

翼列翼の空力的減衰に関する研究

(上下振動する二重円弧翼列の場合)

谷 田 好 通
八 田 桂 三
浅 沼 強

Aerodynamic Damping Effect on Cascading Blades (Double Circular-Arc Blades Vibrating in Translatory Mode)

by

Yoshimichi TANIDA, Keizo HATTA and Tsuyoshi ASANUMA

Abstract: The aerodynamic force acting on the blades vibrating in translatory mode were measured under the following conditions:

Blades: Double circular-arc (fixed: 8, oscillated: 5)

Chord: 30 m/m, Span: 60 m/m, Solidity: 1, Stagger angle: 0°, 30° and 45°,
Amplitude of vibration: 2 m/m

For a blade being isolated, vibrating in unstalled state, the air force and the phase angle between the air force and the motion of the blade coincide very well with those calculated by the potential flow theory.

As the blade falls into stall, however, there may be seen unexpectedly remarkable increases in the aerodynamic damping force and in the phase angle, which may be attributed to the time delay accompanied by stall. A simple calculation, using the experimental results mentioned above, gives large time constant of stalling.

For cascades with stagger angle of 30° and 45°, in unstalled state, the aerodynamic damping force may be negative in smaller frequencies and in a certain range of inter-blade phase angle.

As the cascade stalls, the so-called flutter velocity decreases abruptly, but the phase angle between the air force and the blade motion does not change so remarkably as in the case of an isolated blade.

概 要

二重円弧翼が翼弦に垂直な方向に上下振動する際に翼に働らく流体力を、単独翼の場合と翼列の場合に対して、水振動直線翼列試験機を用いて実験的に求めた。

実験条件:

翼: 二重円弧翼 (翼弦長: 30 mm, 翼長: 60 mm), 弦節比: 1, 食違い角(θ): 0°, 30°, 45°, 振動の振幅: 2 mm, 翼間の振動の位相差(φ): 0°, $\pm 60^\circ$, $\pm 120^\circ$, 180° (背面側の

翼が位相進みの時正), 翼の無次元振動数: 0.05~0.40, 流入速度: 3.14 m/s (レイノルズ数: 9.4×10^4)

実験結果は次の通りである.

単独翼の場合: 無失速状態においては, 実験より得る静的特性曲線の勾配を用いれば振動翼理論によって空力的減衰力を十分な精度で得ることができる. しかし失速状態においては, 空力的減衰力は計算で推定されるものよりも大きな値を示すようになり, それは翼の無次元振動数が大きいほど著しい. 一方流体力は翼の振動速度に対して大きな位相進みを示すようになる. これらは失速の際の境界層の時間遅れが原因と考えられ, 簡単なモデルによりその時定数を計算した.

翼列の場合: 転向角がない場合で, 実験結果と振動翼列理論と比較したところ, いずれも同位相振動 ($\varphi=0^\circ$) において空力的減衰力は最小値をとるが, 実験値は理論値の約 2 倍の値を示した. 迎え角を増すと, $\varphi=0^\circ \sim 180^\circ$ (背面側の翼が位相進み) の範囲で空力的減衰力は著しく低下し, $\theta=30^\circ$ および 45° においては大きな迎え角範囲で負になり, フラッタの限界振動数は無失速理論の示すものの数倍にも達する.

また失速の際に生ずる時間遅れの時定数は単独翼の場合に比してかなり小さいことが推定された.

1. ま え が き

軸流空気機械の翼の振動による疲れ破損は, その創成期以来悩まされてきた重要な問題である. 翼列の翼の振動の原因には強制振動と自励振動(フラッタ)とがある. このうち後者については比較的最近になって理論的にも実験的にも研究されるようになったが, 翼列が多自由度振動系であることや翼列相互間の干渉のために取扱いがむずかしく, 実際上個々の場合に対して対症的対策がとられてきた.

一方最近 V/STOL 航空機の開発が推進される気運が生じ, それに使用される lift engine の極軽量化に対する基礎的研究が着手され始めた. lift engine の極軽量化は必然的に翼を極端に薄くかつ長くすることを要求するが, それによって翼の固有振動数が低下して翼は振動的に危険側あるいは不安定側に寄ることになる. ここに翼の振動による疲れ破損の問題に対して本質的解明が望まれるようになってきた.

このような翼の動的特性を知るためには翼が振動する際の空力的減衰力などを定量的に知ることが必要であるが, 現在までに翼列において一般的な振動状態にある振動翼に作用する空気力を測定した例はない. ここで一般的な振動状態とは, 翼列において振動翼が相互に任意の位相差をもって振動する場合をいう. 現在まで翼列に対してなされた実験[1]は翼列中一枚の翼のみが振動するものであって, 隣接する翼の振動による影響が無視されたものである.

そこで我々は任意の翼列状態および振動状態において振動する翼列の翼に作用する空気力を求めるために, 独自の設計になる水振動直線翼列試験機を試作した. ところで比較的最近まで翼の振動形はほとんど上下振動が支配的であって, ねじり振動による破損は特殊な場合にしか生じないと考えられてきた. そこでまず上下振動をする翼列をもつ第 1 号および第 2 号試験機を製作し一連の実験を続けてきた. しかし最近の薄翼化により, 当然のことながら

ねじり振動が大きな役割を占めるようになってきたことが認められてきたので、ねじり振動をし、かつ旧試験機の欠点を補なった第3号試験機を試作し現在調整中である。

ここには lift engine の軸流圧縮機に使用される二重円弧翼が上下振動する場合に対して第1号試験機より得た実験結果を、理論結果と対比しながら述べるものである。

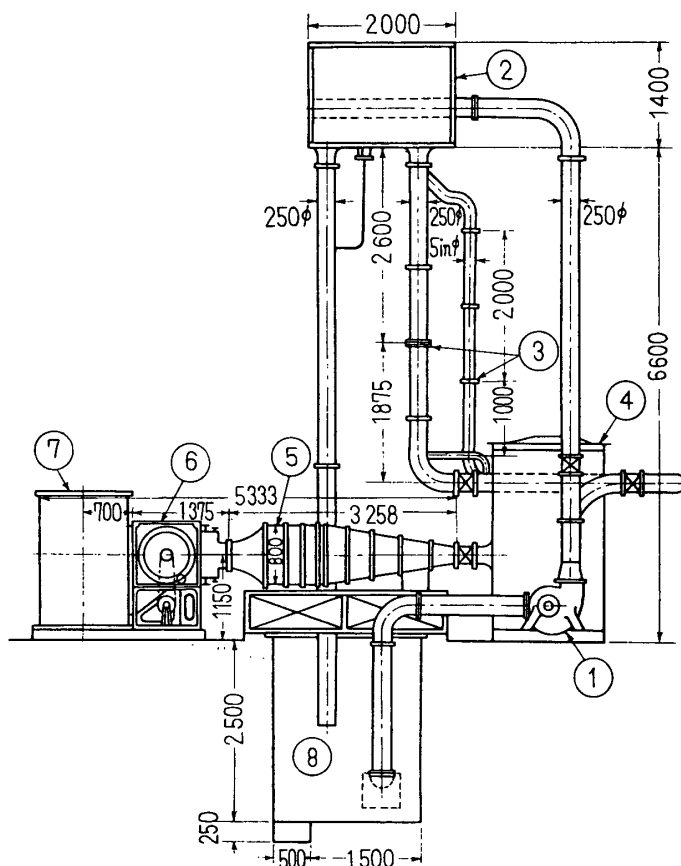
2. 実験装置および測定法 [2]

2.1 実験装置

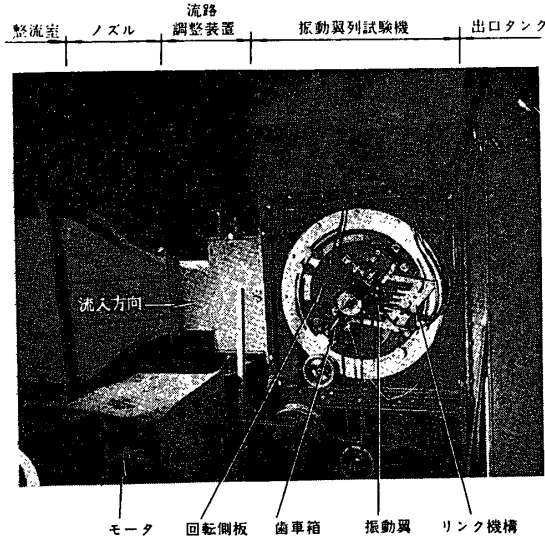
翼を微小振動させる際に生ずる変動流体力は普通翼の慣性力とともに測定されるので、変動流体力を慣性力より分離して精度よく測定するためには種々の工夫が必要である。また翼列の場合は、隣接する多くの翼も振動させねばならないことなどから、機構および規模の上で制限される。我々は作動流体として水を用いることによって、金属製の翼を用いても十分精度よく変動流体力の測定ができ、かつ装置も十分小型にすることができた。

水は回流水路（第1図）のヘッドタンク②、サージタンク④および整流室⑤によって整流された後、水振動直線翼列試験機⑥に供給される。

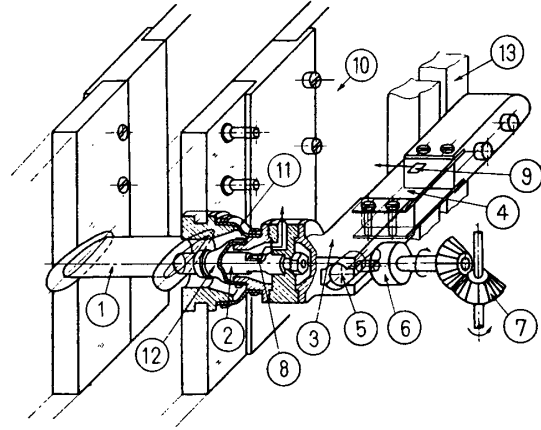
水振動直線翼列試験機（第2図）は任意の翼列条件および振動条件のもとで振動する翼列の翼に作用する流体力を直接測定し、振動翼に働らく空力的減衰力、他の翼の干渉、境界層



第1図 回流水路



第 2 図 水振動直線翼列試験機



第 3 図 振 動 翼 機 構

の時間遅れなどを調べることを目的とする。

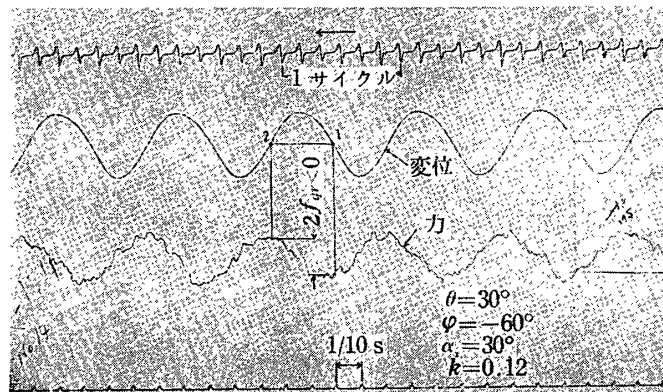
水振動直線翼列試験機は、一般の二次元直線翼列試験機とほとんど同じものであるが、13枚の翼のうち中央部の5枚は振動翼であって、そのうちの中央の翼が流体力などの測定翼となっているのが特徴である。振動翼には任意の翼列条件（翼列の食違い角と流入角）のもとで任意の振動条件（振動数と翼間の振動の位相差）を与えることができるようになっている。

第3図は振動翼の機構を測定翼で示したものである。要するに翼①は2枚のバネ板④によってつられており、いわゆるスコッチヨーク機構（③～⑥）によって翼弦に垂直方向（上下方向）の正弦振動が翼に与えられる。翼間の振動の位相差はクランク⑥の固定位置を任意に変えることにより、振動数は駆動モータの変速によって、各種の振動条件を作ることができる。

流体力の測定は、測定翼の片持軸の根元にひずみゲージ⑧をはって翼弦に垂直（振動）方向の力のみを測定する。翼の変位はばね板にはったひずみゲージ⑨により測定する。また翼軸が側板⑩を貫通する部分およびひずみゲージ部分はゴム膜⑪⑫によって防水されている。

2.2 測 定 法

流体力測定用および変位測定用ひずみゲージの出力は増幅後ブラウン管オシロおよびペン書きオシロに入れる。実験はまず空気中にて翼を所定の振動数で振動させて翼の慣性力を記録した後、試験機に水をいれて測定回路のバランスを取りなおして浮力分をうち消す。しかる後水を流してまず静的な流体力をひずみ計メータにより直読してから、翼を所定の振動数で振動させて変動流体力を記録する。ブラウン管オシロは現象のモニター用とし、解析はペン書きオシロの記録によって行なった。第4図はペン書きオシロの記録例である。これに見る



第 4 図 ペン書きオシロの記録例

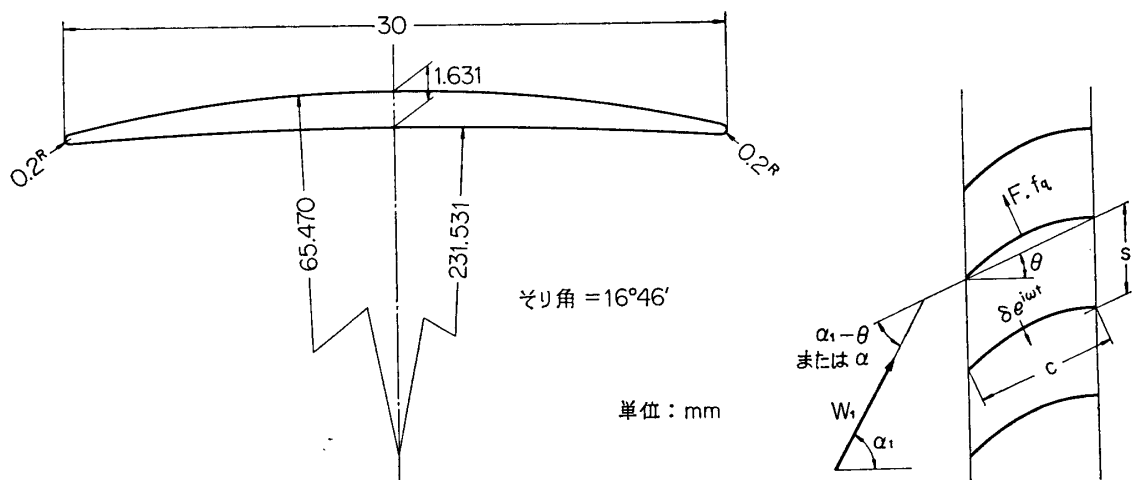
ように変動流体力は無失速域ではもちろんのこと、かなり失速した状態になっても正弦波的变化を示すことがわかった。このような場合、変位 0 における変動流体力 (f_q) の差の 1/2 は近似的に変動流体力の翼振動速度と同位相の成分 (f_{qr}) に等しく、 f_{qr} の正負によってその時の翼の振動が空力的に不安定か安定かがきまる。そこで本論文においては変動は正弦波の的であるとして、上述のように第 4 図に示される ($-f_{qr}$) をもって空力的減衰力としており、また振動速度と流体力間の位相関係を調べている。

3. 実験条件

実験に使用した翼は第 5 図に示されるような二重円弧翼断面をもち、アスペクト比は 2 (翼長 60 mm) である。

実験した翼列条件は次の通りである。

ソリディティ c/s : 1, 食違い角 θ : $0^\circ, 30^\circ, 45^\circ$, 流入角 α_1 : $2^\circ \sim 4^\circ$ 間隔で十分失速した



第 5 図 二重円弧翼形と翼列

と考えられる範囲までとった。

流入速度 W_1 : 3.14 m/s, 翼の強度上実験はすべてこの流入速度で行なっており, そのときのレイノルズ数は $R \equiv W_1 c / \nu \doteq 9.4 \times 10^4$ である。

翼の振動条件は次の通りである。

振幅 δ : 2 mm, 翼間の振動の位相差 φ : $0^\circ, \pm 60^\circ, \pm 120^\circ, 180^\circ$ (翼の背面側にある翼が位相進みの時正), 翼の無次元振動数 $\bar{k} \equiv \omega c / W_1$: 0.05~0.40 (0.05 間隔)

実験は単独翼の場合でも行なっているが, それは上記の翼列の中央の測定翼のみを残して他をとり除いた状態であって, 翼型, 流入角, 振動数, レイノルズ数などは翼列の場合と全く同じである。

上述の翼列条件および振動条件を適当に組合せた状態で振動数を徐々にあげて翼に作用する流体力を測定するわけであるが, 測定した静的な法線力 (F) および変動流体力の翼の振動速度と同位相の成分 (f_{qr}) を次のように無次元化して整理する。

$$C_F = F / \left(\frac{\rho}{2} W_1^2 S \right)$$

$$\tilde{C}_{fr} = f_{qr} / \left(\frac{\rho}{2} W_1^2 S (\delta/c) \right)$$

ここで S : 翼面積, ρ : 流体密度

4. 実験結果および考察

4.1 単独翼の場合

中央の流体力測定翼のみを残して他の翼をとり除いた場合であって, 翼は翼列の場合と同じ二重円弧翼である。流路幅は翼弦長の約6倍にとってある。

静的特性: 第6図は迎え角に対する翼の静的法線力特性を示したものである。迎え角 (α) を増してゆくと $\alpha = 16^\circ$ 附近で法線力係数 (C_F) は最大値をとった後一たん負の勾配をとるが, 大きな迎え角範囲で再び正の勾配をとるようになる。

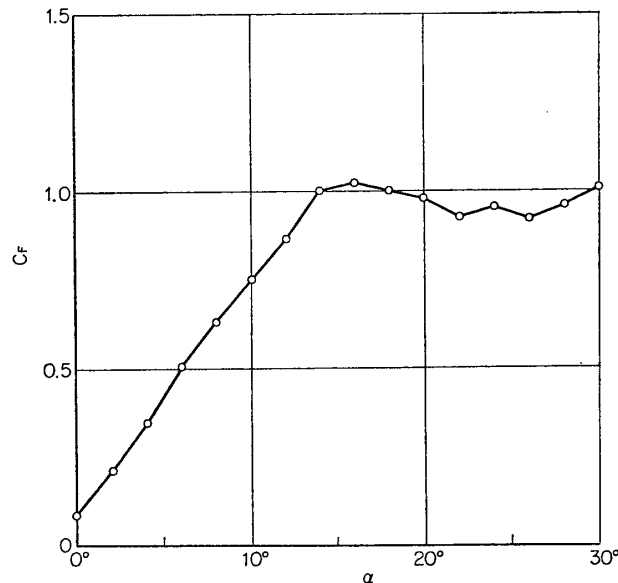
空力的減衰力特性: 第7図は各振動数に対して空力的減衰力が迎え角によって変化する状態を示したものである。これより二重円弧翼形の単独翼が上下振動する際には, 失速, 無失速のいかんによらず常に正の空力的減衰力が働らき, 振動数 (\bar{k}) が大きい場合には失速点 ($\alpha = 16^\circ$) 附近で無失速時の値を越える空力的減衰力が生ずることがわかる。

さて振動翼に作用する空力的減衰力は, 迎え角が小さい平板翼に対して理論的に求められている[3]。それによると上下振動する単独翼に作用する空力的減衰力は

$$-\tilde{C}_{fr} = (-\tilde{C}_{fr})_{qs} \cdot K$$

で表わされる。ここで $(-\tilde{C}_{fr})_{qs}$ は準定常的に考えた空力的減衰力係数で一般に次式で表わすことができる。

$$(-\tilde{C}_{fr})_{qs} = \bar{k} \left[2C_F \sin \alpha + \frac{\partial C_F}{\partial \alpha} \cos \alpha \right]$$



第6図 単独翼の法線力特性

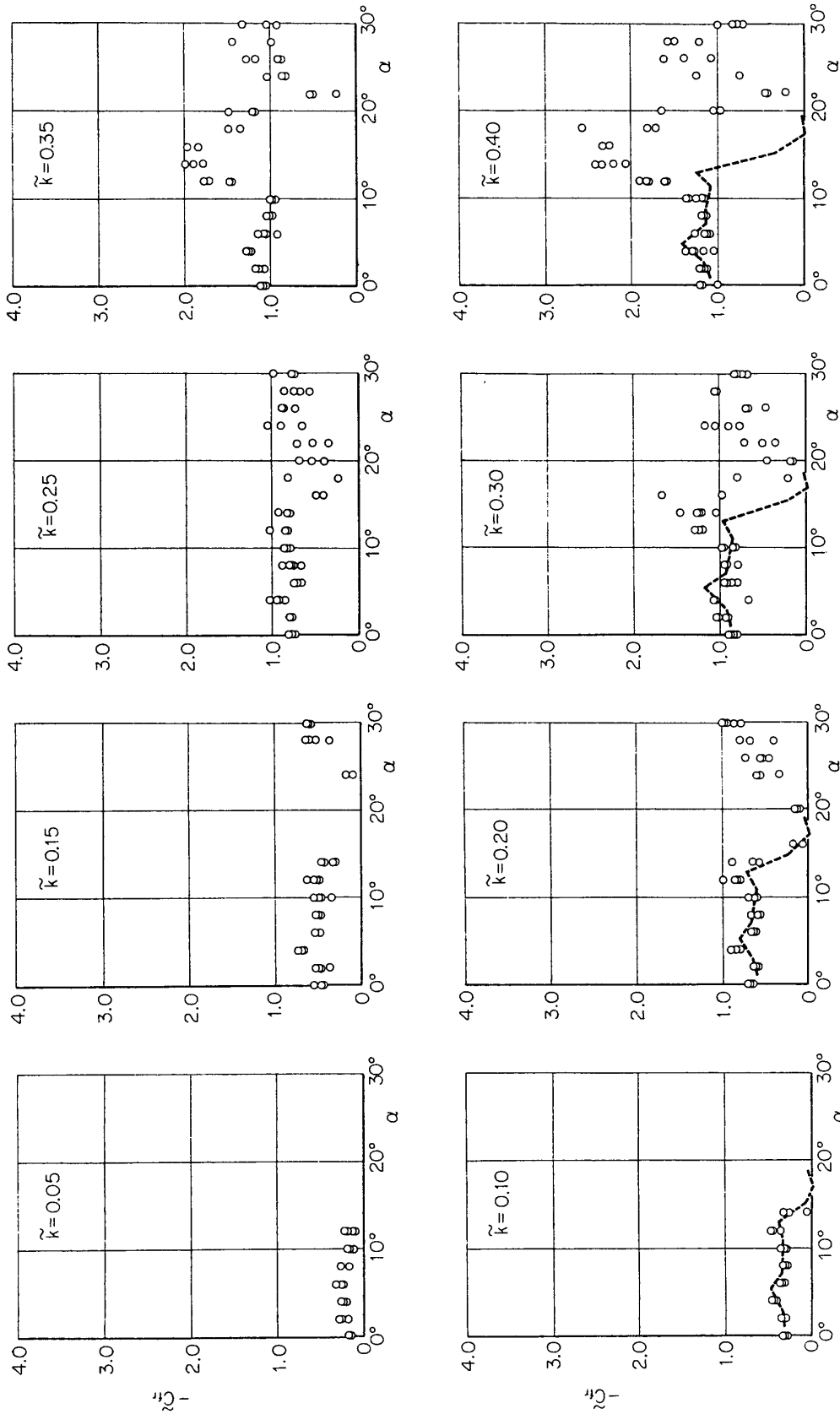
また K は無次元振動数 \bar{k} のみの関数である.

$$K(\bar{k}) = \frac{K_1(i\bar{k})}{K_0(i\bar{k}) + K_1(i\bar{k})}$$

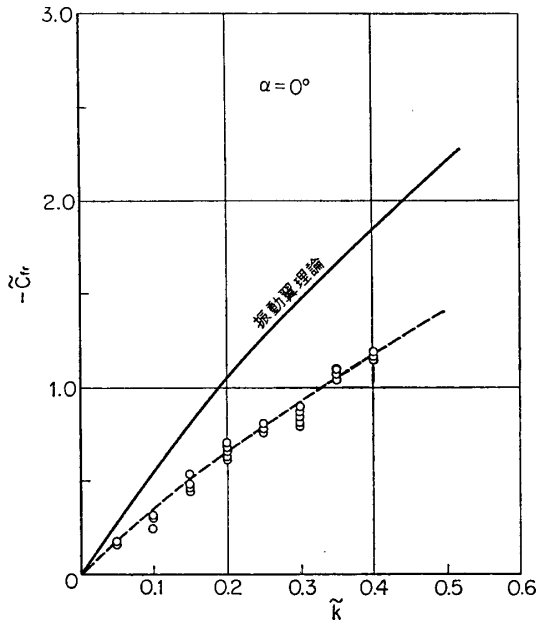
ここで K_0, K_1 : 0 および 1 次の変形ベッセル関数

$\alpha=0^\circ$ の場合で、理論より得た空力的減衰力と実験結果とを比較して見ると第8図を得る。これを見ると実験結果は理論値よりもかなり低い値を示している。これは二重円弧翼の法線力勾配 ($\alpha=0^\circ$ における $\partial C_F/\partial\alpha$) が理想的な場合 ($\partial C_F/\partial\alpha=2\pi$) よりもかなり小さい値をとっていることに原因しているものと考えられる。そこで第6図より得られる $\alpha=0^\circ$ における法線力勾配 ($\partial C_F/\partial\alpha \approx 3.8$, 第9図参照) を用いて空力的減衰力を計算したところ、当然のことながら第8図の点線のように実験値とよく一致する結果を得た。

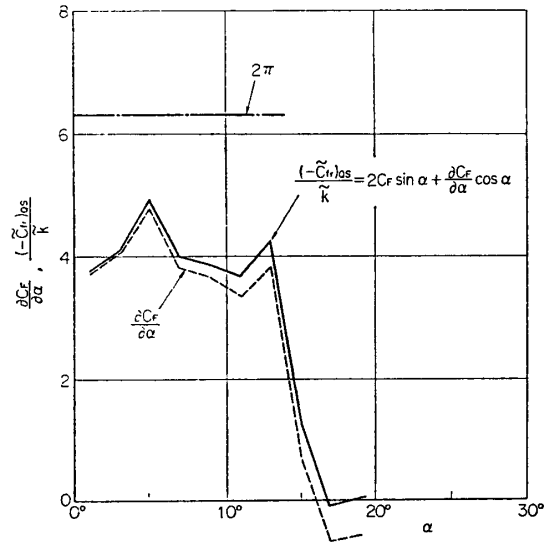
次に迎え角が大きいときにも上述の関係式が成立つものとして、各迎え角における空力的減衰力を計算して見る。第9図に第6図より求めた各迎え角における $\partial C_F/\partial\alpha$ および $(-\tilde{C}_{fr})_{qs}/\bar{k}$ の値を示す。これを用いて計算した結果を第7図に点線で示してある。これを見ると失速点以下の迎え角範囲では計算結果は実験結果とよく一致しているが、失速点附近から両者にはかなりの差が生ずるようになる。すなわち計算によると失速点 ($\alpha=16^\circ$) 附近で空力的減衰力 ($-\tilde{C}_{fr}$) は著しく低下して負の値をとるようになることが推定されるのに対し、実験では \bar{k} が大きいほど失速点附近において無失速域での値を越える大きな空力的減衰力を示すようになり、 $(-\tilde{C}_{fr})$ が著しく低下する領域は迎え角の大きい方にかたよることがわかる。更に迎え角を増すと一たん低下した $(-\tilde{C}_{fr})$ は再び増大する傾向をもつが、流れが大きく剝離するために変動流体力の波形も正弦波よりくずれた波形をとるようになり解析結果も大きくちらばってくる。



第 7 図 単独翼の空力的減衰力特性

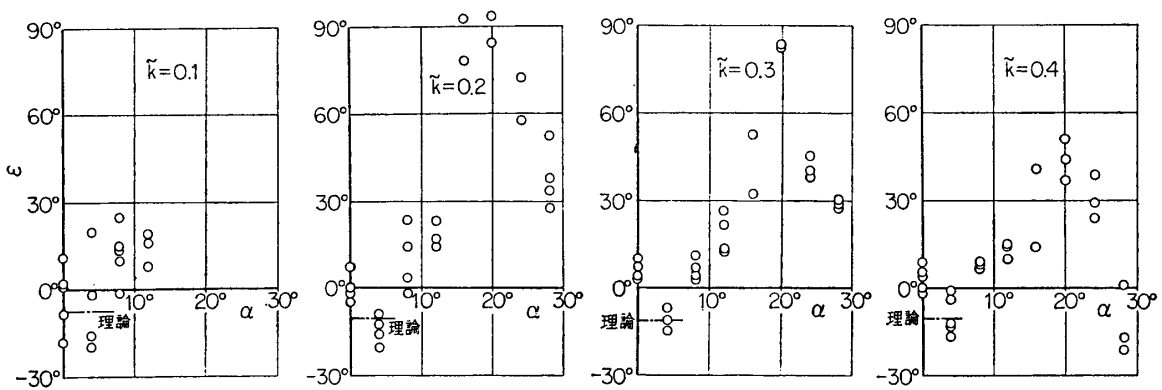


第 8 図 振動翼理論との比較 ($\alpha=0^\circ$)



第 9 図 単独翼の法線力勾配と準定常空力的減衰力

流体力-翼振動速度間の位相特性： 流体力と翼の振動速度との間の位相差 (ε) を調べた結果を第 10 図に示す (流体力が翼の振動速度に対して位相進みのとき $\varepsilon > 0$)。これより迎え角が小さい範囲では ε は単独翼理論が与える値に近い値をとっているが、迎え角が失速点附近に達するにつれて ε は大きな正の値をとるようになり、それは \tilde{k} が小さいほど著しい。しかし迎え角を更に増すと ε は減少しはじめ負の値をとるようになる場合もある (たとえば $\tilde{k}=0.4$ の場合)。

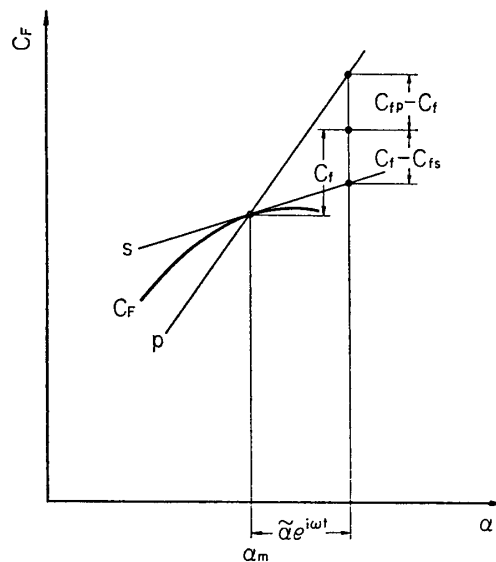


第 10 図 流体力-翼振動速度間の位相差 (単独翼)

上述のように失速点附近においては、境界層の剥離や周囲の流れの慣性による時間的な遅れのために、変動流体力は翼の振動速度 (迎え角変化) に対して大きな位相進みをとるようになり、空力的減衰力も著しい変化を示す。

そこで振動翼の簡単なモデルを考えて、失速をとまなうときの変動の時定数を調べて見ることにする。

今翼が振動するとき、変化の時定数が十分小さい場合または翼が非常にゆっくりと振動する場合には、翼に作用する流体力は静的な流体力特性曲線にそって変化する(第 11 図参照。なお後流渦の影響は一応考えないことにする)。すなわち翼の振動速度が微小であるとする、その平均迎え角 (α_m) で静的法線力曲線にひいた切線上(第 11 図 s) を変化する。次に変化の時定数が十分大きいときまたは翼の振動数が十分大きい場合には、剥離の状態が進行あるいは回復するのに十分な時間がなくなるために、あたかも Kutta の条件に類似な条件を満足するような流れを示すようになると考えられる。そのような変化に対する特性曲線を仮想し第 11 図に p で示す。



第 11 図

これらの二つの極限状態での変動流体力係数をそれぞれ C_{fs} , C_{fp} とし、また一般に有限な値の時定数 (T) をもって振動しているときのそれを C_f とする。ある瞬間における剥離の大きさは $(C_{fp} - C_f)$ で表わされるが、その進行速度 $(d/dt)(C_{fp} - C_f)$ は、その瞬間での迎え角に対して予想される定常状態よりのかたより $(C_f - C_{fs})$ に比例するものとする。すなわち

$$\frac{d}{dt}(C_{fp} - C_f) = \frac{1}{T}(C_f - C_{fs})$$

迎え角変化を $\tilde{\alpha}e^{i\omega t}$ とし、 C_{fp} , C_{fs} はそれぞれ $a\tilde{\alpha}e^{i\omega t}$, $b\tilde{\alpha}e^{i\omega t}$ ($b = \partial C_f / \partial \alpha$) であるとして上式を解くと本論文で定義する空力的減衰力係数は

$$-\tilde{C}_{fr} = a\tilde{k} \frac{\left(\tilde{k} \frac{T}{(c/W_1)}\right)^2}{1 + \left(\tilde{k} \frac{T}{(c/W_1)}\right)^2}$$

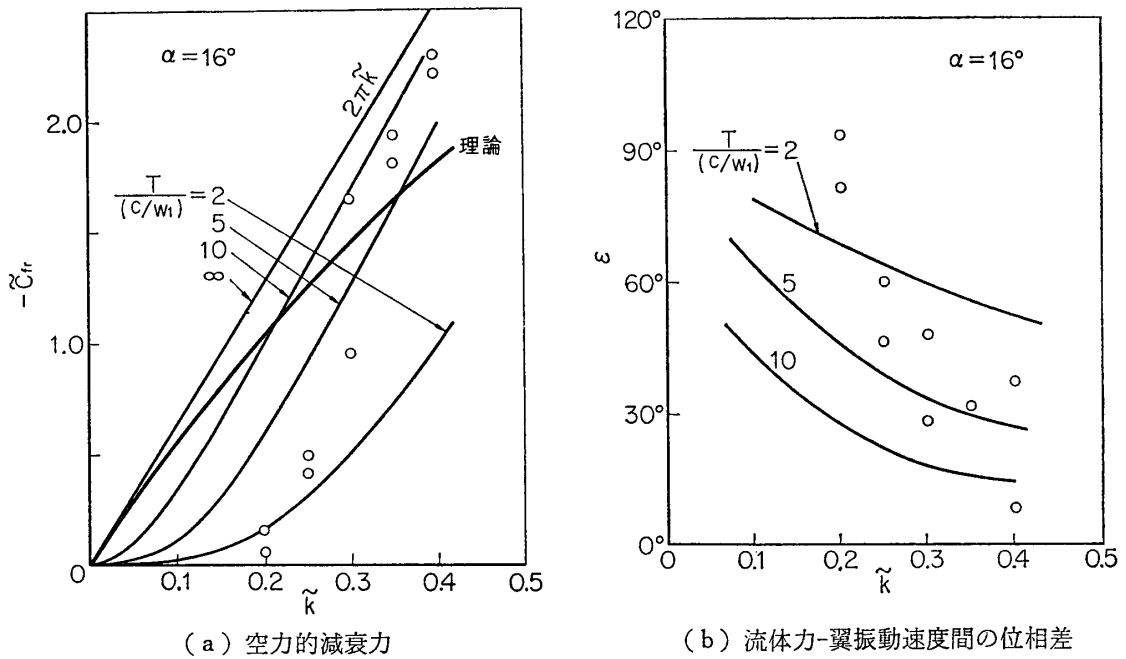
また流体力は翼の振動速度に対して

$$\varepsilon = \tan^{-1} \frac{(1-b/a) \left(\tilde{k} \frac{T}{(c/W_1)}\right)}{b/a + \left(\tilde{k} \frac{T}{(c/W_1)}\right)^2}$$

なる位相進みを示す。

ここで a の値は明確に与えられるものではなく、実験の経験では理想的な無失速時の法線力勾配 (2π) よりもかなり大きな値をとる場合もあるようである。

第 12 図は失速点 ($\alpha=16^\circ$) における実験結果と種々の T に対する上式の計算結果 ($a=2\pi$, $b=0$ としている) とを比較したものである。実験によると失速をとまうときには空力的



(a) 空力的減衰力

(b) 流体力-翼振動速度間の位相差

第 12 図 境界層の時間遅れ

減衰力 ($-\tilde{C}_{fr}$) は振動数 (\tilde{k}) の増大にともなって著しく増加し、位相進み (ε) は \tilde{k} が小さいほど大きい。しかし、上述のモデルによる計算結果も同様な傾向を示している。しかし、実験結果は、時定数 (T) が一定とした計算結果と比べると、 \tilde{k} に対してより大きな変化を示しており、 T が大体 \tilde{k} に比例するような傾向をとっている。

上述の計算は現象を非常に単純化して行なったものであるから、実験結果と比較して軽々しく結論をだすわけにはゆかないが、上述の結果より単独翼の場合は境界層の時間遅れの時

定数は $T/(c/W_1) \sim 5$ 程度の値をとるものと考えられる。

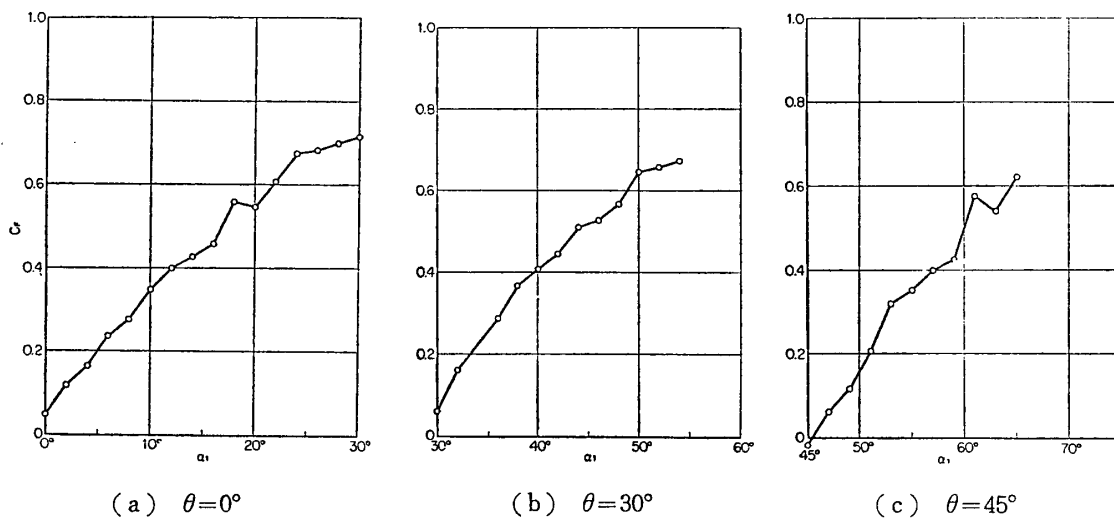
4.2 翼列の場合

翼列に対する実験は、3種の食違い角 ($\theta=0^\circ, 30^\circ$ および 45°) をもつ翼列に対して行なった。実験の際に流路を構成する翼は7枚以上(振動翼の他に上下各1枚以上)であるが、翼列をはさむ端板の間隔はあまり変わらないので、食違い角および迎え角が大きくなるほど翼列の有効構成翼数は多くなっている。

静的翼列特性: 第13図は各食違い角 (θ) の翼列に作用する静的法線力特性を示すが、 θ が異なっても定量的にも定性的にもかなり似た傾向を示している。すなわち迎え角 ($\alpha_1 - \theta$) を増してゆくと法線力 (C_F) は単調に増大してゆくが、 $\alpha_1 - \theta = 16^\circ$ 前後において C_F が局部的に大きな値をとるような傾向がすべての θ の場合に見られる。実験した迎え角範囲は翼が十分失速したと考えられる状態を含んでいるが、法線力はほとんど単調に増大するのみであった。

空力的減衰力特性: 各食違い角 (θ) の翼列に作用する空力的減衰力 ($-\tilde{C}_{fr}$) の測定結果をそれぞれ第14図～第16図に示す。

$\theta=0^\circ$ (第14図): 第14図に示すように $\theta=0^\circ$ の場合は翼間の振動の位相差 (φ) のいかんによらず常に $(-\tilde{C}_{fr}) > 0$ すなわち正の空力的減衰が作用する。次に φ のそれぞれの値に対して空力的減衰力特性を見てゆくことにする。



第13図 翼列の法線力特性

まず $\varphi=0^\circ$ すなわちすべての翼が同位相振動をする場合(第 14 図(a)), 翼の振動数(\bar{k})のいかんによらず無失速領域では $(-\tilde{C}_{fr})$ はほとんど一定の値をとるが, 流入角 $\alpha_1=12^\circ$ 附近より低下しはじめ $\alpha_1=14^\circ$ 附近で最小値をとった後, α_1 の増加とともに $(-\tilde{C}_{fr})$ は増大する傾向をもつ. そして十分失速していると考えられる $\alpha_1>20^\circ$ では $(-\tilde{C}_{fr})$ は α_1 の小さいとき(無失速域)の値よりも大きな値を示すようになる.

$|\varphi|=60^\circ$ (第 14 図(b)) および 120° (第 14 図(c)) の場合も $\varphi=0^\circ$ の場合と大差のない傾向をもつ. やや異なる点は流入角(α_1) が小さい無失速域では $\varphi>0$ (背面側の翼が位相進み) のときには α_1 を増してゆくと $(-\tilde{C}_{fr})$ はほとんど変らないかやや減少する傾向をとることが多く, $\varphi<0$ の場合には逆に増大する傾向をとることが多い. いずれの場合も $(-\tilde{C}_{fr})$ は $\alpha_1=14^\circ$ 附近で一たん最小値をとった後増大するが, $\varphi>0$ の場合はその増大の割合が小さく $\alpha_1>20^\circ$ においても無失速時の $(-\tilde{C}_{fr})$ の値を大きく越えることはないが, $\varphi<0$ の場合は, 特に \bar{k} が大きい場合に, $\alpha_1>20^\circ$ において $(-\tilde{C}_{fr})$ が著しく増大する傾向が見られる.

$\varphi=180^\circ$ (隣の翼が逆位相振動をする) の場合(第 14 図(a)) は $\varphi=120^\circ$ と -120° の場合の中間的な傾向をとっている.

$\theta=30^\circ$ (第 15 図): $\varphi=0^\circ$ の場合(第 15 図(a)) は $\theta=0^\circ$ の場合とほとんど同じ傾向を示すが, $(-\tilde{C}_{fr})$ が最小値をとる迎え角は 16° ($\alpha_1=46^\circ$) で $\theta=0^\circ$ の場合よりやや大きくなっており, 測定した振動数および流入角範囲では常に正の空力的減衰 ($(-\tilde{C}_{fr})>0$) を示している.

次に $\varphi>0$ の場合 [$\varphi=60^\circ$ (第 15 図(b)) および 120° (第 15 図(c))] は, 迎え角を増してゆくと $(-\tilde{C}_{fr})$ は漸次減少して, $\alpha_1=42^\circ$ 附近でその減少の割合が一たん鈍ることがあるが, その後再び減少してゆく. そして $\alpha_1\geq 50^\circ$ になると $\varphi=60^\circ$ の場合は $(-\tilde{C}_{fr})$ は増大しはじめるが, $\varphi=120^\circ$ の場合には更に減少を続け $\alpha_1\geq 52^\circ$ の範囲で $(-\tilde{C}_{fr})<0$ となる. このことは, もし翼列に他の機械的減衰がないものとするれば, $\alpha_1>50^\circ$ で $\varphi=120^\circ$ の翼列の振動は空力的に不安定となってフラッタが生じ得ることを示す.

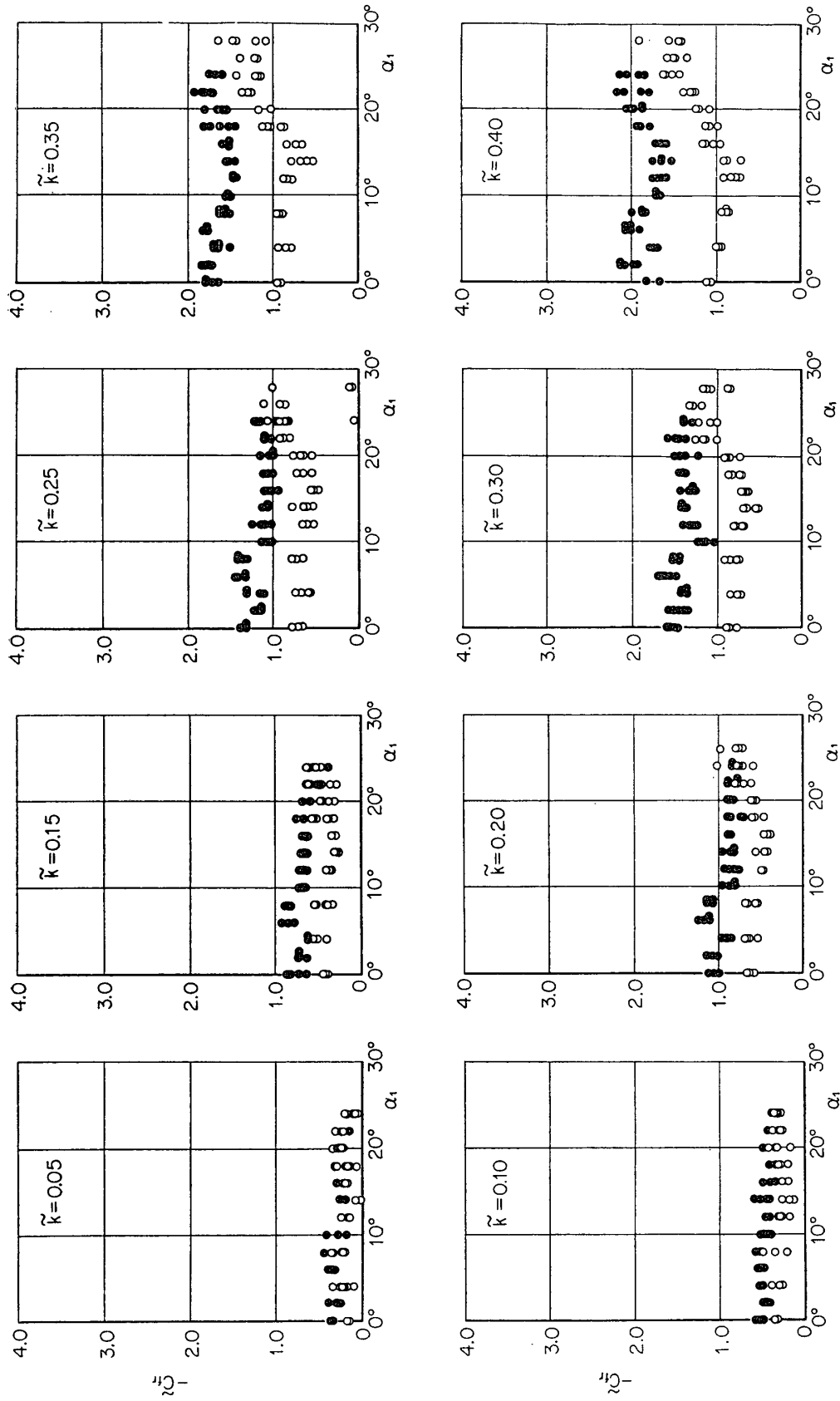
$\varphi<0$ の場合 [$\varphi=-60^\circ$ (第 15 図(b)) および -120° (第 15 図(c))] は, $(-\tilde{C}_{fr})$ は常に正の結果が得られており, \bar{k} が小さいときには $(-\tilde{C}_{fr})$ は流入角の増加に対してほとんど一定か ($\varphi=-60^\circ$), やや減少する傾向($\varphi=-120^\circ$) を示すが, \bar{k} が大きくなると $\alpha_1=48^\circ$ 附近より $(-\tilde{C}_{fr})$ が著しく増大するようになる.

$\varphi=180^\circ$ の場合(第 15 図(a))は, $\varphi=120^\circ$ と -120° の場合の中間的傾向をもち $\alpha_1>50^\circ$ において $(-\tilde{C}_{fr})<0$ となる.

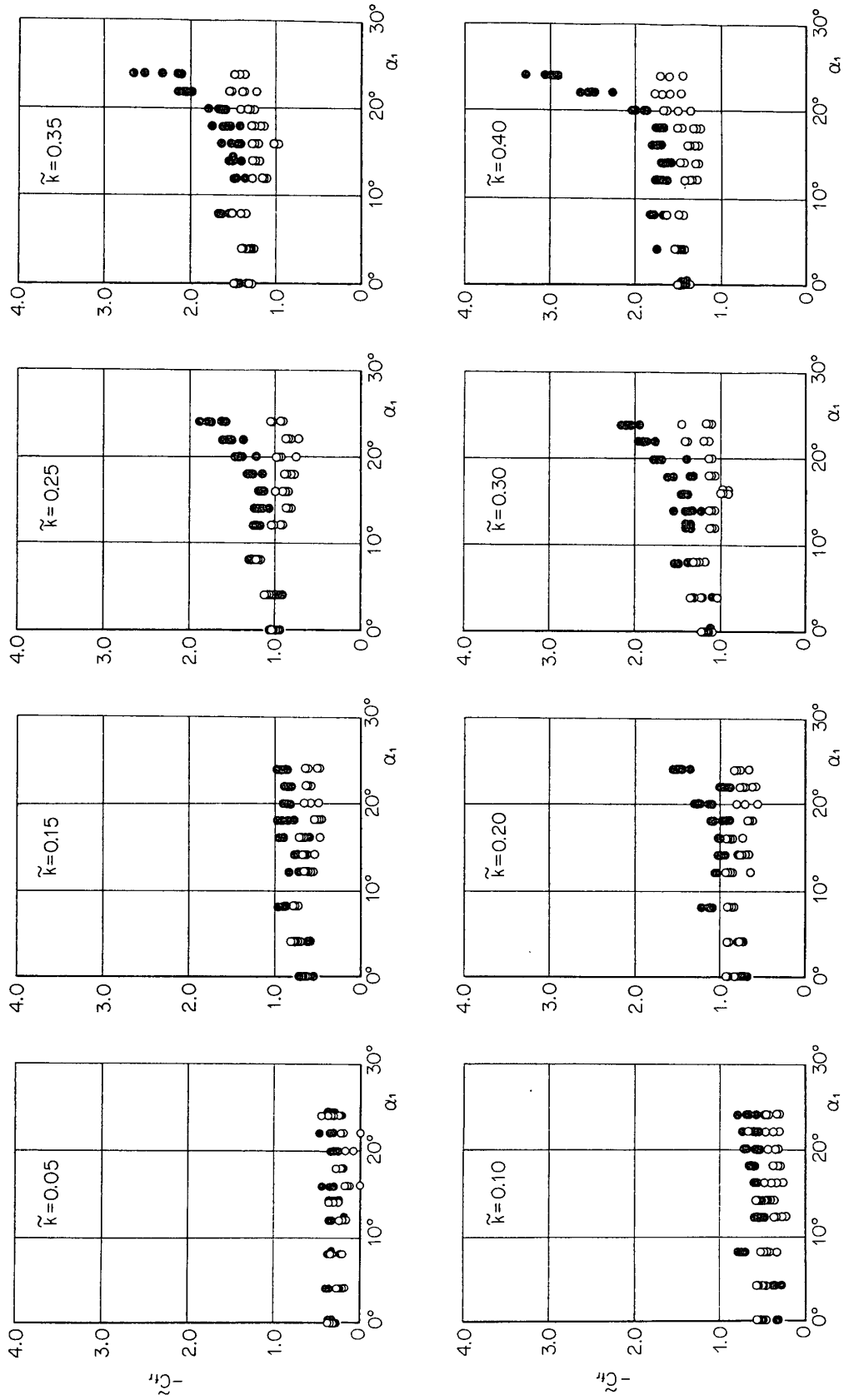
$\theta=45^\circ$ (第 16 図): 傾向的には前述のものと同重なることが多いので特徴のみを記すことにする.

$\varphi>0^\circ$ [$\varphi=60^\circ$ (第 16 図(b)) および 120° (第 16 図(c))] では \bar{k} が小さいときには迎え角の小さい範囲で既に $(-\tilde{C}_{fr})<0$ となっており, \bar{k} が大きいほど $(-\tilde{C}_{fr})$ が負になりはじめる迎え角は大きい側に移動している. そして $\bar{k}>0.3$ になると $\alpha_1=65^\circ$ においても $(-\tilde{C}_{fr})$ はまだ負の値をとっていない.

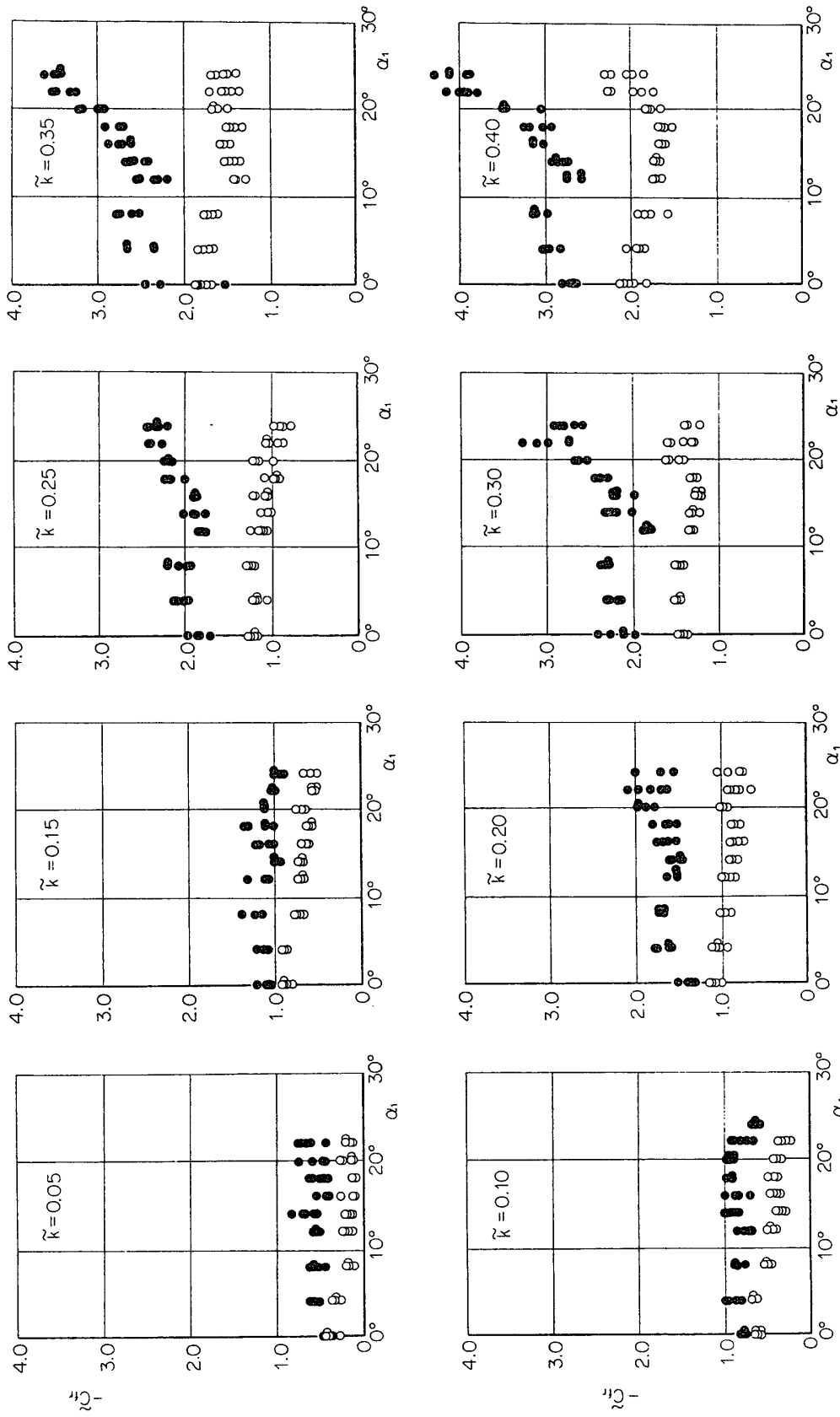
$\varphi=180^\circ$ の場合(第 16 図(a))は, 実験した範囲では \bar{k} が小さくても $\alpha_1<65^\circ$ では



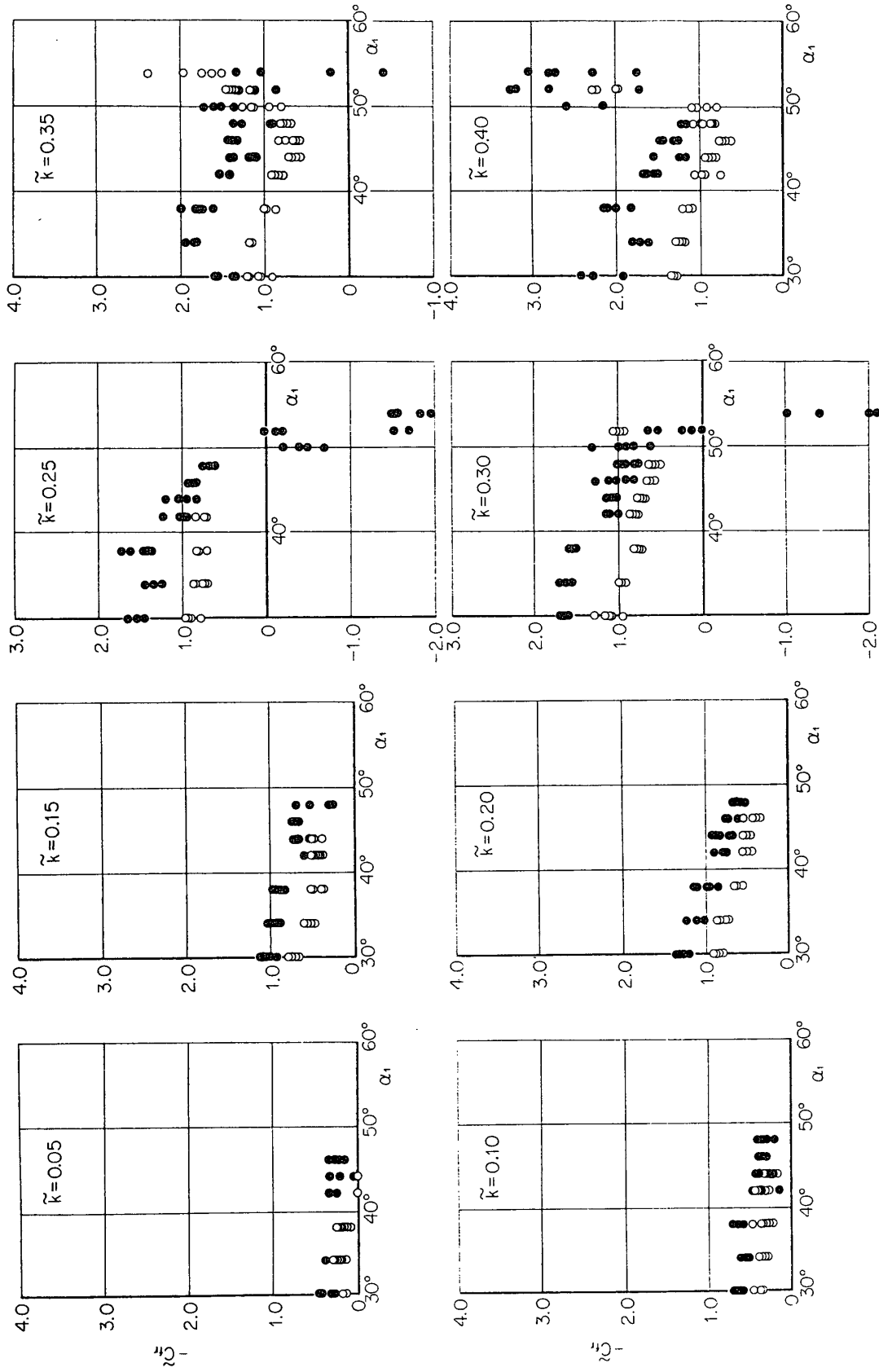
第 14 图 (a) 翼列の空力的減衰力特性 ($\theta = 0^\circ, \varphi = 0^\circ, 180^\circ$)
 ○ $\varphi = 0^\circ$ ● $\varphi = 180^\circ$



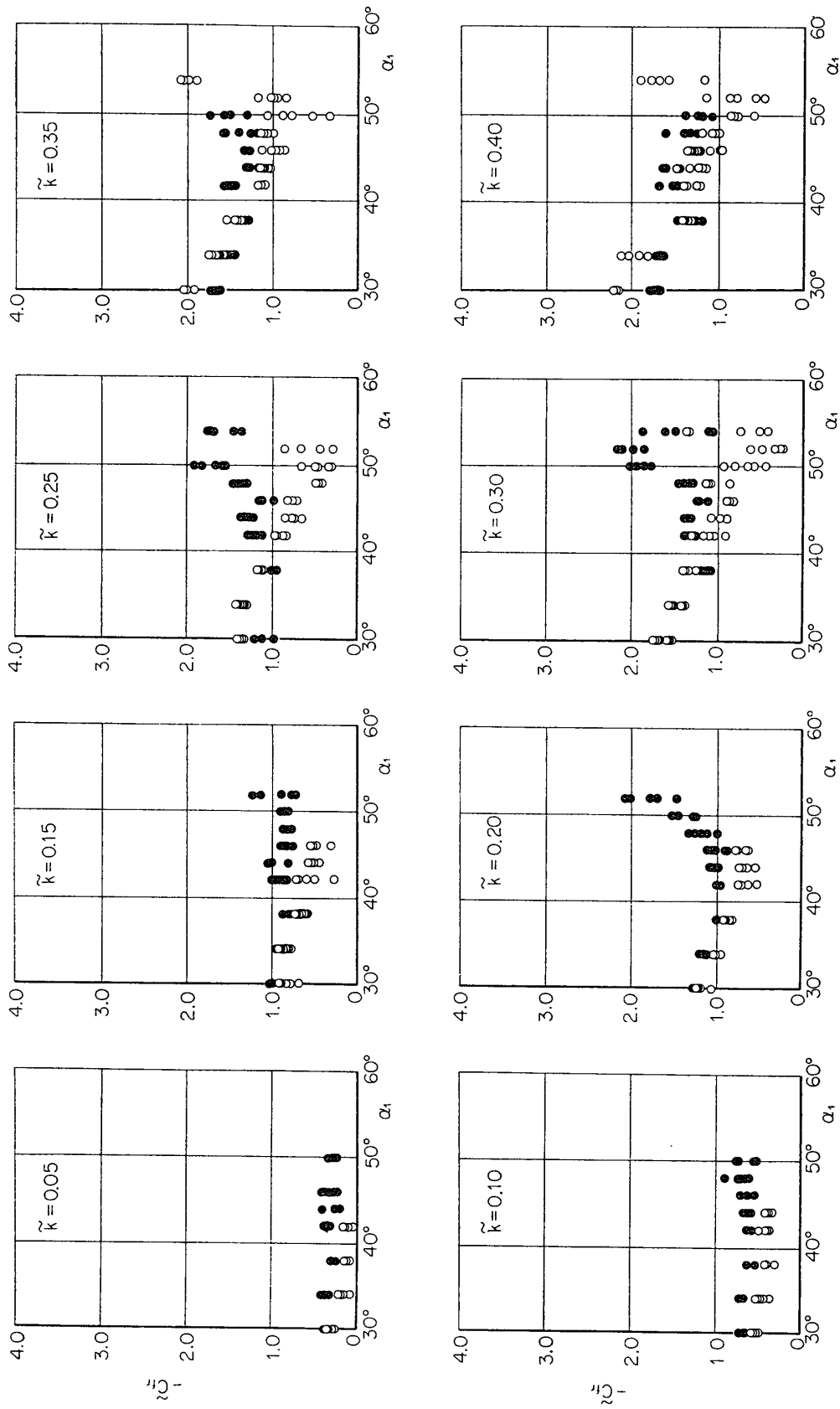
第 14 図 (b) 翼列の空力的減衰力特性 ($\theta = 0^\circ$, $|\phi| = 60^\circ$)



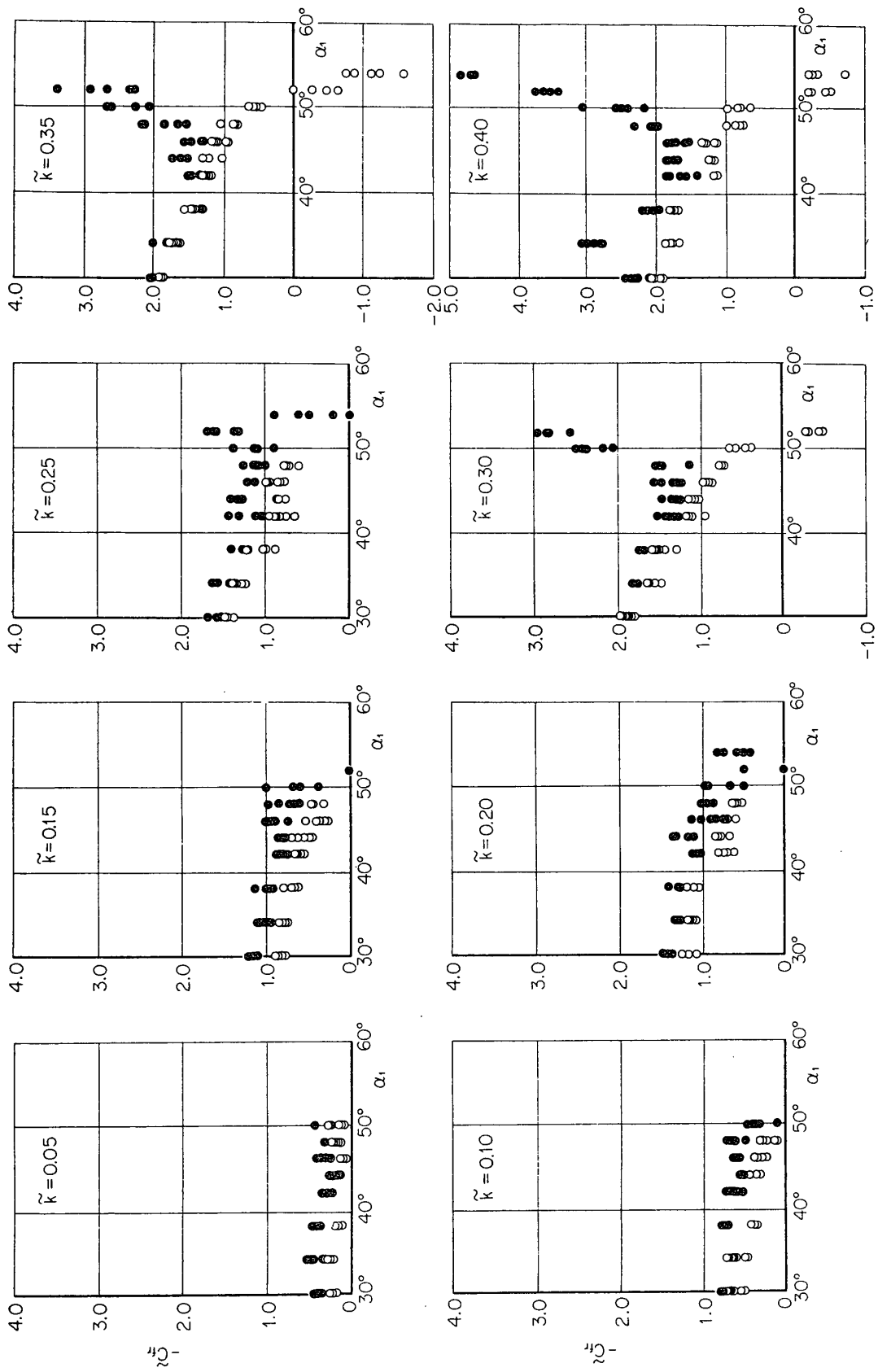
○ $\varphi = 120^\circ$ ● $\varphi = -120^\circ$
 第 14 図 (c) 翼列の空力的減衰力特性 ($\theta = 0^\circ$, $|\varphi| = 120^\circ$)



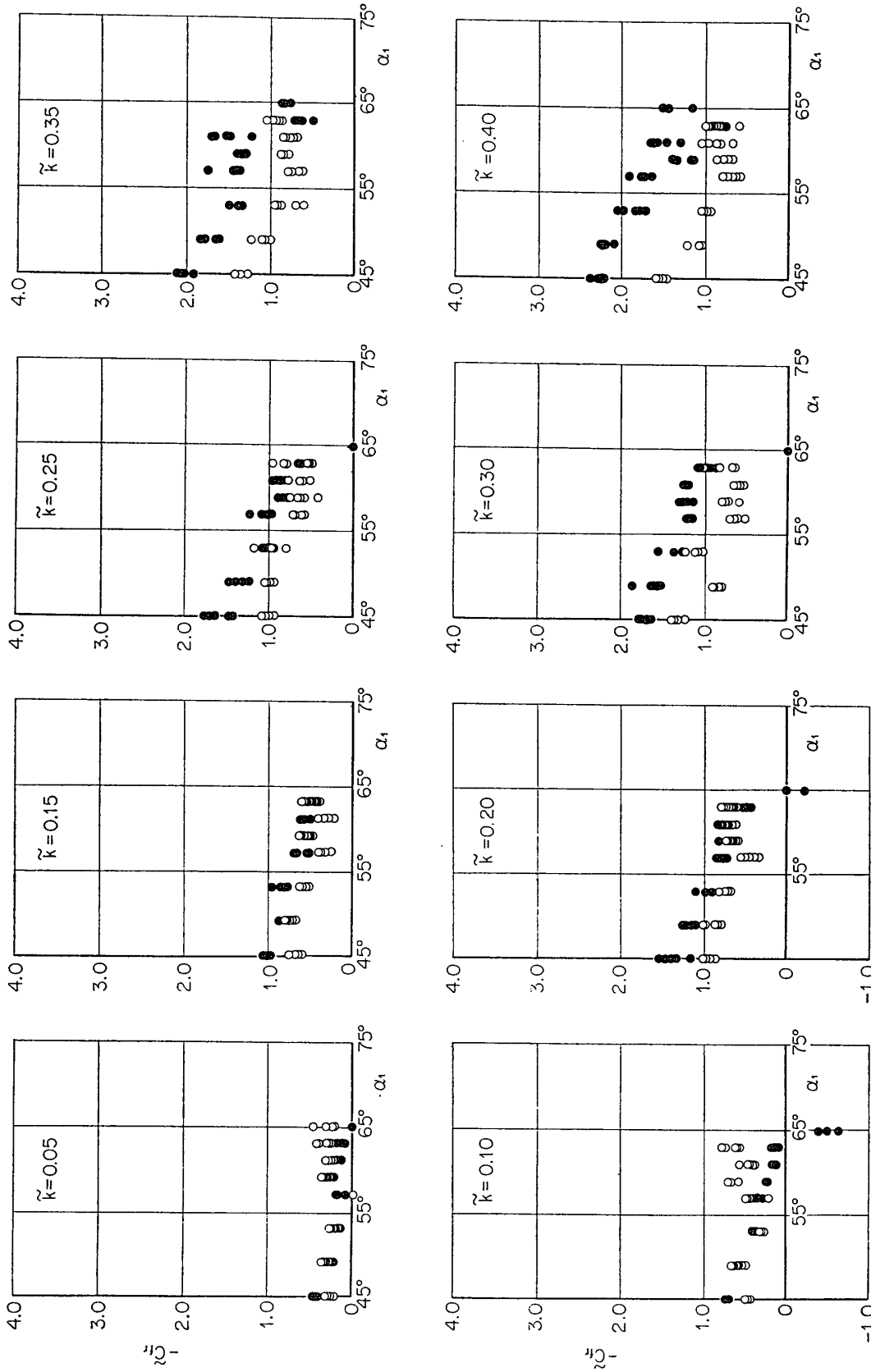
第 15 図 (a) 翼列の空力的減衰力特性 ($\theta = 80^\circ, \varphi = 0^\circ, 180^\circ$)



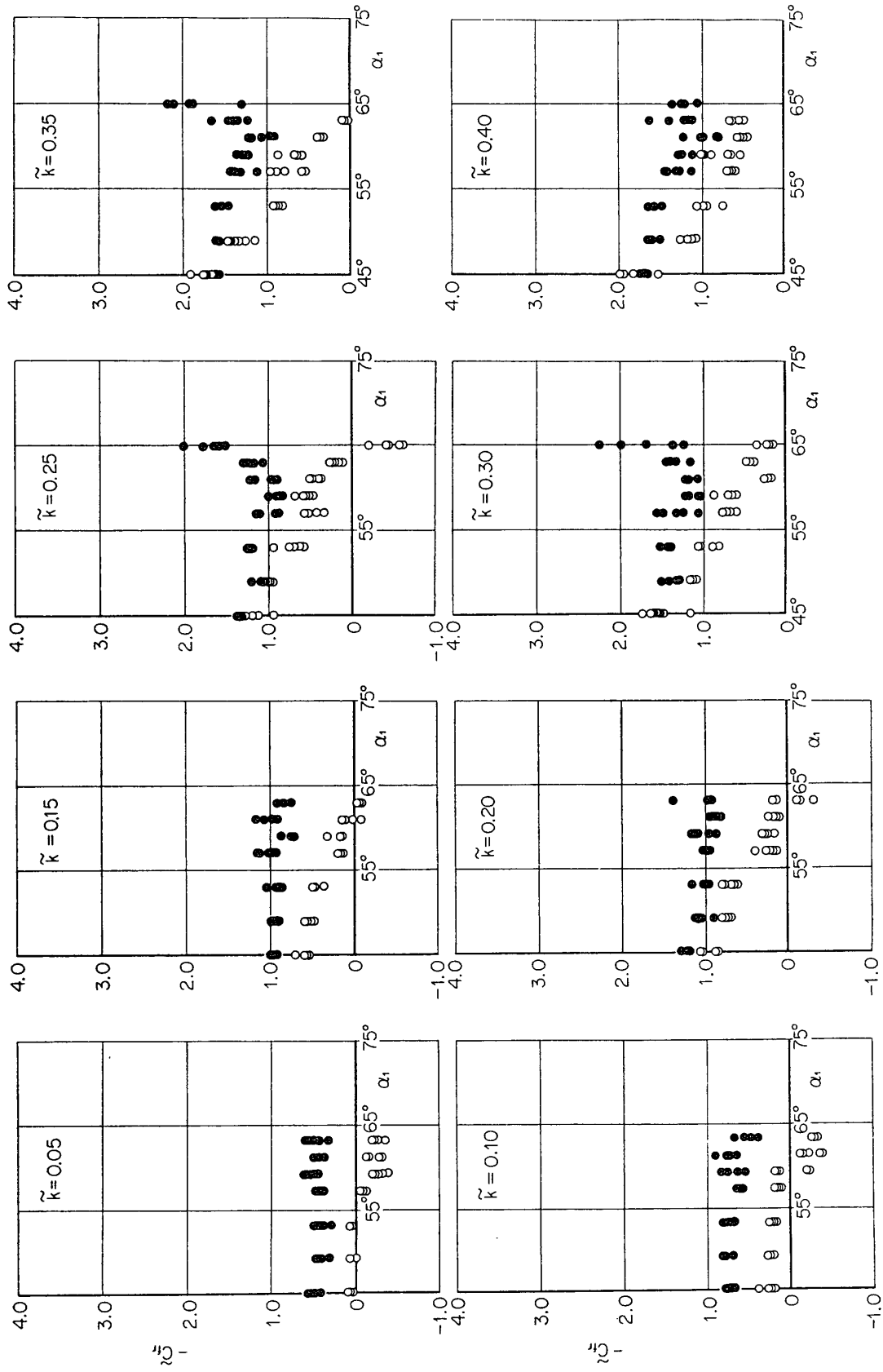
○ $\varphi = 60^\circ$ ● $\varphi = -60^\circ$
 第 15 図 (b) 翼列の空力的減衰力特性 ($\theta = 30^\circ$, $|\varphi| = 60^\circ$)



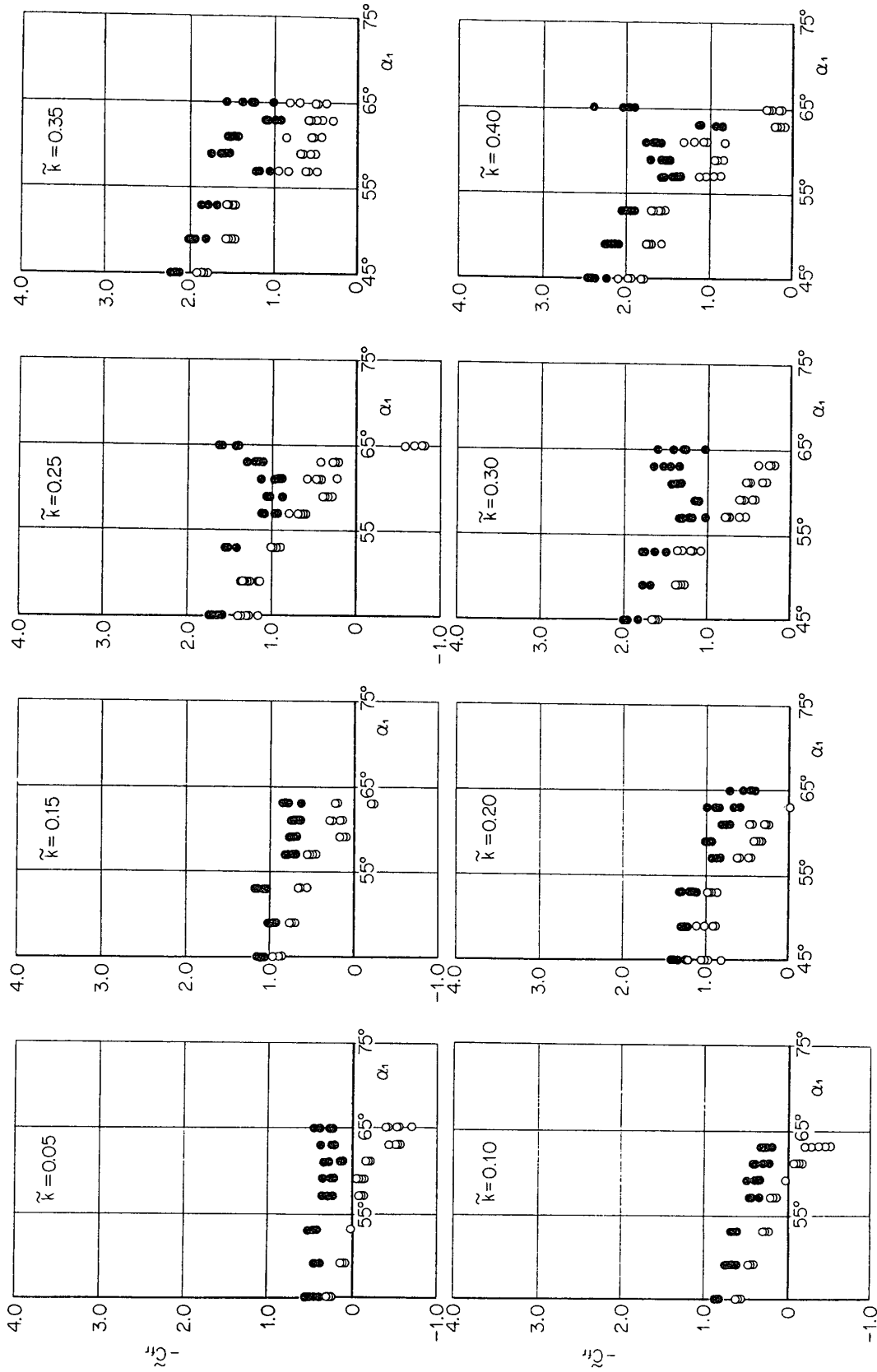
第 15 図 (c) 翼列の空力的減衰力特性 ($\theta = 30^\circ$, $|\varphi| = 120^\circ$)
 ○ $\varphi = 120^\circ$ ● $\varphi = -120^\circ$



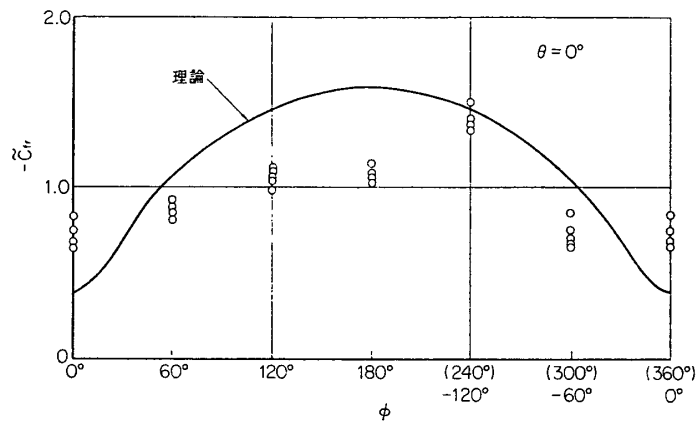
● $\varphi = 180^\circ$ ○ $\varphi = 0^\circ$
 第 16 図 (a) 翼列の空力的減衰力特性 ($\theta = 45^\circ, \varphi = 0^\circ, 180^\circ$)



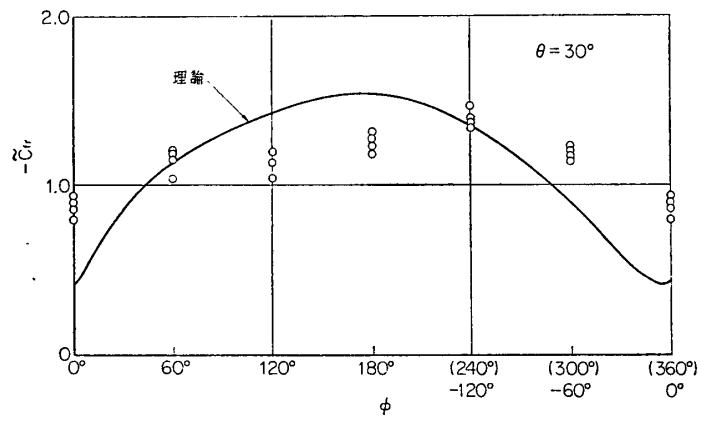
○ $\varphi = 60^\circ$ ● $\varphi = -60^\circ$
 第 16 図 (b) 翼列の空力的減衰力特性 ($\theta = 45^\circ, |\varphi| = 60^\circ$)



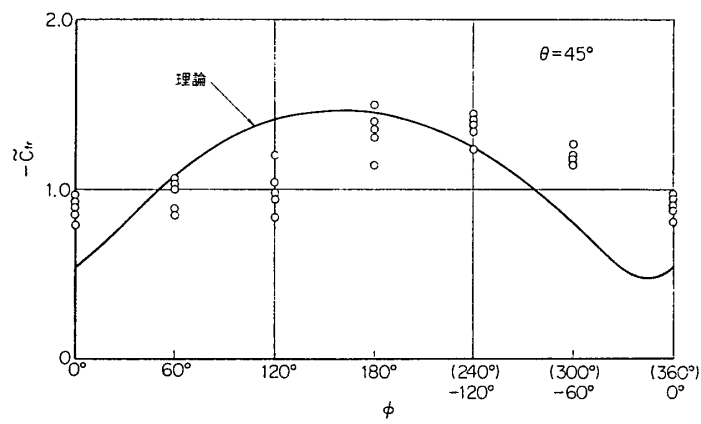
○ $\varphi = 120^\circ$ ● $\varphi = -120^\circ$
 第 16 図 (c) 翼列の空力的減衰力特性 ($0^\circ = 45^\circ$, $|\varphi| = 120^\circ$)



(a) $\theta = 0^\circ$



(b) $\theta = 30^\circ$



(c) $\theta = 45^\circ$

第 17 図 振動翼列理論との比較 ($\alpha_1 = \theta, \bar{k} = 0.2$)

$(-\tilde{C}_{fr}) > 0$ であるが, $\alpha_1 \geq 65^\circ$ になると $\bar{k} < 0.3$ のすべての \bar{k} に対して $(-\tilde{C}_{fr})$ の著しい低下が生じて $(-\tilde{C}_{fr}) < 0$ となっている。

さて, 翼列翼が任意の翼列および振動の条件のもとで振動する際にうける空力的減衰は, 平板翼列が無失速状態で作動している場合に対しては理論的に求められる[4][5]. しかし現在まで具体的に計算されたものの中で, 転向角のある場合[5] は本実験の範囲では既に失速領域に入った流入角に対してなされており, 従って本実験結果とその計算結果とを直接比較して見ることはできない. 従って迎え角 $\alpha_1 - \theta = 0^\circ$ の場合 [4] でのみ比較して見る。

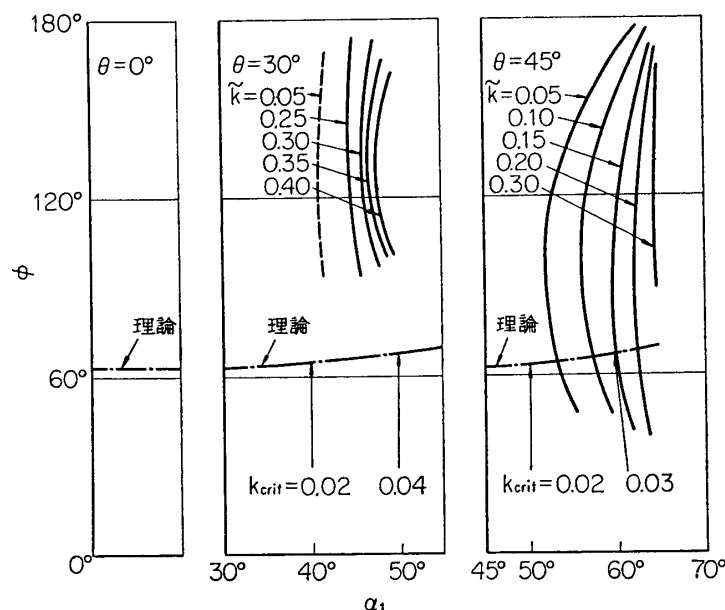
第 17 図は $\alpha_1 = \theta$, $\bar{k} = 0.2$ において理論と実験の結果とを比較したものである. これより $\varphi = 0^\circ$ の場合には実験より得た空力的減衰力は理論値の約 2 倍の値をもっていることがわかる. $\varphi = 0^\circ$ における実験の $(-\tilde{C}_{fr})$ は θ が大きいとやや大きな値をとるが, いずれもこの翼が単独翼として振動したときの値にほぼ等しい. これは有限翼列で有限枚数の翼を振動させるときには $\varphi = 0^\circ$ のときに端板の影響を最も強くうけるためと考えられる。

また $\varphi = 0^\circ \sim 180^\circ$ の範囲において実験結果には理論では見られない強いくぼみが存在する. このくぼみは θ の増大とともに φ の正の小さい値の方によっており, $\theta = 0^\circ, 30^\circ$ および 45° の時それぞれ $\varphi = 180^\circ, 120^\circ$ および 60° 附近にある. $\theta = 30^\circ$ および 45° においては, このくぼみは転向角が増すに従って強くなり(失速域に入ると著しい), $\varphi = 0^\circ \sim 180^\circ$ の領域で最初に $(-\tilde{C}_{fr})$ が負になるわけである. 前述の理論においても転向角がある圧縮機翼列においては $\varphi = 120^\circ$ 附近で $(-\tilde{C}_{fr})$ -曲線が強いくぼみ, 丁度 $\varphi = 60^\circ$ 附近で小さな山を形成するような例が示されている. 実際の翼は, 理論における平板翼列とは多少異なって反りや厚みをもっており, $\alpha_1 = \theta$ が零揚力流入角ではなく多少の転向角が存在するために, 上述のように $\alpha_1 = \theta$ においても $(-\tilde{C}_{fr})$ -曲線にくぼみが生じてきたものとも考えられる。

さて上述の諸結果より翼列振動の空力的不安定領域を求めて見ると大略第 18 図のようになる. 図にて \bar{k} が一定の線より右側の領域では, その \bar{k} よりも小さい \bar{k} をとる場合 $(-\tilde{C}_{fr}) < 0$ すなわち空力的に不安定な状態になることを示している。

$\theta = 0^\circ$ の場合は, 測定した \bar{k} の範囲では常に $(-\tilde{C}_{fr}) > 0$ であったので不安定領域は示されていない. $\theta = 30^\circ$ の場合は \bar{k} が小さくてもかなり大きな迎え角にならなければ不安定にならないので, \bar{k} が小さいときの安定限界線は流れの乱れのために正確な傾向は明らかではないが, 最も危険な φ は $\varphi_{crit} = 120^\circ \sim 180^\circ$ であると推定される. $\theta = 45^\circ$ の場合は迎え角がかなり小さいときに既に不安定領域が見られ, $\varphi_{crit} = 60^\circ \sim 120^\circ$ であると考えられる. このように θ が大きいほど φ_{crit} は小さい値をとるようであるが, この傾向は第 17 図に示した $(-\tilde{C}_{fr})$ のくぼみと θ との関係と一致している。

第 18 図中の鎖線は理論計算結果 [5] より推定した φ_{crit} であって, θ および α_1 によって φ_{crit} はあまり変わらないようである. またその φ_{crit} 線上の数字は対応する \bar{k}_{crit} の概略の値であって, $\theta = 30^\circ$ および 45° において実験結果と比較すると, 無失速状態では実験で得られる \bar{k}_{crit} は理論の \bar{k}_{crit} に近い値をとっているが, α_1 が大きくなって失速域に入ると実験で得られる \bar{k}_{crit} は無失速理論で得られる値の数倍にも達している. これはフラッタ速度が失速によって著しく低下することを意味する。



第 18 図 翼列の空力的安定限界

流体力-翼振動速度間の位相特性: 単独翼の場合、迎え角を増してゆき失速領域に入るとともに、翼の振動速度（迎え角変化）に対して流体力は大きな位相進みをとるようになることを示し、そのときの変動の時定数を推定した。翼列の場合に対して流体力と翼の振動速度間の位相関係を調べた結果を第 19 図～第 21 図に示す。

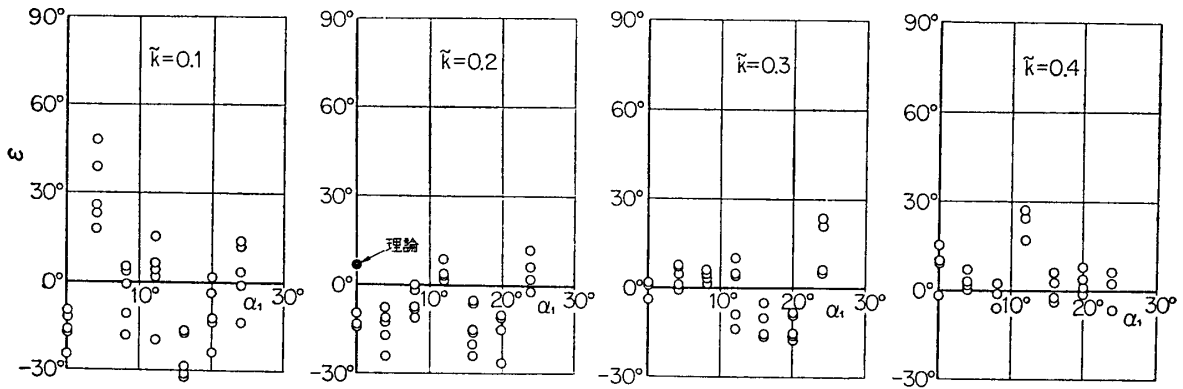
$\theta=0^\circ$ の場合（第 19 図）、すべての φ および \tilde{k} に対して流入角による ε の変化は小さい。 $\tilde{k}=0.2$ の図には $\alpha_1=\theta$ に対して求められている理論結果[4]をあわせ示してあり、これより実験結果は理論値とは大差ない値を示していることがわかる。

$\theta=30^\circ$ の場合（第 20 図）、 $\varphi=0^\circ$ のときには $\alpha_1=\theta$ で理論値とかなりよい一致が見られ、また α_1 が小さい時には ε は小さい値をとるが、 α_1 が大きくなると \tilde{k} が大きいほど流体力は翼の振動速度に対して大きな位相進み ($\varepsilon>0$) の状態になるようである。 $\varphi\neq 0^\circ$ の場合は $\alpha_1=\theta$ に対しては $\varphi>0$ の場合の ε の方が $\varphi<0$ の場合の値よりも大きい、これは理論で得られる φ と ε の間の関係と同じ傾向である。しかしいずれの場合も実験の ε は理論値よりもかなり大きな値を示している。また失速域と考えられる流入角範囲に入ると ε はかなり大きくなる。

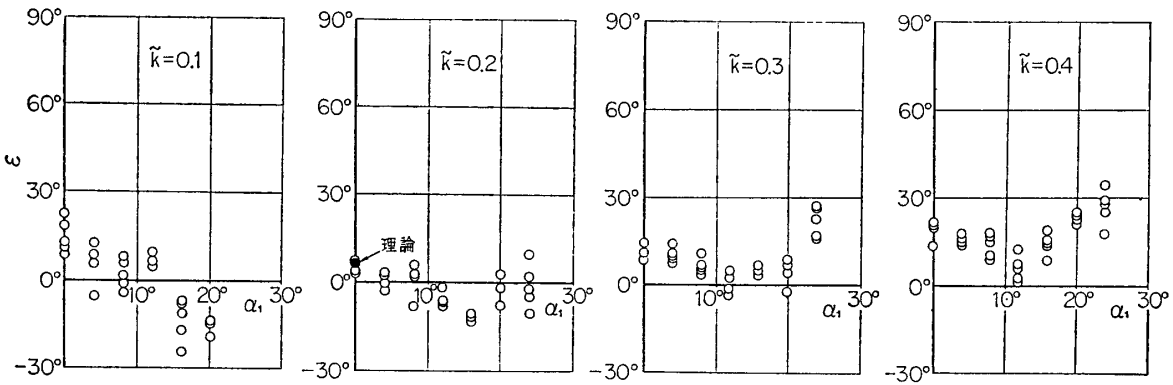
$\theta=45^\circ$ の場合（第 21 図）は、全体的に ε が大きい値をとることを除いては $\theta=30^\circ$ の場合とほぼ同様である。

なお前述のように $\theta=30^\circ$ と 45° においては $(-\tilde{C}_{fr})<0$ となる場合がある。そのときは当然 $\varepsilon>90^\circ$ となるが、計算の精度が悪いために図には示されていない。

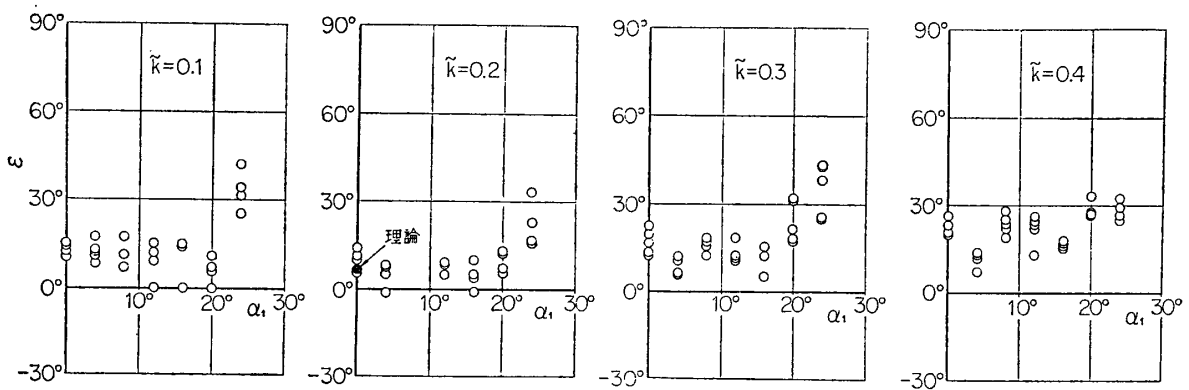
さて翼列においては、同位相振動 ($\varphi=0^\circ$) の際の空力的減衰力特性 ($(-\tilde{C}_{fr})-\alpha_1$) が、



(a) $\phi = 0^\circ$

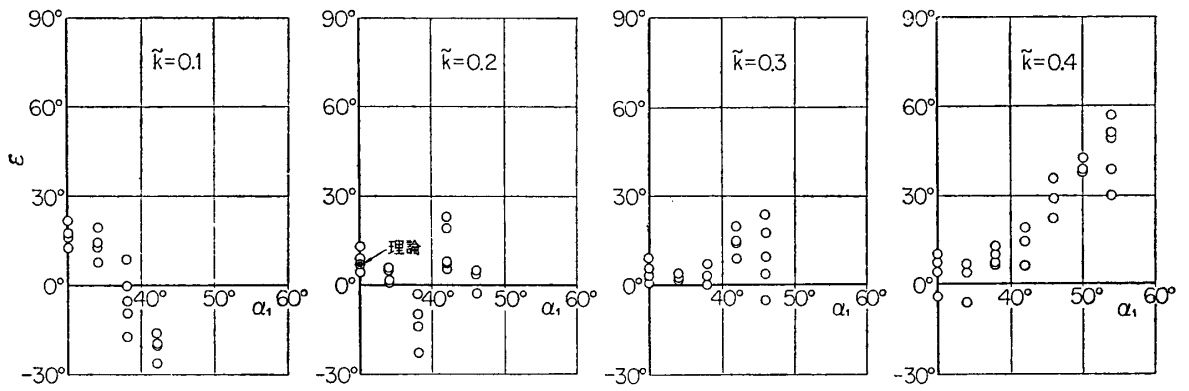


(b) $\phi = 120^\circ$

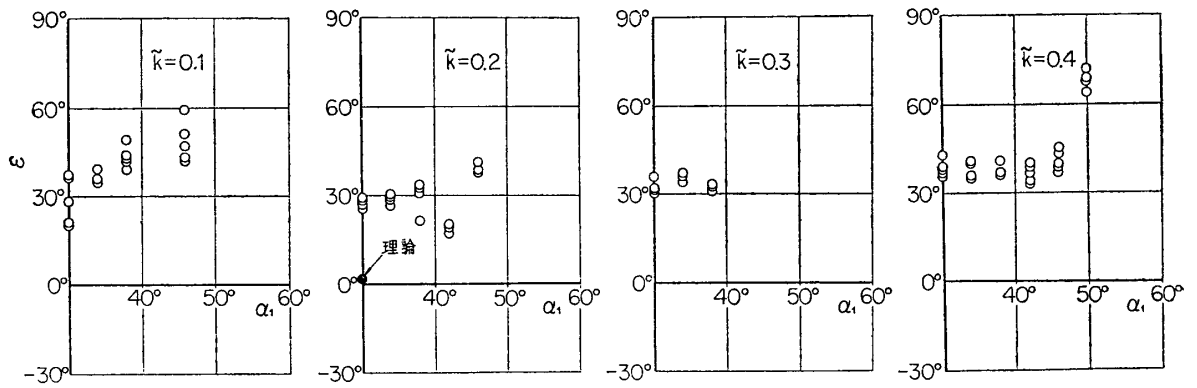


(c) $\phi = -120^\circ$

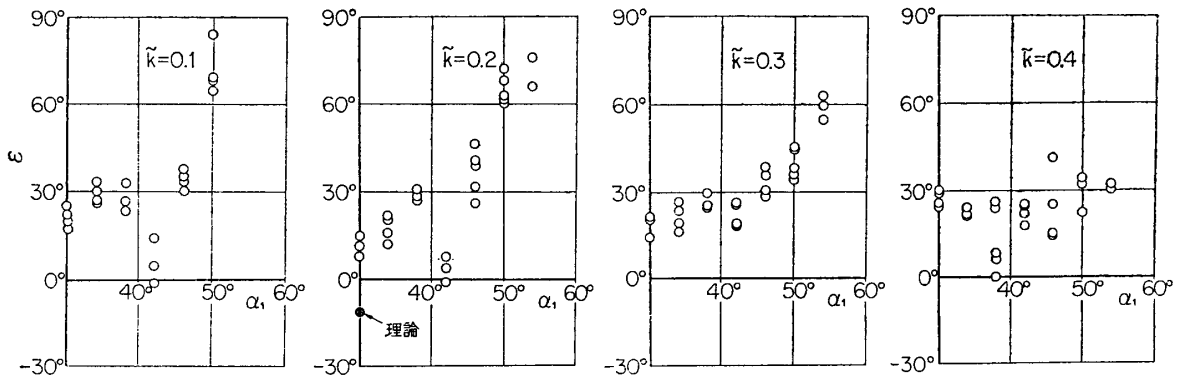
第 19 図 流体力-翼振動速度間の位相差 ($\theta = 0^\circ$)



(a) $\varphi = 0^\circ$

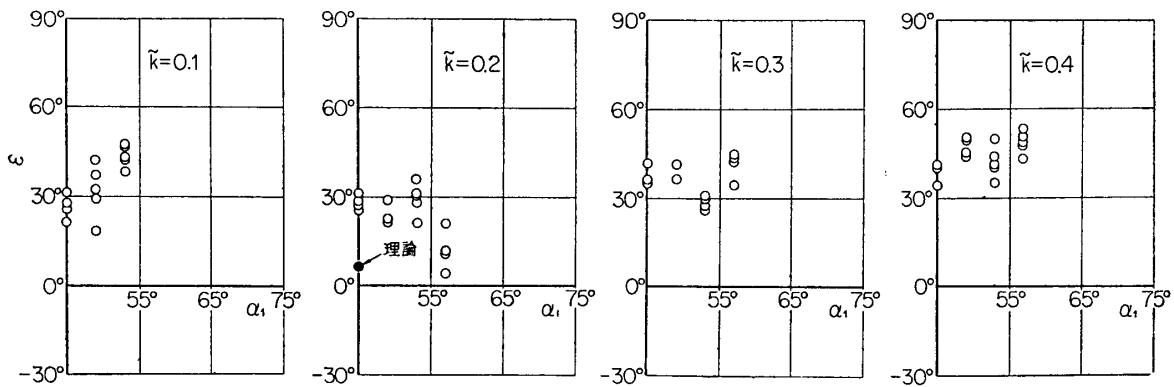


(b) $\varphi = 120^\circ$

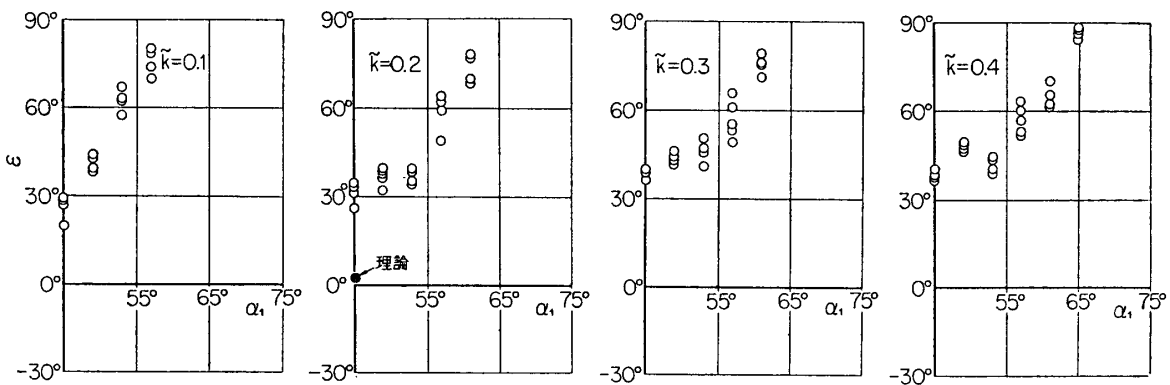


(c) $\varphi = -120^\circ$

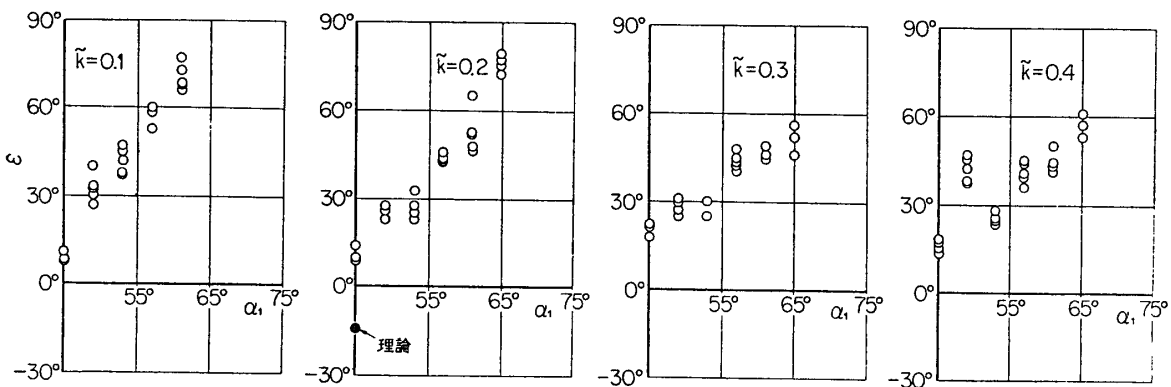
第 20 図 流体力-翼振動速度間の位相差 ($\theta = 30^\circ$)



(a) $\varphi = 0^\circ$



(b) $\varphi = 120^\circ$



(c) $\varphi = -120^\circ$

第 21 図 流体力-翼振動速度間の位相差 ($\theta = 45^\circ$)

単独翼の場合と同様、静的法線力特性 ($C_F-\alpha_1$) と関連づけて考えることができる。すなわち θ のいかんによらず C_F は α_1 の増加とともにほとんど直線的に単調に増加しており、 $(-\tilde{C}_{fr})$ も $\varphi=0^\circ$ の場合は α_1 に対してほとんど大きな変化を示していない。一方 ε は $\varphi=0^\circ$ の場合 α_1 に対して単独翼のような著しい変化は見られない。これらをあわせ考えれば、翼列の場合は単独翼の場合に比べて境界層の時間遅れはかなり小さいものと推定される。

5. む す び

二重円弧翼が翼弦に垂直方向に上下振動する際に、翼に働らく流体力を、単独翼の状態の場合と、翼列の場合——食違い角、流入角、振動数および翼間の振動の位相差の各種の組合せ——に対して、水振動直線翼列試験機を用いて実験的に求め、既存の理論と比較しながら考察した。

単独翼の場合： 迎え角が 0° の場合、得られた空力的減衰力を振動翼理論と比較した結果、理想的な場合の法線力勾配の代りに実際に得られる法線力勾配を用いれば計算結果は実験結果と十分一致することがわかった。

また迎え角がある場合でも無失速域においては実験より得られる各迎え角での法線力勾配を用いれば振動翼理論によって振動翼に作用する空力的減衰力が十分な精度で推定できることが示された。しかし失速点附近に達すると、空力的減衰力は理論で推定されるものより大きな値をとるようになり、それは無次元振動数が大きいほど著しい。同時に流体力は翼の振動速度（迎え角変化）に対して大きな位相進みをとるようになる。これらに対しては、失速の際の境界層の時間遅れや周囲の流れの慣性効果による遅れが原因と考えられる。そこで簡単なモデルを考え、それによってそれらの時間遅れの時定数 (T) を調べたところ、 $T/(c/W_1) \sim 5$ 前後の値を得た (c : 翼弦長, W_1 : 流入速度)。迎え角を更に増してゆくと、空力的減衰力も流体力の翼の振動速度に対する位相進みも著しい減少を示す。

翼列の場合： 食違い角 $\theta=0^\circ, 30^\circ$ および 45° に対して同様な実験を行なった。まず迎え角が 0° の場合、得られた空力的減衰力を振動翼列理論の結果と比較したところ、実験、理論ともに翼が同位相振動するとき（翼間の振動の位相差 $\varphi=0^\circ$ ）空力的減衰力は最小値をとるが、実験値は理論値の倍程度の値を示した。これは実験が有限翼列で有限枚数の振動翼列によって行なわれたためと考えられる。また空力的減衰力は $\varphi=0^\circ \sim 180^\circ$ においてやや小さな値をとっており、迎え角が増すに従ってこのくぼみは大きくなって $\theta=30^\circ$ で $\varphi=120^\circ \sim 180^\circ$, $\theta=45^\circ$ で $\varphi=60^\circ \sim 120^\circ$ で空力的減衰力がまず負になる。 $\theta=0^\circ$ の場合は実験の範囲内では常に正の空力的減衰を示した。

フラッタ限界を調べたところ、迎え角が小さいときには理論の示す値に近い限界振動数が得られたが、失速域に入るとフラッタ限界は理論の示すものよりも著しく低下する。

流体力と翼の振動速度の間の位相を調べた結果、失速の際に生ずる流体力の時間的遅れは単独翼の場合に比してかなり小さいことが推定された。

最後に本実験は、当時農工大学学生 大野 拓（現在鈴木自動車 K. K.）、渡辺 勇（現在野田醤油 K. K.）両君の協力によって進められたものであり、また実験結果の整理には研究

室の谷勝達哉君の努力に負うところが多いことを附記して感謝の意を表する。

1965 年 6 月 10 日 原動機部

参 考 文 献

- [1] J.R. Schnittger, J. Aeron. Sci., Vol. 21, No. 1 (1954) p. 27.
- [2] 浅沼, 谷田, 斎藤, 東京大学航空研究所集報, 第 3 卷, 第 7 号 (昭 38) p. 649.
- [3] たとえば Th. v. Kármán & W.R. Sears, J. Aeron. Sci., Vol. 5, No. 10 (1938) p. 379.
- [4] D.S. Whitehead, R & M No. 3254 (1960)
- [5] D.S. Whitehead, R & M No. 3386 (1965)