

UDC 533.695

:621.63

航空技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AERONAUTICAL LABORATORY

TR-10

喰違い角の大きい減速翼列の研究

松木正勝・高原北雄

西脇英夫・森田光男

1961年3月

航空技術研究所

NATIONAL AERONAUTICAL LABORATORY

喰違い角の大きい減速翼列の研究

松 木 正 勝*・高 原 北 雄*

西 脇 英 夫*・森 田 光 男*

Cascade Tests of High Stagger Compressor Blades

By Masakatsu MATSUKI, Kitao TAKAHARA

Hideo NISHIWAKI and Mitsuo MORITA

The aim of this study is to obtain the two-dimensional cascade performance of high stagger compressor blades. The results are as follows:

- 1) Test methods to obtain two-dimensional cascade performance have been determined.
- 2) The tests were carried out successfully and the cascade performances were obtained for the combination of $S/C=1.2, 1.0, 0.7$, $Cl_o=1.2, 0.8, 0.4, 0.0$, $\xi=45^\circ, 50^\circ, 60^\circ, 65^\circ$.
- 3) The design points were selected and the design load limits were derived from the cascade data.

1. は じ め に

喰違い角の大きい減速翼列は、古くから送風機翼列として用いられて来ており、この場合、一般には翼列性能として単独翼の性能に理論的並に、経験的修正を加えたものを用いているが、これでは採用すべき翼列の最適値を求めることが出来ず、又、採り得る負荷限界が不明確である。一方、軸流圧縮機に用いられる翼列については、多くの翼列試験が行なわれ資料が得られているが¹⁾²⁾³⁾⁴⁾⁵⁾、これらにおいても喰違い角の大きい範囲については不正確である⁶⁾。然るに、圧力比が比較的 low、従って段数が少い軸流送風機においては、ディフューザー部の損失が送風機の全体効率に、大きな影響を与えるので⁷⁾軸流速度と周速度の比の小さい値が適当であり、動翼としては喰違い角の大きい減速翼列が用いられるし、又、軸流圧縮機の初段の翼端付近や、後段で軸流速度を下げるようにした場合にも必要となり、その正確な二次元翼列性能を明らかにする必要性が増して来た。

本研究は喰違い角の大きい減速翼列について、その二次元翼列性能を明らかにするために

* 原動機部

ったもので、先づ翼列試験において、二次元性を得るための実験方法の検討を行い、次いで、4種の翼について喰違い角4種および節弦比3種の組合せについて翼列性能を求めた。次いでこの結果から翼列の負荷限界を明らかにした。

2. 翼列性能の表示

2.1. 記 号

記号は第1図を参照して次の如く定める。角度は時計方向を正とする。

α_1 : 流入角	V_{2al} : 流出軸流速度の局所における値
α_2 : 流出角	V_∞ : ベクトル平均速度
$\Delta\alpha_2$: 流出角の平均値よりの変動値	V_{1w} : 流入旋回速度
α_∞ : ベクトル平均角度	V_{2w} : 流出旋回速度
C_{l_0} : 反り度	$\tilde{\omega}_p = \frac{1}{S} \int_0^S (P_1 - P_{2l}) dS$ 平均全圧損失
ξ : 喰違い角	$\zeta = \frac{\tilde{\omega}_p}{P_1 - p_1}$ 全圧損失係数
$\varepsilon = \alpha_1 - \alpha_2$ 転向角	L : 揚力
$i = \alpha_1 - \xi$ 迎角	D_p : 断面抗力
S : ピッチ	C_L : 揚力係数
s : 時間(秒)	C_{Dp} : 断面抗力係数
C : 翼弦長	$C_{s1} = \frac{p_l - p_1}{P_1 - p_1}$ 翼面圧力係数
ρ : 空気の密度	p_l : 翼面静圧
P_1 : 流入全圧	x : 翼幅方向
P_2 : 流出全圧	y : 翼列方向
P_{2l} : 流出全圧の局所における値	z : 流出方向
P_{atm} : 大気圧	n : 翼枚数
p_1 : 流入静圧	η_{br} : 翼素効率
p_2 : 流出静圧	Δp_r : 翼列前後での静圧上昇
V_1 : 流入速度	$\Delta p_{thr} = \frac{1}{2} \rho V_1^2 - \frac{1}{2} \rho V_2^2$ 翼列前後での静圧
V_2 : 流出速度	上昇の理論値
V_{1a} : 流入軸流速度	添字: l 局所における値
V_{2a} : 流出軸流速度 (1ピッチ平均)	

2.2. 翼列性能の表示方法

2.2.1. 流入角, 流出角

流入角は、翼列風洞においては同様であるが、流出角は第2図に示すごとく1ピッチ間にお

いて数度の変化を示すことが多い。特に ξ が大きくなった場合と S/C が小さくなった場合にこの傾向が強い。この場合の流出角としては、翼列方向の運動量が等しくなるように決めるとすると

$$V_{2W} \cdot V_{2a} = \frac{1}{S} \int_0^S V_{2Wl} \cdot V_{2al} \cdot dS \quad (1)$$

しかるに

$$\begin{aligned} V_{2W} &= V_2 \sin \alpha_2 & V_{2a} &= V_2 \cos \alpha_2 \\ V_{2Wl} &= V_{2l} \sin \alpha_{2l} & V_{2al} &= V_{2l} \cos \alpha_{2l} \end{aligned}$$

よって

$$V_2^2 \sin \alpha_2 \cos \alpha_2 = \frac{1}{S} \int_0^S V_{2l}^2 \sin \alpha_{2l} \cos \alpha_{2l} \cdot dS \quad (2)$$

V_{2l} も α_{2l} も wake 内は shear flow のために計測できないし、wake 内の流量は全体の流量に比べて小さいから、wake 外のみを用いることにすると、第2図からも明らかなように wake 外で α_{2l} は変化するが、 V_{2l} は一様である。従って $V_2 = V_{2l}$ とすると

$$\begin{aligned} \sin 2\alpha_2 &= \frac{1}{S} \int_0^S \sin 2\alpha_{2l} \cdot dS \\ \alpha_2 &= \frac{1}{2} \sin^{-1} \left(\frac{1}{S} \int_0^S \sin 2\alpha_{2l} \cdot dS \right) \end{aligned} \quad (3)$$

今 α_{2l} の角度としての1ピッチ間の平均値を $\bar{\alpha}_2$ とすると、

$$\bar{\alpha}_2 = \frac{1}{S} \int_0^S \alpha_{2l} \cdot dS \quad (4)$$

である。

従って α_{2l} と $\bar{\alpha}_2$ との差を $\Delta\alpha_2$ とすると、

$$\alpha_{2l} = \bar{\alpha}_2 + \Delta\alpha_2 \quad (5)$$

となり

$$\frac{1}{S} \int_0^S \Delta\alpha_2 dS = 0 \quad (6)$$

である。

(5) を (3) に代入すると、 $\Delta\alpha_2$ は小さいから、

$$\begin{aligned} \alpha_2 &= \frac{1}{2} \sin^{-1} \left(\frac{1}{S} \int_0^S \sin (2\bar{\alpha}_2 + 2\Delta\alpha_2) dS \right) \\ &= \bar{\alpha}_2 + \frac{1}{2} \sin^{-1} \left(\frac{2 \cos 2\bar{\alpha}_2}{S} \int_0^S \Delta\alpha_2 dS \right) \end{aligned}$$

よって (6) より $\int_0^S \Delta\alpha_2 dS = 0$ であるから

$$\alpha_2 = \bar{\alpha}_2 \quad (7)$$

となる。

又連続の関係が成立せねばならぬから、この場合の流出角を α_{2c} とすると

$$V_2 \cos \alpha_{2c} = \frac{1}{S} \int_0^S V_{2i} \cos \alpha_{2i} \cdot dS \quad (8)$$

前と同様に $V_2 = V_{2i}$ とし、 $\alpha_{2i} = \bar{\alpha}_2 + \Delta\alpha_2$ として (8) を変形すると、 $\Delta\alpha_2$ は小さいから

$$\alpha_{2c} = \bar{\alpha}_2 - \cos^{-1} \frac{\sin \bar{\alpha}_2}{S} \int_0^S \Delta\alpha_2 dS \quad (9)$$

然るに $\int_0^S \Delta\alpha_2 \cdot dS = 0$ であるから

$$\alpha_{2c} = \bar{\alpha}_2 \quad (10)$$

従って (7), (10) より

$$\alpha_2 = \alpha_{2c} = \bar{\alpha}_2$$

となり、 α_{2i} の変化の少ない場合には、流出角 α_2 として $\bar{\alpha}_2$ を用いても、運動量および連続のどちらの条件をも満足させ得ることとなる。

2.2.2. 全圧損失係数

翼列風洞試験によって、二次元翼列性能を求めるのであるから、後述のように、適当な抽気を行なうことによって、二次元性を確保して試験を行なった。従って計測は翼幅中央断面のみで、翼列方向のピトートラバースを行なった。その結果の1例を第2図に示す。図からも明らかなように、翼列直後では、流出角は1ピッチでわずかに変化しており、全圧損失は wake 部分のみで起っている。

二次元翼列としての平均全圧損失 \tilde{w}_p を翼幅中央位置での全圧損失の1ピッチの平均値として次のごとく定義する。

$$\tilde{w}_p = \frac{1}{S} \int_0^S (P_1 - P_{2i}) dS \quad (11)$$

又全圧損失係数 ζ を流入動圧に対するものとして次のごとく定義する。

$$\zeta = \frac{\tilde{w}_p}{P_1 - p_1} = \frac{\tilde{w}_p}{\frac{1}{2} \rho V_1^2} \quad (12)$$

2.2.3. 揚力係数, 断面抗力係数

揚力係数および断面抗力係数は、ベクトル平均角度 α_∞ を用いて次のごとく表される。

$$\tan \alpha_\infty = \frac{1}{2} (\tan \alpha_1 + \tan \alpha_2) \quad (13)$$

また

$$C_{Dp} = \frac{S}{C} \cdot \frac{\tilde{\omega}_p}{\frac{1}{2}\rho V_\infty^2} \cos \alpha_\infty$$

すなわち、

$$C_{Dp} = \frac{S}{C} \cdot \frac{\tilde{\omega}_p}{\frac{1}{2}\rho V_1^2} \cdot \frac{\cos^3 \alpha_\infty}{\cos^2 \alpha_1} \quad (14)$$

また

$$C_L = 2 \frac{S}{C} (\tan \alpha_1 - \tan \alpha_2) \cos \alpha_\infty - C_{Dp} \tan \alpha_\infty \quad (15)$$

2.2.4. 翼素効率

ここでは二次元翼列としての性能を問題にしているのであるから、翼素効率も二次元翼列の場合についてのものである。

減速翼列における翼素効率は、実際の圧力上昇と理論圧力上昇（流入動圧と流出動圧との差）との比で定義され次の如くなる。

$$\eta_{br} = \frac{\Delta p_r}{\Delta p_{thr}} = \frac{\Delta p_{thr} - \tilde{\omega}_p}{\frac{1}{2}\rho V_1^2 - \frac{1}{2}\rho V_2^2} = 1 - \frac{\tilde{\omega}_p}{\frac{1}{2}\rho V_1^2 - \frac{1}{2}\rho V_2^2} = 1 - \frac{2}{\frac{C_L}{C_{Dp}} \cdot \sin 2\alpha_\infty} \quad (16)$$

3. 試験翼型と翼列の種類

3.1. 試験翼型

試験翼型としては、NACA 65 系送風機用翼型の修正したものをを用いた。この系統のものは、豊富な実験資料³⁾⁵⁾があり、喰違い角の小さい場合には、回転翼列試験結果と良い一致を示すことがわかっており⁴⁾、又高速性能も良好と考えられ、広範囲の使用に便利だからである。

しかしこの形式のものは、翼後縁付近が薄く、強度および工作の面で好ましくないので、翼厚比を 10% とし、後縁部分を少し厚く修正した第 3 図の翼型を試験翼型として用いた。

第 3 図には対称翼の場合の翼弦方向の厚み分布と、 $C_{l_0}=1.0$ の場合の翼弦方向の中心線高さ分布と傾斜分布を示してある。 C_{l_0} が 1.0 以外の場合の中心線高さ分布と傾斜分布は、この表の y と dy/dx に、その時の C_{l_0} を掛けて求めればよい。従って翼型の記号は NACA 65 系と同一のものをを用いることとした。

第 4 図に試験に用いた翼型 4 種類即ち、NACA 65(00)10, NACA 65(04)10, NACA(08)10, NACA (12) 10 の寸法を示す。これらはすべて翼弦長 80 mm, 翼幅 180 mm (アスペクト比 2.25) であり、中央翼には翼面圧力測定孔 23 個が設けてある。

3.2. 試験翼列の種類

試験翼列の種類を選定するに当っては、次の二点を先づ考慮した。

1) 偏差角に関する constant の法則が適用できない流出角範囲の資料を得ること。この範囲については、流出角に対する取り得る転向角の大きさにも、疑問な点が多いからである。

2) 回転翼列試験結果と、NACA の資料とを比べて、差異の大きいのは流出角 50° 以上なので、この範囲の資料を得ること。この範囲については全圧損失係数の大きさにも疑問の点が多いからである。

次に喰違い角の大きい減速翼列が用いられる場合の流出範囲を検討して見ると次のごとくなる。

1) 50% 反動度に近い多段軸流圧縮機の初段の外径部付近や後段で軸流速度を下げた場合では流出角は 55° 以上のことが多い。

2) 前置静翼型軸流送風機の場合および後置静翼型軸流送風機の場合⁷⁾について、使用するに適切な翼列の範囲を、Howell の資料を基にして、ディフューザー損失を考慮に入れて検討した結果を第5図の左および右に示す。これらは単段の場合で、送風機効率最高の場合のボス部における値である。ここに

$$u_i = (\text{ボス部の周速}) / V_a$$

$$w_i = (V_{1W} - V_{2W}) / V_a \quad (\text{ボス部における値})$$

$\alpha_1, \alpha_2, \varepsilon$ はボス部における流入角, 流出角, 転向角を表わす。

以上4点を考慮して、試験翼列の種類として、第6図に示すように、反り度 (C_{l_0}) 0.0, 0.4, 0.8, 1.2, の4種について、節弦比 (S/C) 1.2, 1.0, 0.7 の3種および喰違い角 (ξ) $45^\circ, 50^\circ, 60^\circ, 65^\circ$ の4種の組合せ 31 種を選定し、広い範囲の資料を得るようにした。

4. 翼列試験装置

翼列試験装置としては、東京大学航空研究所原動機部の低速翼列風洞を用いた。主送風機および翼列風洞、翼列取付部、低圧排風機系統、高圧排風機系統等、翼列試験装置全体の系統図を第7図に示す。

4.1. 主送風機および翼列風洞

主送風機の要目は次の通りである。又その写真を第8図に示す。

要 目:

型 式	一段ターボブロアー
駆動電動機	150HP 交流可変速電動機
流 量	$7.0 \text{ m}^3/\text{sec}$

圧力上昇 1120 mmAq

翼列風洞は、主送風機吐出口に接続する移径管部、これにつづく整流部、およびこれと翼列取付部とを結ぶ縮り部とよりなる。

整流部は高さ 1800 mm×幅 900 mm 角型で長さは 1990 mm で、整流格子 1 個、整流金網 10 枚を有する。

縮り部の縮り比は 25 で、吹出口寸法は幅 180 mm×高さ 360 mm である。

4.2. 翼列取付部

縮り部に続く矩形断面の導風部と、これに続く水平方向に移動できる上下壁と、この左右壁をなす回転円板とよりなる流入角変更部と、翼列取付枠とよりなっており、要目は次の通りである。又その写真を第 9 図、第 10 図に示す。

要 目：

吹口寸法	幅 180 mm×高さ 389 mm～173 mm
使用風速	60 m/s (最大 100 m/s 可能)
流入角可変範囲	0°～75°
使用流入レイルノズ数	3.2×10^5
使用翼弦長	80 mm
使用アスペクト比	2.25

1) 導風部は流入角を変更する場合に、上下壁の距離を 389 mm から 173 mm まで調節できるようにになっている。

2) 流入角変更部のうち、回転円板は翼列取付枠を取付けられるようになっており、この円板を回転させることによって、流入角を 0° より 75° まで変化させることができる。又翼列上流 35 mm において幅 48 mm 長さ翼列全長にわたってスリットを設け、翼列前境界層の抽気ができるようにしてある。

又導風部に続く上下壁は、回転円板によって流入角を変更した場合に、上下壁が前後方向に移動するのを調節できるようにになっている。又この上下壁の翼列直前には抽気用スリットが設けてあるが後述のように、このスリットのみでは不具合なので、上壁と上側翼、下壁と下側翼の間の気流を抽気できるように、抽気箱を取付け、翼列の上下翼と上下壁間よりの抽気を行なった。第 9 図、第 11 図にこれらを示す。

3) 翼列取付枠は 7 枚～10 枚の翼を取付けることができる。翼の左右壁としては、多孔壁が取付けられ、翼列間抽気が行なえるようになっていている。左右多孔壁は、本実験においては平行壁を用いた。(第 14 図参照)

翼は翼弦中央部で翼幅方向に出ている軸で支えられ、この軸に接合したレバーによって喰違

い角を変えられるようになっている。

4.3. 抽気系統

4.3.1. 翼列前および上下翼と上下壁間よりの抽気

この系統の抽気には低圧排風機を用いた。その要目は次の通りである。写真を第 12 図に示す。

要 目:

型 式	一段ターボブロアー
風 量	2 m ² /s
圧 力 上 昇	1000 mmAq
駆動電動機出力	50HP

この系統は第 7 図に示すようになっており、翼列前抽気は左右壁上下より各 1 箇所計 4 箇所、上翼と上壁間および下翼と下壁間各 1 箇所計 2 箇所、総計 6 箇所よりの抽気をこの排風機で行ない、各個所よりの抽気量は絞り弁で調節し、流量はオリフィス（翼列前抽気用は口径 31.3 mm、上下翼と上下壁間用は口径 41.4 mm）を用いて測定した。

上翼と上壁間よりの抽気箱および下翼と下壁間よりの抽気箱を第 9 図、第 11 図に示す。喰違い角を変えた場合には翼面に接触させる板を調節して、この板と翼面間に隙のないようにし翼と壁の間のみから抽気出来るようにした。

4.3.2. 翼列間からの抽気

この系統からの抽気には高圧排風機を用いた。その要目は次の通りである。又その写真を第 13 図に示す。

要 目:

型 式	ナッシュポンプ
風 量	0.4 m ³ /s まで可能
吸 込 圧 力	-400 mmHg まで可能
駆動電動機出力	125HP

この系統は第 7 図に示すようになっており、翼列左右の多孔側壁からの抽気を、翼列取付枠の左右の上下各 1 箇所、計 4 箇所からこの排風機で行ない、抽気量は絞り弁で調節し、流量は口径 41.4 mm のオリフィスを用いて測定した。

この実験に用いた平行壁の写真を第 14 図に示す。

これらの多孔壁はいずれも厚さ 1 mm で孔径 0.8 mm ϕ の孔がピッチ 3 mm で碁盤目状に明けられており、翼列取付枠に取付けられている。又翼列取付軸の通る孔が翼ピッチに従って明けられている。

4.4. 計測装置

4.4.1. ピトー管およびピトートラバース装置

翼列への流入状態の測定には、プラントル型ピトー管およびキール型全圧管を用いた。

翼列よりの流出状態の測定には、全圧管とヨーメーターを組合わせた5孔ピトー管を使用した。その写真を第15図に、又先端形状を第16図上部に示す。5孔ピトー管は外径1mm×内径0.8mmの細管5本を、中央を全圧管(1)としてその左(2), 右(3), 上(4), 下(5)に組合わせ, これらを治具で固定した後, 銀鍍付した上で, 全圧管(1)の先端を頂点とする頂角90°の円錐に旋盤加工したものである。このピトー管を検定装置で検定する。その結果使用可能なものを選んで, 翼列風洞用ピトートラバース装置に取付け, 翼列取付部に翼列を取付けない状態で, 風洞気流を用いてピトー管の特性試験を行なった後, 試験に使用した。使用ピトー管の特性の一例を第16図に示す。

トラバース装置を第17図の写真に示す。即ちトラバース装置は, 翼列方向に合わせられるレールと, この上に乗り翼幅方向に摺動し得る台と, この台の上に乗り流出角方向に回転し得る回転装置と, この回転軸に取付けられるピトー管支持装置とからなっている。

ピトー管はピトー管支持装置の先端に取付けられる。そして先端位置は, 装置を流出角方向に回転させても, ピトー管先端では角度のみ変り, 位置は変わらないように, 回転中心に合わせて使用した。ピトー管先端位置は翼後縁より流れ方向に10mmの点で行なった。

4.4.2. マノメーター

使用したマノメーターは次の通りである。

40 本連通管式水用多管マノメーター	1 台
15 組水用U字管マノメーター	1 台
10 組水銀用U字管マノメーター	1 台

これらの写真を第18図に示す。

4.4.3. 抽気量の測定装置

抽気量の測定装置としては, 第7図に示すように, 合計10個所からの抽気量を計測する必要があり, 又流入角を変更する度に, 抽気用配管が移動せねばならないので, 流量測定装置としては, オリフィス前後に, 測定精度を保持するに必要な直管部を持つオリフィス装置を用いることとし, これを5個1組として組み用いた。オリフィスは必要孔径のものをそれぞれ用いた。第19図にその写真を示す。

5. 試験条件の選定

二次元翼列としての性能を得ることができる試験を行うためには, 次の条件を満たすことが必

要である。

1) 先づ翼列へ流入する流れが、翼幅方向に一樣であることが必要である。従って翼列直前で側壁スリットから境界層を吸込む必要がある。境界層を吸込むに必要な厚さだけ段を付けて抽気すれば理想的であるが、このような装置では迎角を変えることや喰違い角を変えることなどに困難な点があるので、ここでは段を付けずに抽気を行なった。

2) 次に翼列方向について、各翼が等しい状態で作動することが必要であるが、翼枚数が有限なため、上下壁で吸込みを行なうか、上下壁と上下翼の間から抽気を行なうことによって、状態をそろえる必要がある。

3) 又翼幅が無限でなく、側壁があるために、流れが翼列を通過中に側壁から剝離し易くなる。これを防ぐために、側壁を多孔壁として側壁近くの流れを吸込むことによって、側壁からの剝離を、翼面上よりの剝離より遅らせる必要がある。

5.1. 翼列への流入状態の調節（翼列前側壁スリットからの抽気量の選定）

翼列取付枠に翼を取付けずに風洞気流を流し、左右壁スリットおよび上下壁スリットから抽気を行なった場合の速度分布の変化を第 20 図に示す。図において、 B, C および D, E は左右壁スリットから抽気するための抽気取出口を示す。又 A, F は上下壁スリットから抽気するための抽気取出口を示す。

測定は風洞主流の最大風速 (V_{\max}) 60 m/s で行ない、抽気量を変えながら測定位置 (イ), (ロ), (ハ), (ニ) において、速度分布を測定した。ピトー管位置は抽気用スリットの後方 10 mm の所である。

(イ), (ロ) 位置における測定は、 B, C, D, E より等量の抽気を行なった場合について行なった。(ハ), (ニ) の測定位置は上壁中央で同一であるが、(ハ) は A, F のみから等量抽気し、 B, C, D, E からは抽気しない場合で、(ニ) は B, C, D, E から一定量の等量抽気を行ない、 A, F からの等量抽気を変化させた場合である。

これらの結果を、次のごとく境界層排除厚さを用いて整理して見る。

今記号を次のごとく定める。

t^* : 境界層排除厚さ	mm
t_0^* : 抽気量零の場合の t^*	mm
h : 翼 幅	mm
V_{\max} : 最大速度	m/s
V : 速 度	m/s
x : 壁面より測った翼幅方向の距離	mm
$e_0 = \frac{2t_0^*}{h} \times 100$: 翼幅に対する抽気量零の場合の境界層排除厚さ率	%

G_s : 抽気量 kg/s

G : 風洞全流量 kg/s

$g_s = \frac{G_s}{G} \times 100$: 抽気率 %

境界層排除厚さを

$$t^* = \frac{1}{V_{\max}} \int_0^{h/2} (V_{\max} - V) dx \quad (3-17)$$

と定義する。

第 20 図の結果を t^* と g_s を用いてプロットすると第 21 図の如くなり、(イ)、(ロ)、(ハ)、(ニ) における t^* は g_s が増すに従って減少して行く。又この試験では翼列取付部の回転円板の位置を流入角 60° の位置にしたため、絞り部以降の距離が、(イ)の方が(ロ)よりも長いために、(イ)の方が t_0^* が大きい。

今これを縦軸を t^*/t_0^* として、抽気量零の場合の厚さとの比で表わすと、第 22 図のごとくなり、(イ) (ロ) すなわち左右壁側は大体近い値となり、抽気率を 2% までにすれば、境界層は殆んど除去されることがわかる。抽気率を 3% にすれば殆んど完全である。

従って今後の実験において、左右壁スリットよりの抽気は、抽気率を 3% として行うことにした。

次に縦軸に t^*/t_0^* を取り、横軸に g_s/e_0 を取ってプロットした結果は第 23 図のごとくなる。すなわち、 g_s/e_0 が 1.1 すなわち抽気量零の場合の翼幅に対する境界層排除厚さ率の 1.1 倍の抽気率だけ抽気を行なえば、境界層の排除厚さは、抽気量零の場合の 10% 以下になることがわかる。以上は (イ) (ロ) すなわち左右壁についていえることであるが、又 (イ) (ロ) を比べると t_0^* の大きい(イ)の方が g_s/e_0 の小さい値で t^*/t_0^* が早く減少しており、必ずしも t_0^* の大きさに比例させて抽気するのが適当であるともいえないが、 t^*/t_0^* の値として 0.1 以下となる点が試験に用い得るとすれば $g_s/e_0 = 1.1$ を抽気装置の抽気量を決定する目安としてよいであろう。

(ハ)、(ニ) すなわち上壁についてはスリットが翼幅全体にわたって設けられないため、左右壁との隅部で境界層が除去されず、中央部までこの影響が残り、 $g_s/e_0 = 1.1$ ではまだ十分に t^*/t_0^* が小さくなっていない。これ以上抽気を増しても、 t^*/t_0^* を 0.1 以下には出来ない。従って上下壁についてはこのスリットによる抽気は止めることとした。

5.2. 上下壁の影響の除去

前述のように、翼列前スリットからの抽気のみによっては上下壁の境界層が翼列に及ぼす影響を除去することは出来ない。従って本試験においては第 9 図、第 11 図の写真に示す装置を用いて、上壁と上翼間および、下壁と下翼間から抽気を行なった。断面図を第 24 図に示す。

翼列を変える度に、又迎角を変える度に、上下壁を移動して、上下翼の前縁と上下壁の内面

との距離が 10 mm になるように第 24 図の下方に示すゲージを用いて調節した後、抽気箱後方の垂直板を翼腹面又は翼背面に密着させて固定する。そして抽気量は上下壁内面から 10 mm の間の流量を上下抽気箱から抽気するように定めた。第 20 図の測定位置 (イ)、測定位置 (ロ) のグラフからわかるように、境界層は上下壁内面から約 10 mm の間であるから、この部分を完全に上翼上面および下翼下面と上下壁内面との間から抽気するのであるから、上翼および下翼の岐点および岐点圧は他の試験翼と同様となる。従って上翼背面および下翼腹面は他の試験翼と同一の状態で作動することになるから、無限翼列と考えられる状態に近似できるわけである。

5.3. 翼列間多孔側壁よりの抽気

前述の 5.1, 5.2 のように抽気することによって翼列への流入状態を二次元無限翼列に対するものと近似させることができる。

しかし、翼列が有限幅で側壁が存在するために、迎角が大きくなると、流れが翼列通過中に側壁の境界層が発達し、中央部翼面上に剝離が起るより早く側壁から剝離が起き、翼背面では流れが翼中央部に吹寄せられ、二次元性が失われ、中央部は増速翼に近い形で作動するようになる。

これを防ぐ為に、多孔側壁（第 14 図参照）を用いて境界層の抽気を行ない、中央翼面上での剝離の発生より側壁での剝離の発生を遅らせるようにした。そのために、

- 1) 抽気量は側壁の境界層が十分に薄くなるに必要なだけの量を行なった。
- 2) 側壁のいかなる部分も、側壁背面から逆流する部分があってはならない。もしそのような部分があれば、抽気量全体としては十分な量を抽気していても、逆流部分では境界層が厚くなり、剝離が促進されるからである。

従って側壁裏側の抽気箱内圧力は、試験翼の翼面上の最低負圧部（本試験では -300 mmAq 程度）よりも十分に負圧（本試験では -150 mmHg 程度）となるようにせねばならない。

以上 2 つの条件を満足させるように、前述の多孔側壁寸法を決定した。

このようにして十分に抽気を行ないながら迎角を増して行くと、或る場合には二次元性を保ったまま損失が増してから、側壁が剝離を始めることもあるが（第 34 図参照）又或る場合には、損失があまり増さないうちに剝離を始めること（第 50 図参照）もある。

しかしどちらの場合でも、側壁からの剝離が起ると、流れは中央に吹寄せられ二次元性は失われる。

従って、ここでは翼列前後の軸流速度比 (V_{2a}/V_{1a}) を用いて、流れが壁から剝離して中央に吹寄せられた度合を知る目安とし、この値が 1.0 付近になるように抽気量を増減し、この値が約 1.1 を越した場合に二次元性を失なったものとした。

勿論 $V_{2a}/V_{1a} \div 1.1$ は厳密なものではなく、 S/C , ξ , C_{l_0} によって差異はある。しかし、試

験結果全体を通観するとわかるように、迎角を増して行き、転向角すなわち揚力係数が増すにつれて、抽気量を増し、 V_{2a}/V_{1a} を 1.0 付近になるようにするが、やはり除々に増加する。 V_{2a}/V_{1a} が約 1.1 付近に達すると以後は急に増加するようになる。それと同時に流出角 α_2 、転向角 ϵ 、全圧損失係数 $\tilde{\omega}_p/(P_1-p_1)$ 、も V_{2a}/V_{1a} が急激に増加し始める迄の傾向と不連続な変化を示すようになり、流れの状態が二次元性を失ったことがわかる。

猶 V_{2a}/V_{1a} の値について考えれば、 V_{2a} は側壁で境界層が発達しないと仮定しても、翼の wake 部分の影響によって V_{1a} より大きい値となるはずである。一方側壁から抽気を行なうためそれだけは減少することになる。結局差引は少し大きくなるが、 V_{2a}/V_{1a} がどの位の値まで翼列が二次元性を保っているかは、全体の性能を見て決めなければならない。

6. 試験方法および結果

6.1. 試験方法

上記のように、二次元翼列としての性能を試験できるような試験方法を確立した後、3項の翼列試験装置を用いて、2項の試験翼列について試験を行なった。

試験は各翼列について、第6図に示すように節弦比 (S/C)、反り度 (C_{i_0}) の組合わせに対し、喰違い角 (ξ) を一定とし、迎角 (i) を 2° 飛びに変化させて行なった。この場合上下壁は 5.2. の条件を満足させるようにその都度調節したことは勿論である。

又翼列前側壁スリットからの抽気、上下壁と上下翼間からの抽気、および翼列間多孔側壁からの抽気は5項に従って行なった。

計測は翼幅中央部で、翼列後方流出方向に測って、翼型後縁より 10 mm の所で行なった。試験結果は1項に従って整理した。

6.2. 試験結果

試験結果を第 25-1 図～第 55-2 図に示す。これらの内 -1 は翼列性能を、又 -2 は翼面圧力係数 (C_{s1}) の分布を示す。

翼列性能は喰違い角 (ξ) を一定にして、横軸に迎角 (i) を取り縦軸に転向角 (ϵ)、全圧損失係数 (ζ)、流出角 (α_2)、および軸流速度比 V_{2a}/V_{1a} を取って示してある。又翼列間多孔側壁よりの抽気量を主流に対する % で表はしたのもも記入してある。

6.2.1. 二次元翼列としての性能を示す範囲

翼列性能曲線図中実線で示す範囲は、二次元翼列の性能を示すものとして使用可能と認めた範囲であり、点線の部分は、側壁が剝離し流れが中央に吹寄せられた場合の、翼幅中央部の示す性能である。

翼列間多孔側壁よりの抽気量は、迎角を変える毎に、 V_{2a}/V_{1a} が 1.0 近くになるように調

節して行くことは前述の通りであるが、装置としての最大抽気量になって以後は、その量で行なった。そして迎角が点線部分に入った後の性能は、中央部への吹寄せが起きた後の状態を知り、二次元翼列としての性能を示す範囲の決定のための参考にするために取ったものである。

これからもわかるように、どの点から二次元性が失われたかを決定するのは困難な場合が多い。特に $i \sim \varepsilon$, $i \sim \zeta$ 曲線のみからでは、殆んど判定が困難である。

従って $i \sim \alpha_2$, $i \sim V_{2a}/V_{1a}$, および翼面圧力分布を考慮に入れて二次元翼列としての性能を示す範囲を決定した。この場合、翼面圧力分布は、二次元性を保っている間だけを参考にした。なぜならば、二次元性が失われた場合でも、圧力測定孔のある翼幅中央部では、増速流になくなっているために、剥離は起きておらず、従って翼面圧力分布は剥離の様相を示さないし、又不連続変化をも示さないからである。

以上の様な考え方で試験結果を検討するとそれらは二つの群すなわち

- 1) 第 25-1 図～第 30-1 図, 第 34-1 図～第 38-1 図, 第 40-1 図, 第 44-1 図～第 48-1 図
 - 2) 第 31-1 図～第 33-1 図, 第 39-1 図, 第 41-1 図～第 43-1 図, 第 49-1 図～第 55-1 図
- に分けられることがわかる。

1) では ζ が増加し始めてから後に側壁の剥離が起きており、二次元翼列としての性能を示す範囲は明確である。従って、これらの図では実線および点線部分を決定することは容易である。

2) では ζ が減少傾向にある内に側壁からの剥離が起きており、これはあたかも試験時の翼列間多孔側壁からの抽気が不満足なため、翼面上で剥離が起る前に、側壁から剥離が起きてしまい、二次元性能を得ることが出来なかったように見えるが、翼面圧力分布を参照しながら検討すると、そうではなく、実線範囲のみが、二次元性を確保し得る範囲で、それ以後は、二次元性を保持した実験が不可能な、又は非常に困難な範囲であることが判明する。すなわちこれらの性能曲線では、いずれの場合でも、迎角の小さい範囲では二次元性を保持しており、その場合の ζ は相当大きい値になっているが、それは翼腹側での損失が大きいために、つまり負迎角失速のためであることがわかる。このような場合、翼背面は剥離を示していないし、 V_{2a}/V_{1a} の値から、中央部への吹寄せは起きておらず、つまり側壁は剥離していないこと、すなわち二次元性を保っていることがわかる。

そして迎角を増すに従って腹側での損失は減少して行く。一方背側の圧力分布からわかるように、翼弦後半部での圧力上昇率が増しては行くが、まだ剥離は生じない状態となる。従って両者の和として ζ は減少して行く。そしてある迎角に達すると、背側の損失が増加し始めることがわかる。

しかし、ともかくここまでは、二次元性は保持されている。そしてこの時に腹側の剥離が殆

んど消滅しており、すなわち ζ が小さい値になっている場合もあるが、又一方腹側の剝離がまだ残っており、すなわち ζ が大きい内に、背側の損失が増し始める場合もある。

更に迎角を増すと、二次元性を保っている場合には、腹背の全圧損失の増減の割合によって ζ は一時減少する場合と、増加する場合とがある。

しかしどちらにしても、背面の損失が増し始めると、その影響によって、側壁が剝離を始めるようになり、流れは中央部に吹寄せられ、中央部で測定した V_{2a}/V_{1a} は増加し、 ζ は減少する。すなわち迎角を増加すると ζ は見掛上減少して行く場合が起るわけである。

以上の考え方によって検討すれば、性能曲線上の点線の範囲は側壁に剝離が起きている範囲であり、二次元翼列実験を行うことが不可能又は非常に困難な範囲であり、二次元翼列としての性能を示す範囲から除外すべき部分であることがわかる。

6.2.2. 流出角 (α_2)

全試験結果を通じて流出角については次のことがいえる。

1) S/C , C_{l_0} , ξ が一定の場合、二次元翼列としての性能を示す範囲内で、全圧損失係数の小さい広い迎角範囲にわたって、流出角は殆んど一定値を示す。これは喰違い角の小さい減速翼列の場合の傾向と同一である。

2) 迎角が小さくなり、負失速に近ずくと、流出角はいくらか減少し、迎角が大きくなり、正失速に近づくと、流出角はいくらか増加する。二次元性が失なわれ、流れが中央部に吹寄せられると、流出角は減少し、二次元翼列性能を示す範囲の流出角に近い大きさにもどることが多い。

3) S/C が小さくなったり、 C_{l_0} が大きくなったり、 ξ が大きくなったりすると、翼列軸に沿っての流出角は wake 以外でも一様でなくなり、相当の変化を示すようになるが、平均流出角としては (7) 式、(10) 式が成立する範囲内にある。

6.2.3. 転向角 (ϵ)

全試験結果を通じて転向角については次のことがいえる。

1) 二次元翼列としての性能を示す範囲においては、転向角は迎角の増加に従って連続的に増加する。

2) 迎角が増し、二次元翼列としての性能を示す範囲をはずれると、転向角が急に増加し、不連続を示すことが多い。このような場合には、流出角は減少している。

6.2.4. 全圧損失係数 (ζ)

全試験結果を通じて、全圧損失係数については次のことがいえる。

1) 全圧損失係数は、 C/S , C_{l_0} および ξ が増加するに従って増加する。

2) 迎角が増し、二次元翼列としての性能を示す範囲をはずれると、全圧損失係数が急に減

少し、不連続変化を示すことが多い。従ってこれを側壁の剝離の目安にできる。

7. 試験結果の考察

7.1. 設計点

設計上の基準としての設計点を次のように定め、この点で試験結果の整理を行なった。第 25-1 図～第 55-1 図において矢印で設計点を示した。

1) 二次元翼列としての性能を示す範囲内において、全圧損失係数最小の迎角を設計点とした。この点は揚抗比最大の迎角よりも、少し小さい方にあるが、これは正迎角方向の作動範囲に余裕を持たせるためである。

又この点を定めるに当っては、翼面圧力分布も考慮し、なるべく入口マッハ数を高く取り得るようにした。この点は大体 ζ 最小の点と一致する。

2) 二次元翼列としての性能を示す迎角範囲内において、全圧損失係数が最小になる点が最大迎角になっている場合においては、翼面圧力分布も考慮して、その迎角又は、その迎角よりやや小さい迎角を設計点とした。このような性能を示す翼列は ζ も大きく、圧力分布からも分るように、使用するのに不適当な翼列である場合が多い。従って実際の設計には用いないことが多いが、使用する場合の基準となる点としてこのような設計点を定めた。

7.2. 喰違い角と流出角

設計上の資料として用いる形にまとめた喰違い角と設計点における流出角との関係を第 56 図～第 58 図に示す。これらに於ては S/C を一定とした場合について翼の反り度 (C_{l_0}) をパラメーターとして $\xi \sim \alpha_2$ の関係を記入してある。これらから次のことがわかる。

1) S/C を一定として反り度 (C_{l_0}) を一定とした場合設計点における流出角 α_2 は喰違い角 ξ と共に殆んど直線的に増加する。

2) 喰違い角 ξ に対する設計点における流出角 α_2 の増加割合 $d\alpha_2/d\xi$ は C_{l_0} が増すと共に増加する。

3) 又 $d\alpha_2/d\xi$ は C/S が増すと共に増加する。

4) 第 58 図に示すように $S/C=0.7$ において $C_{l_0}=1.2$ は $C_{l_0}=0.8$, $C_{l_0}=0.4$ と交叉している。これは (2), (3) の傾向によることは勿論であるが α_2 が増すと共に全圧損失係数 ζ が急激に増加し転向角が取れなくなるためである。例えば $\alpha_2=70^\circ$ で全圧損失係数 $\zeta=0.65$ に達し転向角 ε が -1° となるような状態になるからである。

7.3. 翼列の負荷限界

軸流圧縮機の設計において、速度三角形を選定するに当っては、翼列の負荷限界すなわち取り得る転向角の限界を知ることが最も大切である。勿論、設計には多くの要素を考慮せねばな

らず、それらの間に最も好ましい関係を持たせることが必要であるが、その場合制限となる最も重大なものの一つが、この翼列の負荷限界だからである。

翼列の負荷限界を表わす方法としては、種々のものがあるが、ここでは設計点において取り得る転向角を以て表わすことにする。

又全試験を通じて、設計点における流出角には、6. 2. 2. に示す性質があることが明らかになっているので、流出角を整理の基準に用いることにする。

整理を次の順序に従って行なった。

- i) 試験結果を設計点における流出角で内挿できる形にした上で
- ii) 流出角 (α_2) 一定の場合について、反り度 (C_{l_0}) を変化させた場合の性能曲線を作りこれを用いて
- iii) 流出角に対して取り得る転向角その他を定める。

1) 試験結果を節弦比 (S/C) 一定で反り度 (C_{l_0}) 一定の場合について、喰違い角 (ε) を変えた場合について、流出角 (α_2) を横軸に、縦軸に転向角 (ε)、全圧損失係数 (ζ)、迎角 (i) を取ったものを第 59 図～第 61 図に示す。

これらから次のことがわかる。すなわち S/C , C_{l_0} が一定の場合、 α_2 が増すと、 ε , i は減少するが ζ は増加する。

2) 第 59 図～第 61 図から、 α_2 一定の点を取り、 S/C 一定で α_2 が一定の場合、 C_{l_0} によって ε , ζ , C_L/C_{D_p} , i , $(\tan \alpha_1 - \tan \alpha_2)$ の変化する様子をプロットしたものを第 62 図～第 64 図に示す。

これらから次のことが判明する。

- i) α_2 一定の場合、取り得る ε には最大値があり、これは C_L/C_{D_p} の最大値に近い。すなわち、 C_{l_0} を増してもある値以上に大きくすることは、反って C_L/C_{D_p} を減少させ、又 ε をも減少させる。
- ii) α_2 が増すと取り得る ε の最大値は減少して行くし、又 C_L/C_{D_p} の最大値も減少して行く。
- iii) これらの第 62 図～第 64 図と前記の試験結果とを対比すると、これらの図で C_L/C_{D_p} の最大値を示す C_{l_0} は、試験結果については第一の群に属するものであることがわかる。又第 2 の群に属するものは、これらの図中においては、すべて ε の最大値を示す C_{l_0} より以上の大きな C_{l_0} の部分になることがわかる。

従って、負荷限界を規定する資料はすべて第 1 の群すなわち二次元翼列としての性能を示す範囲が明確で、設計点をその中の ε 最小の点に取り得るもの、に属するわけである。

3) 第 62 図～第 64 図から C_L/C_{D_p} が最大になる点を取り、この点の ε , ζ を α_2 に対して S/C をパラメーターとしてプロットしたものおよび C_{l_0} , C_L/C_{D_p} , $(\tan \alpha_1 - \tan \alpha_2)$ を

プロットしたものを第 65 図に示す。

従って第 65 図が翼列の負荷限界を示すものであり、これらから次のことが明らかである。

i) ε について

イ) ε は α_2 が増すに従って減少して行く。又 α_2 が小さいときは、 S/C が大きい方が、 ε は小さいが、 α_2 が 65° 近くなると逆になる。

ロ) α_2 が 60° 付近では、 ε は S/C に依らず殆んど一定値となる。

ハ) これらの結果は今までに発表されている資料と非常に異なっている。

ii) ζ について

α_2 が増すにつれて増加し、又 S/C が小さくなるにつれて増加する。特に $S/C=0.7$ で $\alpha_2>60^\circ$ では ζ の増加は甚しい。

iii) C_L/C_{D_p} について

α_2 が増すにつれて減少し、又 S/C が小さくなるにつれて減少する。特に $S/C=0.7$ で $\alpha_2>60^\circ$ では C_L/C_{D_p} の減少は甚しい。

iv) C_{l_0} について

この図における C_{l_0} は、設計点における α_2 に対する取り得る最適値の ε を得るための C_{l_0} をプロットしたものであるから、この流出角で S/C が定まった場合の最適の C_{l_0} を表わしている。

v) $(\tan \alpha_1 - \tan \alpha_2)$ について

これは取り得る入口、出口間の旋回速度の差を軸流速度に対する倍率で表わしたものであるが、 S/C が大きい場合には流出角が増すに従って増加して行くが、 S/C が 0.7 位になると逆に減少して行くようになる。

8. む す び

以上、喰違い角の大きい減速翼列の二次元翼列性能試験について述べたが、得られた結果は次の通りである。

1) 翼列風洞による減速翼列の試験に際して、二次元性を得るための試験方法を検討し確立した。

2) 翼列風洞による減速翼列の試験に際して二次元翼列としての性能を示す範囲を決定する目安として、軸流速度比 $V_{2a}/V_{1a}=1.1$ を用いることが適当であるが、これは又他の翼列性能をも考慮の上総合的に判断するための、重要な一要素となるべきものである。

3) $S/C=1.2\sim 0.7$, $C_{l_0}=1.2\sim 0.0$, $\xi=45^\circ\sim 65^\circ$ にわたって翼列性能を得、設計点を定めた。

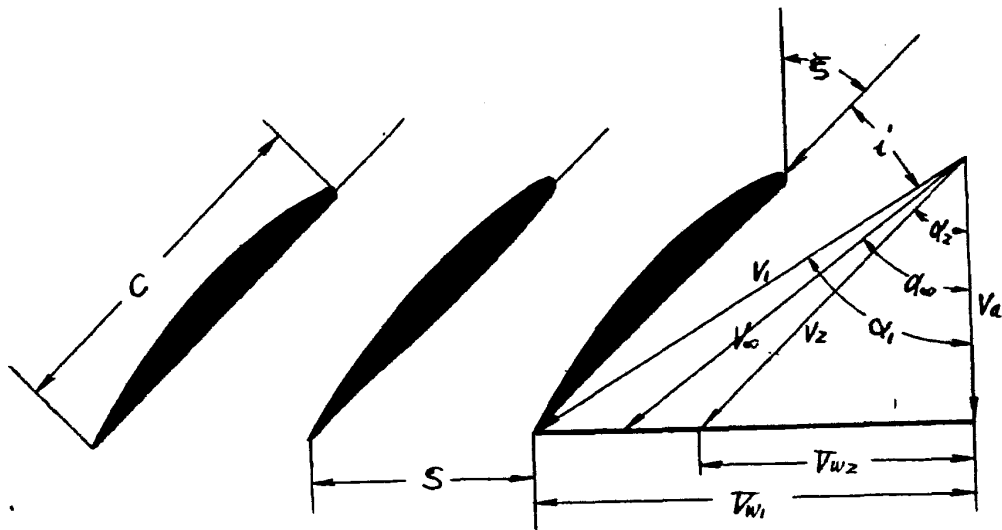
- 4) これらの試験結果から喰違い角と流出角の関係を明らかにした。
- 5) 又これらの試験結果を整理することによって、流出角に対する翼列の負荷限界を定めた。又この場合の全圧損失係数、反り度、揚抗比、 $(\tan \alpha_1 - \tan \alpha_2)$ を示した。

終りに本研究を行うに当り、種々御指導御援助いただいた東京大学八田教授並に航空技術研究所山内原動機部長に深く感謝の意を表する。

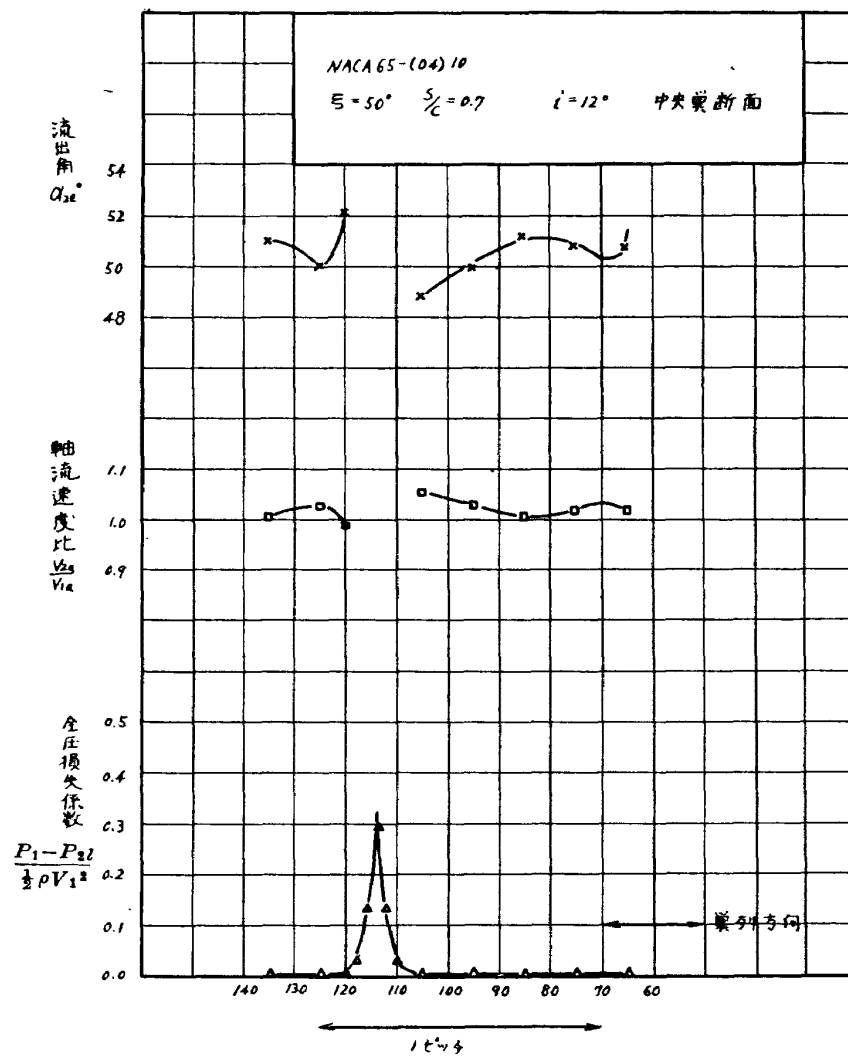
又実験に当り種々御援助いただいた東京大学航空研究所原動機部の方々に感謝の意を表する。

8. 文 献

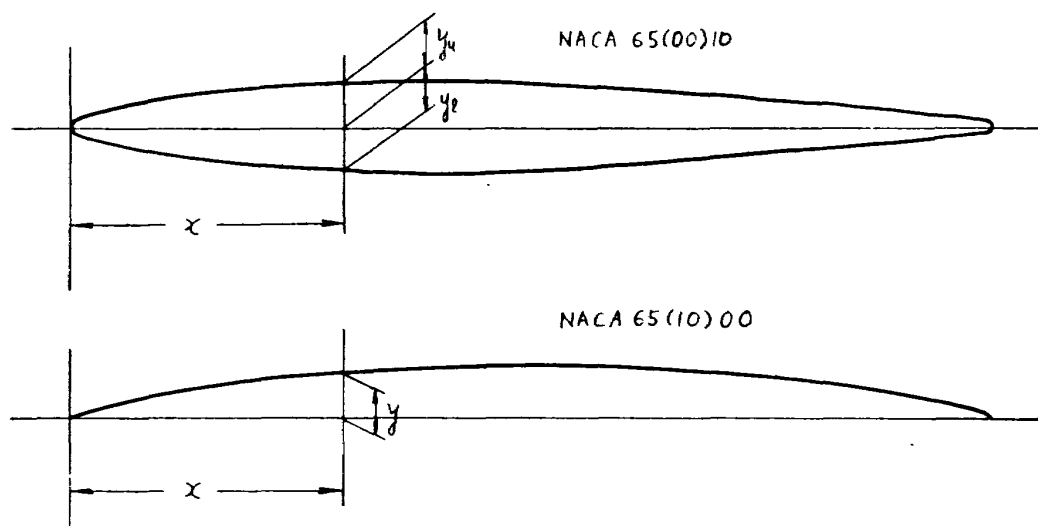
- 1) A. R. Howell: The Present Basis of Axial Flow Compressor Design, Part 1. Cascade Theory and Performance. A.R.C. Technical Report, R & M. 2095, 1942.
- 2) A. R. Howell: Fluid Dynamics of Axial Compressor. Proc. I. Mech. E. Vol. 153, 1945.
- 3) L. Joseph Herrig, James C. Emery, and John R. Erwin: Systematic Two-Dimensional Cascade Tests of NACA 65-Series Compressor Blades at Low Speed. NACA TN 3916 Feb 1957.
- 4) Willard R. Wesphal and William R. Goldwin: Comparison of NACA 65-Series Compressor-Blade Pressure Distribution and Performance in a Roter and in Cascade. NACA TN 3806 March, 1957.
- 5) James C. Emery: Low Speed Cascade Investigation of Thin Low-Camber NACA 65-Series Blade Section at High Inlet Angles. NACA RM L57E03 June 1957.
- 6) 山内正男・松木正勝・塩入淳平・富永守之: 遷音速風洞用 22.5 MW 主送風機——模型送風機による性能試験——航空技術研究所報告 TR-2 1960 年 5 月
- 7) 松木正勝: 後置静翼型軸流送風機の使用限度 および 諸元の決定法に対する一考察, 機械試験所々報第 6 巻第 6 号, 1952



第1図 翼列の記号







第2図 翼列後の測定結果



x	厚さ分布	カーブ線高さ及び傾斜 $\alpha=1.0$	
	y_u, y_l	y	dy/dx
0.	0	0.	—
0.5	0.972	0.250	0.42120
0.75	0.932	0.350	0.38875
1.25	1.169	0.535	0.34770
2.5	1.574	0.930	0.29155
5.0	2.177	1.580	0.23430
7.5	2.647	2.120	0.19995
10.	3.040	2.585	0.17485
15.	3.666	3.365	0.13805
20.	4.143	3.980	0.11030
25.	4.503	4.475	0.08745
30.	4.760	4.860	0.06745
35.	4.924	5.150	0.04925
40.	4.996	5.355	0.03225
45.	4.963	5.475	0.01595
50.	4.812	5.515	0.
55.	4.565	5.475	-0.01595
60.	4.216	5.355	-0.03225
65.	3.787	5.150	-0.04925
70.	3.296	4.860	-0.06745
75.	2.759	4.475	-0.08745
80.	2.197	3.980	-0.11030
85.	1.630	3.365	-0.13805
90.	1.090	2.585	-0.17485
95.	0.621	1.580	-0.23430
100	—	0.	—
前縁半径		0.687	
後縁半径		0.350	

第3図 試験翼型の基本翼断面

— 單位 mm —

NACA65-(00)10				NACA65-(04)10				NACA65-(08)10				NACA65-(12)10			
x_u	y_u	x_l	y_l	x_u	y_u	x_l	y_l	x_u	y_u	x_l	y_l	x_u	y_u	x_l	y_l
0.0	0.0														
0.4	0.618			0.297	0.689	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—
0.6	0.746			0.485	0.849	0.526	-0.601	0.203	0.745	0.597	-0.425	0.121	0.791	0.679	-0.311
1.0	0.935			0.871	1.097	0.715	-0.625	0.378	0.936	0.822	-0.488	0.285	1.012	0.915	-0.340
2.0	1.259			1.855	1.548	1.129	-0.755	0.749	1.243	1.251	-0.559	0.640	1.377	1.360	-0.349
4.0	1.742			3.838	2.240	2.145	-0.953	1.714	1.821	2.286	-0.631	1.584	2.081	2.416	-0.296
6.0	2.118	x_u	y_u	5.831	2.789	4.162	-1.228	3.679	2.723	4.321	-0.701	3.529	3.193	4.471	-0.160
8.0	2.432	1.1	1.1	7.830	3.253	6.169	-1.432	5.666	3.448	6.334	-0.734	5.506	4.094	6.494	-0.024
12.0	2.933	1.1	1.1	11.838	4.005	8.170	-1.599	7.663	4.063	8.337	-0.754	7.501	4.862	8.499	0.102
16.0	3.314	1.1	1.1	15.854	4.583	12.162	-1.852	11.678	5.068	12.322	-0.761	11.521	6.124	12.479	0.337
20.0	3.602	1.1	1.1	19.874	5.032	16.146	-2.037	15.708	5.849	16.292	-0.754	15.565	7.106	16.435	0.535
24.0	3.808			23.897	5.362	20.126	-2.168	19.749	6.458	20.251	-0.730	19.623	7.879	20.377	0.713
28.0	3.939			27.922	5.586	24.103	-2.251	23.795	6.913	24.205	-0.692	23.692	8.461	24.308	0.870
32.0	3.997			31.948	5.710	28.078	-2.290	27.844	7.232	28.156	-0.640	27.768	8.876	28.232	1.012
36.0	3.970			35.975	5.722	32.052	-2.283	31.897	7.423	32.103	-0.568	31.845	9.135	32.155	1.147
40.0	3.850			40.000	5.614	36.025	-2.218	35.949	7.474	36.051	-0.466	35.924	9.226	36.076	1.286
44.0	3.652			44.023	5.404	40.000	-2.085	40.000	7.379	40.000	-0.320	40.000	9.114	40.000	1.445
48.0	3.373			48.044	5.086	43.977	-1.900	44.087	7.156	43.953	-0.148	44.000	8.907	43.930	1.605
52.0	3.030			52.060	4.677	48.956	-1.669	48.087	6.799	47.913	0.056	48.130	8.511	47.870	1.771
56.0	2.637			56.071	4.191	51.940	-1.381	52.120	6.323	51.880	0.269	52.179	7.968	51.821	1.920
60.0	2.207			60.077	3.638	55.929	-1.081	56.142	5.743	55.858	0.477	56.213	7.294	55.787	2.037
64.0	1.758			64.078	3.029	59.923	-0.774	60.154	5.066	59.846	0.662	60.231	6.491	59.769	2.101
68.0	1.304			68.072	2.379	63.922	-0.482	64.155	4.298	63.845	0.796	64.231	5.563	63.769	2.078
72.0	0.872			72.061	1.697	67.928	-0.225	68.143	3.450	67.857	0.857	68.213	4.517	67.787	1.944
76.0	0.497			76.046	1.000	71.939	-0.043	72.120	2.518	71.880	0.791	72.179	3.335	71.821	1.628
—	—			—	—	75.954	0.011	76.092	1.499	75.908	0.523	76.134	1.995	75.866	1.039
															
前縁半径 = 0.560												後縁半径 = 0.280			

第 4 図 試験翼型

前置静翼型

S/C	ν	u_i	w_i	α_1	α_2	ϵ
0.6	0.4	1.97	0.49	63°05'	44°43'	18°22'
	0.8	2.66	0.61	69°24'	55°14'	14°12'
0.8	0.4	2.03	0.46	63°47'	48°00'	15°47'
	0.8	2.76	0.57	70°06'	58°19'	11°47'
1.0	0.4	2.06	0.43	64°07'	50°12'	13°55'
	0.8	2.81	0.52	70°25'	60°33'	9°52'
1.2	0.4	2.08	0.38	64°21'	52°52'	11°28'
	0.8	2.88	0.49	70°52'	62°15'	8°37'

後置静翼型

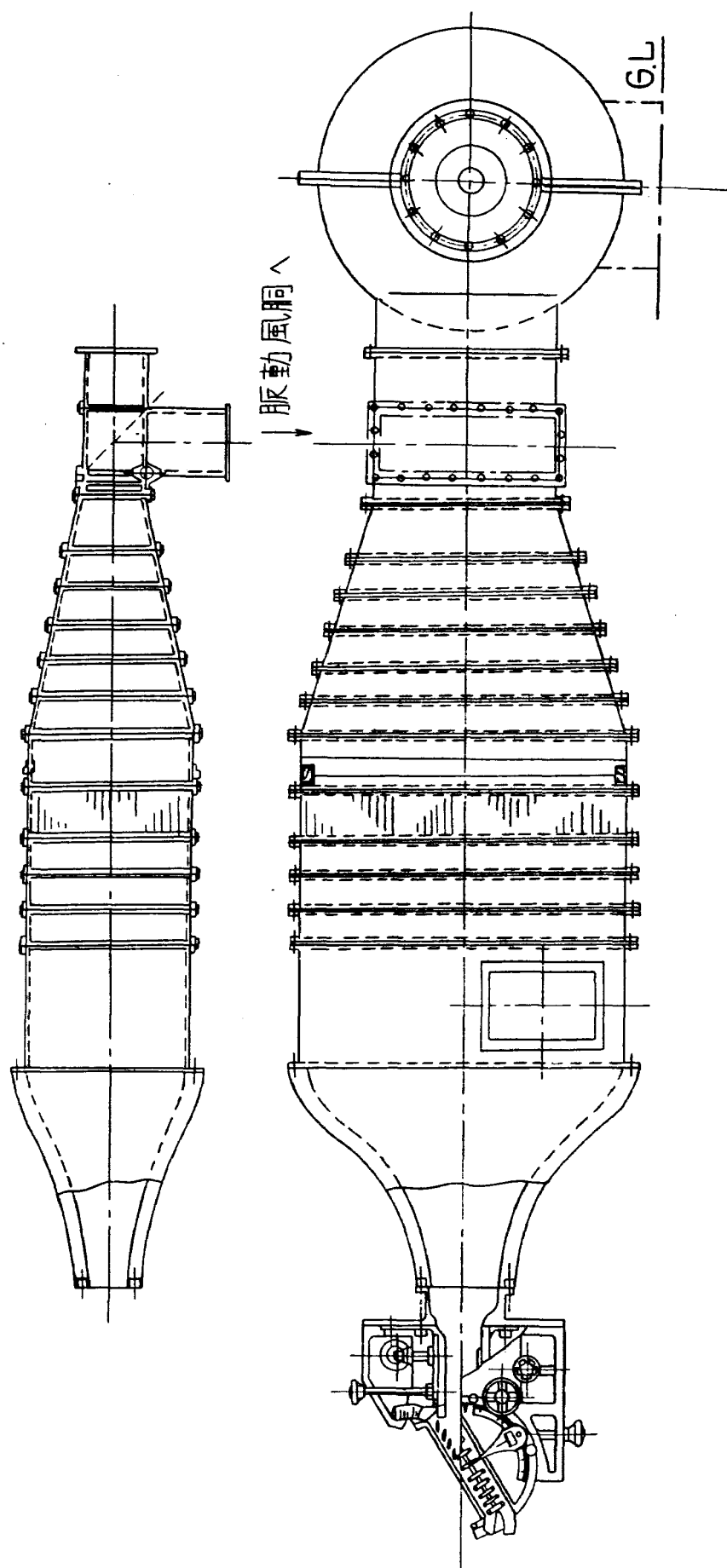
S/C	ν	u_i	w_i	α_1	α_2	ϵ
0.6	0.4	1.18	0.54	66°08'	49°44'	16°24'
	0.8	1.50	0.65	70°21'	59°19'	14°02'
0.8	0.4	1.24	0.48	65°34'	51°07'	14°27'
	0.8	1.55	0.56	68°45'	57°11'	11°34'
1.0	0.4	1.31	0.43	65°16'	52°39'	12°37'
	0.8	1.63	0.50	69°11'	58°29'	10°32'
1.2	0.4	1.36	0.39	64°58'	53°41'	11°17'
	0.8	1.69	0.46	69°03'	59°24'	9°39'
1.4	0.4	1.41	0.35	64°39'	54°40'	9°59'
	0.8	1.75	0.42	68°53'	60°16'	8°37'

第 5 図

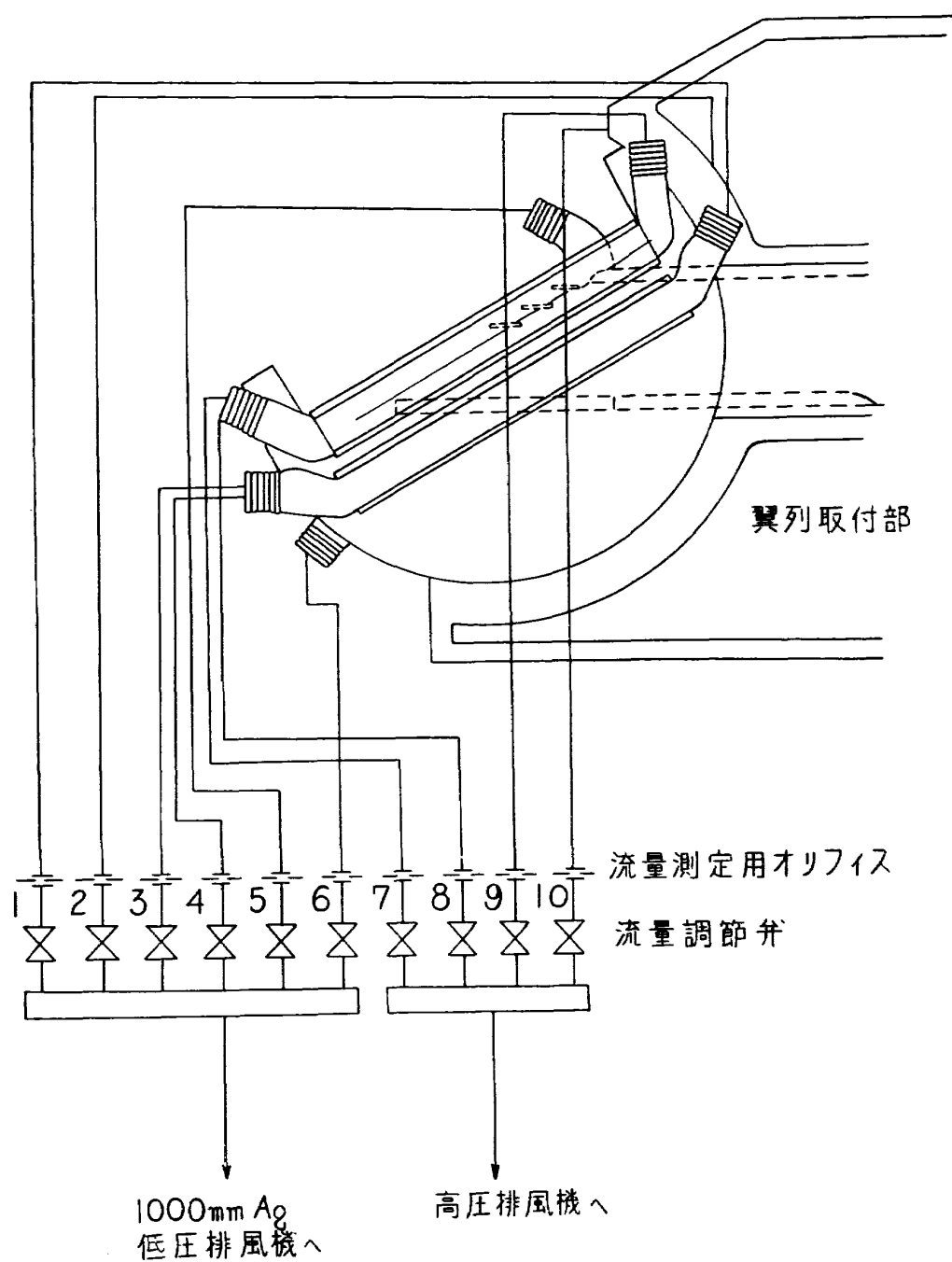
測定迎角範囲

S/C	C_u	測定迎角 (i)			
		$\epsilon=45^\circ$	$\epsilon=50^\circ$	$\epsilon=60^\circ$	$\epsilon=65^\circ$
1.2	0.4		0°~14°	0°~14°	0°~10°
	0.8		0°~18°	0°~12°	0°~10°
	1.2		0°~16°	0°~12°	0°~10°
1.0	0.4		0°~18°	0°~12°	0°~10°
	0.8		0°~16°	0°~14°	0°~10°
	1.2	0°~18°	0°~14°	0°~10°	0°~10°
0.7	0.0		0°~16°	0°~14°	0°~10°
	0.4		0°~18°	0°~14°	0°~10°
	0.8		0°~16°	0°~14°	0°~10°
	1.2		0°~18°	0°~14°	0°~10°

第 6 図

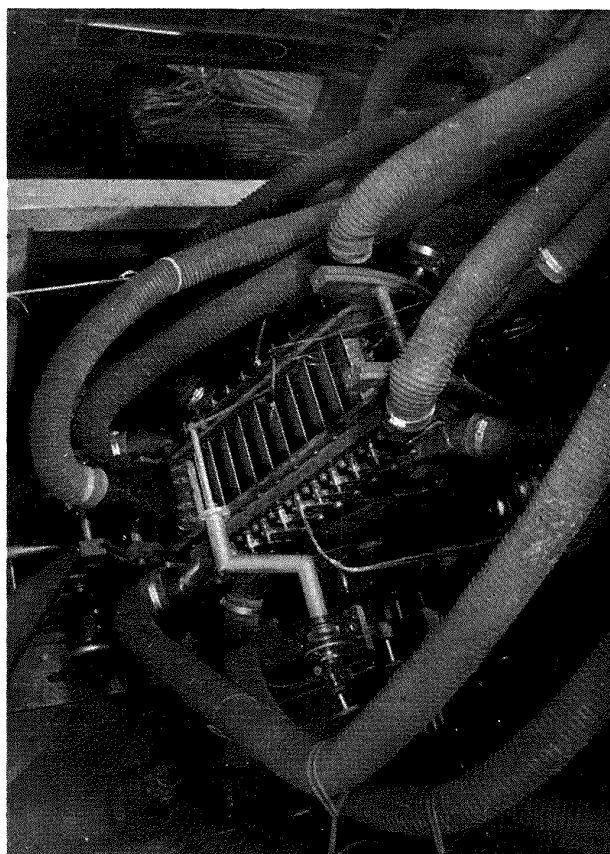
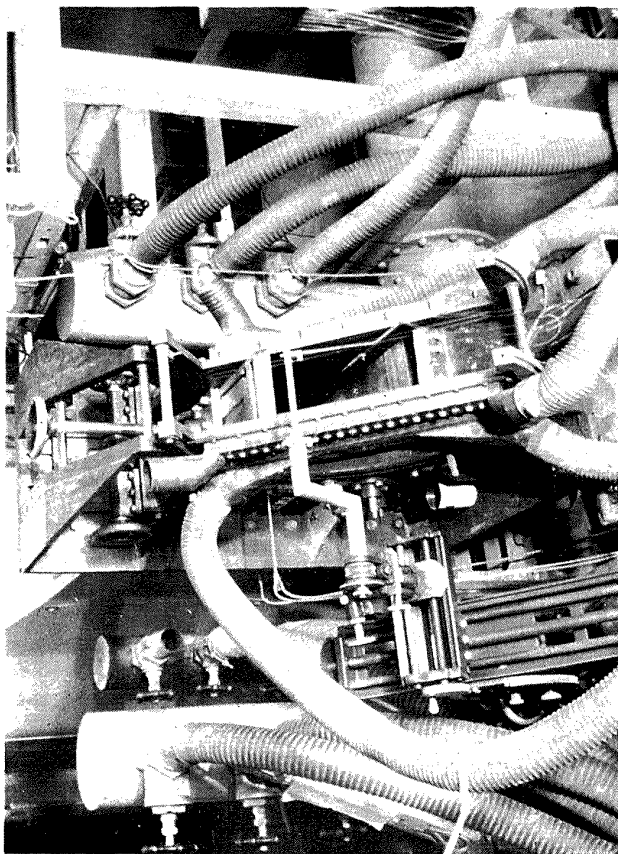


第 7-1 図

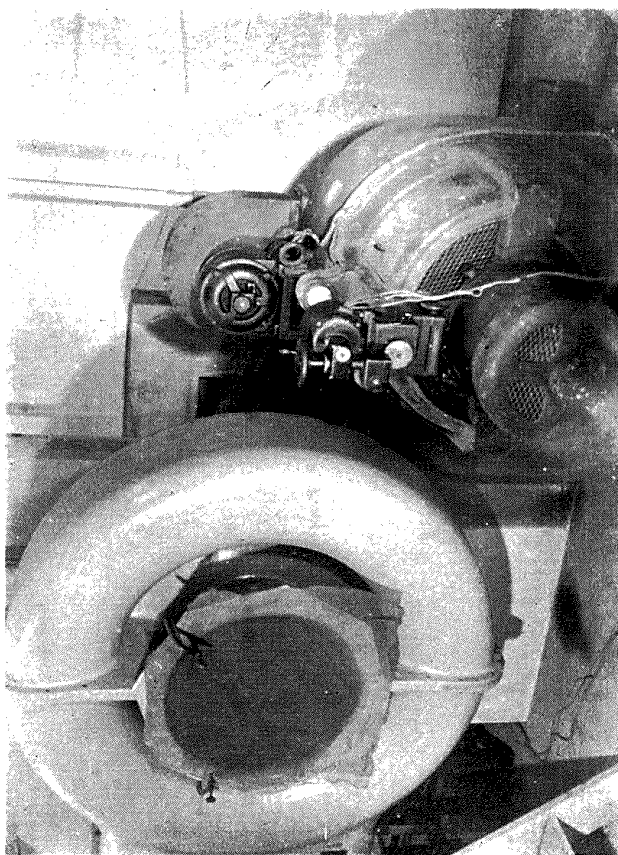


番 号	オリフィス径	抽 気 個 所
1	31.3mm ϕ	翼列前抽気 (上)
2	31.3	"
3	31.3	翼列前抽気 (下)
4	31.3	"
5	41.4	上翼と上壁間抽気
6	41.4	下翼と下壁間抽気
7	41.4	翼列間抽気 (下)
8	41.4	"
9	41.4	翼列間抽気 (上)
10	41.4	"

第 7-2 図 抽気系統図

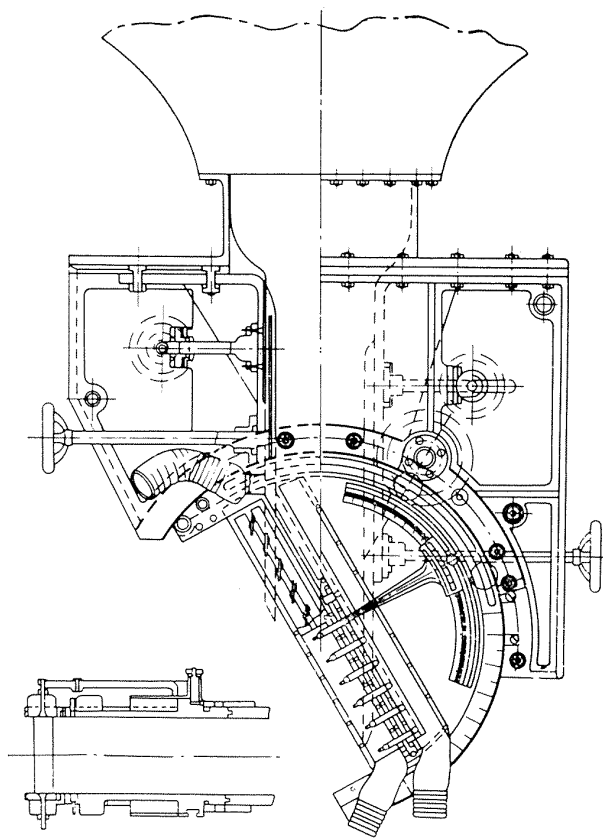


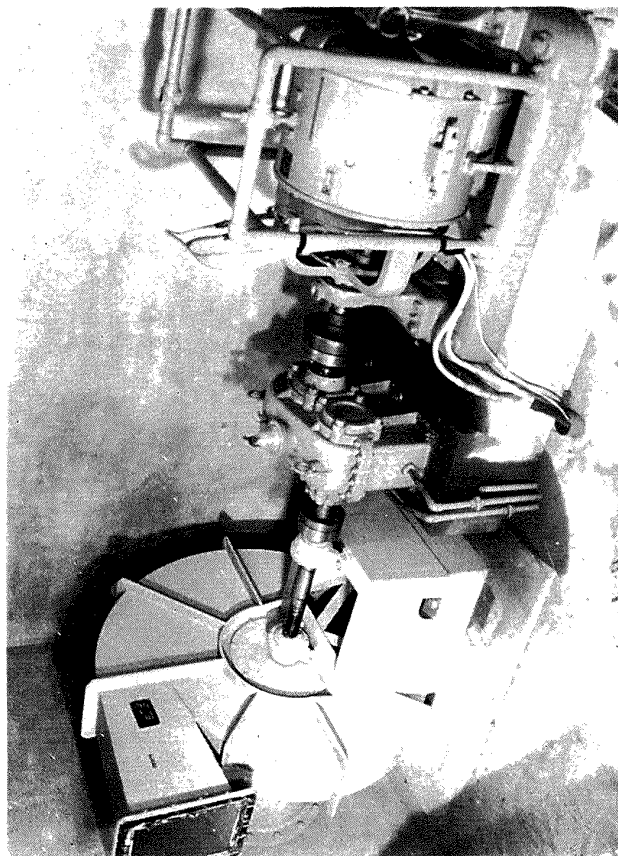
第 9 図



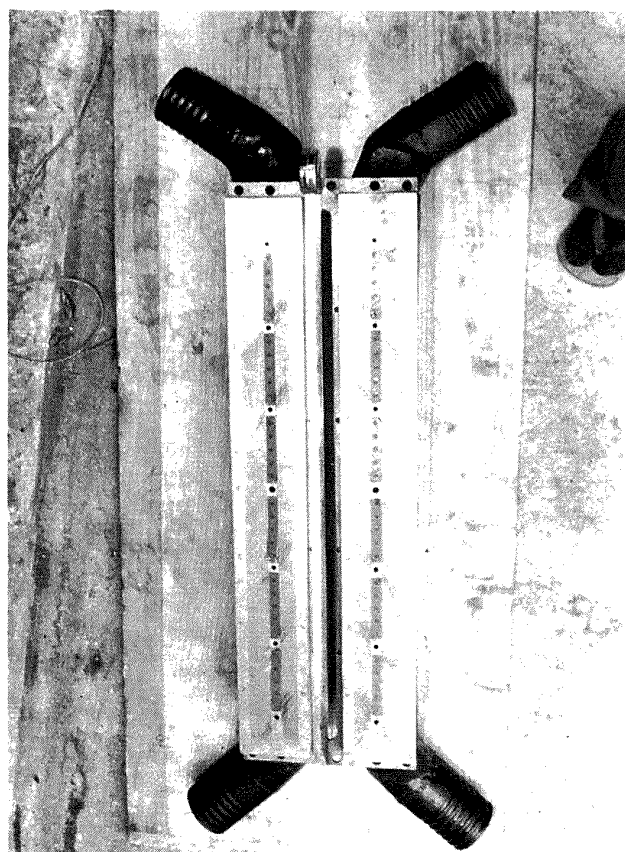
第 10 図

第 8 図

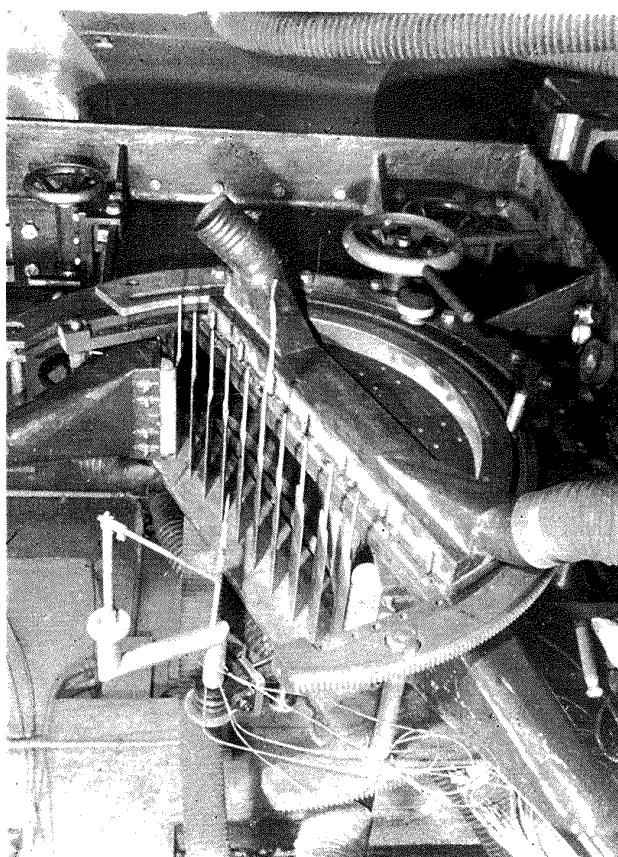




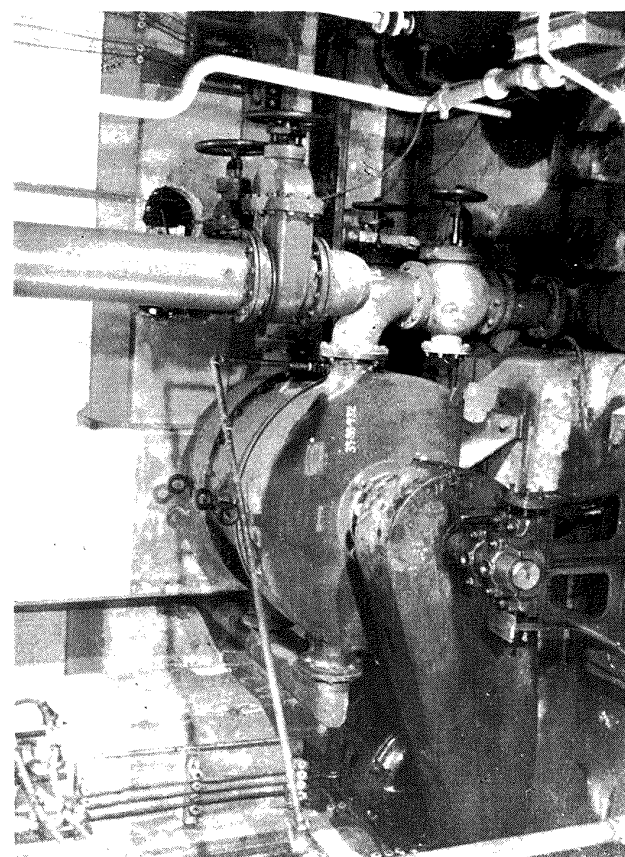
第 12 図



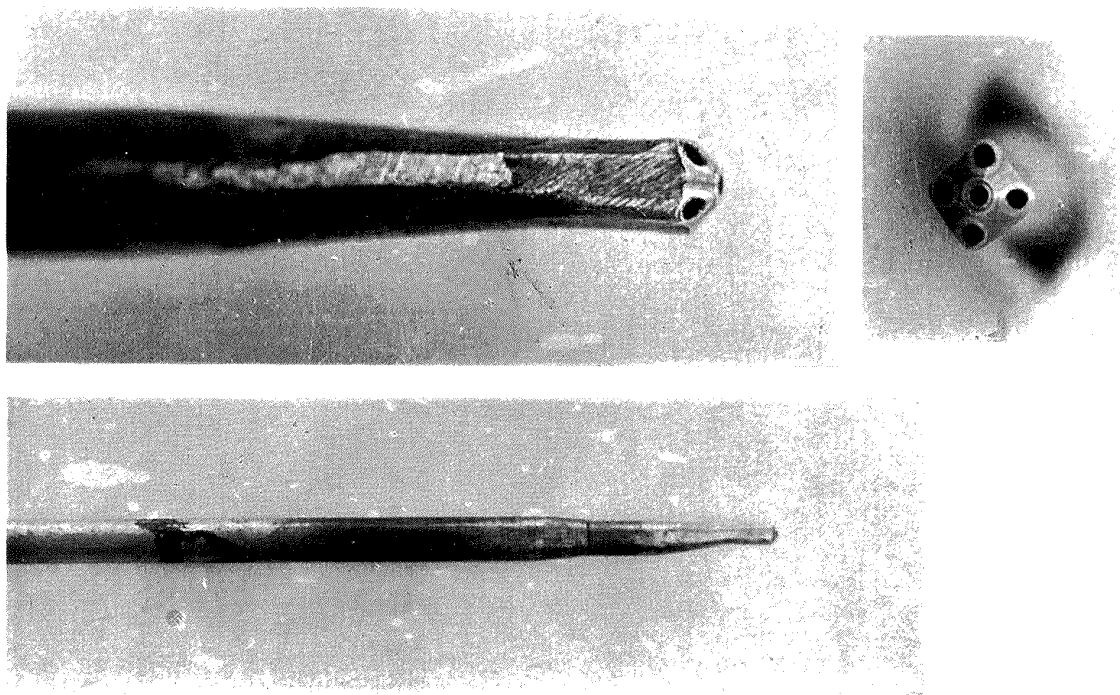
第 14 図



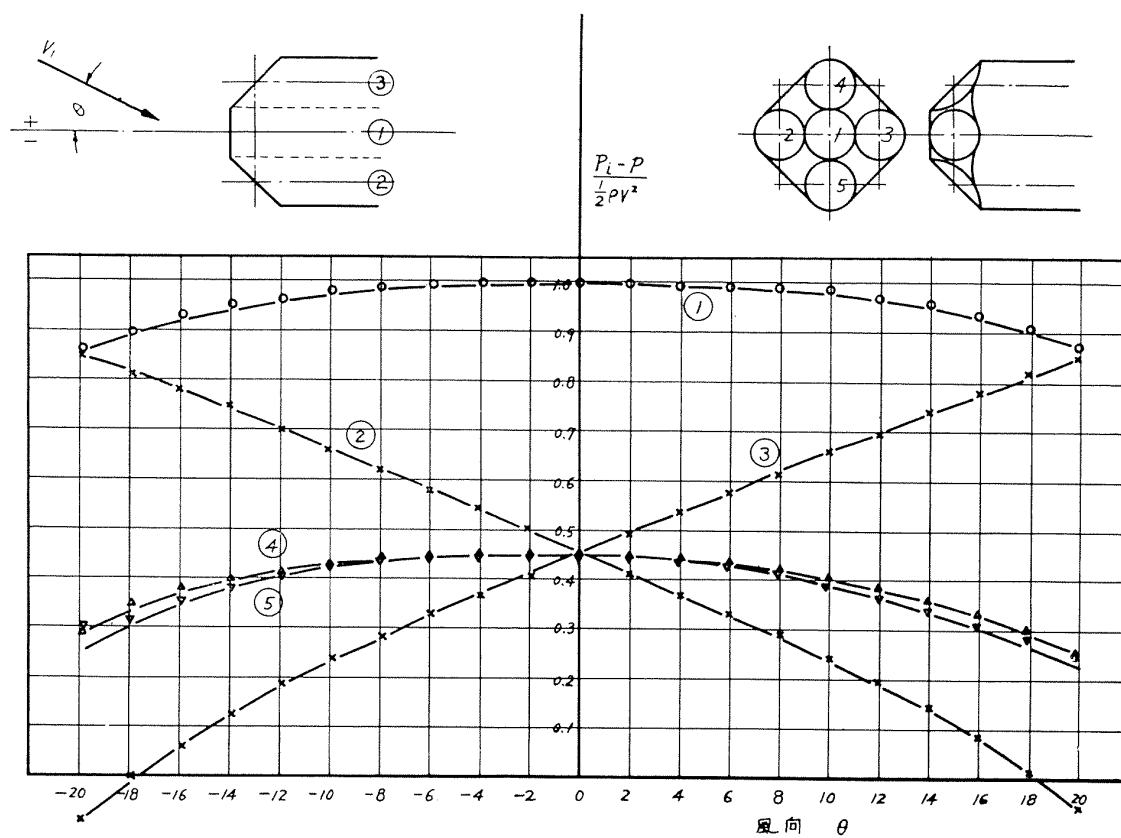
第 11 図



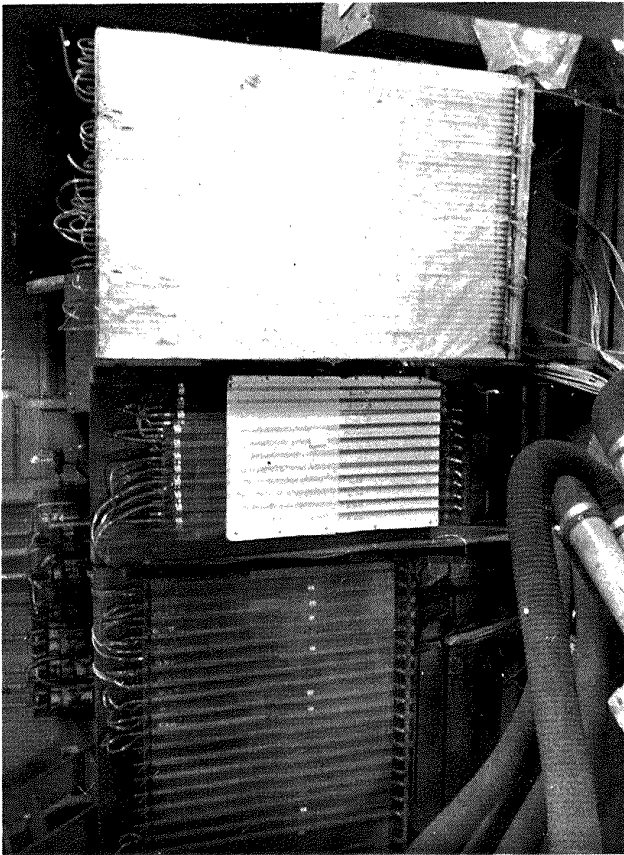
第 13 図



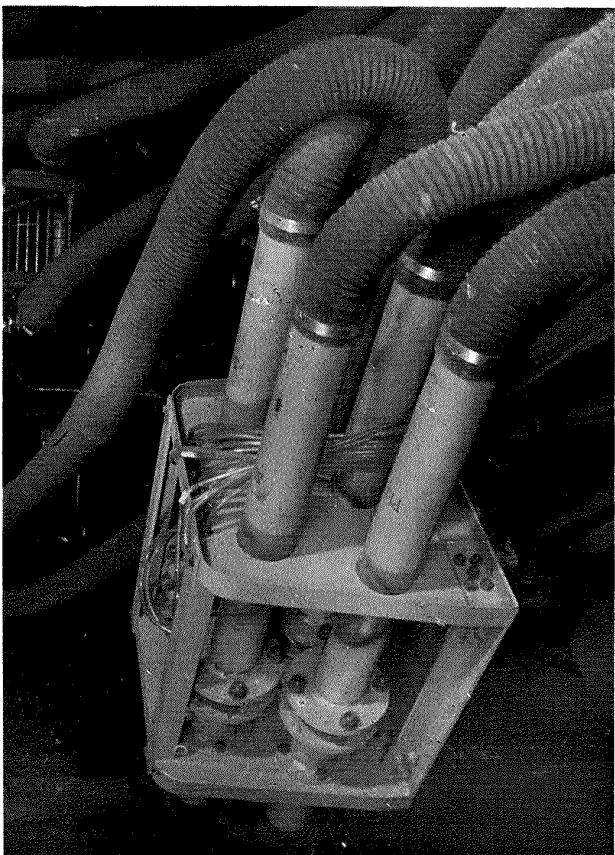
第 15 図



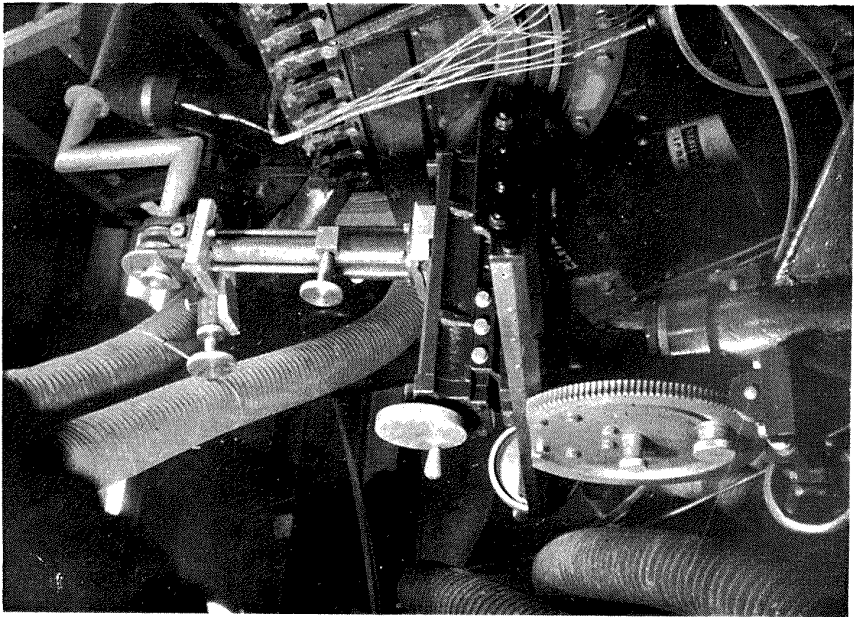
第 16 図 ピトー管の特性



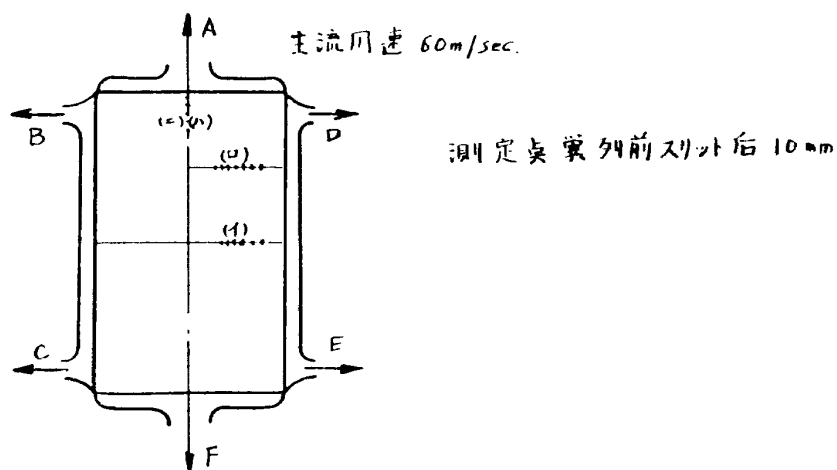
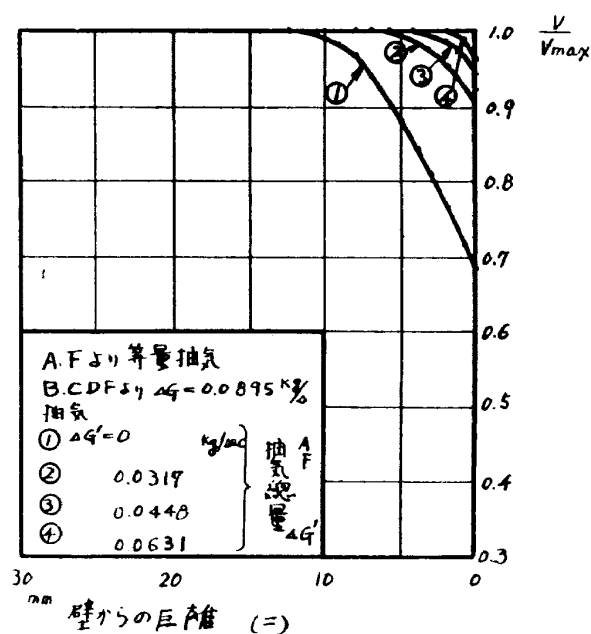
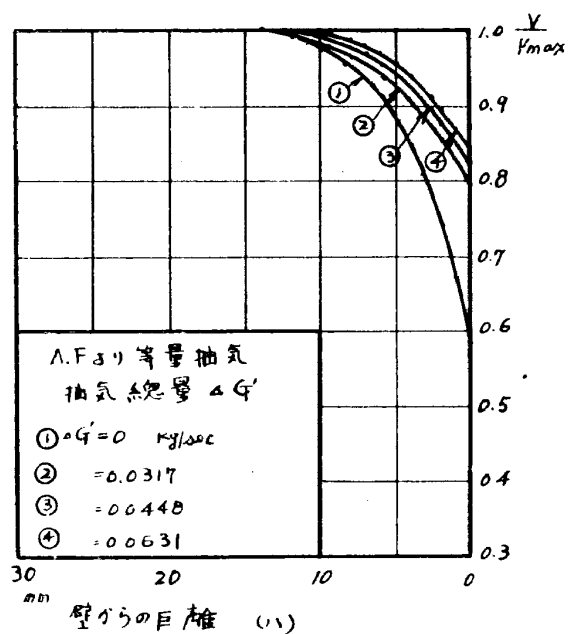
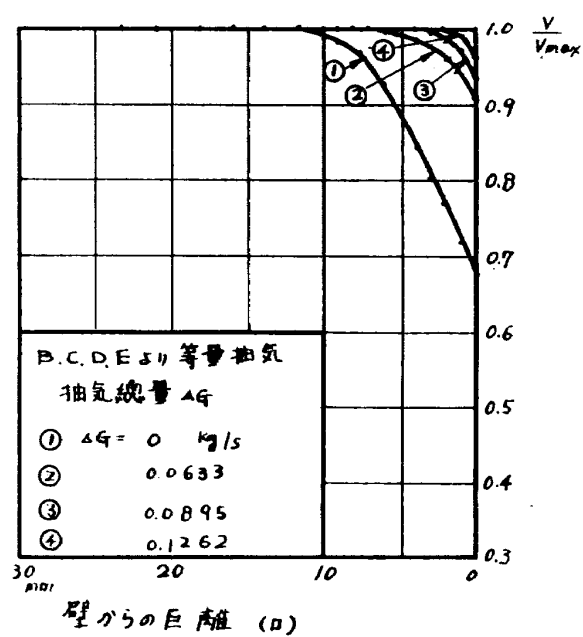
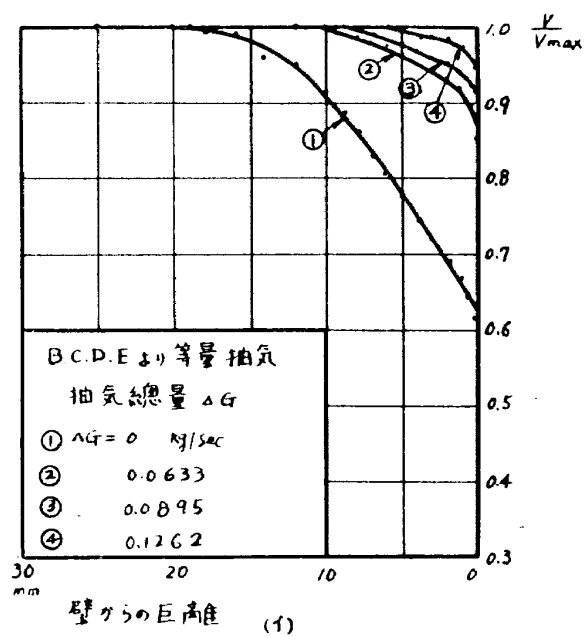
第 18 図 ↑



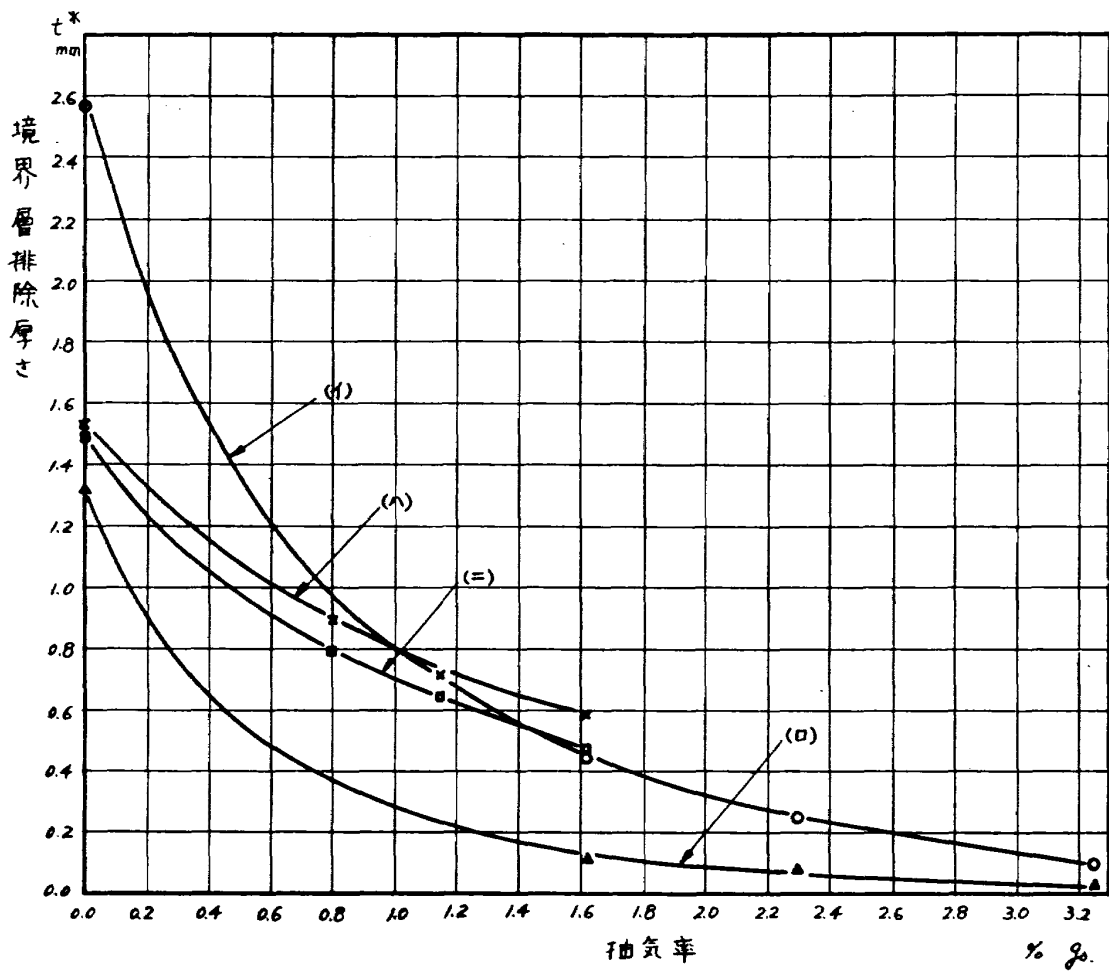
第 19 図 ↑



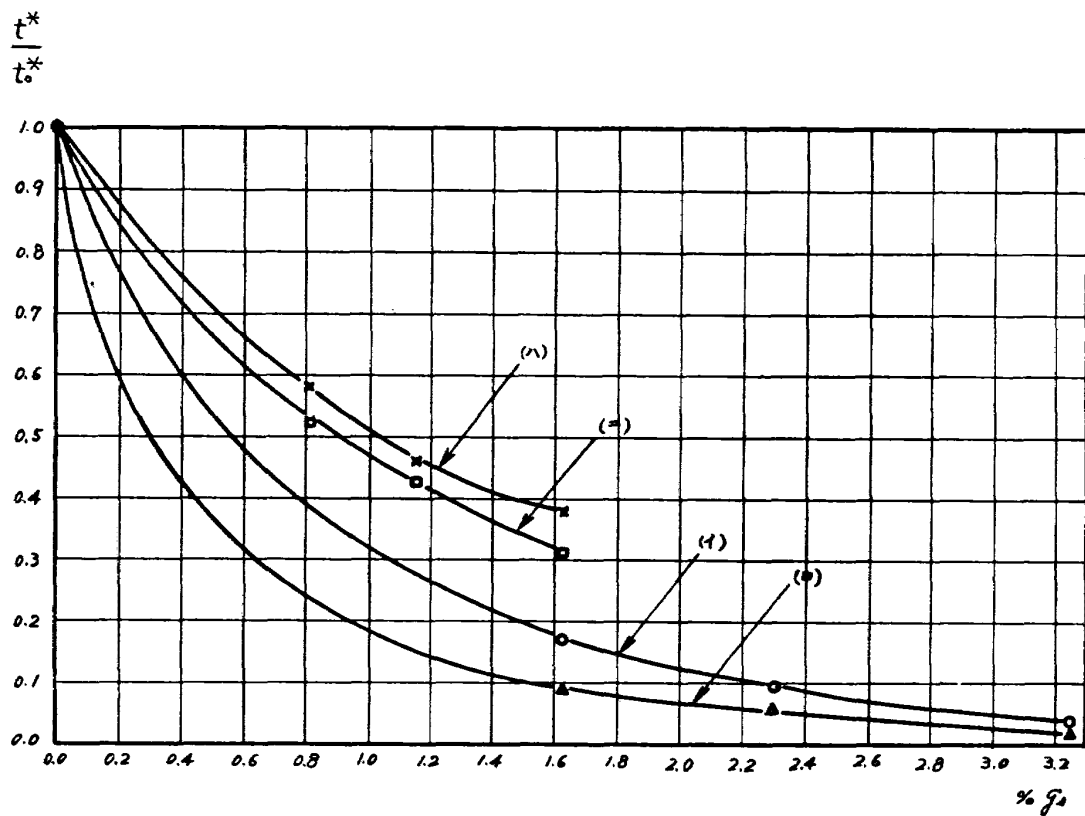
第 17 図



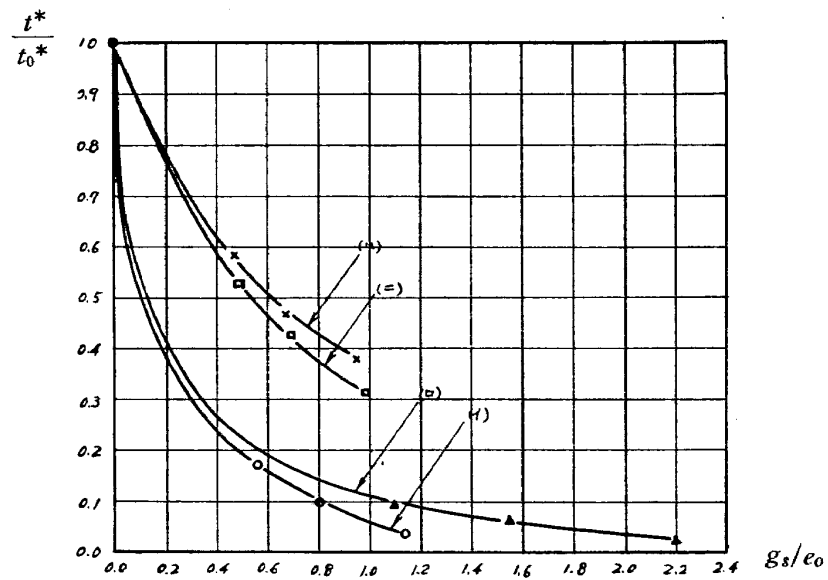
第 20 図 抽気による速度分布の変化



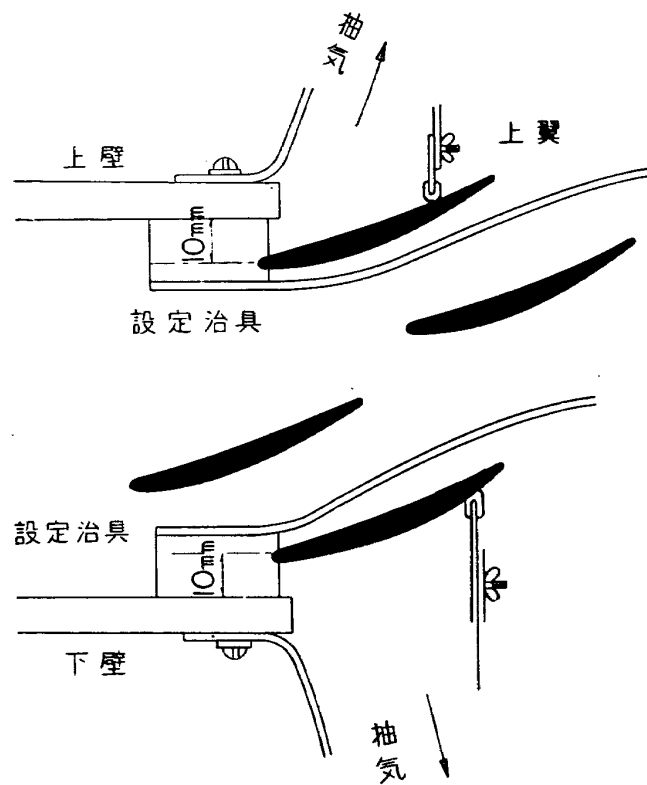
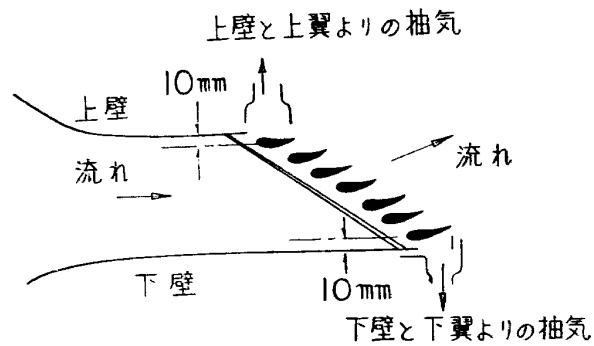
第 21 図



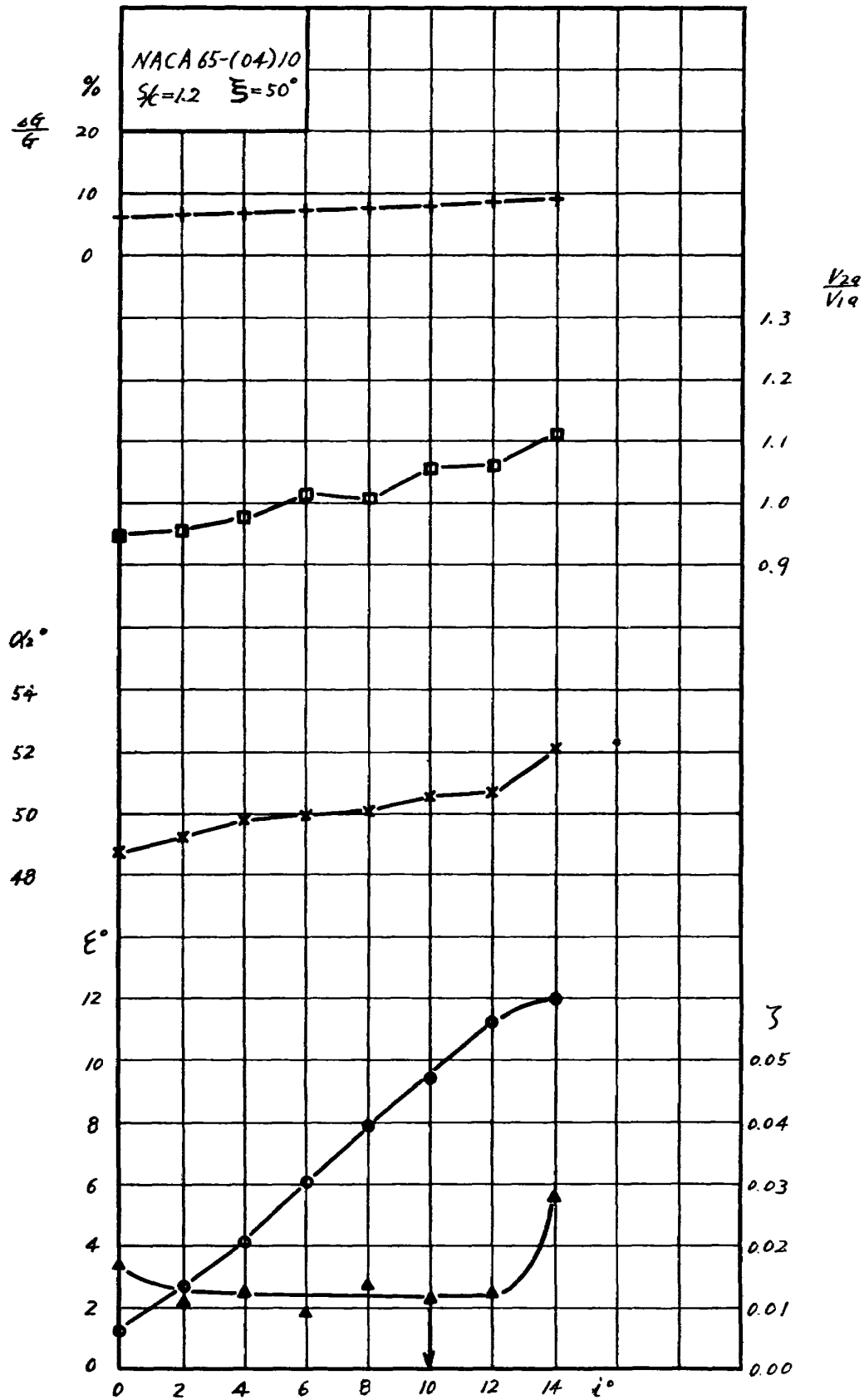
第 22 図



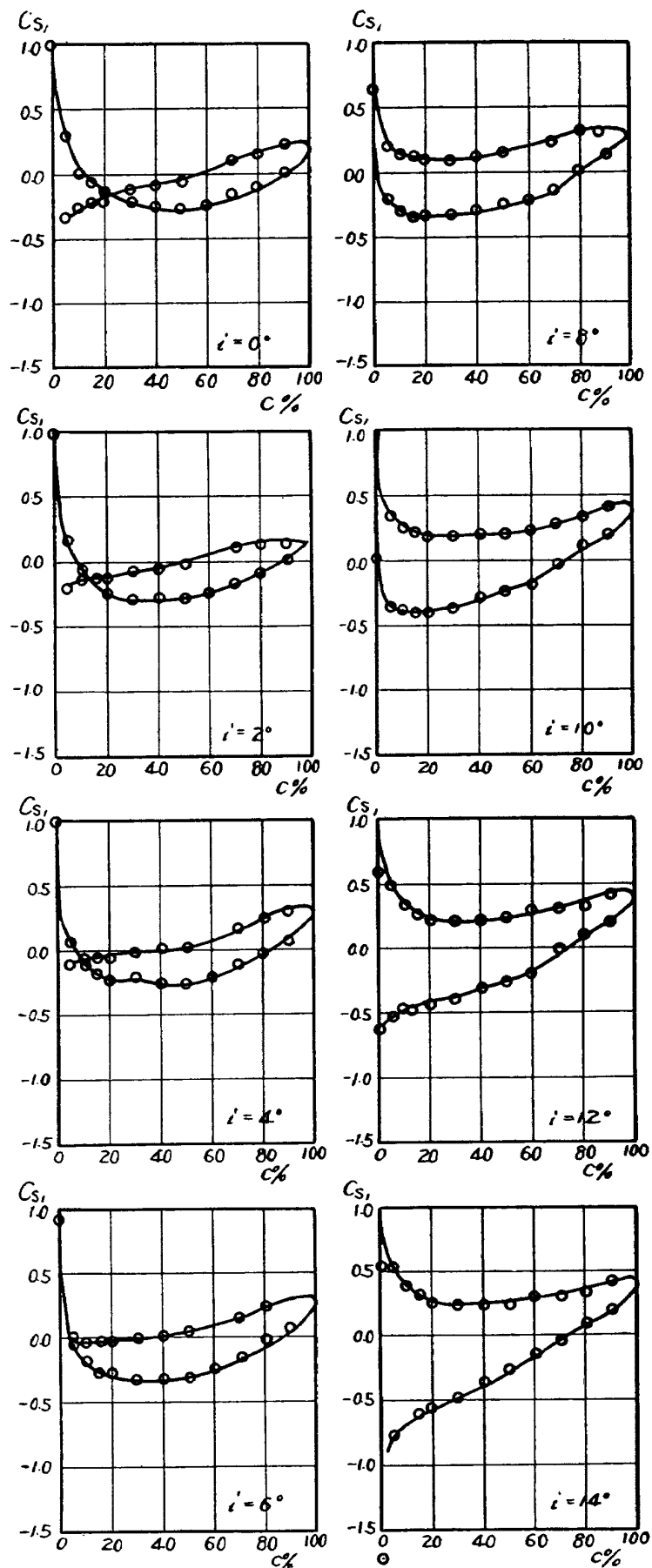
第 23 図



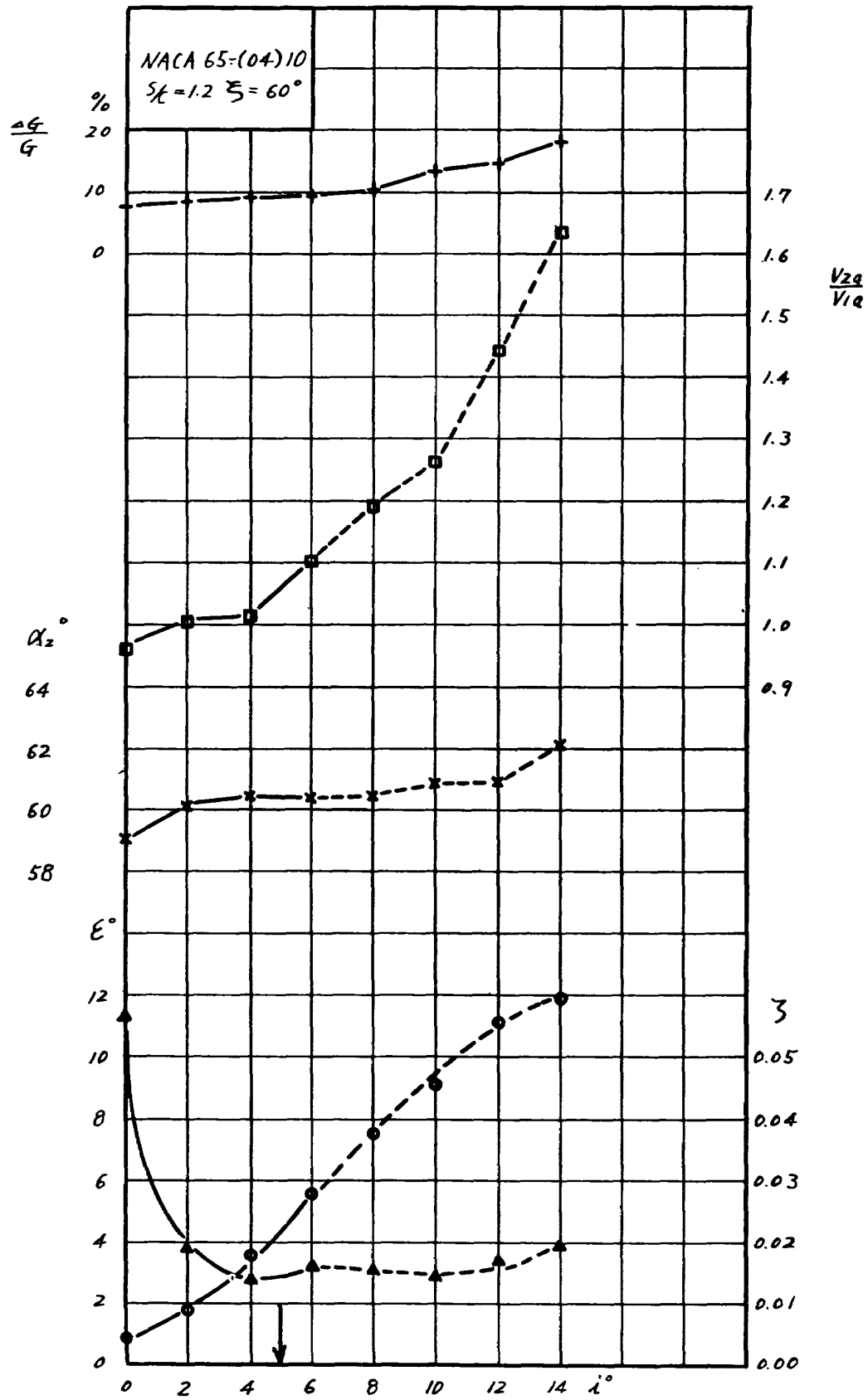
第 24 図 上下壁と上下翼間隙の設定



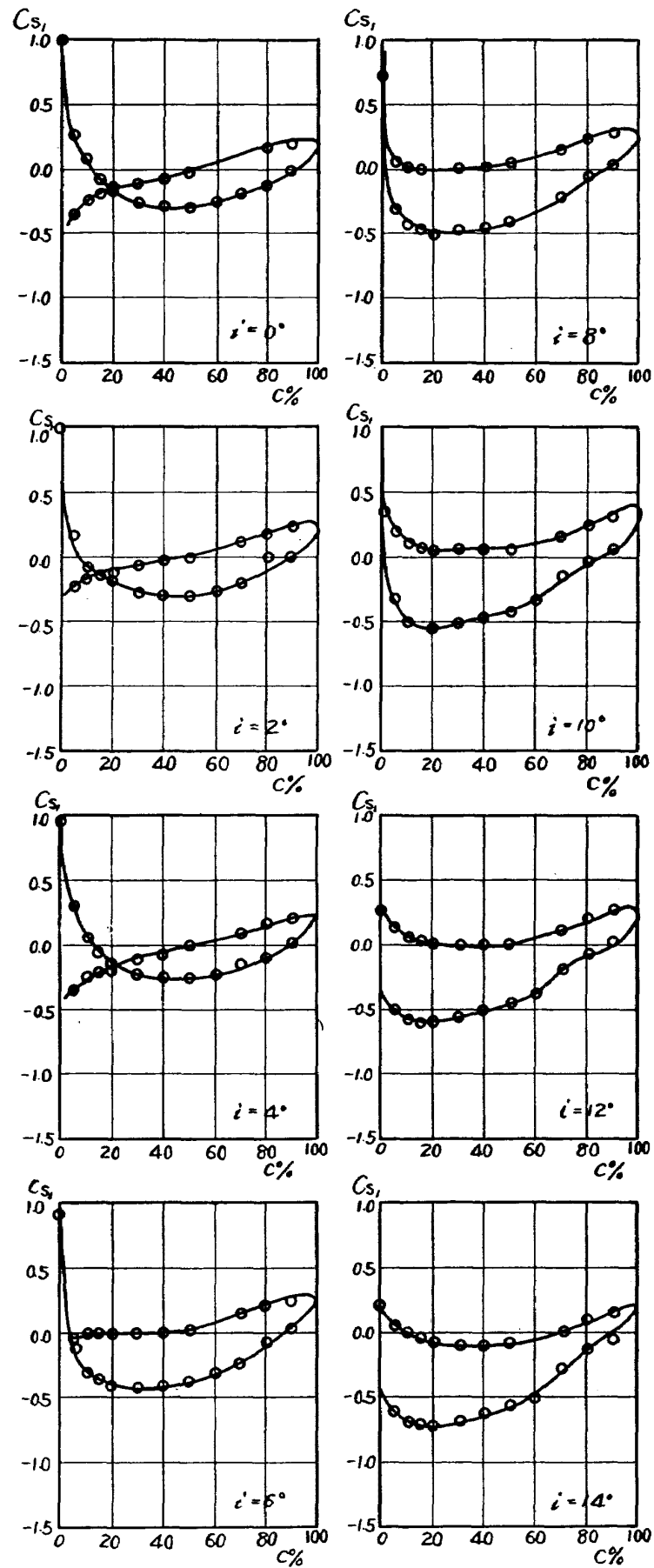
第 25—1 図 翼 列 性 能

NACA 65-(04) 10 $S/C=1.2$ $\xi=50^\circ$ 

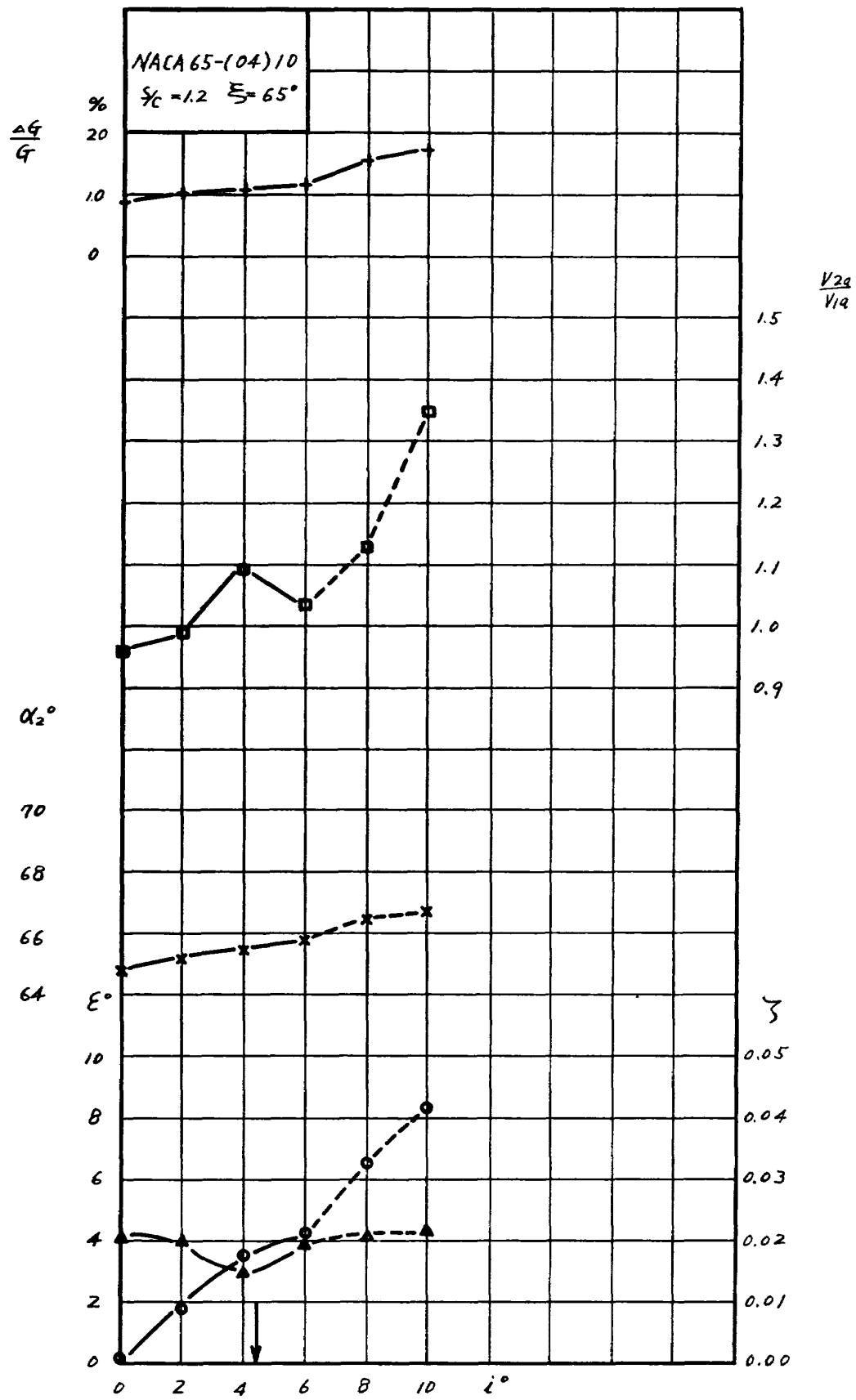
第 25—2 図 翼面压力分布



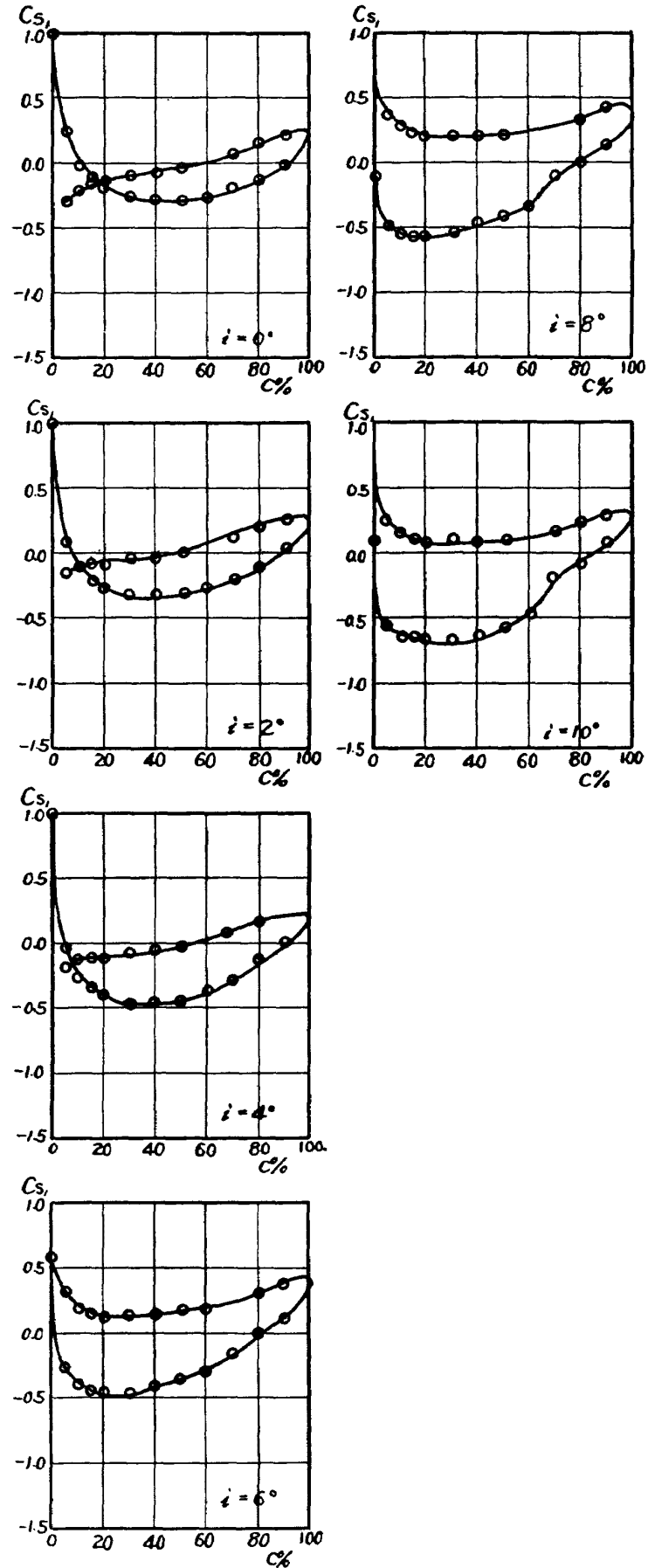
第 26-1 図 翼 列 性 能

NACA 65--(04) 10 $S/C=1.2$ $\xi=60^\circ$ 

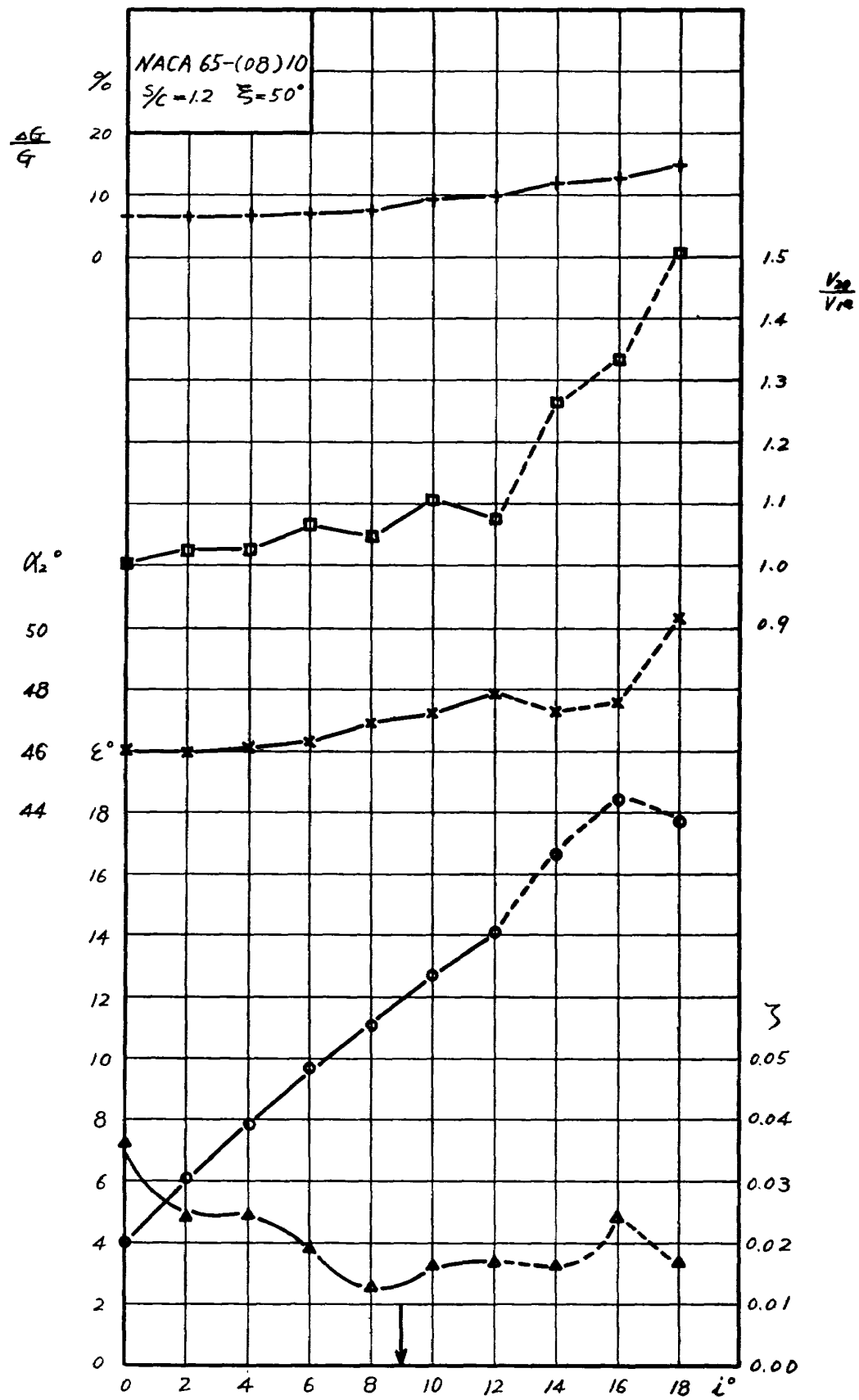
第 26—2 図 翼面圧力分布



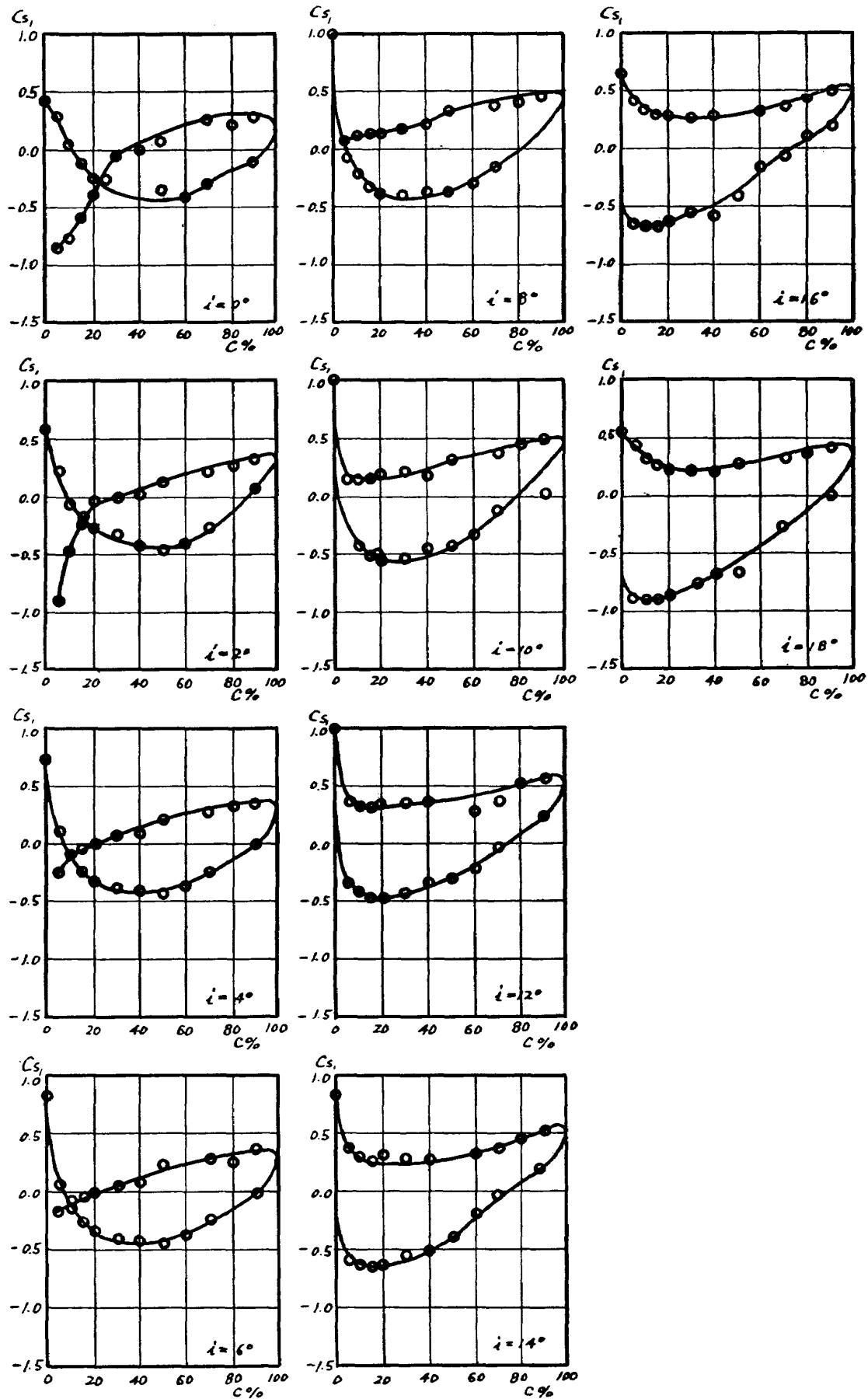
第 27—1 図 翼 列 性 能

NACA 65-(04) 10 $S/C=1.2$ $\xi=65^\circ$ 

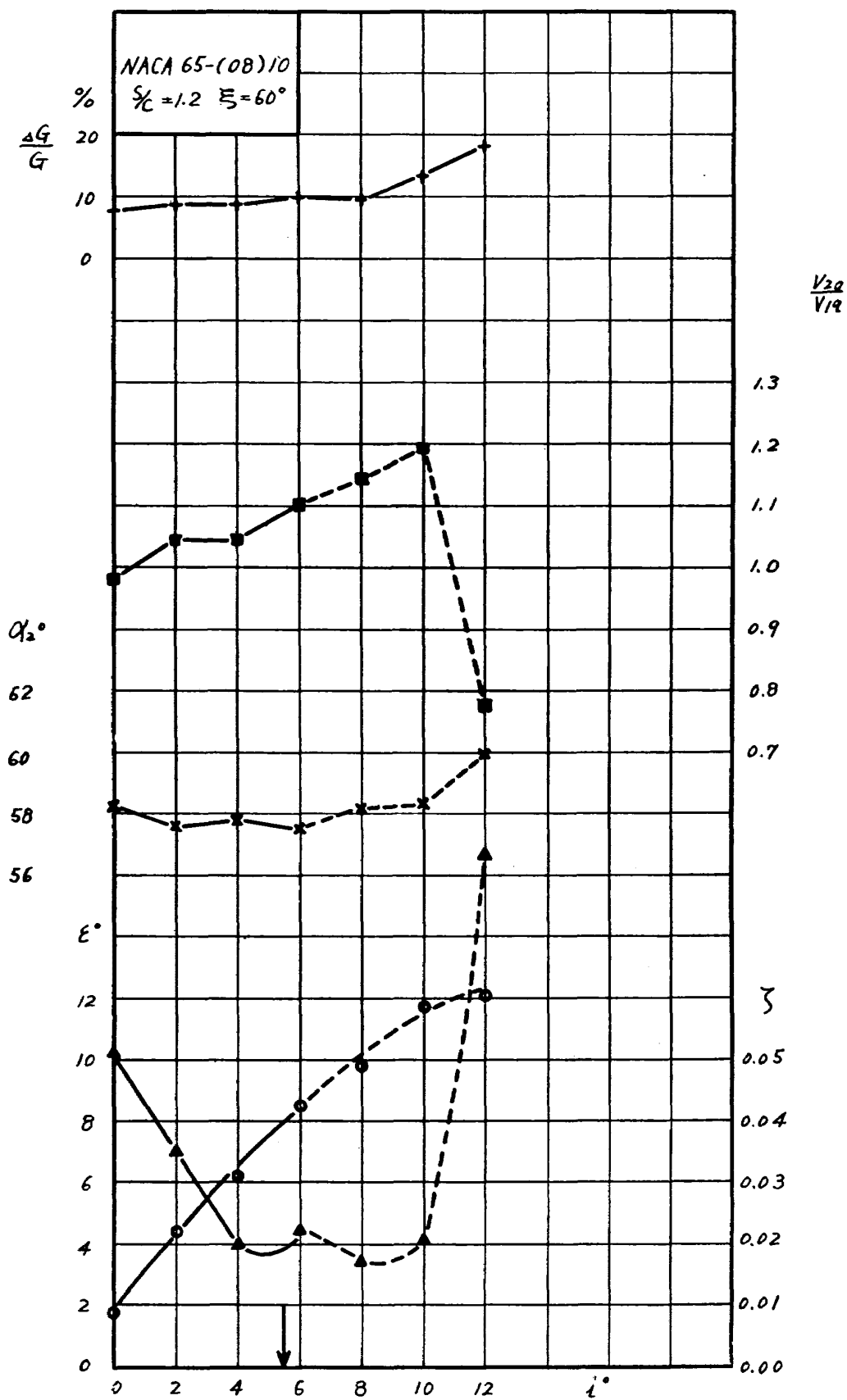
第 27—2 図 翼面圧力分布



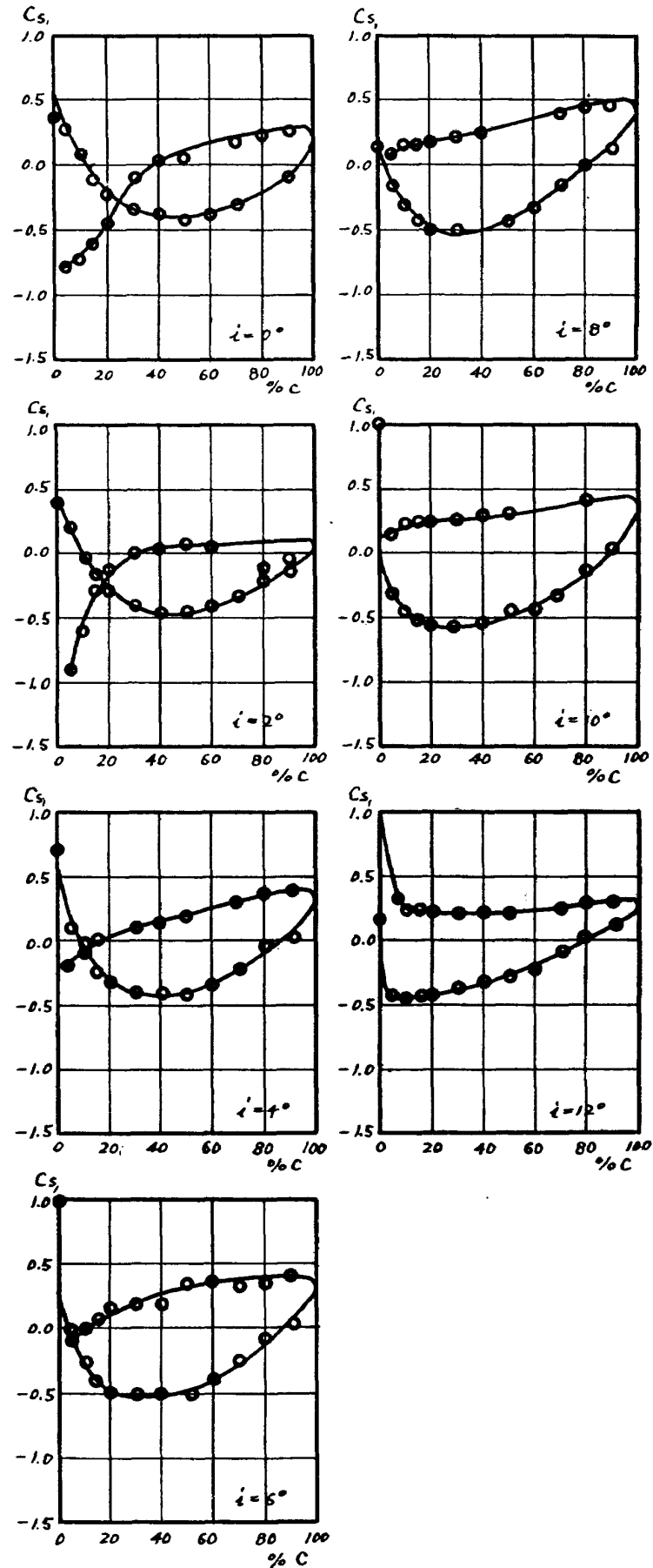
第 28—1 図 翼 列 性 能

NACA 65-(08) 10 $S/C=1.2$ $\xi=50^\circ$ 

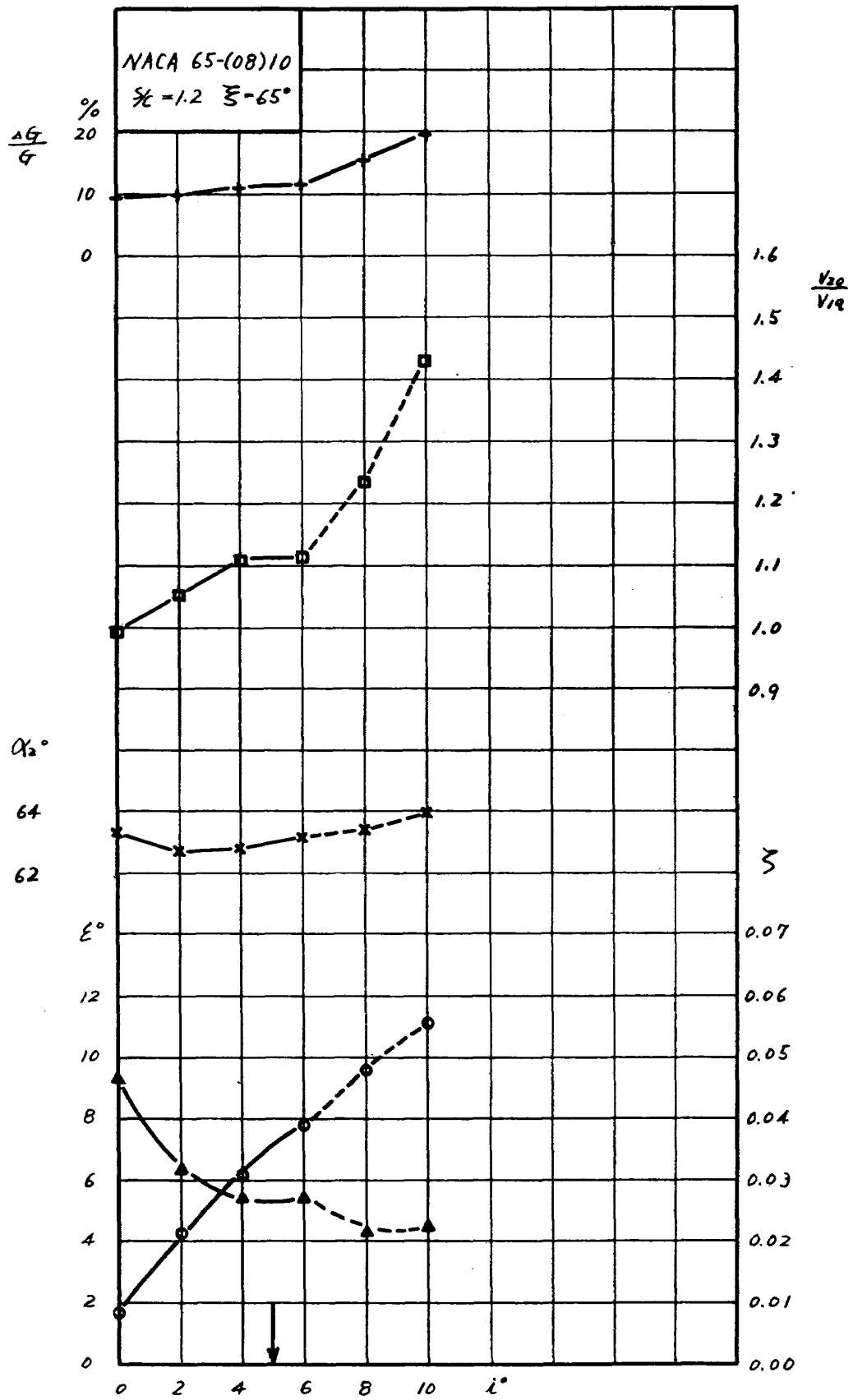
第 28—2 図 翼面圧力分布



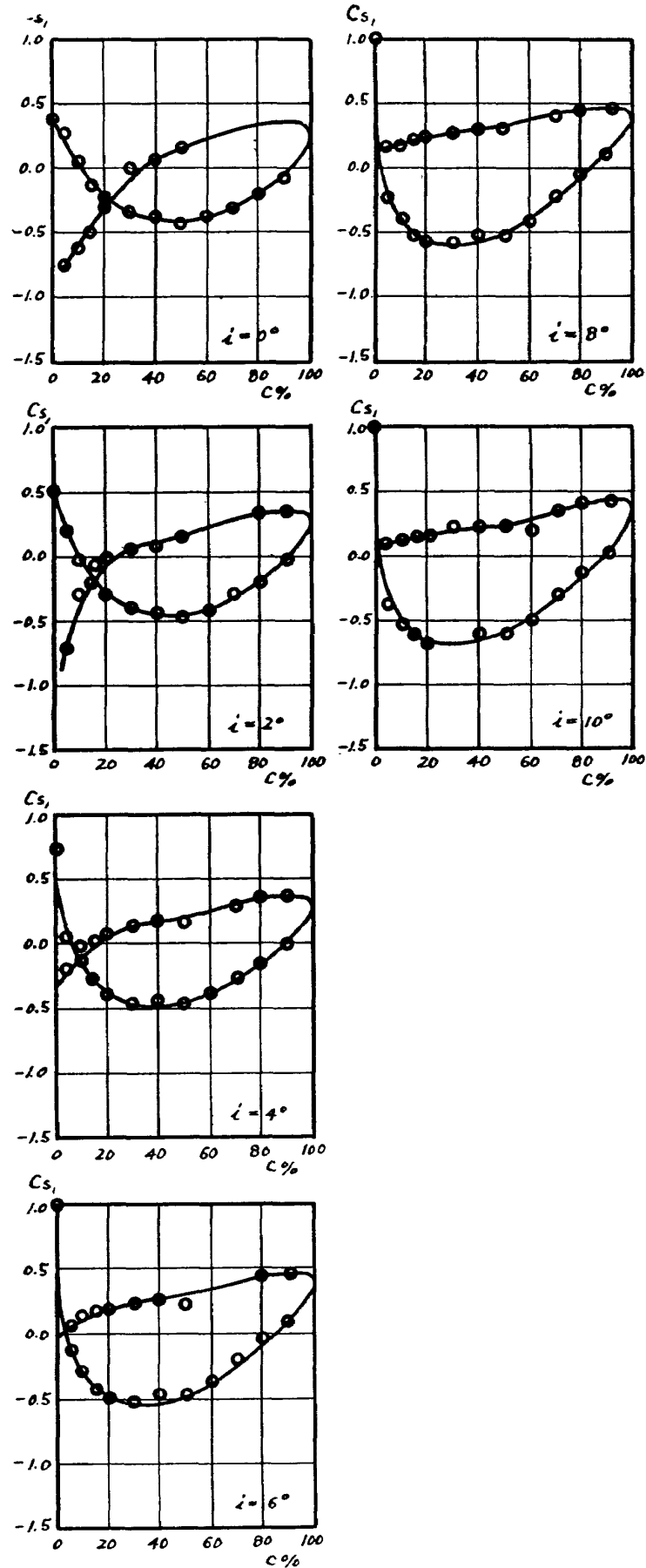
第 29—1 図 翼 列 性 能

NACA 65-(08) 10 $S/C=1.2$ $\xi=60^\circ$ 

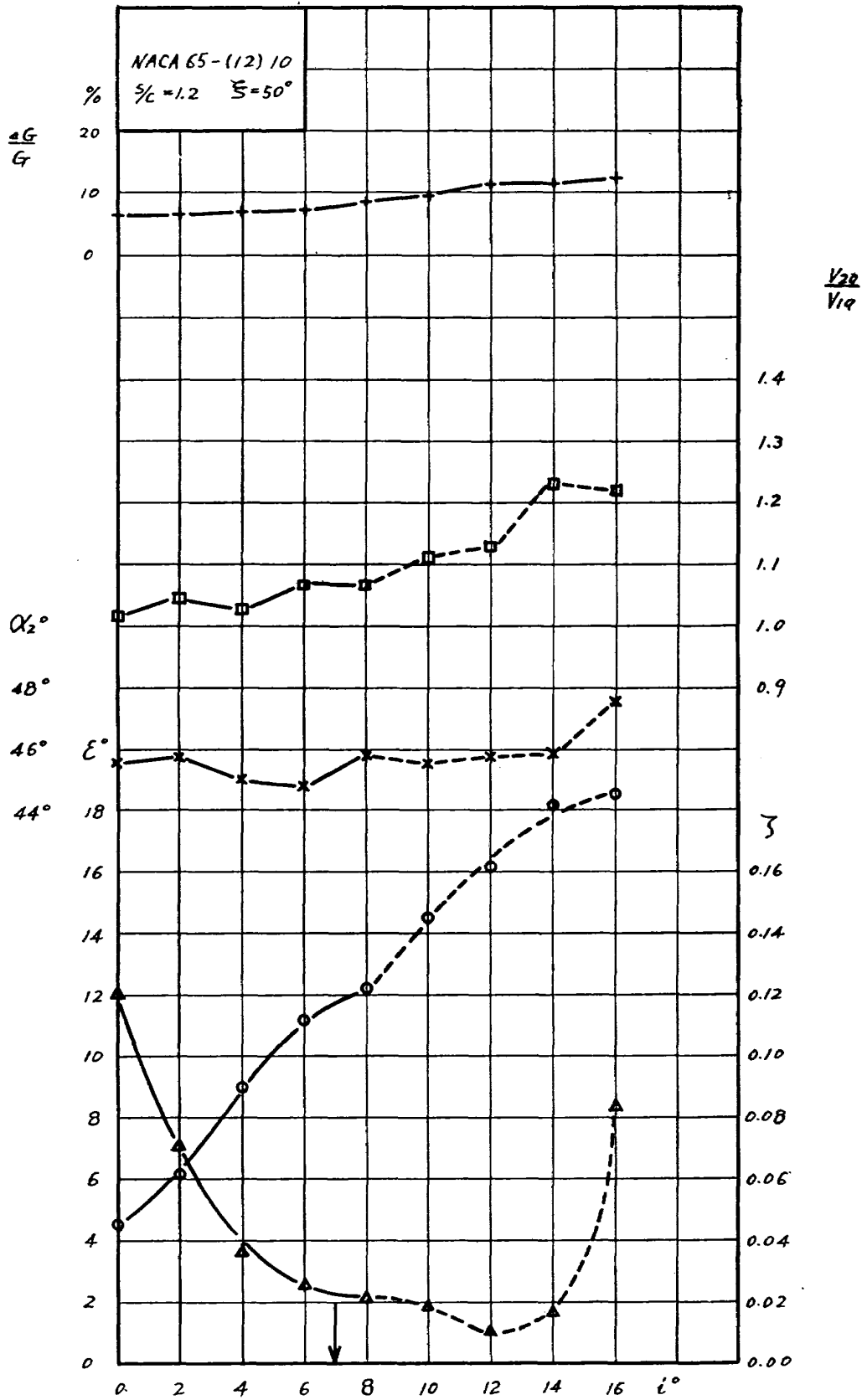
第 29—2 図 翼面压力分布



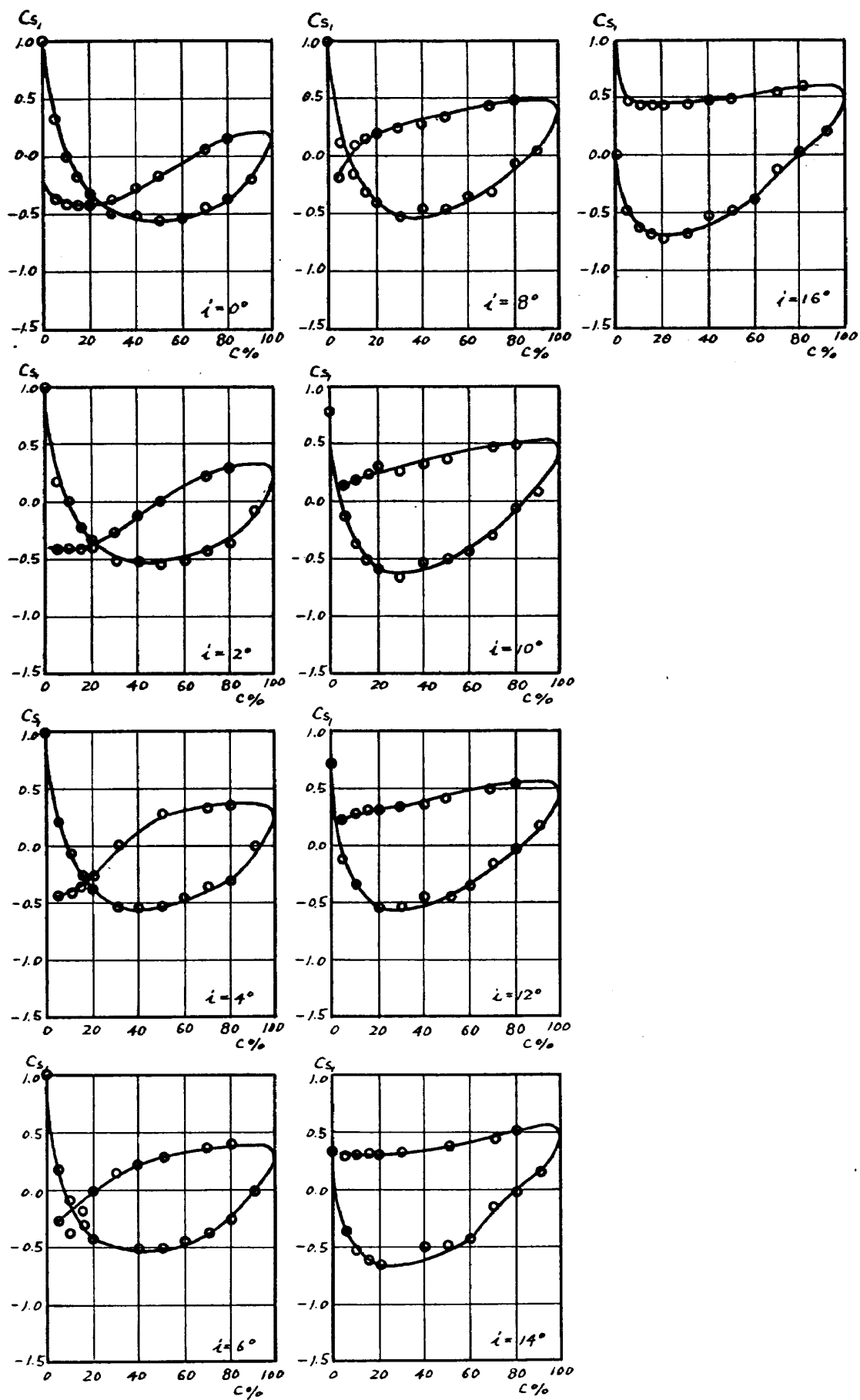
第 30—1 図 翼 列 性 能

NACA 65-(08) 10 $S/C=1.2$ $\xi=65^\circ$ 

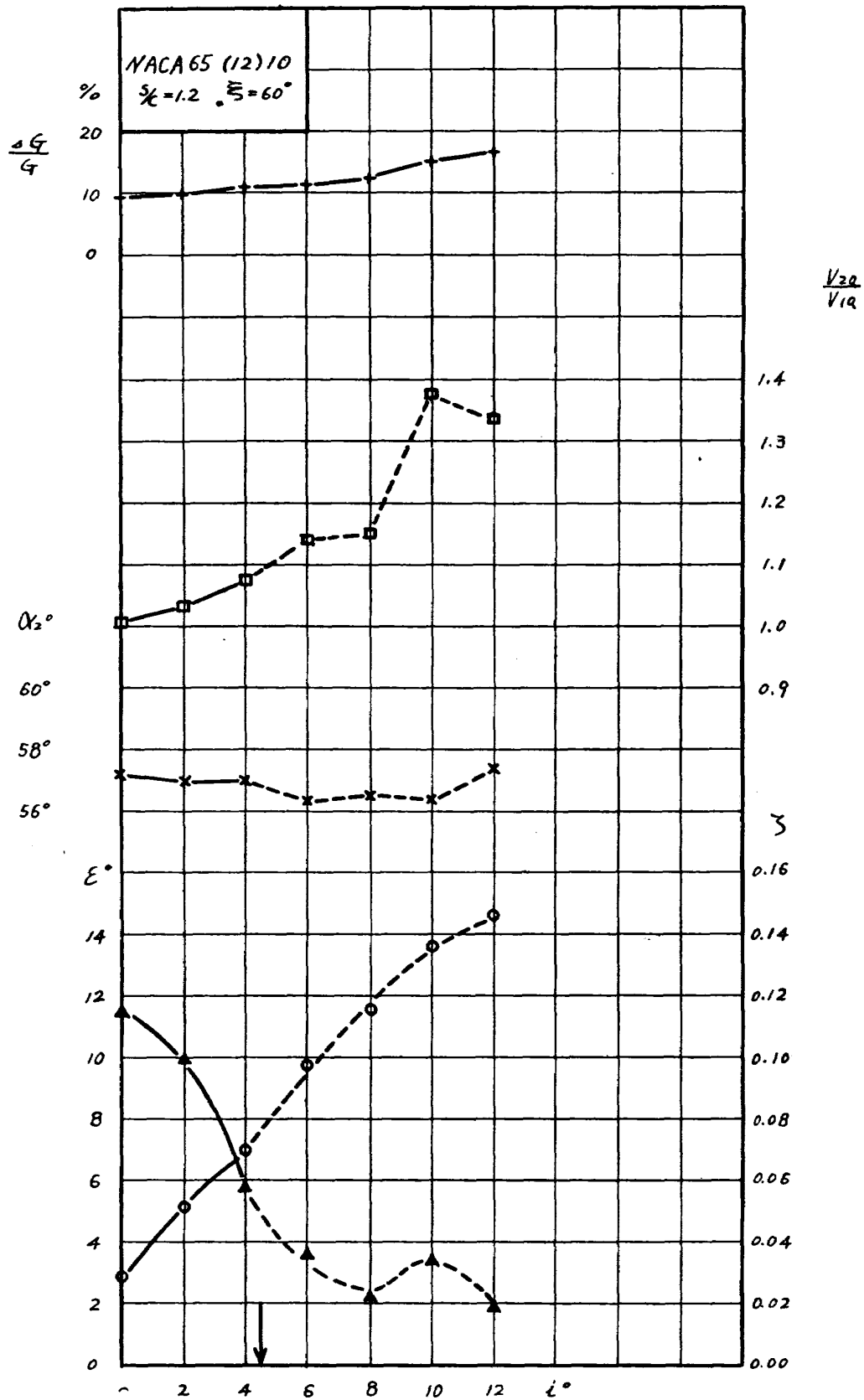
第 30—2 図 翼面圧力分布



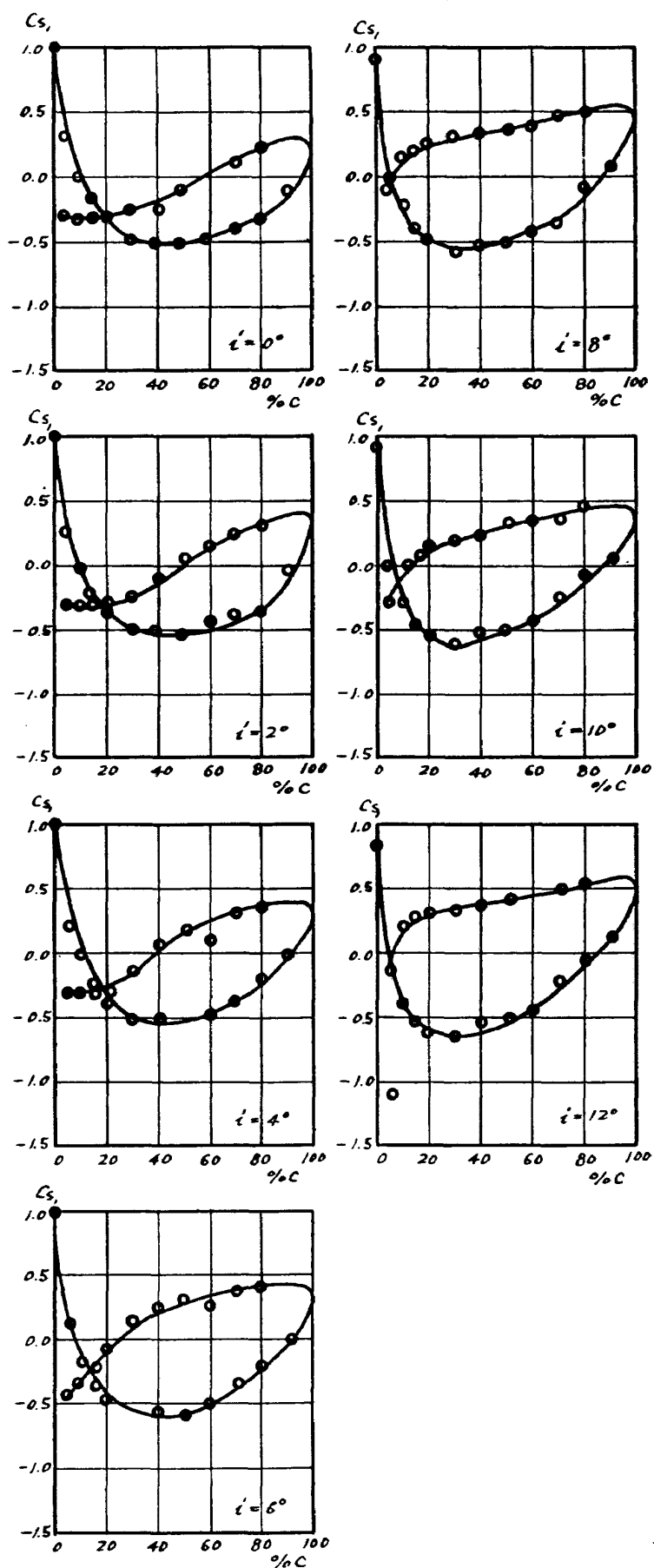
第 31-1 図 翼 列 性 能

NACA 65-(12) 10 $S/C=1.2$ $\xi=50^\circ$ 

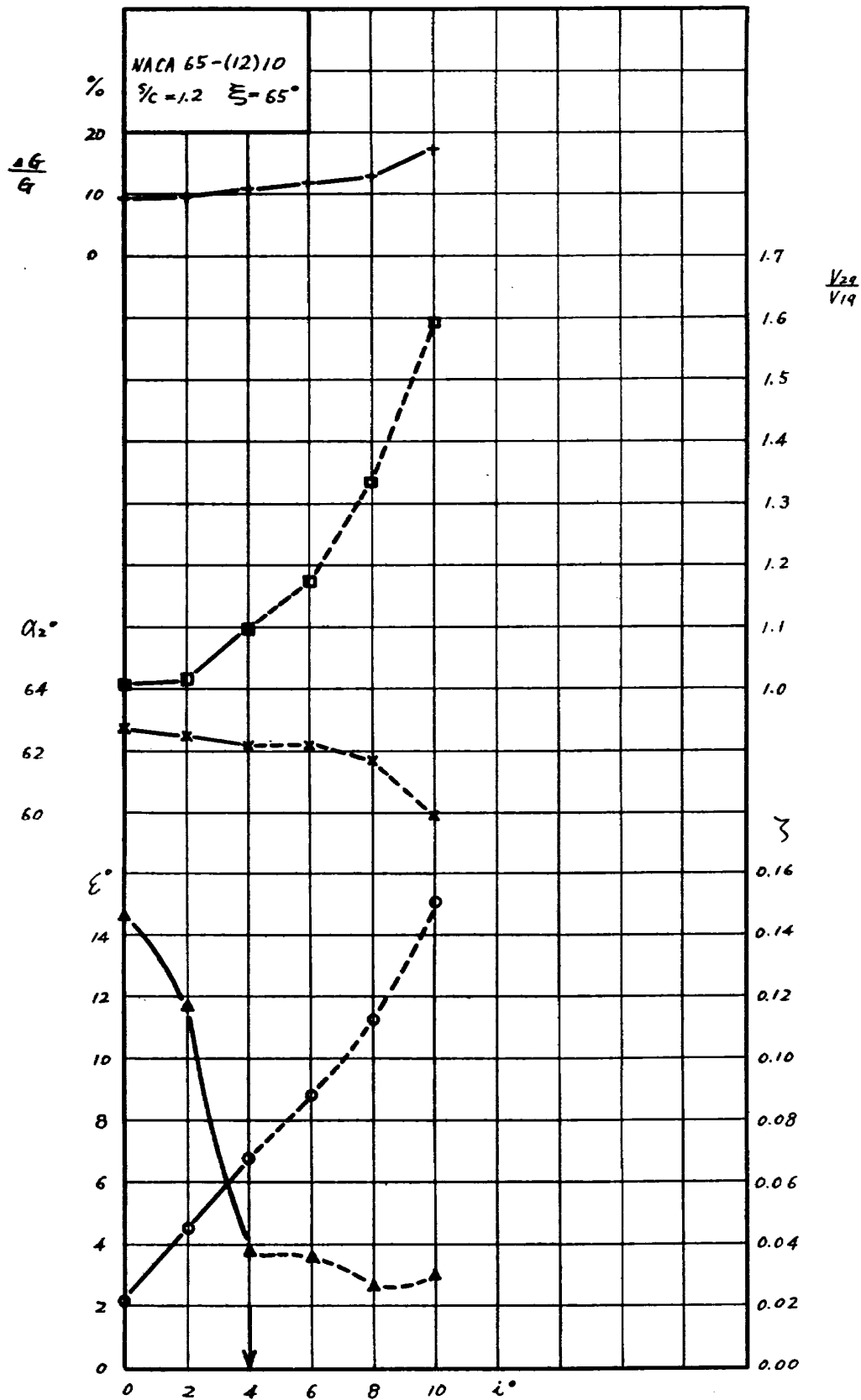
第 31—2 図 翼面压力分布



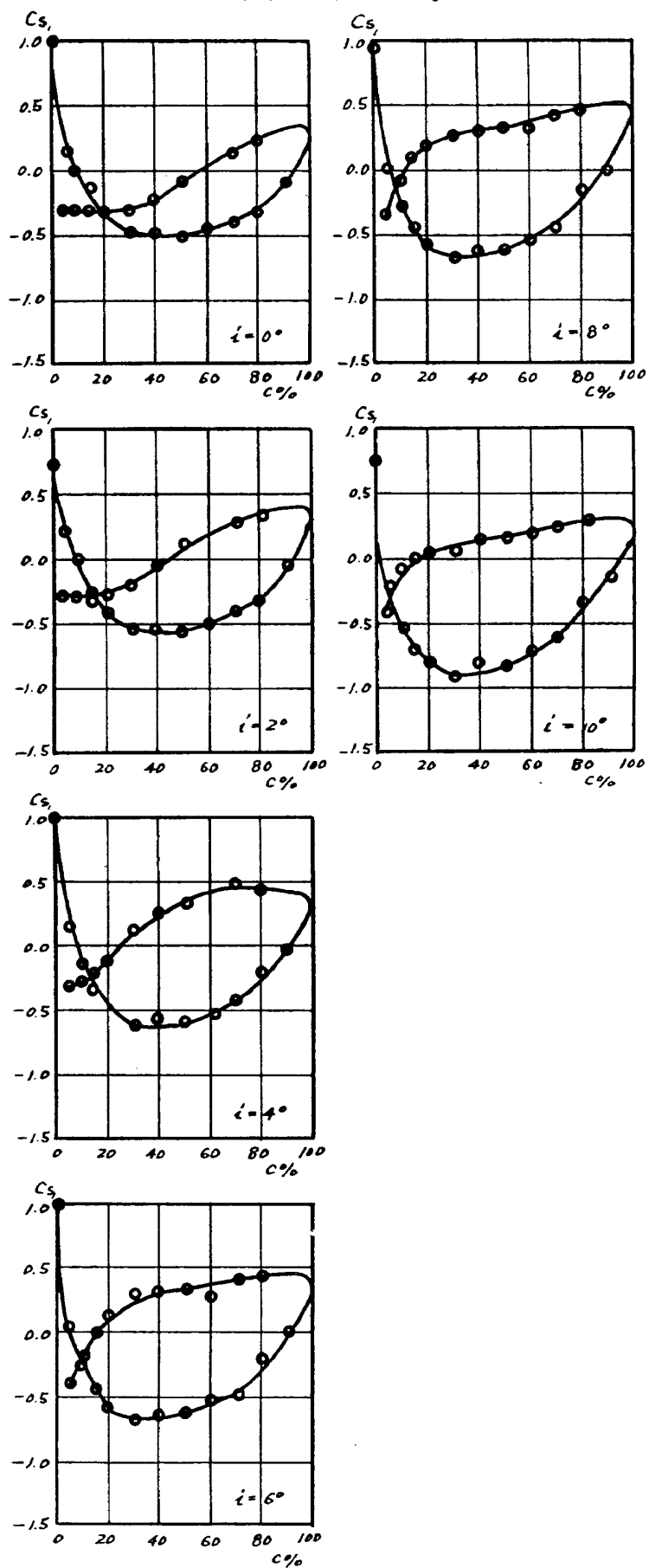
第 32—1 図 翼 列 性 能

NACA 65-(12) 10 $S/C=1.2$ $\xi=60^\circ$ 

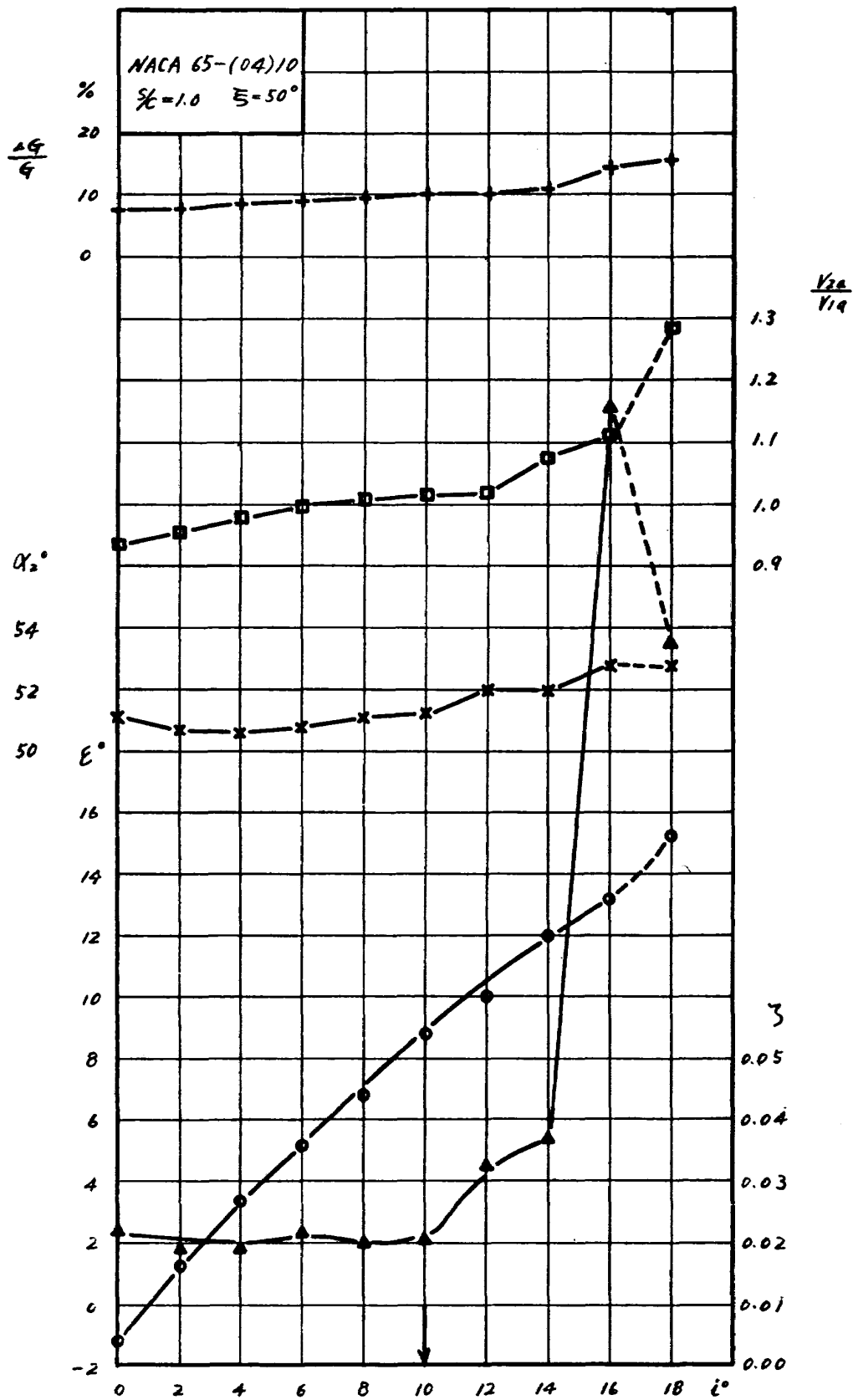
第 32-2 図 翼面圧力分布



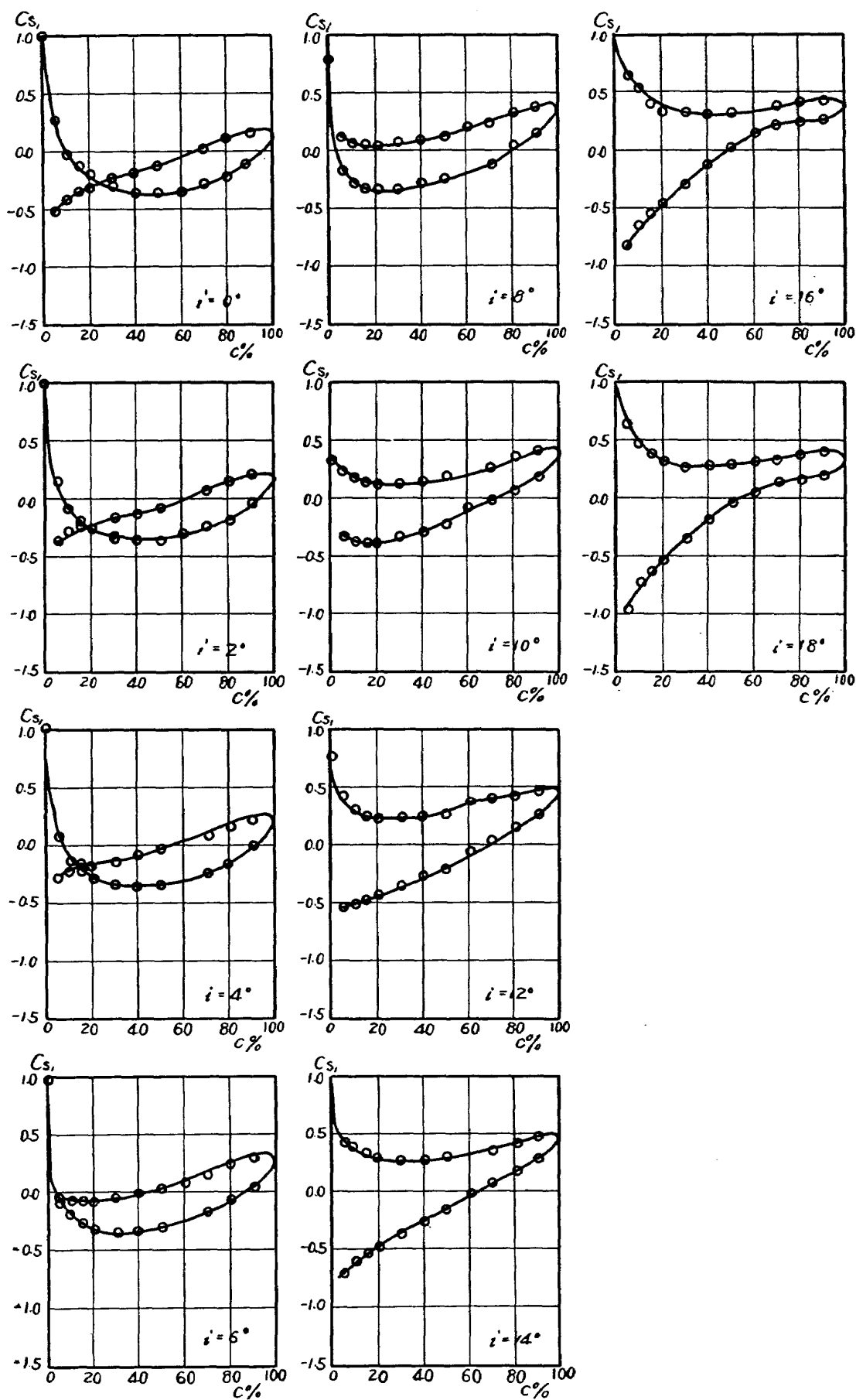
第 33-1 図 翼 列 性 能

NACA 65-(12) 10 $S/C=1.2$ $\xi=65^\circ$ 

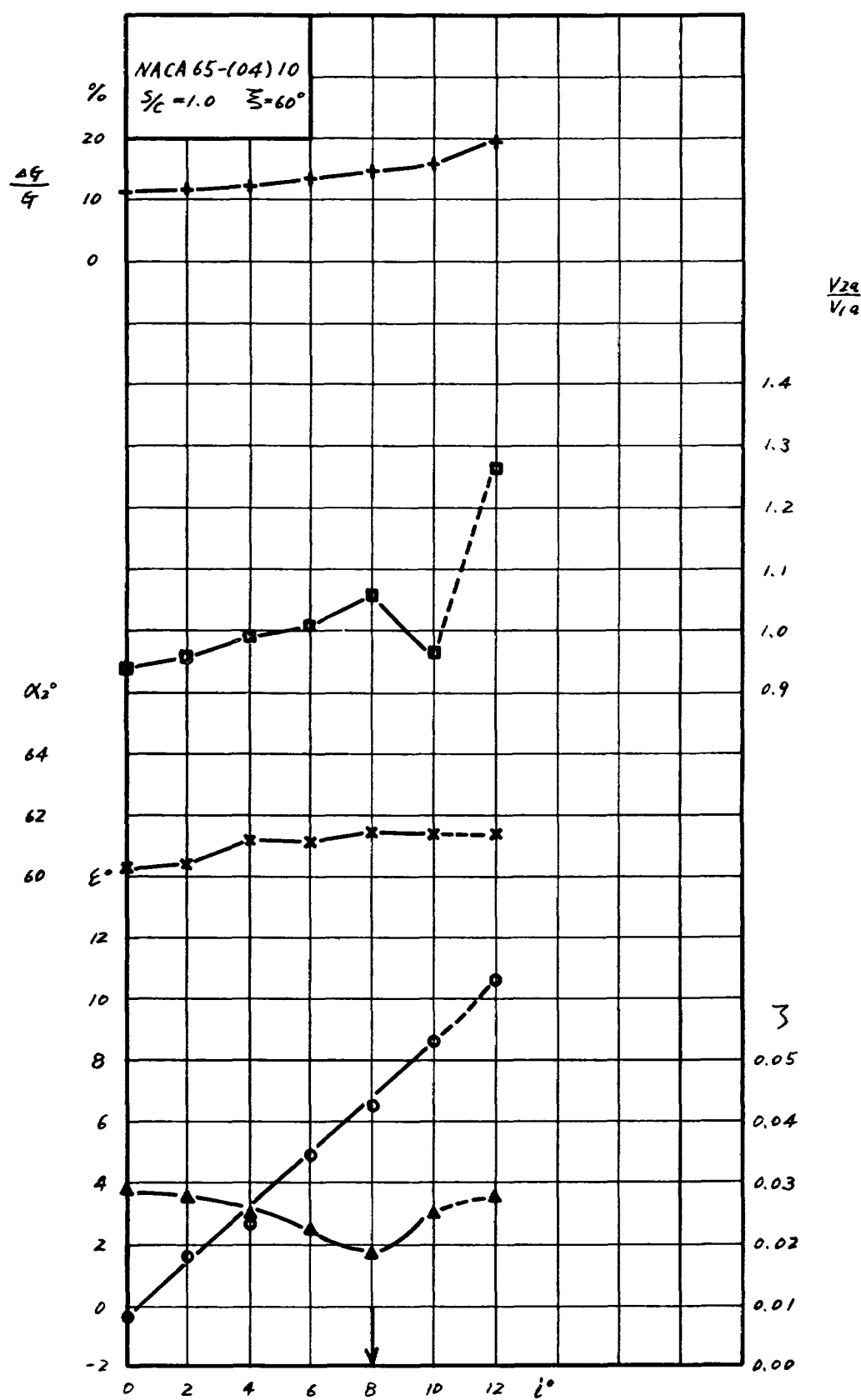
第 33—2 図 翼面圧力分布



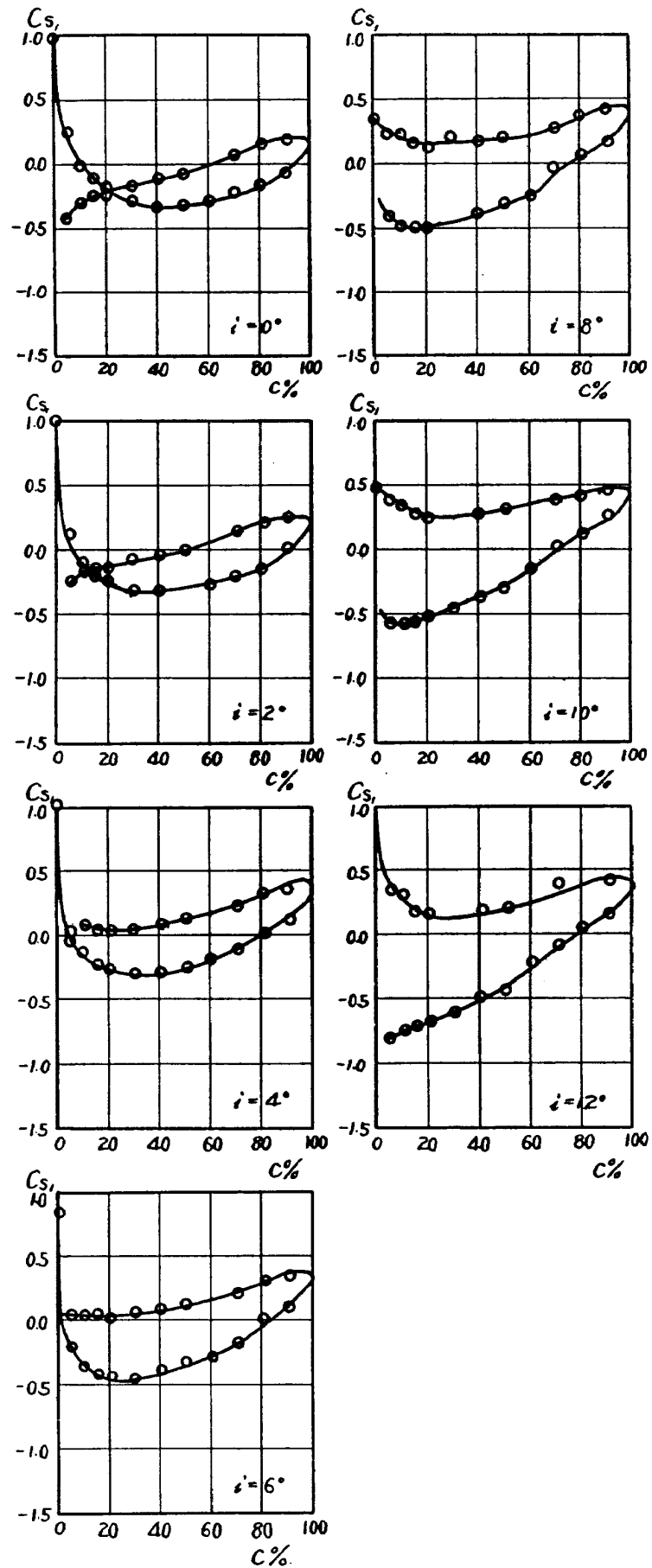
第 34—1 図 翼 列 性 能

NACA 65-(04) 10 $S/C=1.0$ $\xi=50^\circ$ 

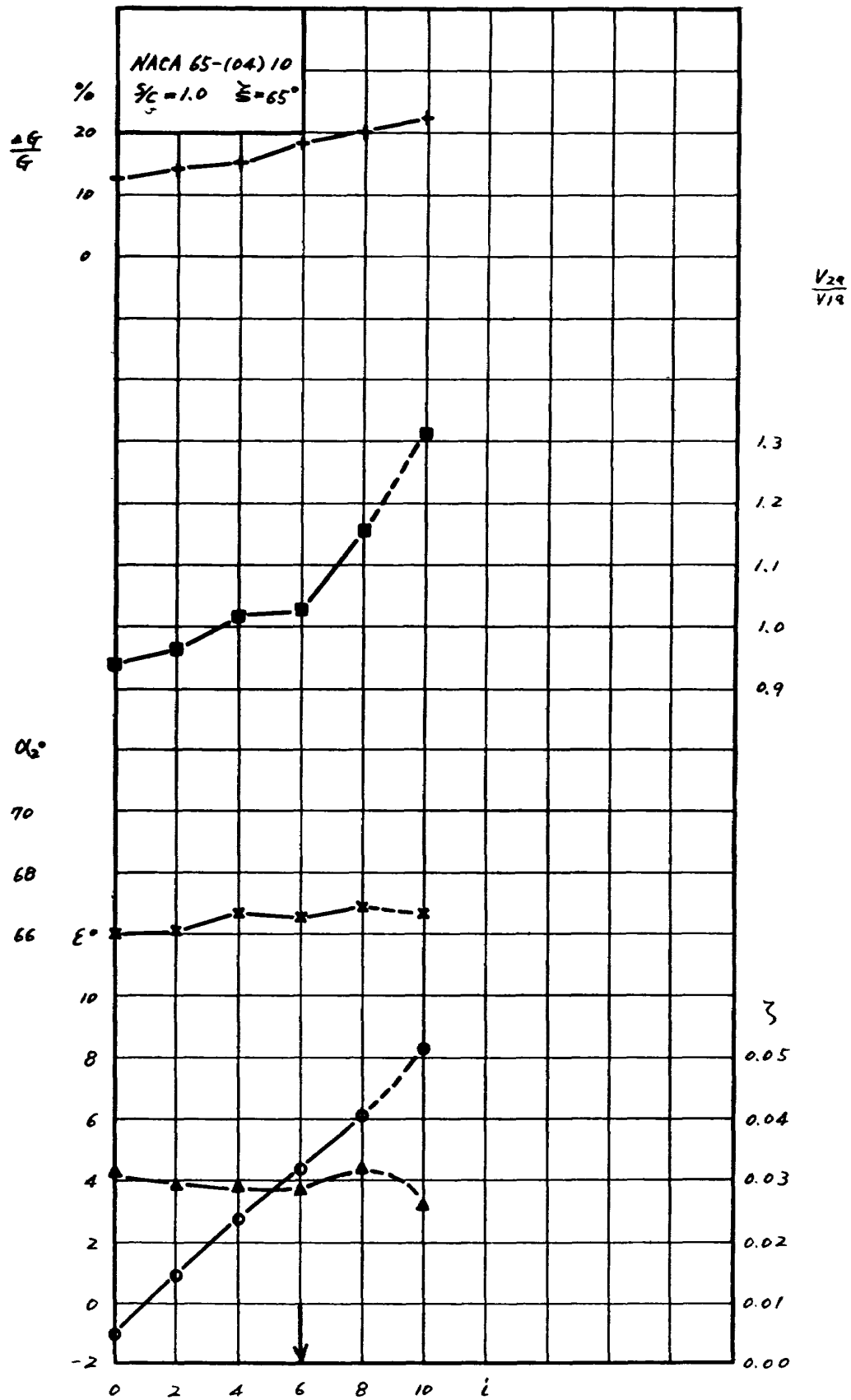
第 34—2 図 翼面圧力分布



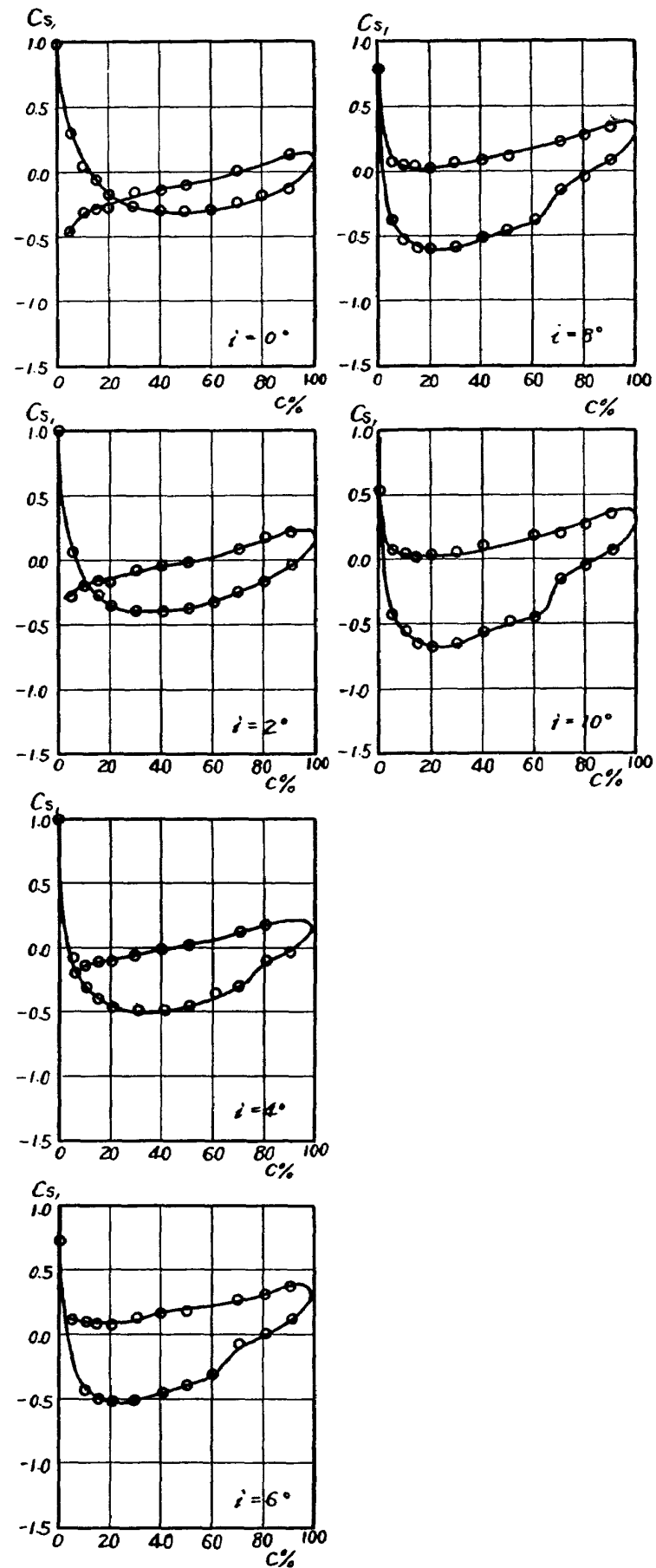
第 35—1 図 翼 列 性 能

NACA 65-(04) 10 $S/C=1.0$ $\xi=60^\circ$ 

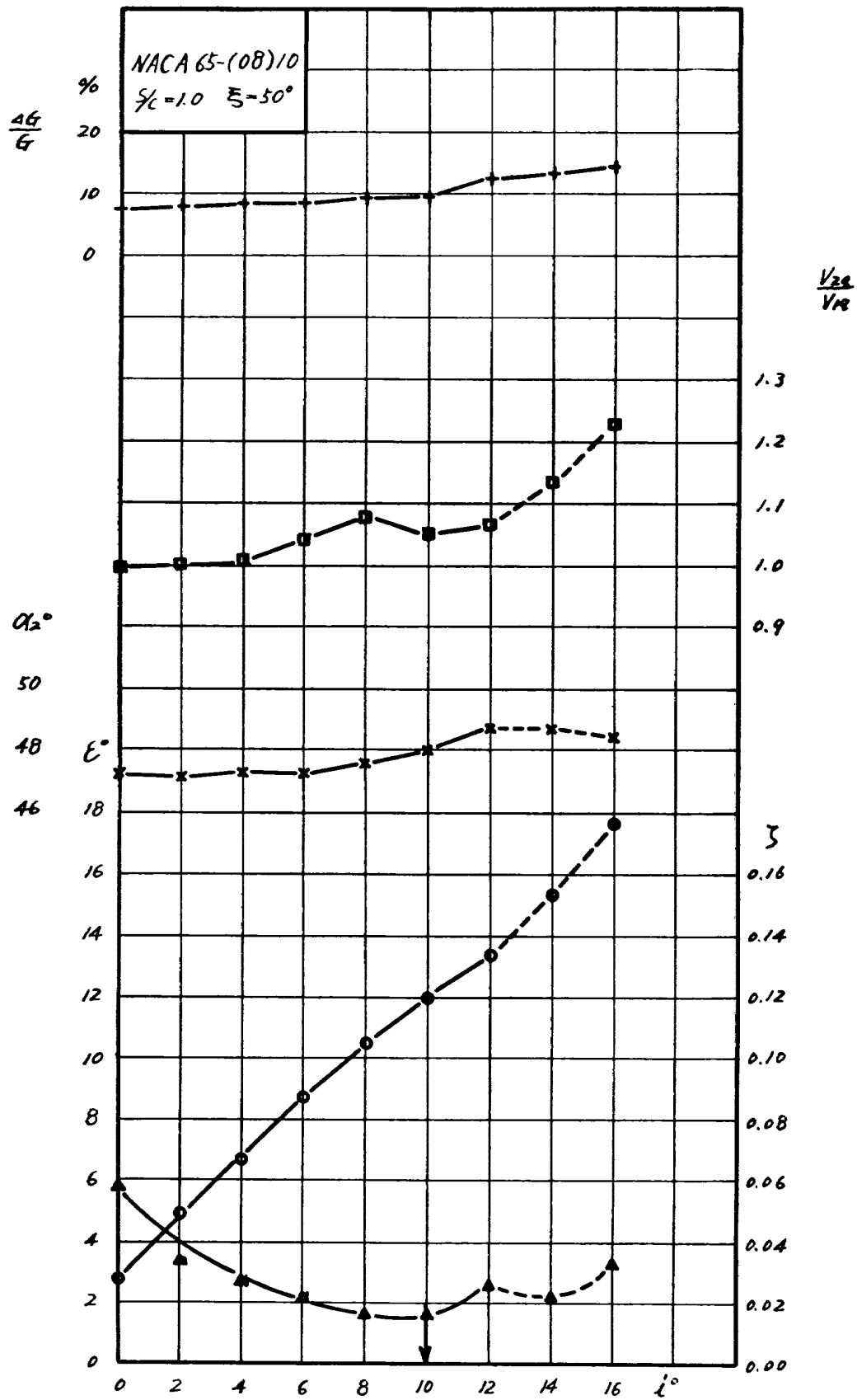
第 35—2 図 翼面圧力分布



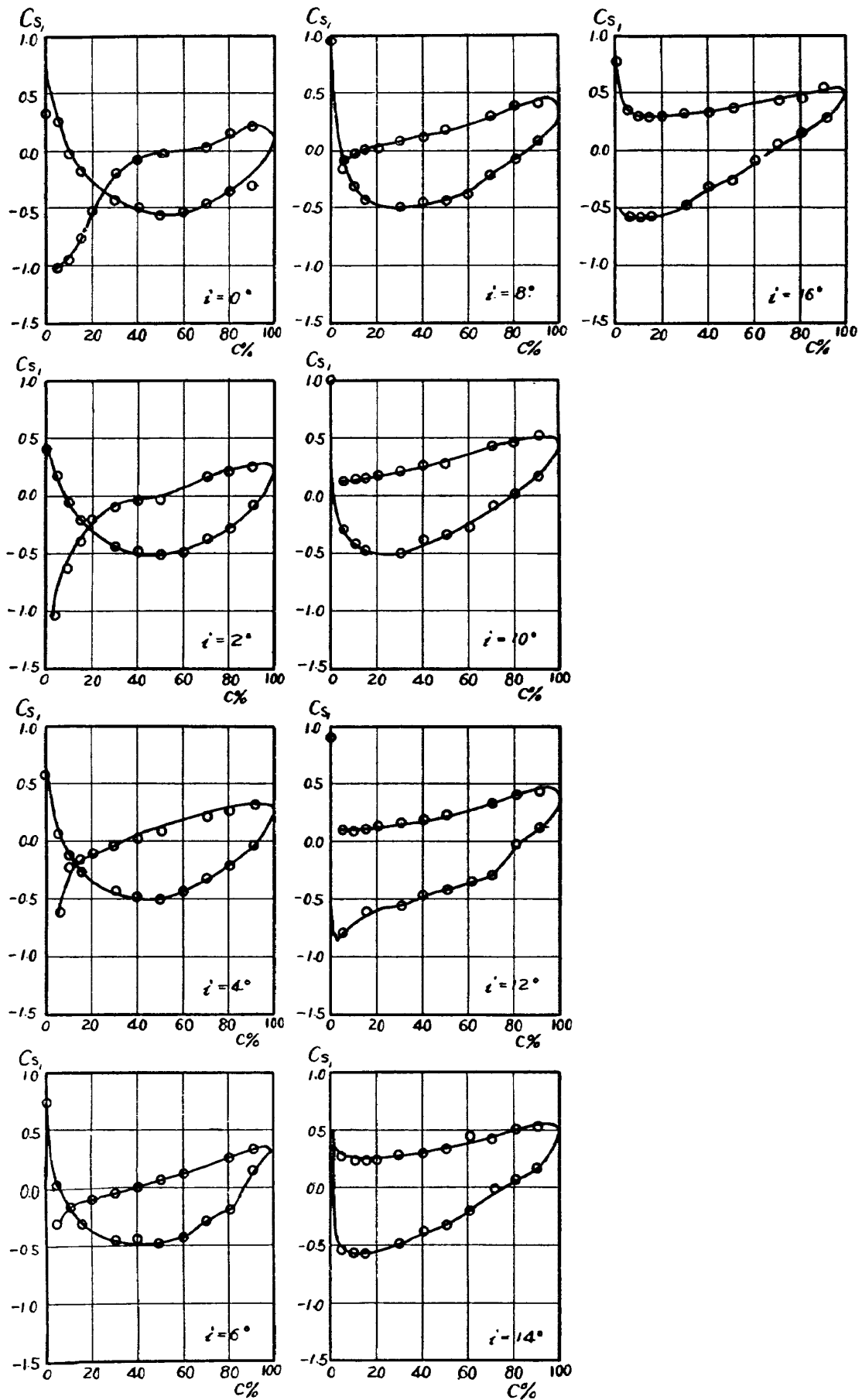
第 36—1 図 翼 列 性 能

NACA 65-(04) 10 $S/C=1.0$ $\xi=65^\circ$ 

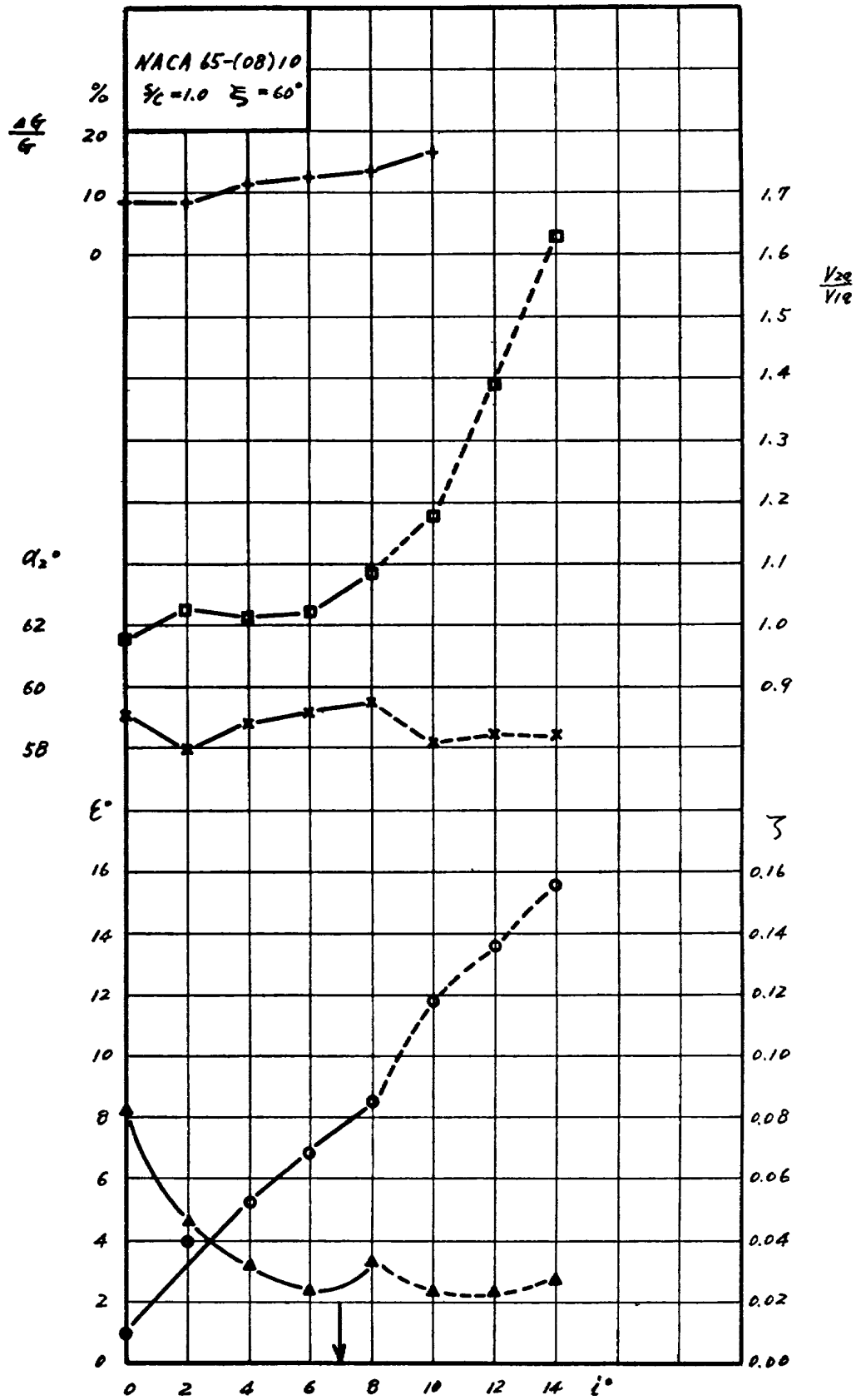
第 36—2 図 翼面圧力分布



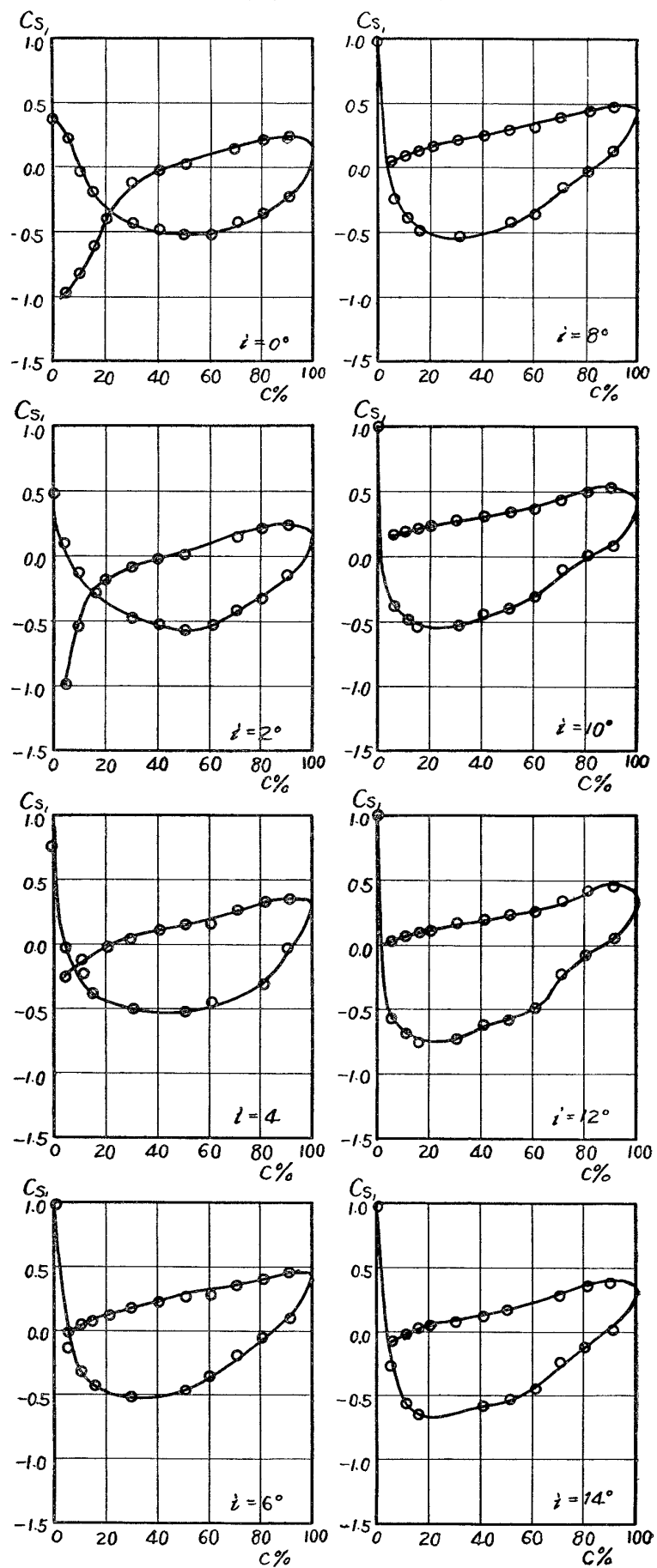
第 37—1 図 翼 列 性 能

NACA 65-(08) 10 $S/C=1.0$ $\xi=50^\circ$ 

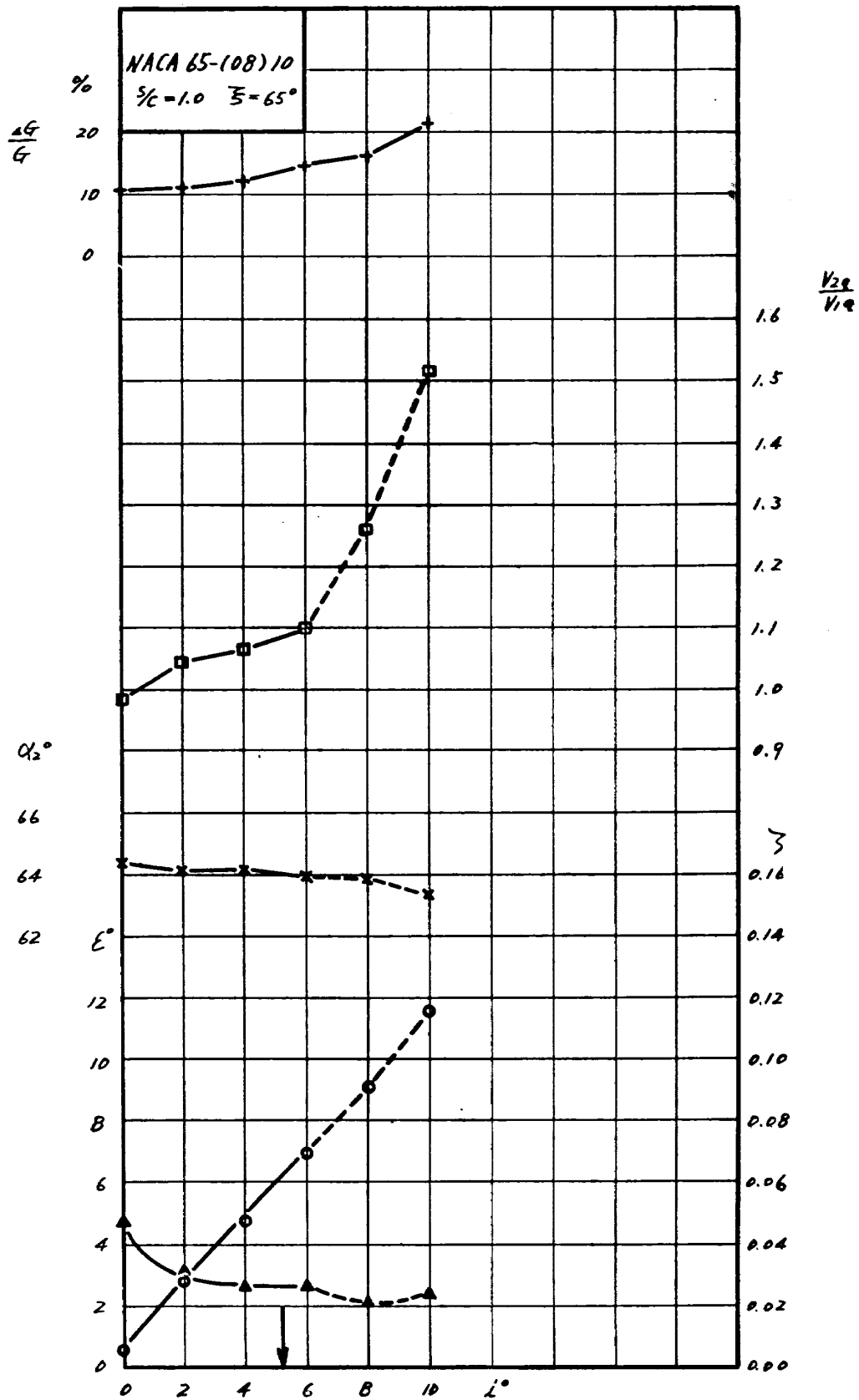
第 37-2 図 翼面压力分布



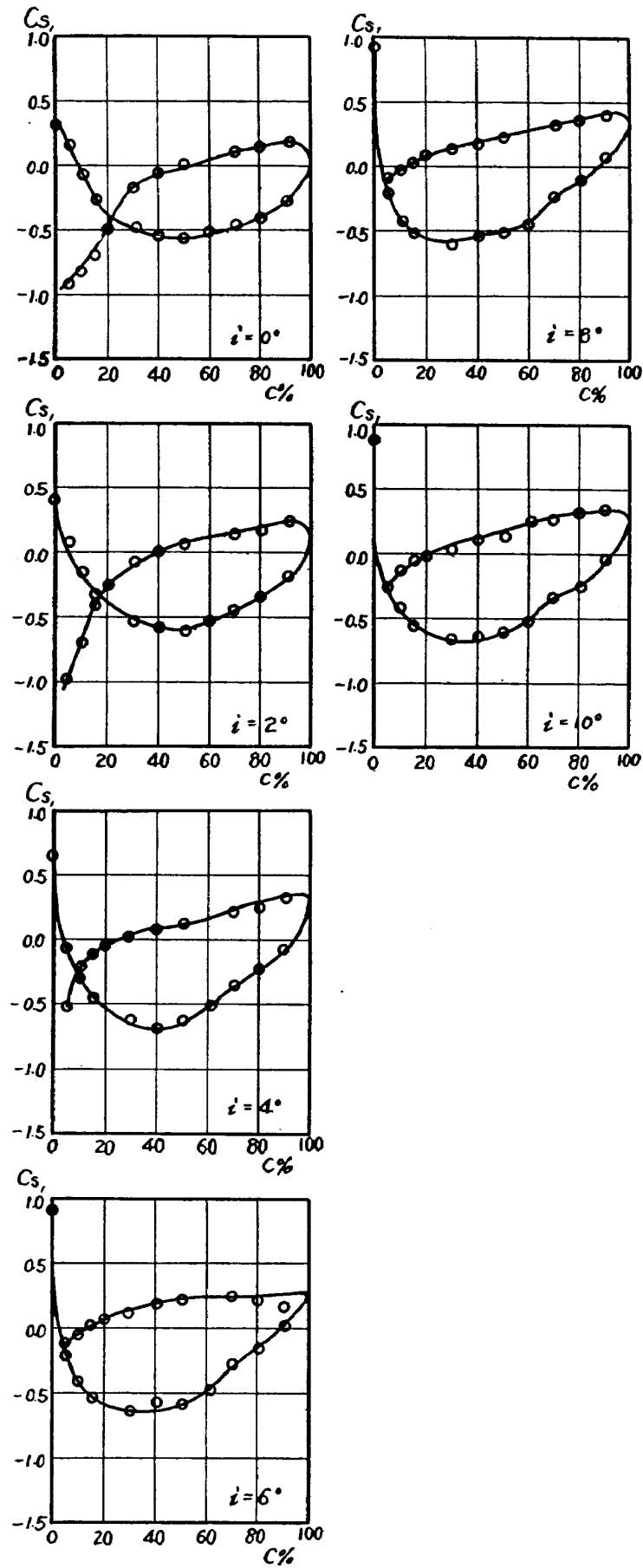
第 38—1 図 翼 列 性 能

NACA 65-(08) 10 $S/C=1.0$ $\xi=60^\circ$ 

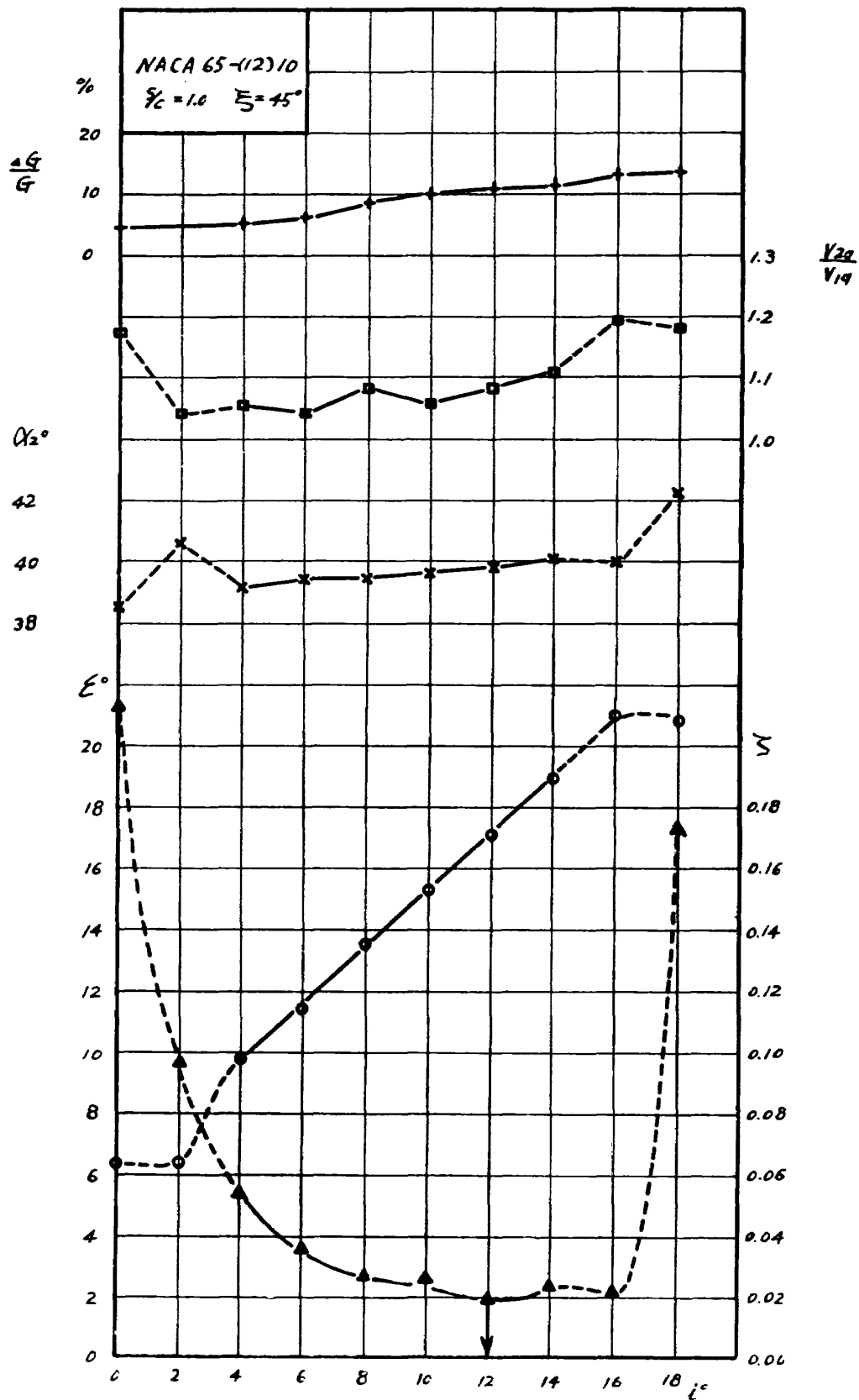
第 38—2 図 翼面压力分布



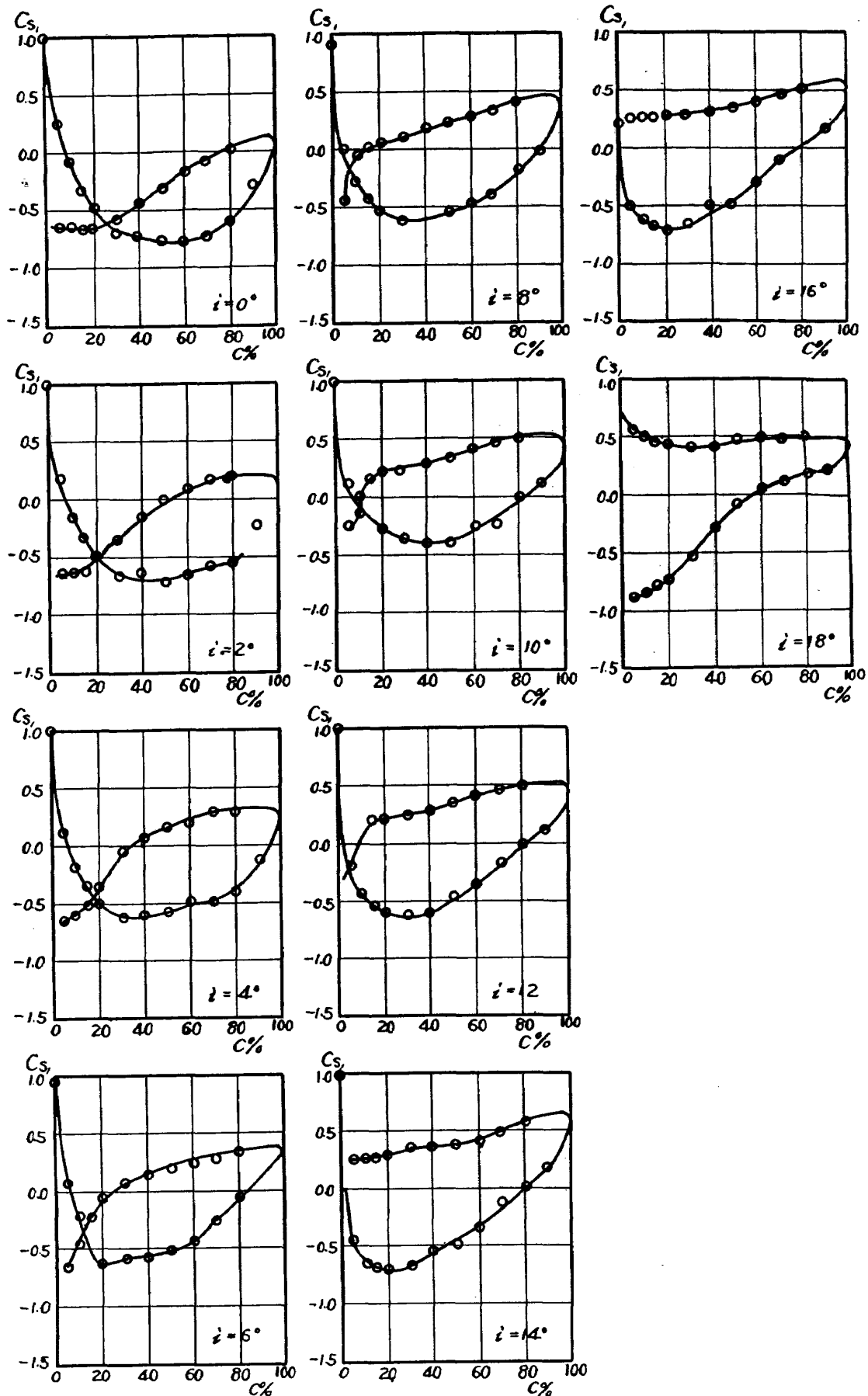
第 39—1 図 翼 列 性 能

NACA 65-(08) 10 $S/C=1.0$ $\xi=65^\circ$ 

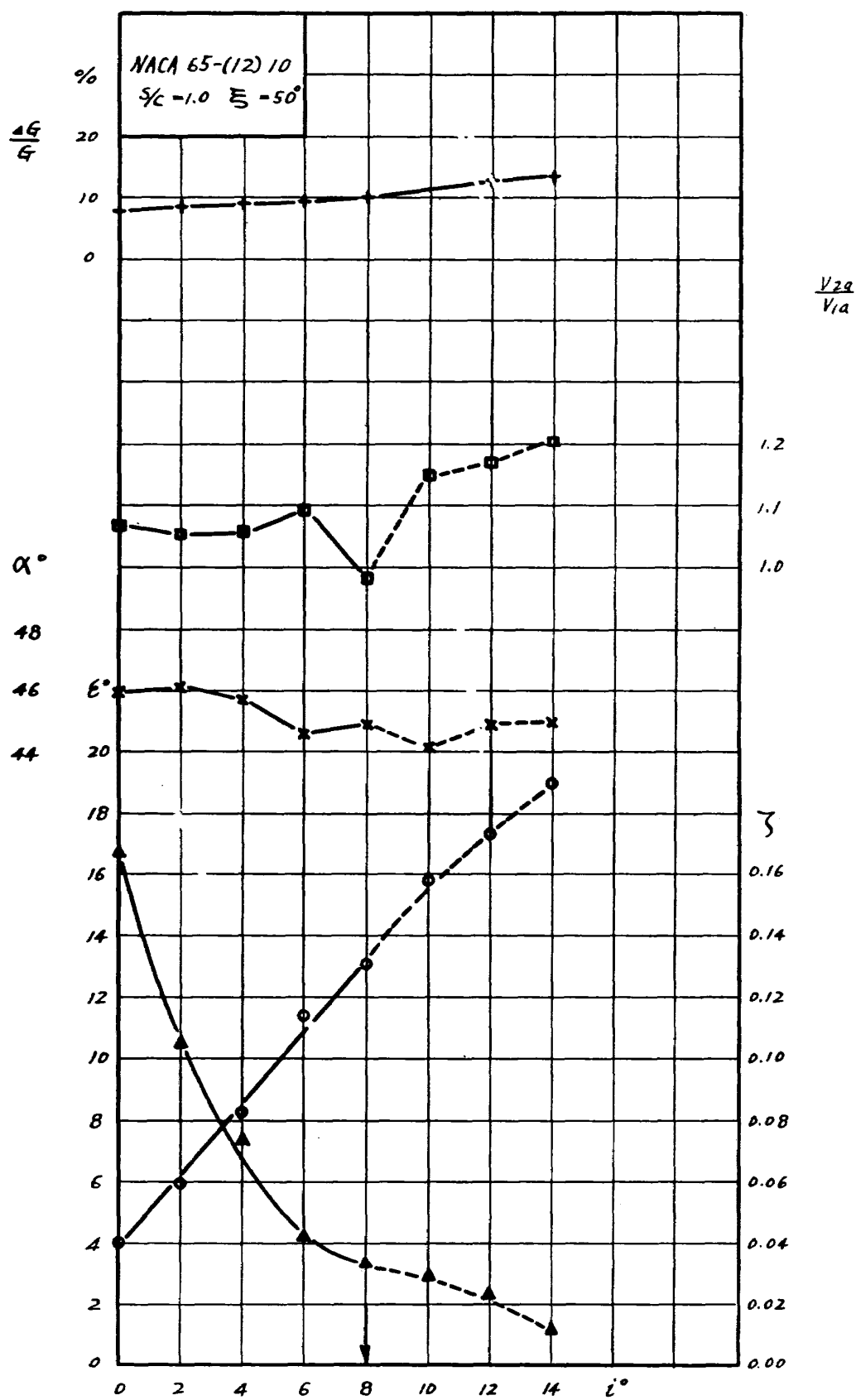
第 39—2 図 翼面圧力分布



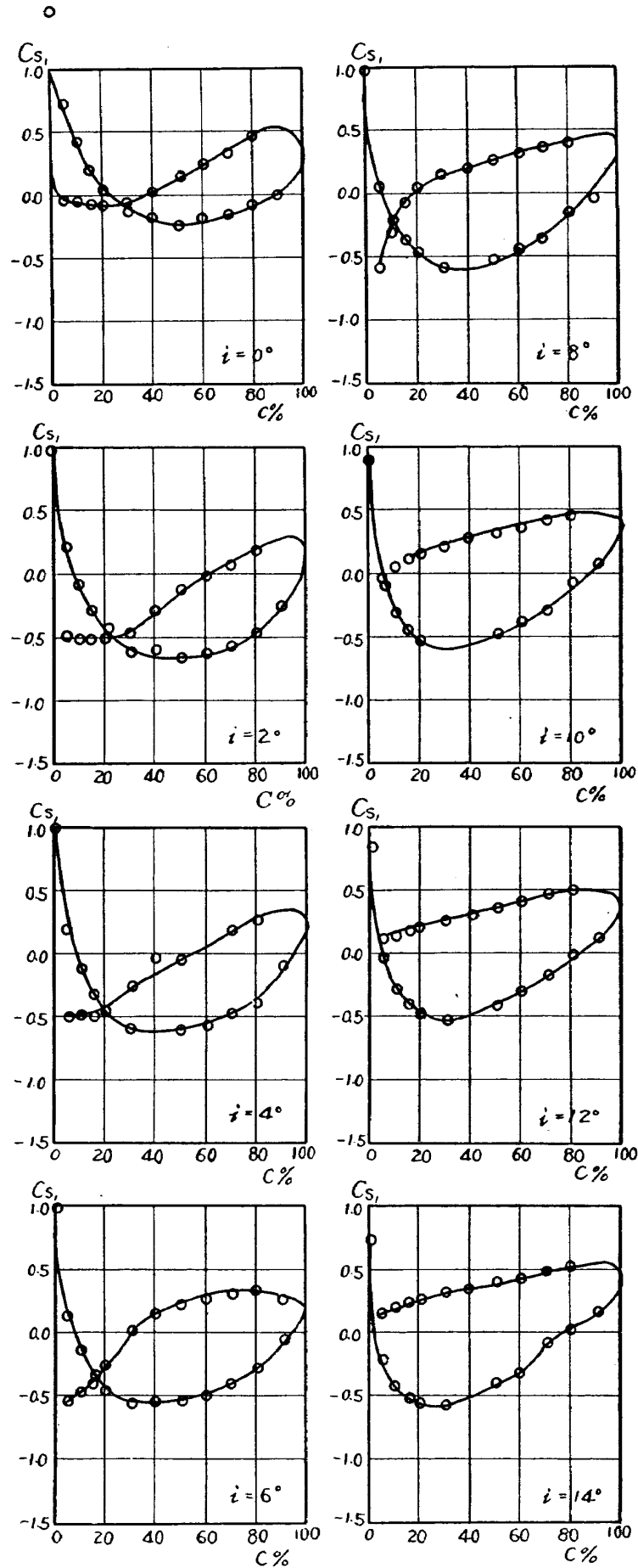
第 40—1 図 翼 列 性 能

NACA 65-(12) 10 $S/C=1.0$ $\xi=45^\circ$ 

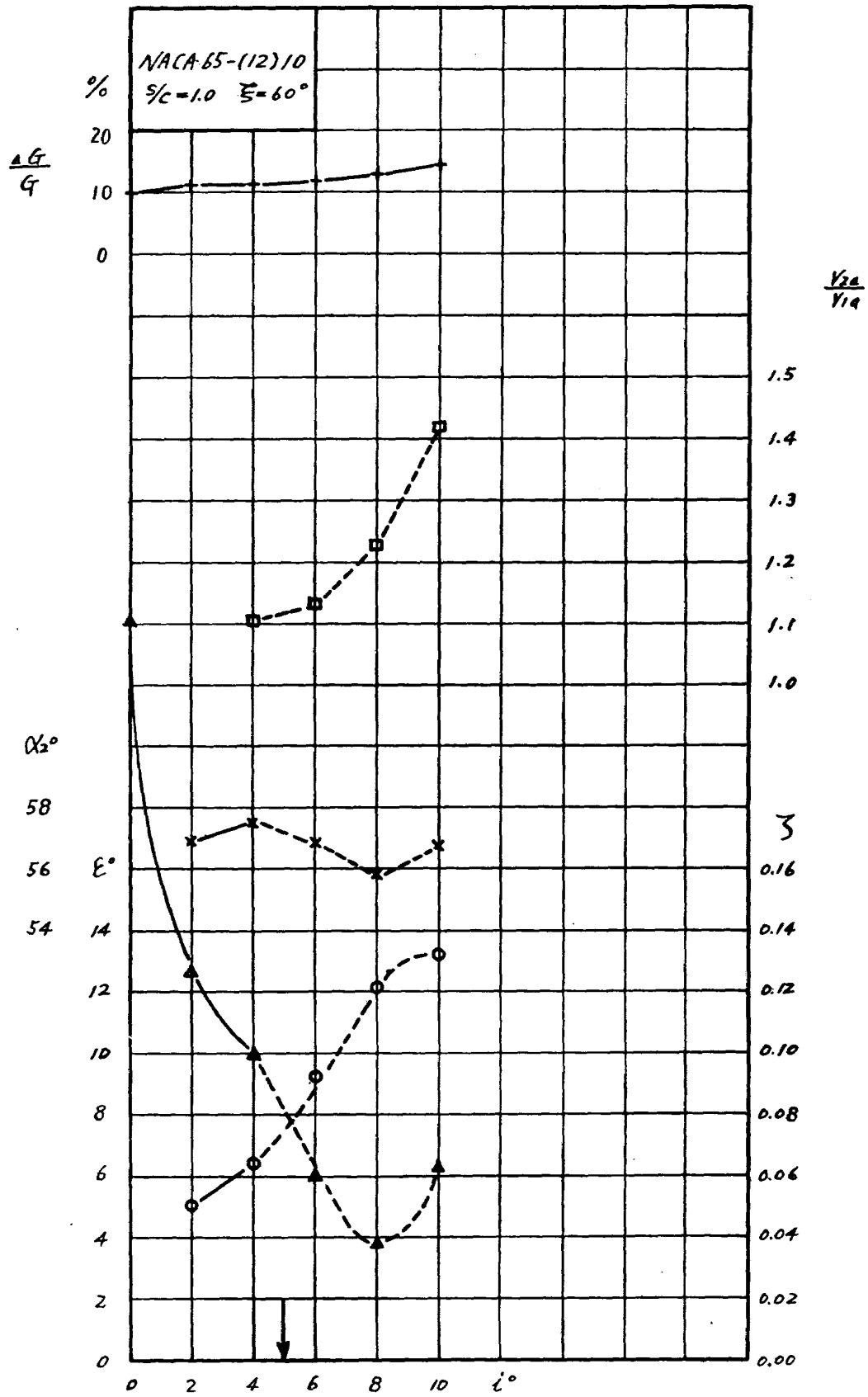
第 40—2 図 面圧力分布



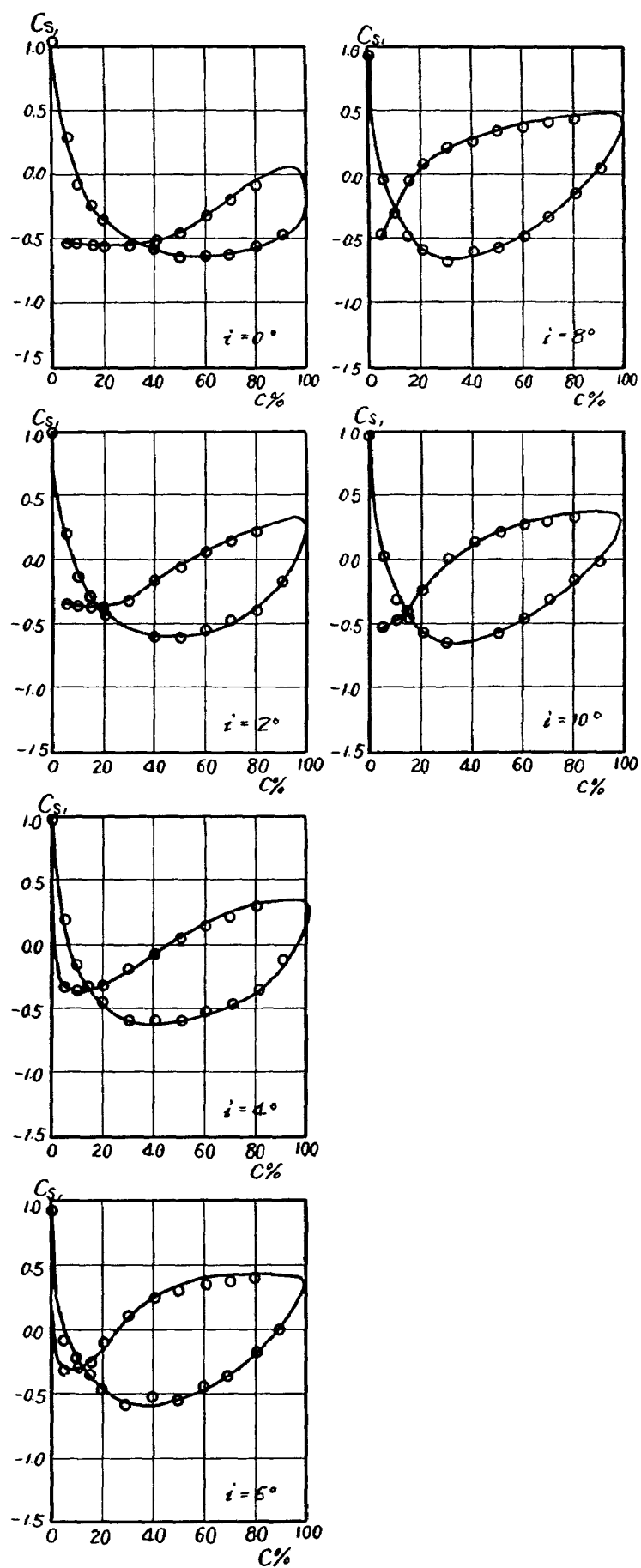
第 41—1 図 翼 列 性 能

NACA 65-(12) 10 $S/C=1.0$ $\xi=50^\circ$ 

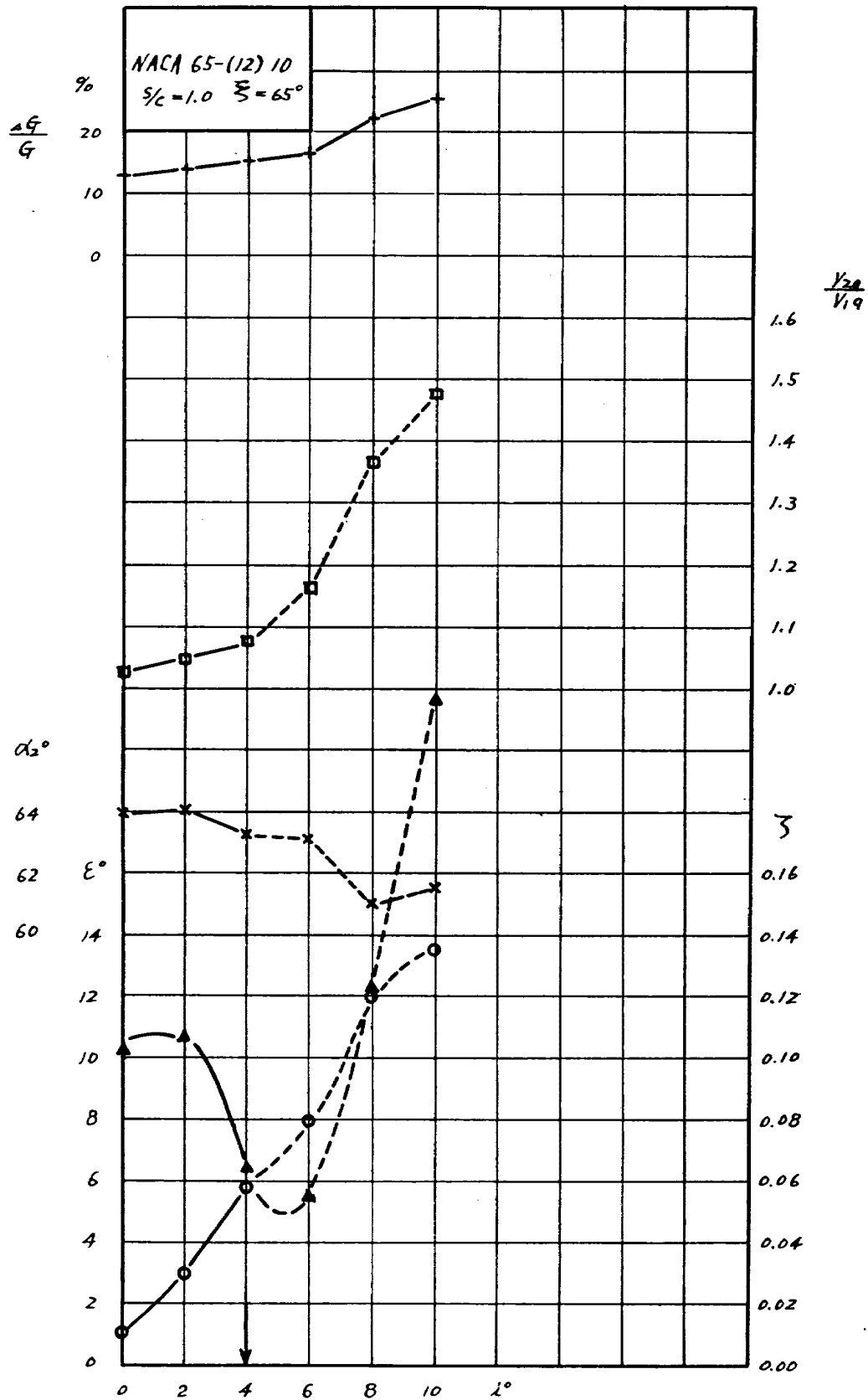
第 41—2 図 翼面圧力分布



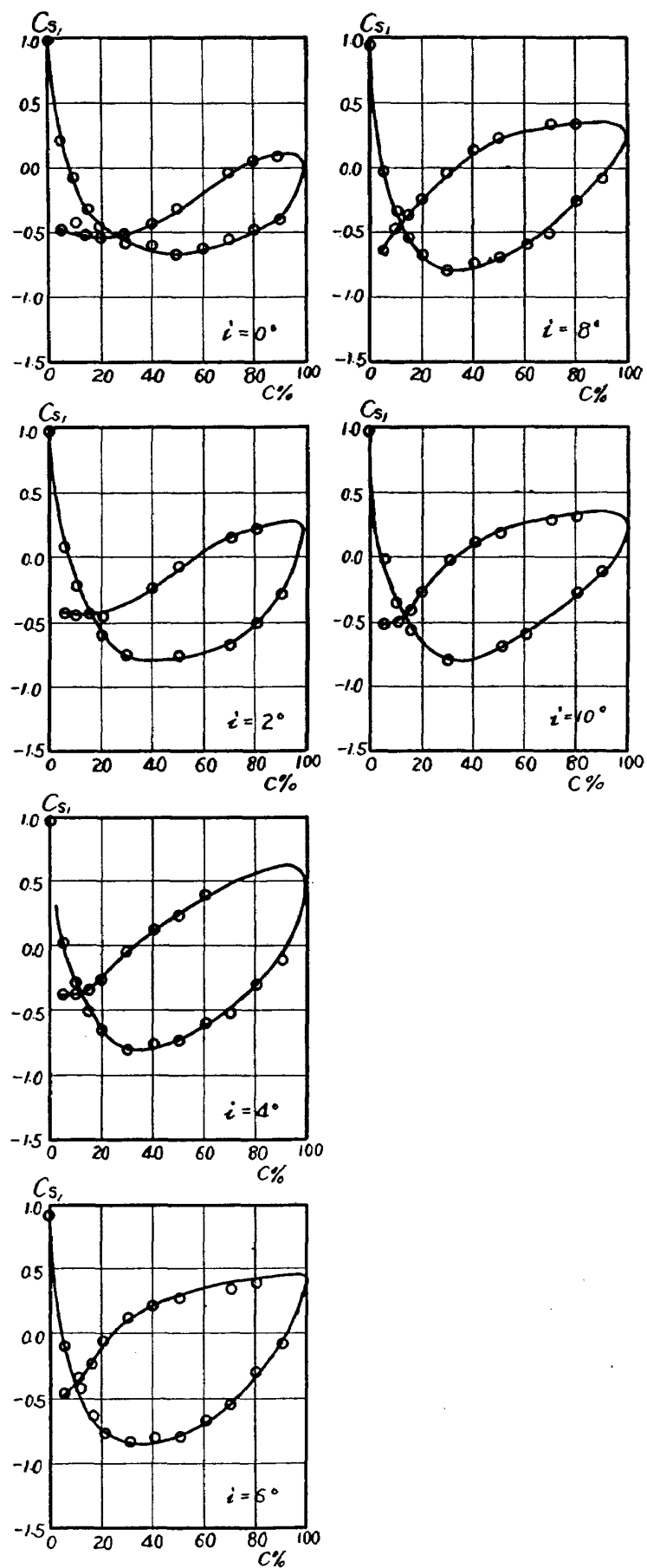
第 42—1 図 翼 列 性 能

NACA 65-(12) 10 $S/C=1.0$ $\xi=60^\circ$ 

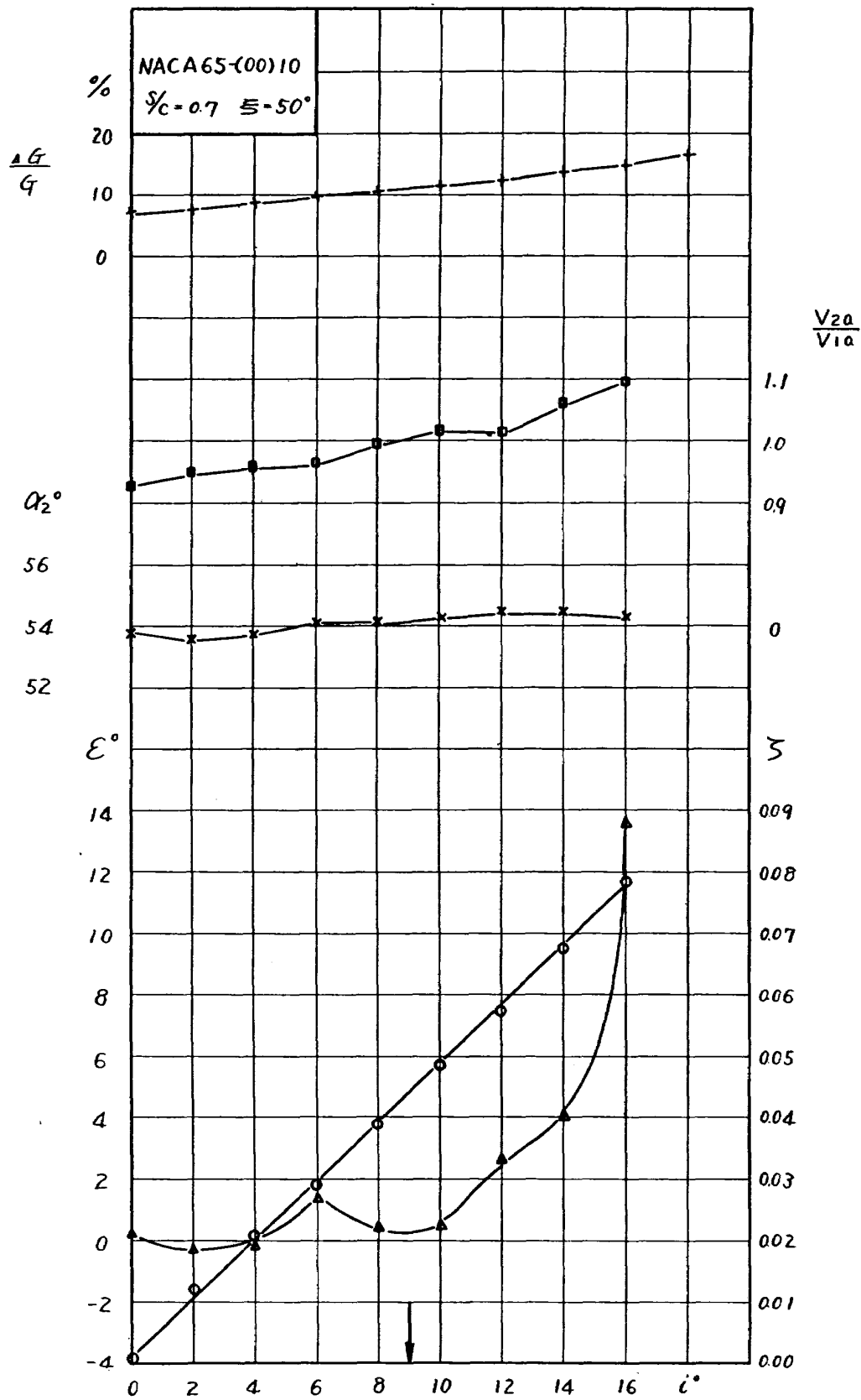
第 42—2 図 翼面压力分布



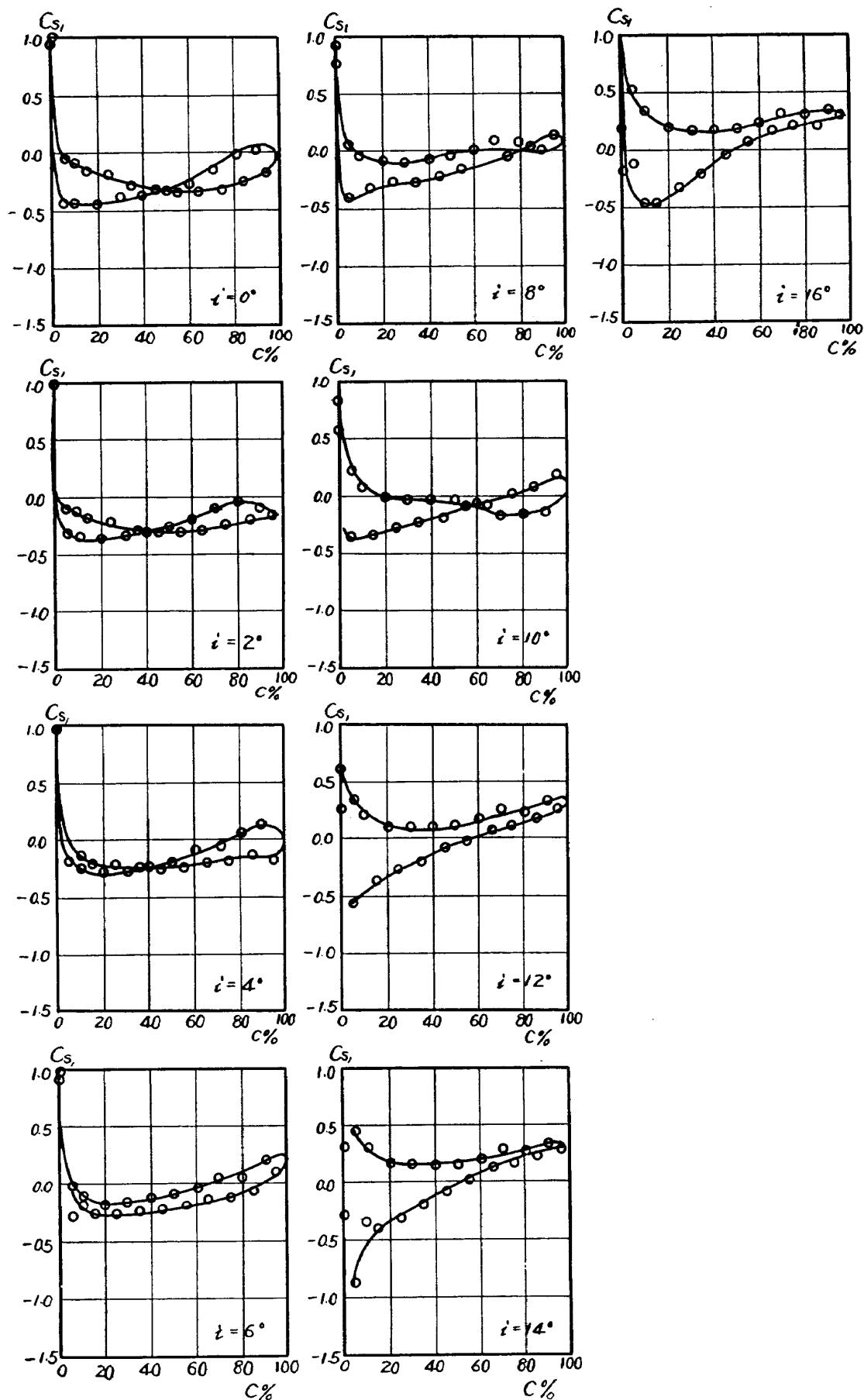
第 43-1 図 翼 列 性 能

NACA 65-(12) 10 $S-C=1.0$ $\xi=65^\circ$ 

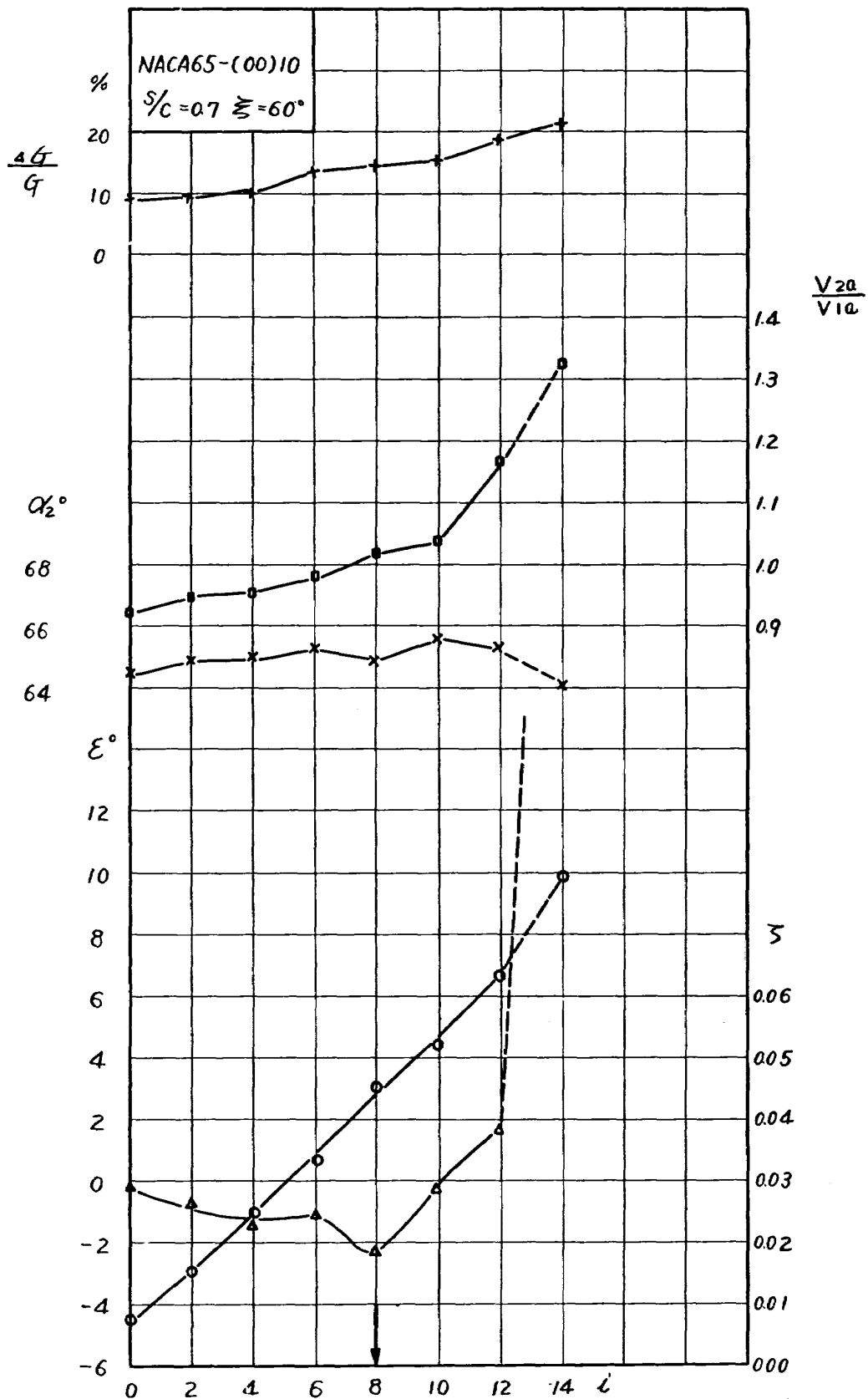
第 43—2 図 翼面压力分布



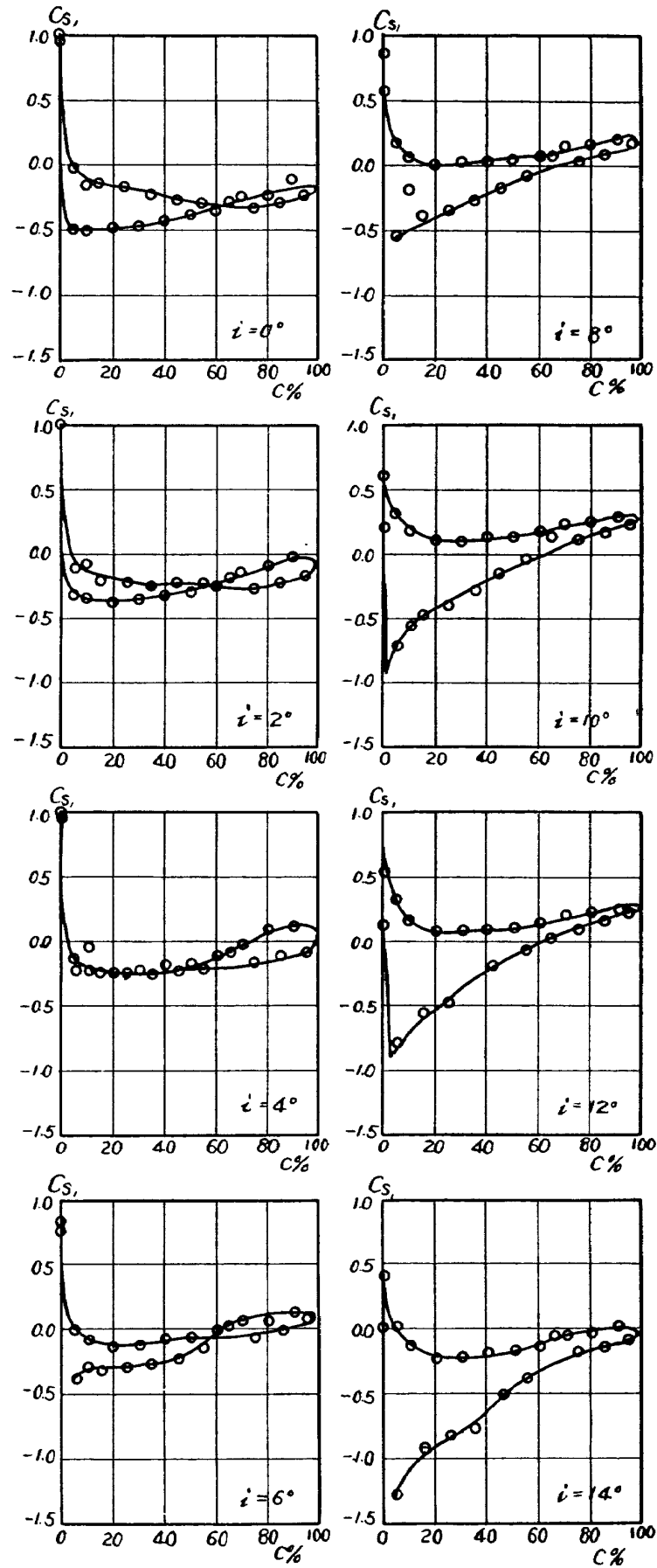
第 44-1 図 翼 列 性 能



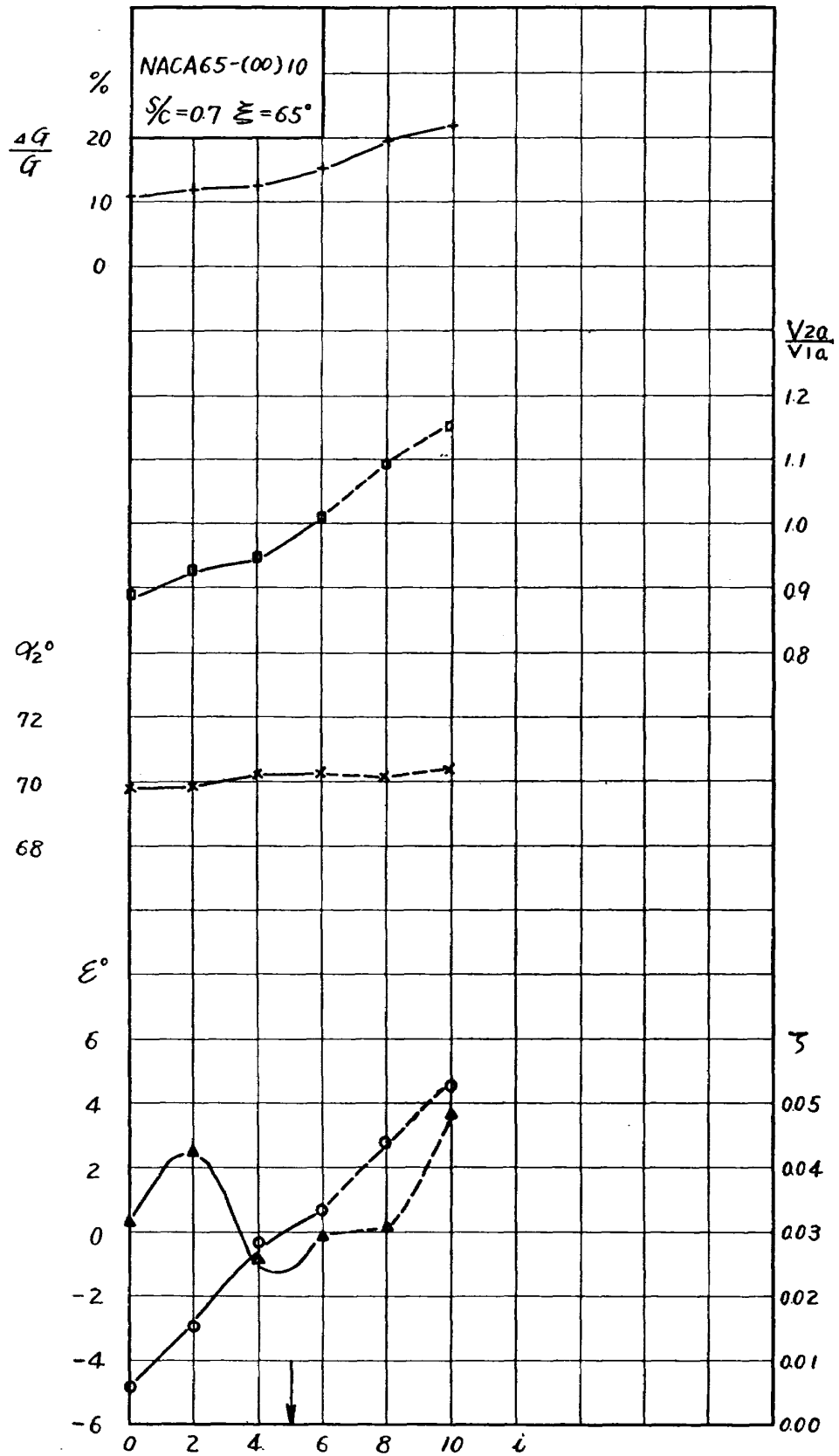
第 44-2 図 翼面压力分布



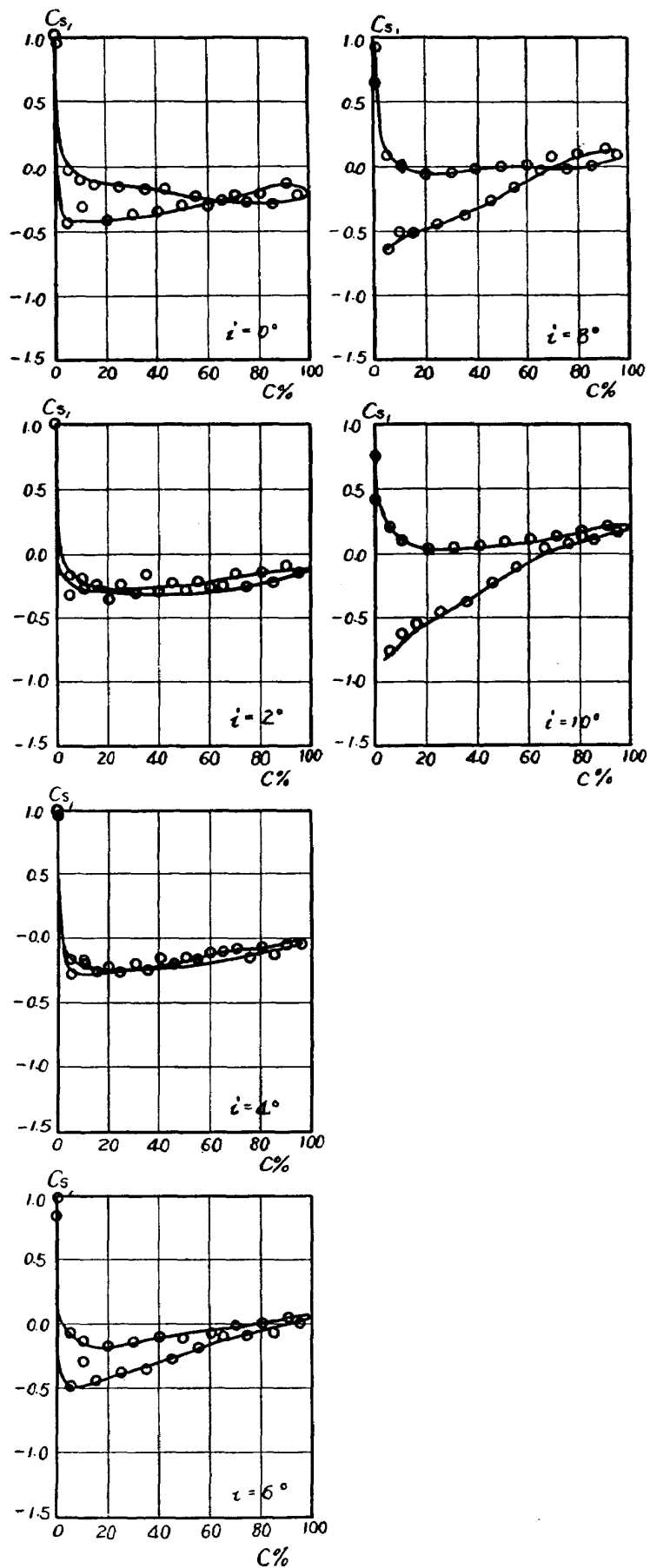
第 45—1 図 翼 列 性 能

NACA 65-(00) 10 $S/C=0.7$ $\xi=60^\circ$ 

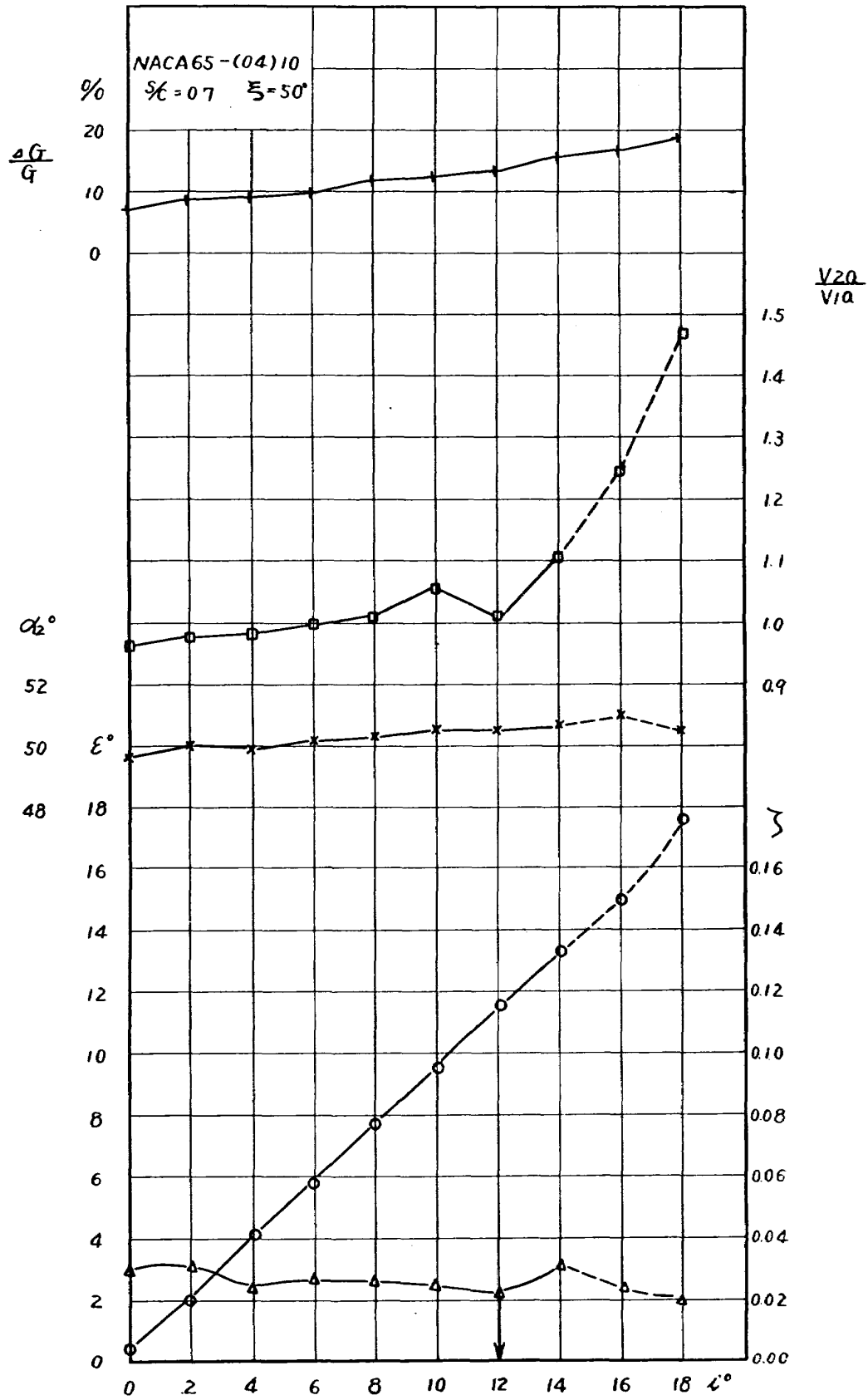
第 45—2 図 翼面圧力分布



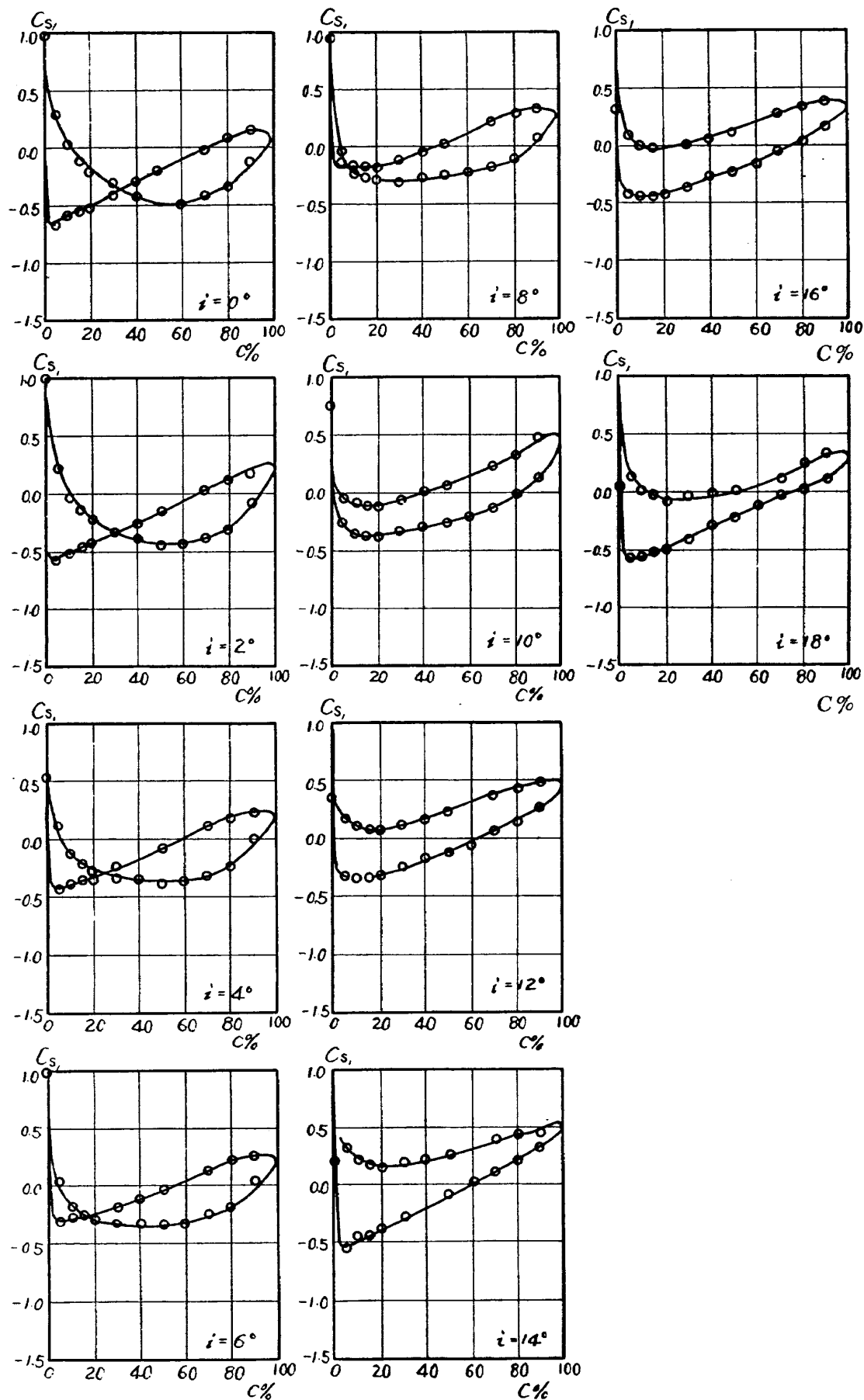
第 46=1 図 翼 別 性 能

NACA 65-(00) 10 $S/C=0.7$ $\xi=65^\circ$ 

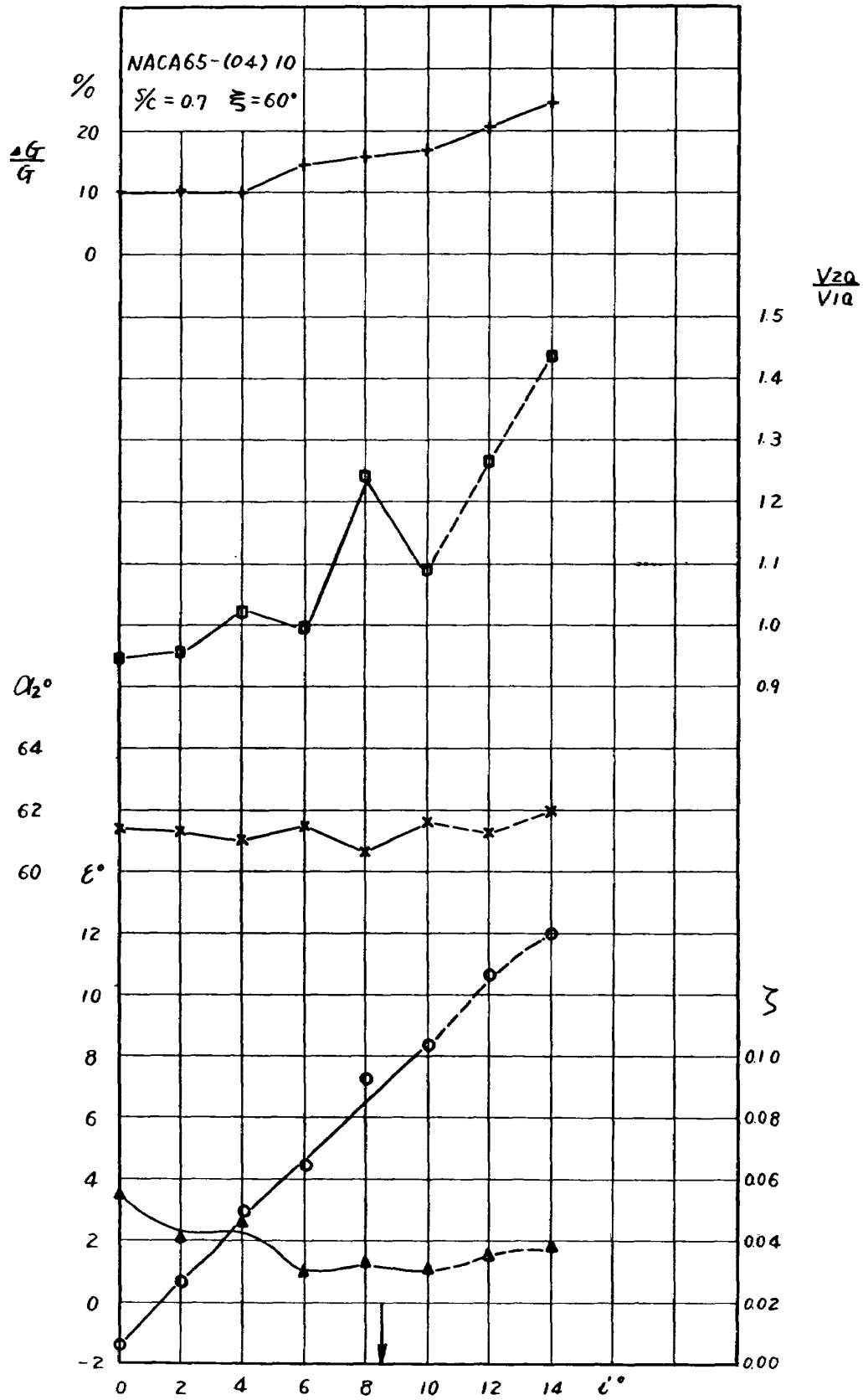
第 46=2 図 翼面压力分布



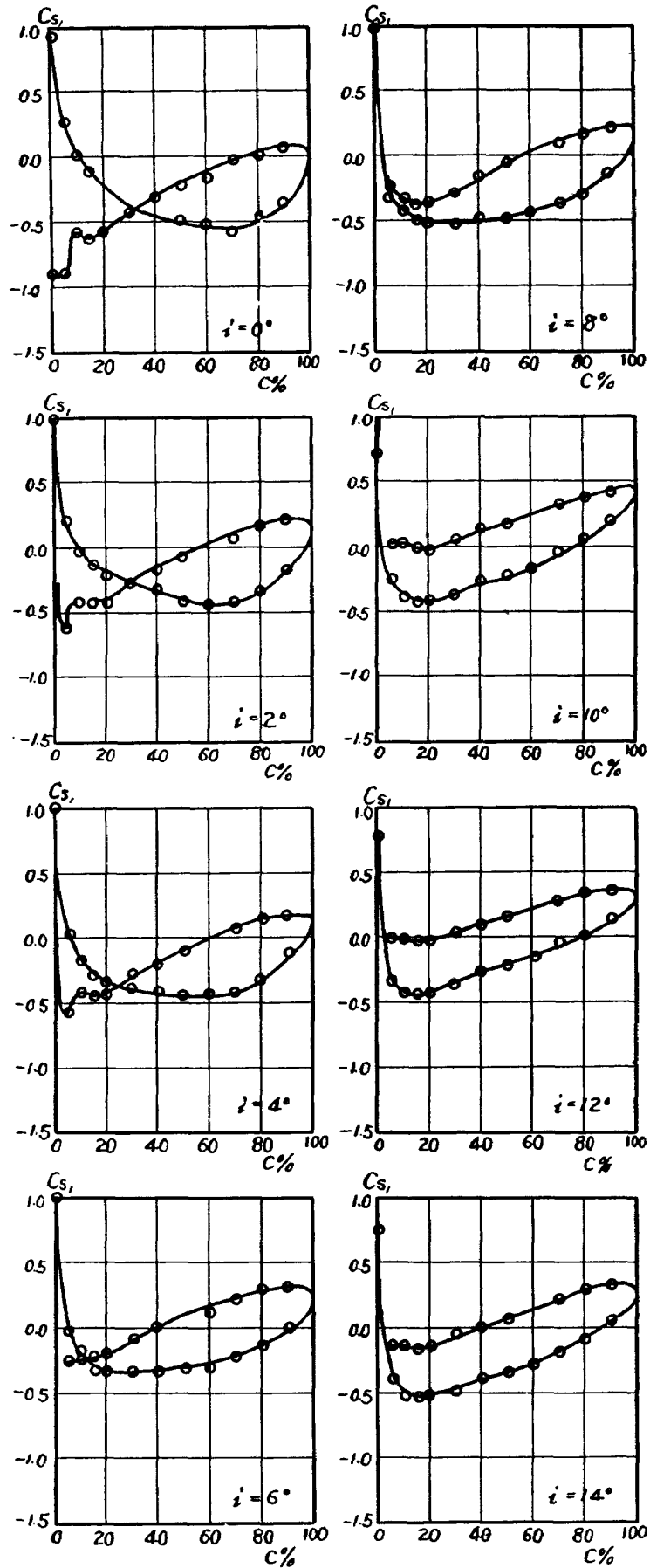
第 47—1 図 翼 列 性 能

NACA 65-(04) 10 $S/C=0.7$ $\xi=50^\circ$ 

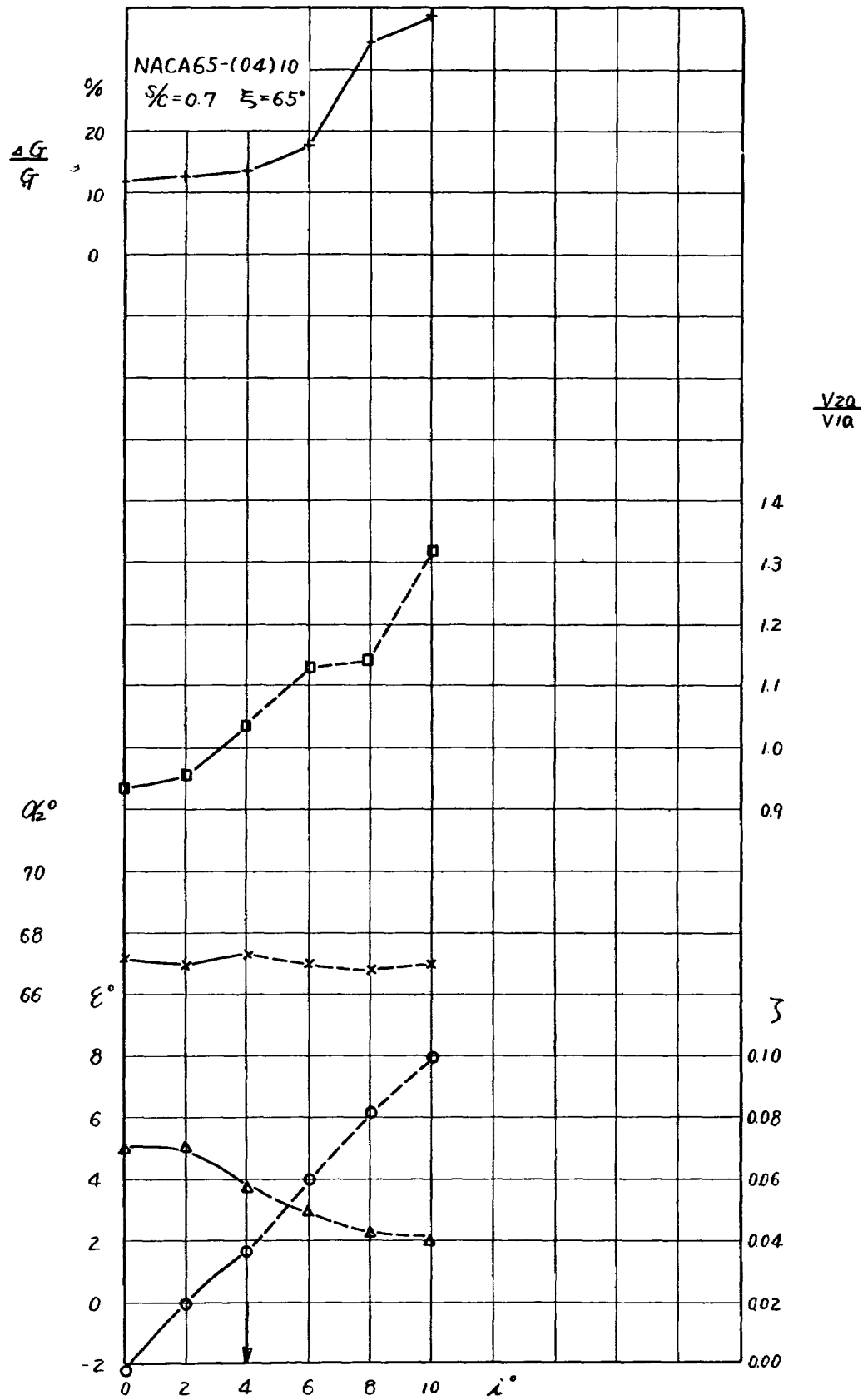
第 47—2 図 翼面压力分布



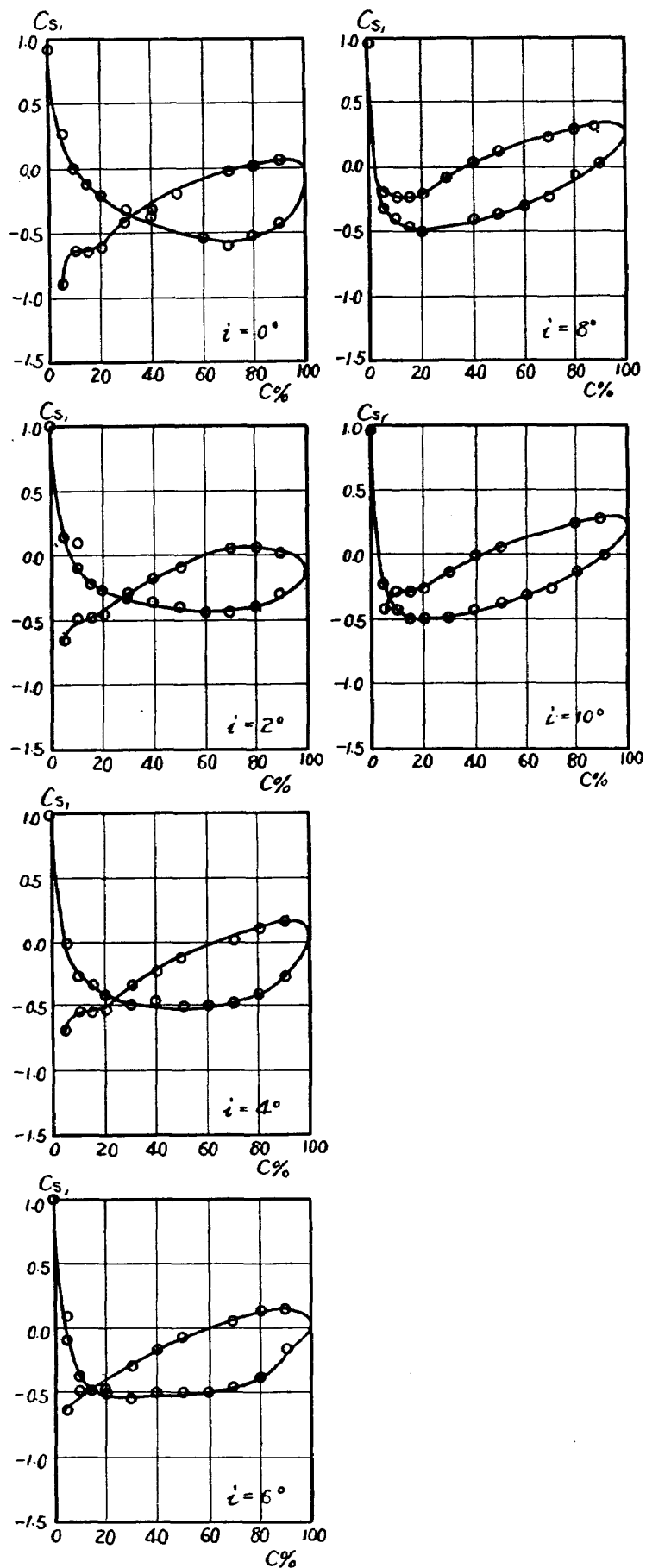
第 48-1 図 翼 列 性 能

NACA 65-(04) 10 $S/C=0.7$ $\xi=60^\circ$ 

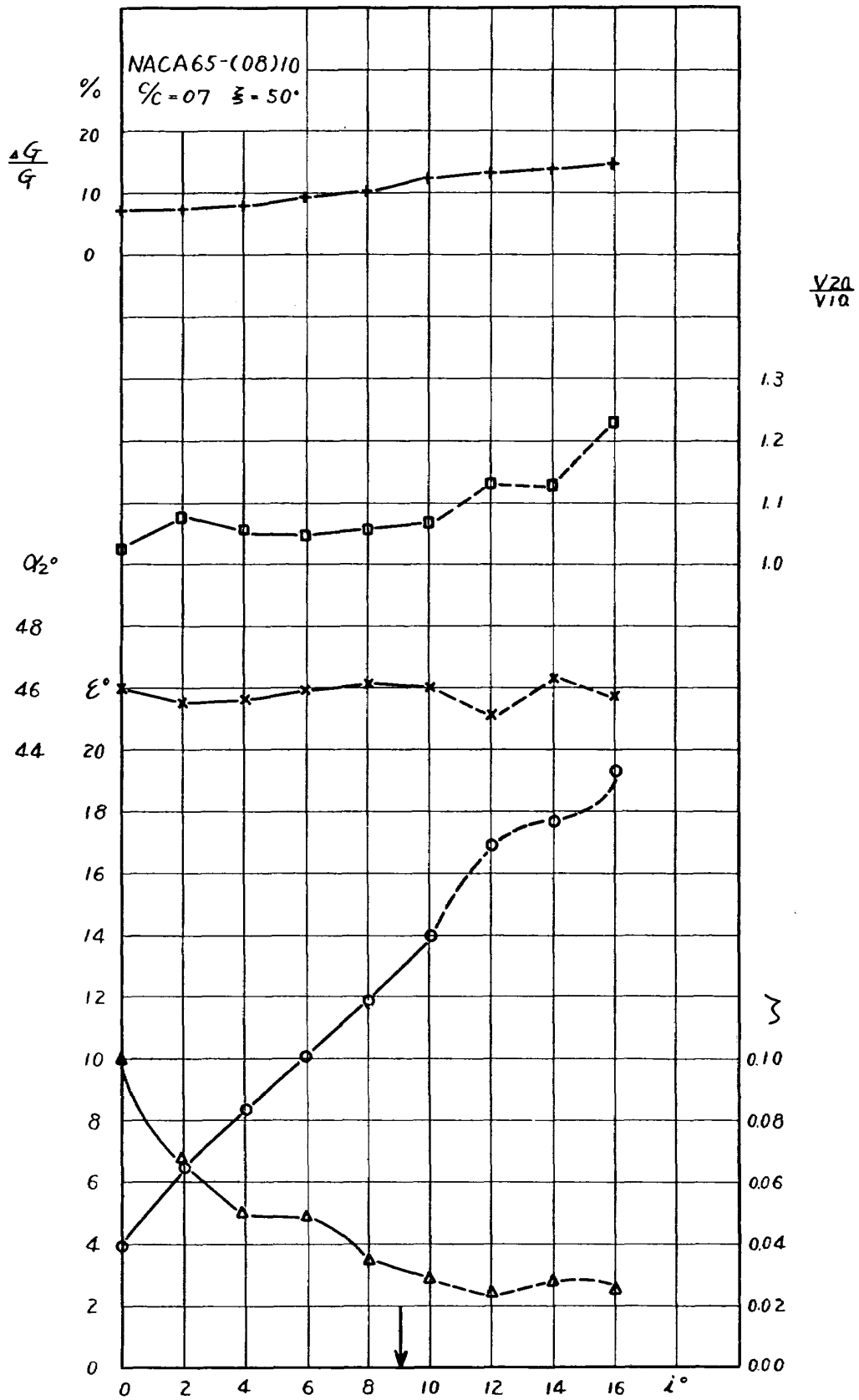
第 48—2 図 翼面圧力分布



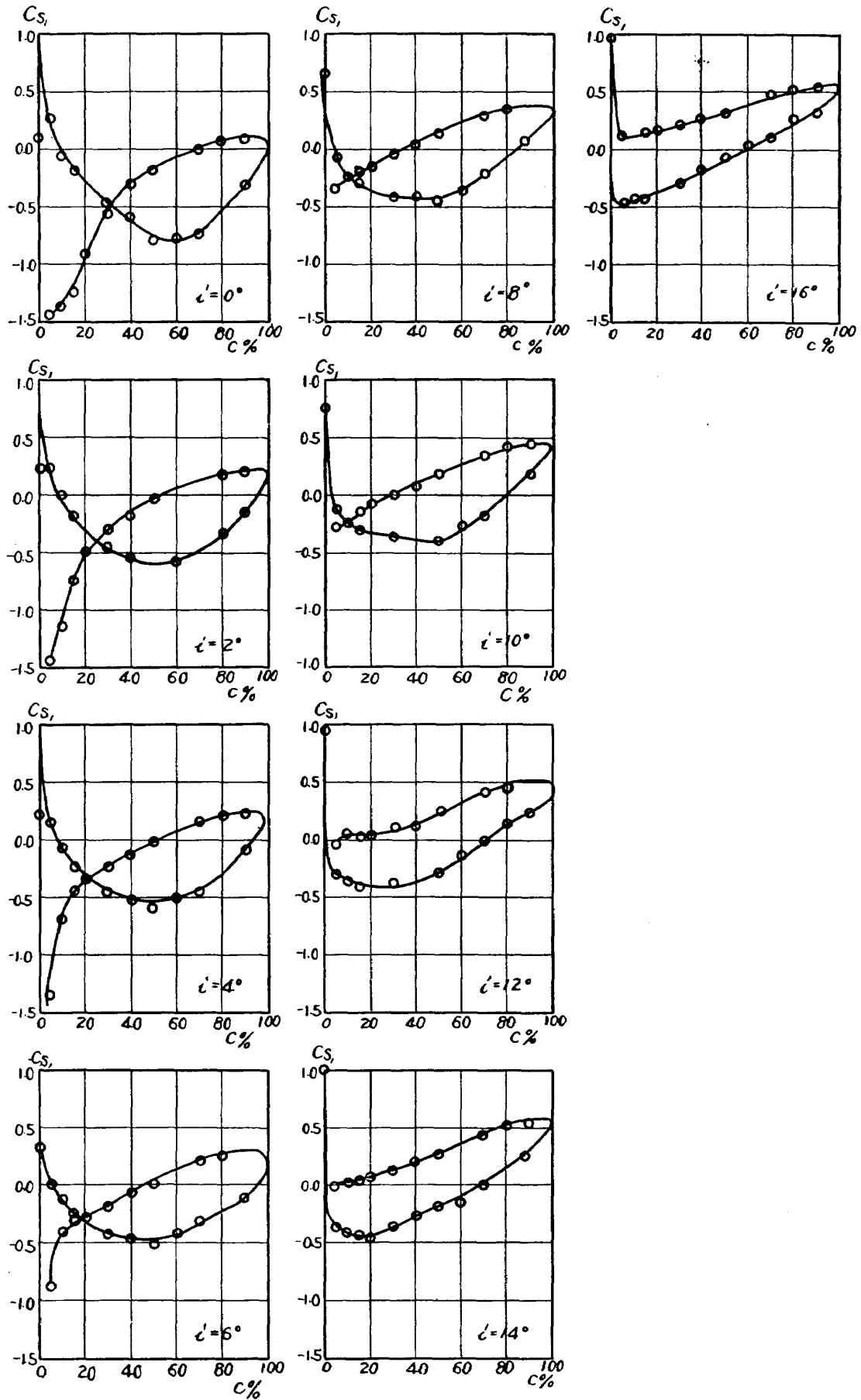
第 49—1 図 翼 列 性 能

NACA 65-(04) 10 $S/C=0.7$ $\xi=65^\circ$ 

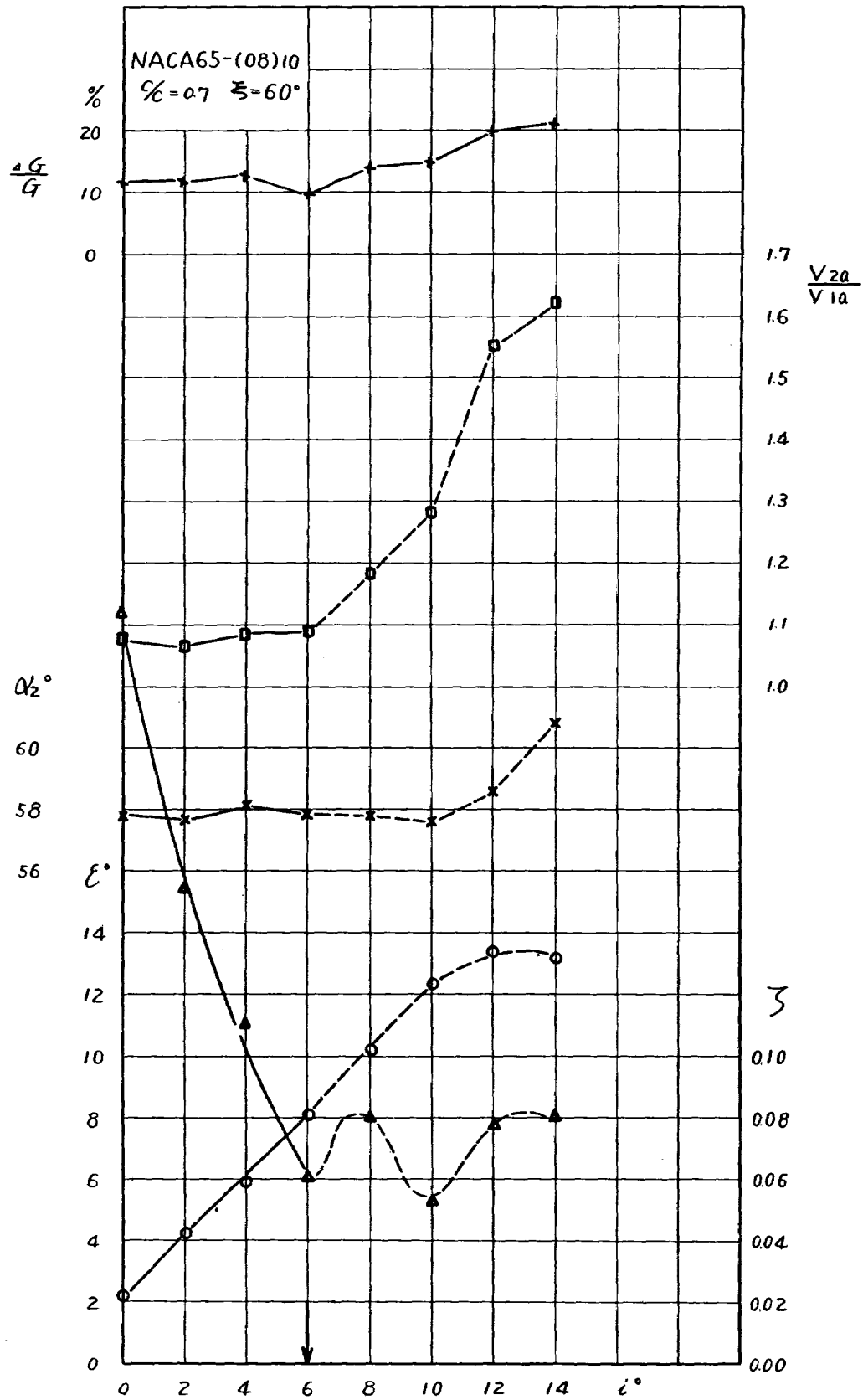
第 49—2 図 翼面圧力分布



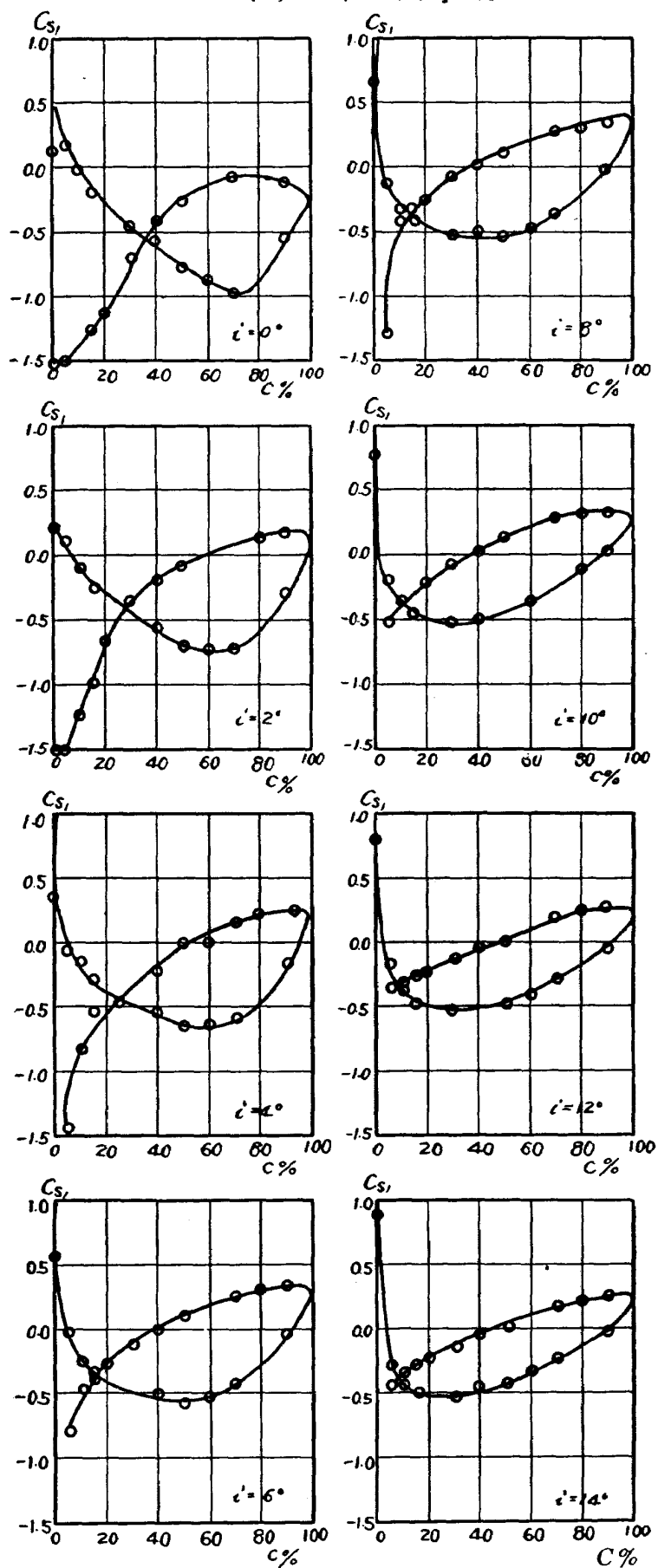
第 50—1 図 翼 列 性 能

NACA 65-(08) 10 $S/C=0.7$ $\xi=50^\circ$ 

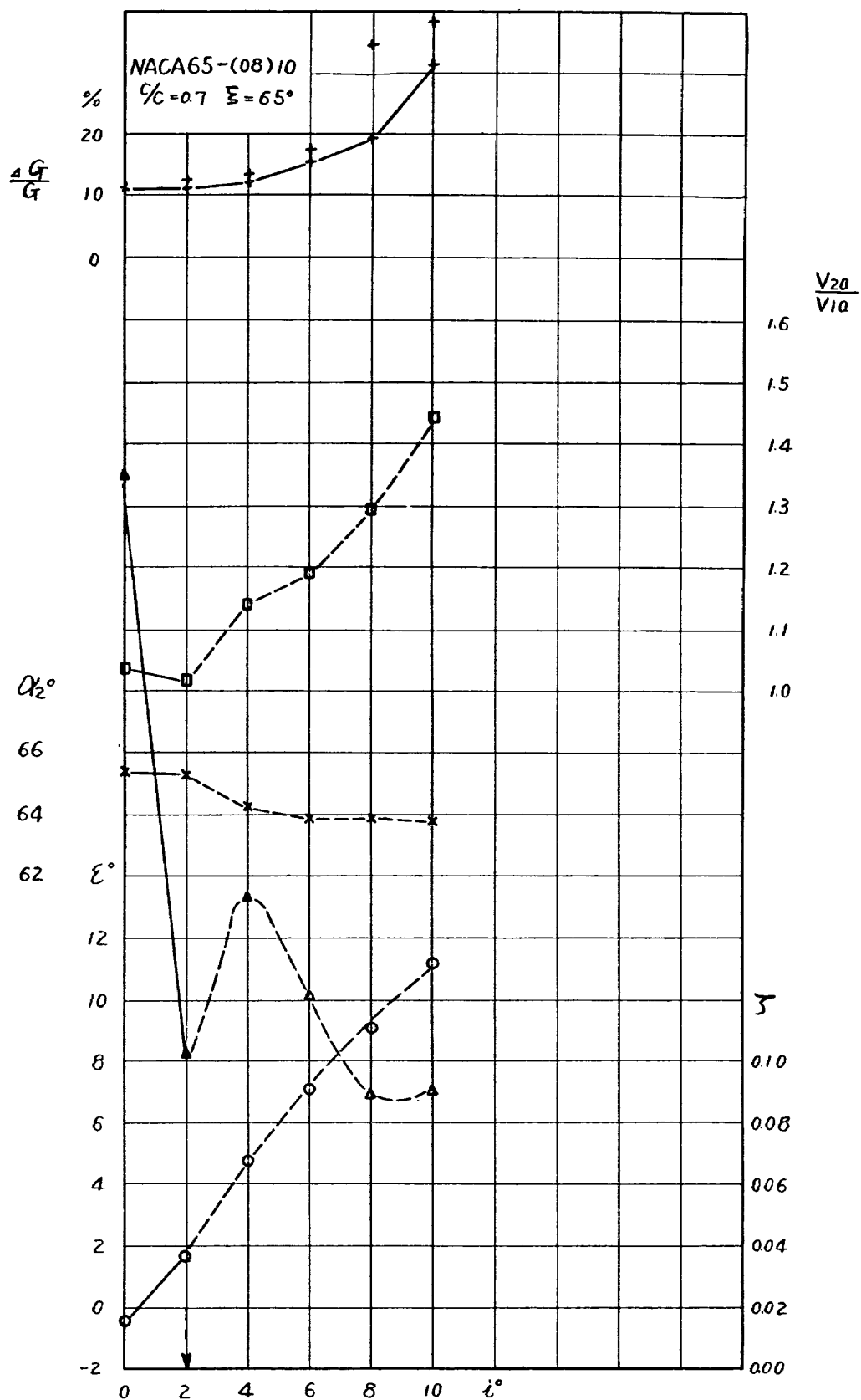
第 50—2 図 翼面压力分布



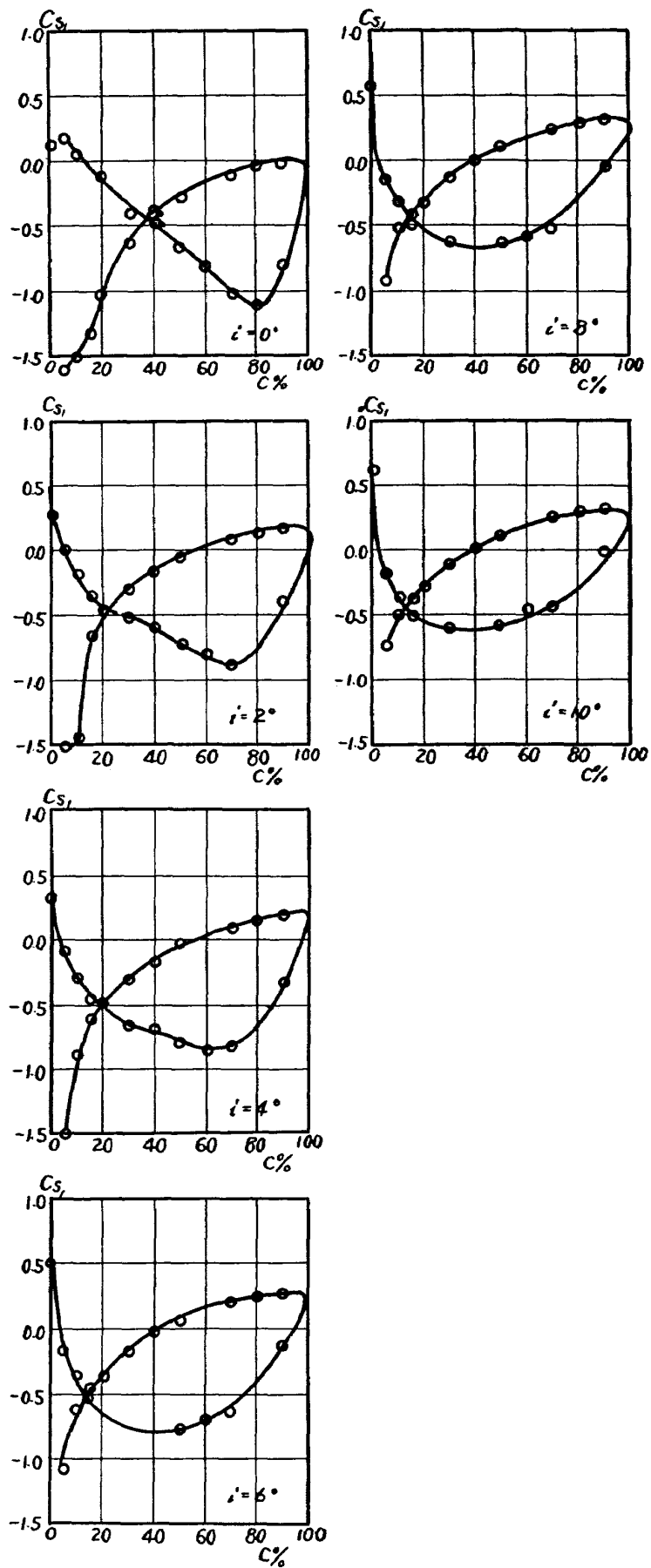
第 51-1 図 翼 列 性 能

NACA 65-(08) 10 $S/C=0.7$ $\xi=60^\circ$ 

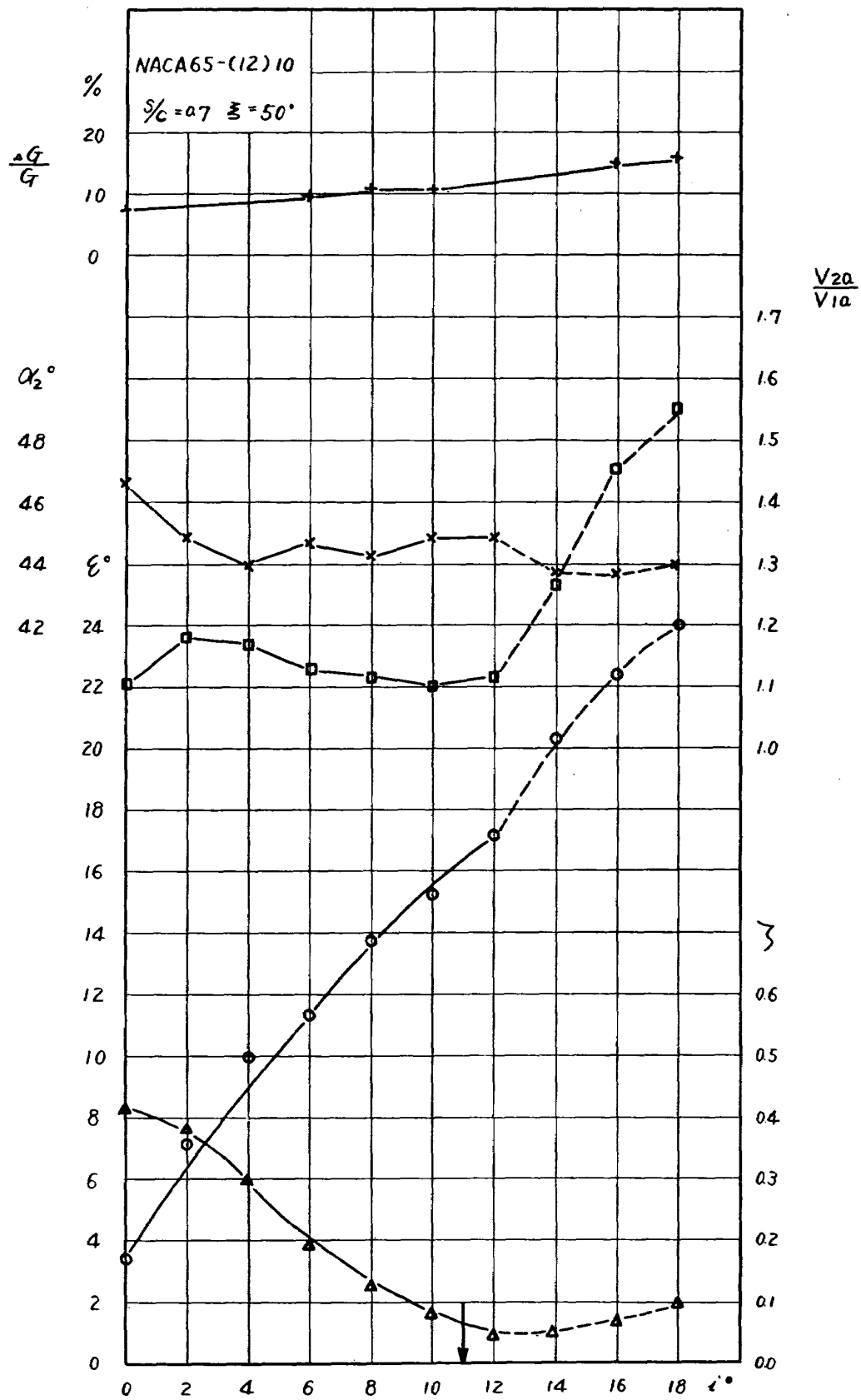
第 51-2 図 翼面压力分布



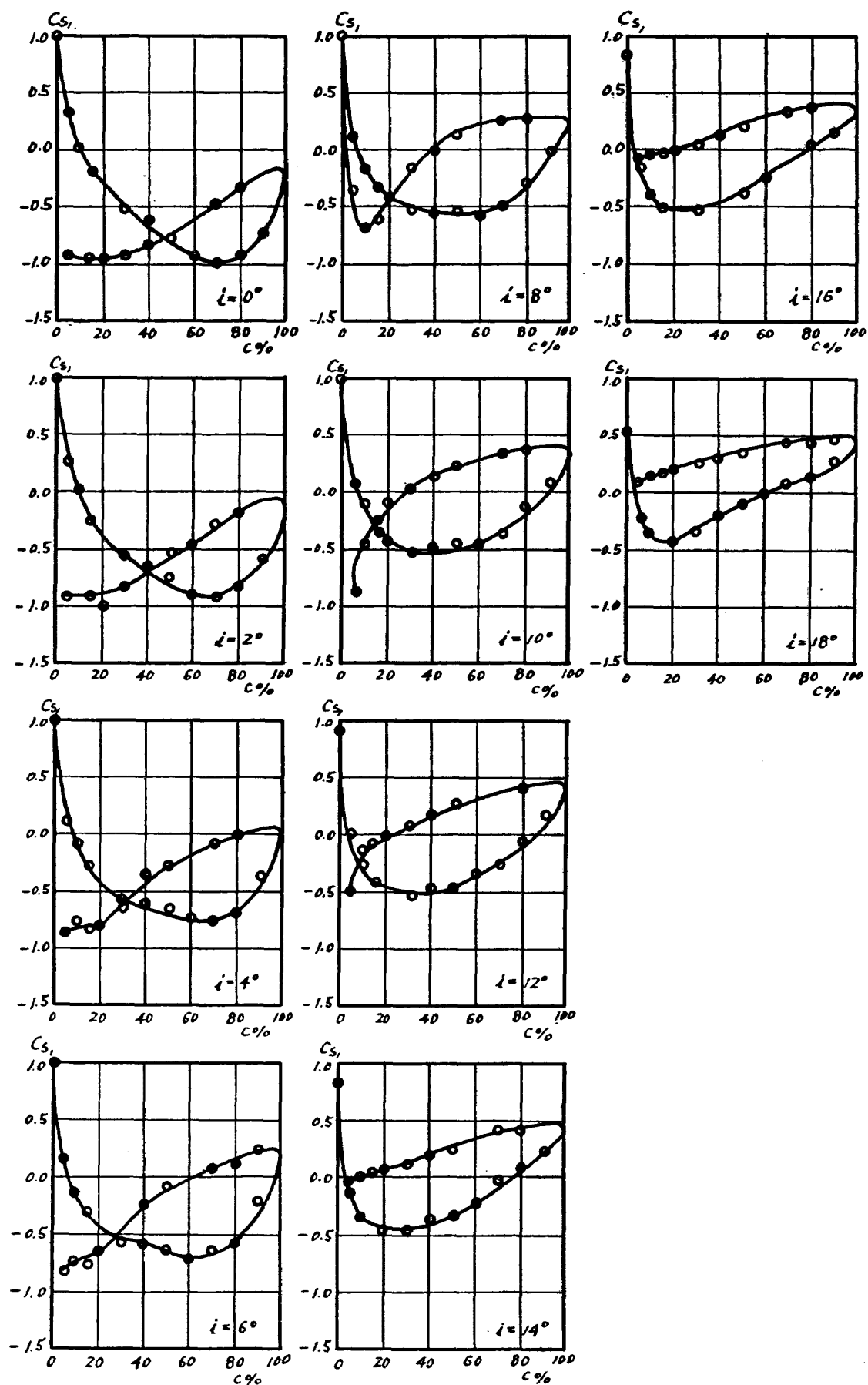
第 52=1 図 翼 列 性 能

NACA 65-(08) 10 $S/C=0.7$ $\xi=65^\circ$ 

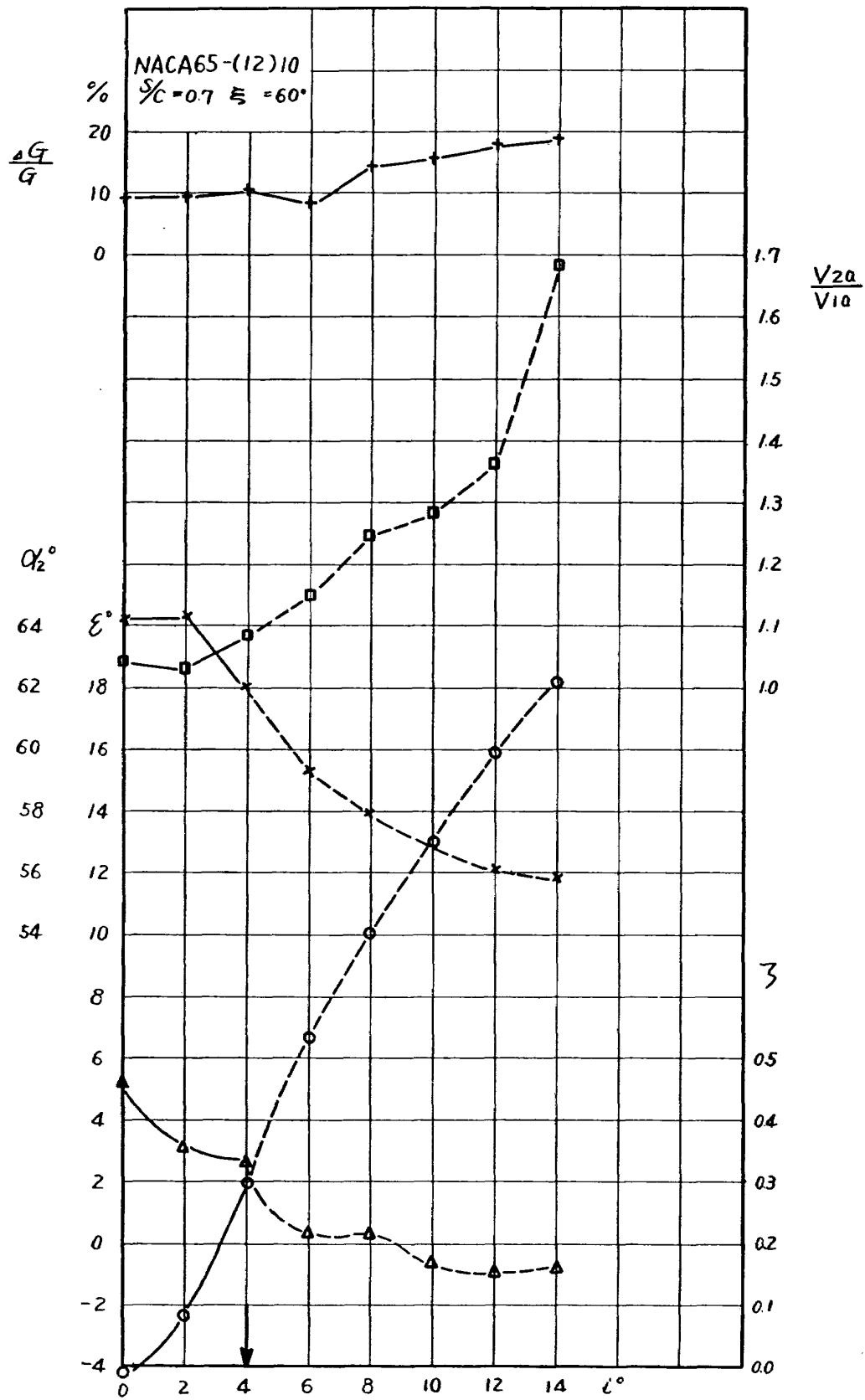
第 52—2 図 翼面压力分布



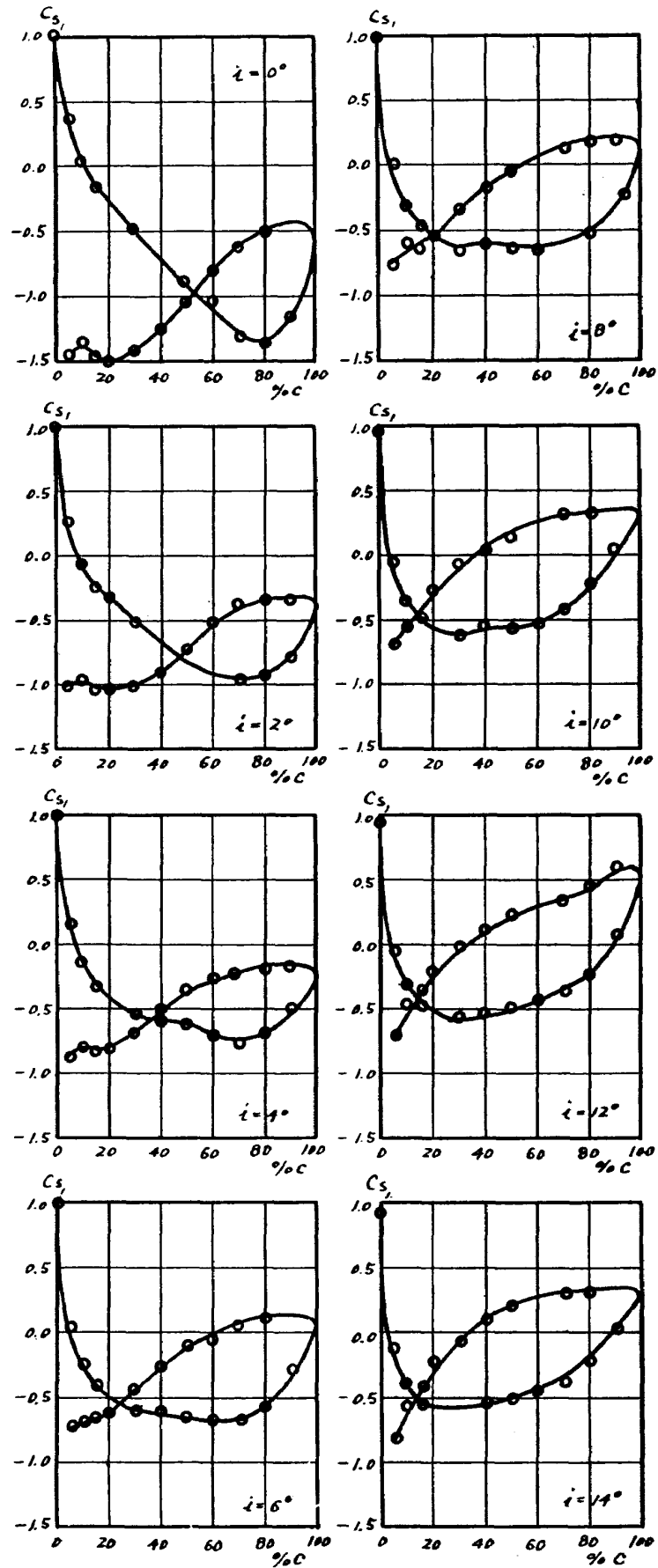
第 53—1 図 翼 列 性 能

NACA 65-(12) 10 $S/C=0.7$ $\xi=50^\circ$ 

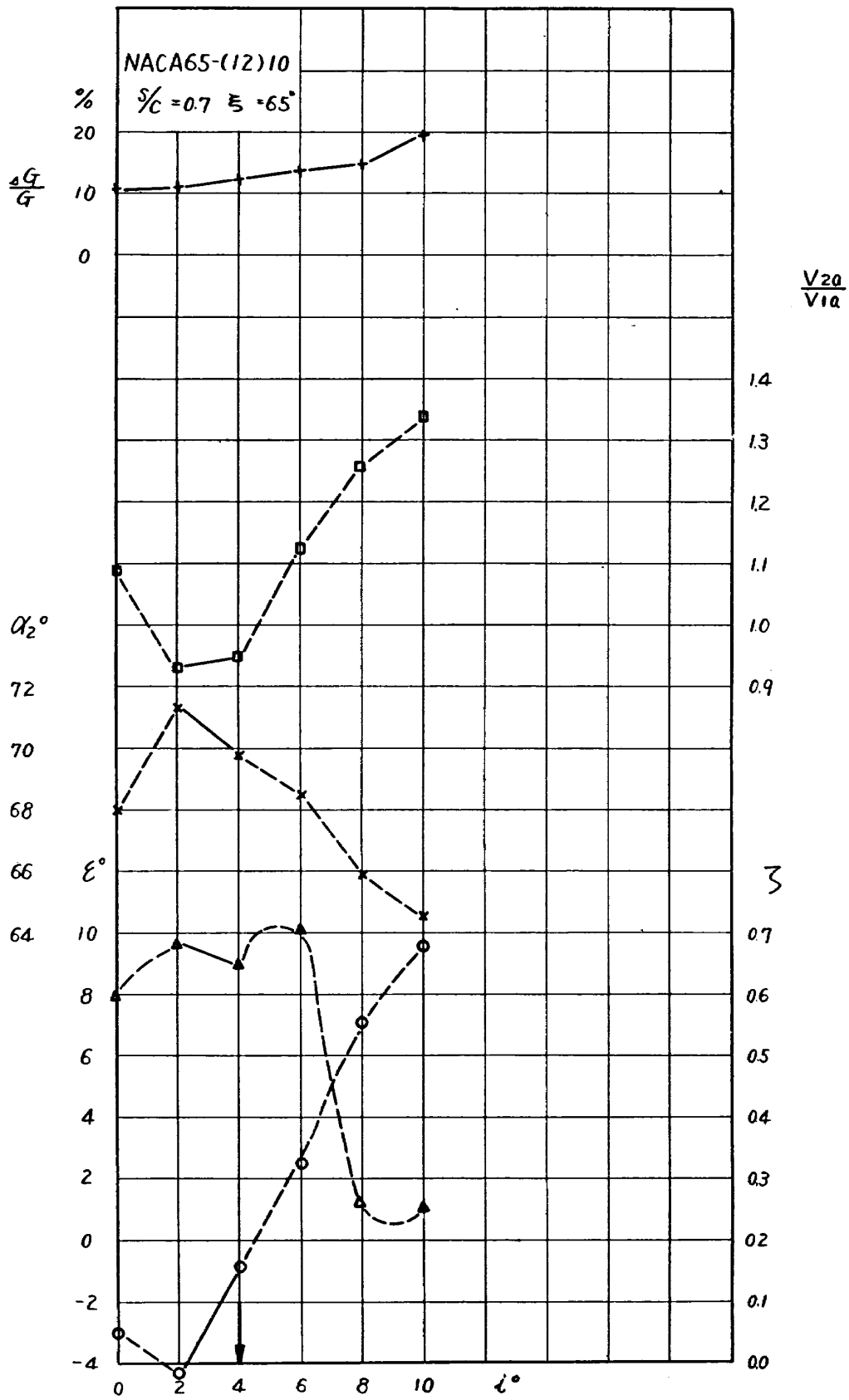
第 53—2 图 翼面压力分布



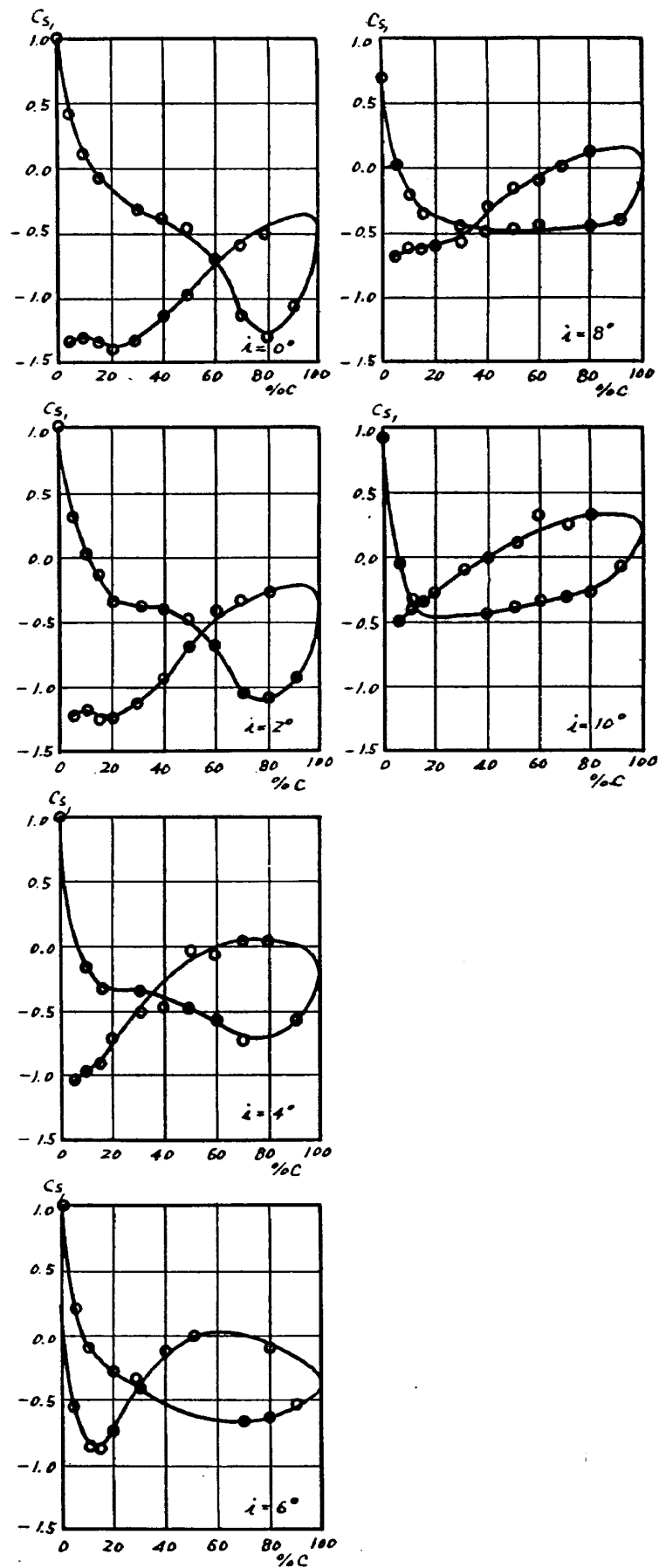
第 54-1 図 翼 列 性 能

NACA 65-(12) 10 $S/C=0.7$ $\xi=60^\circ$ 

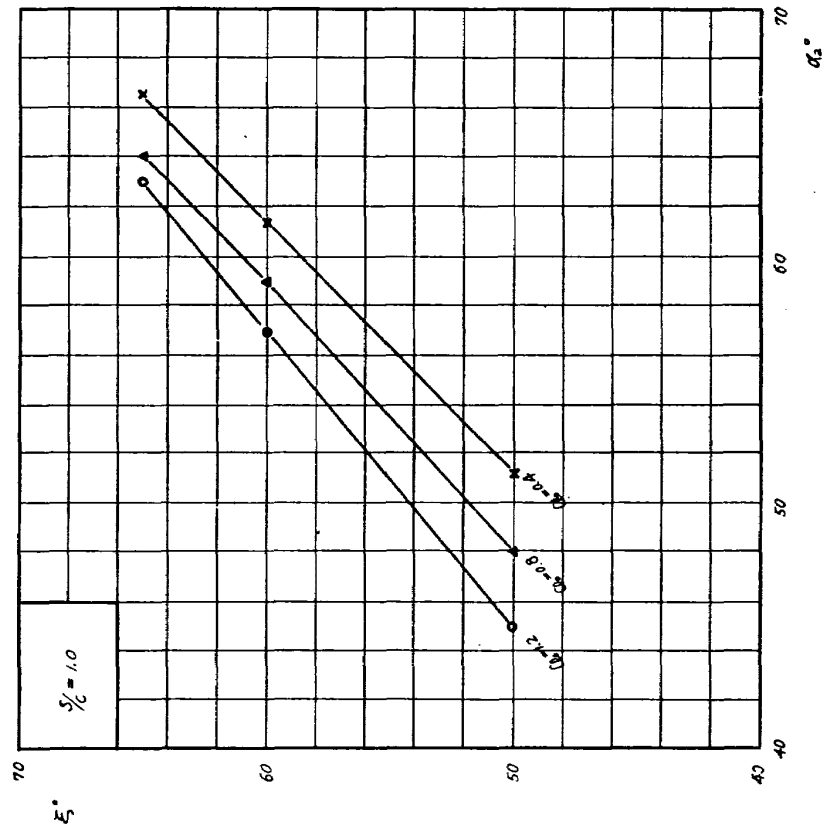
第 54—2 図 翼面圧力分布



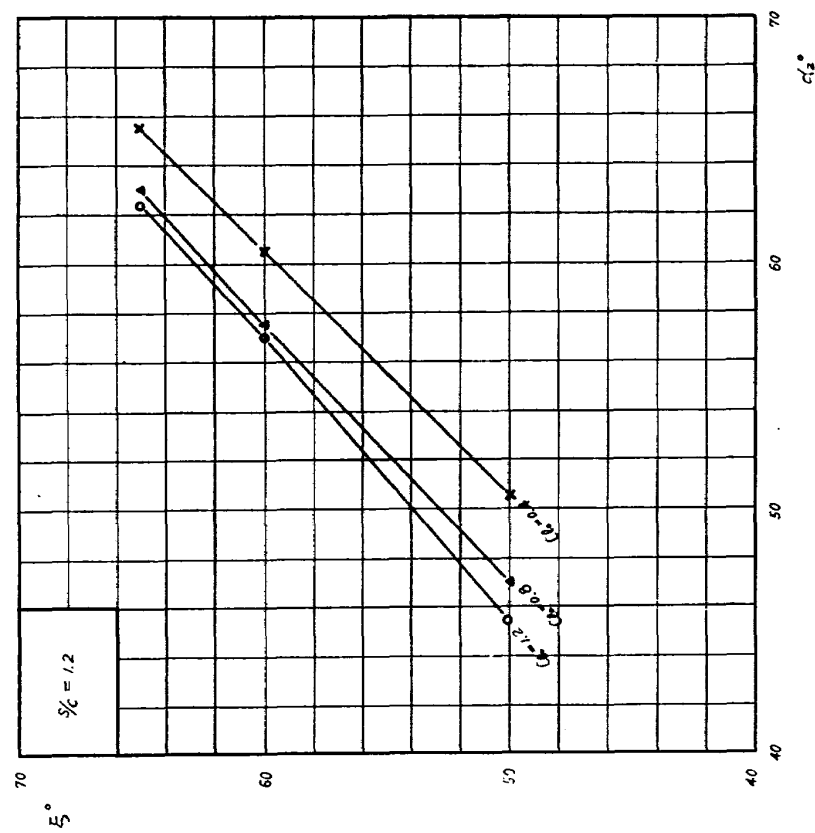
第 55—1 図 翼 列 性 能

NACA 65-(12) 10 $S/C=0.7$ $\xi=65^\circ$ 

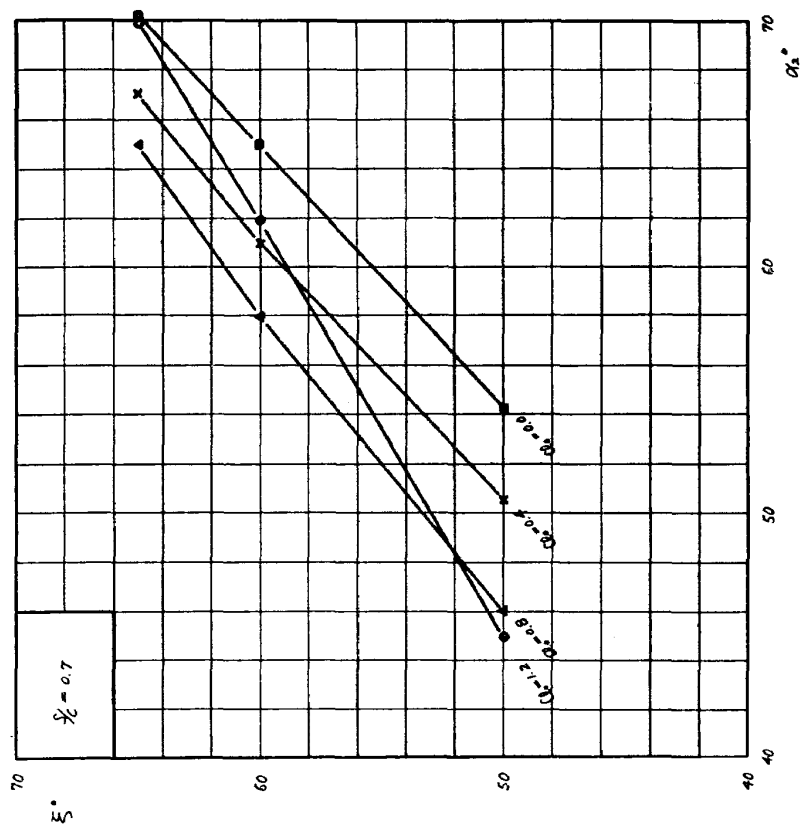
第 55—2 図 翼面圧力分布



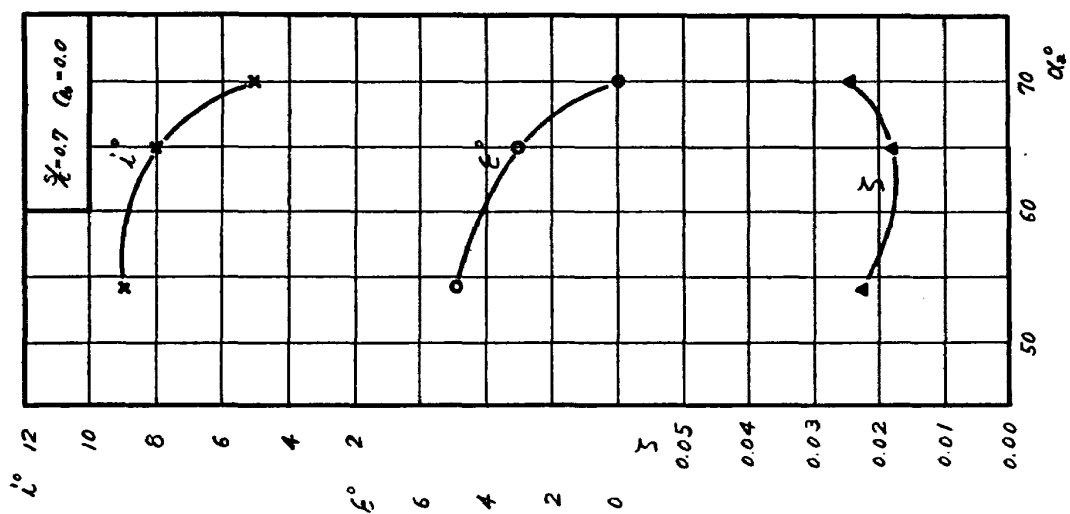
第 57 図 喰違角と流出角



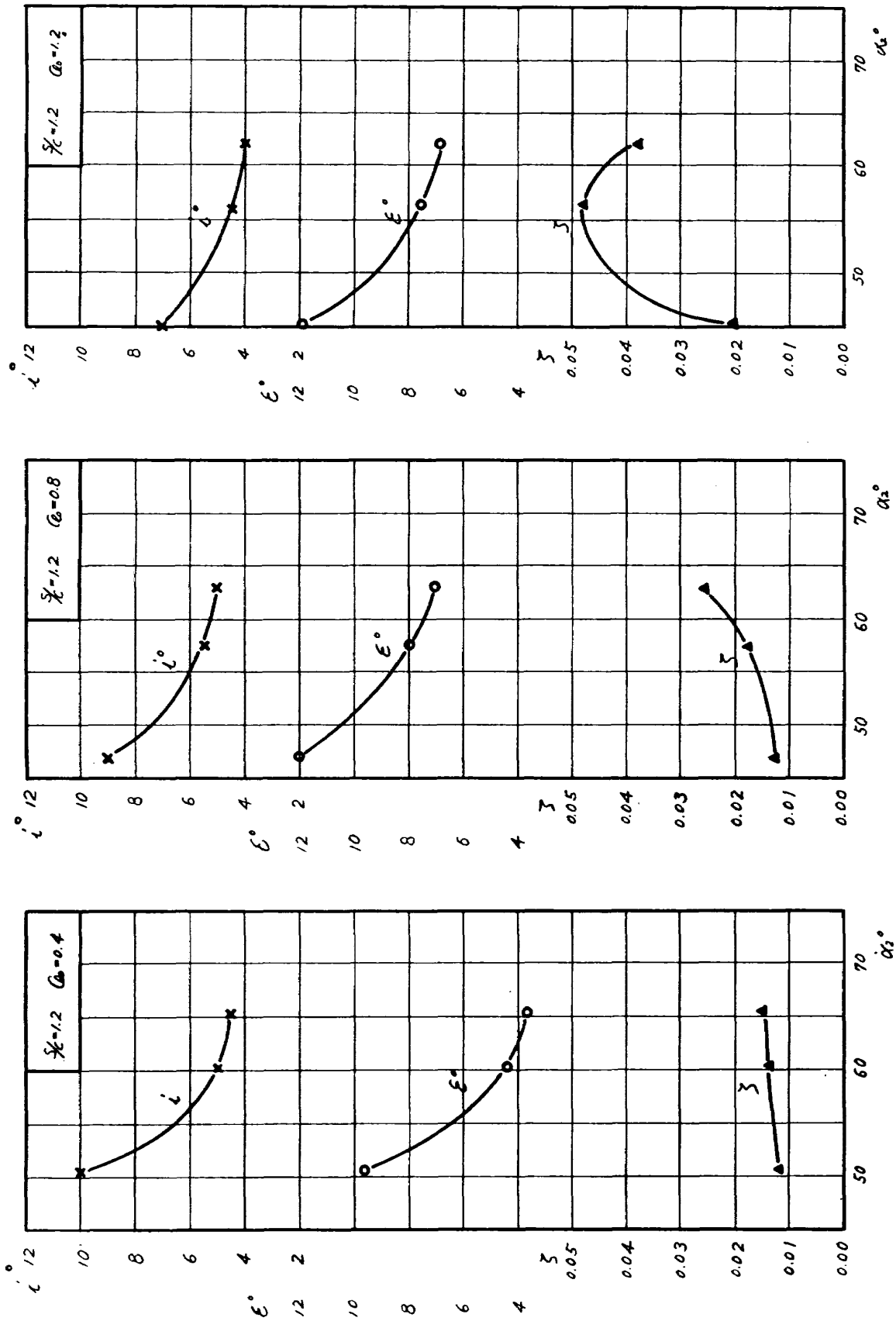
第 56 図 喰違角と流出角



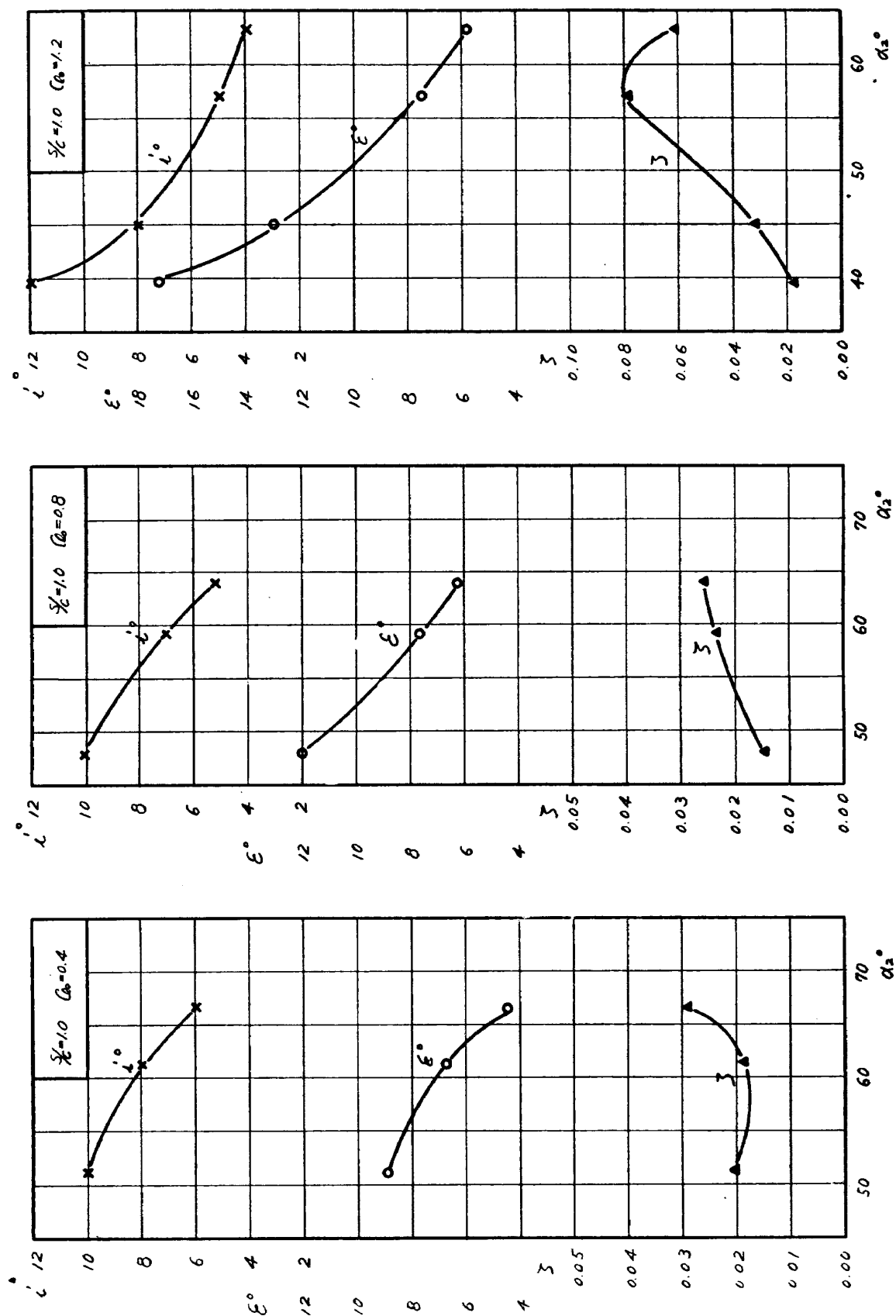
第 58 図 噴速角と流出角



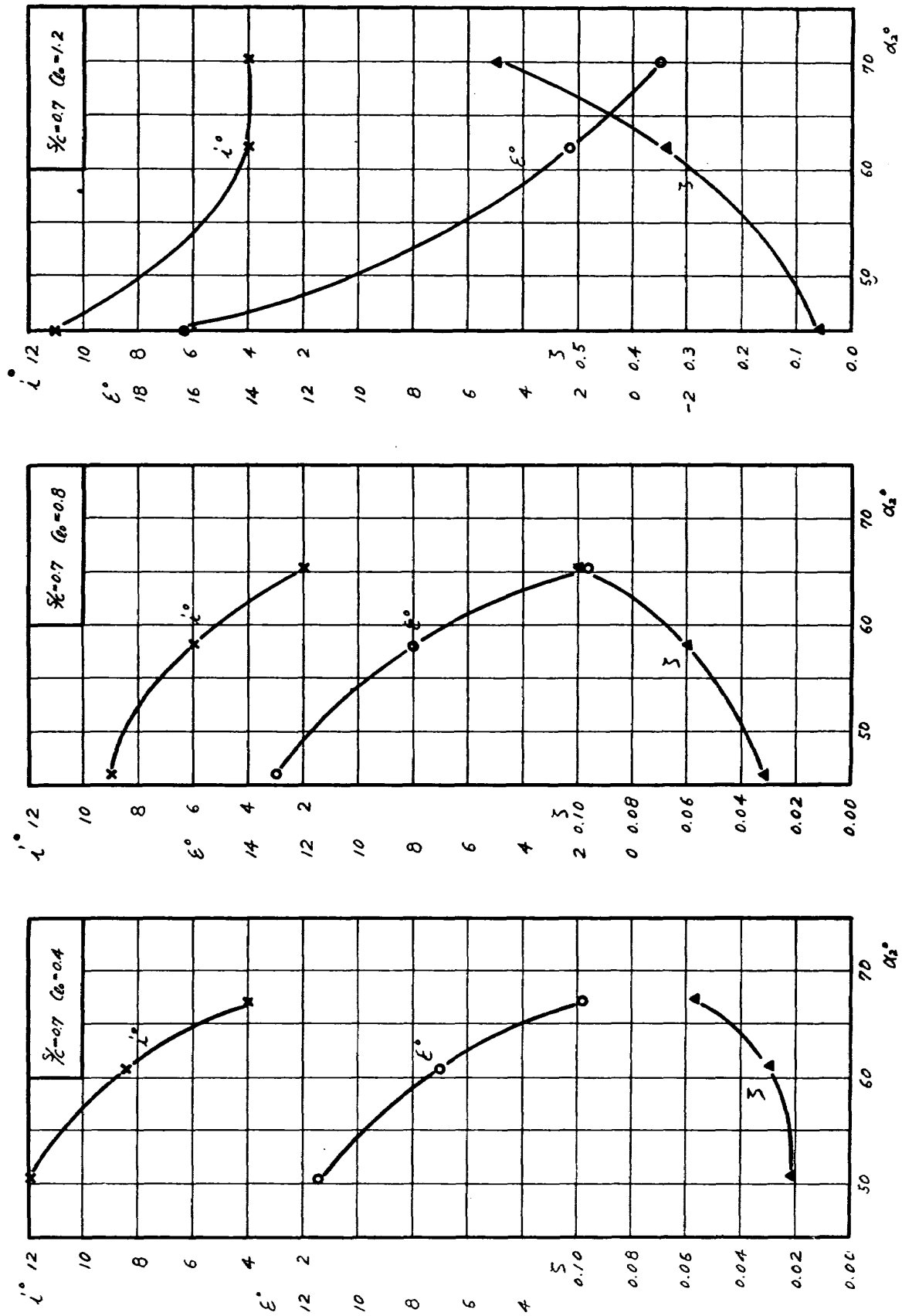
第 61-1 図



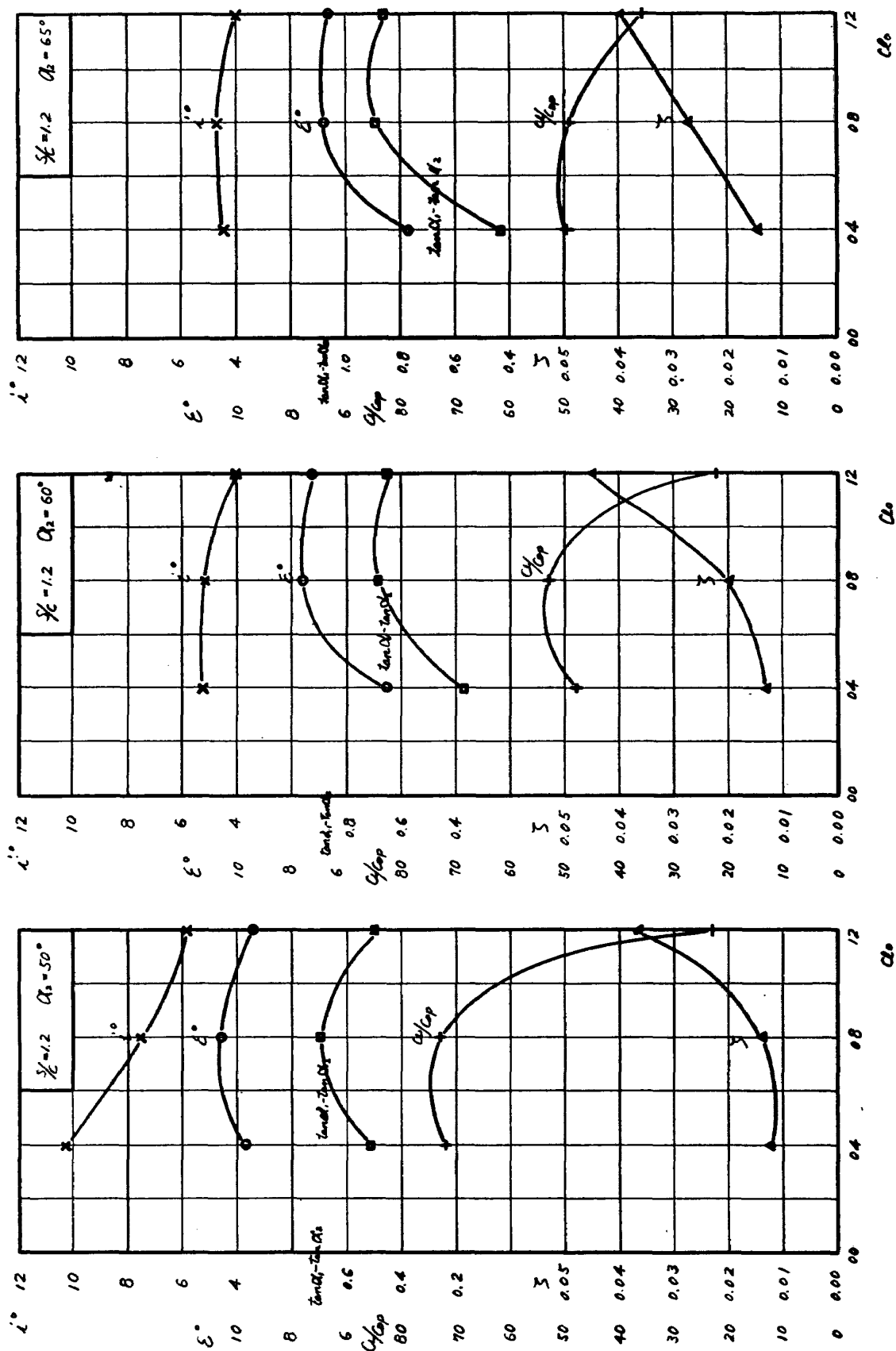
第 59 図



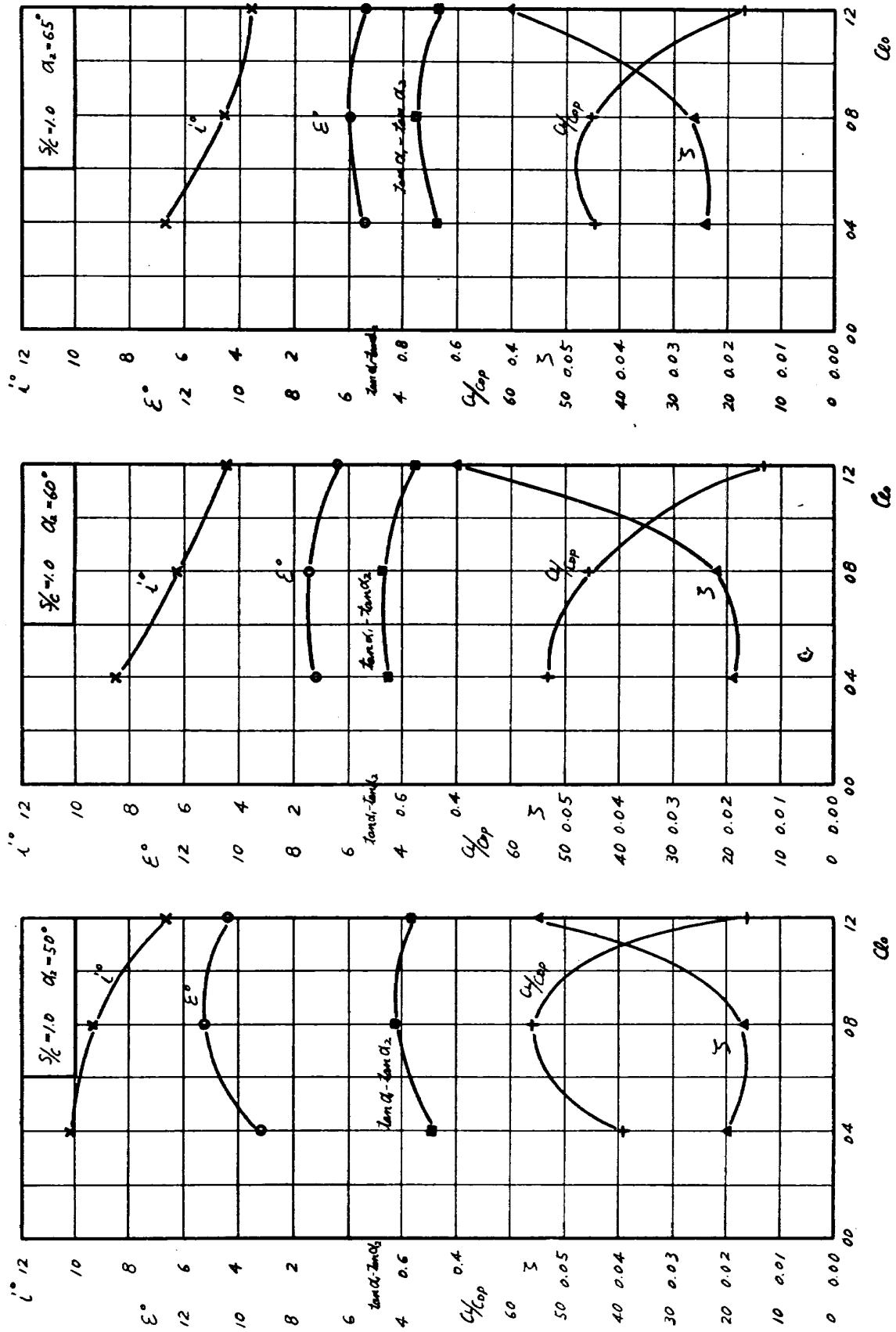
第 60 図



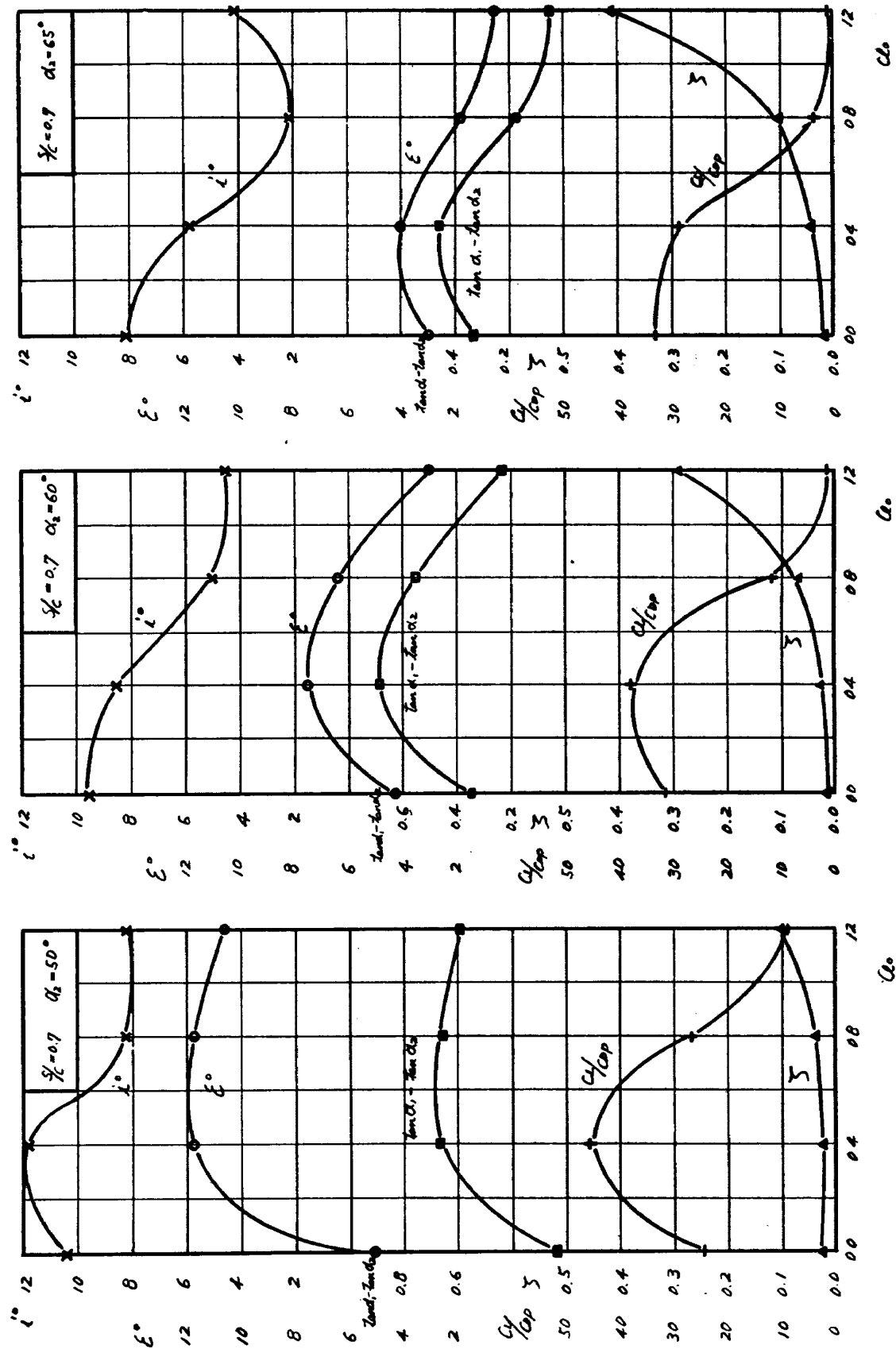
第 61—2 図



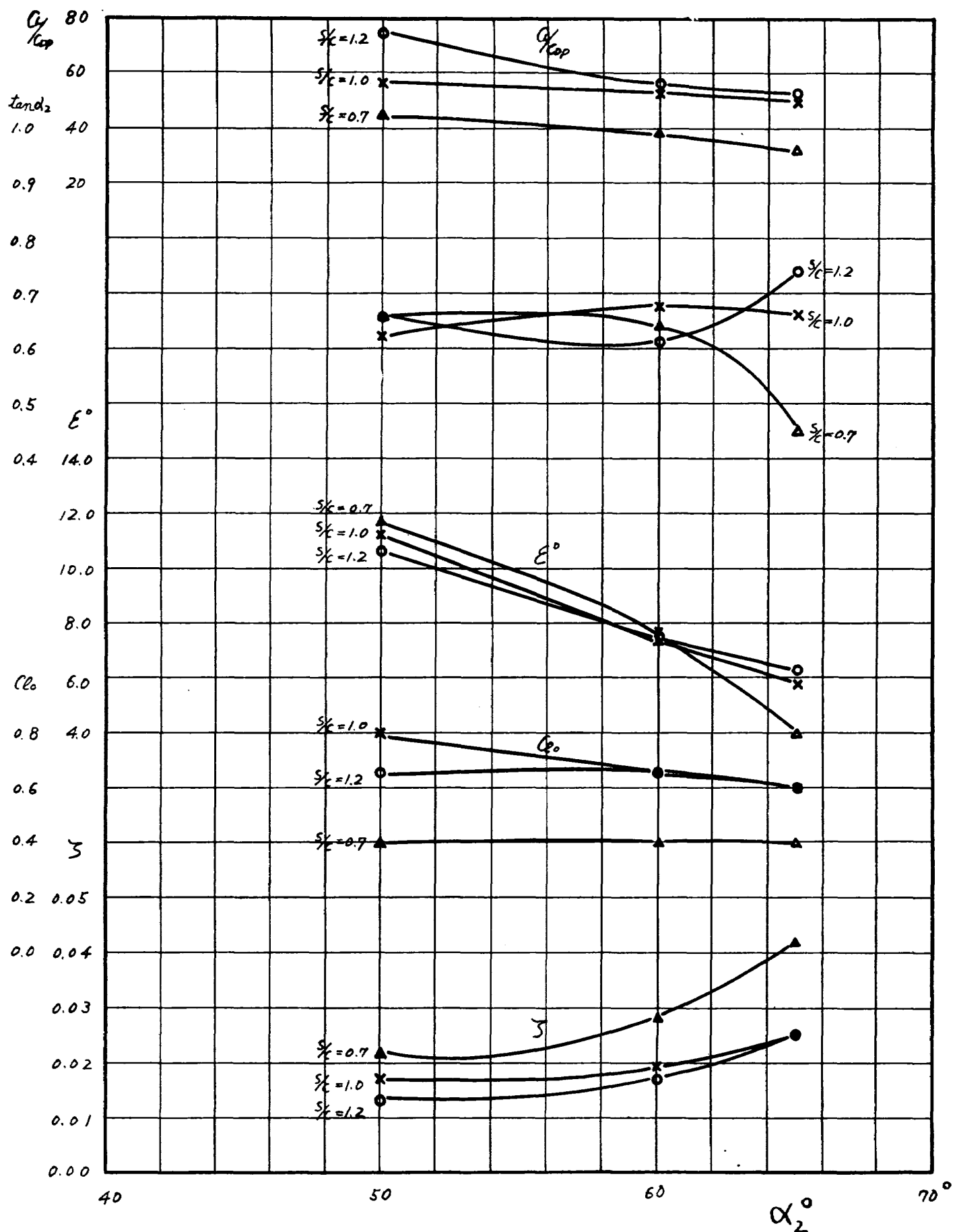
第 62 図



第 63 図



第 64 図



第 65 図

既 刊 報 告

TR-1	遷音速風洞測定部に関する予備実験 Preliminary Investigation of N. A. L. Transonic Wind-Tunnel Test-Section	1960 年 2 月	平 木 一, 石井孝雄 大島信彦
TR-2	遷音速風洞用 22.5 MW 主送風機 I. 模型送風機による性能試験 22.5 MW Main Blower for N. A. L. Transonic Wind Tunnel I. Performance Test of the Model Blower	1960 年 5 月	山内正男, 松木正勝 塩入淳平, 富永守之
TR-3	風洞用角度計の試作実験 An Experiment on Angle Measuring Instruments of Airplane Models in Wind Tunnel Test	1960 年 8 月	小橋安次郎, 長洲秀夫 高島一明, 波木井潔
TR-4	回転円板の強度 Strength of Rotating Discs	1960 年 9 月	佐藤和郎, 永井文雄
TR-5	航空技術研究所 (60 cm×60 cm) 遷音 速フラッタ試験設備の計画と整備試験 Design and Development of N. A. L. 60 cm×60 cm Transonic Blowdown Wind Tunnel for Flutter Testing	1960 年 12 月	中井暎一, 橋爪宏 中村泰治
TR-6	高温歪ゲージの温度特性 Temperature Characteristics of High Temperature Strain Gage	1960 年 12 月	竹中幸彦
TR-7	遷音速風洞の測定部 On the Transonic Test Section	1961 年 1 月	村崎寿満
TR-8	繰返し荷重試験装置の予備試験 Preliminary Study for Development of Repeated Load Testing Rigs for Full-Scale Aircraft Structures	1961 年 3 月	竹内和之, 飯田宗四郎
TR-9	遷音速流小擾乱理論の研究 (I) —非線型補正理論— Studies on the Small Disturbance Theory of Transonic Flow (I) —Non-Linear Correction Theory—	1961 年 3 月	細川 巖

航 空 技 術 研 究 所 報 告 10 号

昭和 36 年 3 月 発行

発 行 所	航 空 技 術 研 究 所 東京都三鷹市新川 700 電話武蔵野(022)(3)5171(代表)
印 刷 所	笠 井 出 版 印 刷 社 東京都港区芝南佐久間町1の53
