

航空宇宙技術研究所資料

TM-31

亜音速ジェット輸送機の遷音速風洞における試験

河崎俊夫・竹内理

1964年3月

航空宇宙技術研究所

亜音速ジェット輸送機の遷音速風洞における試験*

河崎俊夫**・竹内 理**

§ 1 緒 言

Wright 兄弟が彼等の世界最初の飛行機のために風洞試験を行なって以来、風洞試験は航空機の設計に不可欠のものとして今日に至り、その間航空機の発達に重要な役割を果たしてきた。しかしながら、風洞試験は必ずしも実機と完全に同じ状態で行なわれるわけではなく、風洞試験結果をどのように実機へ適用するかということが重要である。

実機と風洞試験との差はほぼ次の点にまとめられる。

(i) 力学的相似が満足されていない。力学的な相似のパラメーターとしては、マッハ数とレイノルズ数とがあるが、普通マッハ数は合わせることができ、レイノルズ数を合わせることはできない。このほか主流の乱れの影響もある場合には重要な要素となることがある。

(ii) 模型の幾何学的な形状の差異によるもの、小さな差異は多々あるが、模型支持機構などは大きな差であろう。

(iii) 模型試験では普通動力なしで行なわれているので、そのためにプロペラ機ではナセル入口形状、ジェット機では空気取入口およびジェットノズルの成形等を行なった模型で試験を行ない、動力ありの場合の性能を推定する。

(iv) 風洞壁の修正。低速風洞では修正方法は確立されているが、遷音速ではまだ十分とはいえない。

以上の中のあるものは相等程度まで推定可能であるが、設計者の経験はしばしば過去の風洞試験結果と実機の試験結果の相関関係の集積に基づいている。この見地より当研究所の 2m×2m 遷音速風洞についても、実機の性能と比較しうるような試験結果を集めておくことが望ましい。そこで輸送機型の機体の代表例として、現にわが国で使用されている機種について風洞試験を行なった。

§ 2 記 号

A : 縦横比

b : 翼幅, [m]

* 昭和 39 年 2 月 27 日受付

** 空気力学第二部

c : 一様流方向の翼弦, [m]

\bar{c} : 平均空力翼弦, $(2/S) \int_0^{b/2} c^2 dy$, [m]

M : マッハ数

q : 一様流の動圧, $\rho V^2/2$, [kg/cm²]

R : レイノルズ数 (1 m 当り), [1/m]

S : 翼面積, [m²]

V : 一様流速さ, [m/s]

α : 迎角, [度]

β : 横すべり角, [度]

Γ : 上反角, [度]

δ_{ai} : 内側補助翼角, 右翼の補助翼後縁下げが正, [度]

δ_{ao} : 外側補助翼角, 右翼の補助翼後縁下げが正, [度]

δ_e : 昇降舵角, 後縁下げが正, [度]

δ_{ht} : 水平安定板角, 後縁下げが正, [度]

δ_r : 方向舵角, 後縁左向きが正, [度]

ε : 有効吹き下し角, [度]

A : 後退角, (25%弦長にて), [度]

ρ : 空気の密度, [kg・s²/m⁴]

λ : 先細比,

C_D : 抗力係数, $\frac{\text{抗力}}{qS}$

$C_{D'}$: 安定軸の抗力係数, $\frac{\text{安定軸の抗力}}{qS}$

C_L : 揚力係数, $\frac{\text{揚力}}{qS}$

C_m : 縦揺れモーメント係数, 頭上げが正, $\frac{\text{縦揺れモーメント}}{qSc}$

C_l : 横揺れモーメント係数, 右翼下げが正, $\frac{\text{横揺れモーメント}}{qSb}$

C_n : 偏揺れモーメント係数, 機首右向きが正, $\frac{\text{偏揺れモーメント}}{qSb}$

C_Y : 横力係数, 右向きが正, $\frac{\text{横力}}{qS}$

$C_{L\alpha}$: 揚力傾斜, $\partial C_L / \partial \alpha$

$C_{m\alpha}$: 縦揺れモーメント傾斜, $\partial C_m / \partial \alpha$

$C_{l\beta}$: 横揺れモーメント傾斜, $\partial C_l / \partial \beta$

$C_{n\beta}$: 偏揺れモーメント傾斜, $\partial C_n / \partial \beta$

$C_{Y\beta}$: 横力傾斜, $\partial C_Y / \partial \beta$

モーメントの基準点は、主翼の理論的空力中心とする。

§ 3. 模 型

模型は現用されているジェット輸送機の一つであって、その形状寸度を図2に示す。その主要要目を表1にまとめる。

表1 模型要目

主 翼		
全翼面積 S		0.1612m ²
翼 幅 b		1.0848m
先 細 比 λ		0.230
後退角 (25%弦長にて) Δ		30°
上反角 (後縁にて) Γ		6.5°
翼 厚 比		10~12%
空力平均翼弦 \bar{c}		0.1674m
空力中心 (先端より)		0.5240m
縦 横 比 A		7.3
内側補助翼	ヒンジ位置	76%
	翼幅方向位置	54.5~72.4%
外側補助翼	ヒンジ位置	76%
	翼幅方向位置	72.4~87.9%
水平尾翼		
全翼面積 S_h		0.0325m ²
翼 幅		0.3630m
先 細 比		0.337
後 退 角 (25%弦長にて)		35°
上 反 角		10°
空力中心 (先端より)		1.0404m
縦 横 比		4.0
昇 降 舵	ヒンジ位置	75%
	翼幅方向位置	全翼幅
垂直尾翼		
全翼面積 S_v		0.0204m ²
高 さ		0.1975m
先 細 比		0.311
後 退 角 (25%弦長にて)		35°

胴体	空力中心 (先端より)	1.0120m
	(胴体中心より)	0.1148m
	方向舵 ヒンジ位置	65%
	翼幅方向位置	全翼幅
	全長	1.1148m
	最大高さ	0.1033m
	最大幅	0.0935m

模型と実機とは二三の違いがある。ジェット・エンジンのポッドはその前後を適当に成形して滑らかな流線となるようにした。また、模型を支持するためのスティングは、図2のように模型の後下部より約22°下の方向に引き出した後水平に後方より支える形状をなしている。この部分に対しては底面圧の補正を行なっている。

本試験は主として高亜音速における性能を明かにすることを目標としたので、フラップ・脚出し・エア・ブレーキ等の試験は行なわなかった。模型は尾翼あり尾翼なしの試験を行なった。尾翼なしの試験では尾翼部の胴体形状を尾翼ありのものと一致させた。昇降舵およびタブは取付金具を交換することによって設定する。水平尾翼は任意角度に設定可能である。補助翼は内外にわかれ、実機ではトーション・バーによって結合されているが、模型では別々に設定した。内側補助翼は任意角度に設定可能であるが、外側補助翼は取付金具の交換によって設定する。方向舵も取付金具によって設定する。

本試験では、主として遷移点を固定させた状態で試験を行なった。そのために分布させた粗さを用いた。粗さは #80 のカーボランダム (平均粒径 0.21mm) を各部につぎのように塗付した。

主翼	前縁より 2.5%	幅 3~4mm
胴体	先端より 30mm	6mm
水平尾翼	前縁より 2.5%	2mm
垂直尾翼	前縁より 2.5%	2mm

ほかに粗さの影響を見るために、三分力試験では尾翼ありおよび尾翼なしの場合、六分力試験では尾翼なしの場合に粗さなしの自由遷移の状態でも試験を行なった。

§4. 実験装置

実験に使用したのは 2m×2m の遷音速風洞であって、実験を行なったマッハ数範囲は0.6より0.98まで、レイノルズ数は平均翼弦基準ではほぼ 2×10^6 でマッハ数の変化によるレイノルズ数の変化は15%ぐらいであった。図4にその一例を示すが、その他の場合も3%ぐらいの差でこの図の値と一致する。

六分力の測定にはストレイン・ゲージ型のインターナル・バランスを使用した。測定結果の処理等については文献¹⁾に詳しい。

本試験の結果には風洞壁の修正は行なっていない。本風洞は開口比20%の多孔壁をもち、かつ模型の閉塞比は0.69%であってARAの9×8フィート風洞の結果²⁾より見て、実際的に修正は必要でないと考えられたからである。

各種モーメントの基準点としては、主翼の理論的空力中心をとった。その位置は図2に示してある。

試験項目は表2にまとめてある。

表2 試験項目

項目	尾翼	粗さ	図
三分力試験	あり	あり	5~7
	なし	あり	5~7
	あり	なし	8~10
	なし	なし	8~10
六分力試験	あり	あり	14~19
	なし	なし	20~25

舵効き試験はすべて尾翼あり、粗さありで行なわれた。

項目	舵角	図
昇降舵効き	$\delta_e = 10^\circ, -10^\circ, -20^\circ$ $\delta_{et} = -10^\circ, \delta_{et} = 10^\circ$	29
水平尾翼効き	$\delta_{ht} = 1^\circ, -1^\circ, -2^\circ, -4^\circ, -6^\circ$	30
補助翼効き	$\delta_{ai} = 5^\circ, 10^\circ, 15^\circ$	34
方向舵効き	$\delta_{ao} = 5^\circ, 10^\circ$	35
	$\delta_r = 20^\circ, 10^\circ, -10^\circ$	37

気流試験はすべて尾翼ありで行なわれた。

項目	粗さ	図
シュリーレン	あり	43~44
糸の流れ	なし	42~44
油の流れ	なし	43~44

§ 5. 三分力試験

粗さありの試験結果を図 5~7 に、粗さなしの場合を図 8~10 に示す。

(i) 揚力 マッハ数が高くなると図 5 に見られるようになりかなり著しい非直線性が見られる。特に $M=0.89\sim 0.95$ で負の迎角における(負の)揚力の低下が著しい。このマッハ数範囲で負の失速を起こしているようである。

揚力傾斜はこのような揚力曲線のためにはっきりした値を求めることは困難であるが、しいて正の揚力を中心として揚力傾斜を求めると図 11 をうる。その最大値は $M=0.86$ あたりで見られる。

(ii) 縦揺れモーメント まず $M=0.6$ での大迎角のところを見ると、粗さありの試験では迎角 α が 7° 位までの資料しかないのではっきりしないが、粗さなしの α が 9° 付近の値を見ると C_m は急に下がって頭下げの傾向を示す。これは低速における大迎角の失速は翼の付根より始まり、好ましい頭下げの傾向を示す。第 2 は揚力のところで指摘された $M=0.89\sim 0.95$ で負の揚力を持つところでは、尾翼なしの試験で見ると明らかなように、 C_m が急に下がっている。これは負の先端失速が生じ、先端部の揚力が減少した結果であると推定される。

C_m と α の関係があまり直線的でないので正確な $C_{m\alpha}$ の値は求め難いが、図 12 にだいたいの傾向を示す。揚力を増すと $C_{m\alpha}$ は安定度が減る傾向がある。マッハ数に対する変化としては、 $M=0.89$ あたりまではあまり変化はないが、それ以上で急に安定を増すが、 $M=0.95$ あたりより再び安定は減り始める。

(iii) 抗力 一般に尾翼なしの方が抗力は小さい。しかし必ずしもそうでない場合もある。たとえば $M=0.89$ 以下で $C_L=0.4$ 以上ではむしろ尾翼ありの方が抵抗は小さい。これは尾翼も揚力に寄与しているためと考えられる。トリムをとった状態では傾向が異なるであろう。 $M=0.89$ 以上では負の迎角で尾翼ありなし両者ほとんど同じ抗力を示しているところがあるが、 $M=0.98$ では全領域で尾翼なしの方が抗力は小さい。

抗力係数のマッハ数に対する関係を図 13 に示す。同図 b には他の実験例³⁻⁶⁾と比較した。本試験の結果は他の例よりも、 C_D の低速における値、マッハ数に対する抵抗の増加と共に他の例よりもかなり大きい。これは本機の主翼が他の例より後退角が小さく、かつ翼厚さが大きい点にあるようで、内側主翼に逆カンバーを用いて抵抗増加を防ぐ設計を行なっているが、どの程度の効果があるのか疑わしい。

(iv) 粗さの影響 粗さの抗力に対する影響は 13「b」図に示したが、その他 C_m に対してもある程度影響する。粗さのない場合に $M=0.83\sim 0.86$ あたりで $\alpha=2^\circ\sim 3^\circ$ で $C_{m\alpha}>0$ となる点が見られる。これはいわゆるピッチ・アップであって、翼端失速を起こしている恐れが多い。粗さありの試験では $C_{m\alpha}$ は悪くなるけれどもピッチ・アップまでには至らない。これらの点より翼端失速を

するか否かはかなり微妙なところで、実機のレイノルズ数では、多分粗さありの場合に似て翼端失速は起こらないと思われるが断定的な結論は下せない。

§ 6. 六 分 力 試 験

粗さあり、尾翼ありの試験結果を図 14~19 に示す。粗さなし、尾翼なしの試験結果を図20~25 に示す。

(i) 揚力・縦揺れモーメント・抗力 揚力に対しては横すべり角の影響はほとんどない。縦揺れモーメントについてはやや変化が見られる。 $M=0.6$ あたりの比較的低速では横すべり角があると、 C_m は少しく減少する。マッハ数が大きくなるとその差は次第に小さくなる。 $M=0.75\sim 0.86$ で正の迎角では $C_{m\alpha}$ はピッチ・アップには至らないけれどもかなり悪くなる。これは風上側の翼の先端失速によるものようである。さらに $M=0.89\sim 0.92$ では C_m はむしろ横すべりのない場合より上になると共に、 $C_{m\alpha}$ も安定を回復する方向に出る。 $M=0.95$ 以上では再び C_m は横すべりのない場合より小さくなり、また安定を増す。

ここに示した C_D' は抗力の安定軸方向の成分である。横すべり角が比較的小さい場合で $\beta = -4^\circ \sim 2^\circ$ ではほとんど抗力の差はない。 $\beta = -6^\circ$ では、たとえば $M=0.6$ の場合のように横風のある方が小さくなっている場合がある。しかし真の抗力 C_D は

$$C_D = C_D' \cos \beta - C_y \sin \beta$$

$$C_y > 0, \quad \beta < 0$$

であるから C_D で比較すれば、横すべり角のある方が抗力は大きい。

(ii) 横揺れモーメント 低マッハ数では C_l は α に対してほぼ直線的に変化するが、 α が大きくなると落ちる。この α の正の範囲で C_l の落ちる傾向はマッハ数が大きくなると著しくなり、 $M=0.89\sim 0.92$ では逆転して $C_{l\beta} > 0$ となる。これは螺旋不安定である。これも C_m の場合と同じく、風上側の翼の先端失速によるものであろう。さらにマッハ数を上げて $M=0.95\sim 0.98$ では再び正常にもどるが、低マッハ数の場合と異なって、 α の大きなところでも C_l 落ちない。以上の傾向は尾翼のありなしにはあまり影響されない。

$C_{l\beta}$ を図26に示す。先に述べた螺旋不安定が明らかに示されている。これに対する尾翼の寄与は、 $M=0.60$ ではわずかに $C_{l\beta}$ が負の方に移動する。これは普通に考えられている、垂直尾翼と水平尾翼の後退角効果として予想される傾向である。しかし $M=0.80$ あたりより尾翼の寄与は逆となるが、 $M=0.88$ あたりから再び正常な寄与にもどる。これは $\alpha=0^\circ$ の場合についてであるが、その他の場合もほぼ似たような傾向を示す。

(iii) 偏揺れモーメント マッハ数による変化も α による変化も比較的小さい。

$C_{n\beta}$ を図27に示す。尾翼なしの場合の方向安定はマッハ数が大きくなるとやや低下するが、尾翼ありの場合にはやや安定が増す。すなわちマッハ数が増すと尾翼の寄与は大きくなる。 $M=0.60$ では約50%、 $M=0.95$ では約80%が尾翼の寄与である。

(iv) 横力 横力もマッハ数による変化も α による変化も比較的小さい。

$C_{Y\beta}$ を図28に示す。 $C_{Y\beta}$ はマッハ数によってほとんど変化せず、また尾翼の $C_{Y\beta}$ に対する寄与も常に50%くらいである。

§7. 舵効き試験

(i) 昇降舵効き 昇降舵角 δ_e は $+10^\circ$ 、 -10° 、 -20° の3種について行なった。 C_m の実験値を図29に示す。昇降舵の揚力および縦揺れモーメントに対する効きを $dC_L/d\delta_e$ 、 $dC_m/d\delta_e$ の形で図31、32に示す。昇降舵の効きは揚力に対してもまた縦揺れモーメントに対しても、マッハ数が大きくなると共に単調に減少する。モーメント中心より尾翼の空力中心までの距離 $3.09\bar{c}$ を用いて

$$C_{m\delta e} = -3.09C_{L\delta e}$$

とすればほぼ実験と合う。

その他昇降舵効きの迎角による変化は、実験の範囲内ではあまり認められなかった。また、抗力に対しては $\delta_e = \pm 10^\circ$ ではあまり影響はなかったが、 $\delta_e = -20^\circ$ ではほぼ全般的に抵抗が増加するのが認められた。

また、昇降舵タブの舵効きに対する影響を見るために $\delta_e = -10^\circ$ タブ角 $\delta_{et} = +10^\circ$ で実験を行なったが、効きは図32に示したようにほぼ2/3に低下した。実際には昇降舵角とタブ角の関係がわからなければ効きの低下はわからない。

(ii) 水平安定板効き 本機では水平安定板の設定はトリムをとるために行なわれている。水平安定板角 δ_{ht} を 1° 、 -1° 、 -2° 、 -4° 、 -6° と変化させた。 C_m を図30に水平安定板の揚力および縦揺れモーメントに対する効きを $dC_L/d\delta_{ht}$ 、 $dC_m/d\delta_{ht}$ の形で図31、32に示す。水平安定板の効きは、昇降舵の効きと異なって $M=0.92$ 位まではむしろ増大気味であって全然低下せずそれ以上で始めて低下する。いわゆるフライイング・テールの優秀さをはっきり示している。 $dC_L/d\delta_{ht}$ と $dC_m/d\delta_{ht}$ の関係は

$$C_{m\delta ht} = -3.09C_{L\delta ht}$$

で与えられるものより10~15%位大きい。

その他水平安定板効きの迎角による変化は、実験の範囲内ではあまりなかった。また、抗力に対しては $\delta_{ht} = -2^\circ$ くらいまではほとんど変化なく、それ以上角度をとると次第に C_D の増加が目

立ってくる。

尾翼なしの資料と、 δ_{hi} をいくつか変えた場合の $C_m \sim \alpha$ 曲線との交点より、尾翼にかかる平均の吹下しを求めると図33をうる。高マッハ数の場合には交点の数が少く、やや精度は悪いが、 $d\epsilon/d\alpha$ はほぼ 0.5 と見てよいようである。 $M=0.95, 0.98$ では特に吹下しが大きい。

(iii) 補助翼効き 補助翼は内側補助翼と外側補助翼とがある。実機では内側補助翼が直接操作され、外側補助翼はトーション・バーを介して内側補助翼に結合されているので、高速では外側補助翼の変角は小さい。実験は次の内外補助翼角の組み合わせに対して行なわれた。

$\delta_{ao} \backslash \delta_{ai}$	0°	5°	10°	15°
0°	○	○	○	○
5°	○	○	○	○
10°	○	×	×	○

実験の結果によれば内側および外側補助翼の効きはほぼ加算されるので、各単独に変角した場合について述べる。 C_i を図34, 35 に、補助翼の効きを $dC_i/d\delta_{ai}, dC_i/d\delta_{ao}$ の形で図 36 に示す。補助翼の効きは $M=0.83$ あたりまでは一定であるが、それより下り始めて $M=0.95$ に至る。それ以上はあまり変化しない。外側補助翼の内側補助翼に対する効きの比はほぼ 5/8 で、これは面積比と腕の長さの比にほぼ等しい。

その他補助翼は C_m に対してわずかに影響するのみである。補助翼角をとると $C_m \sim \alpha$ 曲線は少し立ってくる傾向がある。

(iv) 方向舵効き 方向舵は舵角を $-10^\circ, 10^\circ, 20^\circ$ 、として、横すべり角 $-2^\circ, 0^\circ, 2^\circ, 4^\circ, 6^\circ$ として実験を行なった。横すべり角の影響はほぼ方向舵角零の場合と同じであるので、ここでは方向舵角の影響を主として調べる。

C_n に対する影響を図 37 に示す。また方向舵効きとして $dC_n/d\delta_r$ の形で図 38 に示す。これはマッハ数が大きくなるにしたがって減少し、 $M=0.98$ では $M=0.60$ の場合の約60%になる。

C_Y に対する影響は $dC_Y/d\delta_r$ の形で図39に示す。マッハ数に対する傾向は C_n の場合とほぼ同じで、この両者は垂直尾翼の力の作用点から

$$C_{nr} = -0.450 C_{Yr}$$

で与えられるが、実際の C_{nr} はこの式の値より 10~20 %大きい。

その他 C_i に対してもいくらかの影響がある。 $dC_i/d\delta_r$ を図40に示す。点のばらつきは大きい傾向はわかる。

そのほか注意すべき点は、 C_m が δ_r によってかなり影響される点である。図 41 に二三の例を示すように、 δ_r を正としても負としても C_m は頭上げの方向に移動する。これは方向舵角をとったための方向舵の抵抗増加だけでは説明しえない。また C_D も方向舵角をとるとかなり増加する。たと

えは横すべりなしの場合は、

$M \backslash \delta_r$	-10°	0°	10°	20°
0.60	.032	.024	.028	.036
0.86	.045	.031	.042	.048

§ 8. 気 流 試 験

気流を観察する手段として、シュリーレン・糸による流線および油の流れの3つの方法を併用した。

糸による流線の観察は剥離を見つけるのに具合がよいが、糸が剥離領域で切れ易い欠点がある。油の流れによる方法は剥離を見つけるには便利でなかったが、翼面上の衝撃波の位置を知るのに適している。

以上の模型にかかる力の測定から、本模型については3つの型の失速があることが推定される。その第1は低速における大迎角の失速であり、第2はかなりマッハ数の大きなところで見られる上面の衝撃波によると思われる失速であり、最後に更にマッハ数の高い点で起こる下面の負揚力の場合の衝撃波による失速である。これらが気流観察にどのように表われるかを見よう。

(i) 図 42 はマッハ数 0.60 における迎角を変えた場合の上面の糸の流れを示したものである。三分力試験の図 9a によれば、 $\alpha=9^\circ$ で C_m は急に頭下げを強め、根本より先に失速することを示している。糸の流れでは $\alpha=4.8^\circ$ までは完全に滑かな流れを示し、 $\alpha=7^\circ, 9^\circ$ となるに従って翼根部と先端部とがほぼ同じ程度にばたついている。この図で見える限りではいずれが先に失速しているとも断定し難い。

(ii) $\alpha=2^\circ$ 近くの流れの状態を各マッハ数に対して図 43 に示す。力の測定によれば、 $M=0.83$ あたりより見られる図 9 のピッチ・アップの傾向で代表される。これは § 5(ii) で粗さありの場合には見られないが、§ 6(ii) 横すべりのある場合の C_L に見られるように、衝撃波によって誘起された翼端失速に原因すると考えられる。図 43 によると、マッハ数が大きくなるにしたがって翼弦の中央より後縁にかけて外向きの流れが著しくなる。 $M=0.83$ では衝撃波の位置が油の流れに明瞭に認められる。衝撃波の位置はマッハ数を上げると次第に後退し、 $M=0.92$ ではほぼ後縁に達する。衝撃波が後縁に達すると、内側パイロンより内側の流れは再び主流と平行になる。また $M=0.89$ あたりより内側パイロンの下流外側で渦の発生する様子が見られ、これもマッハ数が上るにしたがって次第に下流に移動する。これらの現象とピッチ・アップ的な傾向とがどのような関連にあるかはいまだ明らかではない。その一つの原因は、糸あるいは油による流れの観察が必然的に翼表面の粗さを伴うので、上記の粗さありなしのいずれに対応するか不明な点にある。

(iii) 最後に $\alpha = -4^\circ$ 付近の流れを各マッハ数に対して図 44 に示す。これは力の測定によると、 $M=0.89$ より $M=0.95$ の間の C_L の非直線性と、 C_m の急激な頭下げの傾向で代表される。図で見るとさらに低いマッハ数 0.80 くらいより下面の先端失速の傾向が認められ、これはマッハ数を上げていくと次第にひどくなるが $M=0.98$ では再びきれいな流れにもどっている点から分るように、明瞭な先端失速である。また同図で $M=0.86$ より内側パイロン付根より衝撃波が発生し、それはマッハ数の増加と共に後退角を増しかつ直線的になる様子がわかる。

§ 9. 結 語

風洞試験と実機の性能とを比較する目的で、代表的な大型ジェット輸送機の一つについて遷音速風洞において試験を行なった。その主要な結果はつぎのとおりである。

- (1) マッハ数の増加に対する抵抗増加は、本機が割合に厚翼で後退角も小さいためにかなり著しい。
- (2) 低速大迎角における失速は翼付根より始まり、好ましい頭下げモーメントを発生する。
- (3) $M=0.83$ 以上 $\alpha=2^\circ\sim 3^\circ$ における上面の衝撃波による失速は、翼付根と先端とほぼ同時に生ずるが、場合によって先端失速が先に起こる。たとえば粗さのない場合には、ピッチ・アップを起こし、横すべりのある場合には、風上側の翼の先端失速によって $C_{L\beta}$ が正（不安定）となるところがある。
- (4) $M=0.89\sim 0.95$ では負揚力のとき、下面が衝撃波のために先端失速を起こし、 C_L が著しく直線よりはずれ、また C_m は急激に頭上げの傾向を示す。
- (5) C_m が方向舵の操舵によってかなりの影響をうける。

なお実機性能との比較については、現在十分な資料を入手できないが、抵抗に対してレイノルズ数の修正を行なっても、風洞試験の値は、最小抵抗値、抵抗のマッハ数に対する増加、抵抗の揚力に対する増加のいずれも実機よりはかなり大きな値を示すようである。これらの関係をどのようにしてより近づけるかは今後の問題点であろう。

本試験を行なうに際し、各種の御援助をいただいた日本航空 榑 村上勇次郎氏、ダグラス航空 榑 E. F. Burton 氏に対し、また当所山内正男・荒木浩・重見孝各部長に対し深甚な謝意を表す。

引用文献

- 1) 航空技術研究所 2m×2m 遷音速風洞の計画と構造, 航技研報告 TR-25 (1962)
- 2) B.H. Goethert : Transonic Wind Tunnel Testing. AGARDograph 49 (1961) pp. 127-130, Pergamon Press.
- 3) R. T. Whitcomb : Special Bodies Added on a Wing to Reduce Shock-Induced Boundary-Layer Separation at High Subsonic Speeds, NACA TN 4293 (1958)
- 4) R. Tambor : Flight Investigation of the Lift and Drag Characteristics of a Swept-Wing, Multijet, Transport-Type Airplane, NASA TN D-30 (1959)
- 5) A.R. Heath Jr. : Longitudinal Aerodynamic Characteristics of a High-Subsonic-Speed Transport Airplane Model with a Cambered 40° Sweptback Wing of Aspect Ratio 8 at Mach Numbers to 0.96, NASA TN D-218 (1960)
- 6) D. L. Loving : A Wing-Tunnel Investigation of a Transonic-Transport Configuration Utilizing Drag-Reducing Devices at Mach Numbers from 0.20 to 1.03, NASA TN D-636 (1961)

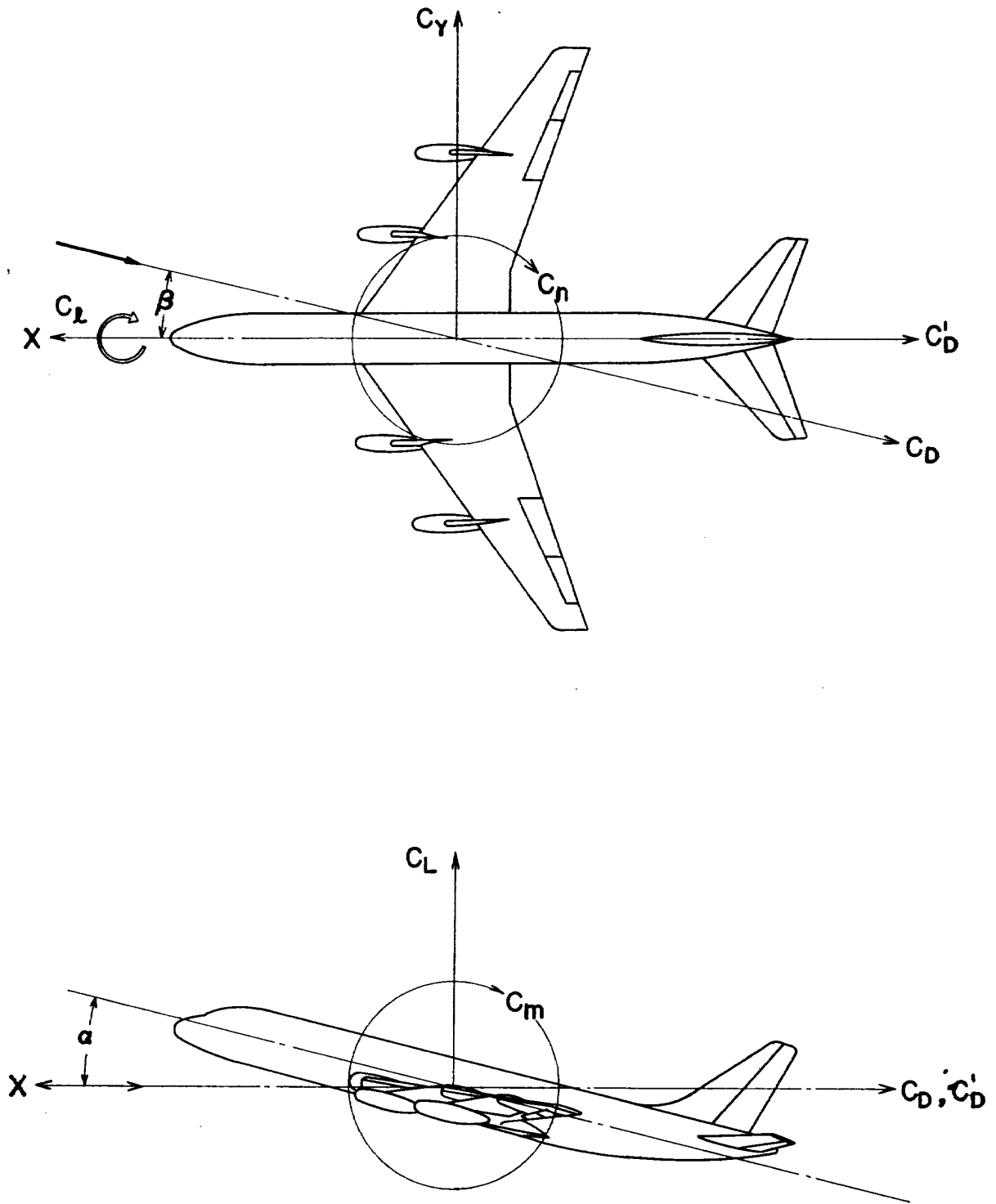


図 1

模 型 要 目

主翼

全翼面積 S	0.1612 m ²
先細比 入	0.230
後退角 (25% 弦長にて) s	30°
上反角 (後縁にて) r	65°
継横比 A	7.3

水平尾翼

全翼面積 S _文	0.0325 m ²
先細比	0.337
後退角 (25% 弦長にて)	35°
上反角	10°
継横比	4.0

垂直尾翼

全翼面積 S _F	0.0204 m ²
先細比	0.311
後退角 (25% 弦長にて)	35°

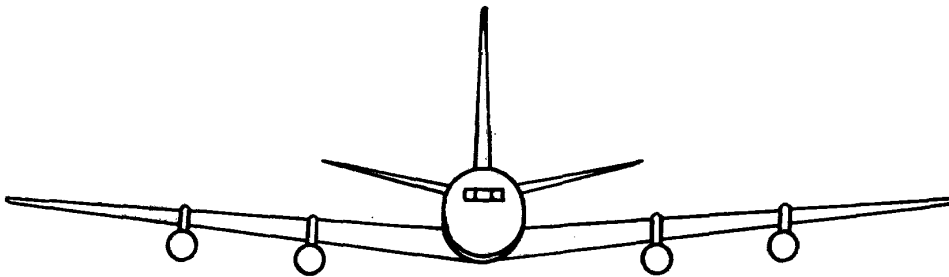


図 2

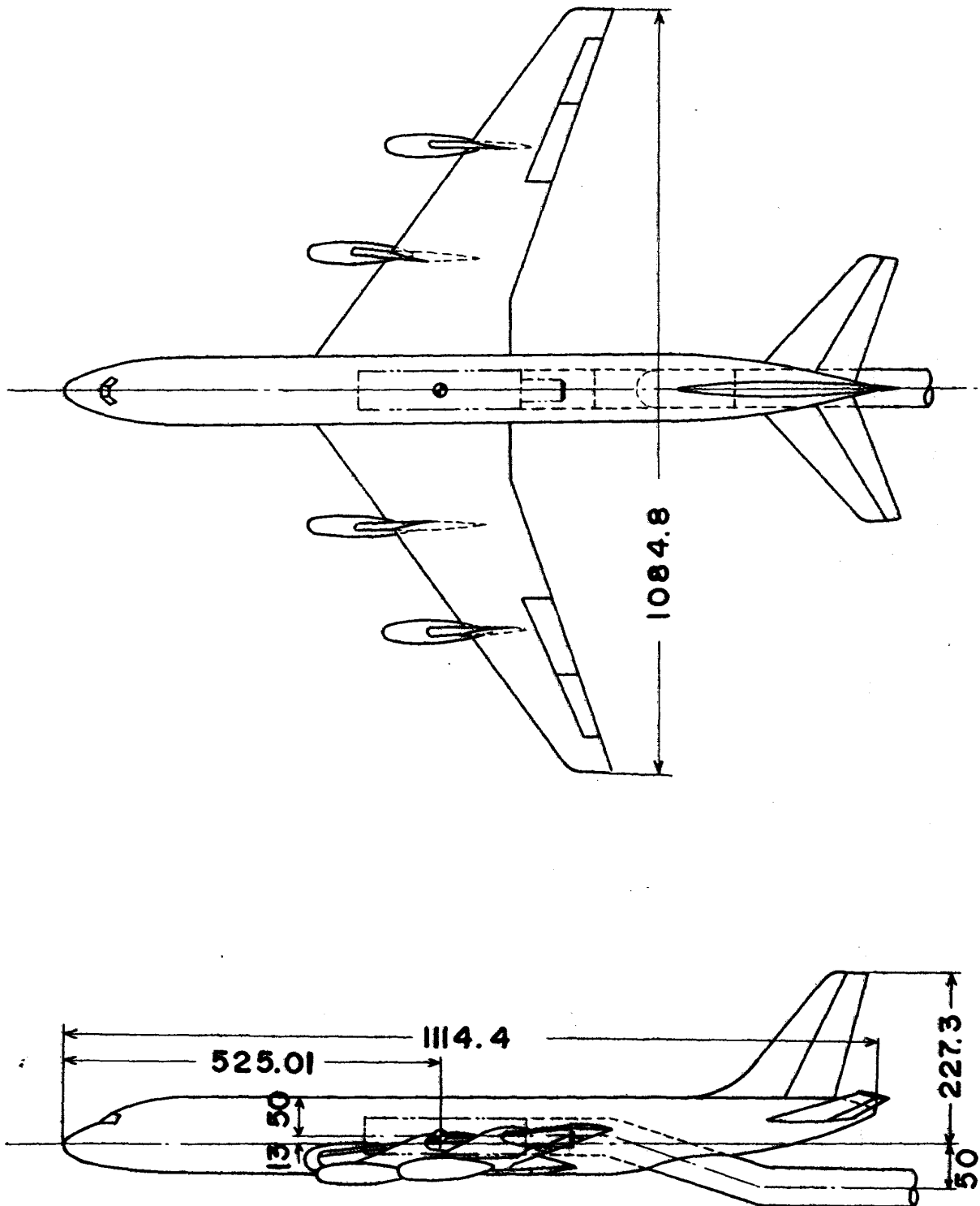


図 2

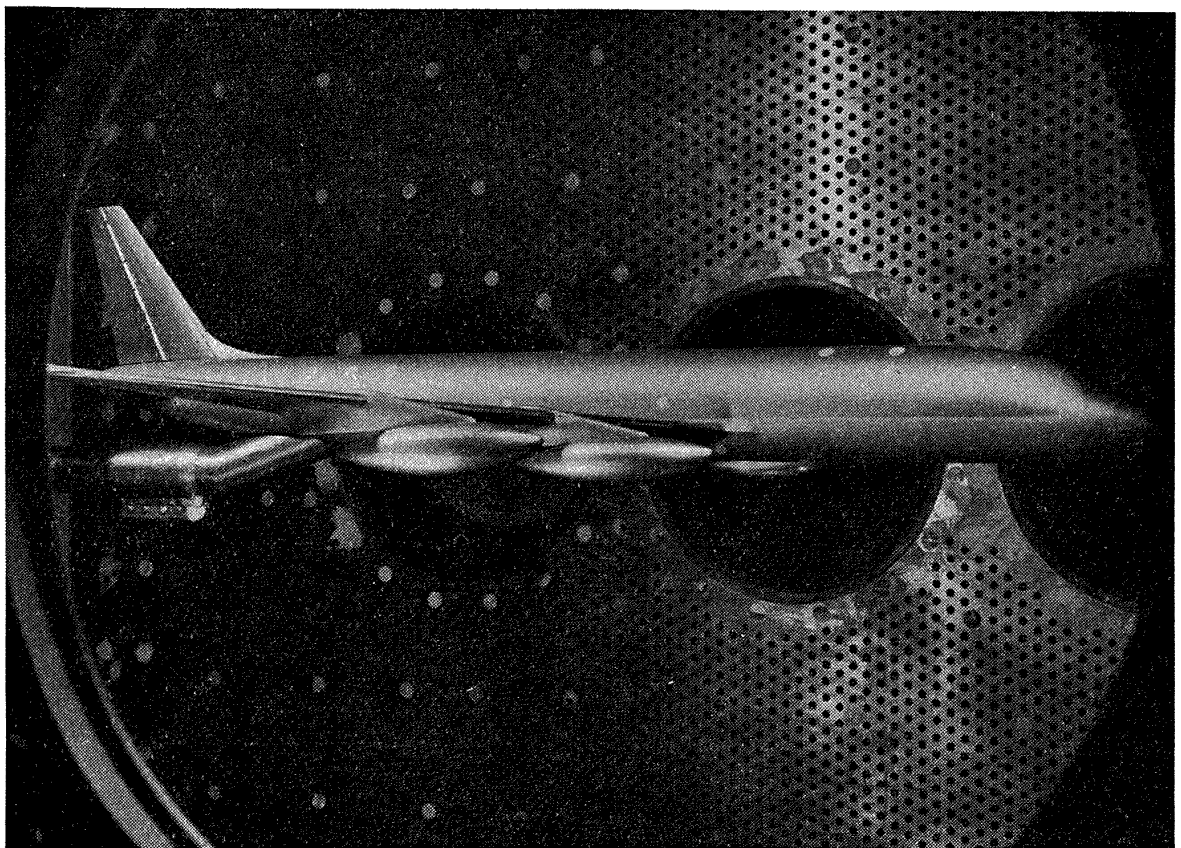
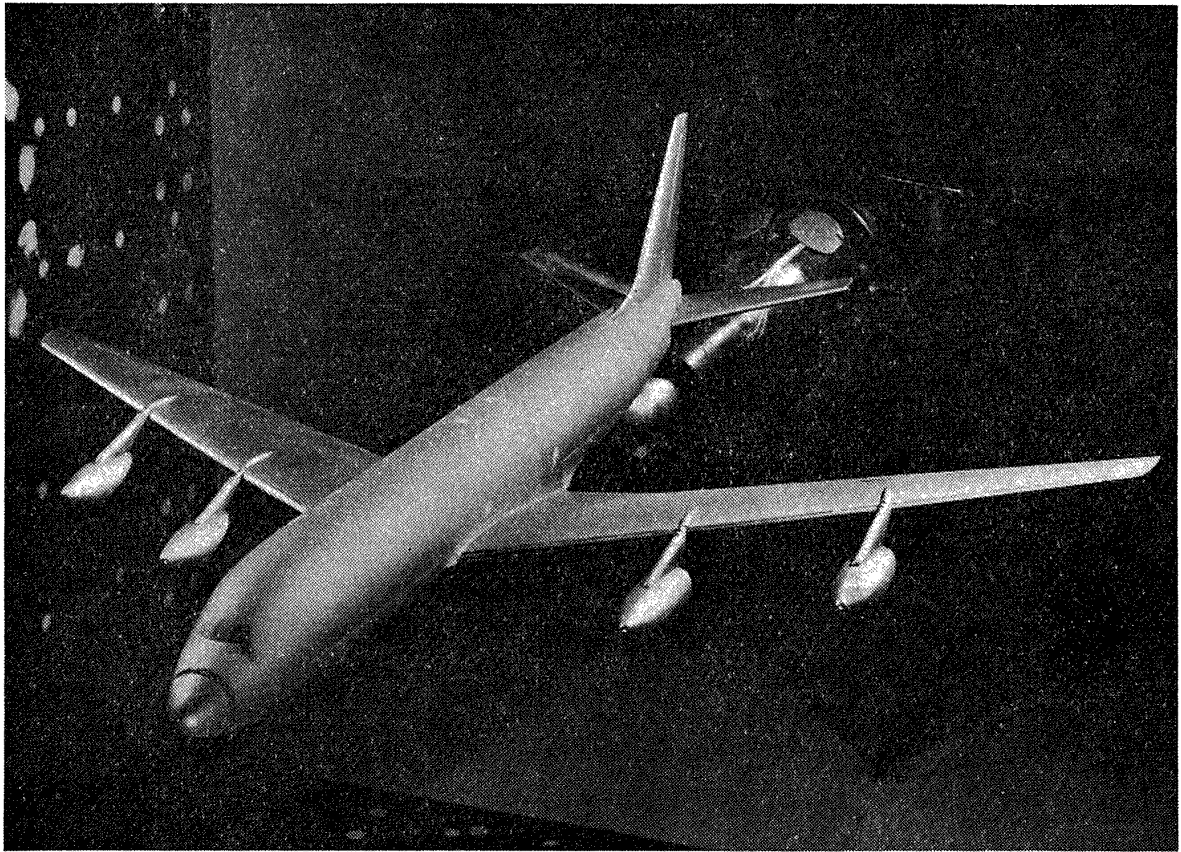
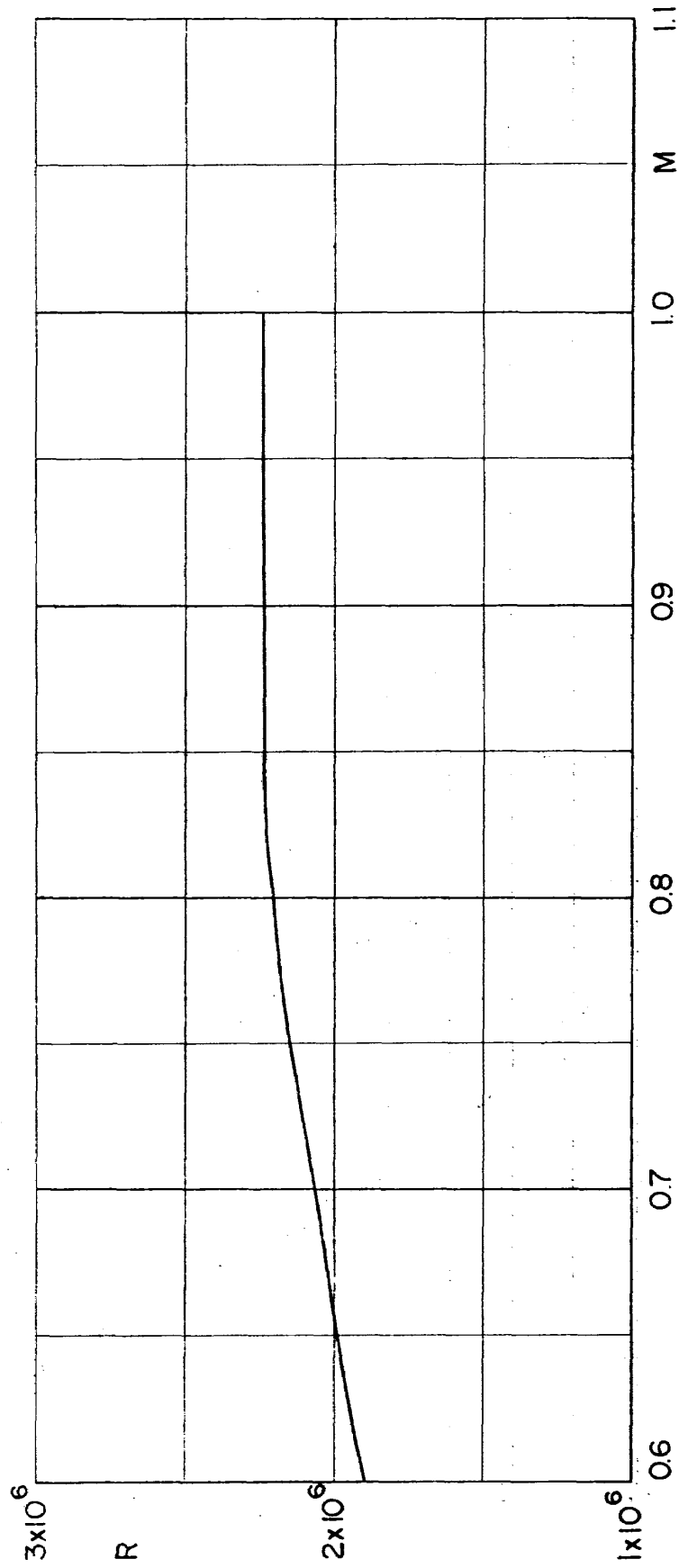


図 3



☒ 4

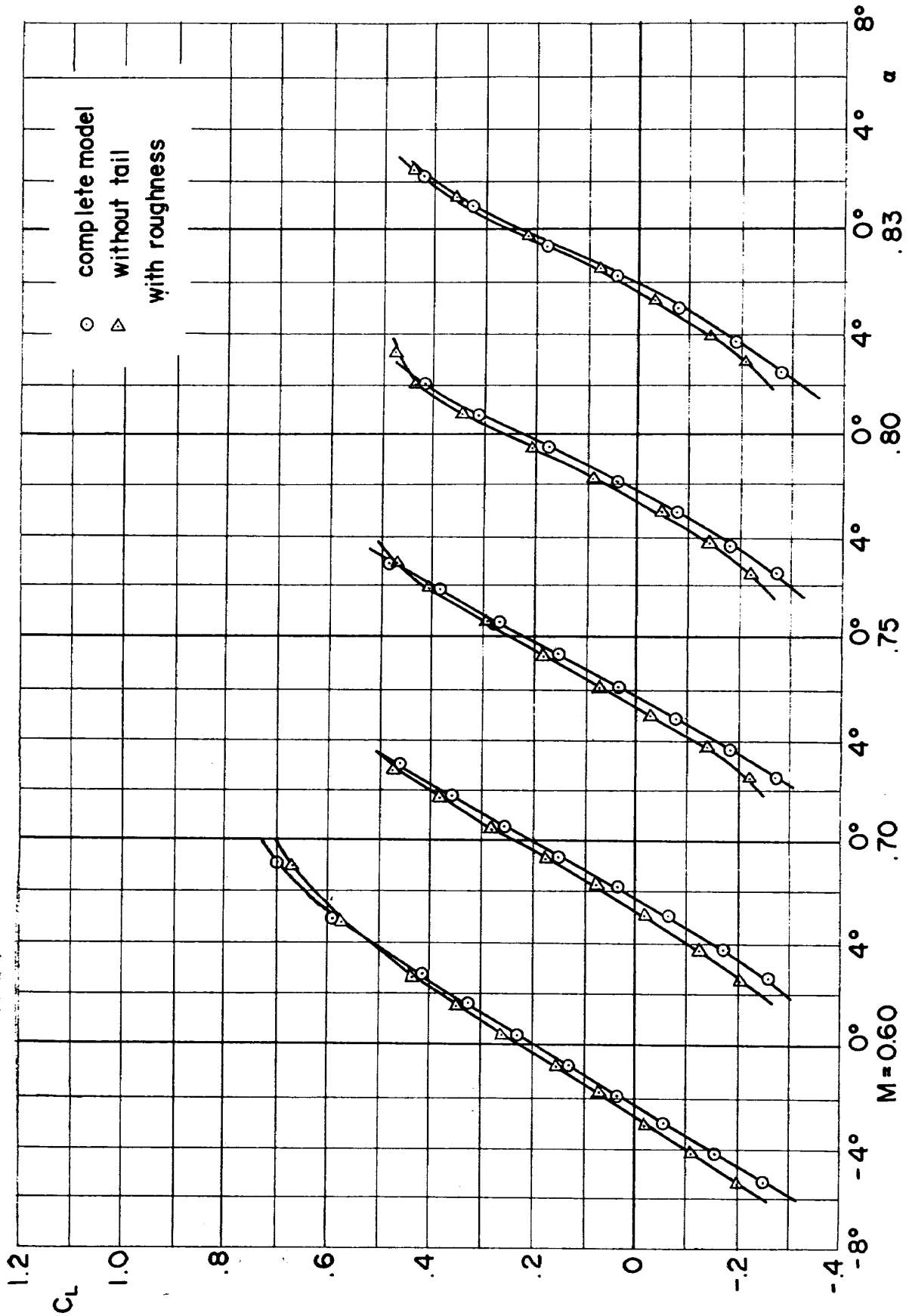


図 5 (a)

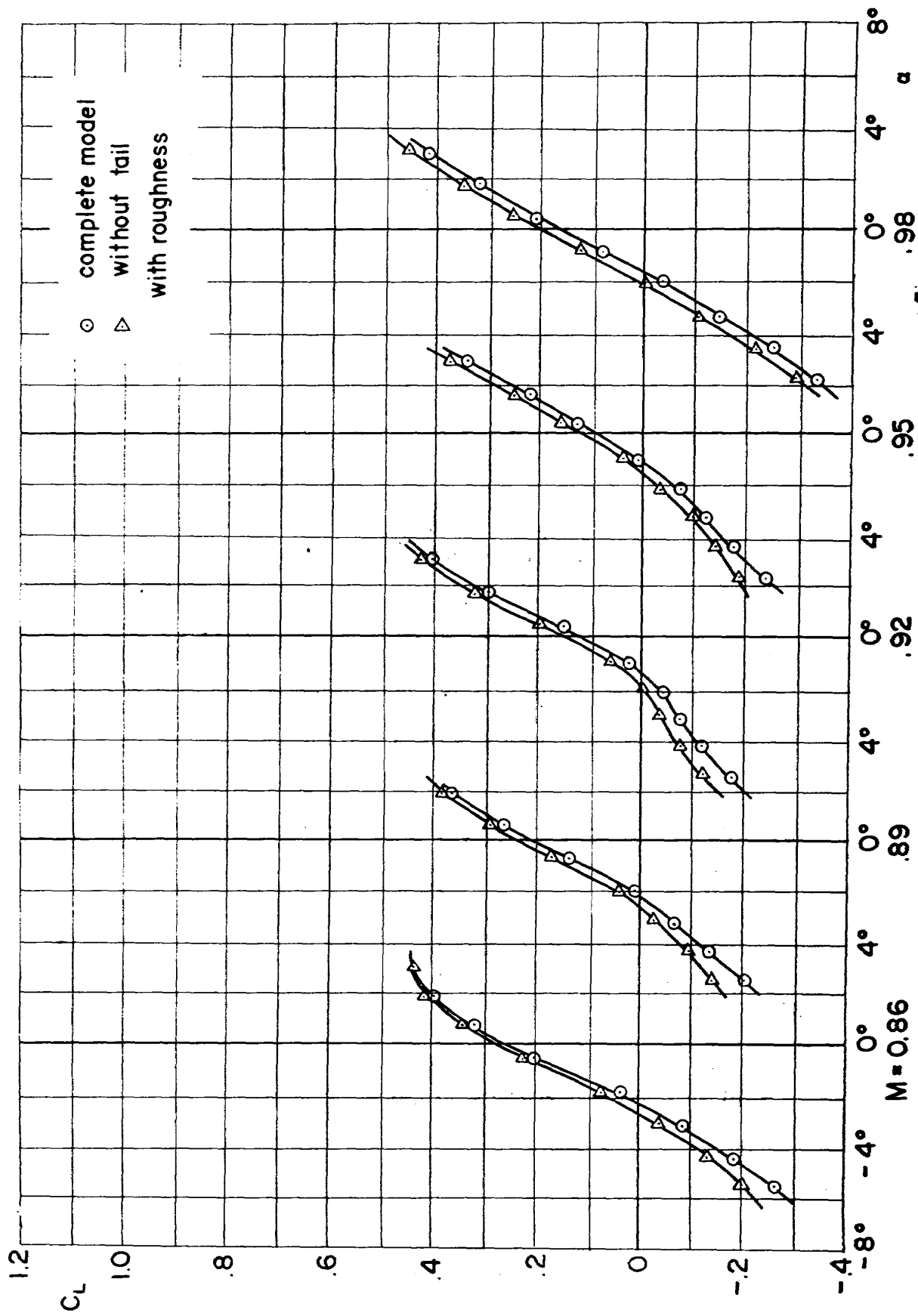


図 5 (b)

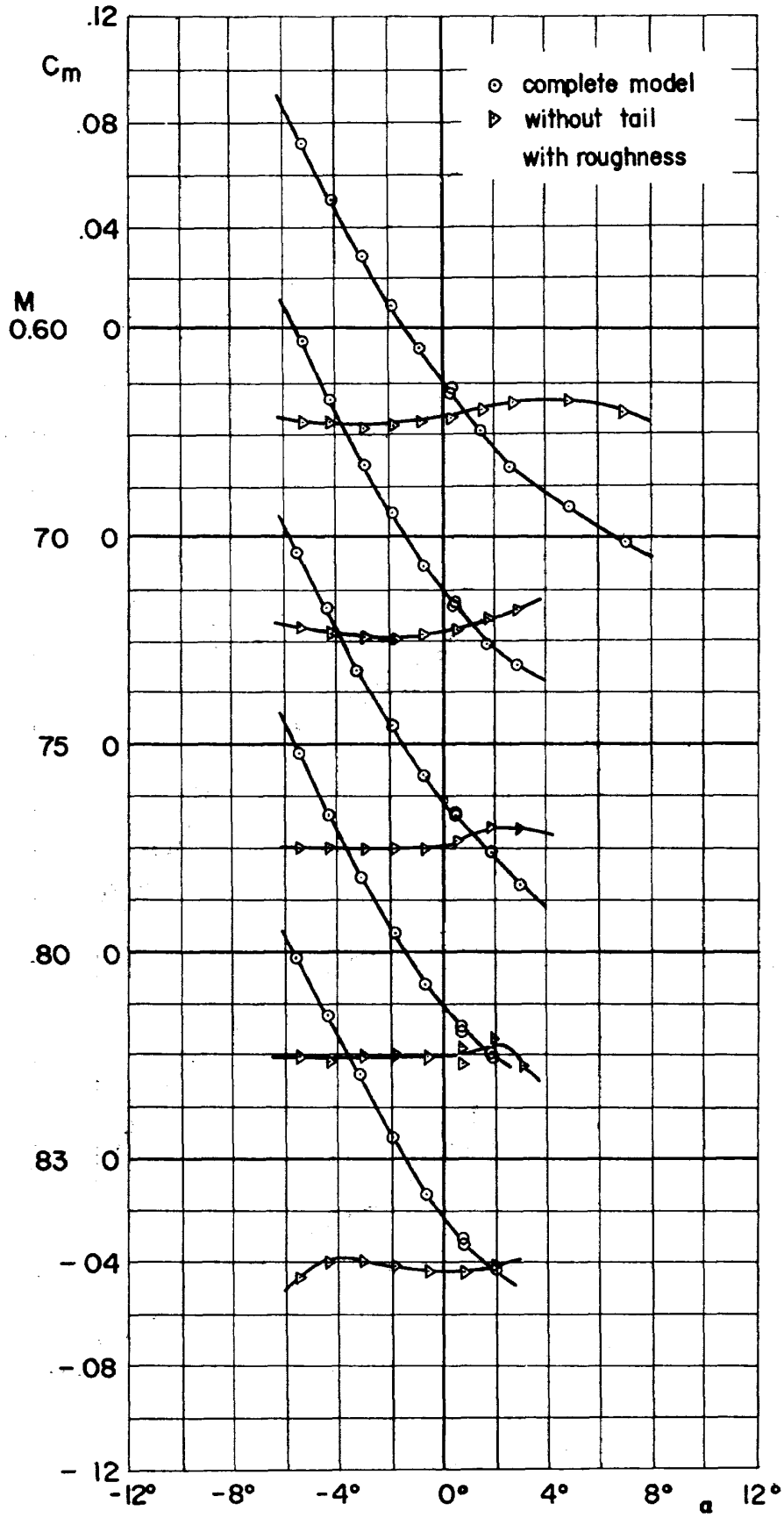


図 6 (a)

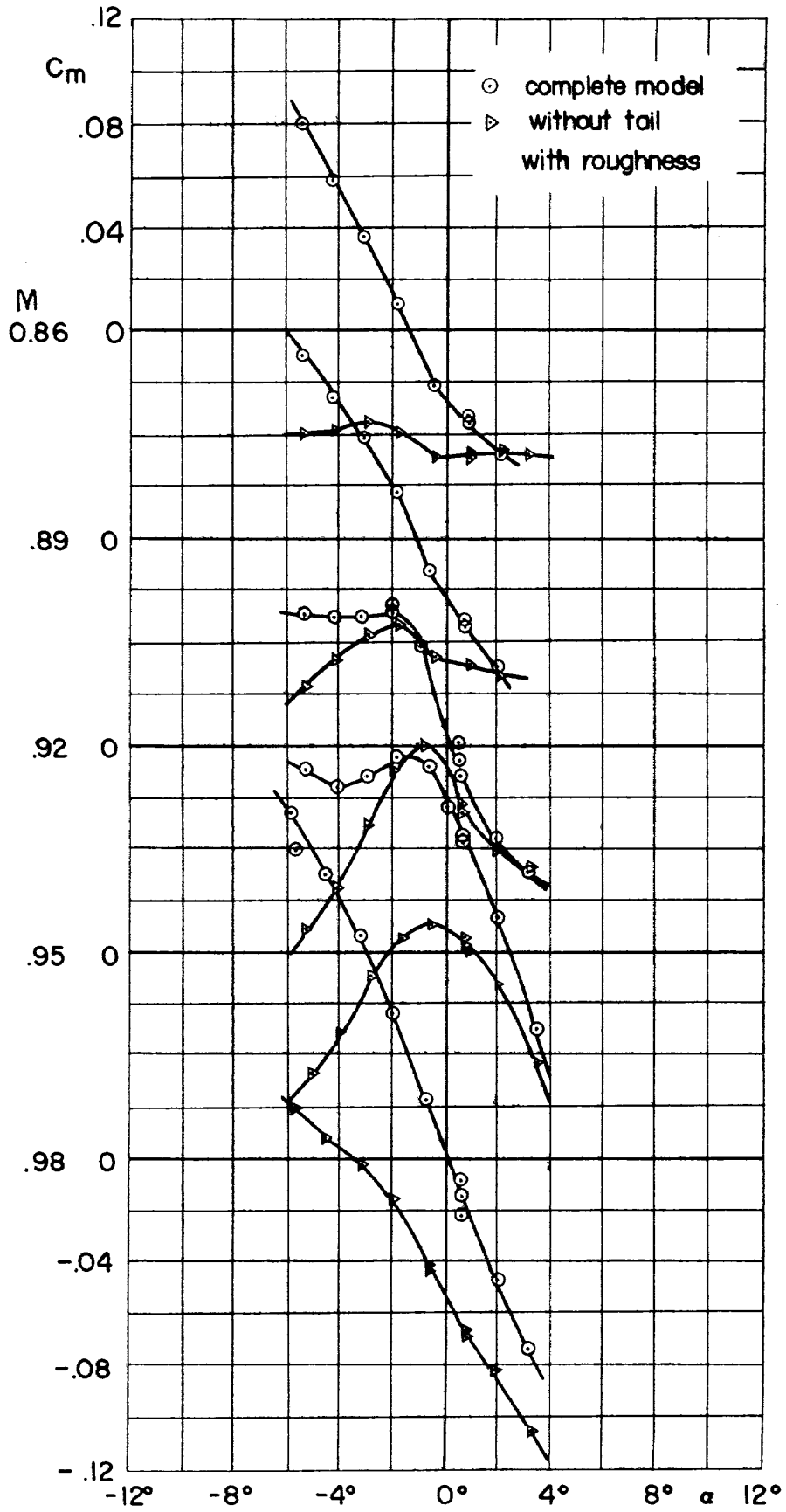
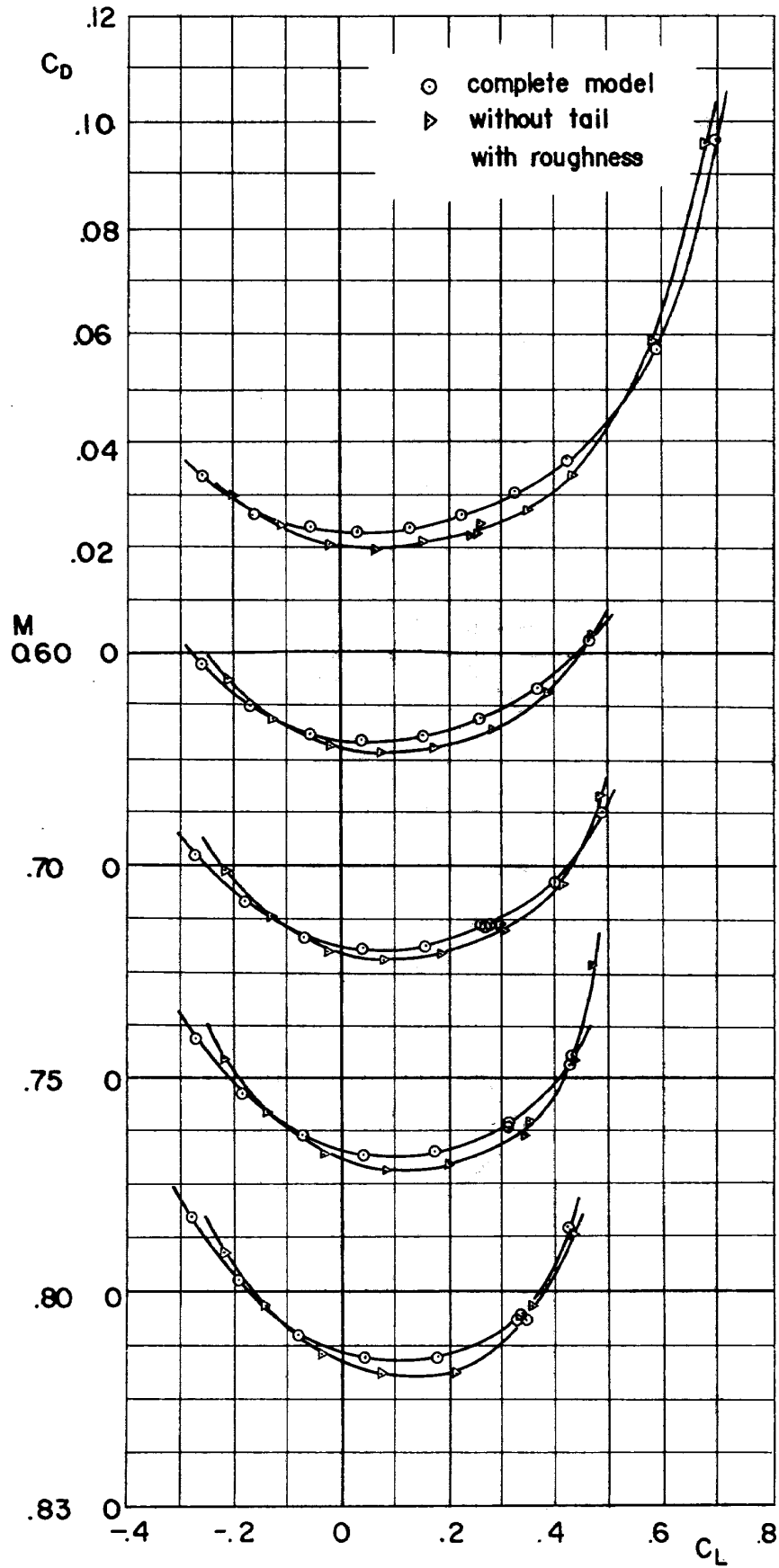


図 6 (b)



⊠ 7 (a)

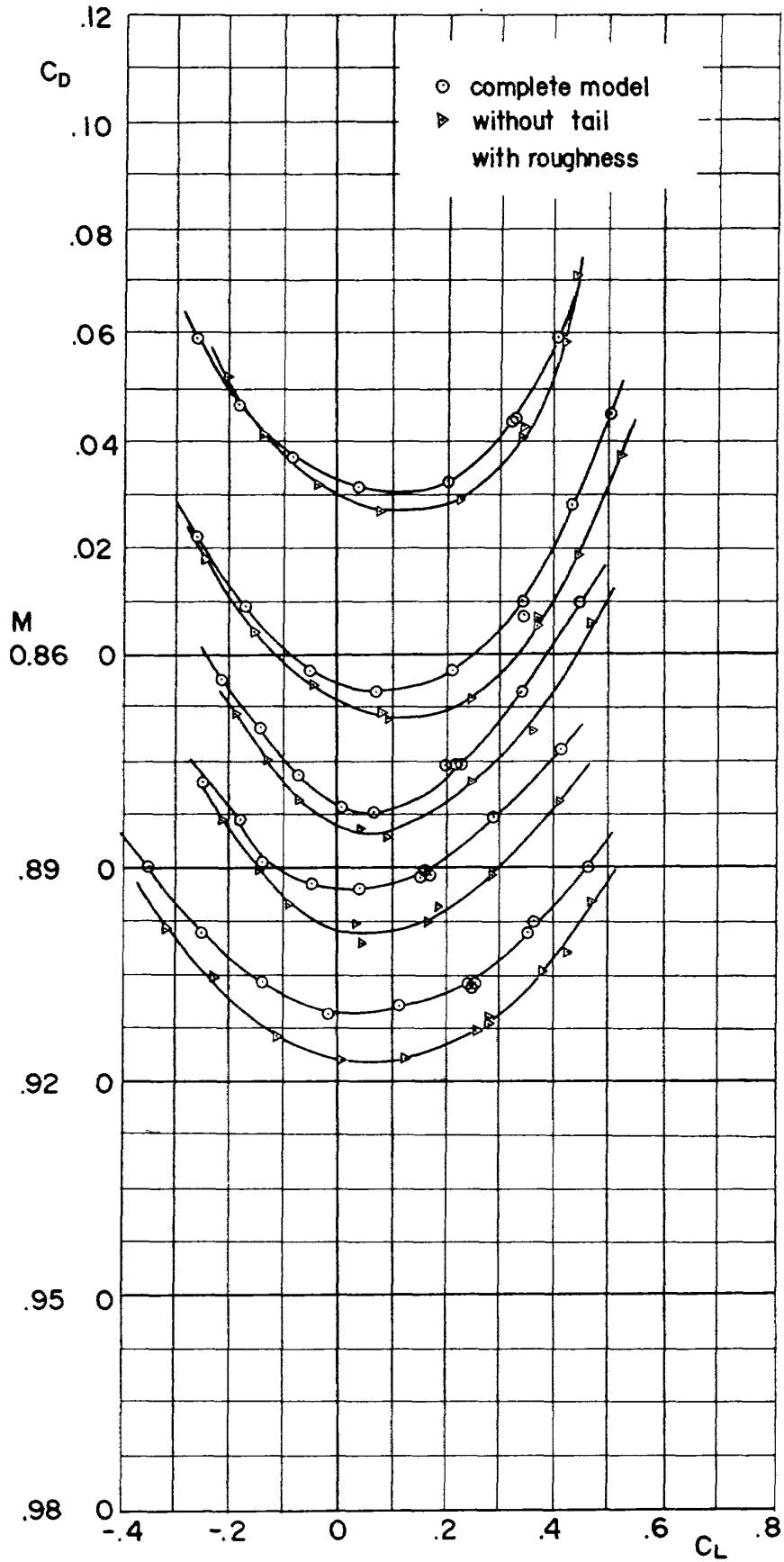


図 7 (b)

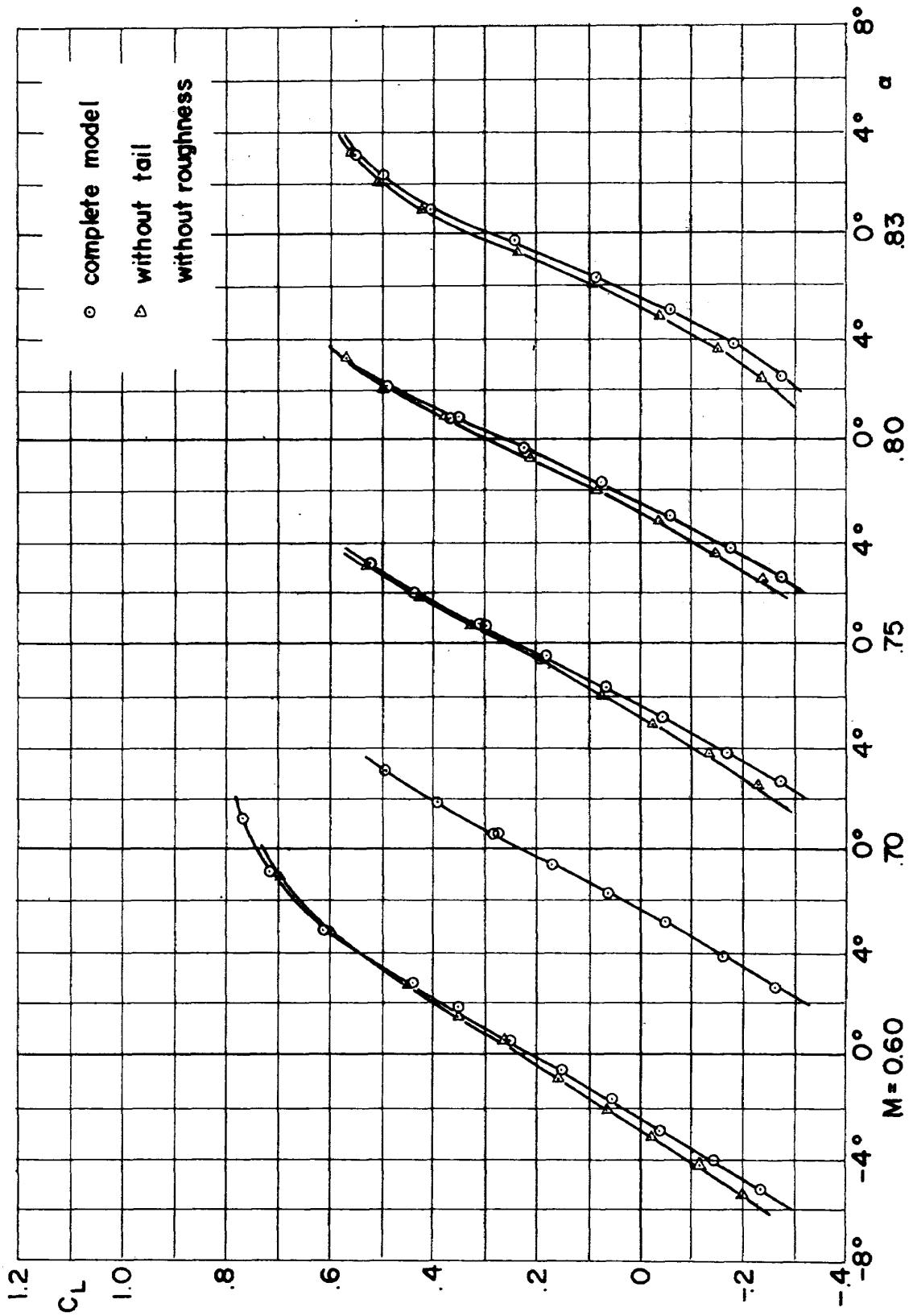


図 8 (a)

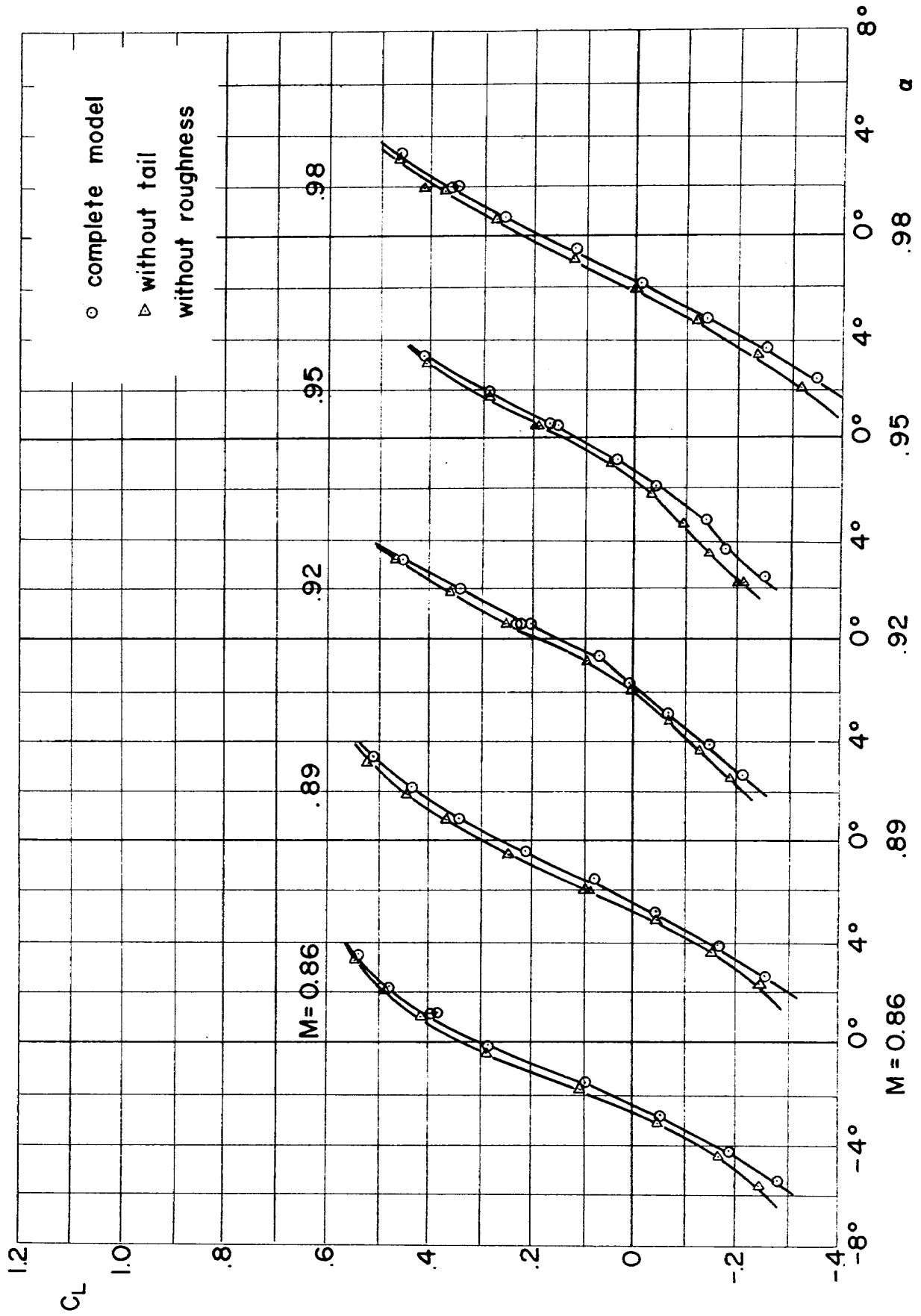


図 8 (b)

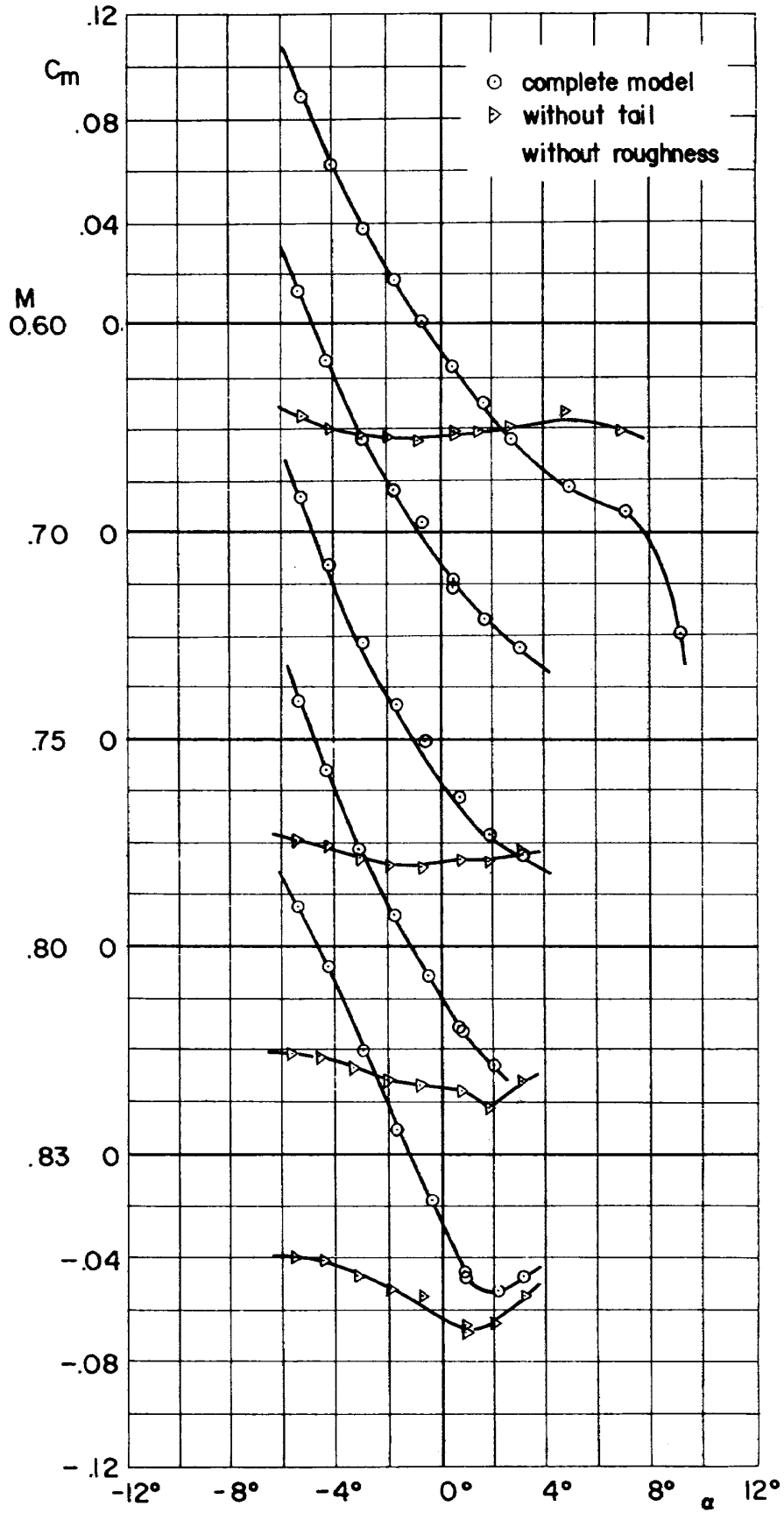


図 9 (a)

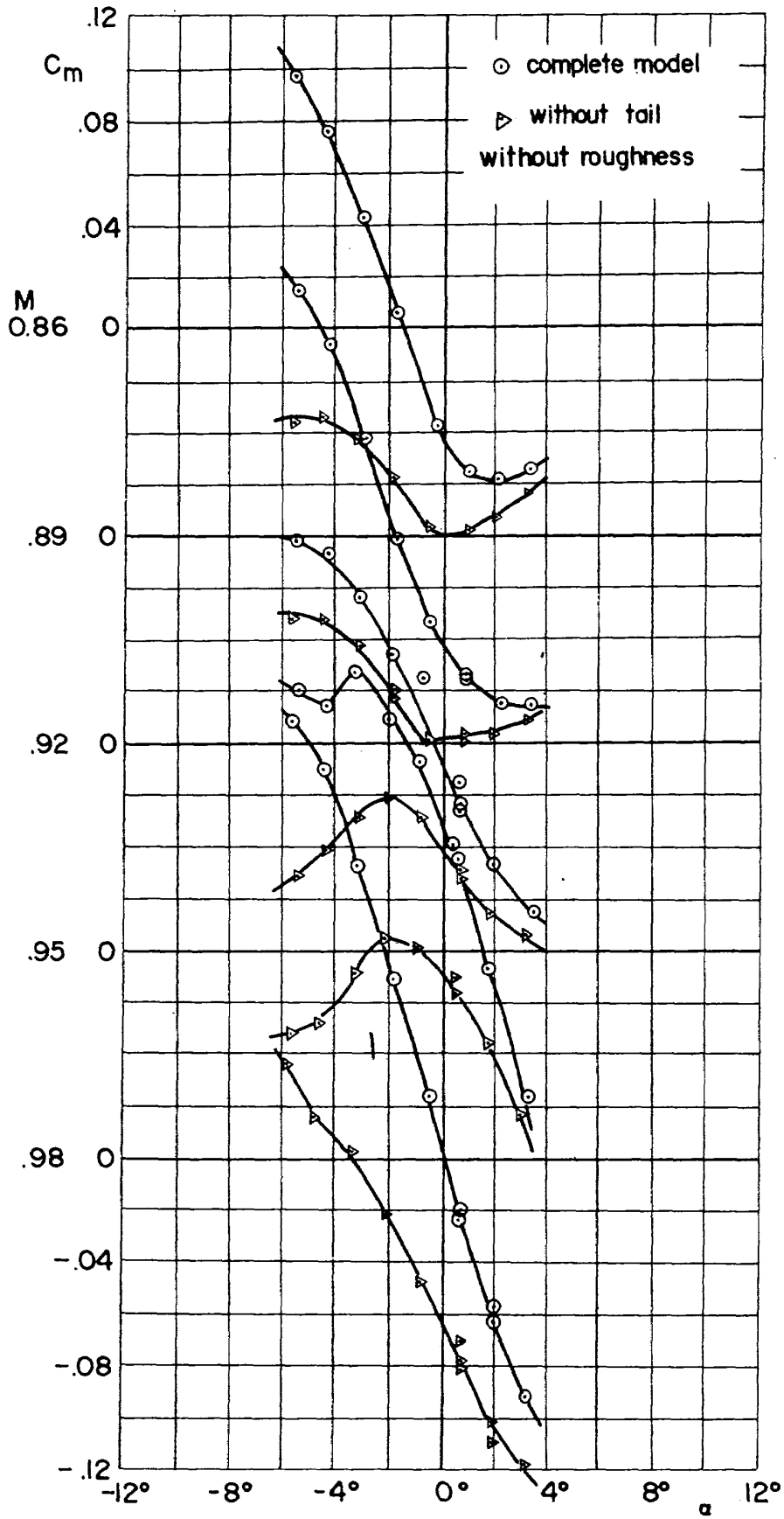


図 9 (b)

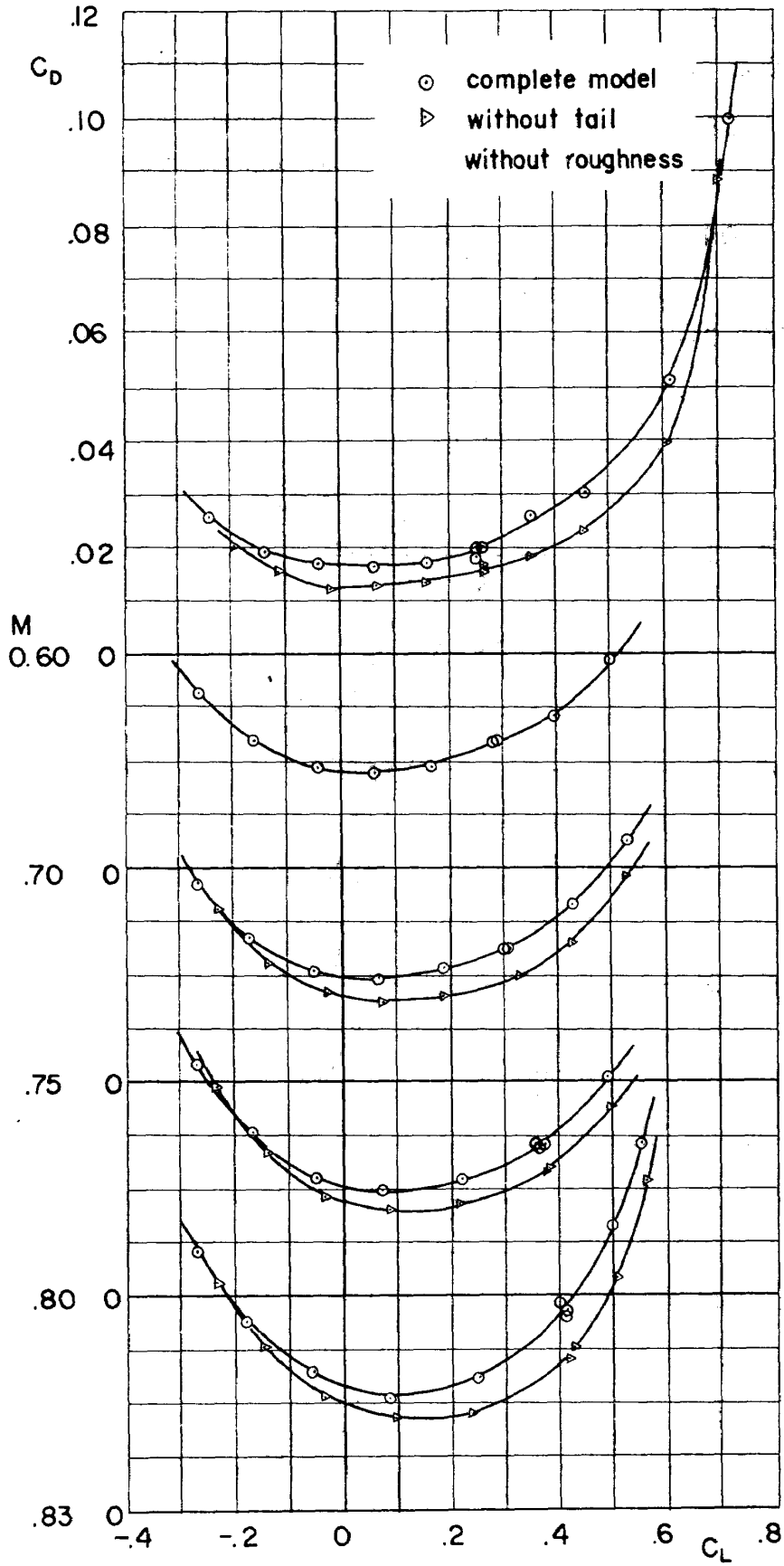


図 10 (a)

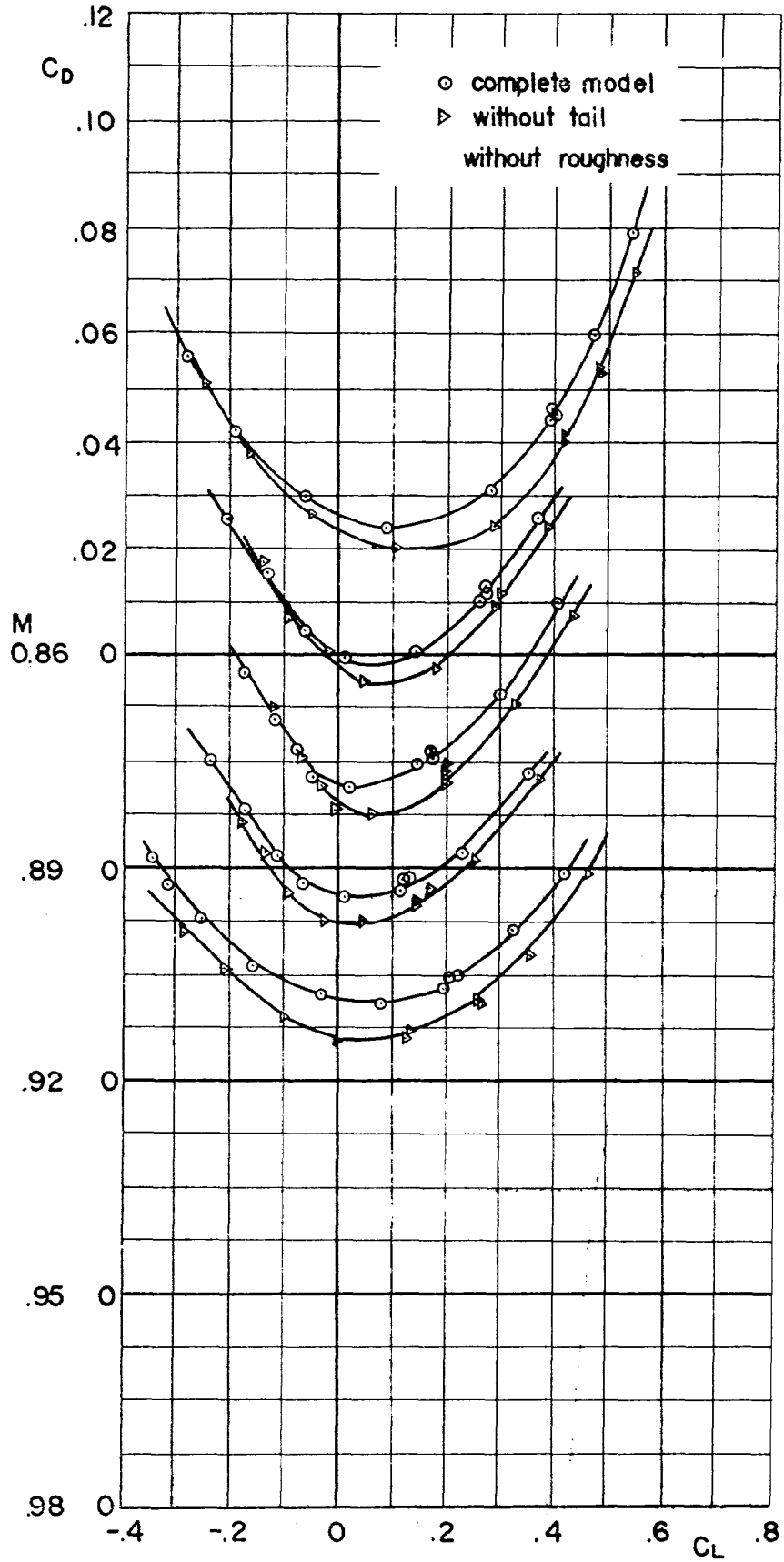


図 10 (b)

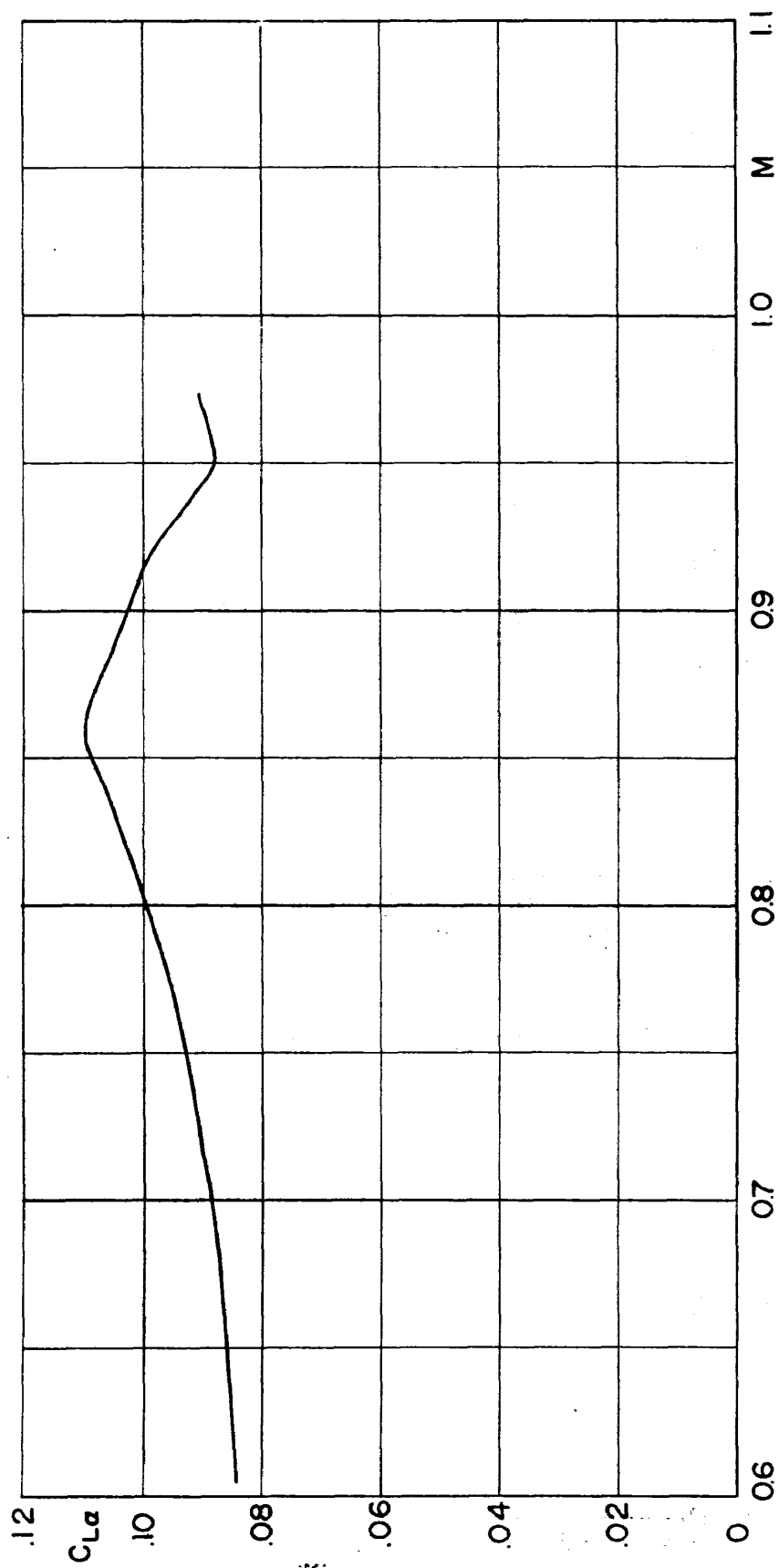


図 11

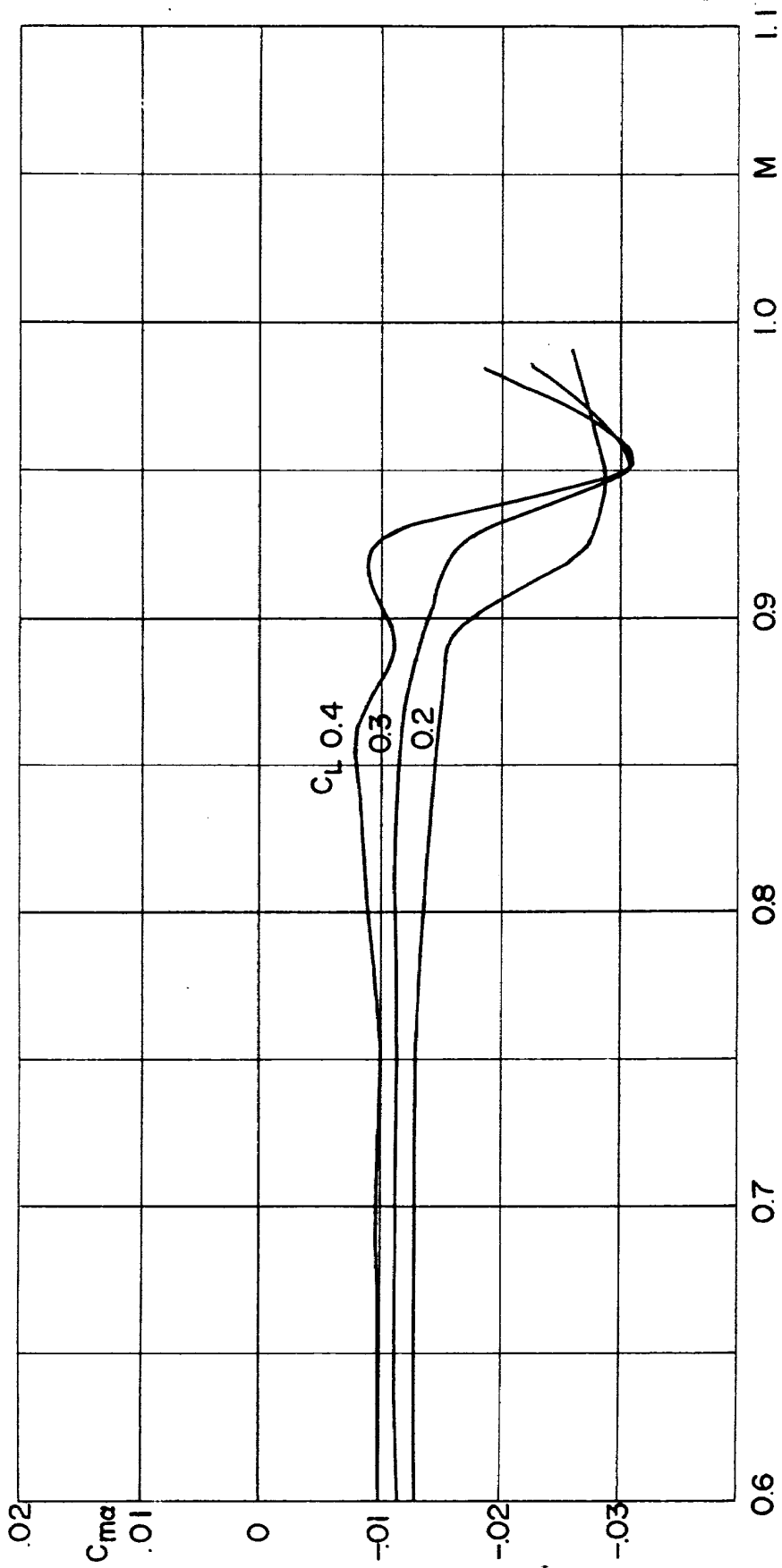


図 12

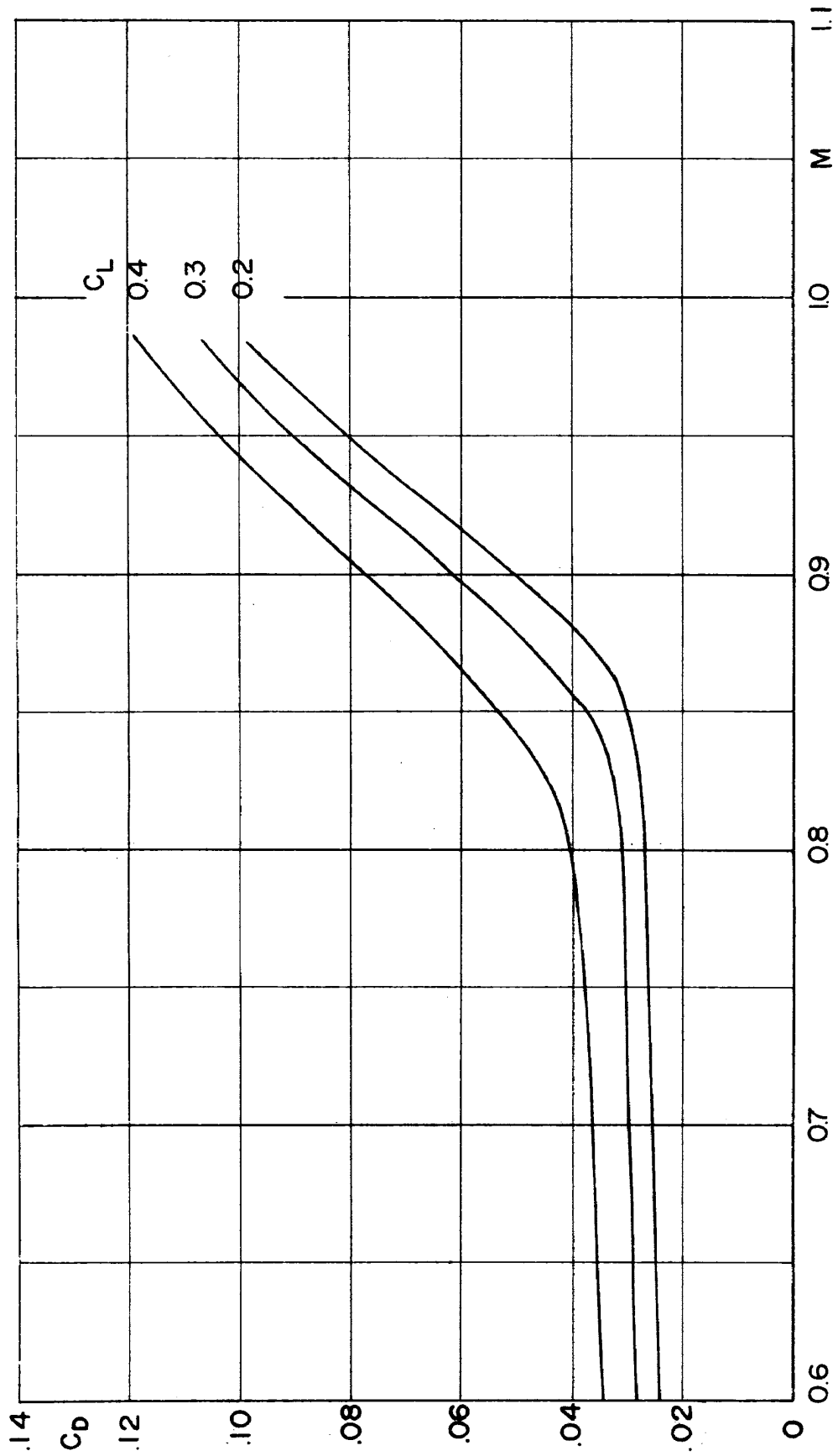


図 13 (a)

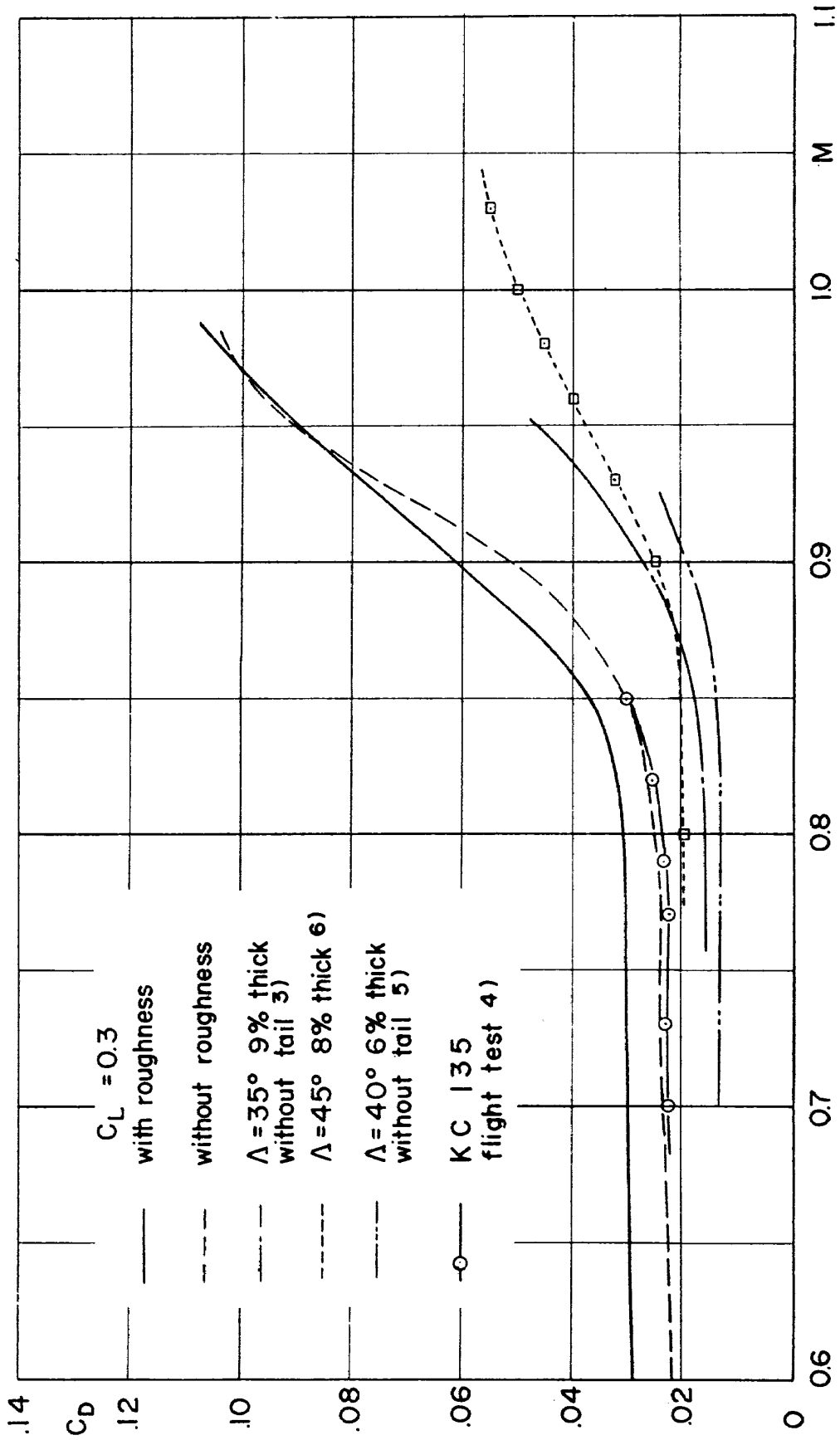


図 13 (b)

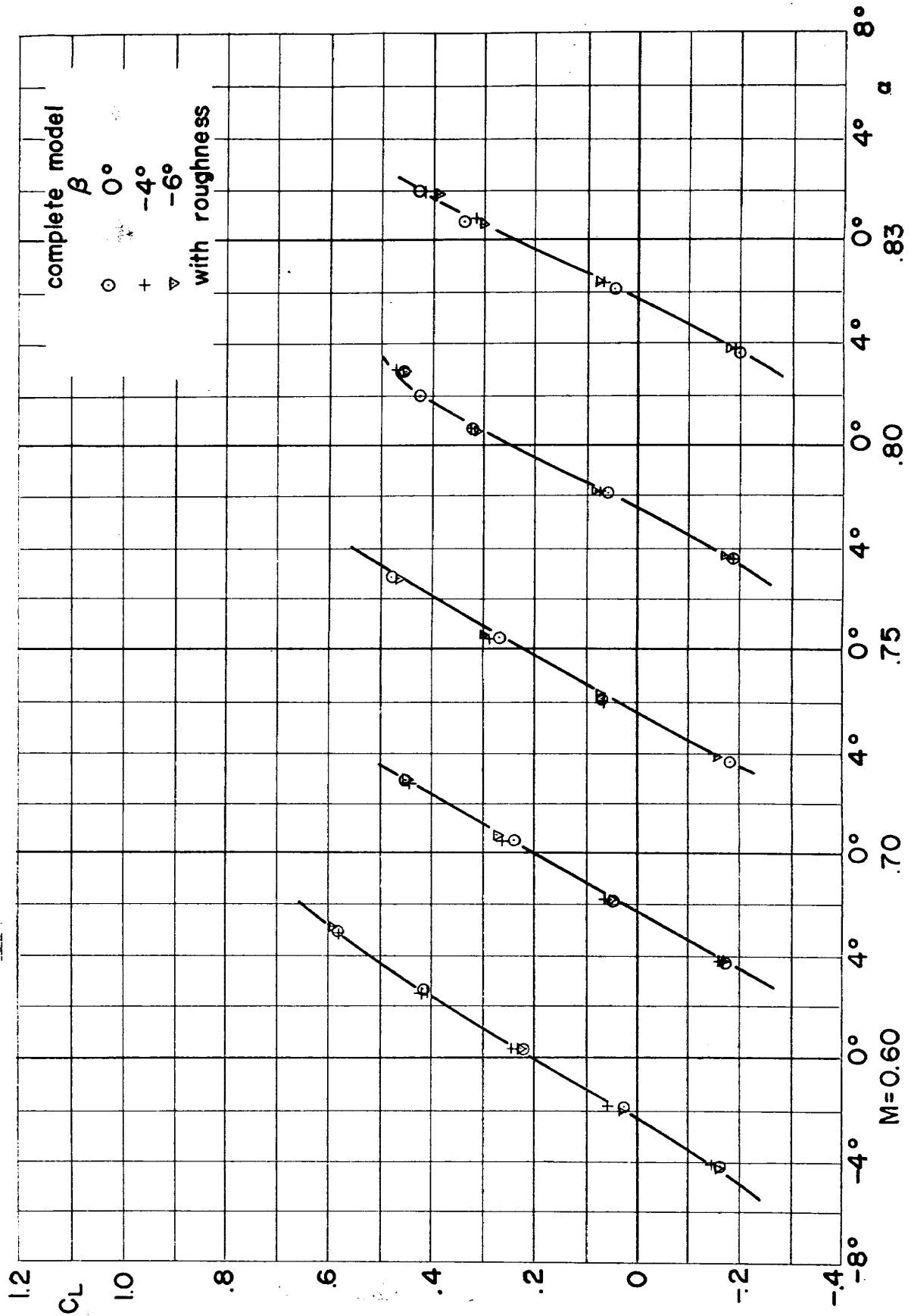


図 14 (a)

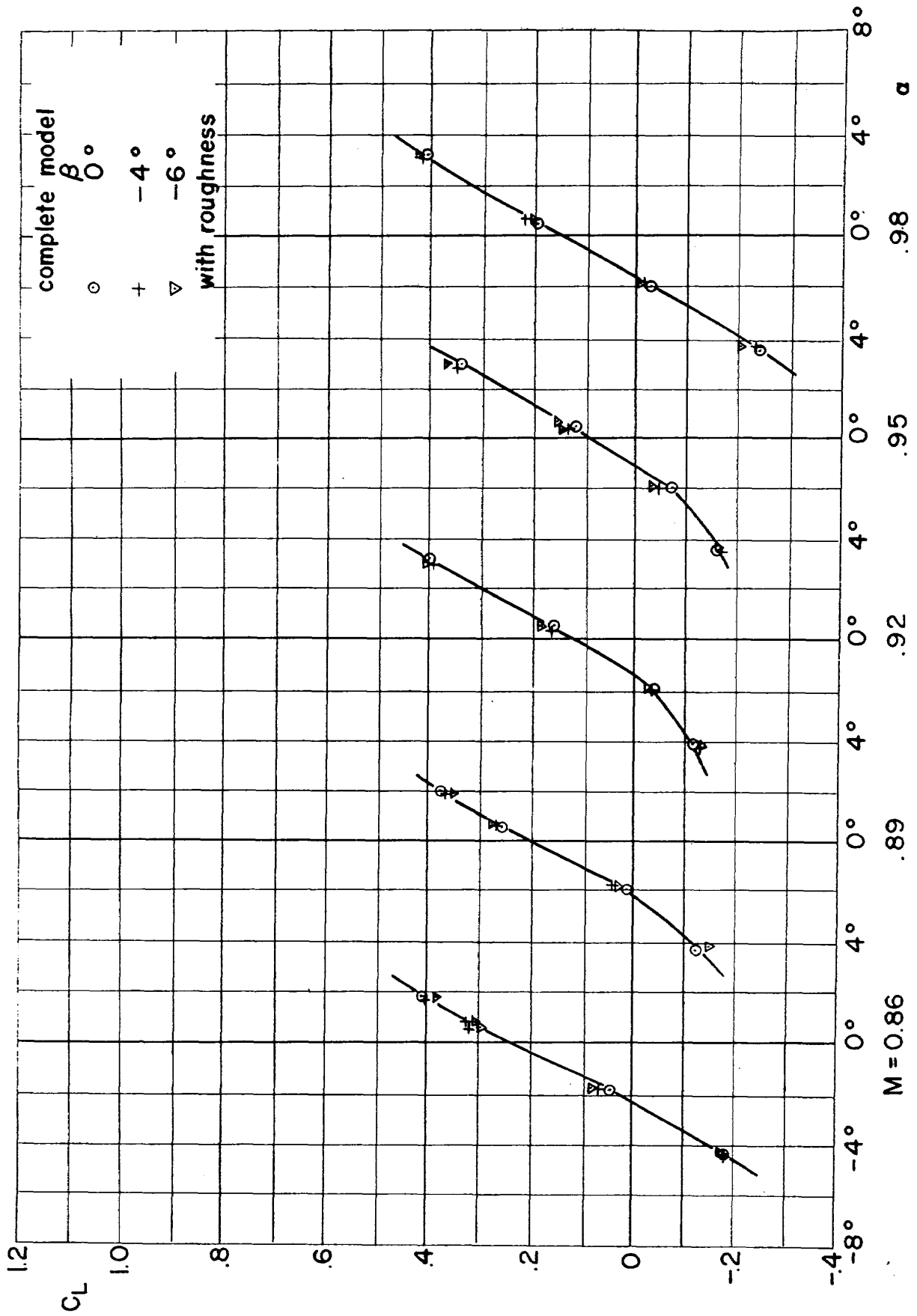


図 14 (b)

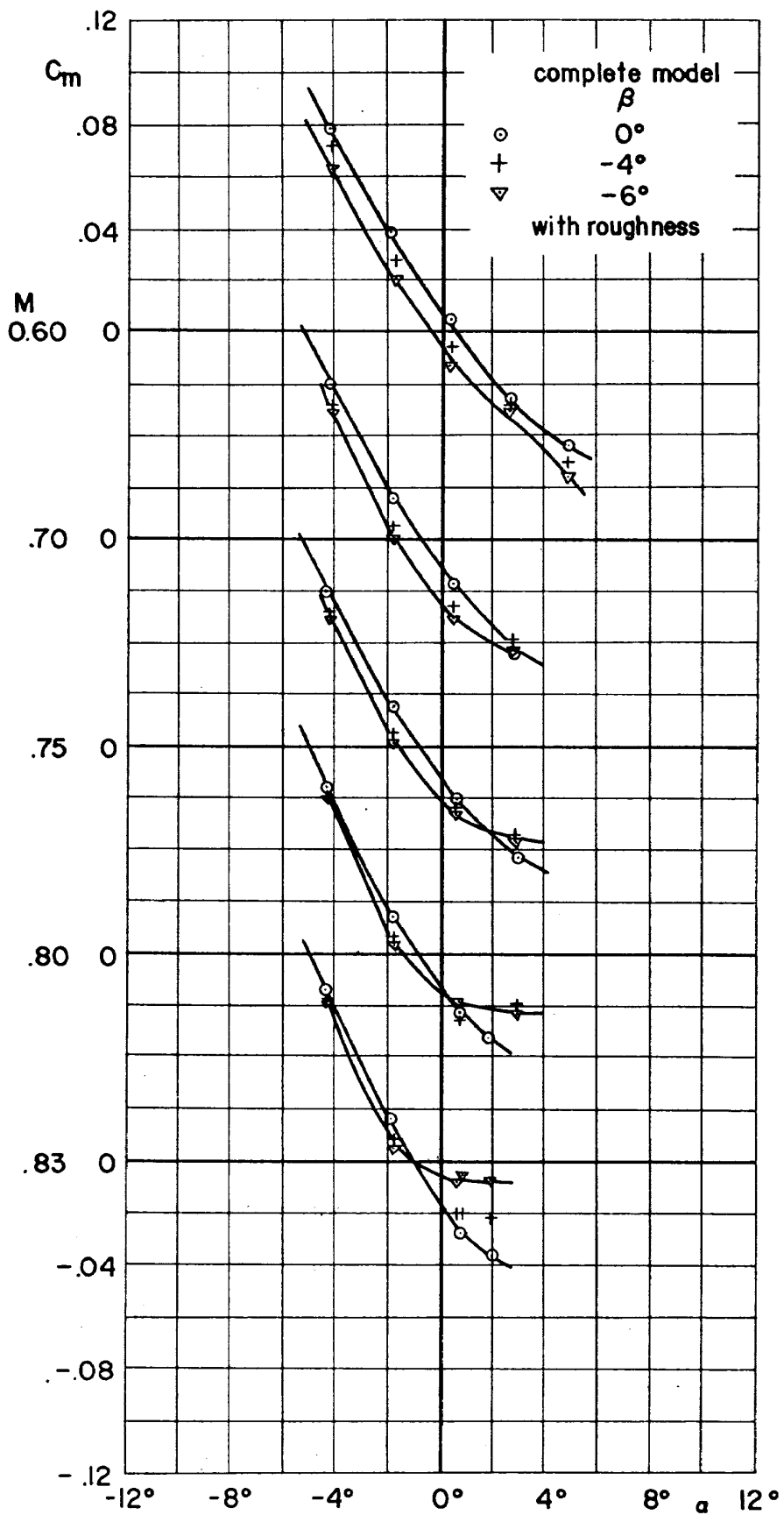


図 15 (a)

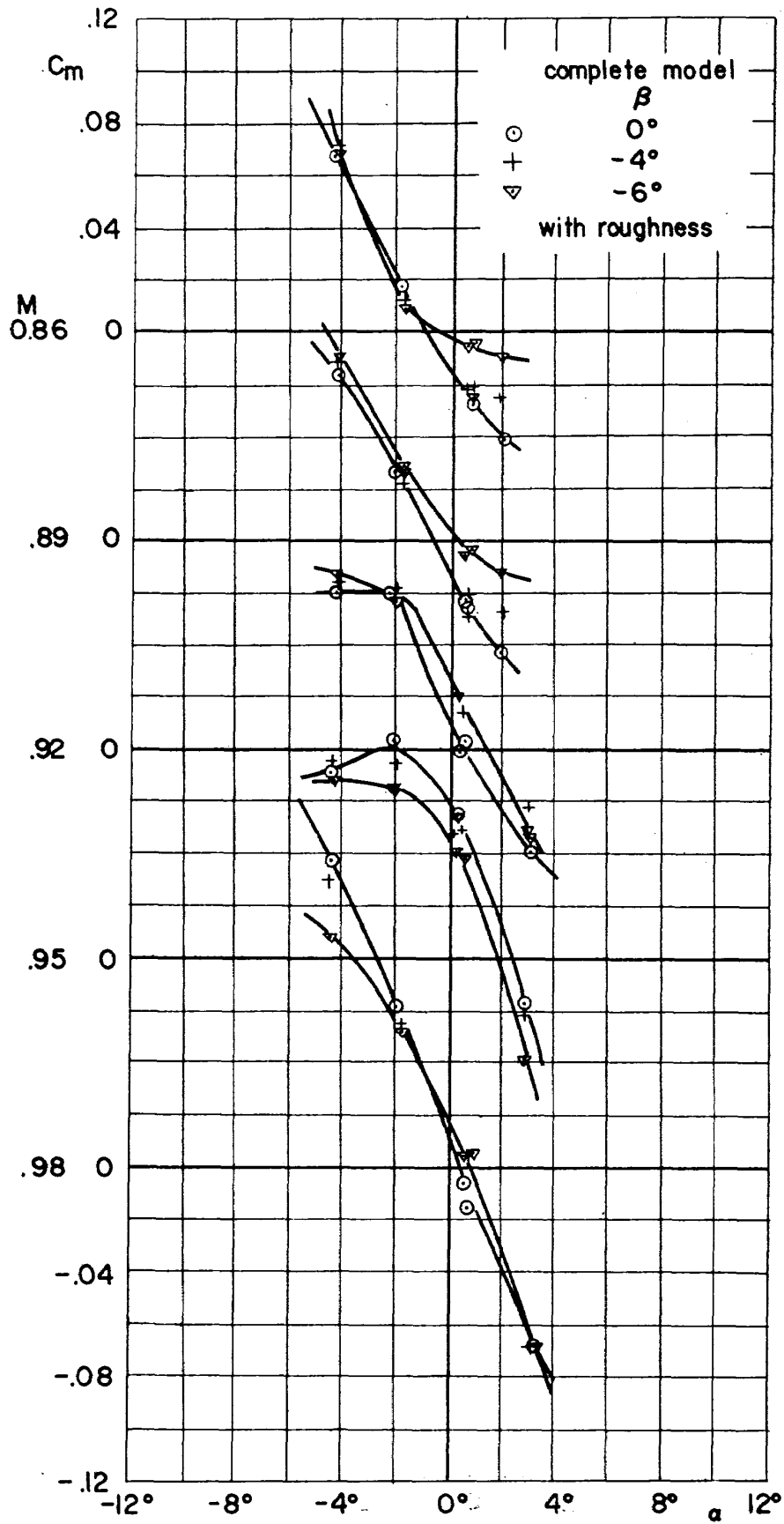


図 15 (b)

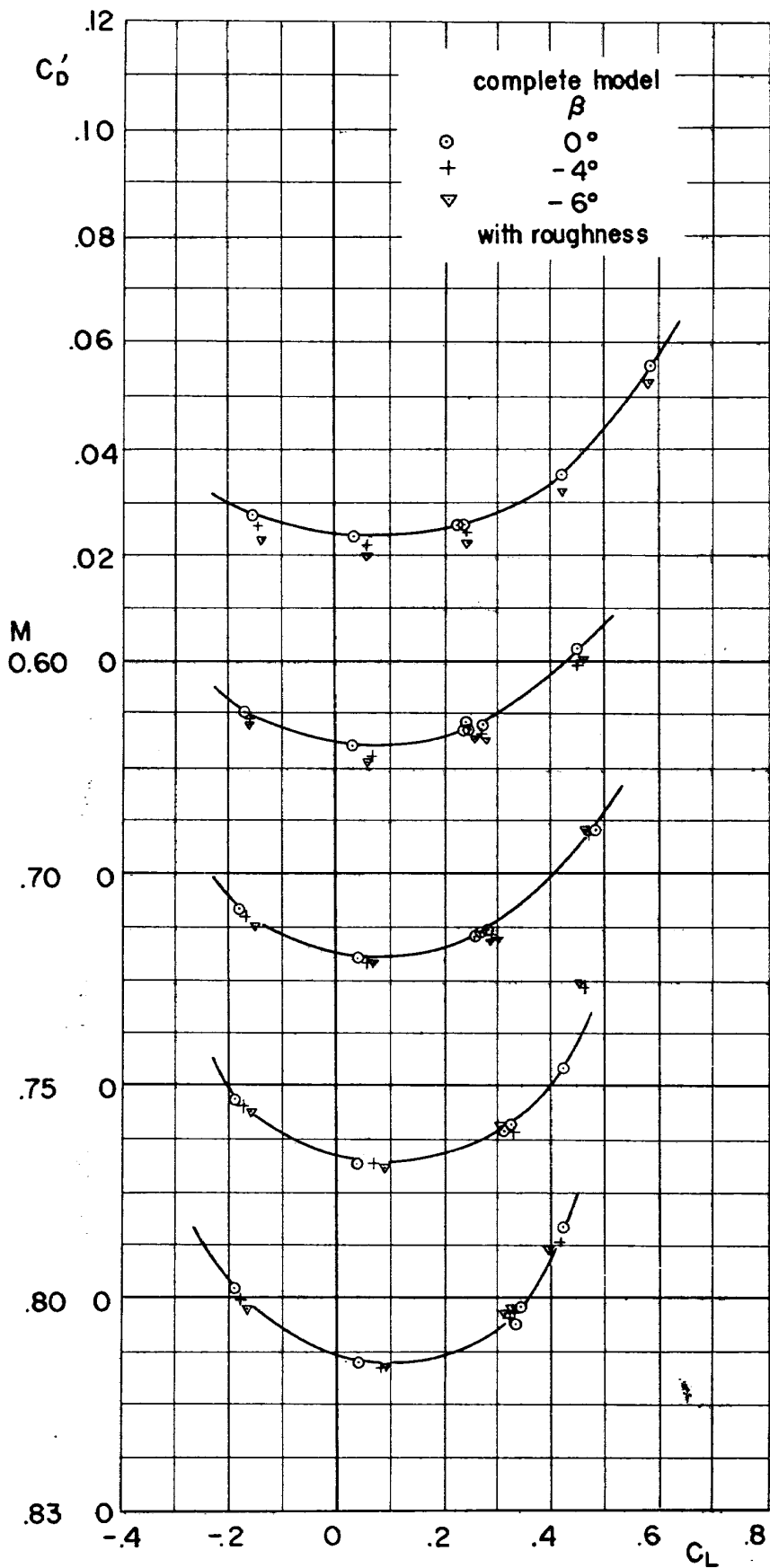
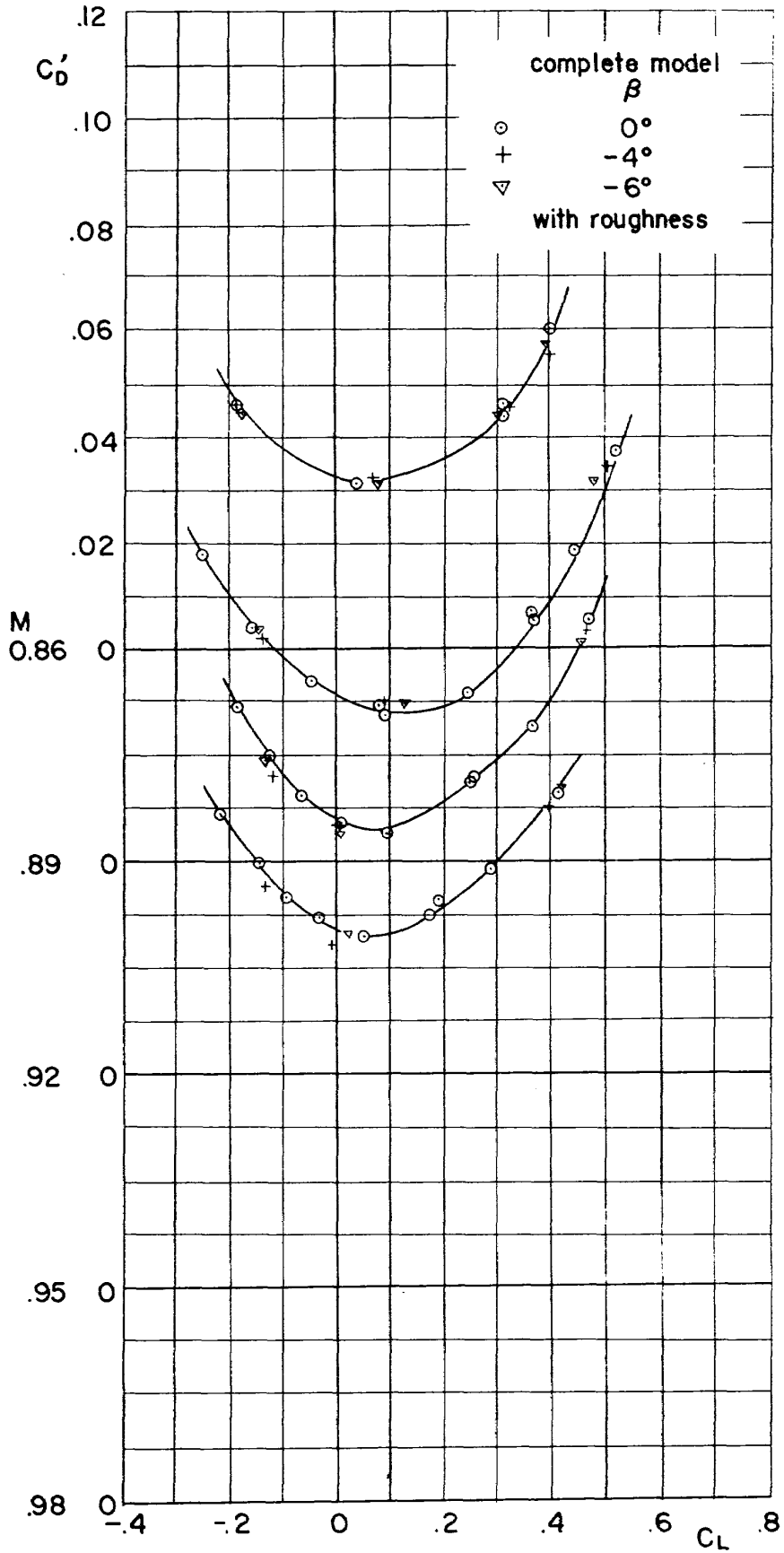


図 16 (a)



⊠ 16 (b)

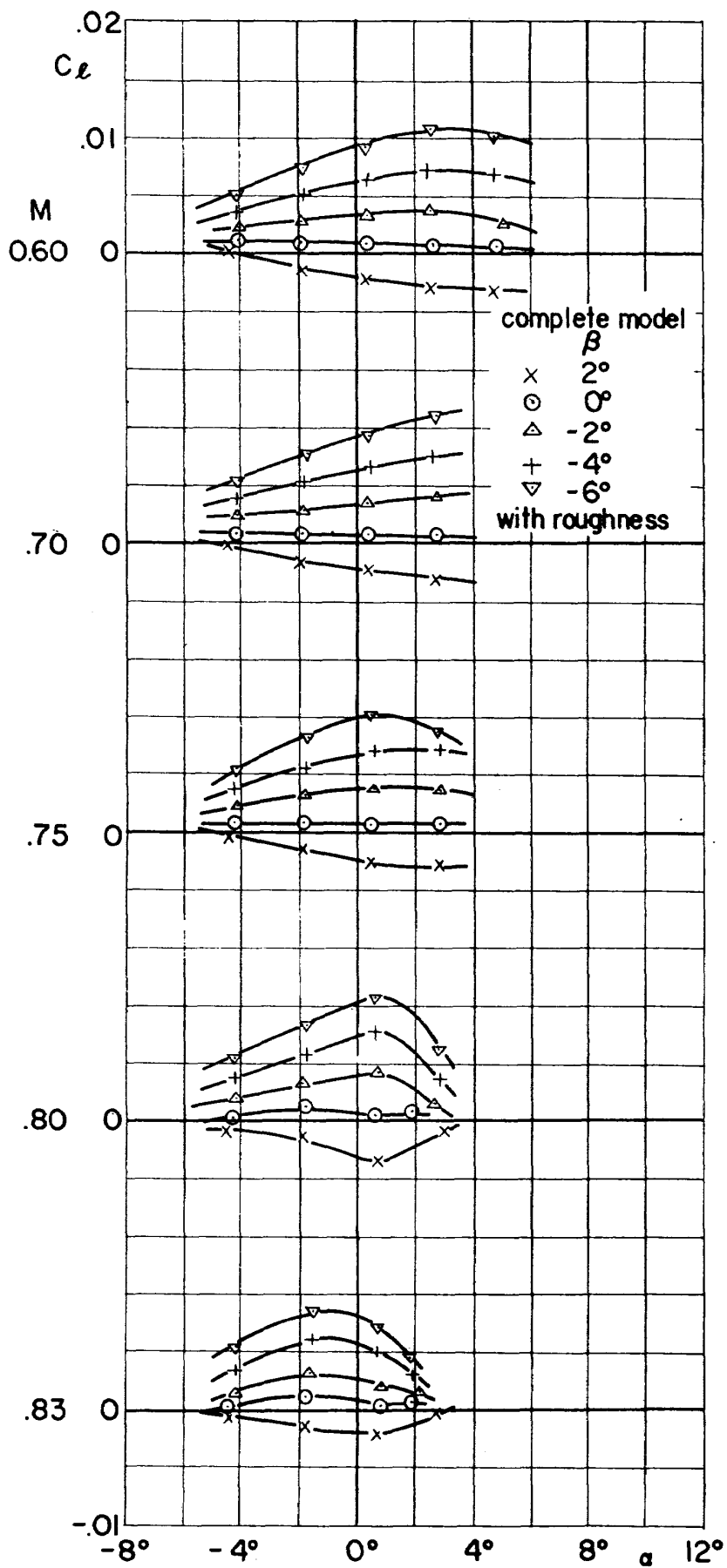


図 17 (a)

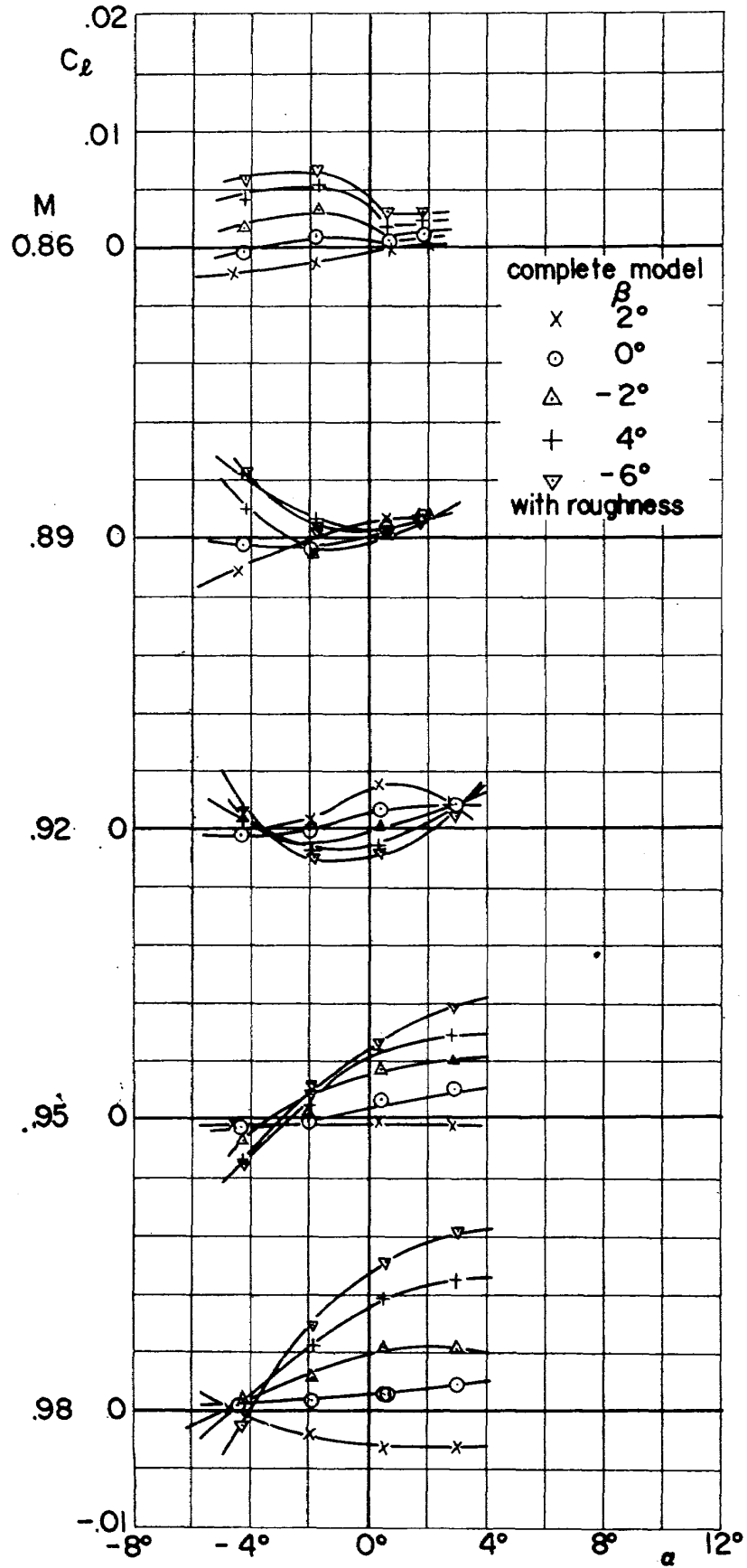


図 17 (b)

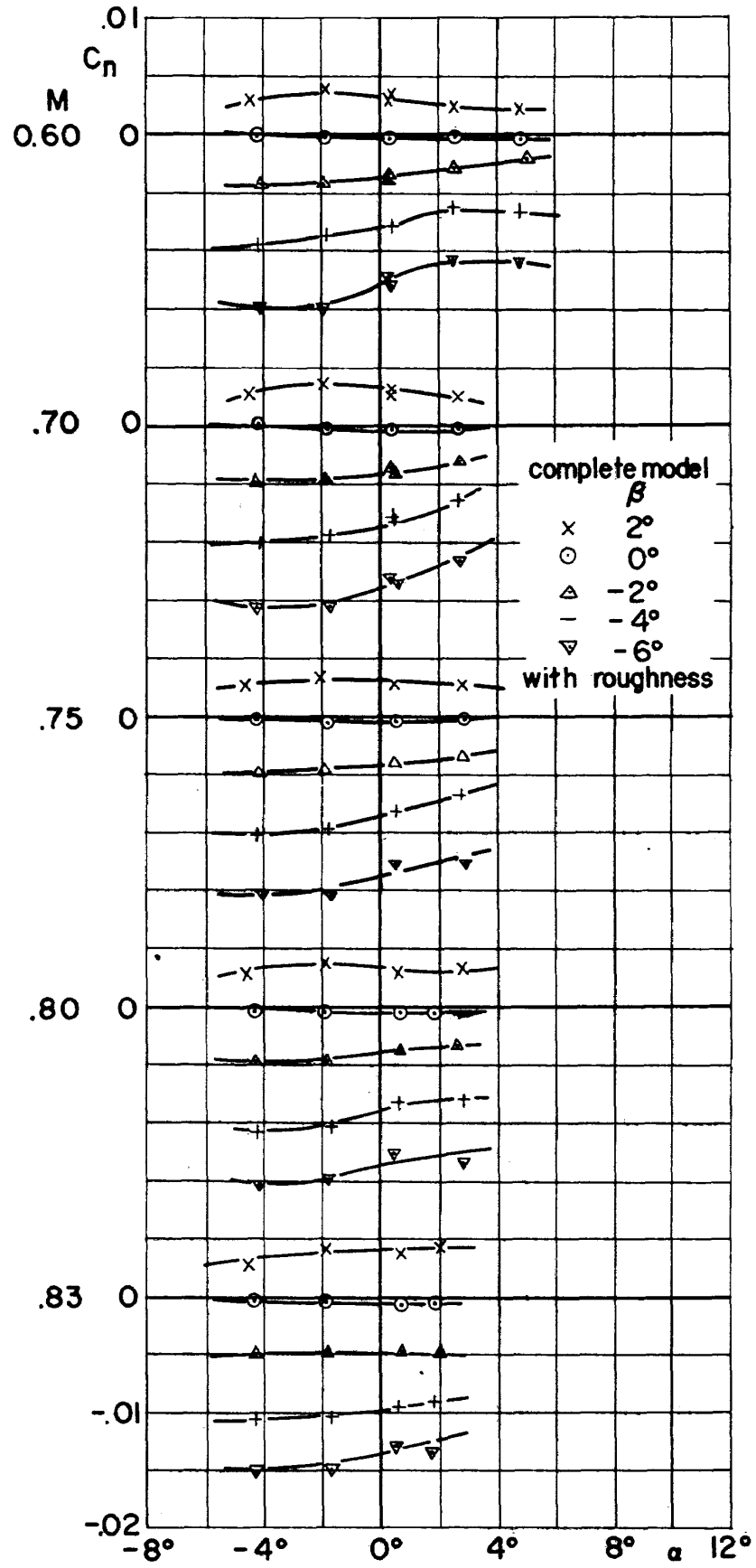


図 18 (a)

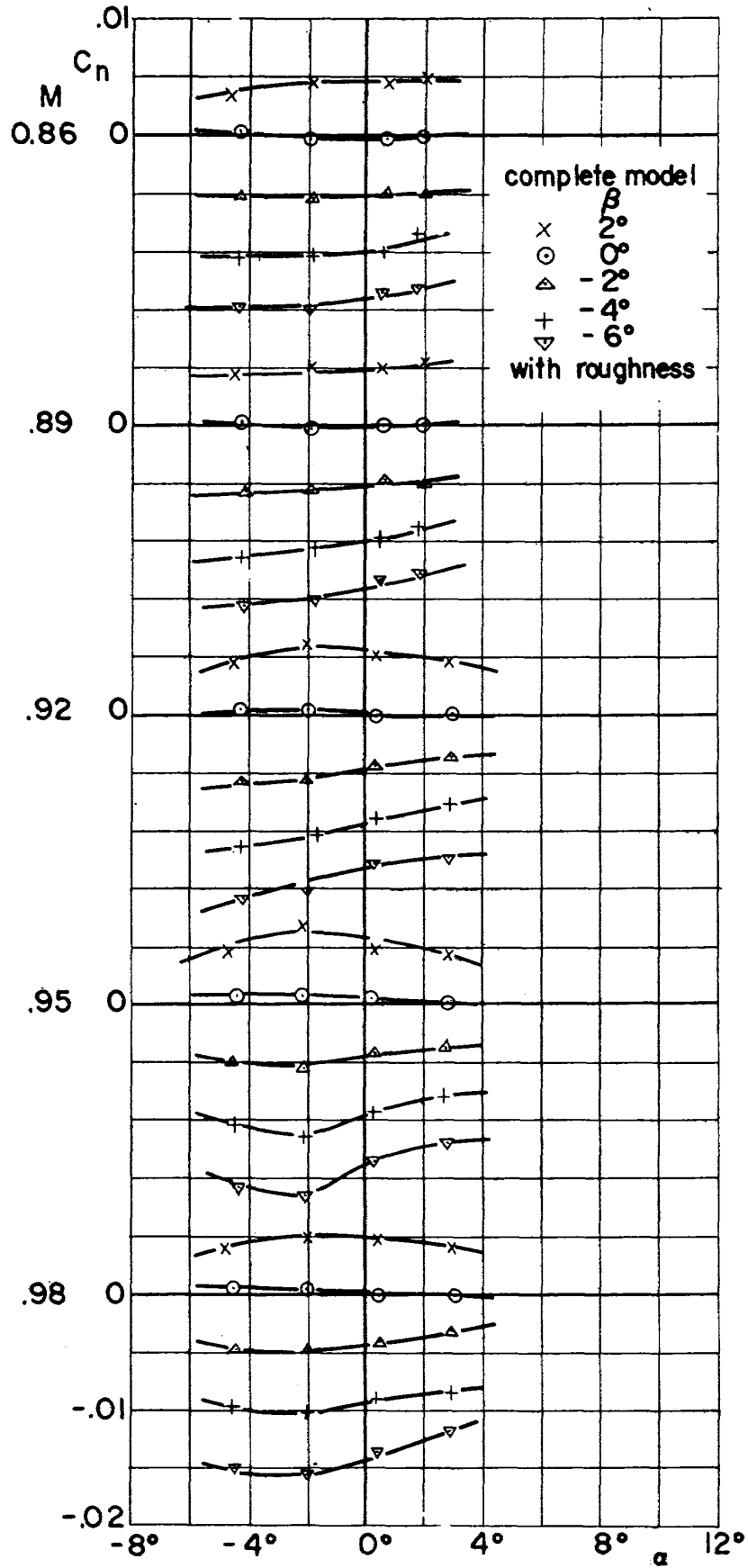


図 18 (b)

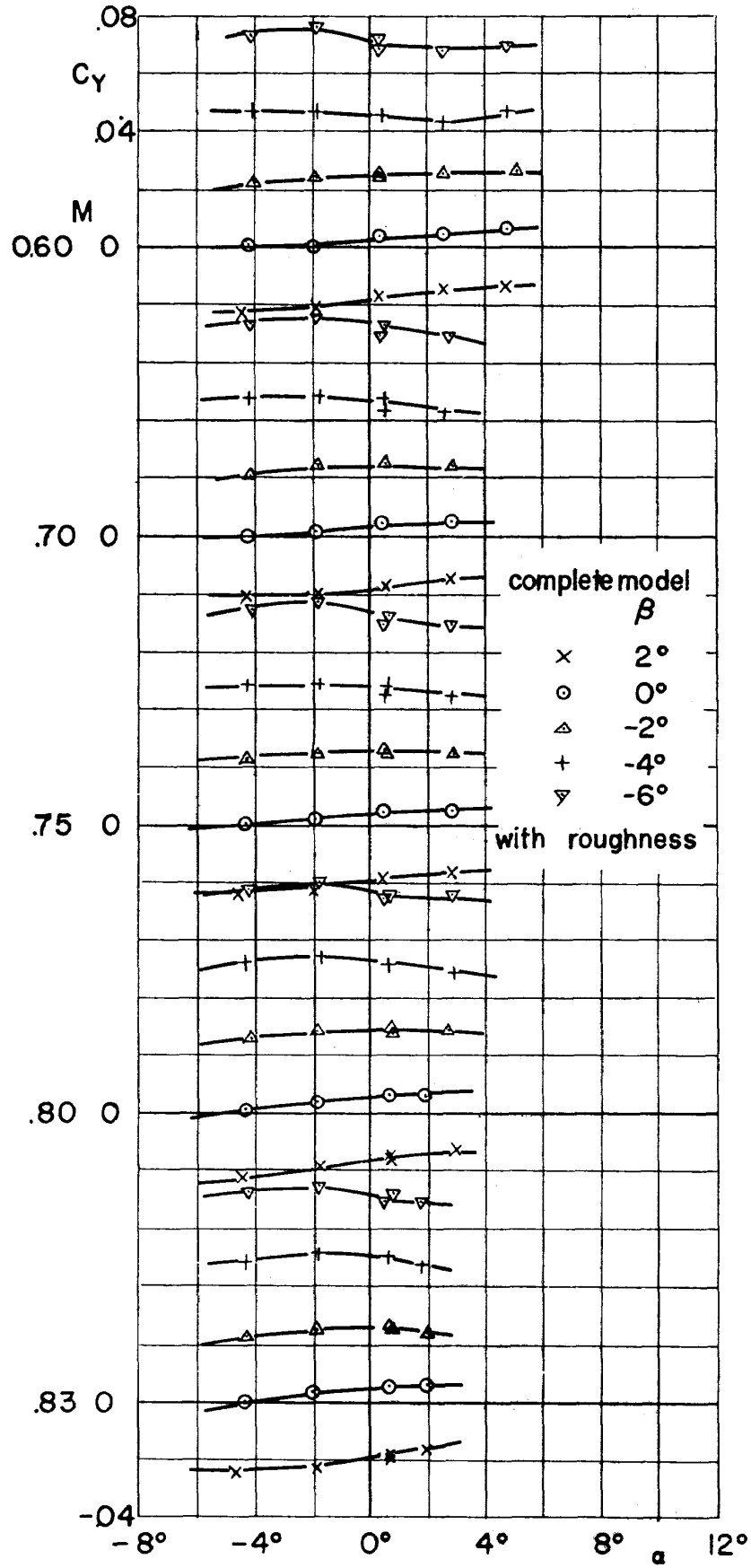


図 19 (a)

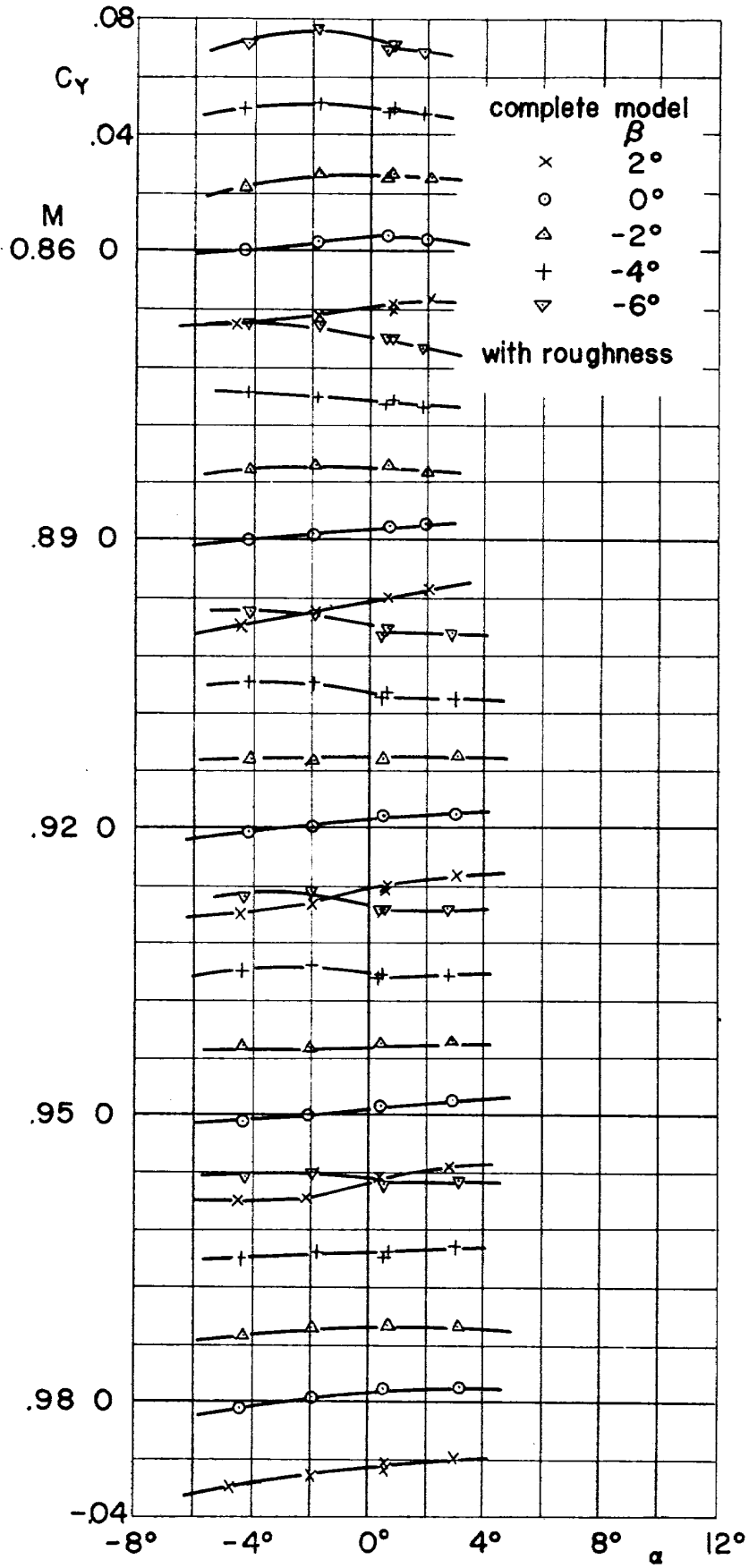


図 19 (b)

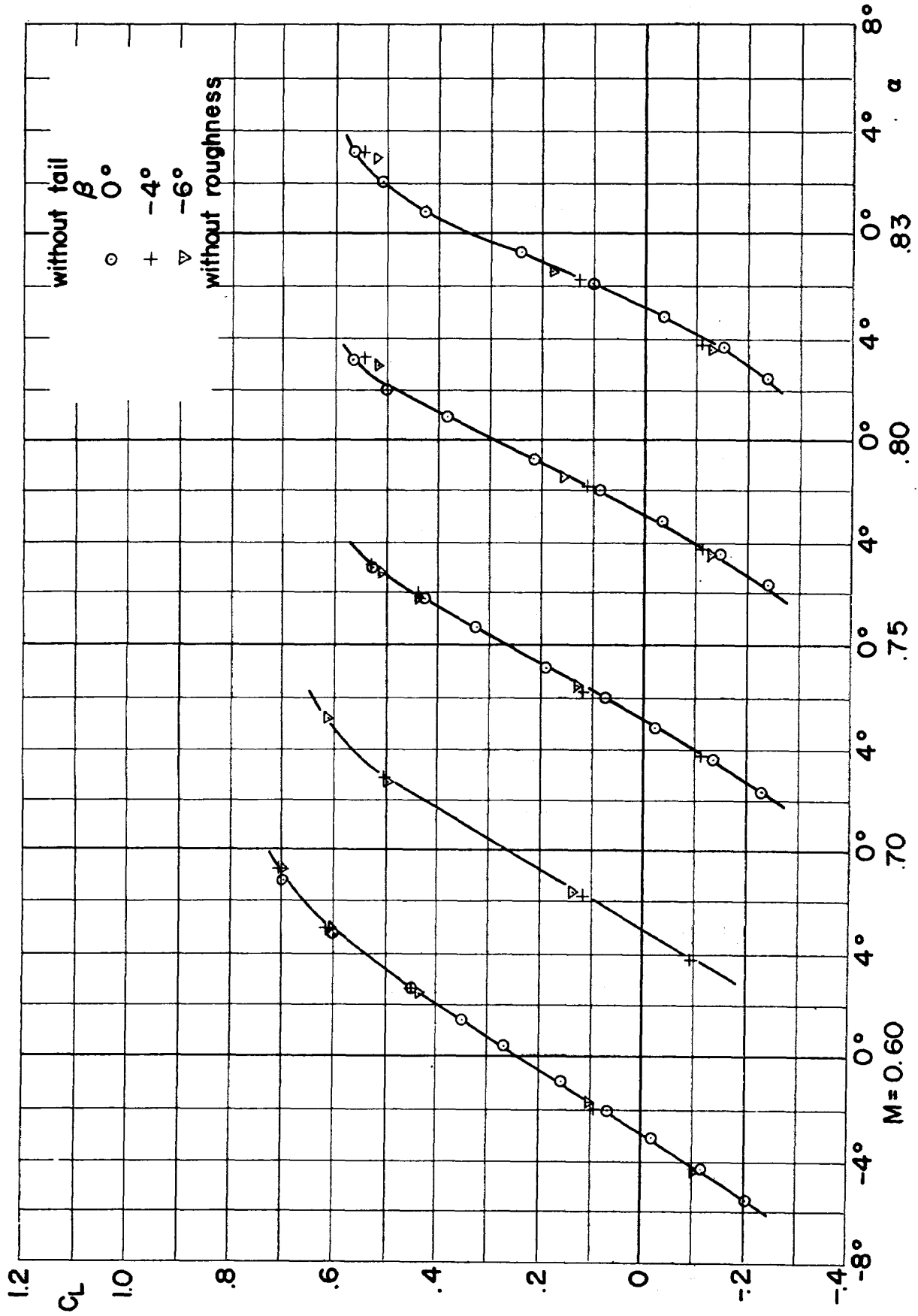


図 20 (a)

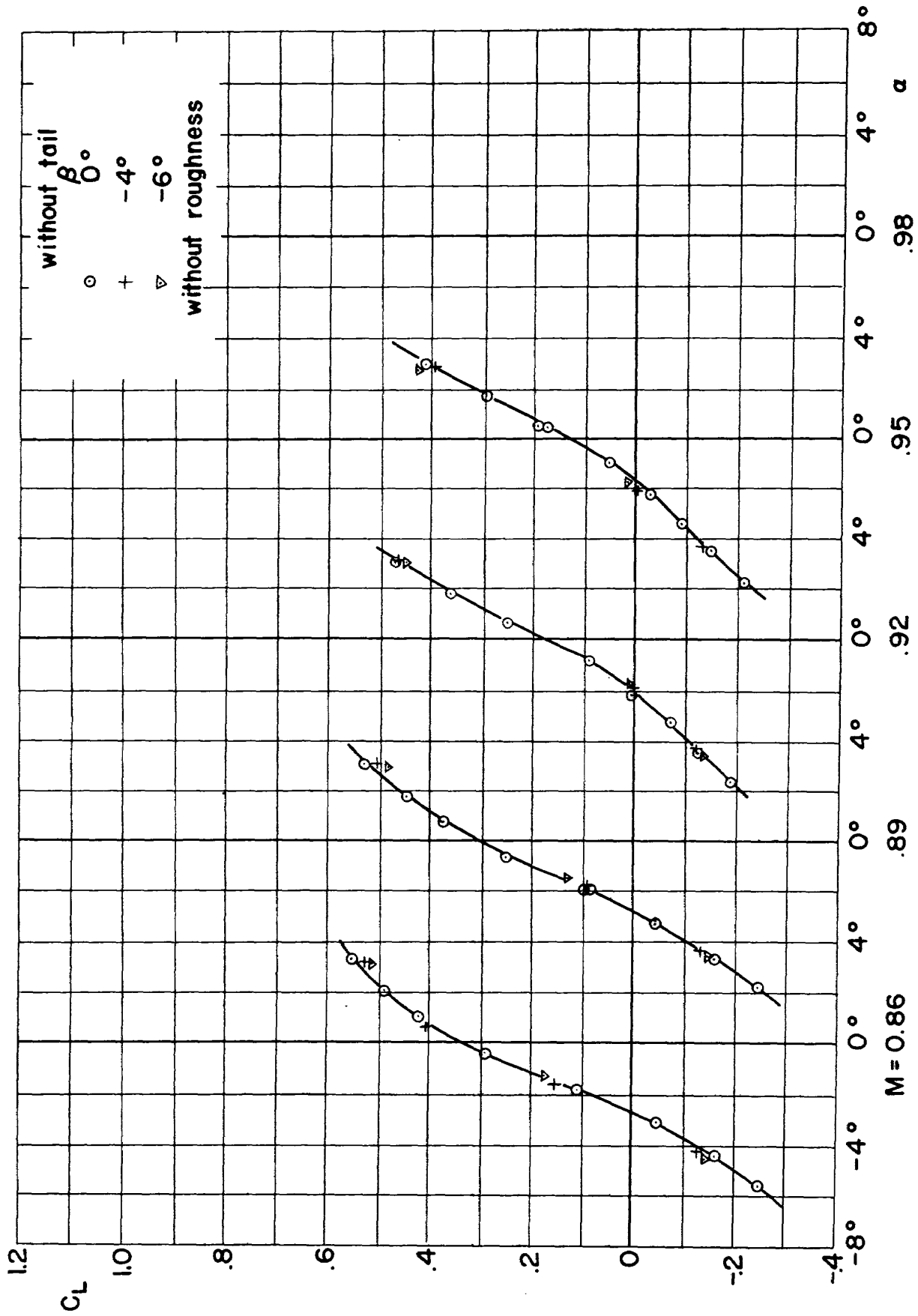


図 20 (b)

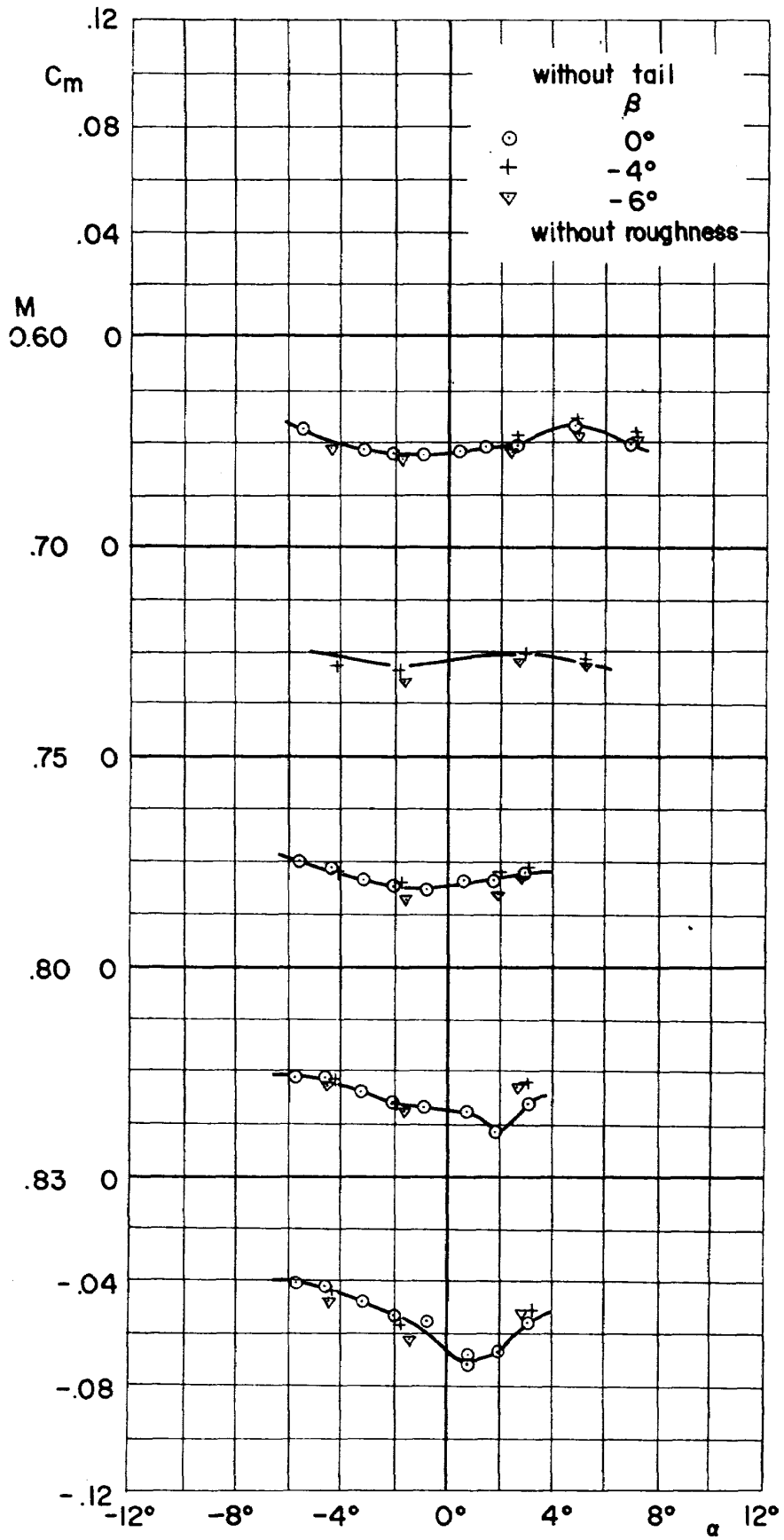


図 21 (a)

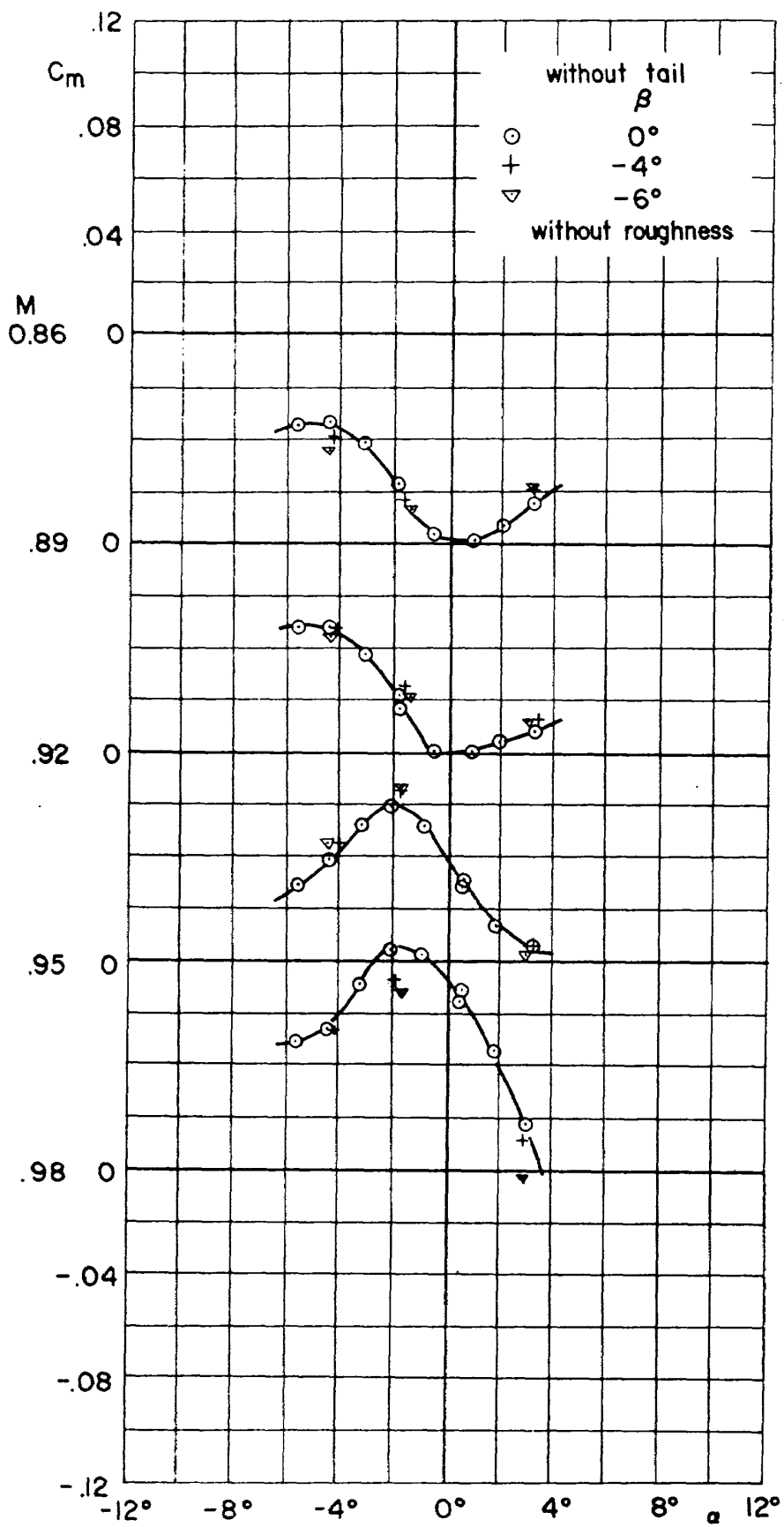


図 21 (b)

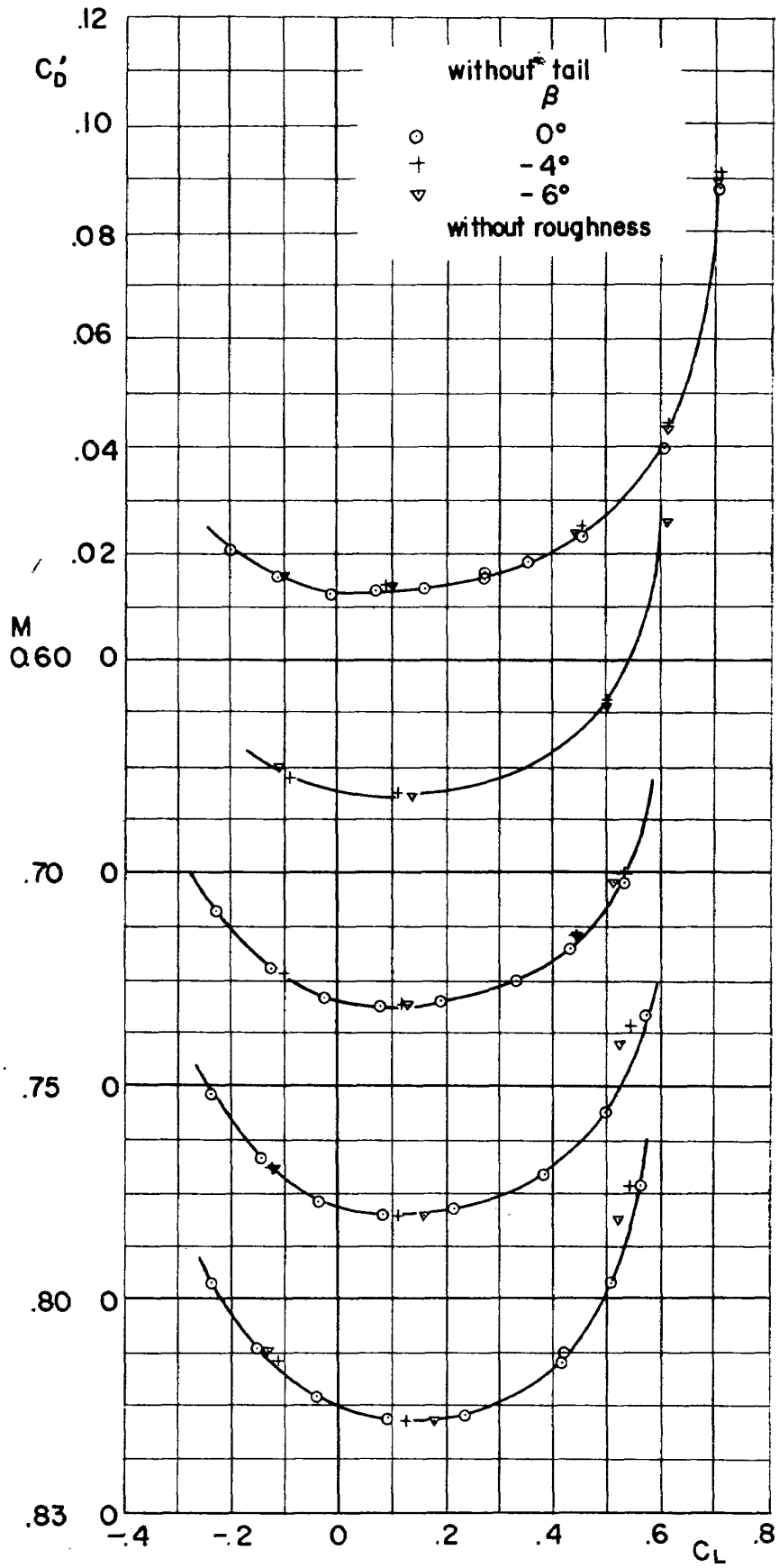


図 22 (a)

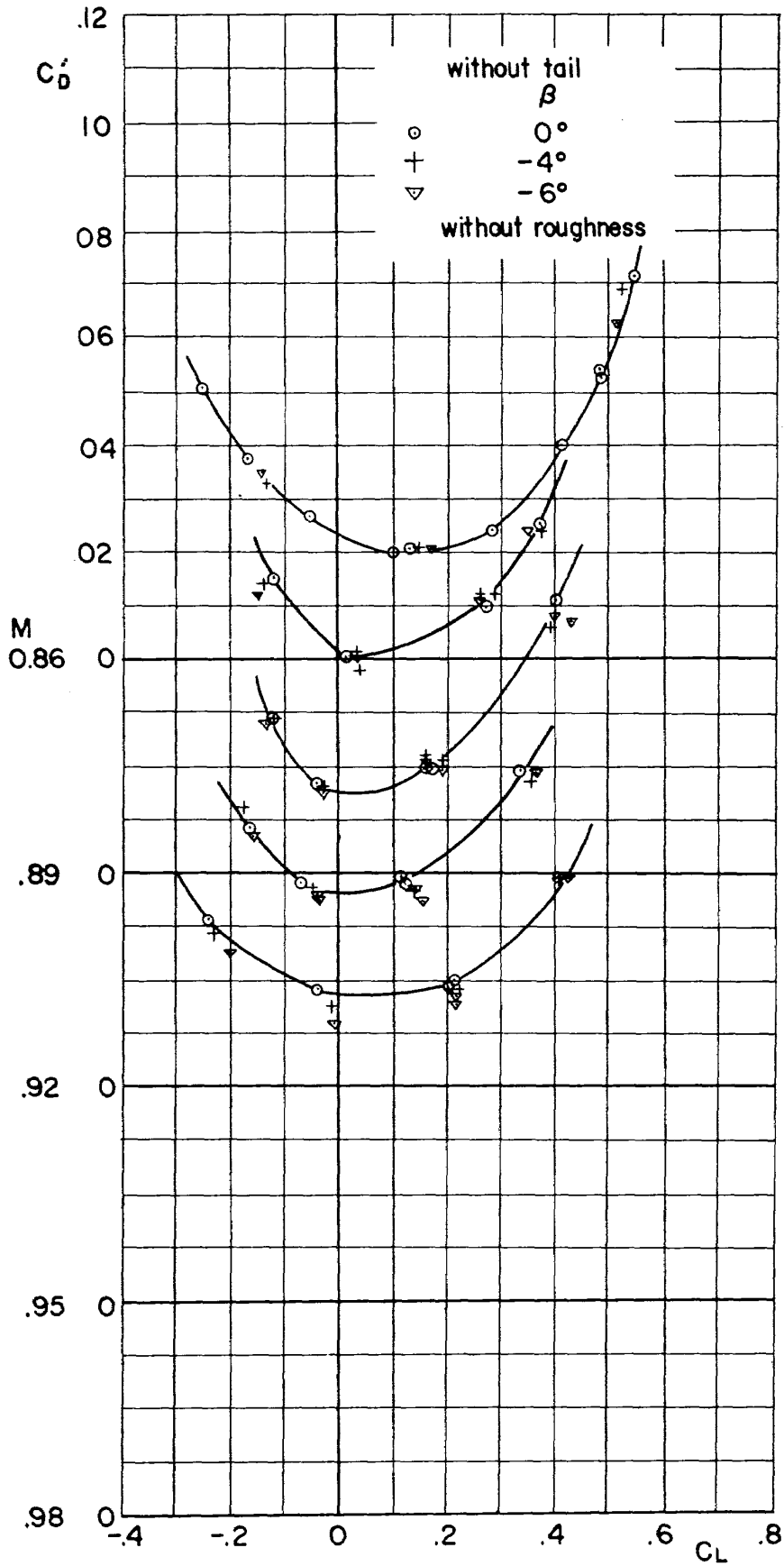


図 22 (b)

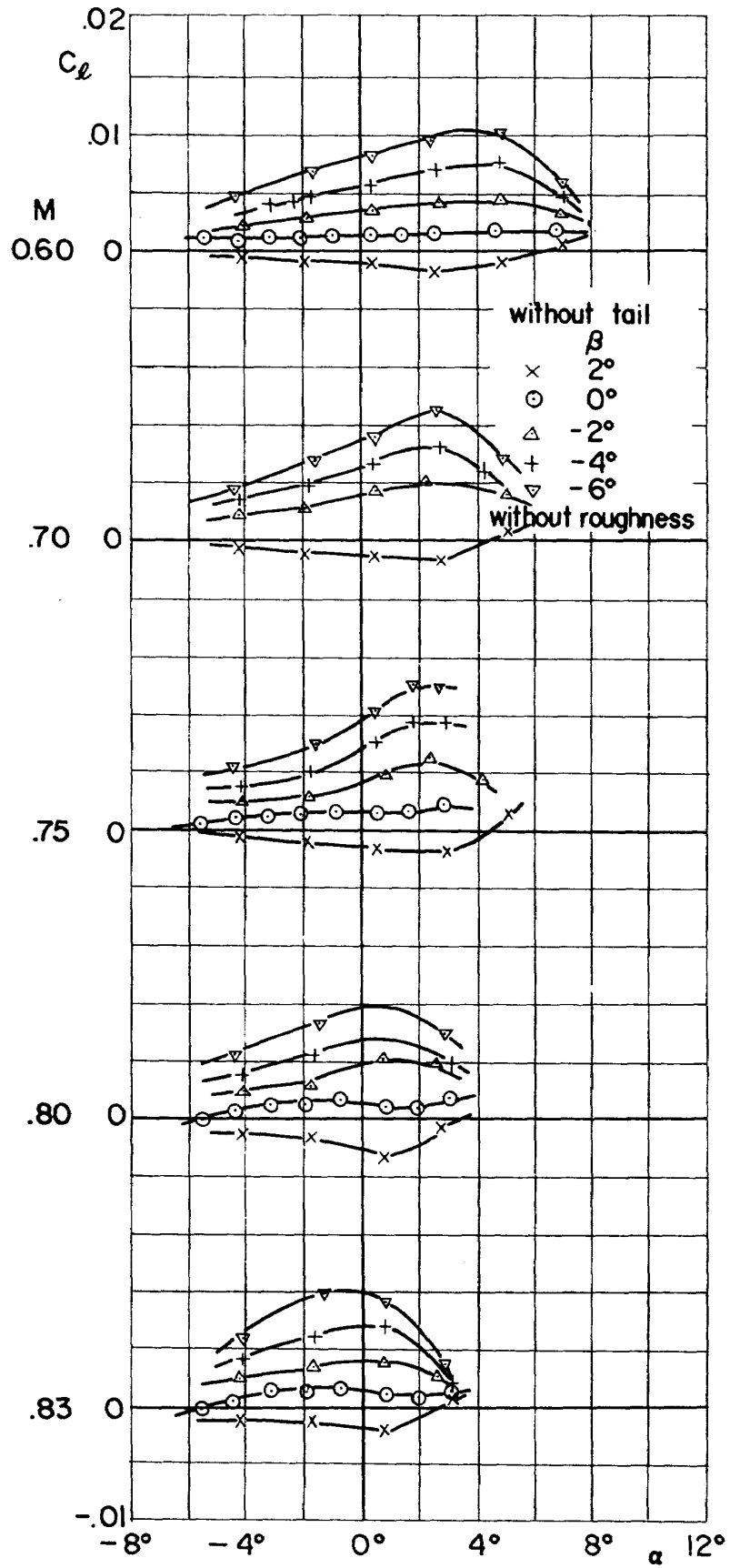


図 23 (a)

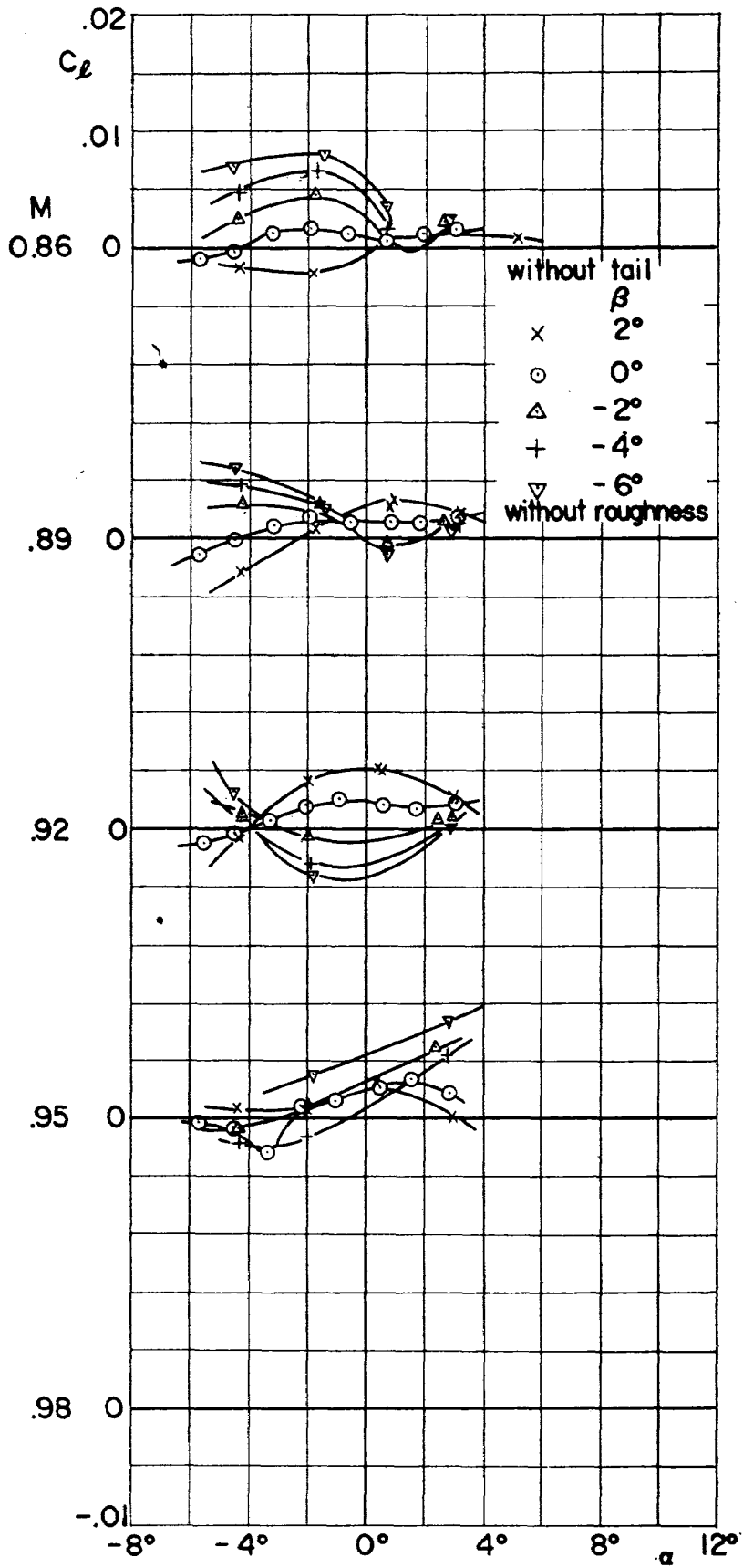


図 23 (b)

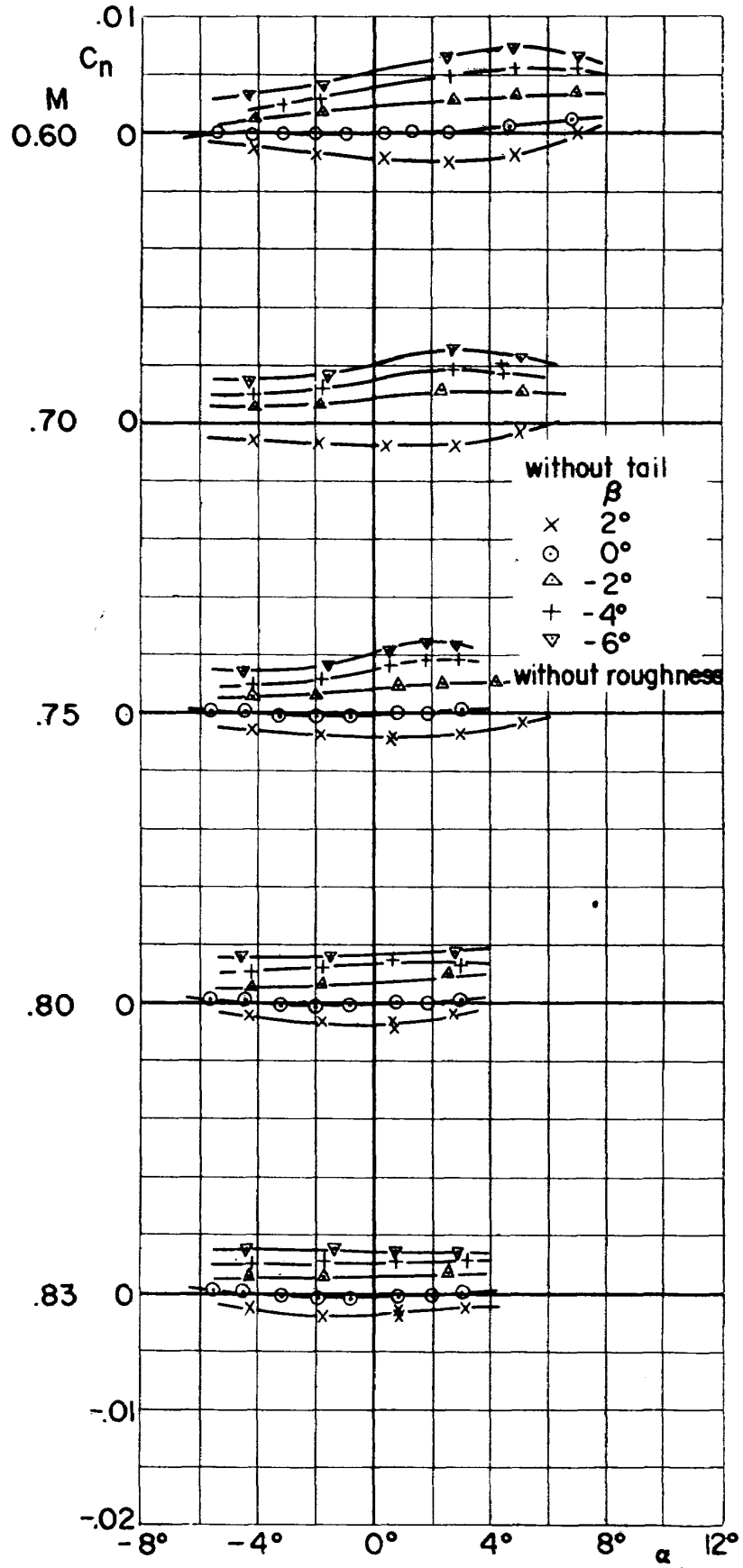


図 24 (a)

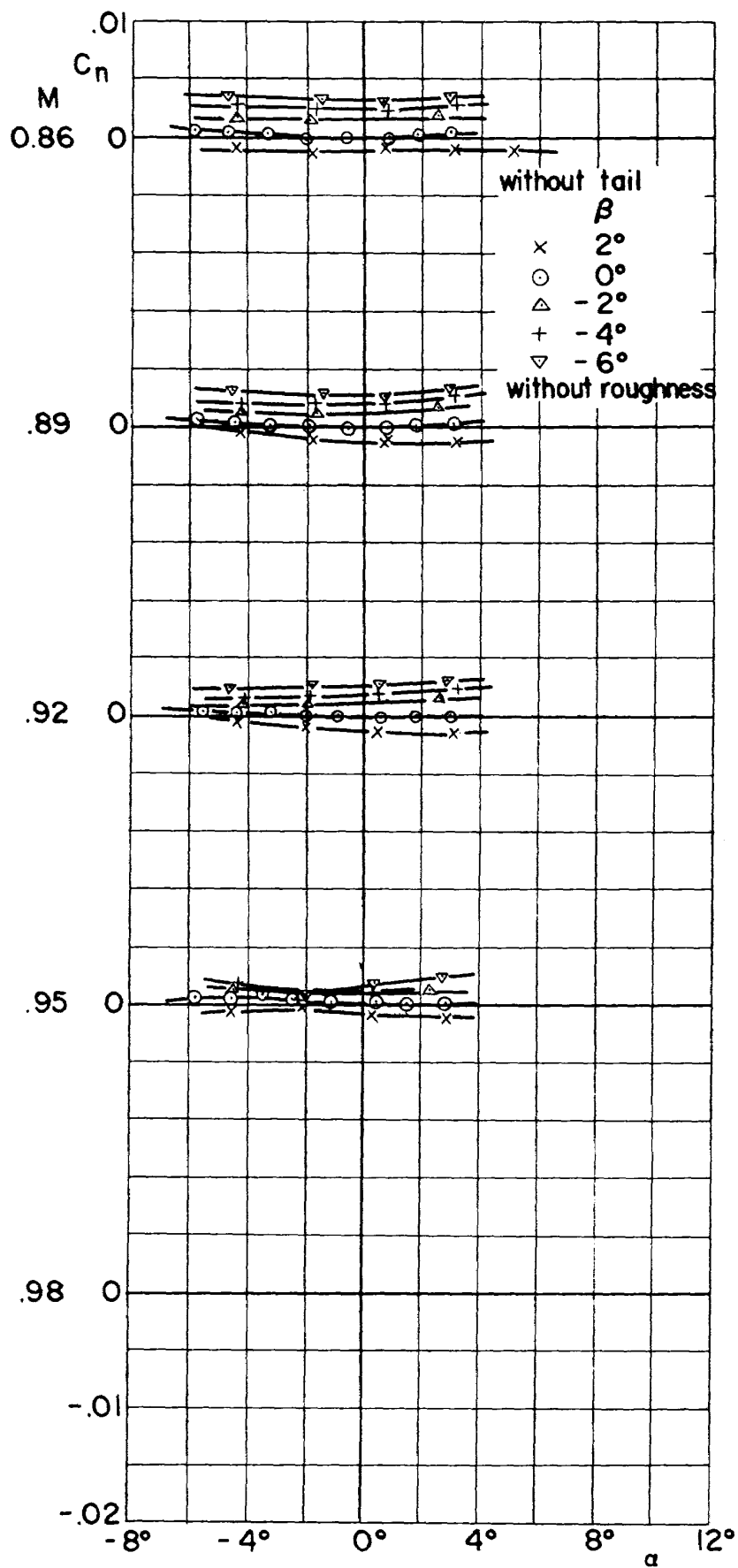


図 24 (b)

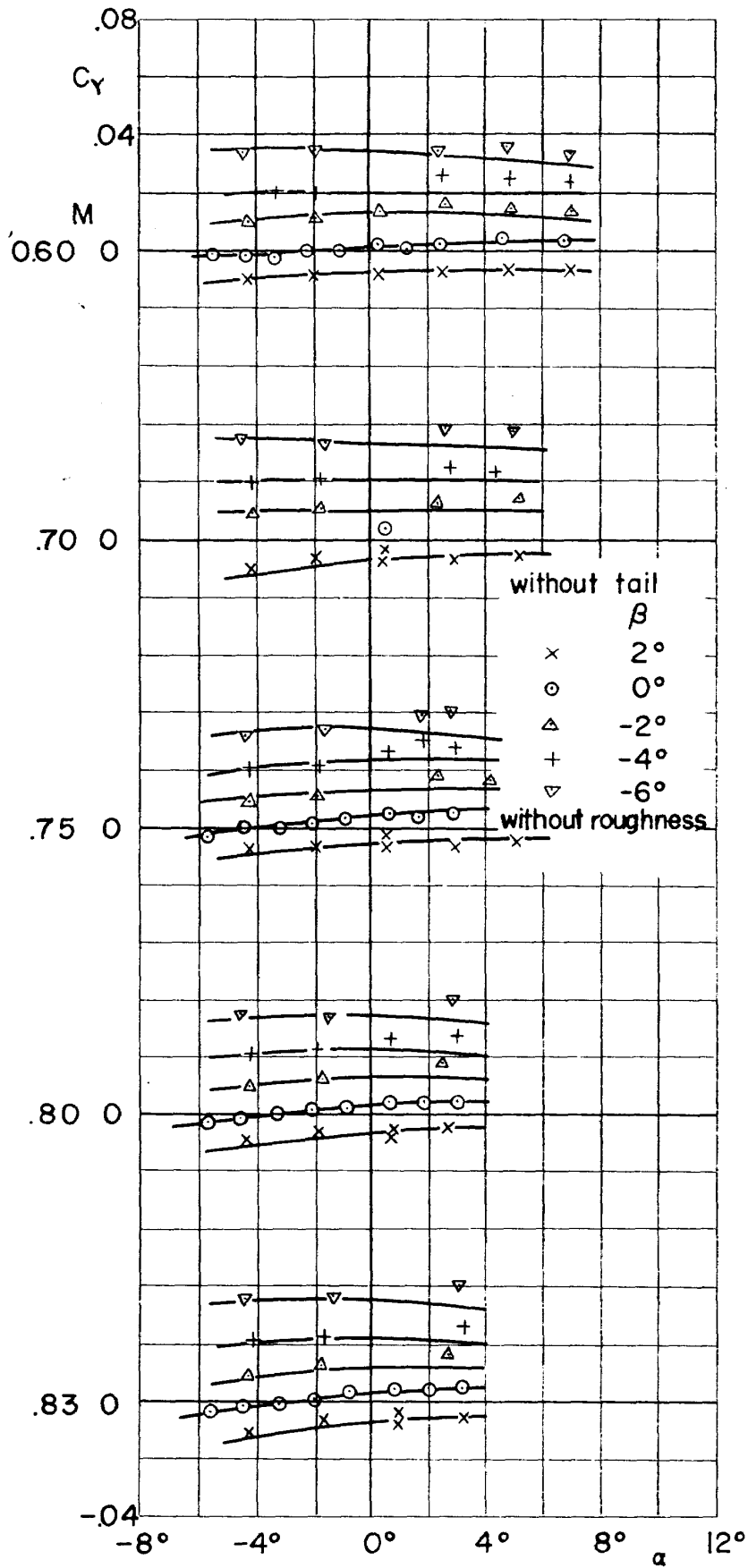


図 25 (a)

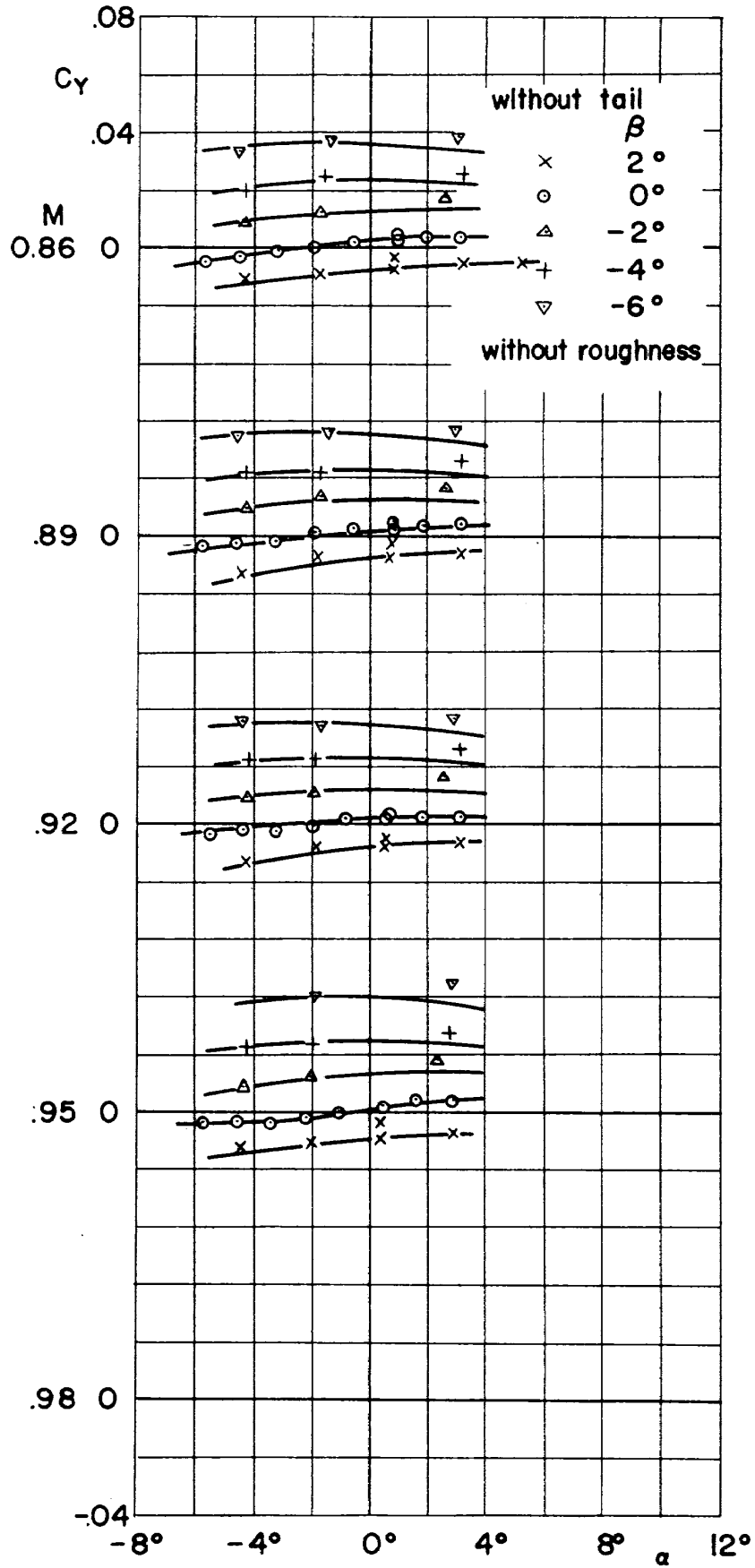


図 25 (b)

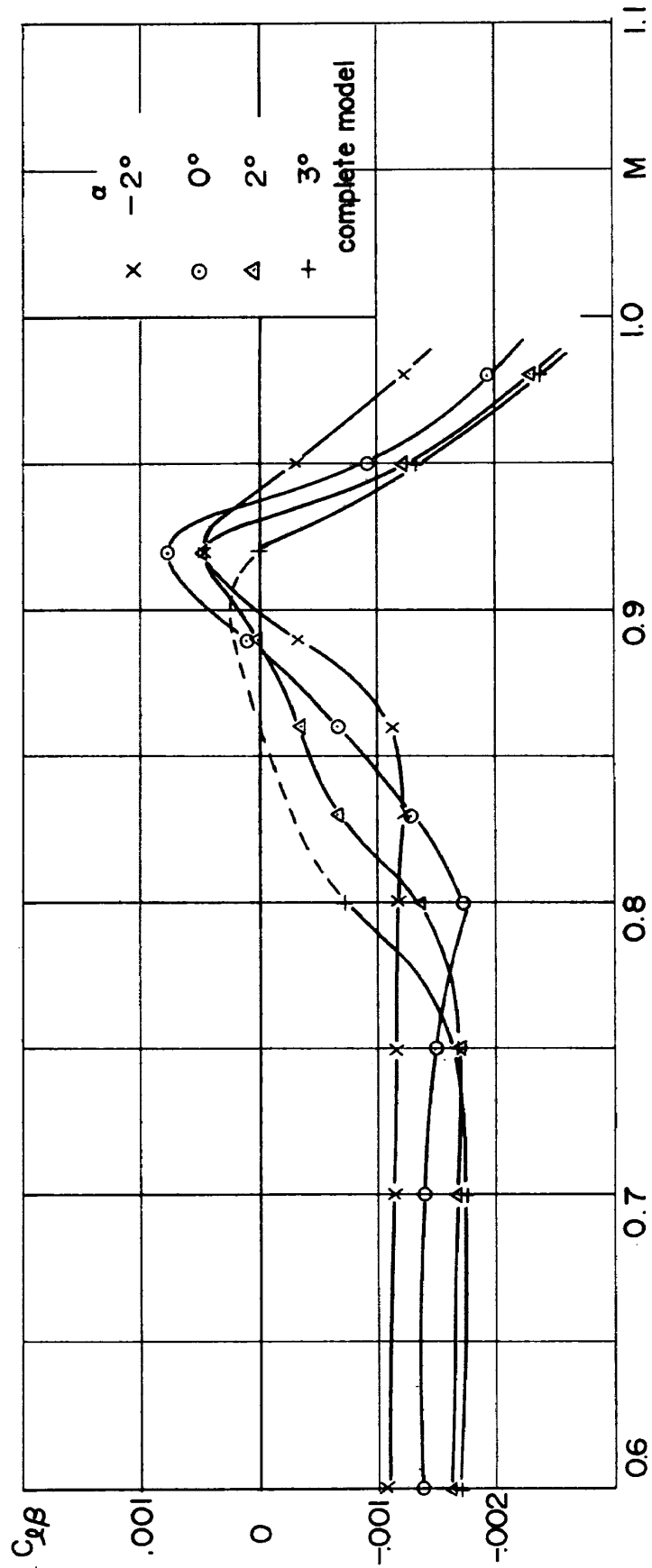


図 26 (a)

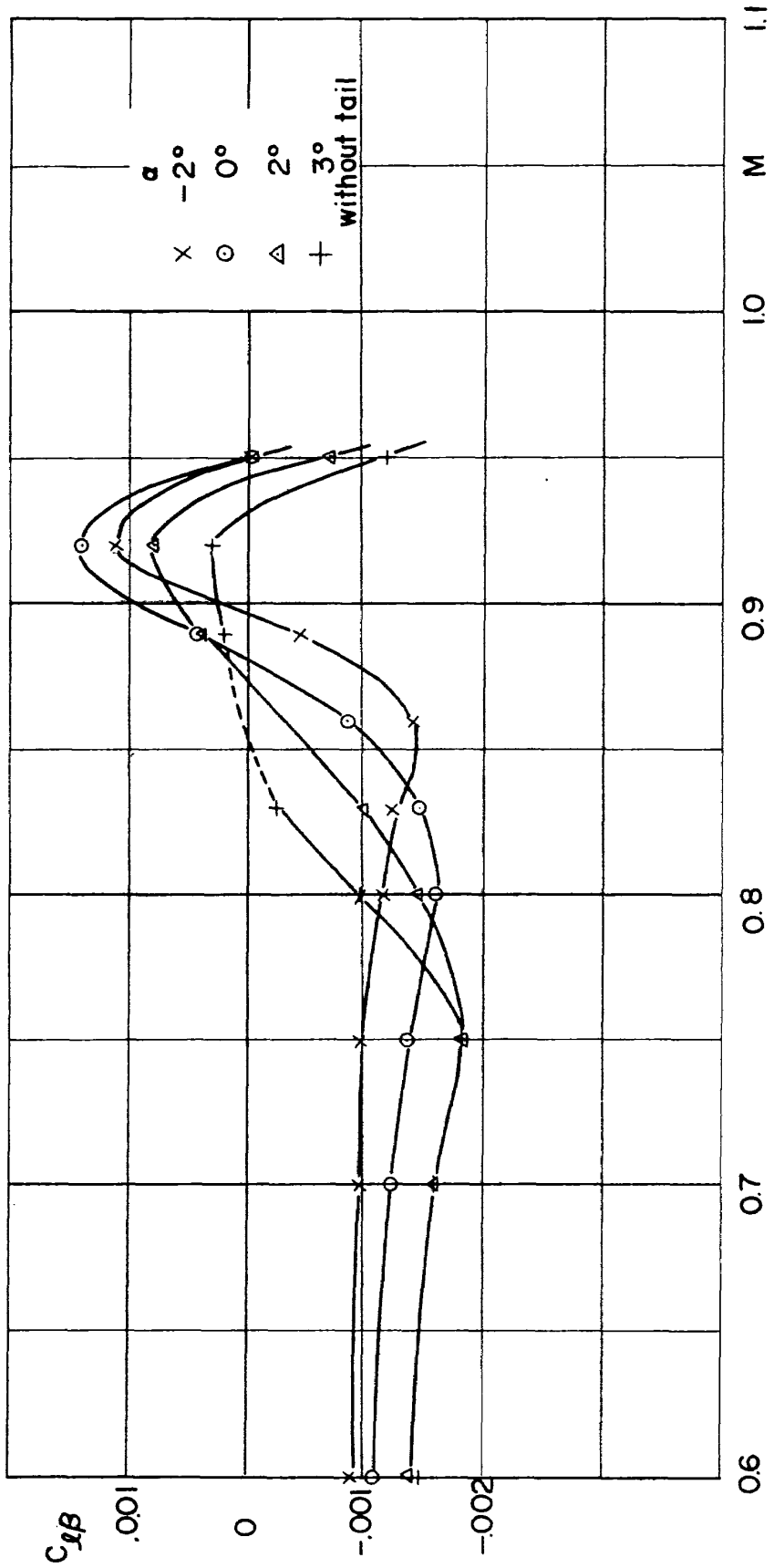


図 26 (b)

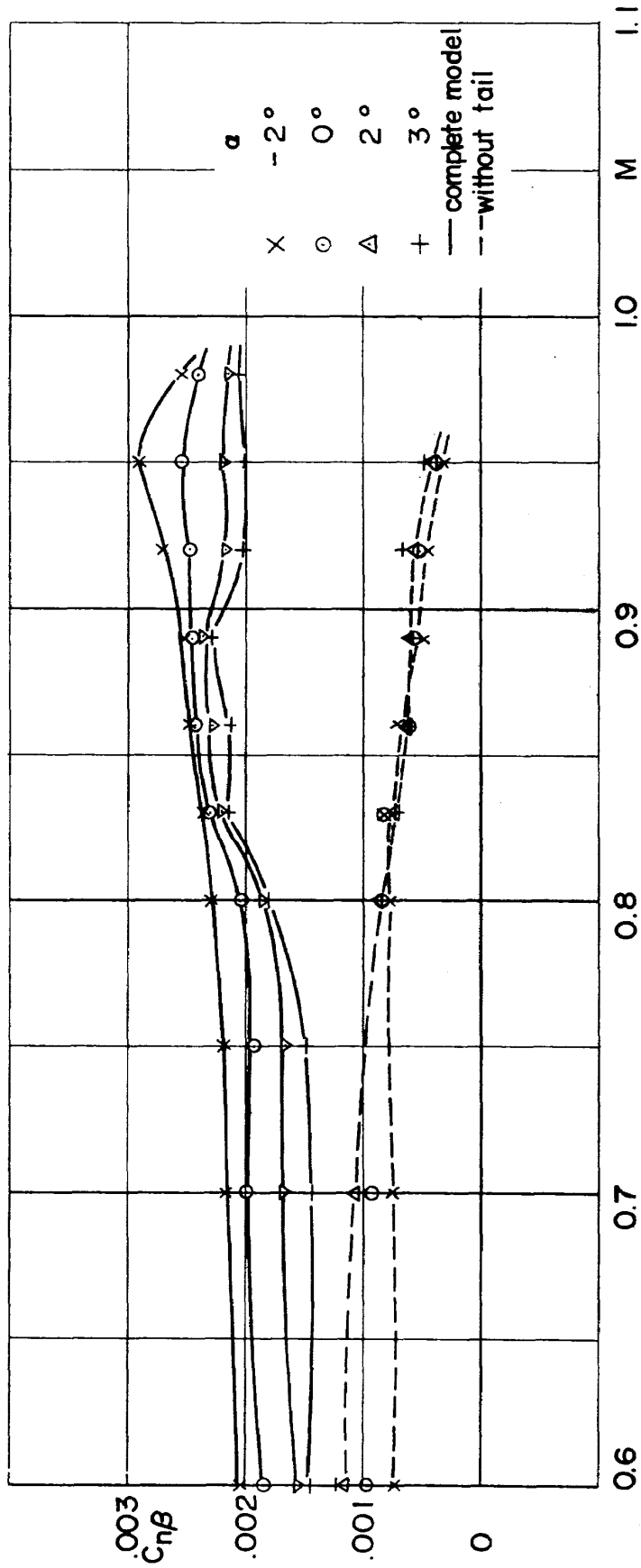


図 27

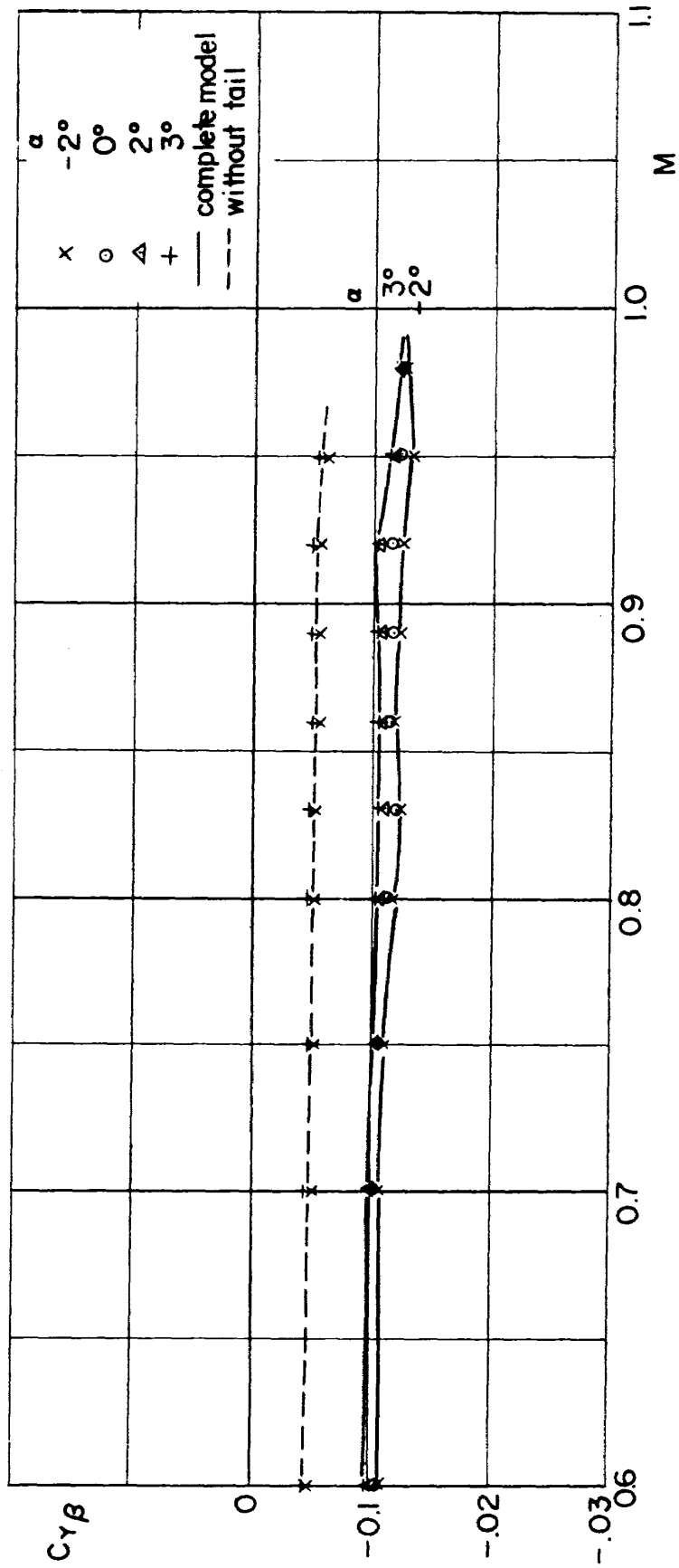


図 28

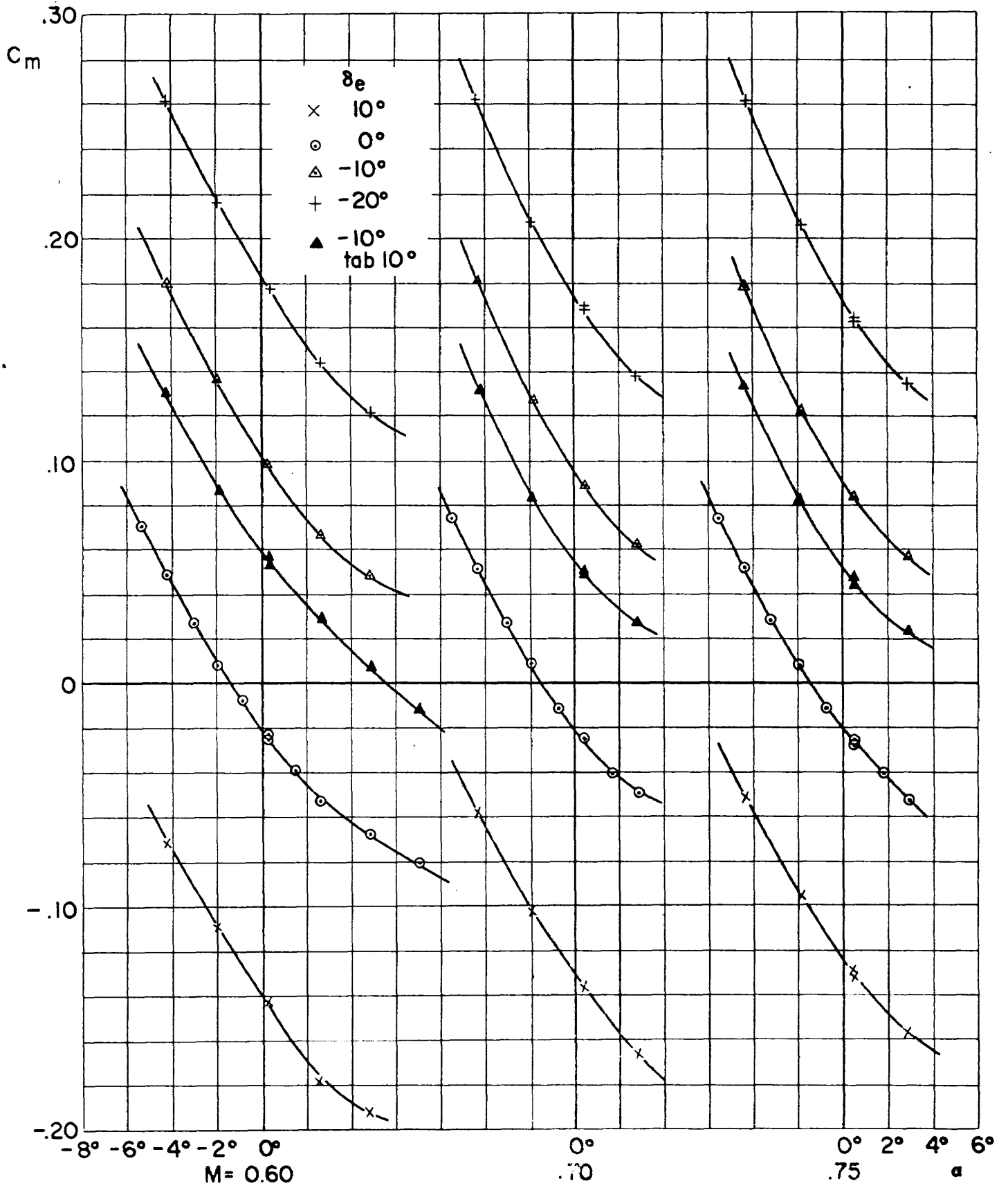


図 29 (a)

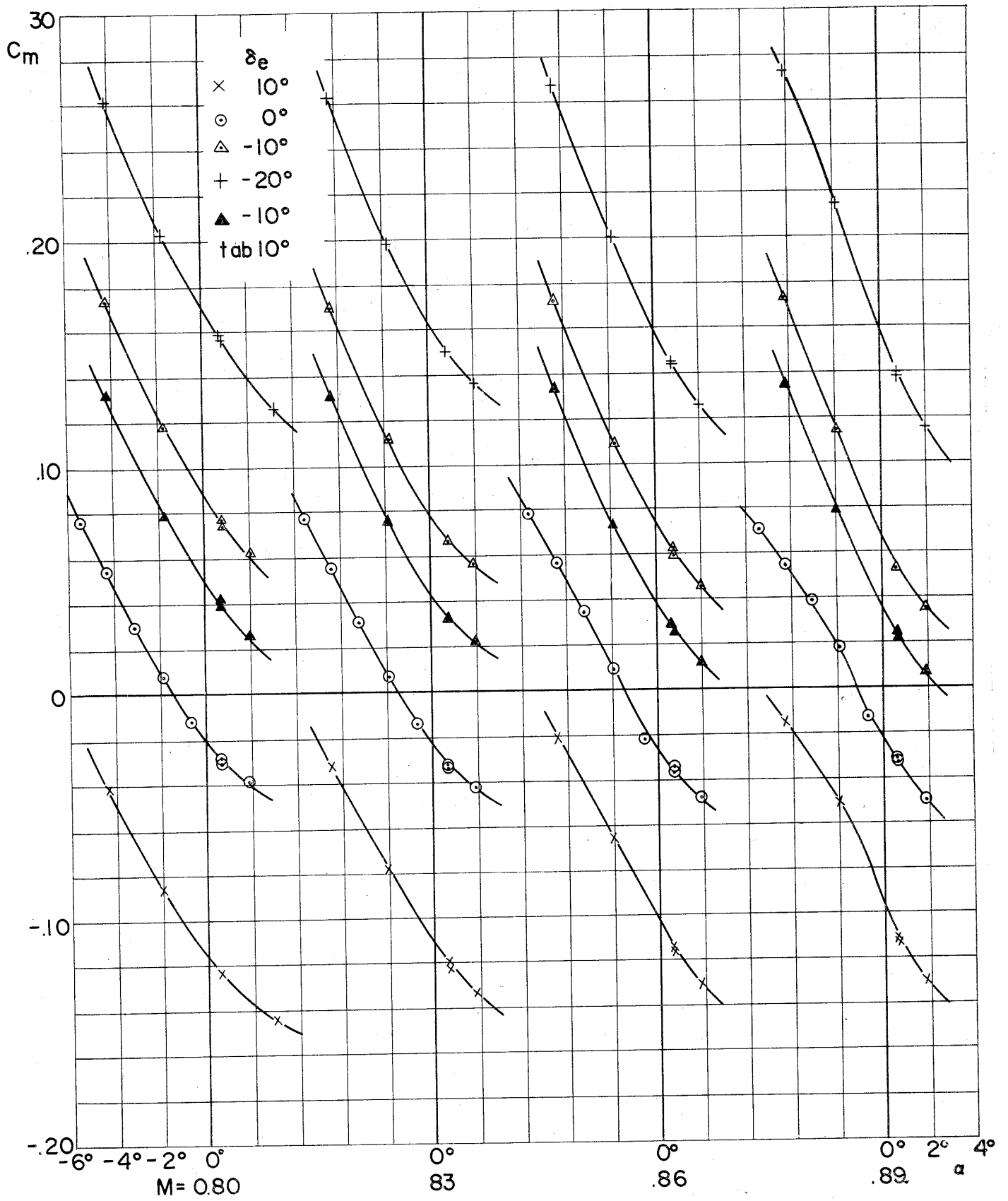


図 29 (b)

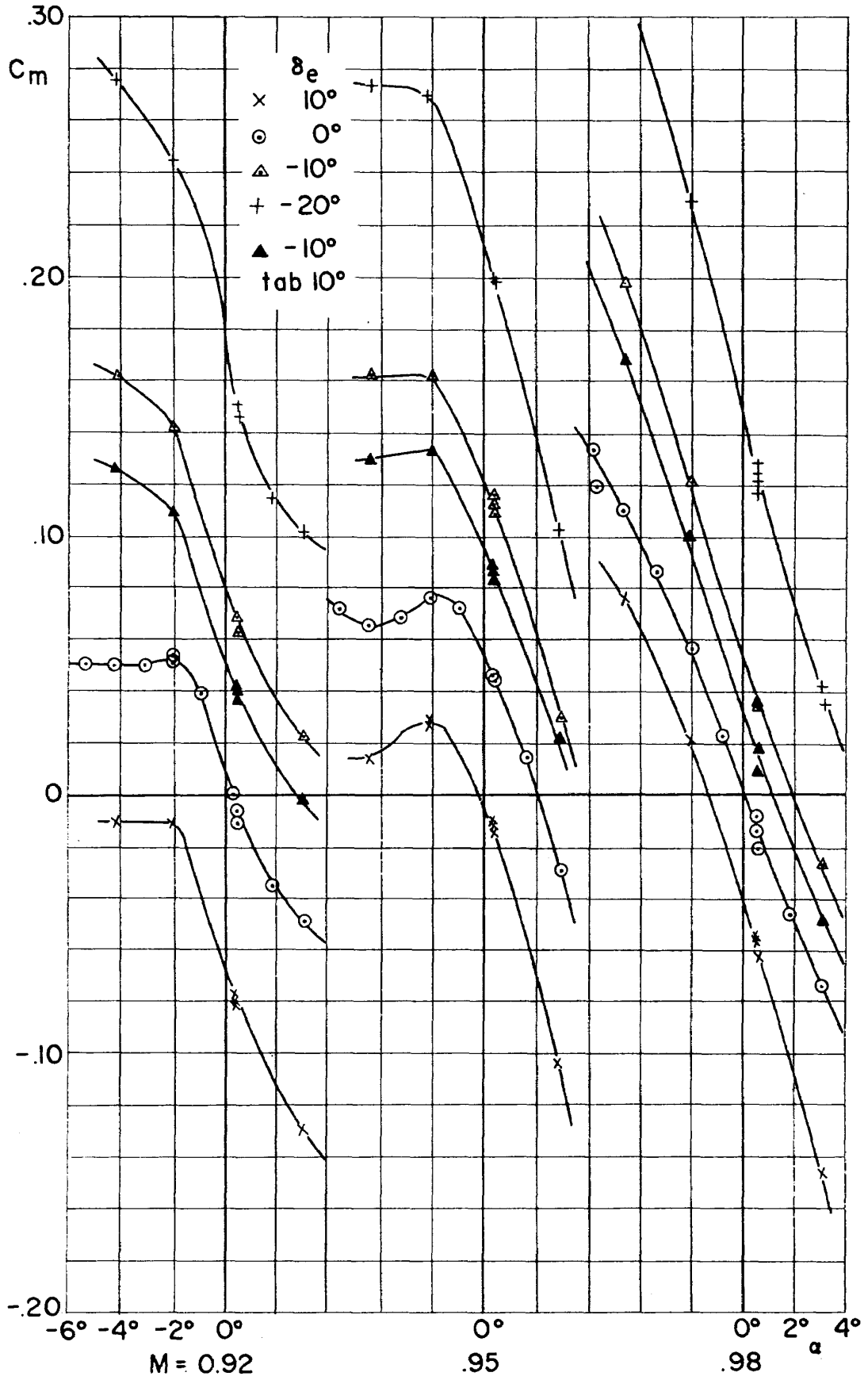


図 29 (c)

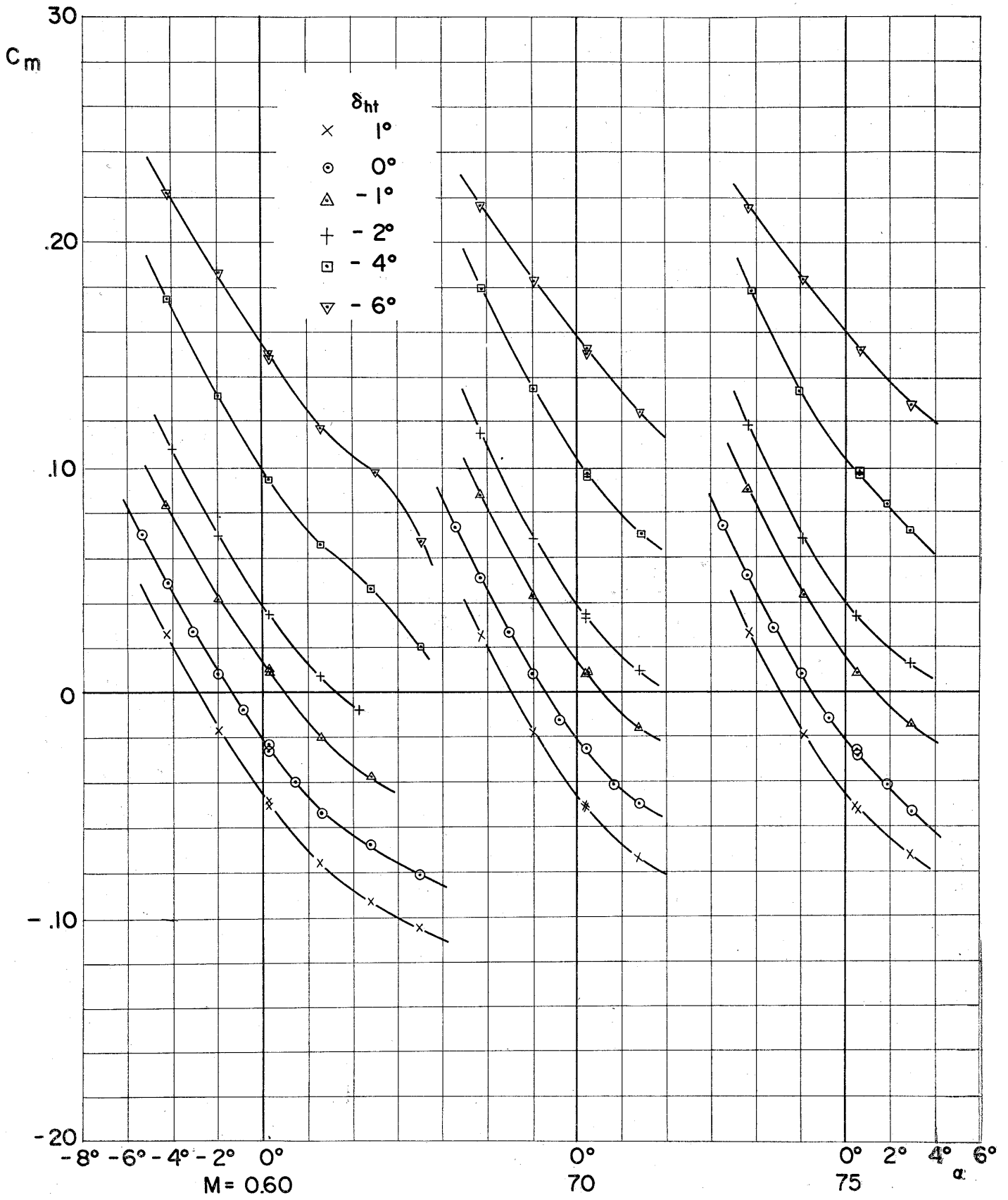


図 30 (a)

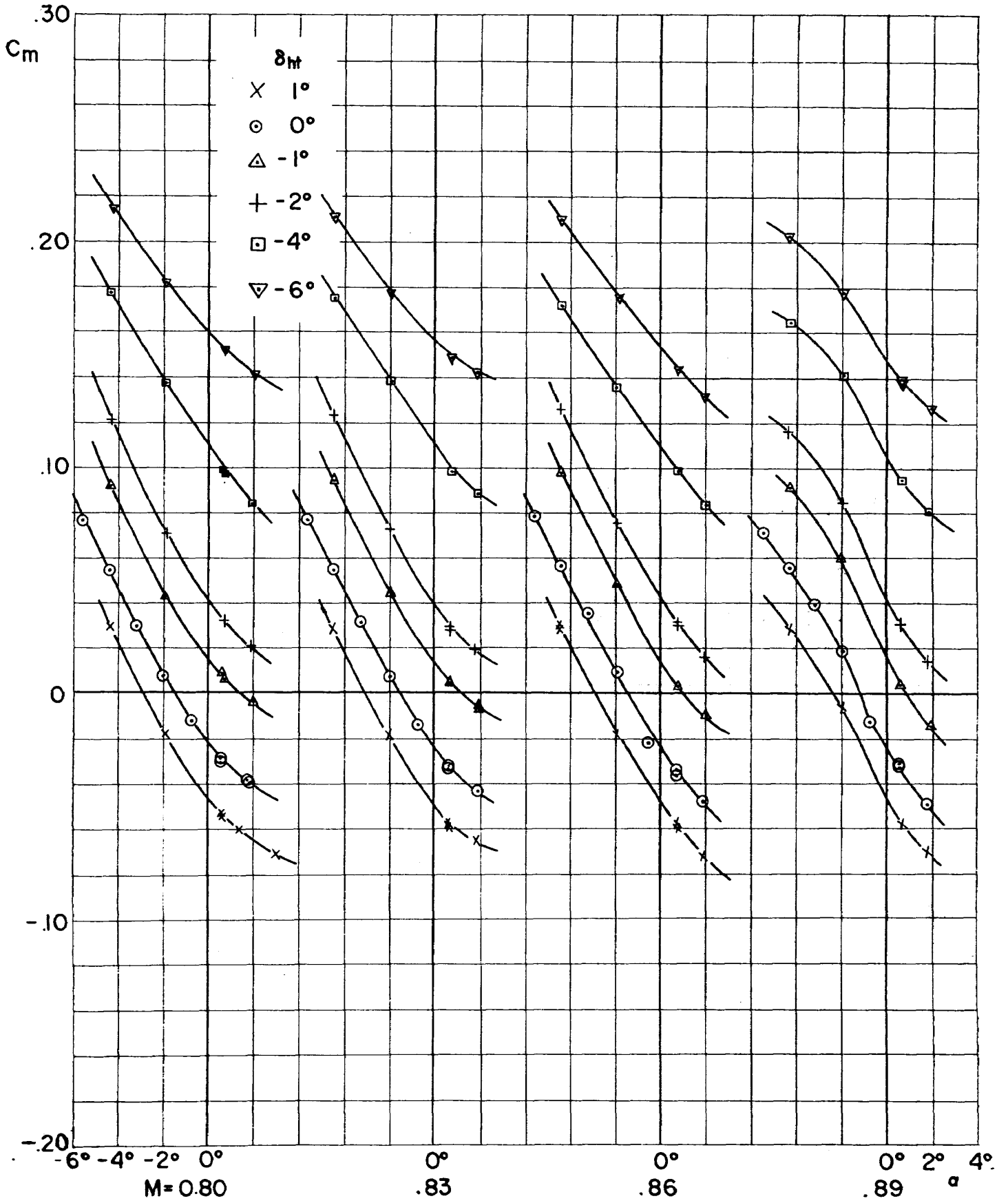


図 30 (b)

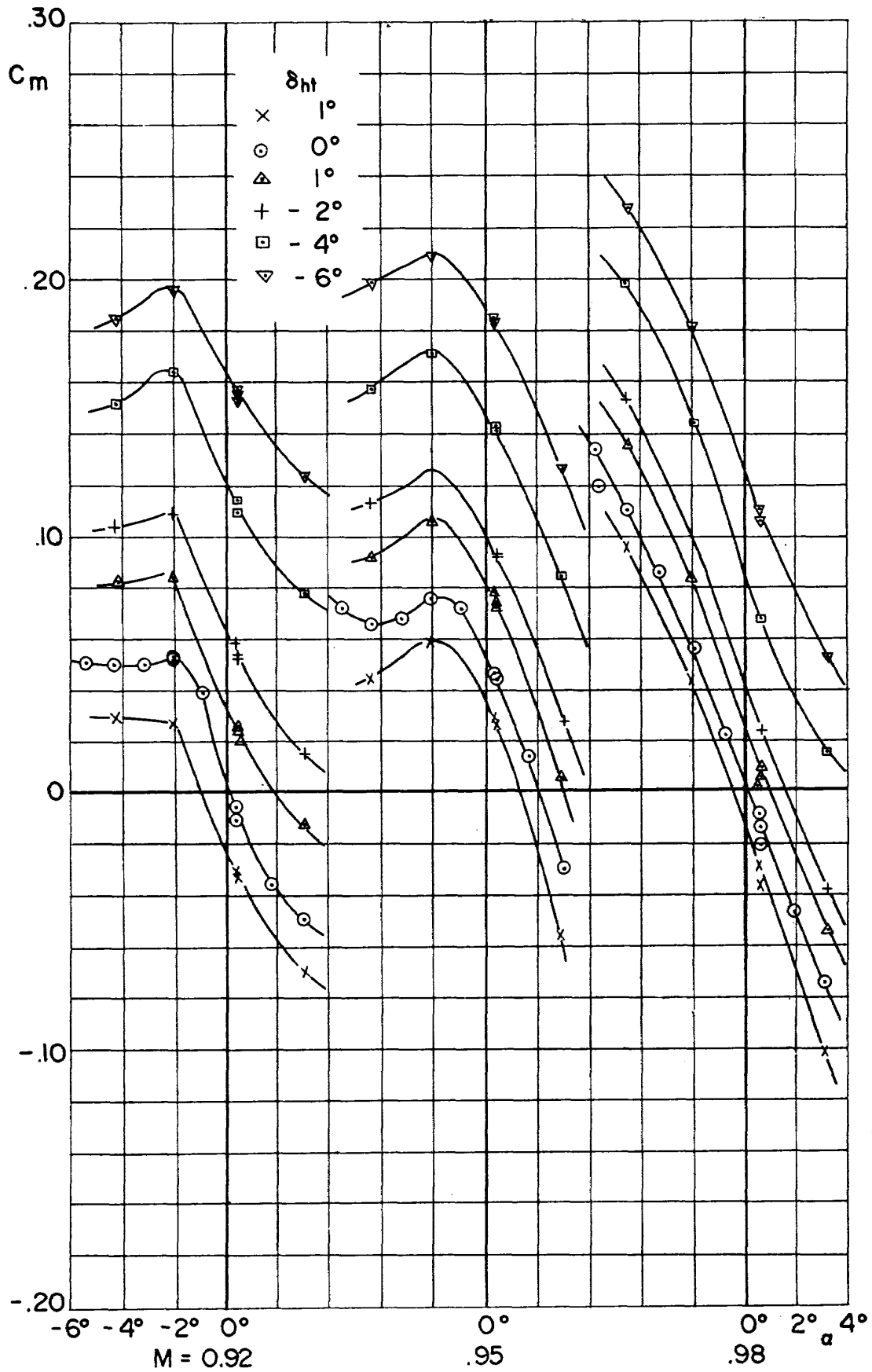


図 30 (c)

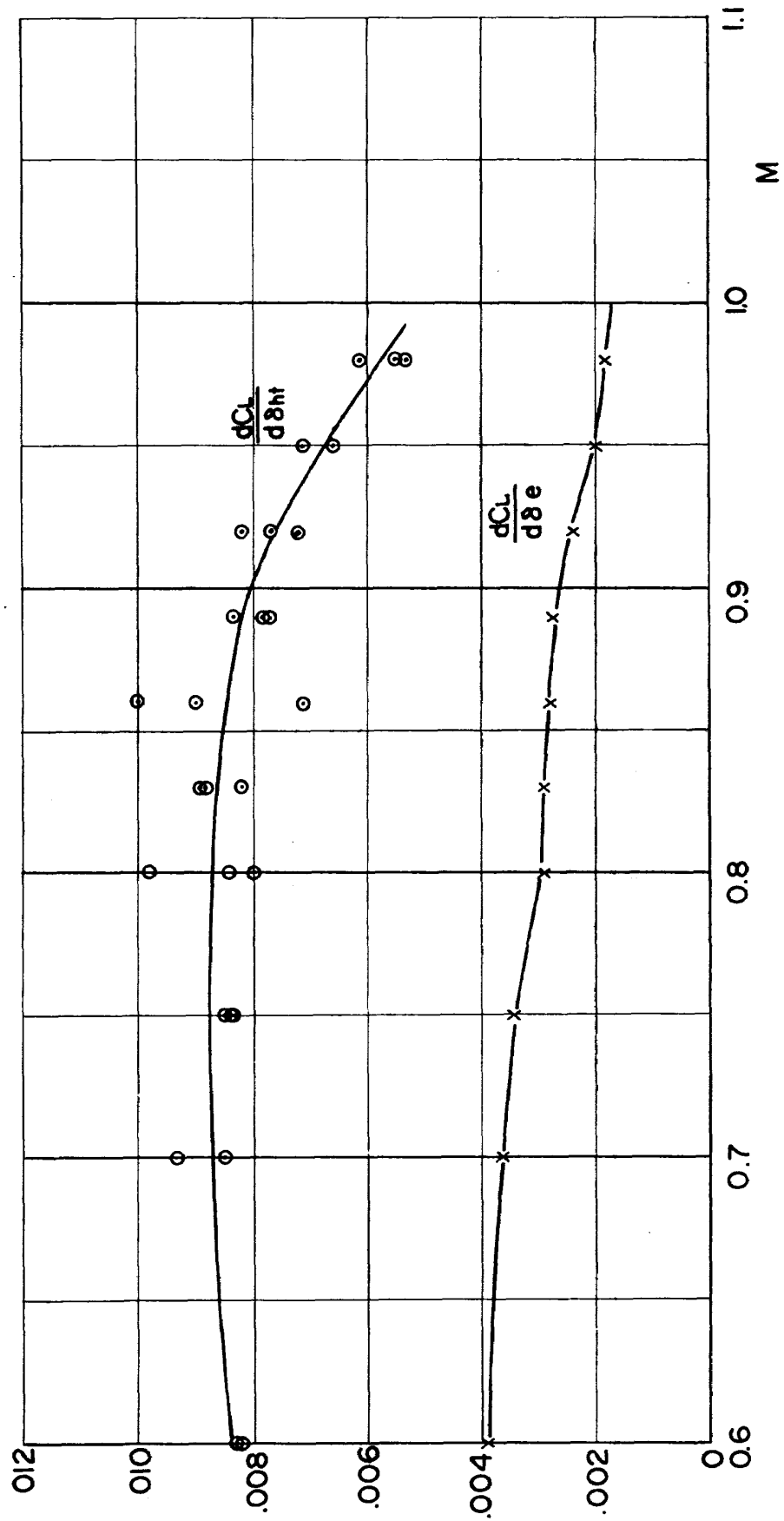


図 31

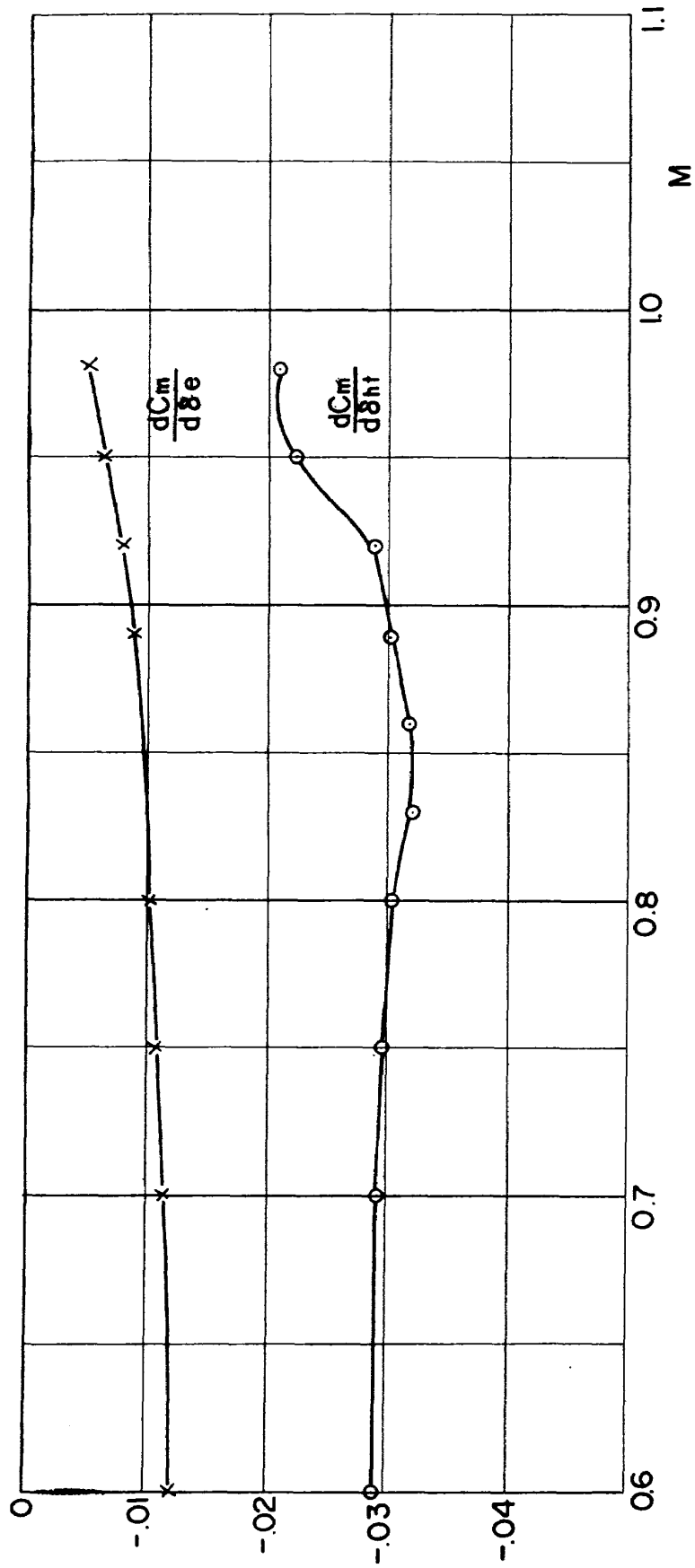


図 32

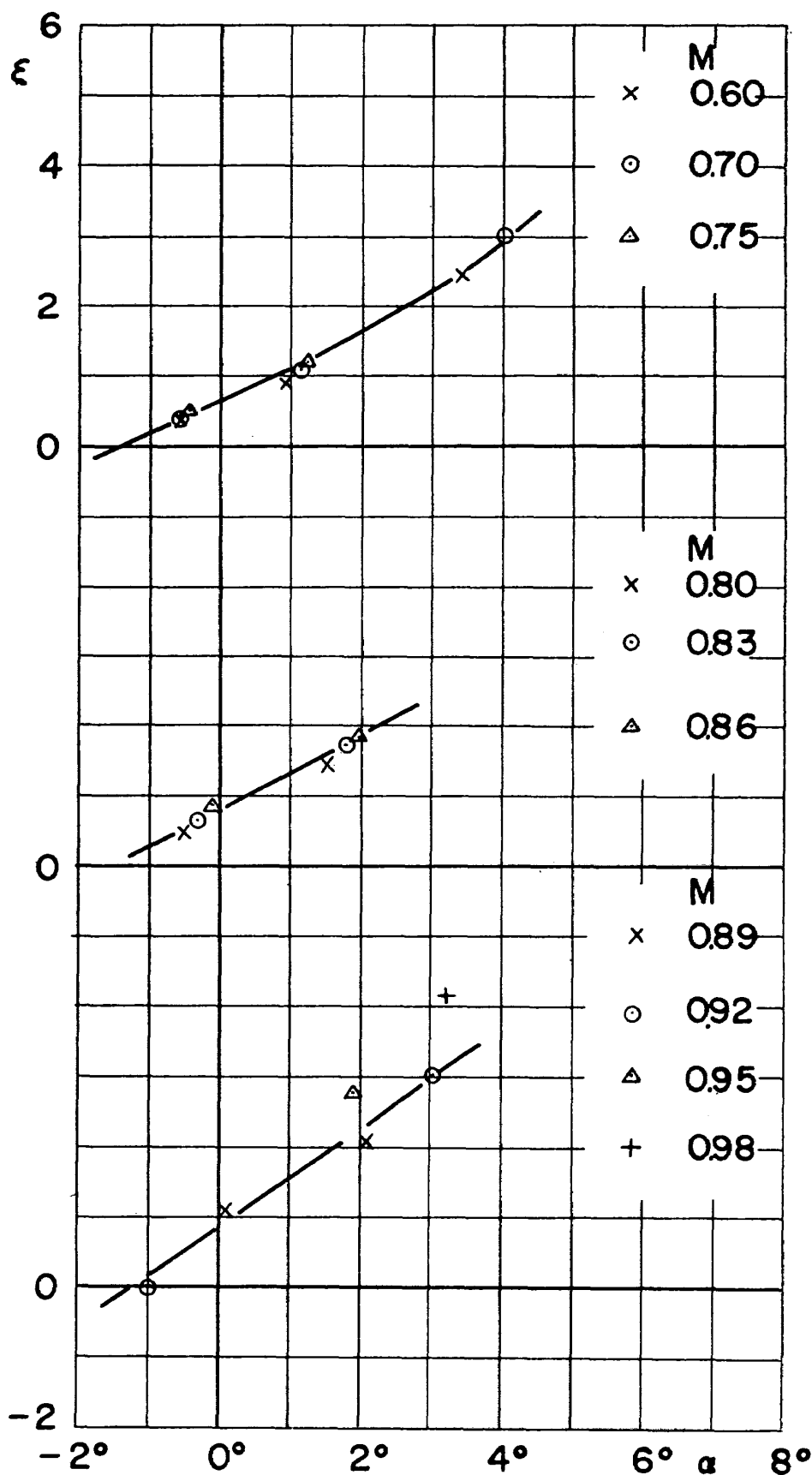


図 33

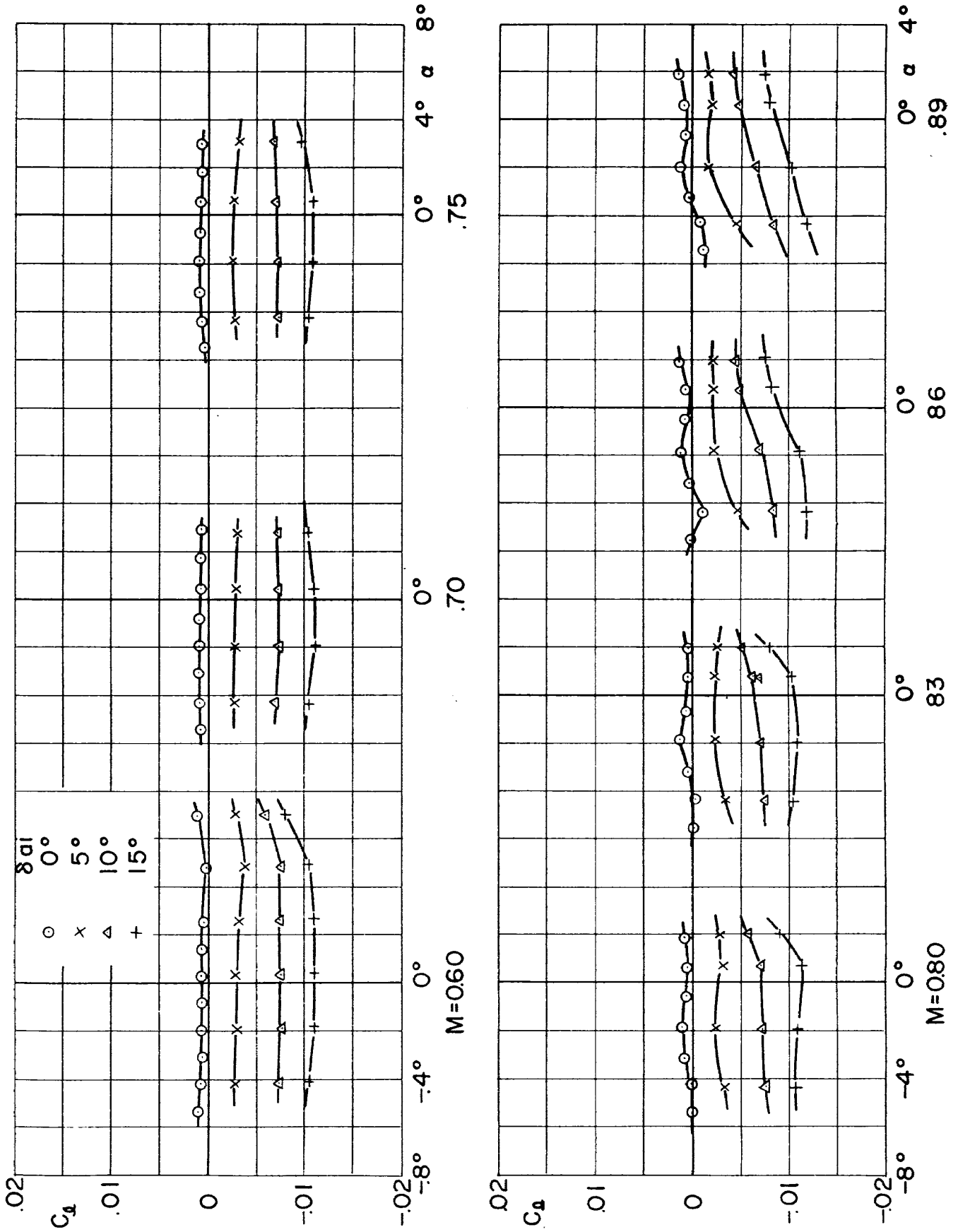


図 34 (a)

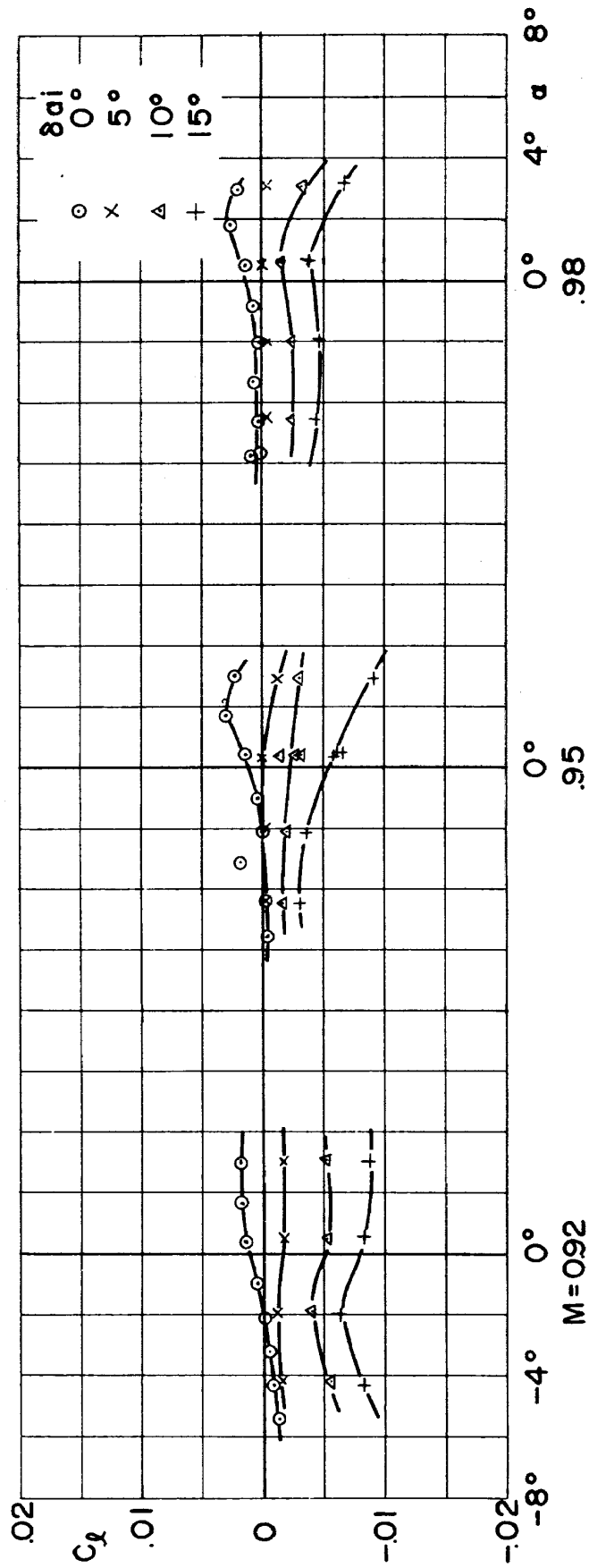


図 34 (b)

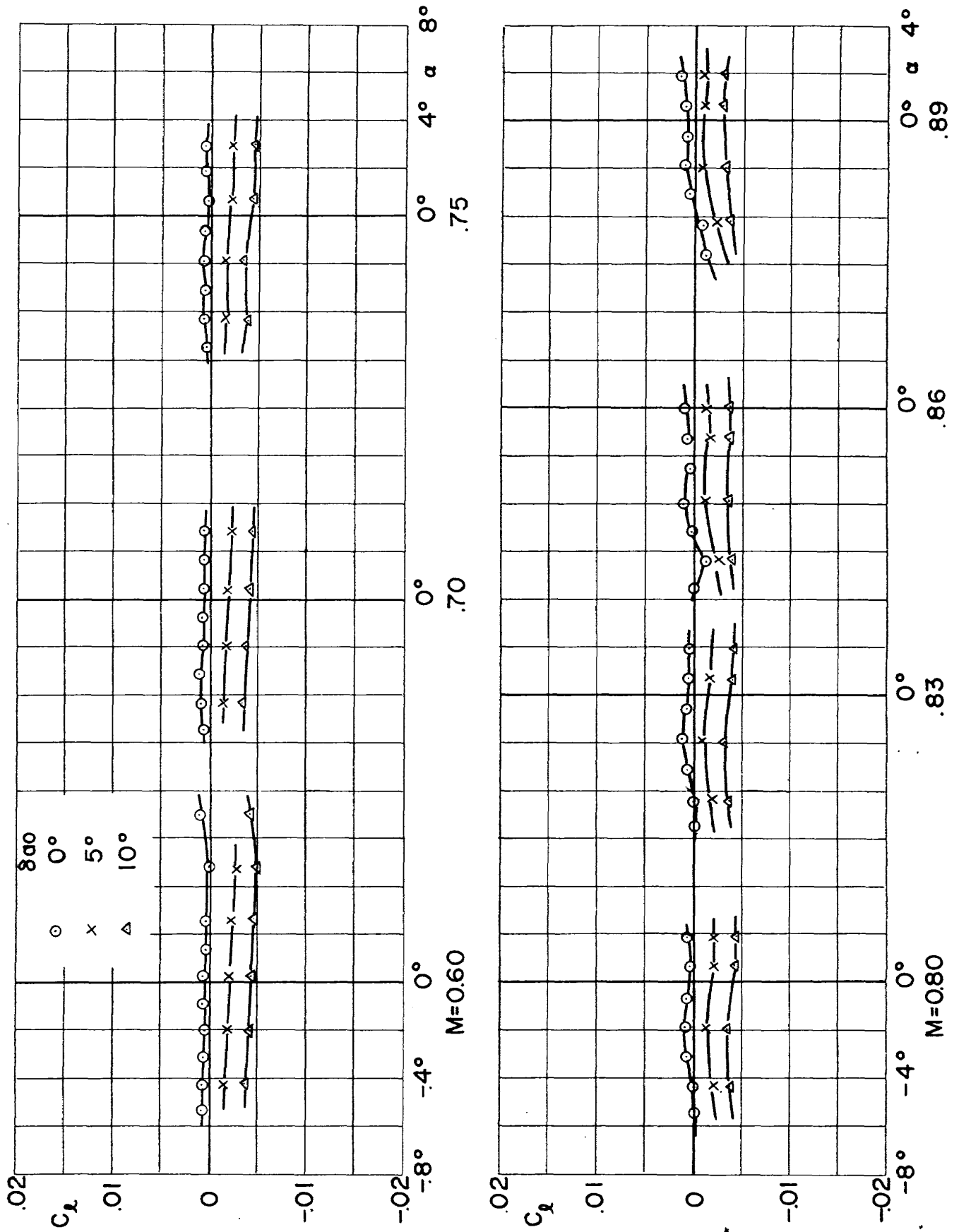
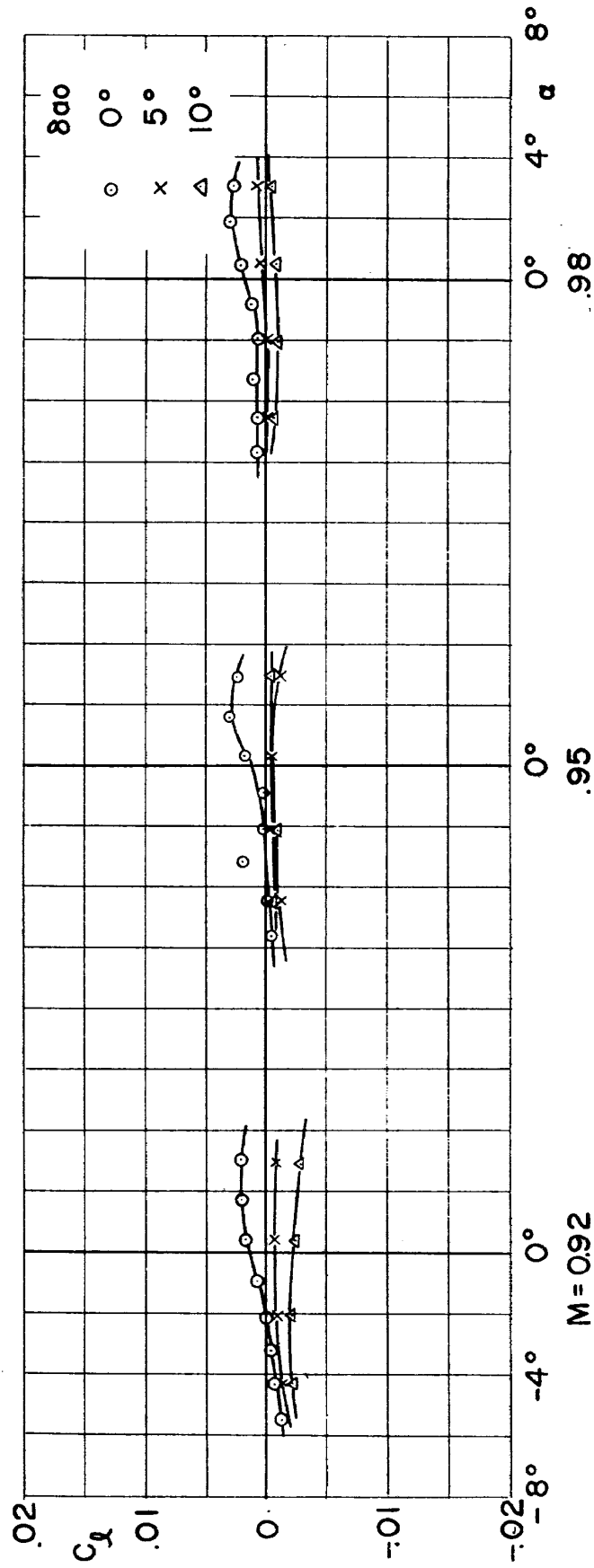


図 35 (a)



⊠ 35 (b)

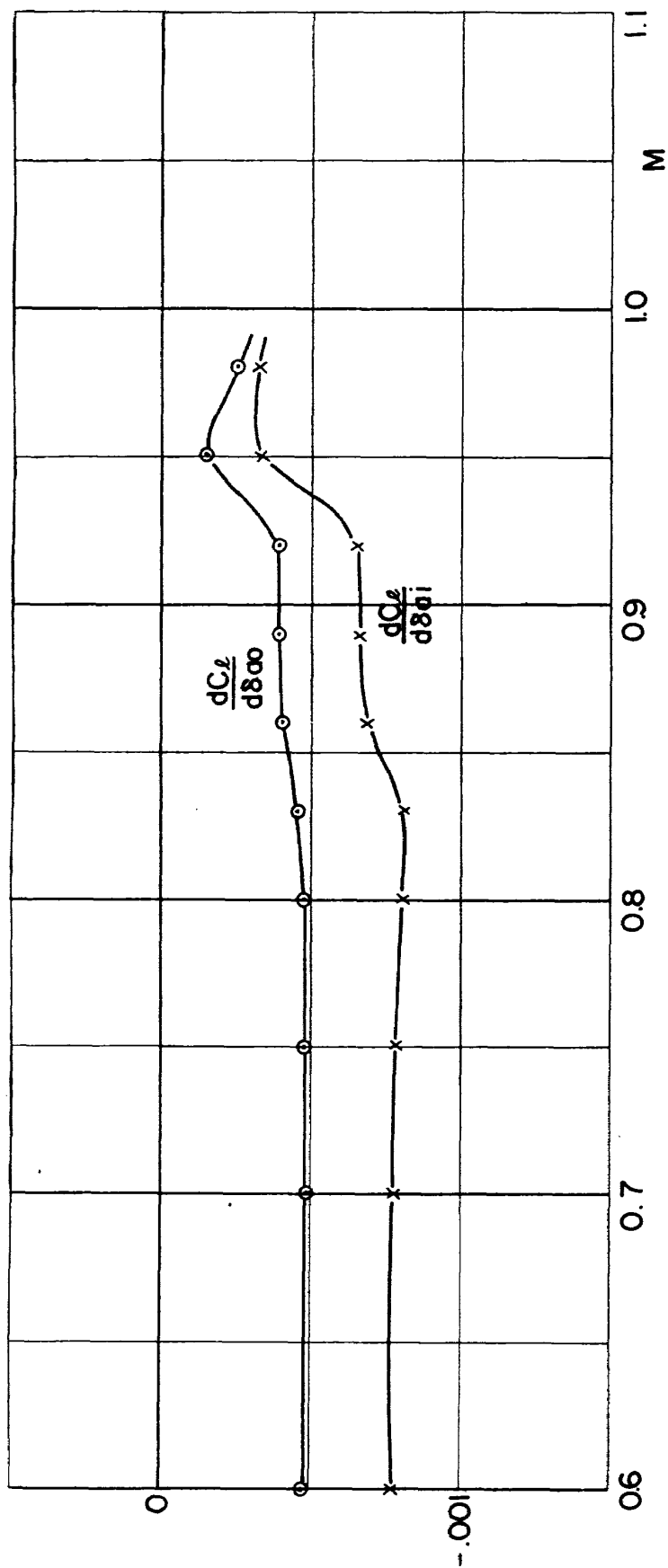
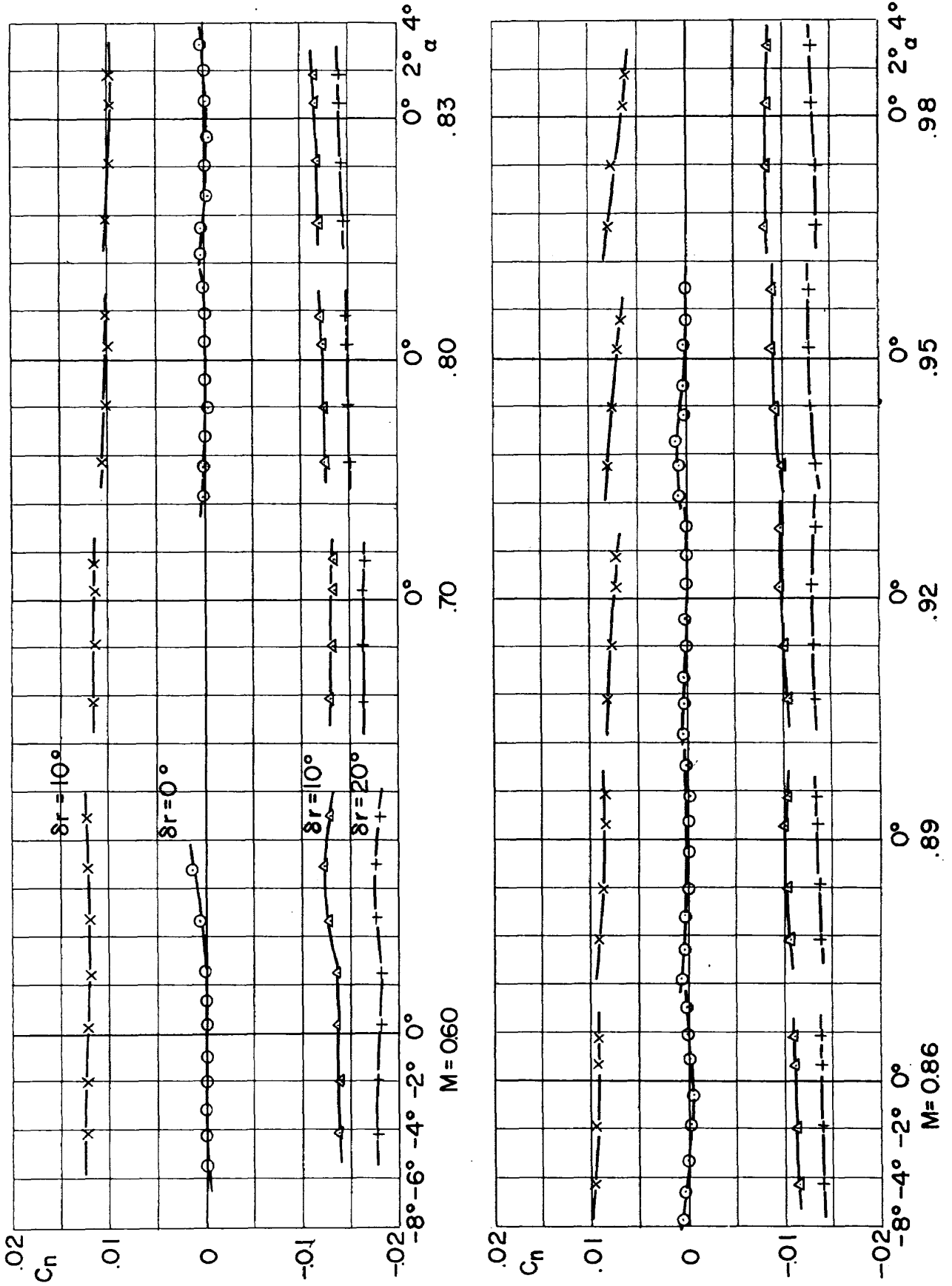


図 35



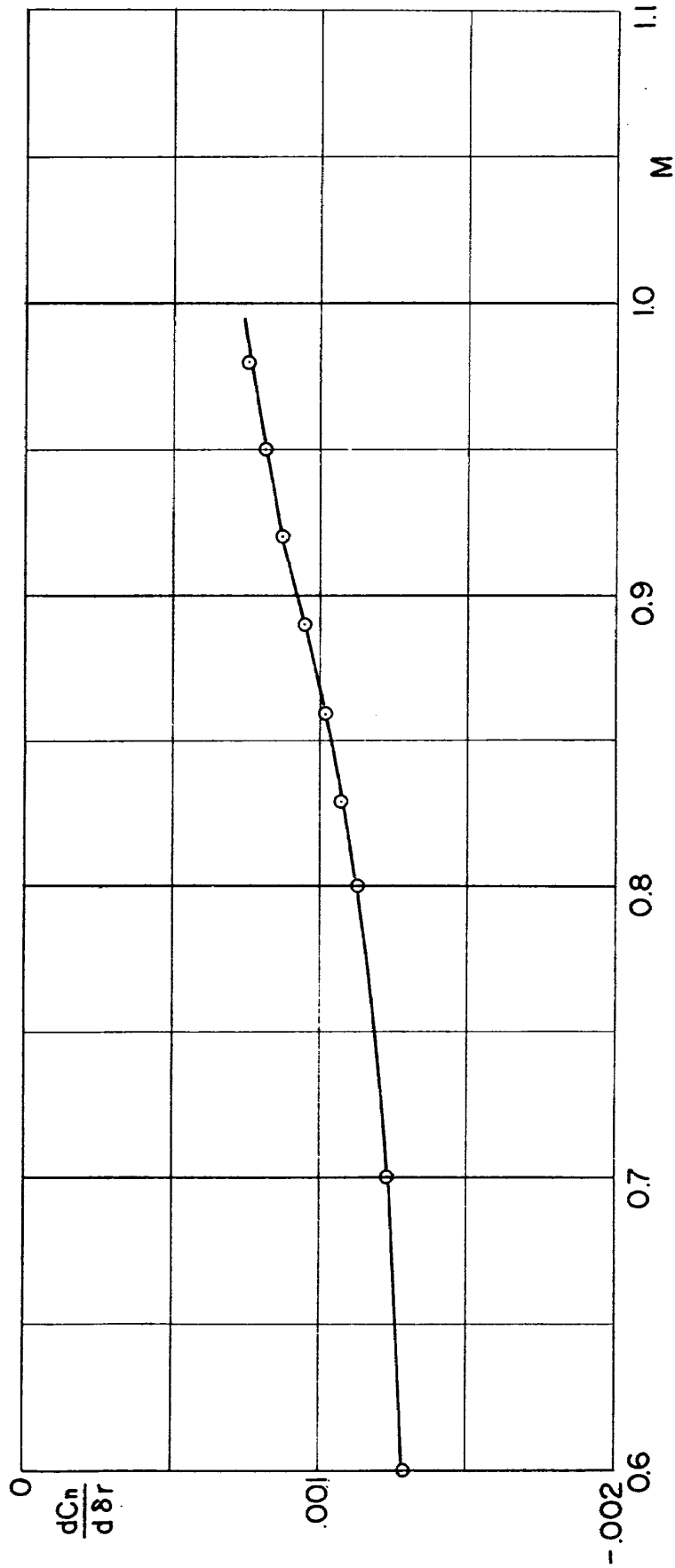


図 38

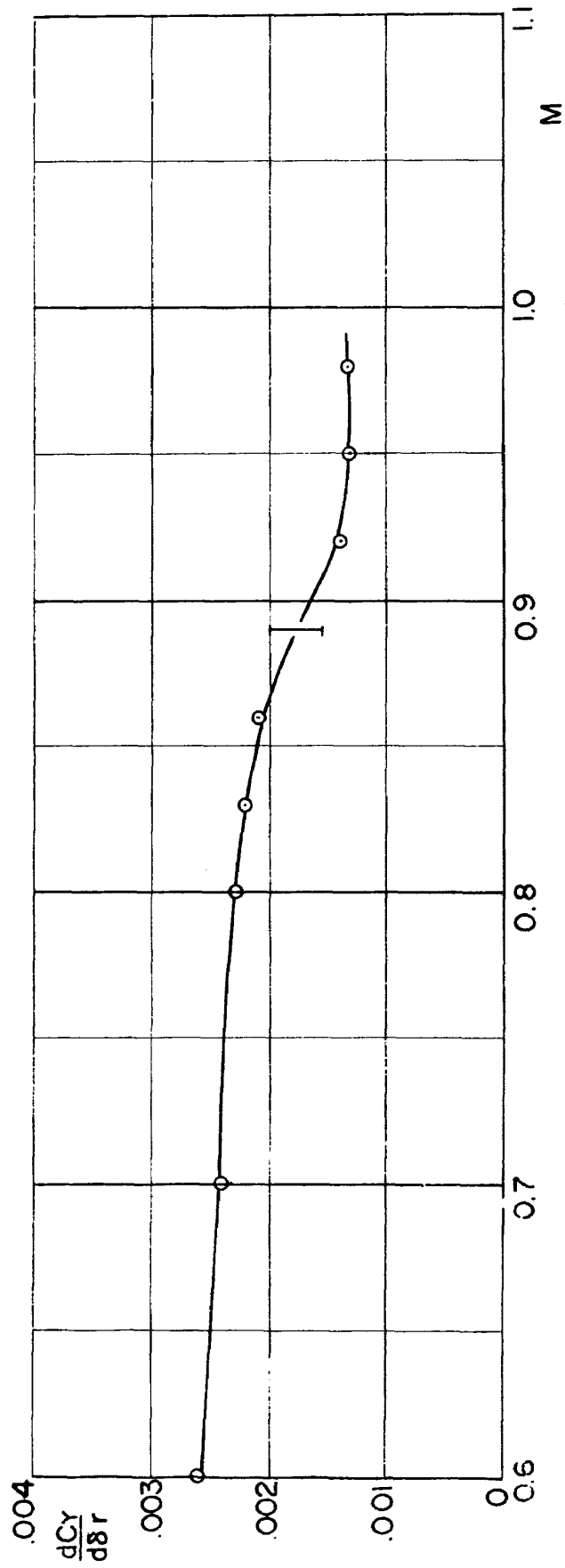


図 39

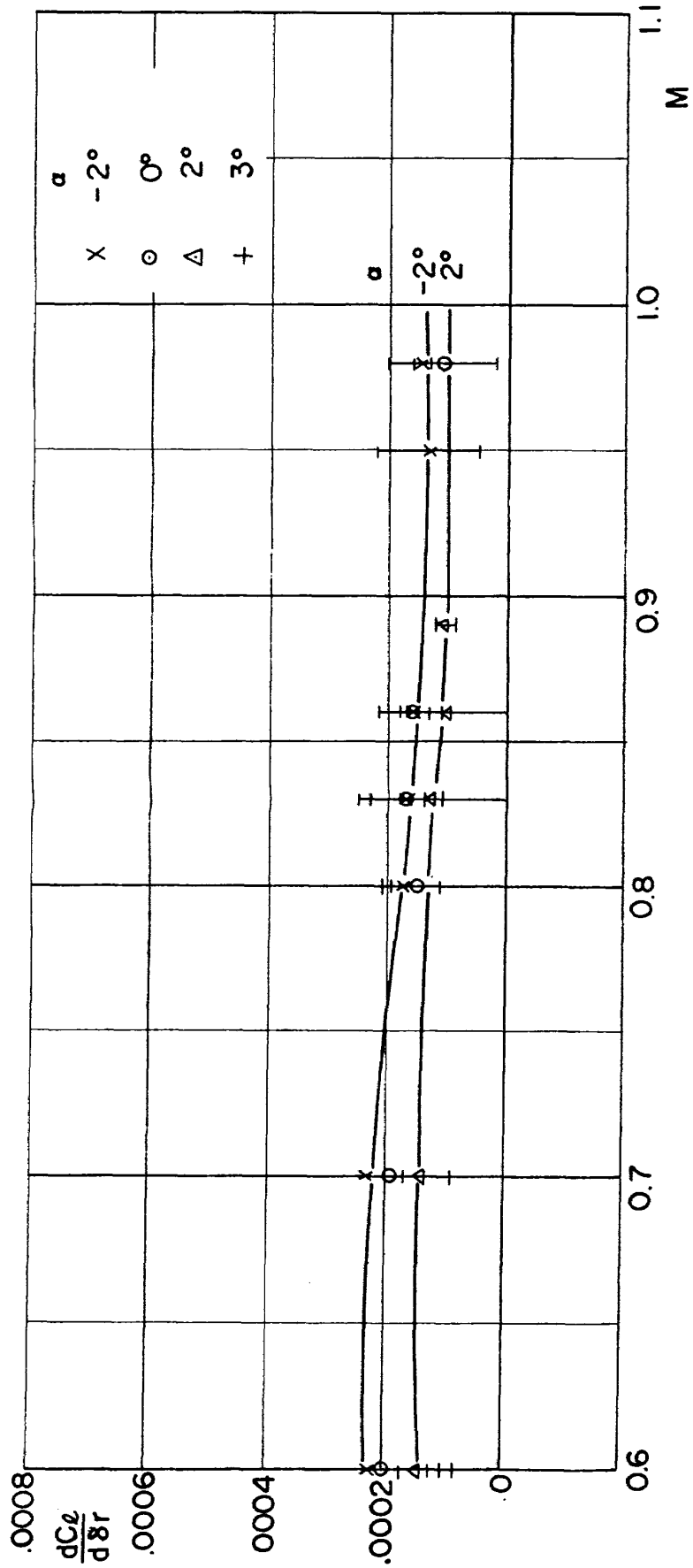


図 40

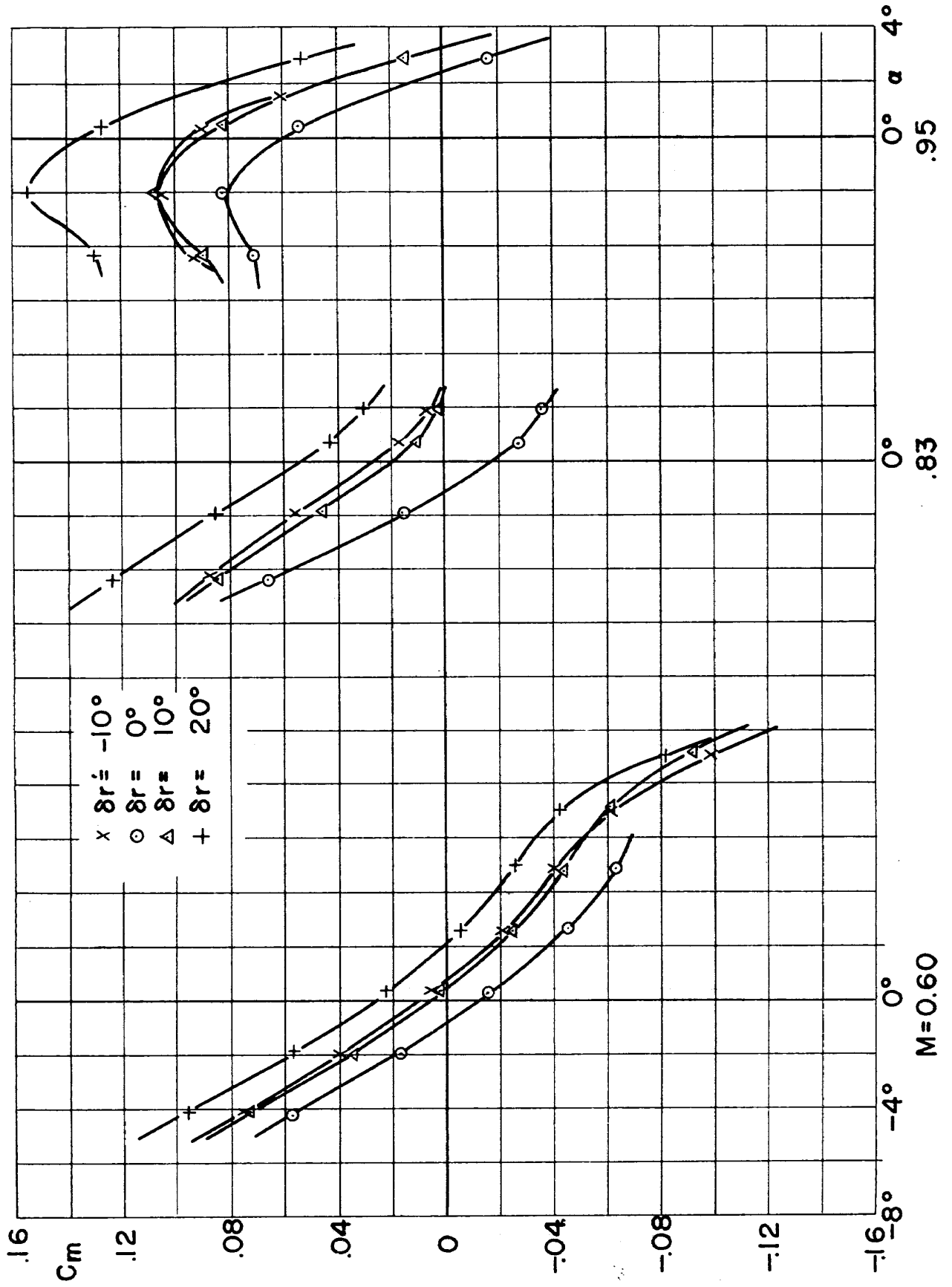


図 41

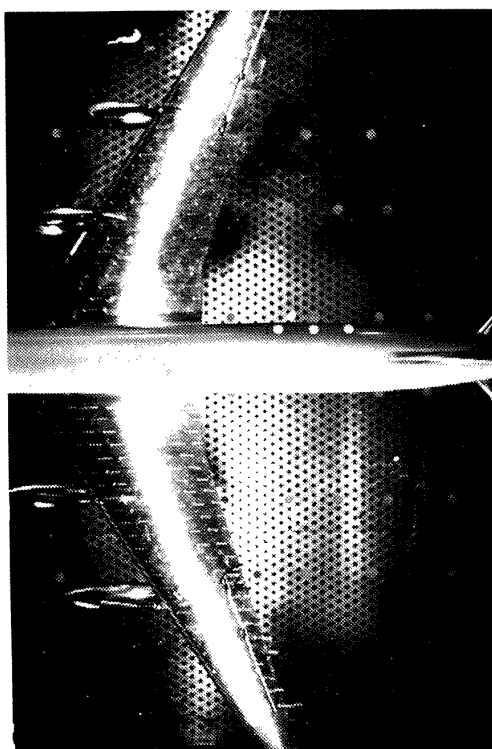
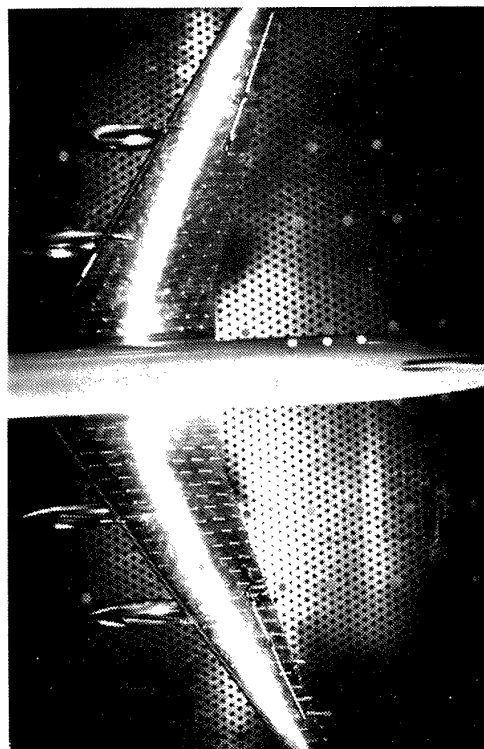
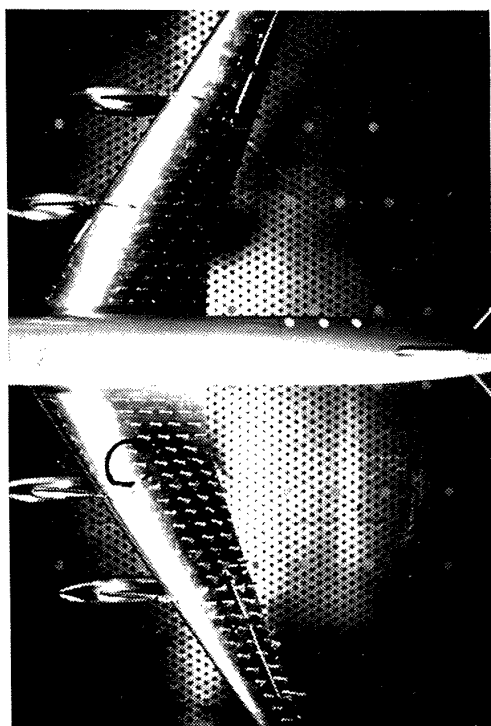
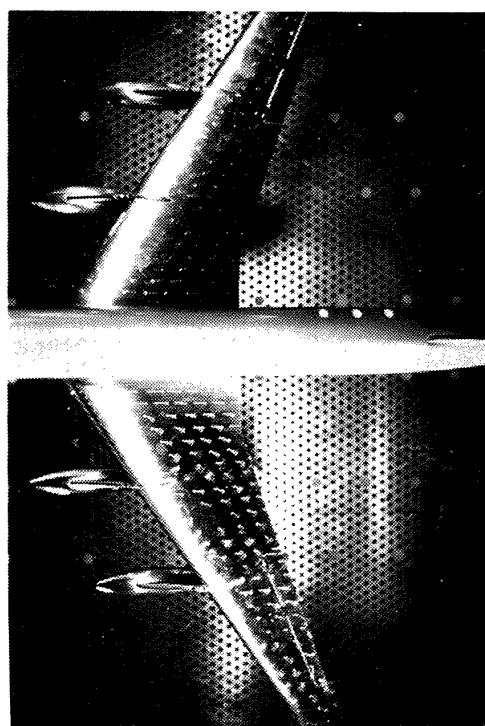
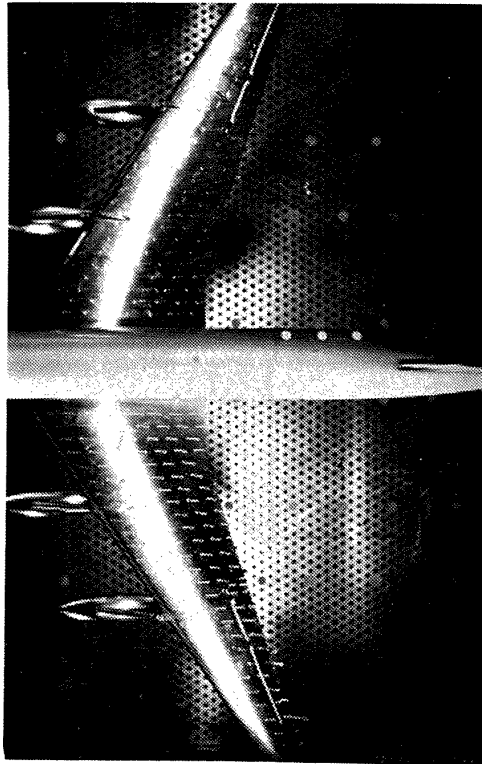
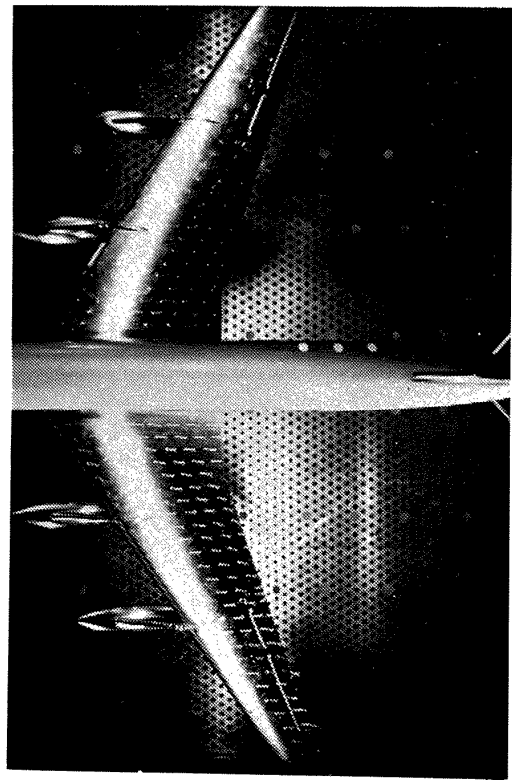
 $\alpha = -4.2^\circ$  $\alpha = -1.8^\circ$  $\alpha = 4.8^\circ$  $\alpha = 7.0^\circ$ $M = 0.60$

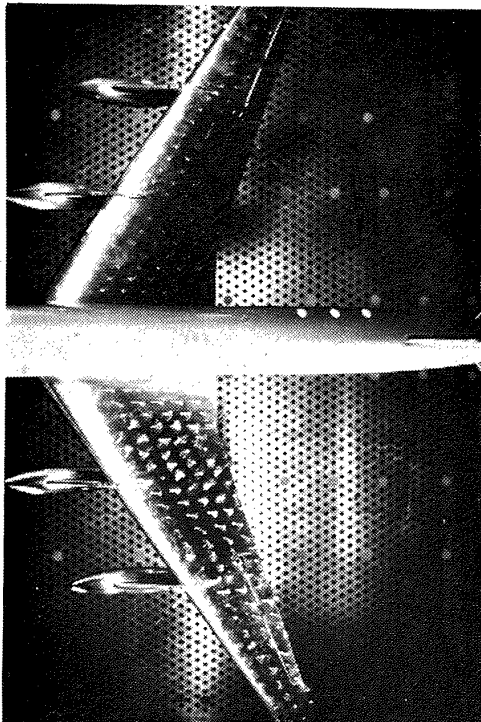
図 42



$\alpha = +0.4^\circ$



$\alpha = 2.6^\circ$



$\alpha = 9.0^\circ$

図 42

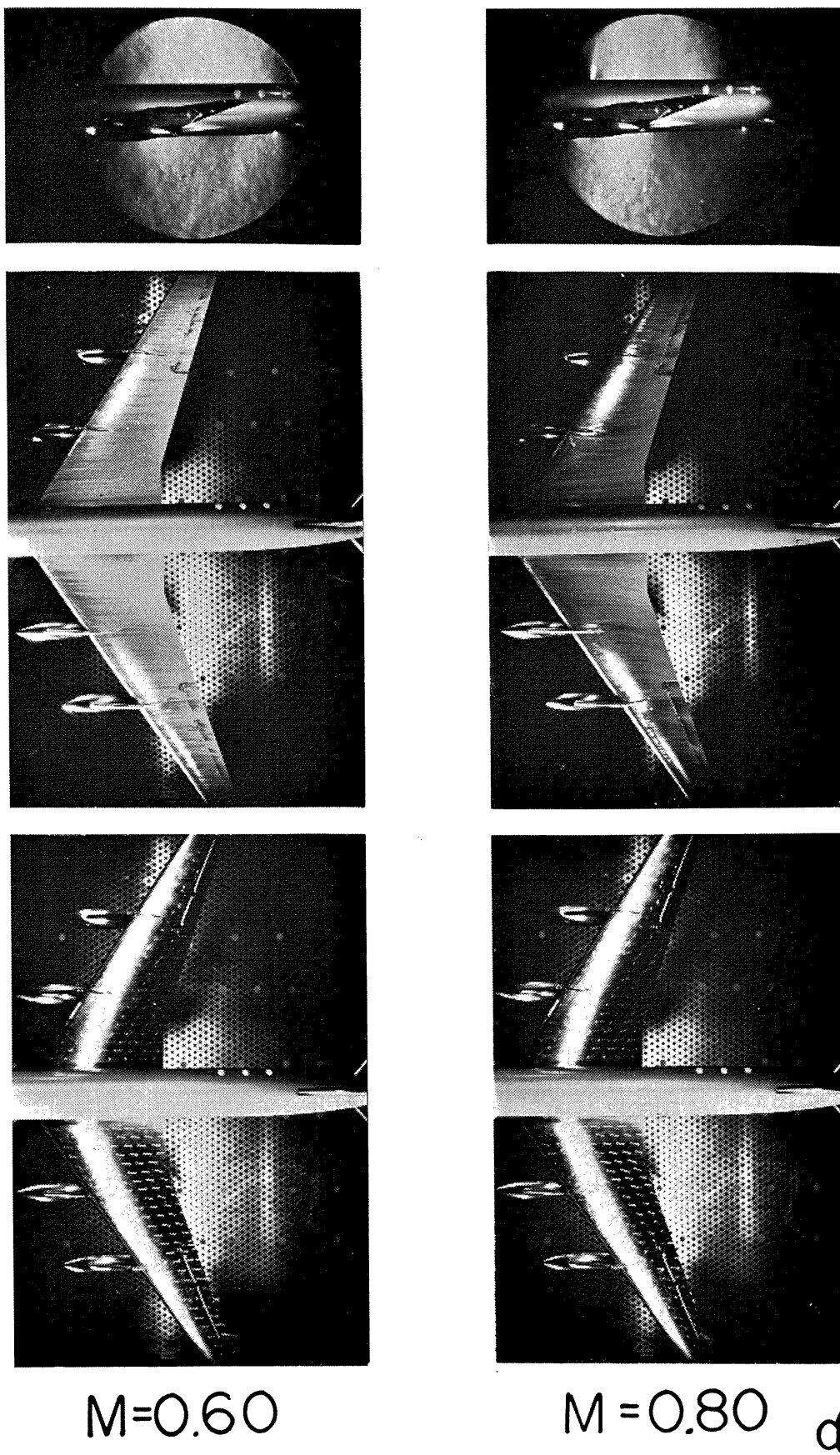


図 43 (a)

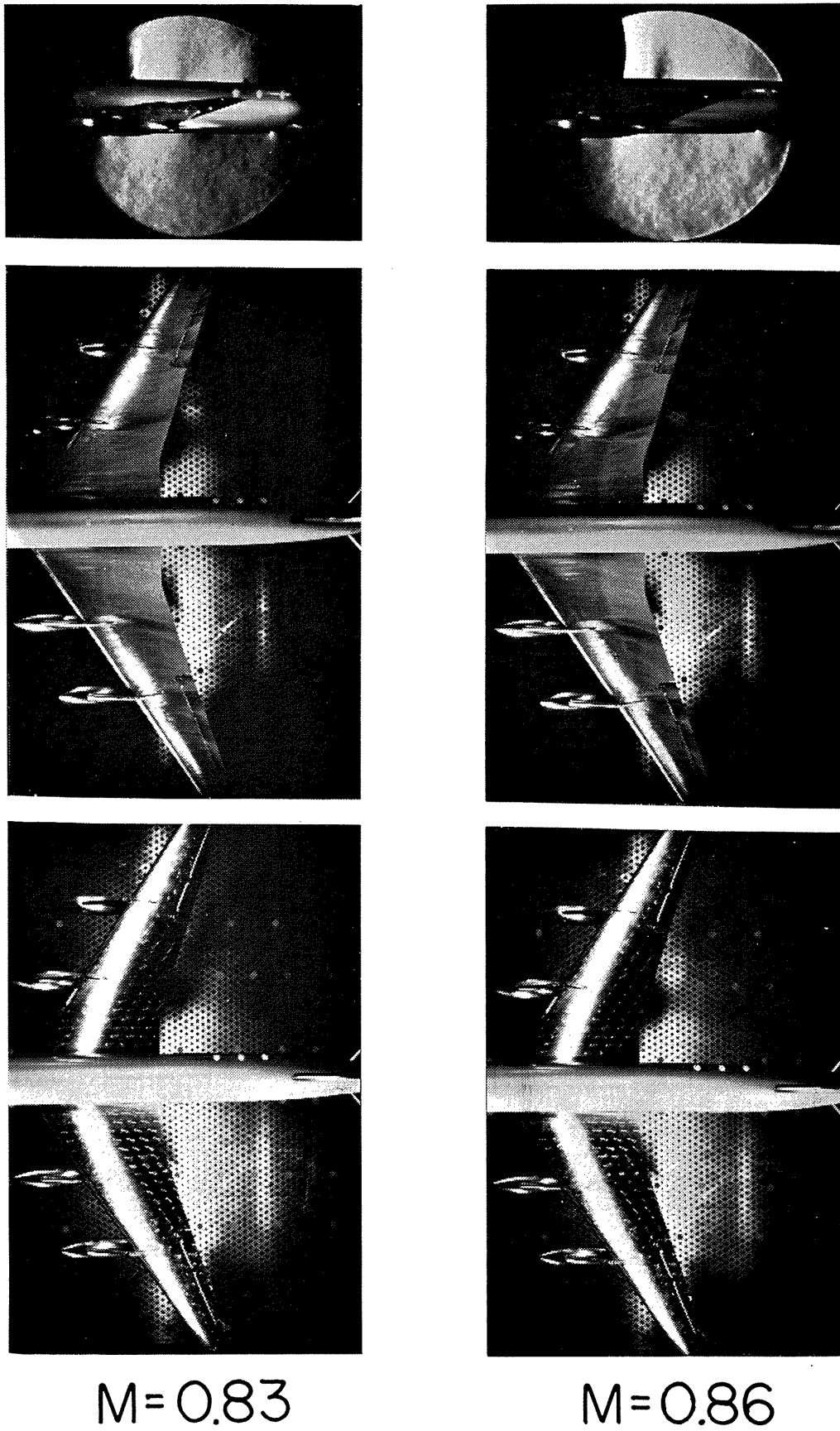
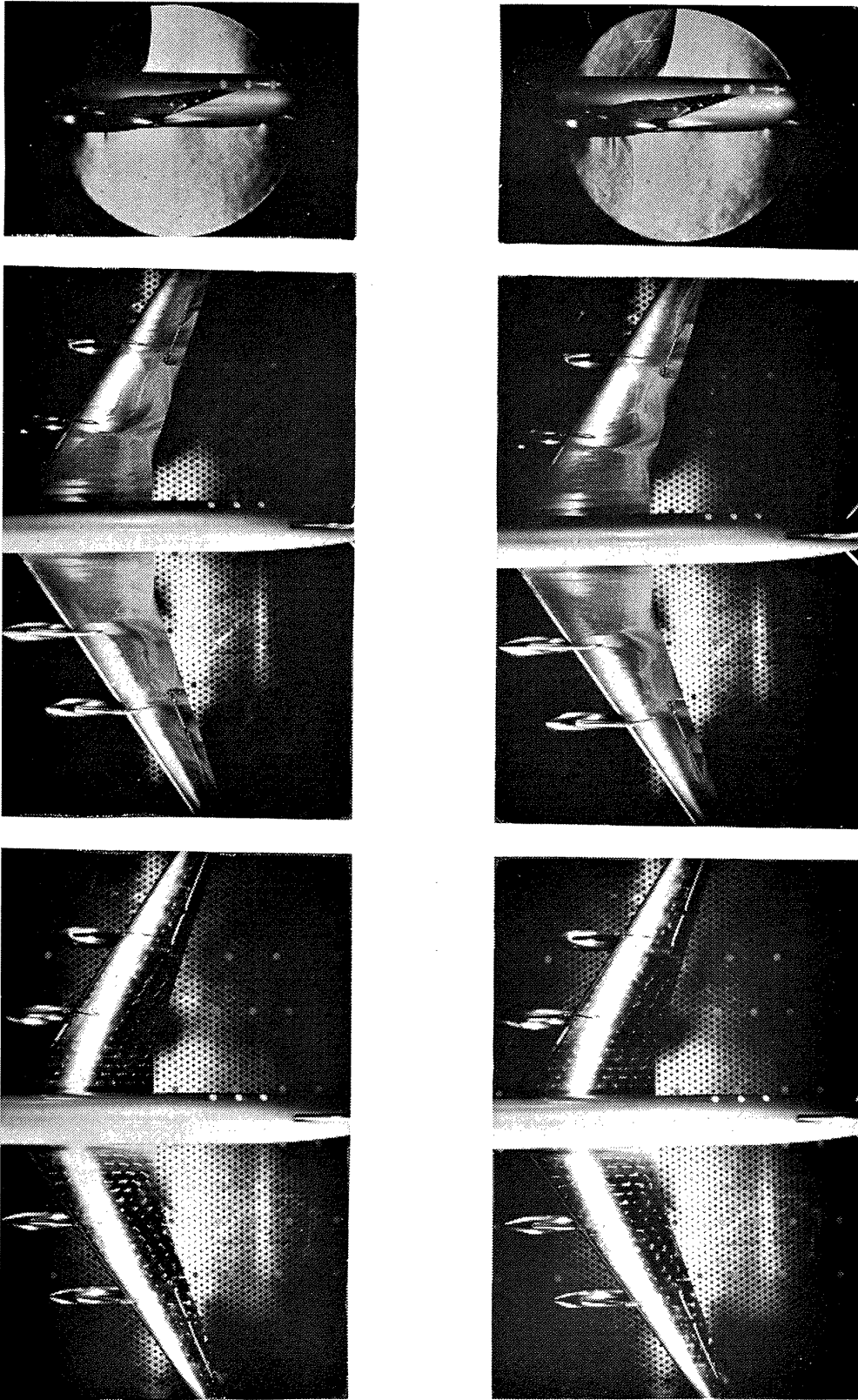


図 43 (a)



$M=0.89$

$M=0.92$

$d \approx 2^\circ$

図 43 (b)

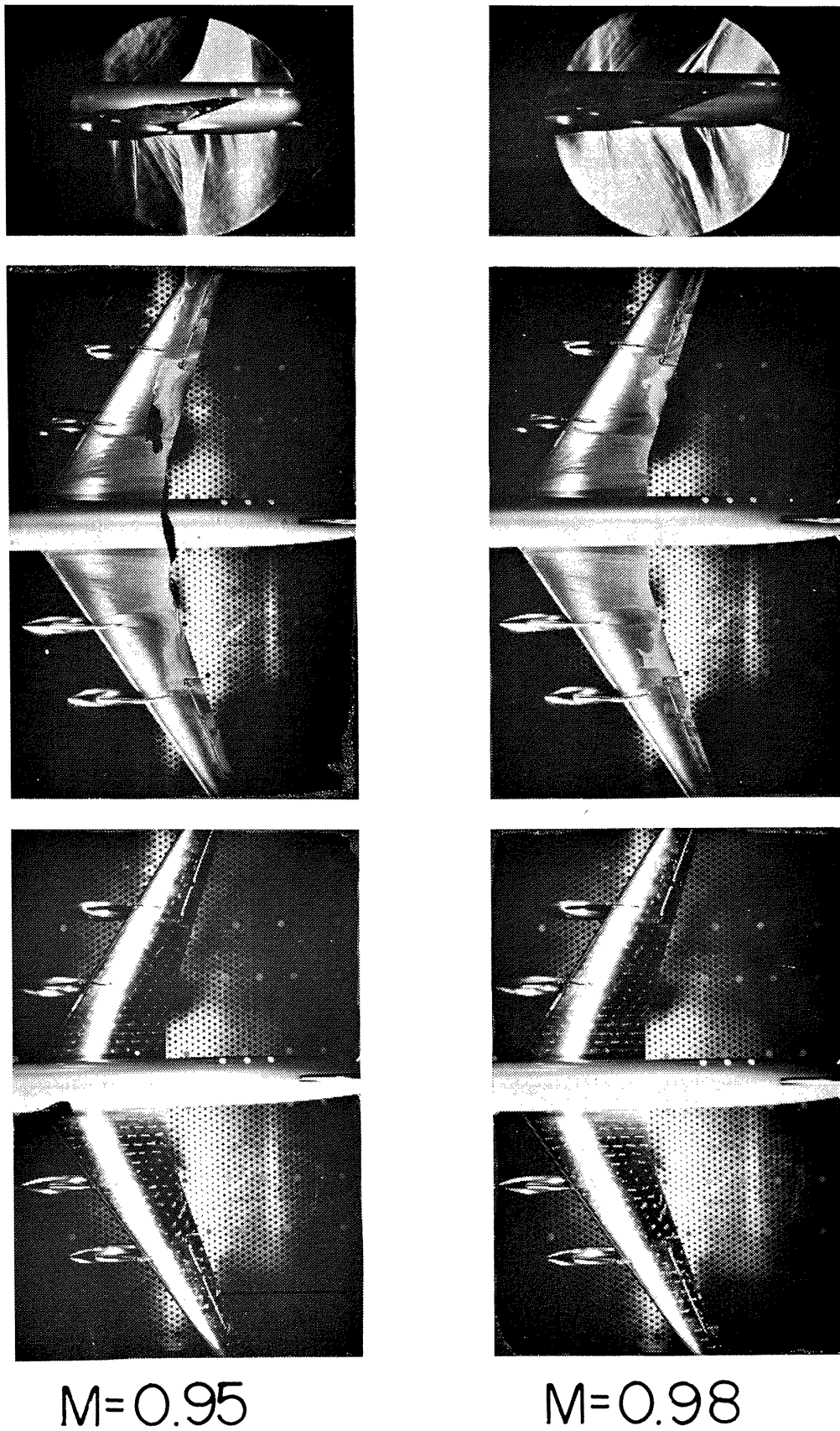


図 43 (b)

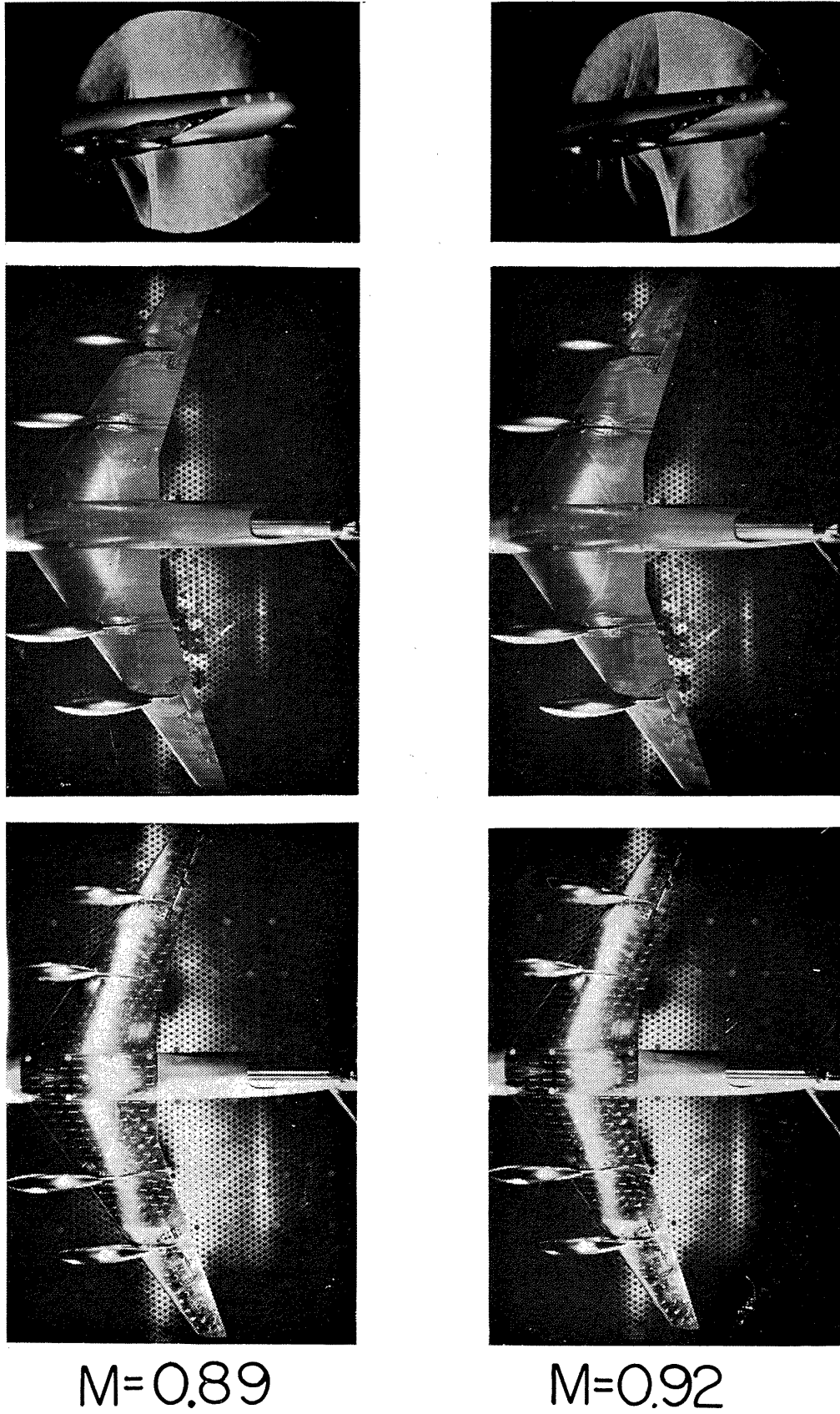
 $M=0.89$ $M=0.92$ $\alpha \approx -4^\circ$

図 44 (a)

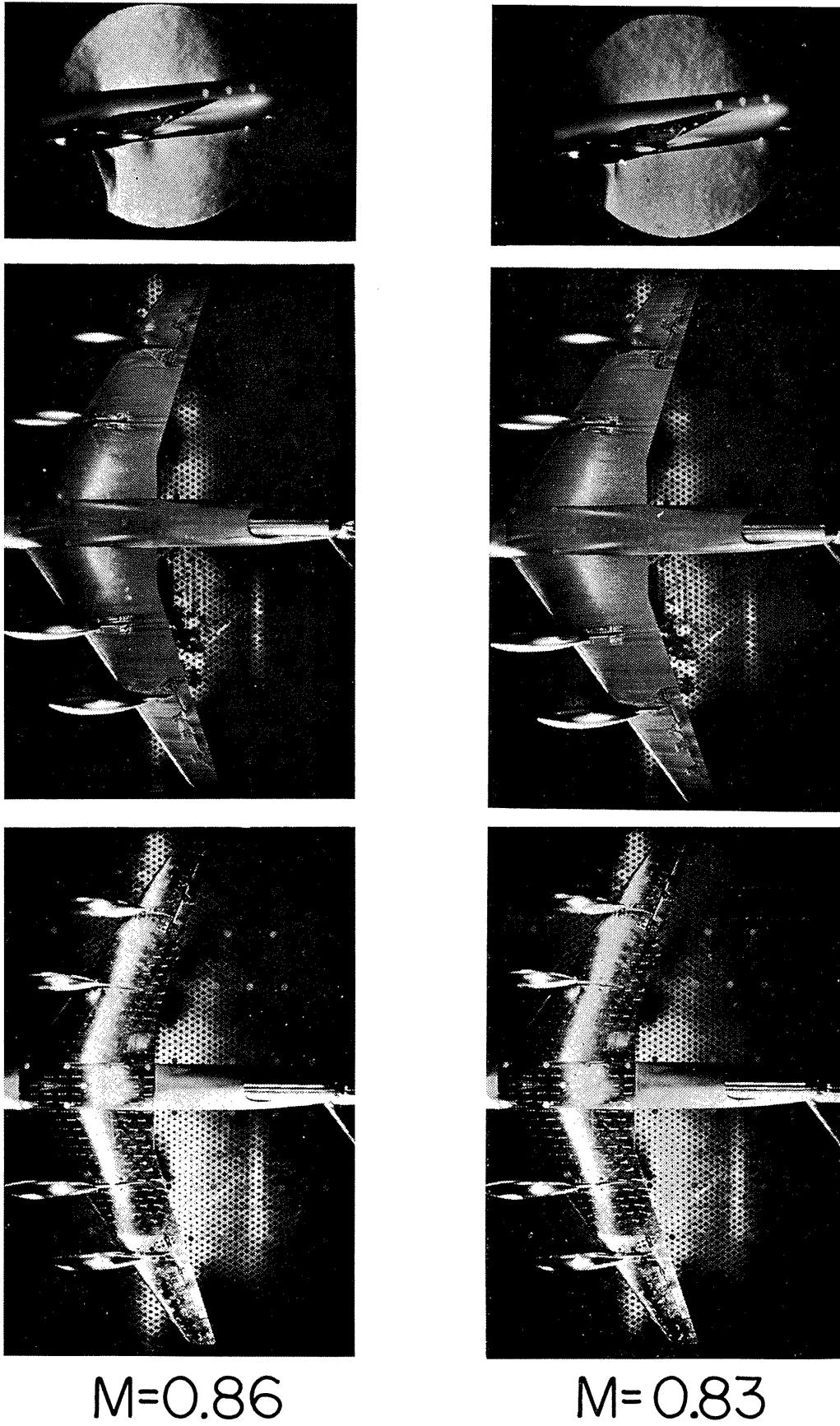
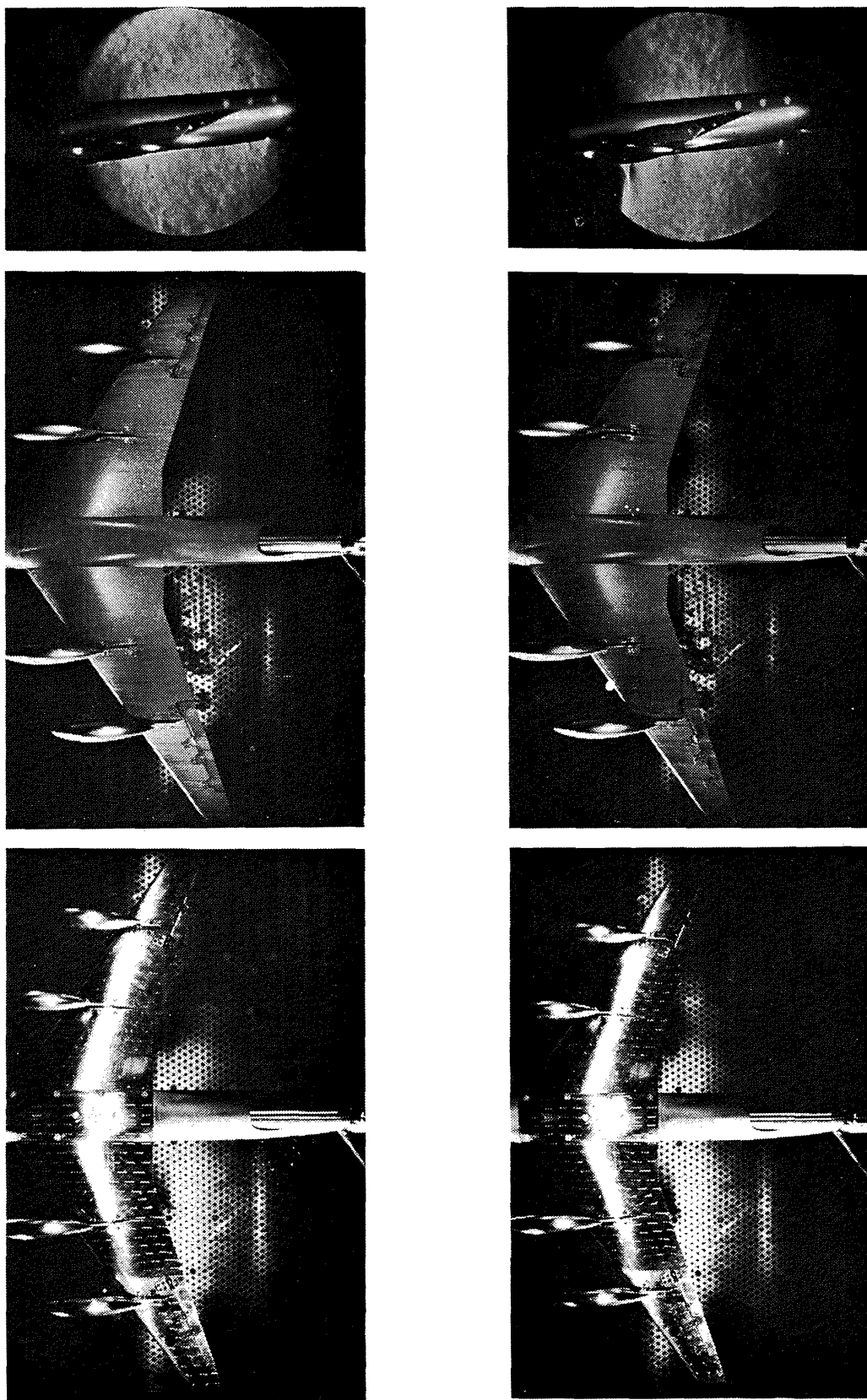


図 44 (a)



M=0.60

$\alpha \approx -4^\circ$

M=0.80

図 44 (b)

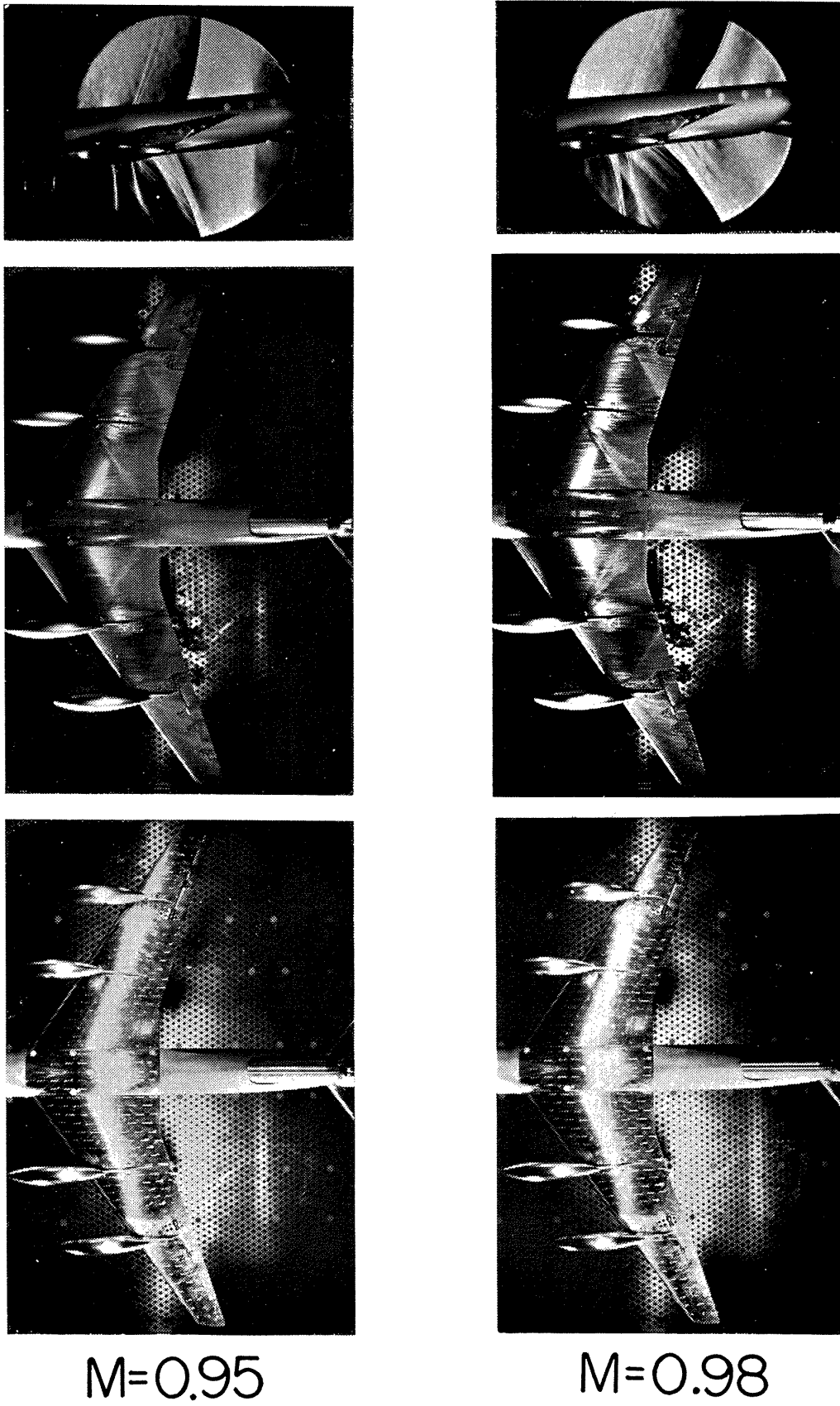


図 44 (b)

I. 河崎俊夫
竹内 理
NAL TM-31
533.6.011.3
629.135.2

NAL TM-31
航空宇宙技術研究所
超音速ジェット輸送機の遷音速風洞における試験

1964年3月 91ページ

わが国で使用されている遷音速ジェット輸送機の1種について、遷音速風洞における六分力試験および各種の舵効き試験を行なった。
(1) マッハ数の増加に対する抵抗増加はかなり著しい。
(2) 大迎角における失速は翼付根より始まり、頭下げモーメントを発生する。
(3) マッハ数 0.83 以上迎角 $2^{\circ}\sim 3^{\circ}$ で上面に衝撃波による失速を生じ、ある場合にはピッチ・アップを生じ、また、横すべりに対して $C_{l\beta}$ は正(不安定)になる。
(4) さらにマッハ数が大きくなると下面でも失速を生じ揚力曲線が著しく非線型となる。

I. 河崎俊夫
竹内 理
NAL TM-31
533.6.011.3
629.135.2

NAL TM-31
航空宇宙技術研究所
超音速ジェット輸送機の遷音速風洞における試験

1964年3月 91ページ

わが国で使用されている超音速ジェット輸送機の1種について、遷音速風洞における六分力試験および各種の舵効き試験を行なった。
(1) マッハ数の増加に対する抵抗増加はかなり著しい。
(2) 大迎角における失速は翼付根より始まり、頭下げモーメントを発生する。
(3) マッハ数 0.83 以上迎角 $2^{\circ}\sim 3^{\circ}$ で上面に衝撃波による失速を生じ、ある場合にはピッチ・アップを生じ、また、横すべりに対して $C_{l\beta}$ は正(不安定)になる。
(4) さらにマッハ数が大きくなると下面でも失速を生じ揚力曲線が著しく非線型となる。

I. 河崎俊夫
竹内 理
NAL TM-31
533.6.011.3
629.135.2

わが国で使用されている遷音速ジェット輸送機の1種について、遷音速風洞における六分力試験および各種の舵効き試験を行なった。
(1) マッハ数の増加に対する抵抗増加はかなり著しい。
(2) 大迎角における失速は翼付根より始まり、頭下げモーメントを発生する。
(3) マッハ数 0.83 以上迎角 $2^{\circ}\sim 3^{\circ}$ で上面に衝撃波による失速を生じ、ある場合にはピッチ・アップを生じ、また、横すべりに対して $C_{l\beta}$ は正(不安定)になる。
(4) さらにマッハ数が大きくなると下面でも失速を生じ揚力曲線が著しく非線型となる。

I. 河崎俊夫
竹内 理
NAL TM-31
533.6.011.3
629.135.2

わが国で使用されている遷音速ジェット輸送機の1種について、遷音速風洞における六分力試験および各種の舵効き試験を行なった。
(1) マッハ数の増加に対する抵抗増加はかなり著しい。
(2) 大迎角における失速は翼付根より始まり、頭下げモーメントを発生する。
(3) マッハ数 0.83 以上迎角 $2^{\circ}\sim 3^{\circ}$ で上面に衝撃波による失速を生じ、ある場合にはピッチ・アップを生じ、また、横すべりに対して $C_{l\beta}$ は正(不安定)になる。
(4) さらにマッハ数が大きくなると下面でも失速を生じ揚力曲線が著しく非線型となる。

既 刊 資 料

TM- 1	高マッハ数風洞について (I)	1961年 11月	平木 一, 清水 福寿 橋本 登
TM- 2	航空技術研究所計数型電子計算機設備 プログラムライブラリー (I)	1962年 2月	樋口 一雄, 戸川 隼人之 好甫, 高橋 利雄 三能美力, 板垣 芳子 鳥海良三, 佐藤 保子
TM- 4	18 cm×20cm超音速風洞について	1962年 5月	長洲 秀夫, 伝田 幸雄
TM- 5	遷音速流の線型理論	1962年 8月	細川 敏
TM- 6	18 cm×18cm遷音速風洞整備試験	1962年 8月	橋本 登, 井上 政一
TM- 7	慣性力形疲労試験機	1962年 8月	竹内 和之, 山根 浩三郎
TM- 8	アルミ合金の前歴が疲れ寿命に およぼす実験的研究	1962年 9月	池田 為治, 坂元 思無邪
TM- 9	方向性次元解析と相似解に関する覚書	1963年 2月	甲藤 好郎, 小出 勉
TM-10	DATATRON 205 用 ALGOL 58 使用法について	1963年 2月	高橋 利之
TM-11	光弾性による高速車盤の縞模様	1963年 2月	永井 文雄
TM-12	コーティングの断熱効果に関する実験	1963年 3月	竹中 幸彦, 小川 幸一 林 洋一
TM-13	遷音速における 45° 後退角の予備的実験	1963年 3月	中井 暎一, 小原 英
TM-14	変断面片持梁固有振動数の一計算方法 について	1963年 3月	中井 暎一, 小原 英 鳥海良三, 安藤 泰勝
TM-16	フラッタ試験設備測定部交換ノズルの 予備試験	1963年 4月	中井 暎一, 橋爪 宏 高木 俊朗, 橋本 登
TM-17	VTOL 機用 Jet Lift Engine に関す る一考察	1963年 5月	鳥崎 忠雄, 松木 正勝 山中 竜夫, 藤井 昭一
TM-18	ヘリコプター振動のパワースペクトル 解析	1963年 6月	小野 幸一
TM-19	吹出式超音速風洞による実験データの 処理方式について (I)	1963年 6月	新井 忠, 原 亘利
TM-20	1 m×1 m吹出式超音速風洞における AGARD標準模型Bの三分力試験	1963年 7月	高木 廣治, 谷 喬 斎藤 秀夫, 新井 忠
TM-21	国産中型輸送機 YS-11 主翼疲労試験 (第1報)	1963年 9月	竹内 和之, 飯田 宗四郎 北谷 虔勇, 中井 治夫
TM-24	円輪と薄肉円筒の回転強度の関係	1963年 11月	永井 文雄
TM-25	DATATRON 205 用 ALGOL 58 の Procedures ライブラリ	1964年 1月	高橋 利之
TM-26	吹出式風洞の圧力制御 (フラッタ試験 設備の場合)	1964年 1月	橋爪 宏, 中井 暎一
TM-28	一段式観測ロケットの超音速風洞試験	1964年 2月	谷 喬, 原 亘利 柳原 盛三, 外立 政隆
TM-29	遷音速フラッタ試験設備の改造および 整備試験	1964年 2月	中井 暎一, 橋爪 宏 安藤 泰勝, 高木 俊朗
TM-30	二段式ロケット飛しょう体の揚力およ び圧力中心推定法	1964年 3月	小橋 安次郎, 宮沢 政文

注：欠番は配布先を限定したもの

航空宇宙技術研究所資料31号

昭和39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町1880
電話武蔵野(0422)(3)5171(代表)

印刷所 奥村印刷株式会社
東京都千代田区西神田1~10