

## 振動翼後流の実験

東大 大学院 夏目 明子

お茶の水女子大 理 大島 裕子

### 1. 序 論

一様流中に柱状体を置くとその後流にはカルマン渦列が形成される。一方、振動する翼の後流にもまた渦列が形成される。この渦はカルマン渦列とは逆向きに回転し、振動の中心線上で後流を加速するように配列されることの特徴であって Bratt<sup>1)</sup>をはじめとする多くの可視化実験が示されている。

線型ポテンシャル理論を使って振動翼の問題を扱った研究は、すでに1930年代に Theodorsen<sup>2)</sup>, Garrick<sup>3)</sup>, KarmanとSears<sup>4)</sup> によって行なわれている。これらの理論では、後流の渦列が時間的に変化する渦層によって置き換えられ、強さは翼まわりの循環の変化とクッタ条件によって決定されている。その後、翼厚、有限振幅等の非線型効果に関する改良が加えられ、また、渦層の変形を考慮に入れたり、渦層ではなくて渦系の集まりに置き換えて渦系近似の計算<sup>5),6)</sup>がなされている。さらに

ナビエ-ストークス方程式を直接大型コンピュータを使って数値的に解析すること<sup>7)</sup>も行なわれ始めた。これらの理論や計算に対し、Bratt やその他による多くの可視化実験、風洞や流路を用いた測定が行われ、翼面荷重等からクック条件や他の仮定が吟味され、振幅振動数が小さい場合には理論とよく一致する結果が得られている。一方、振幅や振動数が大きい場合には剝離、剝離渦、後流渦の発達等のために翼周辺の流れ場は非常に複雑なものとなった。このような実効的な迎角が大きくなった場合についての実験も McCrosky, et al.<sup>8)</sup> によって行われ、実効迎角が静的な失速角を越えても失速をおこさず、動的な失速角は静的なそれよりも大きくなったという現象等が研究されている。

普通 振動翼問題では、無次元化振動数  $K$  が流れを特徴づけたパラメータとして使われる。このパラメータは、翼弦長  $c$ 、翼の振動周期  $T$  と一様流速  $U_0$  により、

$$K = \frac{c}{2} \cdot \frac{2\pi}{T} \cdot \frac{1}{U_0}$$

で定義される。翼の実効迎角は周期的に変化するが、その最大値は、 $K$  と振動の半振幅  $H$  の積に比例している。この実験では、一様に流れる水中で二次元翼を上下振動させ、後流の様子を可視化法とホットフィルム流速計、レーザー流速計に

よりの流速測定から明らかになり、  
 かにしようと試みた。  
 振動条件は  $H=0.5, 1\text{cm}$ 、  
 $K=0.9\sim 3.4$ で、最大実効  
 迎角は  $6^\circ\sim 32^\circ$ であった。  
 この範囲に、動的な  
 失速を引き起こすよう  
 な振動も含めて、  
 測定への制御とデータ処  
 理に、ミニコンピユ  
 ータシステムが用いられ  
 統計的処理がなされた。

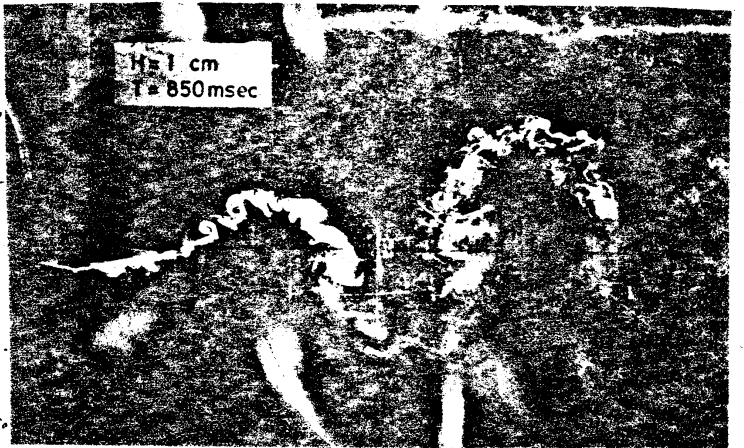
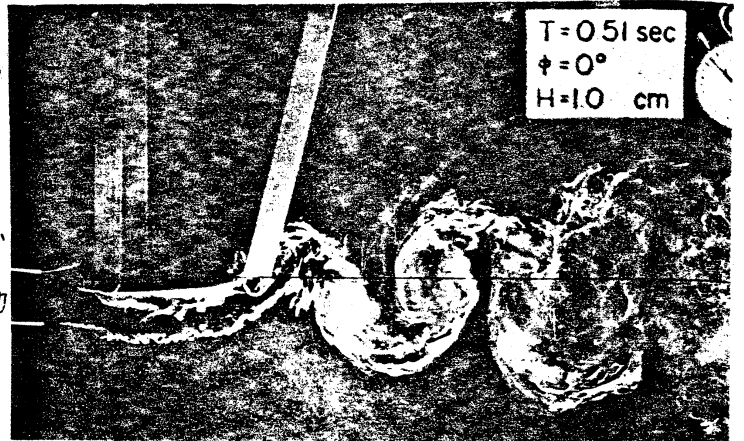


図1. 振動翼後流の染料による可視化写真<sup>C</sup>

## 2. 実験装置

水路 東京大学宇宙航空研究所の循環式開水路が用いられた。測定部は、深さ  $45\text{cm}$ 、幅  $10\text{cm}$ 、長さ  $600\text{cm}$  で、透明なアクリル板製である。作動流体は上水道水で、2つのポンプによって循環している。測定部の上流に淀み槽、平行整流板と金網及び絞り比  $8$  の二次元絞り管を設け、整流を行なった。測定部での流速は  $22\text{cm/s}$  に固定されており、乱れは主流方向で  $5\%$ 、鉛直方向で  $3\%$  であった。

## 翼模型と振動装置

実験で使われた翼型は 翼弦長  $8\text{cm}$  幅  $9.8\text{cm}$  の真鍮製の  $NA$   $CA0012$  である。図 2 に振動装置略図を示す。歯車に取り付けられた駆動棒で翼型を上から支え、上下振動させることになっている。半振幅  $H$  及び周期  $T$  はそれぞれ歯車上の駆動棒の支点の位置とモーターの回転数によって調節された。レイノルズ数は翼弦長を代表的な長さとして  $18000$  であった。

座標系は翼型を振動の中心に置き、前縁の位置を原点として一様流方向下流に向って  $X$  軸、鉛直方向に  $Z$  軸をとる静止系である。

ホットフィルム流速計 KANOMAX X型ホットフィルムプロバ  $1246-60W$  と KANOMAX MODEL 21-1211 ホットフィルムアネモメータ 2台に接続して  $U, W$  を同時に測定した。加熱比は  $1.03$  とした。  $8\text{kHz}$  までの周波数特性をもっており、振動翼の後流の流速変動を調べるのに十分である。測定点は  $X=10\text{cm}$  から  $25\text{cm}$  まで  $1\text{cm}$  おきに 16 断面。各断面につき  $Z=+7\text{cm}$  から  $-8\text{cm}$  まで  $1\text{cm}$  毎に 16 点である。測定点の移動にはミニコンピュータの制御による自動移動装置が用いられた。

レーザー流速計  $X=10\text{cm}$  よりも翼近くになると、流速変動が振動の中心近くに集中し、大きい振動の流れ場ではホットフィルム流速計プロバを固定することが困難となり、ま

た。フォーブを破損することが考えられるので使用することができない。そこで、翼近くの $x=8.3\text{cm}$ と $9\text{cm}$ の2断面での測定にレーザー流速計干渉縞モードを用いた。干渉縞の間隔は $7\mu\text{m}$ で、散乱光信号の流速への変換はKANOMAX周波数トラッカー-27-1121型が使われた。この周波数トラッカーで約 $7\sim 45\text{cm/s}$ の流

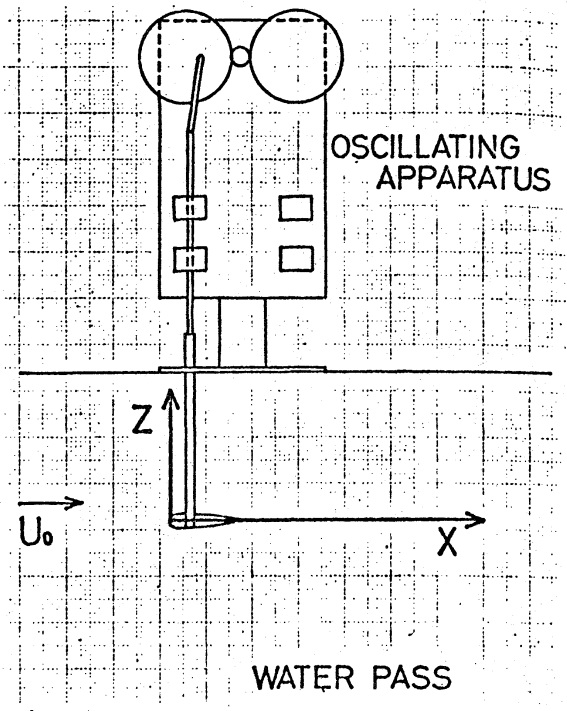


図2. 振動翼装置略図.

速変動を連続的にカバーすることができた。Z方向の流速成分をも求めるためにレーザー光の交叉面を水平面に対し $\pm 45^\circ$ 傾け、これらのZ方向成分を測定し、後でU, Wを算出した。

レーザー流速計は、光学的測定法であったためホットフィルム流速計に較べて測定点の移動が難しく、今回の測定では、Xについて2断面、各断面に対してZ/Hを2.8 $\sim$ 3.2まで0.4毎に16点ずつ測定された。

データ処理. MELCOM 70 ミニコンピュータシステムを中心としたリアルタイムの制御・データ処理システムが使われた。測定は、32周期分の集合平均値である。測定データはカセットテープに保存し、後で、流れ関数や渦度の再構成さ

れた。

3. 実験の結果

ホットフィルム流速計による流速測定

図3は流速U成分の等流速線図で、翼が振動の上限に達した瞬間の後流の流速の分布を表している。縦軸は一様流方向の

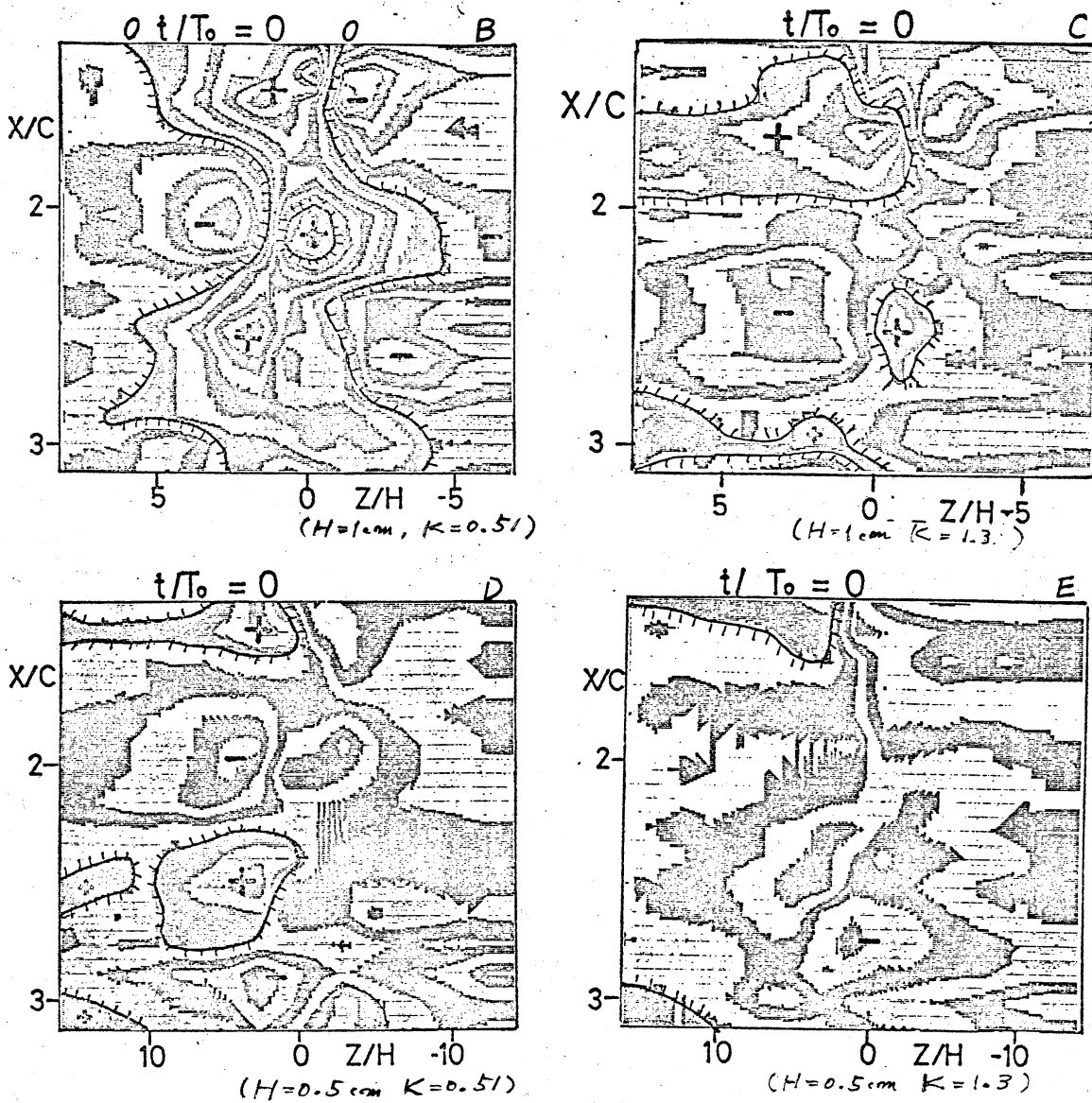


図3. 一様流方向等流速線図

座標を翼弦長で無次元化した  $x/c$ 、横軸に鉛直方向の座標を振動翼の半振幅で無次元化した  $Z/H$  で、図の上方で翼が左右に振動し、一様流が上方から下へ向って流れてくるように見られる。図中、正負の符号は  $U$  の一様流の大小を示している。縮模様が  $1.4 \text{ cm/s}$  毎に濃淡が変化し、 $11.2 \text{ cm/s}$  毎にヒケのついた実線が書き込まれている。図3のBは振動の半振幅  $H=1 \text{ cm}$ 、無次元化振動数  $K=0.51$  の場合の等流速線図で、流速の極大値と極小値が1組になって後流を流れていく様子が見られる。極大値と極小値の差は  $22 \text{ cm/s}$  程度で、大きな剪断層を作っていることがわかる。また  $x$  軸上で、すなわち振動の中心の後方に、加速された領域が見られる。Dは振動数  $K$  と等しく  $H=0.5 \text{ cm}$  の場合の等流速線図である。極大極小が1組となって現れるというパターンには変りないが、よほどの一様流からの差は小さくなっている。この振動では  $8.4 \text{ cm/s}$  程度である。  $x$  軸上での加速領域は見られない。C及びEは  $K=1.3$  の等流速線図で、流速の変化はB、Dに較べて小さくなっている。図4は流速  $W$  成分の等流速線図で、時刻、軸とも図3に同じであるが、 $0.7 \text{ cm/s}$  毎の縮模様となっている。正負の符号は  $W=0 \text{ cm/s}$  に対する流速の変化を表す。  $K=0.51$  のB、Dでは周期的に向きを逆転する流れが現れ、境目にはややけり大きな剪断層ができている。  $K=1.3$  のC、EでもB、Dよ

りけ小さいが、周期的に向きの逆転する流れが繰り返さる  
 こと。

図5は流速U成分をZ方向に積分して求めた流れ関数  
 の等高線図、流線である。この中でUの等流速線図を構成

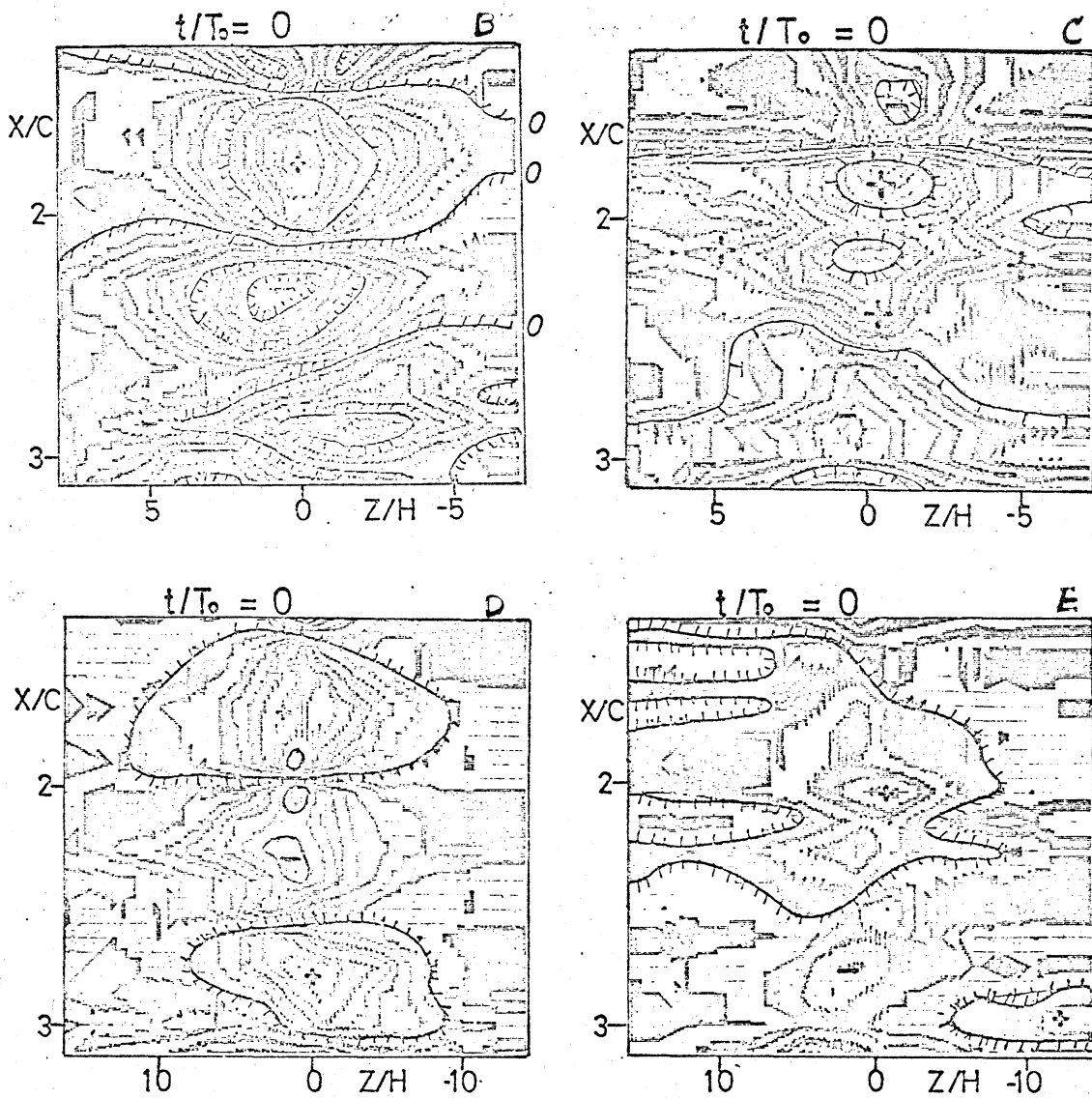


図4. 鉛直方向等流速線図



1にCMT中の5/2個のUの値から求めたものT 文のように定義した。

$$\frac{1}{5/2} \sum_z \sum_x U = U_1$$

$$\frac{1}{2} \sum_z (U - U_1) = U_B$$

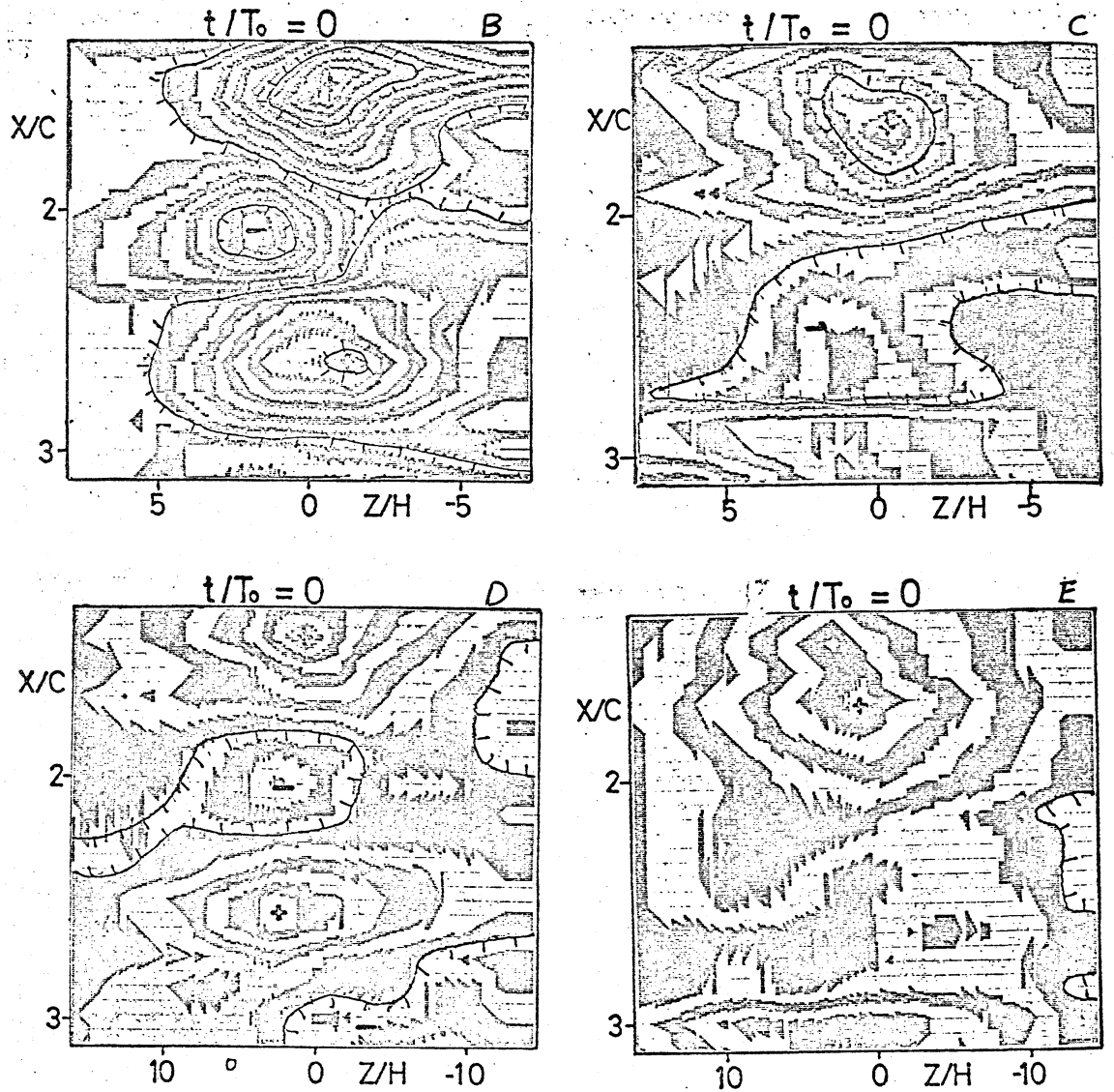


図5 一様流分と差し引いた瞬間流線

$$\Psi(Z, X) = \sum_{i=1}^n (U - U_i) - U_b$$

ここで  $U_i$  は測定領域の平均流速,  $U_b$  は測定の上端と下端で  $\Psi$  が対称的になるようにするためのバイアスで  $Z$  方向に集積する誤差を補正するものである。この図から 平均流を

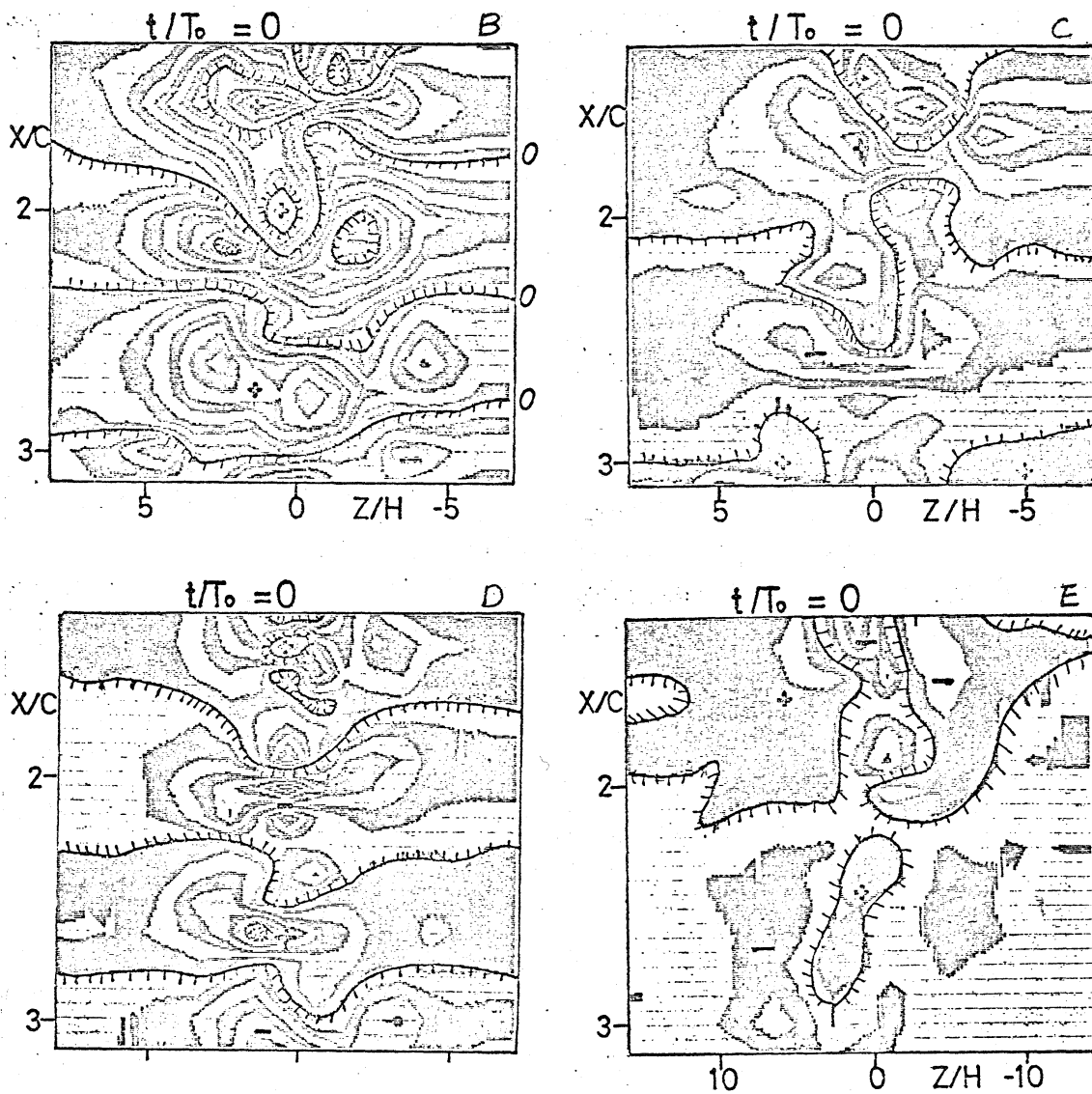


図6 等高線図

差し引いた流れには 回転の向きの異なる渦が順に形成されていくことがわかる。振動が弱くて一様流に乗った流れは回転していかないように見える図1のCのような場合でも、一様流分を差し引いた流線には 回転流れが見られた。

図6は  $U, W$  より構成した等渦度線図である。定義は、

$$\omega = \frac{\Delta U}{\Delta Z} - \frac{\Delta W}{\Delta X}$$

で、 $1/4$ 毎の縞模様となっている。  $K=0.51$  の場合には B, D に見られるように、ほぼ  $X$  軸上に極大と極小が交互に並ぶように分布している。渦度分布のパターンは、たいてい  $K$  によって決まり、その範囲が  $H$  に規定されるといってもよい。極値をもつ位置は流線での渦の中心と一致している。

図7は  $\sum U^2$  の値で構成した等高線図で、一様流方向の運動量流束の周期平均値の分布を表す。Bの  $K=0.51$ 、 $H=1\text{cm}$  の場合には、翼の後流に一様流よりも大きい運動量流束が現れて、翼に推力が働いていることが示されている。他の場合には、一様流からの差は小さく、振動が小さい場合には、乱れに近くなっている。

レーザー流速計による流速測定。

ホットフィルム流速計による測定点よりも、さらに翼に近く、可視化の写真で見た時に、まだ渦が形成されていない領域の流速が測定された。後流の広がりも小さいので、鉛直方

向の測定点の間隔も細かくなっている。測定によって得られた種々の等高線図を図8-1~図10に示す。ただし、これらの図では縦軸が $Z/H$ で横軸は $T$ で無次元化した時刻 $t/T$ であり、測定断面を通過する際の変動を表す図となっている。

図8-1~図9-3は等流速線図で図中の実線は $U=24.3\text{ cm/s}$

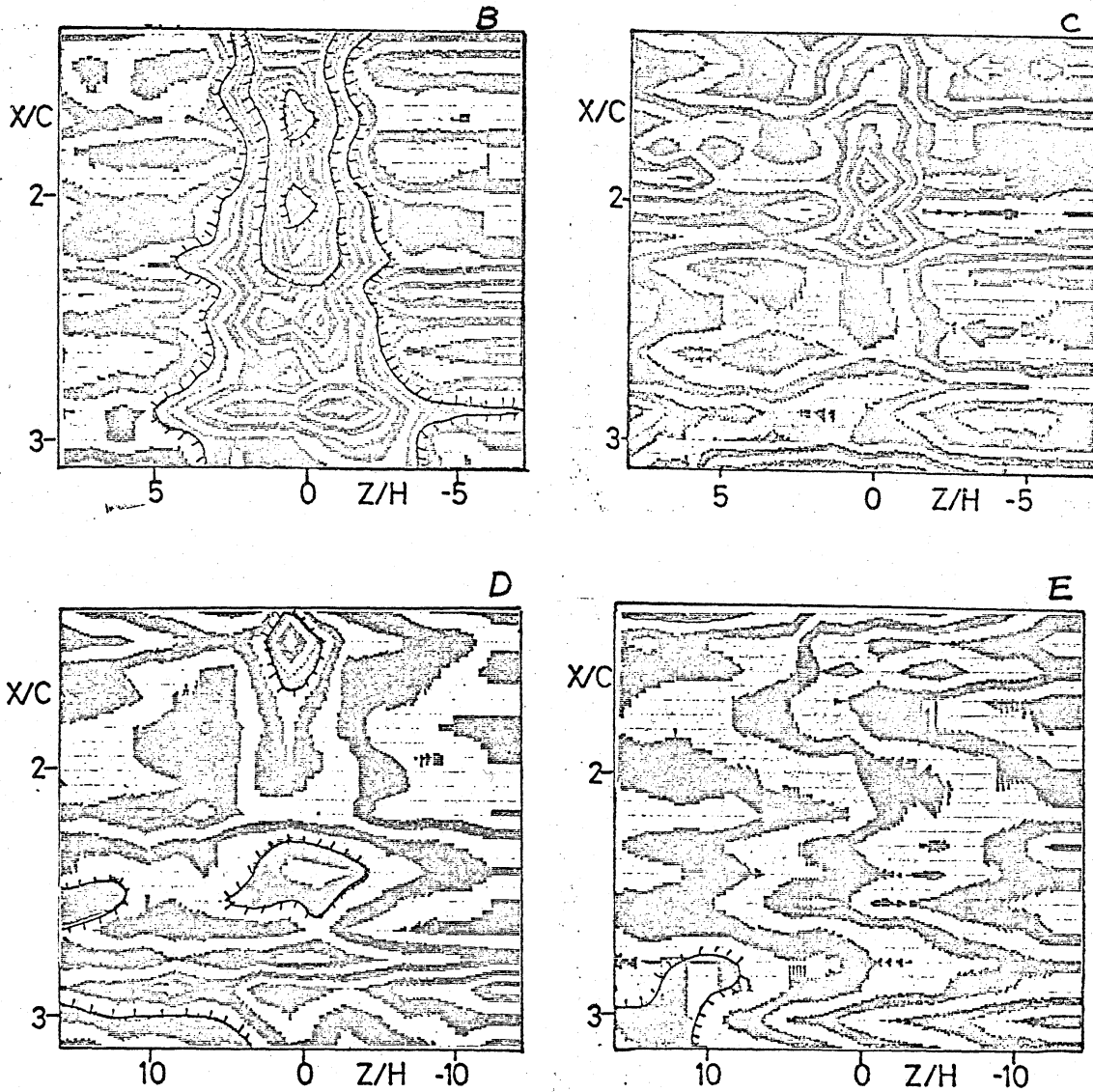


図7. 運動量流束の分布  $\sum U^2$

あ) い) は  $W=0\text{cm/s}$  を表す。綫の間隔は  $2.3\text{cm/s}$  で 正負の符号は実線の値に対してつけられている。翼直後の流速変動の特徴的なパターンを図8-1で見ると、まず  $t/T=0$  で翼が振動の上限にある時 翼の上側を通ってきた流れのUは極小値となり、翼が下降するにつれて下側の流れが加速され振動の中心で極大となる。さらに下降すると 下側の流れは遅くなり

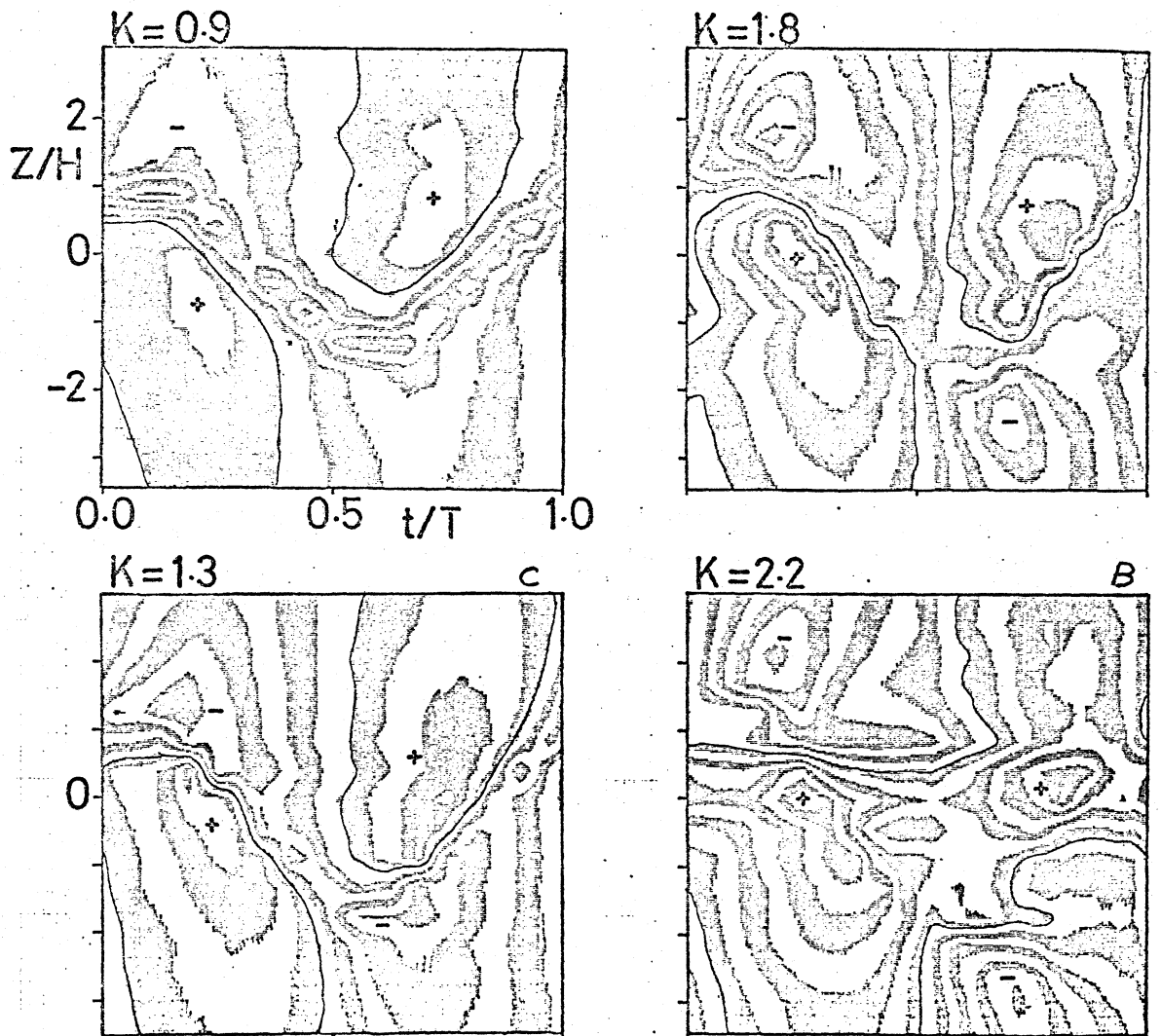


図8-1. 一様流方向の等流速線図  $X/C=1.13, H=1\text{cm}$

振動の下側で極小となる。翼が上昇する時にはこれと上下逆のパターンが繰り返される。1周期の間に後流はそれぞれ2回ずつ極大極小の流速をもち、それぞれは翼の軌跡に沿って上下に互い違いに配置される。Kが大きいく程流速の変動が大きくなる。K=0.9では翼の粘性境界層として減速された帯状の領域が翼の軌跡に沿って見られる。境界層の幅は翼厚の程

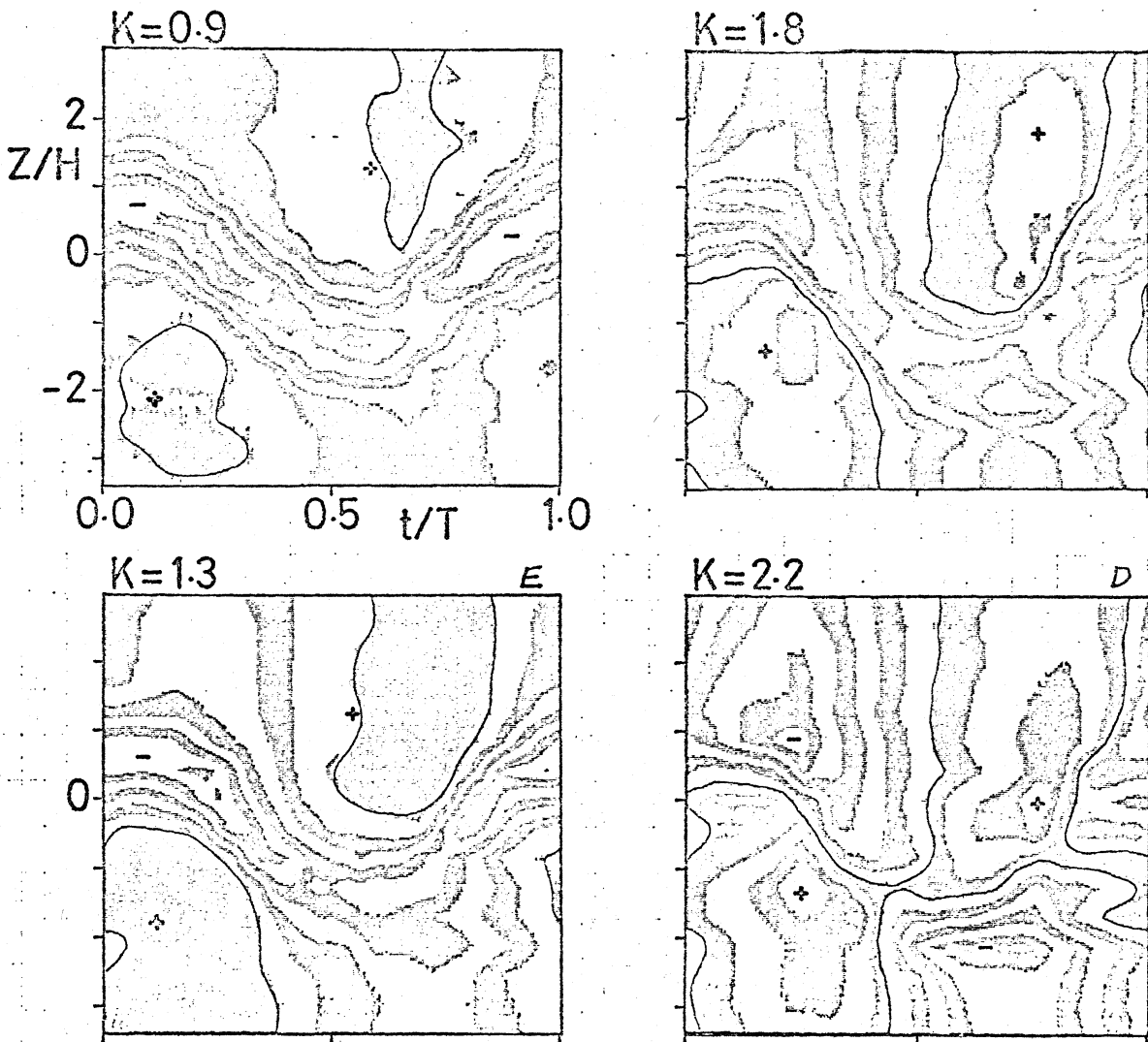


図8-2. 一様流方向等流速線図  $X/C=1.13$   $H=0.5$  cm

度で  $K$  が大きくなると振動による変動の効果が大きくなって帯け見られなくなった。境界層の影響を除いた流速の変動は  $K=0.9$  で  $19\sim 27\text{ cm/s}$ 、 $K=2.2$  で  $8\sim 40\text{ cm/s}$  とした。図 8-2, 3 は  $H=0.5\text{ cm}$  の場合の等流速線図である。流速変動のパターンは  $H=1\text{ cm}$  の場合に同じ。縦軸を  $H$  で無次元化してあるために  $K$  が小さい時の境界層の幅が大きくなっていくが、これは

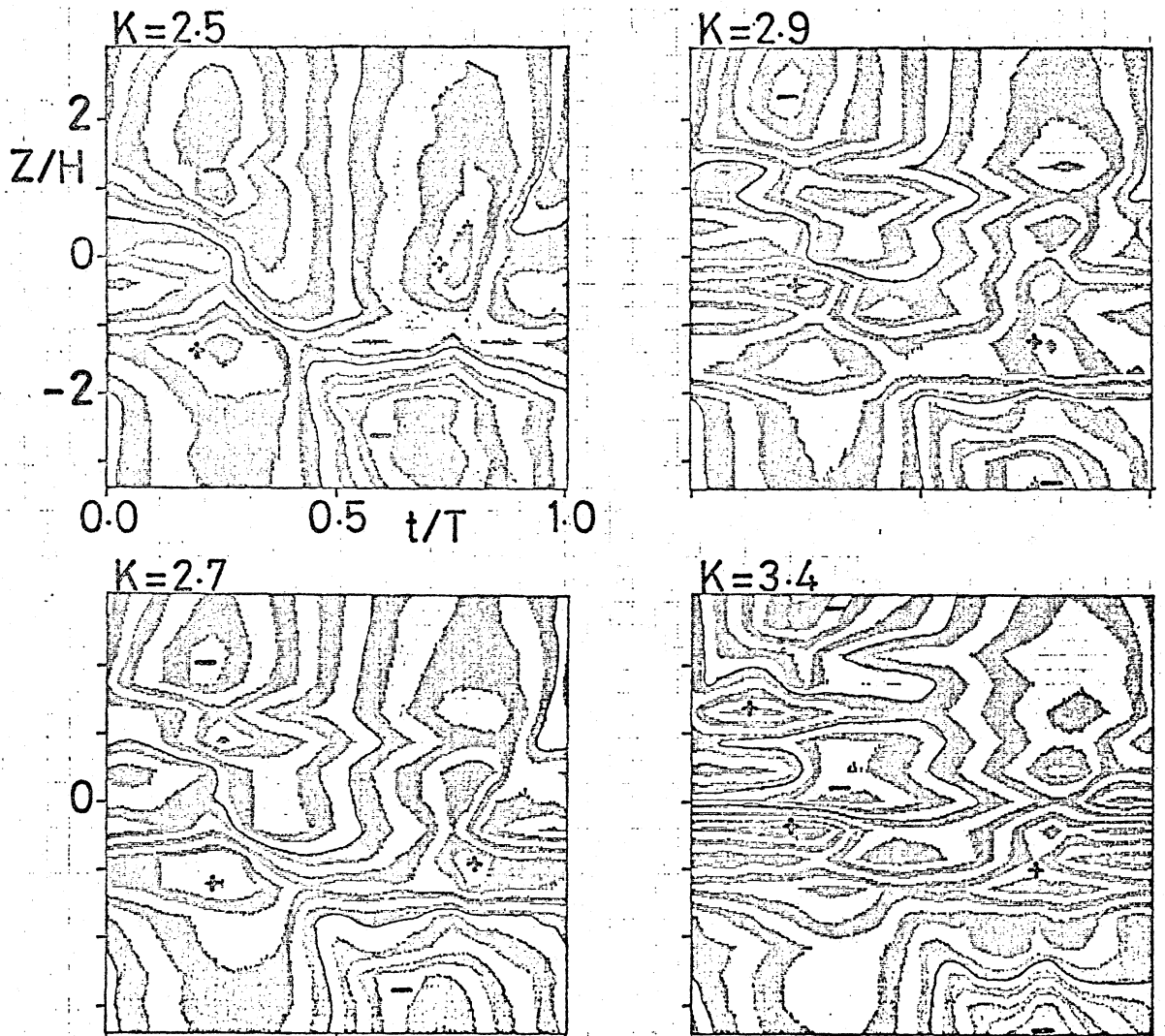


図 8-3 一様流方向等流速線図

$X/C=1.13$   $H=0.5\text{ cm}$

翼型によって決まっている現象である。Kが2.7以上では、規則的なパターンに重畳する細かい変動の影響が大きくなっていく。また、振動による翼の実効的な迎角はKとHの積によって決まる。同一のK・Hに対して後流の流速変動はKが大きい程激しくなっていく。流れ場は準定常的には決まっていない。ホットフィルム流速計による結果と同じく、大きいK

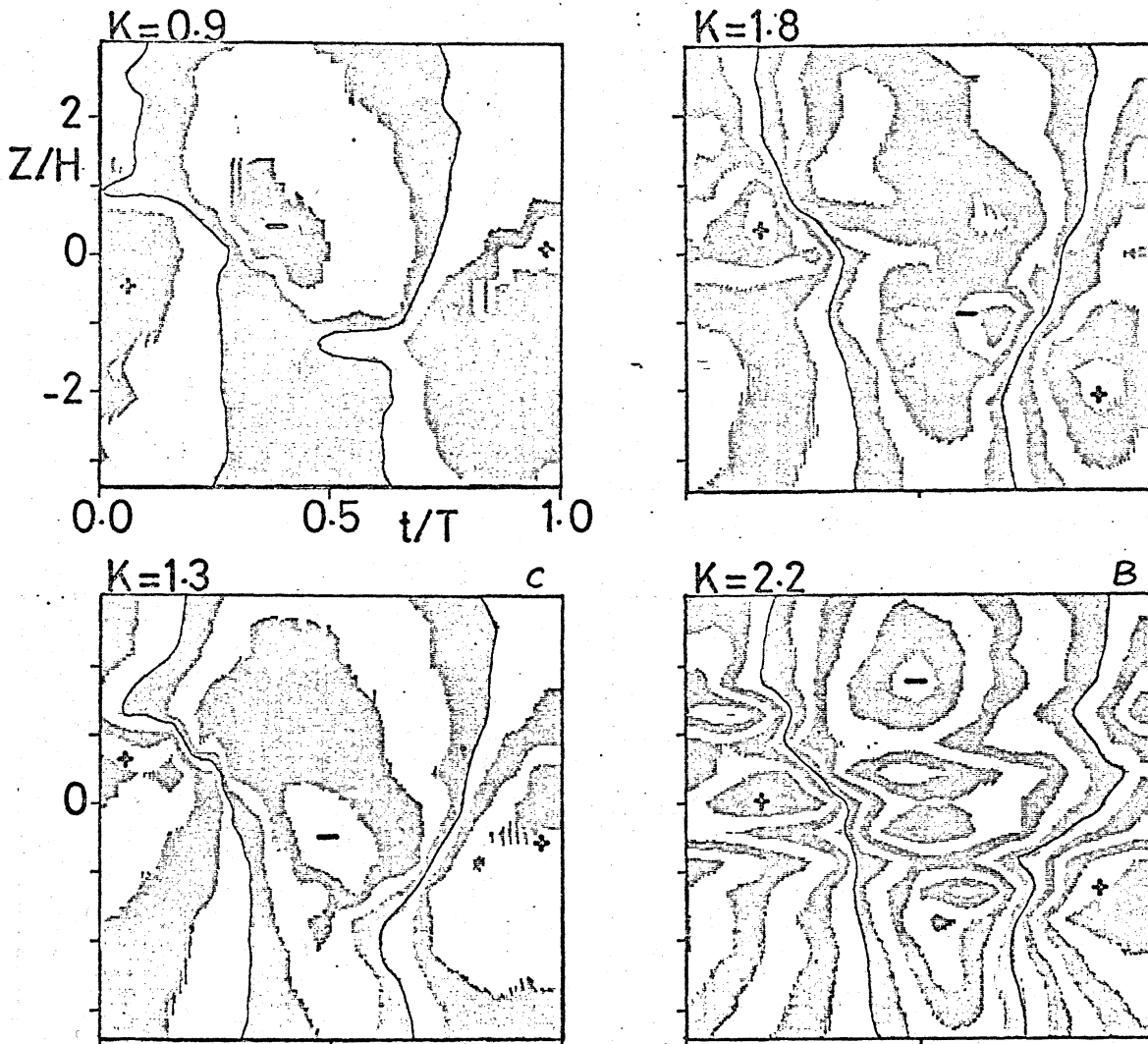


図9-1 鉛直方向等流速線図

$X/C=1.13$   $H=1\text{cm}$



の振動では、常に正の値をとり続ける領域がX軸に沿って現れている。図9-1, ZはWの等流速線図である。翼が $Z < 0$ にある時は上向きの流れ、 $Z > 0$ の時は下向きの流れとなり、変動量はUのそれと同程度であった。

図10は 等渦度線図で 各瞬間に断面を通過する渦度の変化を表す。渦度 $\omega$ の定義は

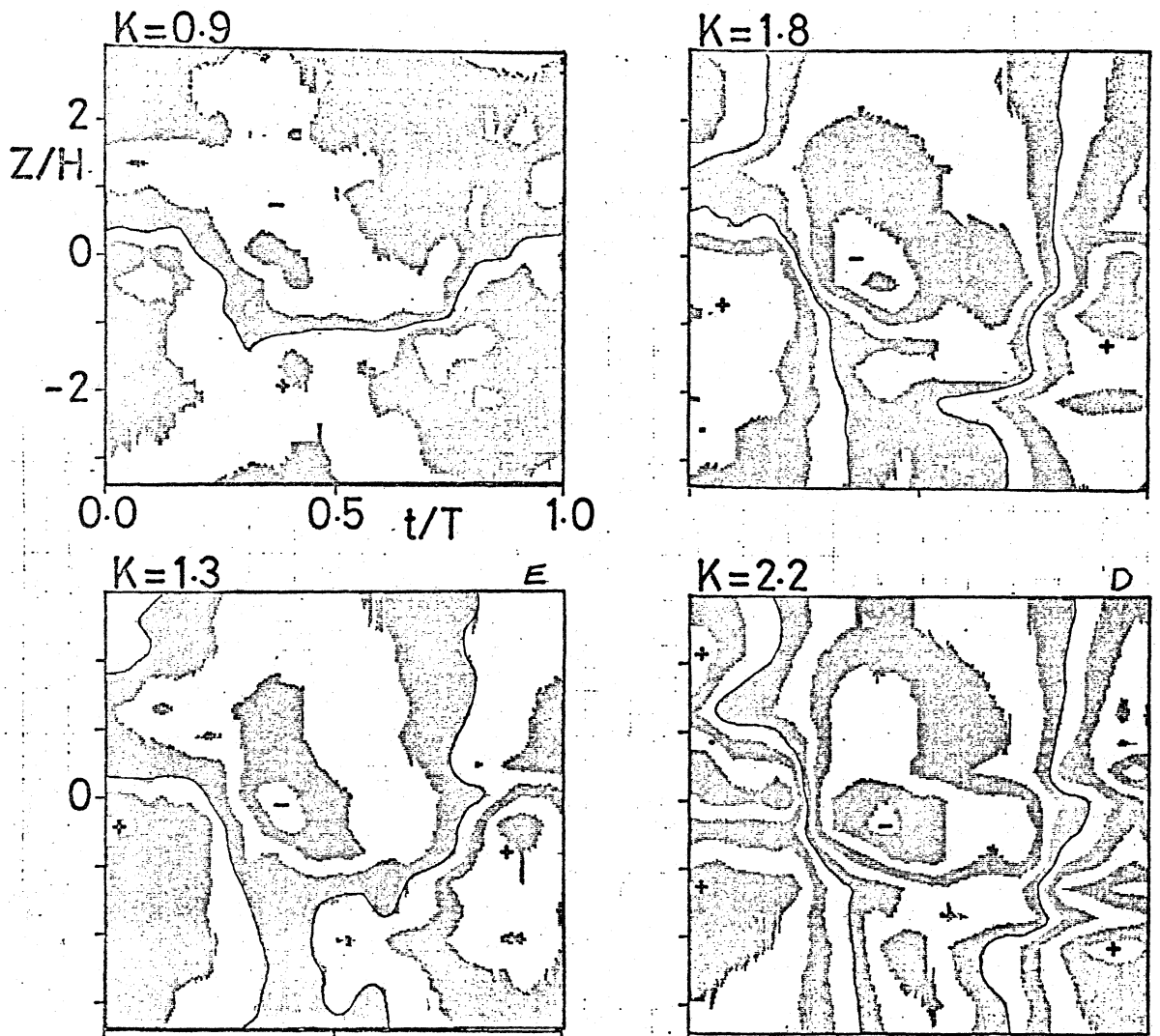


図9-2 鉛直方向等流速線図

$X/C=1.13, H=0.5\text{cm}$

$$\omega = \frac{\Delta U}{\Delta Z} - \frac{\Delta W}{\Delta X} = \frac{\Delta U}{\Delta Z} - \frac{\Delta W}{U \Delta t}$$

で  $\Delta t$  は  $T/32$ 、縞の間隔は  $11/5$  である。渦度の変動は翼の軌跡に集中しており、翼が下降し始めた時及び上昇し始めた時にそれぞれ極大と極小をもつ。また、 $K$  によってあまり変らず、 $K=0.9$  の  $-22 \sim 22 1/5$  に対して、 $K=2.2$  で  $-22 \sim 33 1/5$  である。

この渦度の変動は翼まわりの循環の時間的な変化に対応

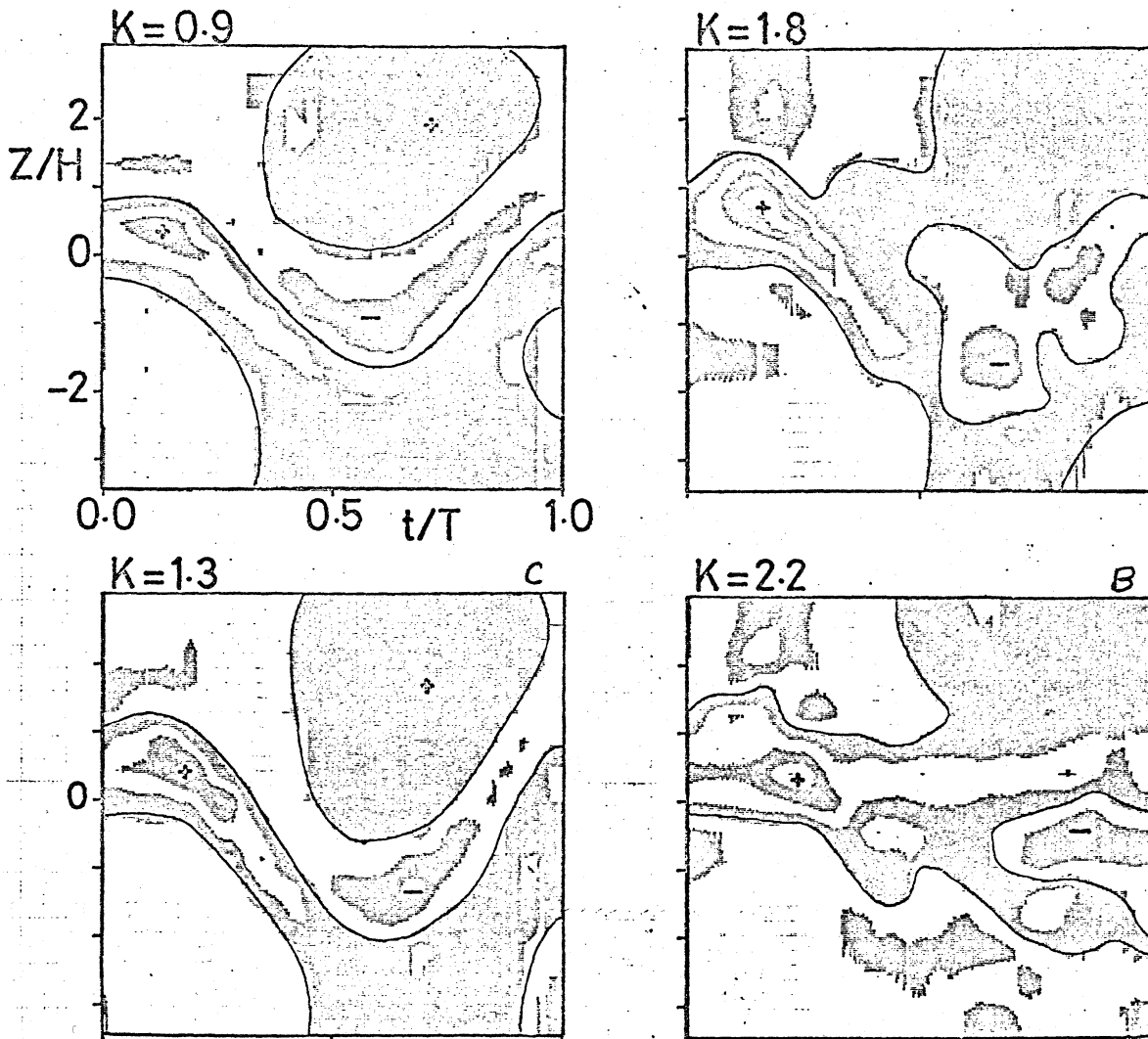
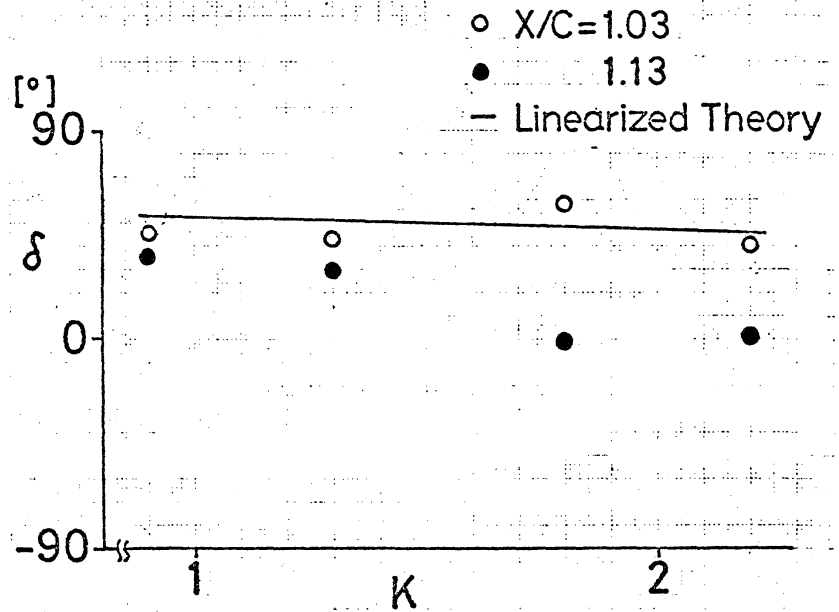


図10 等渦度線図

$X/C=1.13$   $H=1$  cm

している。変動の位相を後縁での値に換算し、図11に示した。いづれの振動数Kに対しても、実験値は、クック条件を仮定し



た線型理論値に

図11 渦度変動の位相

よく一致した。X/C=1.13のK=1.8と2.2での値が、理論値とも、また、他の実験値とも異なる傾向を見せるのは、渦形成の影響を受け始めたためであろう。

#### 4. 結論

一様流速22cm/sの水中の振動翼後方の流れ場を可視化法、ホットフィルム流速計、レーザー流速計による流速測定を行なった。その性質を明らかにした。振動の無次元化振動数は0.9~3.4、上下振動の振幅は0.5cm及び1cmであった。一様流に対する最大実効迎角は6°~32°で動的失速を引き起こすような振動が含まれている。

流れ場の可視化によつて、無次元化振動数Kが大きい場合

には、後流に巻き上がり渦列が見られた。Kが小さい時には、翼の軌跡に沿って後流が蛇行した。巻き上がりと蛇行の境界は $K \sim 1.3$ 程度であった。また、 $K=2.2$ の実効迎角が大きい場合には、後縁を回り込んで上流へ逆流する流れが見られ、後縁でのクック条件は局所的には成立してはいたが、後縁から $1/4$ 弦長程離れたと、後縁軌跡上に剪断層が作られ、あたかもクック条件が成立しているかのようになっていた。

ホットフィルム流速計では、瞬間的な流速、渦度分布と流線が求められた。一様流に重畳した流れが蛇行しているように見える場合でも、一様流分を差し引いて構成された流線は渦を作っている場合があった。流速の極値の中心及び渦度の極値の位置は、この渦の中心とほぼ一致した。

レーザ流速計では、翼直後の断面の流速変動を測定した。等流速線図から、Kが小さい振動では翼を通過する流れは後縁より離れ、Kが大きくなると剥離をしても振動の効果によって、見かけ上は後縁から流れが離れるように見えた。Kがさらに大きくなると、変動の領域が翼の軌跡の外側に広がり、クック条件からのずれが大きくなるようであった。

## 5. 参考文献

- (1) J.B.Bratt, "Flow Patterns in the Wake of an Oscillating Airfoil," R&M 2773, 1953

- (2) T. Teodorsen, "General Theory of Aerodynamic Instability and the Mechanism of Flutter," NACA Report 496, 1935
- (3) I. E. Garrik, "Propulsion of a Flapping and Oscillating Airfoil," NACA Report 567, 1936
- (4) T. von Karman and W. R. Sears, "Airfoil Theory for the Non-Uniform Motion," J. Aeronaut. Sci., vol 5, 1938
- (5) 山口裕, 岩崎松之助, "有限振幅で振動している翼型の非定常空気力の計算," 日本航空宇宙学会誌, 第26巻, 1978
- (6) 小野清秋, "二次元振動翼の研究" 学位論文 東京大学工学系大学院 1978
- (7) U. B. Mehta, "Dynamic Stall of an Oscillating Airfoil," AGARD Paper 23, 1977
- (8) L. W. Carr, K. W. McAlister and W. J. McCrosky, "Analysis of the Development of the Dynamic Stall based on Oscillating Airfoil Experiments," NASA TND-8382, 1977