

# 航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-108

二次元遷音速衝動タービン翼列の一実験

近藤 博・養田 光弘  
山崎 紀雄・古川 昇

1966 年 6 月

航空宇宙技術研究所  
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

# 既 刊 報 告

- T R-85 回転翼の線型理論 (II)  
—揚力線理論—  
Linearized Aerodynamic Theory of Rotor  
Blades (II)  
—Lifting-Line Theory 1965年3月 市川輝雄
- T R-86 高速多段軸流圧縮機の部分負荷特性の一計算  
法  
A Method for Predicting the Off-design  
Performance of Multi-Stage Axial-Flow  
Compressors Operating in the Transonic  
Flow 1965年5月 松木正勝, 藤井昭一  
五味光男
- T R-87 亜音速流中のパネルフラッタとダイバージェ  
ンス (II) 圧縮流理論 (III) 実験的研究  
Theoretical Study of Two-Dimensional  
Panel Flutter and Panel Divergence in  
Subsonic Flow  
(II) Compressible Flow Case  
(III) Experimental Study 1965年6月 石井孝雄
- T R-88 尾翼, 胴体結合構造物の地上振動試験結果に  
関する定性的な吟味  
Qualitative Examinations on the Results  
of Ground Vibration Tests of Tail Wing-  
Fuselage Combination Structure 1965年6月 塙 武敏, 越出慎一
- T R-89 垂直突風および航空機の突風応答に関する実  
験的研究  
An Experimental Investigation on Vertical  
Gusts and the Airplane Response 1965年6月 小野幸一, 山根皓三郎
- T R-90 ヒステリシスループの形, 繰返しによる形の  
変化および繰返し後の塑性流動応力の上昇  
(第1報 実験, 第2報 ねじりの場合の理  
論)  
The Shape of Mechanical Hysteresis Loop,  
its deformation due to Stress Repetition  
and Resulting Increase in Flow Stress  
(Part 1. Experiment, Part 2. Theory for  
Torsion) 1965年7月 中西不二夫, 佐藤和郎  
永井文雄
- T R-91 固体プロペラントの割れ目内への火炎伝ば  
(I)  
Flame Propagation into the Gap of Solid  
Propellant Grain (I) 1965年7月 五代富文
- T R-92 ロケット胴体をまわる超音速流の一近似解法  
(I) —迎角0のとき—  
An Approximate Calculation for Supersonic  
Flow Past Bodies of Rocket Vehicles (I)  
—Linearized Flow with Axial Symmetry— 1965年8月 谷 喬
- T R-93 遷音速動安定試験  
Dynamic Testing at Transonic Speed 1965年10月 小橋安次郎, 河野長正  
西 武徳
- T R-94 翼幅方向に一樣な揚力分布をもつ半無限の後  
退翼  
On the Camber Lines of Semi-Infinite  
Sweptback Wings which give Uniform  
Spanwise Load Distribution 1965年10月 河崎俊夫
- T R-95 飛行機の縦の操縦特性に関する二三の考察  
A Few Comments on the Longitudinal  
Handling Qualities of Airplanes 1965年11月 荒木 浩
- T R-96T A Generalized Functional Formalism for  
Turbulence Dec. 1965 Iwao HOSOKAWA
- T R-97 圧縮性と壁形状を考慮した軸流ターボ機械の  
作動円盤理論 (I) —軸対称流れ—  
A Theoretical Investigation of the Com-  
pressible Flow Through the Axial Turbo-  
Machines (I)  
—Non-Swirling Fluids in Ducts— 1965年12月 藤井昭一

# 二次元遷音速衝動タービン翼列の一実験\*

近藤 博\*\*・養田光弘\*\*・山崎紀雄\*\*・古川 昇\*\*

## Some High-Speed Tests on Impulse Turbine Cascades

By Hiroshi KONDO, Mitsuhiro MINODA, Norio YAMAZAKI  
& Noboru FURUKAWA

High-Speed cascade tunnel tests on two cascades of turbine blades are described, the blades having aerofoil sections of impulse design. The two-dimensional performance over narrow ranges of incidence, stagger angle and pitch-chord ratio at Mach numbers up to 1.1 is discussed, special importance being attached to the comparison with performance of cascades of blades having conventional sections.

It is shown that at high Mach numbers the effect of increasing stagger angle is to reduce the total-head loss, while the  $\cos^{-1}$  throat/pitch rule is found to be not always true.

### 1. は し が き

軸流タービンの翼列については、その反動度が小さくなるほど、翼列の形状損失係数が大きくなることは従来から知られている。しかし、軸流タービン内の環状通路流れの半径方向平衡を考えた場合、動翼のスパン方向に沿って、各半径における反動度を一定の値に保つことはむずかしく、翼端部から翼根部へと反動度は小さくなって、翼根部の翼型はいわゆる衝動翼となることが多い。特に軽量化、小型化を要求される軸流タービンでは、翼根部では負の反動度をとることも少くない。その一例として、図1に最近製作されたある実機の動翼各断面における反動度（流入角と流出角との比で表わした）と形状損失との関係を示す。ただし、この例の動翼翼根部の設計転向角は $85^\circ$ であった。

以上のようなことから、今後ジェットエンジンの性能向上の一環として、軸流タービンの性能向上を考える場合、動翼翼根部付近の翼列の性能の向上が必要となる。しかし従来、タービン翼列については、圧縮機翼列のように、広範囲の系統的二次元翼列試験データがないから、動翼翼根部に用いられる低反動度タービン翼列の任意の設計条件に対して、良い性能の高速用翼型を系統的に設計する方法が確立されていない。

---

\*昭和41年5月19日受付

\*\*原動機部

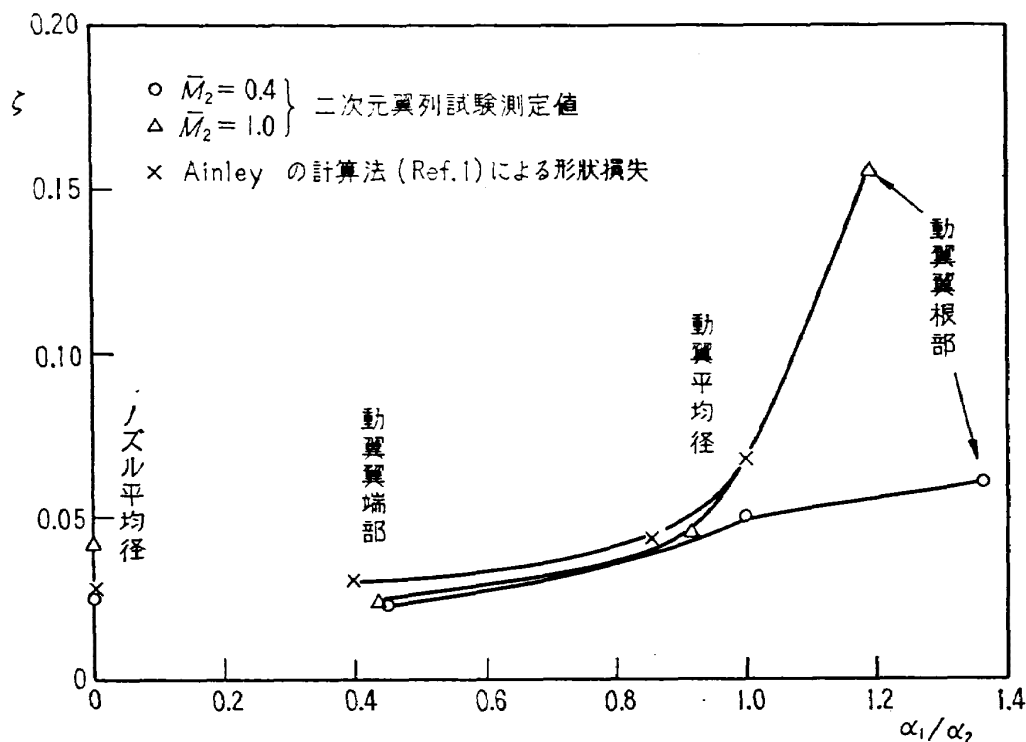


図 1

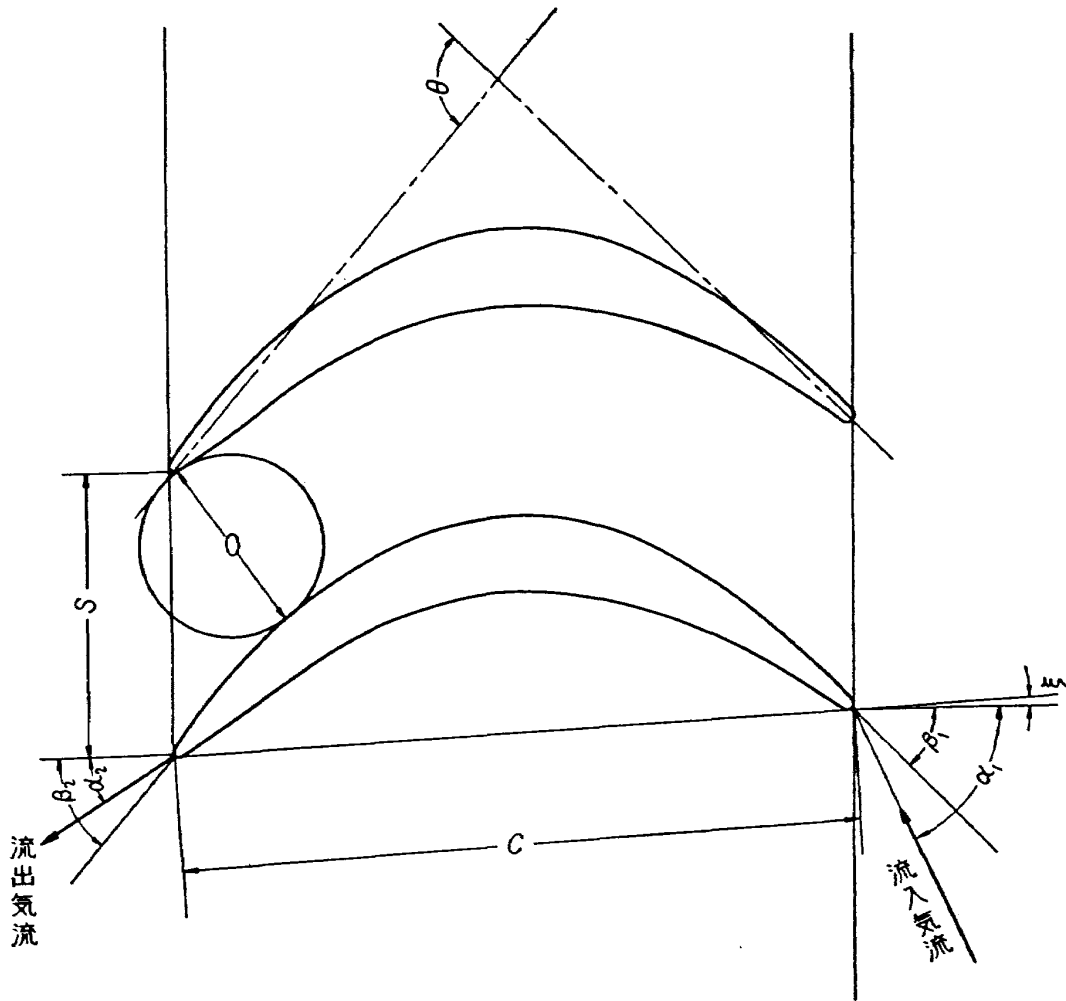
われわれは、このような現状を打開する手がかりを得るため、試作翼型を用いて二次元翼列試験を進めている。文献によると、Channel Flow Approach に基づいた従来の円弧や直線などの組合せ結果をまとめた作図法による通常翼型の代りに、適当なカンバー線と単独翼 (Aerofoil) の厚み分布との組合せによる翼型を用いたために衝動翼列の低速形状損失が改善された例<sup>2)</sup>がある。この改善例のような方法による翼型の設計は、われわれの試験の目的にも有効ではないと思われる。ここに報告する試作翼型はこの方法を基本として作られた。

本報では、試験の第一段階として、まず反動度が正ではあるが低い場合をとりあげて、3種の衝動翼型 (設計転向角  $95^\circ$  および  $115^\circ$ ) を試作し、これについてピトー管による後流測定、翼面圧力分布の測定およびシュリーレン装置による流れの観察を行なった結果について報告する。

## 2. 記 号

- $\alpha_1$  : 流入角
- $\alpha_2$  : 流出角
- $\beta_1$  : 入口角
- $\beta_2$  : 出口角
- $\theta$  : そり角
- $\xi$  : くい違い角





記号説明図

- $C$  : 翼弦長
- $O$  : 翼列スロート幅
- $S$  : ピッチ
- $t$  : 翼厚さ
- $P_t$  : 全圧
- $P_s$  : 静圧
- $P_{atm}$  : 大気圧
- $P_l$  : 翼面局部圧
- $q$  : 動圧 ( $P_t - P_s$ )
- $T$  : 全温
- $M$  : マッハ数
- $\zeta$  : 平均全圧損失係数
- $\Delta p / \bar{q}_2$  : 静圧降下率

$C_p$  : 翼面圧力係数

$V_2$  : 翼列流出速度

$V_s$  : 翼背面局部最大速度

添字

1 流入状態

2 流出状態

ハイフンは平均値を表わす。

### 3. 試験翼列および翼型について

#### 3.1 試験翼列

表1に試験した翼列の翼配備を示した。表中\*印が設計条件のものである。くい違い角やピッチの変化による性能への影響をみるため、翼配備が設計条件からわずかわったものについても試験を行なった。

表1 翼 配 備

翼 型	$s/c$	$\xi^\circ$	$\beta_1^\circ$	$\beta_2^\circ$	$\cos^{-1}(o/s)^\circ$	$(t/c)_{\max}$	$r_1$ c%	$r_2$ c%
K45*	0.424	3.8	40	47	50.5	11.3	1.1	1.0
K45	0.594	3.8	40	47	46.9	11.3	1.1	1.0
K45	0.424	0	43.8	43.2	48.2	11.3	1.1	1.0
K55*	0.606	12.8	45	62	60.5	21.9	2.8	0.8
K55	0.606	7.8	50	57	56.5	21.9	2.8	0.8
K55A*	0.602	15.0	48	63	60.1	9.9	0.8	0.8
K55A	0.602	10.0	53	58	56.8	9.9	0.8	0.8

表1のうち翼型記号中の数字は設計流入角度を表わしている。(たとえばK45型の設計流入角は $45^\circ$ である。)ピッチ $s$ は装置との関係から $s/c$ の値が主として0.6付近になるように一定に選び $s/c$ の変化による影響をみるときだけは $c$ を一定にして $s$ の値を変化させている。設計条件のくい違い角 $\xi$ は「3.2」に述べるカンバー線の計算法によれば入口角 $\beta_1$ と出口角 $\beta_2$ の値が決まると自動的に算定されるものであり、表1の範囲では $\beta_1$ が大きいほど $\xi$ は大きくなっている。設計流出角は表1に $\cos^{-1}(o/s)$ の値で示されている<sup>1)</sup>。翼型の出入口角および厚み分布に関しては「3.2」に述べるような考え方からその値が定められたものである。

#### 3.2 翼型の設計

衝動翼は、その本質上から反動翼に比較して、翼厚比および翼のそり角が大きく、しかも翼列前後における流入静圧と流出静圧との差が非常に小さい。このため、翼型背面において、大きな負圧

ができ、これがそのまま翼背面の後半部分での減速領域における翼面速度の減速率を大きくして、形状損失の増加をもたらすことが多い。翼腹面は、一般に加速領域であり、翼背面に比較して、問題点が少ないと考えられる。したがって、ここでは翼背面の形状に重点をおいて考えた。設計方針は次のとおりである。

1. 翼背面における負圧の極値がなるべく小さくなるようにする。このためには、翼型カンバー線および厚さ分布はいずれも設計条件において、翼背面圧力の変化が小さいものを選ぶ。
2. 流出マッハ数が遷音速に達しても、形状損失の急激な増加がないようにするため、翼列間気流通路、特に翼列スロート直前上流側より下流の通路の形状を考慮する。すなわち気流通路は、なるべくまがりやゆるやかであり、下流に向かって少しでも通路面積が減少するように、あるいは最悪の場合でも増加しないようにする。

以上の2点から、試験翼型カンバー線には、窪田の任意のそりをもった厚さのない翼列の理論による循環がだ円分布のもの<sup>3)</sup>を、厚み分布の基本型には LB-24 型層流翼<sup>4)</sup>を用いた。計算によって得られたカンバー線に上述の厚み分布をのせた翼型を原型として、翼列間通路の形状を上述の設計方針2に合わせるため下記の修正を行なって試験翼型を得た。

1. 厚み分布は、翼後半部分を前半部分と対称なものに変更する。図2に新しい厚み分布を示す。

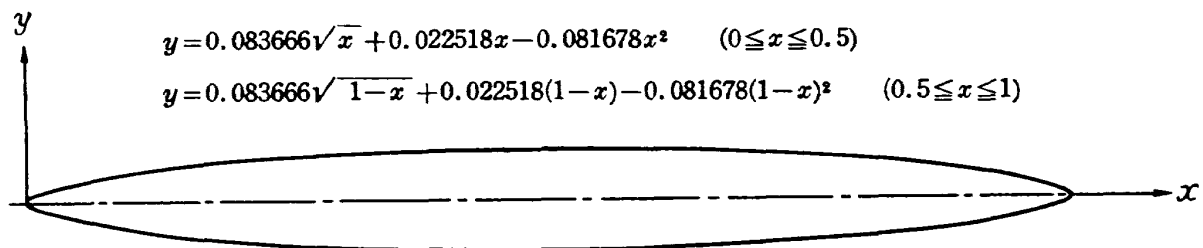
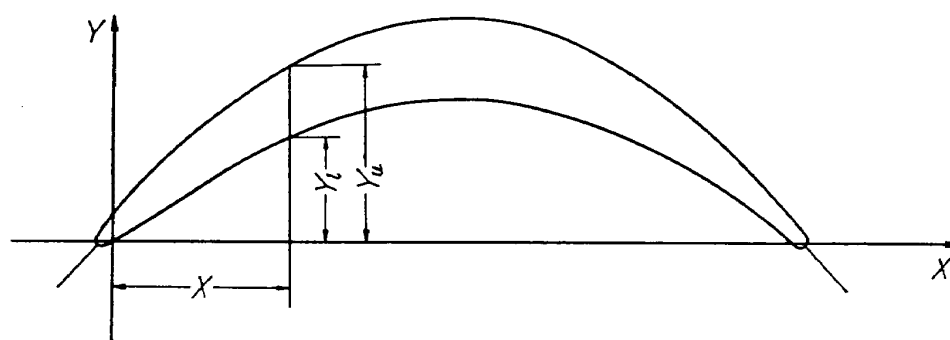


図2 厚さ分布の原型 ( $t/c=10\%$ )

2. 厚み分布の変更と併行してカンバー線の前縁および後縁における接線の角度（翼型出入口角）を修正し、設計流入出角と翼型背面の前縁およびスロート出口付近における接線の向きとがそれぞれほぼ平行になるようにした。（翼型 K45 ではこのようにしてもまだ翼列流入部で翼列間通路の形状がわずかに convergent-divergent になるため、これを避けて翼型前半部分において、翼背面の厚みを減らし、腹面での厚みを増した。このため当然の結果として、カンバー線の形と厚み分布がわずかに変化しているが、大きな影響をうけるほどにはならない）

このようにして2種の翼型 K45, K55A を設計した。これらの翼型の翼型座標を表2に示す。また図3に翼型形状を示し、図4に翼列通路面積の変化を示した（図4の縦座標は設計翼配備における翼列入口の通路面積に対する比で表わした）

図 4.2 からわかるように、翼型 K55A の翼列通路面積はまだ途中に大きなひろがり部分をもっている。そこで、この K55A の翼型に K45 の設計のときに行なったのと類似の修正（上述の 2 の追記）を行なって、翼型 K55 を設計した。この結果、翼厚比 9.9% の翼型 K55A から翼厚比 21.9% の任意翼型 K55 ができた。ただし翼列間流路の中心線は K55A の場合と変わっていない。翼型 K



翼型座標のとり方

表 2

(単位mm)

翼型 K45			翼型 K55A		
X	$Y_u$	$Y_l$	X	$Y_u$	$Y_l$
0.00	2.26	2.82	0.00	8.09	0.00
0.35	3.11	2.12	0.29	8.64	7.78
0.71	3.49	2.40	0.58	9.07	8.01
1.06	3.88	2.65	0.86	9.59	8.27
1.41	4.20	2.89	1.15	9.99	8.50
1.77	4.59	3.14	1.44	10.37	8.73
3.53	6.21	4.41	2.88	12.18	9.96
7.06	8.93	6.25	5.76	15.15	12.27
10.59	11.05	7.52	8.64	16.91	14.03
14.12	12.36	8.37	11.52	17.68	14.77
17.65	12.53	8.47	14.40	17.51	14.54
21.18	11.86	7.91	17.28	16.42	13.02
24.71	10.45	6.71	20.16	14.23	10.48
28.24	8.08	4.69	23.04	10.92	7.29
31.77	4.94	2.08	25.92	6.39	3.46
33.54	2.82	0.85	27.36	3.95	1.53
33.89	2.40	0.64	27.65	3.48	1.18
34.24	2.01	0.39	27.94	2.97	0.81
34.59	1.55	0.14	28.22	2.45	0.43
34.95	1.06	-0.11	28.51	1.81	0.09
35.30	0.49	0.00	28.80	0.92	0.00
前縁中心 $X=0.25$ $Y=2.54$ 前縁半径 $r_1=0.39$ 後縁中心 $X=35.05$ $Y=0.25$ 後縁半径 $r_2=0.35$			前縁中心 $X=0.14$ $Y=7.95$ 前縁半径 $r_1=0.23$ 後縁中心 $X=28.71$ $Y=0.20$ 後縁半径 $r_2=0.23$		

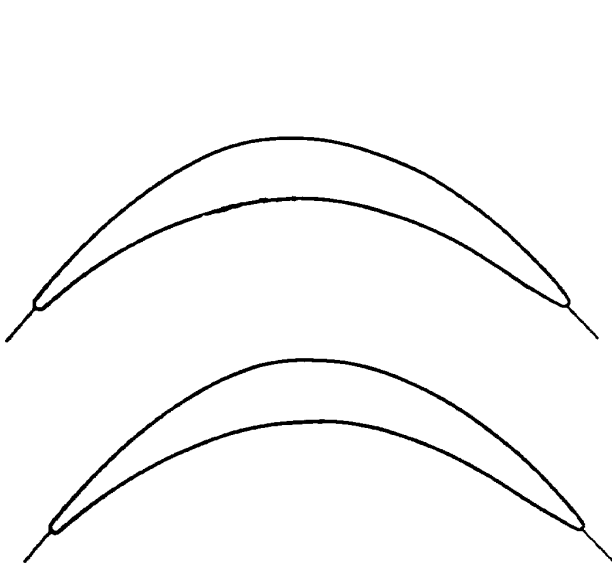


図 3.1 翼型 K45

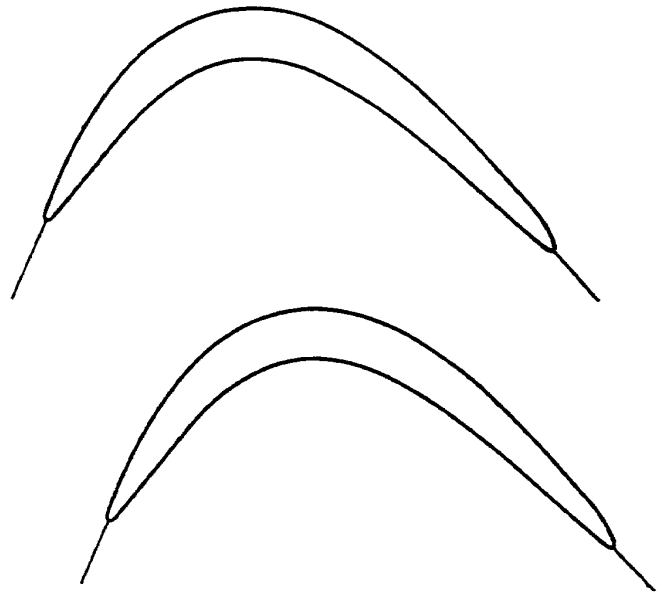


図 3.2 翼型 K55A

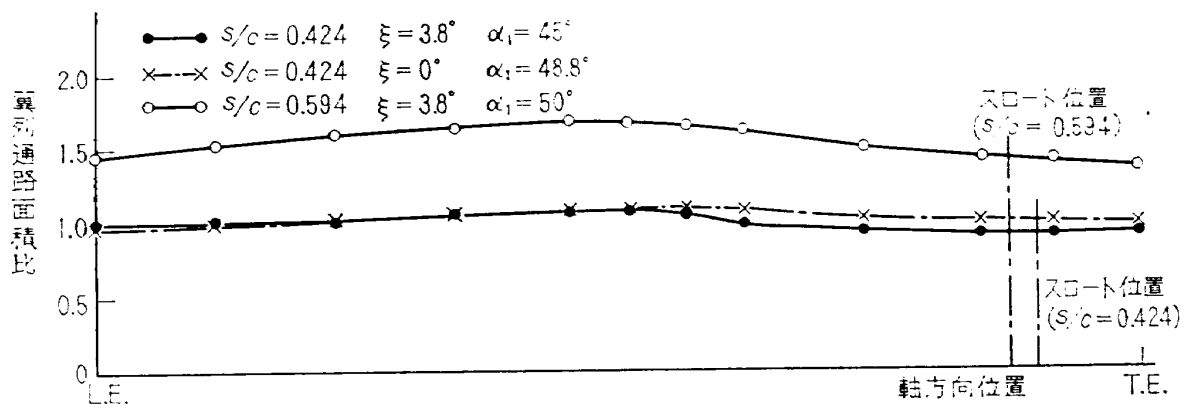


図 4.1 翼列通路面積比 翼型 K45

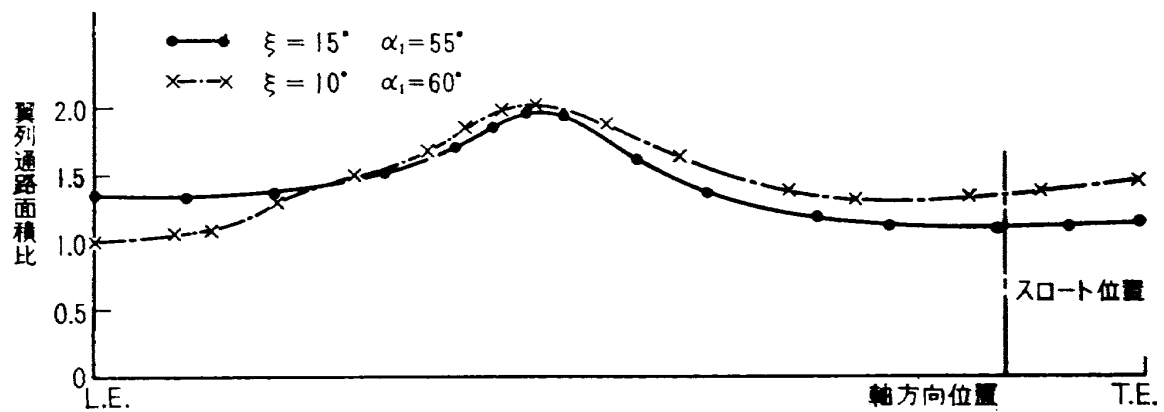


図 4.2 翼列通路面積比 翼型 K55A

表 3 翼型 K55

(単位mm)

$X$	$Y_u$	$Y_l$	$X$	$Y_u$	$Y_l$
0.00	7.80	6.77	23.04	10.92	6.68
0.29	8.12	6.60	25.92	6.39	3.46
0.58	8.50	6.54	27.36	3.95	1.53
0.86	8.90	6.60	27.65	3.48	1.18
1.15	9.24	6.77	27.94	2.97	0.81
1.44	9.59	6.97	28.22	2.45	0.43
2.88	11.43	8.06	28.51	1.81	0.09
5.76	14.83	10.05	28.80	0.92	0.00
8.64	17.42	11.46	前縁中心 $X=0.63$ $Y=7.32$ 前縁半径 $r_1=0.81$ 後縁中心 $X=28.71$ $Y=0.20$ 後縁半径 $r_2=0.23$		
11.52	18.63	12.15			
14.40	18.29	12.01			
17.28	16.53	10.89			
20.16	14.20	9.10			

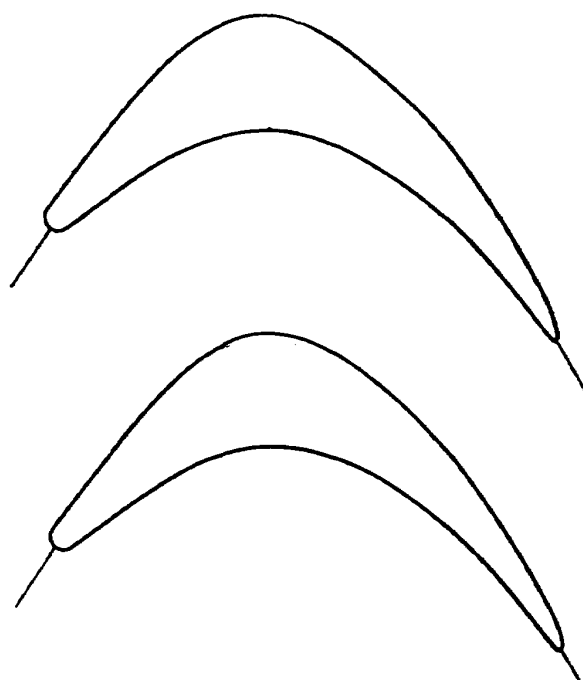


図 5 翼型 K55

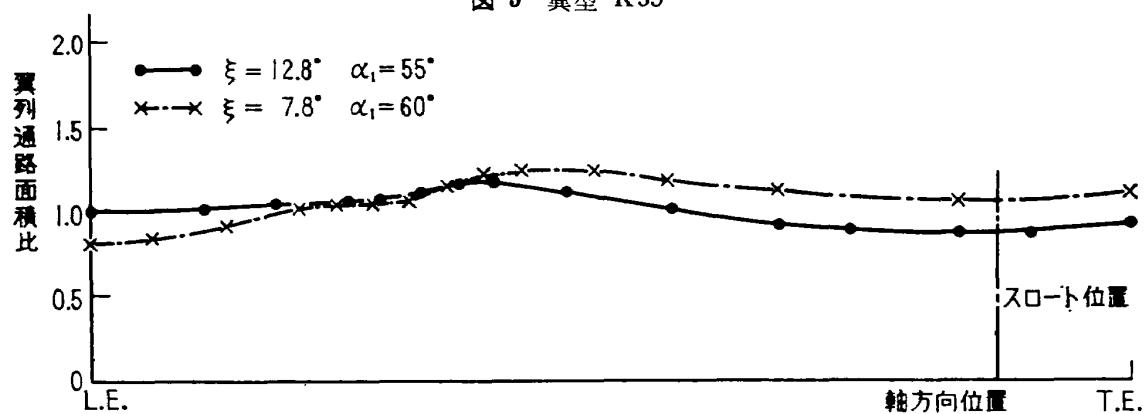


図 6 翼列通路面積比 翼型 K55

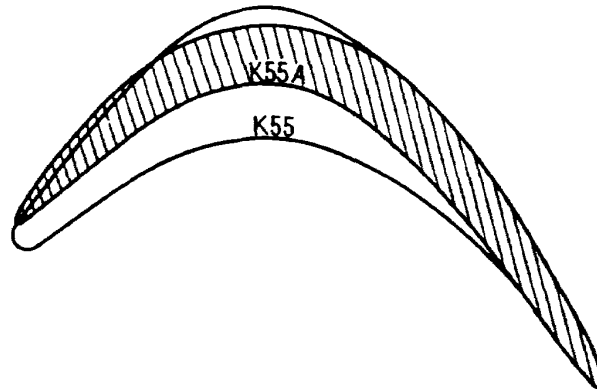


図 7 翼型 K55—K55A の翼型比較

55の翼型座標を表3に示し、翼型形状および翼列通路面積の変化をそれぞれ図5、6に示した。また翼型 K55A と K55 との形状の比較を図7に示した。(図6は図4と同様、縦座標は設計翼配備における翼列入口の通路面積に対する任意点通路面積の比である。なお以後翼型を略して、3種の翼型をK45、K55A、K55 と表わす。)

#### 4. 試 験 装 置

試験は、当所の高速翼列風洞<sup>5)</sup>を用いて行なった。この試験は、タービン翼列を取り扱っているので、これまでのいくつかのタービン翼列試験と同様に、境界層の抽気は、翼列前風胴壁、翼列間左右壁ともに行なっていない。計測装置、シュリーレン装置などいずれもこれまでの試験と同じものの<sup>5)</sup>を用いた。

翼模型も従来のものと同様に、弦長約 30 mm、スパン 90 mm の金属製で、模型枚数は11枚を用いた。このうちの1枚(中央翼)には、翼面圧力測定用の静圧孔を設けた。シュリーレン写真の撮影も11枚の模型を用いたが、 $s/c=0.424$ のものについては、装置のつごう上7枚であった。

なお、翼弦長と流出速度とを用いた試験レイノルズ数は  $2 \times 10^5$  以上であった。

## 5. 試験方法

### 5.1 試験方法

試験は、3種の翼型を表1に示した翼配備について、流出マッハ数を変えて行なった。翼配備が設計条件のものについては、流入角を  $\pm 5^\circ$  の範囲で変えたが、それ以外の翼配備については、流入角を変えずに試験を行なった。試験流出マッハ数は、低速性能を得るために  $\bar{M}_2=0.4$  について、そのほかは、遷音速性能を得るため  $0.8 \leq \bar{M}_2 \leq 1.1$  の範囲で試験した。

試験は、一つの試験条件（流入角と流出マッハ数の組合せ）について、流入状態の測定、3孔ピトー管による翼スパン中央断面後流測定（流出全圧、流出角分布）、翼列中央翼の翼面圧力分布の測定およびシュリーレン写真の撮影によって進めた。

流入状態は集合胴における全圧、全温、風洞壁面静圧および3孔ピトー管による流入全圧、流入角を測定した。壁面静圧、流入全圧および流入角の測定位置は、いずれも翼列より約1/2弦長上流である。

流出状態の3孔ピトー管による測定は、これまで行なったタービン翼列試験とまったく同様に行ない、翼模型後縁から流れに沿って約1/2弦長下流で翼列に沿って1ピッチにつき流出全圧と流出角の分布を求めた。したがって、流出角の測定も wake 外の主流中で行ない、流出全圧の測定は、翼列からの流出気流の主流中の代表点で、ピトー管の向きを気流の向きに平行に固定してトラスした。流出マッハ数は流出全圧と実験室内大気圧から算出し、流出速度が音速以上の場合でもピトー管そう入により生じる衝撃波損失の補正をしていない。

ピトー管による後流測定のうち、各試験条件について、シュリーレン写真の撮影を行なった。ただし、 $M_2=0.4$  における写真の代りに、低い流出マッハ数における流れを代表するものとして、 $M_2=0.6$  における写真を撮影した。

### 5.2 性能の表示

翼列性能は、平均全圧損失係数  $\zeta$ （以下損失係数という）、平均流出角  $\bar{\alpha}_2$ 、静圧降下率  $\Delta p/\bar{q}_2$  で表わし、平均流出マッハ数  $\bar{M}_2$  および流入角  $\alpha_1$  に対する変化を示した。平均流出角  $\bar{\alpha}_2$  は Wake をのぞく主流中の局所流出角の算術平均で表わし、損失係数  $\zeta$ 、静圧降下率  $\Delta p/\bar{q}_2$  はそれぞれ次式から求めた<sup>6)</sup>。

$$\zeta = \frac{1}{s \cdot \bar{q}_2} \int_0^s (P_{t1} - P_{t2}) ds$$

$$\frac{\Delta p}{\bar{q}_2} = \frac{P_{s1} - P_{s2}}{\bar{q}_2} \approx \frac{P_{s1} - P_{atm}}{\bar{q}_2}$$

また、翼面圧力係数  $C_p$  は次式で求めた。

$$C_p = \frac{P_t - P_{s2}}{\bar{q}_2} \approx \frac{P_t - P_{atm}}{\bar{q}_2}$$

ここで  $\bar{q}_2$  は流出気流の主流中の平均動圧である。



## 6. 試験結果と考察

### 6.1 試験結果

このようにして得られた翼列性能を図8～17に示した。図8～10は設計翼配備のときの性能を示したもので、流入角  $\alpha_1$  をパラメータにとり、平均流出マッハ数  $\bar{M}_2$  に対して、平均全圧損失係数  $\zeta$ 、平均流出角  $\bar{\alpha}_2$ 、静圧低下率  $\Delta p/\bar{q}_2$  を表わした。比較のため、Bridle らの報告<sup>6)</sup>から流入角、設計流出角および  $s/c$  の値が試験翼列の値に近い従来の翼列（通常翼型）の試験結果を引用して、図中に破線で示した。また、試験翼列について、Ainley の方法<sup>1)</sup>で求めた流出角の計算値を図にそれぞれ鎖線で示した。

図11～13に設計翼配備における翼列性能を、平均流出マッハ数をパラメータにとって、流入角  $\alpha_1$  に対して示した。

図14～16は、くい違い角を設計値からわずかに小さくしたときの翼列性能である。図に比較のため、設計くい違い角のときの性能も示した。図17は、K45の設計翼配備でピッチのみ大きくしたときの性能を示した。

図18～30にそれぞれの試験条件に対応する翼面圧力分布およびシュリーレン写真を示した。ただし、K45の  $s/c=0.594$  については、装置のつごう上シュリーレン写真による流れの観察を行っていない。

図31に各翼列の  $M_1-\bar{M}_2$  の関係を示した。設計点では、K55、K55Aとも  $M_1=0.7$  でほぼチョークするが、K45は、他の翼型よりスロート部における通路面積の絞り方が少ないので、チョーキング・マッハ数は高くなっている。また後述のように、くい違い角が大きくなり、入射角が小さくなるにつれて、一般に形状損失は減少するが、流れのチョーキングは早く起きるようになる。

図32は、3種の翼型の設計翼配備における  $D_s-\bar{M}_2$  の関係を示したものである。なお、 $D_s$  は実測の翼面圧力分布から次式を用いて求めた。

$$D_s = 1 - \frac{V_2}{V_1}$$

これをみると、 $\bar{M}_2 > 0.9$  で  $D_s$  の値が急に減少するが、これは流れがチョーキング状態になったからと思われる。従来、 $D_s$  を約 0.2 以下の低い値にすれば形状損失は最小になるとされているが<sup>7)</sup>、このことは流れがチョーキングしてからは、後述の結果のように必ずしもあてはまらないようである。

### 6.2 形状損失について

設計翼配備における平均流出マッハ数  $\bar{M}_2$  による損失係数の変化をみると、K45では、 $\bar{M}_2 = 0.4 \sim 0.9$  の範囲で、流出マッハ数が高くなると損失係数は直線的にわずかに増加し、流出マッハ数

が 0.9 より高くなると損失係数の急激な増加が起こる。これに対して、K55 および K55A では、正の入射角となる流入角  $60^\circ$  をのぞいて、流出マッハ数の変化に対して、損失のこのような増加はみられない。平均流出マッハ数  $\bar{M}_2=1.0$  のとき、K55 と K55A の損失係数はそれぞれ 0.07, 0.05 であり ( $\alpha_1=55^\circ$ )、この値は従来の衝動翼列の損失係数に比べて低い値である。

このように K55, K55A では、遷音速で良い損失性能が得られたが、K45 では、遷音速域で損失係数が増加した。この違いは後述のシュリーレン写真による観察で良く説明できるが、前述のとおり、他の翼型に比較してチョーキング・マッハ数がやや高いことが注目される。また、K55 と K55A とは設計翼配備においては、その損失特性がほぼ同じであり、翼型の最大厚さ、翼列通路面積の違いなどによる性能の差は大きくなかった。

また、これらの翼列は、遷音速域における性能の向上を目的としたものであるが、低速での形状損失はいずれも比較 (K45 については図 17) に用いた従来の翼列よりかなり低いことがわかった。

### 6.3 流出角について

平均流出角  $\bar{\alpha}_2$  の流出マッハ数による変化は、K55 および K55A では小さく、設計流入角においては、平均流出マッハ数  $\bar{M}_2=0.4\sim 1.0$  の範囲では、その変化の幅は約 1 度である。 $\bar{M}_2=1.0$  以上では、流出角はやや増加して、 $\bar{M}_2=1.1$  で 1~1.5 度大きくなっている。これに対して、K45 では、 $\bar{M}_2=0.4\sim 0.9$  の範囲では、流出マッハ数が高くなるにしたがって、流出角はほぼ直線的に増加している。 $\bar{M}_2=0.9$  以上では、損失係数の増加とともに流出角  $\bar{\alpha}_2$  は減少している。

図中に鎖線で示した Ainley の方法による流出角の計算値と測定値とを比較すると、低いマッハ数の範囲では良く一致していると思われる。しかし、流出マッハ数による流出角の変化は一致しない。上述のように、測定値はその変化の幅がせまいのに対して、計算値は流出マッハ数による変化がかなり大きい。試験翼列の中では、K45 の流出角の変化が計算値に最も近い。

なお損失係数と同様に、Bridle らの試験結果と比較すると、K45 については、流出角はかなり差があり (図 17)、K55A では、約 2 度の差があるが、流出マッハ数に対する変化はほぼ一致している。この差の原因は翼型の違いによるものであろう。

### 6.4 流入角による性能の変化

試験した流入角の範囲内においては、流入角による性能の変化について次のようにいえる。試験翼列は、いずれも設計流入角より小さい流入角で最小損失係数となり、流入角を大きくとるほど損失係数が大きくなる。また、設計流入角より大きい流入角では、この損失係数の変化は大きくなる。

流出角に対する影響については、K45, K55 では流入角による変化はほとんどなく、流出角一定であった。K55A では、設計値より正に 5 度入射角をとった  $\alpha_1=60^\circ$  のとき、流出角はやや小さくなった。

### 6.5 くい違い角の変化による影響

以上のように、設計翼配備では、ほぼ十分な性能が得られたが、設計値より大きい流入角をとった場合、損失係数が増加する。これは流入角を設計値より5度大きくとった場合に、翼はすでに正の失速点に達しているからだと思われる。そこで一つの試みとして、翼型に対する入射角を設計値と同じにとどめ、流入角を設計値より大きくとるため、翼列のくい違い角を小さくとった。すなわち流入角を設計値より大きくとった角度だけくい違い角を小さくとって試験した(図14~16)。図からわかるようにくい違い角を小さくとったことによって、平均流出マッハ数の高いとき、損失係数はいずれもかなり大きくなった。K45, K55A では、低い平均流出マッハ数では損失係数は小さくなったが、K55では、損失係数は各流出マッハ数において、1.7~2.5 倍にもなっている。

このようにくい違い角を小さくしたことによって、損失特性が悪くなった原因は次のように考えられる。すなわち、くい違い角を小さくとると、流出角が減少して、反動度が低くなり、また、翼列通路面積の変化(図4)が翼列にとって不利なもの(設計方針の2)となり損失係数が増加する。この損失係数の増加と設計くい違い角で入射角を正に大きくとったことによる損失係数の増加との大小関係によって損失特性が影響される。K55では流出マッハ数によらず常に前者による損失係数の増加がより大きく、K45, K55Aでは低い流出マッハ数では後者による損失係数の増加がより大きく、流出マッハ数が高くなると前者による損失係数の増加がより大きくなる。このことは、後述のシュリーレン写真の観察からも裏付けることができる。たとえば K55A についてみると、 $\xi=15^\circ$ ,  $\alpha_1=60^\circ$  では翼前縁において境界層のはく離しているのがみられるが(図28),  $\xi=10^\circ$ ,  $\alpha_1=60^\circ$  では(図29)このような翼前縁からの境界層のはく離はみられない。しかし、弦長20%近くの翼背面に衝撃波の発生がみられ、さらに翼背面の境界層のはく離しているのがわかる。これに対して、K55では、すでに設計入射角で翼前縁で境界層のはく離しているため、他の翼型のように低速での損失特性がよくならなかったと思われる。

また翼面圧力分布によって比較すると、くい違い角の小さい翼列のほうが、いずれの翼型の場合にも翼背面における負圧極値が大きい。

### 6.6 節弦比 $s/c$ の影響

従来の設計法による通常翼型を用いたタービン翼列では、その翼型における最適節弦比は流出マッハ数の増加とともにやや減少するといわれている<sup>8)</sup>。本試験結果でも図17(K45型性能)からわかるように  $s/c=0.594$  のときの損失係数は設計節弦比( $s/c=0.424$ )のときに比べて、低い流出マッハ数( $\bar{M}_2 \leq 0.8$ )ではわずかに小さいが流出マッハ数が高いときはより大きくなる。すなわち最適節弦比は  $\bar{M}_2$  が大きくなると  $s/c=0.594$  付近から  $s/c=0.424$  付近に移ったようにみえる。ちなみに Ainley の方法によれば最適節弦比は  $\bar{M}_2 \leq 0.6$  のとき 0.7 程度である。また本試験結果は、節弦比が大きくて単位流量あたりの Wetted Area がより少ない翼配備での形状損失は、 $\bar{M}_2$

が小さければ  $D_s$  の大小関係（翼面圧力分布，図 19. 1, 30）とは逆に，節弦比の小さい場合より小さく，これに対して，衝撃波の発生や衝撃波との干渉による境界層のはく離などによって流れが大きな影響を受ける高い流出マッハ数の範囲では節弦比が小さい場合より大きくなる（ $D_s$  の大小順序どおりに形状損失の大小関係が決まる）一例を示しているとも考えられる。

また，流出角  $\bar{\alpha}_2$  について図 17 でみると  $s/c=0.594$  のときも設計翼配備のものと同様なことが Ainley の方法による計算値との比較でいえる（流出マッハ数に対する変化が一致しない）。

## 6.7 翼面圧力分布について

試験翼列の翼面圧力分布から次のことがわかった。設計条件において高速での翼背面の圧力分布は K45, K55A では翼列スロート部に近づくほど圧力係数  $C_p$  が小さくなっている。K55 では，弦長 40% 近くで最小圧力係数になっているが，一度翼面圧力が回復したのちふたたび流れの加速によって圧力係数はやはりスロート部に向かって小さくなる。

設計流入角および設計値より小さい入射角をとったときの翼面圧力分布の形は，流出マッハ数によってほとんど変化しない。また設計値より大きい入射角をとった場合（+5°），設計条件のときに比べていずれの翼型においても翼前縁の圧力係数の減少が目立ち，翼前縁における流れの加減速が大きくなり，境界層のはく離しやすくなったことを示している。以下主として設計条件のときについて述べる。

K45, K55 はいずれも翼列間通路面積がほぼ一定である。したがってこれらの翼列の翼面圧力分布は，翼型のそりによる影響をそのまま示しており，ともに弦長 40% 付近で負圧のピークをもっている。特に K55 ではこのピークはきわだっており，設計翼配備でも翼面速度は加速から減速へと急激に変化している。しかし一方，K55 では  $D_s$  の値は流出マッハ数の増加につれて単調減少し高速領域では常に 0.2 以下に低くなっているため，これが原因となって  $D_s$  のマッハ特性が悪い K45 のように大きな形状損失は生じなかったと思われる<sup>7)</sup>（図 32）。

これに対して，K55A では，翼列間通路面積に大きなひろがり部分があるが（弦長約 40% 付近），圧力分布の形をみると，前縁からスロート部に向かって，流れはほとんど加速のみで，減速域をもっていないことがわかる。これは翼のそりと翼列間通路面積の変化との影響が通路各部分でそれぞれ打消しあったと考えられる。

K55 と K55A とは翼面圧力分布の形が翼型前半部分ではかなり大きく違っているが，弦長 50% からあとの後半部では，この二つの翼列の圧力分布は良く一致している。この二つの翼列は，翼列通路の形状が後半部分ではほとんど一致しており，翼列性能にも大きな差がないので，翼列通路の形状の前半部における差は，この場合，性能に大きな影響を与えなかったと思われる。

なお，ピッチ，くい違い角による圧力分布の変化は前述のとおりである。

また以上の各種圧力分布は圧力分布を先に与えて衝動翼列を設計する方法の発展のための一資料

となるであろう。

### 6.8 シュリレン写真について

シュリレン写真から次のようなことがわかった。遷音速性能の良い K55, K55A では、設計翼配備においては、流出マッハ数 0.8 以下でも流れは良く、流出マッハ数が 0.9 以上では後縁付近から衝撃波が発生しているのがみられるにしても、これらの衝撃波との干渉による境界層の強いはく離の発生はなく、損失係数の増加はわずかである。これらの写真から観察される流れの状態はノズル翼列におけるものと良く類似している。なお、K55 では、翼面圧力分布に弦長 40% 近くで大きな負圧のピークがあるが、シュリレン写真では流れに目だった変化はみられなかった。

K55, K55A で設計値より大きい入射角をとったとき、( $\alpha_1=60^\circ$ )、流出マッハ数が比較的低い場合に、すでに翼前縁背面の境界層のはく離が観察され、この境界層のはく離は流出マッハ数が高くなるとともにその強さを増し、また、はく離した境界層の上に衝撃波が発生している。

K45 では、K55, K55A と比べると一般的に後縁での衝撃波の発生と境界層のはく離が強いのが目だつ。

K45 の  $\alpha_1=45^\circ$ ,  $50^\circ$  写真では、それぞれ流出マッハ数が 0.9 および 0.8 以上になると、前縁近くの翼背面上で衝撃波が発生しているのがわかる。このような翼列流入部における衝撃波の発生は、翼列性能に非常に悪い影響を与えられる。くい違い角を変えた場合にも、同じような翼列流入部の衝撃波が現われていて、流出マッハ数の高くなるとともに流れが悪くなっているのがわかる (K55 および K55A のくい違い角変化の場合は「6.5」参照)。

## む す び

遷音速作動領域において形状損失の小さい衝動翼列を得ることを目的として、適当と思われるカンバー線と層流翼の厚み分布をもとに試作した設計転向角  $95^\circ$  および  $115^\circ$  の3種の翼型について高速翼列試験を行なった。その結果次のようなことがわかった。

(a) 設計点では翼型 K55, K55A についてはかなり良い遷音速性能が得られた。従来の翼型と比較して損失係数も低く、マッハ特性も良い。この結果本報の設計法によれば翼厚比10%程度の場合、従来の Channel Flow Approach からの予想とは反対に翼列間通路面積が翼列中央部で大きく変化してもその影響が小さいこと、また翼厚比20%程度の場合、本設計法は高効率厚翼を得るための Channel Flow Approach の基礎となりえることの遷音速作動領域における実例が得られた。

(b) 翼型 K45 は、K55 および K55A に比べて設計転向角が小さいが、設計点でも遷音速領域では損失係数が急に増した。このおもな原因は、前縁付近における衝撃波の発生によるものと思われる。遷音速タービン翼列では、スロート部前後の通路面積の変化および翼形状の決定が重要であるが、さらに衝動翼列では流入マッハ数がかかなり高くなるために、翼列流入部付近の翼形状の決定にも十分な注意が必要である。

(c) 試験翼列はいずれも流入角の変化に対して性能の変化が大きく、特に設計入射角以上の正の入射角に対しては損失係数の増加が大きかった。また、翼列ピッチ、くい違い角などを設計値よりやや変化させた結果、高速での翼列性能はピッチが大きく、あるいはくい違い角の小さいほうが悪かった。この性能の低下は、流出マッハ数が高くなるほど著しい。翼型と最適節弦比およびくい違い角との関係は今後さらに検討する必要がある。

(d) 流出角については、測定値と Ainely の方法による計算値とは、いずれの翼列についても、低速では良い一致がみられたが、流出マッハ数に対する変化は一致しない。すなわち、測定値は流出マッハ数によって計算値ほど変化していない。

なおこの試験は、負の反動度を含めて衝動タービン翼列の系統的設計法の研究のための初歩的段階であり、今後さらに研究を行なう予定である。

この研究について、山内部長、松木室長、鳥崎室長から種々助言をいただいた。また試験を行なうには空気源運転担当者の協力をいただいた。ここに記して厚く感謝の意を表します。

## 文 献

- 1) D.G. Ainley & G.C.R. Mathieson; A Method of Performance Estimation for Axial-Flow Turbines, A.R.C. R&M 2974 (1951)
- 2) D.G. Ainley; The Performance of Axial-Flow Turbines, P.I.M.E. Vol. 159 (1948) p. 230
- 3) 窪田滋夫; 任意翼型タービン翼列の理論, 機械学会論文集 21 巻 105 号(昭和 30) pp. 329~335
- 4) Itiro Tani & Satosi Mituisi; Contribution to the Deseign of Aerofoils Suitable for High Speeds, 東大航研報告 No. 198 (1940) pp. 399~415
- 5) 近藤 博, 養田光弘, 坂口 一, 山崎紀雄; 高速翼列の実験について, 航技研報告 TR-44 (昭和 38)
- 6) E.A. Bridle; Some High-Speed Tests on Turbine Cascades; A.R.C. R&M 2697 (1949)
- 7) 平山直道; 翼列における境界層, 日本機械学会誌 66巻 532 号 (昭和 38) p. 654
- 8) 窪田滋夫, 森田進; タービン翼の高速翼列試験, 機械学会論文集 28 巻 186号(昭和 37) pp. 225~234.
- 9) 藤本武助, 窪田滋夫; タービン翼列の風洞実験結果 (第 3 報), 日本機械学会論文集 (第 3 部) 23 巻 125 号 (昭和 32) pp. 14~20.
- 10) Б. М. АРОНОВ; ОПРЕДЕЛЕНИЕ НЕКОТОРЫХ ГЕОМЕТРИЧЕСКИХ ПАРАМЕТРОВ ТУРБИНЫХ РЕШЕТОК, ИЗВЕСТИЯ В. У. З. АВИАЦ. ТЕХ. No. 4 (1965). Сrp. 109~117.

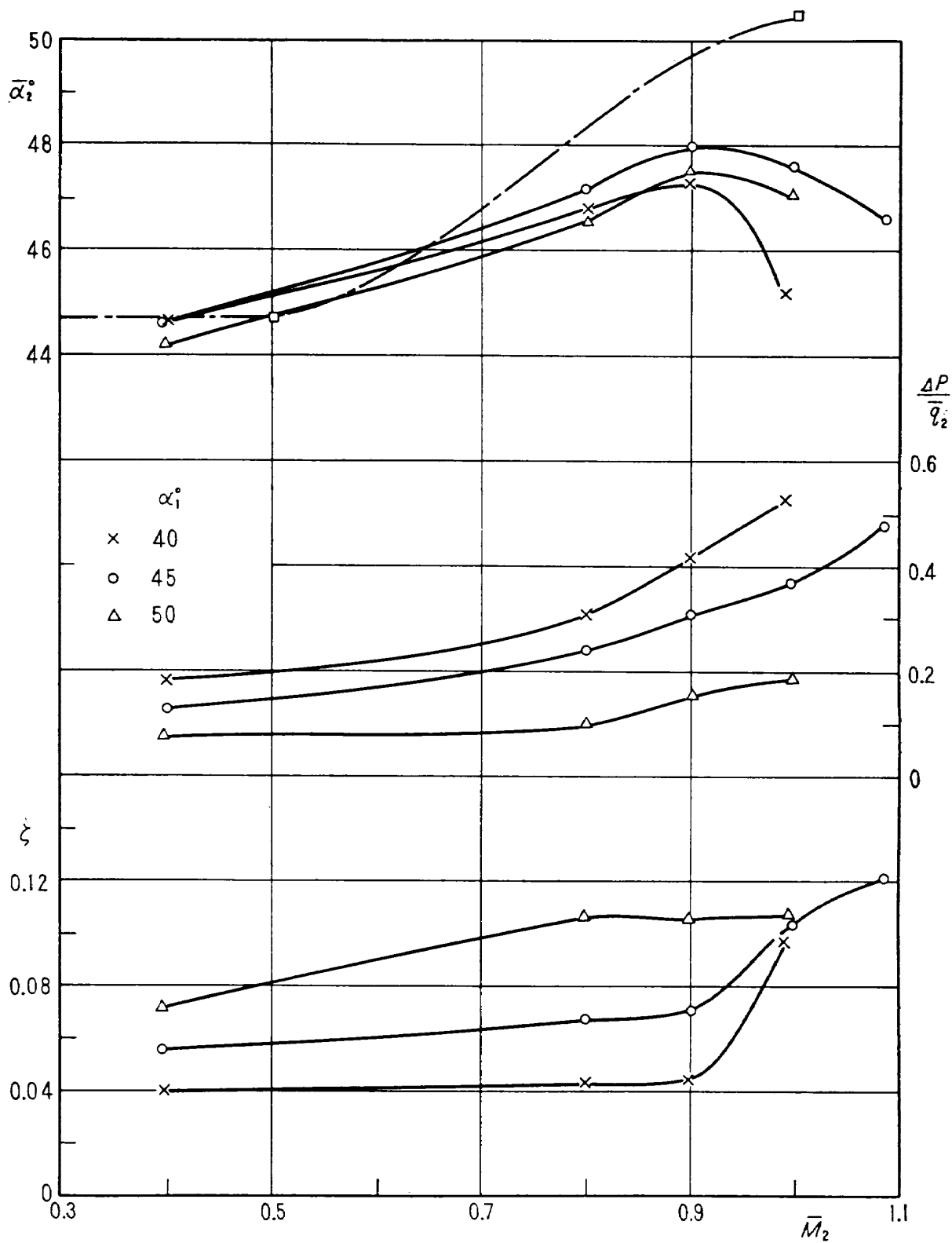


図 8 翼列性能 翼型 K45 ( $s/c=0.424$   $\xi=3.8^\circ$ )



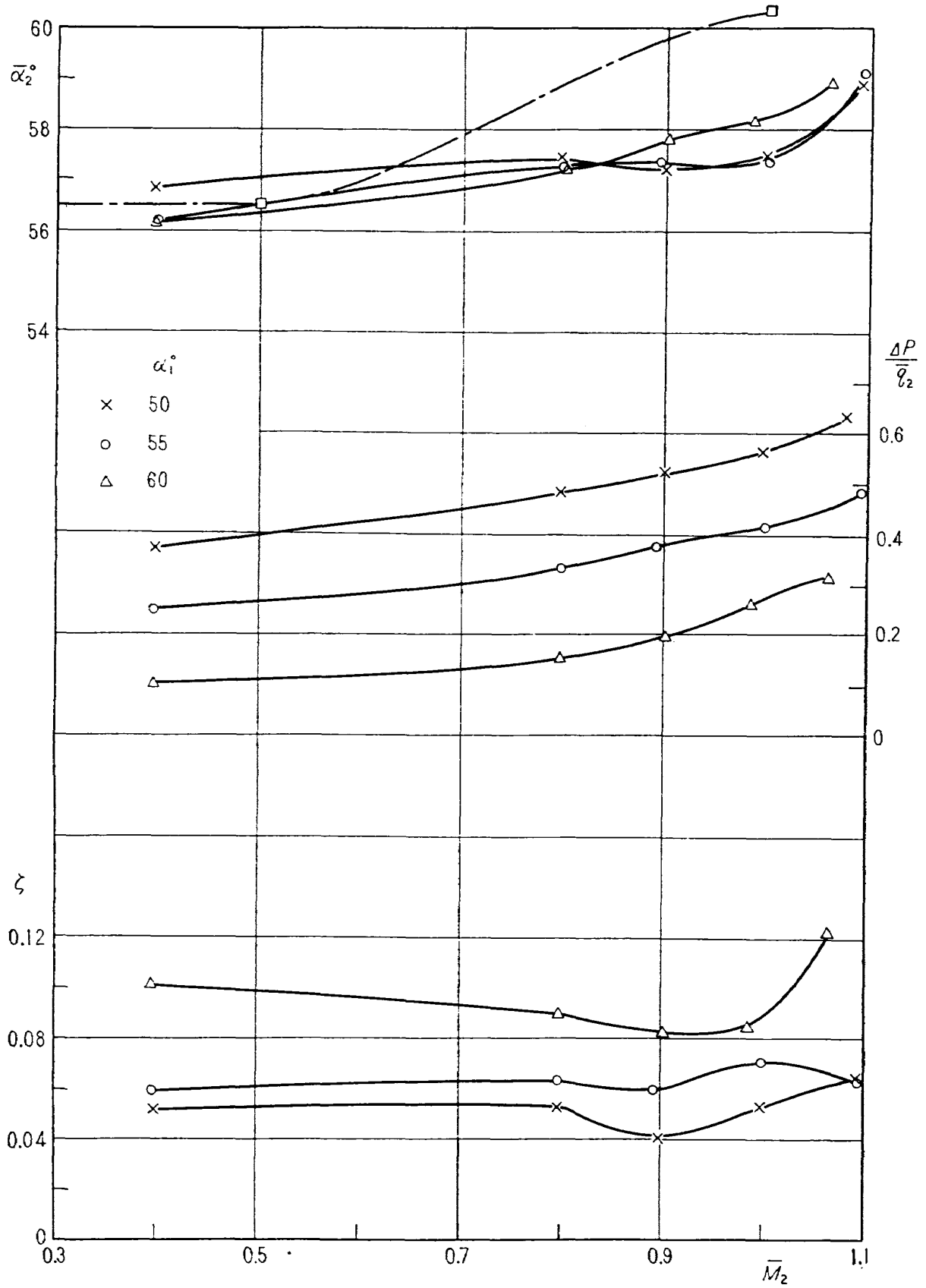


図 9 翼列性能 翼型 K55 ( $\xi = 12.8^\circ$ )

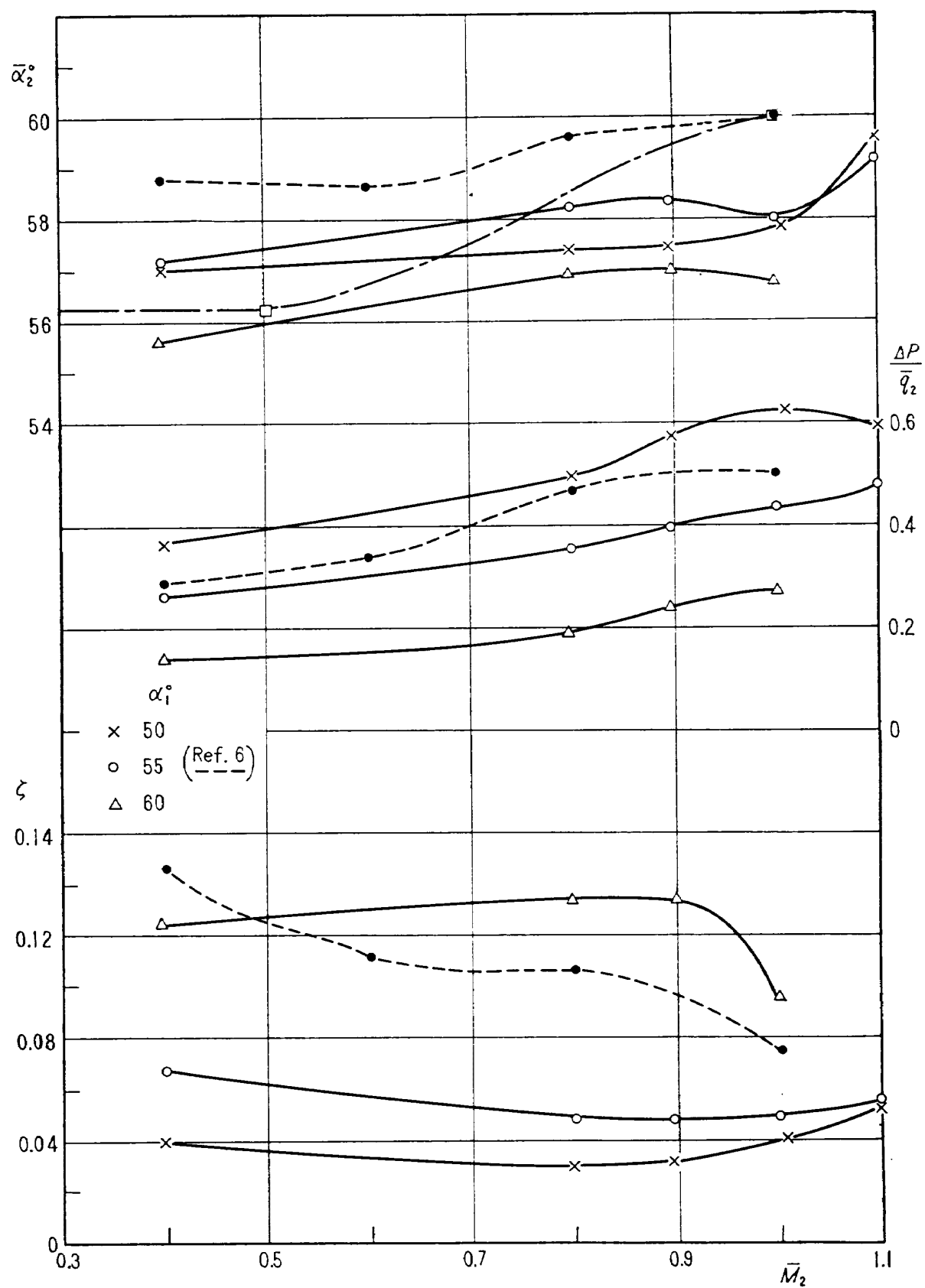


図 10 翼列性能 翼型 K55A ( $\xi = 15^\circ$ )

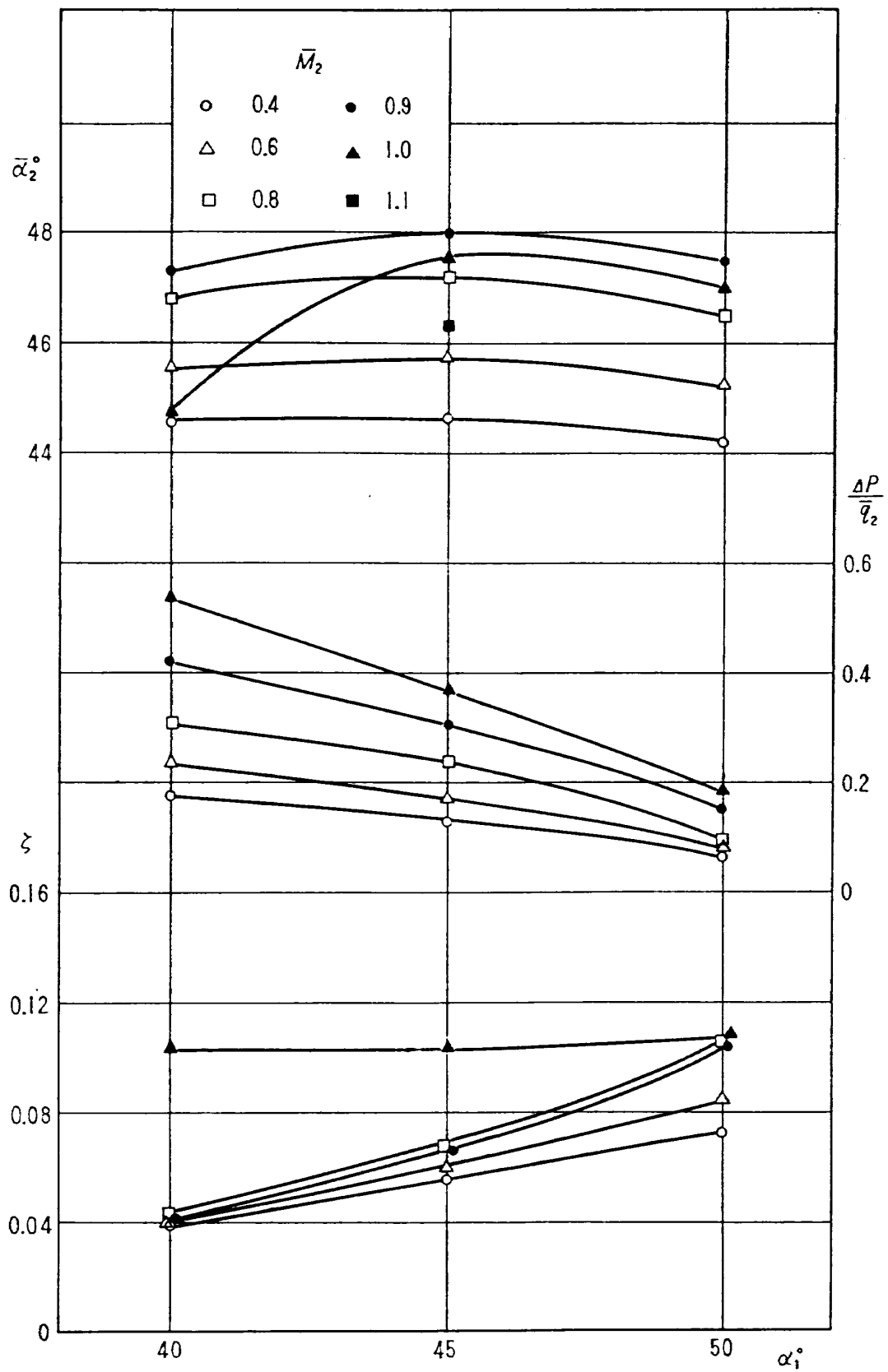


図 11 翼列性能 翼型 K45 ( $s/c=0.424$   $\xi=3.8^\circ$ )

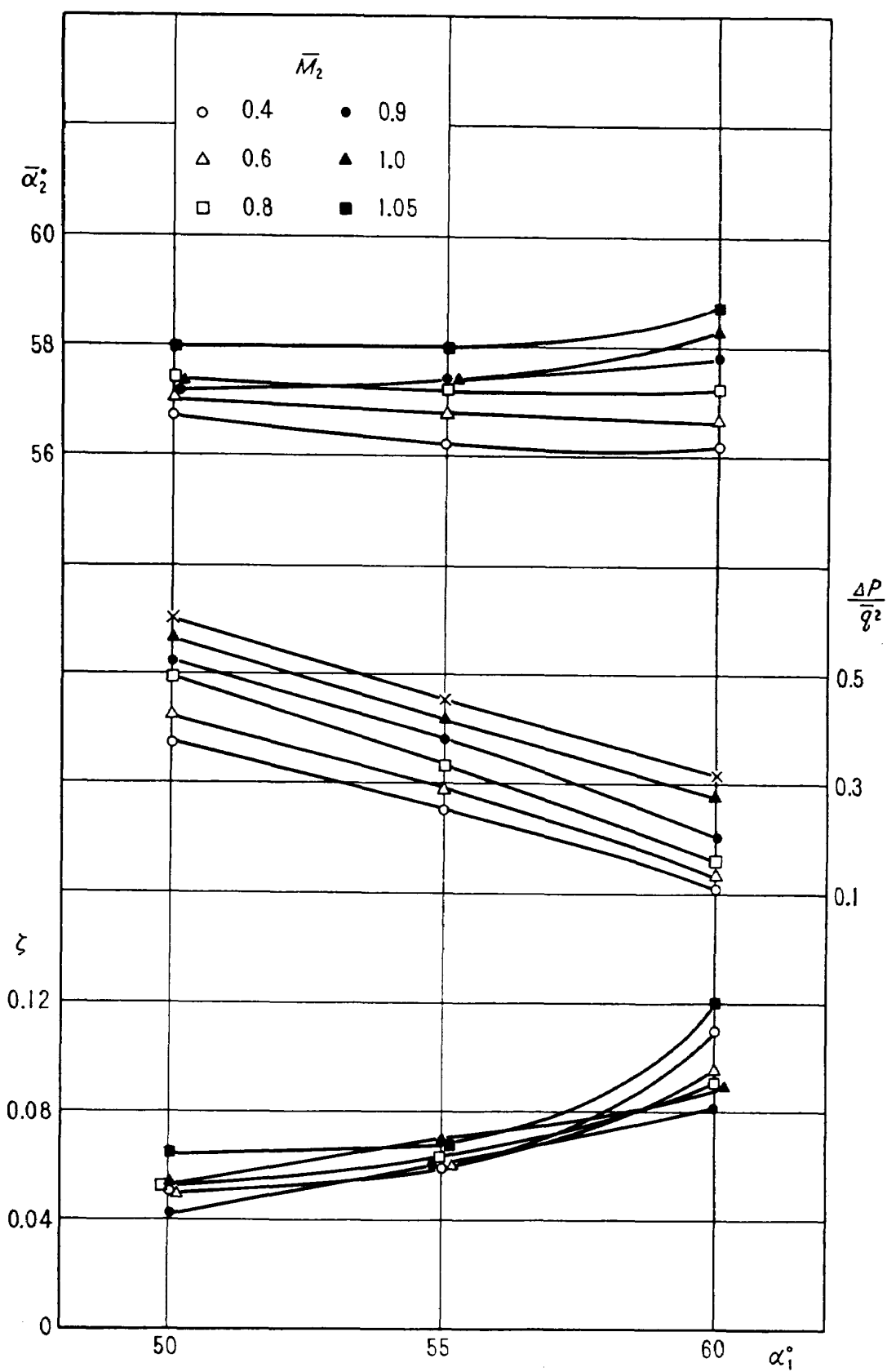


図 12 翼列性能 翼型 K55 ( $\xi = 12.8^\circ$ )

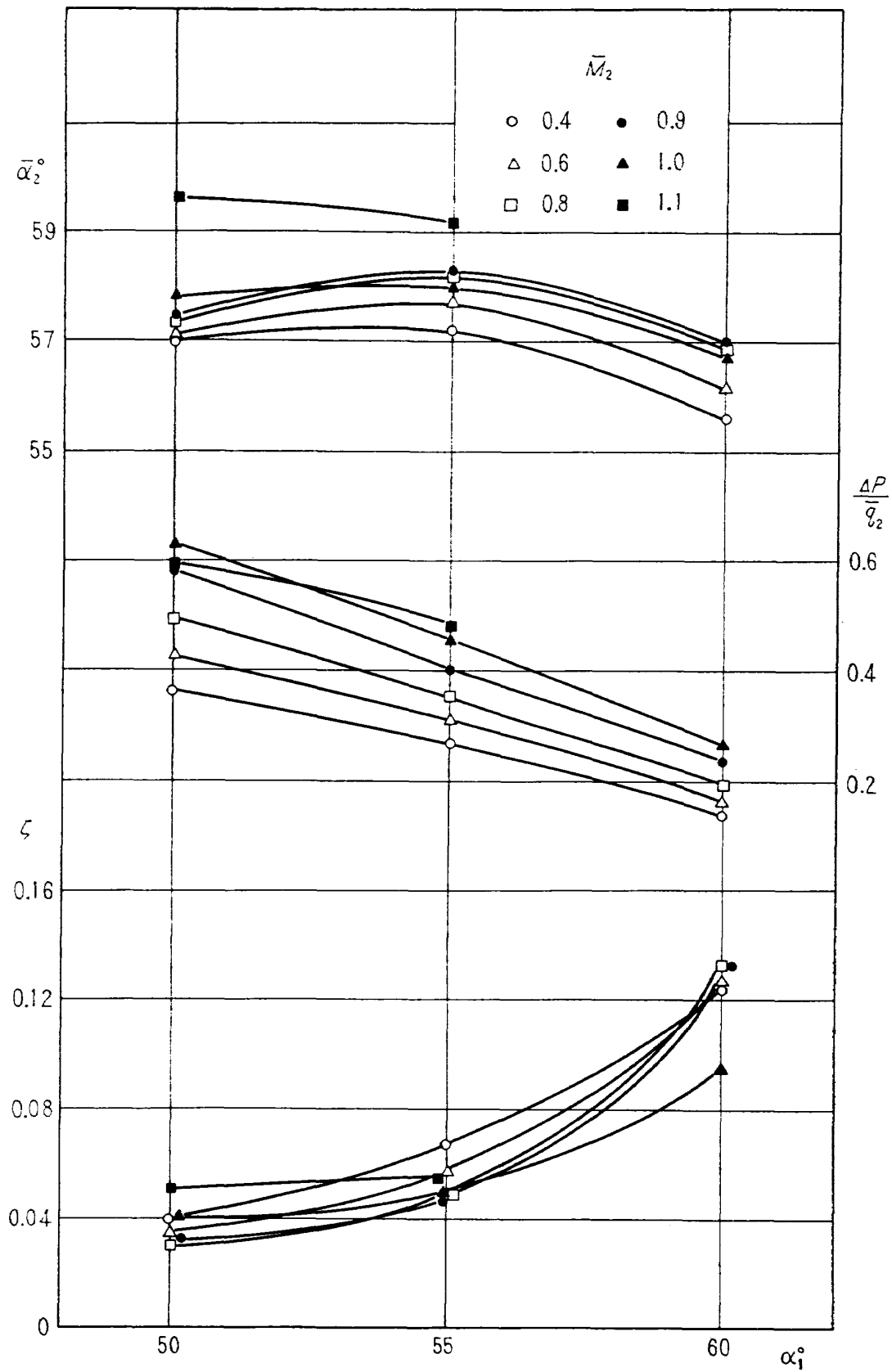


図 13 翼列性能 翼型 K55A ( $\xi = 15^\circ$ )

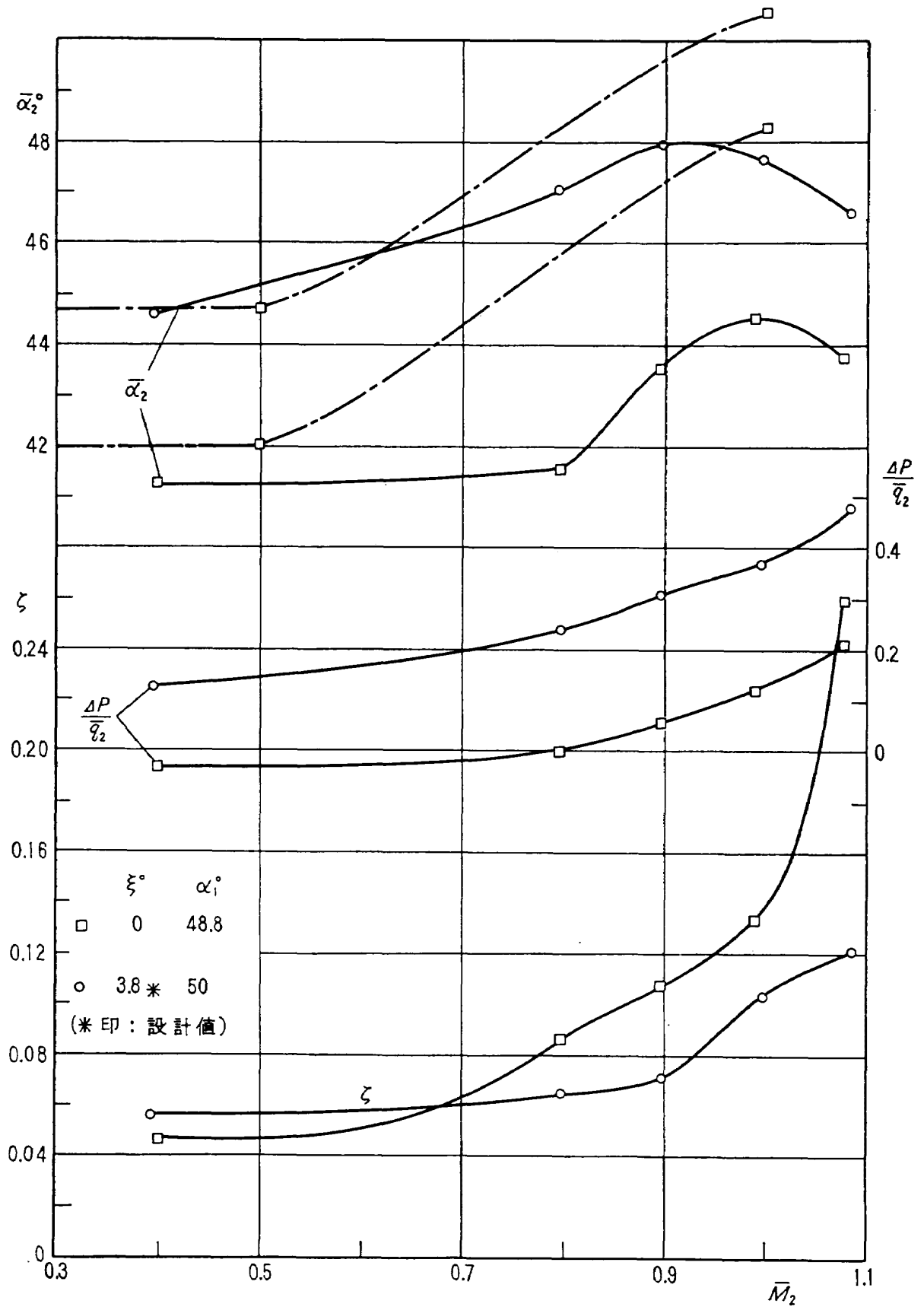


図 14 翼列性能 翼型 K45 ( $s/c=0.424$ )

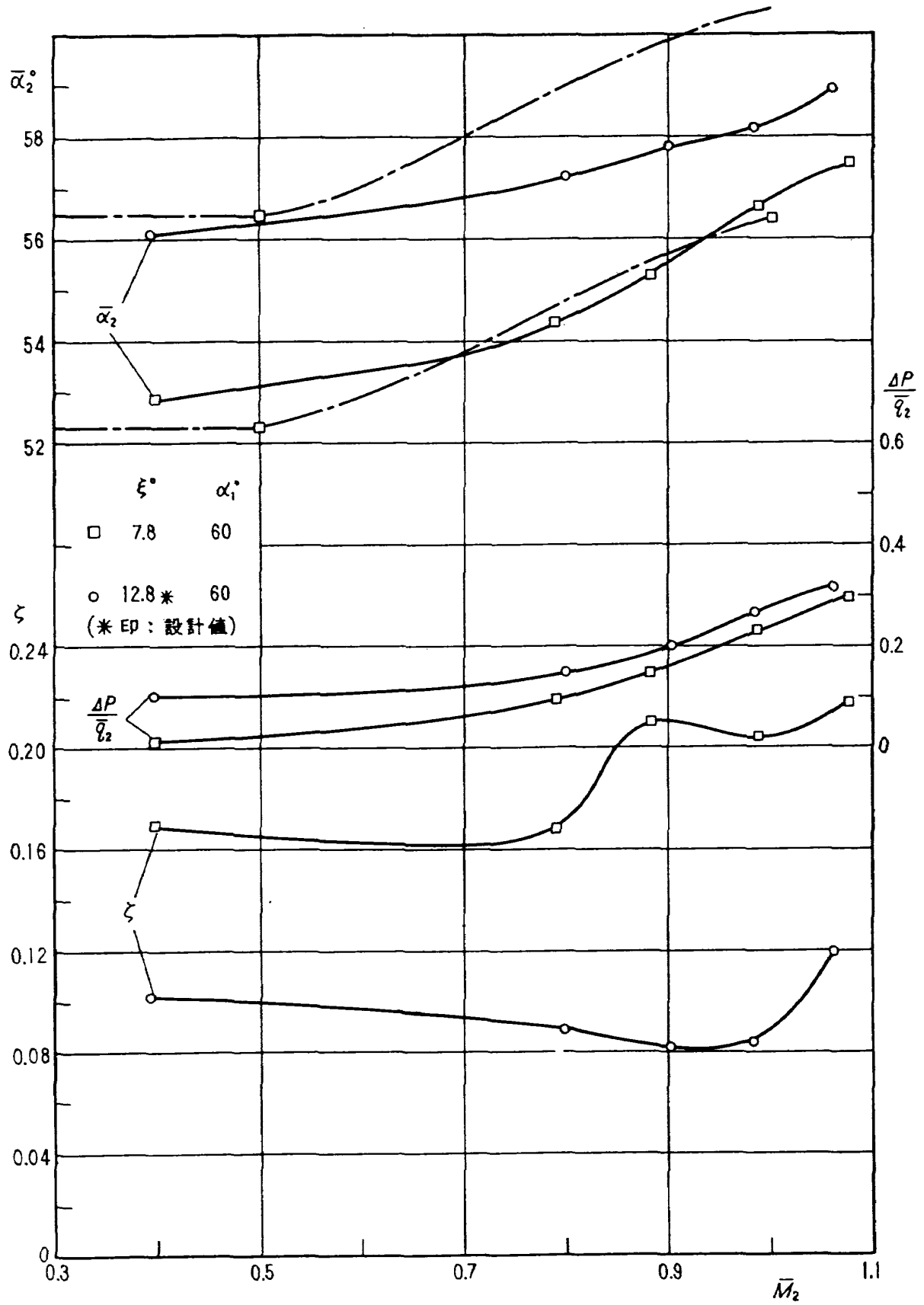


図 15 翼列性能 翼型 K55

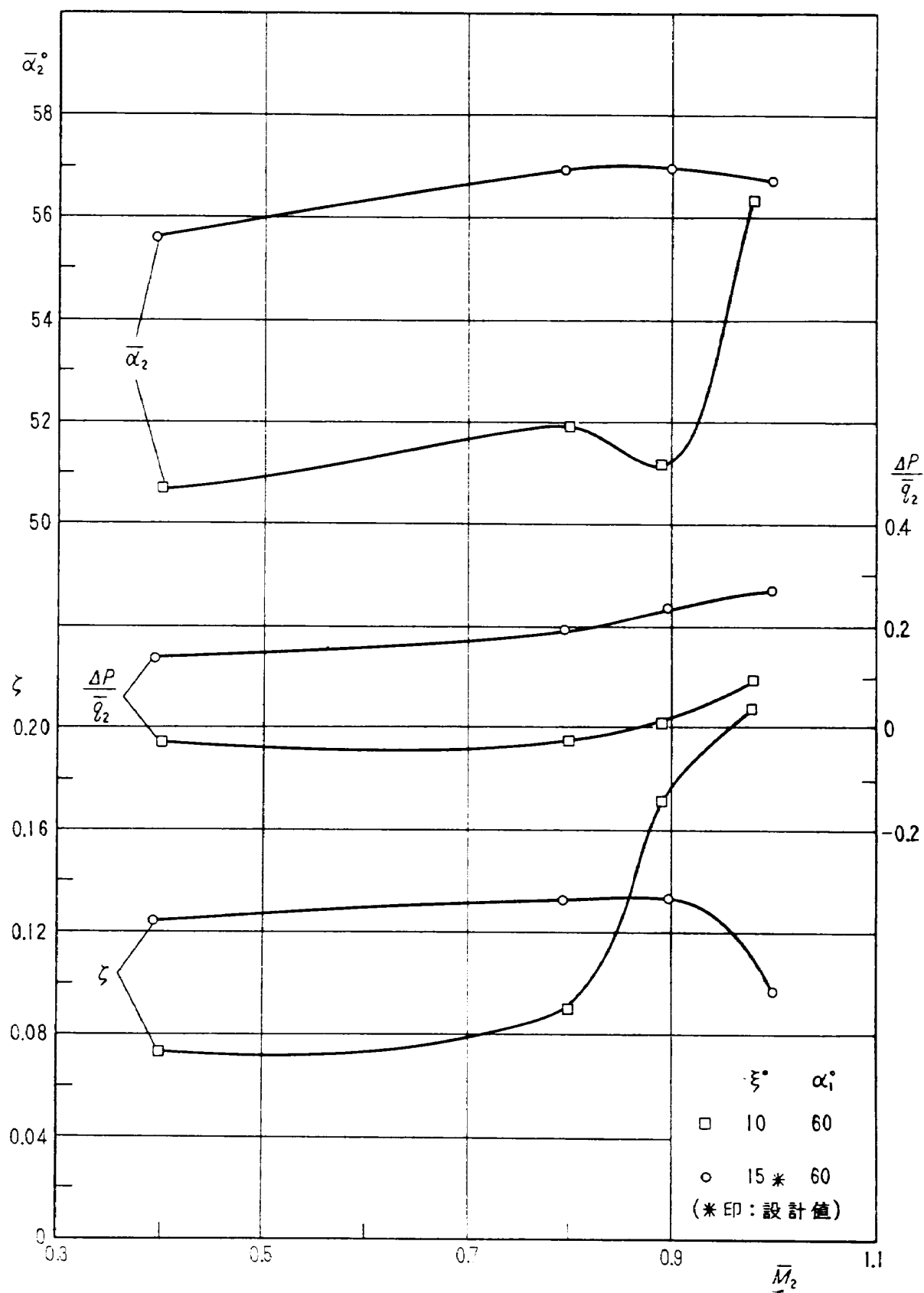


図 16 翼列性能 翼型 K55A



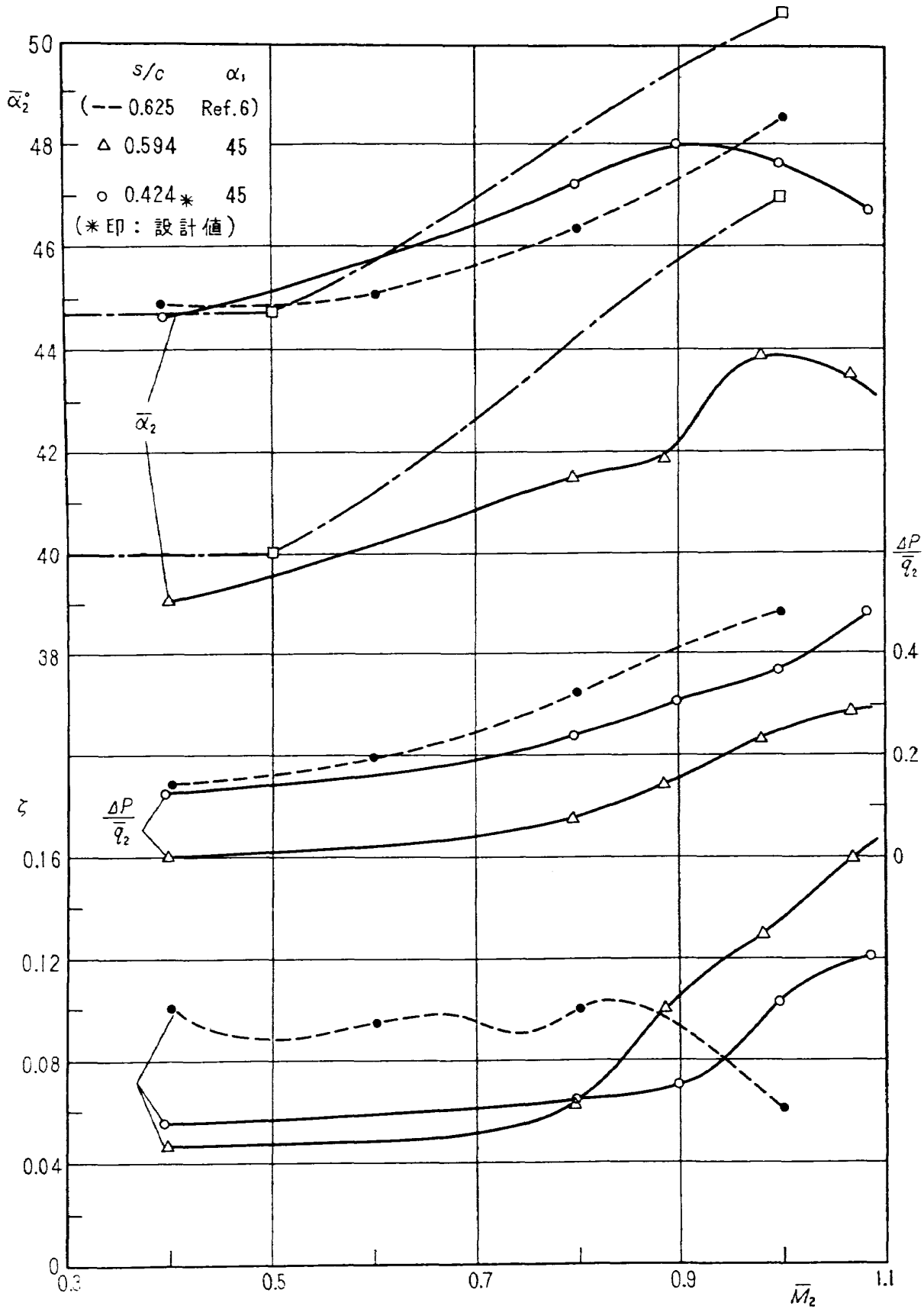


図 17 翼列性能 翼型 K45 ( $\xi = 3.8^\circ$ )

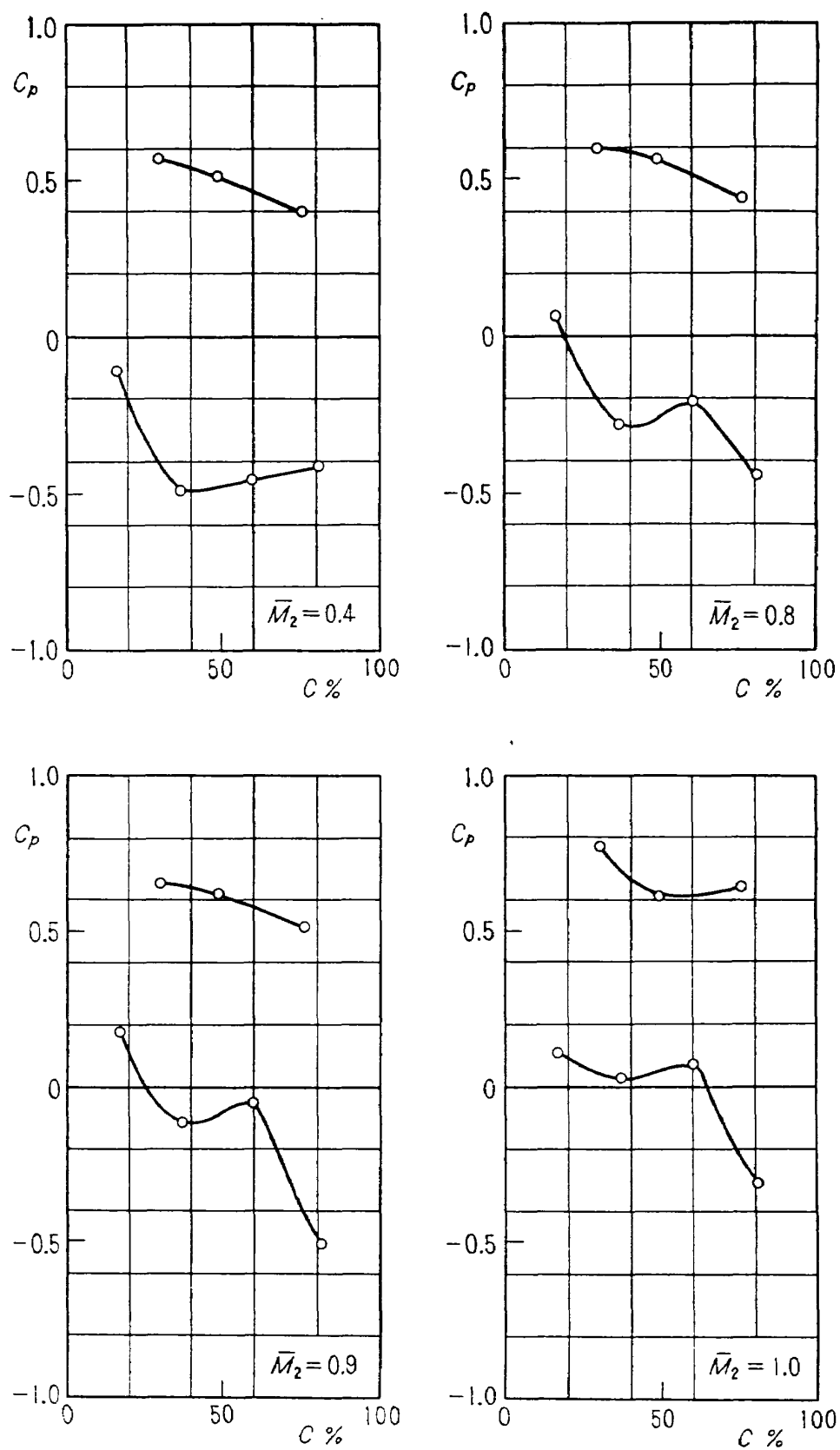
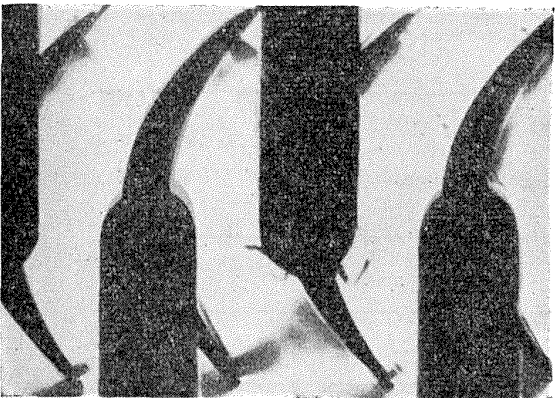


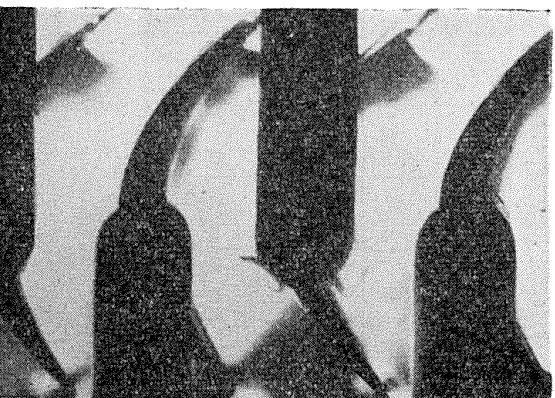
図 18.1 翼面圧力分布  
(翼型 K45  $s/c=0.424$   $\xi=3.8^\circ$   $\alpha_1=40^\circ$ )



$M_2 = 0.6$



$M_2 = 0.8$



$M_2 = 0.9$



$M_2 = 1.0$



$M_2 = 1.1$

図 18.2 シュリーレン写真

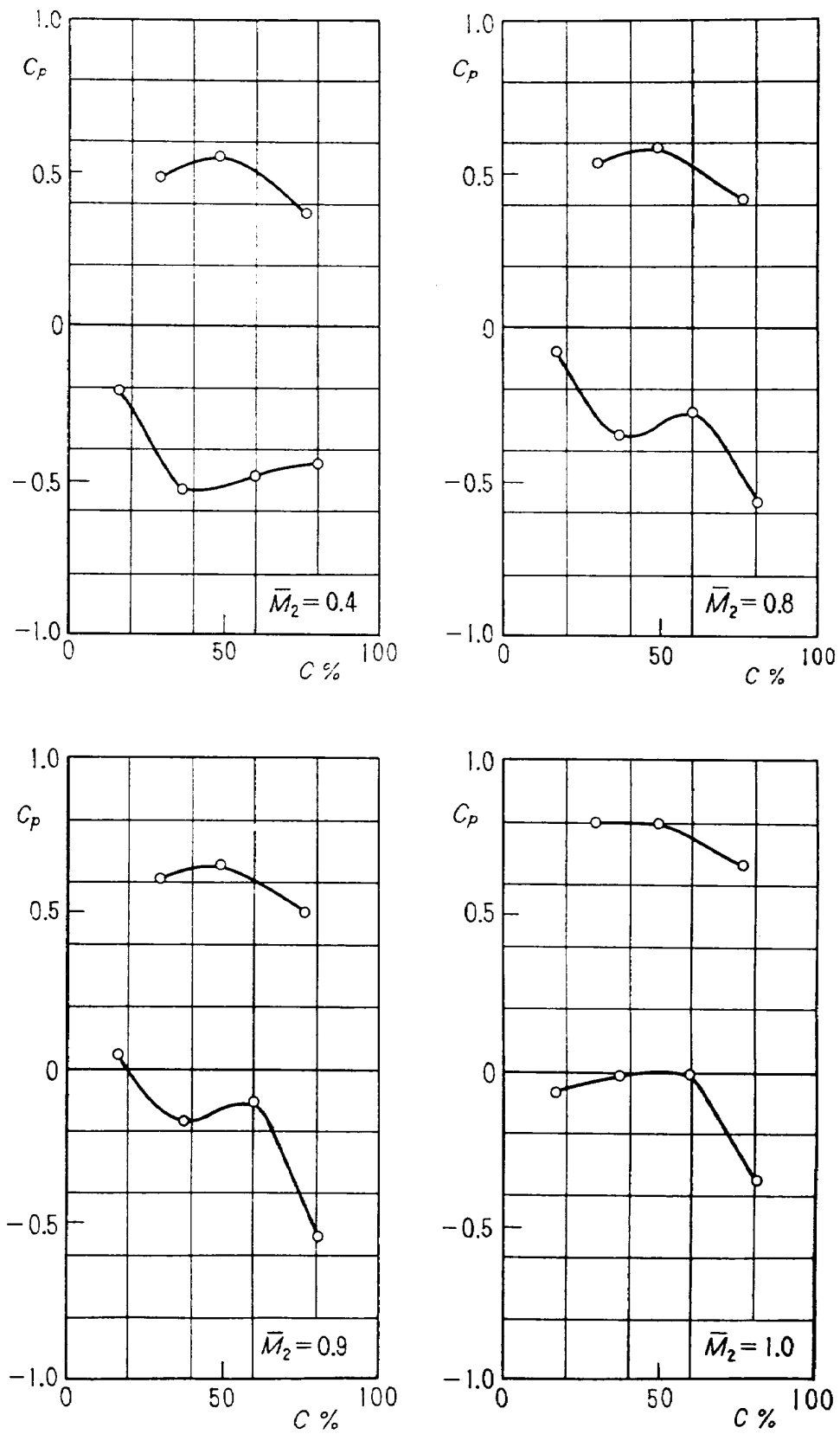
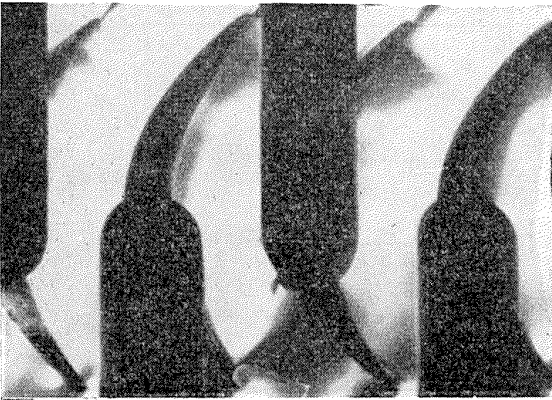


図 19.1 翼面圧力分布  
(翼型 K45  $s/c=0.424$   $\xi=3.8^\circ$   $\alpha_1=45^\circ$ )



$M_2 = 0.6$



$M_2 = 0.8$



$M_2 = 0.9$



$M_2 = 1.0$



$M_2 = 1.1$

図 19.2 シュリーレン写真

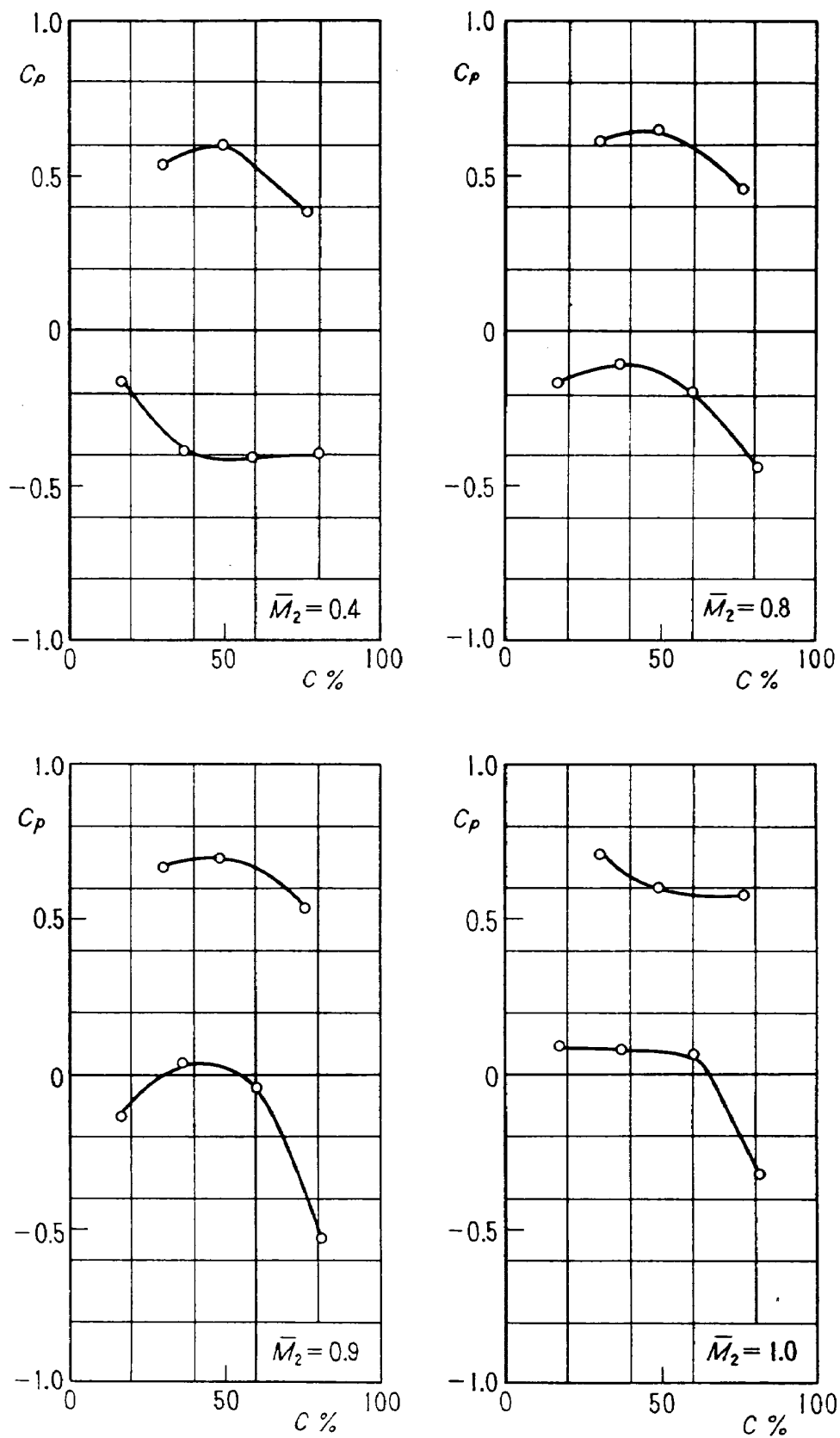
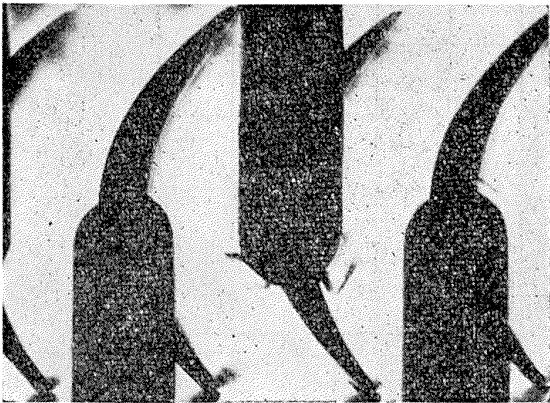


图 20.1 翼面压力分布  
(翼型 K45  $s/c=0.424$   $\xi=3.8^\circ$   $\alpha_1=50^\circ$ )



$M_2 = 0.6$



$M_2 = 0.8$



$M_2 = 0.9$



$M_2 = 1.0$



$M_2 = 1.1$

図 20.2 シュリーレン写真

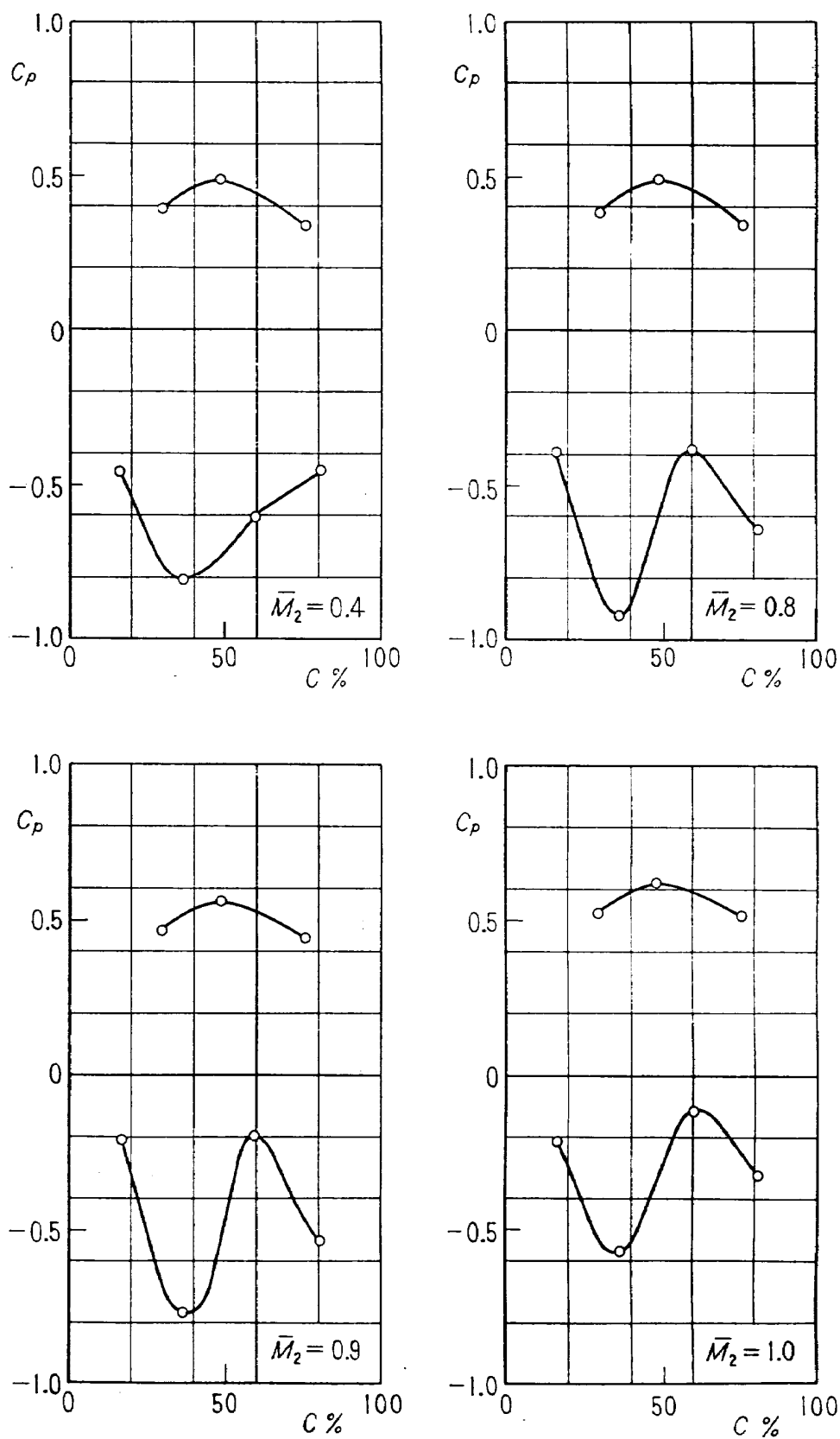
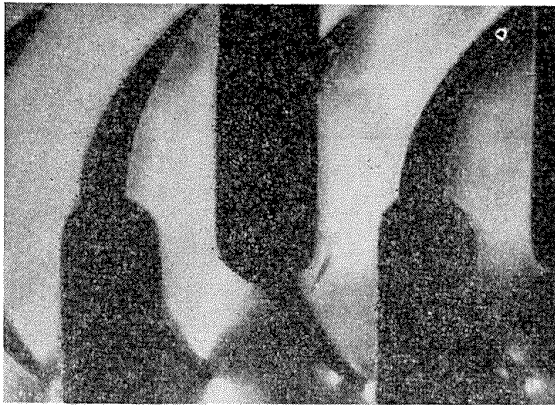
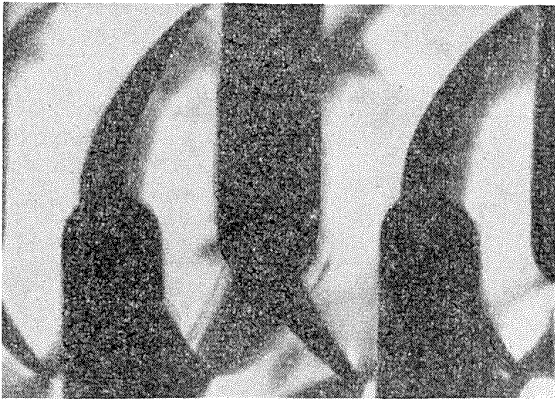


図 21.1 翼面圧力分布  
(翼型 K45  $s/c=0.424$   $\xi=0^\circ$   $\alpha_1=48.8^\circ$ )





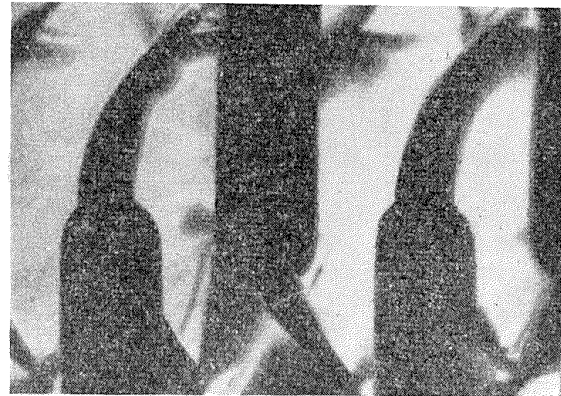
$M_2 = 0.6$



$M_2 = 0.8$



$M_2 = 0.9$



$M_2 = 1.0$



$M_2 = 1.1$

図 21. 2 シュリーレン写真

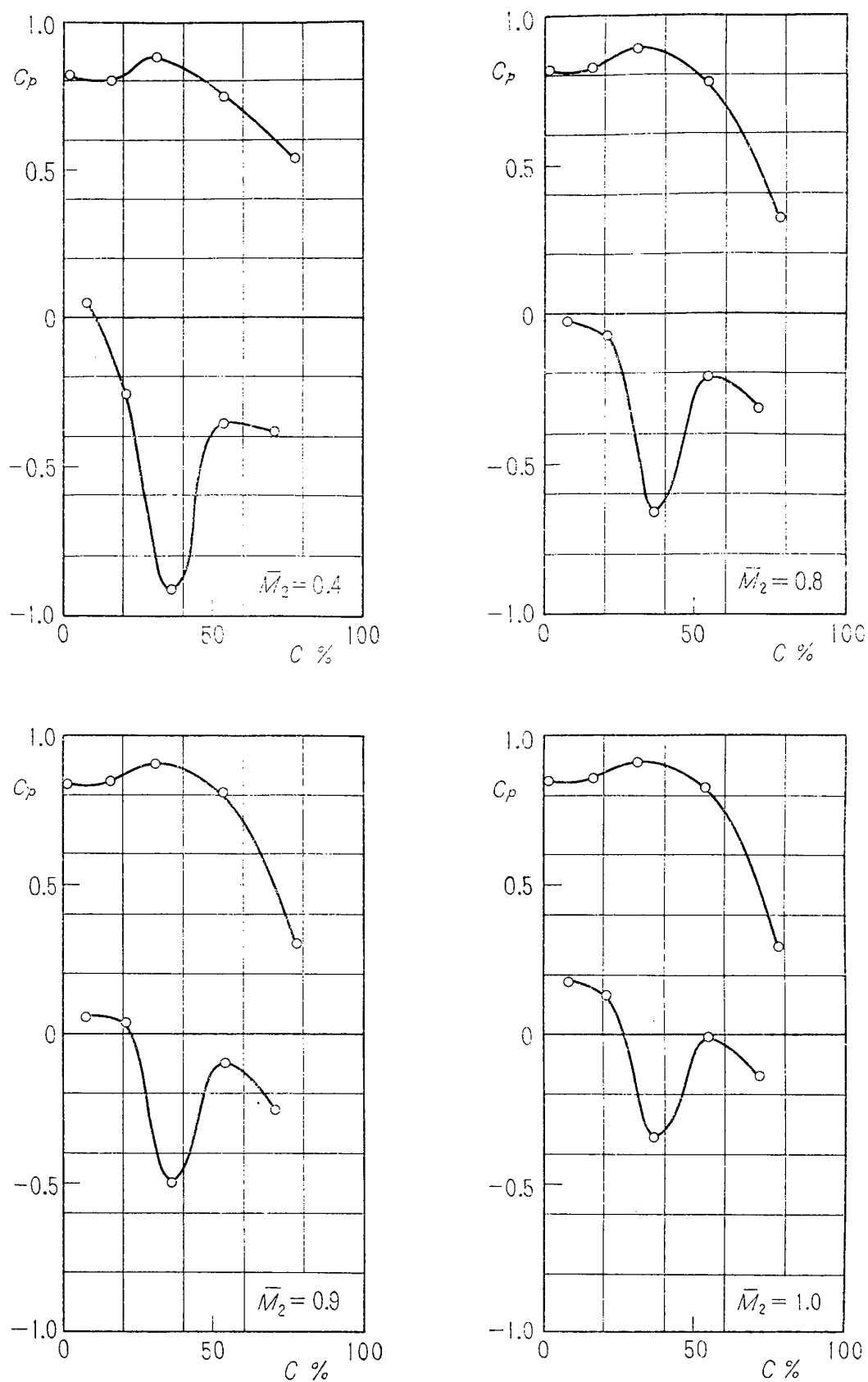


図 22.1 翼面圧力分布  
(翼型 K55  $s/c=0.606$   $\xi=12.8^\circ$   $\alpha_1=50^\circ$ )



$M_2 = 0.6$



$M_2 = 1.0$



$M_2 = 0.8$



$M_2 = 1.1$



$M_2 = 0.9$

図 22.2 シュリーレン写真

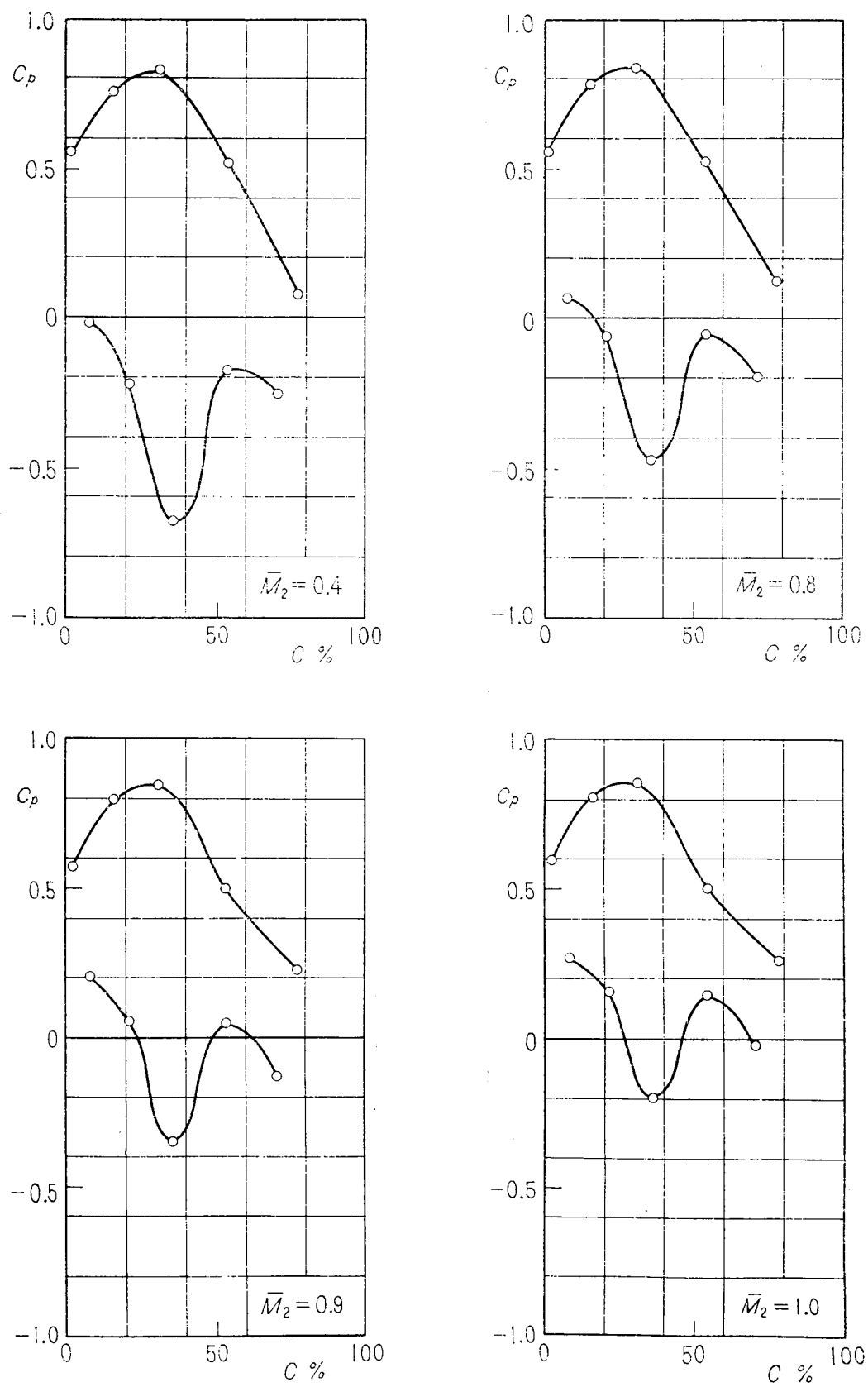


図 23.1 翼面圧力分布  
(翼型 K55  $s/c = 0.606$   $\xi = 12.8^\circ$   $\alpha_1 = 55^\circ$ )



$M_2 = 0.6$



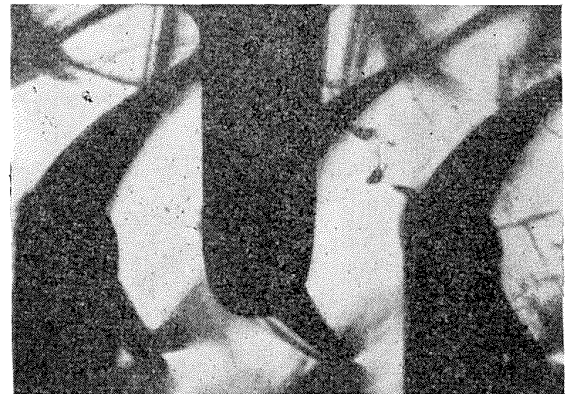
$M_2 = 0.8$



$M_2 = 0.9$



$M_2 = 1.0$



$M_2 = 1.1$

図 23.2 シュリーレン写真

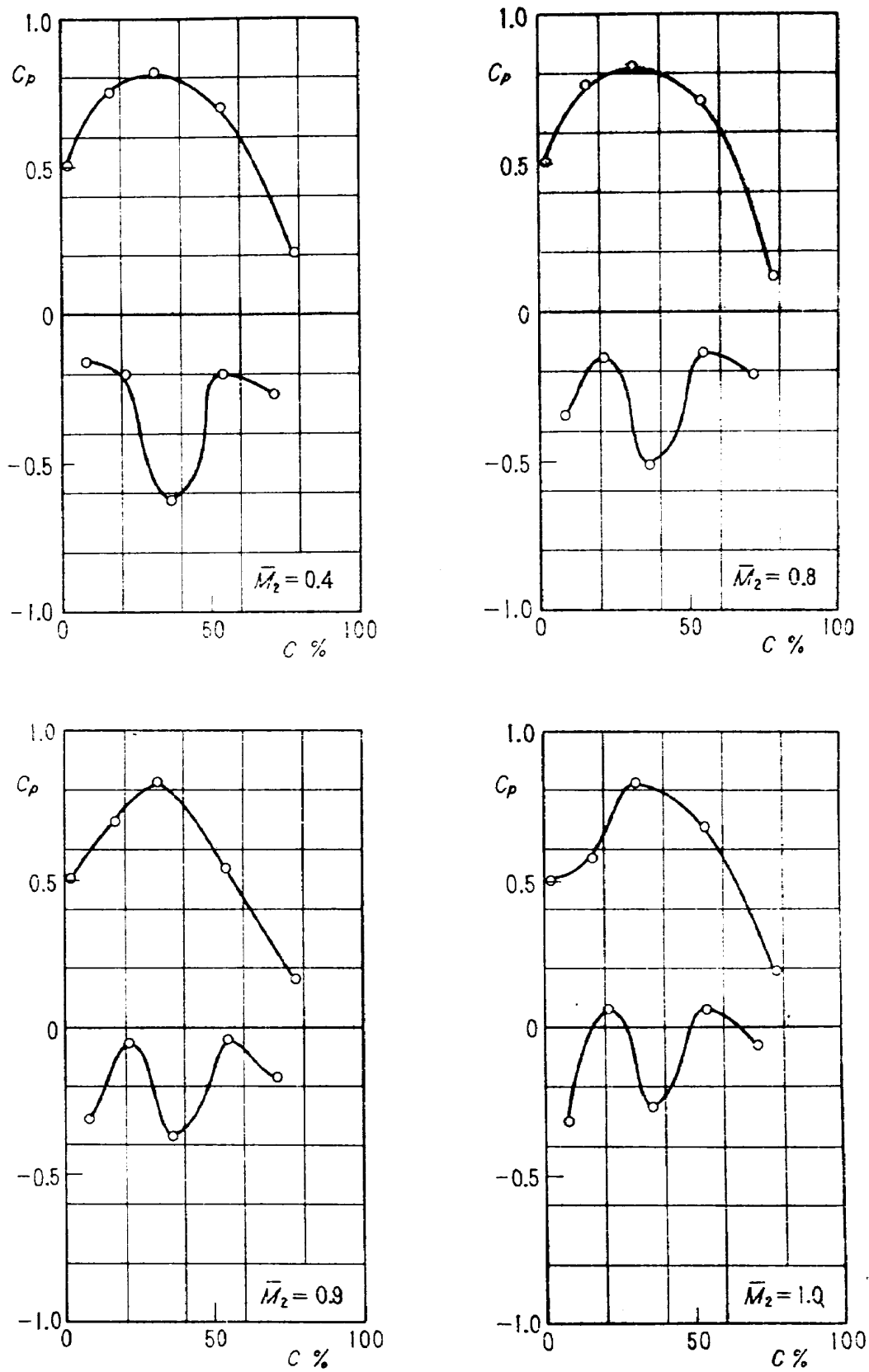


図 24.1 翼面圧力分布  
(翼型 K55  $s/c=0.606$   $\xi=12.8^\circ$   $\alpha_1=60^\circ$ )





$M_2 = 0.6$



$M_2 = 1.0$



$M_2 = 0.8$



$M_2 = 1.1$



$M_2 = 0.9$

図 24.2 シュリーレン写真

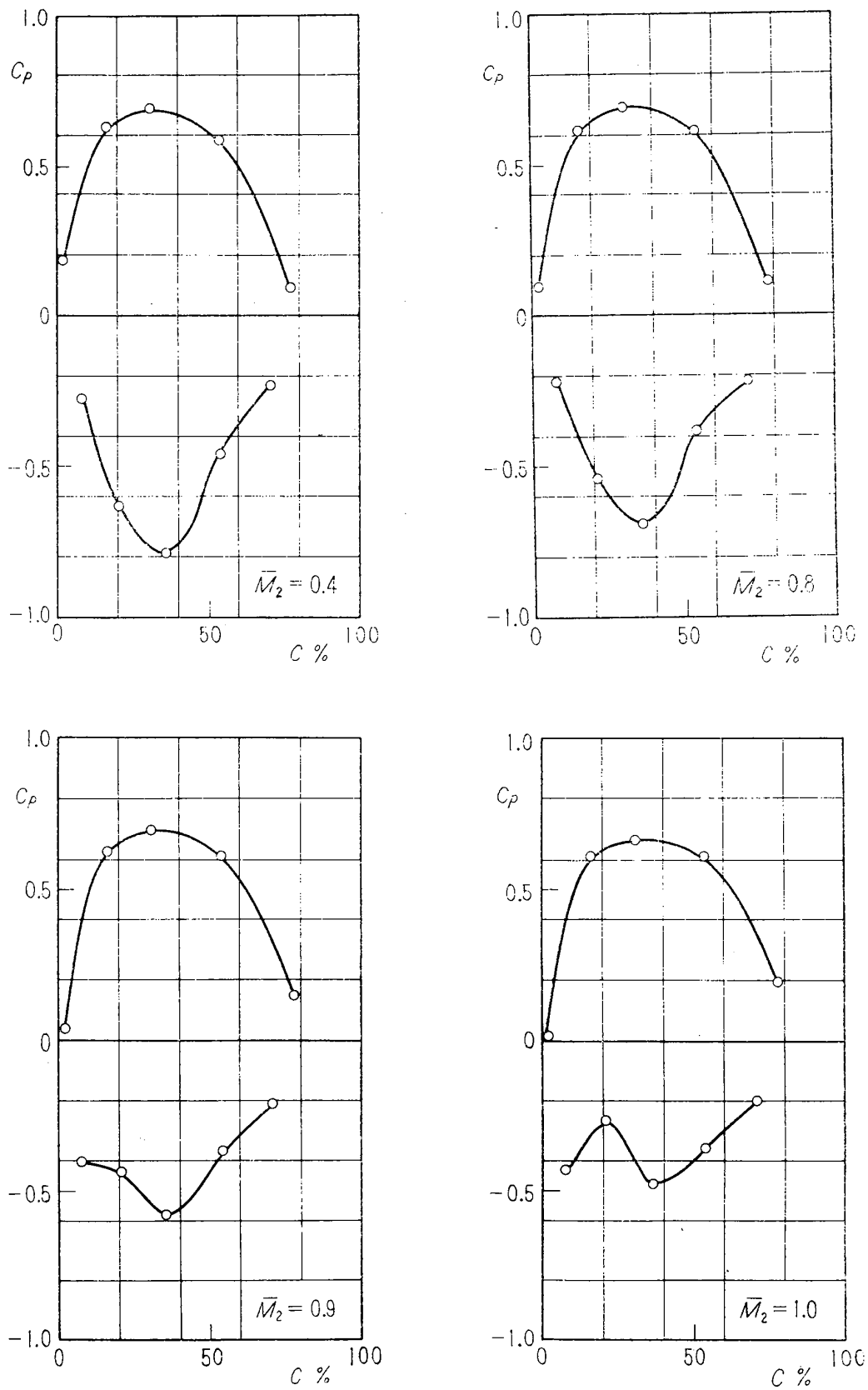
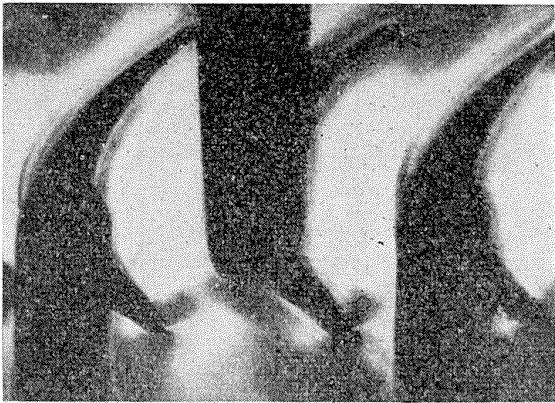
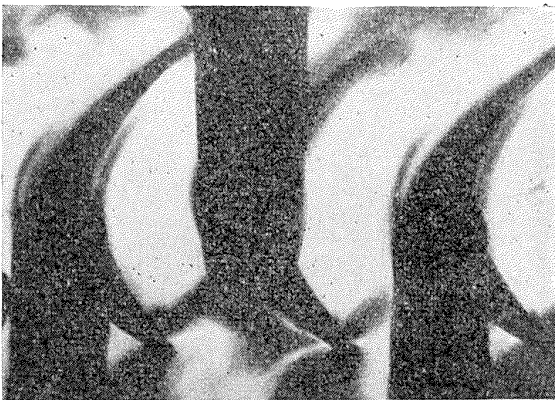


図 25.1 翼面圧力分布  
(翼型 K55  $s/c=0.606$   $\xi=7.8^\circ$   $\alpha_1=60^\circ$ )

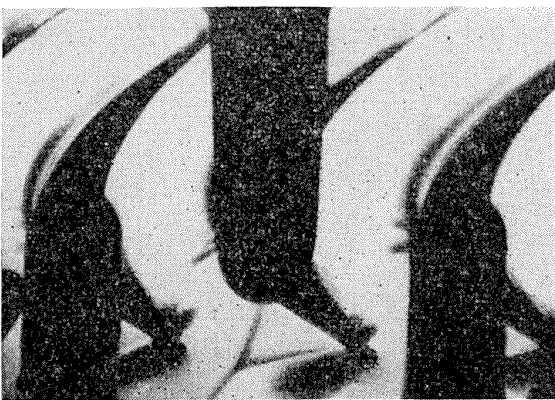




$M_2 = 0.6$



$M_2 = 0.8$



$M_2 = 0.9$



$M_2 = 1.0$



$M_2 = 1.1$

図 25.2 シュリーレン写真

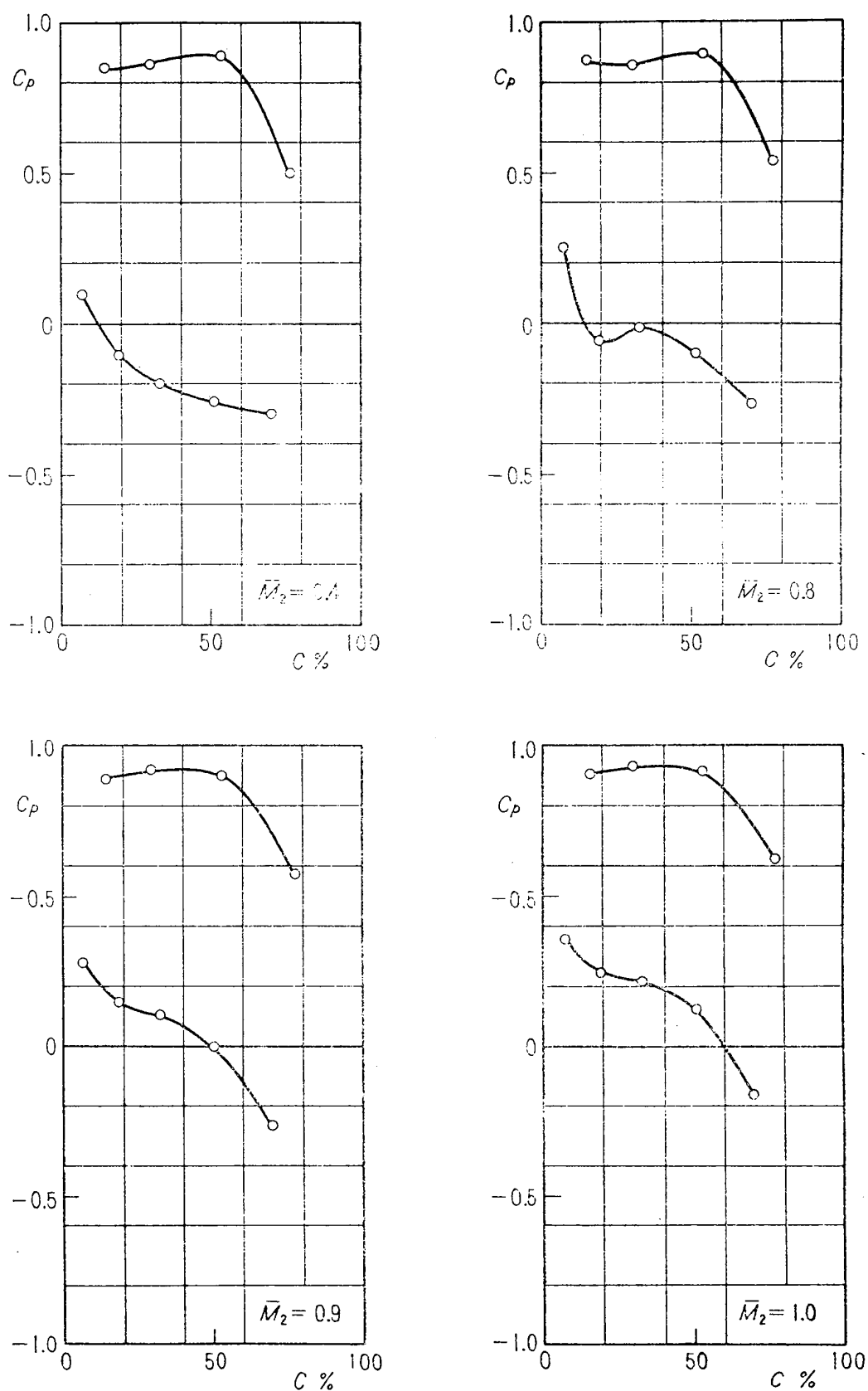


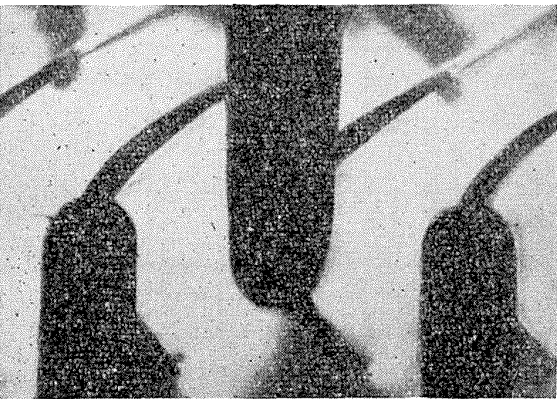
図 26.1 翼面圧力分布  
(翼型 K55A  $s/c = 0.602$   $\xi = 15^\circ$   $\alpha_1 = 50^\circ$ )



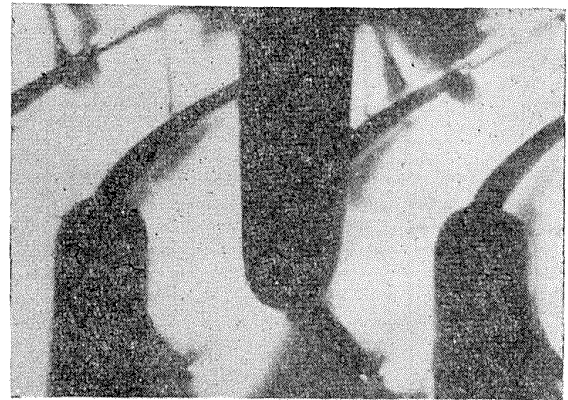
$M_2 = 0.6$



$M_2 = 0.8$



$M_2 = 0.9$



$M_2 = 1.0$



$M_2 = 1.1$

図 26.2 シュリーレン写真

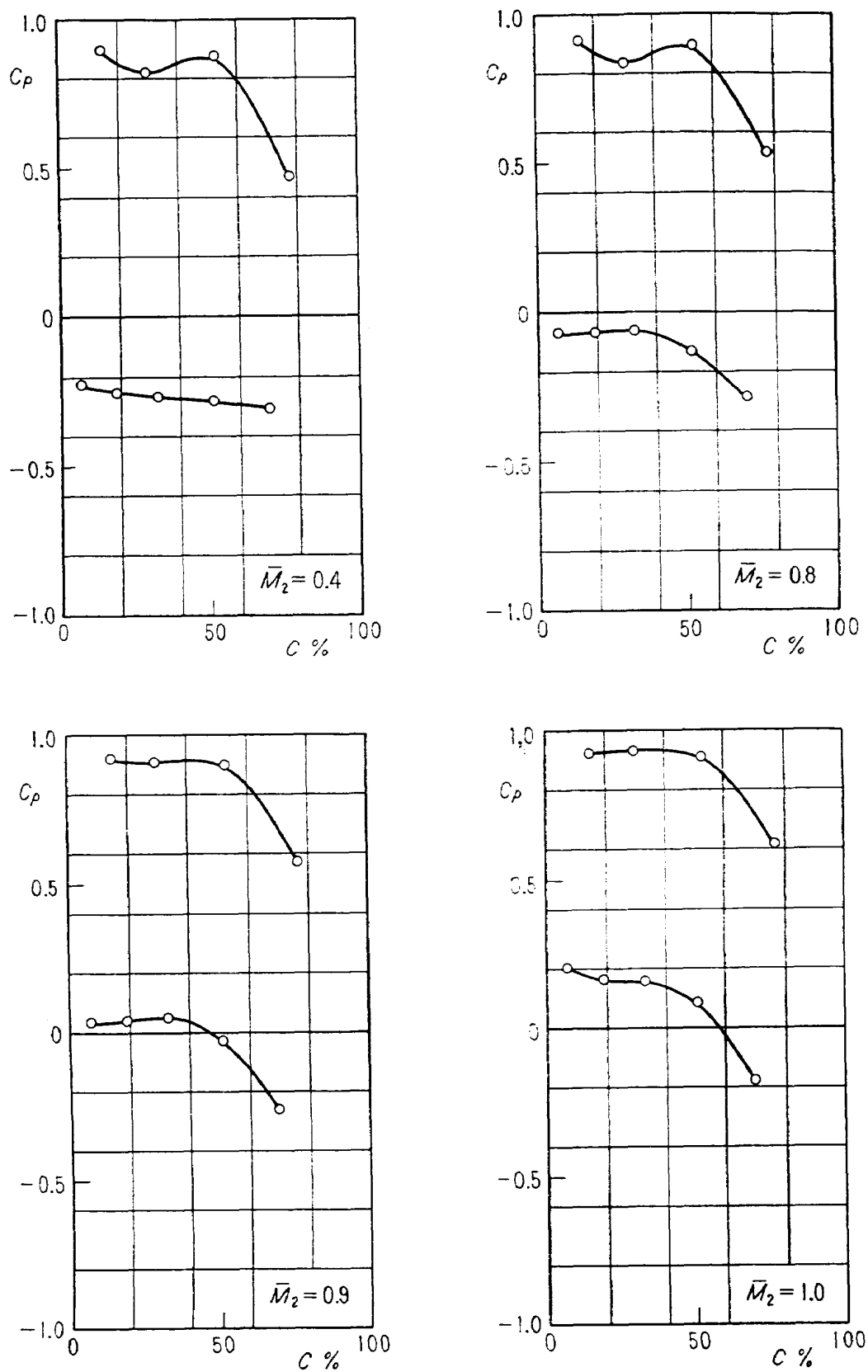


図 27.1 翼面圧力分布  
(翼型 K55A  $s/c=0.602$   $\xi=15^\circ$   $\alpha_1=55^\circ$ )



$M_2 = 0.6$



$M_2 = 1.0$



$M_2 = 0.8$



$M_2 = 1.1$



$M_2 = 0.9$

図 27. 2 シュリーレン写真

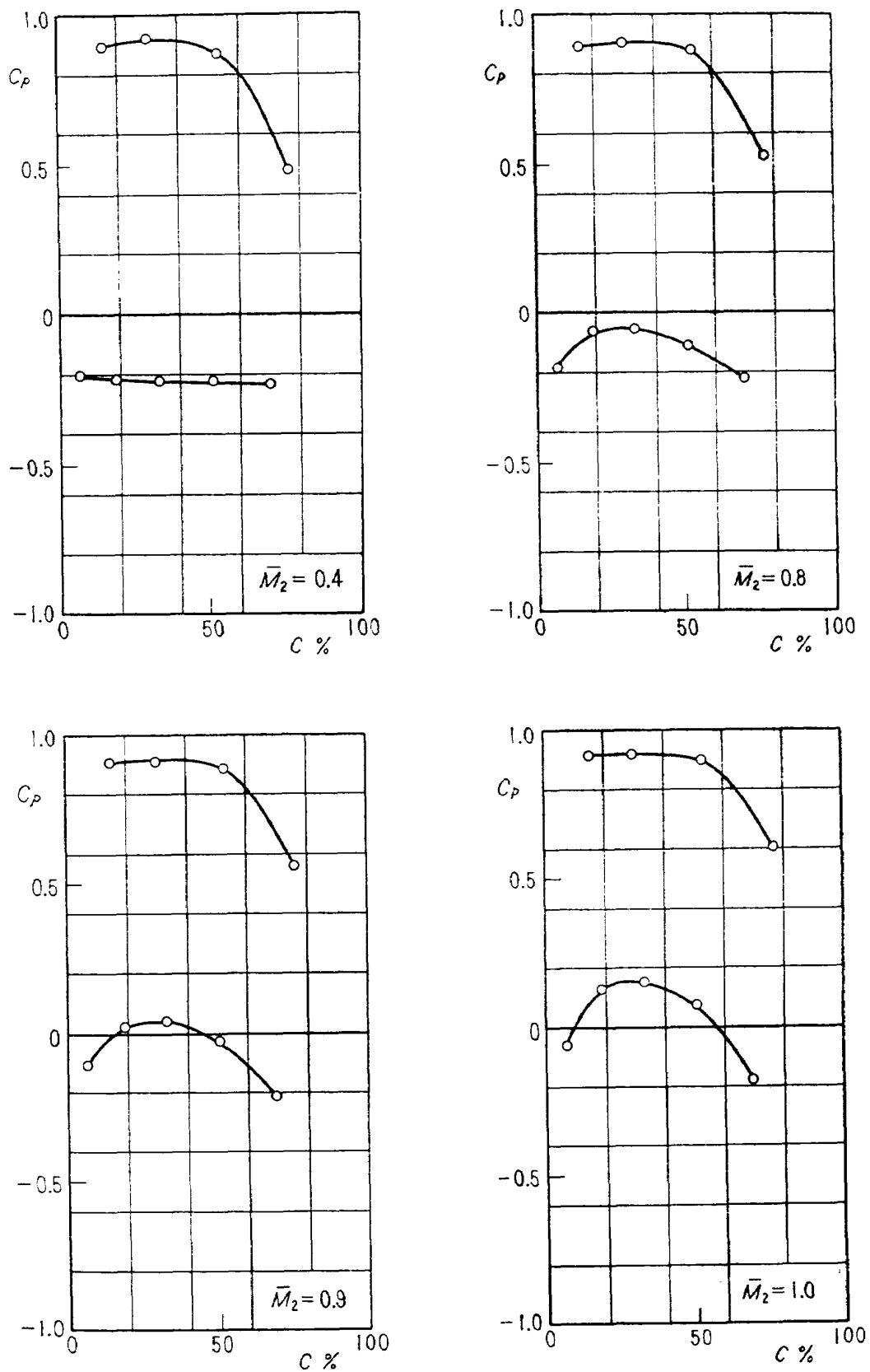
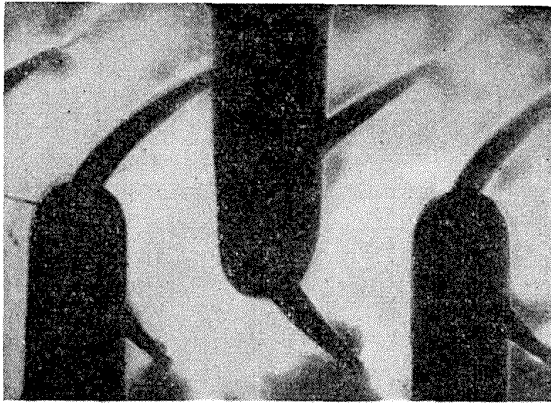
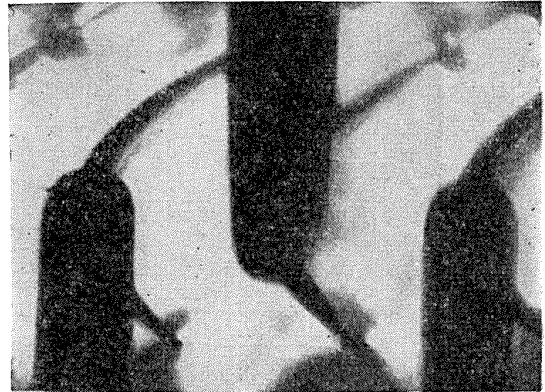


図 28.1 翼面圧力分布  
(翼型 K55A  $s/c=0.602$   $\xi=15^\circ$   $\alpha_1=60^\circ$ )





$M_2 = 0.6$



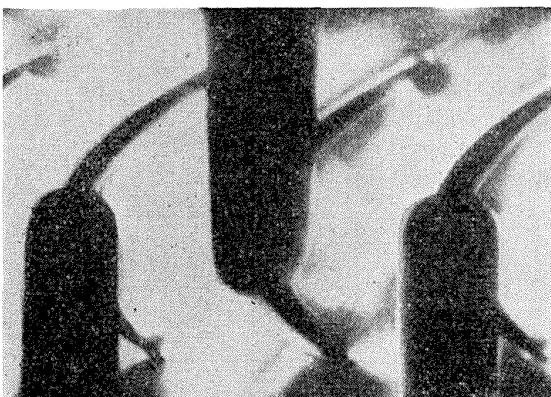
$M_2 = 1.0$



$M_2 = 0.8$



$M_2 = 1.1$



$M_2 = 0.9$

図 28.2 シュリーレン写真

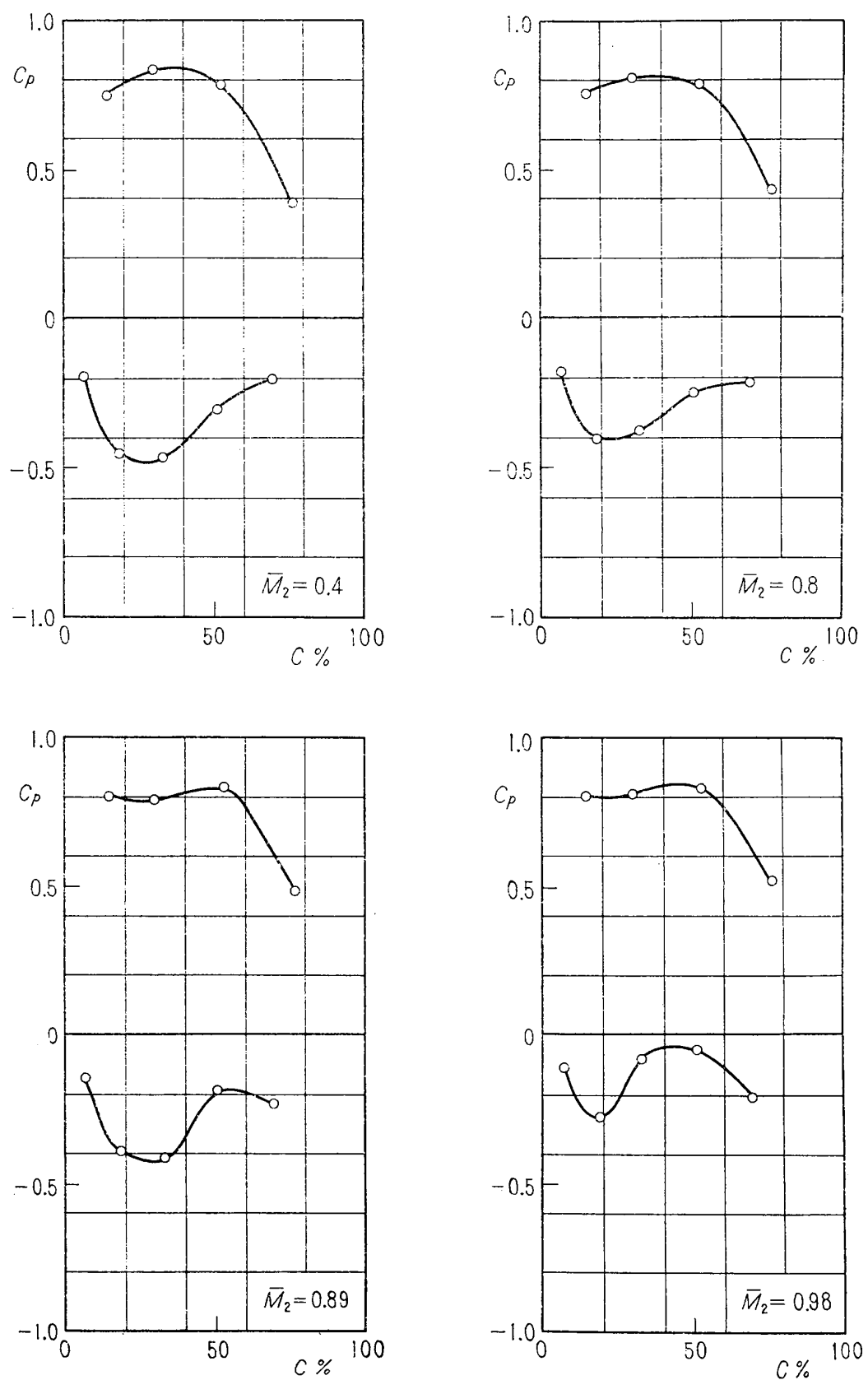


図 29.1 翼面圧力分布  
(翼型 K55A  $s/c = 0.602$   $\xi = 10^\circ$   $\alpha_1 = 60^\circ$ )





$M_2 = 0.6$



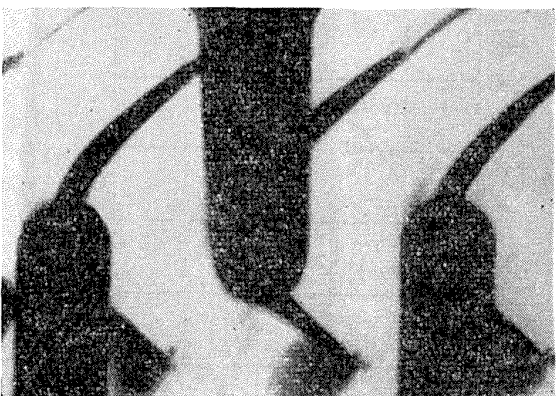
$M_2 = 1.0$



$M_2 = 0.8$



$M_2 = 1.1$



$M_2 = 0.9$

図 29.2 シュリーレン写真

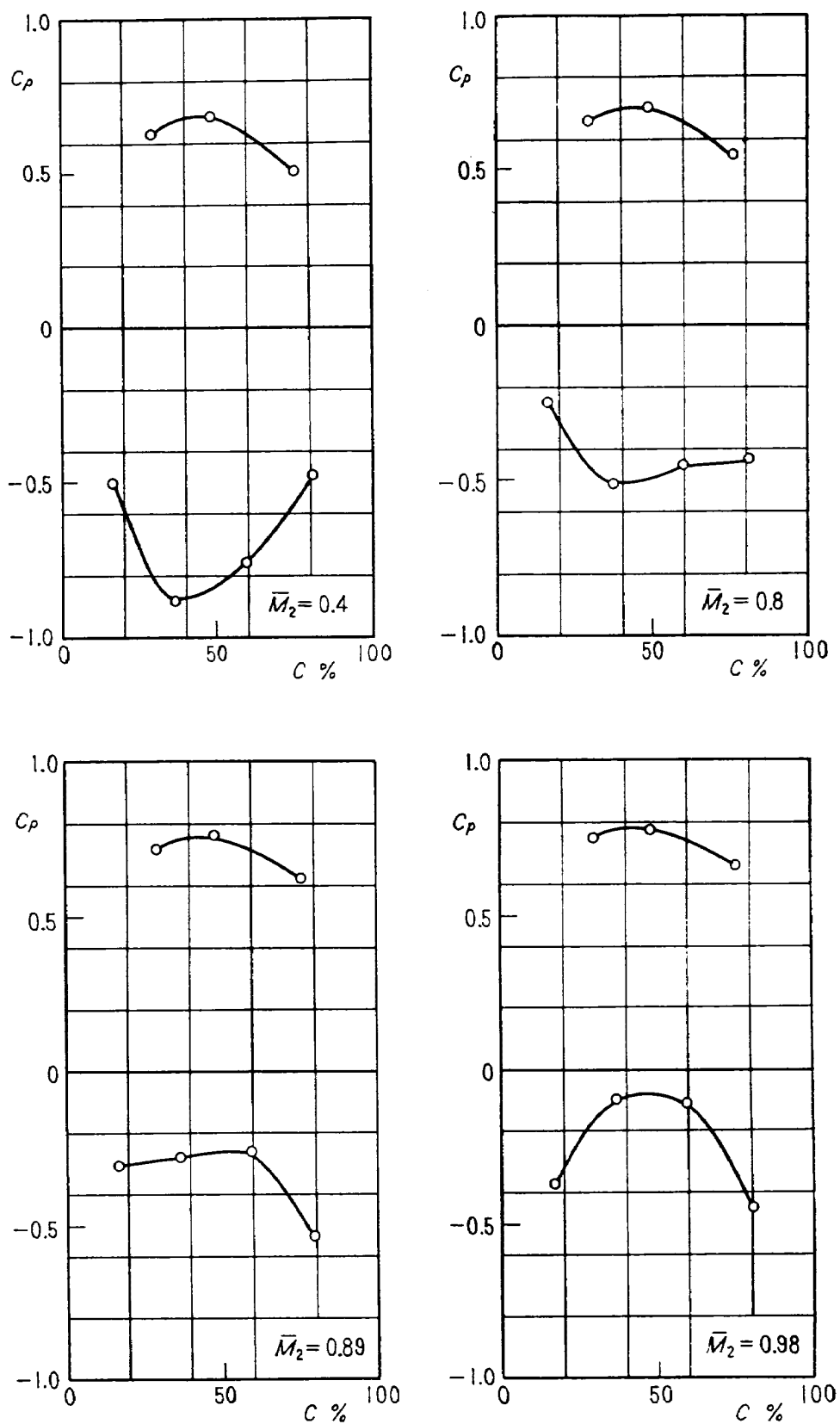


図 30 翼面圧力分布  
(翼型 K45  $s/c=0.594$   $\xi=3.8^\circ$   $\alpha_1=45^\circ$ )

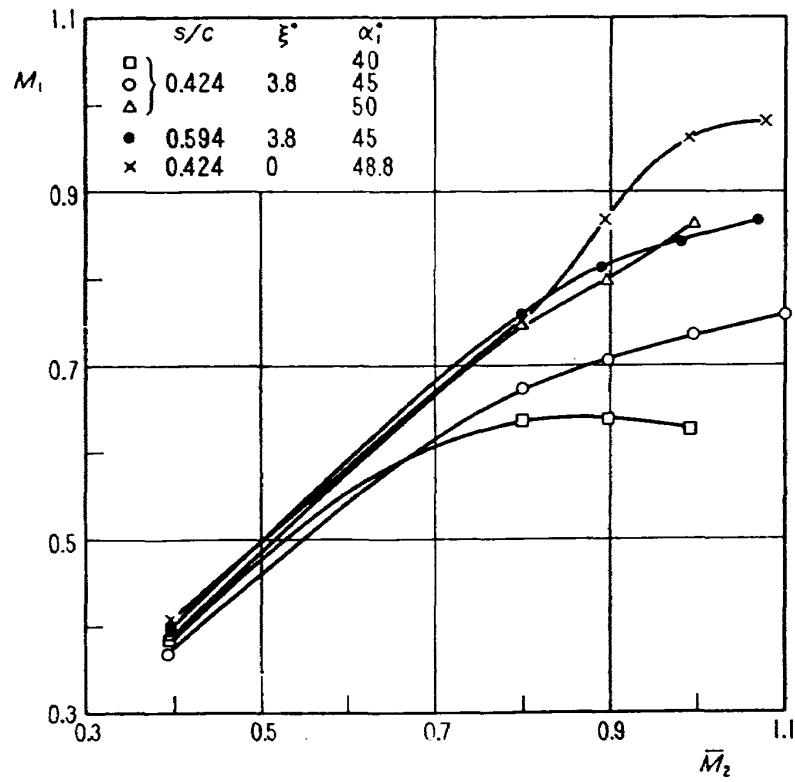


図 31.1 ( $\bar{M}_2 - M_1$ ) 翼型 K45

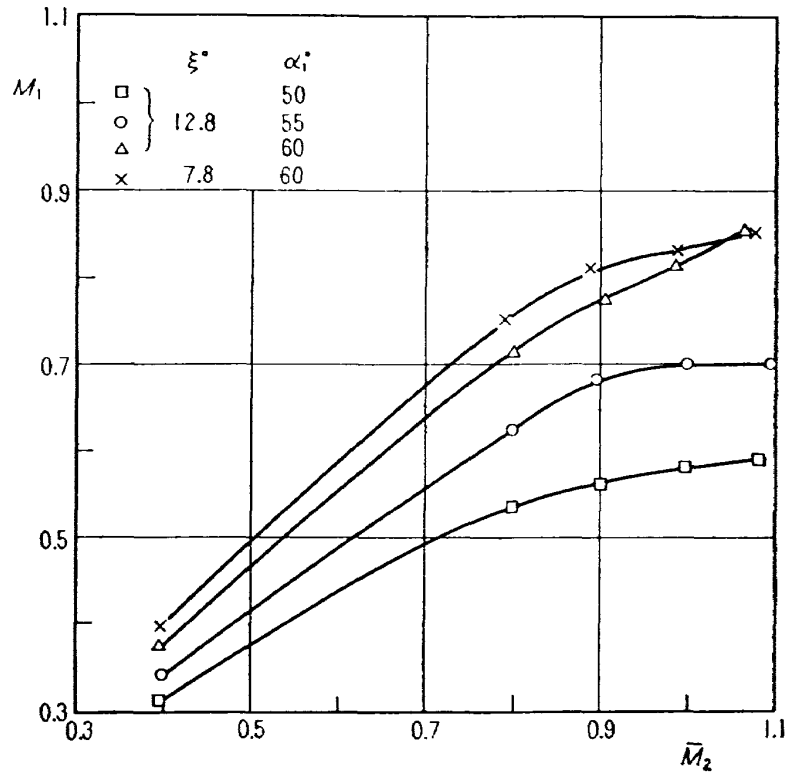
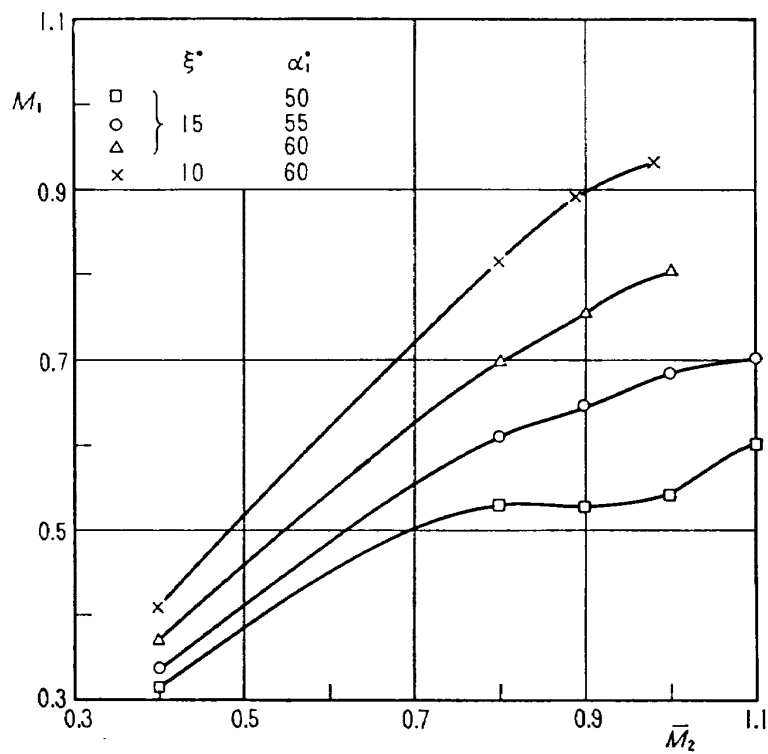
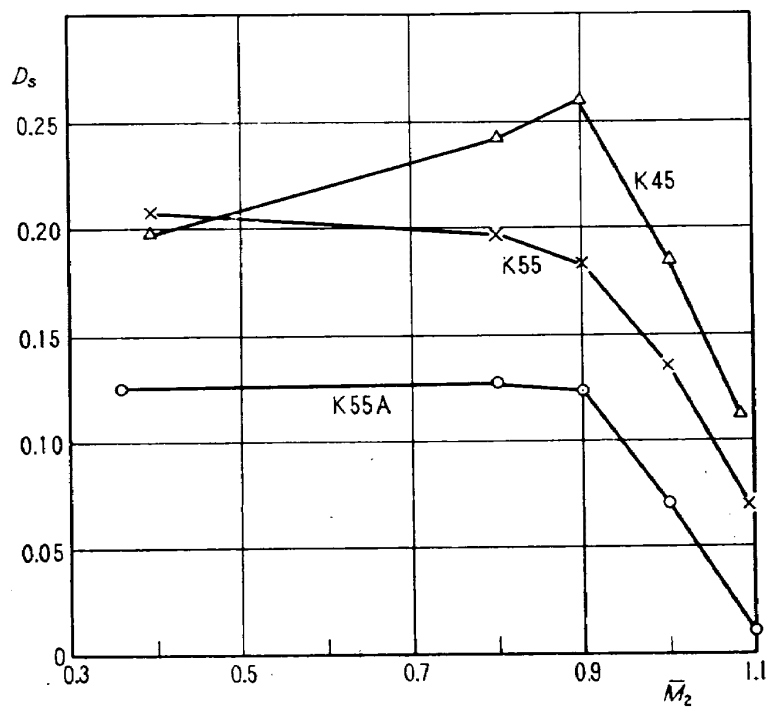


図 31.2 ( $\bar{M}_2 - M_1$ ) 翼型 K55

図 31.3 ( $\bar{M}_2-M_1$ ) 翼型 K55A図 32 設計翼配備における  $D_s$  の変化

- |         |  |             |  |
|---------|--|-------------|--|
| TR-98   | 後退角 45°, アスペクト比 4.0 の薄い片持翼<br>の遷音速フラッタ特性に及ぼすテーパ比の<br>影響の実験的研究<br>Some Effects of Taper Ratio on the Tran-<br>sonic Flutter Characteristics of a Series<br>of Thin Cantilever Wings Having a<br>Sweptback Angle of 45° and an Aspect<br>Ratio 4.0 | 1965年12月    | 中井 暎一, 高木 俊朗<br>安藤 泰勝                        |
| TR-99   | 計器のよみやすさに関する研究<br>A Study of Dial Legibility   | 1966年 2 月   | 三好 範子, 岡部 正典<br>石川 澄子                        |
| TR-100  | 回転翼の線型理論 (Ⅲ)<br>—揚力線の方程式の解法—<br>Linearized Aerodynamic Theory of Rotor<br>Blades (Ⅲ)<br>—Method for Solving Lifting-Line<br>Equations—   | 1966年 2 月   | 市川 輝雄  |
| TR-101  | 航空機の着氷気象条件について (Ⅰ)<br>Meteorological Conditions on Aircraft Icing<br>(Ⅰ)   | 1966年 2 月   | 古関 昌次, 田寺 木一<br>日出夫, 太田 幹雄<br>峰岸 正勝          |
| TR-102  | ロケット胴体をまわる超音速流の一近似解法<br>(Ⅱ) —迎角のあるとき—<br>An Approximate Calculation for Super-<br>sonic Flow Past Bodies of Rocket Vehi-<br>cles (Ⅱ)<br>—Linearized Flow with Attack Angle—  | 1966年 3 月   | 谷 喬  |
| TR-103T | Basic Considerations for Treating Non-<br>Equilibrium Fluids<br>—A Functional Approach to Non-Equili-<br>brium Statistical Mechanics—  | March, 1966 | Iwao HOSOKAWA                                |
| TR-104  | 翼幅方向に一樣な揚力分布をもつ三次元後退<br>翼のそり<br>The Camber Distribution of a Spanwise<br>Uniformly Loaded Subsonic Wing  | 1966年 4 月   | 河崎 俊夫, 海老原正夫                                 |
| TR-105  | パイロットの心理的負担に関する研究 (Ⅰ)<br>—操縦時の脈拍と呼吸の変化—<br>A Psychological Study on the Mental<br>Stress of Pilots (Ⅰ)<br>—Pulse and respiratory rate during<br>flight—  | 1966年 4 月   | 三好 範子, 百名 盛之<br>岡部 正典                        |
| TR-106  | 遷音速における操縦面の逆効き<br>On Reversal of Effectiveness of Control<br>Surfaces in Transonic Flow  | 1966年 5 月   | 神谷 信彦, 瀬川 晋策                                 |
| TR-107  | 円錐型電磁衝撃波管内の流れ<br>Ionized Flow in a Conical Shock Tube  | 1966年 5 月   | 松崎 利一  |
| TR-90T  | The Shape of Mechanical Hysteresis Loop, its<br>Deformation due to Stress Repetition and<br>Resulting Increase in Flow Stress<br>Part 1. Experiment Part 2. Theory for Torsion   | June 1966   | Fujio NAKANISHI, Yasuo<br>SATO & Fumio NAGAI |

## 航空宇宙技術研究所報告 108号

昭和 41 年 6 月 発行

発行所 航空宇宙技術研究所  
東京都調布市深大寺町 1880  
電話武蔵野三鷹(0422)44-9171 (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