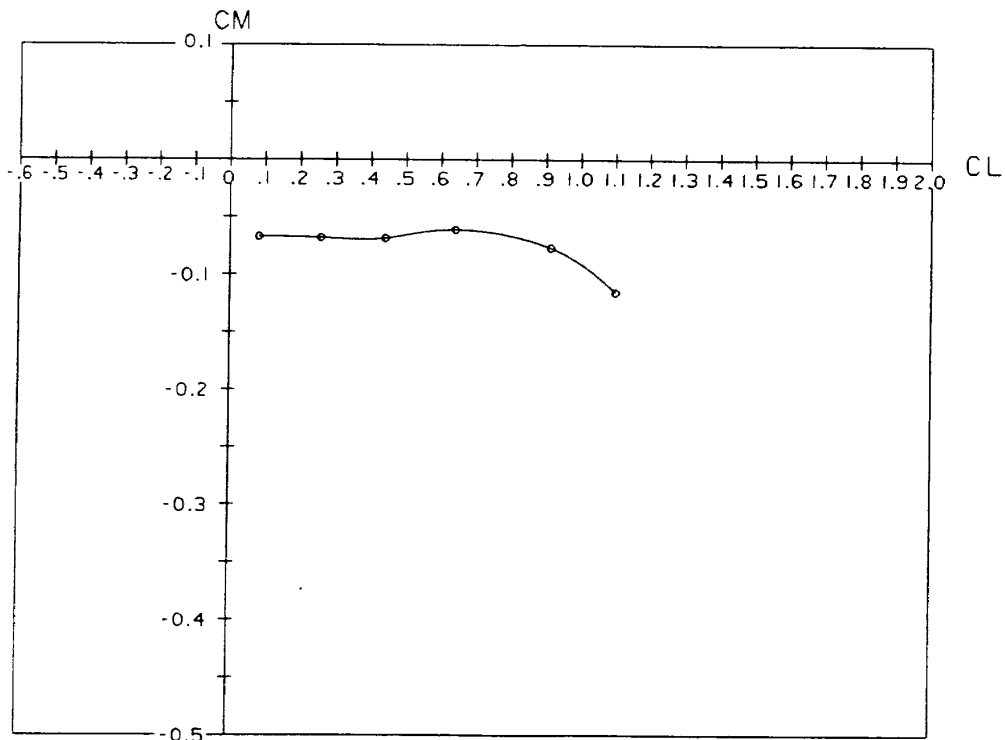
(3) $M=0.85$

付図6-2 (つづき)

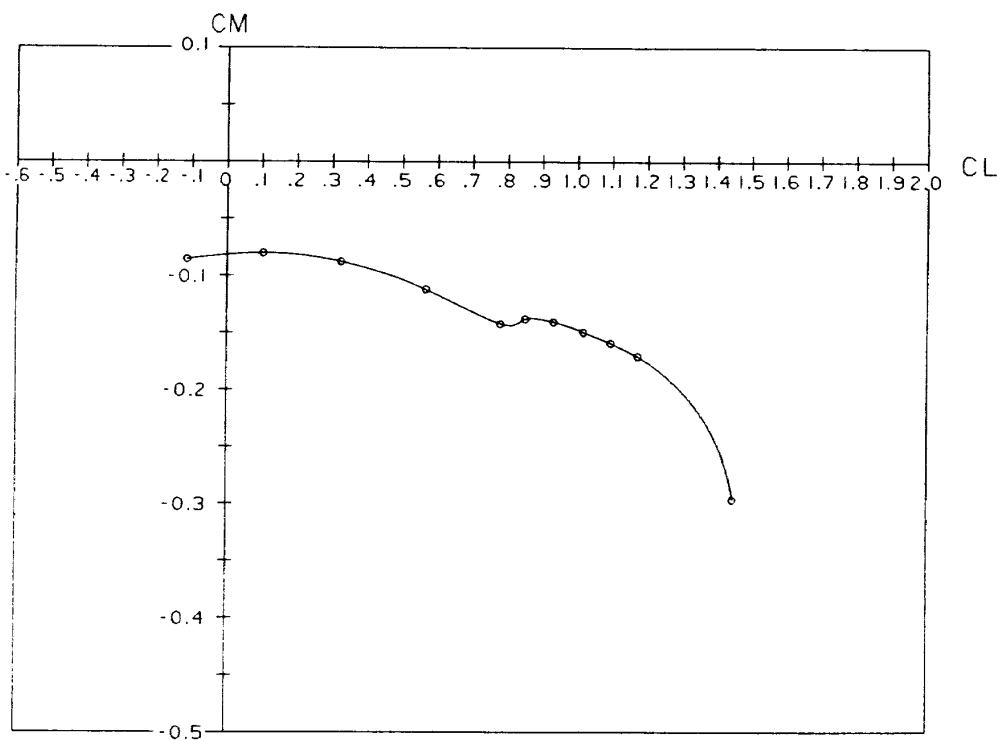


(1) $M=0.6$

付図6-3 C_M-C_L 特性 : NACA 16-204 NSFOIL

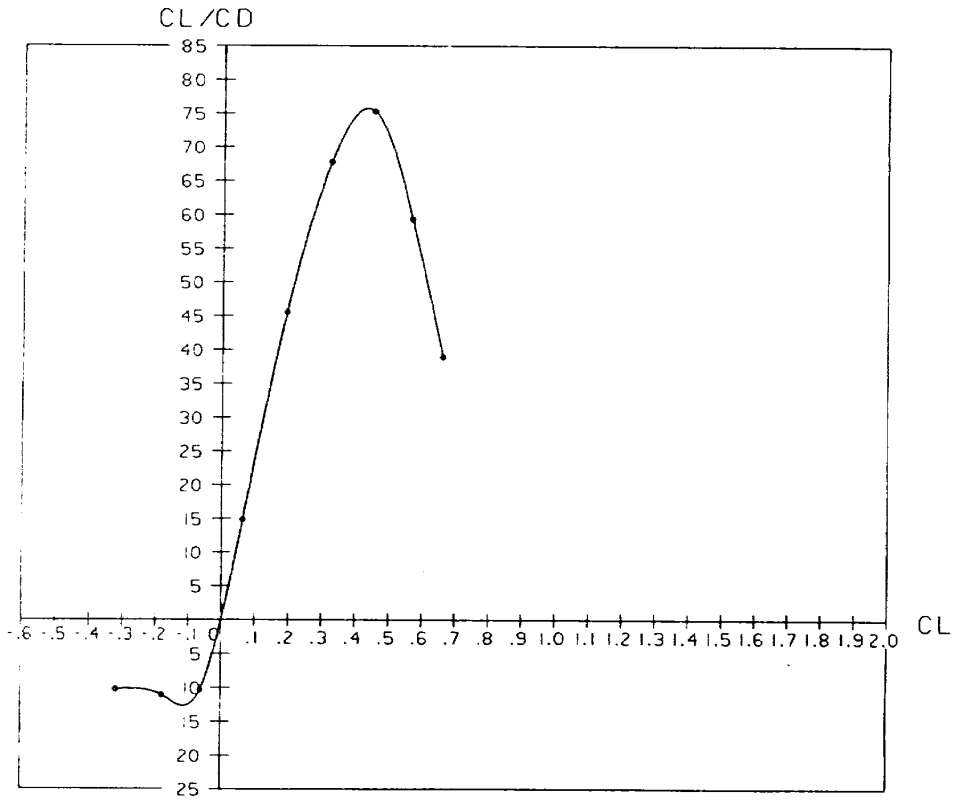


(2) $M=0.8$

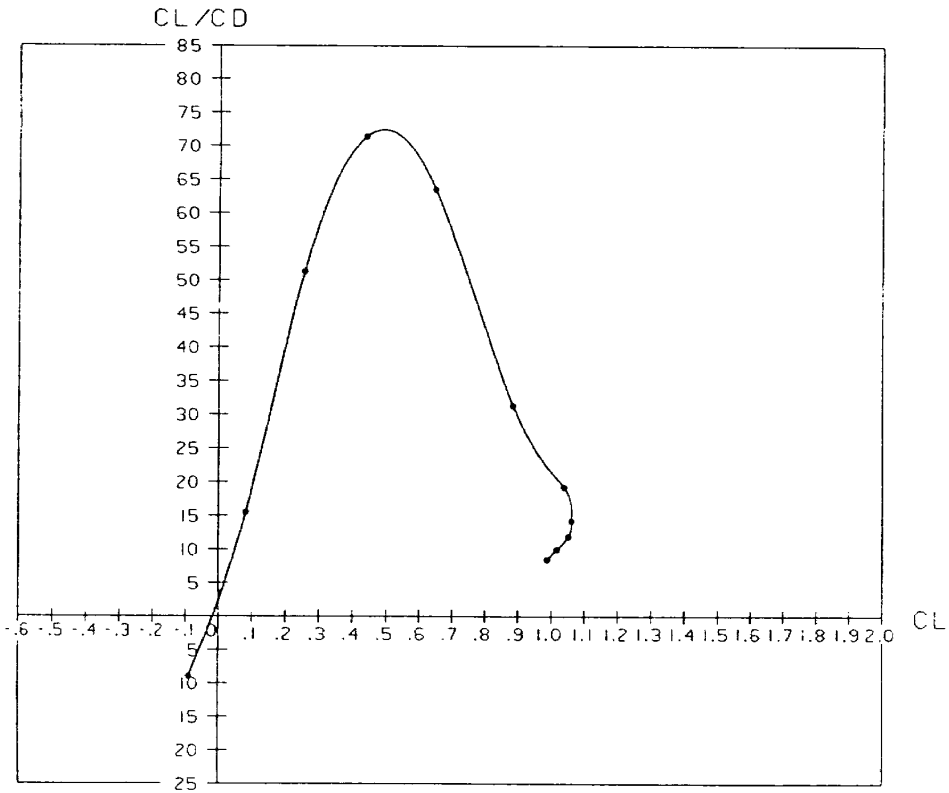


(3) $M=0.85$

付図6-3 (つづき)

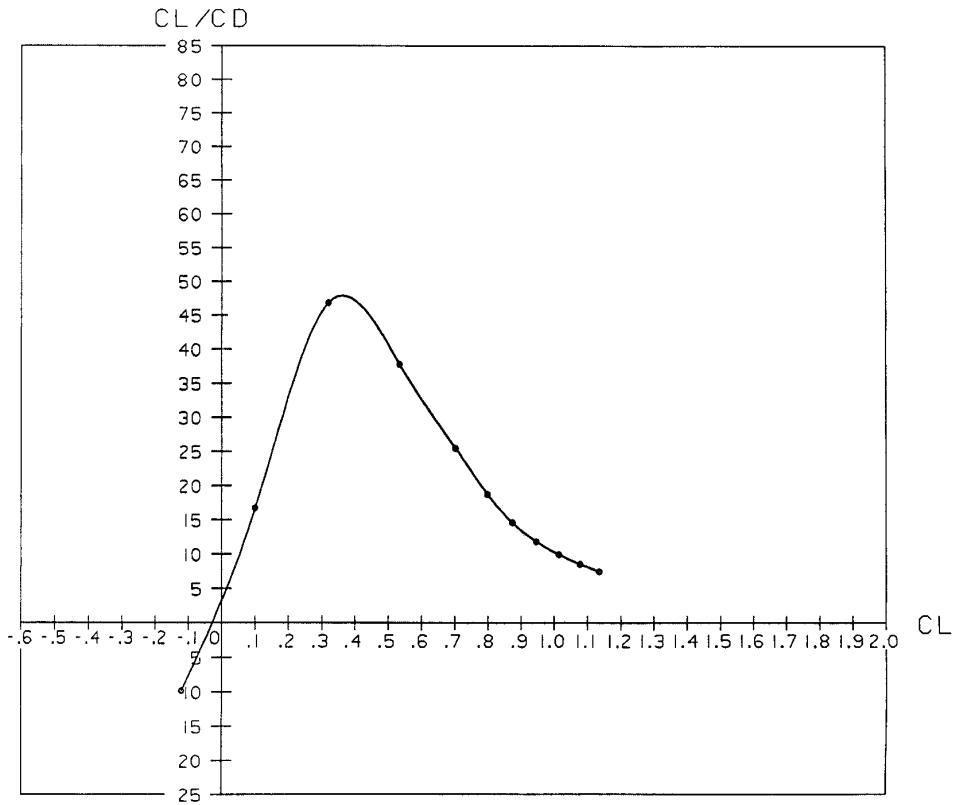


(1) $M=0.6$



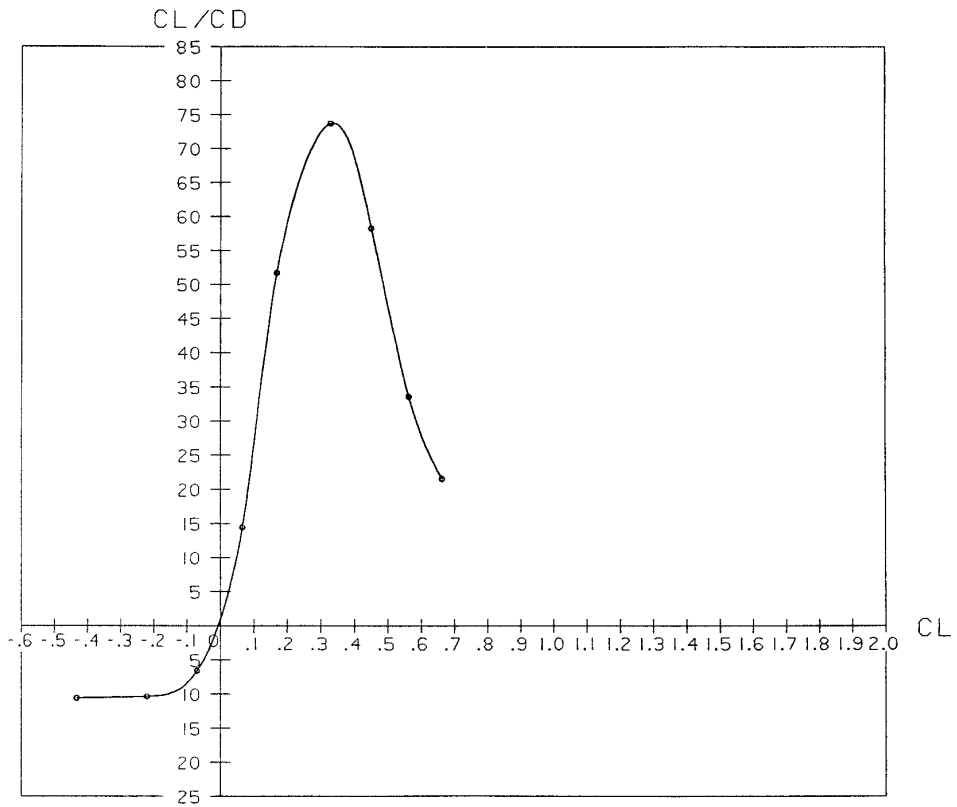
(2) $M=0.8$

付図7-1 $C_L/C_D - C_L$ 特性 : NACA 16-204 NS2D



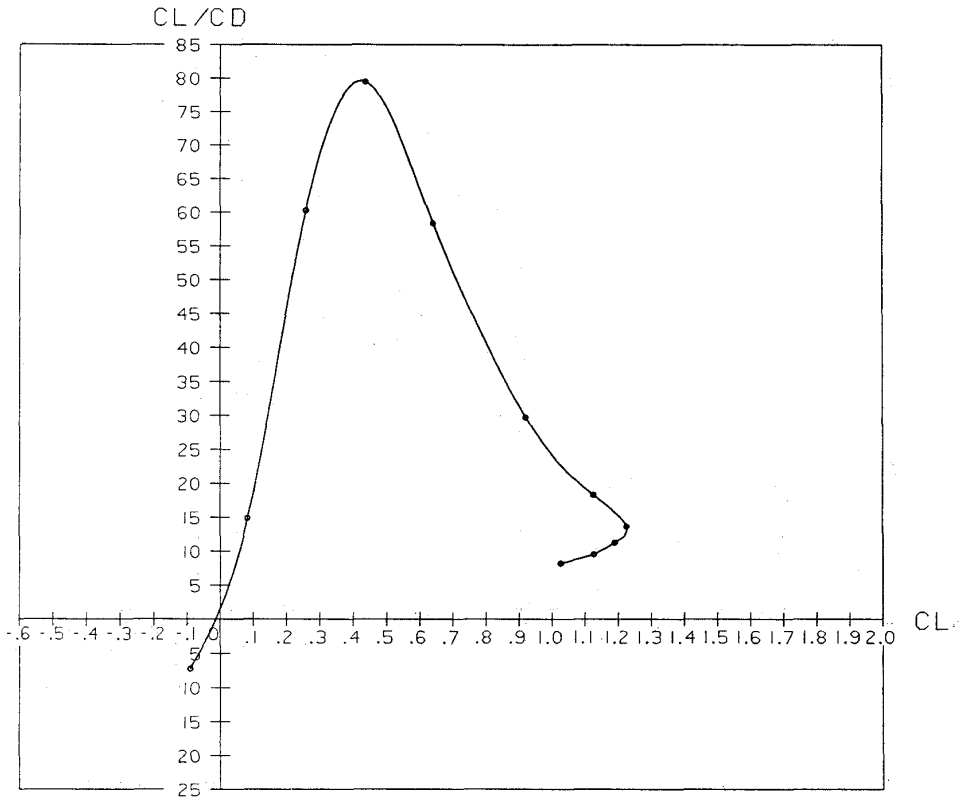
(3) $M=0.85$

付図7-1 (つづき)

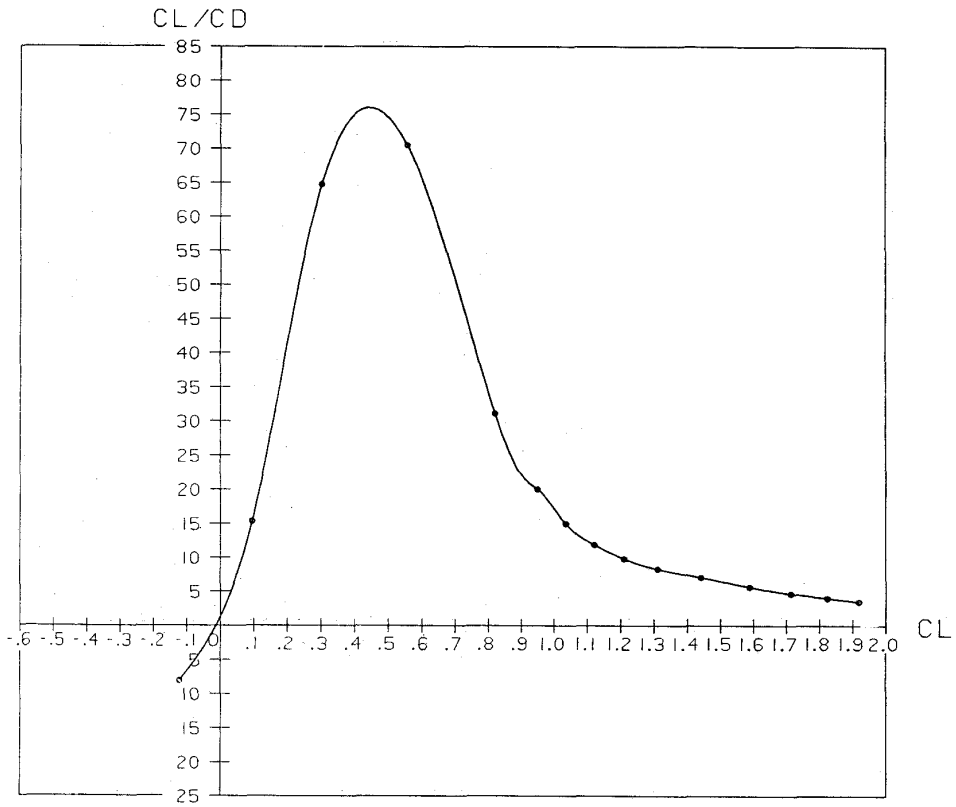


(1) $M=0.6$

付図7-2 $C_L/C_D - C_L$ 特性 : NACA 16-202 NS2D

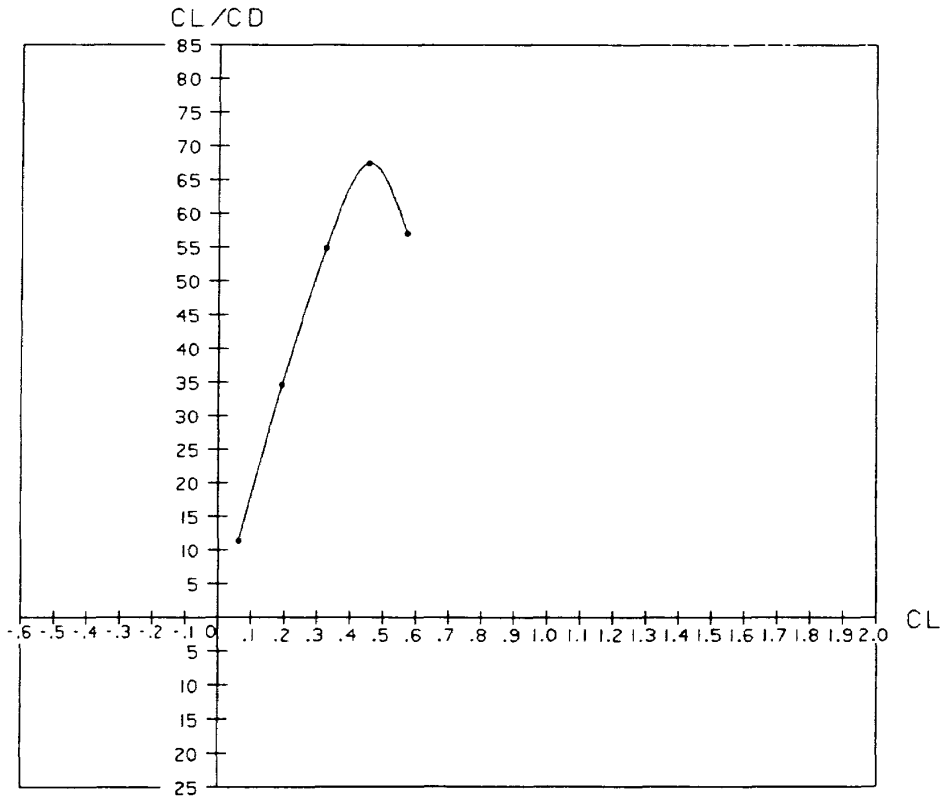


(2) $M=0.8$

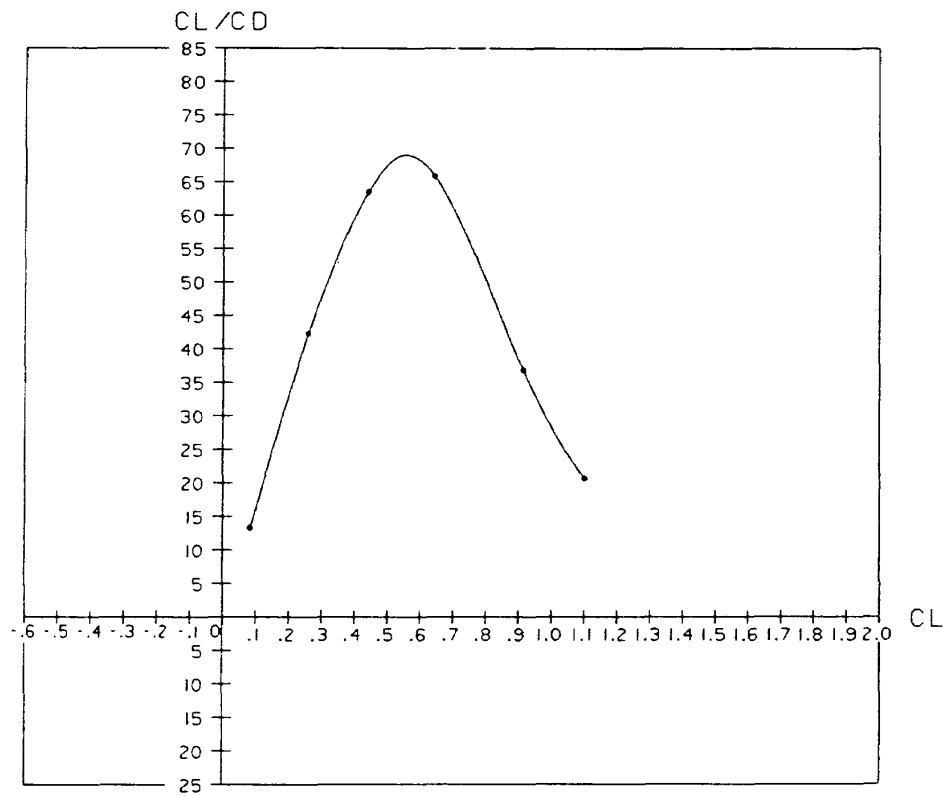


(3) $M=0.85$

付図7-2 (つづき)

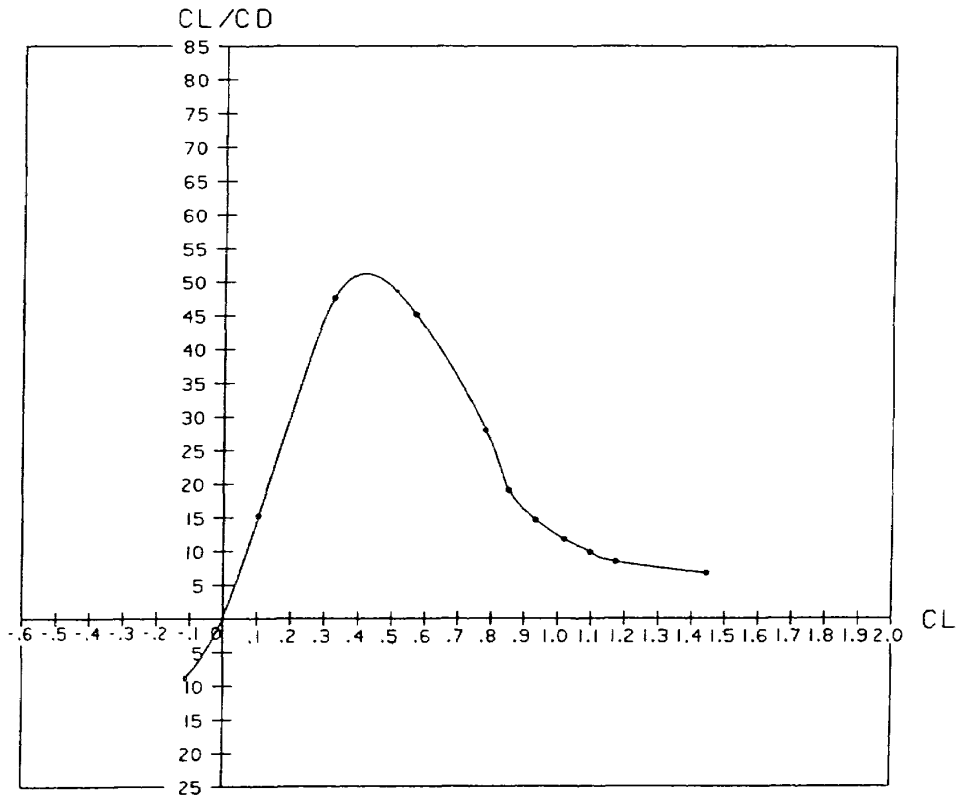


(1) $M=0.6$



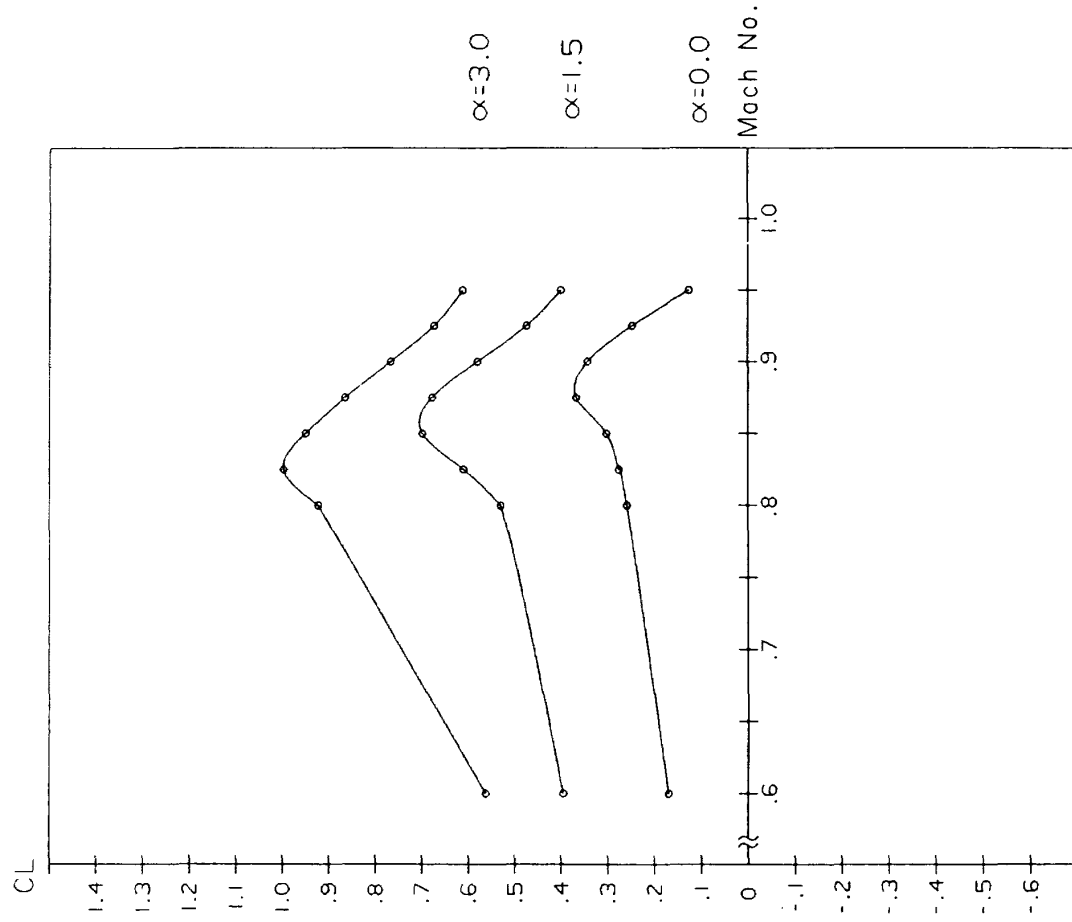
(2) $M=0.8$

付図7-3 $C_L/C_D - C_L$ 特性: NACA 16-204 NSFOIL

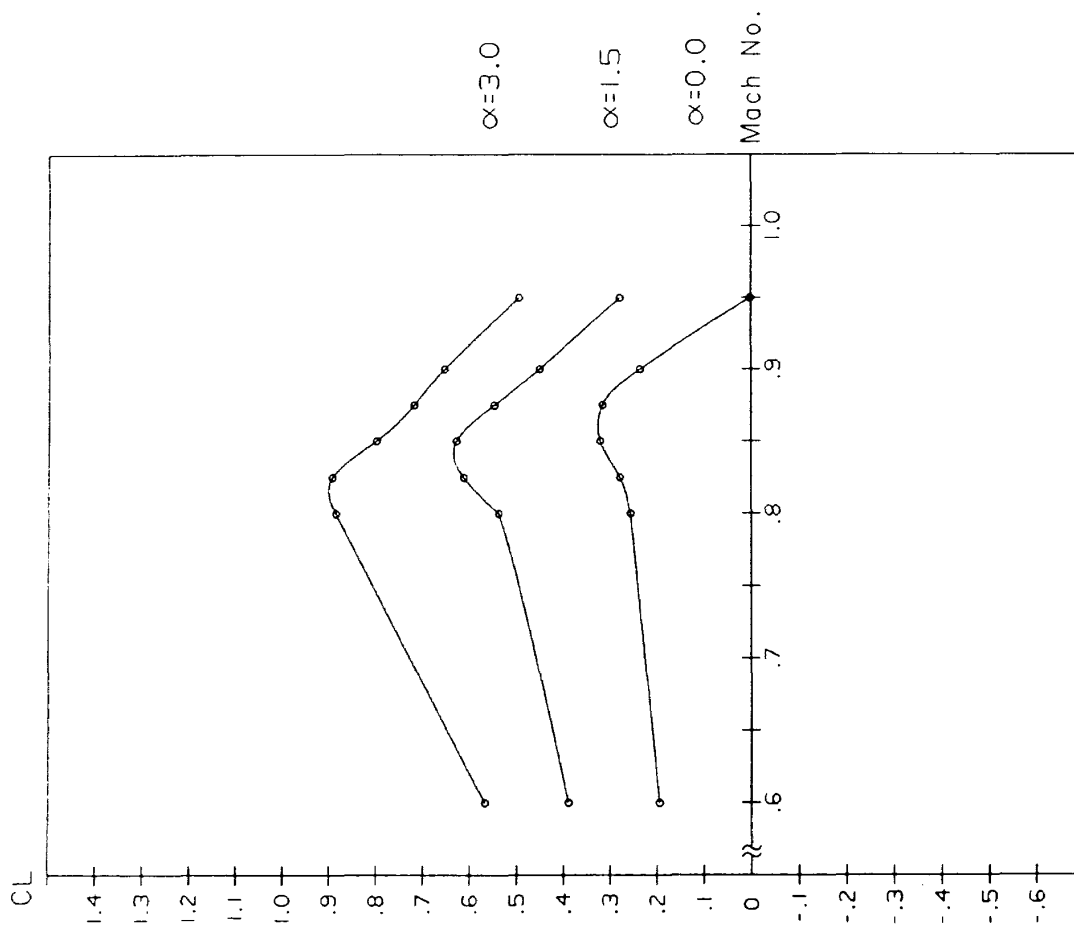


(3) $M=0.85$

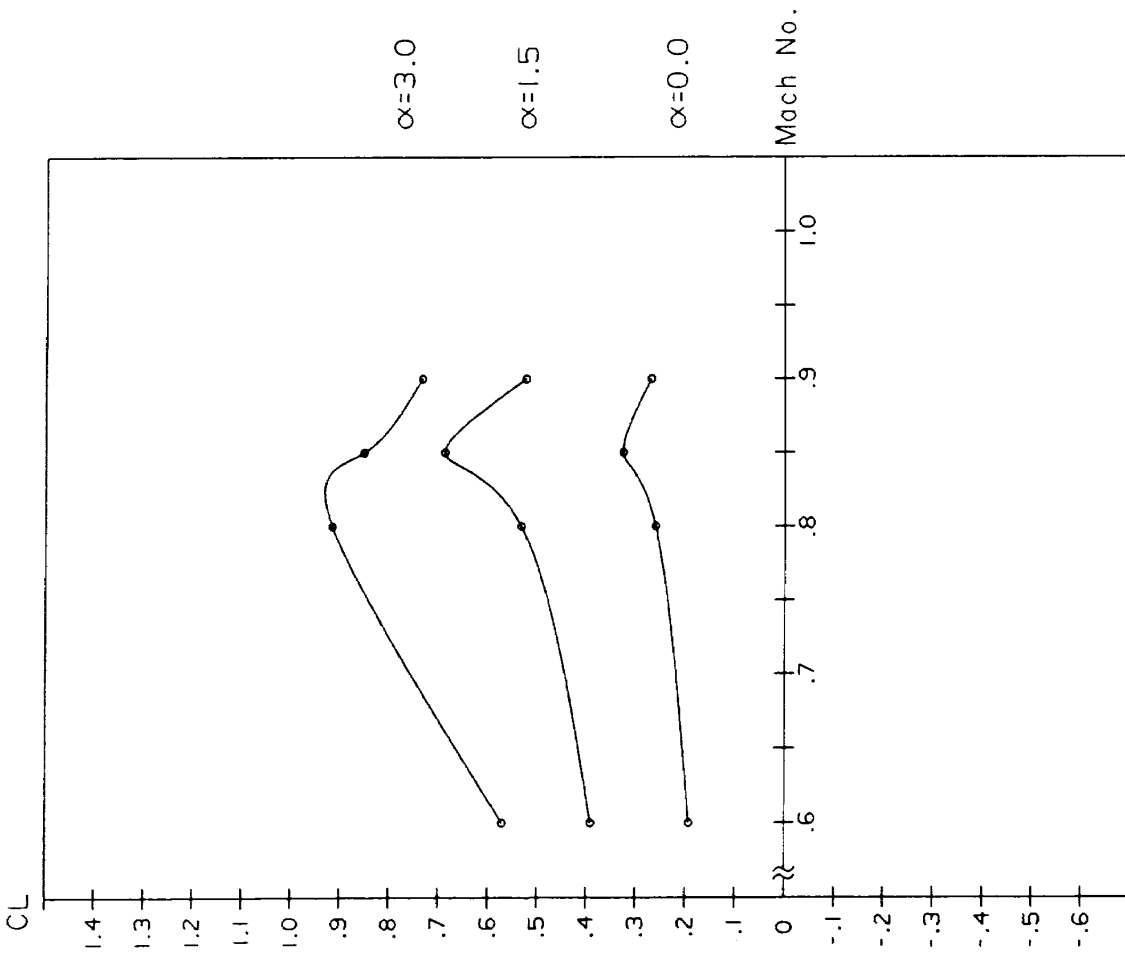
付図 7-3 (つづき)



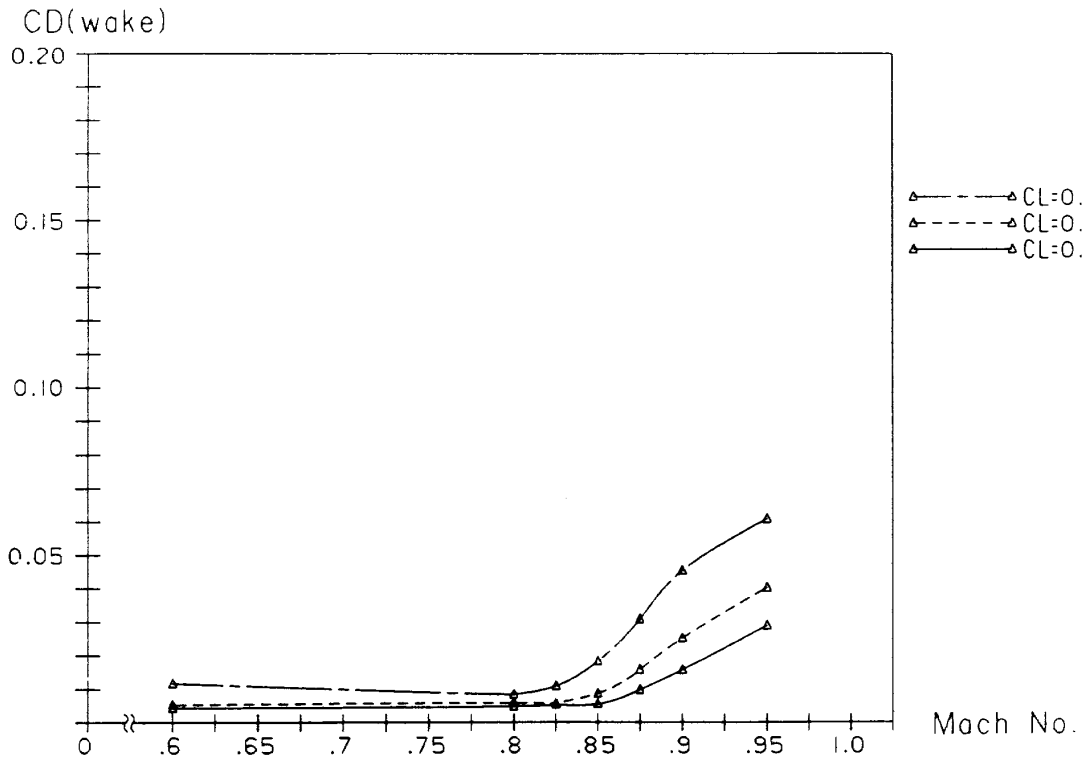
付図8-2 C_L-M 特性; α 一定: NACA 16-202 NS2D



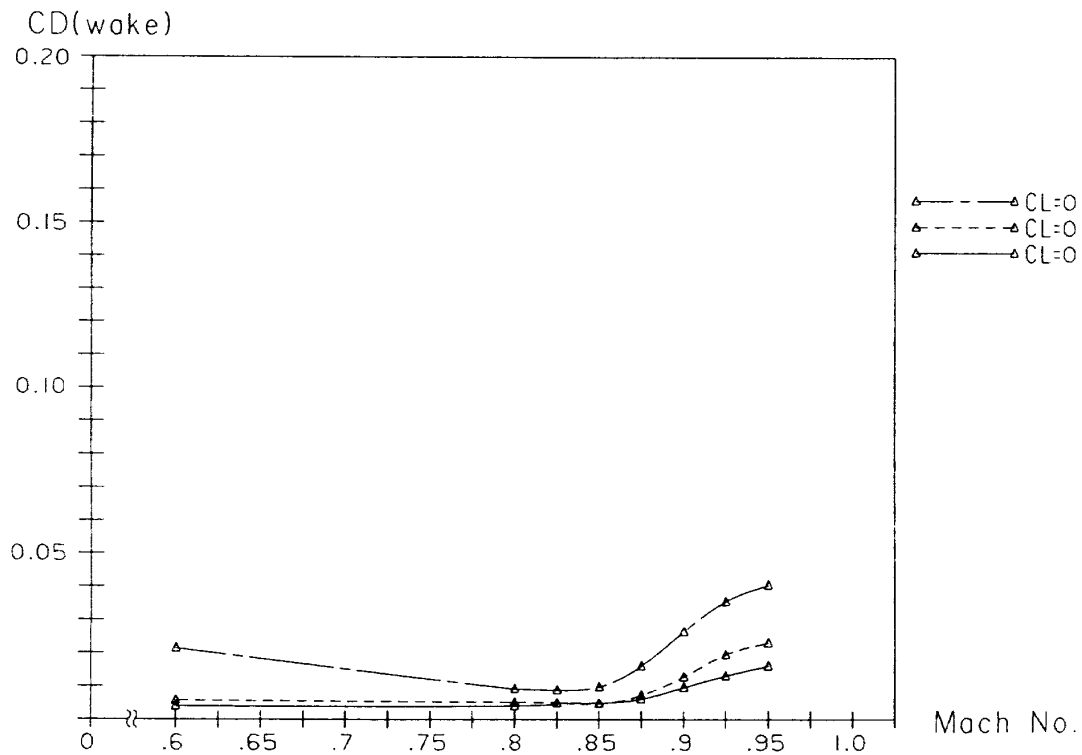
付図8-1 C_L-M 特性; α 一定: NACA 16-204 NS2D



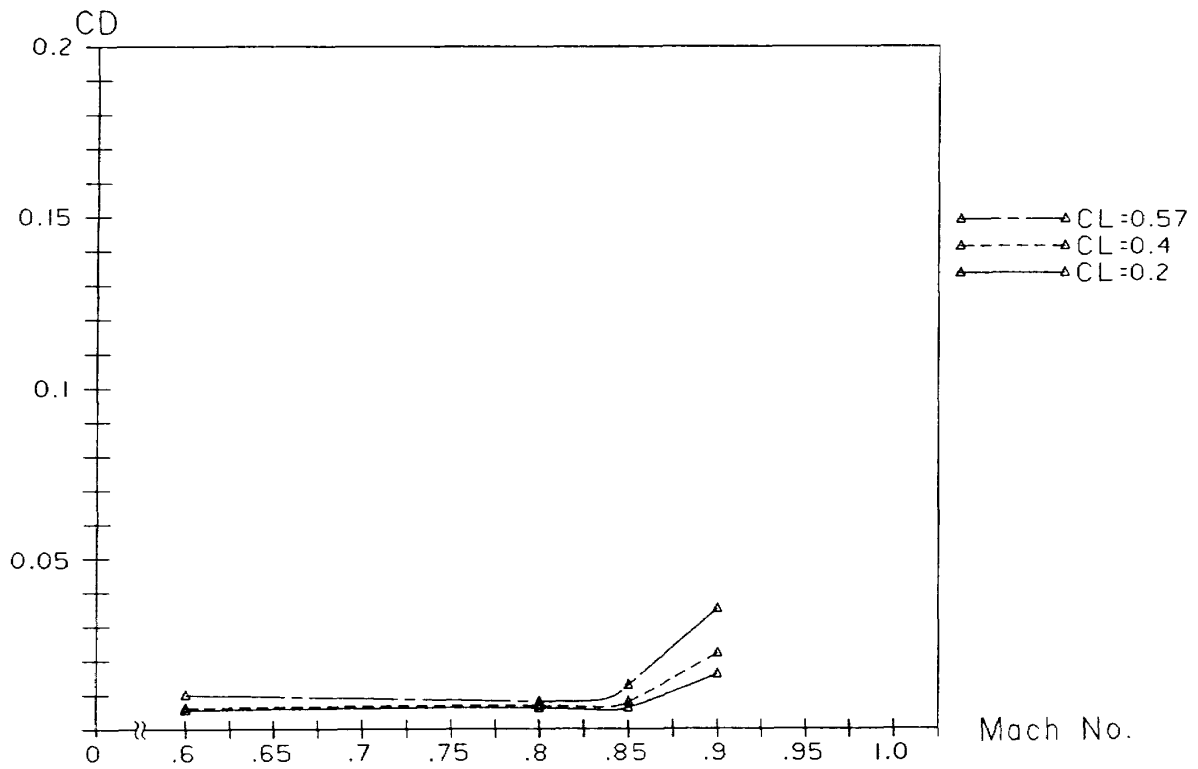
付図8-3 C_L-M 特性; α 一定; NACA 16-204 NSFOIL



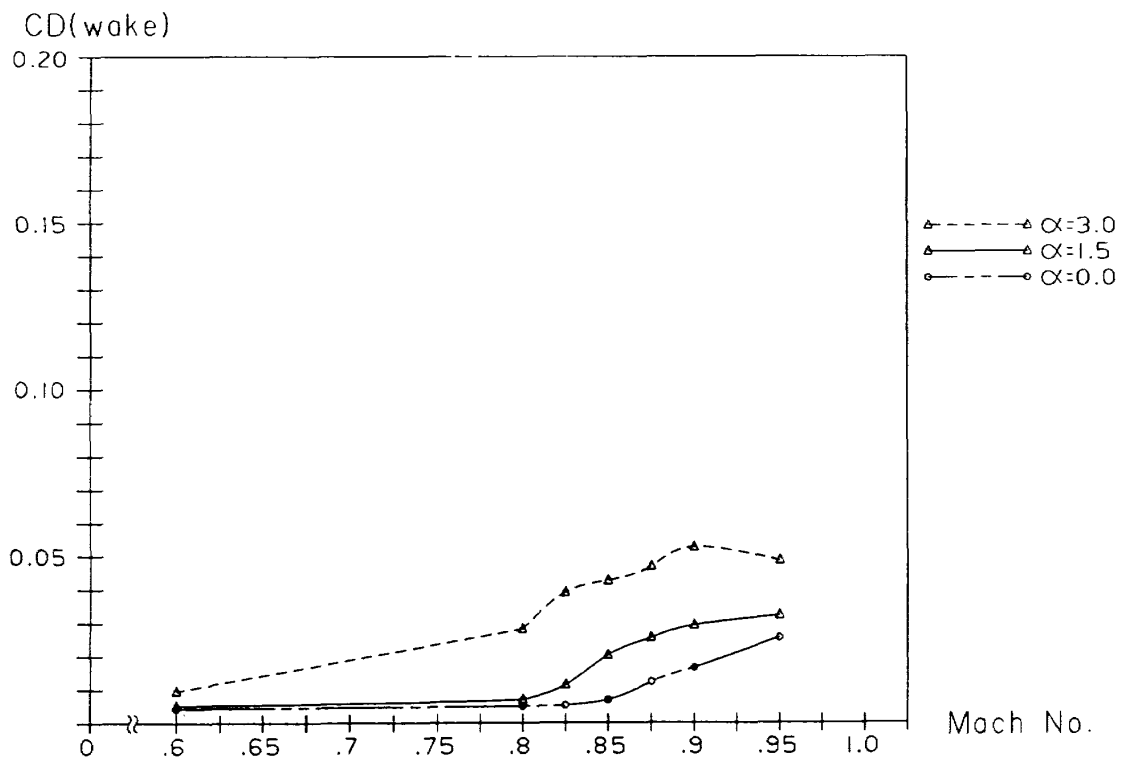
付図9-1 C_D - M 特性 ; C_L 一定 : NACA 16-204 NS2D



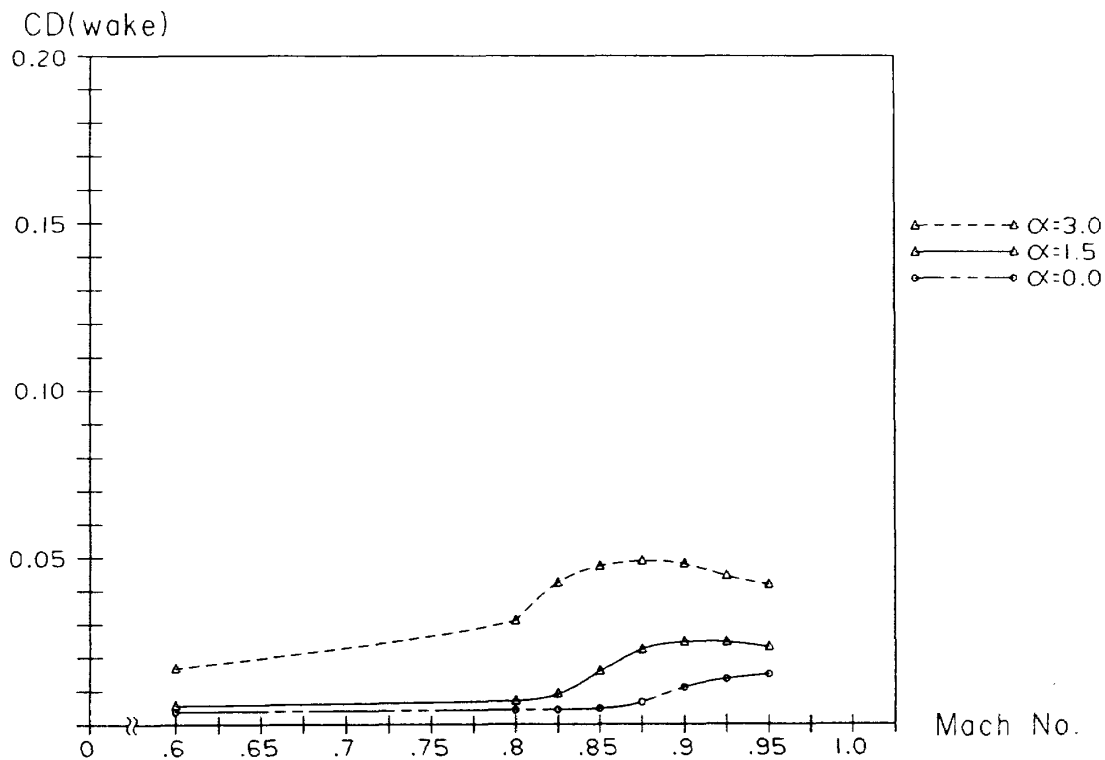
付図9-2 C_D - M 特性 ; C_L 一定 : NACA 16-202 NS2D



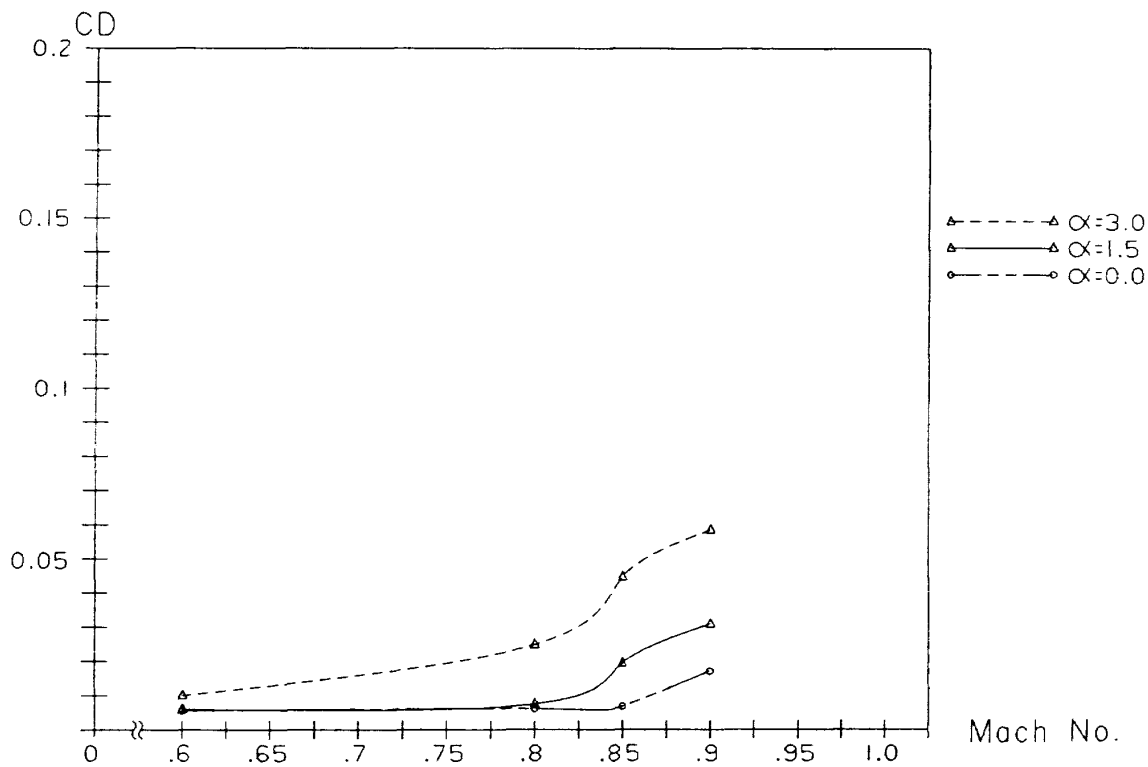
付図9-3 C_D - M 特性; C_L 一定: NACA 16-204 NSFOIL



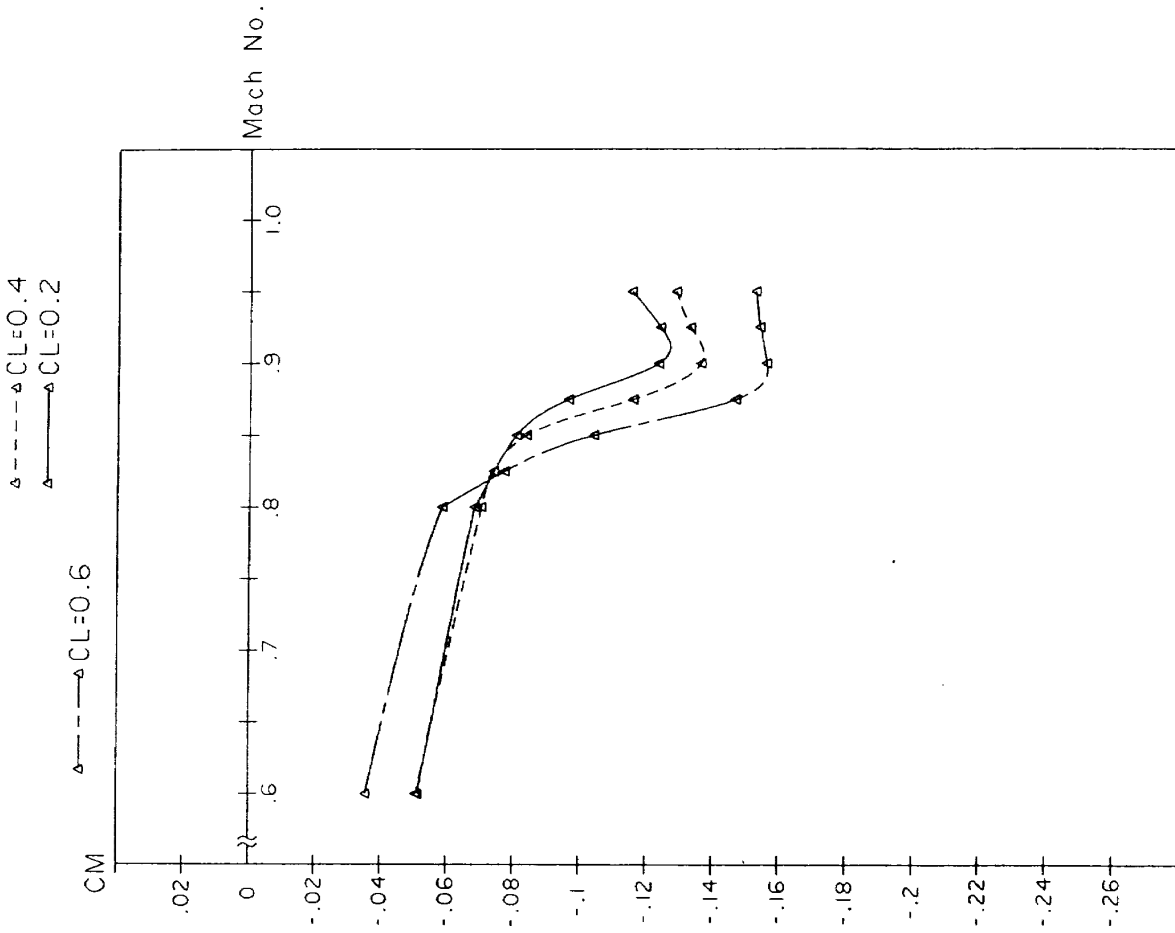
付図10-1 C_D - M 特性; α 一定: NACA 16-204 NS2D



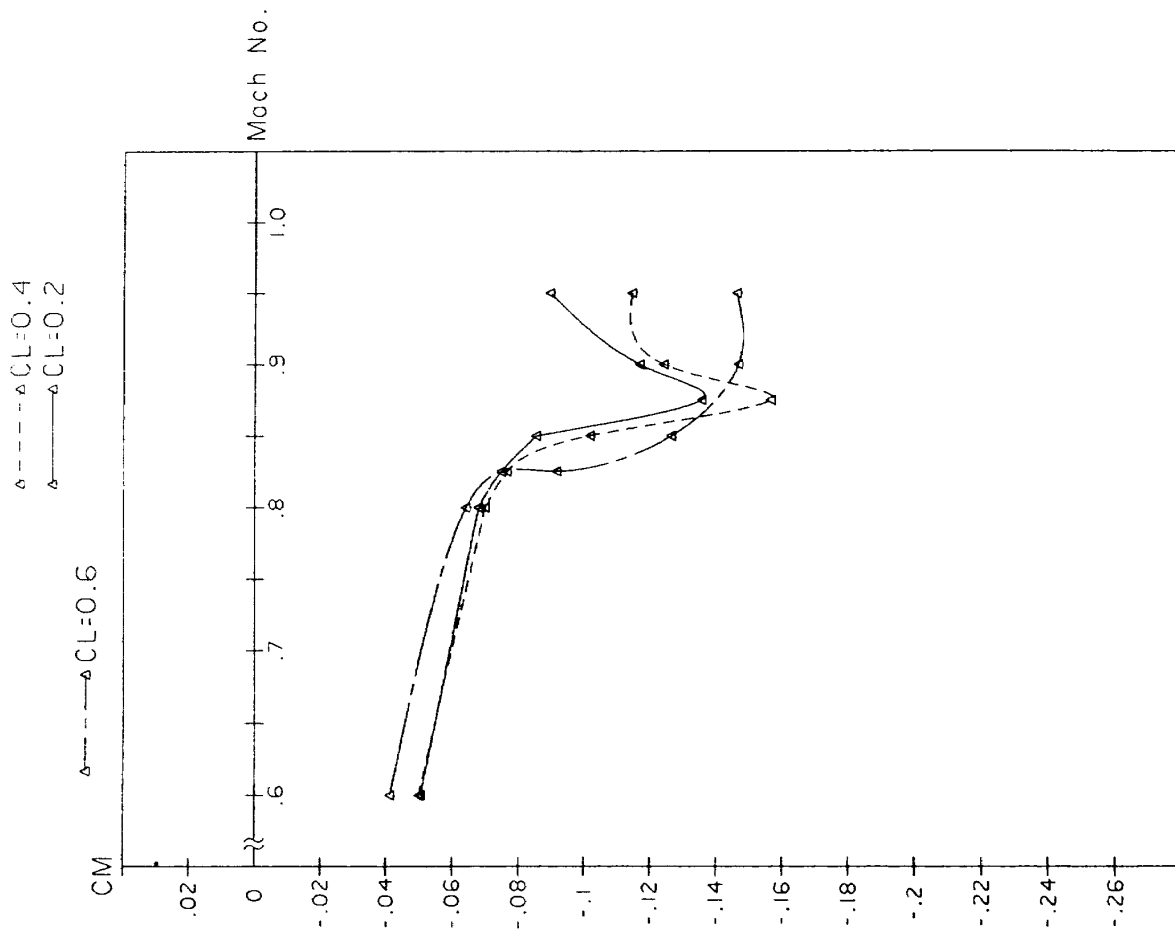
付図10-2 C_D - M 特性 ; α 一定 : NACA 16-202 NS2D



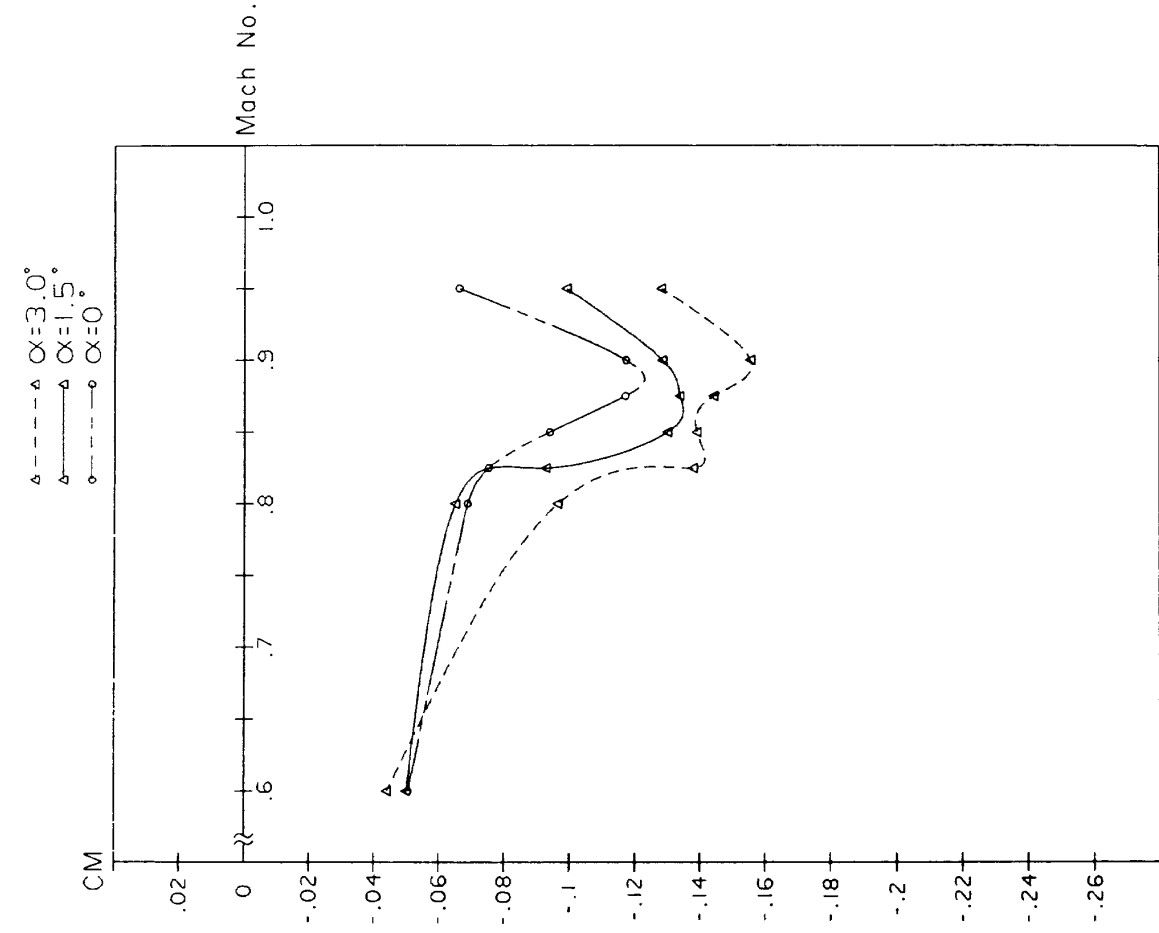
付図10-3 C_D - M 特性 ; α 一定 : NACA 16-204 NSFOIL



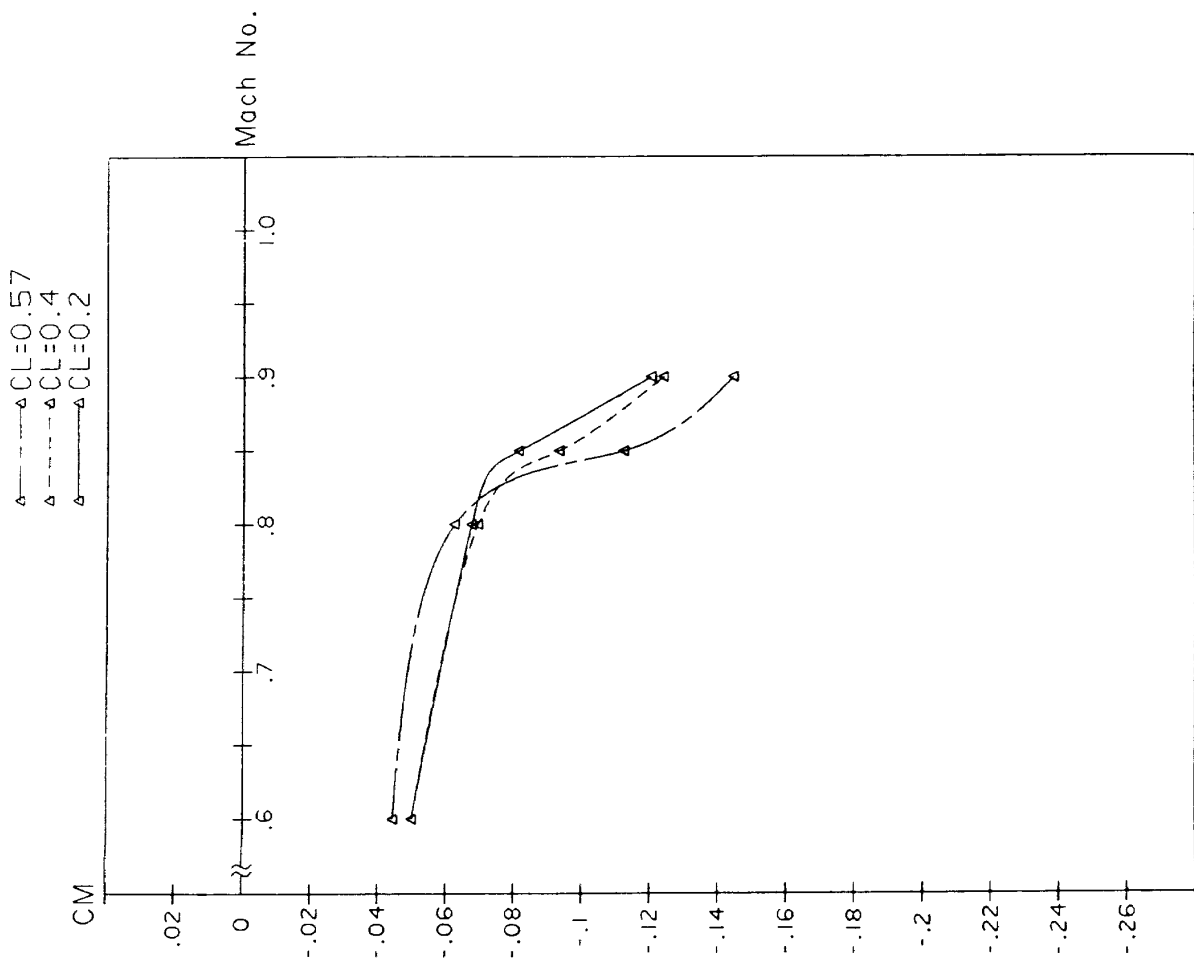
付図11-2 C_M - M 特性; C_L -一定; NACA 16-202 NS2D



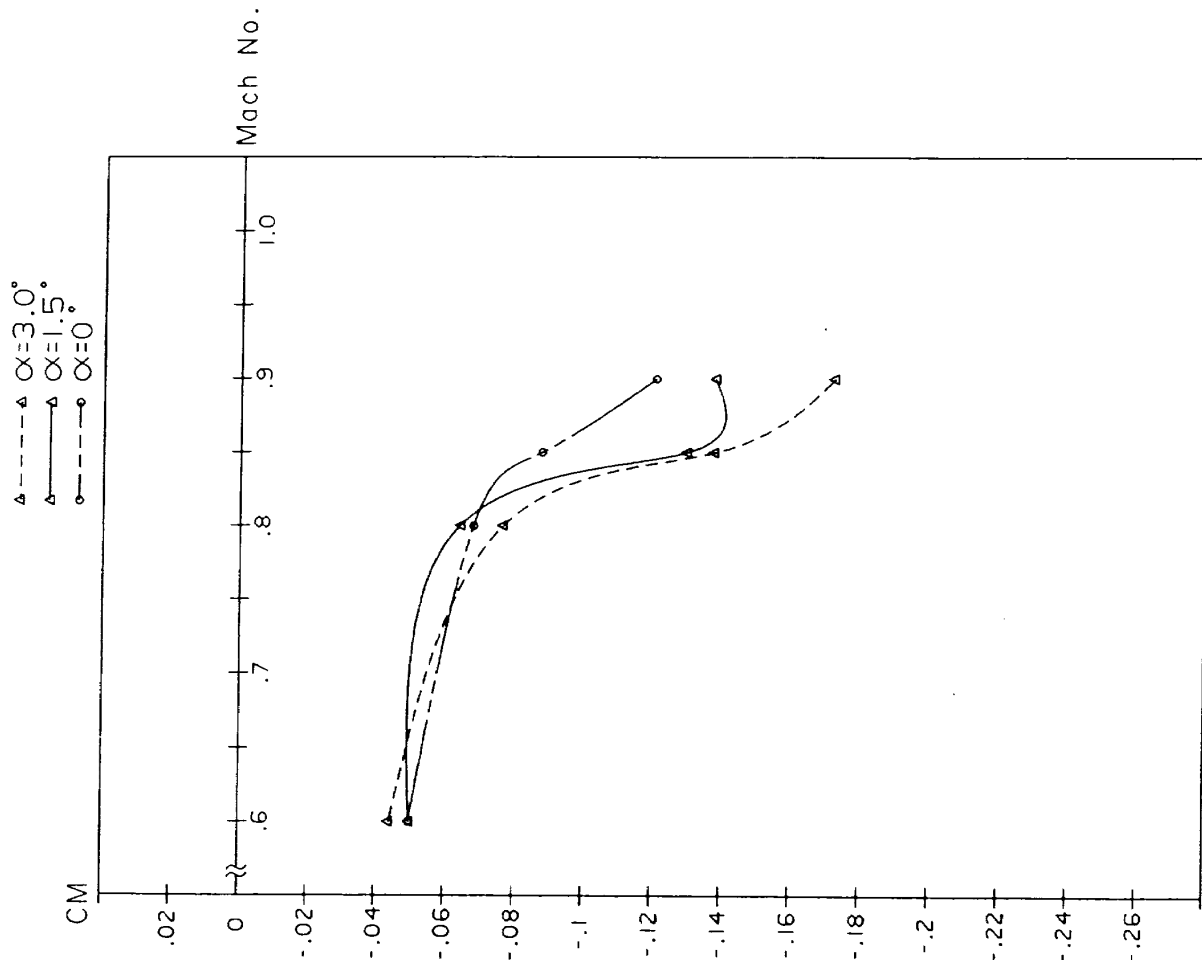
付図11-1 C_M - M 特性; C_L -一定; NACA 16-204 NS2D



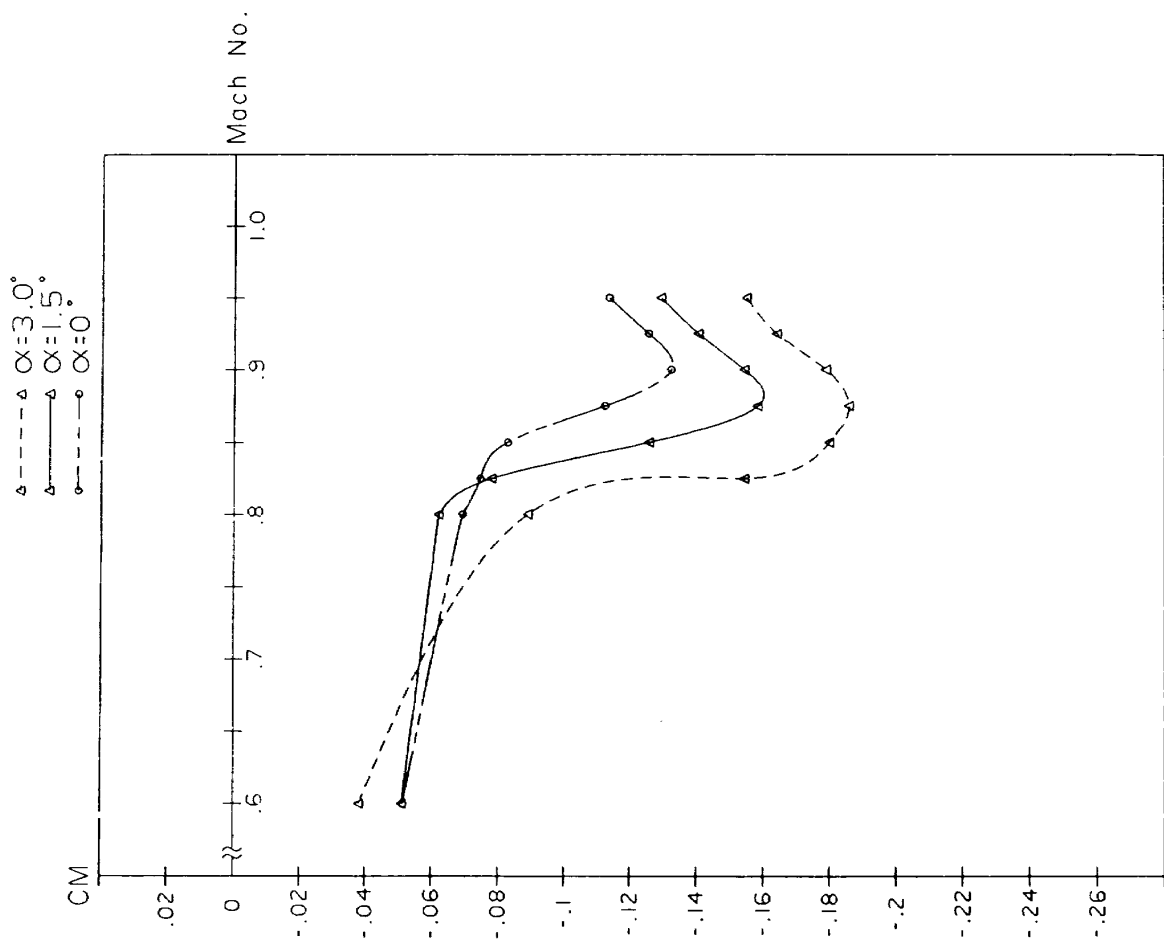
付図12-1 C_M - M 特性; α 一定: NACA 16-204 NS2D



付図11-3 C_M - M 特性; C_L 一定: NACA 16-204 NSFOIL



付図12-3 $C_M - M$ 特性; α 一定: NACA 16-204 NSFOIL



付図12-2 $C_M - M$ 特性; α 一定: NACA 16-202 NS2D

航空宇宙技術研究所報告1046号

平成元年12月発行

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

Printed in Japan