

# 平行側壁をもつ後退翼に関する実験的研究

谷田好通・斎藤喜夫

## Experimental Study on the Characteristics of an Isolated Swept-Back Aerofoil with Two Parallel Side-Walls

By

Yoshimichi TANIDA and Yoshio SAITO

**Abstract:** The aerodynamic characteristics of an isolated swept-back aerofoil which spans between two parallel side-walls were examined experimentally, by measuring the distributions of static pressure over the aerofoil and by visualizing the flow pattern on its surfaces. The experiment was carried out for the cases in which the aspect ratio of the aerofoil is 1, 2, 3 and the angle of sweep is  $0^\circ$ ,  $30^\circ$ ,  $45^\circ$  respectively. The profile of the aerofoil is NACA 65-810 in the streamwise section, and the Reynolds number in the test is kept constant  $1.7 \times 10^5$ .

The results obtained are summarized as follows;

(1) In the range of small angle of attack, the spanwise variation of the pressure distributions on the aerofoil is remarkable for smaller aspect ratio and for larger sweep angle, but the local lift is almost constant over the whole span. The local and total lifts are nearly independent of the aspect ratio.

(2) As the angle of attack increases, the stalled portion due to the leading edge separation spreads from the downstream side of the swept aerofoil to the upstream. Particularly when the aspect ratio and the angle of sweep are both large, so-called part-span vortex is observed crossing diagonally over the aerofoil. The total lift changes gradually against the change of the angle of attack, although the local lift tends to increase abruptly just before falling into stall.

### 概 要

航空原動機の軸流圧縮機、タービンにおける後退翼列の空力的特性を基礎的に調べることを目的として、平行側壁をもつ流路におかれた単独後退翼に対して実験を行なった。本実験においては、主流方向に同一の翼断面形状 (NACA 65-810, 翼弦長: 60 mm) をもつ翼を用いて、それぞれ三種類のアスペクト比 ( $AR=1, 2, 3$ ) および後退角 ( $\phi=0^\circ, 30^\circ, 45^\circ$ ) の場合において、翼面圧力分布を測定し、また油膜法により翼面上のフロー・パターンを観察した。その結果を要約すると次の通りである。

まず迎角が小さい場合には、翼面圧力分布の翼幅方向の変化は、 $AR$  が小さく  $\phi$  が大

きいほど大きい、局所揚力の翼幅方向の変化は小さい。また局所揚力および翼全体の揚力は、 $\phi$  が大きいほどその大きさおよび揚力こう配が低下するが、 $AR$  にはほとんど無関係である。

迎角を増してゆくと、下流側の翼部分から失速し始め、迎角の増加とともに失速が上流側翼部分に進行する。特に  $AR$ ,  $\phi$  がいずれも大きい場合には、翼背面を斜めに横切る part-span 渦が生じるようになる。このとき、局所揚力は、迎角の増加によって失速する直前に、大きな正の揚力こう配をもって増大するようになり、それは  $AR$ ,  $\phi$  が大きい場合ほど著しい。これに対し翼全体の揚力はゆるやかに変化し、局所揚力特性や二次元揚力特性に見られる失速による急激な変化は見られない。

### 1. ま え が き

航空用ガスタービン・エンジンの高性能化ともなっており、その軸流圧縮機およびタービンを通過する流れは著しい三次元性をもつことが多い。たとえば軸流圧縮機においては、流路を形成する内外壁面は円錐形状をなしており、流れは大きな半径方向成分をもって流れることが多い。特に、ボス比の小さい前方段においてそれが顕著であって、その結果翼列は流れに対してかなり大きな後退角をもって作動することになる。一方、近年において航空原動機の騒音を低減することが強く要望されており、種々の対策が試みられているが、圧縮機騒音の主要原因の一つである翼列間の相互干渉を小さくするために、第1段動翼列に対して入口静翼を傾斜させることも考えられている[1]。この場合も、圧縮機軸方向に傾斜した翼列翼は流れに対して後退角をもつことになる。

航空機の後退翼に関しては古くから研究が行なわれており、その特性は理論的にも実験的にも明らかにされている[2]。これに対して軸流圧縮機およびタービンにおける後退翼(列)は、翼両端に側壁を持つのが特徴であって、有限幅の後退翼とは異なった空力的特性を持つと考えられるが、今日までに二、三の研究がなされているに過ぎない。すなわち、村井ら[3]は非圧縮性流れの中に置かれた単独後退翼において、また Stark [4] は亜音速の圧縮性流れの中の翼列において、それぞれ実験的研究を行なっているが、いずれも翼のアスペクト比が一定の場合のみを取扱っている。一方、理論的研究としては、Yeh [5] の揚力線理論によるものがあるに過ぎないようである。

以上に述べたように、航空原動機における後退翼(列)の空気力学的特性はいまだに十分に明らかにされていないが、原動機の信頼性安全性および騒音低減の観点から、今後解明されるべき課題の一つであると考えられる。

そこで本研究は、後退翼列の空力的特性を基礎的に調べることを目的として、平行側壁をもつ流路に置かれた単独後退翼に対して実験を行なった。本実験においては、主流方向に同一の翼断面形状をもつ後退角の異なる三種類の翼を用いて、三種のアスペクト比の場合において、翼面静圧分布を測定し、また油膜法により翼面上の流れを観察した。

### 2. 実験装置および実験方法

実験に使用した風洞は吹出式の二次元翼列風洞(吹出口寸法:幅 180 mm, 高さ 400 mm)。

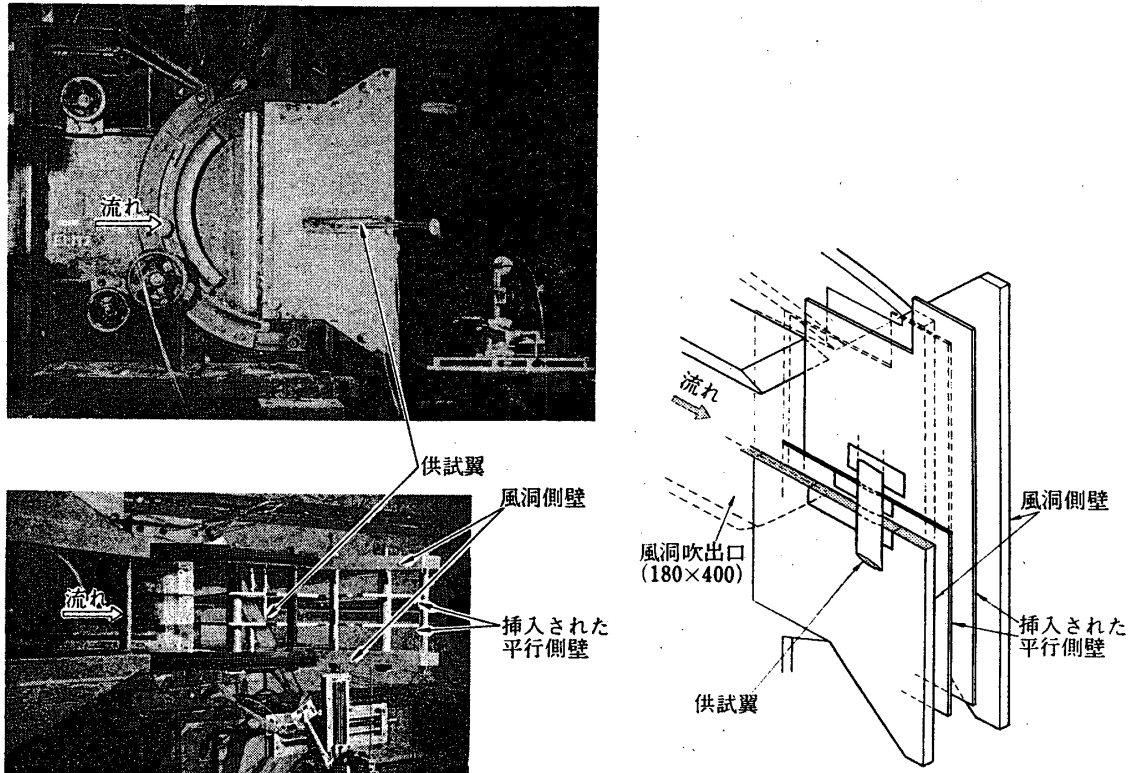


図1 実験装置

最大風速 約100m/s) を改造したもので、それに供試翼を取付けた状態を図1に示す。図に見るように、供試翼は平行側壁を貫通して取付けられ、翼幅方向に自由に移動させることができる。流路を構成する平行側壁は、翼のアスペクト比 ( $AR = \text{流路幅} / \text{主流方向に測った翼弦長}$ ) が  $AR=3$  の場合には風洞の側壁をそのまま翼端の平行側壁として使用するが、 $AR=1$  および  $2$  の場合には風洞流路内に翼形孔を有する平行平板を二枚挿入して平行側壁とする (図2参照)。なお翼取付位置における流れの上下端は自由境界となっており、翼の迎角は風洞側壁を回転することにより与えられる。

供試翼は、図2に示すように、主流方向の断面において常に同一の翼形 (NACA 65-810. 翼弦長: 60mm) をもち、後退角  $\phi=0^\circ, 30^\circ, 45^\circ$  の三種類である。翼は、上下面にそれぞれ主流方向に一直線に並んだ静圧測定孔 (直径 0.5mm. 静圧孔位置は図2参照) を有しており、翼内部を通る内径 0.5mm の銅管を介して多管式マンオメータに連結され、翼面静圧分布が測定される。

本実験においては、翼面静圧分布の測定とあわせて油膜法による翼面のフロー・パターンの観察も行なったが、それはあらかじめ黒ラッカーで塗布された翼面に酸化チタン (白色)、オレイン酸および軽油の混合物を薄く塗布し、数分間風を流したあとに写真撮影することにより行なった [6]。

実験条件をまとめると表1の通りであり、また供試翼の二次元翼としての揚力係数および

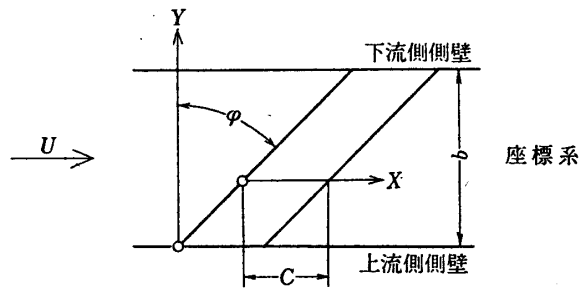
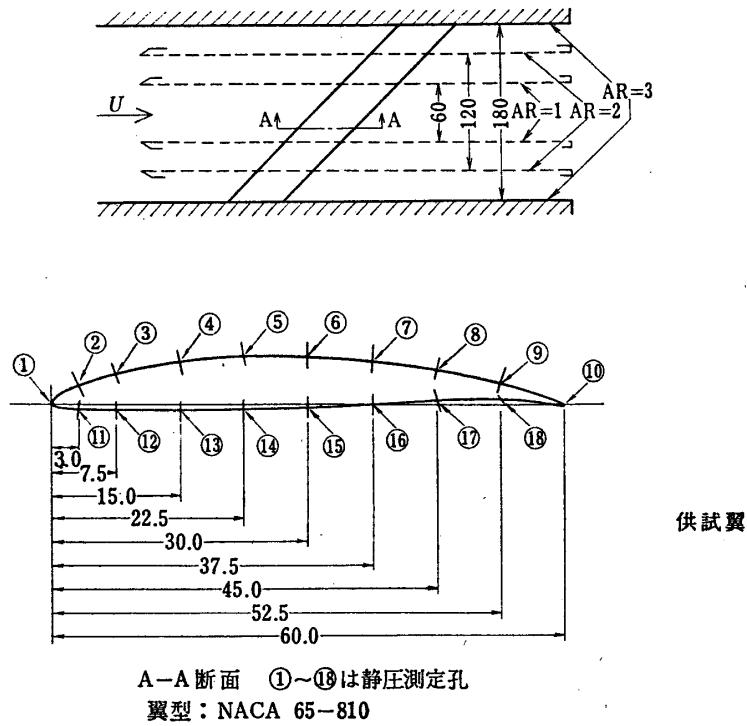


図 2 供 試 翼

形状抗力係数の迎角に対する変化を図 3 に示しておく。

### 3. 実験結果および考察

各種実験条件の下で、翼弦方向および翼幅方向の各位置（無次元化して  $X/C$  および  $Y/b$  で表わす。図 2 参照）において翼面静圧が測定されるが、それを次のように無次元化する。すなわち圧力係数は

$$C_p = \frac{p - p_a}{\frac{1}{2} \rho U^2}$$

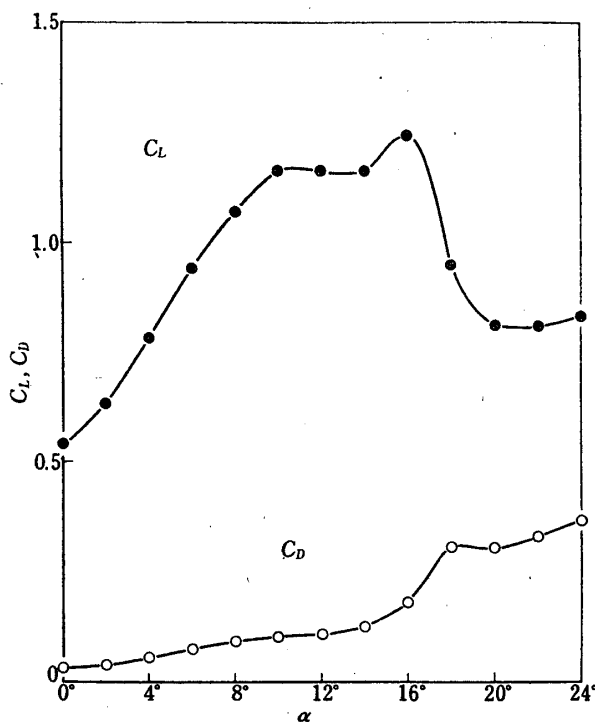


図 3 二次元翼の空力的特性 ( $AR=3, \varphi=0^\circ$ )

表 1 実験条件

風速: $U$	40 m/sec
レイノルズ数: $R_e = \frac{UC}{\nu}$	$1.7 \times 10^5$
翼型	NACA 65-810
弦長: $C$	60 mm
アスペクト比: $AR = \frac{b}{C}$	1, 2, 3
後退角: $\varphi$	$0^\circ, 30^\circ, 45^\circ$
迎角: $\alpha$	$0^\circ \sim 24^\circ$

ここで、 $p$ : 静圧,  $p_a$ : 規準圧 (大気圧),  $\rho$ : 空気密度,  $U$ : 流速

翼面静圧分布より, 任意の翼幅方向位置における局所揚力係数および翼全体の揚力係数は次式により与えられる.

$$\text{局所揚力係数: } C_l = \frac{1}{C} \oint C_p \cos \tau dS$$

$$\text{揚力係数: } C_L = \frac{1}{b} \int_0^b C_l dY$$

ここで,  $\oint dS$ : 翼面に沿っての積分,  $\tau$ : 翼面面素  $dS$  と主流方向とのなす角.

局所形状抗力係数および翼全体の形状抗力係数も同様に与えられるが, 計算精度が十分でないので図3にその一部を示すにとどめる.

### 3.1 翼面静圧分布

(a) 後退角のない場合 図4に  $\varphi=0$  の場合の翼面圧力分布を迎角  $\alpha$  に対して示す. この場合は, 翼特性は側壁境界層部分を除けば翼幅方向にほとんど変化せず, またアスペクト比  $AR$  によっても大きな差異が認められないので, 最も二次元的と考えられる  $AR=3$  の翼の中央断面における圧力分布のみを示し, それを他の場合を考察する上での基準とした.

図4に示すように, 翼背面の圧力分布は  $\alpha=16^\circ$  と  $18^\circ$  の間で著しく変化しており,  $\alpha=18^\circ$  以上の迎角において背面側は翼面全体にわたって流れが剝離していることがわかる.

(b) 後退角のある場合  $\varphi=30^\circ$  および  $45^\circ$  の場合の翼面圧力分布を, それぞれ図5~7 および図8~10に示す. 図には, 翼幅方向位置  $Y/b=1/6, 3/6, 5/6$  (それぞれ上流側翼端から翼幅の  $1/6$ , 翼幅中央, 下流側翼端から翼幅の  $1/6$ ) における圧力分布を代表的に示してある. これらの結果を, 迎角の小さい場合と, 失速点 ( $\alpha=16^\circ$ ) 近くの迎角の大きい場合とに大別して考察してゆくことにする.

まず迎角が小さい場合には, いずれのアスペクト比および後退角においても, 翼面圧力分布は二次元翼の場合 (図4) に近似しているが, その翼幅方向の変化を見ると, 上流側翼断面 ( $Y/b$  が小) および下流側翼断面 ( $Y/b$  が大) において有効迎角がそれぞれ減少および増加していることがわかる. 翼面圧力分布の翼幅方向の変化は, アスペクト比が小さく後退角が大なるほど著しい.

迎角を増してゆくと, 有効迎角の大きい下流側の翼部分 ( $Y/b$  が大) から失速が始まり, 迎角の増加とともに, それは上流側翼部分に進行する様子が圧力分布の変化より明らかに見られる. 特にアスペクト比と後退角がいずれも大きい場合は, 図8 ( $AR=2, \varphi=45^\circ$ ) および図10 ( $AR=3, \varphi=45^\circ$ ) に見るように, 上流側翼部分では迎角が十分大きくなっても非失速状態に近い圧力分布をもち, また翼中央部では,  $\alpha=16^\circ$  において翼前縁近くに圧力が翼弦方向にほぼ一定の低圧部分が生じ, それが迎角の増加とともに後縁側に広がってゆく現象が見られる.

### 3.2 局所揚力

各アスペクト比および後退角に対して、翼幅方向の局所揚力分布を図11に、 $Y/b=1/6, 2/6, \dots, 5/6$ における局所揚力—迎角特性を図12に示す。

これらの結果を見れば、迎角が小さい場合には、後退角が大きいほど局所揚力の大きさおよび迎角に対する勾配は小さく、また有効迎角の変化に応じて  $Y/b$  が大きい（下流側）ほど局所揚力が大きくなる傾向があるが、その翼幅方向の変化は比較的小さい。迎角が増してゆくと、上流側翼断面 ( $Y/b$  が小) においては局所揚力は増加を続けるが、下流側断面 ( $Y/b$  が大) においては揚力の増加が止って減少するようになり、その失速領域は迎角の増加とともに上流側翼部分 ( $Y/b$  が小) に広がる。したがって最大局所揚力を示す位置は迎角の増加とともに下流側より上流側に移動する。ここで注目すべきは、局所揚力が迎角の増加によって減少(失速)し始める直前に、著しい揚力勾配をもって増加して局所的にきわめて大きな値 (たとえば  $C_l > 1.5$ ) を取るようになる現象が見られることで、このとき上流側と下流側の翼断面における局所揚力の差は、 $AR=2, 3$  の場合で、 $\Delta C_l \approx 1.0$  にも達する。

以上述べた迎角に対する局所揚力の変化は、アスペクト比および後退角が大きいほど顕著であるが、下流側翼部分に現われる失速領域が広がる割合はアスペクト比および後退角が大きいほど迎角に対して遅くなっている。

### 3.3 揚力特性

前述の局所揚力を翼面全体にわたって積分して得た揚力特性を図13に示す。図を見ると、揚力—迎角特性は迎角の小さい範囲——後退角  $\varphi=30^\circ$  では  $\alpha < 8^\circ$ ,  $\varphi=45^\circ$  では  $\alpha < 12^\circ$  ——においては、ほとんどアスペクト比には関係なく後退角のみによってきまり、後退角が大きいほど揚力の大きさおよび揚力勾配は小さい。迎角が上記の値を越すと、揚力勾配はアスペクト比が小さいほど低下するようになるが、いずれの場合も二次元翼 ( $\varphi=0^\circ$ ) に見られるような失速による急激な揚力の低下は見られない。もちろん、この場合も、局所的には局所揚力特性は急激な揚力低下を示すことはすでに述べた通りである。また  $AR=\infty$  の場合は  $C_l/\cos^2\varphi$  で整理すれば、非失速迎角範囲においてはすべての後退角の翼の揚力特性を統一的に整理できるはずであるが、本実験では  $AR \neq \infty$  であり、かつ平行側壁をもつために上記の方法を適用することができなかった。

### 3.4 翼面フロー・パターン

前節までに各種アスペクト比および後退角をもつ翼面上の圧力分布とそれより得られる局所揚力分布および翼全体の揚力特性の測定結果について述べたが、それらを補足するために油膜法による翼面フロー・パターンの観察を行なった。油膜法で得られるフロー・パターンは翼面のごく近傍の流線を示しており、翼面境界層外の主流とはかなり隔りのあるものであるが、流れの剝離状態を知るためには有効であると考えられる。

翼腹面におけるフロー・パターンは、迎角、後退角等によって余り大きな差異がないので、以下においては翼背面上のフロー・パターンのみを示すことにし、 $\varphi=0^\circ$  の場合は  $AR=3$  のもののみを図14に、 $\varphi=30^\circ$  および  $45^\circ$  の場合は  $AR=1, 3$  の観察結果をそれぞれ図15~18に示す。なお  $\varphi=30^\circ, 45^\circ$  における  $AR=2$  の場合は、 $AR=3$  の状態に近いので省略した。

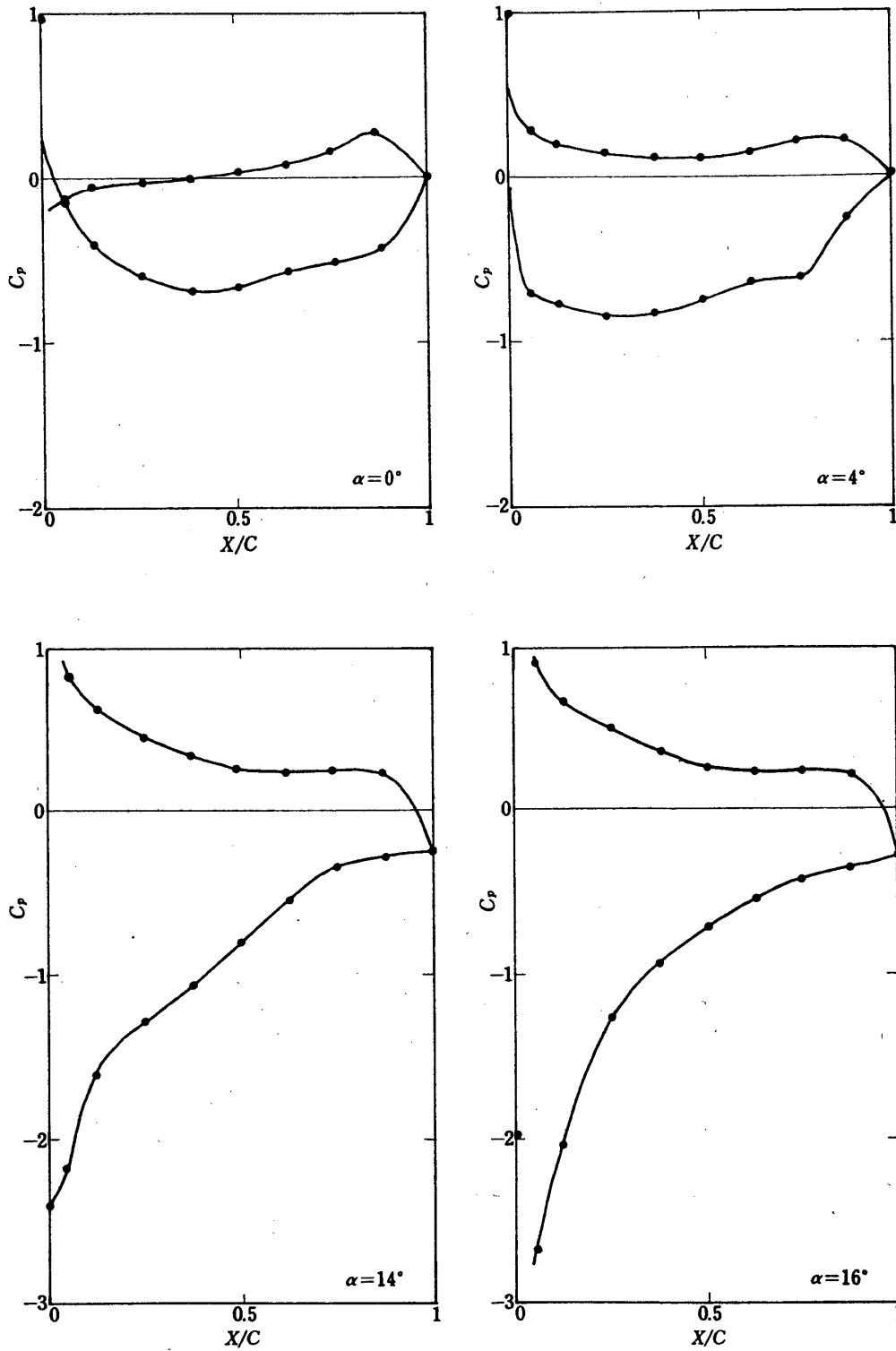


図4 翼面圧力分布 ( $\varphi=0^\circ$ )



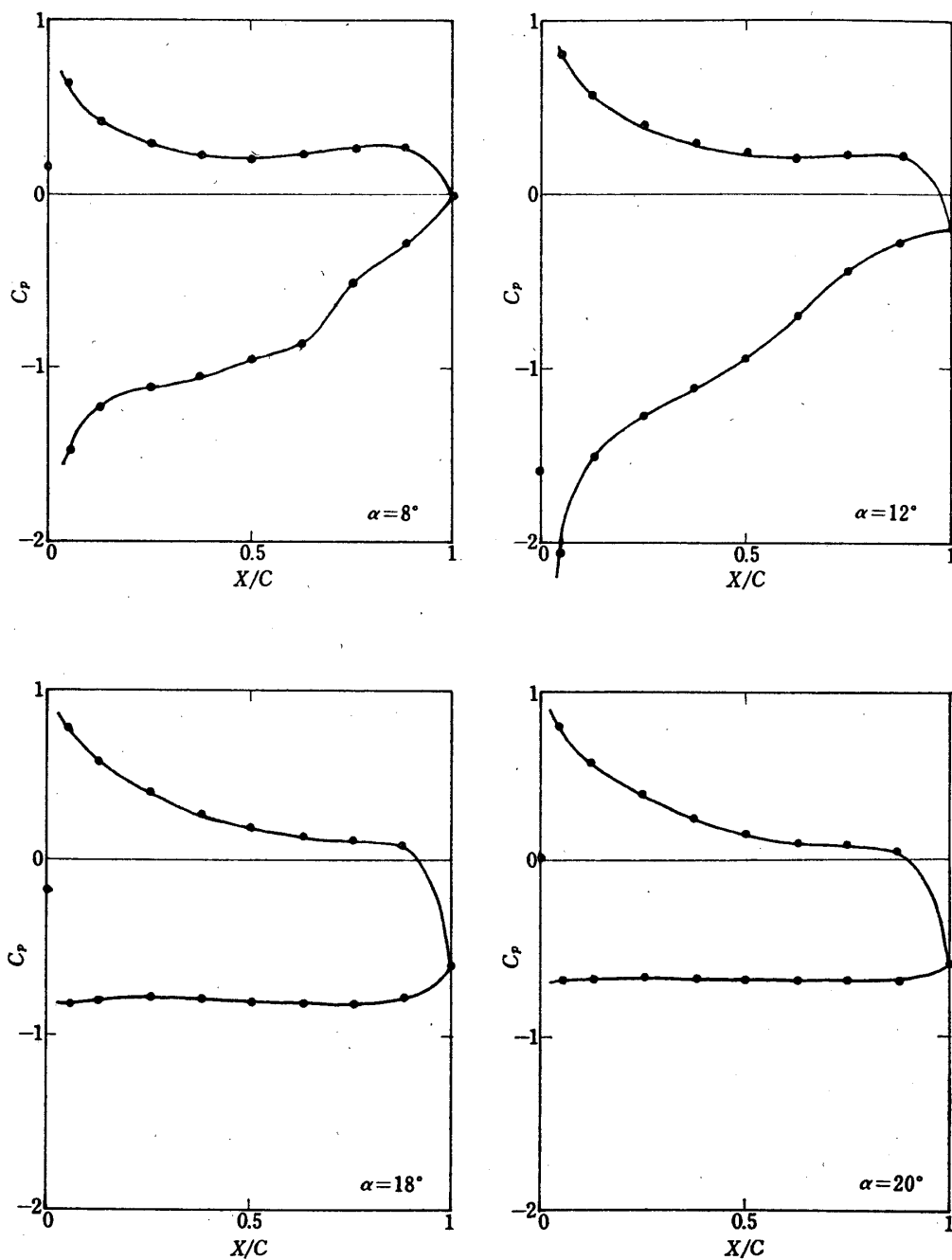


図 4 つづき

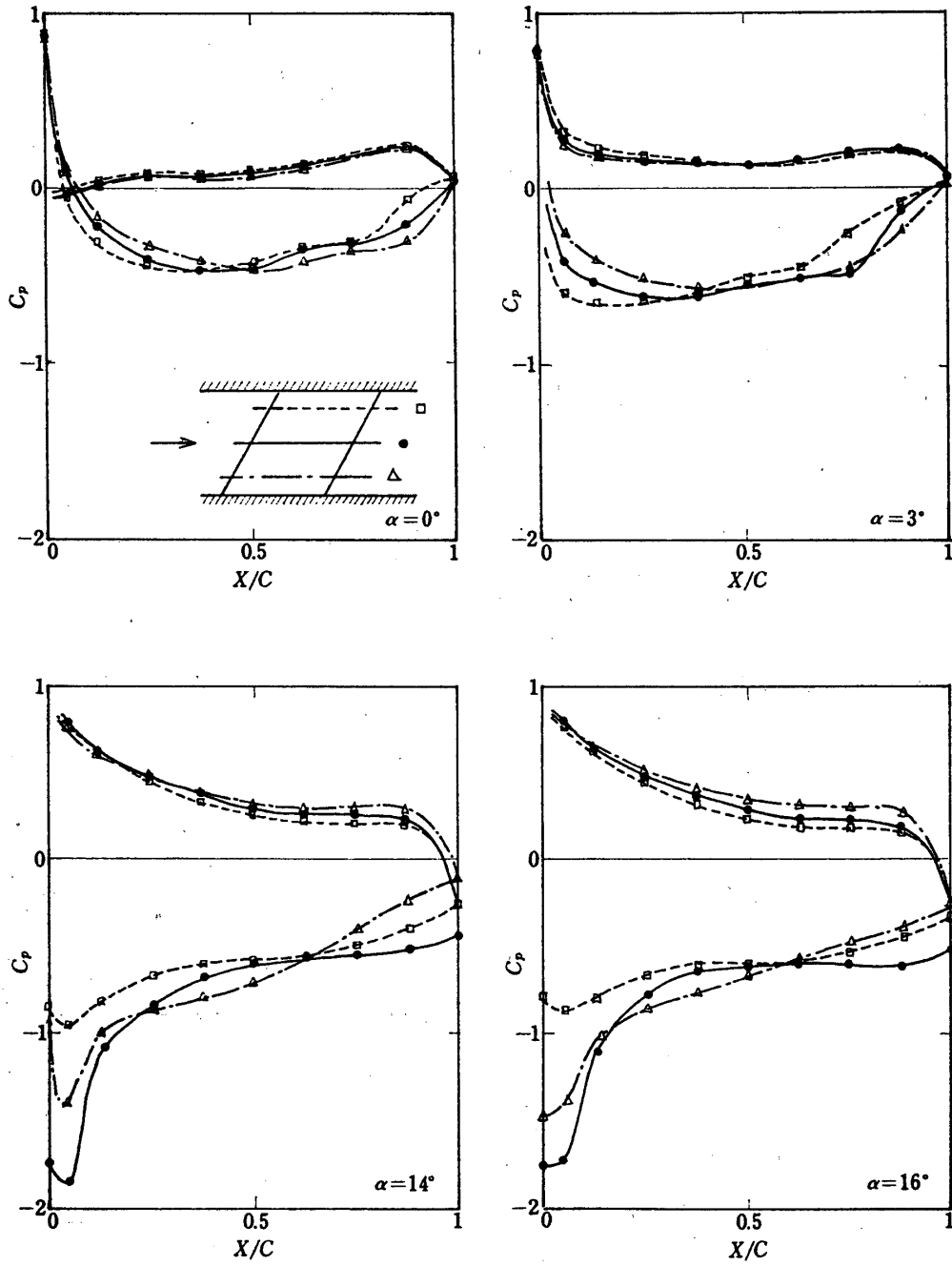


図 5 翼面圧力分布 ( $AR=1, \phi=30^\circ$ )

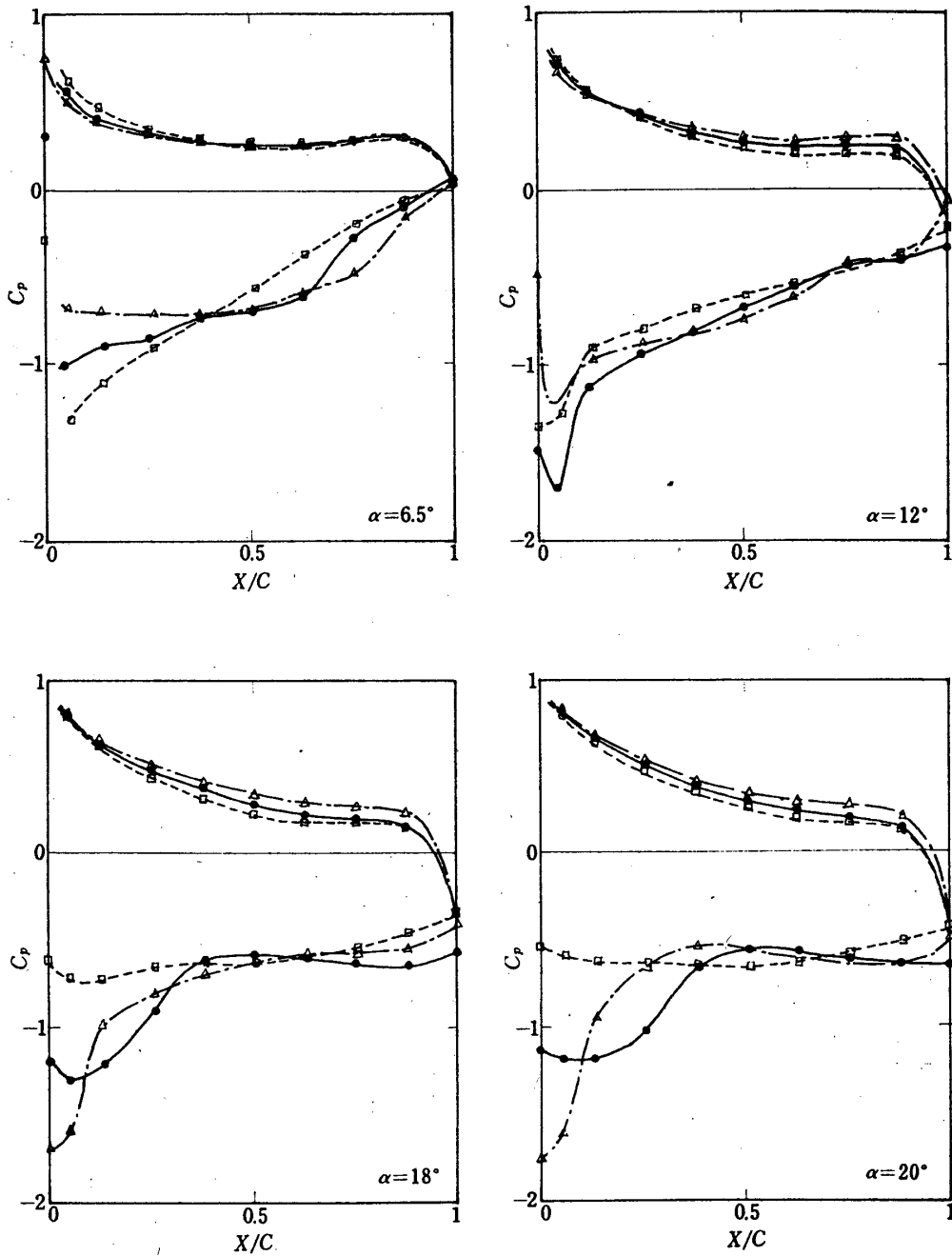


図 5 つづき

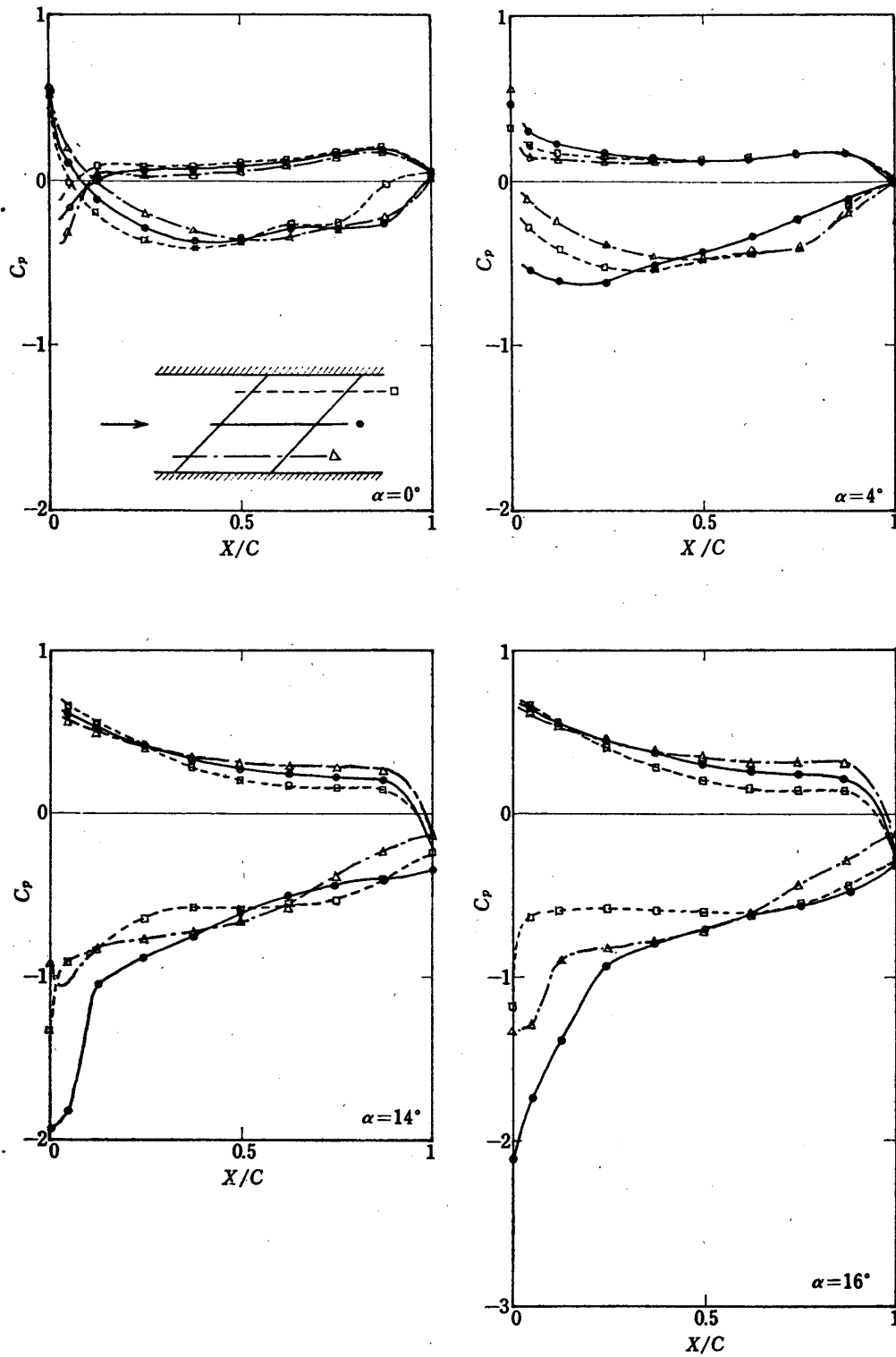


图 6 翼面压力分布 ( $AR=1, \phi=45^\circ$ )

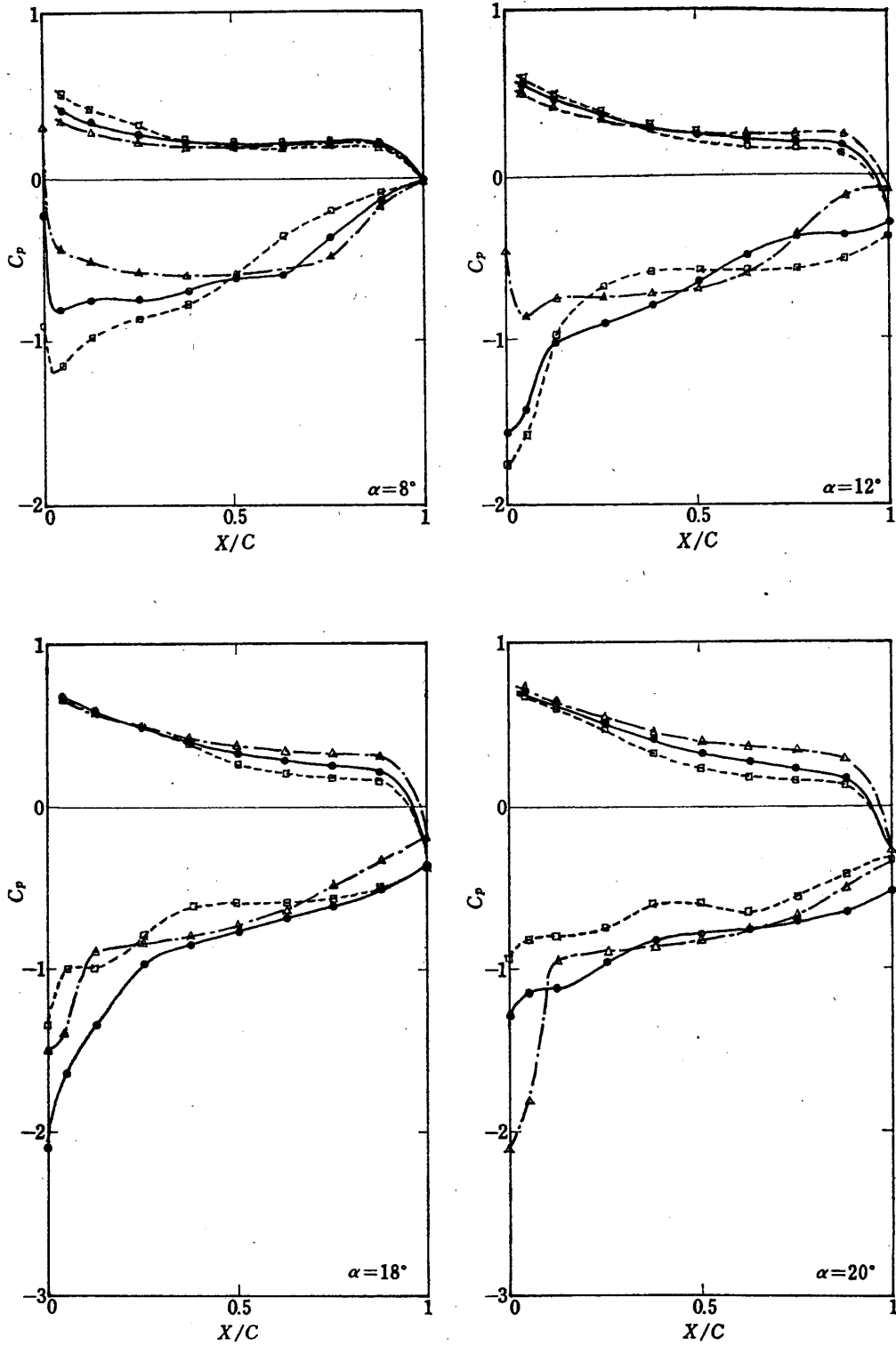


図 6 つづき

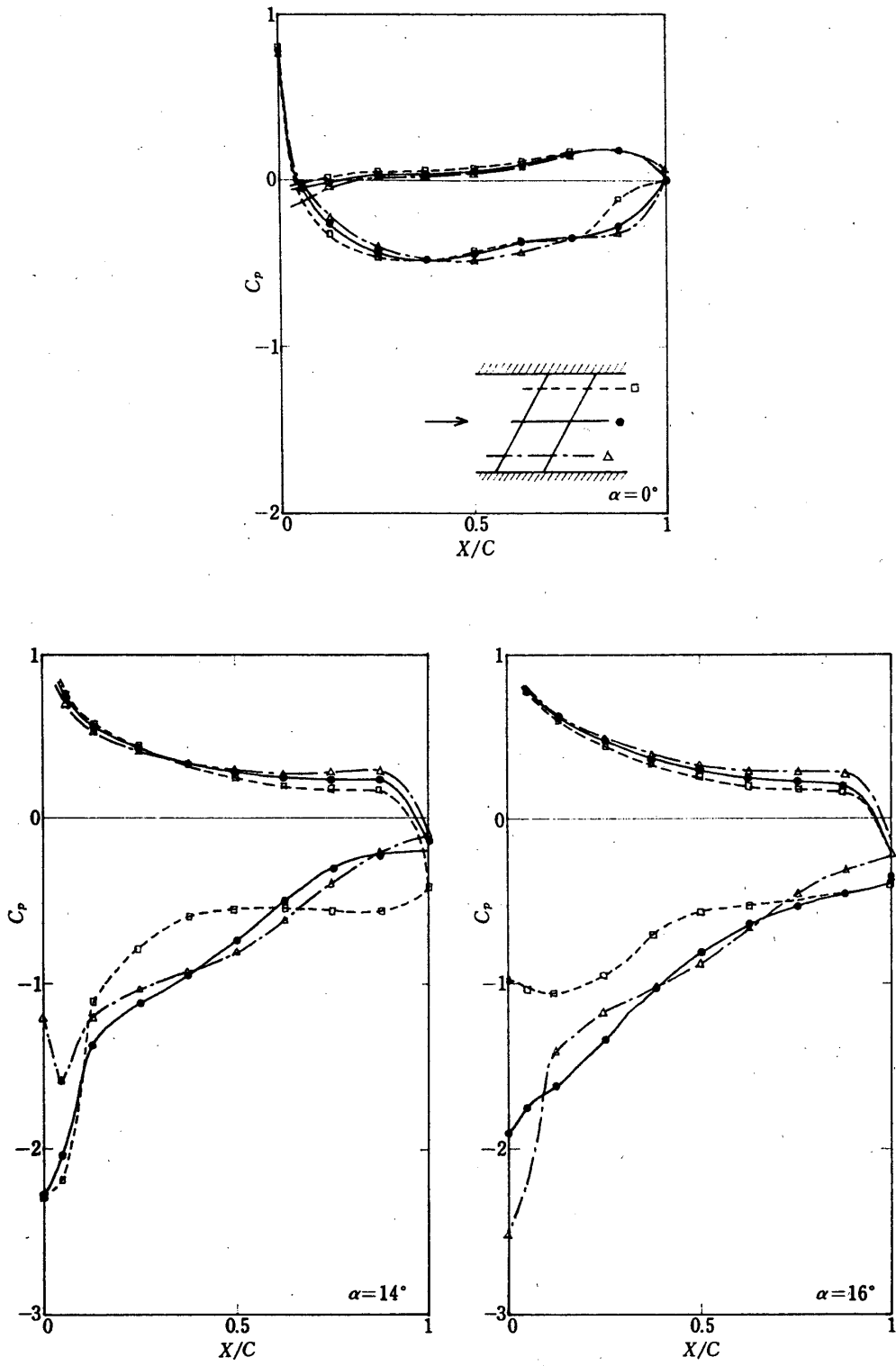


図 7 翼面圧力分布 ( $AR=2, \phi=30^\circ$ )

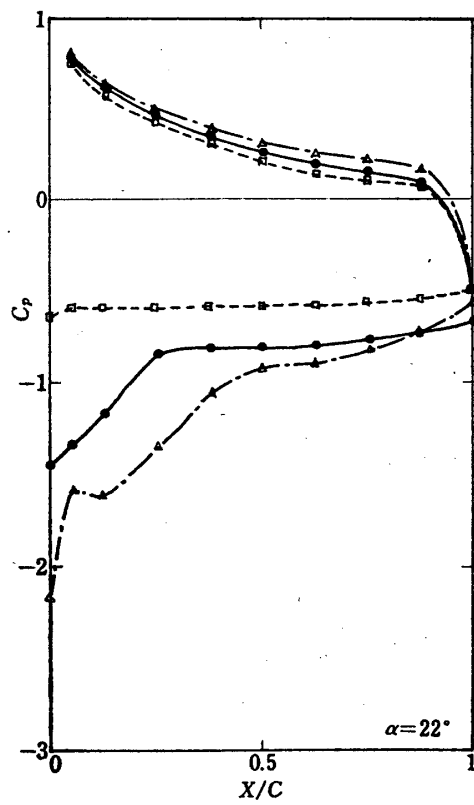
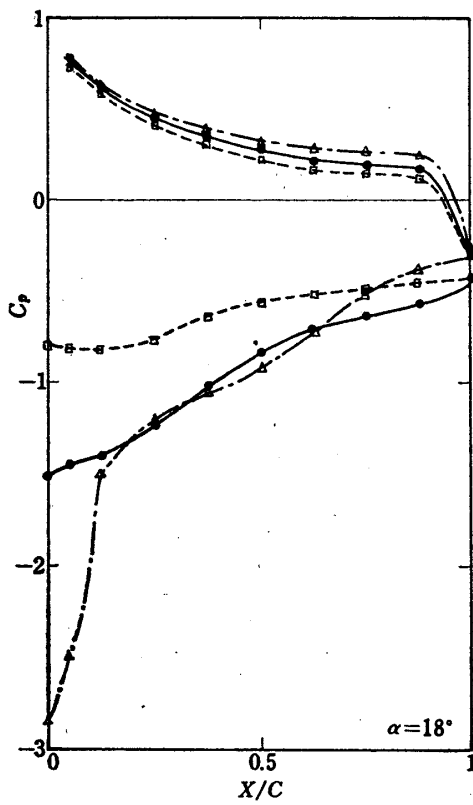
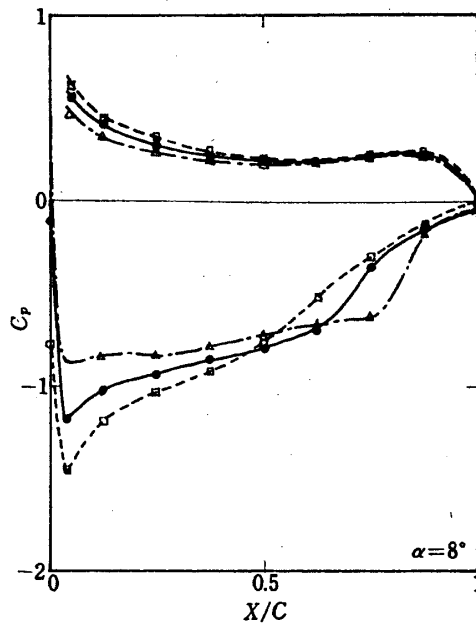


図 7 つづき

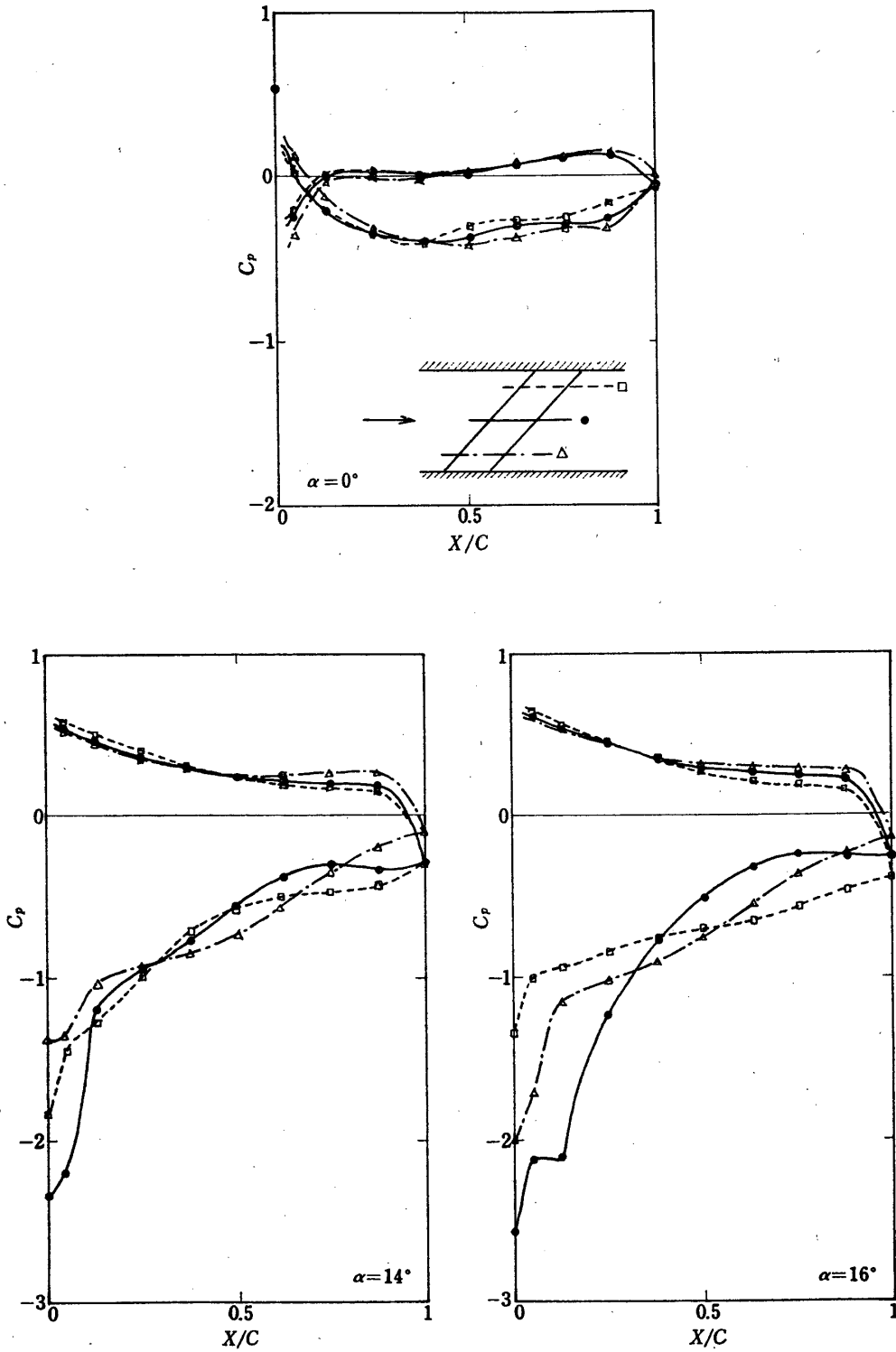


図 8 翼面圧力分布 ( $AR=2, \phi=45^\circ$ )



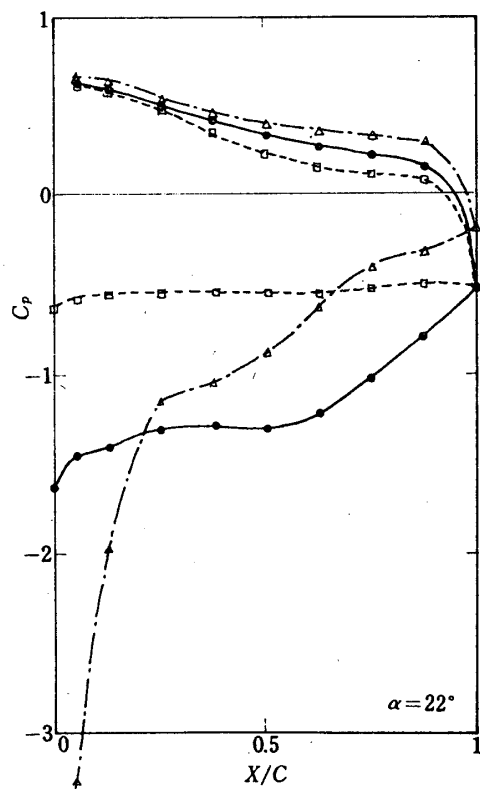
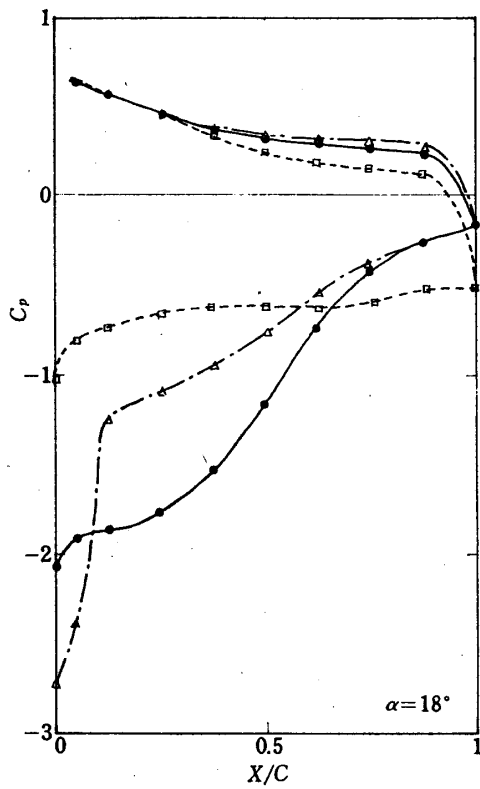
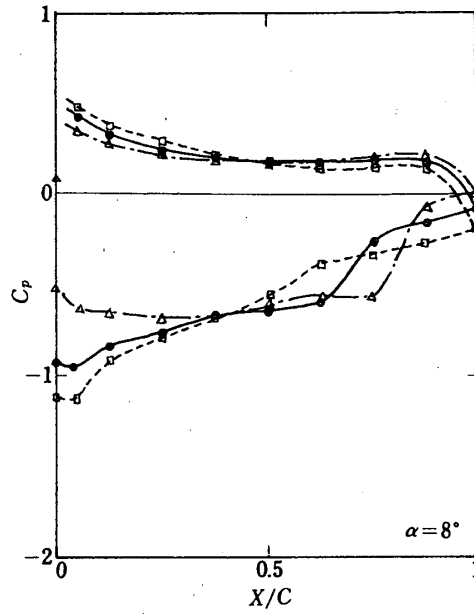


図8 つづき

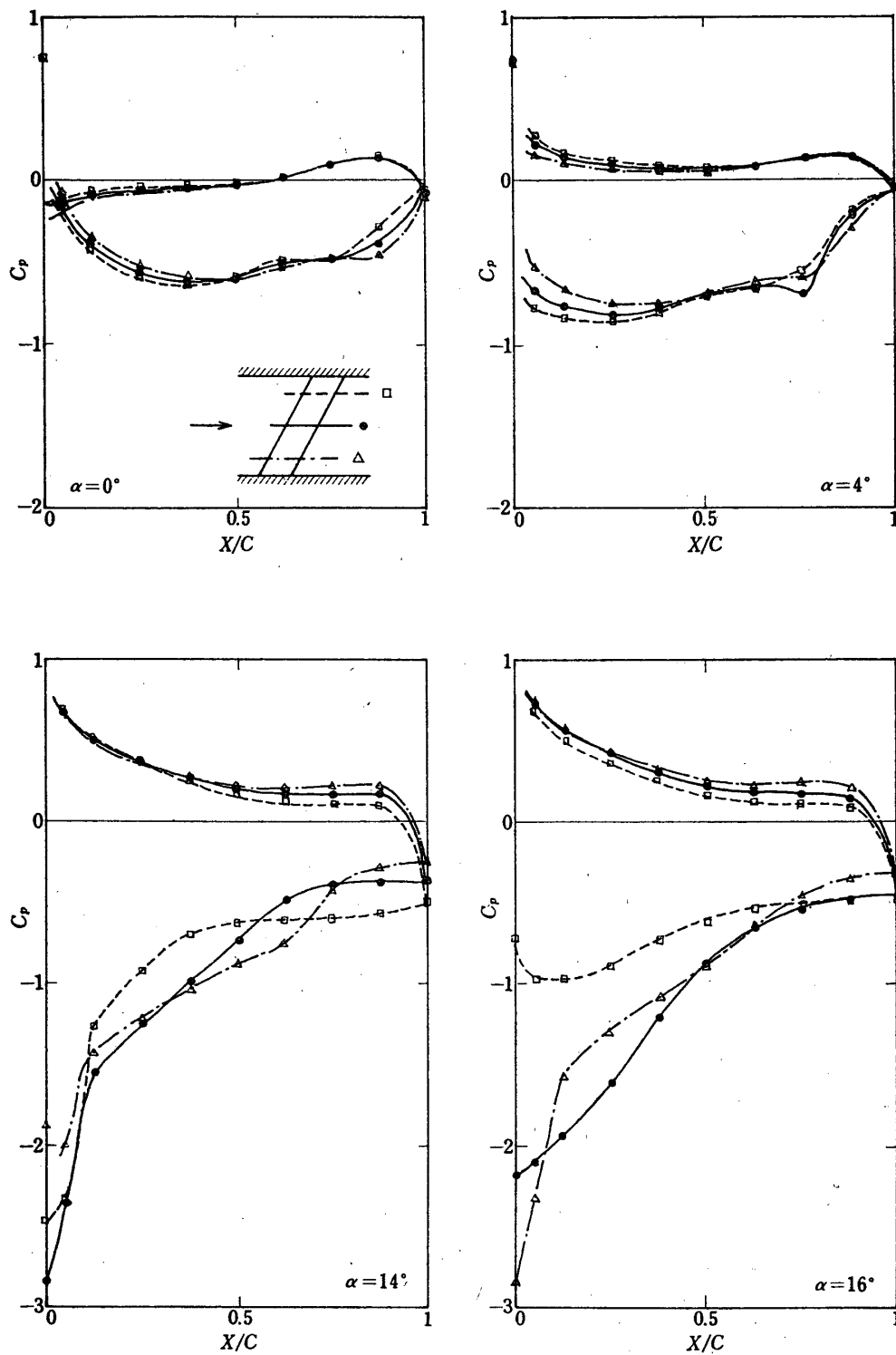


図9 翼面圧力分布 ( $AR=3, \varphi=30^\circ$ )

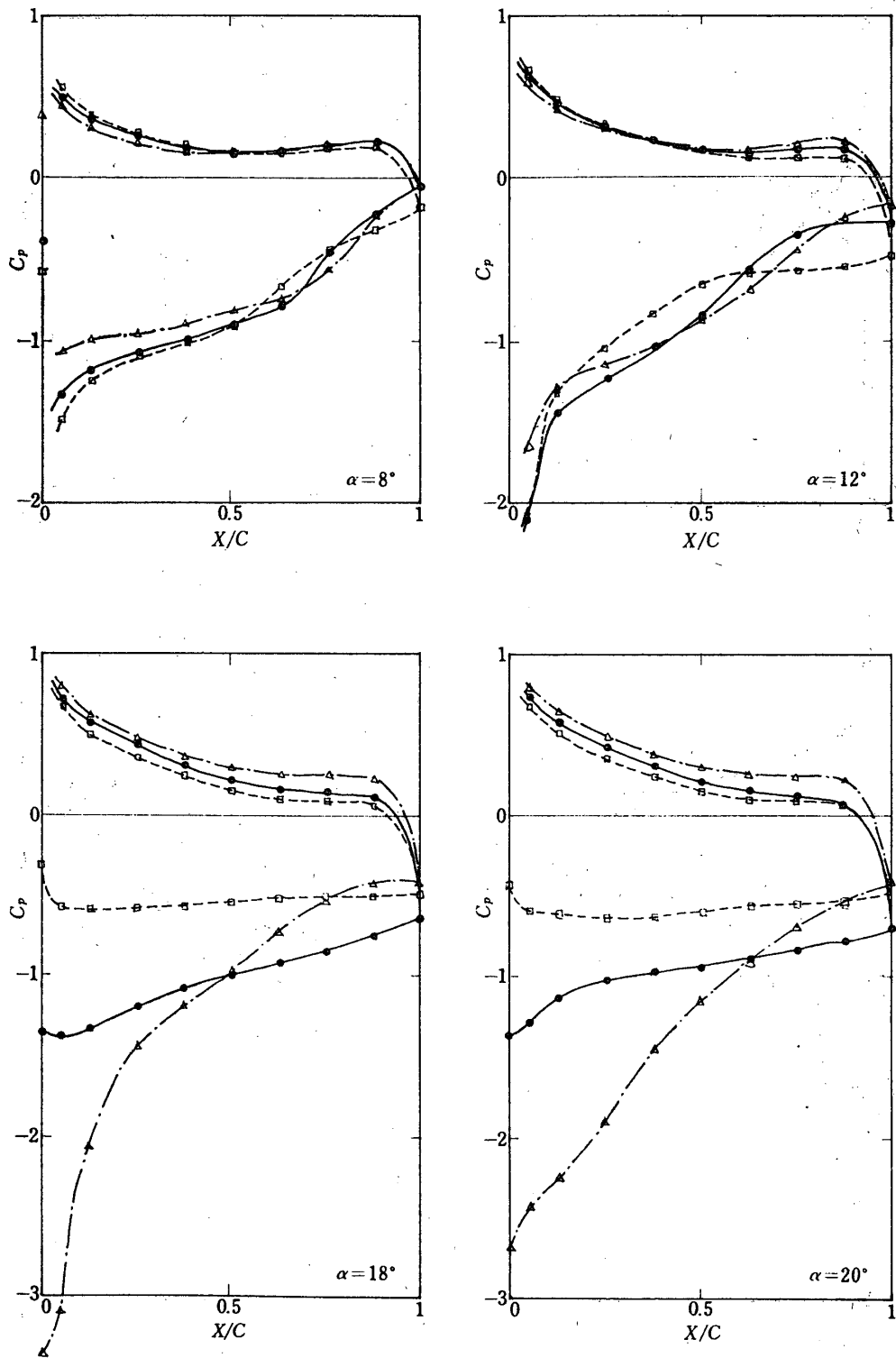


図9 つづき

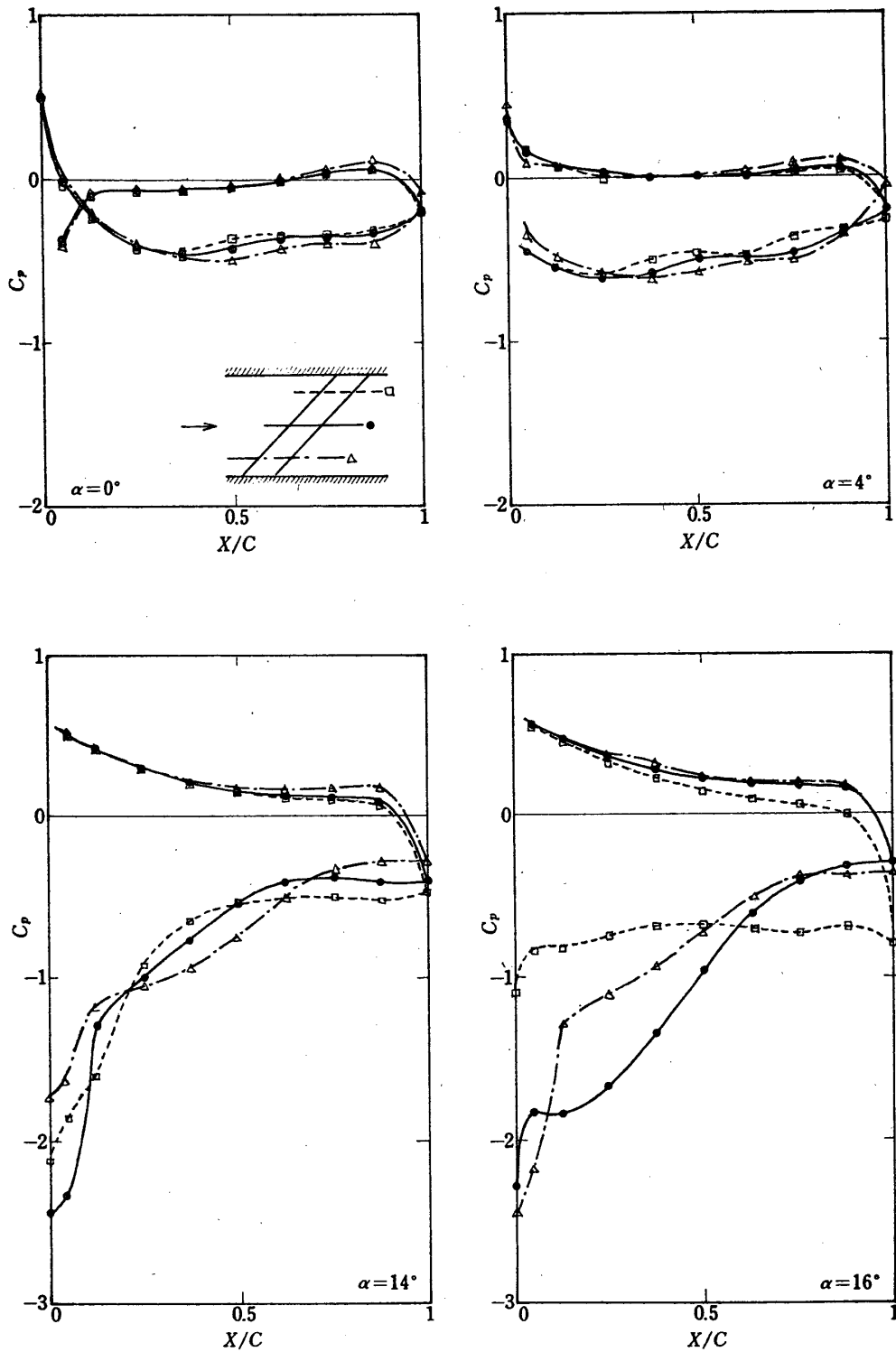


図 10 翼面圧力分布 ( $AR=3, \varphi=45^\circ$ )

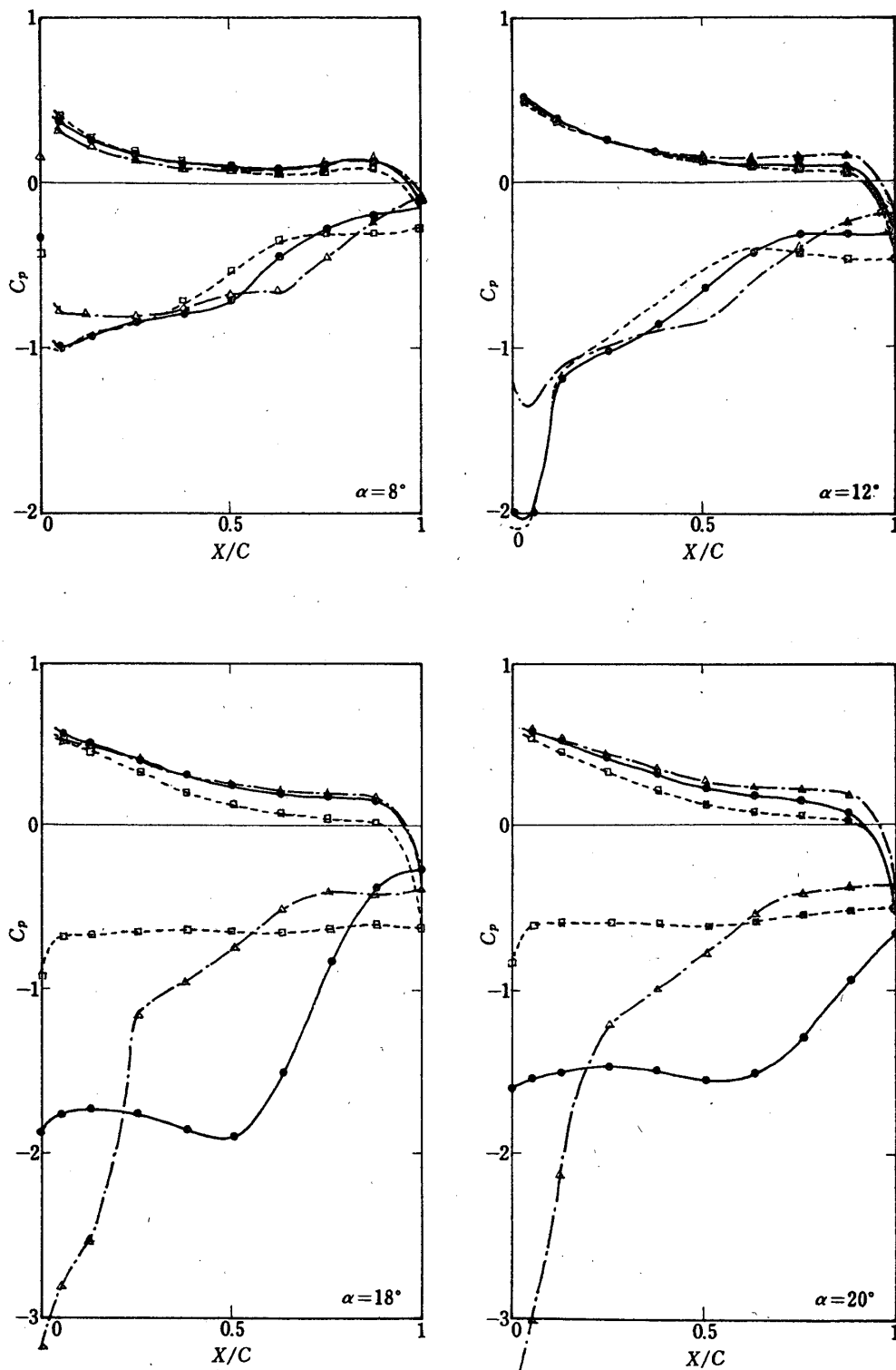


図 10. つづき

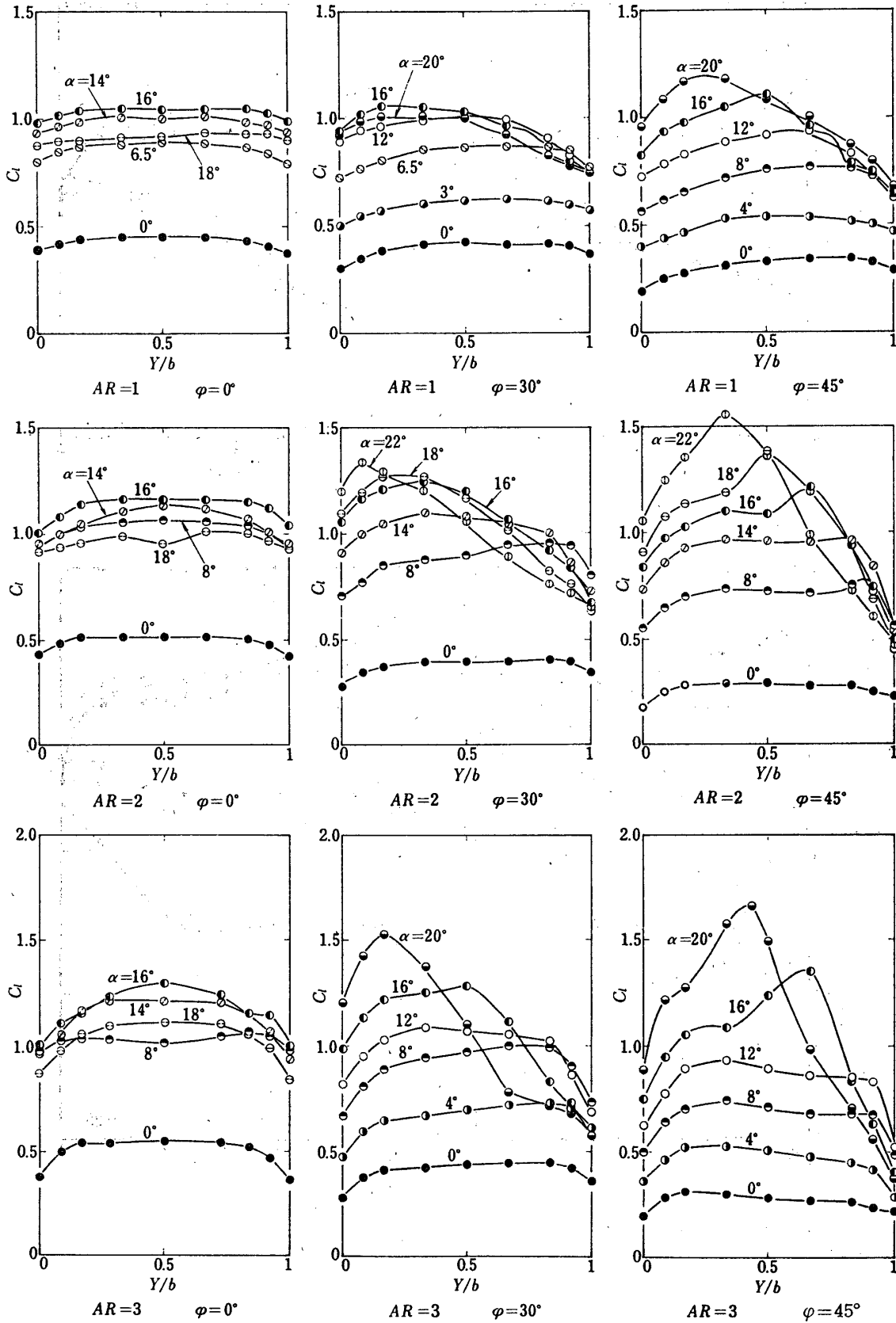


図 11 局所揚力分布

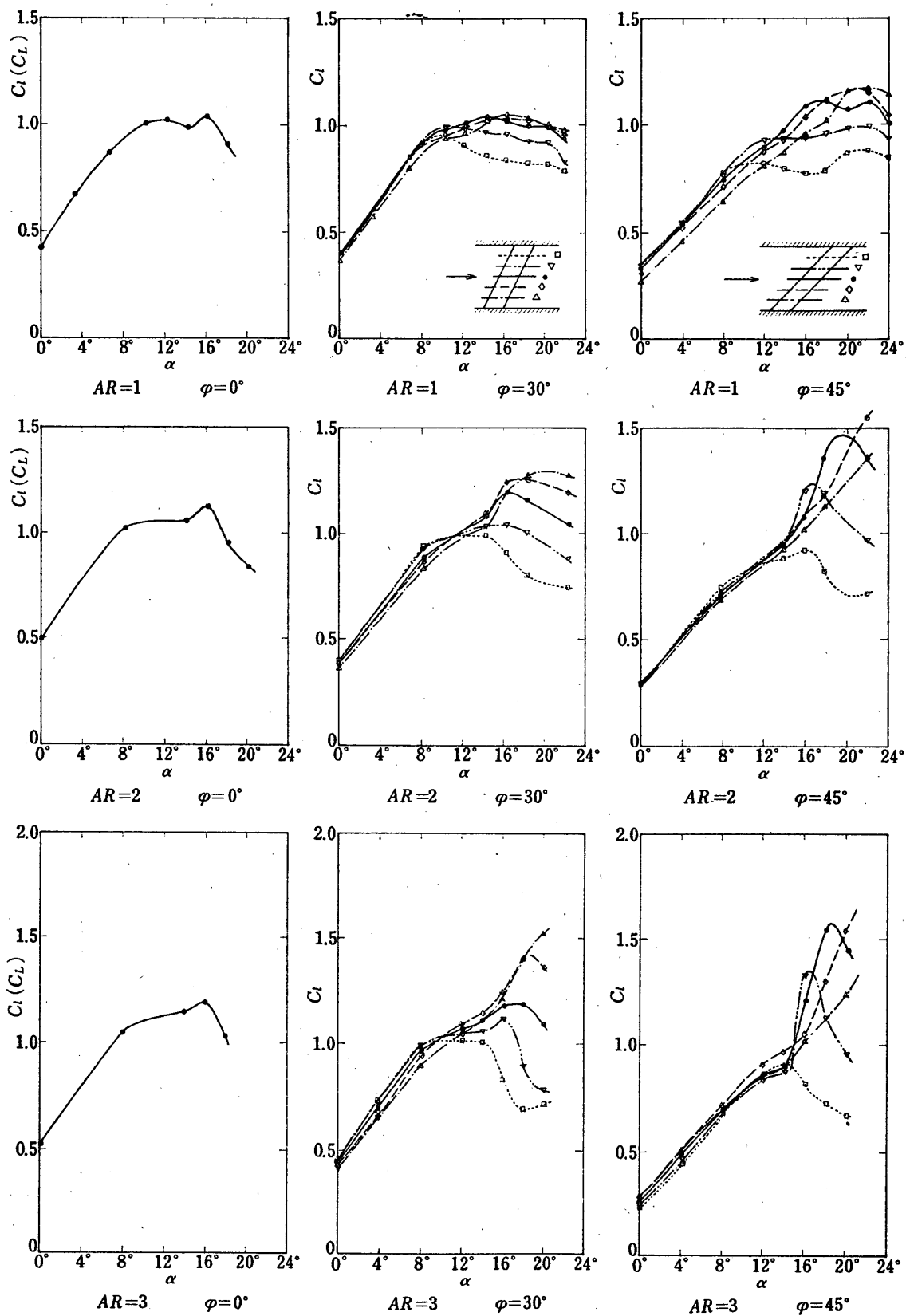


図 12 局所揚力特性

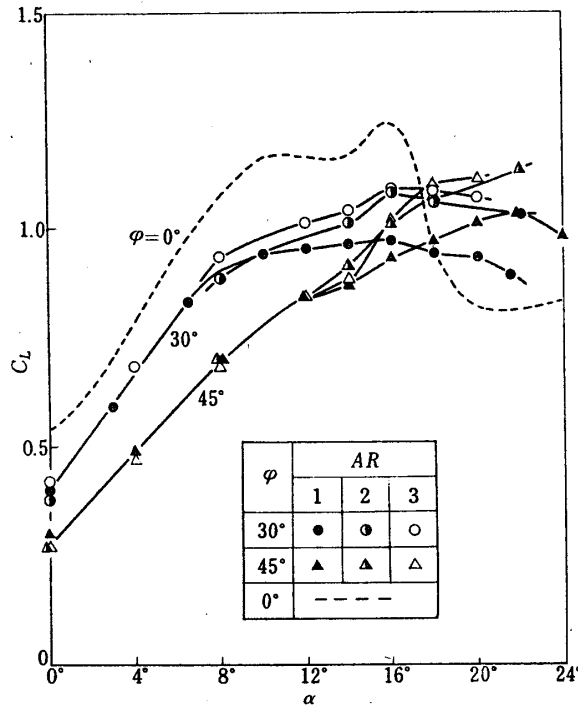


図 13 全揚力特性.

(a) 後退角のない場合 この場合は、図 14 に見るように、迎角が  $\alpha \leq 8^\circ$  では翼背面の  $1/2$  弦長線付近から後縁にかけて層流剥離が見られたが、その領域は迎角の増加とともに狭くなる。 $\alpha > 8^\circ$  では新たに後縁部に剥離が生じ迎角の増加とともに前縁側に広がってゆくが、同時に揚力の増加も鈍ってくるのが図によりわかる。さらに  $\alpha \geq 18^\circ$  においては、翼背面全体が剥離状態になっているのが観察され、その時揚力は著しく低下する。迎角が小さいときには、側壁に近い翼後縁部分に、側壁境界層との干渉による渦が発生しているが、 $\alpha \geq 16^\circ$  では流れの剥離によって逆向きの渦が生ずる。

(b) 後退角のある場合 アスペクト比、後退角のいずれも大きい場合 (図 18 の  $AR = 3$ ,  $\varphi = 45^\circ$ ) を除けば、ほぼ同様のフロー・パターンの変化が観察される。すなわち、図 15~17 を見れば、迎角が小さい場合には全翼幅にわたって後縁剥離の状態にあるが、ある迎角を越すと下流側翼部分は全面剥離、上流側は剥離より回復した状態になり、上流側翼部分から下流側翼部分にかけて強く回りこむ渦状の流れが生ずる。その結果、翼面上のフロー・パターンは渦あるいは渦殻状の模様をとっている。その渦領域の中心は、迎角が増して下流側翼部分の逆流領域が広がるとともに、図 19 に示すように上流側、前縁側に移動してゆく。ここで、 $AR = 3$ ,  $\varphi = 30^\circ$  の場合、 $\alpha = 14^\circ \sim 16^\circ$  において渦領域中心位置に大きな変化が見られるが、それはこの迎角範囲において流れの状態が大きく変化した結果であって (図 17), その時局所揚力特性は上流側翼部分で強い正の勾配をとり、下流側翼部分では強い負の勾配をとるようになる (図 12)。

一方  $AR = 3$ ,  $\varphi = 45^\circ$  の場合は、上述の場合とはやや異なった様相を示す。すなわち図



18 に示すように、 $\alpha \leq 14^\circ$  においては翼幅全体にわたって後縁剝離の状態であるが、 $\alpha = 14^\circ$  においては様相が一変し、上流側翼部分の前縁から下流側翼部分の後縁にかけて翼背面上を渦が横切って流れ去る現象が現れる (図 19 参照)。これは、航空機の後退翼における part-span 渦 [7][8] と同様なものであると考えられ、迎角の増加につれて上流側翼部分の方に移動する。part-span 渦の上流では、流れは前縁剝離しているが、これはすでに述べた翼面圧力分布の圧力一定の領域 (図 10) に対応している。またフロー・パターンと局所揚力特性 (図 12) とを比較して見ると、 $\alpha = 14^\circ$  を越えて後縁剝離から part-span 渦をもつ状態に変化するとともに、局所揚力特性は著しい正の勾配をもって増大するようになり、その勾配は part-span 渦で大きく覆われる下流側翼部分で著しく大きな値をとる。もちろん、下流

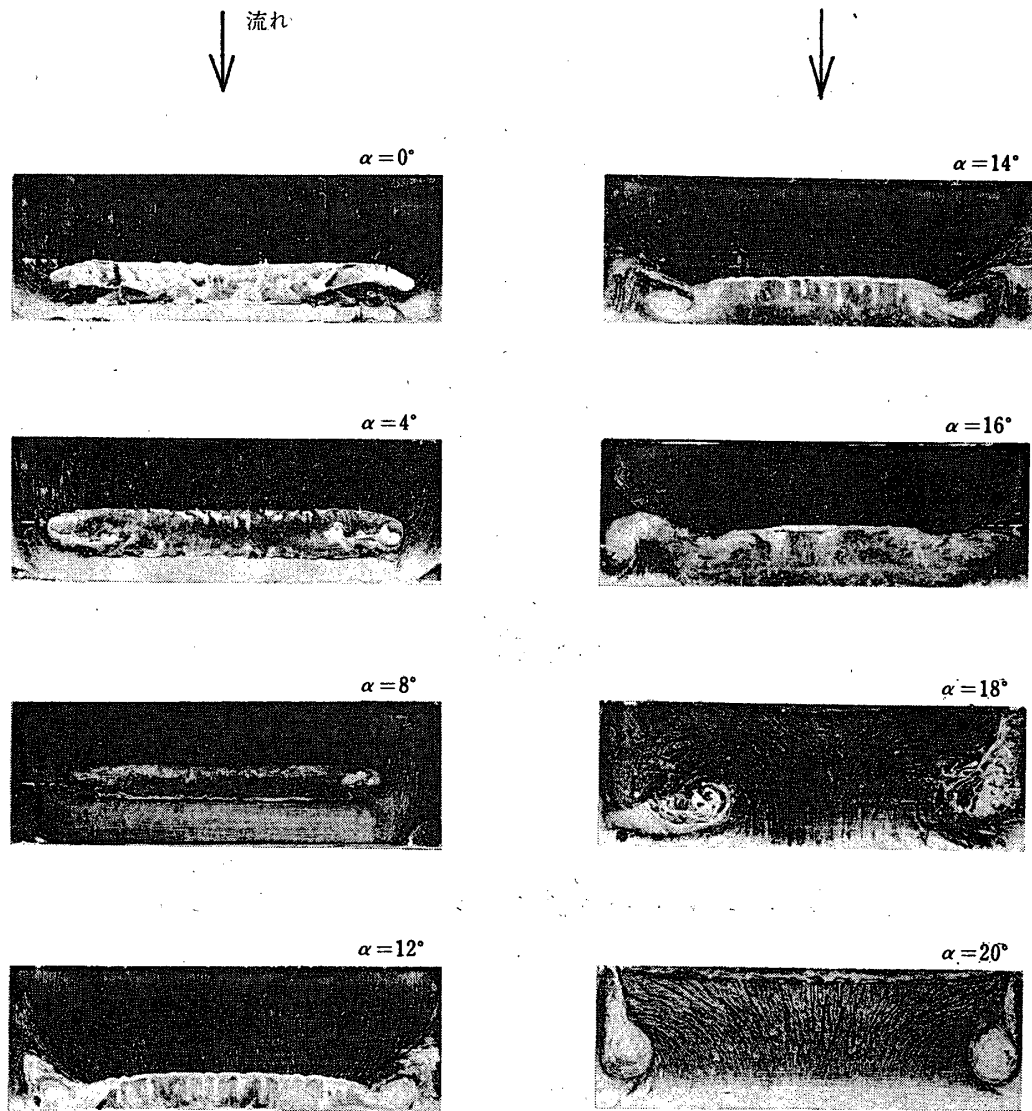


図 14 翼背面のフロー・パターン ( $AR=3$ ,  $\varphi=0^\circ$ )

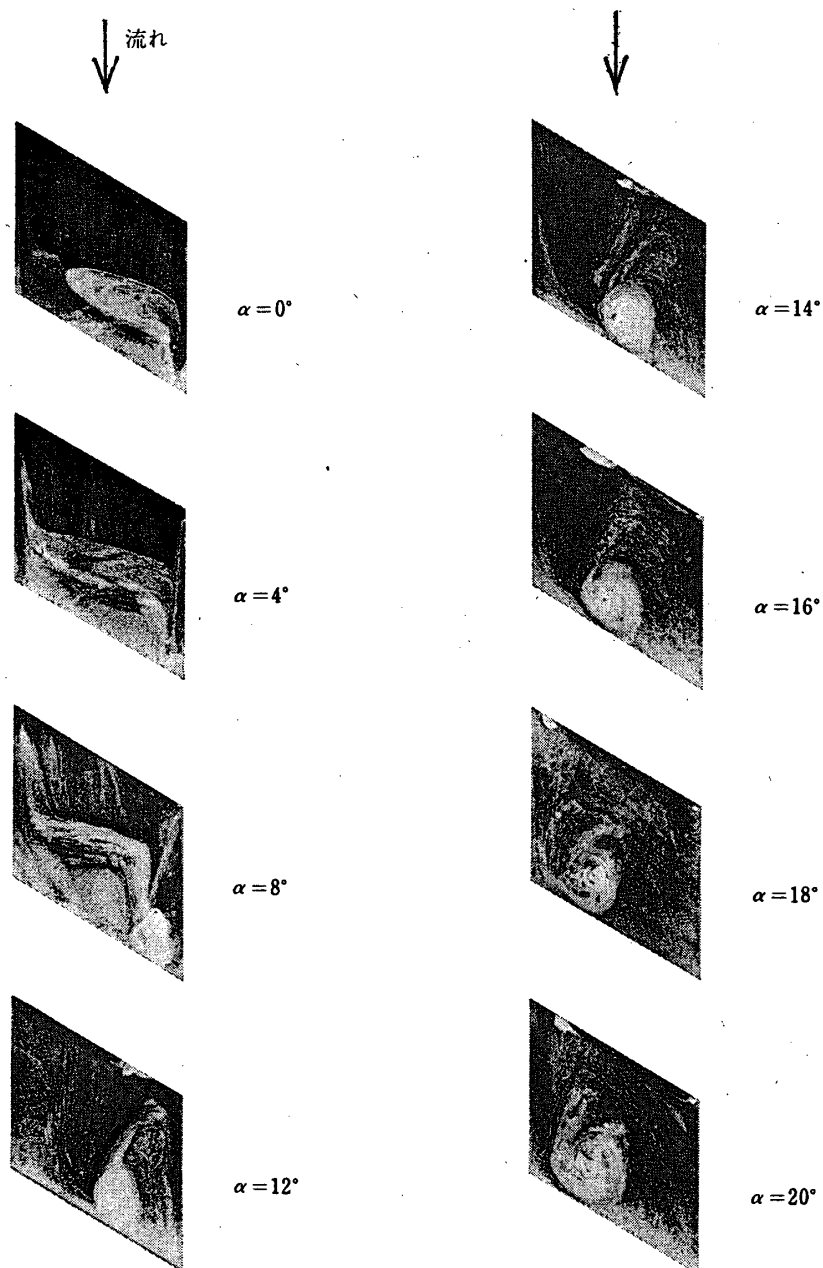


図 15 翼背面のフロー・パターン ( $AR=1$ ,  $\phi=30^\circ$ )

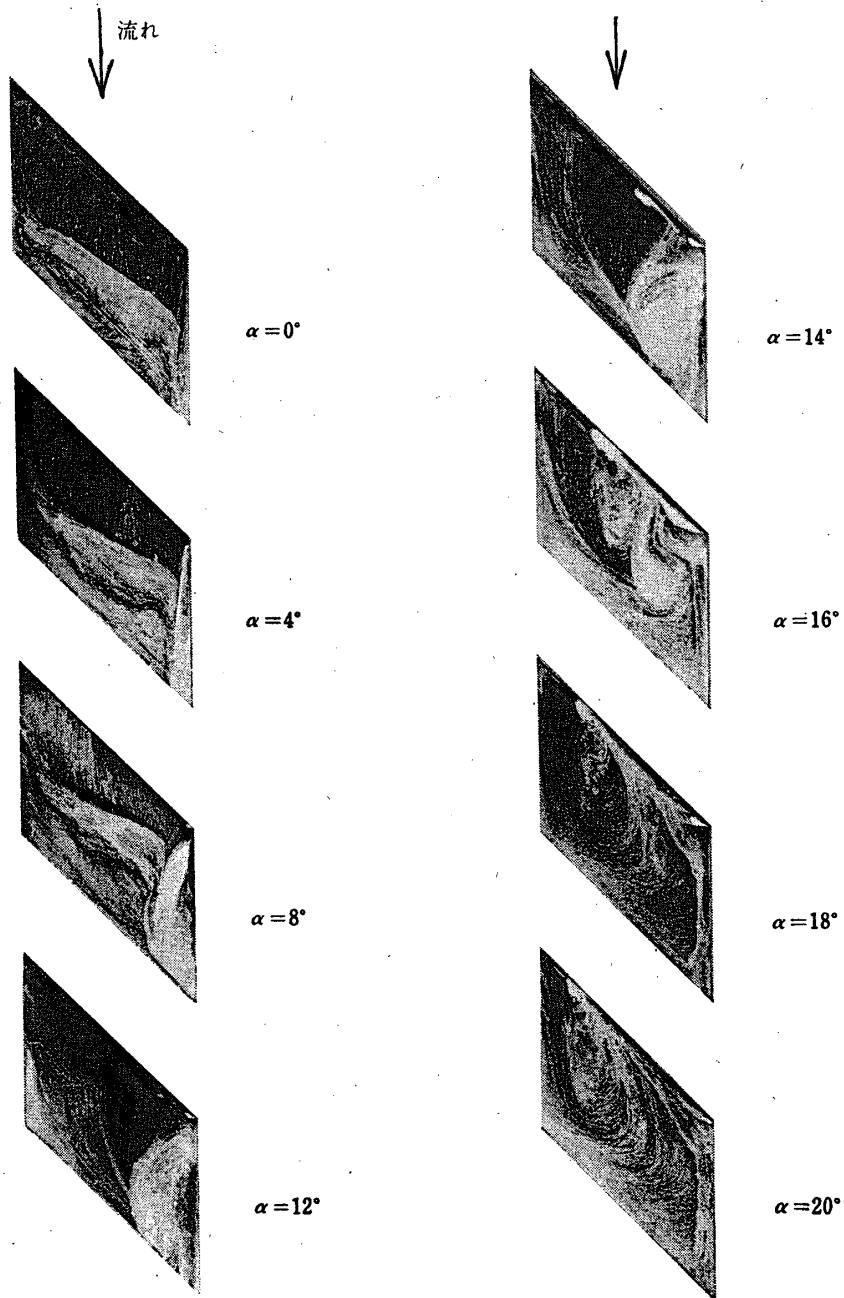


図 16 翼背面のフロー・パターン ( $AR=1, \phi=45^\circ$ )

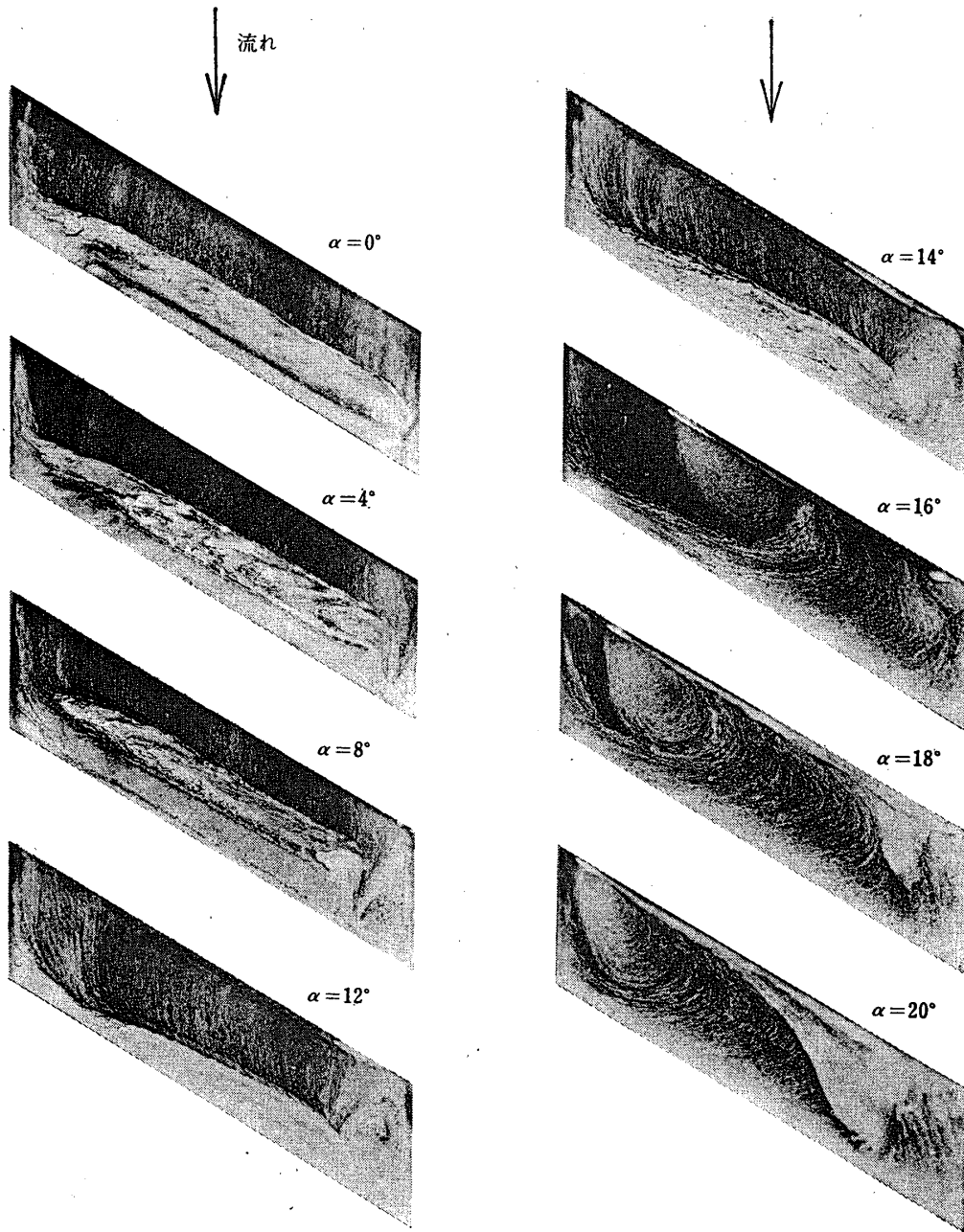


図 17 翼背面のフロー・パターン ( $AR=3, \phi=30^\circ$ )

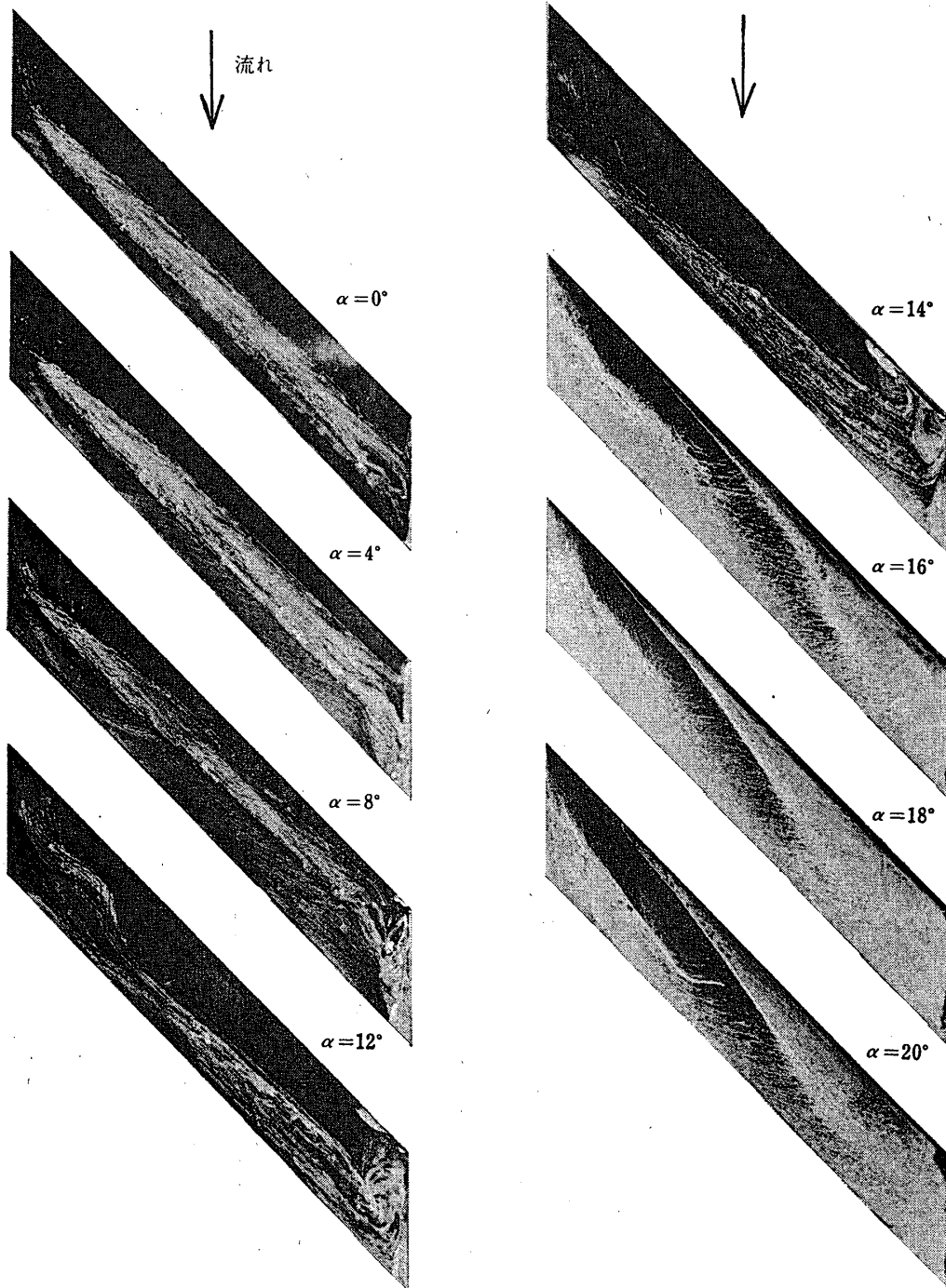


図 18 翼背面のフロー・パターン ( $AR=3, \phi=45^\circ$ )

側翼端部は全面剥離の状態にあるから局所揚力特性は負の勾配をもち、また他の翼部分も part-span 渦から全面剥離に移行するとともに局所揚力は最大値をとったあと減少し始める。

#### 4. む す び

平近側壁をもつ単独後退翼（主流方向の翼断面形：NACA 65-810. アスペクト比 (AR): 1, 2, 3. 後退角 ( $\phi$ ):  $0^\circ$ ,  $30^\circ$ ,  $45^\circ$  に対して翼面圧力分布の測定および翼面フロー・パターンの可視観察を行ない、次の結果を得た。

(1) 迎角の小さい場合には、翼面圧力分布の翼幅方向の変化は、アスペクト比が小さく後退角が大きいほど大であり、また下流側および上流側翼断面において有効迎角がそれぞれ大および小であることを示しているが、局所揚力の翼幅方向の変化は比較的小さい。また局所揚力および翼全体の揚力は、後退角が大きいほどその大きさおよび揚力勾配が低下するが、アスペクト比にはほとんど無関係である。なお油膜法により翼面フロー・パターンを観察した結果、迎角が小さい範囲では、翼背面に翼幅全体にわたる後縁剥離が生じているのが見られた。

(2) 迎角を増してゆくと、下流側の翼部分から失速し始め、迎角の増加とともに失速が上流側翼部分に進行し最大局所揚力をとる翼断面位置は下流側から上流側に移動する。この場合興味があるのは、局所揚力が迎角の増加によって減少し始める直前に、大きな正の揚力勾配をもって変化するようになることであって、これはアスペクト比、後退角が大きい場合ほど著しい。翼面フロー・パターンの可視観察によると、局所揚力が大きな正の勾配をとるようになるのは、翼背面における流れが翼幅全体にわたる後縁剥離の状態から、翼幅方向に大きく流れの様相が変化している状態（下流側翼部分では全面剥離、上流側では剥離より回復）に移行する現象に関係づけることができる。特にアスペクト比、後退角がいずれも大きい場合（本実験では  $AR=3$ ,  $\phi=45^\circ$ ）には、後縁剥離から part-span 渦をもつ状態に変化し、それとともに局所揚力係数は著しい勾配をもって変化するようになる。

これに対し翼全体の揚力は、ある迎角を越すとアスペクト比によって変化するようになり、アスペクト比が小さい翼程揚力勾配が低下する。しかし、局所揚力特性に見られるような著しい変化や二次元翼 ( $\phi=0^\circ$ ) に見られるような失速による急激な揚力の低下は見られない。

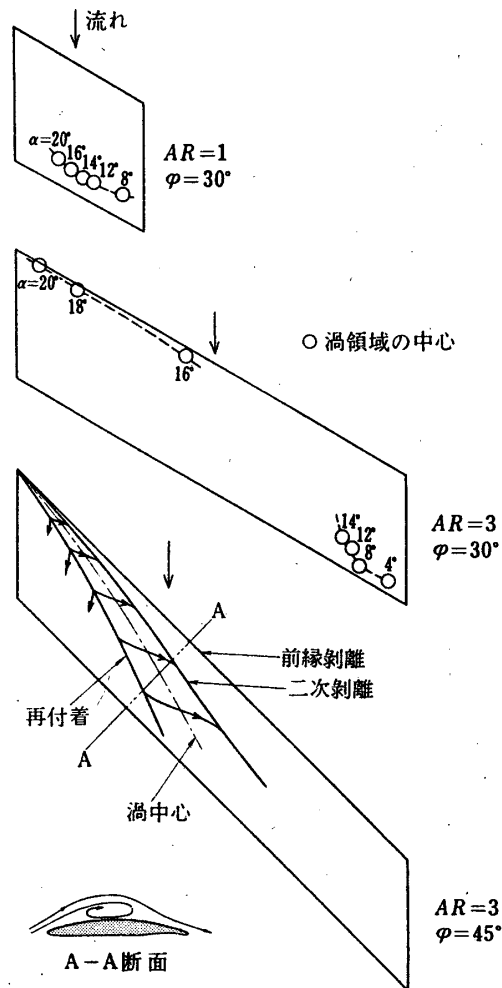


図19 翼背面のフロー・パターンの変化

最後に、本研究は航空安全特別研究費を一部使用することによってなされたものであることを付記する。

1973 年 5 月 31 日 原動機部

#### 参 考 文 献

- [1] 鈴木・金光, 日本機械学会誌 73-623 (1970), 1670
- [2] H. Schlichting, *Boundary Layer Theory*, McGraw Hill (1968), 244
- [3] 村井・他 2 名, 東北大学高速力学研究所報告 21 (1965/1966), 183
- [4] U. Stark, *Deutsche Luft-und Raumfahrt Forschungsbericht* 67-09 (1967)
- [5] H. Yeh, *Trans. ASME, J. Basic Engg.* (1963), 401
- [6] 村井 等, 日本機械学会誌 74-634 (1971), 1484
- [7] D. Küchmann, *J. Roy. Aeron. Soc.* 57 (1953), 683
- [8] I. M. Hall & E. W. E. Rogers, *A. R. C. R & M* 3271 (1962)