

並進振動する楕円翼まわりの非定常粘性流れ

(その2 実験)

岡島 厚・浅沼 強・高田 浩之*

Unsteady viscous flow around an oscillating elliptic aerofoil

By

Atsushi OKAJIMA, Tsuyoshi ASANUMA and Hiroyuki TAKATA

Abstract: The unsteady normal force, moment and surface pressure exerted on an oscillating elliptic aerofoil of the 20% thickness ratio are measured for the wide ranges of Reynolds number ($Re=40\sim 2\times 10^4$), angle of attack ($\alpha=0^\circ\sim 25^\circ$) and reduced frequency ($k=0.1\sim 1.4$).

A good agreement is found between the results of the present experiment and those of the numerical calculation given in the previous paper.

From the viewpoint of the viscous effects of flow, influences of Reynolds number, angle of attack and reduced frequency on these aerodynamic forces are discussed for the aerofoil which is in either non-stalled or stalled state. Experimental results are also compared with those of the potential flutter theory for a flat plate or a von Mises profile, those of the modified potential flutter theory proposed by Rott and George, and those predicted by the quasi-steady theory.

概 要

一様粘性流れの中で静止および並進振動する楕円翼（翼厚比 20%）に働く法線力，モーメントおよび翼面上の圧力分布をレイノルズ数，迎え角そして振動数をそれぞれ広範囲に変えて測定した。それらの測定値を前報の数値解析による計算結果と比較してよく一致することを確認し，また翼が無失速および失速状態で振動する場合について，レイノルズ数，迎え角，振動数の影響を明らかにした。さらにそれらの実測値と平板やミーゼス翼型などに対する非粘性振動翼理論値，定常法線力傾斜や境界層の時間遅れを考慮した修正理論による値および準定常の計算値などと比較検討した。

目 次

1. 緒 論
2. 実験装置

* 研究担当

- 2.1 曳行式液槽
- 2.2 供試楕円翼
3. 実験結果
 - 3.1 測定記録例
 - 3.2 静止楕円翼の実験結果
 - 3.3 並進振動する楕円翼の実験結果
 - 3.3.1 変動法線力
 - 3.3.2 変動モーメント
 - 3.3.3 変動圧力分布
4. 考察
 - 4.1 実測値と計算値の比較
 - 4.2 圧力分布から求めた変動法線力と実測の変動法線力との比較
 - 4.3 実測値と非粘性振動翼理論値との比較
 - 4.4 振動速度と同位相成分
5. 結論
 - 付 試作圧力計
 - 参考文献

1. 緒 論

この一連の研究は軸流圧縮機における翼のフラッタや旋回失速などの非定常現象における流れの粘性効果についての基礎的研究として、一様流中で振動する楕円翼まわりの流れおよびそれに働く流体力などを数値解析ならびに実験によって調べようとするものである。そのうち数値解析によるものはすでに前報 [1] で報告した。すなわち振動する楕円翼まわりの流れの挙動を直接 Navier-Stokes の方程式を数値解法により解くことによって調べ、その結果を示した。本報では一様粘性流中で並進振動する楕円翼についてレイノルズ数 (Re 数) や迎え角、振動数などを広範囲に変えて行った実験の結果と全体的な考察について報告する。

前報 [1] の数値解析は比較的低い Re 数範囲に限られたので、本研究の目的から言って、実際のターボ機械における作動状態に近い高い Re 数範囲にまで考察を拡張するためには、翼に働く変動流体力などについて、十分広い Re 数範囲にわたって一連の実験を行なうことはきわめて重要である。またこのほかに数値解析の結果の妥当性を確認するためにも、一般に実験的裏付けが望ましい。

振動する翼に関する実験的研究は、今日までフラッタなど空力弾性学上の問題として比較的数量多くなされている [2]~[5]。なかでも Halfman ら [5] は、並進およびねじり振動する翼 ($Re=4.2 \times 10^6$) について、翼が失速している迎え角を含む $\alpha=0^\circ \sim 22^\circ$ の広い範囲にわたり、空力減衰力を実測し豊富な実験結果を得ているが、振動する翼まわりの流れについてはあまり触れていない。ほかにも振動する翼まわりの流れに対して、特に流れの粘性効果に注目して行なった実験はほとんど見当たらない。

本実験においては、一様粘性流中で楕円翼が静止している場合および翼弦に直角な方向に

並進振動する場合について、まず前報の数値解析と同一条件のもとでの実験を行ない、計算値と実測値の比較検討を行なう。次いで翼の失速状態をも含む広い範囲の迎え角 ($\alpha=0^\circ\sim 25^\circ$) で、比較的広い Re 数範囲 ($Re=40\sim 2\times 10^4$) にわたって振動する翼に働く法線力、モーメントそして翼面上の圧力分布を測定してこれらに対する Re 数、迎え角、振動数などの影響を調べ、また非粘性振動薄翼理論や修正理論による値などと比較して流れの粘性効果について考察を行なう。

2. 実験装置

本実験ではできるだけ一様な流れを得るために、既報 [6] で詳述した角振動する円柱の場合の実験方式と同様に、液槽中に満たされた液体中を供試翼を振動させながら曳行（航）する方式を採用する。したがって実験装置としては、供試翼以外はほとんど円柱の場合と同じであるので、ここでは簡単に主要な事項だけを述べる。

2.1 曳行式液槽

本実験では広い Re 数範囲にわたり、振動する楕円翼に働く流体力や圧力などを精度よく測定する必要があるため、そのためには、一様流れの二次元性が十分確保されていること、供試翼自身の慣性力がそれに働く流体力に比較して十分小さいことが必要であり、さらに前報

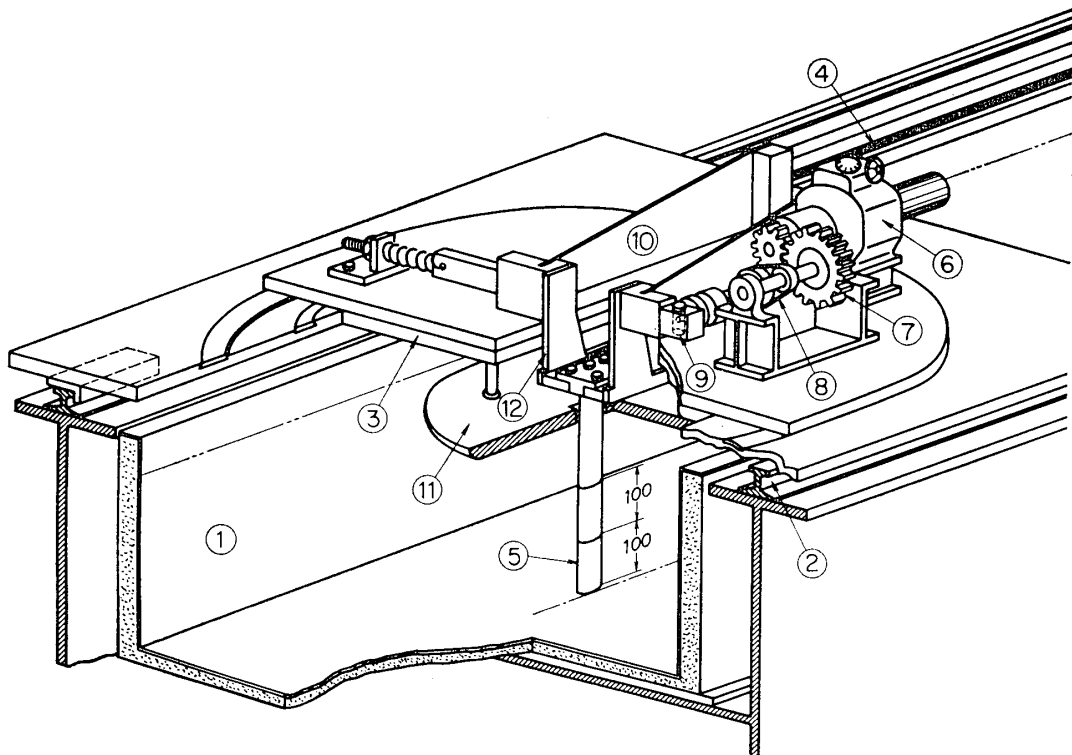


図 1 実験装置

[1] の数値解析において取扱かった $Re=40$ という低い Re 数から、比較的高い Re 数までの実験が可能でなければならない。

一般に翼が並進振動する際の迎え角の変動振幅 $\tilde{\alpha}$ は $\tilde{\alpha}=\omega\delta/U$ (ここで ω は翼の円振動数, δ は振動振幅, U は一様流速) であり, それによって生ずる流体力 (単位スパン当り) は $\pi\rho U^2 c \tilde{\alpha}$ (c は翼弦長, ρ は流体の密度) 程度の大きさである. 一方翼の慣性力 (単位スパン当り) は $m\delta\omega^2$ (m は翼の質量) であるので, 両者の比は,

$$(\text{流体力})/(\text{慣性力})=\pi\rho c^2/mk$$

ここに $k=\omega c/U$ は無次元振動数 (reduced frequency) である. 実験の精度を上げるためにはこの比を大きくすることが望ましいので, 使用流体として空気に比べて密度 ρ の非常に大きい液体を用い, さらに翼の質量 m を小さくするために測定部の翼をアクリル樹脂製とするとともに翼の中央部を中空にくり抜く. さらにその上, 法線力に関する実験結果の整理に当っては, 実際に測定された法線力から翼の慣性力による成分を差し引くことによって, 純粹に流体力学的に翼に働く法線力を求めることとする.

なお液体としては水と油をそれぞれの Re 数に応じて使い分ける.

実験装置を図 1 に示す. 液槽①は幅 0.7 m, 深さ 0.4 m, 長さ約 10 m であり, 両側に設けられたレール②上を移動測定台③がロープ④によって走行速度 $U=5\sim 40$ cm/sec で曳行される.

移動測定台上には供試楕円翼⑤に対して並進振動を与える振動機構がある. すなわち可変

表 1 並進振動する楕円翼の実験条件

供試翼 (楕円形)	翼弦長 翼厚比	c ε	50 mm 20%	
使用流体			油	水
動粘性係数		ν	0.56 St (20°C) 0.25 St (37.2°C)	0.01 (20°C)
曳行 (航) 速度		U	5~40 cm/sec	
レイノルズ数		$Re=\frac{Uc}{\nu}$	40~600	$3\times 10^3\sim 2\times 10^4$
翼の振動の方向			翼弦に直角方向	
翼の振動数		f	0.016~1.75 Hz	
無次元振動数 (Reduced frequency)		$k=\frac{2\pi fc}{U}$	0.1~1.4	
翼の振動の振幅比		δ/c	0.042,	0.084
翼の迎え角		α	0°~25°	

速駆動モータ⑥の回転は歯車⑦およびシンクロベルト⑧を介して、スコッチヨーク機構⑨に伝えられる。⑨は偏心カムと滑り子とから構成され、偏心カムの回転は板ばね⑩に支えられている供試翼取付け台⑪を往復運動させる。供試翼取付け台には法線力、モーメント、圧力の各測定項目に応じてそれぞれ専用の供試楕円翼を取り付ける。また楕円翼が液中を曳行される際、液体表面に波が生ずるのを避けるために、アクリル樹脂製の円盤⑫が液面に常に接するように取り付けられている。

Re 数は、水と油を使い分けると同時に曳行速度を変えることにより変化させる。翼の並進振動の振動数は可変速駆動モータの回転数を、振動の振幅は偏心カムの偏心量を変えることにより所定の振動数、振幅を選定し、翼の迎え角は移動測定台全体を回転させることにより変える。なお、本実験における実験条件を表 1 にまとめて示す。Re 数は翼弦長 c を代表長さにとったもので $Re=40\sim 2\times 10^4$ の範囲にあり、振動数 f は無次元振動数にして $k=2\pi fc/U=0.1\sim 1.4$ の範囲に変える。なお、振動方向は常に翼弦に直角な方向である。

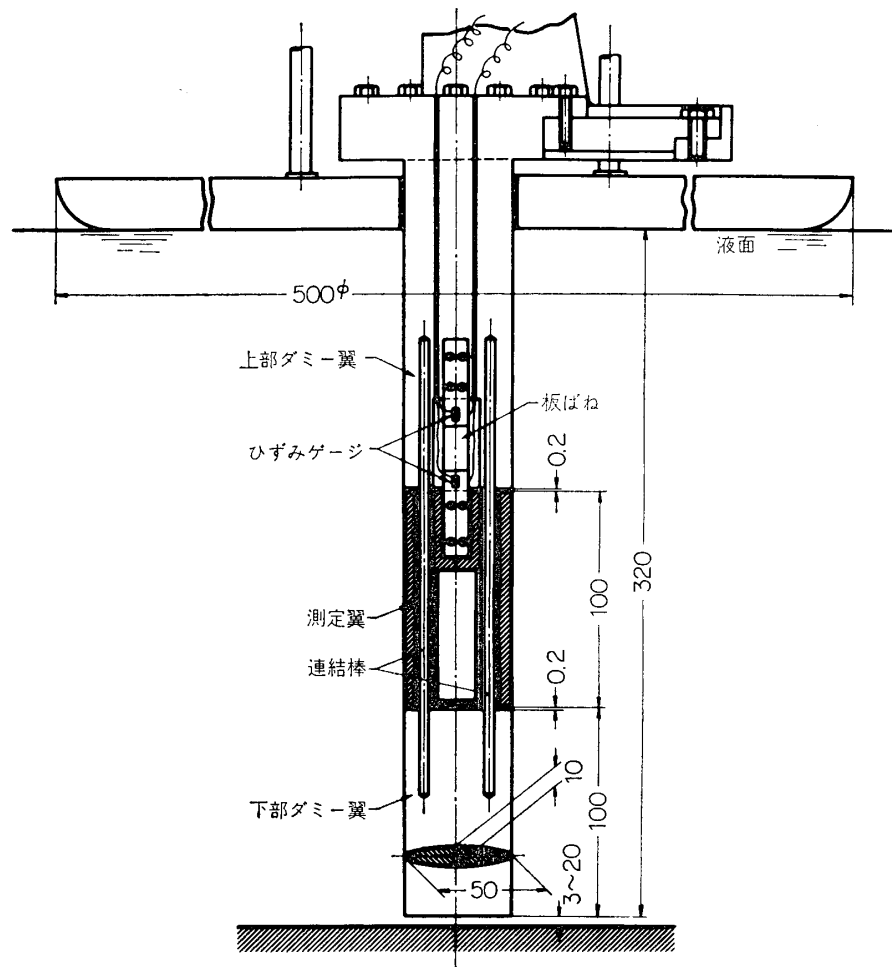


図 2 法線力測定用供試楕円翼

2.2 供試楕円翼

本実験に用いる楕円翼としては、その構造上、法線力、モーメント、圧力分布と言う各測定項目に応じて、それぞれ

- (1) 法線力測定用楕円翼 ($c=50$ mm, 翼厚比 20%)
- (2) モーメント測定用楕円翼 ($c=50$ mm, 翼厚比 20%)
- (3) 表面圧力測定用楕円翼 ($c=50$ mm, 翼厚比 20%)

の三種類の専用供試楕円翼を用いる。

法線力測定用楕円翼の構造は、円柱の場合と同様であって、図 2 に示すようにスパン長さ 100 mm の測定部翼は上部ダミー翼 (120 mm) と下部ダミー翼 (100 mm) によってはさまれており、液体の自由表面の影響や測定翼の下端部における二次流れの影響が測定部翼に及ばないように配慮されている。測定部翼は図 2 に示すごとく上部ダミー翼に固定された二枚の平行ばね板 (厚さ 70μ) でつられており、ばね板に貼付された四枚の半導体ひずみゲージによって測定部翼に働く法線力を測定する。

モーメント測定用楕円翼では、測定部翼の中心軸が上下のダミー翼に対しピボット軸受で支えられ、板ばねが測定部翼の中心軸まわりの回転に感ずるように上下ダミー翼内に取付けられているほかは、法線力測定用翼と構造的にはほとんど同じである。

翼面上の圧力測定用楕円翼は図 3 に示すように、翼下端から 150 mm の断面上片側に 7 個の静圧孔 ($0.8\text{mm}\phi$) が配列され、それぞれ圧力伝導管から切換コックを介して圧力計へ通じている。この圧力計は本実験のために特に開発したものであり、水柱 0.1mm の分解能を有する高感度の容量型圧力計である。その構造、特性は付録に示す。なお圧力伝導管は翼面上の静圧孔から圧力計まで全長約 300 mm, 直径 $3\text{mm}\phi$ であるが、1,000 Hz 以上の応答性をもっており、高々 2 Hz

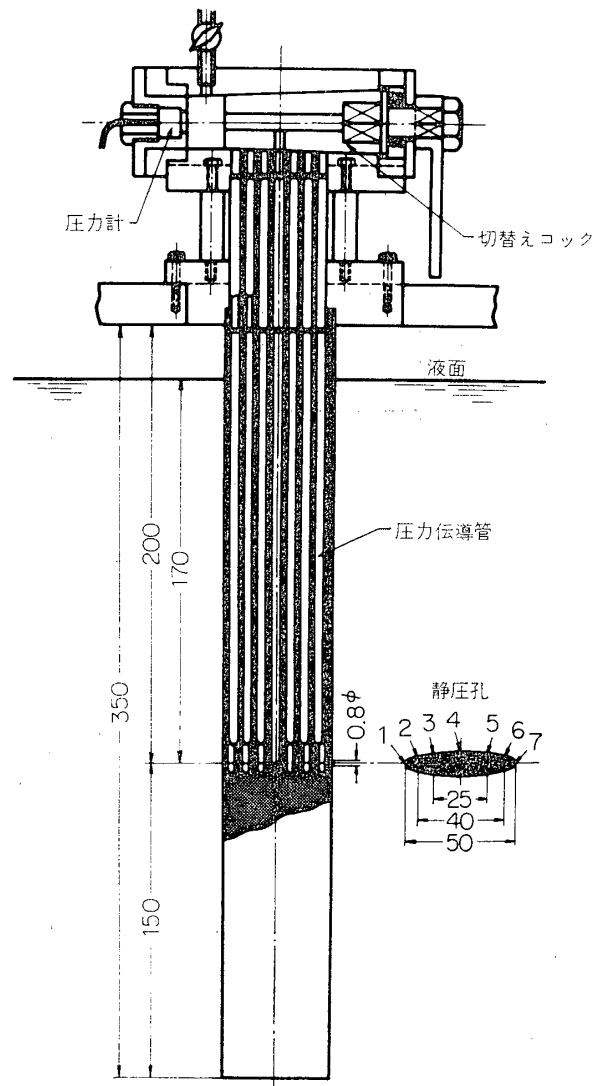


図 3 翼面上圧力分布測定用供試楕円翼

で翼を振動させる本実験においては全く支障はない。

実験方法は既報 [6] の円柱の場合とほとんど同じであるのでここでは省略する。

3. 実験結果

一様流速 U の中で静止もしくは翼弦に直角な方向に振動速度 A_y で並進振動する迎え角 α の楕円翼（翼厚比 20%）について図 4 に示すように、翼面上 12 か所の圧力 p や翼に働く法線力 N そして中心軸まわりのモーメント M を測定する。そしてそれらをそれぞれの定常分と変動分に分離し、本論文では特に変動分に注目する。

以下、まず代表的な測定記録例を示し、次に静止および並進振動する場合の実験結果をそれぞれまとめて示す。

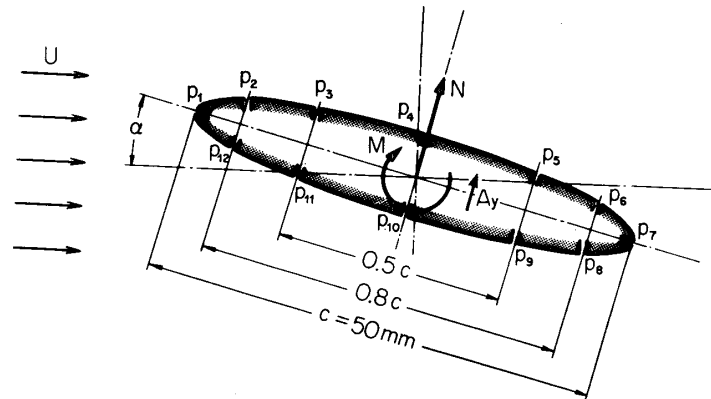


図 4 楕円翼に働く流体力

3.1 測定記録例

代表的な測定条件として $Re=80, 200$, および 1×10^4 , 迎え角 $\alpha=0^\circ, 15^\circ$, 無次元振動数 $k=1.0$ の場合の変動法線力 \tilde{N} 変動モーメント \tilde{M} そして翼面上の変動圧力分布 \tilde{p} の測定記録例を次に示す。

a) 変動法線力

一様流中で振動する翼に働く変動法線力 \tilde{N} と翼の振動変位 Y の時間的変化の測定記録例を図 5 に示す。図から \tilde{N} はほぼ正弦関数的に変動しており、たとえば $Re=80, \alpha=0^\circ, k=1.0$ の場合には、翼に働く変動法線力（測定部翼のスパン長さ 100 mm 当り）の振幅は $|\tilde{N}| \approx 0.27 g$ である。また \tilde{N} は振動変位 Y に対して一定の位相差をもって変動していることがわかる。以下、この変動法線力の位相を記述するには、非失速状態で準定常的に翼に働く流体力の変化、すなわち翼の振動速度と反位相の法線力変化を基準として位相 ϕ_N を定義する。そして実際の変動法線力が基準とした法線力変化より進みを正、遅れを負とすれば、いまの場合は $\phi_N \approx 28^\circ$ で位相進みである。迎え角の大きい $\alpha=15^\circ$ の場合でも \tilde{N} には大きな変化なく、 $|\tilde{N}| \approx 0.32 g, \phi_N \approx 32^\circ$ の位相進みである。これに対して $Re=1 \times 10^4, \alpha=15^\circ$ では後述の定常法線力から明らかなように翼はすでに失速しているにもかかわらず、

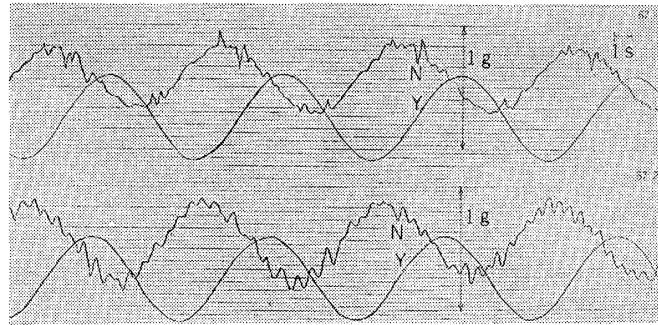
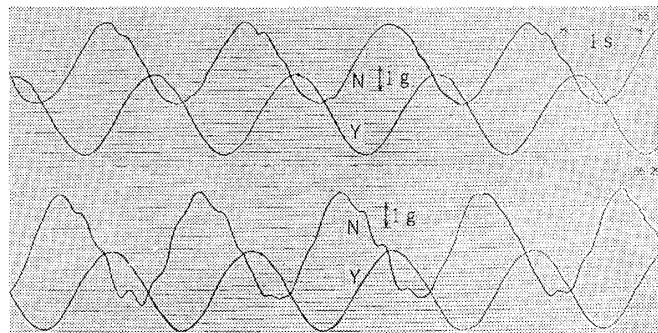
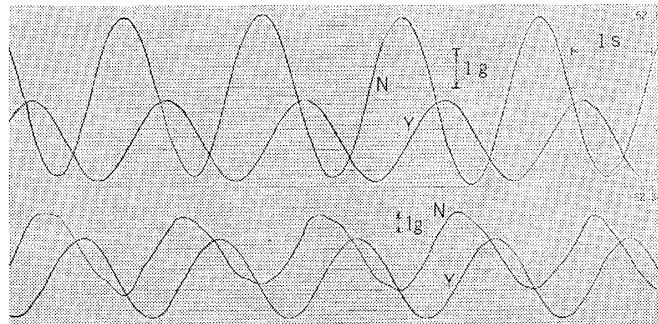
(a) $Re=80$, $k=1.0$, $\alpha=0^\circ$ (upper) $\alpha=15^\circ$ (lower)(b) $Re=200$, $k=1.0$, $\alpha=0^\circ$ (upper) $\alpha=15^\circ$ (lower)(c) $Re=10^4$, $k=1.0$, $\alpha=0^\circ$ (upper) $\alpha=15^\circ$ (lower)

図 5 並進振動する楕円翼に働く変動法線力の実測例

\tilde{N} の記録波形がほぼ正弦関数的に変化していることは注目すべきことである。このときの振幅は $|\tilde{N}| \approx 3.9g$ で $\alpha=0^\circ$ の場合の $|\tilde{N}| \approx 2.1g$, ($\phi_N \approx 17^\circ$) に比較してかなり大きく、位相は $\phi_N \approx -8^\circ$ で少し遅れている。

このようにして実測された $|\tilde{N}|$, ϕ_N から測定翼自身の慣性力による成分を差し引くと、実際に翼に働く流体力学的な変動法線力の振幅および位相を知ることができる。

b) 変動モーメント

次に変動モーメントの測定記録も図 6 に見るように、 $Re=80, 200, 1 \times 10^4$ と Re 数にはほとんど無関係にほぼ規則正しい正弦関数的波形を示している。ただし Re 数が 1×10^4 と

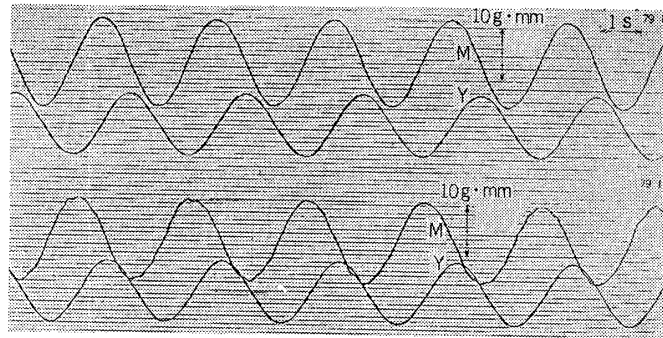
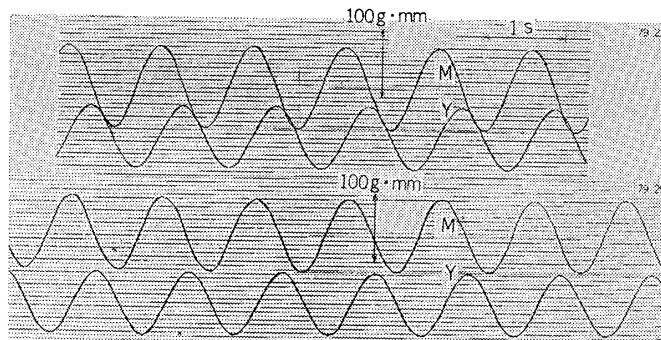
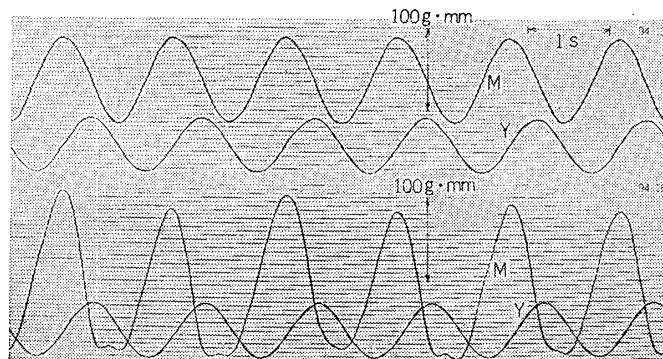
(a) $Re=80$, $k=1.0$, $\alpha=0^\circ$ (upper) $\alpha=15^\circ$ (lower)(b) $Re=200$, $k=1.0$, $\alpha=0^\circ$ (upper) $\alpha=15^\circ$ (lower)(c) $Re=10^4$, $k=1.0$, $\alpha=0^\circ$ (upper) $\alpha=15^\circ$ (lower)

図 6 並進振動する楕円翼に働く中心軸まわりの変動モーメントの実測例

大きく、しかも $\alpha=15^\circ$ で、翼が失速状態に入ると \tilde{M} の波形はやや崩れてくる。またその振幅は $|\tilde{M}| \approx 90 \text{ g}\cdot\text{mm}$ で $\alpha=0^\circ$ の場合の $|\tilde{M}| \approx 50 \text{ g}\cdot\text{mm}$ に比べて大きいことがわかる。この変動モーメントの位相 ϕ_M の定義は、前述の変動法線力の場合と同様である。すなわち翼が並進振動する場合、非失速状態で準定常的に翼に働くモーメント変化（振動速度と反位相の変化）を基準として実際の \tilde{M} の位相を求める。 $Re=1 \times 10^4$ の場合、 $\alpha=0^\circ$ の \tilde{M} の位相は $\phi_M \approx 0^\circ$ 、 $\alpha=15^\circ$ では $\phi_M \approx 14^\circ$ の進みである。

c) 翼面上の変動圧力

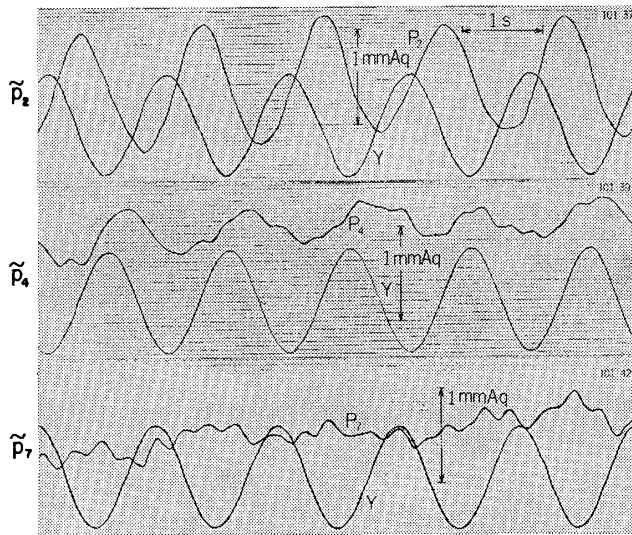
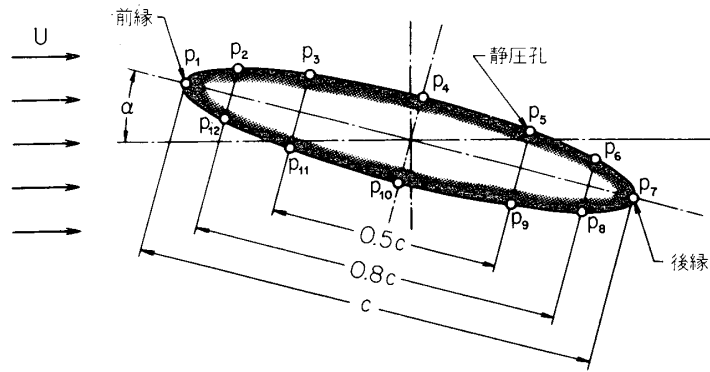
(a) $Re=10^4$, $k=1.0$, $\alpha=0^\circ$

図 7 (a) 並進振動する楕円翼面上の変動圧力の実測例

楕円翼面上，翼弦に沿って設けられた 12 か所の静圧測定孔における振動翼の変動圧力の測定例 ($Re=1 \times 10^4$, $k=1.0$) を図 7 (a), (b) に示す. $\alpha=0^\circ$ の場合は翼は静的には失速していない. その状態で翼が振動する場合には，翼の前縁近傍の圧力 \tilde{p}_2 は正弦波形で変動し，しかもその振動は非常に大きい. 翼中央の \tilde{p}_4 はやや波形がひずみ，振幅は \tilde{p}_2 の 1/3 以下に減少する. 後縁の \tilde{p}_7 は後流の影響を受けて圧力波形はかなり乱れている. 因みにこのような楕円翼においては次項で述べるように $\alpha=0^\circ$ で静止の場合でも流れは後縁近傍で，はく離している. $\alpha=15^\circ$ の場合には翼の前縁から流れがはく離して静的には失速状態にある. しかし，この $\alpha=15^\circ$ で振動する場合でも，流れがはく離している背面側における圧力波形 $\tilde{p}_1 \sim \tilde{p}_4$ はひずみの少ない正弦波であり，かつそれらの振幅は前縁の圧力振幅と余り変わらずに大きい，後縁の圧力 \tilde{p}_7 は波形が崩れている.

他方，腹面側の圧力振幅は背面側に比較してかなり小さくなっている.

変動圧力の位相は翼の背腹両面ともに，翼の振動速度を基準として定義する. すなわち準

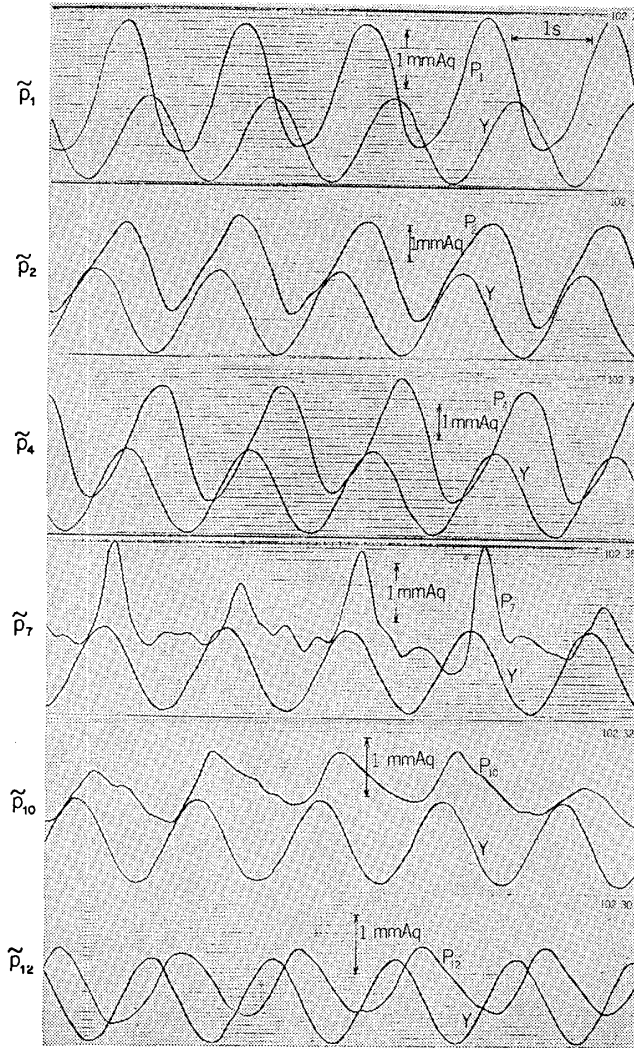
(b) $Re=10^4$, $k=1.0$, $\alpha=15^\circ$

図 7 (b) 並進振楕円翼面上の変動圧力の実測例

定常的に翼が正の方向に運動する（図 4 参照）とき、背面側の圧力は正となり、位相が 0° であるのに対し、腹面側の圧力は負となり、位相が丁度 180° ずれていることになる。図から実測の位相 ϕ_N は下流に行くにつれて、進んでいることがわかる。

3.2 静上楕円翼の実験結果

静止楕円翼に働く単位スパン当りの定常法線力 \bar{N} および定常モーメント \bar{M} 、そして定常圧力 \bar{p} をそれぞれ $1/2\rho U^2 c$, $1/2\rho U^2 c^2$, $1/2\rho U^2$ で無次元化して \bar{C}_N , \bar{C}_M , \bar{C}_p とする。

$Re=40\sim 2\times 10^4$ における迎え角 α に対する \bar{C}_N の変化を図 8 に示す。図によると $Re=40\sim 400$ の低 Re 数範囲においては、たとえ迎え角が $\alpha=0^\circ\sim 28^\circ$ と大きく変わっても、 \bar{C}_N は α の増加につれて増加しており、翼は失速の様相を示さない。また $\alpha=0^\circ$ における \bar{C}_N の α に対する傾斜 $m=\partial\bar{C}_N/\partial\alpha$ は $Re=40$ のとき $m=1.3\pi$ であり、 Re 数の増加につれて、

減少して $Re=400$ で $m=0.7\pi$ となる。このような傾向は Oseen 近似による Miyagi [7] の平板翼に対する解析結果と一致している。

次に $Re=5 \times 10^3 \sim 2 \times 10^4$ の範囲においては、 $\alpha=0^\circ$ で $m=0.7\pi$ であり、 \bar{C}_N は $\alpha < 6^\circ$ では迎え角とともに直線的に増加するが、 $\alpha > 6^\circ$ では図に見るように急激に増加して $\alpha \approx 11^\circ$ で極大値を示す。そして α がさらに増加すると、 \bar{C}_N は急激に減少する。このように \bar{C}_N が $\alpha=6^\circ \sim 11^\circ$ で急激に増加するのは、この時翼の背面側に bubble ができているためのものであるが、今の所確認はできていない。

なお、本実験とは別の装置によって、同じ静止楕円翼で翼面から染料を浸出させて、流れを観察した結果 [8] によると、 $Re=1 \times 10^4$ では $\alpha=0^\circ$ でも後縁から翼弦長の約 8% 上流側から層流はく離しており、迎え角の増加にともなって背面側のはく離点は、ほぼ直線的に上流側へ移動して行く。そして $\alpha=14^\circ$ ではほぼ前縁からはく離していることが確認されている。

図 9 は定常モーメント \bar{C}_M の迎え角 α に対する変化を示す。いずれの Re 数においても \bar{C}_M の α に対する変化の様子は \bar{C}_N の場合と同じ傾向を示している。

3.3 並進振動する楕円翼の実験結果

一様流れの中で翼弦に直角な方向に正弦関数的に並進振動する楕円翼に働く変動法線力、変動モーメントおよび翼面上の変動圧力について無次元振動数 k 、迎え角 α 、 Re 数などの影響を調べる。なお振動振幅 δ についてはその影響を見るために、 $\delta/c=0.042$ および 0.084 の 2 種類に変えた実験を行なった結果、変動

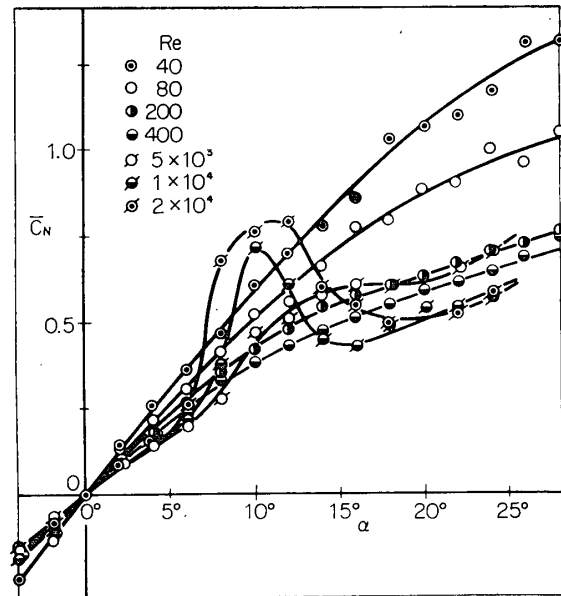


図 8 静止楕円翼に働く定常法線力

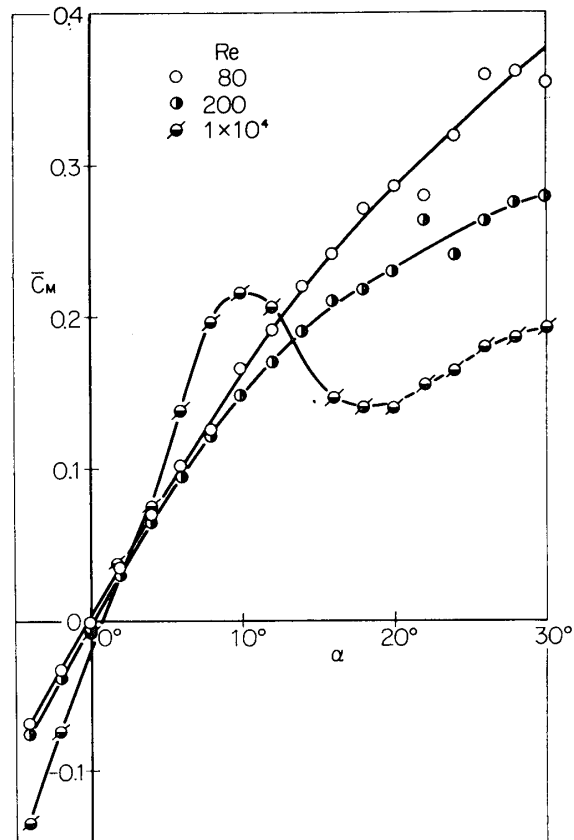


図 9 静止楕円翼に働く中心軸まわりの定常モーメント

法線力や変動モーメントの振幅は δ に比例し、位相は全く影響を受けないことがわかった。したがって以下本論文ではこの振動振幅 δ を考慮して、実測された単位スパン当りの \tilde{N} (慣性力の補正を施した後の値)、 \tilde{M} をそれぞれ $(1/2)\rho U^2 c(\delta/c)$, $(1/2)\rho U^2 c^2(\delta/c)$ で無次元化して、 \tilde{C}_N , \tilde{C}_M とする。ただし変動圧力については便宜上実測の \tilde{p} を $(1/2)\rho U^2$ で無次元化して \tilde{C}_p とする。

3.3.1 変動法線力

a) 無次元振動数 k の影響 Re 数範囲 $Re=80\sim 1.5\times 10^4$, 無次元振動数範囲 $k=0.1\sim 1.4$ における変動法線力 \tilde{C}_N を迎え角 $\alpha=0^\circ\sim 20^\circ$ に対してそれぞれ図 10(a)~(e) に示す。 $\alpha=0^\circ$ および 5° (図 10(a), (b)) のように翼が無失速状態で振動する場合には、無次元振動数 k に対して \tilde{C}_N の振幅は Re 数にほとんど無関係に一本の曲線上にのっている ($\alpha=0^\circ$) か、あるいは Re 数によって多少の相違があっても、そのばらつきは小さく ($\alpha=5^\circ$)、無次元振動数 k の増加につれて漸増している。そして図中破線で示す非粘性振動薄翼理論値と比べて、同じ傾向を示すが、その大きさは一様に小さい。これは図 8 に示したように定常法線力の傾斜 $m=\partial\bar{C}_N/\partial\alpha$ の値がいずれも薄翼理論値の 2π より小さく、しかも Re 数が変化してもそれにとまなう m の変化が比較的小さいことによるためと思われる。さらにこのように小さい迎え角においては、翼まわりの流れのはく離した領域は翼の後縁近傍に限定され、流れの様相が Re 数によってあまり変化しないためと考えられる。位相 ϕ_N の無次元振動数 k に対する様子も Re 数によってあまり大きくは変わらず、振動薄翼理論値と定性的には似た傾向を示すが、無次元振動数の小さいところでは Re 数による相違がやや大きく、一般に高 Re 数の場合には若干位相進みを呈する方向にある。

図 10(c) は $\alpha=10^\circ$ の場合であるが、すでに図 8 で示したように Re 数が大きい場合には、定常法線力 \bar{C}_N はこの迎え角付近で極大となる。しかし図に見るように変動法線力 \tilde{C}_N の無次元振動数 k に対する変化の様子には特異な傾向は見られず、単に前述の迎え角がより小さい場合と次に述べるより大きい場合との中間的な性格を示すにすぎない。すなわち $\alpha=0^\circ, 5^\circ$ の場合と比較すれば、 \tilde{C}_N の振幅は $k=0.1\sim 1.4$ にわたり全般的に大きくなるとともに、位相は進む傾向をもつようになる。

さらに迎え角の大きい場合は、図 10(d), (e) に見るように、Re 数の小さい ($Re=80\sim 400$) 範囲では翼は失速せず、 \tilde{C}_N の無次元振動数 k に対する様子は $\alpha=0^\circ$ の場合に比較して大きな変化はないが、全般的に振幅がやや大きくなり、位相は進みの傾向にある。次に迎え角が大きく、しかも Re 数も大きくて失速状態にある場合には、図に見るように \tilde{C}_N の無次元振動数 k に対する様子はかなり変っている。すなわち \tilde{C}_N の振幅は k の増加にとまなうて非常に大きな値となり、振動薄翼理論値の約 2 倍にも達し、迎え角や Re 数に応じて $k=1.0\sim 1.4$ の範囲で極大となるところが現れてくる。一方 \tilde{C}_N の位相は無次元振動数 k の小さいところでは、非常に大きい位相進みを示すが、 k の増加とともに急激に遅れて、 $k>0.8\sim 1.2$ では逆に位相遅れ ($\phi_N<0$) となる。無次元振動数 k が十分小さい場合には、準定常的すなわち迎え角の変化に対して各瞬間の法線力が定常法線力 \bar{C}_N の曲線に沿って変化するものとして算出した変動法線力が翼に働くと考えて差し支えない。それゆえ迎え角が定常法線力傾斜が負となる失速角以上の場合には、振動数が十分小さいところで、翼に働く変動法

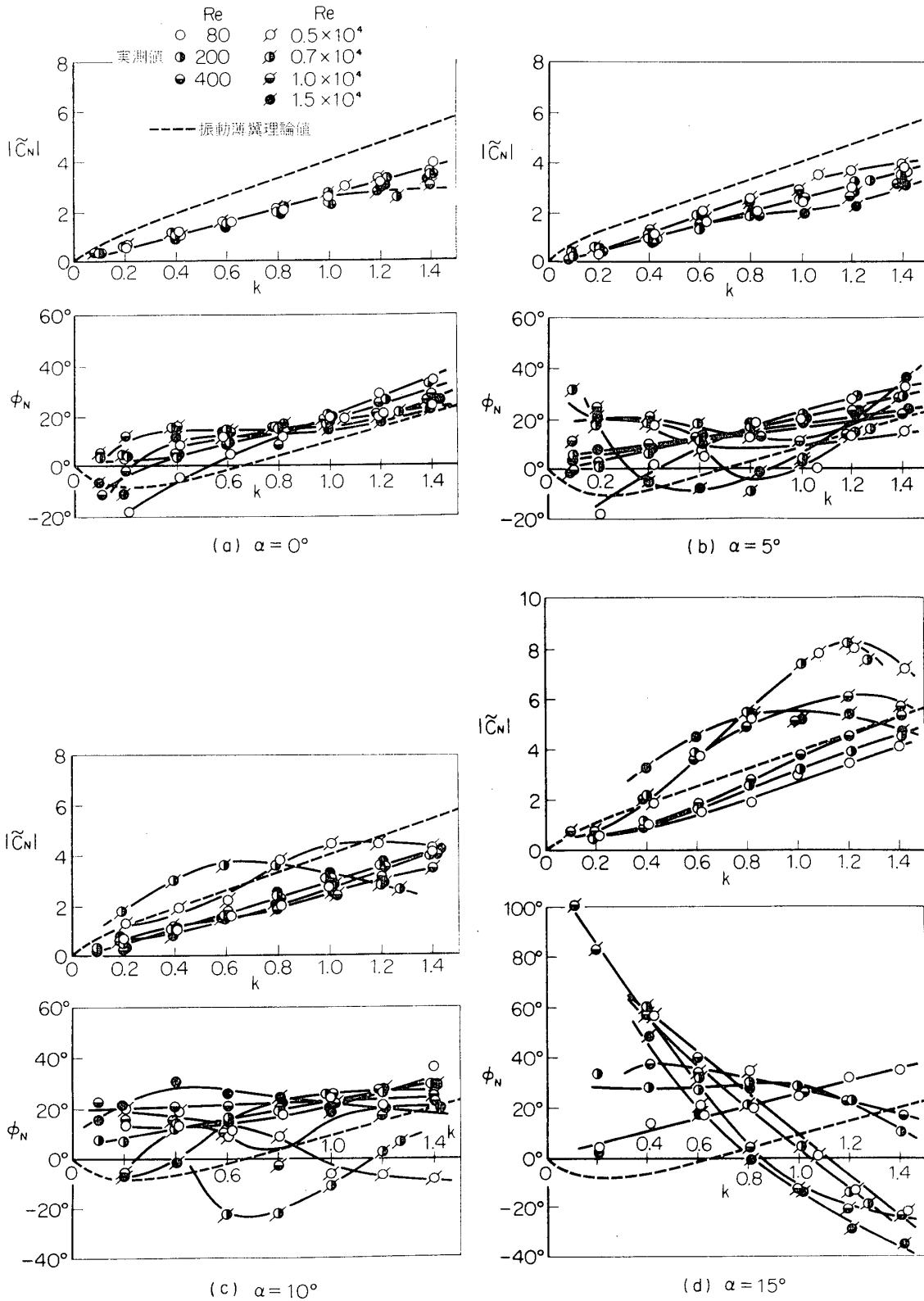


図 10 (a)~(d) 並進振動する楕円翼に働く変動法線力

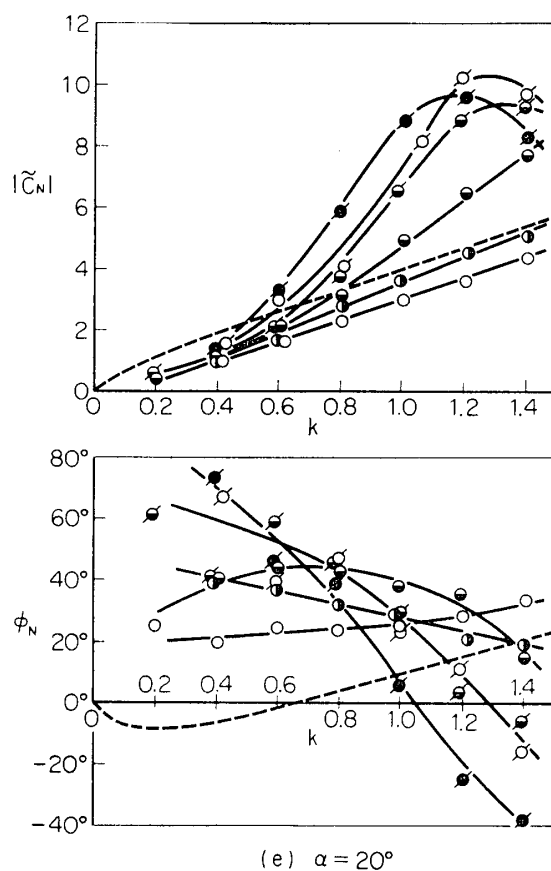


図 10 (e) 並進振動する楕円翼に働く変動法線力

線力の位相は 180° の位相進みを呈することになる。

以上、変動法線力におよぼす無次元振動数の影響を要約すると、翼が無失速状態（迎え角が小さいかあるいは Re 数の小さい場合）で振動する場合には、 \tilde{C}_N の振幅の無次元振動数 k に対する様子は Re 数に関係なく非粘性振動薄翼理論値と同じ傾向で、その値は一様に小さい。また位相も k の小さい所では Re 数により若干相違があるが、ほぼ振動翼理論値と同傾向を示す。次に失速状態（迎え角が大きく、しかも Re 数の大きい場合）で振動する場合には、無次元振動数の小さいところでは \tilde{C}_N は準定常的に翼に働くとして求めた変動法線力に近く、無次元振動数の増加につれて \tilde{C}_N の振幅は急激に大きくなるとともに位相は大幅に遅れるようになり、著しい動的影響がみられるようになる。

b) 迎え角の影響

無次元振動数 $k=0.4, 0.8, 1.2$ の場合の変動法線力 \tilde{C}_N の迎え角 α による影響を図 11 (a), (b), (c) に示す。

Re 数が小さい場合 ($Re=80\sim 400$) には、迎え角の増加にともなって、 \tilde{C}_N の振幅はあまり変わらないか、あるいは若干大きくなっていき、位相はやや進みを呈するようになる。この傾向は定量的には無次元振動数 k によって少し相違がみられるが、全般的に言って、迎え角

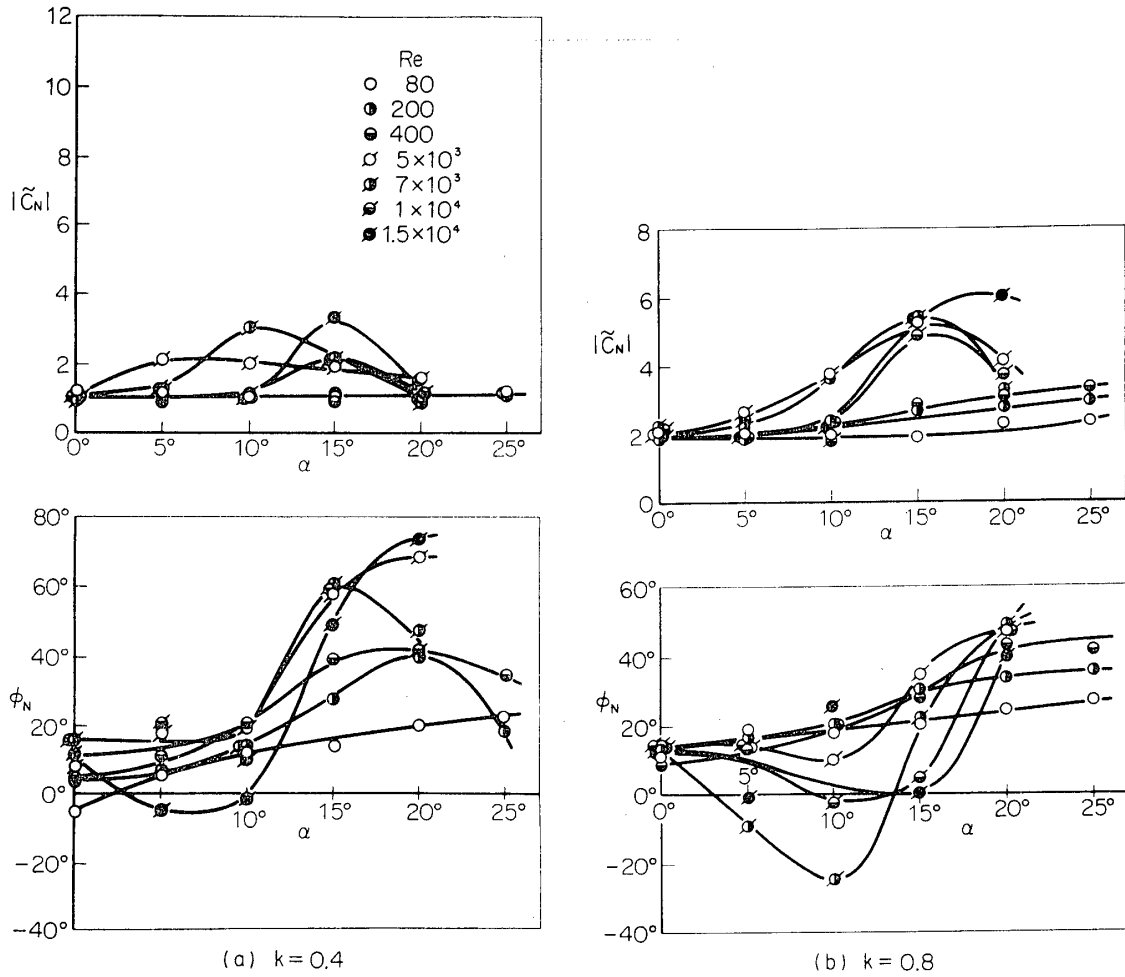


図 11 (a), (b) 並進振動する楕円翼に働く変動法線力

の \tilde{C}_N におよぼす影響はそれほど大きくない。これに対して高 Re 数 ($Re=5 \times 10^3 \sim 1.5 \times 10^4$) 範囲では、 \tilde{C}_N の振幅は迎え角の増加につれ急増し、ある迎え角の所で極大となった後再び減少する。この \tilde{C}_N の振幅が極大を示す迎え角は $\alpha=10^\circ$ の付近から、無次元振動数 k が大きくなるほど迎え角の大きい方向へ移動している。一方、位相は無次元振動数 k の小さい場合には迎え角の増加につれて進み、 k の大きい場合は迎え角の増加とともに遅れて行く。

c) Re 数の影響

変動法線力 \tilde{C}_N を各無次元振動数 ($k=0.4 \sim 1.2$) について Re 数に対して示すと図 12 (a), (b), (c) のようになる。

まず迎え角 α の小さい限り ($\alpha=0^\circ, 5^\circ$) は、たとえ Re 数が $80 \sim 2 \times 10^4$ というように広い範囲に変わっても、 \tilde{C}_N の振幅や位相におよぼす Re 数の影響はほとんど認められない。すなわち、 \tilde{C}_N の振幅は全 Re 数にわたって図中 P で示す振動薄翼理論値の約 50~60% でほぼ一定値であり、位相はその振動薄翼理論値より全般的に約 $10^\circ \sim 20^\circ$ 進んでいる。

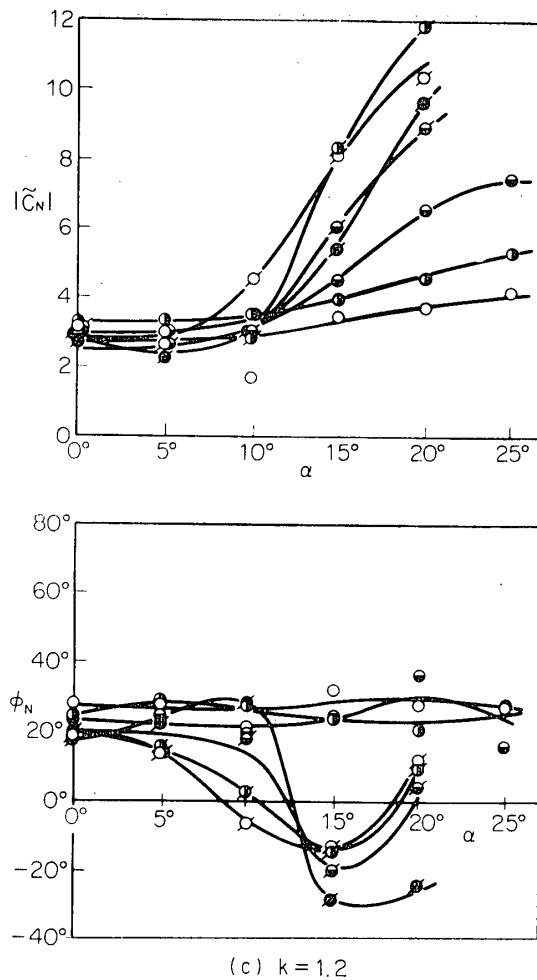
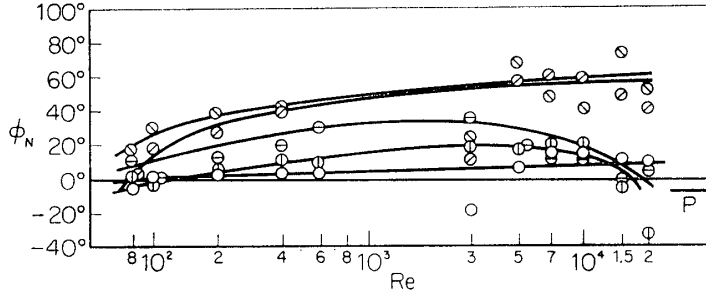
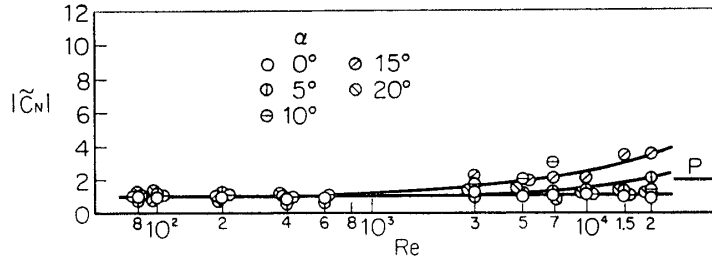


図 11 (c) 並進振動する楕円翼に働く変動法線力

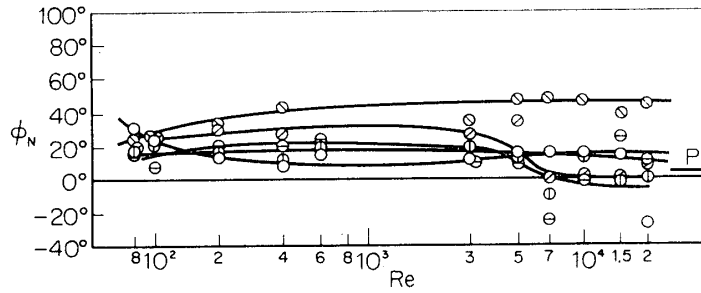
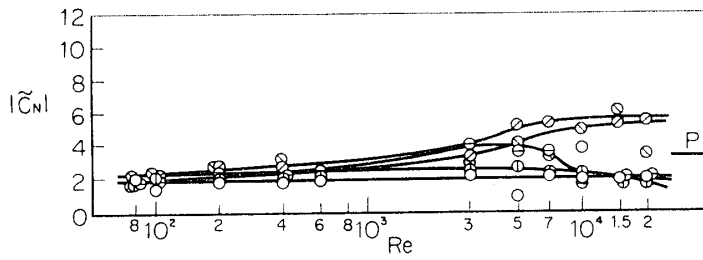
しかしながら迎え角が大きくなると、Re 数が小さい場合には翼は失速しないが、Re 数の大きい場合には失速するという相違のために、 \tilde{C}_N に対する Re 数の影響は顕著となる。すなわち \tilde{C}_N の振幅は Re 数の小さい範囲では迎え角の小さい場合の値とほとんど同じであるが、Re 数が増加すると大きな値となり、この相違は無次元振動数の大きい場合ほど著しい。他方 \tilde{C}_N の位相は無次元振動数の小さい場合には Re 数の増加につれ位相進みを示しているが、無次元振動数が大きくなると、高 Re 数範囲で逆に位相が遅れるようになって行く。

3.3.2 変動モーメント

並進振動する楕円翼に働く中心軸まわりの変動モーメント \tilde{C}_M ($Re=40\sim 1\times 10^4$, $\alpha=0^\circ, 15^\circ$, $k=0.1\sim 1.4$) を図 13 に示す。迎え角が小さい場合 ($\alpha=0^\circ$) には \tilde{C}_M の振幅、位相の無次元振動数 k に対する変化の様子はすでに図 10 で示した変動法線力の場合にほぼ似ており、図中破線で示す振動薄翼理論値と同じ傾向を示している。しかし詳細にみれば、Re 数の増加にともない \tilde{C}_M の振幅は少しずつ増加するが、位相は Re 数に関係なくほぼ $\phi_M=$



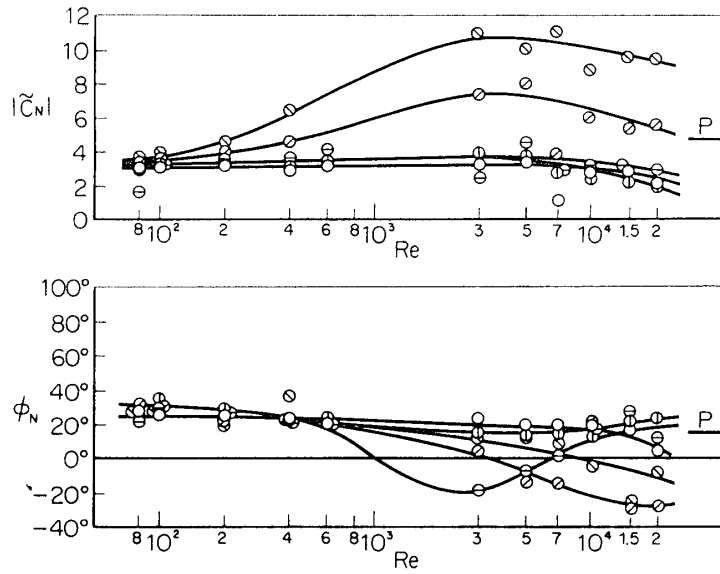
(a) $k=0.4$



(b) $k=0.8$

図 12 (a), (b) 並進振動する楕円翼に働く変動法線力

$0^\circ \sim -10^\circ$ で位相遅れである。一方迎え角の大きい場合でも Re 数の小さい限り、 \tilde{C}_M の振幅は $\alpha=0^\circ$ の場合と同じであって迎え角の影響は少く、位相はわずかに進みを呈している。迎え角が大きく、 Re 数も大きくなって、翼が失速状態に陥いると、 \tilde{C}_M の振幅は無次元振動数 k の増加とともに急激に大きくなり、位相は k の小さい場合に大幅な進みを呈し、 k の増加につれて遅れてくる。これらの傾向もすでに述べた変動法線力の振幅および位相の無次元振動数、迎え角および Re 数に対する傾向とほとんど同じである。



(c) $k=1.2$

図 12 (c) 並進振動する楕円翼に働く変動法線力

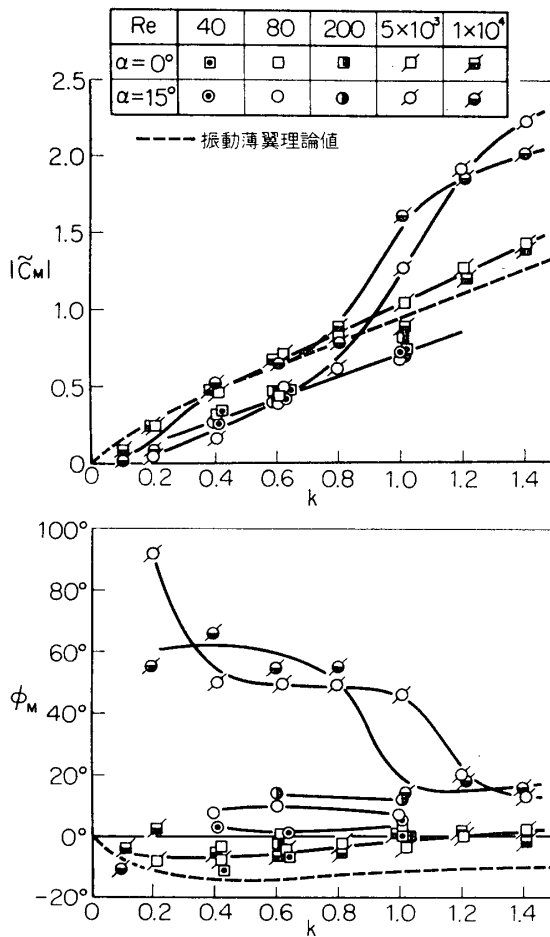


図 13 並進振動する楕円翼に働く変動モーメント

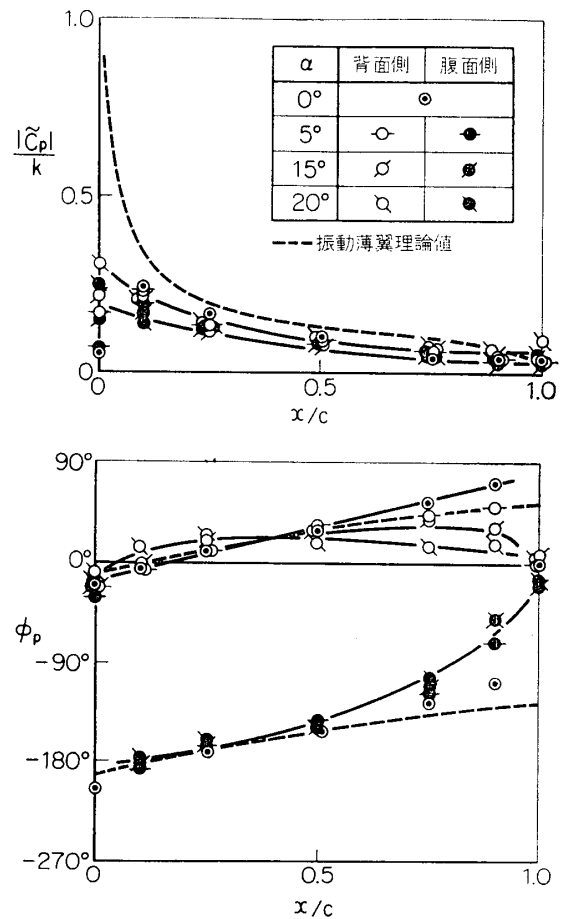
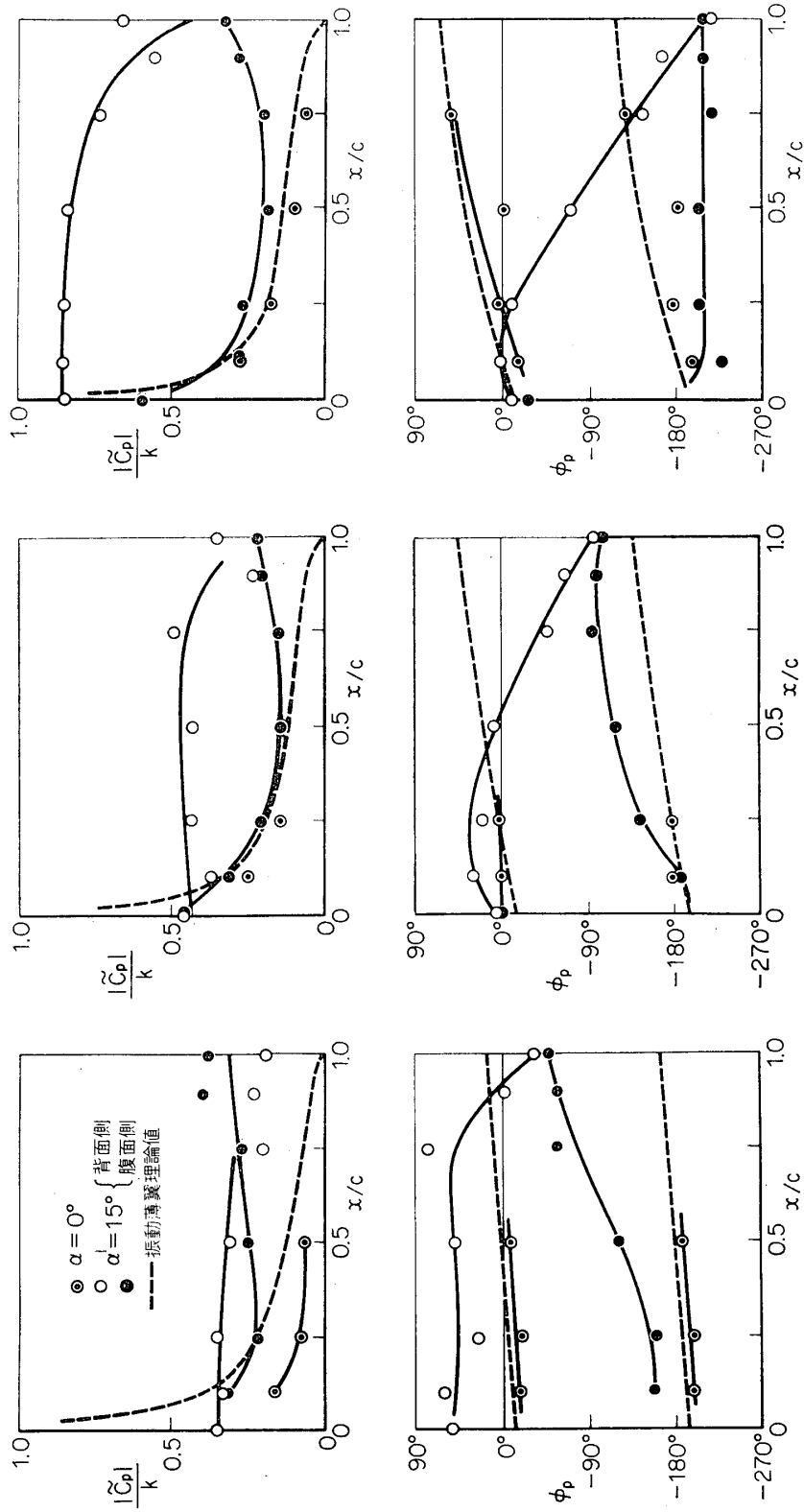


図 14 並進振動する楕円翼面上の変動圧力分布 ($Re=80, k=1.0$)



(c) $k=1.2$

(b) $k=0.8$

(a) $k=0.4$

図 15 並進振動する楕円翼面上の変動圧力分布 ($Re=1 \times 10^4$)

3.3.3 変動圧力分布

振動する翼面上の各点の変動圧力 \tilde{C}_p の振幅と位相差を図 14 および図 15 に示す. 図 14 の低 Re 数 ($Re=80$) の場合には, 迎え角 $\alpha=5^\circ\sim 20^\circ$ における翼の背腹両面の変動圧力は $\alpha=0^\circ$ の場合の値と翼全面にわたってほぼ一致しており, 迎え角の影響はほとんど認められない. これは Re 数が低いため, たとえ迎え角を大きくして翼を振動させても, 流れに大きな変化を生じないためであり, この傾向はすでに述べた変動法線力や変動モーメントに対する低 Re 数範囲の迎え角の影響と対応している. しかし $Re=1\times 10^4$ という高 Re 数においては, 迎え角 α の影響が強く現れる. 図 15 によると無失速状態 ($\alpha=0^\circ$) における \tilde{C}_p の振幅は破線で示す振動薄翼理論値に比べてほぼ一致しており, 位相も上流側では合っている. 他方 $\alpha=15^\circ$ になると翼の背面側の流れはすでに前縁近傍からはく離し, 失速状態にあるにもかかわらず, \tilde{C}_p の振幅は背面側の全翼弦にわたって前縁における振幅とほぼ同じ一定値を示し, 後縁でも 0 にならずにある有限値を示している. 翼の腹面側の圧力振幅は $\alpha=0^\circ$ の際の値とほぼ同じである.

\tilde{C}_p の位相 ϕ_p は前縁近傍では背・腹両面の値に約 180° の食い違いがあるが下流に行くに伴い背面側で遅れ, 腹面側で進んで後縁では位相が一致している. 元来, 非粘性の振動薄翼理論によると翼の背腹両面の変動圧力は常に同じ絶対値で, 位相が 180° 食い違っているが, 後縁における圧力の振幅を 0 とする Kutta の条件によって両面の \tilde{C}_p は後縁で無理なく接続されている. これに対し, 後縁に丸味のある楕円翼で迎え角のある場合には, 後縁近傍の \tilde{C}_p の実測値の振幅は有限であるが, 翼の背腹両面の位相が互に一致することにより後縁において \tilde{C}_p は接続している.

また, すでに図 13 に示したように中心軸まわりの変動モーメント \tilde{C}_M は, Re 数が大きくかつ迎え角の大きい場合, $k>1.0$ でその振幅 $|\tilde{C}_M|$ が急増する. これは単に変動法線力の振幅 $|\tilde{C}_N|$ の増大のみによるものではない. このことを見るために翼面上の変動圧力分布を調べてみると, 図 15(c) に見るように翼腹面側の \tilde{C}_p の振幅は $\alpha=0^\circ$ の場合とほぼ同じで, その位相は翼弦に沿いあまり変らない. 一方, 背面側の \tilde{C}_p の振幅は翼弦に沿い一様に大きく, 位相は下流側半分で $\phi_p=-180^\circ$ に近い遅れを呈している. したがってこのことから中心軸まわりのモーメント \tilde{C}_M は翼の上流側半分と下流側半分とで同方向となっていることがわかる. 結局 \tilde{C}_M の振幅は背面側の \tilde{C}_p の振幅の増加と相まって, 翼の背面・下流側半分の位相の遅れによって非常に大きな値となるわけである.

4. 考 察

4.1 実測値と計算値の比較

まず静止楕円翼面上の圧力分布に対する実測値と前報 [1] に示した数値解析から求めた計算値との比較を図 16 に示す. 翼後縁の圧力を基準とした圧力係数 \tilde{C}_p の実測値と計算値とは非常によい一致を示している. したがって翼に働く定常法線力 \bar{C}_N や定常接線力 \bar{C}_T についても, 当然のことながら図 17 に示すようによく一致している. なお図中 \bar{C}_N, \bar{C}_T に対する添字 p は圧力による成分を, 添字 S は粘性せん断力による成分をそれぞれ示すものであり, $\bar{C}_{Np}, \bar{C}_{Tp}$ の実測値は実測した静圧分布を積分して算出したもので, \bar{C}_N のそれは半導

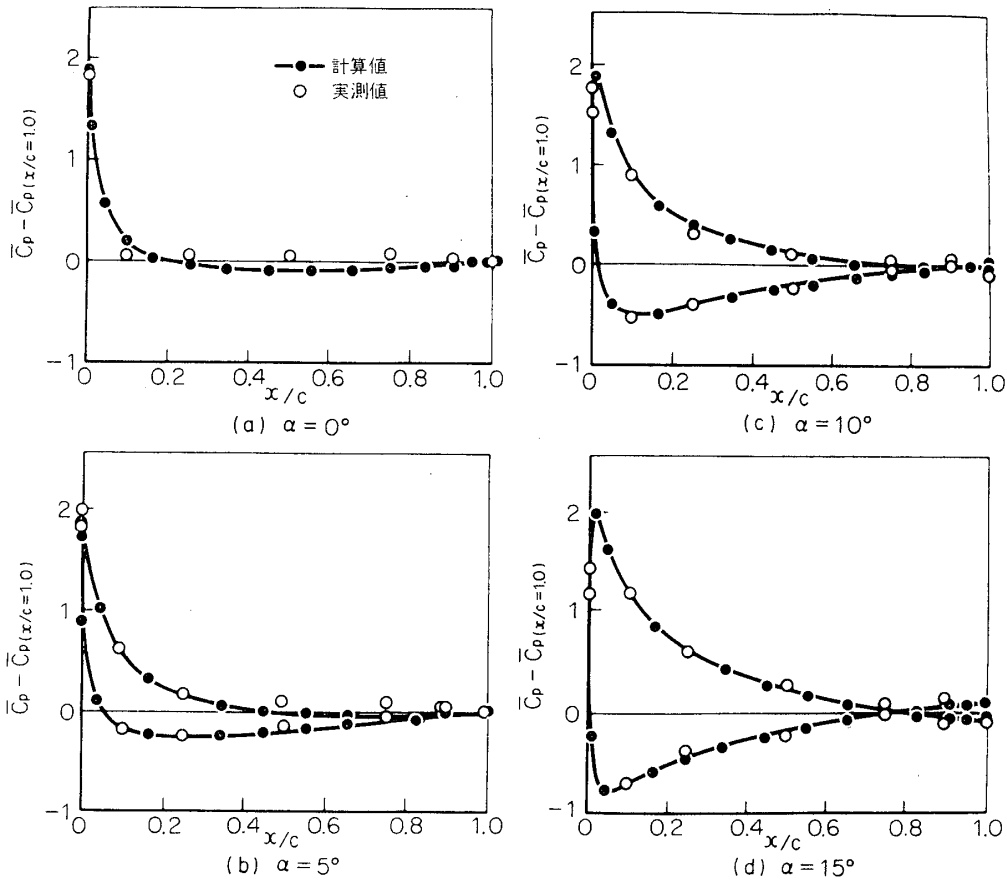


図 16 静止楕円翼の翼面静圧分布 ($Re=80$)

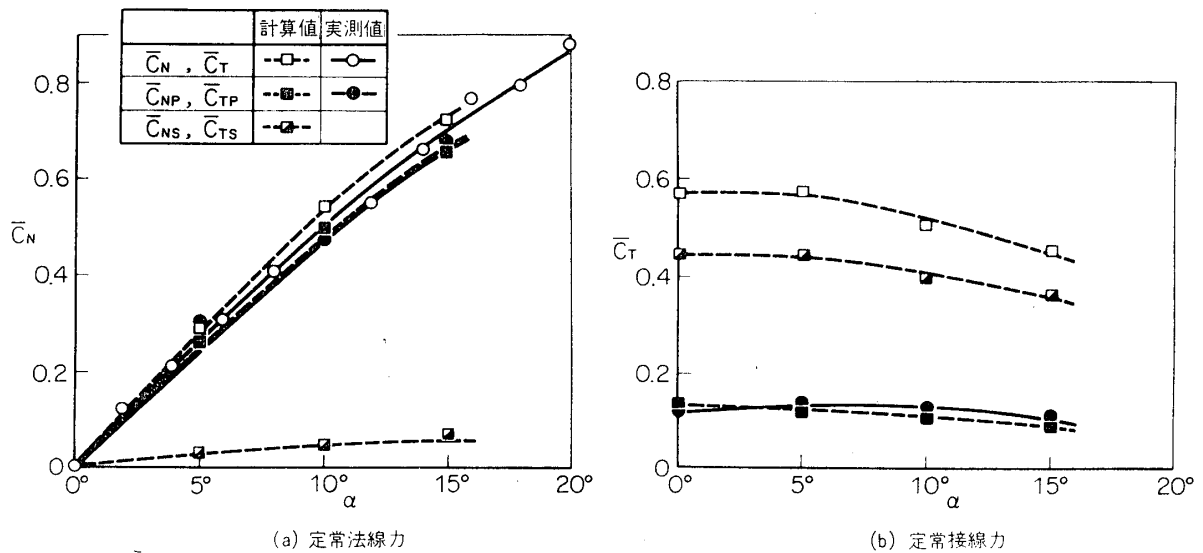
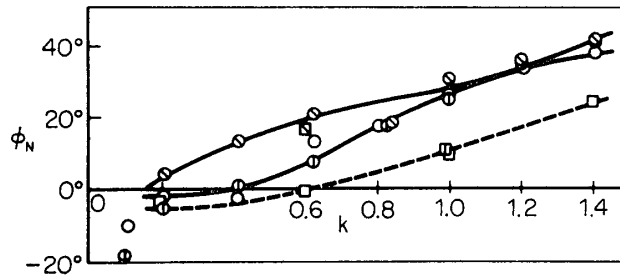
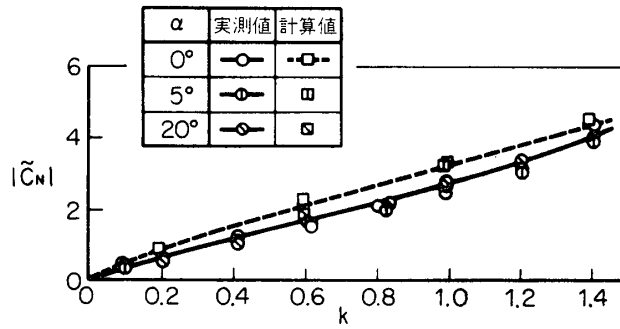


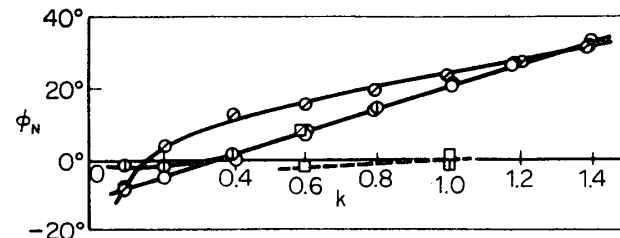
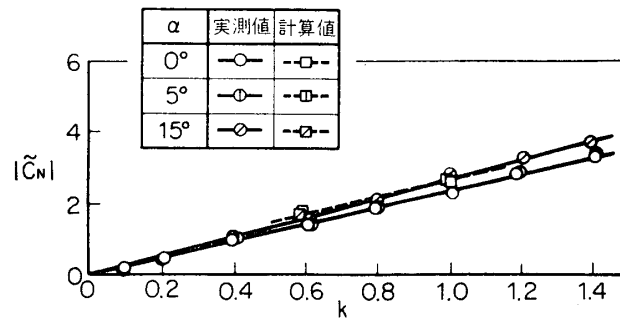
図 17 静止楕円翼に働く定常法線力と定常接線力 ($Re=80$)

体ひずみゲージにより直接測定したものである。

次にその翼が並進振動する際、翼に働く変動法線力および変動モーメントの実測値と数値解析による計算値の比較を図 18 および 19 に示す。各迎え角に対する変動振幅 $|\tilde{C}_N|, |\tilde{C}_M|$ の実測値と計算値は、いずれもよく一致しているが、 \tilde{C}_N の位相 ϕ_N は $k > 0.4$ の範囲で約



(a) $Re = 40$

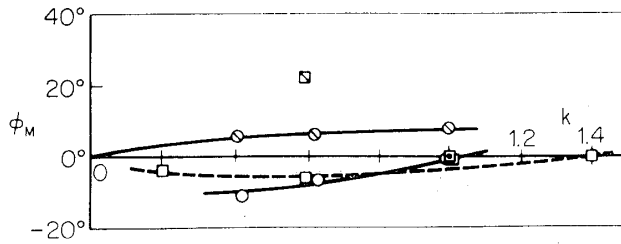
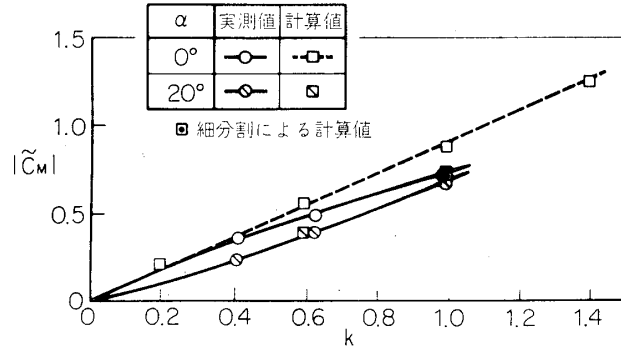


(b) $Re = 80$

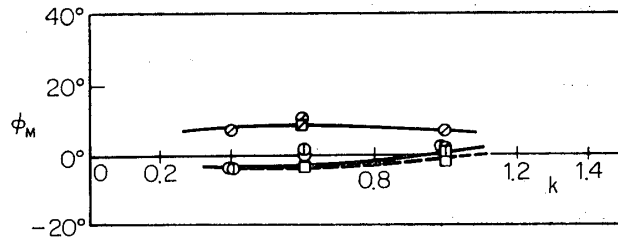
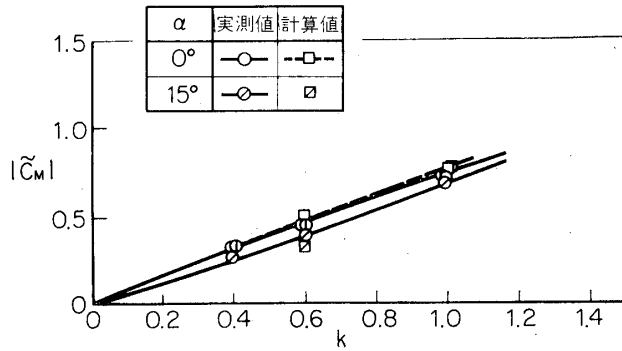
図 18 並進振動する楕円翼に働く変動法線力

10°~20° 実測値の方が進んでいる。しかし実験における測定誤差などを考慮すると、両者は一応よく一致しているものと見なしてよい。

したがって、振動する楕円翼に対する本報の実験結果および前報 [1] の数値計算の結果はともに妥当なものと考えられる。



(a) Re = 40



(b) Re = 80

図 19 並進振動する楕円翼に働く変動モーメント

4.2 圧力分布から求めた変動法線力と実測の変動法線力との比較

振動する楕円翼の翼面上 12 点の変動圧力から計算して求めた変動法線力 \tilde{C}_{NP} , 変動モーメント \tilde{C}_{MP} を, ひずみゲージを用いて測定した \tilde{C}_N , \tilde{C}_M の実測値と, それぞれ図 20, 図 21 に比較してある. 図によると両者の値は良く一致している. なお前報の数値解析によると, 低 Re 数においてすら, \tilde{C}_N や \tilde{C}_M は大部分が圧力による成分 \tilde{C}_{NP} , \tilde{C}_{MP} であり, 粘性せん断力による成分 \tilde{C}_{NS} , \tilde{C}_{MS} は全体の 1/10 以下の程度である. したがって $Re=1 \times 10^4$ のように高い Re 数では \tilde{C}_N や \tilde{C}_M はほとんど圧力による成分のみからなると見なしてよい.

4.3 実測値と非粘性振動翼理論値との比較

広い範囲の Re 数 ($Re=40 \sim 2 \times 10^4$) と迎え角 ($\alpha=0^\circ \sim 25^\circ$) にわたって測定された静止楕円翼に働く定常法線力 \bar{C}_N の迎え角 α に対する傾斜 $m = \partial \bar{C}_N / \partial \alpha$ を図 22 に示す. たとえば $Re=40$ の場合, m の値は $\alpha=0^\circ$ の近傍で $m=1.3\pi$ であり, α の増加につれて漸減

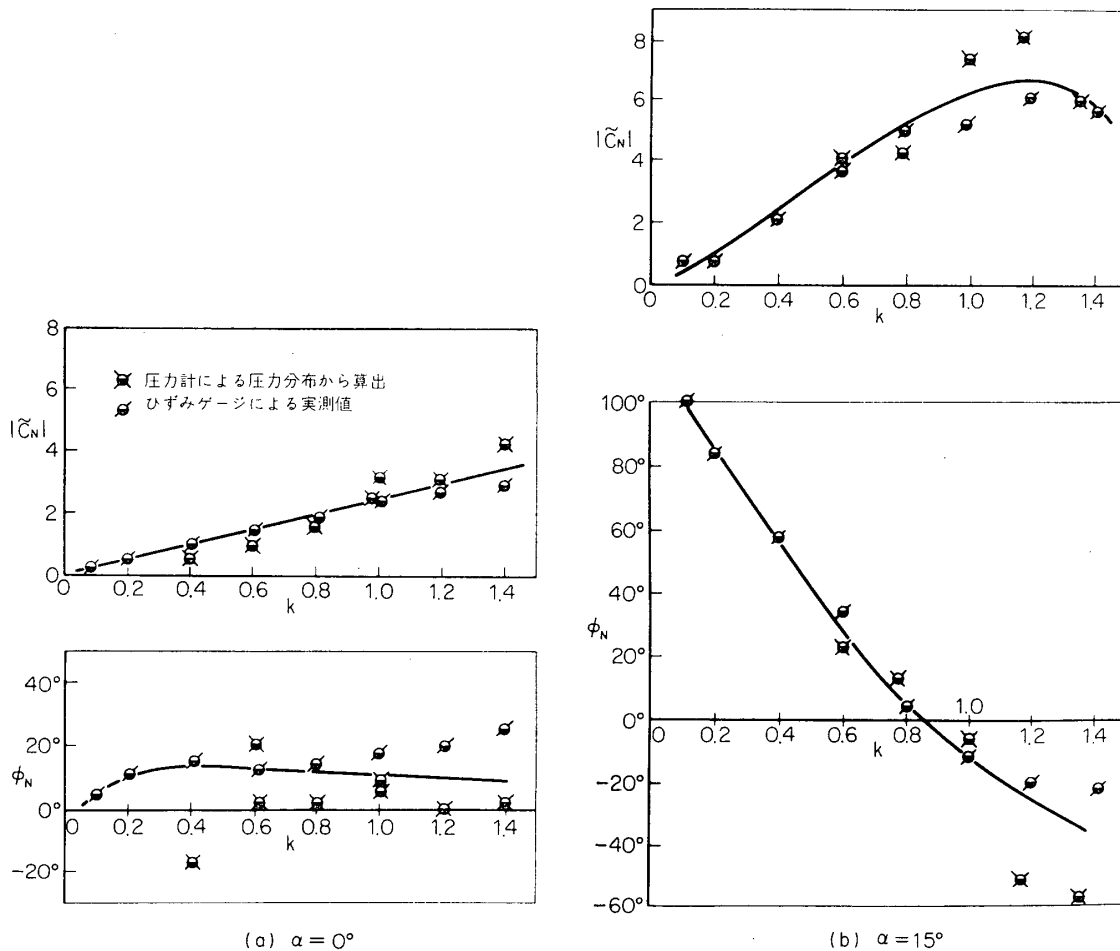


図 20 並進振動する楕円翼に働く変動法線力 ($Re=1 \times 10^4$)

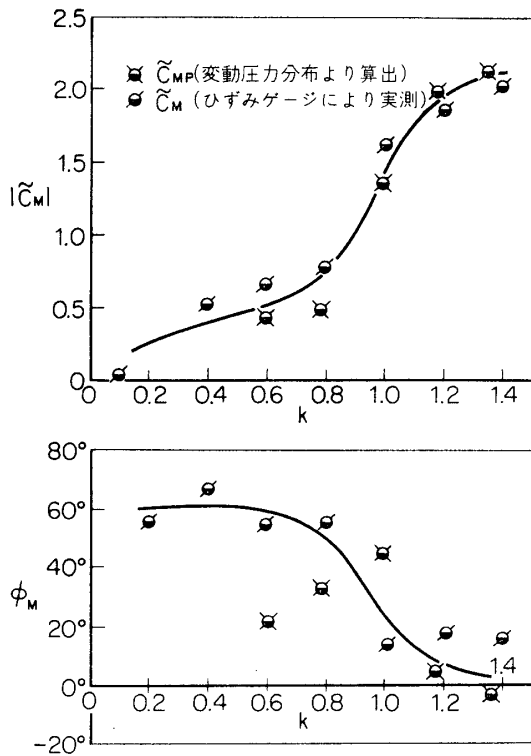


図 21 並進振動する楕円翼に働く変動モーメント ($Re=1 \times 10^4$, $\alpha=15^\circ$)

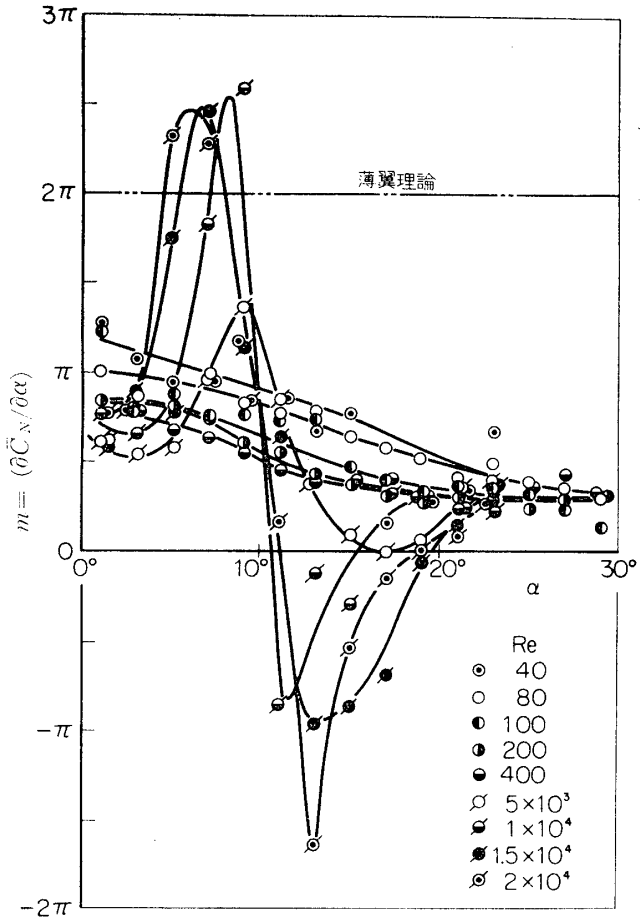


図 22 静止楕円翼における定常法線力の傾斜 $m = \partial \bar{C}_N / \partial \alpha$

していくが、常に $m > 0$ である。一般に低 Re 数 ($Re=40 \sim 400$) の範囲では、この傾向は変わらないが、 Re 数の増加につれて m の大きさは一様に小さくなっていく。一方高 Re 数 ($Re=5 \times 10^3 \sim 2 \times 10^4$) では、 $\alpha=0^\circ$ で $m \approx 0.7\pi$ であり、 α の増加にともない急増して薄翼理論値の 2π よりも大きくなるが、 Re 数に応じてそれぞれ $\alpha=6^\circ \sim 9^\circ$ で逆に急激に減少し、 $\alpha=10^\circ \sim 20^\circ$ では $m < 0$ となりいわゆる失速状態におち入っていることがわかる。

次にこのような静特性をもつ楕円翼を並進振動させた場合、翼に働く変動法線力 \bar{C}_N の実測値 ($\alpha=0^\circ, 15^\circ$ の場合) を、平板に対する振動薄翼理論の値や翼厚を考慮したミーゼス翼型 (19.1%) に対する理論値 [9] および Rott と George の修正理論 [10] による値、さらに前報 [1] の数値解析による計算結果などと比較して図 23 に示す。図 23(a) で $\alpha=0^\circ$ の楕円翼に働く実測の変動法線力の振幅は、前にも述べたように、 Re 数に無関係にはほぼ一本の曲線上にのっている。しかしその大きさは平板翼やミーゼス翼型に対する非粘性振動翼理論による計算値のいずれと比較しても一様に小さい。また位相差の実測値は理論値と比べて定性的な傾向は似ているが約 $10^\circ \sim 20^\circ$ 進んでいる。このような \bar{C}_N の相違の原因として

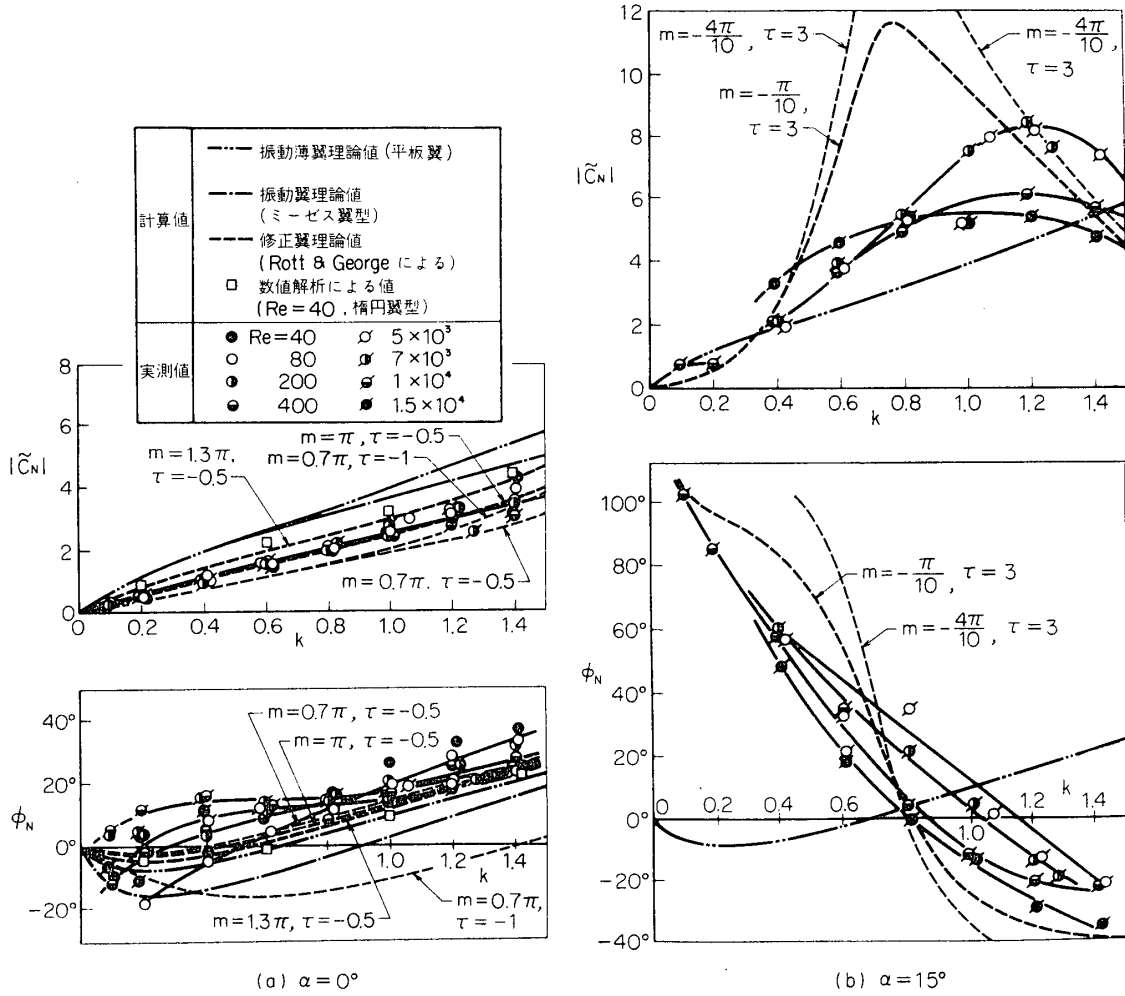


図 23 並進振動する楕円翼に働く変動法線力

は、流れの粘性により翼のまわりに境界層が発達するため、静的には定常法線力の傾斜 m が非粘性の場合の値 2π より小さくなること、動的にはこの境界層の応答に時間遅れの生ずることが考えられる。

これらの原因を考慮して、非粘性の振動薄翼理論に修正を加える一つの方法を Rott と George [10] が提案している。それは振動翼の後縁に圧力の特異点 S_i を許し、その値は前縁の特異点 S_i に依存するものとして $S_i(t+\tau) = -MS_i(t)$ の関係を仮定する。ここに M は定常法線力の傾斜から求められる比例定数であり、 τ は S_i と S_i との間の時間的遅れを示すものである。無失速状態 ($\alpha = 0^\circ$) で翼が振動する場合の時定数については、すでに前報 [1] において、低 Re 数においてはあはるが、振動する楕円翼の前・後縁近傍のよどみ点の挙動を数値計算の結果から解析し、後縁側よどみ点が前縁のそれより位相進みであることを示した。いまの場合この後縁よどみ点の移動は、Rott と George の理論における S_i の時間的变化に対応するものと考えられる。そこで時間遅れの時定数を $\tau = -0.5, -1$ などと仮定し、また m の値は実測値を参考として、低い Re 数に対して $m = \pi \sim 1.3\pi$ 、比較的高い

Re 数に対して $m=0.7\pi$ とすると、図 23(a) のように $\tau=-0.5$ とした計算値が振幅、位相ともに、 \tilde{C}_N の実測値に対して比較的良く一致することがわかる。

次に翼が静的に失速しているような状態 ($\alpha=15^\circ$, $Re=5\times 10^3\sim 1.5\times 10^4$) で振動している場合、 \tilde{C}_N の実測値は図 23(b) に示すように、いずれの Re 数においても無次元振動数 k に対しほぼ同じ傾向を示しているが、実測値 \tilde{C}_N の振幅は k の増加にともない急激に増大し、 $k=1.0\sim 1.4$ で極大となっている。一方、位相は k の小さい場合大幅な進みを呈し、 k の増加とともに急激に遅れて、 $k>0.8\sim 1.2$ で逆に位相遅れ ($\phi_N<0$) となっている。いま Rott と George の理論において定常法線力の傾斜を実測値から $m=-\pi/10$ 、あるいは $-4\pi/10$ また時間遅れの時定数は、振動する楕円翼面上の変動圧力の実験結果から推定して $\tau=3$ とし、 \tilde{C}_N の振幅と位相を算出したものを図 23 に破線で示す。このように m や τ に適切な値を選ぶならば、Rott と George の理論は無失速、失速を問わず、 \tilde{C}_N の振動数 k に対する傾向をかなり説明できるものであることがわかる。

4.4 振動速度と同位相成分

a) 変動法線力の振動速度と同位相成分 翼の振動速度と同位相の変動法線力成分を $(\tilde{C}_N)_R=|\tilde{C}_N|\cos\phi_N$ として $|\tilde{C}_N|$ と ϕ_N の実測値から求め、各 Re 数について迎え角 α に対して図示したものが図 24(a)~(f) である。図には比較のために変動法線力が楕円翼の定常法線力の曲線に沿って準定常的に変化するものと仮定した際に翼に働く変動法線力 $(\tilde{C}_N)_{QS}$ をも示してある。ここに、

$$(\tilde{C}_N)_{QS}=[(\partial\tilde{C}_N/\partial\alpha)\cos\alpha+2\tilde{C}_N\sin\alpha]k$$

である。

低 Re 数範囲 ($Re=80\sim 400$) では、無次元振動数 k の小さい限り、すべての迎え角 ($\alpha=0^\circ\sim 25^\circ$) にわたり、 $(\tilde{C}_N)_R$ と $(\tilde{C}_N)_{QS}$ の値はほとんど等しく、 \tilde{C}_N の振動速度と同位相成分は、準定常的に考えて十分であることがわかる。しかし無次元振動数が大きくなると、低 Re 数範囲でも両者が一致するのは迎え角が小さい範囲に限定され、迎え角が大きくなると、 $(\tilde{C}_N)_R$ は増大するのに対し、 $(\tilde{C}_N)_{QS}$ は逆に減少する傾向を示している。また高 Re 数 ($Re=5\times 10^3\sim 2\times 10^4$) 範囲でも、迎え角の小さい限り、 $(\tilde{C}_N)_R$ は $(\tilde{C}_N)_{QS}$ に一致しているが、迎え角が大きくなると両者は大きく相違してくる。すなわち $\alpha\sim 10^\circ$ 以上になると $(\tilde{C}_N)_{QS}<0$ となり、準定常的に見ると翼には励振力が働き、フラッタを生ずることを示している。しかし実測された $(\tilde{C}_N)_R$ ではこれとは逆に大きな空力減衰力が働いていることがわかる。この傾向は振動数が大きくなるほど著るしい。

b) 変動圧力の振動速度と同位相成分 次に振動翼に働く流体力の振動速度と同位相成分をさらに詳細に調べるため、変動圧力の振動速度と同位相成分 $(\tilde{C}_p)_R=|\tilde{C}_p|\cos\phi_p$ について考察する。

まず低 Re 数範囲での代表例として $Re=80$ 、無次元振動数 $k=1.0$ の場合、 $(\tilde{C}_p)_R$ の翼弦に沿っての分布を図 25 に示す。図によると翼の背腹両面の変動圧力 $(\tilde{C}_p)_R$ はたとえ迎え角を $\alpha=0^\circ$ および 20° と大きく変えても大きな変化は見られない。このことは前掲の図 24(a) の $(\tilde{C}_N)_R$ において迎え角の影響が少いことと対応している。

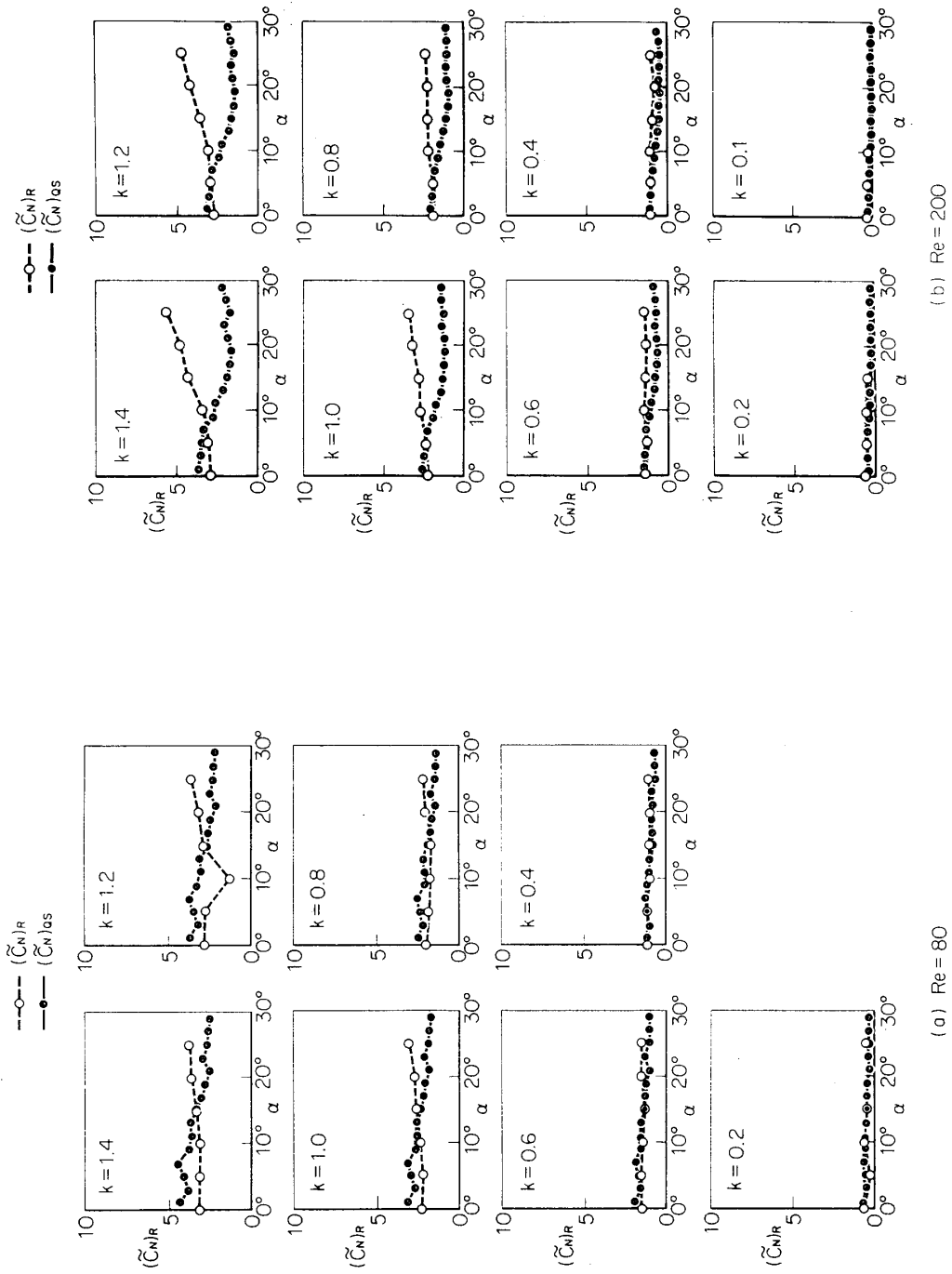


図 24 (a), (b) 変動法線力の振動速度と同位相成分

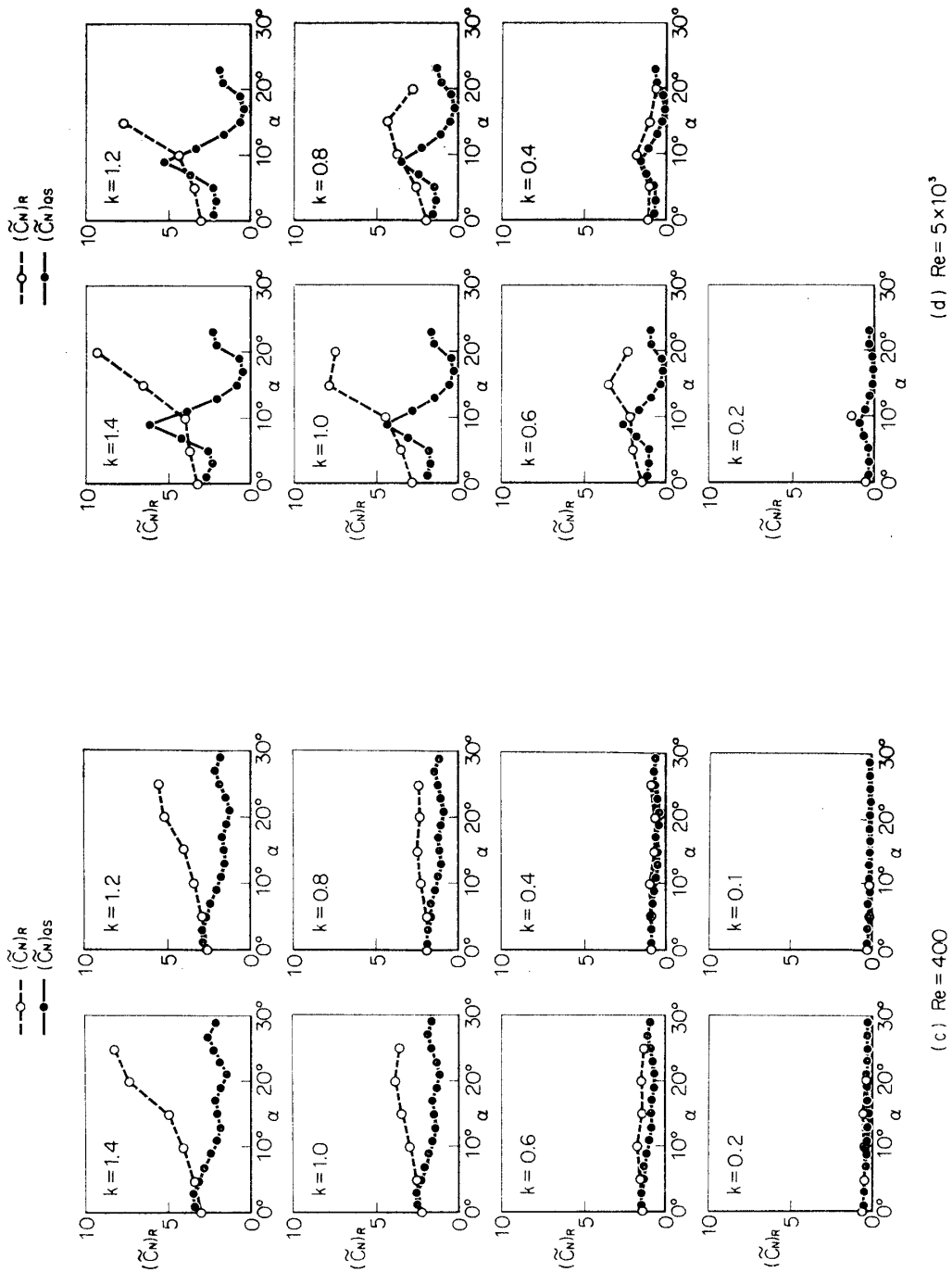


図 24 (c), (d) 変動法線力の振動速度と同位相成分

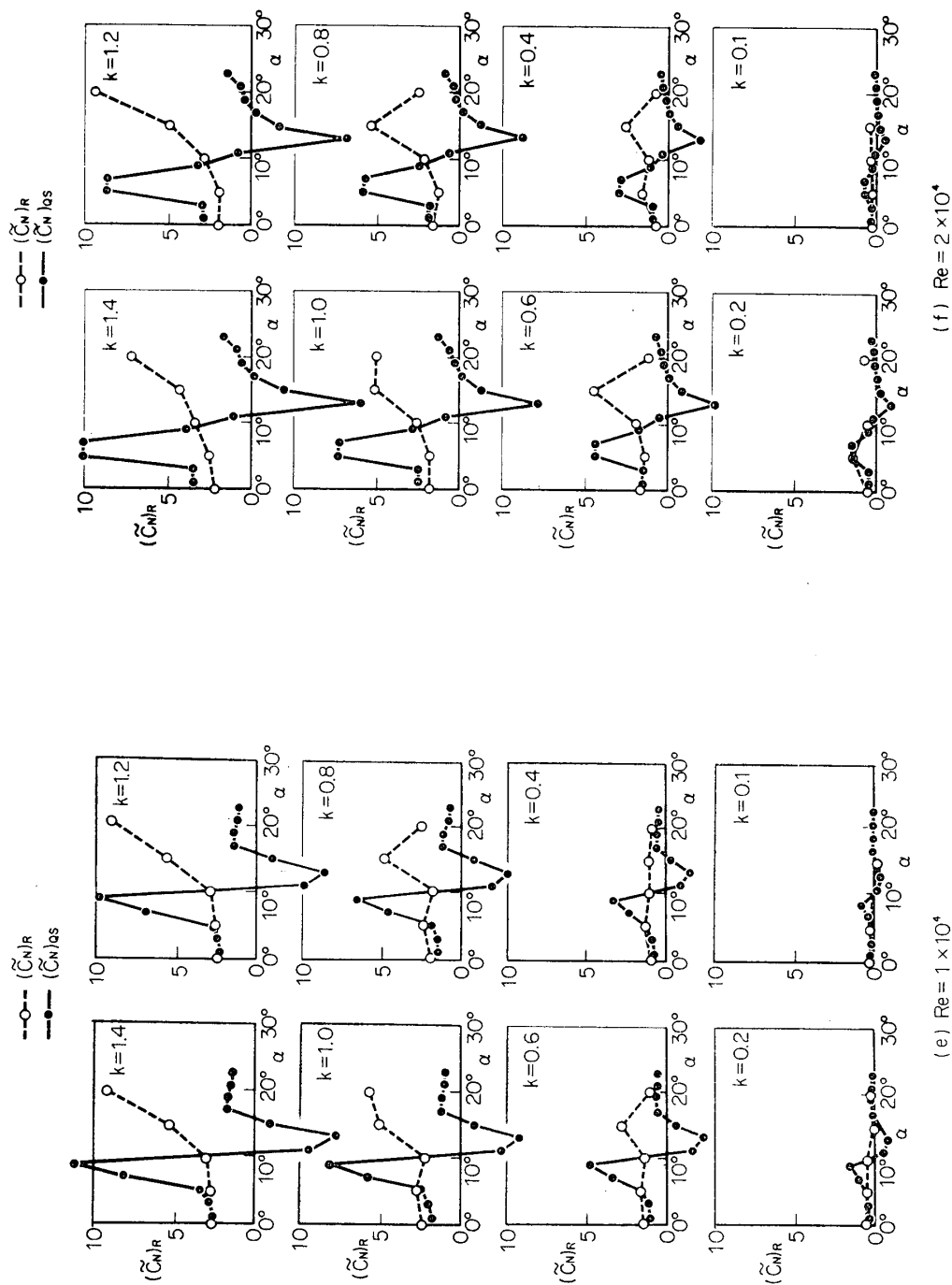


図 24 (e), (f) 変動法線力の振動速度と同位相成分

次に高 Re 数 ($Re=1 \times 10^4$) において、翼が失速していない ($\alpha=0^\circ$) 場合と、失速している ($\alpha=15^\circ$) 場合の $(\tilde{C}_p)_R$ を図 26 に比較して示す。流れがはく離している $\alpha=15^\circ$ の場合の翼背面側の $(\tilde{C}_p)_R$ は $\alpha=0^\circ$ の場合に比べかなり大きく、特に $k=1.2$ の場合には背面の上流側の $(\tilde{C}_p)_R$ は非常に大きい値となるが、背面下流側の $(\tilde{C}_p)_R$ は逆に負の大きな値となっていることがわかる。一方、流れのはく離していない腹面側の $(\tilde{C}_p)_R$ は無次元振動数 k のいかんにかかわらず $\alpha=0^\circ$ の場合と大体合っている。そして図 26 に示した翼の背腹両面に働く $(\tilde{C}_p)_R$ の差を翼弦に沿って積分したものは前述の変動法線力の振動速度と同位相成分 $(\tilde{C}_N)_R$ であるが、たとえば図 26(c) の $\alpha=15^\circ$ の場合を見ると、翼の上流側では背腹両面の圧力差は正であるので、翼の振動を減衰させるように変動圧力が働いているわけであるが、下流側では逆にその圧力差は負であり、翼を励振するように圧力が働いていることがわかる。いまの場合、翼全体に働く $(\tilde{C}_N)_R$ は正であるが、翼の作動条件が変わって $(\tilde{C}_N)_R$ が負となり、フラッタの起るような場合には、この圧力差が負となる領域が次第に大きくなるものと考えられる。

5. 結 論

一様粘性流れの中で並進振動する楕円翼に働く法線力、モーメントおよび翼面上の圧力分布などを Re 数 ($Re=40 \sim 2 \times 10^4$)、迎え角 ($\alpha=0^\circ \sim 25^\circ$)、無次元振動数 ($k=0.1 \sim 1.4$) を広範に変えて測定し、それらの影響を調べ、また非粘性振動翼理論やその修正理論による値

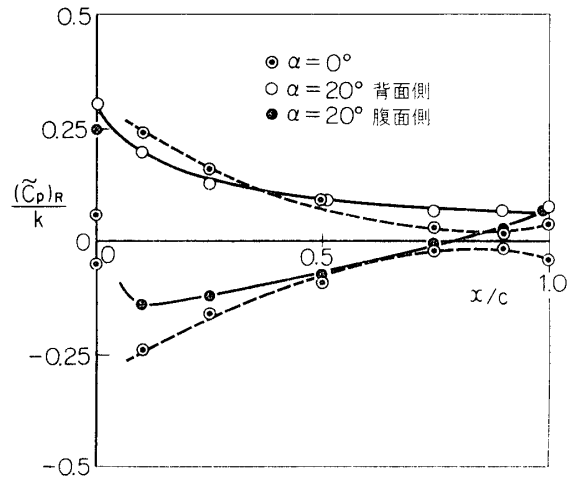


図 25 変動圧力の振動速度と同位相成分 ($Re=80, k=1.0$)

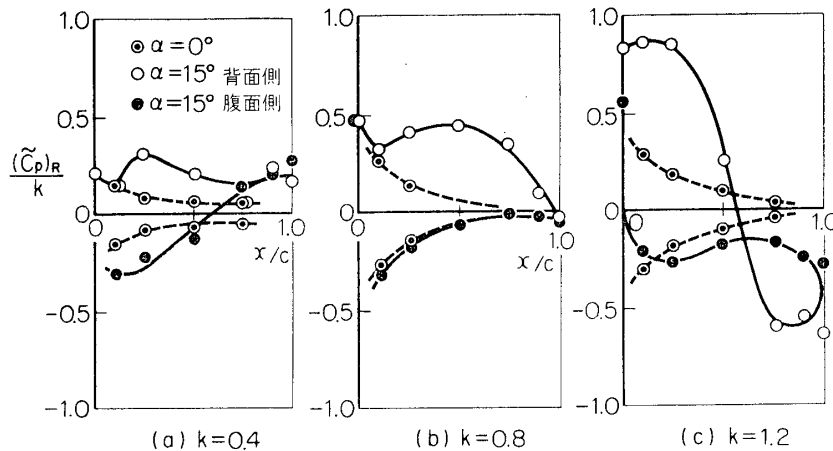


図 26 変動圧力の振動速度と同位相成分 ($Re=1 \times 10^4, \alpha=0^\circ, 15^\circ$)

などと比較して、流れの粘性効果について全般的な考察を行なった。

得られた結果を要約すると次のとおりである。

1) 静止楕円翼において $Re=40, 80$, 迎え角 $\alpha=0^\circ\sim 20^\circ$ の場合の翼面静圧分布, 定常法線力および定常モーメントの実測値は前報 [1] で示した数値解析による結果とよい一致を示す。

2) 静止楕円翼に働く変動法線力の迎え角に対する傾斜は低 Re 数 ($Re=40\sim 400$) 範囲では常に正で, Re 数が大きいほど小さい。高 Re 数 ($Re=5\times 10^3\sim 2\times 10^4$) では, 迎え角の増加につれて定常法線力傾斜は急増したのち急減して負となり, 翼は失速の様相を呈す。

3) 並進振動する楕円翼に働く変動法線力, 変動モーメントの実測値と前報 [1] の数値解析による計算値とは一致する。 ($Re=40, 80, k=0.2\sim 1.4, \alpha=0^\circ\sim 20^\circ$)

4) 迎え角が小さく, 翼が無失速状態で振動する場合には, 変動法線力の振幅は Re 数にはほとんど無関係で, 非粘性振動翼理論値と同じ傾向を示すが, その値は一樣に小さい。位相は無次元振動数の小さいところで Re 数による若干の相違はあるが, ほぼ Re 数に関係なく振動翼理論値と同じ傾向である。

5) Re 数の小さい場合, 迎え角を大きくしても翼は失速せず, 変動法線力の振幅の無次元振動数に対する様子は $\alpha=0^\circ$ の場合に比べて大きな変化はないが, 迎え角の増加につれてやや全般的に大きくなり, 位相は進む傾向にある。

6) Re 数も大きく, 迎え角も大きくて翼が失速状態にある場合では, 変動法線力の振幅は無次元振動数の増加にともなって非常に大きな値となる。位相は無次元振動数の小さいところで大幅な位相進みを示すが, 無次元振動数の増加につれて急激に遅れてついに位相遅れとなる。

7) このような変動法線力の実測値に対して, 実際の定常法線力の傾斜と粘性境界層による時間遅れを考慮して非粘性振動翼理論を修正した Rott と George の修正理論においてそれぞれの修正を適切に与えれば変動法線力の振幅と位相の傾向をかなり説明できる可能性がある。

8) 迎え角の変動法線力におよぼす影響は Re 数の低い範囲ではあまり大きくない。高 Re 数範囲では, 変動法線力の振幅は迎え角の大きくなるにつれ急増し, ある迎え角のところで極大値をとる。極大値をとる迎え角は無次元振動数の増加にともない, 迎え角の大きい方向へ移動する。位相は迎え角の増加とともに無次元振動数の小さい場合は進み, 大きい場合には逆に遅れて行く。

9) Re 数の変動法線力におよぼす影響は迎え角の小さい限り, ほとんど認められない。一方, 迎え角の大きい場合には Re 数が増加すると翼が失速するという相違が生じ, 変動法線力におよぼす Re 数の影響が顕著となる。すなわち振幅は低 Re 数では迎え角の小さい場合の値とほぼ等しく, Re 数が増加すると大きな値となる。他方, 位相は Re 数の増加につれ無次元振動数の小さい場合には位相進み, 無次元振動数の大きい場合は逆に遅れていく。

10) 変動モーメントにおよぼす無次元振動数, 迎え角, および Re 数の影響の様子は変動法線力に対する影響とほとんど同様である。

11) 粘性流体中で楕円翼のように後縁に丸味をもつ翼が振動する場合, 翼の後縁における

変動圧力の振幅は 0 にならないが、翼の背腹両面からの圧力の位相が後縁で一致して圧力は後縁で連続している。

12) 振動速度と同位相の変動法線力成分は迎え角が小さい限り、たとえ無次元振動数が大きくても、あるいは Re 数が大きくても、準定常的に翼に働くとした変動法線力と一致する。また Re 数が小さく、無次元振動数の小さい場合には、迎え角が大きくなっても両者はよく一致する。しかし、無次元振動数と迎え角がともに大きい場合には両者の間の相違は著るしい。

最後に、この研究において種々御教示を頂いた谷田好通助教授に深く謝意を表します。また実験に関してご尽力を頂いた小保方富夫技官に厚くお礼申し上げます。

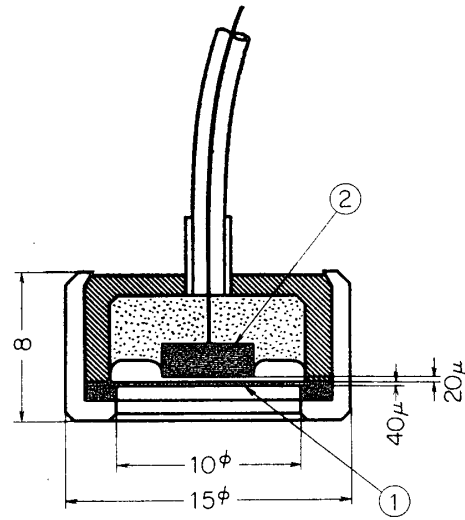
1971 年 12 月 20 日 原動機部

参 考 文 献

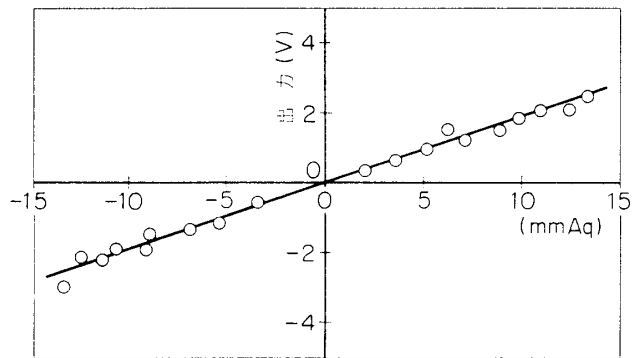
- [1] 岡島 厚, 浅沼 強, 高田浩之, (1971) 並進振動する楕円翼まわりの非定常粘性流れ, (その 1, 数値解析) 東京大学宇宙航空研究所報告, 7, 3, 605~654.
- [2] Bratt, J. B., and Scruton, C. (1938) "Measurements of pitching moment derivatives for an aerofoil oscillating about the half-chord axes." A. R. C. R & M 1921.
- [3] Reid, E. G., and Vincenti, W. (1940) "An experimental determination of the lift of an oscillating aerofoil." J. Aero. Sci., 8, 1, 1~6.
- [4] Widmayer, Jr., E., Clevenston, S. A. and Leadbetter, S. A. (1958) "Some measurements of aerodynamic forces and moments at subsonic speeds on a rectangular wing of aspect ratio 2 oscillating about the midchord." NACA, TN 4240.
- [5] Halfman, R. L., Johnson, H. C. and Haley, S. M. (1951) "Evaluation of high-angle-of-attack aerodynamic-derivative data and stall-flutter prediction techniques." NACA, TN 2533.
- [6] 岡島 厚, 浅沼 強, 高田浩之 (1971) 角振動する円柱まわりの非定常粘性流れ, 東京大学宇宙航空研究所報告, 7, 2, 334~384.
- [7] Miyagi, T. (1964) "Oseen flow past a flat plate inclined to the uniform stream." J. Phys. Soc. Japan, 19, 6, 1063~1073.
- [8] 高久有幹, 岡島 厚, 浅沼 強 (1971) 小型示圧計による振動翼面上の変動圧力の測定, 機械学会東海支部講演論文集, No. 713-2, 29~32.
- [9] Spurk, J. (1963) "Messungen der aerodynamischen Beiwerte schwingender Flügelprofile im Windkanal und Vergleich mit der Theorie". Mitt. MPI Stöm. Forsch. u. Aerodyn. Versuchsanst. Nr. 29.
- [10] Rott, N and George, M. B. T., (1955) "An approach to the flutter problem in real fluid." J. Aero. Sci. Preprint No. 509.

付 試作圧力計

本実験のように水柱 1 mm 程度の微圧を測定するために特に試作した圧力計の構造の概略と検定曲線を付図 1, 2 に示す。本圧力計は容量型であり、付図 1 に示すように厚さ 40μ のステンレス製受圧膜①と電極②との間隙は 20μ であり、電解研摩法を応用して造っ



付図 1 試作圧力計の構造図



付図 2 試作圧力計の検定曲線

た。得られた試作圧力計の検定曲線は付図 2 に示すように圧力に対して出力は直線的に変化していることがわかる。

なお、試作圧力計はトランジスタを使用することにより超小型化した発振器 (4.5 MHz) を圧力計のすぐ近くに置くことにより、できるだけ圧力計と変換器との間のケーブルを短くし、圧力計の感ずる変化容量と固定容量の比を上げることによって圧力計の感度を向上するように工夫してある。