

い)  
衣存  
まれ  
図の  
換し  
どう  
コ付

# 並進振動する楕円翼面上の変動圧力の測定

浅沼 強・高久 有幹\*・岡島 厚・谷勝 達哉

## Measurements of Surface Pressure on an Elliptic Airfoil Oscillating in Uniform Flow

By

Tsuyoshi ASANUMA, Aritomo TAKAKU, Atsushi OKAJIMA, and Tatsuya TANIKATSU

のは

8 の

われ

バラ

化し

面で

斗学)

1, 27,

. Sci.

: high

**Abstract:** In order to analyze the dynamic characteristics of an elliptic airfoil oscillating in uniform flow, the distributions of steady and unsteady pressure over the surface of the airfoil are measured simultaneously by using many newly developed miniature pressure transducers. These transducers were especially designed to be easily and directly applied to any arbitrary spot on the moving surface.

Measurements are carried out while changing Reynolds number, angle of attack, and frequency of airfoil oscillation. Analysis of these measurements indicates that the characteristics of the pressure distribution depend essentially on whether or not the airfoil is operating in the stalled state. Furthermore, the normal forces calculated from the pressure distributions are found to be in good agreement with those measured directly by means of a strain gauge.

### 概 要

一様流れの中で並進振動する楕円翼（翼厚比 20%）の動特性を調べる目的から、新しく開発した 12 個の貼付式示圧計を翼面上に装着して振動翼面上の局所的な圧力分布を測定した。その際、レイノルズ数、迎え角および強制振動数を広い範囲に変えながら翼に働く法線力も同時に測定した。その結果、無失速もしくは失速状態における翼面上の圧力分布に著しい相違のあることが明らかになった。なお、これら圧力分布から求めた法線力を直接測定した法線力と比較したところ、両者はよく一致していることがわかった。

### 1. ま え が き

軸流圧縮機における翼破損の主な原因は、フラッタとよばれる自励振動や旋回失速による空力的な強制振動など非定常現象によるものと考えられている。なかでもフラッタについては、翼が振動する際の空力的減衰力を定量的に測定し、失速時における翼の動的特性を調べねばならず、すでに多くの実験的研究が行なわれている [1][2]。しかし、空力的減衰力の測定だけでは、振動する翼面上の局所的な流れ状態を正しく推定することはきわめて困難で

---

\* 群馬工業高等専門学校（研究生）

あり、翼面上の圧力もしくは速度分布を測定する必要がある。

他方、大型の模型翼を振動させながら、翼面上の変動圧を直接測定した研究がある。すなわち、F. Ruddlesden [3] らは、風洞の中で曲げ振動する大型デルタ翼（翼弦長：1.086 m, 翼幅：0.684 m, 翼厚比 6 %）の中に埋めこんだ 24 個のひずみゲージ型示圧計（径 15  $\phi$  mm, 厚さ 4 mm）によって翼面上の変動圧力分布を実測し、これから変動揚力や抵抗を算出している。S. A. Leadbetter [4] らは、大型テーパー翼（最大翼弦長：1 m, 先端翼弦長：0.5 m, スパン：1.125 m, アスペクト比：3, テーパー比：0.5）をピッチング振動させながらスパン方向 5 か所にそう入した 30 個の小型示圧計を用いて、直接翼の上下面圧力差を測定している。また V. H. Drescher [5] らはフラップつき大型翼の風洞実験において、フラップの過渡的变化にともなう翼面上の変動圧力分布を実測し、変動揚力成分などを求めている。これらはいずれも大型模型翼面上の変動圧の測定であり、軸流圧縮機の翼列翼などの非定常現象に有用な情報を与えてくれるとはいえない。それゆえ、実機に近い翼面上の変動圧力分布を測定する必要があるが、その例は少ない。わずかに一様粘性流の中で並進振動する楕円翼（翼弦長：50 mm, アスペクト比： $\cong 6$ , 翼厚比：20 %）まわりの流れの粘性効果を調べるため翼表面の圧力測定を行なった例があるにすぎない [6]。これは、0.8  $\phi$  mm の測定孔から、長さ 300 mm の圧力導管（内径 3 mm  $\phi$ ）を介し、切換コックを経て電気容量型示圧計（径 15  $\phi$  mm, 厚さ 8 mm）に連結されているため、翼面上の変動圧を同時測定することはできず、したがって翼面上の各変動圧相互の位相差などを厳密に推定することは困難である。またこの圧力測定は  $Re=1 \times 10^4$  という比較的低い  $Re$  数についてしか行なわれていない。よって著者らは楕円翼（翼弦長：40 mm, 翼幅：58 mm, 翼厚比：20 %）の中にひずみゲージ型試作示圧計（径 6  $\phi$  mm, 厚さ 0.4 mm）を埋め込み、一様流水中で並進振動させたときの翼面上の変動圧を測定した [7]。しかし、この場合の測定点は 5 個と少なく、また示圧計を埋め込むことによる圧力導管の応答おくれがさけられず、翼の曲げ変形によるドリフトも大きく、測定精度にかなり問題があった。

他方、騒音低減の目的から軸流送風機の静翼（翼弦長：130.7 mm）面上に 4 個の電気容量型示圧計（径 9  $\phi$  mm, 厚さ 1 mm）を装着して、静翼面上に働く変動圧力を測定した例がある [8]。この測定圧範囲は、かなり低い、それだけ安定性が劣り、また同時測定するとして各示圧計の感度特性をそろえることは、かなり困難のようである。

そこで、本実験では一様流れの中で並進振動する楕円翼まわりの流れの挙動と翼に働く流体力との関係を明らかにする目的から、小型示圧計（径 4  $\phi$  mm, 厚さ 0.4 mm）を試作し、これを翼表面 12 か所の測定点に貼付して、翼面上の変動圧力を実測した。なお、翼の振動変位や翼に働く変動法線力を同時測定し、無失速および失速時における翼面上の圧力分布と変動法線力との間に強い相関性のあることが明らかになったので、ここに報告する。

## 2. 実験装置および方法

### 2.1 回流水路と振動翼試験機

図 1 に示される回流水路において、地下水そうに貯えられた水は、15 PS の渦巻ポンプによりヘッドタンクに揚げられ、常に溢流しながら一定水位に保たれ、ヘッドタンクから 5 イ

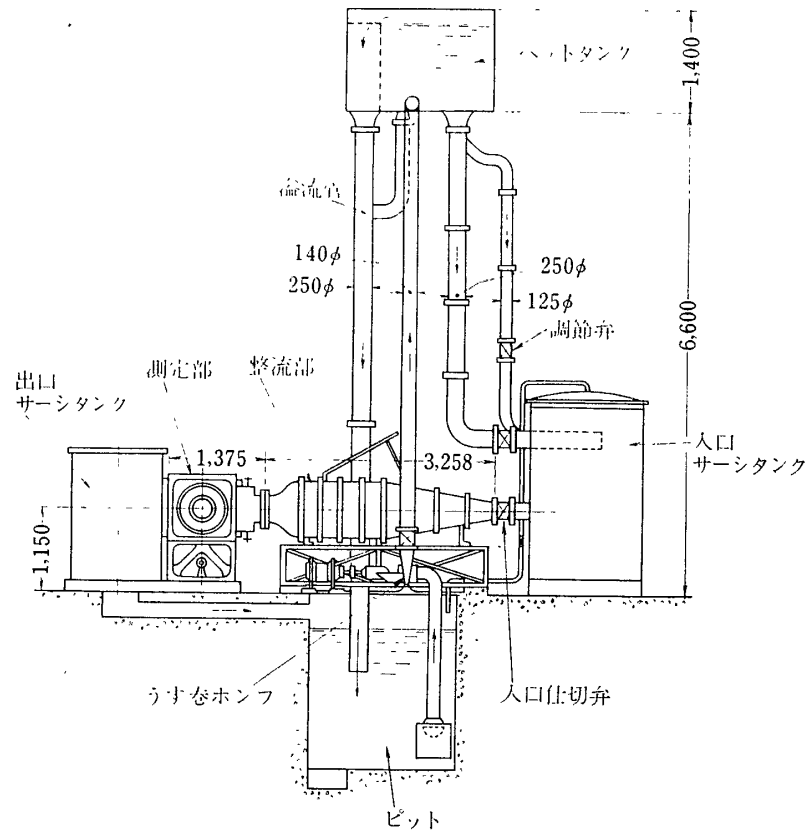


図 1 回流水路

ンチの流量調節弁を経て入口サージタンクにはいる。さらに水は 10 インチの入口仕切弁を部を経て測定部に入る。測定部を出た水は出口サージタンクを経て、再びピットにもどる。

回流水路の測定部に設けられている振動翼試験機は、一様流水中で翼を並進振動させるとともに、翼に働く流体力を直接、測定するためのものであり、図 2 にその外観が示してある。この試験機は 2 枚の回転側板にはさまれており、回転側板を回すことによって、測定翼の流入角を連続的に変え通り、5~10 メッシュの金網を入れた整流することができる。また翼を任意の振幅および振動数で振動させるための機構は図 3 に示してある。すなわち供試翼は片持式の軸を介して、スコッチヨーク部に連結され翼弦に平行な上下 2 枚の板バネによって最終的に回転側板に固定されている。したがって翼は、翼弦に直角方向の振動に対してのみ自由度をもつことになり、いわゆる純曲げ相当の並進振動をすることができ、その振動数は、外部の変速モータに

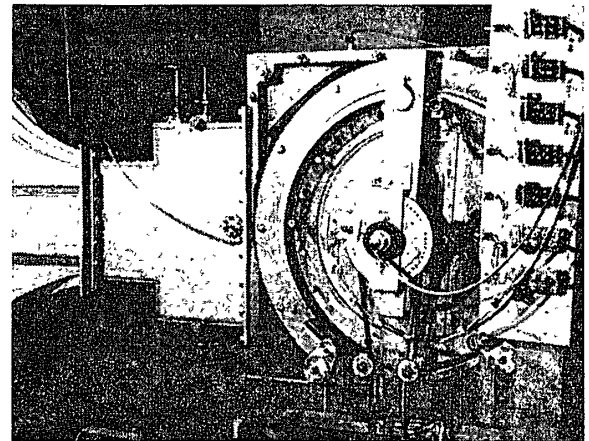


図 2 振動翼試験機の外観

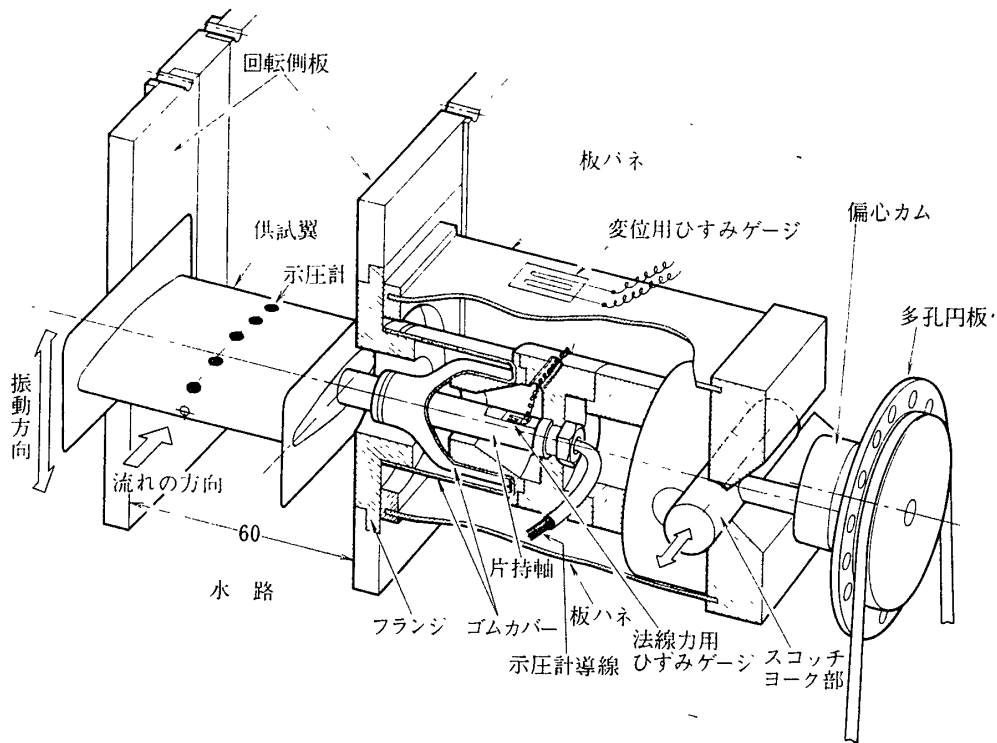


図 3 翼振動機構

より任意に変えられる。また、偏心量の異なる偏心カムを交換することにより振動の振幅を変えることができる。さらに、片持軸の根元にひずみゲージを貼って、翼弦に直角方向の法線力のみを測定するようになっている。また翼の振動変位は、平行バネ板に貼った変位用ひずみゲージから直接測ることができる。なお翼の片持軸と回転側板のフランジ部に固定されたゴムカバーにより、側板の孔と振動軸とのすき間からの漏水を防いでいる。

## 2.2 供試楕円翼

供試翼は翼厚比20%の楕円形対称翼で、翼弦長 40 mm, 翼幅 58 mm, 最大翼厚 8 mm, である。その材質は使用流体として水を用いるので、腐蝕性を考慮して、ステンレス・スチールを使用した。翼面上の圧力測定位置は、図 4 に示すように、翼面の片側にそれぞれ 5 か所、それに前・後縁計 12 か所である。前・後縁は示圧計を貼付できないので、径 0.8  $\phi$  mm の測定孔を設け、翼面に貼付した示圧計と同じものを内部にそう入してある。これらの示圧計は、測定孔から長さ約 12 mm の導管 (0.8  $\phi$  mm) で連結されているため、実験にあたり導管内空気の排除を確認するため、内部が見えるようにアクリ樹脂で作ってある。また、供試翼の両端には、50 mm  $\times$  30 mm, 厚さ 0.3 mm の真鍮製の端板が取り付けられている。これは、片持軸の並進振動を許すべく側板に設けられた孔によるポンプ作用が、翼まわりの流れを乱すのを防止するためのものである。前述の著者らの実験 [7] は、本実験結果と比較しかなり相違しているが、それは端板を設けなかったためと推定される。

## 2.3 試作示圧計

試作示圧計はカプセル式であり、その詳細はすでに前報 [9] に述べてあるので、ここでは

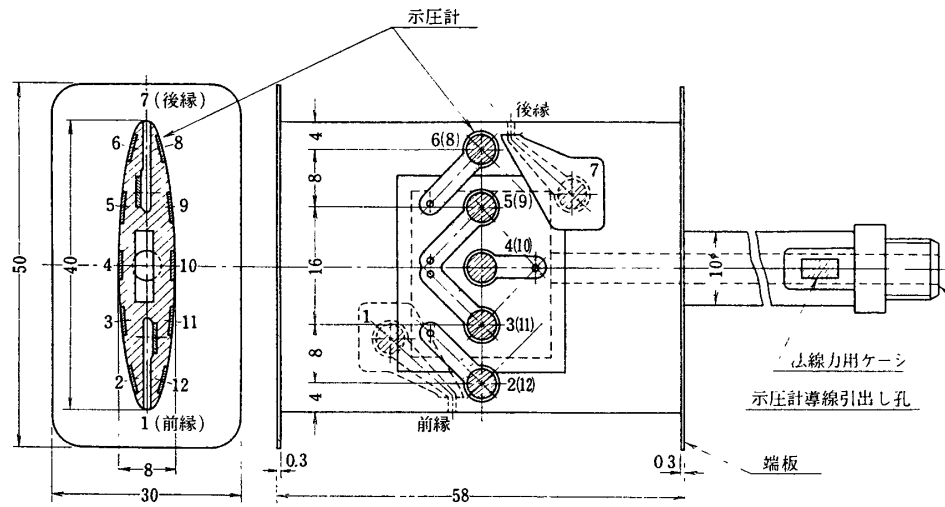


図 4 供試翼の構造と貼付式示圧計の位置

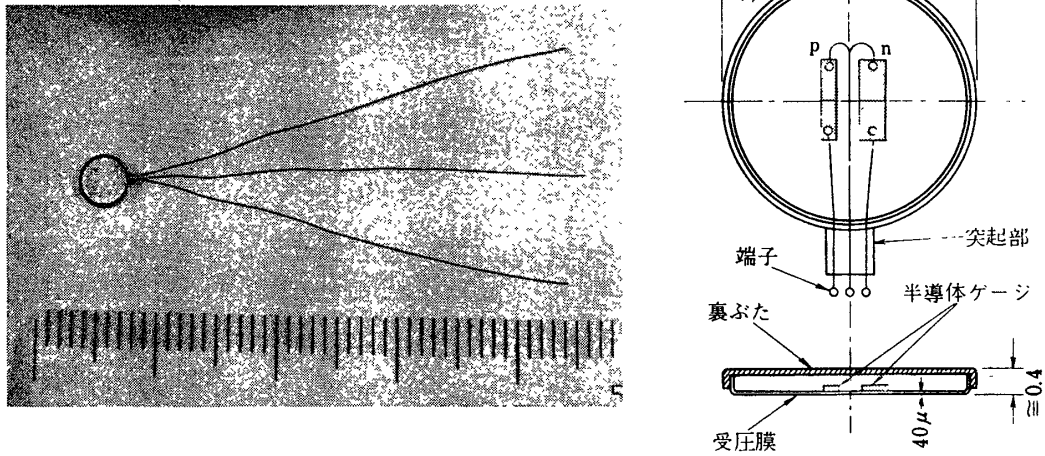


図 5 小型示圧計の構造

その概略を示すにとどめる。その構造は図 5 からわかるように厚さ  $40\mu$  の燐青銅の受圧膜と、厚さ  $100\mu$  の同じ燐青銅の裏ふたとを共にプレス成型して、互いに組み合わせたカプセル式である。受圧膜の内側には 2 枚の PN 形半導体ひずみゲージ (長さ 1 mm, 幅 0.3 と 0.6 mm) が接着してある。示圧計の外径は  $\sim 4.0\phi$  mm, その厚さ  $\sim 0.4$  mm であり, ゲージからのリード線は, 裏ふた周辺の一部を折り曲げた, 幅 0.5 mm の突起部において中継・固定し, 外部に取り出している。12 個の試作示圧計の静特性は, 供試翼に示圧計を直接貼付

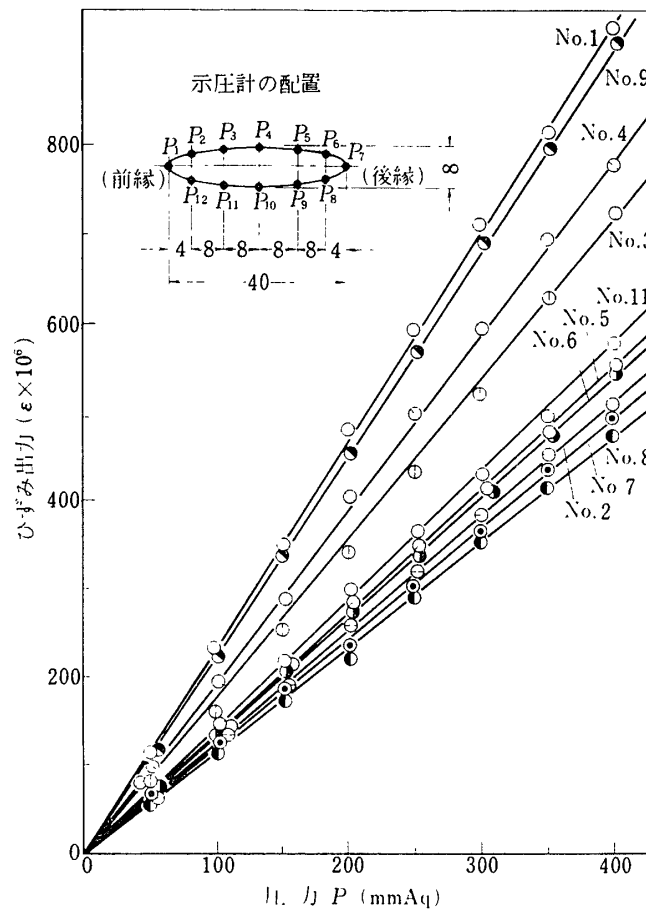


図 6 貼付式試作示圧計の静特性

し、実験時と同じ状態で測定した。すなわち、試験機の測定部に翼を取り付け、ここにかかる水頭を変えながら、示圧計の指示を読み、図 6 のような静特性を得た。なお、翼下面の示圧計 No. 10 と No. 12 は、断線のため、実験には使用しなかった。図によると、水柱 400 mm 以内においては、いずれもよい直線性を示しているが、その感度には、かなりのばらつきのあることがわかる。それは主として、示圧計が極めて小型のため、ゲージの接着条件にばらつきが出やすいためであろう。

## 2.4 実験方法および実験条件

変動圧力（示圧計）、流体力および振動変位などを測定するための各ひずみゲージからの信号は、動ひずみ測定器、直流増幅器をへて、ペン書きオシログラフにより記録される。なお、それらの信号出力はブラウン管オシロスコープに入れ現象をモニタしながら実験を行なった。実験に当たっての段取りは次の通りである。まず供試翼を振動翼試験装置に迎え角  $\alpha=0^\circ$  で取り付ける。ついで装置内の水を抜き取り、示圧計、流体力および変位測定用の各ひずみゲージのバランスを取り、供試翼を所定の振動数で振動させ、翼の慣性力を記録する。次に供試翼に天びん用分銅を用いて荷重をかけ、翼の法線力の検定を行う。そのあと試験装置内に水を入れて、ひずみゲージのバランスを取り直す。さらに、水路内に水を所定の

表 1 実 験 条 件

供試楕円翼	翼弦長	$c$	40 mm
	翼厚比	$\varepsilon$	20%
使 用 流 体			水
流 速		$U$	50~300 cm/s
レイノルズ数		$Re$	$2 \times 10^4 \sim 12 \times 10^4$
翼 の 迎 え 角		$\alpha$	$0 \sim 24^\circ$
翼 の 振 動 振 幅		$\delta$	$\pm 2$ mm
翼 の 振 動 数		$f$	0~8 Hz
無次元振動数		$k$	0~1.0

速度で流し、供試翼を所定の振動数で振動させながら、変動表面圧や変動法線力を記録する。また供試翼の振動数は、翼駆動用プーリに取り付けられた多孔円盤（図 3）による光の点滅をフォト・トランジスタとパルスカウンタにより測定した。また、実験中における流水速度（ $U$ ）は、供試翼の上流（翼弦長で約13倍）にピトー管をそう入して測定した。なお実験は表 1 に示すような実験条件で行なった。実験範囲のレイノルズ数（ $Re$ ）は、翼弦長（ $c$ ）を代表長さとするものであるが、実機の  $Re$  数に近いかなり広い範囲にわたっており、迎え角（ $\alpha$ ）も完全な前縁失速を示す  $24^\circ$  まで、また無次元振動数（ $k$ ）も試験機の許容範囲内で広く変えてある。

3. 実験結果と考察

一様な流れ（ $U$ ）の中を、任意の迎え角で楕円翼（翼弦長  $c$ ）が静止または翼弦に直角に並進振動する場合、図 6 に示すような翼面上に貼付された示圧計（ $P_1 \sim P_{12}$ ）により、変動圧力（ $\tilde{p}$ ）を測定し、さらに翼に働く変動法線力（ $\tilde{N}$ ）と翼の振動変位（ $Y$ ）を同時に測定する。変動圧力は  $(1/2 \cdot \rho U^2)$  で、定常および変動法線力は  $(1/2 \rho U^2 \cdot c)$  で無次元にしたものをそれぞれ  $\tilde{C}_p$ 、 $\tilde{C}_N$  および  $\tilde{C}_N$  とする。

3.1 静止翼の場合

振動翼まわりの流れの様相を明らかにすべく、翼面上の変動圧力を測定するに当っては、まず静止楕円翼の失速角を含めた静特性を知る必要がある。いま、一様流れの中に静止した楕円翼の迎え角を、 $0^\circ$  から  $26^\circ$  まで順次変化させて供試翼に働く定常法線力（ $\bar{C}_N$ ）を測定する。両者の関係を示す図 7 によると、迎え角による定常法線力に対する傾向は、 $Re$  数によりあまり相異はなく、わずかに失速角が低  $Re$  数で  $\sim 15^\circ$ 、高  $Re$  数で  $\sim 17^\circ$  前後であることがわかる。すなわち、迎え角の増加にともなって  $\bar{C}_N$  は薄翼理論値の傾斜（ $2\pi$ ）よりもやや低くほぼ直線的に増加し、失速角前後で最大値を示している。さらに迎え角を増加すると、翼は失速し  $\bar{C}_N$  は急激に減少する。しかし、 $\alpha > 20^\circ$  になると図に見るように  $\bar{C}_N$  は、再び上昇の傾向を示している。

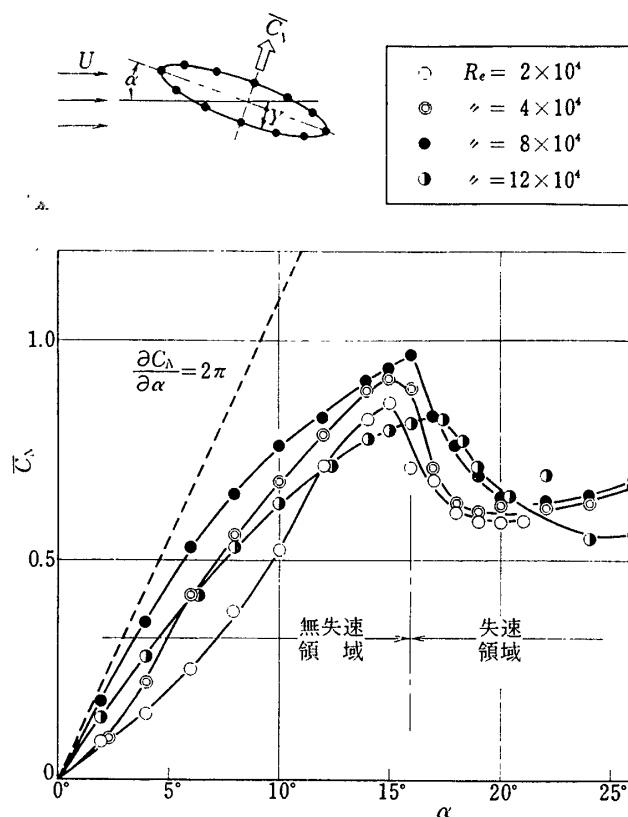


図 7 静止楕円翼に働く定常法線力

次に、静止翼面上の変動圧力 ( $\tilde{p}$ ) の代表的な記録例を図 8 に示す。図によると、翼が完全に無失速の状態の場合は全翼弦にわたって変動圧力は一様に極めて小さいが、迎え角  $\alpha = 12^\circ$  となると、図に示すように翼面上の変動圧力 ( $P_1 \sim P_5$ ) はやや大きくなり、カルマン渦と思われる約 30 Hz 前後の周期的な波形を示している。しかし、翼後縁付近における変動圧力  $P_7$  はやや小さく、波形も乱れているが、翼腹面 ( $P_9 \sim P_{11}$ ) はほとんど変動していない。失速角に相当する  $\alpha = 16^\circ$  になると、すでに翼背面において局所的な流れのはく離を生じているためか、翼背面の変動圧は著しく、とくに  $P_3 \sim P_5$  の圧力変動は顕著であり、しかも  $\alpha = 12^\circ$  のような周期性はほとんど認められない。さらに失速角をすぎた  $\alpha = 18^\circ$  では静止翼にもかかわらず、 $\alpha = 16^\circ$  の場合と同程度の圧力変動を翼背面に見ることができる。なおこのときの定常法線力もかなり大きく変化している。

これらのことを確認するために、静止楕円翼（翼弦長 50 mm，翼厚比 20%）の前縁から水性染料を浸出させて翼表面の流れを可視化してこれを観測した。それによれば、迎え角  $\alpha = 0^\circ$  でも流れは、すでに後縁付近でわずかながらはく離しており、 $\alpha = 12^\circ$  になると、ほぼ前縁近くから、かなり周期的な変動流となっていることが推測される。失速角をすぎた  $\alpha = 18^\circ$  ではすでに前縁付近から流れは乱流はく離しており、 $\alpha = 21^\circ$  では完全な前縁はく離を呈していることがよくわかる。これらの流れ模様は、いずれも、さきに示した変動圧力の記録とよく対応しているといえよう。また、翼表面に油性塗料（酸化チタンと石油の混合物）を塗



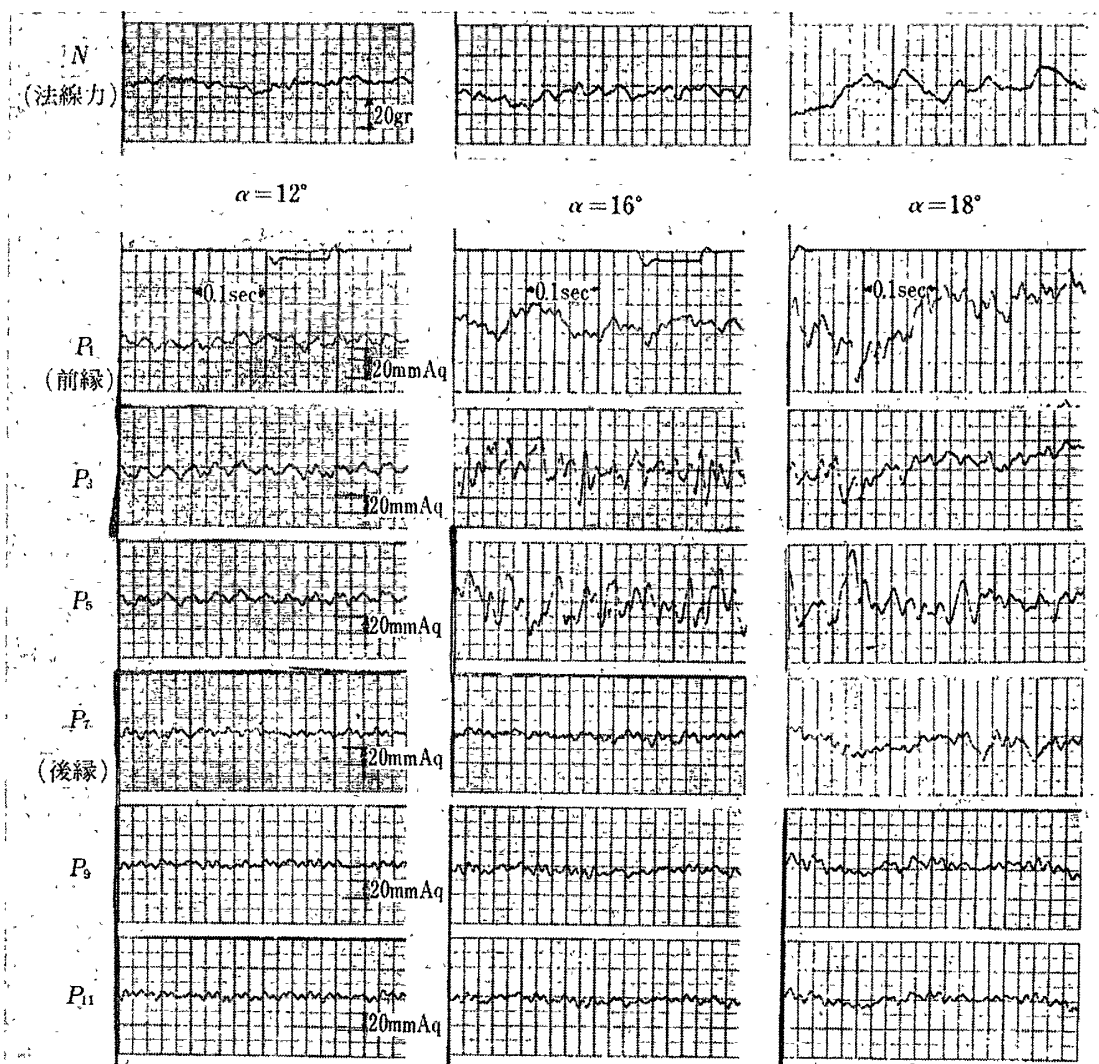


図 8 静止翼面上の変動圧力波形

翼が完  
角  $\alpha =$   
レマン渦  
変動圧  
いない。  
生じて  
しかも  
は静止  
なおこ

まから水  
角  $\alpha =$   
ほぼ前  
 $\alpha = 18^\circ$   
を呈し  
記録と  
1) を塗

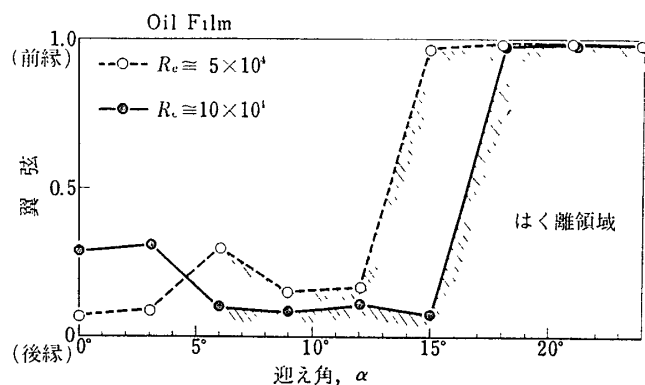


図 9 静止楕円翼におけるはく離点の位置 (油性塗料を用いた油膜法)

り、それによる流れ模様からはく離線の移動を求めた図 9 によると、 $Re$  数 ( $\cong 5.0 \times 10^4$ ) では  $\alpha = 15^\circ$  になると、はく離線は一挙に前縁付近に移動している。これに対して高い  $Re$  数 ( $\cong 10 \times 10^4$ ) では、少しおくれで  $\alpha = 17^\circ \sim 18^\circ$  で、前縁はく離となっており、このことは図 7 の静特性において失速角が  $Re$  数とともに増える傾向とよく一致している。

### 3.2 振動翼の場合

#### a) 翼面上の変動圧力分布

供試楕円翼を並進振動させながら、翼面上に貼付した示圧計により変動圧力( $\tilde{p}$ )を測定した。とくに無失速状態 ( $\alpha = 12^\circ$ )、失速角付近 ( $\alpha = 16^\circ$ ) および失速状態 ( $\alpha = 18^\circ$ ) における翼面上の各点 ( $P_1 \sim P_{11}$ ) の変動圧力波形を、変動法線力 ( $\tilde{N}$ ) や振動変位 ( $Y$ ) と同時測定した代表的な記録例を図 10 に示す。図によれば、無失速 ( $\alpha = 12^\circ$ ) の場合、翼前縁付近 ( $P_1$  と  $P_2$ ) の圧力は、比較的大きな振幅で、強制振動変位 ( $Y$ ) に相似な正弦関数的に変動をしている。しかし  $P_3$  から  $P_7$  (翼後縁) に近づくに従って、振幅は急激に小さくなっている。また直接測定した変動法線力 ( $\tilde{N}$ ) も振動変位 ( $Y$ ) に対して一定の位相差をもちながら、やはり正弦的に大きく変動しており、この場合法線力の振幅の絶対値は  $|\tilde{N}| \cong 40 \text{ gr}$  である。次に  $\alpha \cong 16^\circ$  の失速角付近で供試翼を並進振動させると、 $P_3 \sim P_5$  の変動圧力波形は著しく乱れるが  $P_1 \sim P_4$  の変動圧力は、明瞭な周期性を示している。さらに失速状態 ( $\alpha = 18^\circ$ ) になると、図 11 に見るように、翼の背面上の流れはすでに大きくはく離しているにもかかわらず、 $P_1 \sim P_5$  の変動圧力振幅は、非常に大きく、しかも強制振動と同じ周期で変化しており、その振幅も後縁 ( $P_7$ ) に近づくに従って急に減少している。ここでとくに注目すべきことは、迎え角のいかにかわらず翼腹面の後縁近くの変動圧力 ( $P_{10}$ ,  $P_{11}$ ) がいずれもかなり明白な周期性をもって変化していることである。また翼背面における変動圧力 ( $P_2 \sim P_6$ ) の位相は、翼後縁に向うにつれて徐々に遅れているが、翼腹面側の  $P_{10}$ ,  $P_{11}$  では、ちょうど位相が背面側に対して  $180^\circ$  ずれていることがわかる。なお、変動法線力 ( $\tilde{N}$ ) も迎え角に無関係に振動変位に対して一定の位相差をもちながら、比較的大きな振幅で正弦的に変化している。

次にこれら翼表面上における変動圧力波形から、変動圧力の振幅  $|\tilde{C}_p|$  とその位相差 ( $\phi_p$ ) を求め、それらをまとめると図 11 (a) ~ (f) のようになる。まず、無失速範囲 ( $\alpha = 0^\circ \sim 12^\circ$ ) では、その変動圧力振幅  $|\tilde{C}_p/k|$  の分布は、全翼弦にわたり図中の破線で示される振動薄翼理論値 (以下理論値という) の傾向とよい相似を示し、一般にやや理論値に比べて一様に小さく、その値はほぼ  $k$  に正比例していることがわかる。また振動速度に対する変動圧力の位相差 ( $\phi_p$ ) は理論値にほぼ一致している。ただ  $\alpha = 6^\circ$  と  $12^\circ$  になると後縁近くの腹面側の変動圧力はかなり大幅な進みの傾向を示し、このことから、 $\alpha \cong 0^\circ$  の場合、翼の背面と腹面における変動圧力は、後縁で位相が丁度一致し、両者が連続的につながっていることがわかる。

他方、流れの可視化によると、失速状態では、流れはすでに翼前縁からはく離している。いま  $\alpha = 16^\circ$  で楕円翼を振動させると、図 11 (d) のように翼背面側の変動圧力振幅  $|\tilde{C}_p/k|$  の値は非常に大きくなり、しかも、その値は  $\alpha = 16^\circ$  以外の場合と異なって振動数 ( $k$ ) の値が変わっても  $|\tilde{C}_p|$  の値はほぼ一定である。また、迎え角が  $\alpha = 16^\circ$  の場合、腹面側の位相は無失速のときの傾向とほとんど変らないが、背面側の位相は前縁付近でかなり進み、後縁

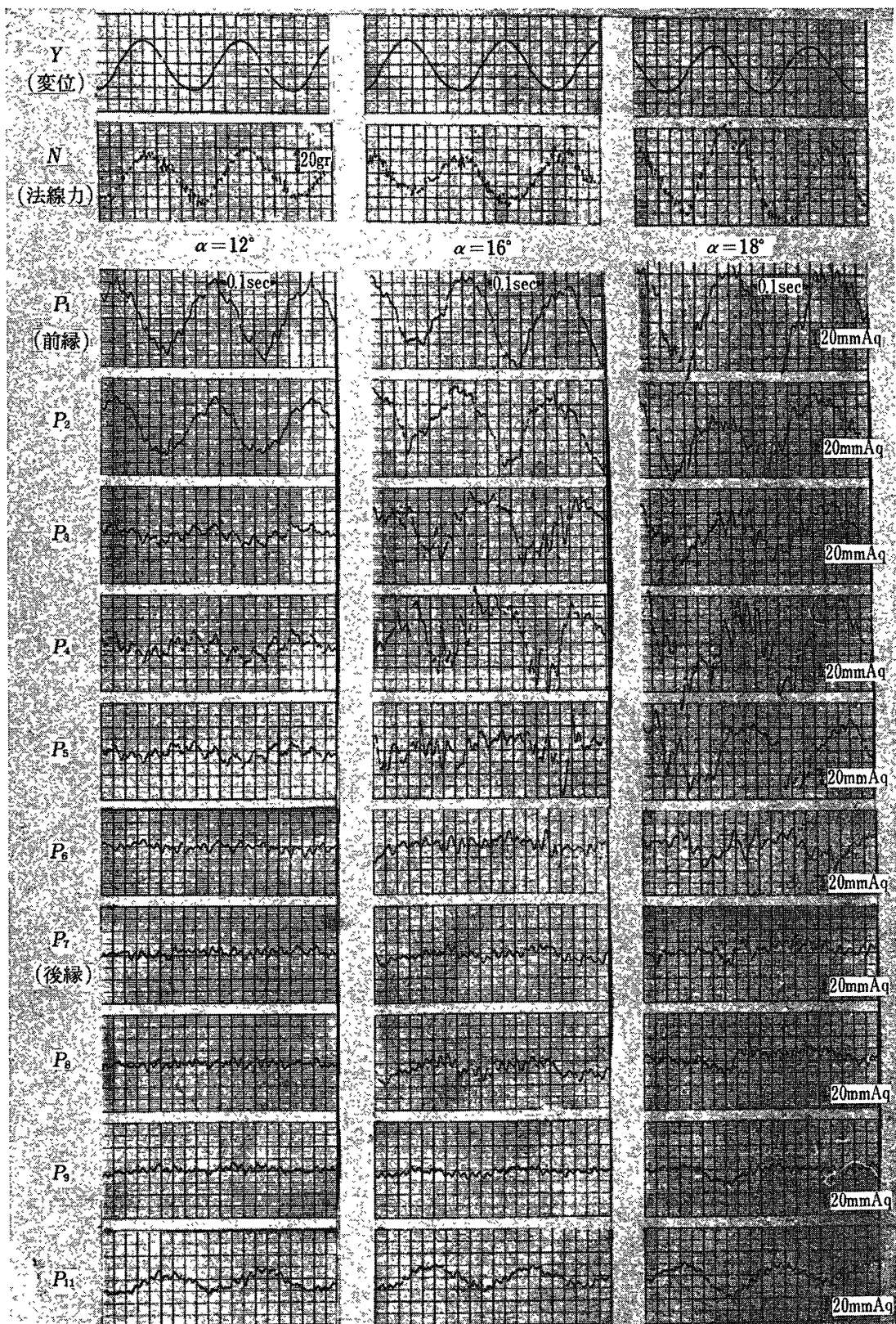
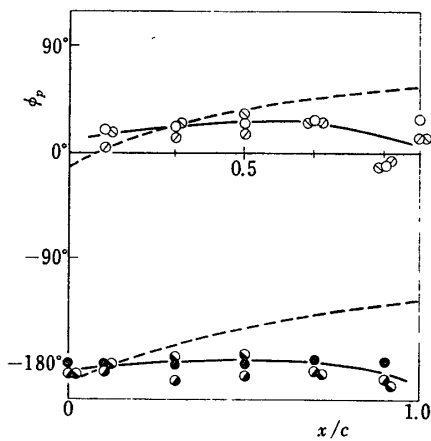
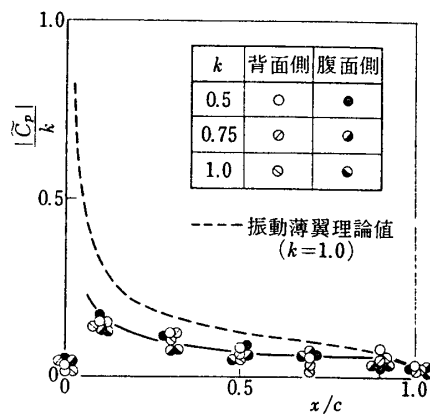
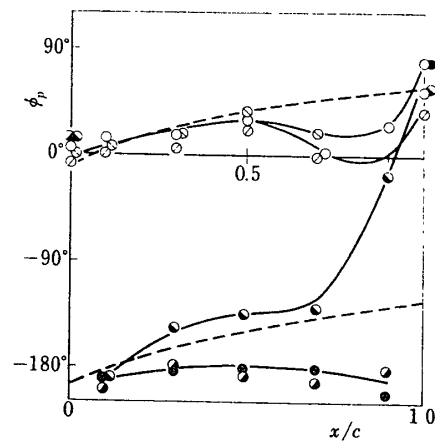
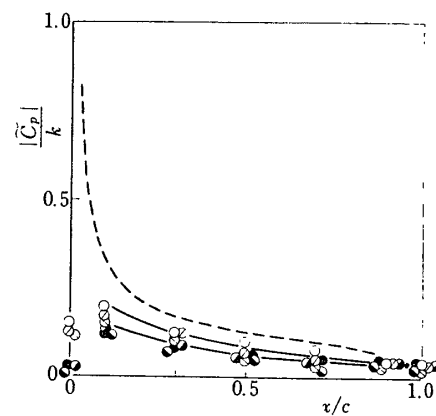
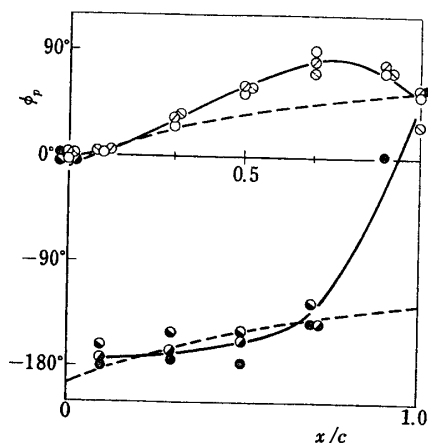
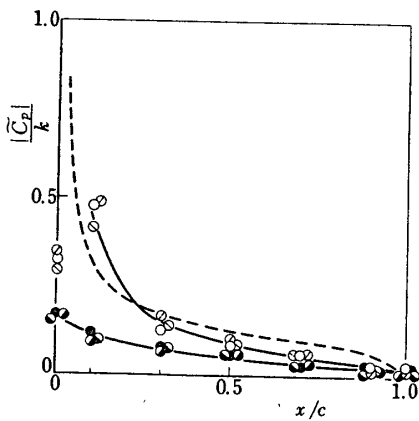
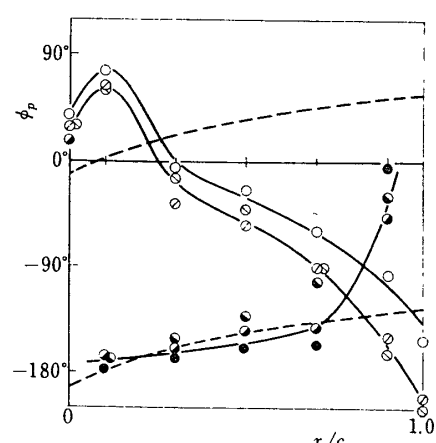
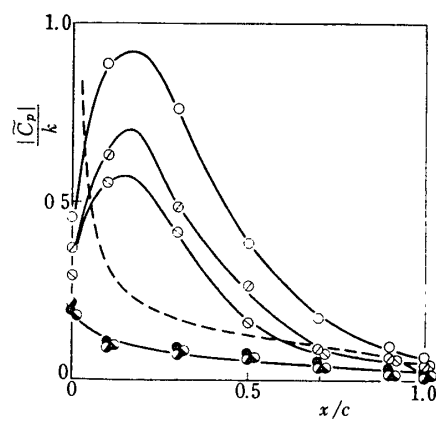
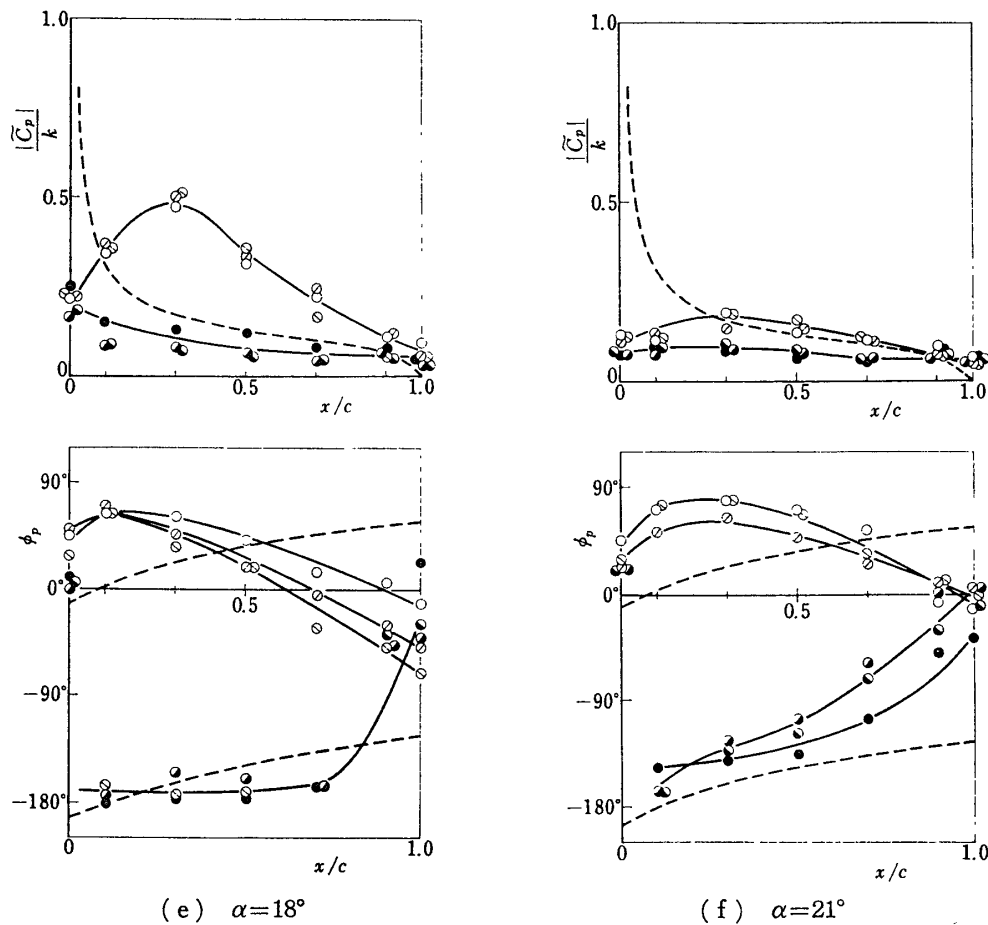


図 10 振動翼面上の変動圧力波形

(a)  $\alpha=0^\circ$ (b)  $\alpha=6^\circ$ (c)  $\alpha=12^\circ$ (d)  $\alpha=16^\circ$

図 11 並進振動する楕円翼面上の圧力分布 ( $R_e = 8 \times 10^4$ )

に向って大きく遅れの傾向を示し、しかも  $k$  の増加にともなって位相遅れは大きくなっている。さらに、迎え角を失速角以上 ( $\alpha = 18^\circ, 24^\circ$ ) にすると、図 11(e), (f) に見るように、変動振幅  $|\tilde{C}_p|$  は  $\alpha$  とともに全翼弦長にわたって一様に小さくなり、図の  $|\tilde{C}_p|/k$  の値がよく揃っていることから振動数  $k$  にほぼ比例していることがわかる。また位相 ( $\phi_p$ ) は  $\alpha < 16^\circ$  の無失速時とは逆に、翼前縁付近で進み、後縁に行くほどやや遅れの傾向を示している。しかし振動数  $k$  の変化によって、さほど大きな影響は見られない。

上述のように、翼弦に沿う変動圧力分布のうち、腹面側は、ほとんど大きな変化を示さないが、背面側の圧力分布、とくに失速角付近において、表面圧が大きな変化を示すことがわかった。よって変動圧 ( $|\tilde{C}_p|$ ) に対する迎え角の影響を明らかにするために、とくに翼背面の前縁からの位置、 $x/c = 10, 30$  および  $50\%$  における変動圧力の振幅  $|\tilde{C}_p|$  と位相  $\phi_p$  を迎え角についてまとめると図 12 のようになる。図によると、変動圧力振幅は迎え角の小さい時は振動数を変化させても、ほとんど一定であり、迎え角の大きい所でわずかに変化が見られる。 $R_e = 8 \times 10^4$  に対応する失速角 ( $\alpha \approx 16^\circ$ , 図 7) の前後において、振動数  $k$  とは無関係に、 $|\tilde{C}_p|$  の値は最大値を示しており、また、この失速角をはさんで位相差 ( $\phi_p$ ) の傾向が急変していることが分る。このことは  $x/c = 10, 30$  および  $50\%$ 、いずれにおいても全

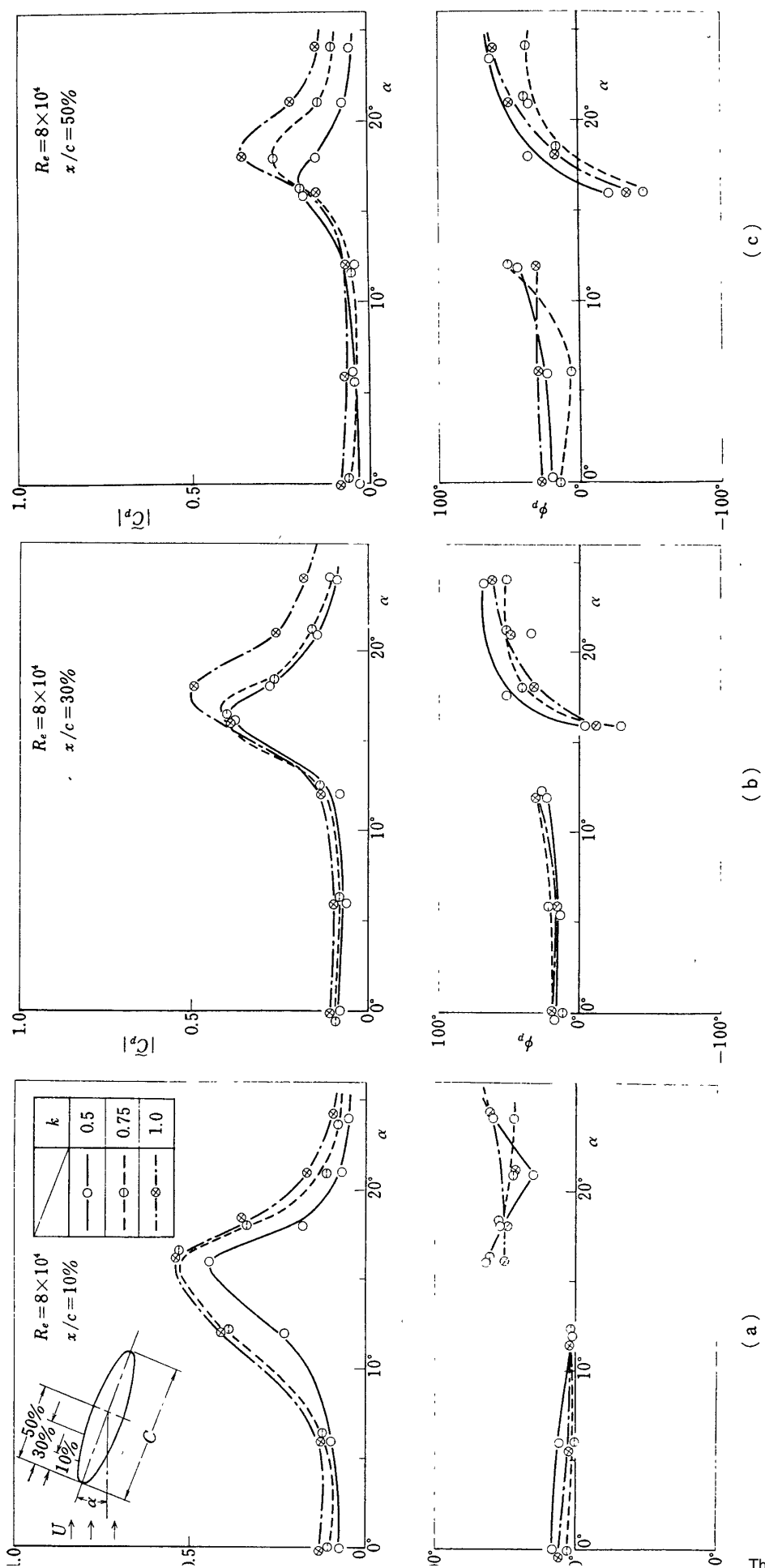


図 12 翼背面側の変動圧力と位相差

(a)

(b)

(c)

く同じである。ただ失速角以上における  $\phi_p$  の  $\alpha$  に対する傾向が、 $x/c=10\%$  の場合と  $x/c=30\%$  および  $50\%$  の場合とでは傾向が全く逆転しているのは注目に値しよう。このように、流れが前縁はく離すると、翼弦に沿う変動圧力の位相差が大きく急変することは、翼面上の流れもまた著しい変化をしているものと推定できる。

次に変動圧力の振幅  $|\tilde{C}_p|$  と位相差  $\phi_p$  に対する  $Re$  数の影響を比較するために、迎え角  $\alpha$  をパラメータに、とくに翼背面の変動につきプロットしたものが図 13 である。図 7 の静特性から明らかなように  $Re=8 \times 10^4$  では失速角は  $\alpha_s \approx 16^\circ$ 、 $Re=12 \times 10^4$  では  $\alpha_s \approx 18^\circ$  である。図 13 によると、変動圧力の振幅はいずれもほぼ相似であるのに、失速角 ( $\alpha_s$ ) における位相差  $\phi_p$  は、失速角以外の位相差曲線と著しく異なっている。すなわち  $x/c=10\%$  ( $P_2$ ) 近くで最大の進みを示し、後縁に行くにつれて著しく遅れている。このことは図 12 において、失速角付近における  $\phi_p$  の不連続性とよく対応しているといえるであろう。

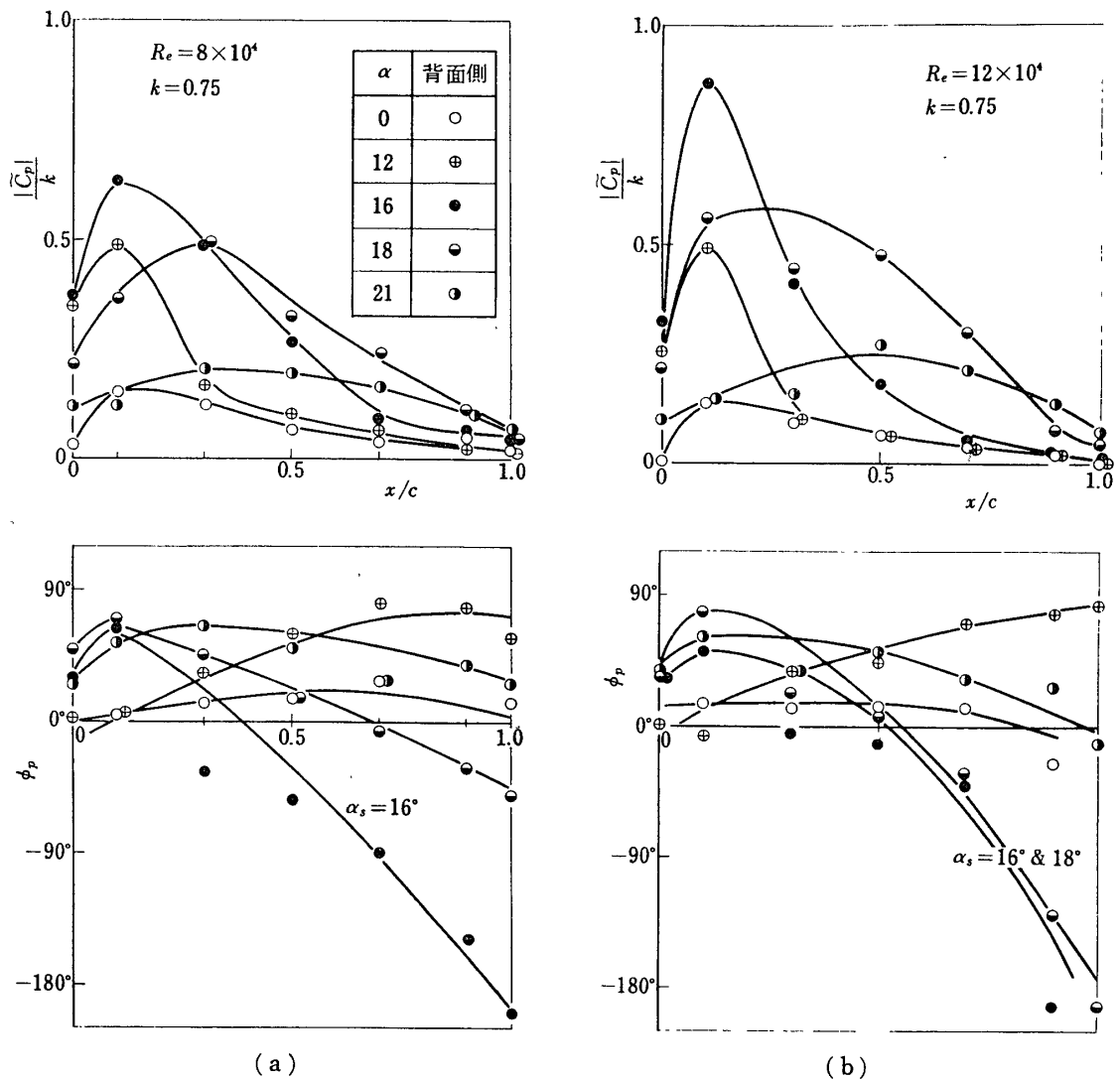


図 13 並進振動する楕円翼面上の変動圧力分布

## b) 変動法線力

上述のように無失速状態と失速状態により振動する楕円翼面上の変動圧力分布が顕著な相違を示すことがわかった。よってさらに、これらの変動圧力分布と法線力との相関性を明らかにするために、片持軸に貼付したひずみゲージにより直接、変動法線力を測定し、それらはすでに図 10 に変動圧力とともに示してある。また迎え角を大幅に変えながら求めた変動法線力の振幅  $|\tilde{C}_N|$  と位相差  $\phi_N$  の無次元振動数に対する関係が図 14 に示してある。図において、翼が静的に無失速の場合 ( $\alpha=0^\circ, 6^\circ, 12^\circ$ )、変動法線力  $|\tilde{C}_N|$  の値は  $k < 1.0$  の範囲にわたり、振動薄翼理論値よりも一様に小さい。このことは図 7 における定常法線力傾斜 ( $\partial C_N / \partial \alpha$ ) の値がいずれも理論値の  $2\pi$  より小さいことに対応し、翼まわりの流れがほとんどはく離していないことを示すものといえよう。また、無失速時の位相差  $\phi_N$  も  $k$  に対し、理論値とほぼ同じ傾向をもっている。ただし  $\alpha=0^\circ$  および  $6^\circ$  の場合に比べ  $\alpha=12^\circ$  の方が

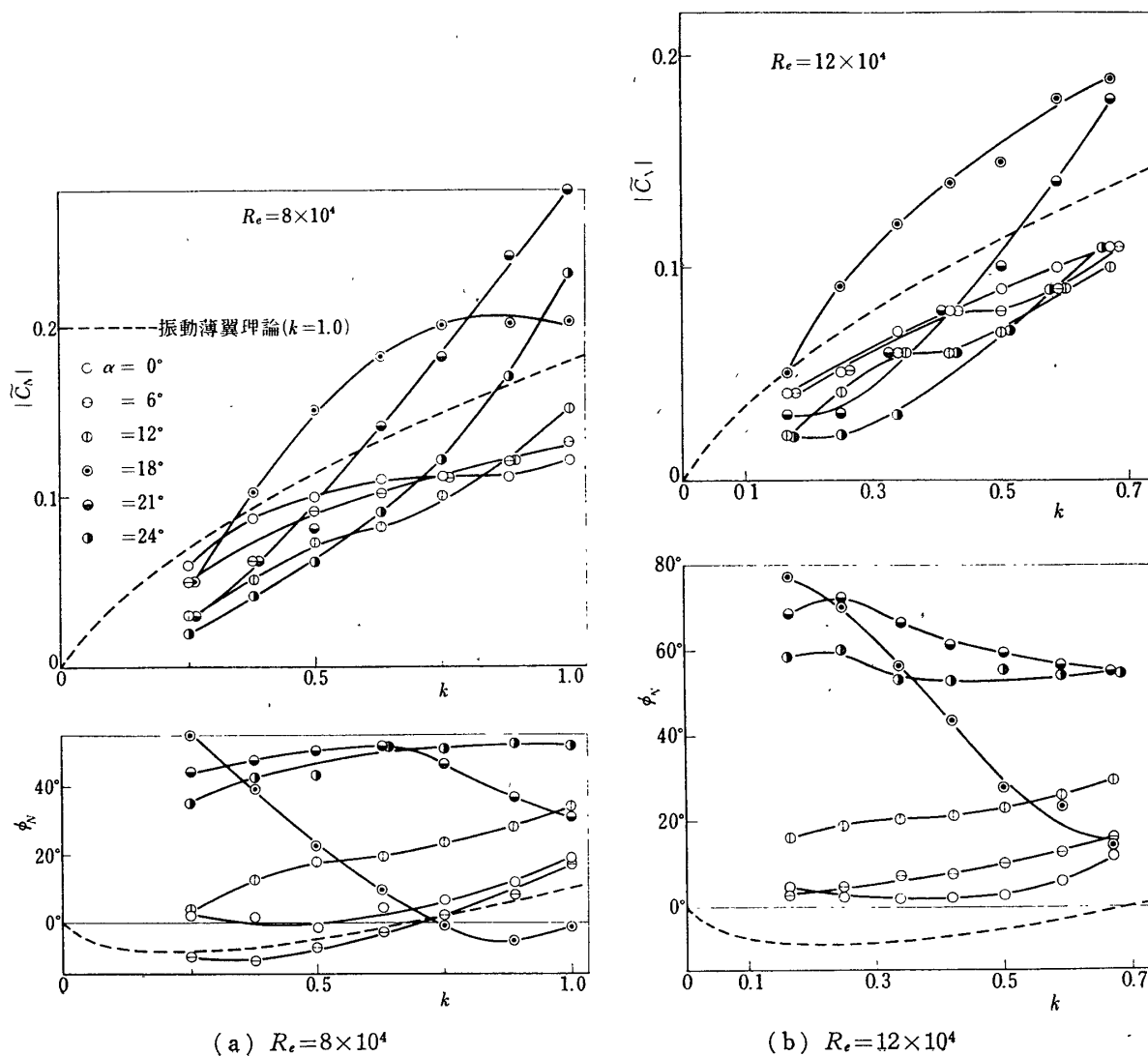


図 14 並進振動する楕円翼に働く変動法線力



一様に約  $20^\circ$  進んでいる。このことは、前節の変動圧力の振幅  $|\tilde{C}_p|$  および位相差  $\phi_p$  の  $\alpha=0^\circ\sim 12^\circ$  における傾向とよい一致を示している。また  $|\tilde{C}_N|$  が  $\alpha$  の増加によって増大する原因は、すでに図 13 に示したように翼前縁付近の背面側に大きな変動圧力が存在するためであり、法線力が  $k$  とともに位相進みを示すのは、背面側変動圧力が  $k$  とともに進みを示す事実によく対応している。

次に、翼が静的に失速している場合 ( $\alpha=18^\circ$ )、変動法線力の振幅  $|\tilde{C}_N|$  は、 $k$  の増加とともに急激に大きくなり、図 7 から明らかなように  $\partial C_N / \partial \alpha < 0$  であるにもかかわらず振動薄翼理論値に比べ、かなり大きな値を示している。また  $k$  が十分に小さいところで位相が進むのは準定常的に考えれば当然であるが、 $k$  が大きくなるにつれて遅れるのは振動翼まわりの流れが異常な挙動（はく離）を示すためと考えられ、このことはすでに図 11 に示した振動翼の背面側の変動圧力からも十分推定することができる。

さらに迎え角がふえ、完全な前縁失速状態 ( $\alpha=21^\circ, 24^\circ$ ) になると、直接測定した法線力 ( $|\tilde{C}_N|, \phi_N$ ) と変動圧力 ( $|\tilde{C}_p|, \phi_p$ ) との対応はよく、また  $Re$  や  $k$  による影響はあまり認められない。

### c) 変動法線力の比較

いま、翼弦に沿って、12か所において測定した翼面上の変動圧力  $|\tilde{C}_p|$  の測定精度を確認する目的で、これら変動圧力分布から算出した変動法線力  $|\tilde{C}_{Np}|$  を片持軸に貼付したはず

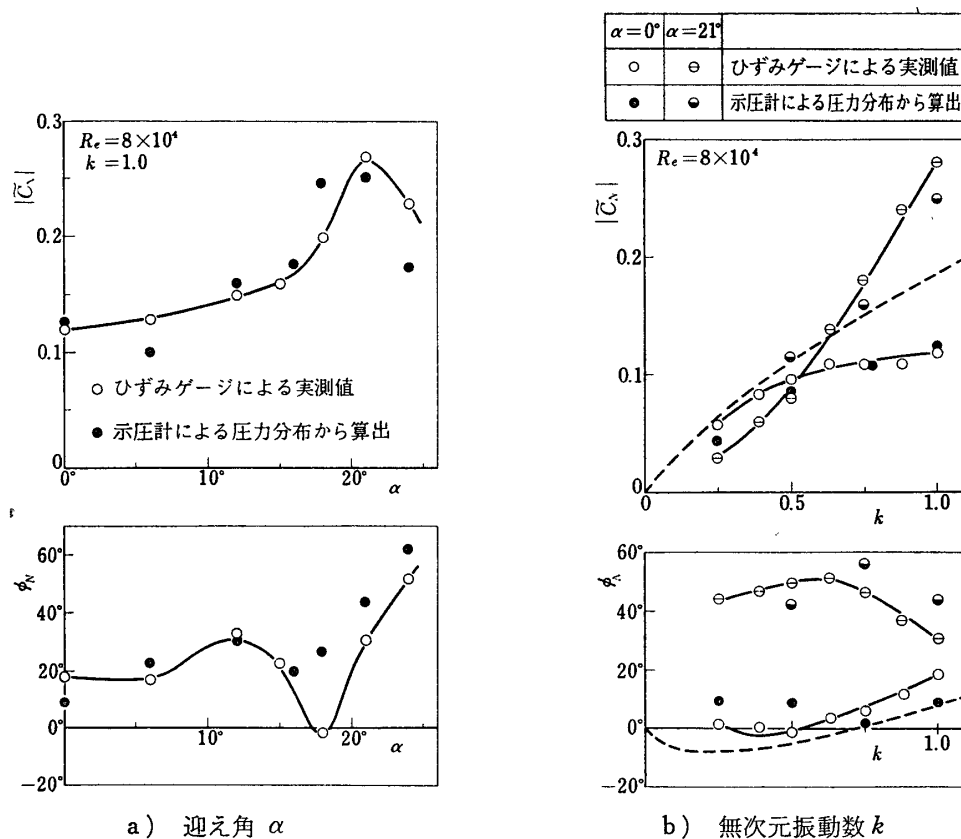


図 15 変動法線力  $\tilde{C}_N$  の実測値と圧力分布から求めた計算値との比較

みゲージを用いて直接、測定した変動法線力  $|\tilde{C}_N|$  の実測値とを比較すると、図 15 のようになる。図において両者の法線力振幅は、定性的にはもち論、定量的にもかなりよい一致を示している。位相差の方は  $\alpha \approx 18^\circ$  付近でやや両者相異しているが、これは失速角近くのため、すでに述べたように得られる圧力波形が、かなり乱れるための誤差によるものと考えられる。この点を除けば、両位相差は誤差範囲内でよい一致を示しているといつてよいであろう。図 15 b) によると、迎え角  $\alpha = 0^\circ$  と  $\alpha = 21^\circ$  いずれの場合も、両法線力の振幅は定量的によい一致を示しているが、位相差では定性的に相似の傾向を示しているにすぎない。しかしながら、これらの比較から供試示圧計による変動圧力の測定精度は一応申し分ないものといつて、差支えないであろう。

#### 4. ま と め

前報 [9] で試作した貼付式示圧計を用いて、一様流れの中で並進振動する楕円翼表面上の変動圧力分布を測定した。その際、翼に働く法線力などを  $R_e$  数 ( $R_e = 8 \times 10^4 \sim 1.2 \times 10^5$ )、迎え角 ( $0^\circ \sim 30^\circ$ )、無次元振動数 ( $k = 0.25 \sim 1.0$ ) など広い範囲に変えて同時測定し、それらの影響を明らかにした。これらを要約すると次の通りである。

静止楕円翼の場合：

- 1) 迎え角  $\alpha = 12^\circ$  になると、翼表面の圧力分布にはカルマン渦らしい周期的な変動波形が現われ、 $\alpha \approx 16^\circ \sim 18^\circ$  の失速角になると、かなり不規則な変動を示す。
- 2) 静止翼に働く法線力は、迎え角に比例して増大するが、ある迎え角で急に低下を示す。この失速角は、 $R_e$  数に比例して  $16^\circ$  から  $18^\circ$  に増えている。

並進振動する楕円翼の場合：

- 1) 楕円翼面上の変動圧力分布は、静的に無失速な状態では、翼背面側の前縁付近で振幅が最も大きく、位相は一様に進みの傾向を示す。
- 2) 失速角になると、翼背面の流れはすでに翼前縁近くからはく離しており、前縁付近の変動圧力の振幅は非常に大きくなり、その位相は前縁付近で進み、後縁では逆に大幅な遅れを示し、この傾向は、無失速もしくは完全失速の場合と著しく異なっている。
- 3) 失速角以上になると、変動圧力振幅は全翼弦長にわたって一様に小さくなるが、最大値は翼弦の中央付近に移行し、位相は失速角以下の無失速状態のそれと明らかな不連続を示す、しかも  $x/c = 10\%$  の位相は  $x/c = 30$  と  $50\%$  のそれらと全く逆の傾向を示している。
- 4) 以上のように、 $R_e$  数、迎え角および強制振動数を広範囲に変えながら測定した翼面上の局所的な圧力変動から、無失速および失速状態における流れの挙動を推定することができる。
- 5) 翼面上の変動圧力分布から算出した法線力を、直接ひずみゲージで実測した値と比較したところ、振幅および位相差ともかなりよい一致を示している。よって、本実験における変動圧力の測定値は、十分高い精度のものであることが確認できたものといえよう。

のよう  
一致を  
くのた  
考えら  
である  
は定常  
ない。し  
いもの  
  
面上の  
 $\times 10^3$ ),  
それら

# 参 考 文 献

- [ 1 ] Halfman, R. L., Johnson, H. C. and Haley, S. M. : NACA, TN 4240 (1958).
- [ 2 ] 谷田好通, 八田村三, 浅沼強: 東大宇航研報告, 1-3 B (1965-9), 271.
- [ 3 ] F. Ruddlesden, D. A. Drane and P. W. Slaven : R & M, No 3596 (1967).
- [ 4 ] S. A. Leadbetter, S. A. Clevenston and W. B. Igoe : NASA TND-1236 (1962).
- [ 5 ] V. H. Drescher : Mitteilungen aus dem Max-Planck-Institut für Stromungsforschung Nr, 6 (1952).
- [ 6 ] 岡島厚, 高田浩之, 浅沼強: 日本機械学会論文集, 38 巻 312 号 (昭 47-8), 2044~2054, および 2055~2064.
- [ 7 ] 高久有幹, 岡島厚, 浅沼強: 機械学会東海支部講演論文集 No. 713-2 (1971), 29~32.
- [ 8 ] 趙江来, 村田暹: 日本機械学会論文集, 38 巻 312 号 (昭 47-8), 2093~2101.
- [ 9 ] 浅沼強, 高久有幹, 谷勝達哉: 東大宇航研報告, 9-1 (1973-1), 94~111.

変動波形

(下を示

で振幅

付近の  
遅れ

が, 最大  
連続を示  
る.

た翼面  
ことがで

直と比較  
食におけ  
う.