

# 航空宇宙技術研究所資料

TECHNICAL MEMORANDUM OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TM-616

2 m × 2 m遷音速風洞における  
ONERA標準模型試験結果

澤田秀夫・鈴木弘一・中村正剛  
鈴木正光・小松行夫・小池陽

1990年3月

航空宇宙技術研究所  
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

# 2 m × 2 m 遷音速風洞における ONERA標準模型試験結果\*

澤田 秀夫\*\* 鈴木 弘一\*\* 中村 正剛\*\*  
鈴木 正光\*\* 小松 行夫\*\* 小池 陽\*\*

## 1. はじめに

### 1.1 国際対応風試の必要性

風洞試験は大気中を飛行する航空機の空力性能を推定するために行われることが多い。この場合、測定される諸量には様々な誤差項が含まれているものと考えなくてはならない。すなわち、測定に用いた種々の計測装置が測定誤差の原因になるし、測定部内部に再現されている気流と実際の大気との違いも風洞試験の推定精度を左右する誤差の原因となる。このように、風洞試験の精度を考える場合には多くの誤差原因を数え上げることができる。このような誤差原因となる要素の多くを実験計画の段階でできる限り少なくするように実験担当者は努力を払うわけであるが、完全な測定を望むことはほとんど不可能と言っても良い。こうした状況の中で、より信頼性の高い風洞試験を可能とする手段の一つとして他の風洞の試験結果と比較するという方法が考えられる。多くの経験を有した風洞における試験結果との比較は風洞固有の計測誤差要因等に対しては非常に容易にその存在を指摘してもらうことができる。さらに、幾つかの風洞試験結果と比較したり、きわめて特徴的な風洞の試験結果と比較することで、より詳しく空力現象についての理解を助けてくれる場合も多い。例えば、同じ模型を大きな測定部を有する風洞で試験すれば、風洞壁干渉の無視できる試験結果を手に入れることも可能である。また、高圧風洞における試験結果を利用することができればレイノルズ数の影響についての理解を助けてくれる場合も有り得る。

このように、風洞間の試験結果の比較はその風洞の測定データの信頼性を高め、さらに風洞の計測技術の向上をもたらしてくれるという点で非常に意義のあることである。しかしながら、逆に信頼の置けない風洞の試験結果と比較することは、より一層の混乱を招くだけで好ましい事は何もないと言える。このため、比較すべき風洞試験結果は十分に信頼の置けるレベルのものでなくてはならないと言う点は非常に重要である。遷音速風洞は駆動に要するパワーが極端に大きくなることから、ある程度の大きさの測定部を有するものは、世界的に言っても数が少ない。このため、遷音速風洞の対応風洞試験は必然的に国際間の対応にならざるを得ない。本稿では航空宇宙技術研究所 2 m × 2 m 遷音速風洞<sup>1)</sup> (NAL TWT) とフランスの ONERA の S 2 風洞<sup>2)</sup> (ONERA S2) の対応風洞試験結果を報告する。

### 1.2 ONERA 国際対応風洞試験とその結果

1969年にONERAでは輸送機形状の模型を用いた大規模な国際対応風洞試験を始めた。[文献4) 参照]この件に関する論文は幾つか発表されている<sup>3,4,5)</sup>、わが国では遠藤により詳しく紹介されているので<sup>6)</sup>、ここでは改めて述べることはしない。文献3)の中に、小型の遷音速風洞を含めた全ての風洞試験結果を集めた時のデータの分散は大型風洞の試験結果のみを集めた場合の分散に比べて数倍大きくなっているという報告がある。この報告の意味するところは、単に小型の遷音速風洞で行った試験は壁干渉の問題が大きいだけではなく、計測上の問題が残されていたものと本稿の著者は考えている。すなわち、実機開発に利用されてきた大型遷音速風洞はデータの信頼性が小型の

\* 平成2年1月16日受付

\*\* 空力性能部

風洞の多くのもものよりも数段良かったので、大型風洞だけの比較に限るとデータの分散は小さくなったものと考えが妥当であろう。国際対応風洞試験では抗力係数で数カウントの違いが重要となると言われている。この程度の誤差を誘発する誤差原因は数多く考えられる。例えば、わずか0.1度の姿勢角の違いが揚力係数0.4程度の時に抗力係数で7カウントの違いとして現れてきて、抗力係数の比較を困難なものとしてしまう。文献3)では大型風洞間のデータの分散はわずか13カウントである一方、小型風洞の試験結果の場合の分散35カウントと比べて約1/3となっていることがわかる。実機開発に利用する風洞ではこの程度の対応は少なくとも取れていなくては国際間で通用する試験結果とはなり得ないであろう。また、このデータは今から10年以上も前のものであることも銘記すべきであろう。

### 1.3 ONERA-M5の複製モデルによる国際間風洞比較の試み

わが国最大の遷音速風洞である2m×2m遷音速風洞を保有する航空宇宙技術研究所では約10年前にいち早くONERAと話し合い、ONERAの標準モデルの図面をもらい受けその複製モデルを製作し試験した。本論文ではこの複製モデルをNAL-M5と記述する。この試験に関する報告は文献7)で詳しく述べられている。その中で、以下の4項目の問題が指摘され残された。

(1) 圧力分布の一部がONERA側のデータと大きく異なっている。[文献7)の図8参照]

(2) 同じ迎角で観察される翼面衝撃波による圧力上昇がONERA側の圧力分布で観察されるものよりも鈍く観察されている。[文献7)の18参照]

(3)  $C_L-C_m$  曲線がONERA側の風洞試験結果のみならず、他の大型風洞の試験結果とも異なっている。[文献7)の図12参照]

(4)  $C_L-\alpha$  曲線ではONERA側データよりも  $C_{L\alpha}$  が大きく測定されている。失速開始迎角がONERA側データよりも小さい。[文献7)の図10参照]

これらの指摘された問題点は、さらに詳細な試験

を重ねて  $C_L-C_m$  曲線の一部が改善されただけで、その全てが解決されずに残されていた。このためONERA側の所有する標準モデルそのものを使った国際対応風洞試験が強く望まれた。このような状況の中で、ONERA側からONERA標準モデルを用いたONERA-NAL二国間国際対応風洞試験の提案があり、航空宇宙技術研究所側はこれを受けることとした。NAL-ONERA間の合意の内容は、ONERA側からONERA標準モデルM5とM2の二つの相似モデルを借り、航空宇宙技術研究所2m×2m遷音速風洞(NAL TWT)で試験を行うというものであった。そしてこの試験は以下の研究に資することを目的としていた。

- 1) 気流の質の違いの影響
- 2) モデルの違いの影響
- 3) 風洞壁干渉の評価法の違い
- 4) 平秤較正法の違いの影響

## 2. 記号

- $C_N$  : 機体垂直力係数  
 $C_A$  : 機体軸力係数(ベース圧の項を除く)  
 $C_L$  : 揚力係数  
 $C_m$  : ピッチングモーメント(1/4代表翼弦長周り)  
 $C_D$  : 抗力係数(フォアボディ成分のみ)  
 $\alpha$  : モデル迎角(度)  
 $\alpha_{\text{sting}}$  : スティング変角機構に取り付けたポテンシオメーターで測定したモデル迎角(度)  
 $\alpha_{\text{clino}}$  : モデル内に取り付けた傾斜計で測定したモデル迎角(度)  
 $P_0$  : 一様流総圧(kPa)  
 $M$  : 一様流マッハ数  
 $Re$  : レイノルズ数(代表長=代表翼弦長)  
 $\phi$  : モデルロール角(度)

## 3. NAL-M5とONERA-M5の比較

### 3.1 形状比較

NAL-M5とONERA-M5は同一の図面を用いて注意深く製作されたものであるから形状は製作誤差の範囲内で同一のものでなくてはならない。しかしながら、航空宇宙技術研究所における両模

表 3-1 模型形状製作精度検査結果

	図面	ONERA-M5	NAL-M5	ONERA-M2	NAL-M2
正面図主翼仰角	右翼	2.997°	1.268°	2.982°	1.177°
	左翼	3.011°	1.124°	3.014°	1.209°
主翼取付角 (平均)	右翼	4.022°	3.957°	4.020°	3.968°
	左翼	3.999°	3.921°	4.019°	4.005°
主翼取付角最大 誤差	右翼	0.025°	-0.067°	0.055°	-0.123°
	左翼	-0.040°	-0.178°	0.043°	0.110°
(捻り上げを正とする)					
主翼後退角	右翼	30.012°	29.926°	29.962°	29.911°
	左翼	30.015°	29.922°	29.989°	29.936°
正面図水平尾翼 迎角	右翼	2.998°	3.118°	2.969°	2.707°
	左翼	3.006°	2.772°	3.091°	2.867°
水平尾翼取付角	右翼	0.004°	-0.034°	0.049°	-0.102°
	左翼	-0.030°	-0.068°	-0.019°	0.030°
水平尾翼後退角	右翼	37.538°	37.519°	37.539°	37.556°
	左翼	37.538°	37.544°	37.550°	37.514°
水平尾翼取付角 最大誤差	右翼	0.017°	-0.049°	0.055°	-0.241°
	左翼	-0.033°	-0.079°	-0.083°	0.273°
(捻り上げを正とする)					

型の形状精度測定結果から、図面の解釈の違いによる両模型間の上反角に違いがあることが判明した。すなわち、NAL-M5はONERA-M5よりも上反角が約1.8度だけ小さくなっていることがわかった。また、各部の製作精度は表3-1の様に若干異なっている。全体的にはONERA-M5の形状精度の方がNAL-M5よりも図面形状に近いものとなっているといえる。また、同時に行われたONERA-M2とNAL-M2の形状精度の測定結果も表3-1に示してある。ONERA-M2はONERA-M5模型の1/2.66の相似模型として製作されたものである。この場合もNAL-M2よりもONERA-M2の方が形状精度は良いことが判る。

### 3.2 主翼面上の圧力分布の比較

1.0度の時のS2翼断面の圧力分布で、NAL-M5とONERA-M5の両方のものを示している。S2断面の位置は文献7)の図8を参照されたい。衝撃波による圧力上昇がNAL-M5模型の方が鈍い点と、S2断面における圧力分布の形状は $c/x=0.2$ 付近で不一致を示している点を除き、互いによく似た形状になっている。また、今回の試験結果はONERA側の示した圧力分布とは異なり、文献7)

の圧力分布に一致している。このことから判断して、文献7)の圧力分布はNAL TWTにおける風洞試験の圧力分布として正しい測定が行われたものと判断できる。参考文献4)によると、他の大型風洞で行われたONERA-M5模型のS2断面における圧力分布の形状は文献7)のNAL側の圧力分布に近く、文献7)で指摘された問題(1)は航空宇宙技術研究所のデータが正しいということになる。

図3-2は模型迎角が約1.6度の時のONERA-M5模型とNAL-M5模型のS1断面における圧力分布を比較したものである。S1断面の位置は文献7)の図8を参照されたい。ONERA-M5模型の静圧分布で前縁付近のデータが不良である点を除き、文献7)で指摘されているようなONERA側データの圧力分布とは異なり、ONERA-M5、NAL-M5両模型の圧力分布は互いによく似たものとなっている。この付近の迎角では図3-3,4にみられるように、S1断面は流れのはく離域を含み、翼上面のサクショピーク部分が小さくなる。なお、図3-3の点線で描いた圧力分布は、 $\alpha=-4.0^\circ$ から $-0.3^\circ$ まで変化させた時の最初と最後の圧力分布を示している。図3-4の点線は、 $\alpha=-0.3^\circ$

のものである。比較する迎角のわずかな違いが圧力分布の形状の違いとして明瞭に現れるので、迎角を十分正確に合わせて比較する必要がある。図3-2から、S1断面の衝撃波位置の圧力上昇に関して、模型の違いによる変化は見いだされなかった。文献7)における比較は、ONERA側データは模型迎角が1.0度であるが、NAL側データは1.0度ではなく、約1.4度程度であった。

### 3.3 空力性能の比較

図3-5~3-7はレイノルズ数1 millionにおけるONERA-M5, NAL-M5両模型の限定された空力性能を示したものである。図3-5は $C_L$ - $\alpha$ 性能を示したもので、NAL-M5模型の方がONERA-M5模型よりも $C_{L\alpha}$ が大きく測定されている。このことから、文献7)で指摘された問題(4)はその原因が確かに模型の違いによって発生したものであると結論づけることができる。また、図3-6はレイノルズ数1 millionにおける両模型の $C_L$ - $C_m$

性能を示したものである。確かに、NAL-M5の方がONERA-M5よりもピッチアップ時の揚力係数は小さくなっている。この結果、文献7)で指摘されたピッチアップ時の揚力係数が他風洞と比較して小さくでているという問題点(3)は模型の違いによることがわかる。

以上のように、文献7)で指摘された問題点の原因は測定誤差、比較データの条件の違い、模型の違いによるものと結論づけられたが、新たに、他の風洞試験結果と異なる現象も測定された。それは $C_L$ が零付近の $C_L$ - $\alpha$ 曲線における非線形な挙動である。この挙動はONERA側の風洞試験では観察されていない。原因は特定されていないが、ONERA-M5, NAL-M5の両模型で現れ、また、文献7)の試験でも観察されているものであり、風洞の気流、または航空宇宙技術研究所の測定法に関係した現象と考えられる。同様の現象として、失速現象がNAL TWTの試験の方がONERA側試験よりも早く現れている。

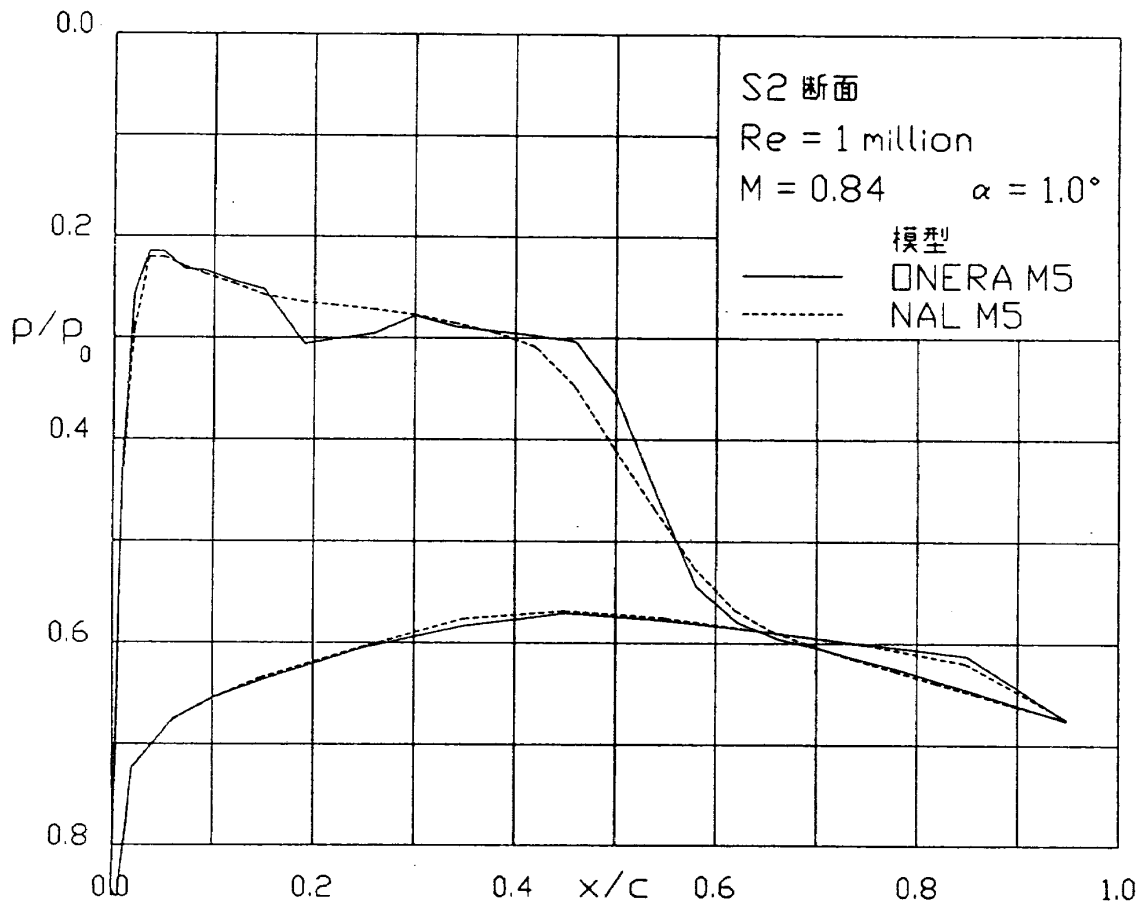


図3-1 S2断面圧力分布の比較

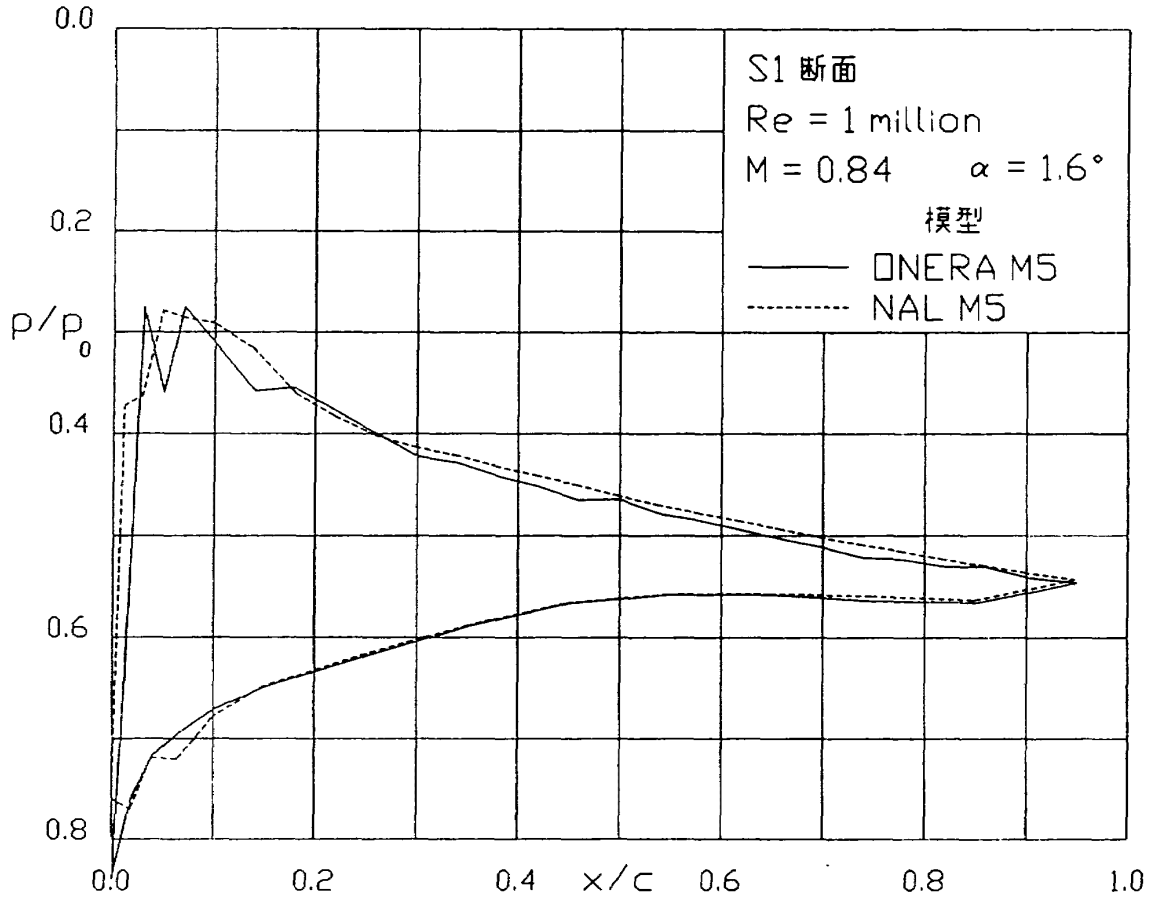


図 3-2 S1 断面圧力分布の比較

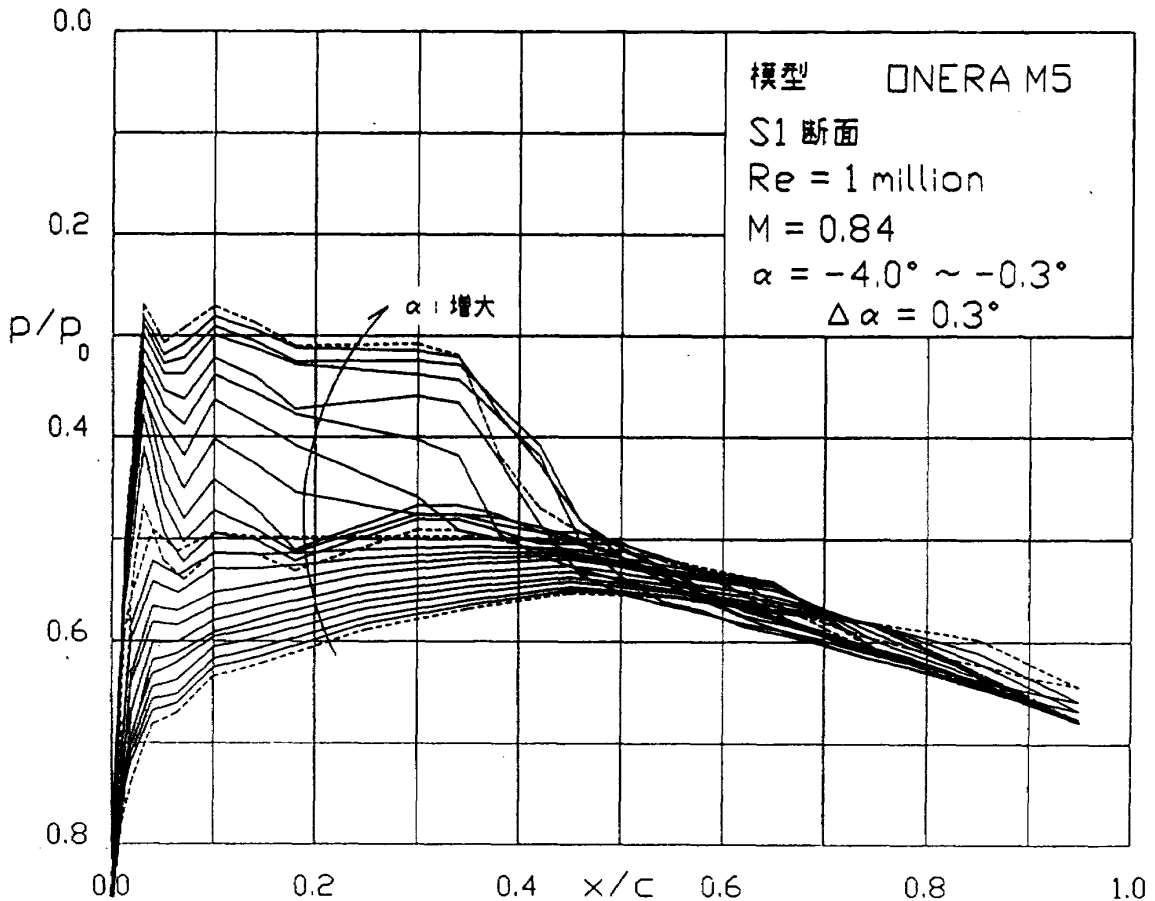


図 3-3 迎角変化に伴う S1 断面圧力分布の変化

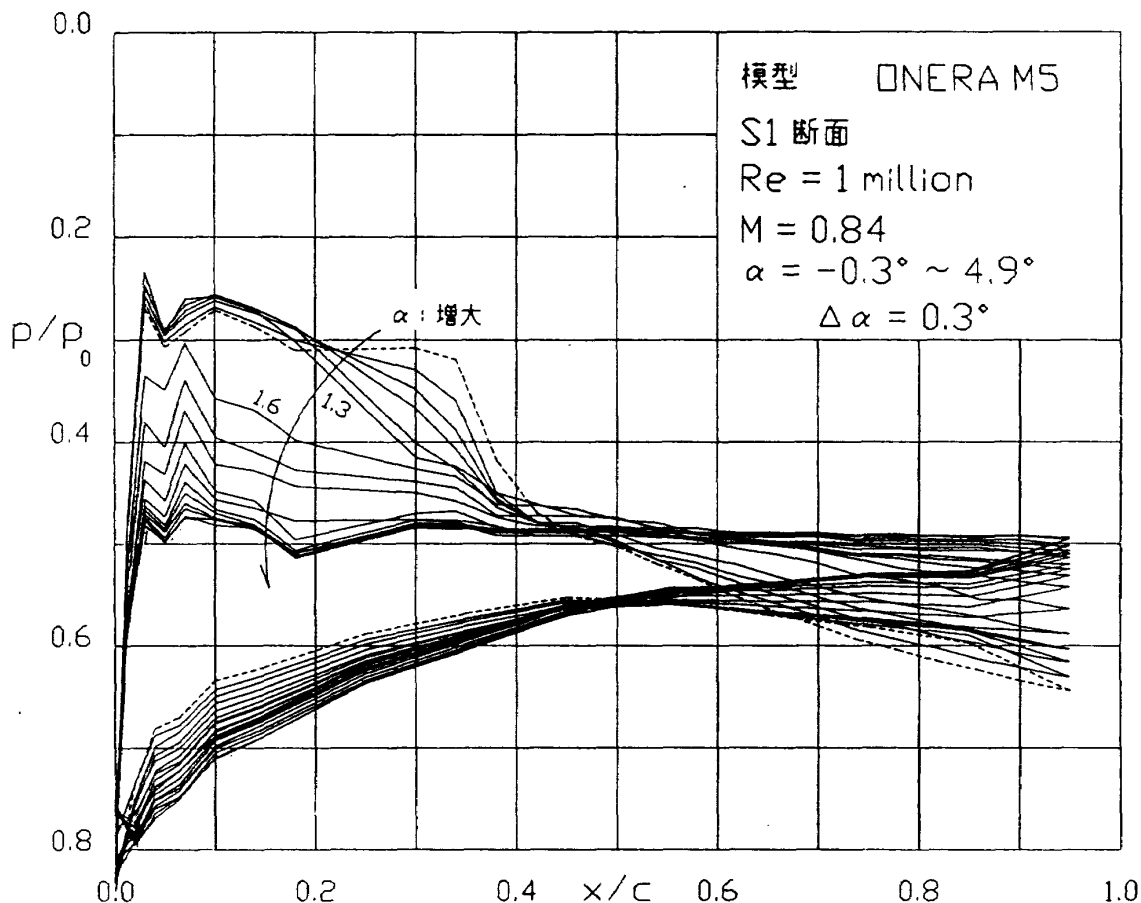


図3-4 迎角変化に伴うS1断面圧力分布の変化(つづき)

### 3.4 航技研 2m×2m 遷音速風洞計測系に含まれていた誤差要因

1988年2月と5月の試験では模型迎角の測定結果に若干の問題点があることが判明した。図3-8～11はレイノルズ数1 millionと2 millionの時のスティングのポテンシオメーターによる測定角度と模型内に取り付けた角度計による測定角度の比較を示している。この結果、スティングのポテンシオメーターから測定された模型迎角には誤差が含まれ、風洞内圧を高くした時には模型が表向きの状態と裏向きの状態とで模型の姿勢角に大きな

誤差が含まれてくることが判明した。詳細な検討の結果、スティングのポテンシオメーターにより測定される模型迎角には温度に伴う誤差項、機構に伴う誤差項(バックラッシュ等)、荷重に伴う誤差項が含まれていて、高精度な試験を要求する場合にはこれらの誤差項の影響を無視することはできないことが判明した。この結果、ONERA側の風試験結果と比較する航技研の風試の風試結果と比較する航技研の風試結果は模型内に角度計を取り付けて測定した1988年11月の試験結果のみとした。

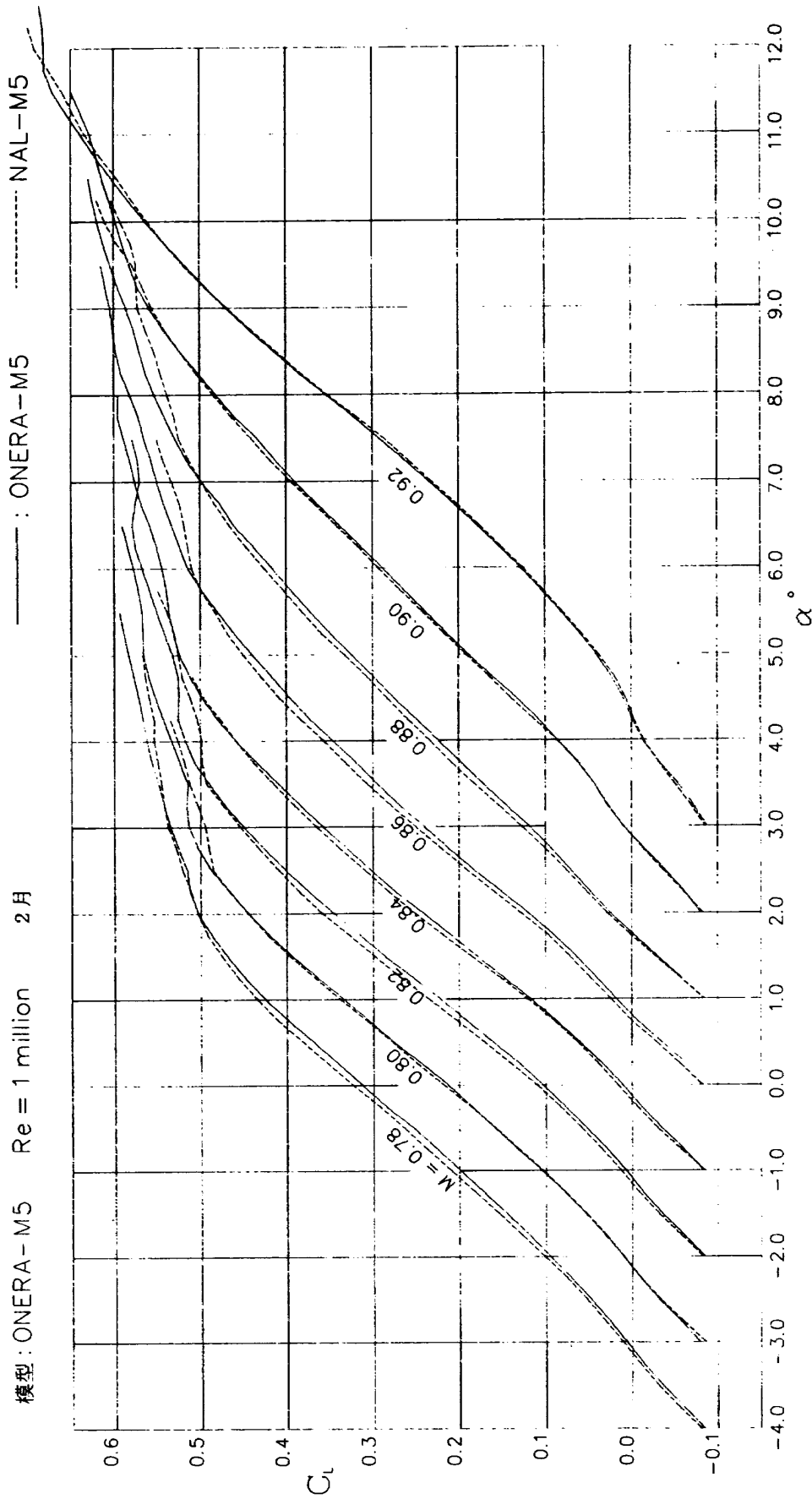


図 3-5  $C_L - \alpha$  ( $Re = 1$  million)

(各曲線は横軸の格子幅分だけ原点を右にずらせて描いてある)



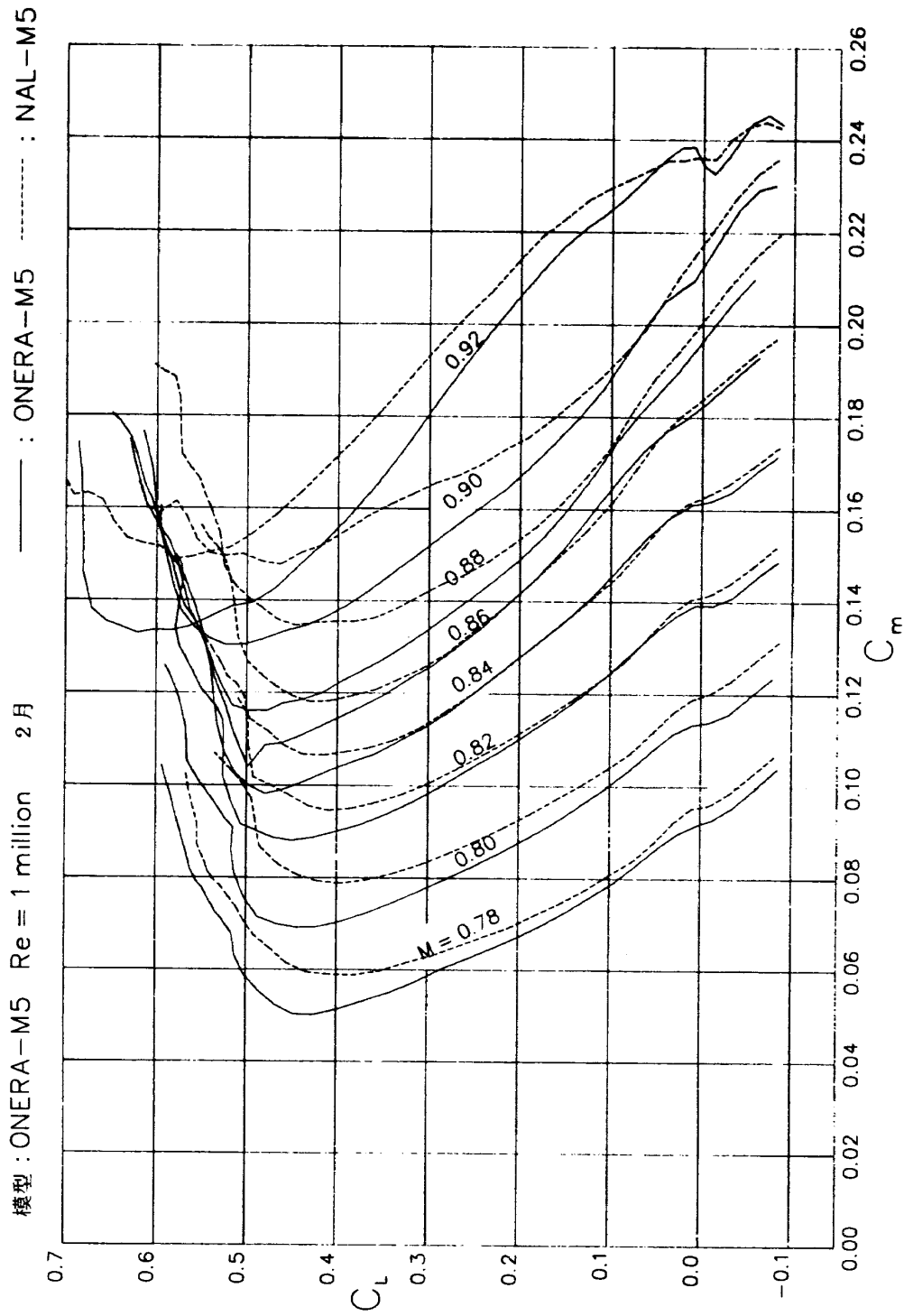


図 3-5  $C_L - C_m$  ( $Re = 1$  million)

(各曲線は横軸の格子幅分だけ原点を右にずらせて描いてある)

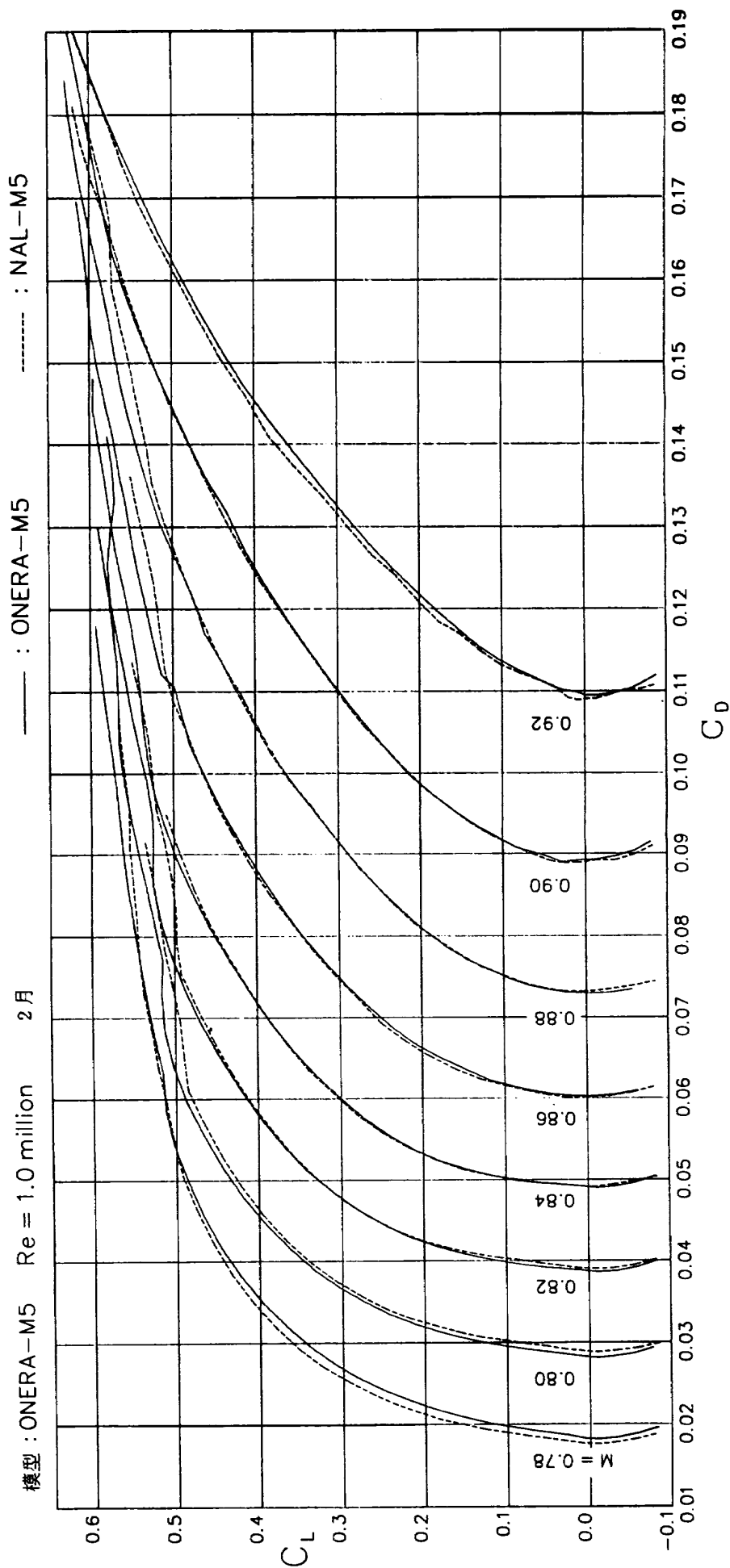


図 3-7  $C_L - C_D$  ( $Re = 1$  million)

(各曲線は横軸の格子幅分だけ原点を右にずらせて描いてある)

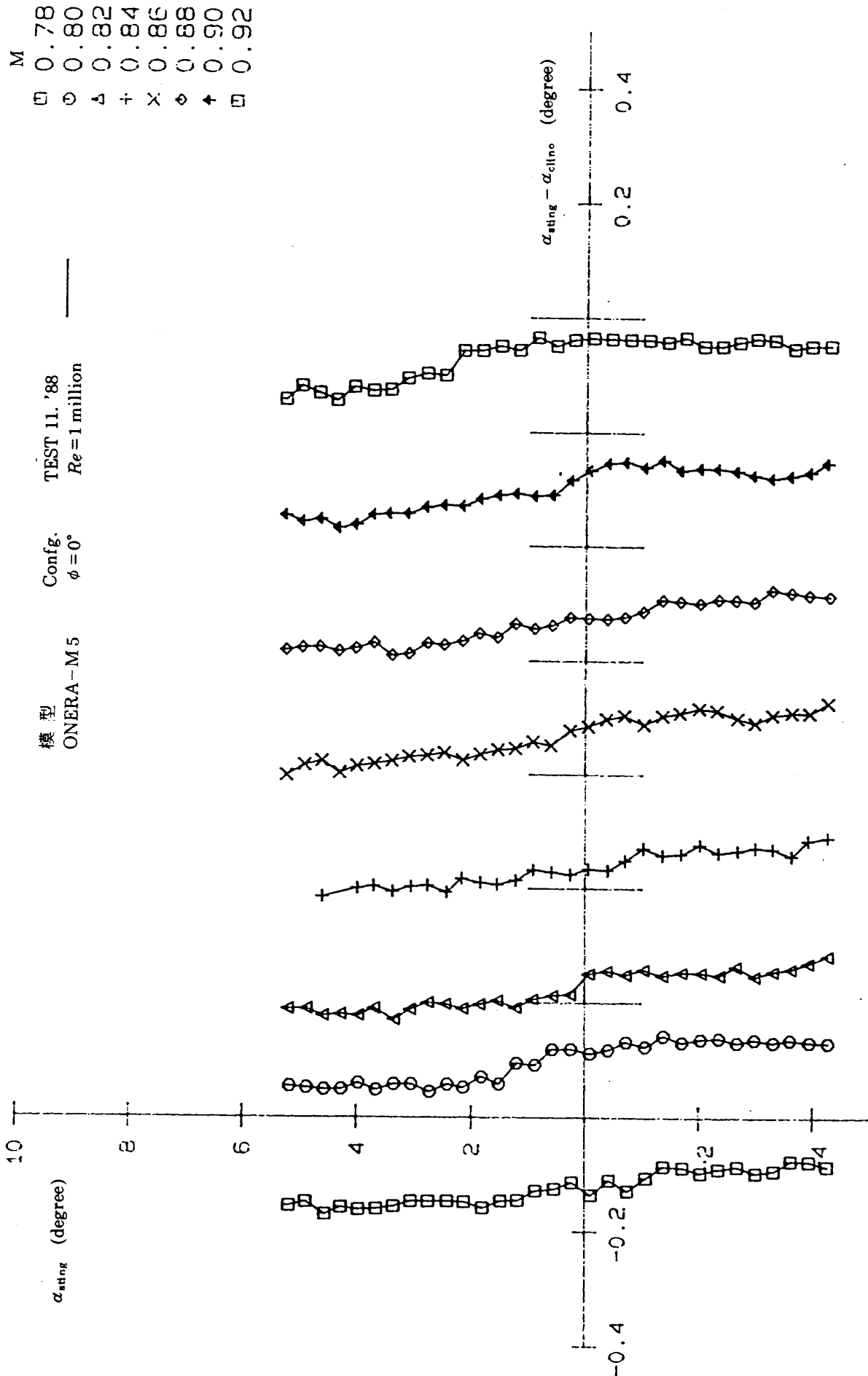


図 3-8  $\alpha_{sting}$  V.S.  $\alpha_{cilno}$  (模型: ONERA-M5,  $\phi = 0^\circ$ ,  $Re = 1$  million)  
 (各曲線は横軸の格子幅分だけ原点を右にずらせて描いてある)

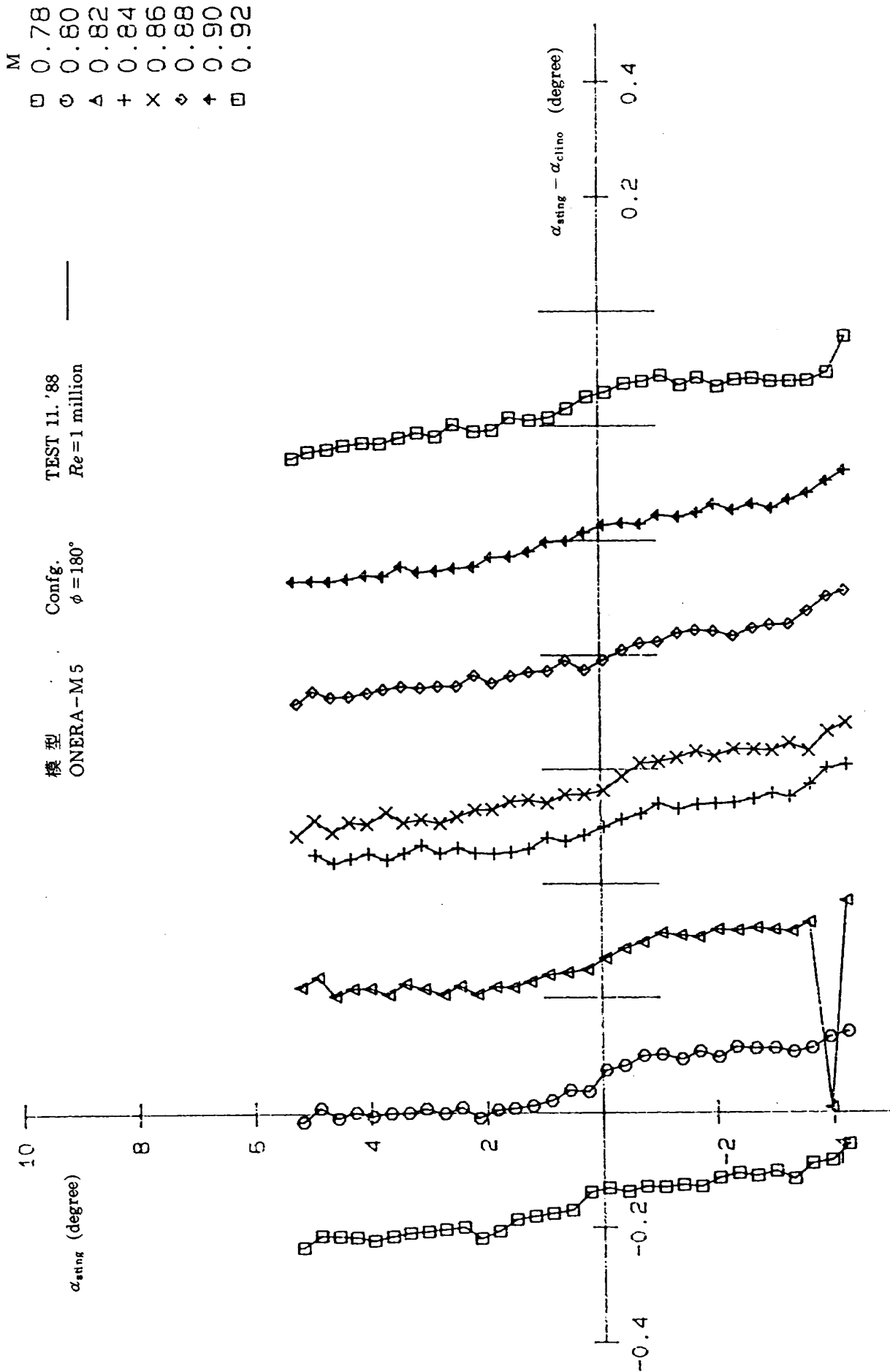


図 3-9  $\alpha_{sting}$  V.S.  $\alpha_{cilino}$  (模型: ONERA-M5,  $\phi = 180^\circ$ ,  $Re = 1$  million)

(各曲線は横軸の格子幅分だけ原点を右にずらせて描いてある)

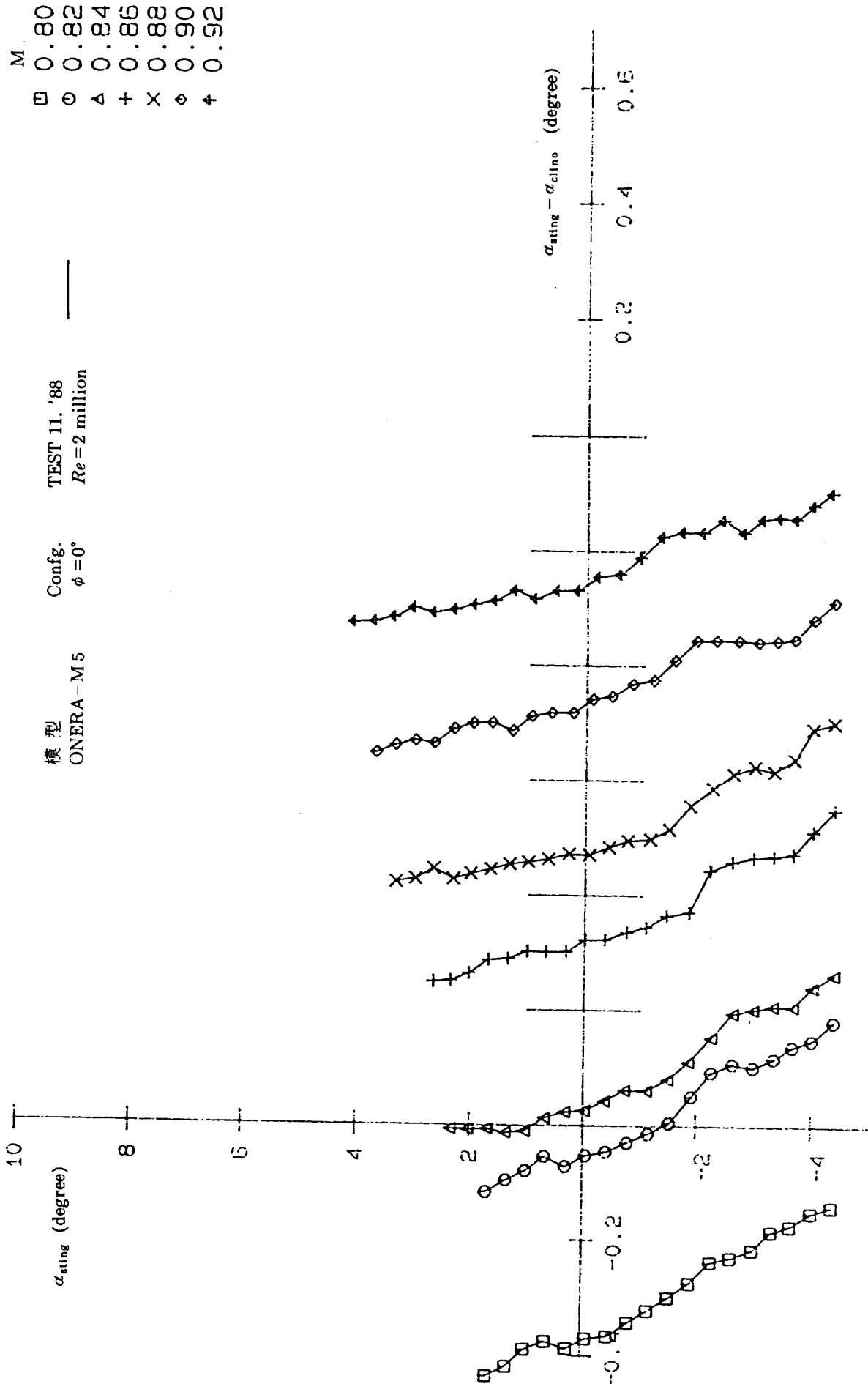


図3-10  $\alpha_{sting}$  v.s.  $\alpha_{clino}$  (模型: ONERA-M 5,  $\phi = 0^\circ$ ,  $Re = 2$  million)  
 (各曲線は横軸の格子幅分だけ原点を右にずらせて描いてある)

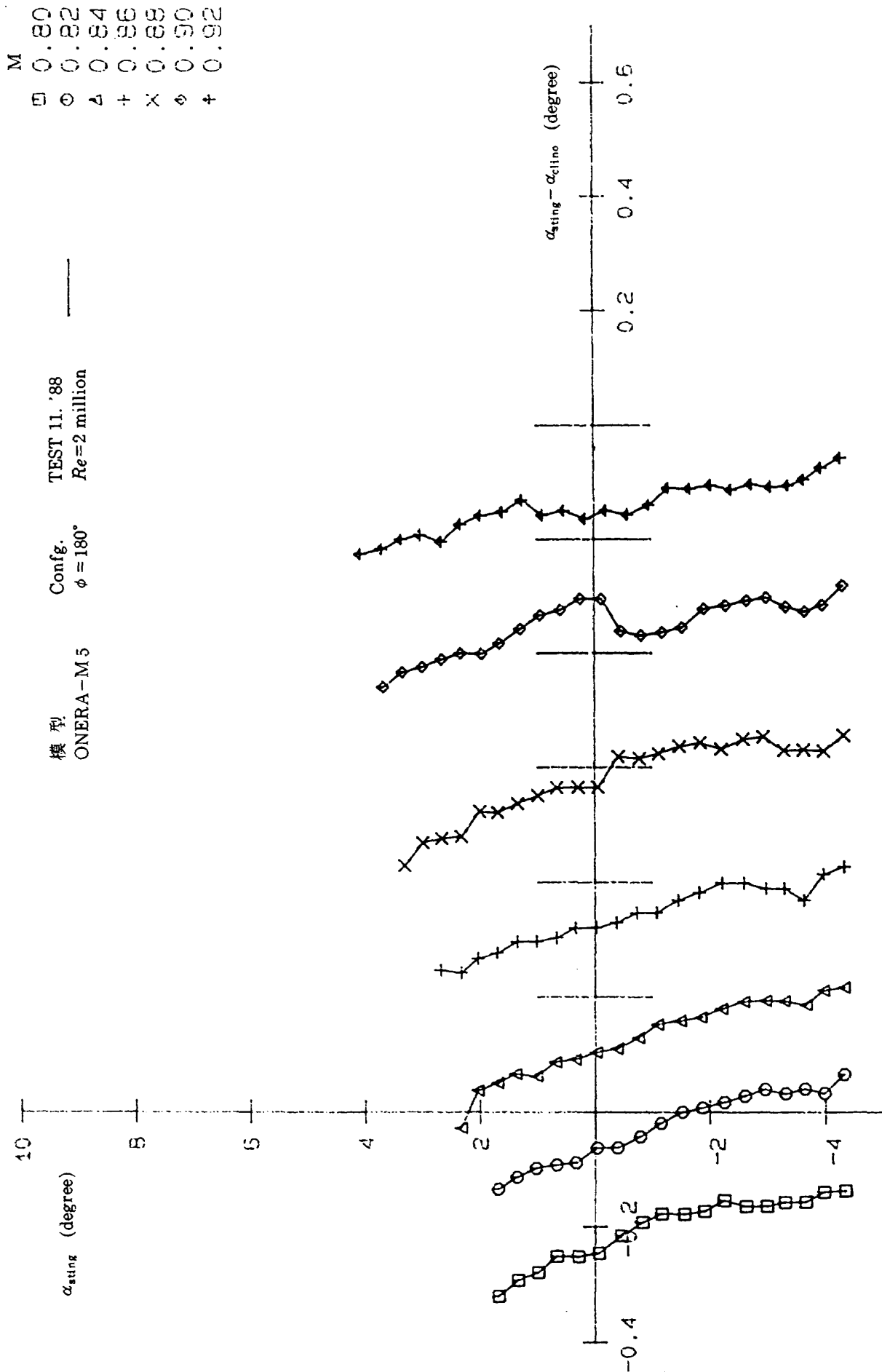


図3-11  $\alpha_{sting}$  V.S.  $\alpha_{cilino}$  (模型: ONERA-M5,  $\phi = 180^\circ$ ,  $Re = 2$  million)

(各曲線は横軸の格子幅分だけ原点を右にずらせて描いてある)

## 4. ONERA-M5試験結果

### 4.1 NAL TWT試験結果

図4-1～6はNAL TWTで測定したONERA-M5の空力性能の一部を示している。測定は模型を表向き( $\phi=0^\circ$ )と裏向き( $\phi=180^\circ$ )でそれぞれ試験を行い、測定結果で $C_N=-0.1$ から0.1までのデータから測定部に固有の吹上角と気流の曲がりに伴うピッチングモーメント係数の修正を施し、その後揚力係数、抗力係数を評価する。なお本稿で呼ぶ抗力係数は総てフォアボディドラッグと呼ばれる模型尾部断面の圧力抗力を除いた部分の係数を示すものとする。

### 4.2 NAL側データの風洞壁干渉量評価

NAL側データには風洞壁干渉の修正は前節の段階までは施されていない。航空宇宙技術研究所ではまだ $2\text{m}\times 2\text{m}$ 遷音速風洞の3次元風洞壁干渉に関する定まった修正がなされていない。干渉量の評価の試みは既に何回かなされているが、ここで

は1985年度に行われた風洞壁干渉量評価の結果を今回の試験結果に適用することにする。図4-7は評価された揚力干渉修正量を表した図である<sup>10)</sup>。この試験ではNAL-M5模型を使って、レイノルズ数1 millionで行われた。よって、模型の測定部の大きさに対する阻塞比は今回の試験と同じであり、風洞壁干渉に対するレイノルズ数効果を除けばそのまま今回の試験結果に適用することができる。また、壁干渉評価では風洞壁の測定された圧力分布を利用するもので<sup>8)</sup>、一様流マッハ数は0.84のみであった。しかしながら、文献9)で指摘されているように、2次元流れでは $2\text{m}\times 2\text{m}$ 遷音速風洞の測定部の通気壁により誘導される気流の吹上には一様流のマッハ数にあまり依存していないことが実験的に確かめられている。3次元壁干渉試験で測定された圧力分布も模型の翼幅方向の変化は小さく、2次元的な圧力分布に近いものとなっていることが確かめられている。この結果、2次元の壁干渉試験で得られた「揚力干渉は一様流マッハ数にあまり依存しない。」という性質は3

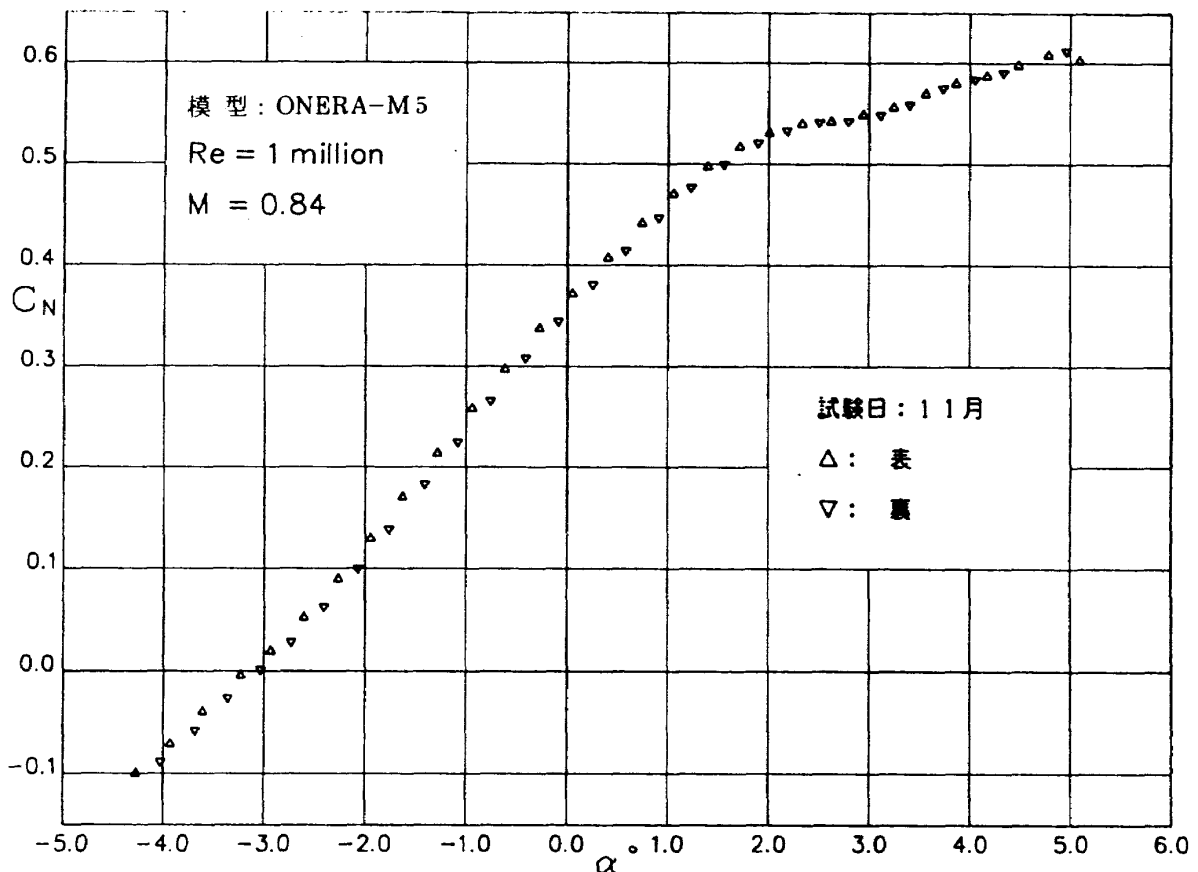


図4-1  $C_N - \alpha$  ( $M=0.84, Re=1 \text{ million}$ )

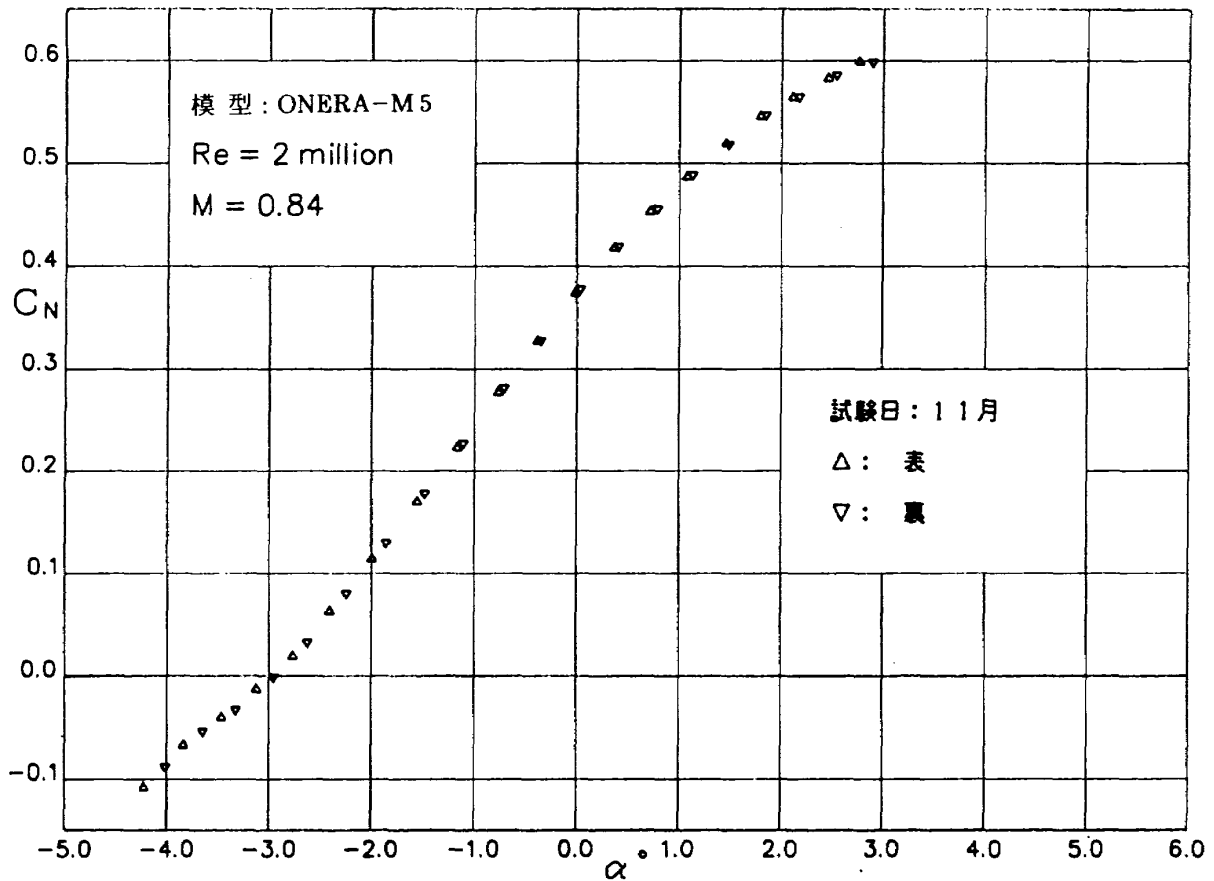


図4-2  $C_N - \alpha$  ( $M = 0.84, Re = 2$  million)

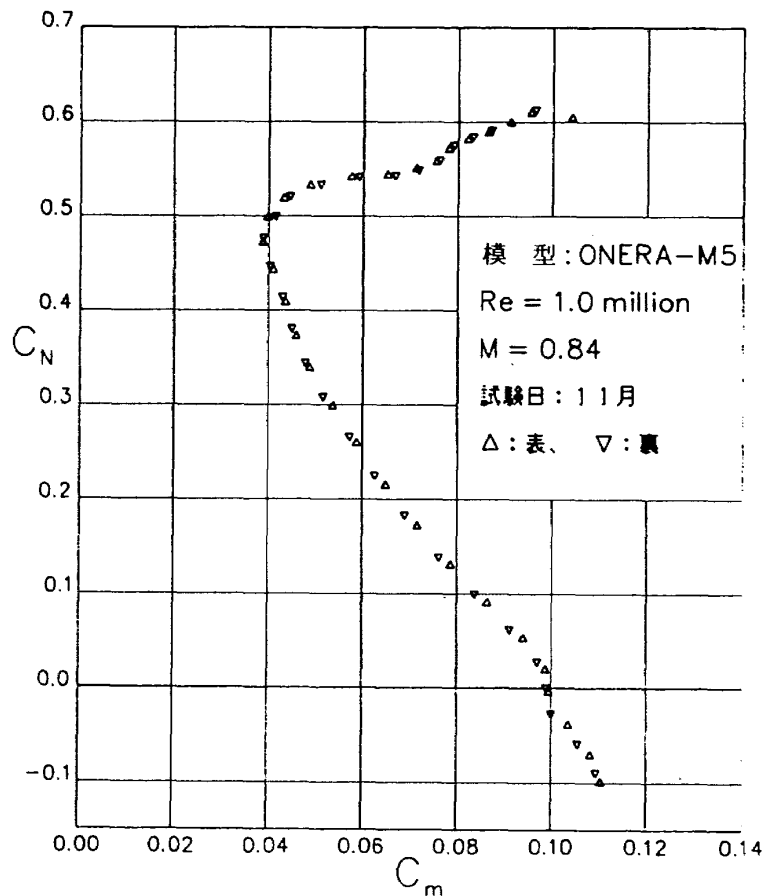


図4-3  $C_N - C_m$  ( $M = 0.84, Re = 1$  million)



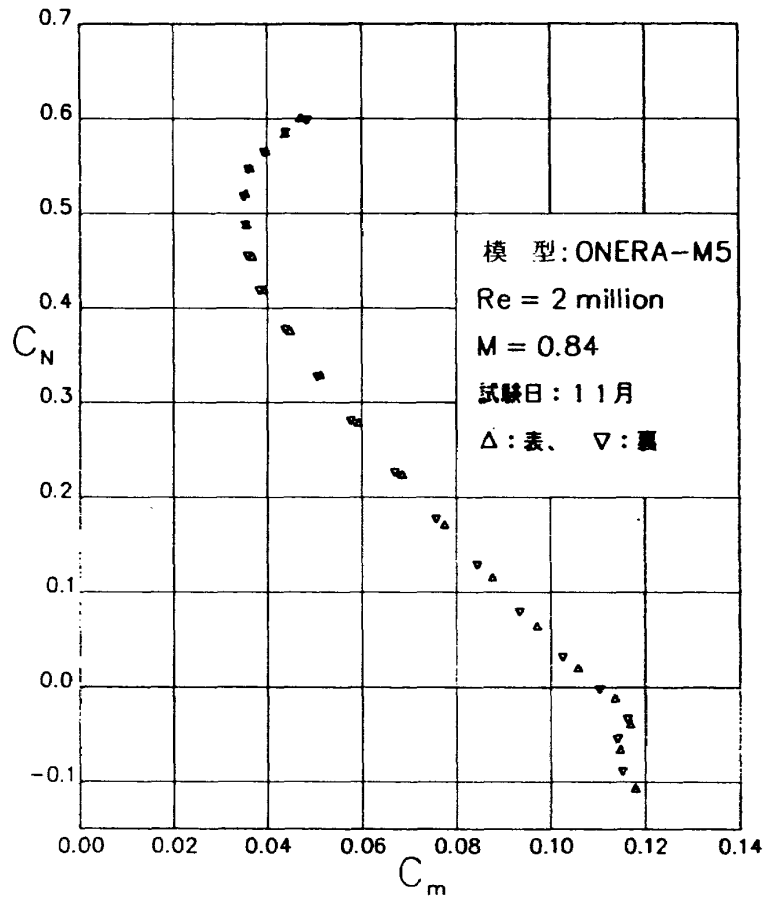


図4-4  $C_N - C_m$  ( $M = 0.84, Re = 2$  million)

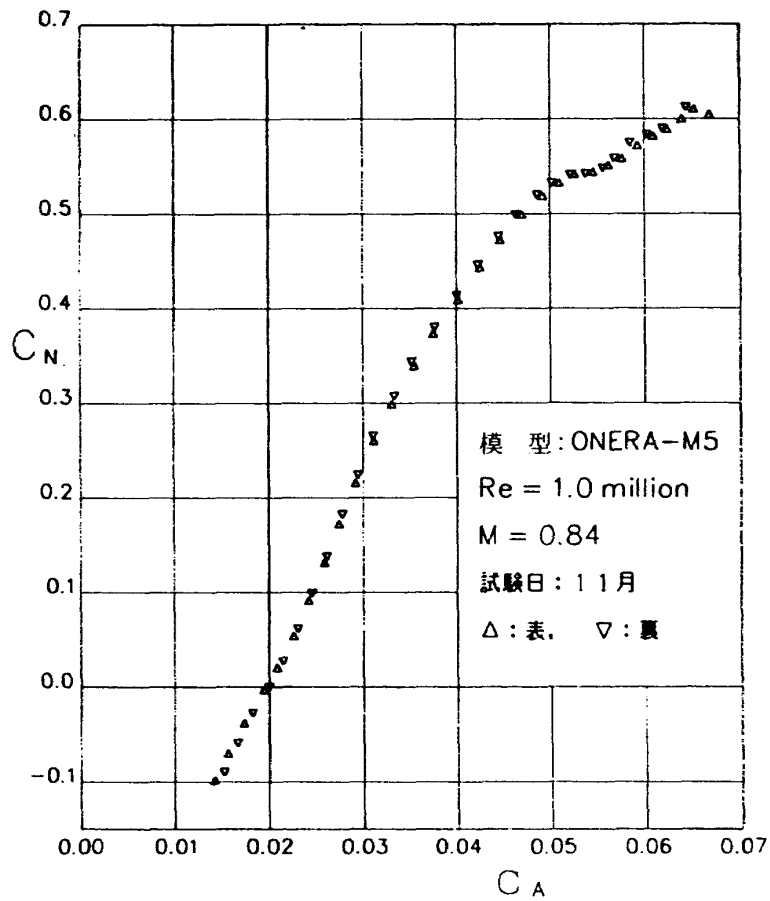


図4-5  $C_N - C_A$  ( $M = 0.84, Re = 1$  million)

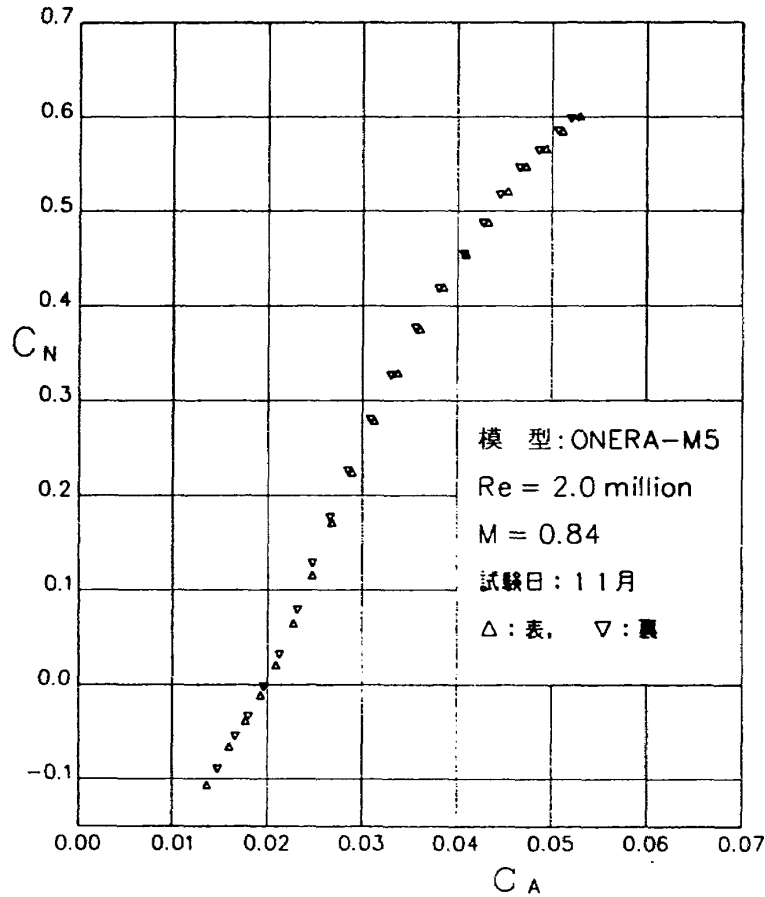


図4-6  $C_N - C_A$  ( $M = 0.84, Re = 2 \text{ million}$ )

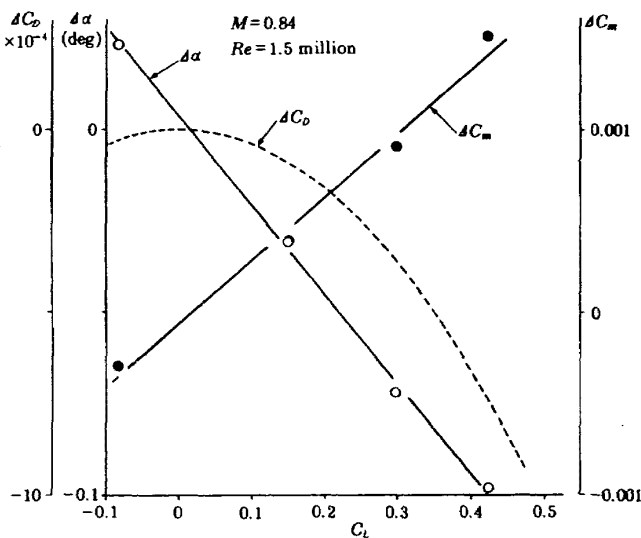


図4-7 揚力干渉評価結果

次元の壁干渉にも適用できると仮定しても合理性を失うとは言えないであろう。このような考察の下に、NAL-M5 模型を使い、一様流マッハ数は 0.84、レイノルズ数 1.5 million で評価された 2m × 2m 遷音速風洞の揚力干渉量を今回の試験結果総てに適用し、揚力干渉の修正を施した。

先にも述べたように、NAL側データは阻塞効果に関しては修正を施していない。このため、一様流マッハ数の修正に伴う動圧の変化、誘導される圧力勾配に伴う浮力効果により、 $C_L - C_D$  曲線が幾分変化することは考えられる。特に、浮力効果は  $C_L - C_D$  曲線を  $C_D$  軸に平行に移動させる効果がある。また、一様流マッハ数の修正では抵抗発散マッハ数の付近では  $C_L - C_D$  曲線が大きく変化する場合も有り得る。

図4-8~10は揚力干渉修正前後の  $C_L - \alpha$ ,  $C_L - C_m$ ,  $C_L - C_D$  曲線を示している。揚力干渉修正が有意な量として施されていることが判る。

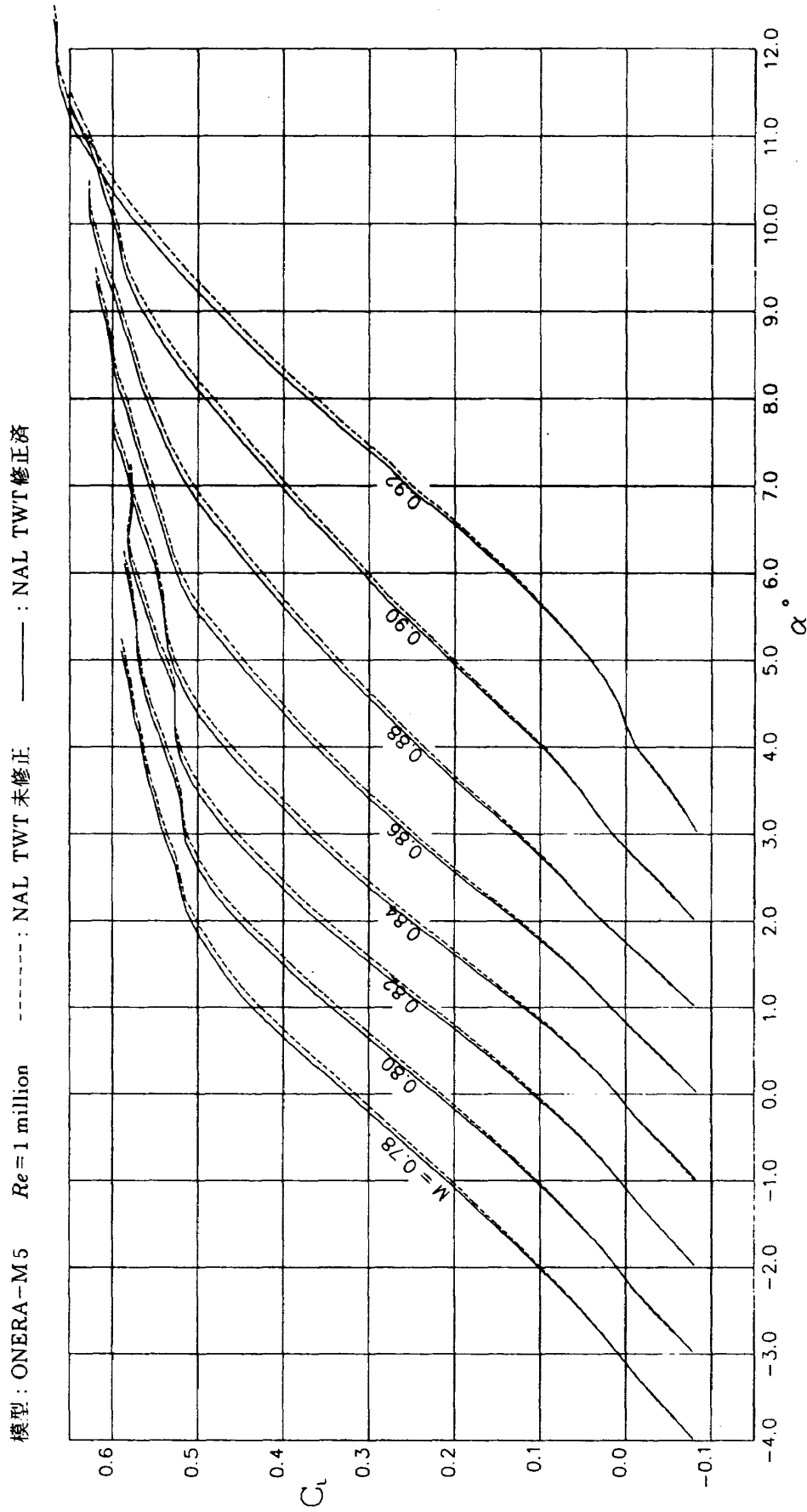


図4-8  $C_L - \alpha$  ( $Re = 1$  million) (揚力干渉修正済み)  
 (各曲線は横軸の格子幅分だけ原点を右にずらせて描いてある)

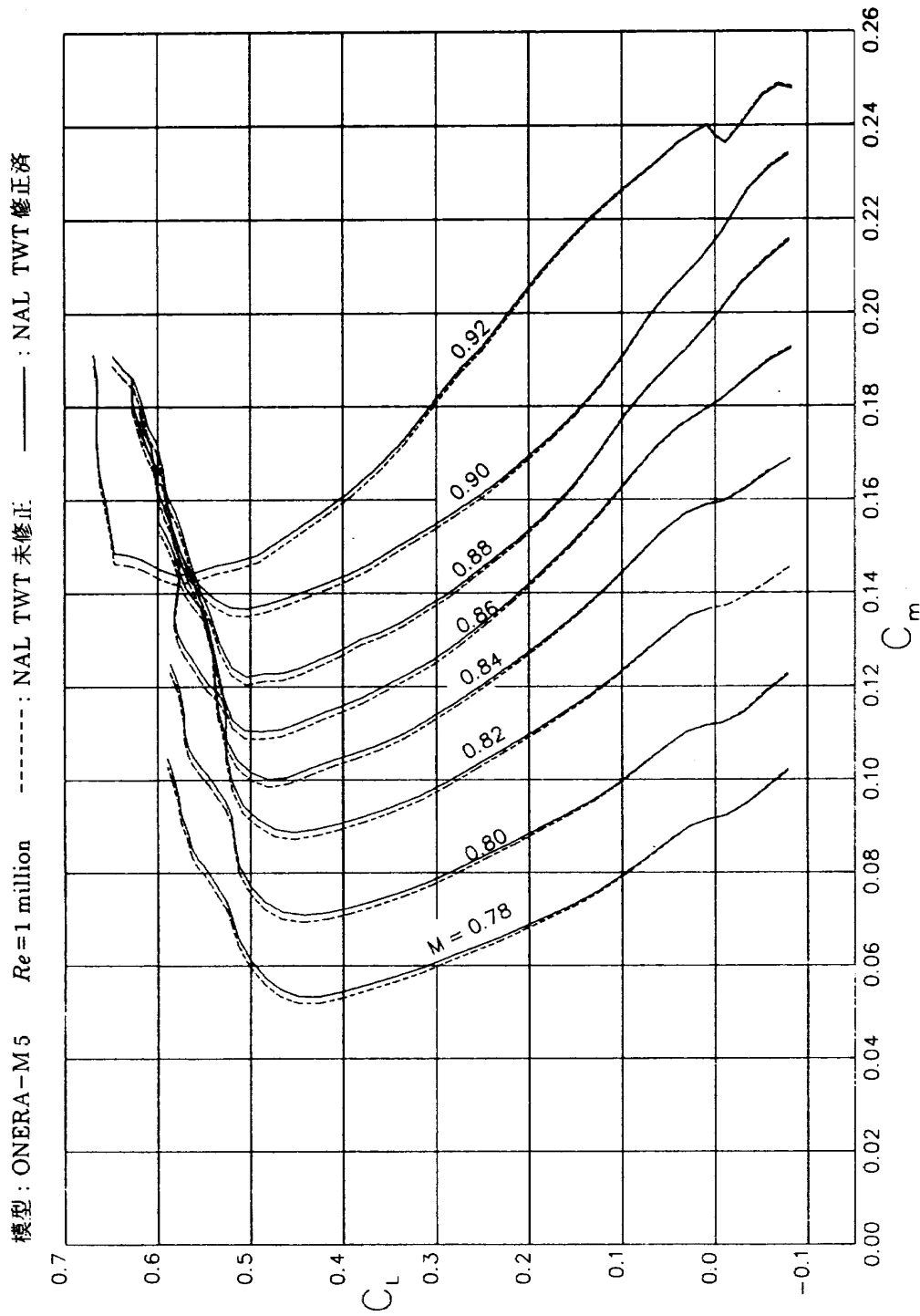


図 4-9  $C_L-C_m$  ( $Re=1$  million) (揚力干渉修正済み)  
 (各曲線は横軸の格子幅分だけ原点を右にずらせて描いてある)

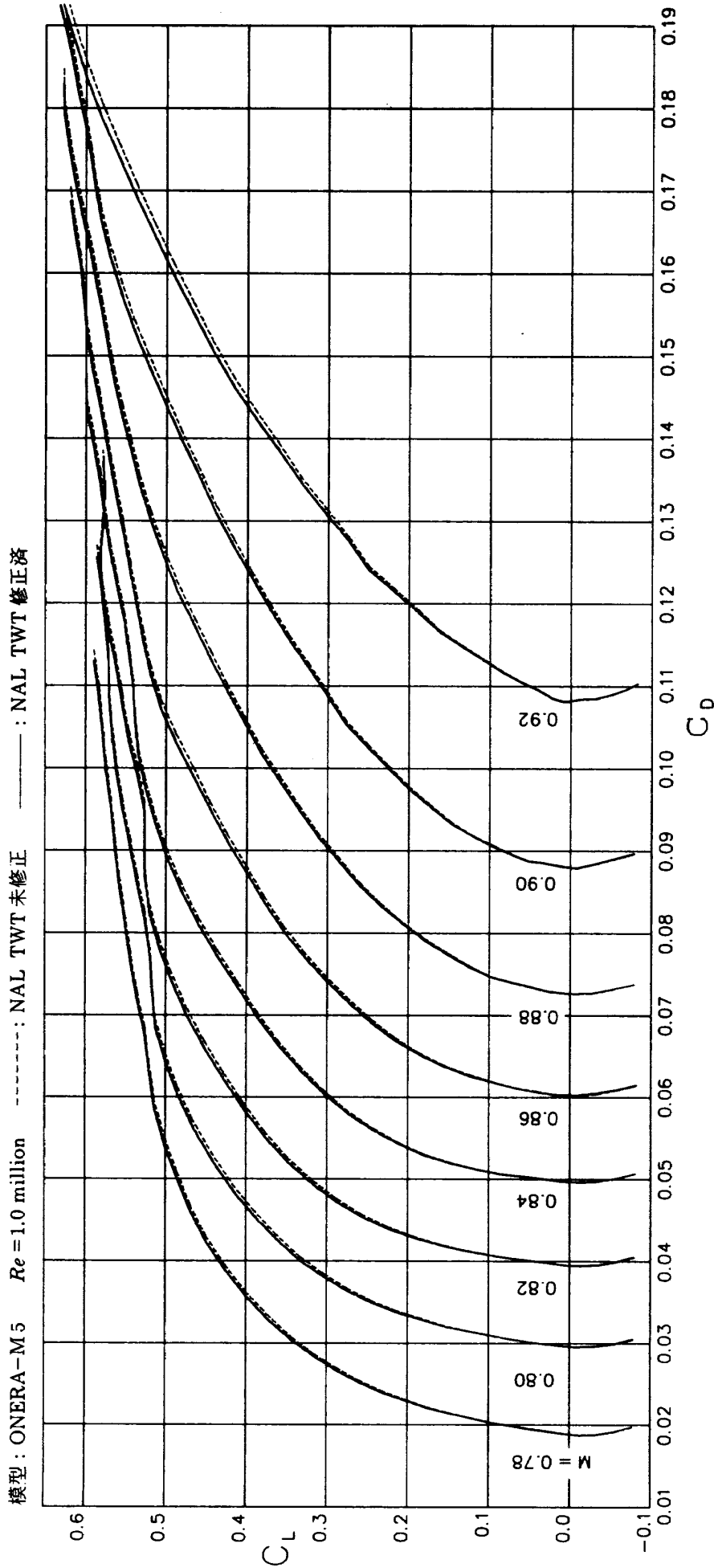


図 4-10  $C_L-C_D$  ( $Re=1$  million) (揚力干渉修正済み)  
 (各曲線は横軸の格子幅分だけ原点を右にずらせて描いてある)

## 5. ONERA-M5 模型の試験結果

ONERA-M2 は M5 模型の 1/2.66 の大きさの相似模型である。ONERA-M2 模型の試験でも、先に述べたような模型迎角精度の問題を避けるために、スティングの根元に傾斜計を取り付け、この出力に空気力によるスティングの変形分の補正を行い模型迎角とした。図 5-1 はレイノルズ数 0.95 million での ONERA-M5 模型の  $C_L-\alpha$  曲線と ONERA-M5 の NAL 側の修正済み曲線とを比較したものである。ONERA-M5 模型のデータはレイノルズ数が 1 million であるが両者は互いに近いレイノルズ数で比較されていることになる。模型が異なっているにもかかわらず  $C_L-\alpha$  曲線は互いによく似た曲線となっている。このことは ONERA-M2 模型の大きさは 2m×2m 遷音速風洞に比較して揚力干渉を無視できる大きさであるから、ONERA-M5 模型の測定結果に対する NAL 側の揚力干渉修正結果が良好であることを示しているといえる。図 5-2 は  $C_L-C_m$  曲線に関する  $C_L-\alpha$  曲線の場合と同様の比較である。空力中心に關係する  $dC_m/dC_L$  は ONERA-M2, M5 両模型

ともマッハ数が 0.9 未満では互いに近い値を示しているといえる。一方、図 5-3 にみられるように  $C_L-C_D$  曲線に関しては両者の曲線は前の場合に比してよく一致しているとはいえない。この原因はもちろん ONERA-M5 模型の修正済みデータは阻塞効果の修正を未だ施していないためと考えられる。逆に、2m×2m 遷音速風洞の M5 模型に関する阻塞効果は M2 模型データと比較することでその量を推定できることになる。

図 5-5 は ONERA-M5, M2 模型の抗力係数と一様流マッハ数の關係を示したものである。図から、抵抗発散マッハ数付近の挙動は両者同じであり、ONERA-M5 の試験では一様流マッハ数への阻塞効果の修正量は小さいことが判る。

先に述べたように、相似模型間の測定結果の比較は予想以上に良好な結果を示しているので、相似模型を使った風洞壁干渉量の推定が可能であることを示したといえる。ただし、相似模型は ONERA-M2, M5 程度に良好な形状精度を維持する必要がある。また、一様流マッハ数が 0.9 以上の両模型の測定結果では両者の比較は困難である。

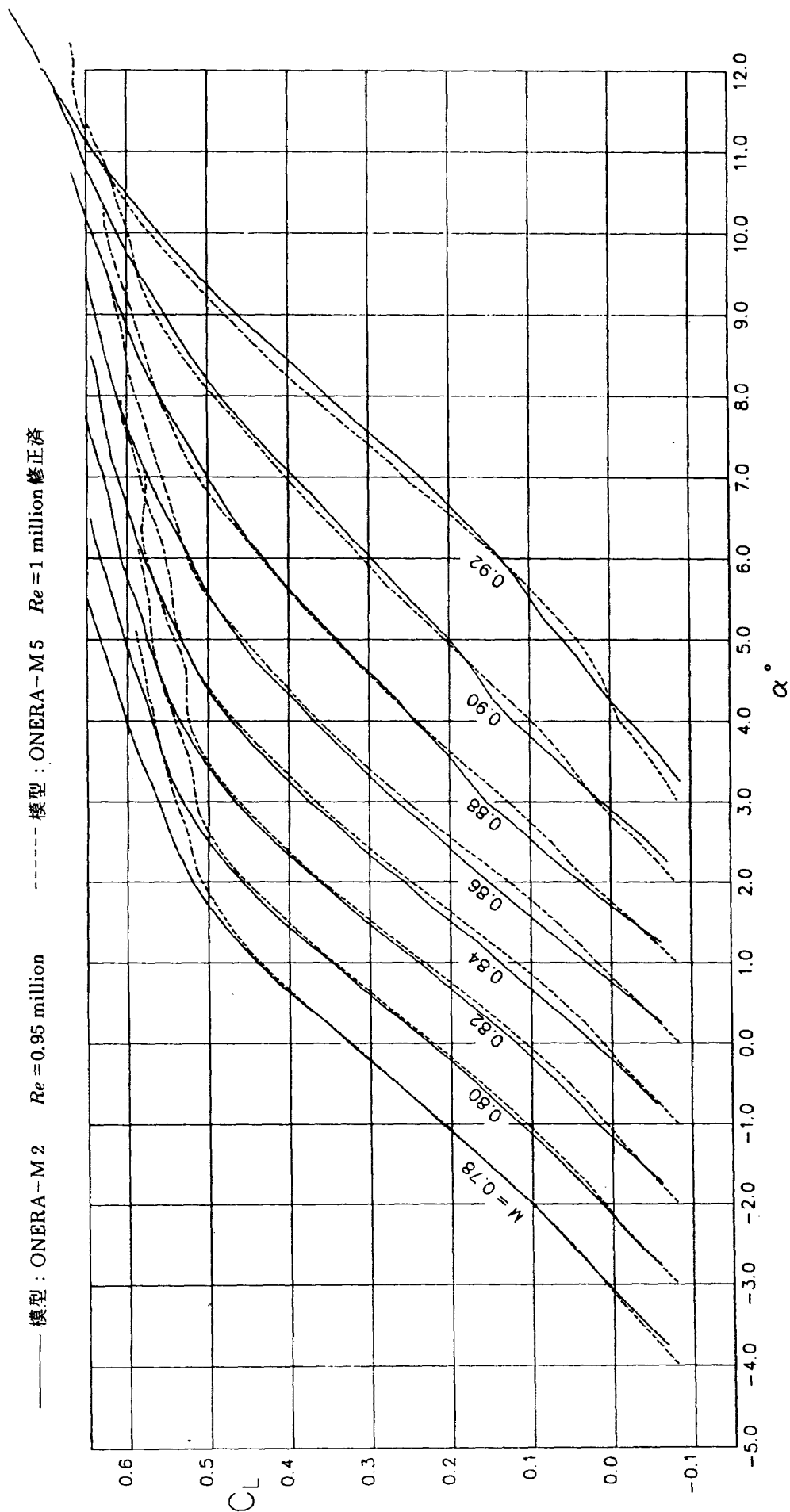


図 5-1  $C_L - \alpha$  ( $Re = 0.95$  million)

(各曲線は横軸の格子幅分だけ原点を右にずらせて描いてある)

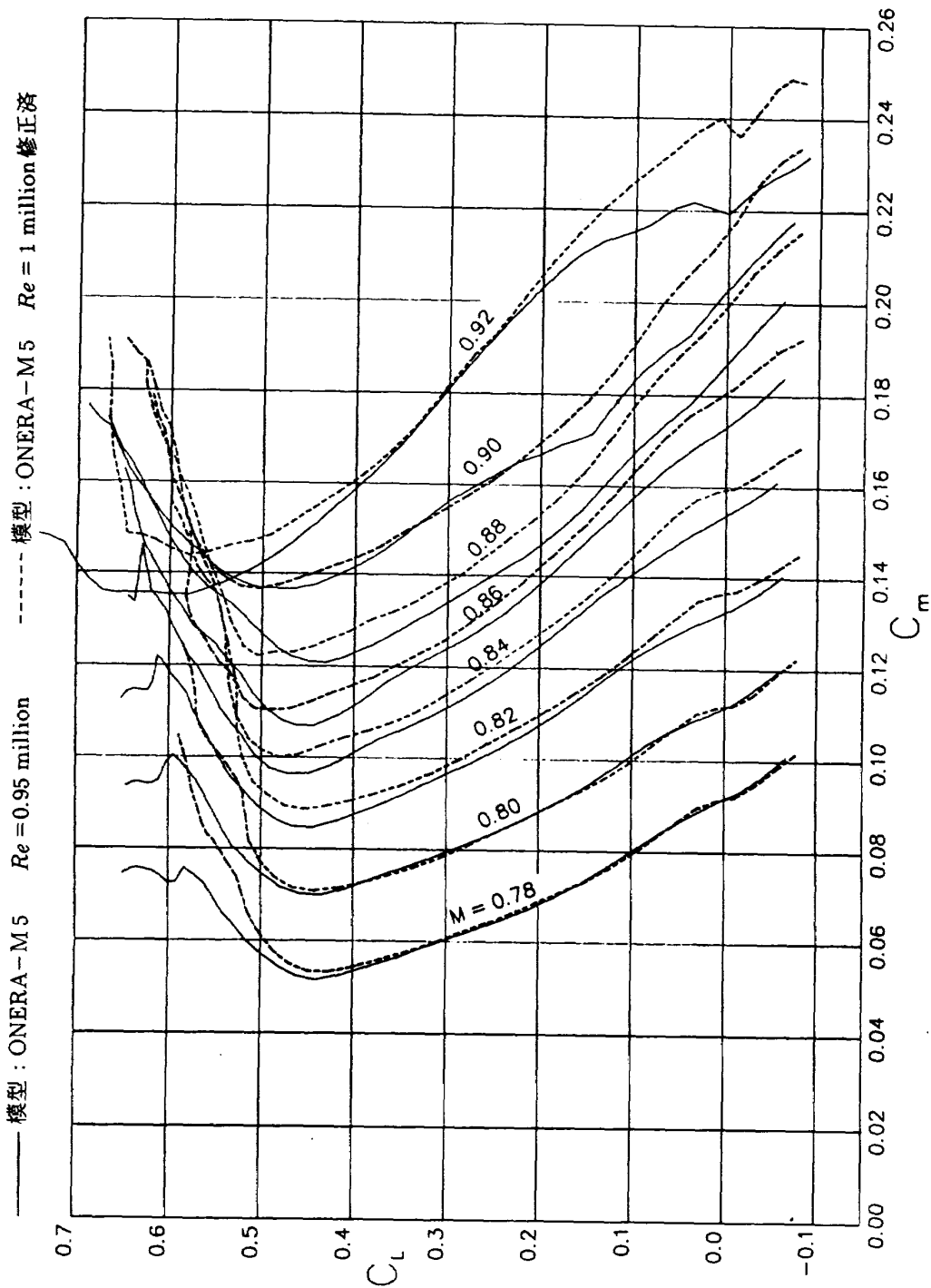


図 5-2  $C_L - C_m$  ( $Re = 0.95$  million)

(各曲線は横軸の格子幅分だけ原点を右にずらせて描いてある)



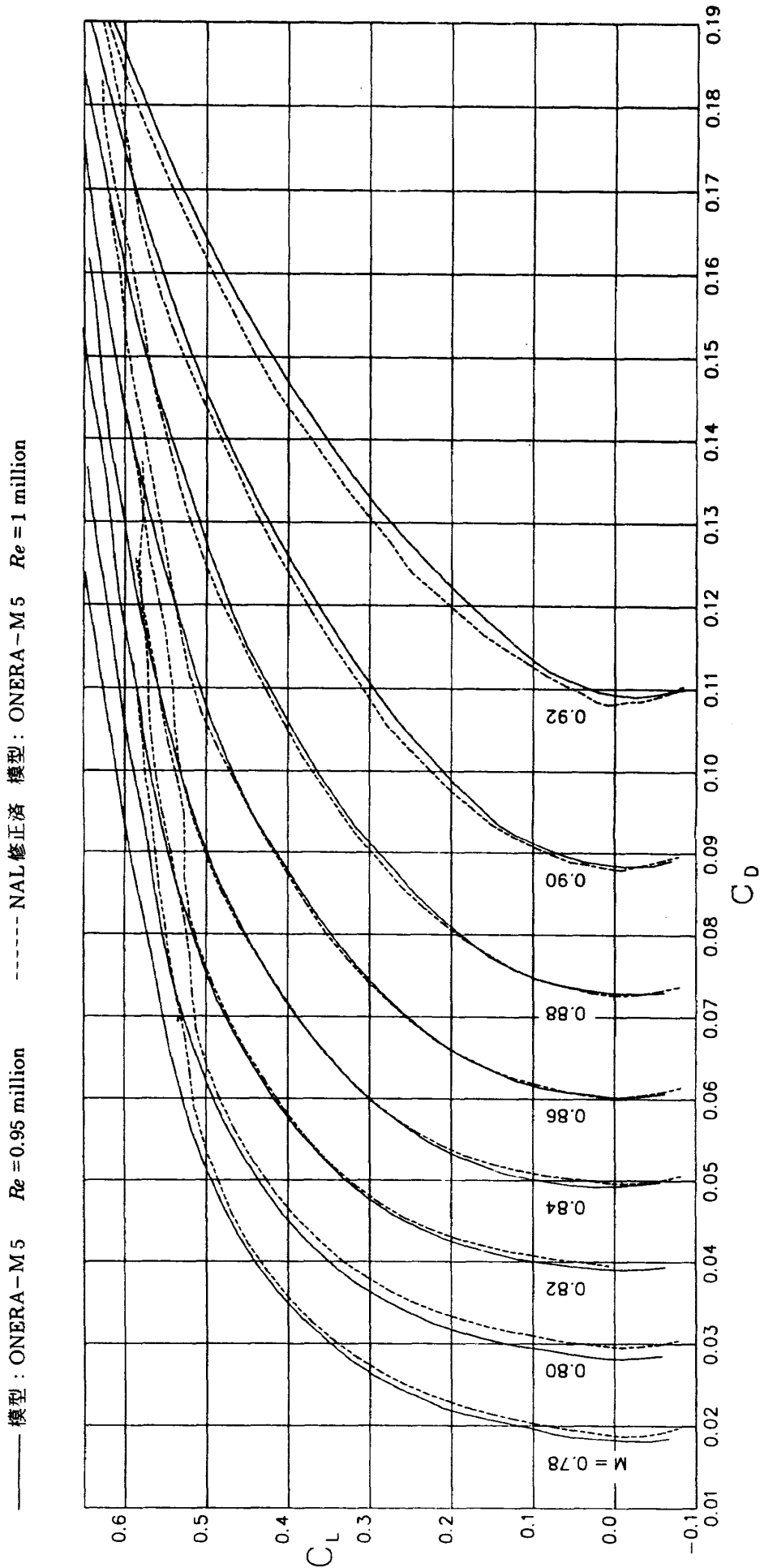


図5-3  $C_L - C_D$  ( $Re = 0.95$  million)

(各曲線は横軸の格子幅分だけ原点を右にずらせて描いてある)

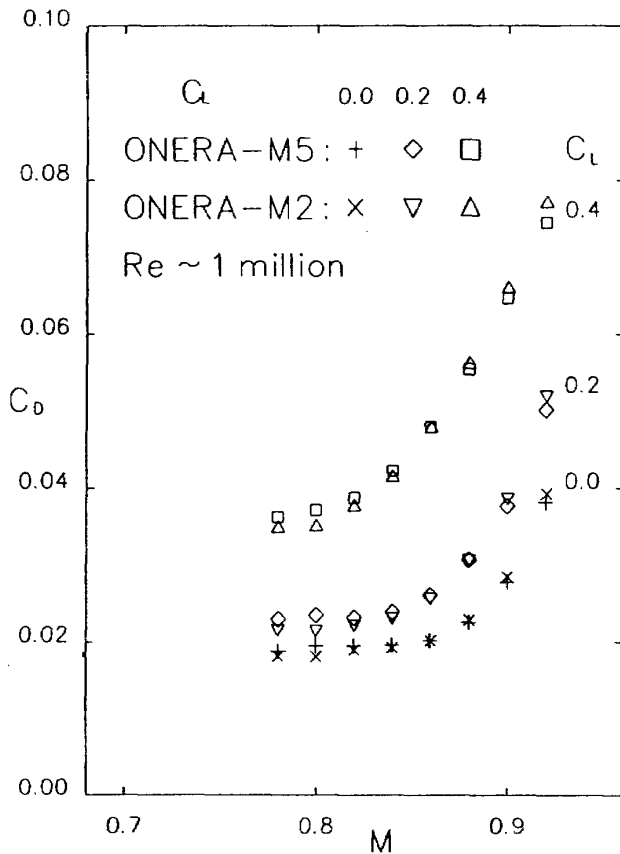


図 5-4  $C_D-M$  ( $Re \sim 1$  million)

## 6. まとめ

以上の考察から、以下のような結論を得ることができる。

1. 複製模型 NAL-M5 を用いた対応風洞試験で指摘された問題点の中、3章で取り上げられた4つの問題点に関しては、その不一致の原因は測定誤差、比較条件の不一致、NAL-M5、ONERA-M5 両模型の違いにあることが判った。

2. ONERA-M2 の試験結果は ONERA-M5 の試験結果に揚力干渉修正を施したものに  $C_L-\alpha$  曲線、 $C_L-C_m$  曲線に関しては互いによく一致する。 $C_L-C_D$  曲線に関しては一致せず、M5 模型のデータは阻塞効果の修正を施す必要がある。

## あとがき

本稿で述べられている ONERA 標準模型の NAL-TWT での試験は ONERA-S2 風洞試験結果と比較する目的で行われたものである。両機関の風洞試験データの比較は将来共同で行われるであろう。本稿では、航空宇宙技術研究所側にデータの所有権のある NAL-TWT で行った試験結果のみを抽

出して報告するにとどめている。

## 謝 辞

本試験は10年以上にわたる試験と、そのための準備の結果ようやく実行することができたものである。この間一連の試験に従事されながら、今はこの試験を担当していない方々も多くおられる。ここでそうした方々に厚くお礼を申し上げたい。特に遠藤浩氏はこの試験を10年以上前に企画し、今回の試験の直前まで殆ど全ての段階で指導的役割を果たされていた。また、ONERA-M2用の天秤は航空宇宙技術研究所には無く、三菱重工株式会社のご好意により借用することができた。ここにあらためてお礼を申し上げる次第であります。

## 参 考 文 献

- 1) 航空技術研究所：「航空技術研究所 2m×2m 遷音速風洞の計画と構造」, NAL TR-25, 1962
- 2) M., Pierre, G., Fasso: "THE AEROTHERMODYNAMIC TEST CENTER OF MODANE-AVRIEUX", ONERA TN N° 166E, 1972
- 3) X. Vaucheret, M. Bazin, C. Arnand: "COMPARISON D'ESSAIS TRANSSONIQUES BI- ET TRIDIMENSIONNELS EFFECTUES DANS DIVERSES GRANDES SOUFFLERIES", ONERA T.P. n° 1975-61, 1975
- 4) Ph. Poisson-Quinton, X. Vaucheret: "PREDICTION OF AERODYNAMIC CHARACTERISTICS OF AN AIRCRAFT FROM A CORRELATION OF RESULTS ON A CALIBRATION MODEL TESTED IN VARIOUS LARGE TRANSONIC TUNNELS", AGARD CP-242, 1977
- 5) X. Vaucheret: "ONERA CALIBRATION MODEL M5 — PRESSURE DISTRIBUTIONS ON THE WING S2MA-AEDC 6T-2×2 NAL", Rapport Technique n° 290/1464 GN., 1988

- 6) 遠藤 浩 : 「国際対応風洞試験について」,  
NAL N-25, 1979
- 7) Staff of the Second Aerodynamics Division :  
“Results of the Test on ONERA Calibration Model M5 in NAL 2 m × 2 m  
Transonic Wind Tunnel”, NAL TR-774T,  
1983
- 8) H.Sawada : “Wind Tunnel Wall Interference in a Test Section with Ventilated Walls”, ICAS-80-23.5, 1980
- 9) H.Sawada : “An Experiment of Lift Interference on 2-Dimensional Wings in a Wind Tunnel with Perforated Walls”, Transactions of the Japann Society for Aeronautical and Space Sciences, Vol.22, No.58, 1980
- 10) 澤田秀夫 : 「NAL-ONERA 国際対応風洞試験」, 昭和63年度航空宇宙技術研究所公開研究発表会前刷り集, 1988

---

## 航空宇宙技術研究所資料 616号

平成 2 年 3 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

---

