

航空宇宙技術研究所資料

TECHNICAL MEMORANDUM OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TM-615

ATPブレードの研究(I)

— 薄翼の遷音速二次元風洞試験 —

佐藤 衛 ・ 神田 宏 ・ 須谷 記和
小国 保男 ・ 馬場 滋夫 ・ 三輪 等
河本 巖 ・ 少路 宏和 ・ 大竹 邦彦
菊野 栄次 ・ 市川 恵通 ・ 遠藤 宏
信谷 英之

1989年11月

航空宇宙技術研究所
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

目 次

1. まえがき	1
2. 記 号	2
3. 実験装置	2
3.1 二次元遷音速風洞	2
3.2 応力測定	3
4. 風洞データ処理	5
5. 供試模型と振動特性	6
5.1 供試模型	6
5.2 振動特性	7
6. 風洞試験ケース	13
7. 試験結果と考察	15
7.1 応力測定	15
7.2 翼型空力特性	20
8. ま と め	22
付録 試験結果一覧	24

ATPブレードの研究(Ⅰ)*

— 薄翼の遷音速二次元風洞試験 —

佐藤 衛** 神田 宏** 須谷 記和**
小国 保男** 馬場 滋夫** 三輪 等**
河本 巖** 少路 宏和** 大竹 邦彦**
菊野 栄次*** 市川 恵通*** 遠藤 宏***
信谷 英之***

Investigation of ATP blades (Part I) — Test of Thin Airfoils in the NAL 2-D Transonic Wind Tunnel —

Mamoru SATO, Hiroshi KANDA, Norikazu SUDANI,
Yasuo OGUNI, Sigeo BABA, Hitoshi MIWA,
Iwao KAWAMOTO, Hirokazu SHOJI, Kunihiro OTAKE,
Eiji KIKUNO, Yoshimichi ICHIKAWA, Hiroshi ENDO
and Hideyuki NOBUTANI

ABSTRACT

Two-dimensional transonic wind tunnel tests of thin airfoils were made as a part of aerodynamic research on propeller blades for advanced turboprop engines.

The test airfoils were NACA-16-202 and NACA16-204 which were developed as airfoils for conventional propeller systems at NACA in 1934. The Reynolds number is 8×10^6 . The Mach number was varied from 0.6 to 1.0 and angles of attack from -10° to $+16^\circ$.

In addition, vibration characteristics were measured and analyzed.

1. ま え が き

高速ターボプロップ(ATP)のブレードに使用される翼断面形状(翼型)は、輸送機の主翼等に用いられ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、従来のプロペラシステムに使用されてきた薄翼翼

型に比べ空力性能、形状性能とも、さらに優れた高性能が要求されている。

しかしながら、我が国においては薄翼の数値シミュレーションおよび風洞試験の経験はなく、薄翼翼型の研究開発方法の確立には到っていない。

本研究は、薄翼翼型研究開発方法確立をめざした研究の第1ステップとして従来プロペラシステムの代表的翼型について二次元遷音速風洞試験を行い、薄翼風試データの整備を図るとともに数値シミュレーションコードの検証に必要なデータ、

* 平成元年9月14日受付

** 航空宇宙技術研究所

*** 住友精密工業株式会社

高性能薄翼翼型設計に必要なデータ提供を行うものである。

風洞試験は、1930年代にプロペラブレード用としてNACAで開発された2%翼；NACA16-202翼型および4%翼；NACA16-204翼型の2種類について行った。試験風洞は航技研高レイノルズ数二次元遷音速風洞である。これらの翼型の風洞試験データで公表されたものは現在のところ見あたらない。

試験レイノルズ数は実機ATPの巡航および離陸条件を想定し $Re=8 \times 10^6$ とした。マッハ数は0.6から1.0の範囲で、また迎角はそれぞれのマッハ数において最大 -10° から $+16^\circ$ の範囲で変化させた。試験中、側壁境界層の吸い込みは行っていない。 C_l 、 C_d 等の空力係数は翼模型表面の静圧分布および後流分布を測定し、これより算出した。

2%翼模型については事前検討において大きな応力の発生が予想されたため、模型構造を従来厚翼模型で採用されている上下2分割構造から一体構造に変更し剛性の向上を図るとともに、風洞試験を安全かつ有効に行うために応力調査を目的とした予備風洞試験を行い模型に負荷される応力データを取得した。この結果を踏まえ、2%翼の風洞試験中は常に応力をモニターし模型の強度限界を把握するとともに、応力データを取得した。また、これに関連して2%翼模型の振動特性の測定および解析を行っている。

なお本研究は官民特定共同研究「高速ターボプロップ要素技術の研究」のうち「ATPブレードの研究」の一環として航空宇宙技術研究所と住友精密工業株式会社との間で行われた研究成果の一部である。

2. 記 号

C	；翼弦長
C_c	；軸力係数
C_{dk}	；検査断面 k における抗力係数
$C'_d(j)$	；抗力係数を求めるための微分値
C_{dp}	；摩擦なし抗力係数
C_{dw}	；抵抗係数
C_l	；揚力係数

C_{li}	；設計揚力係数(非圧縮ポテンシャル)
C_m	；1/4コード長廻りピッチングモーメント
C_{mo}	；前縁廻り縦揺れモーメント係数
C_n	；垂直力係数
C_p	；翼面上圧力分布
$C_p(i)$	； i 番目の測圧孔の C_p 値(圧力係数)
$Hk(j)$	；検査断面 k におけるピトー位置での伴流
L	；リフト $C_l \times Q \times S$
M	；一様流マッハ数
M_{ld}	；揚力発散マッハ数
M_{dd}	；抵抗発散マッハ数
\tilde{P}_L	；プリナム室静圧の平均値
\tilde{P}_0	；よどみ点圧力の平均値
$P_w(j)$	；ピトー位置での伴流の静圧の総圧
Q	；動圧
Re	；レイノルズ数
S	；模型翼面積
$X(i)$	； i 番目の測圧孔の X 座標(翼弦方向)
$Z(i)$	； i 番目の測圧孔の Z 座標(厚み方向)
$Z(j)$	；ピトー管位置
α	；迎角
α_c	；補正迎角
$\bar{\sigma}$	；模型に負荷された平均応力
$\tilde{\sigma}_{p-p}$	；模型に負荷された変動応力

3. 実験装置

3.1 二次元遷音速風洞

本風洞の概略図を図3.1に示す。風洞は調圧弁、集合胴、縮流胴、プリナム室、測定部、第2スロート弁、拡散胴、放出胴、および消音装置によって構成されており主要な諸元を表3.1に示す。本風洞は、高亜音速から遷音速領域で、高レイノルズ数の試験を行う目的で作られた二次元翼型試験用風洞であり、風洞の性能および特性については既に公表されており詳細な説明は文献にゆずる¹⁻⁵⁾。

ここでは標準的な動作例について示す。吹き出し式風洞であるため調圧弁前方に高圧貯気槽を持ち、通風前に充填弁により調圧弁から第2スロート弁の間を通風時の淀み点圧に近い圧力で充填し

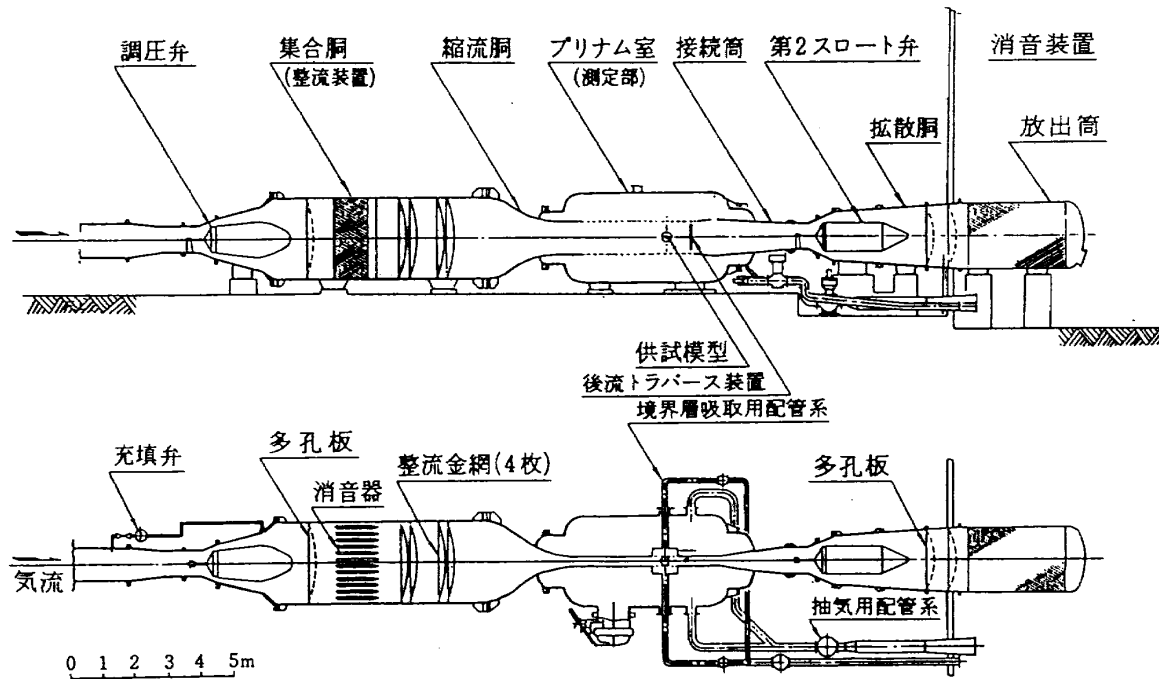


図 3.1 二次元遷音速風洞概略図

表 3.1 航技研二次元風洞主要諸元

風洞形式	間欠吹出式
測定部断面積	0.3m (幅) × 1.0m (高)
淀み点圧力	196kPa ~ 1176kPa
マッハ数範囲	0.2 ~ 1.2
レイノルズ数	40×10^6 ($M=0.8$, $P_0=1176\text{kPa}$ 基準長=0.25m)
通風時間	9 ~ 100sec

ておく（プリチャージ起動方式）。風洞起動は第2スロート弁、調圧弁をこの順に開くことで行い、通風中淀み点圧は調圧弁の開度を制御して一定に保持する。風速は亜音速領域 ($M < 0.8$) では、第2スロート弁の開度を、遷音速領域 ($M \geq 0.8$) ではプリナム室の圧力を調整する抽気弁の開度をそれぞれ制御して行われる。風洞起動後、気流が一定になったならば模型迎角を指定角度にした後、計測を開始する。制限通風時間の範囲内で指定された迎角の数だけこの操作を繰り返す。通風終了は調圧弁と第2スロート弁とを連動させて閉じ、これら2つの弁の間に次の試験時の淀み点圧に近

い圧力を残して風洞を停止する（一時停止方式）。

3.2 応力測定

2% 翼模型については事前の応力検討の結果、模型に負荷されると予測されるリフト； L に対し強度の余裕安全率が十分でないことが認められたため、風洞試験中常に模型に負荷される応力をモニターするとともに、応力調査を目的とした予備試験を行い風試条件と模型に負荷される応力との関係を調べた。

3.2.1 応力測定箇所

図 3.2.1 に示すように翼中央部、翼端部の 2 ケ所について応力の測定を行った。歪ゲージは 4 アクティブゲージ構成としゲインを上げるとともにデータの温度補正の必要をなくしている。

3.2.2 応力測定装置

1) 予備試験

図 3.2.2 に示すように DAT 方式のデータレコーダに動歪計の出力信号、迎角信号および試験条件を記録するとともに電磁オシログラフでモニターした。データレコーダの記録は試験終了後 FFT アナライザーで処理している。

2) 風洞試験

図 3.2.3 に示すように動歪計の出力信号はロー

パスフィルターを通して平均応力； $\bar{\sigma}$ と、RMSメーターを通して変動応力； $\tilde{\sigma}_{p-p}$ に分離され、迎角信号と、ともにペンレコーダに記録される。この結果、 $\bar{\sigma}$ および $\tilde{\sigma}_{p-p}$ の大きさをそれぞれ個別にリ

アルタイムにモニターすることが可能となり、薄翼模型の風洞試験が安全かつ有効に行えるようになった。

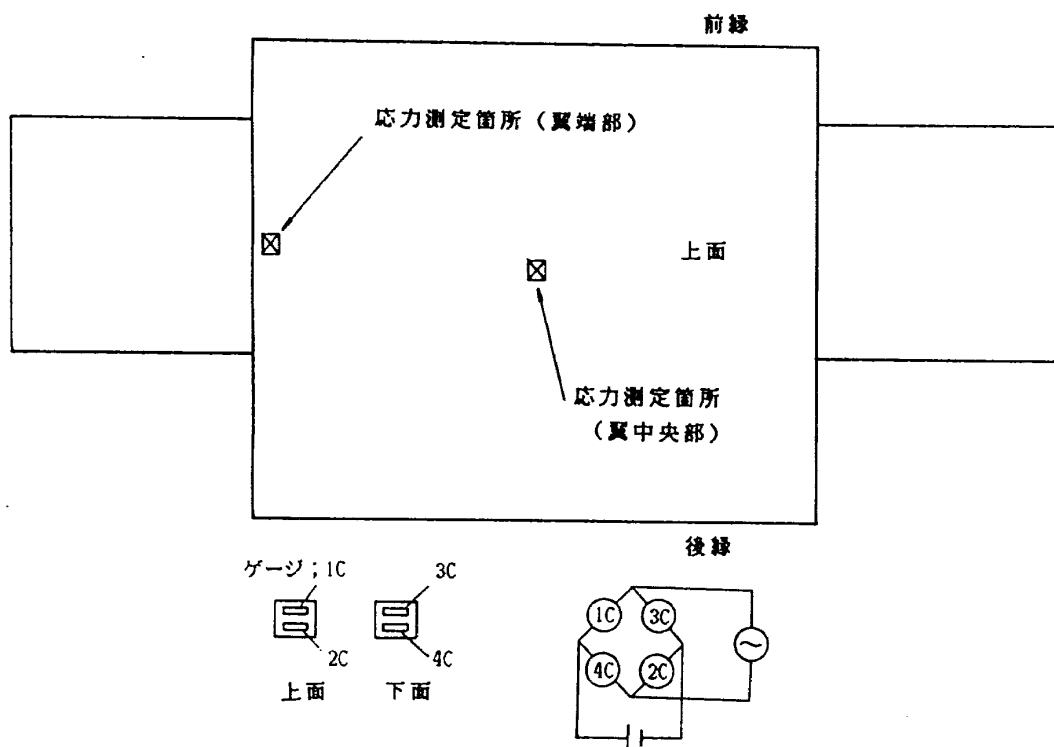


図 3. 2. 1 応力測定箇所；NACA 16-202

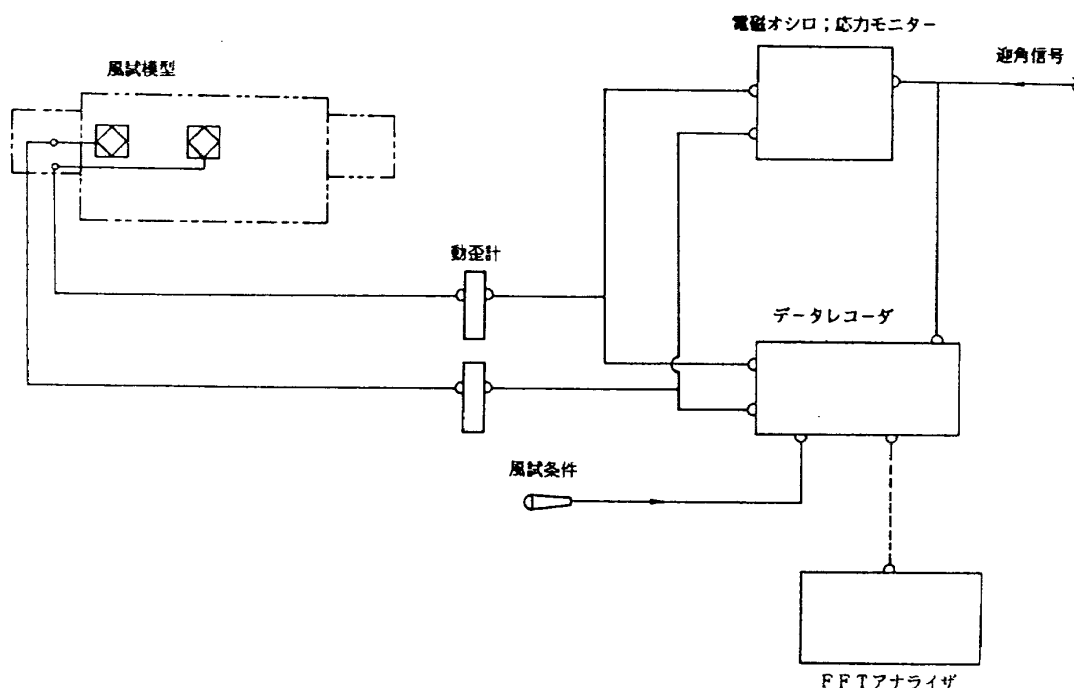


図 3. 2. 2 応力測定装置；予備試験時

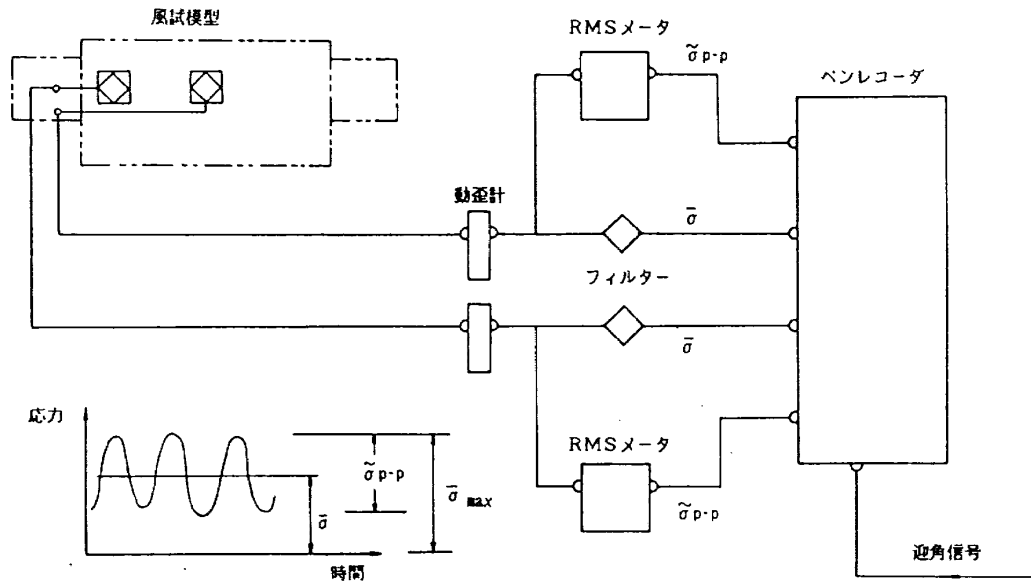


図 3.2.3 応力測定装置；風洞試験時

4. 風試データ処理

二次元翼模型の風洞試験では、模型表面上に開けられた測圧孔の圧力分布と、模型下流に設けられたピトー管トラバース装置による伴流分布から C_l , C_d , C_m 等の空力係数を得る。これらの測定原理を図 4.1 に示す。入力データとしては、圧力走査器からのポート位置信号(BCD2桁)と圧力変換器の出力信号が各4ch, 伴流トラバース装置からのピトー管位置信号(BCD4桁)及び圧力変換器出力信号4chである。この他、風洞気流の基準データとしてよどみ点圧力(P_0), プリナム室との差圧($P_0 - P$), よどみ点温度(T_0), 模型迎角(α)や弁開度等の信号でデジタル5ch, アナログ14chを同時に集録している。また、サンプリング・レートは次のように設定した。まず、圧力走査器はポート送り周期120msで各ポートあたり5msで10点取り込んだ。今回の試験では、測圧孔が通常の模型よりも小さいため、圧力応答の遅れが心配されたが、同じ条件でポート送り周期200msの試験を行った結果ほとんど変化が見られなかったため、試験効率の点から通常の試験と同一条件とした。伴流分布データは、トラバース速度が伴流分布範囲が狭い場合は約50mm/s, 広い場合は100~150mm/sとして、どちらも10msでサンプリングしているので、データ間隔としては約0.5~1.5mmと

なっている。基準データは、最終的には各模型迎角毎に平均化を行うが、気流制御状態の監視のため50msでサンプリングしているこれらの条件により1迎角あたり5~6秒程度で計測が可能となった。次に、データ処理の手順を述べる。集録されたデータはまず、BCDデータやA/D変換器からの生データを物理量データに変換する。続いて基準データは各迎角毎に、圧力走査器からの圧力データは各ポート毎に平均化を行い、伴流分布データは11点毎に移動平均する。これらの平均化されたデータを用いて、マッハ数, C_p などの各種圧力係数を算出する。次に、圧力走査器の圧力分布データを模型前縁~上面~後縁~下面~前縁の順に時計廻りに並べ替えを行う。この後、次式により積分を行い各空力係数を算出する。

$$C_n = \frac{-1}{2C} \sum_{i=1}^n [C_p(i+1) + C_p(i)]$$

$$\times [X(i+1) - X(i)]$$

$$C_c = \frac{-1}{2C} \sum_{i=1}^n [C_p(i+1) + C_p(i)]$$

$$\times [Z(i+1) - Z(i)]$$

$$C_{mo} = \frac{-1}{2C^2} \sum_{i=1}^n [C_p(i+1) \cdot X(i+1)$$

$$+ C_p(i) \cdot X(i)] \times [X(i+1) - X(i)]$$

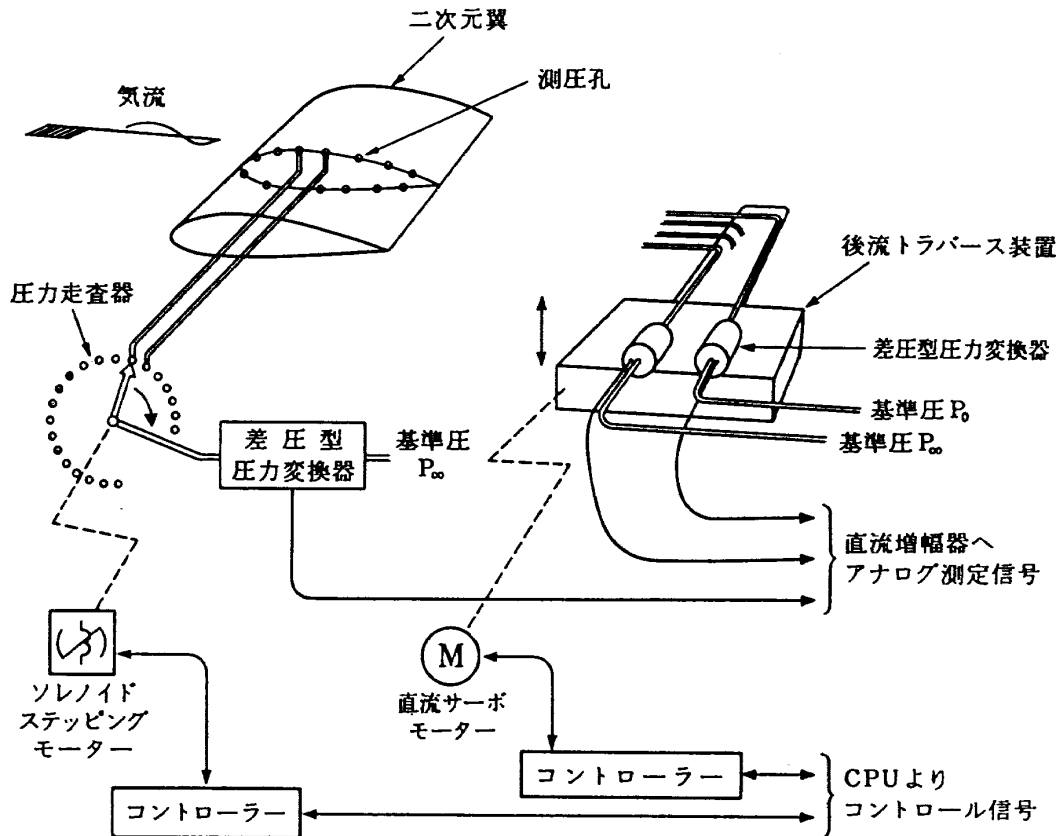


図4.1 測定原理図

$$+\frac{-1}{2C^2} \sum_{i=1}^n [C_p(i+1) \cdot Z(i+1) + C_p(i) \cdot Z(i)] \times [X(i+1) - X(i)]$$

$$C_l = C_n \cdot \cos \alpha - C_c \cdot \sin \alpha$$

$$C_{dl} = C_n \cdot \sin \alpha + C_c \cdot \cos \alpha$$

$$C_m = 0.25 \times C_n + C_{mo}$$

また、 $i=1$ は前縁、 $i=n$ は下面側前縁の次のポート、

$$X(n+1) = X(1), Z(n+1) = Z(1),$$

$$C_p(n+1) = C_p(1)$$

とする。続いて、伴流分布データより抗力係数を求めるための計算を次式により行う。

$$C_d'k(j) = 2 \left(\frac{P_w(j)}{\tilde{P}_L} \right)^{\frac{1}{\gamma}} \cdot \left(\frac{Hk(j)}{\tilde{P}_0} \right)^{\frac{1}{\gamma}} \\ \times \sqrt{\frac{1 - \left(\frac{P_w(j)}{Hk(j)} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}}{1 - \left(\frac{\tilde{P}_L}{\tilde{P}_0} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}}} \times \left[\frac{1 - \left(\frac{P_w(j)}{Hk(j)} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}}{1 - \left(\frac{\tilde{P}_L}{\tilde{P}_0} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}} \right] \\ C_dk = \frac{-1}{2C} \sum_{j=1}^m [C_d'k(j+1) + C_d'k(j)] \\ \times [Z(j+1) - Z(j)]$$

また、今回の試験では、1回の通風で集録する模型迎角の範囲が大きいのでトラバース範囲を広めに設定していた。このため、全トラバース区間データの内、伴流の含まれる区間のみを積分対象としている。つまり、 $j=1$ 及び $j=m$ での $C_d'k(j)$ の値が、伴流分布のピークを中心に両側で初めて0になる位置までを積分区間としている。この方法により、伴流を含まない区間での積分誤差を抑えることができた。

5. 供試模型と振動特性

5.1 供試模型

2% 翼、4% ともコード ; 250mm, スパン ; 300mm とし、静圧孔数は上下面各46点の計92点である。4% 翼は従来の厚翼模型と同じく上下面2分割構造とし材質もステンレス鋼 SUS304 とした。2% 翼は剛性、強度を向上させるため静圧配管を模型表面の溝に埋め込み整形することにより一体構造を採用し、材質も高強度のステンレス鋼 SUS 630H950 とした。また、静圧孔の配置も4% 翼の一系列配列に対し、翼中央 ± 20mm の範囲に分散さ

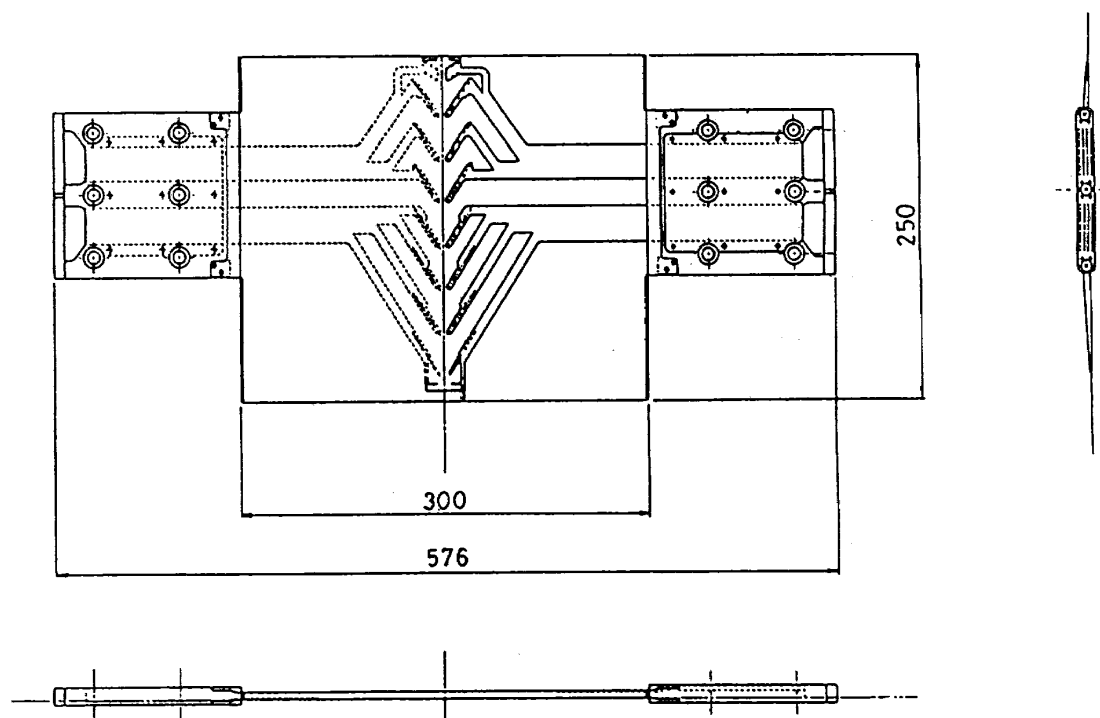


図 5. 1. 1 2% 翼模型形状図

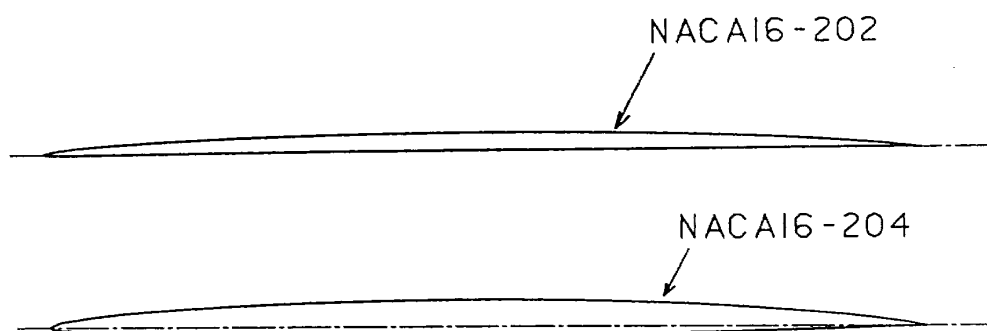


図 5. 1. 2 翼型形状

せ強度向上を図った。2% 翼模型の形状図を図5. 1. 1に示す。

表 5. 1. 1 に 2% 模型および 4% 模型の主要諸元を示す。また、模型断面形状を図 5. 1. 2 に、静圧孔の位置を図 5. 1. 3 に示す。

5. 2 振動特性

振動解析は、翼型が NACA 16-202 の供試体についてのみ行った。この供試体は翼部分が非常に薄く、翼部分が支持部よりも相当薄くなり、翼部分と支持部の結合部の強度が弱いことが予想される。そこで、供試体の安全性の面から振動特性を予め知っておく必要がある。ここでは、より精度良い解析を行うために、振動試験を行うとともに、質量剛性面でのモデリングと端末条件の扱い方を

振動試験の結果と比較検討した。


なお、解析には汎用構造解析プログラム ADINA を使用した⁶⁾。

5. 2. 1 試験方法と結果

計算に先立って、供試体の振動試験を行った。振動試験の方法は、インパルスハンマーによる一点加振法であり、試験に使用した装置はそれぞれ、モーダル解析システムが HP-5473A、加速度計が ENDEVCO-2222C、インパルスハンマーが BK-8202 である。

次に、試験結果の一例を図 5. 2. 1 に示す。図は打点法による応答の共振点を表わしており図中の数字は共振周波数で単位は Hz であり、横軸は周波数、縦軸は伝達関数の虚数部、上下の図は打点の違いによる例である。また、試験により得られ

表 5.1.1 風試模型主要諸元

項 目	2%翼厚風試模型		4%翼厚風試模型
翼 型	NACA16-202 (断面形状を図5.1.2に示す)		NACA16-204 (同左)
コード	250mm (最大厚5mm)		同左 (最大厚10mm)
スパン	300mm		同左
静圧孔数	上面 46点	計92点	同左
	下面 46点		
静圧孔径	前縁／後縁近傍：0.3φ		0.6φ
	その他 : 0.5φ		
静圧孔位置	同じ (図5.1.3に示す)		
構 造	一体構造 (静圧導管表面溝埋め込み)		上下2分割ボルト固定構造 (従来の厚翼模型と同一構造)
材 質	SUS630 H950 (F t u = 117.6 kPa)		SUS304 (F t u = 51.9 kPa)
応力モニター	あり；2ヶ所 		なし

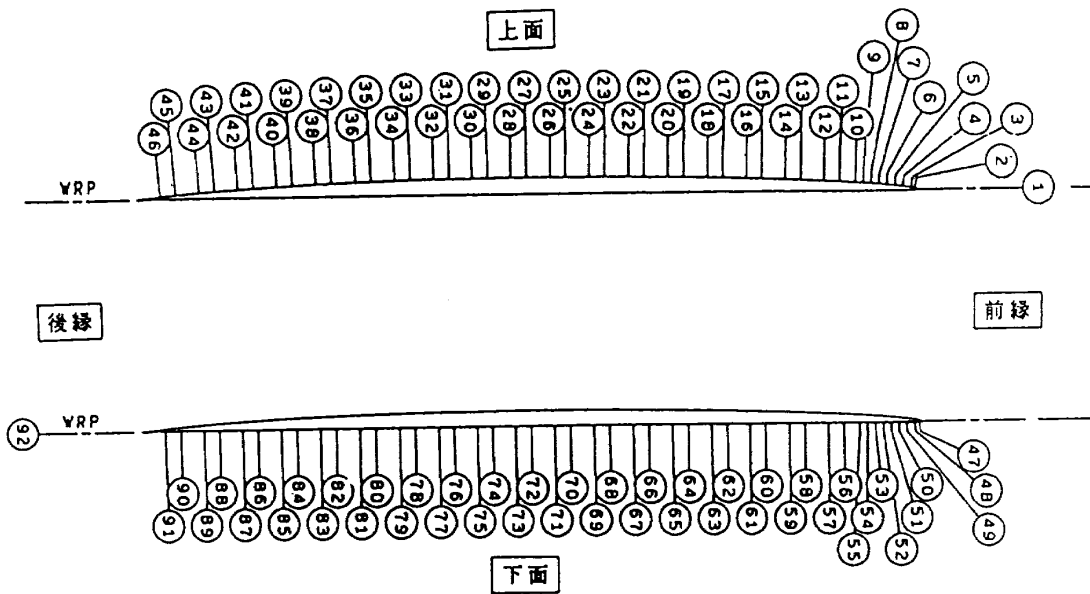


図 5. 1. 3 静圧孔の位置

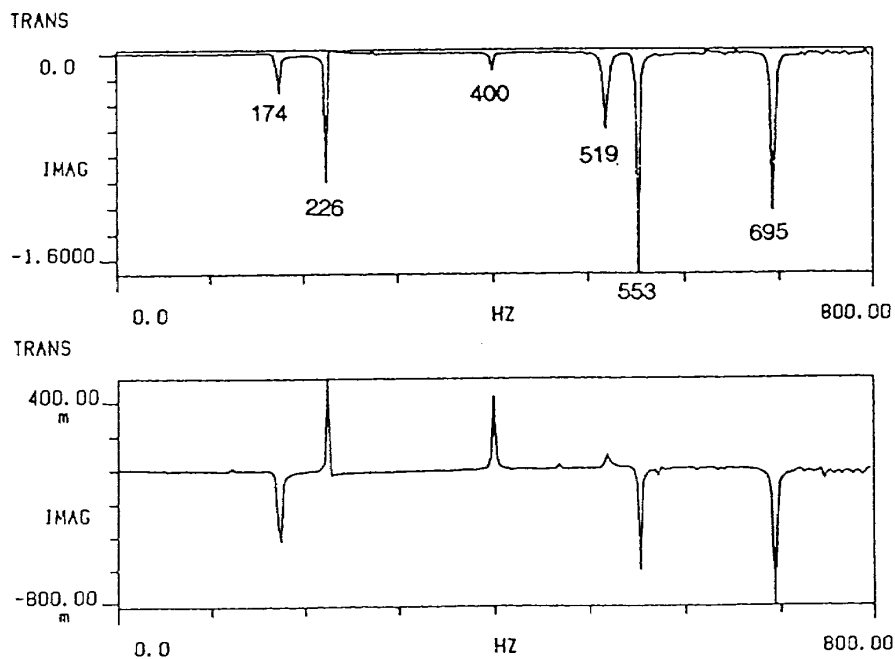


図 5. 2. 1 振動試験結果

たモード図を図 5. 2. 2 に示す。

5. 2. 2 有限要素法による計算方法

1) 要素の検証

計算に使用した要素は ADINA に組み込まれている Discrete Kirchhoff's Model の三角形要素を四角形要素に修正したものである。ここで、実際の計算に入る前に使用する要素特徴と精度を示すために四角形要素の検証を行ったので以下に示す。

要素の検証に使用した構造モデルは、幅が 80

mm、長さが 40mm、厚さが 1mm のアルミの平板を両端固定支持した物を使用した。振動計算結果と理論値⁷⁾との比較を表 5. 2. 1 に示す。計算結果から 5 次モードはずれが大きい、残りのモードはおしなべて良好な結果が得られた。

2) 計算方法

翼型が NACA16-202 の供試体を図 5. 2. 3 のようなモデルで近似することとし、供試体の材質はステンレス鋼 SUS630 でできており、その構造諸元

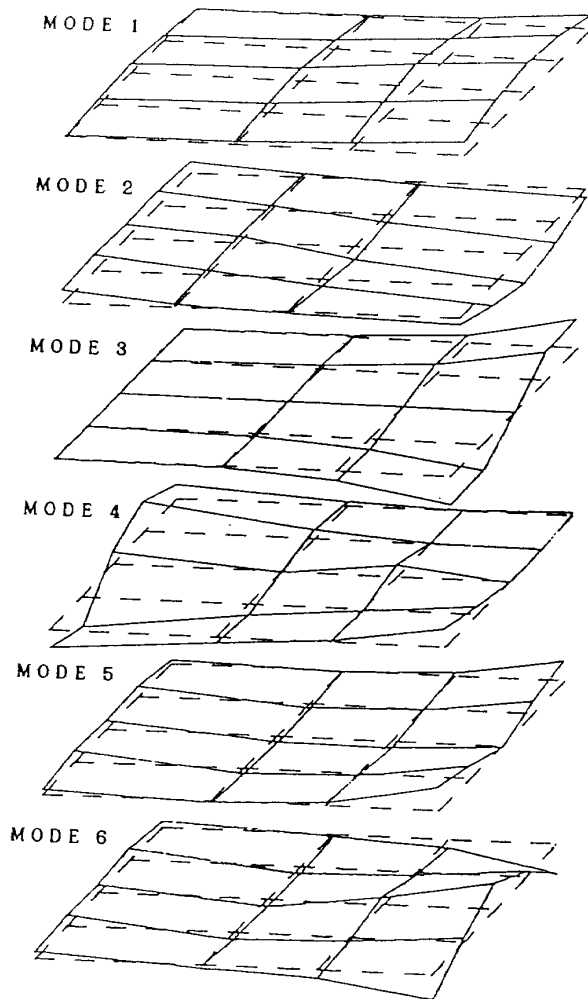


図 5.2.2 振動試験によるモード図

等を表 5.2.2 に示す。

計算を行う際に考慮したことは次の 2 点である。

- (1) 供試体は、全体が密に詰まっているわけではなく、圧力分布を測定するための管が埋め込まれているので、内部が中空になっている部分があり、質量分布が一様になっていないので、その質量効果を考慮する。
- (2) 供試体支持部の固定条件を完全固定ではなく、変位は拘束されているが、回転自由度は完全には拘束されていないと考える。

第一の点については、剛性と質量の両面の配慮が必要である。剛性については、要素剛性マトリクスを作る際に中空部分を要素板厚を減ずることで考慮することとした。すなわち、要素内の中空部分の体積を求め、その体積分だけ要素の厚さを薄くした上で、要素内の厚さは要素の各節点の平均値を取り、要素内一定として用いることとした。また、質量行列については、集中質量を用い、次

表 5.2.1 要素の検証計算結果

	Mode Number					
	1	2	3	4	5	6
Reference value(Hz)	458	748	1260	1710	2270	2490
Calculated value(Hz)	458.5	734.4	1264	1686	2101	2479
Error(%)	0.1	-1.8	0.3	-1.4	-7.4	-0.4

表 5.2.2 モデルの諸元

Number of Elements : plate element-216
beam element-6
Number of Nodes : 256

Density : $7.80 \times 10^3 \text{ kg/m}^3$
Young's module : 193 GPa
Poisson's ratio : 0.24
Total Mass : 5.014 kg

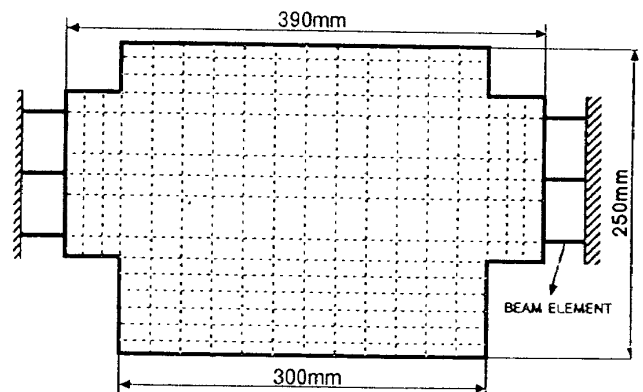


図 5.2.3 二次元翼模型の有限要素法モデル

の三つの方法 (A, B, C) で作成した。

- A-中空部分の質量は無いものとし、付加質量は加えない。
- B-中空部分が供試体と同じ材質の物で完全に詰まっているとし、その分の質量を各節点に付加質量として加える。
- C-中空部分が、質量行列の全重量と供試体の全重量とが一致するような材質の物で詰まっているとし、その分の質量を各節点に付加質量として加える。

第二点の支持条件については、次の 4 種類 (1, 2, 3, 4) の計算を行った。

- 1-供試体端部で固定支持した場合。
- 2-供試体端部で単純支持した場合。

3 - 供試体端部では変位のみ拘束し、供試体を供試体と同じ剛性を持つねじりバネで支持した場合。

4 - 供試体端部では変位のみ拘束し、供試体を供試体の半分の剛性を持つねじりバネで支持した場合。

ただし、実際には、ねじり剛性は、梁要素の変位自由度を拘束し、回転自由度を自由にするにより与えている。

5.2.3 計算結果

5.2.2で述べたA～C、1～4の分類に従い、3種類の質量行列のそれぞれについて支持条件を4種類変えて計算した全ての結果を表5.2.3に示

す。ただし、固有振動数を求めるにあたっては、サブスペース法とヤコビ法を組み合わせたものを使用した⁸⁾。

次に、上の結果を用いて質量行列の違いによる変化を調べるために支持条件を1の固定支持として、質量行列だけ変えて比較した図を図5.2.4に示す。ただし、図で、横軸はモード次第、縦軸は実験値との偏差を表している。また、支持条件の違いによる変化を調べるために質量行列がCの場合に支持条件だけを変えて比較した図を図5.2.5に示す。

なお、C-4の場合のモード図が図5.2.6である。

表 5.2.3 振動計算結果

	Mode Number					
	1	2	3	4	5	6
Experimental value(Hz)	173.7	225.5	400.3	519.1	552.9	694.7
A — 1	188.9 (8.75)*	238.8 (5.90)	428.6 (7.07)	541.9 (4.39)	548.4 (-0.81)	695.5 (0.12)
A — 2	56.1 (-67.7)	222.5 (-1.33)	465.7 (16.3)	496.5 (-4.35)	548.5 (-0.80)	734.5 (5.73)
A — 3	182.1 (4.84)	235.7 (4.52)	415.4 (3.77)	526.0 (1.33)	547.3 (-1.01)	682.6 (-1.74)
A — 4	177.6 (2.25)	234.3 (3.90)	407.2 (1.72)	516.8 (-0.44)	547.2 (-1.03)	674.8 (-2.86)
B — 1	180.7 (4.03)	225.8 (0.13)	424.5 (6.05)	518.5 (-0.12)	527.4 (-4.61)	675.2 (-2.81)
B — 2	53.6 (-69.1)	215.8 (-4.30)	216.4 (-45.9)	477.2 (-8.07)	526.3 (-4.81)	715.5 (2.99)
B — 3	174.1 (0.23)	223.1 (-1.06)	410.8 (2.62)	504.3 (-2.85)	526.5 (-4.77)	662.0 (-4.70)
B — 4	169.8 (-2.25)	222.0 (-0.22)	401.9 (0.40)	496.5 (-4.35)	526.4 (-4.79)	654.0 (-5.86)
C — 1	183.5 (5.64)	230.2 (2.08)	426.0 (6.42)	526.4 (1.41)	534.9 (-3.26)	682.0 (-1.83)
C — 2	54.5 (-68.6)	218.0 (-3.32)	460.1 (14.9)	484.0 (-6.76)	533.7 (-3.47)	722.0 (3.93)
C — 3	176.9 (1.84)	227.3 (0.80)	412.5 (3.05)	511.5 (-1.46)	533.9 (-3.44)	668.8 (-3.73)
C — 4	172.5 (-0.69)	226.1 (-0.27)	403.8 (0.87)	503.2 (-3.06)	533.8 (-3.45)	660.8 (-4.88)

* Percentage deviation from experimental value

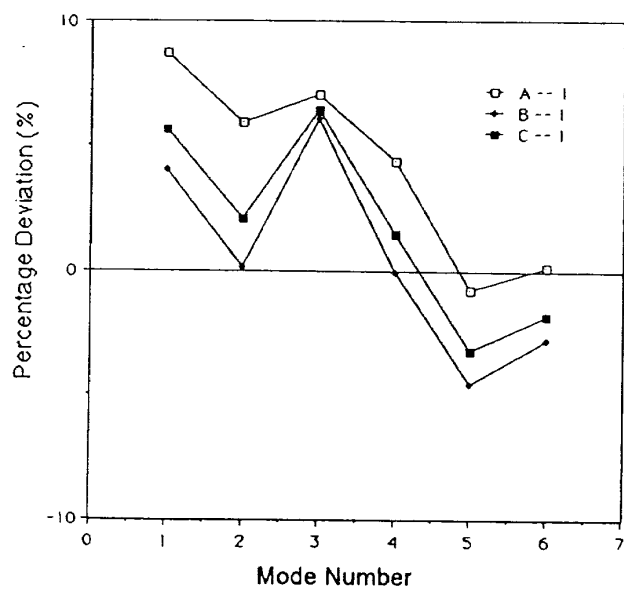


図 5.2.4 固定支持の場合の比較図

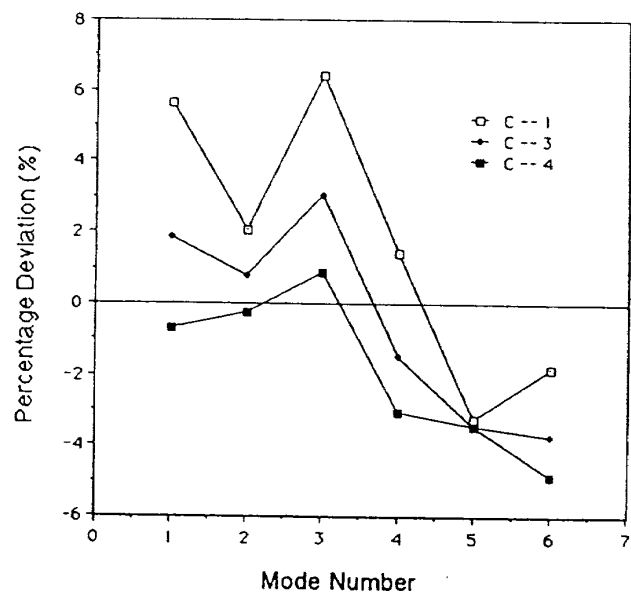


図 5.2.5 質量行列 C の場合の比較図

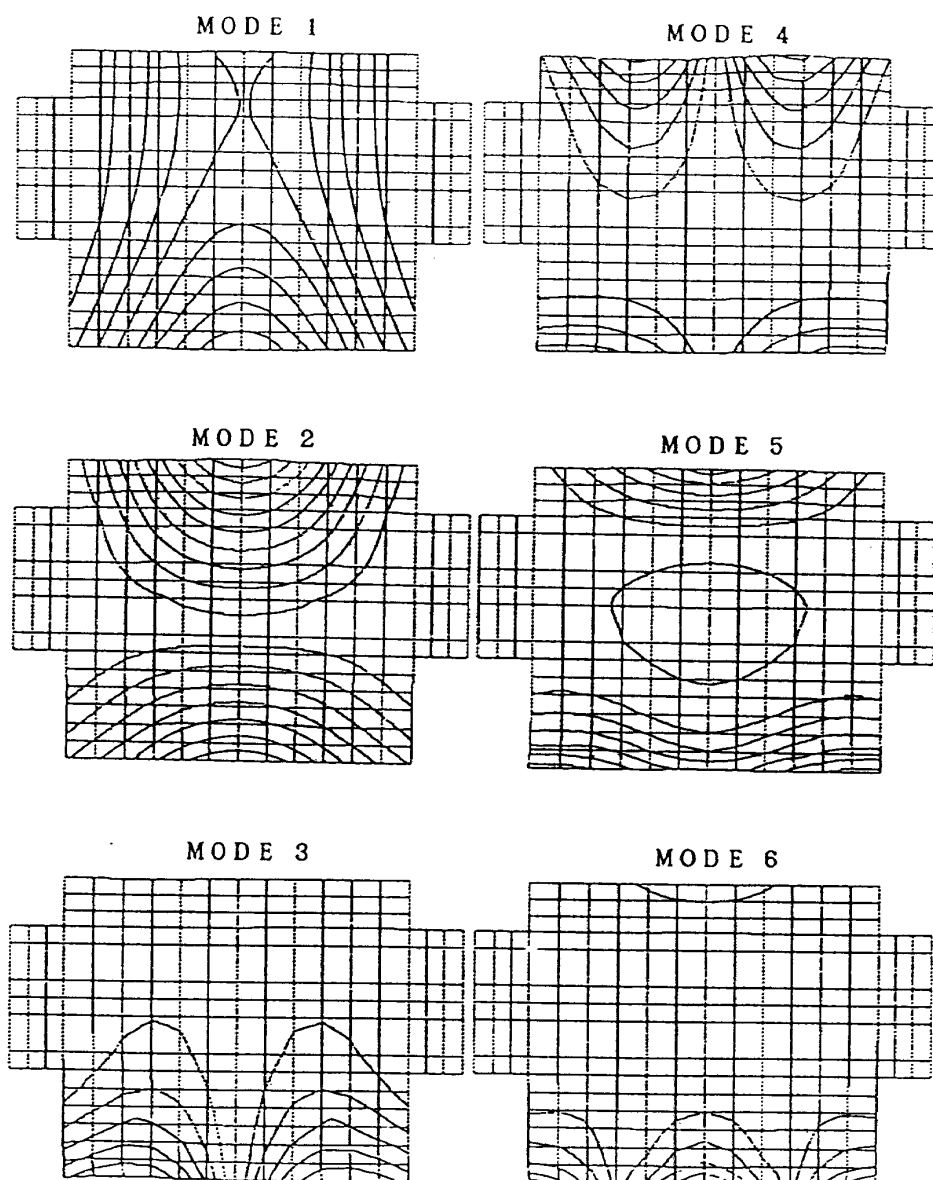


図 5.2.6 振動計算によるモード図

5.2.4 考察およびまとめ

計算結果によるモード図5.2.6は、振動試験によるモード図5.2.2と比較すると対応がとれており、モード形で見ると、妥当な計算がなされた。そして、振動を起こした場合、最も破壊を起こし易いと予想される翼と支持部分との結合部の端点に、最も大きな剪断力がかかるのはモード形状から2次モードであると考えられる。この観点から、図5.2.4および図5.2.5をみると、図5.2.4では、2次モードについてはBの場合が最も偏差が少ないが、物理的には、Cの場合が最も供試体の質量分布をよく表していると考えられる。その質量行

列Cの場合で比較した図5.2.5で、2次モードについて4の場合が最も偏差が少なくなっており、C-4の場合が最も振動特性を予測するには良い方法であることがわかった。

以上より、剛体支持に近いと思われる薄い翼でも、支持条件を完全剛より少し緩めた方が良いことがわかる。なお、翼が支持部より厚い翼模型については再度検討を要すると思われる。

6. 風洞試験ケース

2%翼, 4%翼とも低マッハ数を中心とした代表的マッハ数での失速特性の把握および抵抗発散マ

表 6.1 NACA 16-202 予備風洞試験ケース

迎角 [°]	マッハ数													
	.600	.650	.700	.725	.750	.775	.800	.825	.850	.875	.900	.925	.950	1.00
-10	○				○		○		○					
-9														
-8	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○
-7	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○
-6	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○
-5	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○
-4	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○
-3	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○
-2	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○
-1	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○
0	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○
1	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○
2	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○
3	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○
4	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○
5	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○
6	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○
7	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○
8	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○
9														
10	○		○		○		○		○					
11														
12	○		○		○		○		○					
13														
14	○		○		○		○		○					
15														
16	○		○		○		○		○					

○印実施; 262ケース

マッハ数； M_{dd} 等高速特性の把握を目的として試験ケースを設定した。表6.1に2%翼の試験ケースを，表6.2に4%翼の試験ケースを示す。2%翼の応力調査を目的とした予備試験は，表6.3に示す

ようにマッハ数を限定し比較的低迎角範囲での風試条件と発生応力の関係調査とした。試験レイノルズ数は，いずれも $Re=8 \times 10^6$ とした。

表6.2 NACA 16-204 予備風洞試験ケース

迎角 [°]	マッハ数													
	.600	.650	.700	.725	.750	.775	.800	.825	.850	.875	.900	.925	.950	1.00
-10	○		○		○		○		○					
-9														
-8	○		○		○		○		○					
-7	○		○		○		○		○					
-6	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○		○	○
-5	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○		○	○
-4	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○		○	○
-3	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○		○	○
-2	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○		○	○
-1	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○		○	○
0	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○		○	○
1	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○		○	○
2	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○		○	○
3	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○		○	○
4	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○		○	○
5	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○		○	○
6	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○		○	○
7	○		○		○		○		○					
8	○		○		○		○		○					
9														
10	○		○		○		○		○					
11														
12	○		○		○		○		○					
13														
14	○		○		○		○		○					
15														
16	○		○		○		○		○					

○印実施；214ケース

表 6.3 NACA 16-202 予備風洞試験ケース

迎角 [°]	マッハ数													
	.600	.650	.700	.725	.750	.775	.800	.825	.850	.875	.900	.925	.950	1.00
-10														
-9														
-8	○													
-7	○													
-6	○													
-5	○													
-4	○												○	○
-3	○								○				○	○
-2	○								○				○	○
-1	○								○				○	○
0	○								○				○	○
1	○								○				○	○
2	○								○				○	○
3	○								○				○	○
4	○								○				○	○
5	○													
6	○													
7	○													
8	○													
9	○													
10														
11														
12														
13														
14														
15														
16														

○印実施；44 ケース

7. 試験結果と考察

7.1 応力測定

2% 翼について行った予備試験測定結果および風洞試験時測定結果をまとめる。応力測定は、翼端部および翼中央部の2ヶ所で行ったが平均応力； $\bar{\sigma}$ ，変動応力； $\tilde{\sigma}_{p-p}$ とも翼端部の方が大きい値を示したので以下において翼端部応力について考察する。

7.1.1 予備試験

1) 平均応力； $\bar{\sigma}$

$\bar{\sigma}$ を $L=C_l \cdot Q \cdot S$ で定義されるリフト； L を横

軸として整理したものを図7.1.1に示す。これより $\bar{\sigma}$ は L で整理するとマッハ数に関係なくなり $\bar{\sigma}=3.24 \times L$ で与えられることがわかる（この値は模型の取り付けを両端固定とした場合の計算値よりも小さい）。

$L=C_l \cdot Q \cdot S$ であるから試験条件として Re と M を設定すると Q が決まる。従って応力限界として $\bar{\sigma}$ を指定すると、この模型で試験可能な C_l の最大値が決まることになる。この関係を図7.1.2に示す。試験条件は $Re=8 \times 10^6$ ， $M=0.6 \sim 1.0$ であるから Q は49.0～83.4kPaと想定される。応力限界を Ftu （引張強さ）の1/4の29.4kPaとすると

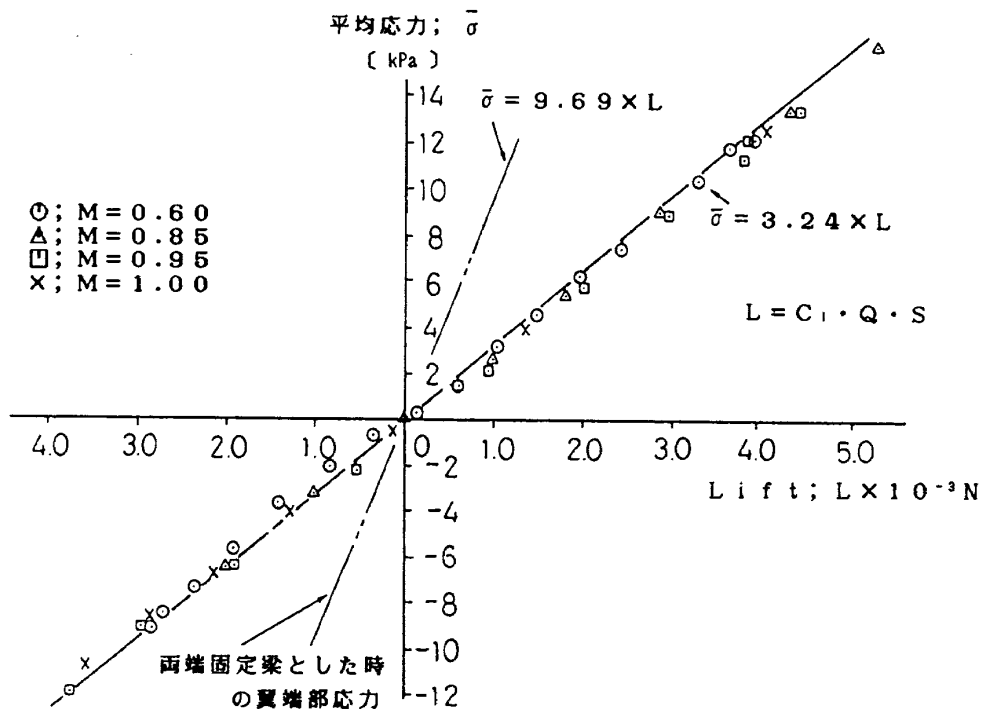
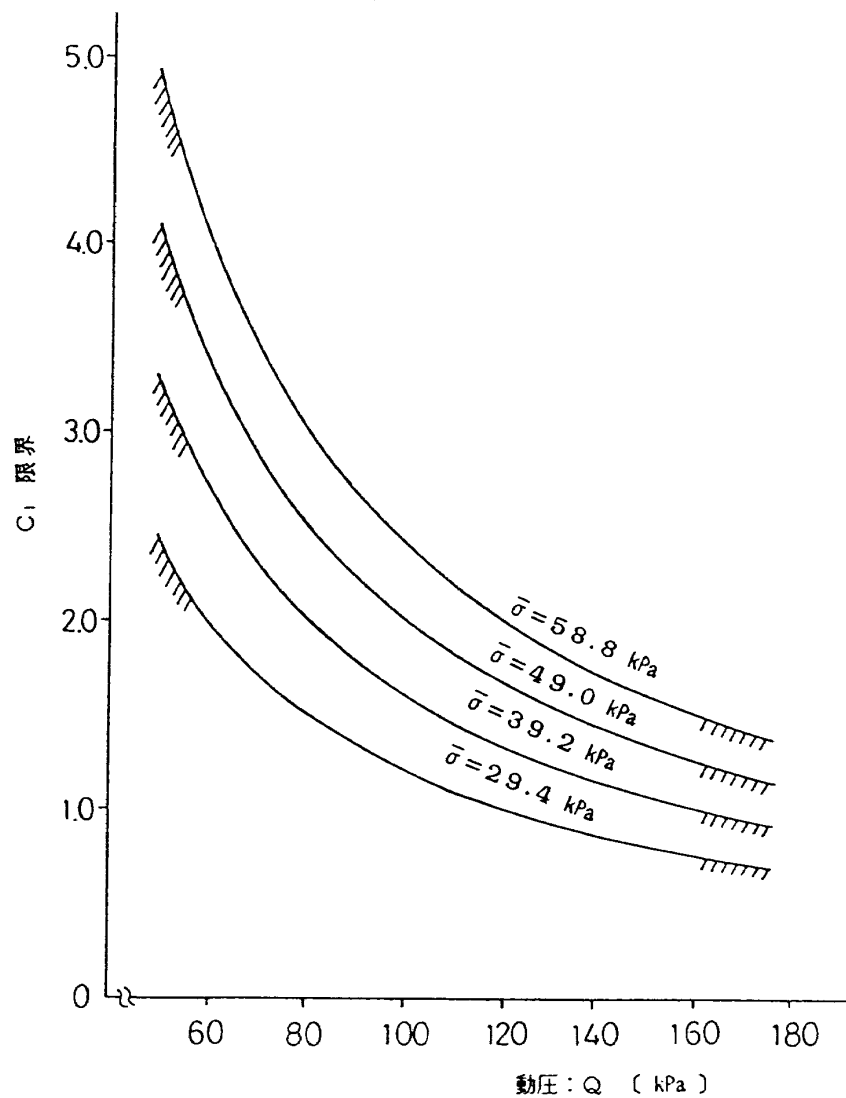
図 7.1.1 $\bar{\sigma}$ と L の関係図 7.1.2 $\bar{\sigma}$ と試験限界の関係

図7.1.2より試験可能な C_l の最大値は約1.4となる。一方、風試模型の C_l の最大値は同系列の6%および9%翼型の風試データ⁹⁾から判断すると1.0程度と判断されるので平均応力的には問題となる応力の発生は無いことが確認された。

2) 変動応力

FFTアナライザーで処理した例を図7.1.3に示す。試験したすべてのマッハ数、迎角において190Hz前後にピークを持つスペクトラムとなっている。この周波数は5.2項振動特性の項で示したモーダル試験で得られた1次ないし2次モードの周波数に相当しており、このモードが励起されているものと思われる。このピークをプロットしたものを図7.1.4に示す。試験迎角を低迎角に限った $M=0.85$ 以上では迎角に関係なく低い応力しか測定されていないが、これらよりも大きな迎角まで試験した $M=0.6$ では迎角とともに急に応力値が増加していることがこの図より認められている。 C_p 分布を見てみると変動応力の小さいケースはすべて剥離のない流れを示しているが大きい変動

応力の測定された $M=0.6$ の大迎角では前縁に剥離領域が認められる。

以上より模型の低次モードが流れの剥離により大きく励起され、その結果大きな変動応力が発生したものと考えられる。従って、マッハ数に関係なく剥離の発生する、または剥離領域の拡大する大迎角ではさらに大きな変動応力が模型に負荷されると思われる。

3) まとめ

予備試験の結果、以下のことが確認された。

- ① $Re=8 \times 10^6$ での2%翼の風洞試験は平均応力的には迎角に制限なく行える。
- ② 変動応力は迎角とともに増加する傾向を示し予備試験ではその最大値を把握することはできなかった。従って2%翼の風洞試験は、常に変動応力をモニターし材質の疲労限度（ステンレス鋼 SUS630H950 の場合、応力振幅で27.5kPa）を風試限界として運用する必要がある。

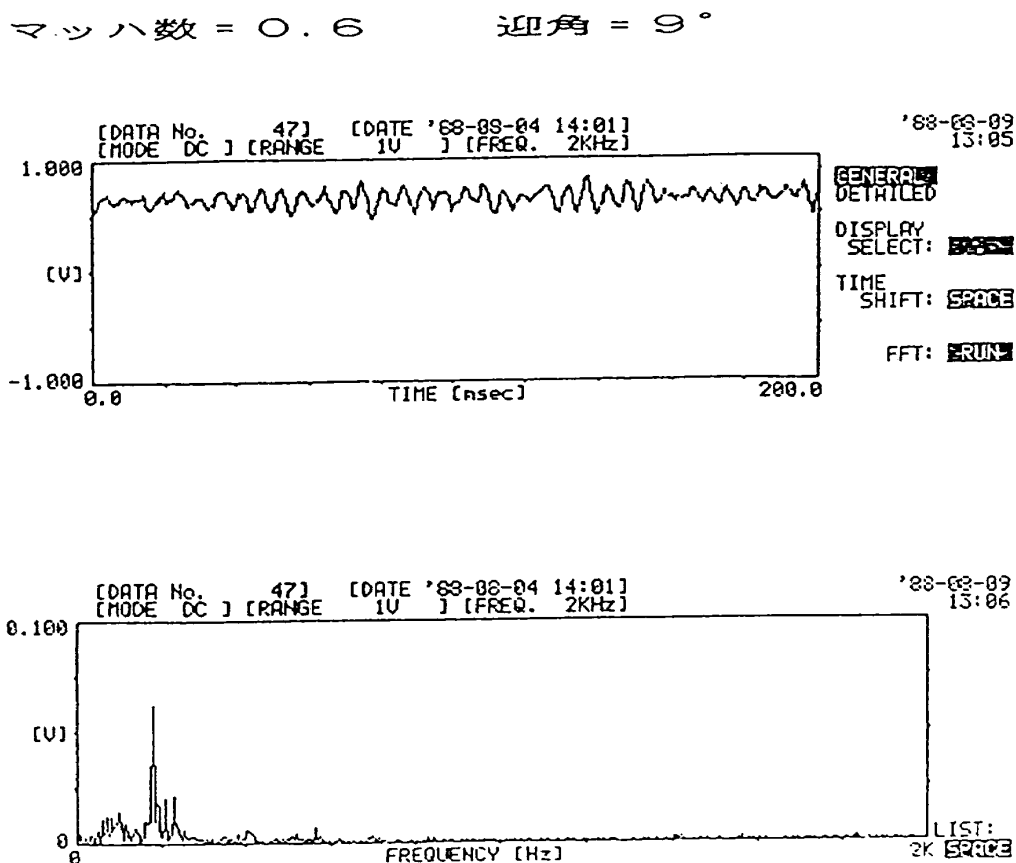
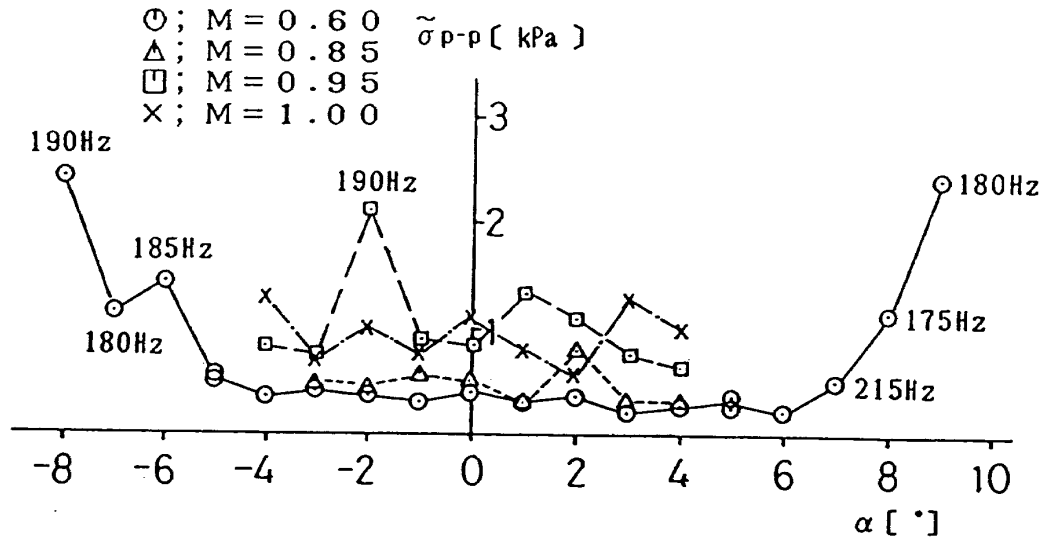


図7.1.3 応力測定データ例



$M = 0.60$ での C_p 分布

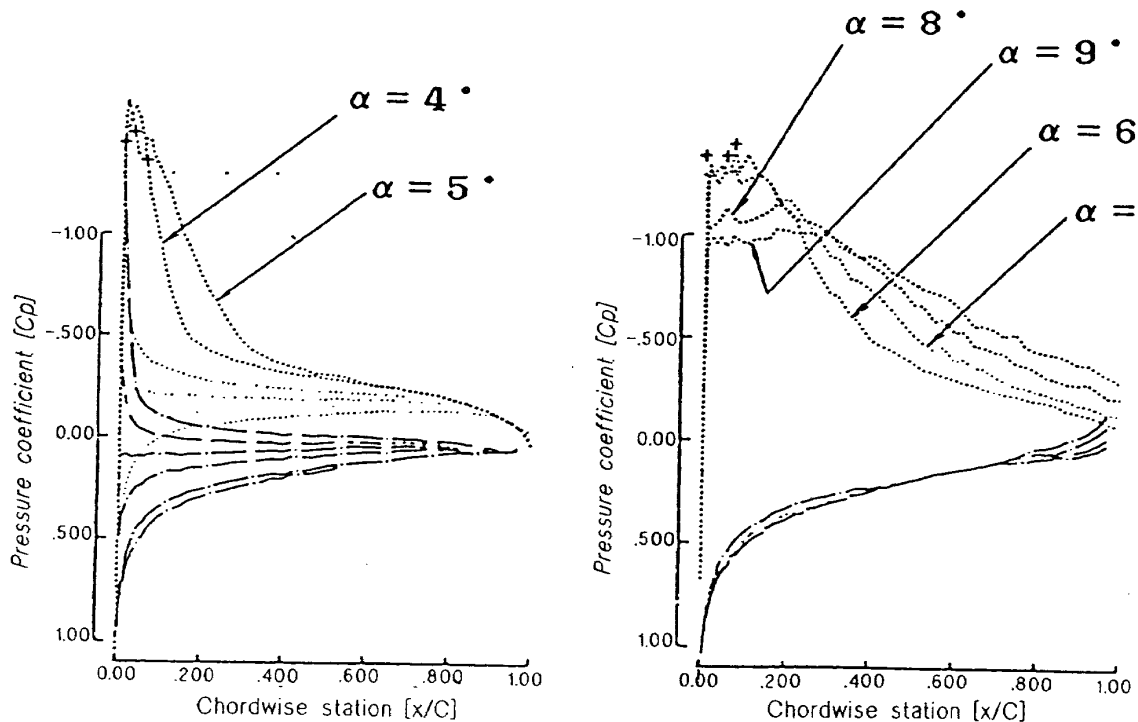


図 7.1.4 $\tilde{\sigma}$ と C_p 分布の関係

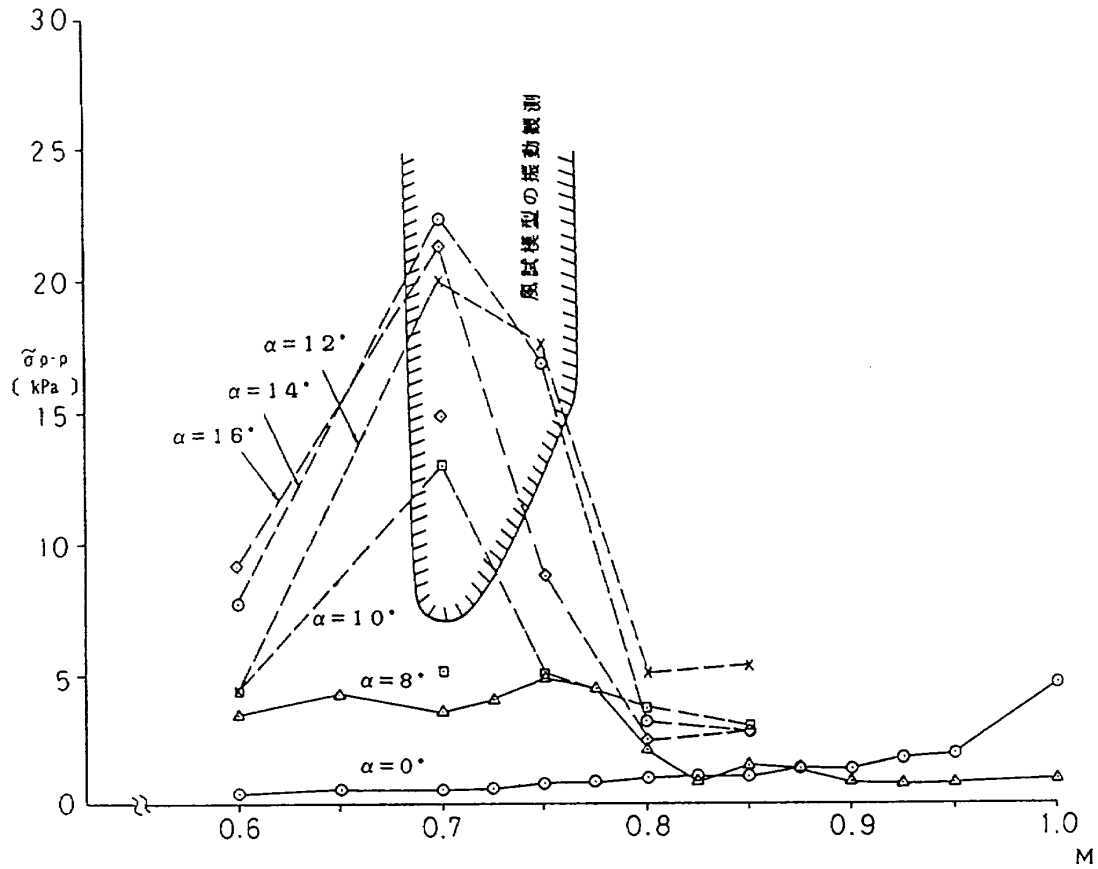
7.1.2 風洞試験

1) 平均応力; $\bar{\sigma}$

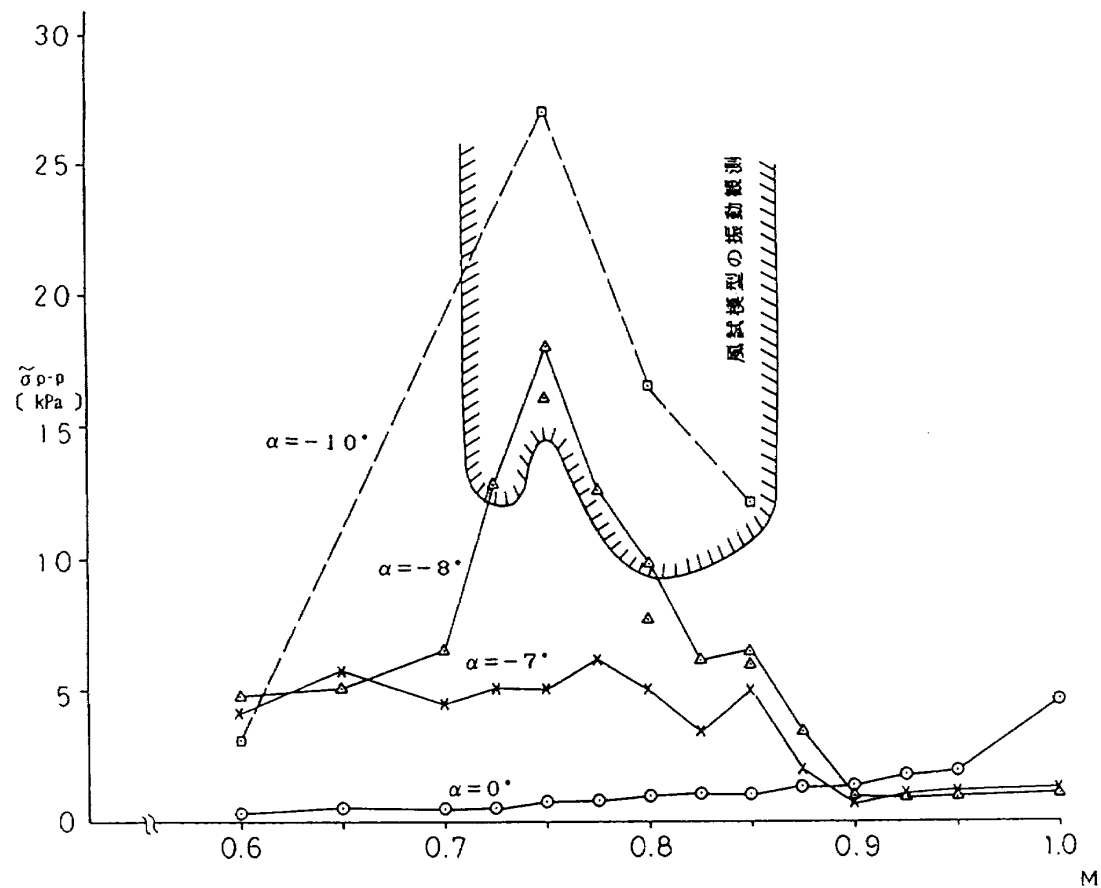
予備試験の予測通り平均応力は $\bar{\sigma} = 3.24 \times C_l \times Q \times S$ で計算される値とよく一致した。最大応力は $M = 0.8$, $\alpha = 16^\circ$ で 20.7kPa 発生している。この値も C_l , Q の測定値 $C_l = 1.247$, $Q = 63.7\text{kPa}$ から計算される値; $\bar{\sigma} = 3.24(\text{m}^{-2}) \times 1.247(\text{無次元}) \times 63.7(\text{kPa}) \times 0.25(\text{m}) \times 0.3(\text{m}) = 19.3(\text{kPa})$ と良い一致を示している。

2) 変動応力; $\tilde{\sigma}_{p-p}$

迎角をパラメータとしてマッハ数と変動応力の関係を整理したものを図 7.1.5 に示す。正の迎角では $M = 0.7$ をピークとして低マッハ数域で迎角とともに $\tilde{\sigma}_{p-p}$ が大きく増加しているが $M \geq 0.8$ では $\tilde{\sigma}_{p-p}$ の増加は特に認められていない。逆に $\alpha = 16^\circ$ での $\tilde{\sigma}_{p-p}$ はそれより低迎角の $\tilde{\sigma}_{p-p}$ より小さい値となっている。負の迎角では $M = 0.75$ をピークとして迎角とともに変動応力が増加している。正



(1) 正迎角



(2) 負迎角

図 7.1.5 $\tilde{\sigma}$ と M の関係

の迎角の場合と異なり $M=0.85$ まで迎角とともに $\tilde{\sigma}_{p-p}$ が増加する傾向を示しており、逆に $M=0.6$ および $M=0.65$ では $\tilde{\sigma}_{p-p}$ の増加は頭打ちとなっている。 $\tilde{\sigma}_{p-p}$ の最大値は $M=0.75$, $\alpha=-10^\circ$ で 27.0 kPa が測定されている。この値は材質の疲労限度 27.5 kPa と同じ大きさである。また、シュリーレン観察（ビデオおよび写真）の結果大きい $\tilde{\sigma}_{p-p}$ の発生と同じくして翼型模型の振動発生が観察されている。翼型模型の振動発生の認められた領域を図7.1.5に斜線で示す。尚風洞試験中模型に負荷された最大応力； σ_{\max} は $\sigma_{\max}=30.0$ kPa ($M=0.7$, $\alpha=16^\circ$) であった。

7.2 翼型空力特性

巻末の付録；試験結果一覧に表7.2.1に示すデータをまとめる。

1) 設計迎角； 0° での揚力係数

2%翼型，4%翼型とも設計迎角； 0° での C_l 値は設計揚力係数； $C_{lj}=0.2$ より低い下記の値が測定された ($M=0.6$)。

NACA16-202； $C_l=0.141$

NACA16-204； $C_l=0.157$

それぞれ C_{lj} の71%および79%の大きさである。この傾向は翼厚6%以上のNACA16シリーズ翼型の風洞試験を行ったNACAレポートでも同じでありその中で第一要因として粘性の影響を上げている。すなわち境界層の存在が非圧縮ポテンシャル流れに基づいて予測されたキャンパーの効果を低減させたのであろうと指摘し、下記の関係にあると報告している。

$$\text{式} \quad \frac{C_l}{C_{lj}} = 100 - \left(\frac{t}{C} \right)^{1.35}$$

上式に従うと2%翼で97%，4%翼で94%となるが今回得られた値はさらに低い値に留まるとともに翼厚との関係は逆の傾向を示している。

2) 失速特性

$M=0.6$ の C_p 分布は両翼とも薄翼失速特性であることを示している。すなわち上面に沿って流れていた流れが迎角が大きくなると前縁直後の小範囲だけ剥離し、剥離の範囲が迎角とともに後方に拡大し、最終的には全面剥離した流れとなる。例

表7.2.1 試験結果一覧

項 目	図 番	
	NACA16-202	NACA16-204
$C_l - \alpha^*$ 特性	付図 1-1	付図 1-2
$C_d - C_l$ 特性	2-1	2-2
$C_m - C_l$ 特性	3-1	3-2
$C_l/C_d - C_l$ 特性	4-1	4-2
$C_l - M$ 特性 ($\alpha:\text{const}$)	5-1	5-2
$C_d - M$ 特性 ($C_l:\text{const}$)	6-1	6-2
$C_d - M$ 特性 ($\alpha:\text{const}$)	7-1	7-2
$C_m - M$ 特性 ($C_l:\text{const}$)	8-1	8-2
$C_m - M$ 特性 ($\alpha:\text{const}$)	9-1	9-2

* α_c ；補正迎角¹⁸⁾

としてNACA16-204翼型の $M=0.6$, $\alpha=0^\circ \sim 7^\circ$ の C_p 分布を図7.2.1に示す。前縁渦の発生はNACA16-202翼型で $\alpha=4^\circ$ ，NACA16-204翼型では $\alpha=5^\circ$ の迎角で測定されている。しかし $C_l - \alpha$ 曲線には、この前縁渦の発生による C_l 特性の変化； C_l 曲線の段付または揚力傾斜の変化は明確には出ていない。

$M=0.85$ の C_p 分布を見ると両翼型とも低迎角で衝撃波が発生し、迎角の増加とともに衝撃波は後退しコード長で約70%の位置に留まる。さらに迎角を増加すると衝撃波下流の境界層が剥離するとともに衝撃波は前進を始め、ついには衝撃波が消失し全面剥離した流れとなることを示している。例としてNACA16-204翼型の $M=0.85$, $\alpha=0^\circ \sim 7^\circ$ の C_p 分布を図7.2.2に示す。境界層の剥離および衝撃波の前進はNACA16-202翼型で $\alpha=7^\circ$ ，NACA16-204翼型で $\alpha=6^\circ$ で観測されており、 $C_l - \alpha$ 曲線にも揚力傾斜の変化として、この流れの変化がとらえられている。

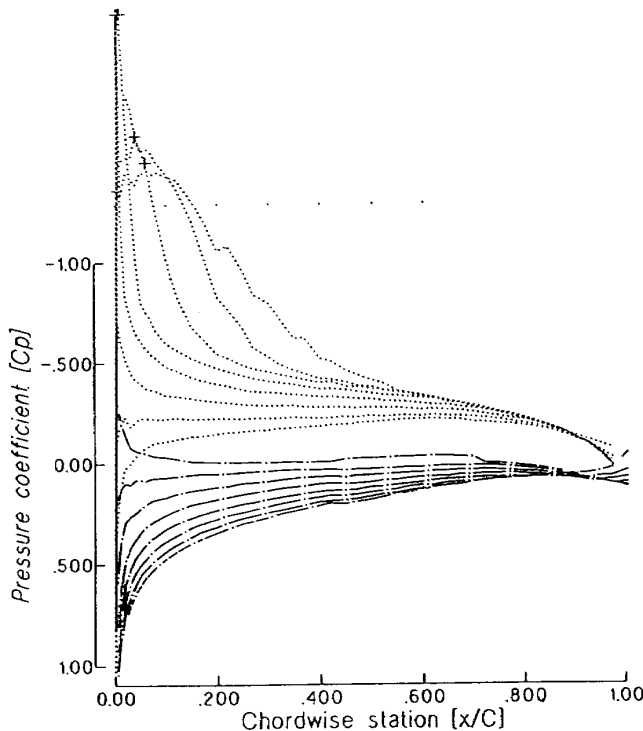


図 7. 2. 1 C_p 分布 ; NACA 16-204
($M=0.60$, $\alpha=0^\circ \sim 7^\circ$)

3) 最大揚力傾斜 ; $C_l \max$

$C_l \max$ 値は両翼型とも 0.9~1.2 の値が測定されており同系列の翼型の風試結果と異なる値ではない。但し、 $C_l \max$ 値のマッハ数との関係および、 $C_l \max$ 値近傍の C_l 値のふるまいと迎角、マッハ数との関係に一定の関係が認められない。

4) 抵抗係数 ; C_{dw}

$M=0.6$ での最小抵抗係数は NACA 16-202 翼型が 0.0067, NACA 16-204 翼型が 0.0053 と 4% 翼の方が若干低い値が測定されている。

また、4% 翼の方が広い C_l 範囲で小さい C_{dw} 値を示した。これは 2% 翼の方が前縁渦の発生が小さい迎角で観測されており、この渦による抵抗増加が 4% 翼よりも小さい C_l 値で負荷されるためと思われる。

$M=0.85$ での最小抵抗係数は NACA 16-202 翼型が 0.0054, NACA 16-204 翼型が 0.0056 とほとんど差異はなかった。両翼型とも衝撃波の前進および境界層の剥離の発生する C_l 値より抵抗係数が急増加している。

5) モーメント係数 ; C_m

$M=0.6, 0.85$ とも C_p 分布に示される流れとよ

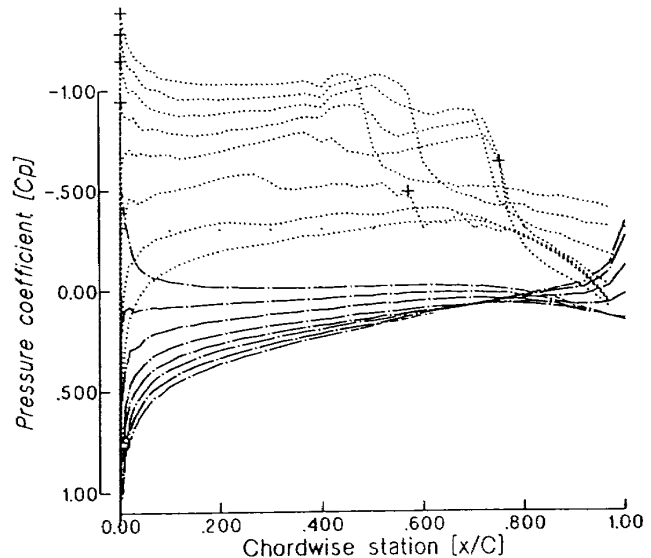


図 7. 2. 2 C_p 分布 ; NACA 16-204
($M=0.85$, $\alpha=0^\circ \sim 7^\circ$)

く一致した特性を示している。 $M=0.6$ では前縁渦の発生とともに若干頭上げを示し、前縁渦の後方の拡大とともに頭下げに転じ、流れの全面剥離による急激な頭下げモーメントの発生となっている。 $M=0.85$ では衝撃波の後退にともない頭下げとなり境界層の剥離および衝撃波の前進により若干の頭上げを示したのち流れの全面剥離とともに急激な頭下げに転じている。

6) 最大揚抗比

NACA 16-202 翼型では $M=0.6$ の 50 から $M=0.875$ の 70 まで増加するが $M=0.9$ になると 55, $M=1.0$ では 32 と急激に低下している。

NACA 16-204 翼型では $M=0.6$ の 62 から $M=0.85$ の 80 まで増加しているが $M=0.875$ では 43, $M=1.0$ で 20 と急激に低下している。最大揚抗比を発生する揚力係数は、いずれも $C_l=0.5$ であった。

7) 揚力発散マッハ数 ; M_{ld}

データのバラツキのため M_{ld} 値を定量するのは困難であるが $C_l=0.2$ では 2% 翼が 0.92, 4% 翼が 0.875 の M_{ld} 値を有していると思われ、薄翼の高 M_{ld} 特性をとらえることができた。Lift Divergence Boundary は、ほぼ図 7. 2. 3 に示す位置にあると判断する。

8) 抵抗発散マッハ数 ; M_{dd}

これもデータのバラツキのため M_{dd} 値を定量するのは困難である。また、小さい C_l または α の

範囲では周知のとおり、あるマッハ数を越えると抵抗は急激に増加しているが、大きい C_l または α の範囲ではマッハ数の増加に伴う抵抗の増加が認められない、あるいはあるマッハ数で抵抗最大となりさらにマッハ数が高くなると抵抗が低下する傾向が見られ、高迎角時の抵抗計測に若干の改良の余地のあることが認められた。ただし、小さい C_l

値または迎角のデータからは薄翼の持つ高い M_{dd} 特性を確認することができた。図7.2.4に $C_l = 0.2$ および 0.6 一定での M_{dd} 特性を示す。

8. ま と め

従来プロペラシステムの代表的翼型であるNACA 16-202およびNACA16-204の2種類の薄翼翼型について二次元風洞試験を行った。その結果、薄翼翼型の空力特性を把握することができ、当初の目的である数値シミュレーションコードの検証に必要なデータ提供、高性能薄翼翼型設計に必要なデータ提供および薄翼風試データの整備を図ることができた。但、二次元性確保の困難および後流域全域トラバースの困難のため、高迎角時のデータ利用に当たっては注意が必要である（本研究で得られた風試データは、航技研翼型風試データベースに収録されている）。また、薄翼模型の振動特性および模型に負荷される応力データの取得をすることができた。

最後に、本研究はATPブレードに関する官民特定共同研究の一環として行ったものであることを記すとともに、振動試験の実施については、当所構造力学部の佐野政明、小松敬治両主任研究官の

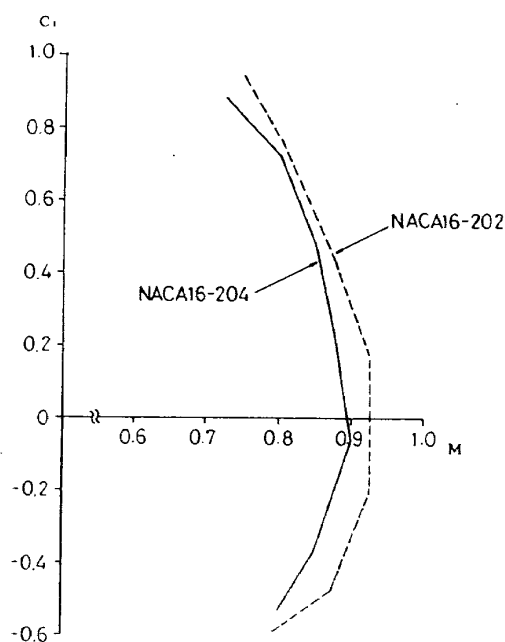


図7.2.3 Lift Divergence Boundary

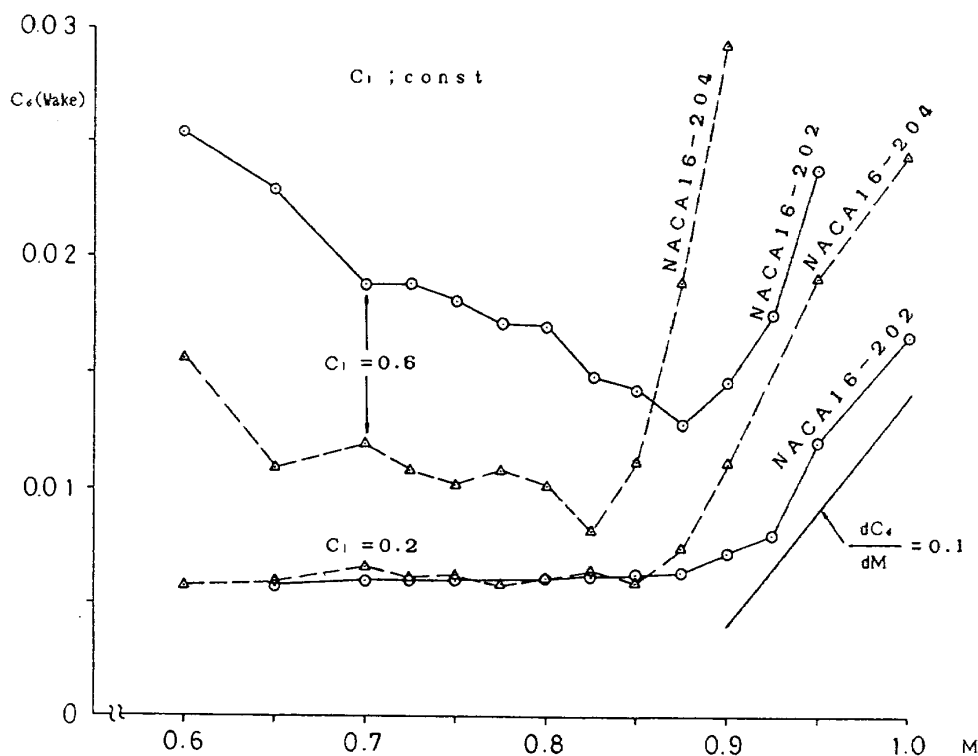
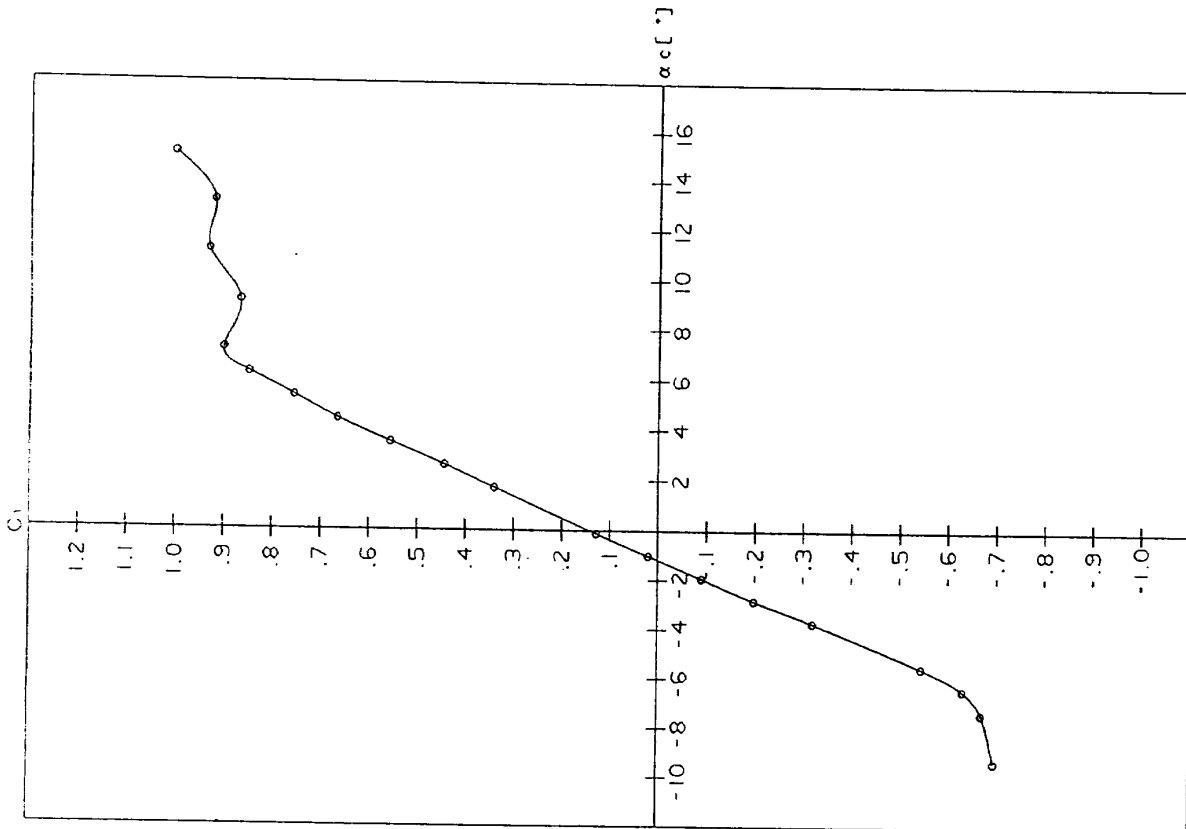


図7.2.4 M_{dd} 特性

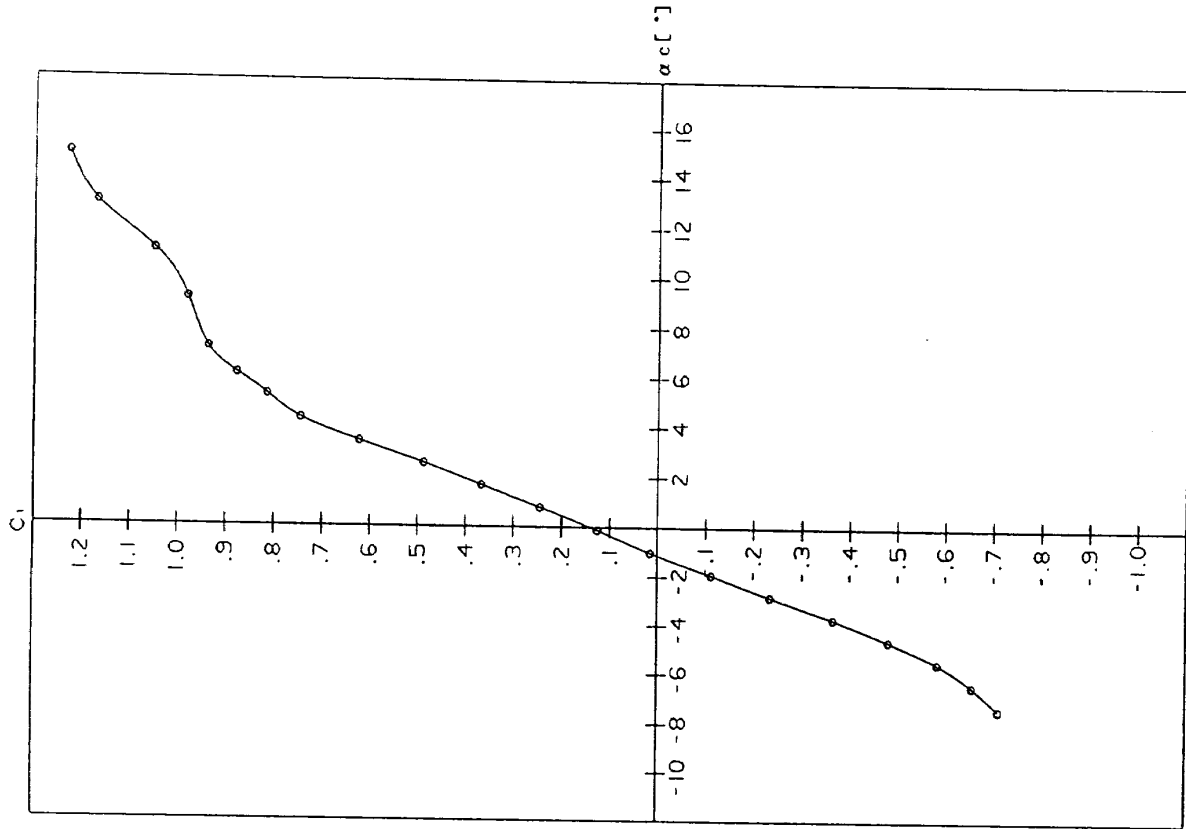
協力を得た。ご指導いただきました関係各位に感謝の意を表します。

参 考 文 献

- 1) 空気力学第2部；航技研二次元遷音速風洞の構造と特性，航空宇宙技術研究所報告 TR-647 (1980).
- 2) 榊原盛三，高島一明，三輪 等，小国保男，佐藤 衛，神田 宏；航技研二次元風洞の気流特性について(I)，航空宇宙技術研究所報告 TR-693 (1982).
- 3) 榊原盛三，三輪 等，小国保男，佐藤 衛，神田 宏；航技研二次元風洞の気流特性について(II)，航空宇宙技術研究所報告 TR-836 (1984.9).
- 4) 小国保男，佐藤 衛，神田 宏，榊原盛三，三輪 等，馬場滋夫；航技研二次元風洞の気流特性について(III)，航空宇宙技術研究所報告 TR-842 (1984).
- 5) 三輪 等，佐藤 衛，小国保男，神田 宏；航技研二次元風洞の気流特性について(IV)，航空宇宙技術研究所報告 TR-862 (1986).
- 6) A Finite Element Program for Automatic Dynamic Incremental Nonlinear Analysis, AE81-1, ADINA Engineering (1981).
- 7) Leisa, A. W. ; Vibration of Plates, NASA SP-160 (1969).
- 8) Bathe, K. J. ; Finite Element Procedures in Engineering Analysis, Prentice-Hall (1982).
- 9) Lindesy, W. F., Stevenson, D. B. and Daley, B. N. ; Aerodynamic Characteristics of 24 NACA16-Series Airfoils at Mach Numbers between 0.3 and 0.8, NACA TN-1546 (1948).
- 10) 沢田秀夫，榊原盛三，佐藤 衛，神田 宏；航技研二次元風洞の壁干渉評価，航空宇宙技術研究所報告 TR-829 (1984).

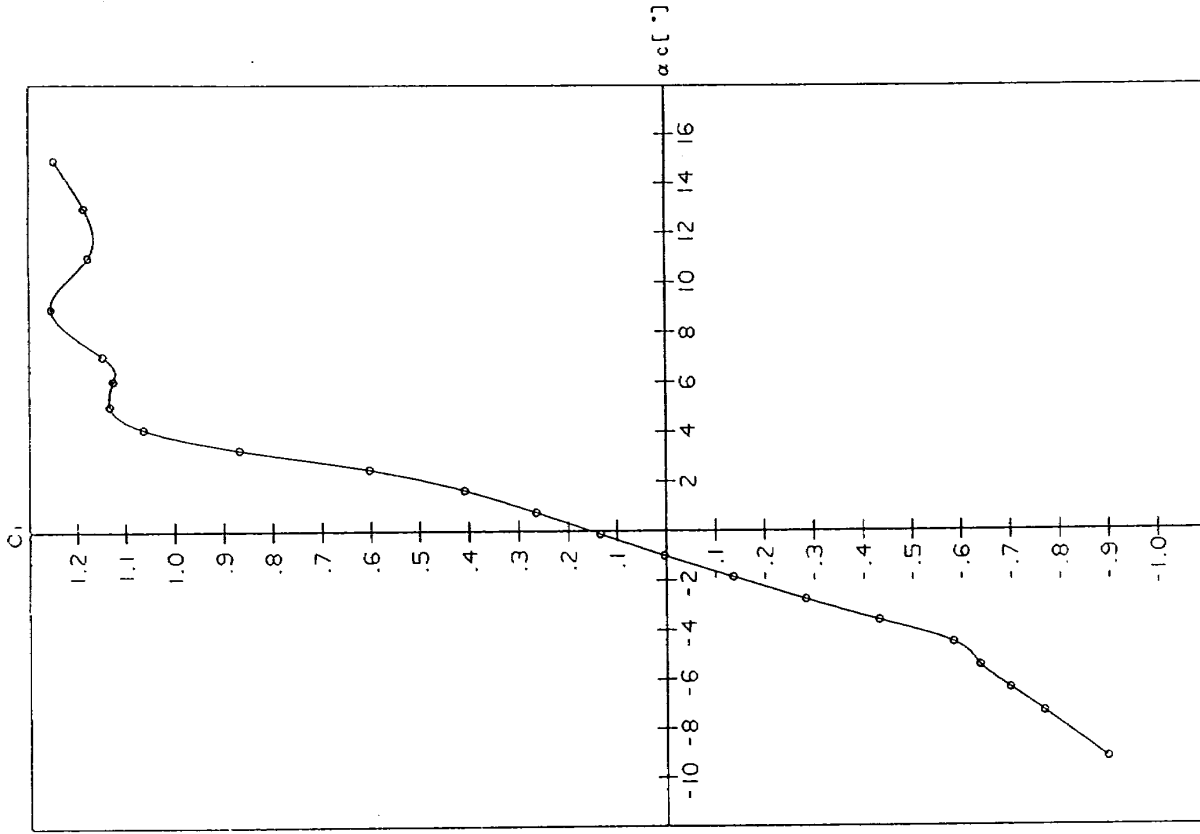


(1) Mach No. = 0.6

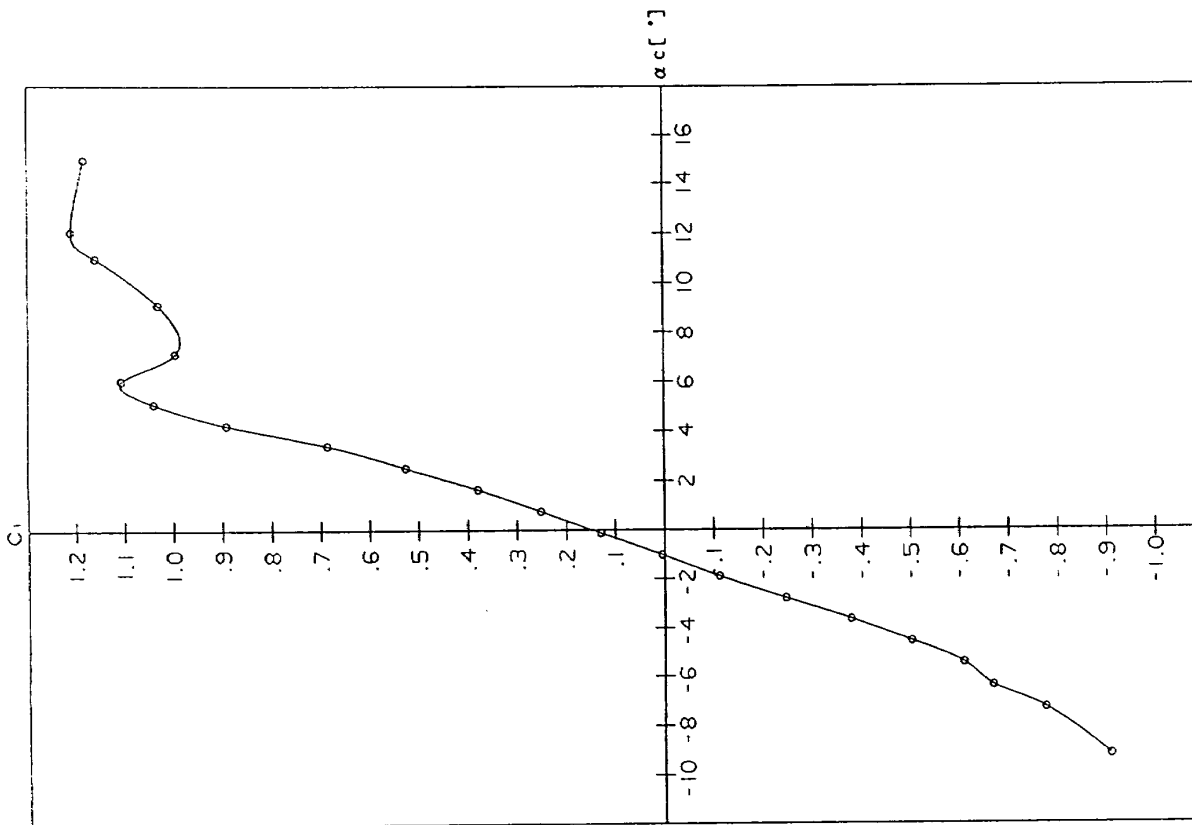


(2) Mach No. = 0.7

付図1.1 NACA 16-202

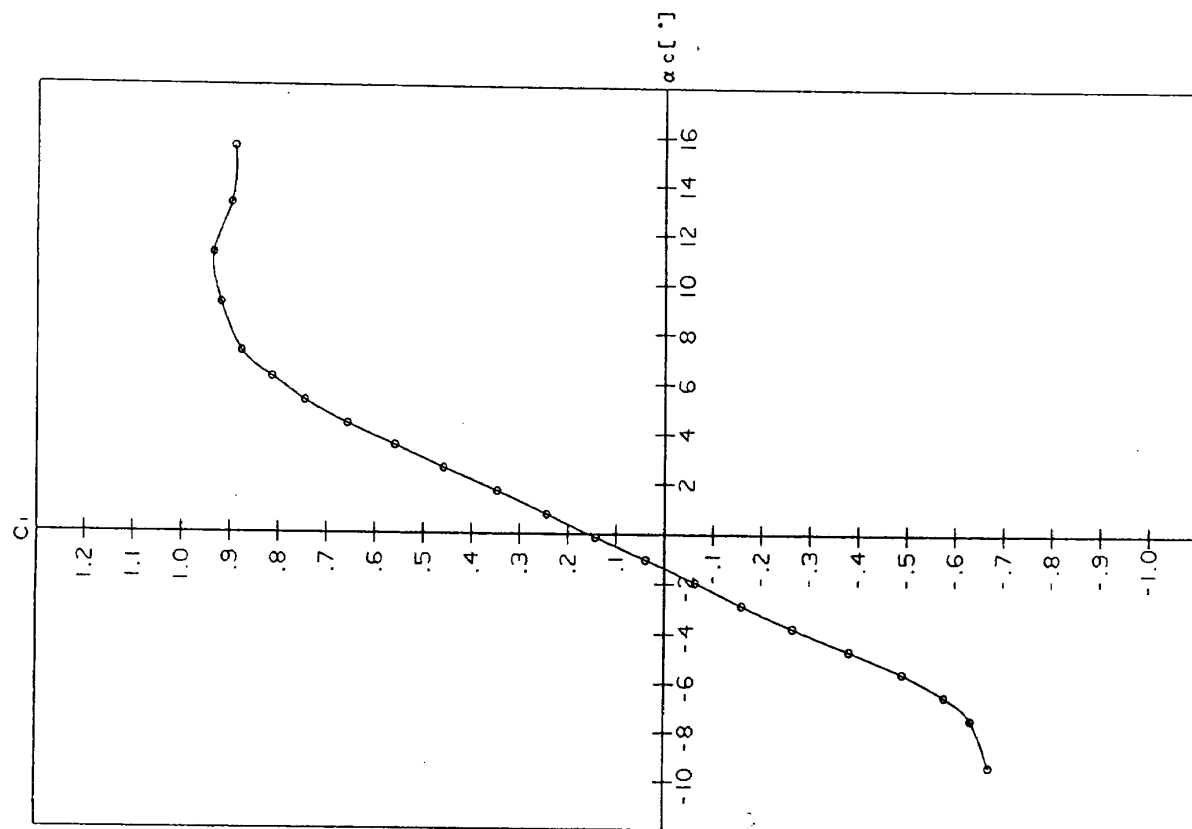


(4) Mach No. = 0.8



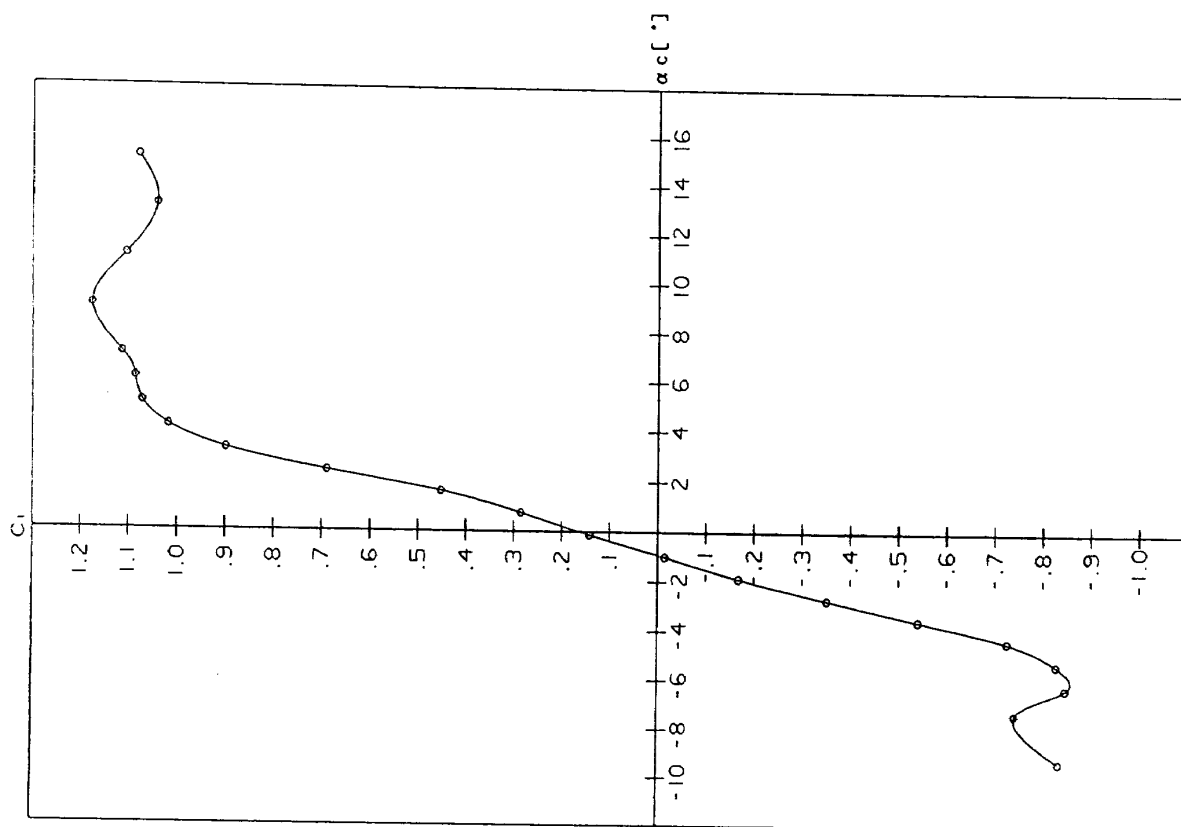
(3) Mach No. = 0.75

付図 1.1 (つづき)



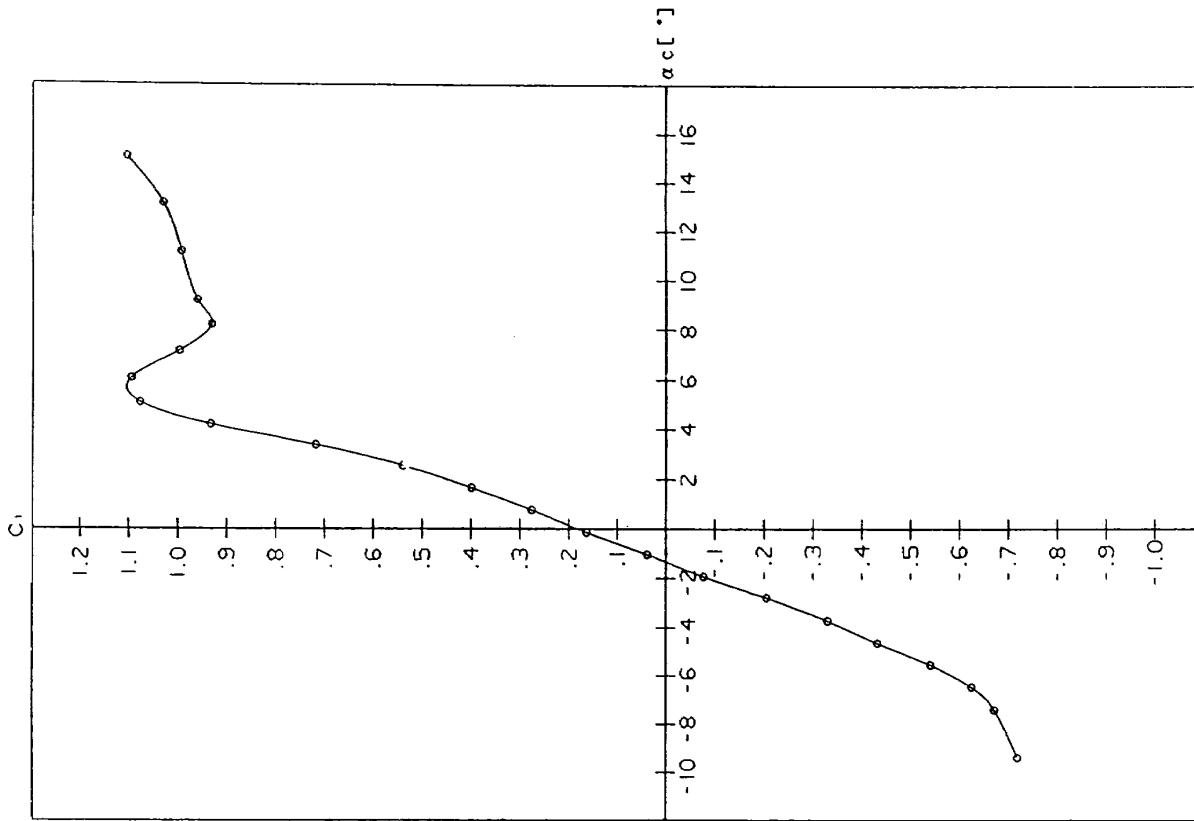
(1) Mach No. = 0.6

付図 1.2 NACA 16-204

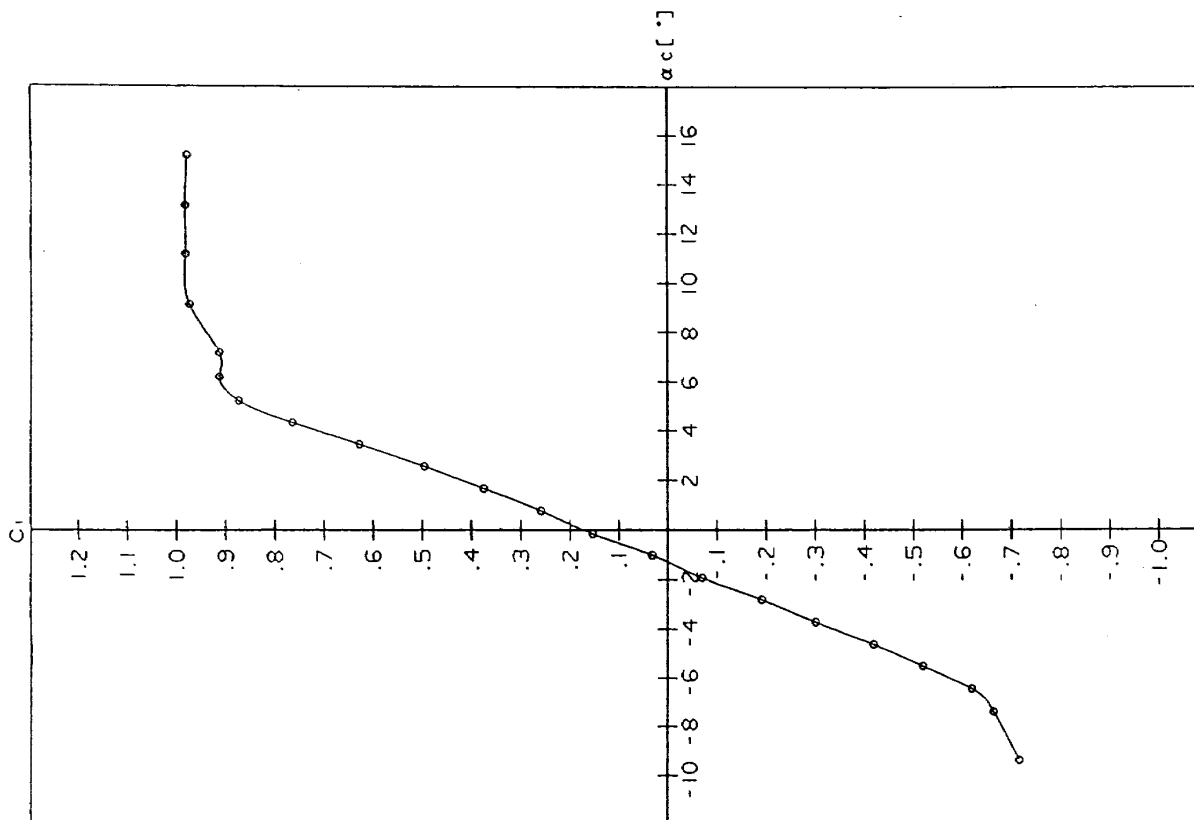


(5) Mach No. = 0.85

付図 1.1 (つづき)

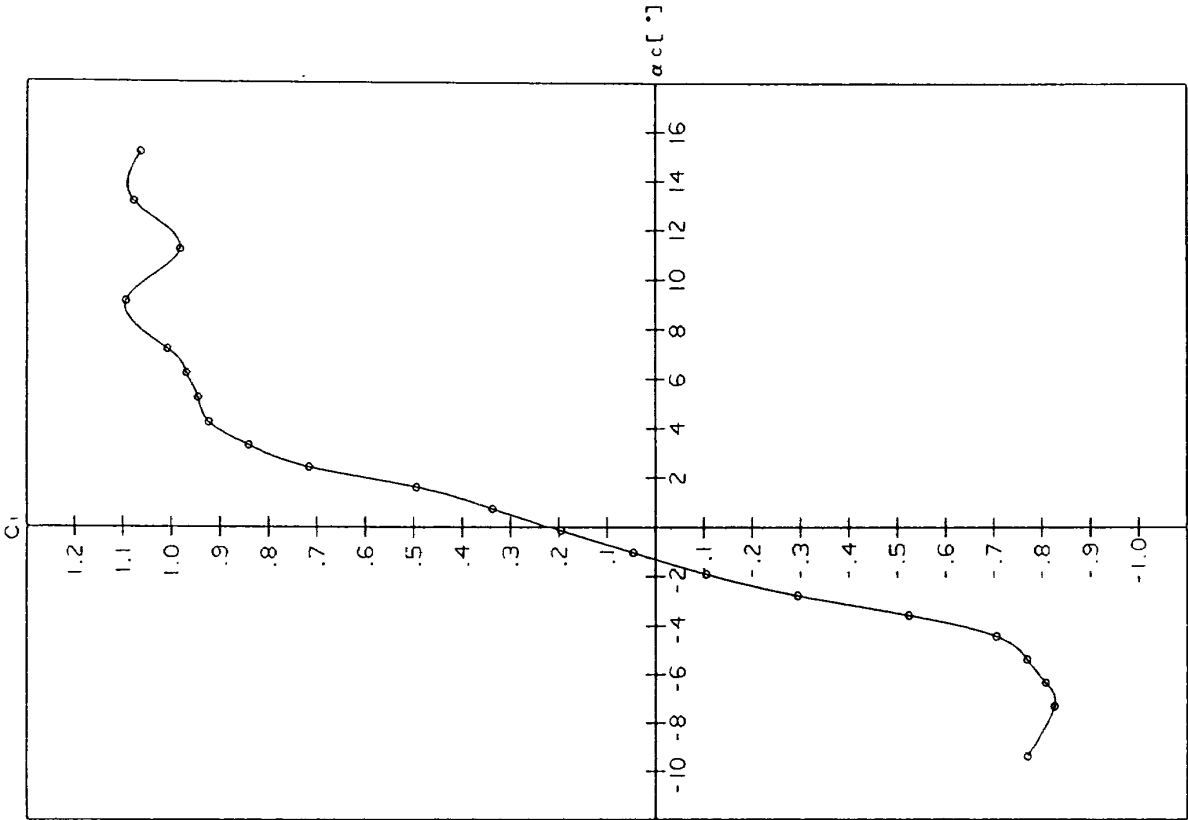


(3) Mach No. = 0.75

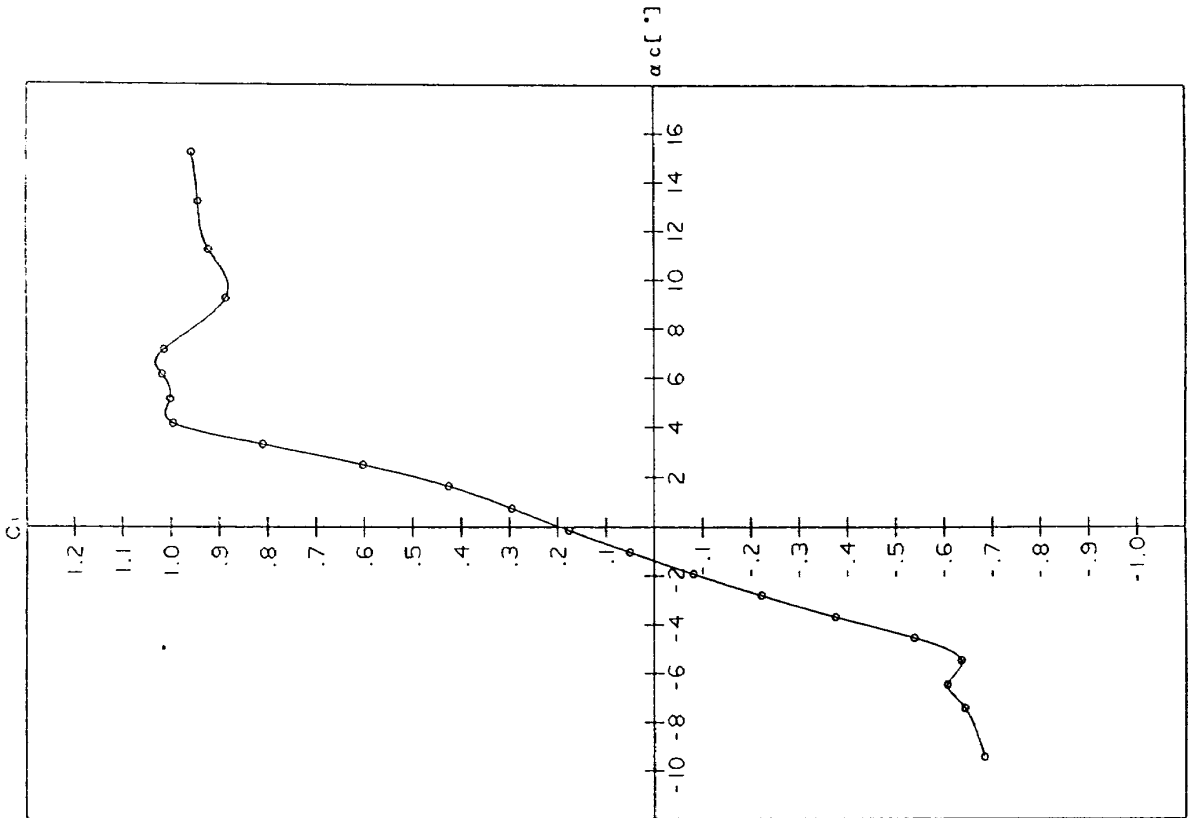


(2) Mach No. = 0.7

付図1.2 (つづき)

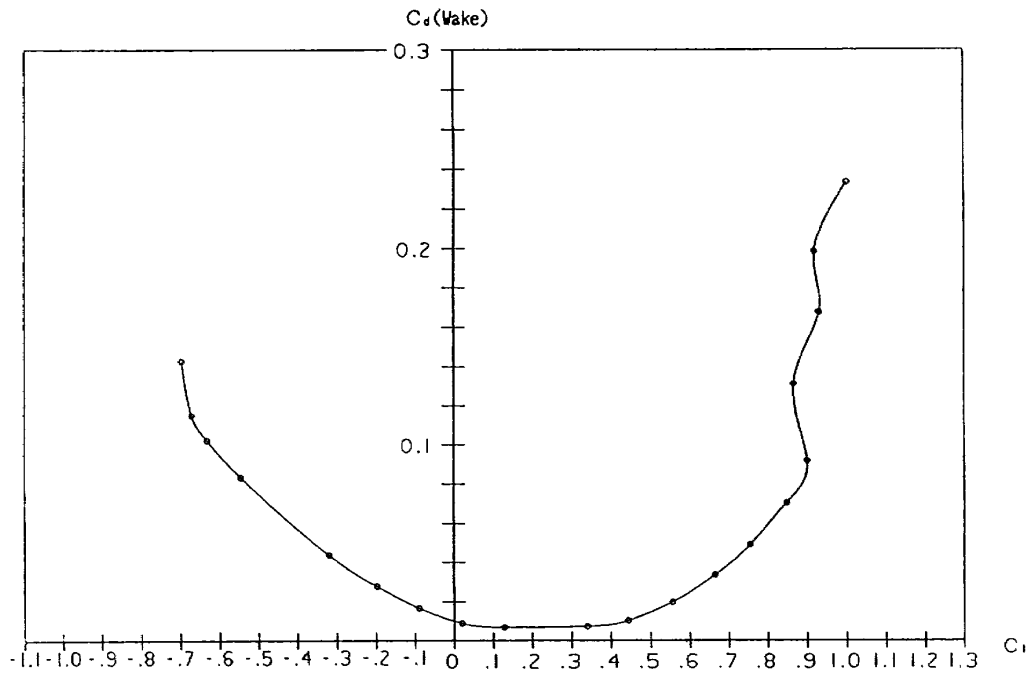


(5) Mach No. = 0.85

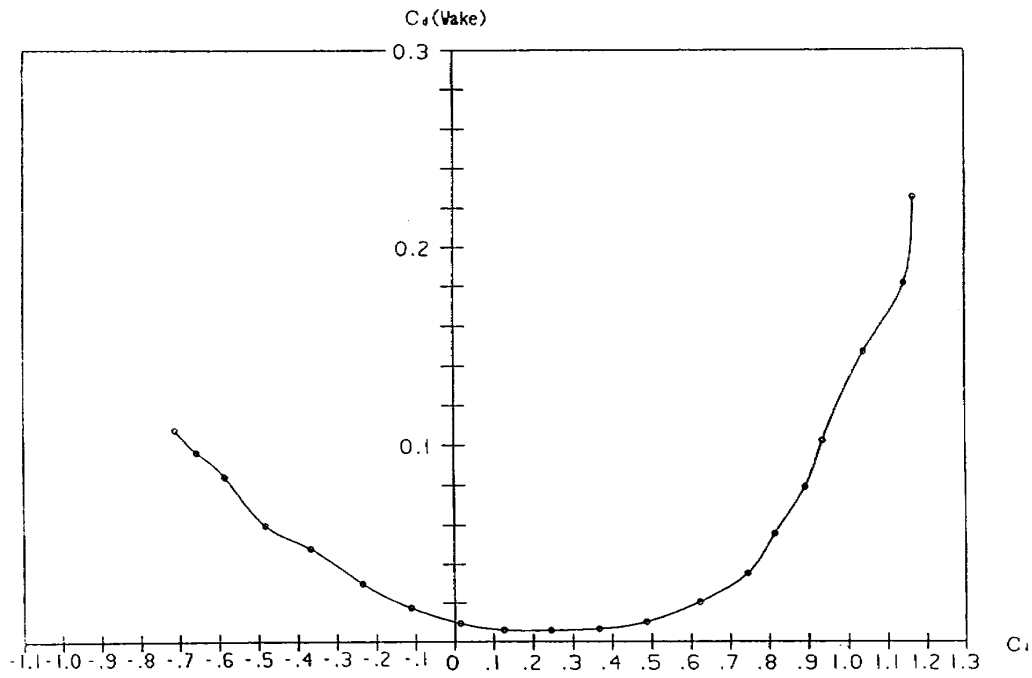


(4) Mach No. = 0.8

付図1.2 (つづき)

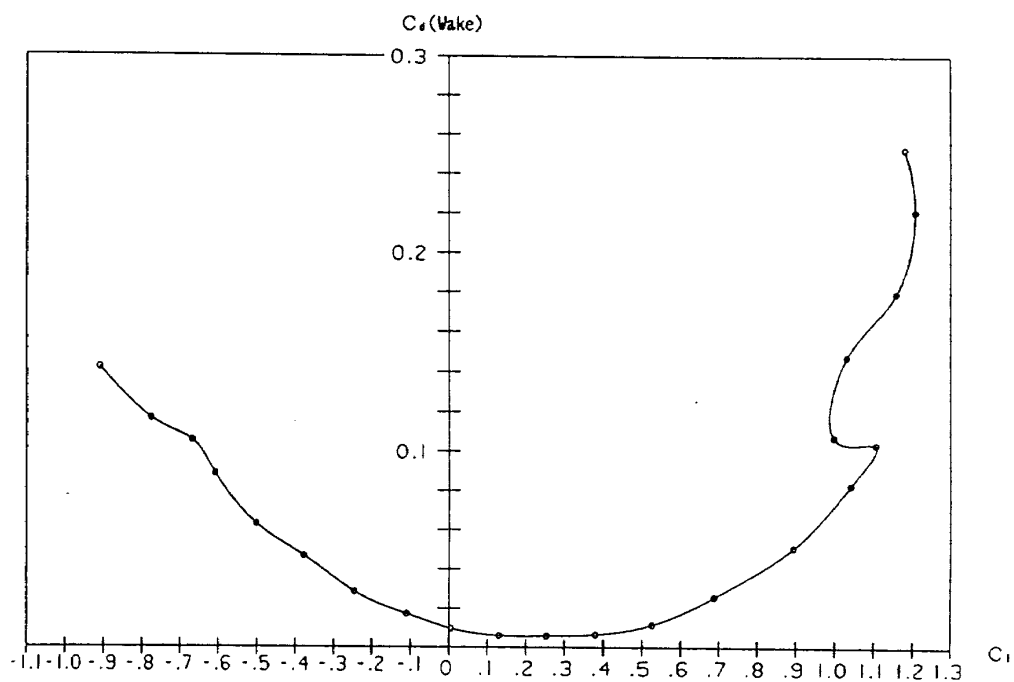


(1) Mach No.=0.6

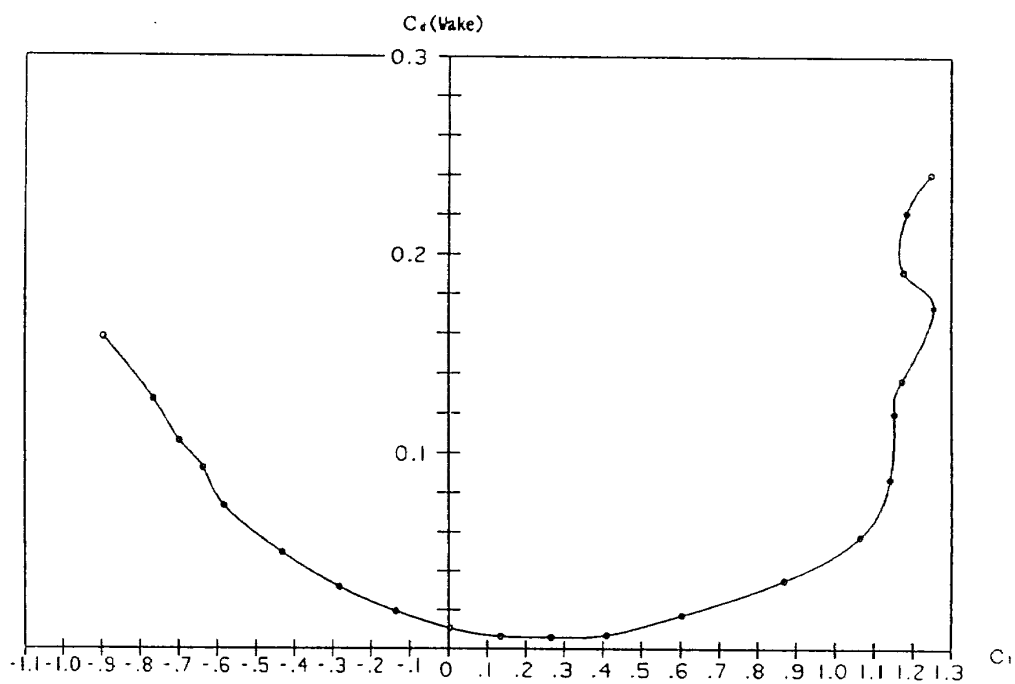


(2) Mach No.=0.7

付図 2.1 NACA16-202

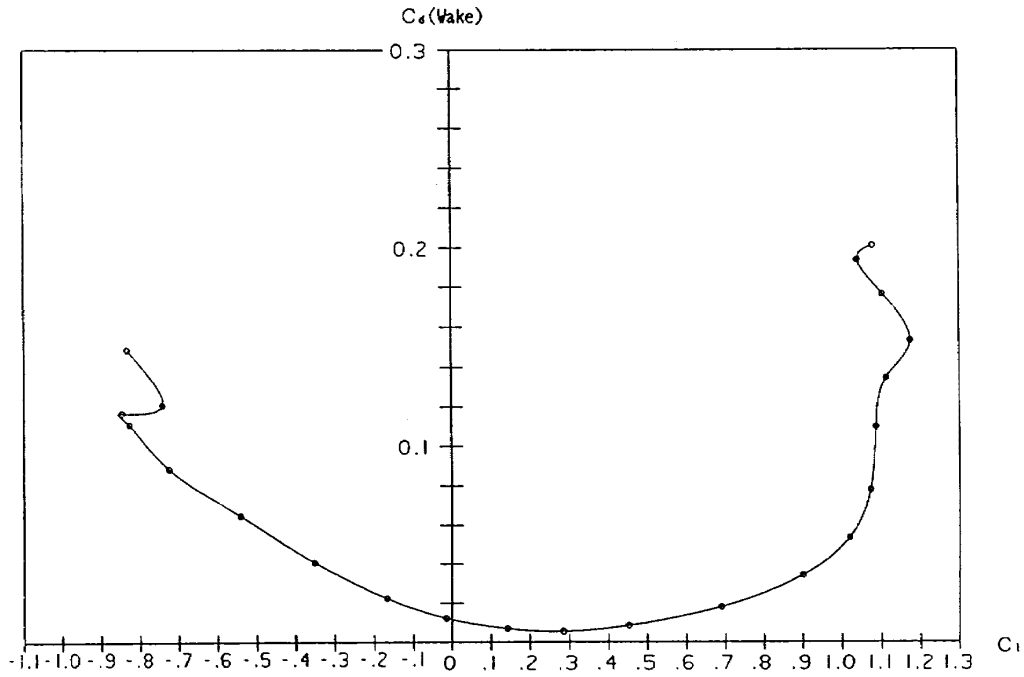


(3) Mach No. = 0.75



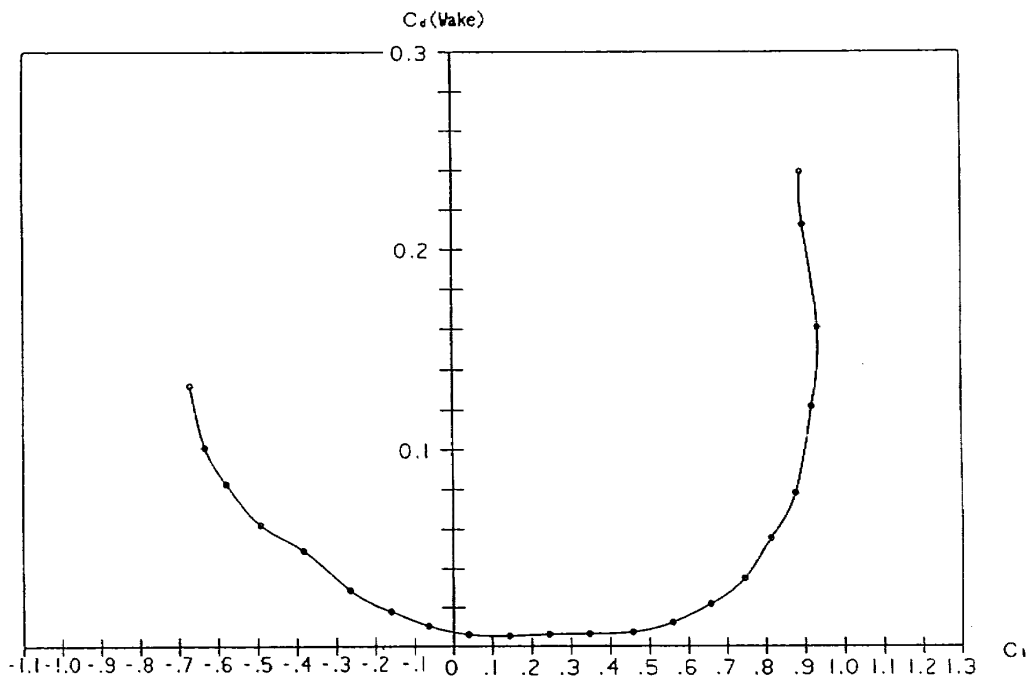
(4) Mach No. = 0.8

付図2.1 (つづき)



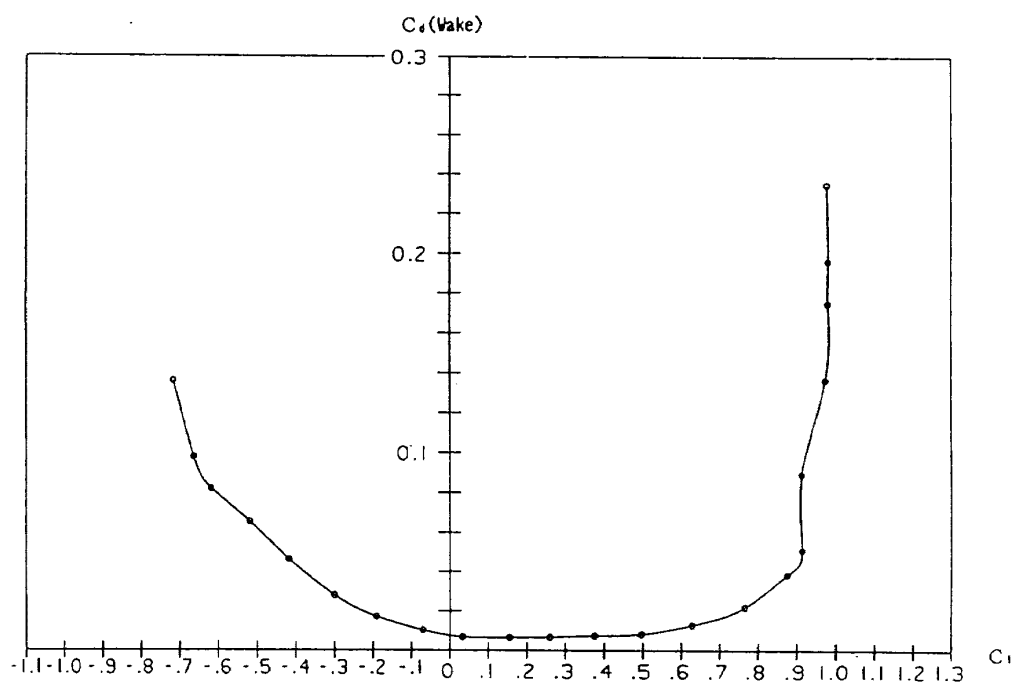
(5) Mach No. = 0.85

付図 2.1 (つづき)

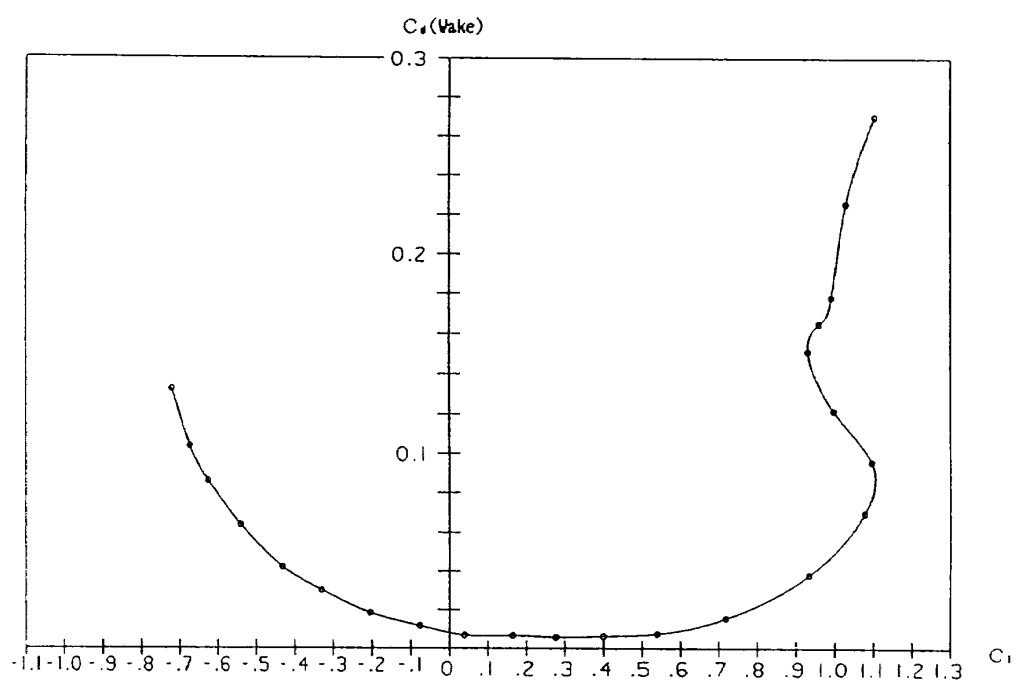


(1) Mach No. = 0.6

付図 2.2 NACA16-204

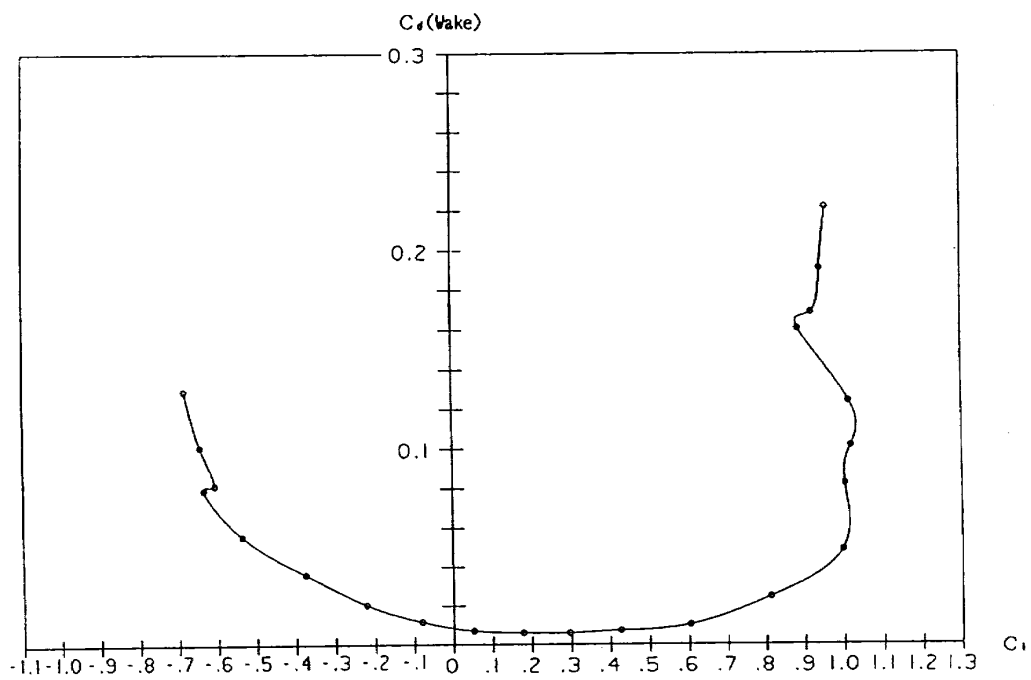


(2) Mach No.=0.7

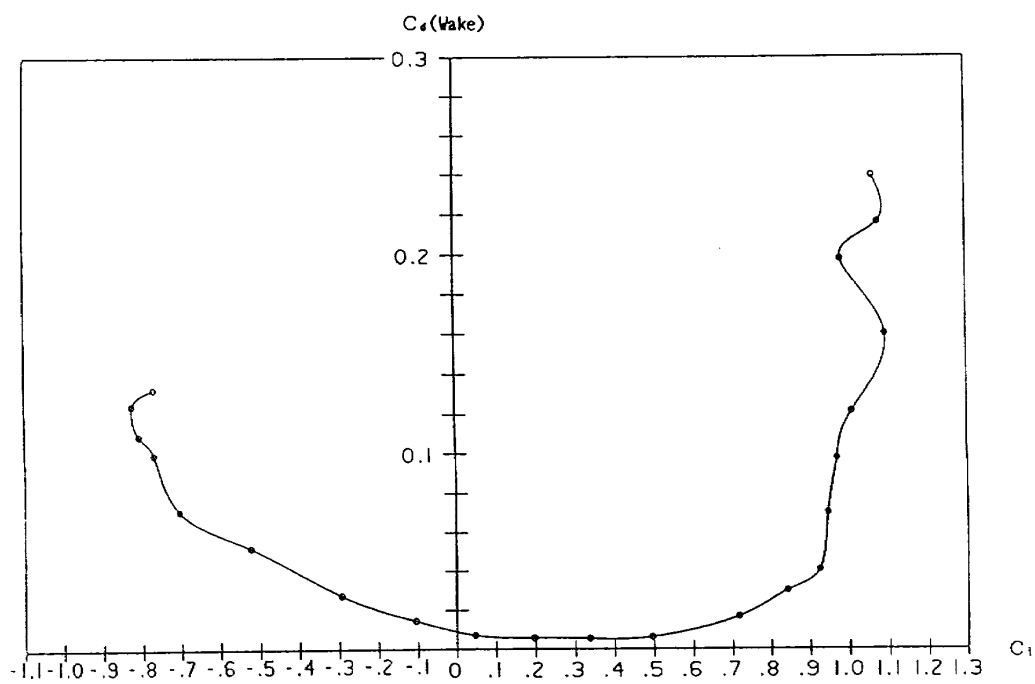


(3) Mach No.=0.75

付図 2.2 (つづき)

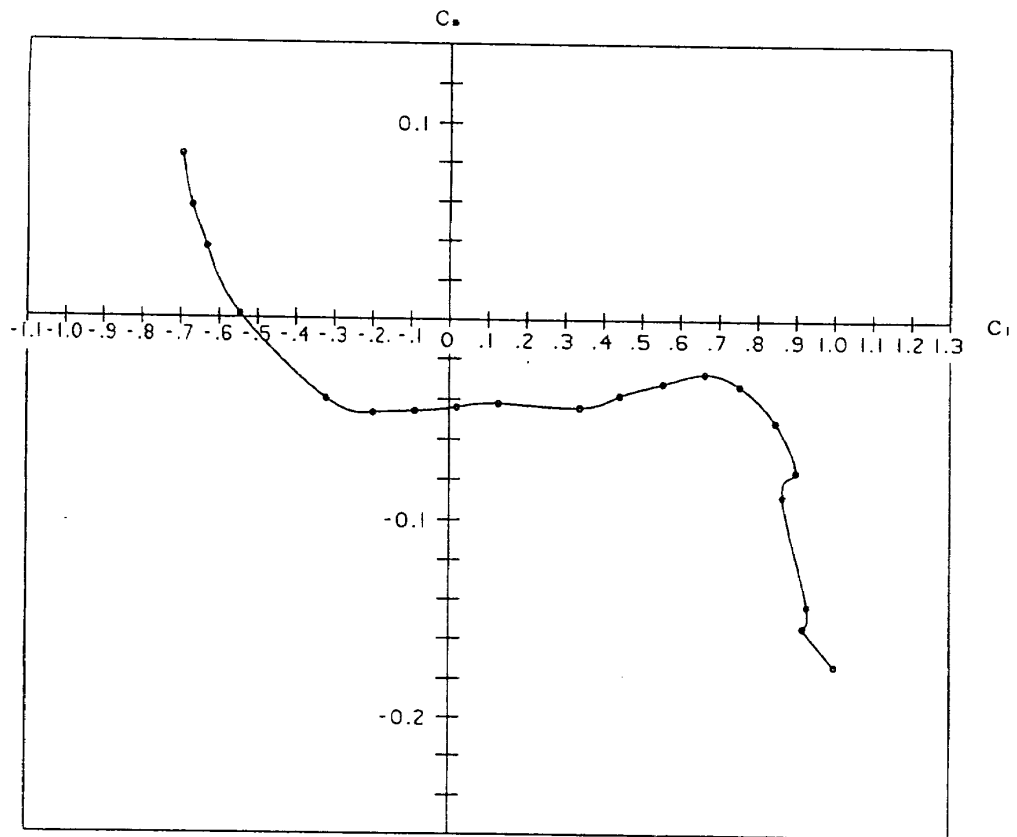


(4) Mach No.=0.8

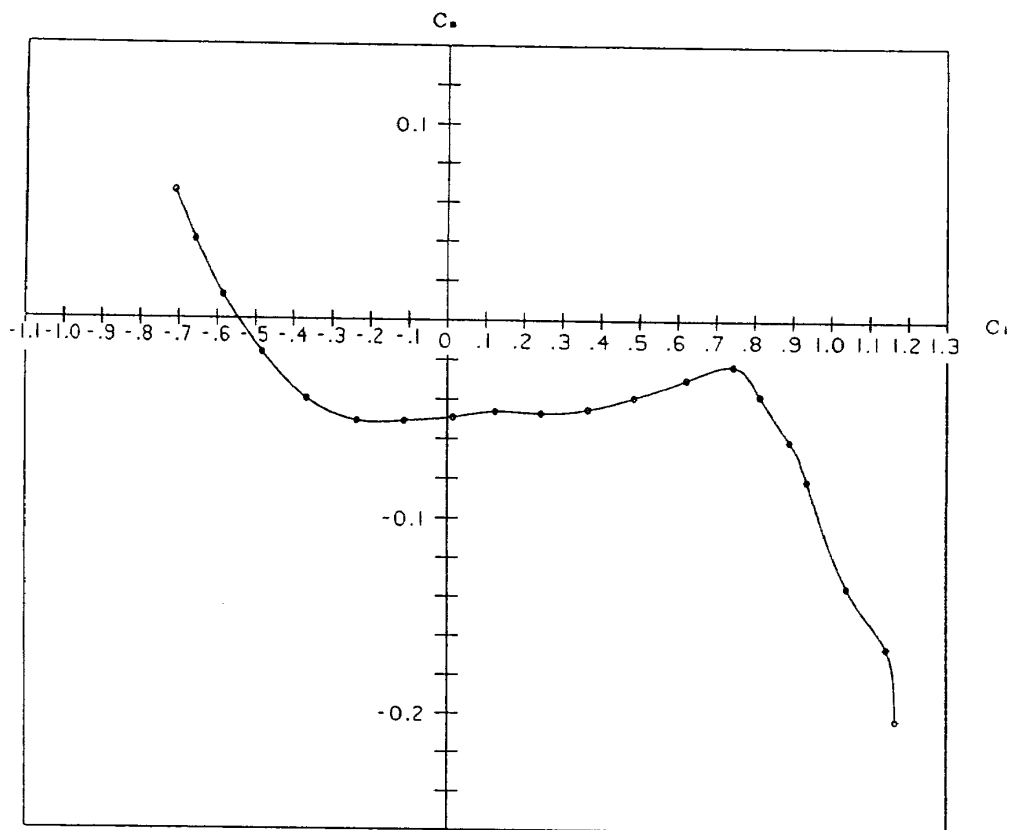


(5) Mach No.=0.85

付図2.2 (つづき)

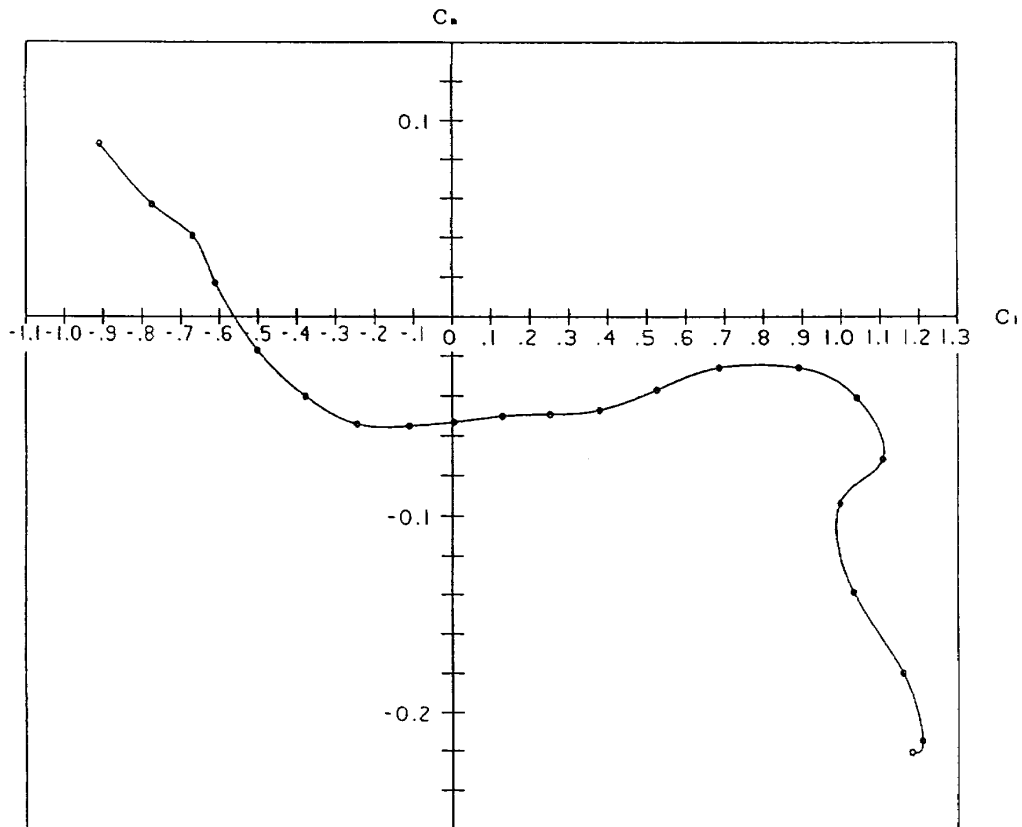


(1) Mach No. = 0.6

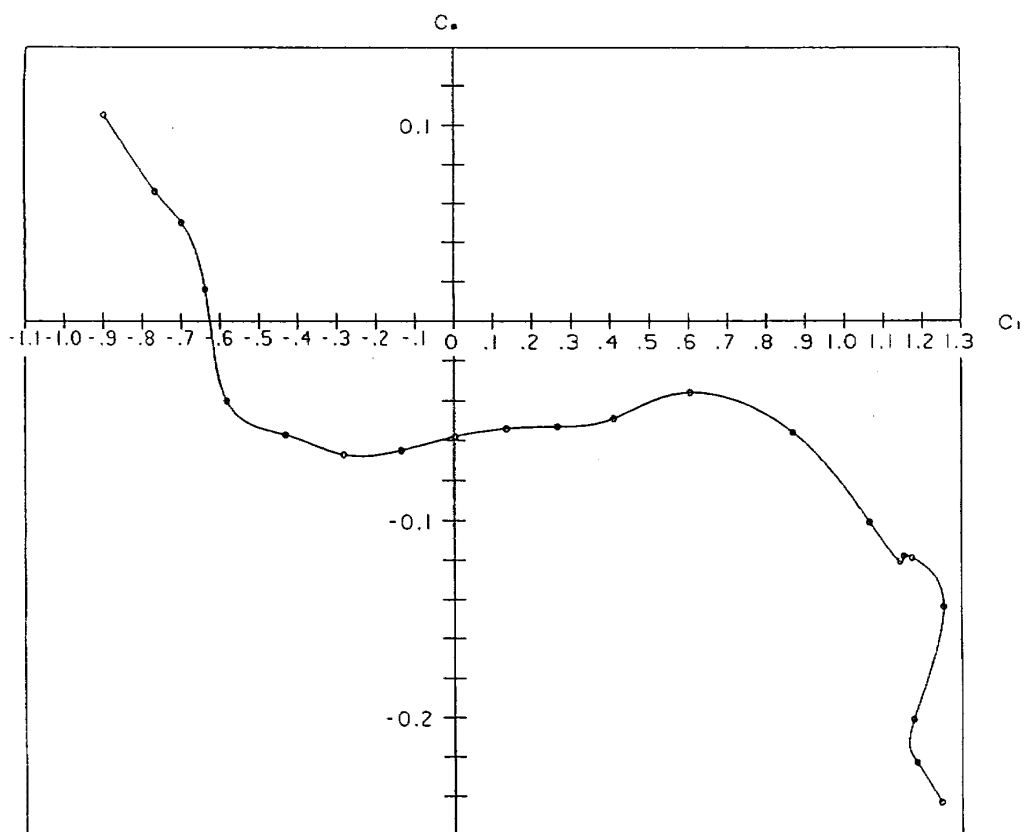


(2) Mach No. = 0.7

付図 3.1 NACA 16-202

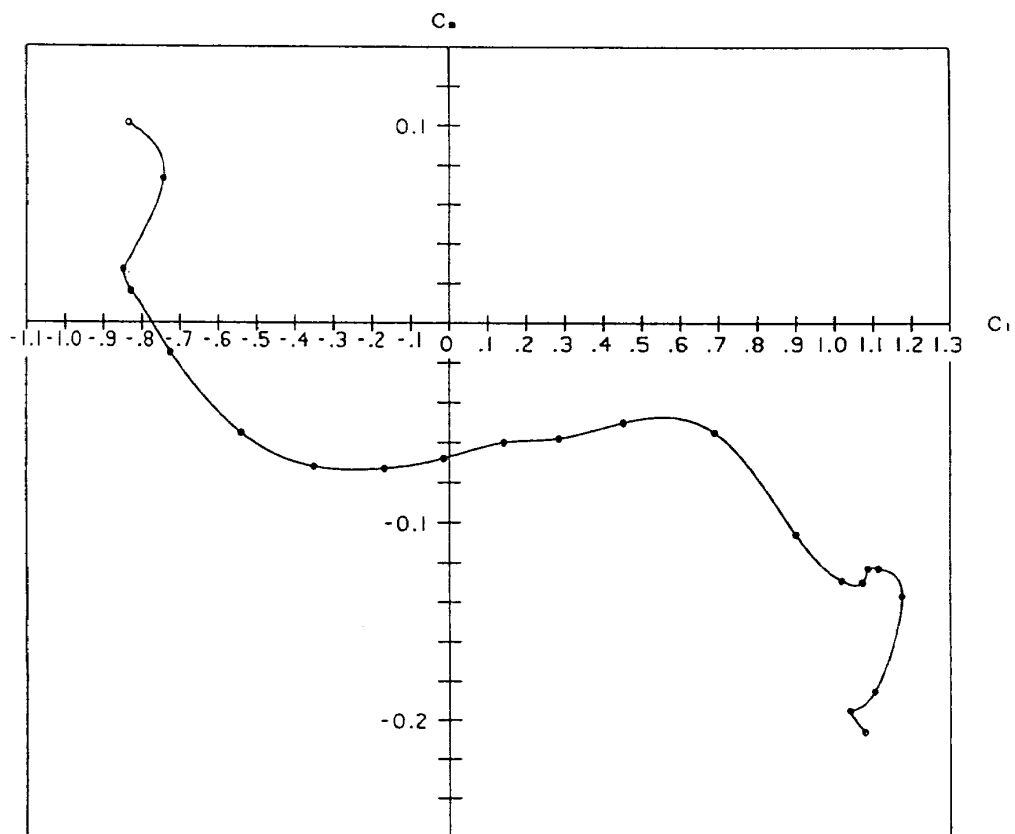


(3) Mach No. = 0.75



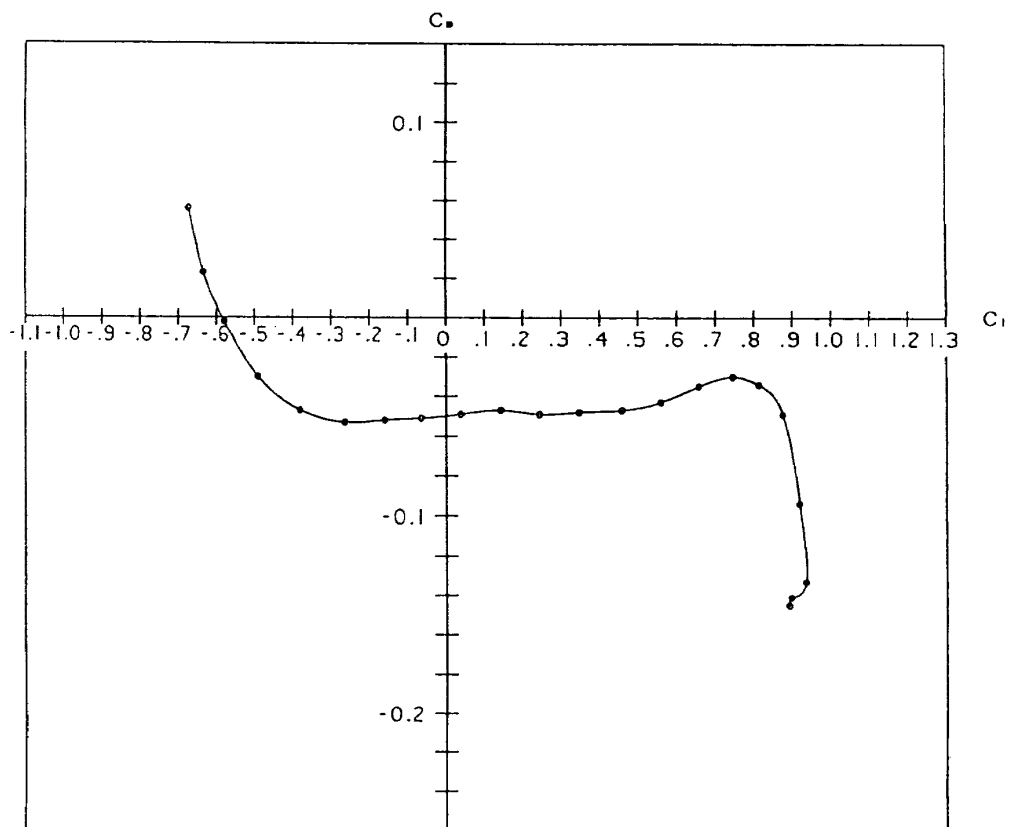
(4) Mach No. = 0.8

付図 3.1 (つづき)



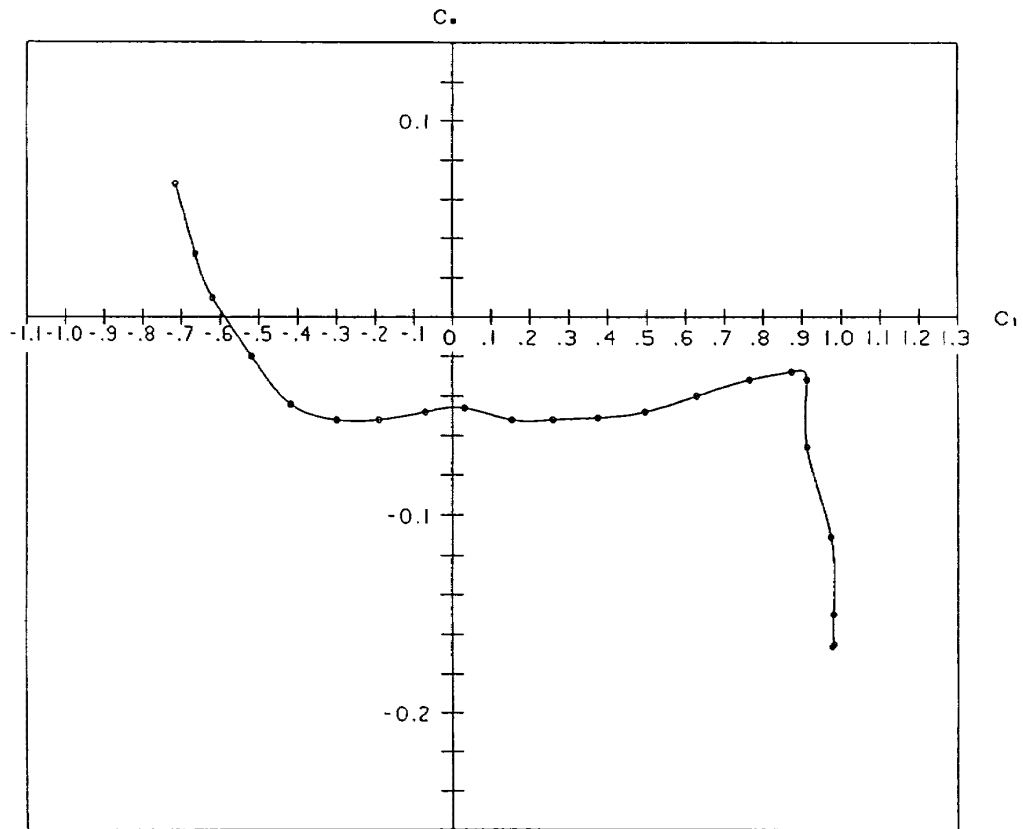
(5) Mach No.=0.85

付図3.1 (つづき)

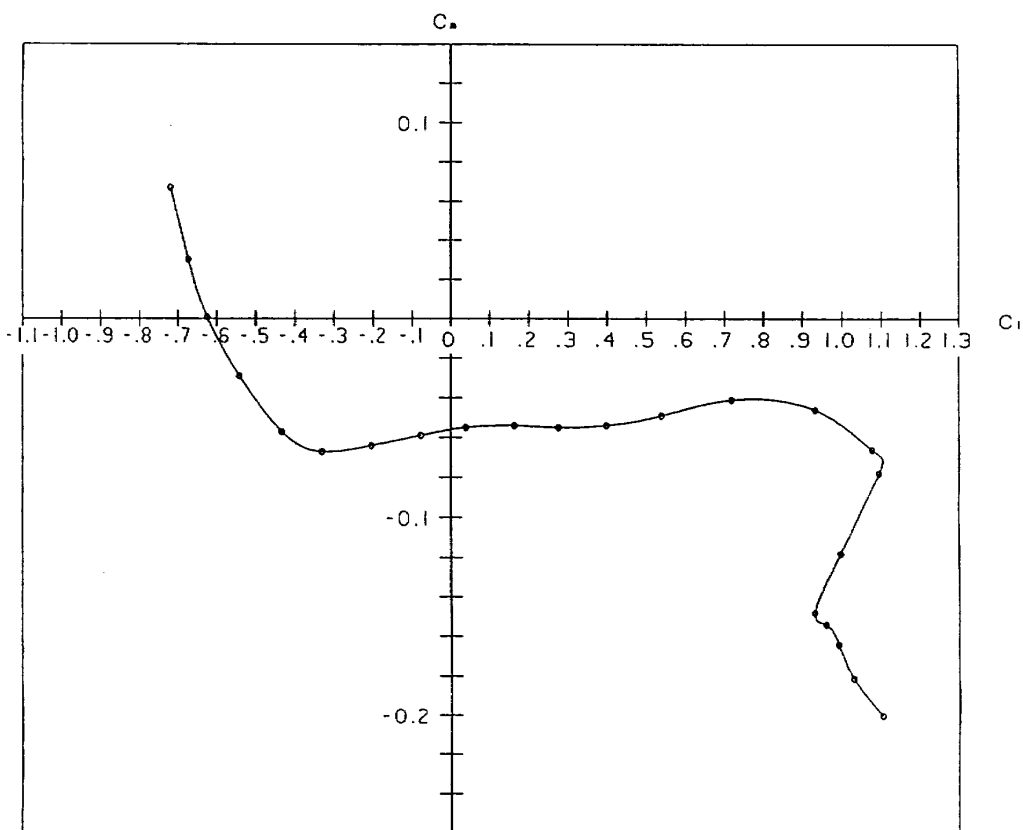


(1) Mach No.=0.6

付図3.2 NACA16-204

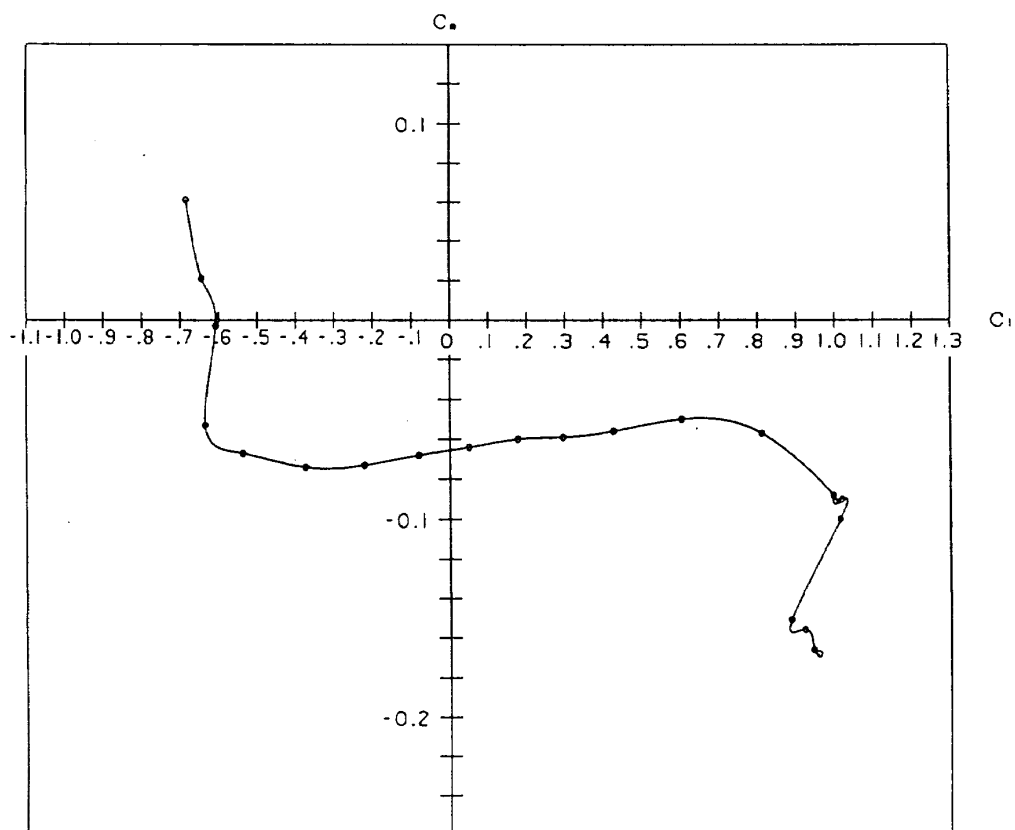


(2) Mach No.=0.7

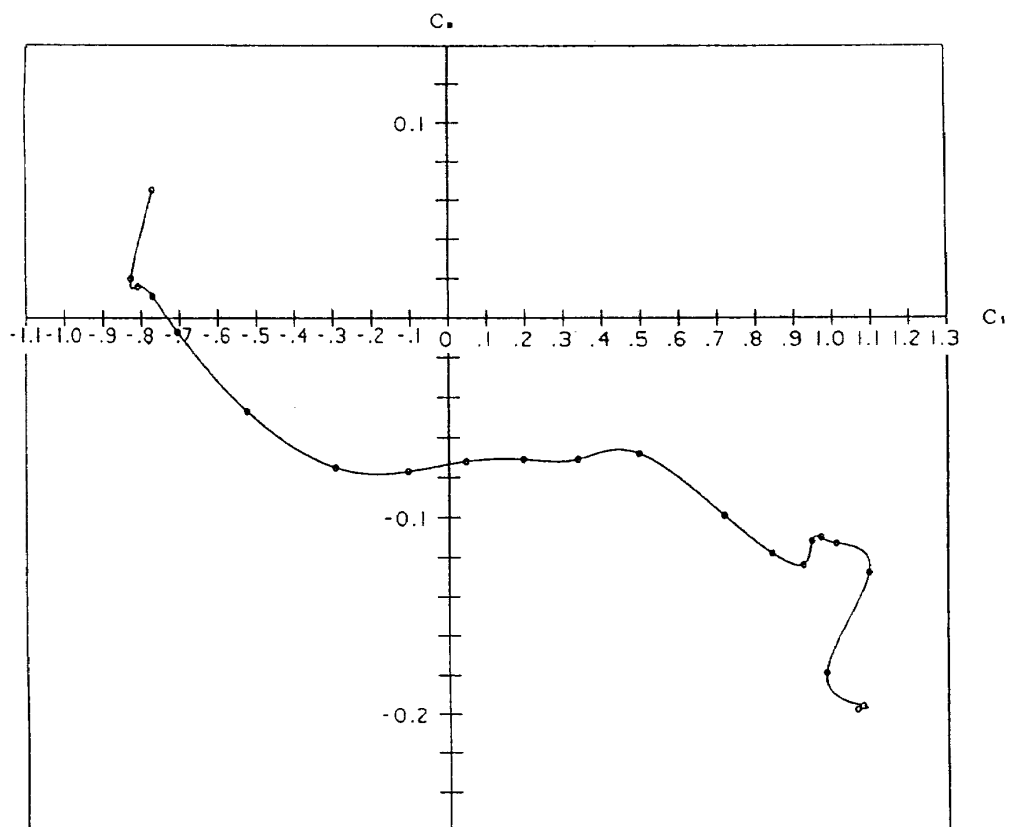


(3) Mach No.=0.75

付図3.2 (つづき)

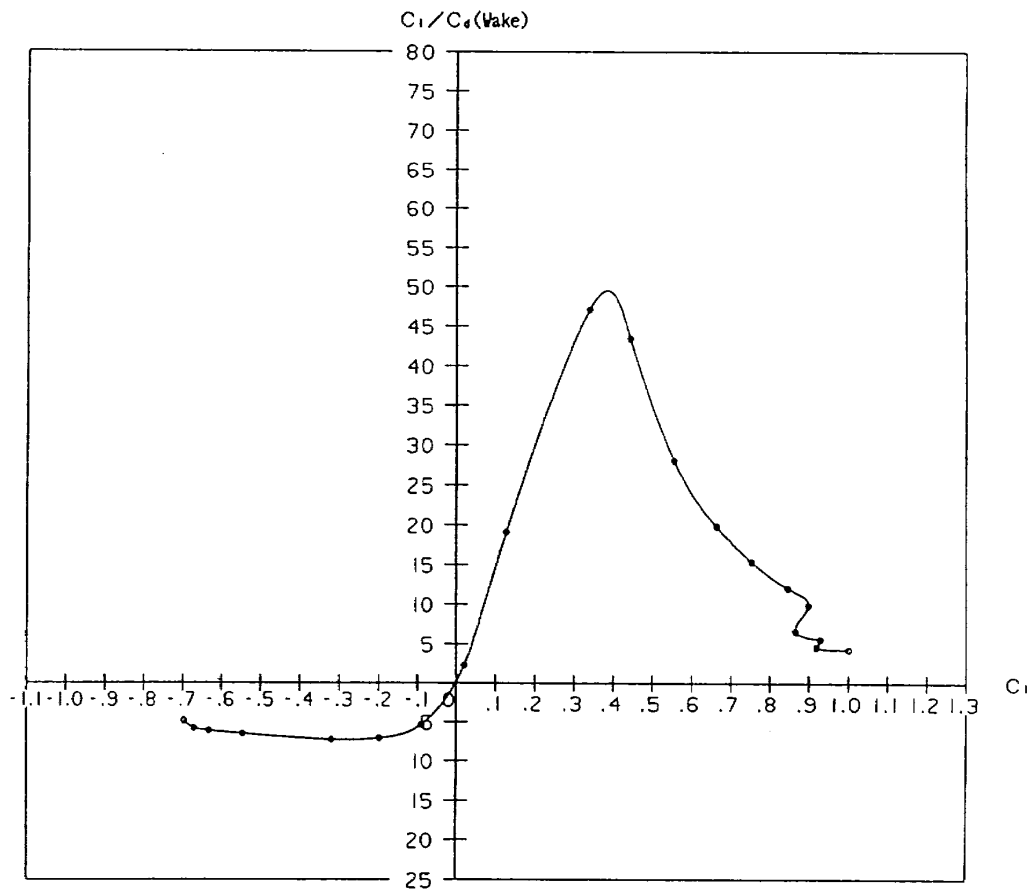


(4) Mach No. = 0.8

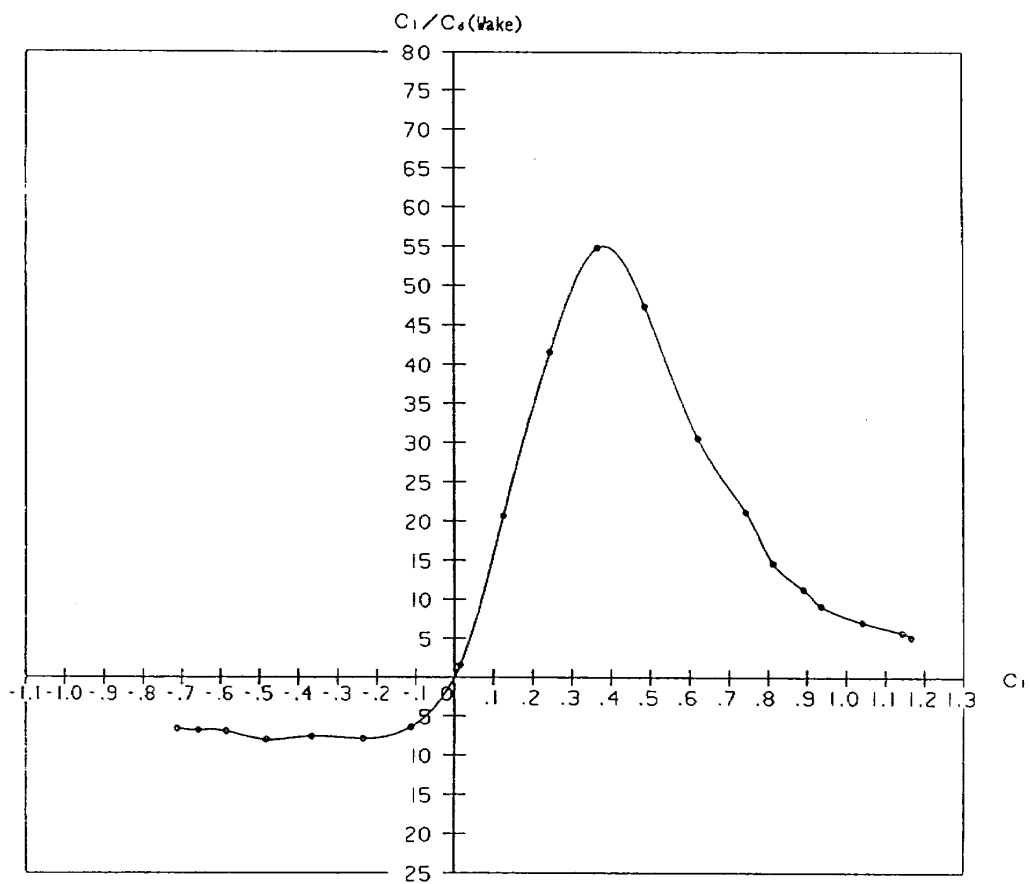


(5) Mach No. = 0.85

付図3.2 (つづき)

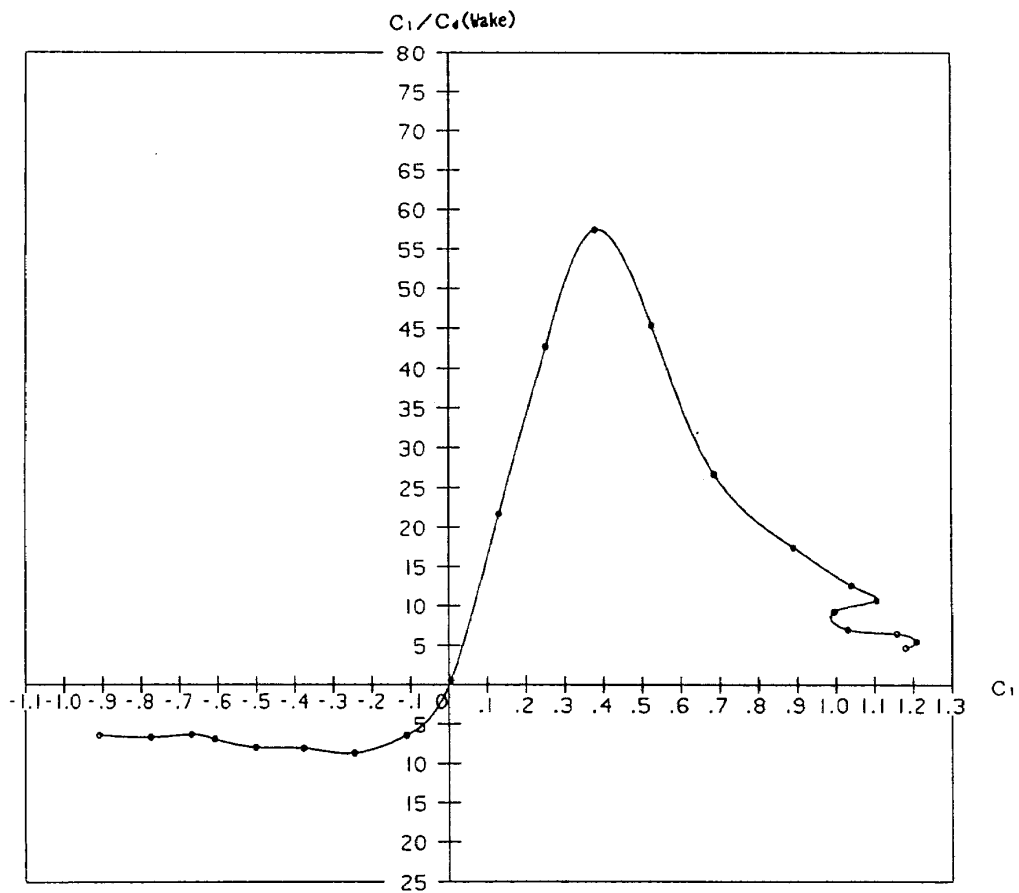


(1) Mach No. = 0.6

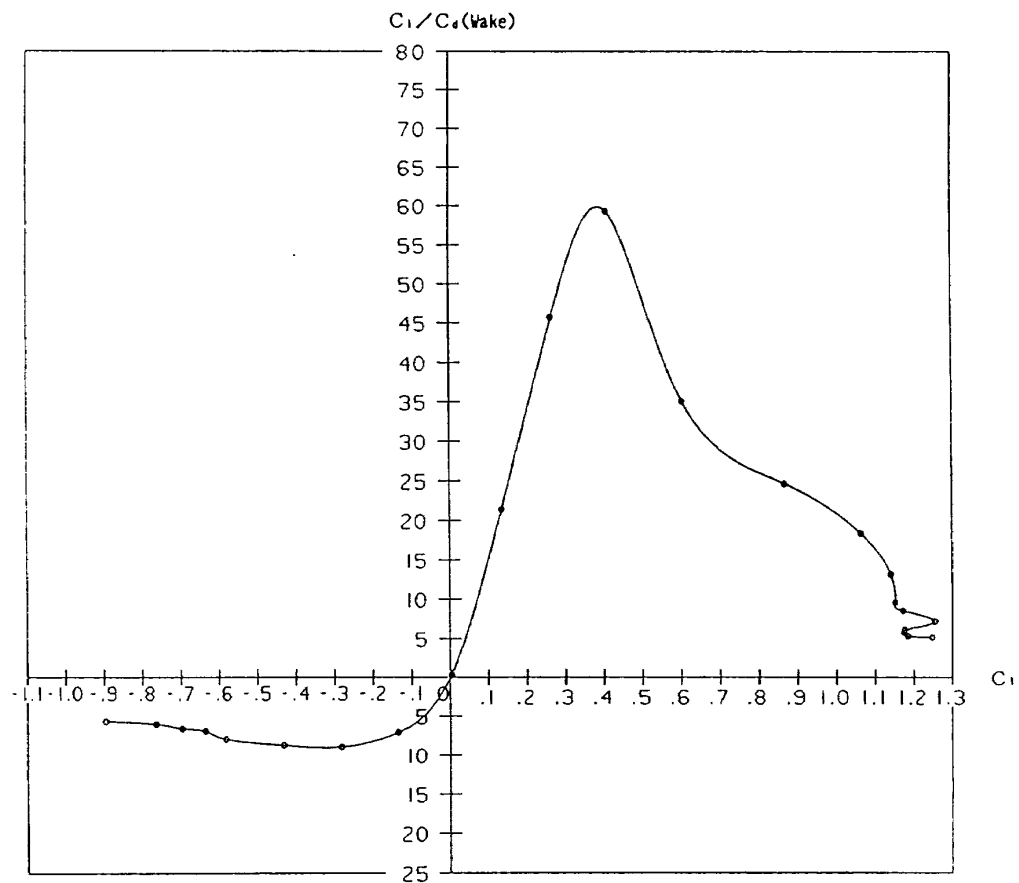


(2) Mach No. = 0.7

付図 4.1 NACA 16-202

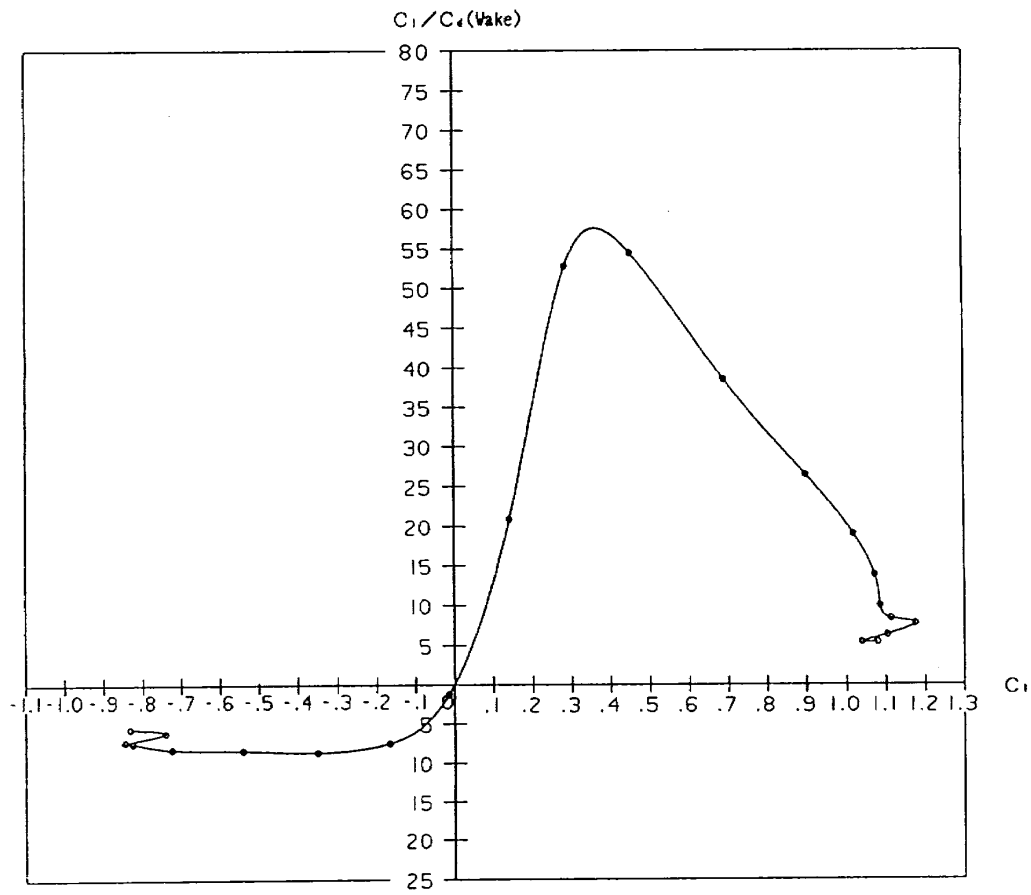


(3) Mach No. = 0.75



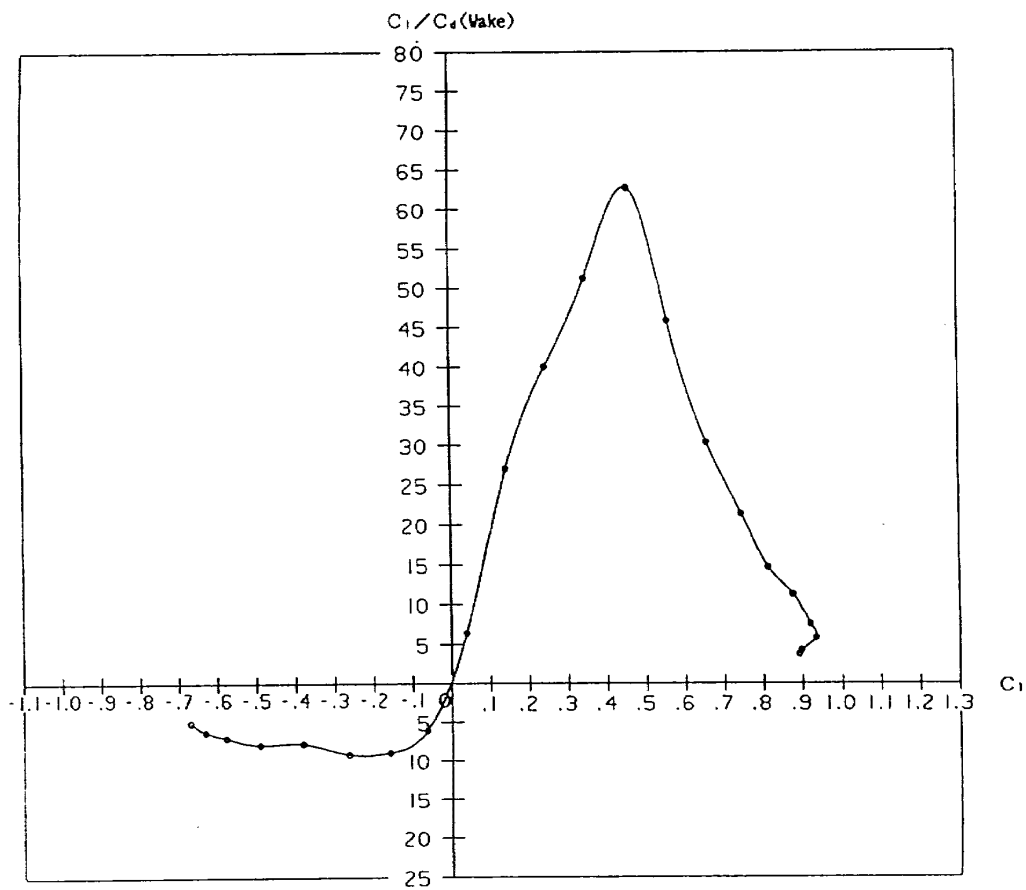
(4) Mach No. = 0.8

付図 4.1 (つづき)



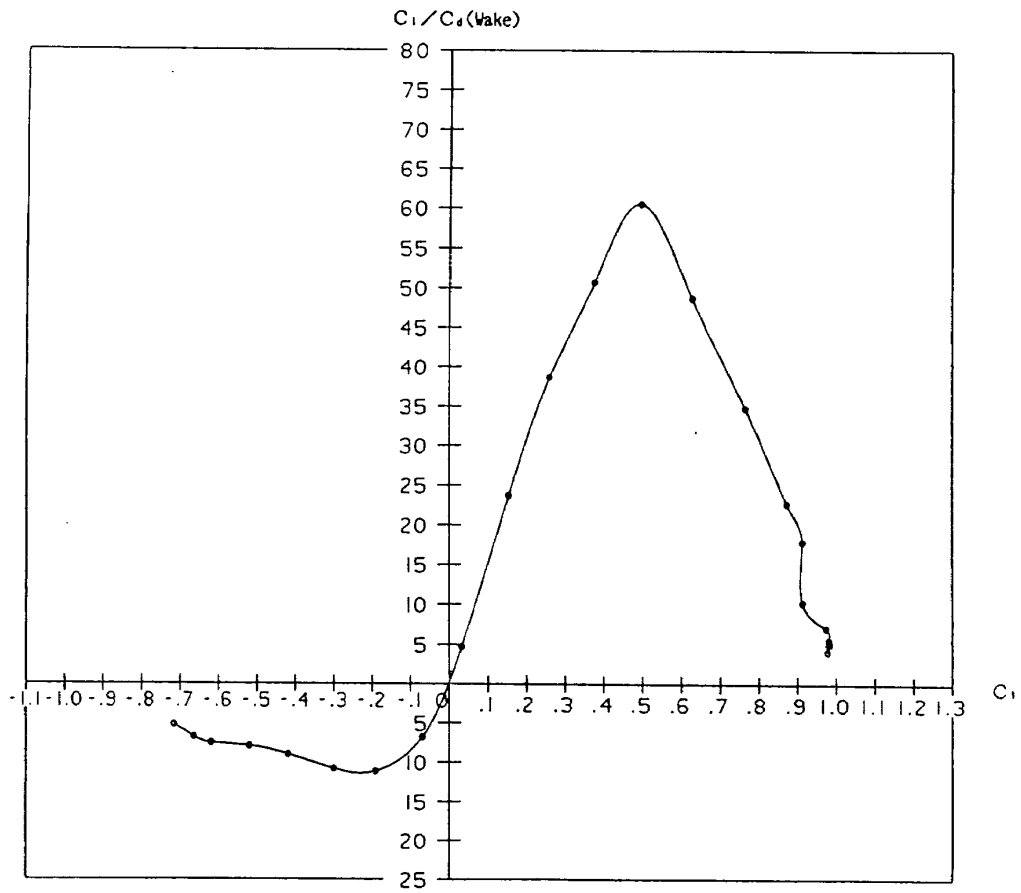
(5) Mach No.=0.85

付図4.1 (つづき)

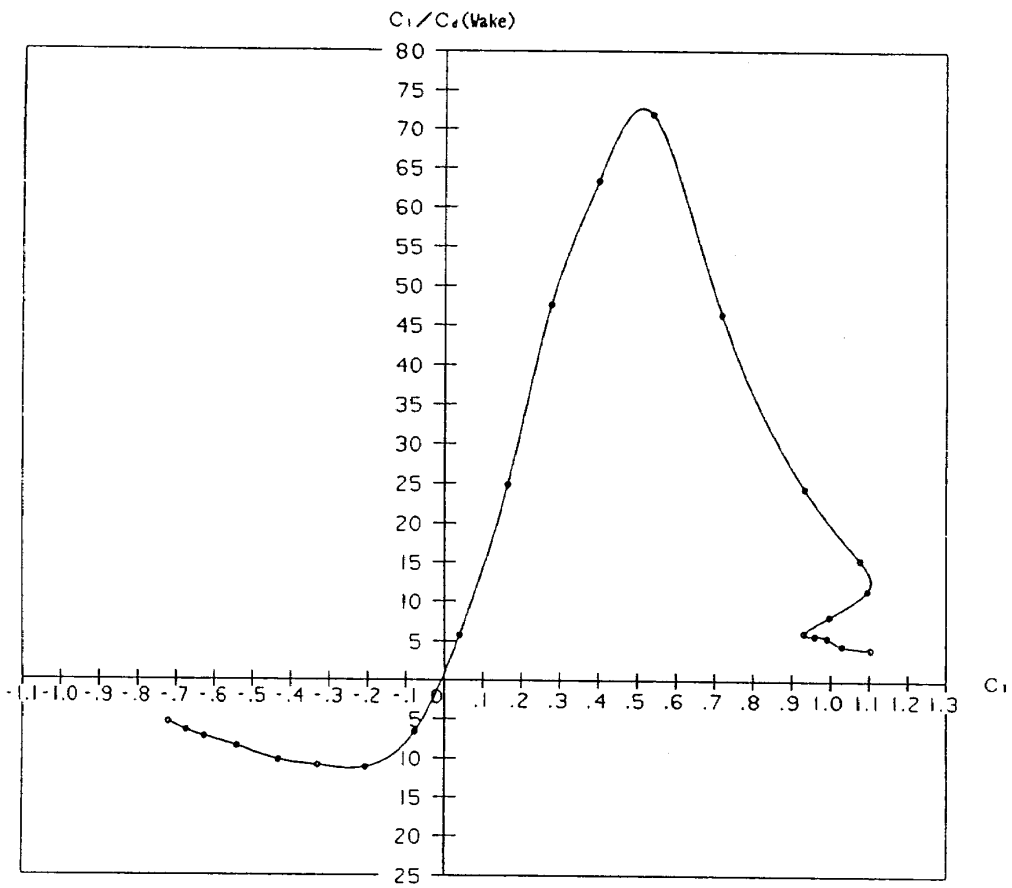


(1) Mach No.=0.6

付図4.2 NACA16-204

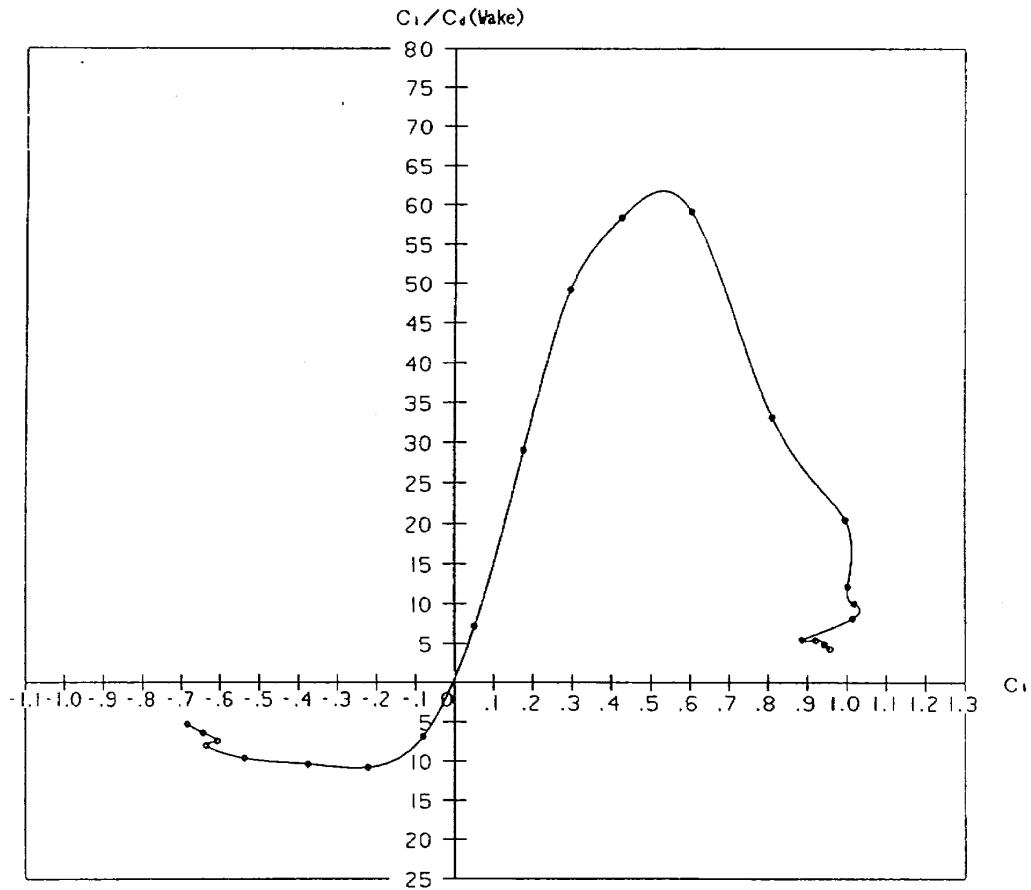


(2) Mach No. = 0.7

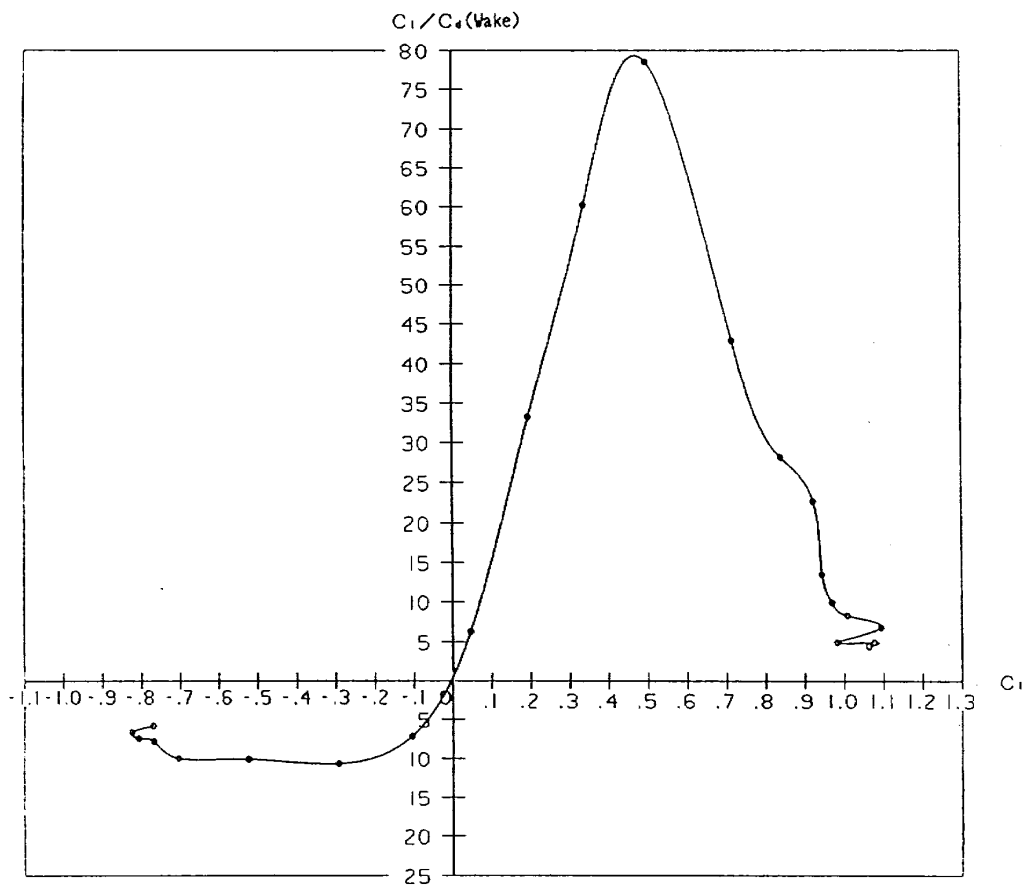


(3) Mach No. = 0.75

付図4.2 (つづき)

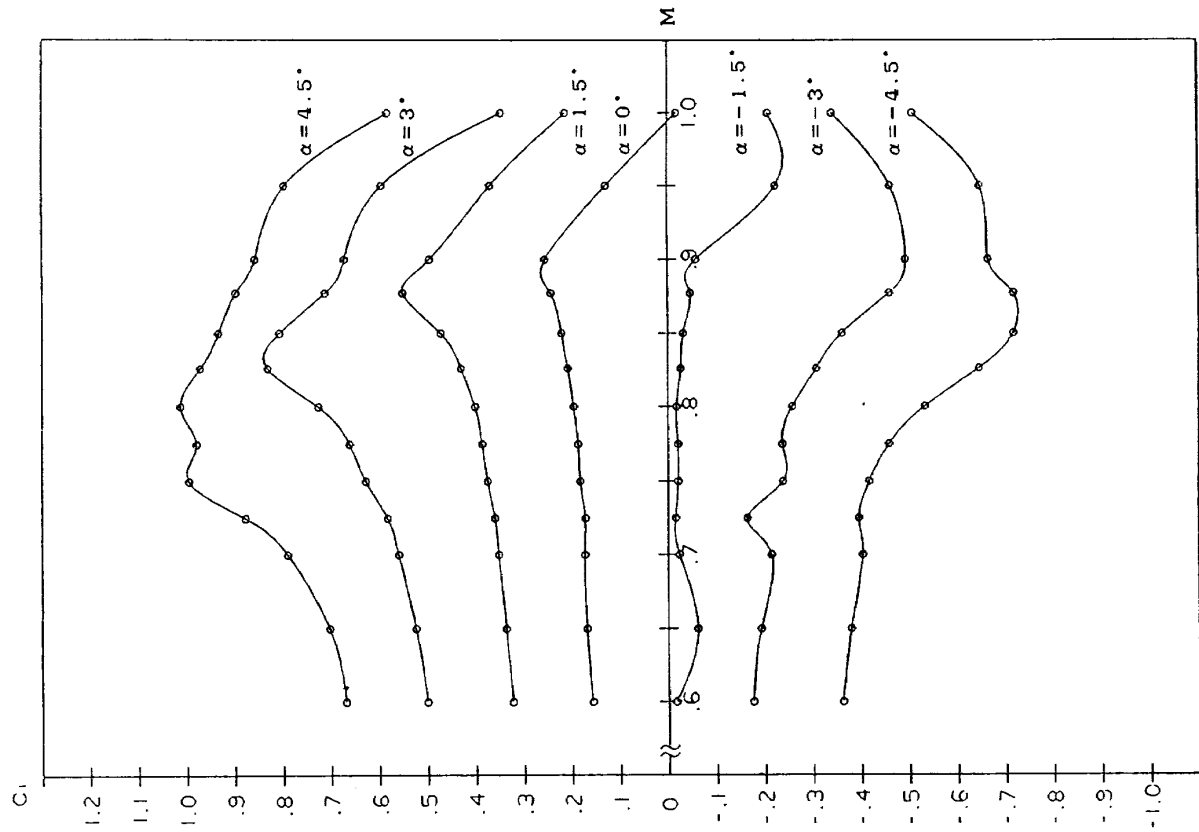


(4) Mach No. = 0.8

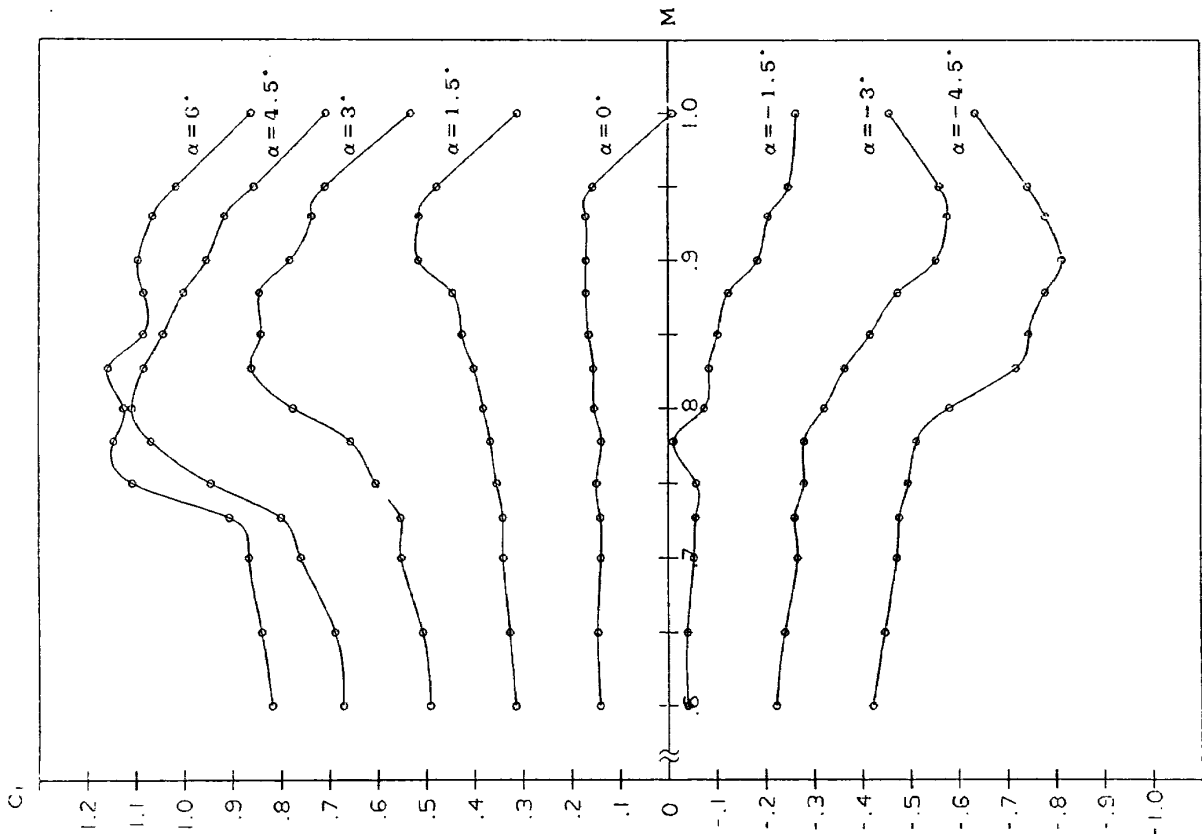


(5) Mach No. = 0.85

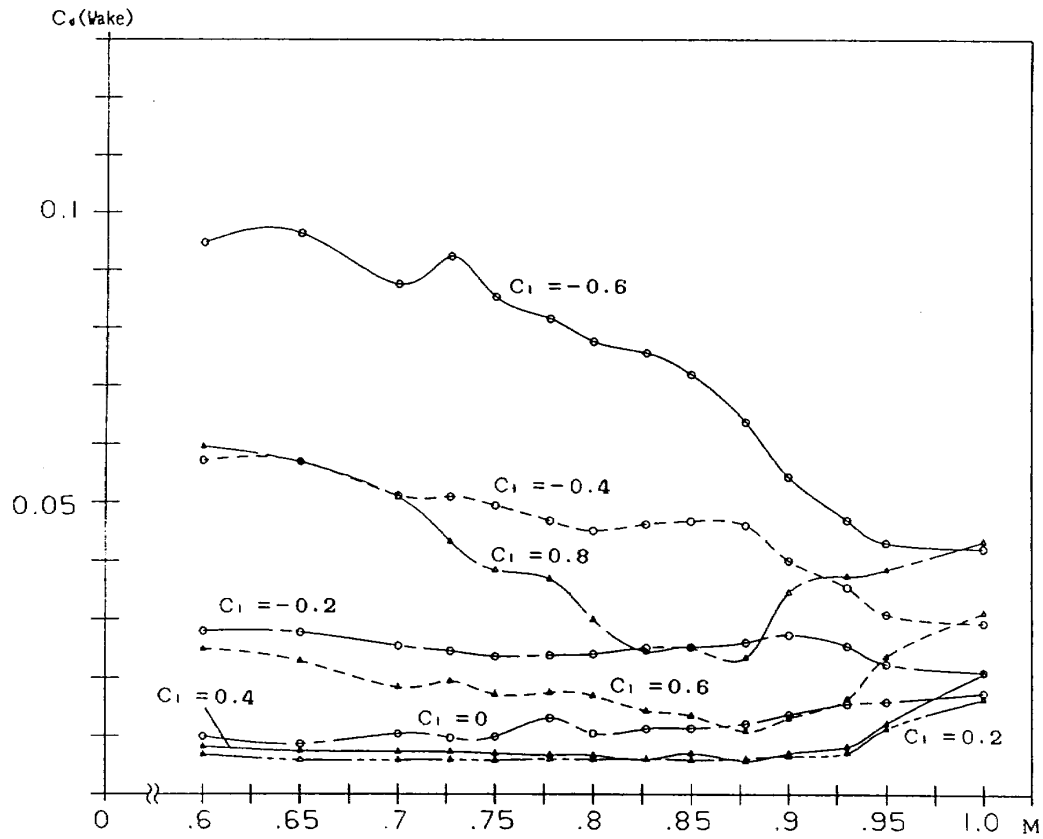
付図4.2 (つづき)



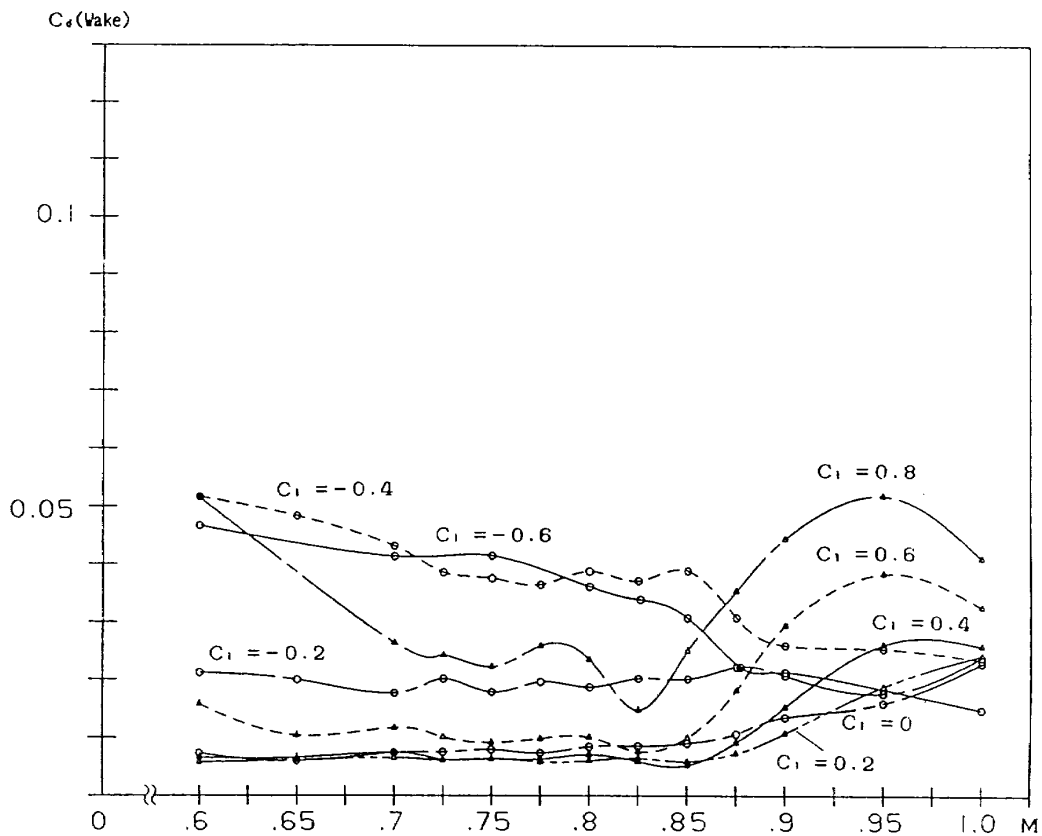
付図 5.2 NACA16-204



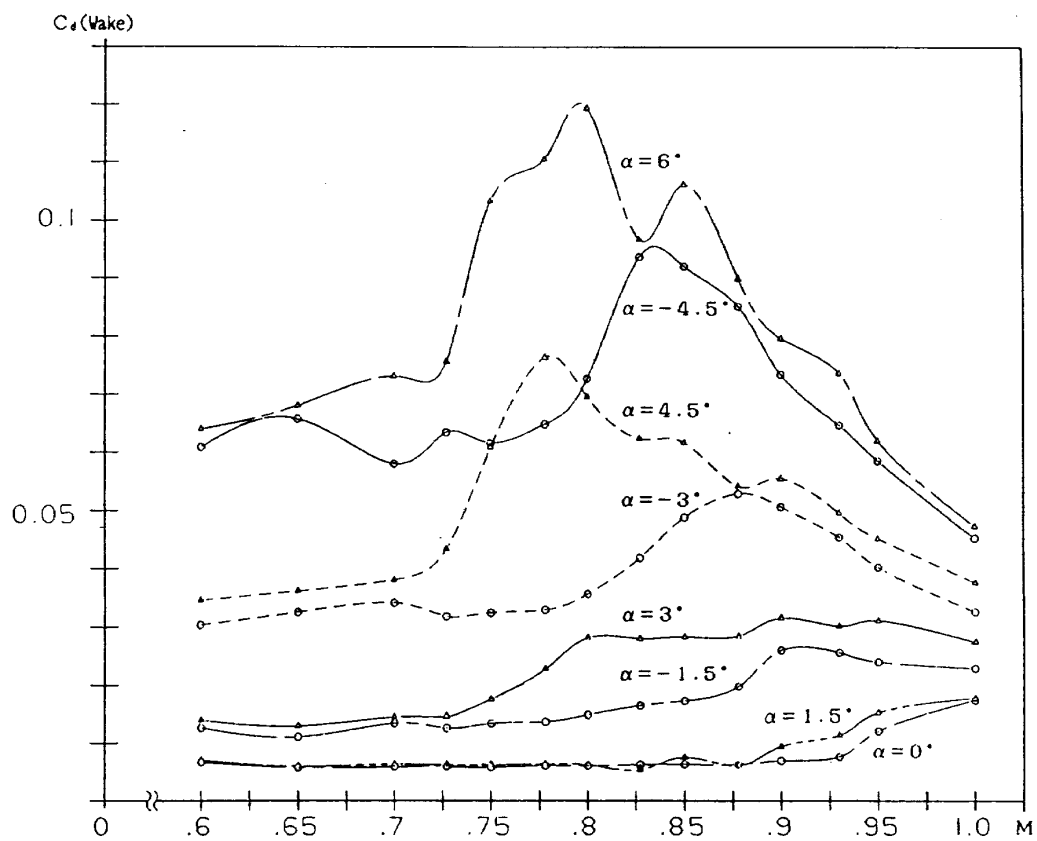
付図 5.1 NACA16-202



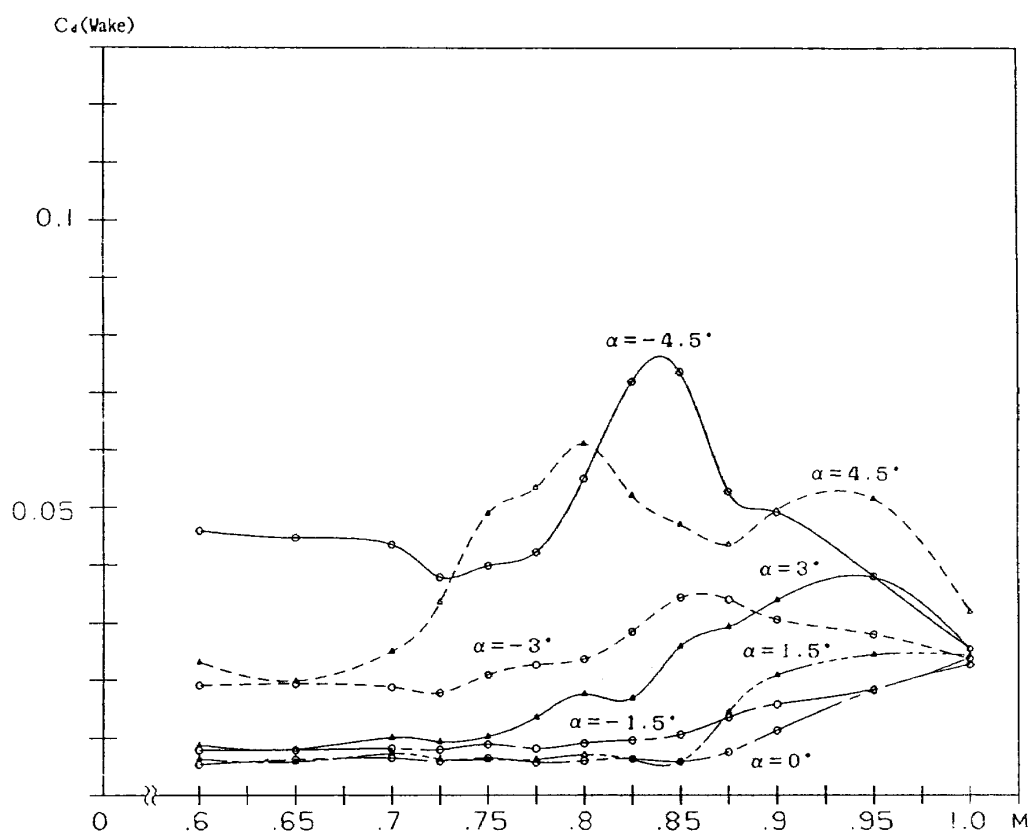
付図6.1 NACA16-202



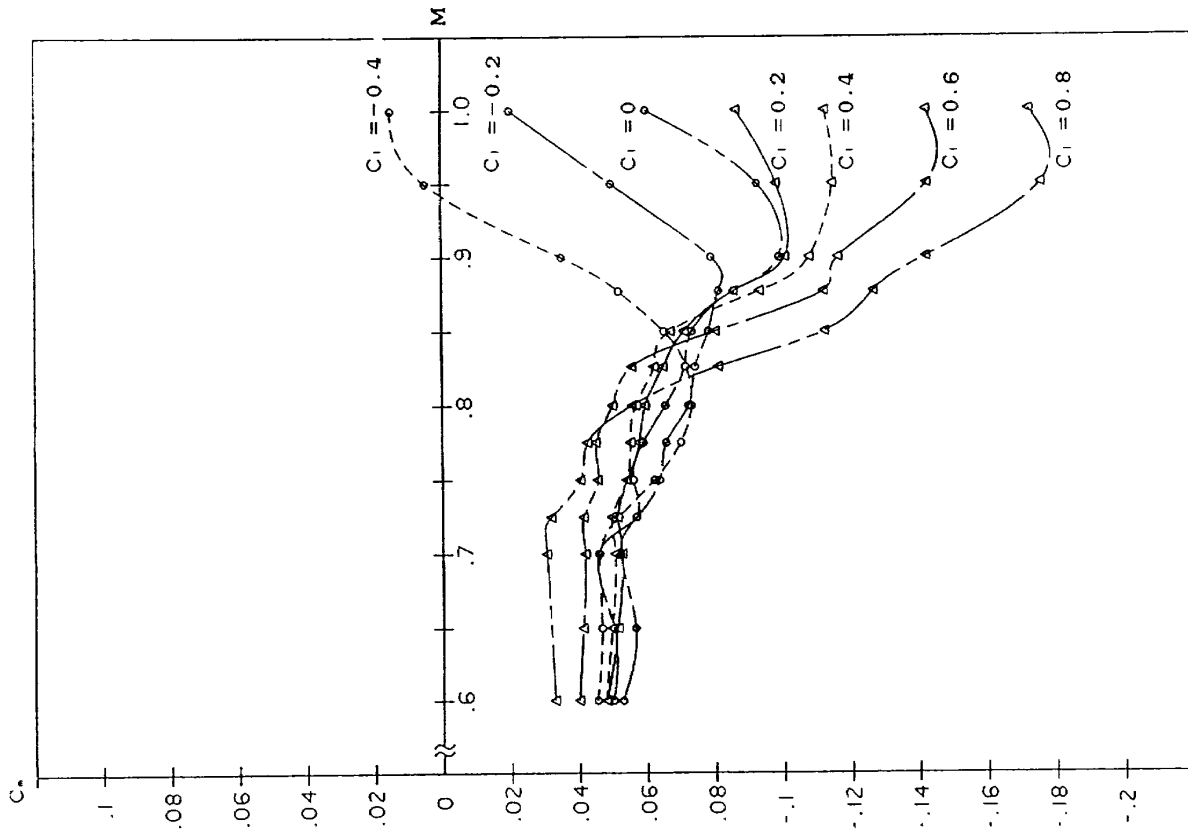
付図6.2 NACA16-204



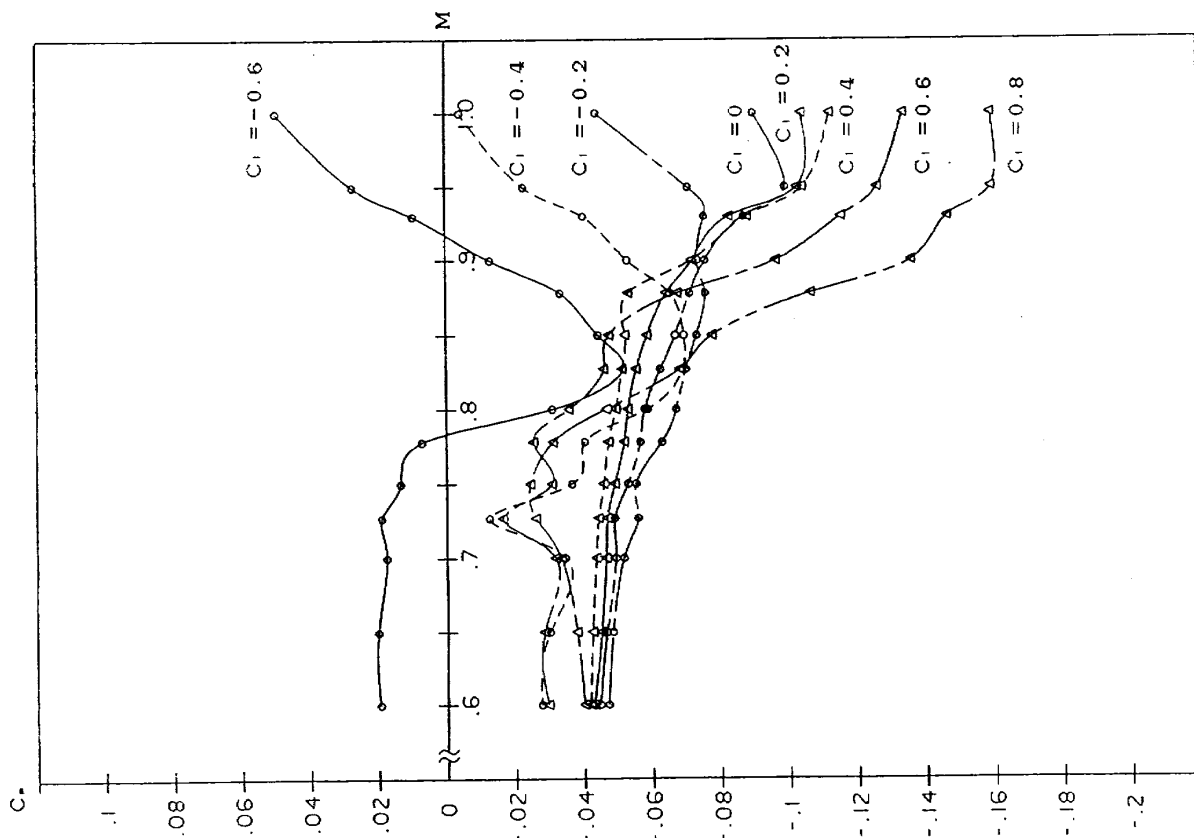
付図 7.1 NACA16-202



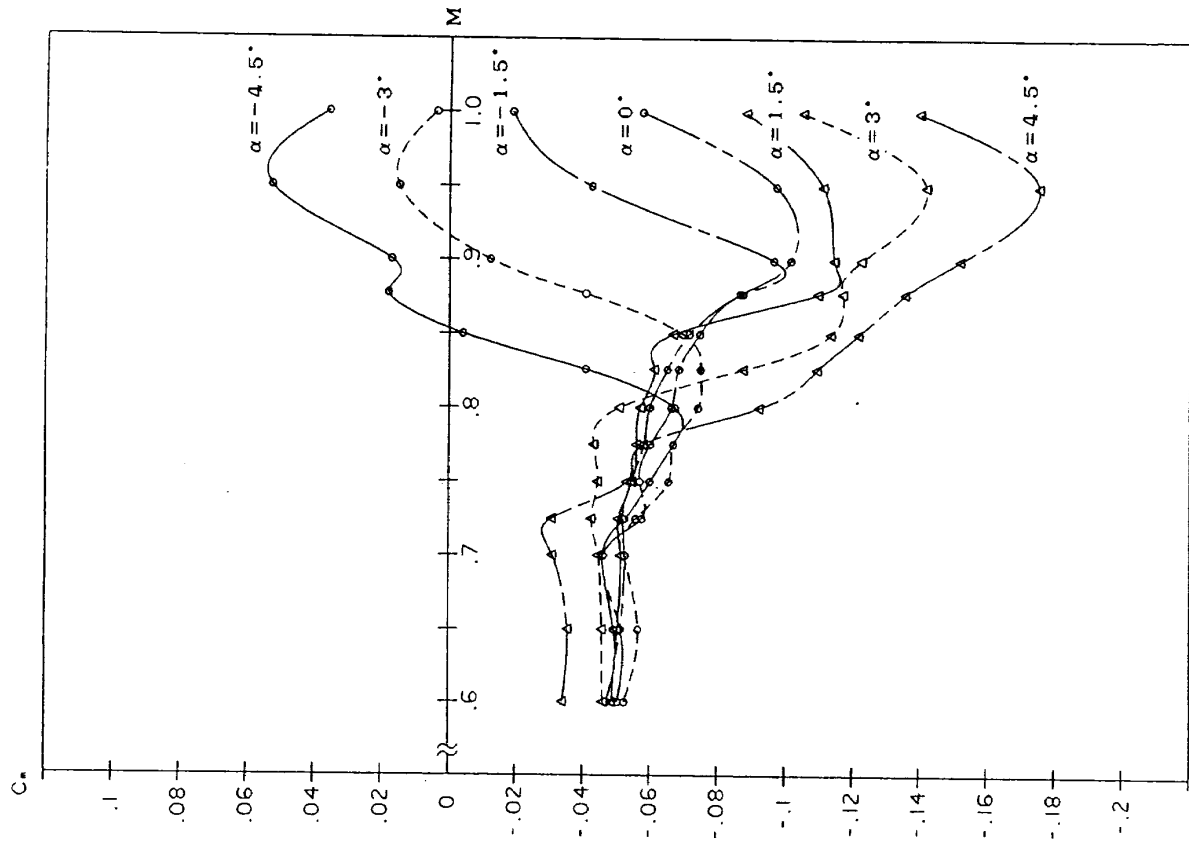
付図 7.2 NACA1-204



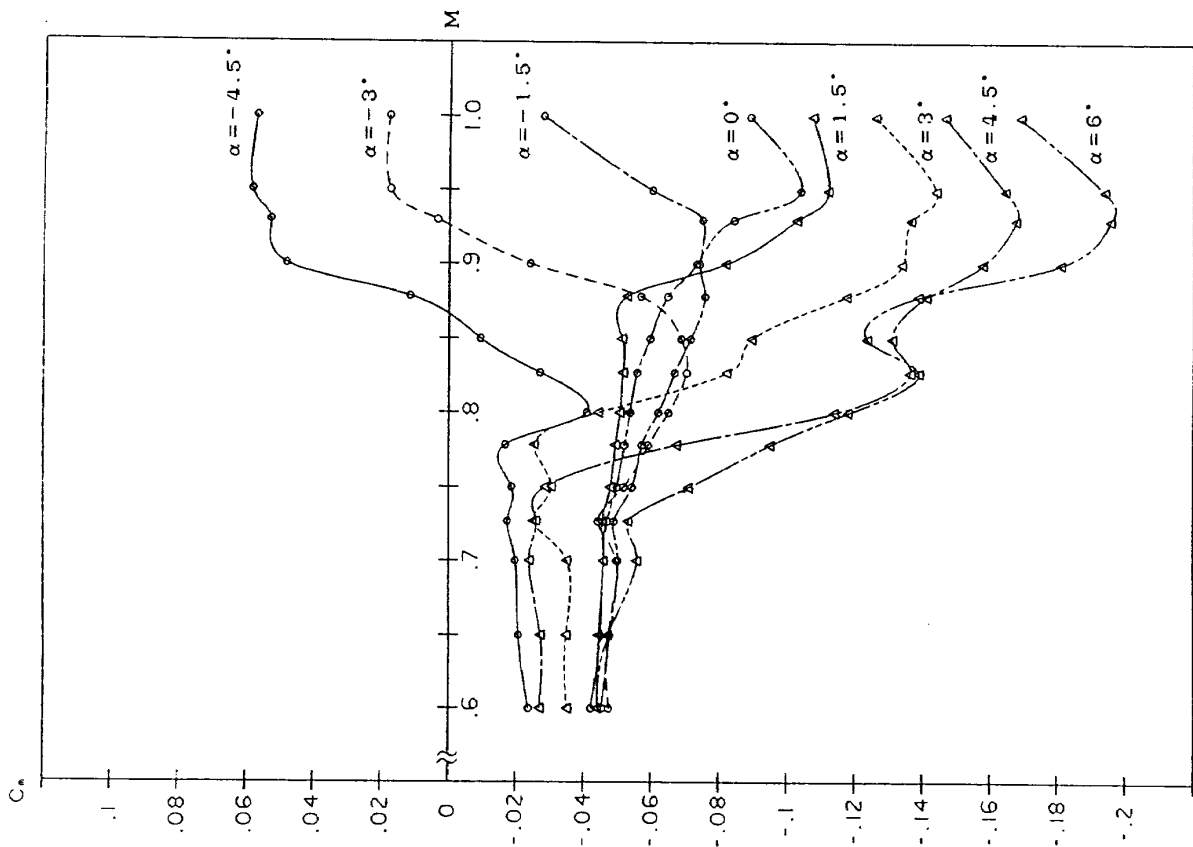
付図 8.2 NACA 16-204



付図 8.1 NACA 16-202



付図 9.2 NACA16-204



付図 9.1 NACA16-202

航空宇宙技術研究所資料 615号

平成元年11月発行

発行所 航空宇宙技術研究所
東京都調布市深大寺東町7丁目44番地1
電話三鷹(0422) 47-5911(大代表)☎182
印刷所 株式会社 東京プレス
東京都板橋区桜川 2 - 27 - 12
