

# 航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-181

振動翼における表面非定常圧力の測定

— 失速フラッタの研究(Ⅲ) —

中村泰治・磯貝紘治・江尻 宏

1969 年 8 月

航空宇宙技術研究所  
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

既 刊 報 告

- |         |  |           |  |
|---------|--|-----------|--|
| TR-161  | 宇宙飛しょう体の直接式最適誘導法<br>The Optimal Explicit Guidance Equation<br>for Space Vehicle  | 1968年8月   | 新田慶治, 松島弘一<br>大坪孔治, 志甫徹                |
| TR-162  | よどみ点領域での非定常空力加熱の測定<br>Measurements of Unsteady Aerodynamic<br>Heating of Stagnation Region   | 1968年9月   | 野村茂昭                                   |
| TR-163  | 双発プロペラ STOL 機の安定操縦性に関する<br>考察<br>Investigation on the Stability and Control<br>Characteristics of a Twin-propeller STOL<br>Airplane  | 1968年9月   | 別府護郎                                   |
| TR-164  | 熱伝導を考慮した空力加熱による薄肉機体外<br>板の温度上昇とその電気抵抗アナログ回路<br>Investigation of the Streamwise Heat Conduction<br>Effect on the Transient Aerodynamic<br>Heating of Thin-skinned Bodies by<br>the Resistance Network Analog Method | 1968年10月  | 小川鉦一                                   |
| TR-165  | 有限要素法による箱型梁の解析<br>Applications of the Finite Element Method<br>to Box Beams  | 1968年11月  | 三本木茂夫                                  |
| TR-166  | DPF バルブを用いたジンバルエンジン駆動<br>用油圧制御系の基礎的解析<br>Fundamental Analyses of Gimbal-Engine<br>Positioning Hydraulic Control System<br>Made Use of DPF Servovalve   | 1968年11月  | 畑山茂樹, 興石 肇                             |
| TR-167  | アブレーションによる空力加熱の減少の測定<br>Measurements of Heat Transfer Reduction<br>by Ablation   | 1968年11月  | 野村茂昭                                   |
| TR-168  | 角度測定・ドップラ周波数測定併用のトラッ<br>キング方式の計算処理に関する研究<br>On the Orbit Determination Procedures for<br>the Doppler Frequency Measurement with<br>Angular Measurement Tracking System   | 1968年11月  | 鳥海良三, 松本一夫<br>樋口一雄, 戸川 隼人<br>木村武雄      |
| TR-169  | VTOL 機操縦研究設備<br>Design and Construcion of VTOL Flight<br>Simulator System  | 1968年12月  | 樋口一雄, 百名盛之<br>三好範子, 岡部正典<br>山本六郎, 川原弘靖 |
| TR-170  | STOL 機の縦の自動安定制御方式に関する<br>研究 (I) 姿勢制御方式の解析<br>System Studies on Automatic Longitudinal<br>Stabilization Control Systems for STOL<br>Aircraft<br>Part 1 Automatic Attitude Control<br>Systems                        | 1968年12月  | 堀川勇壮, 森 幹彦                             |
| TR-171T | Simple Flow Characteristics Across a Strong<br>Shock Wave  | Feb. 1969 | Kenneth K. Yoshikawa                   |
| TR-172  | 高速における円錐体および三角翼, 動安定微<br>係数の測定<br>Measurement of Dynamic Stability Deriva-<br>tives of Cones and Delta-Wings at High<br>Speed  | 1969年2月   | 柳沢三憲                                   |
| TR-173T | Coupling Effect of Radiative Heat on Con-<br>vective Heat Transfer   | Feb. 1969 | Kenneth K. Yoshikawa                   |
| TR-174  | Navier-Stokes 方程式に対する差分法<br>Difference Method for Navier-Stokes<br>Equation  | 1969年4月   | 三好 甫                                   |

# 振動翼における表面非定常圧力の測定\*

—失速フラッタの研究(Ⅲ)—

中村 泰治\*\*・磯貝 紘二\*\*\*・江尻 宏\*\*\*

## Unsteady Surface Pressure on an Oscillating Aerofoil at High Mean Angles of Attack with Special Reference to Stall Flutter

By Yasuharu NAKAMURA, Koji ISOGAI  
and Hiroshi EJIRI

Measurements of unsteady surface pressure acting on a two-dimensional aerofoil oscillating in pitch about the midchord at high mean angles of attack were undertaken. Tests were made for mean angles of attack up to 18 deg over the ranges of the reduced frequency 0.1 to 1.0, and of Reynolds number from  $3.5 \times 10^4$  to  $5.7 \times 10^4$ , approximately. The experimental wave forms of the surface pressure show characteristic variations with the changes in parameters: namely, the reduced frequency, the mean angle of attack, and the position of the pressure hole on the surfaces of the aerofoil. For an aerofoil oscillating at a mean angle of attack close to the static stalling angle, a large distortion of the leading edge suction is encountered as a result of bubble burst. The variations in the magnitude and the phase lag angle of this distortion with the reduced frequency show good correspondence with those of the thickness of the separated shear layer. It is also found that in contrast to static stall, the pressure in the dead air region is no longer constant for dynamic stall, but varies at the forcing frequency, with the magnitude and the phase angle depending on the chordwise position.

### 1. 緒 言

翼の失速によって生ずるフラッター—失速フラッター—は、航空機、流体機械等において解決すべき重要な問題である。さらに最近では、地上における大型ロケット、あるいは、吊橋、建物等、一般構造物の風によって生ずるはく離流フラッタに関係して注目を集めている。筆者等は、さきに、失速フラッタの研究として、失速角付近で二次元翼(NACA0012断面)を翼弦中央まわりに加振し、そのまわりの流れの観察を行ない、shear layer 変形の動特性に関する実験結果を報告した<sup>1)</sup>。

実験においては、無次元振動数  $\left(k = \frac{\omega c}{2V}\right)$  の範囲をできるだけ大きくとること、および流れの観察技術の制約によって、測定風速は約 7 m/sec 以下であった。このために、レイノルズ数は非常に小さく(約 2.7~

$4.7 \times 10^4$ )、翼の失速特性は通常の高レイノルズ数( $10^6$ 程度)の場合と異なることが考えられた。それゆえ、非定常失速流の観察と同一条件で定常流における翼の失速特性を調べ、その結果を前報によって報告した<sup>2)</sup>。本報告では、前報に引き続き、失速域で振動する翼の非定常表面圧力の測定結果について述べる。

### 2. 実験装置と方法

#### 2.1 模型と風洞

模型は断面が NACA 0012、弦長 10 cm、翼幅 30 cm のジュラルミン製二次元翼である。モータカム方式により、模型の翼弦中央を軸として振幅  $\pm 2.42^\circ$ 、振動数約 1~17 cycle/sec のピッチング振動が与えられる。加振装置および風洞は前々報の実験と同様である<sup>1)</sup>(図 1 参照)。

#### 2.2 測定装置とその検定

迎角の測定——カムと翼弦中央を結合するロッドの変位を電子光学式変位計(オプトロン、オプトロン社

\* 昭和 44 年 6 月 24 日

\*\* 九州大学応用力学研究所

\*\*\* 機体第一部

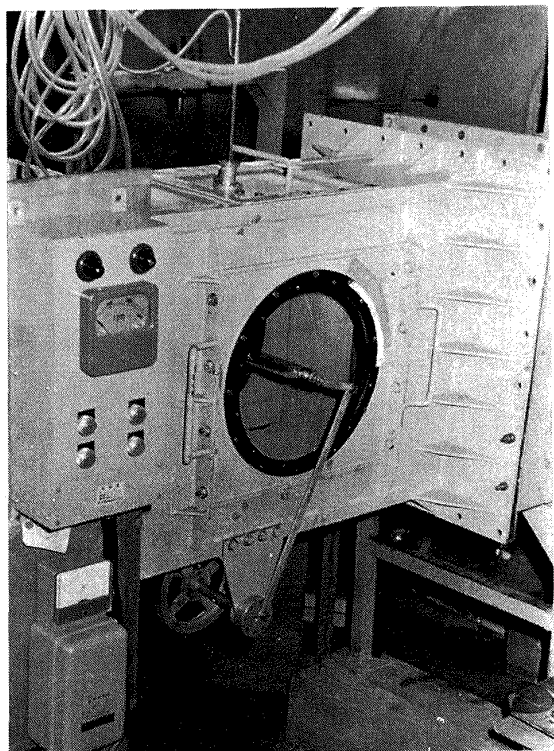


図 1 実験装置と風洞

製)により検出し、迎角の変化が求められた。ただし、一部のデータでは、容量変化型のピックアップを使用した。この場合には信号はパルス波形となり翼の運動の位相のみを示す(図 20, 図 28 参照)。

結合ロッドのねじを緩めて平均迎角を変更する。

表面圧力の測定——非定常表面圧力の測定には可変インダクタンス式小型圧力変換器が用いられた。変換器およびその増幅器については文献(3)をみられたい。図 2 に示すように、変換器は翼内部に装着され、翼面に垂直に埋め込まれた内径 0.75 mm, 長さ約 20 mm の銅管により表面圧力を導き、銅管と変換器の一端とを内径約 3 mm のビニール管で結合する。その長さは約 10 mm であった。変換器の他端は翼内部で圧力

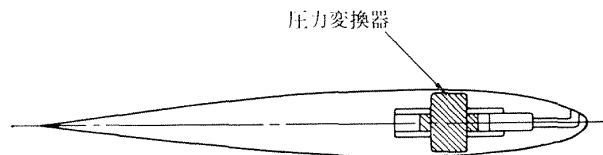


図 2 圧力変換器

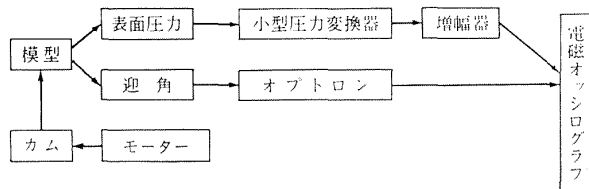


図 3 測定系の系統図

一定の小空室に開放されている。したがって、変換器は、翼の振動に伴って変動する翼表面圧力と小空室の一定圧力との差を検出する。

非定常表面圧力および迎角の時間的变化は、直記式電磁オシログラフに同時記録された。測定系の系統図を図 3 に示す。

測定系の検定——動的な測定であるから、加振振動数範囲(約 1~17 cycle/sec)における測定系の周波数特性を検討しておかなければならない。

(1) パイプその他で結合された各部の気密については十分注意が払われた。

(2) 翼の加振に伴い、変換器受圧面に加速度を生じ、それが見掛けの圧力信号として検出される可能性がある。この変換器の加速度効果を調べるために、静止空气中で圧力孔を塞ぎ、約 1~17 cycle/sec の範囲で翼を加振した。しかし、オシログラフの信号はほとんど変化せず、変換器の加速度効果は無視し得ることがわかった。

(3) 変換器応答の直線性は良好でなければならない。そこで、小空室の圧力を表面圧力の 1 サイクルの平均圧と一致させ、出力としては変動圧のみが取り出されるようにする。このために、圧力測定位置と同一弦長点で翼幅方向に 15 mm 離れた位置に内径 0.3 mm のダミー圧力孔を設け、この点の圧力を小空室に導いた。加振振動数の下限約 1 cycle/sec で、翼の振動に対して小空室の圧力が変わらないためには、

- (a) 空室の体積は十分大であること。
- (b) ダミー圧力孔の内径が十分小さく、圧力孔を通過する空気抵抗が十分大であること。

が必要である。実験結果によれば、圧力孔の内径を更に小さくすることが必要であり、この孔を細いピアノ線で塞いだ。この効果を確認するために、測定圧力孔を塞ぎ、ダミー圧力孔のみを気流に曝して翼を加振した。この結果、 $V=8\text{ m/sec}$  において、振動数約 1 cycle/sec 以上でオシログラフ上に有意な信号を認めなかった。しかし、このように圧力孔を細くして抵抗を作ることは余りよい方法と思われず、改善が望ま

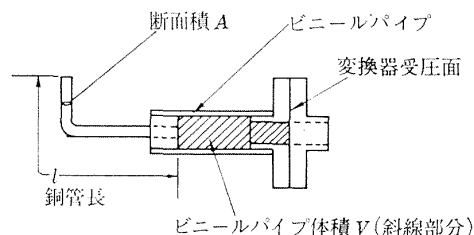


図 4 圧力孔—パイプ—圧力変換器系

れる。次に、加振振動数の上限を検討する。

(4) まず、圧力変換器の固有振動数は約 3,000 cycle/sec であり十分に大きく、今回の測定では問題とならない<sup>3)</sup>。次に検討すべきは、圧力孔—パイプ—変換器よりなる系のヘルムホルツ共鳴である。図 4 に示すような系について、(1) 式により共鳴振動数を求めてみる。

$$f = \frac{1}{2\pi} c \sqrt{\frac{A}{Vl}} \quad (1)$$

$V=28.0 \text{ mm}^3$ ,  $l=20 \text{ mm}$ ,  $A=0.44 \text{ mm}^2$ ,  $c=340 \text{ m/sec}$  (音速) より、 $f=1520 \text{ cycle/sec}$  となる。この値も加振振動数に対して十分に大きい。

さらに、正弦波的圧力発生装置によって発生した圧力変動を、径及び長さが同一のビニール管によって、それぞれ標準圧力計 (1000 cycle/sec まで周波数特性が保証されている) 及び圧力孔—パイプ—変換器系に導き、加振振動数範囲 1~17 cycle/sec においてこの系の周波数特性に問題がないことを確かめた。

### 2.3 実験方法

前述の加振装置により、模型の翼弦中央を軸にして、翼に振幅  $\pm 2.42^\circ$  のピッチング振動を行なわせる。圧力測定位置は、翼上下面、前縁よりそれぞれ 2%, 25%, 75% 弦長点の 6 点である。平均迎角は  $0^\circ$  より  $2^\circ$  おきに  $18^\circ$  までかえた。測定風速は約  $V=5 \text{ m/sec}$  および  $8 \text{ m/sec}$  である。このような振動数と風速の組合わせで得られる無次元振動数の範囲は約 0.1~1.0 である。

また、レイノルズ数の範囲は約  $R=3.5\sim 5.7 \times 10^4$  である。

圧力測定孔は翼上面のみにあり、翼下面の測定には、対称翼であることを利用して負の迎角をとる。また、利用できる変換器が 1 個であったので、1 回の実験では、翼面 1 点の圧力と迎角変化の記録が得られることになる。このような実験を、振動数、平均迎角、測定点をかえて繰り返すわけである。

### 2.4 測定値の処理

圧力ベクトルの表示——オッシログラフに記録された翼迎角および表面圧力の変化より、圧力変動 (負圧を正とする。図 5 参照) の振幅  $p_0$  および迎角変動に相対的な位相遅れ  $\phi$  を読みとる。以下に記す測定結果は、通常、5~7 サイクルの読みの平均値である。測定結果は次のように無次元化してベクトル表示する。

$$\theta = \theta_0 e^{i\omega t} \quad (2)$$

$$p = p_0 e^{i(\omega t - \phi)} \quad (3)$$

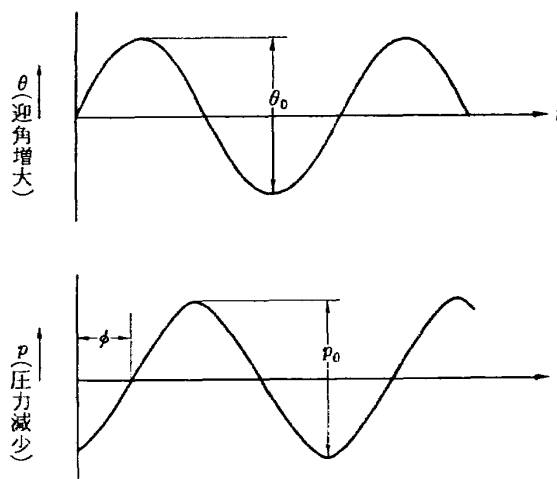


図 5 迎角ベクトルと圧力ベクトル

$$\bar{p} = \frac{p_0}{\frac{1}{2} \rho V^2 \theta_0} \quad (4)$$

ただし、

$p$ : 非定常表面圧力ベクトル (負圧を正)

$p_0$ :  $p$  ベクトルの振幅

$\phi$ :  $p$  ベクトルの  $\theta$  ベクトルに相対的な位相遅れ

$\bar{p}$ : 無次元化された表面圧力ベクトルの振幅

$\theta$ : 迎角ベクトル

$\theta_0$ :  $\theta$  ベクトルの振幅 (rad)

$\rho$ : 空気密度

$V$ : 風速

$\omega$ : 円振動数

波形の歪みについて——平均迎角が小さく、はく離の影響も小さいいわゆるポテンシャル流の場合は、圧力波形は迎角の波形と同様に正弦波に十分近い。平均迎角が静的失速角を十分越えた、たとえば、 $\alpha_s=14^\circ$ ,  $18^\circ$  の多くの場合も時間的に不規則な乱れを除いて、圧力波形はほぼ正弦波に近い (図 13 参照)。これらの場合は、オッシログラフの圧力波形に最適の正弦波形を視察により当てはめ、得られた正弦波形より圧力ベクトルを求めた。

その他の場合、たとえば平均迎角が静的失速角に等しい場合、1 サイクル中にははく離の発生および消失を含むので、波形は大きく歪むことになる。ただし、はく離の影響が 1 サイクルのごく一部に限られる場合とか、後述のように無次元振動数が大きくなって歪みが小さくなった場合は、同様に最適の正弦波形を当てはめることにした。このようにして得られた圧力ベクトルは、歪んだ波形の基本波成分を示すことになる。

翼上面、前縁より 2% 弦長点の場合は、圧力変化

も大きく、精度のよい測定が行なわれた。しかし、翼の後縁に向かうにしたがい不規則な乱れが大きく、また下面では圧力変化が小さいために、測定精度は低下した。

### 3. 実験結果と考察

前報において明らかにされたように、翼の失速特性は、前縁失速形である。ただし、レイノルズ数が低い場合、短いはく離泡が異常に長い<sup>2)</sup>。実験結果はこの事実を考慮して検討されなければならない。表面圧力は、一般に、無次元振動数  $k \left( k = \frac{\omega c}{2V} \right)$ 、平均迎角  $\alpha_i$ 、圧力測定位置  $x/c$ 、レイノルズ数および振幅によって変化すると考えられる。代表的な実験結果について以下に記す。

#### 3.1 $x/c=0.02$ における測定結果

図6は、前縁より2%弦長点における定常表面圧力の迎角に対する変化を示す<sup>2)</sup>。測定点が前縁に近いので、低迎角では翼上面に強い負圧が現われる。一方、翼下面では、迎角の増大とともによどみ点の影響が強くなる。

##### (1) $\alpha_i=0^\circ, 4^\circ$ ——非はく離流

図7は平均迎角  $0^\circ$  におけるオッシログラフの一例である。定常流の実験<sup>2)</sup>によれば、レイノルズ数が小さいために迎角  $0^\circ$  といえども後縁近くにはく離泡が発生する。しかし、前縁付近ではその影響は小さく、図7はいわゆる非はく離流の圧力変動を示すと考えられる。

図8に圧力ベクトルの測定結果を示す。横軸は無次元振動数である。平均迎角は  $0^\circ$  および  $4^\circ$ 、点線は線形理論<sup>4)</sup>による計算値を示す。

平均迎角が  $0^\circ$  の場合、圧力ベクトルの理論と実験との一致は良好である。ただし、無次元振動数が大きくなると位相遅れは実験値の方がやや大きく、 $k=1.0$  においてその差は約  $13^\circ$  である。これに対して、その絶対値は、実験値が理論値に比して約20%低い。

前述のように、 $k=1.0$  程度の大きい無次元振動数を実現するためには、風速を低くする必要があった。すなわち、図8で丸印は風速約  $8\text{ m/sec}$ 、三角印は風速約  $5\text{ m/sec}$  に対応する。風速が変わるとレイノルズ数が変化するが、非はく離流ではレイノルズ数の影響はみえない。

平均迎角  $4^\circ$  の場合、翼上面の圧力ベクトルの絶対値は平均迎角  $0^\circ$  の値よりも大きい。このことは、定常流における  $1-C_p \sim$  迎角曲線 (図6(a)) の勾配が  $0^\circ$  の場合よりも  $4^\circ$  の場合に増加していることに対

応する。一方、下面ではよどみ点に近いので、圧力ベクトルの絶対値は小さくなる。それにもかかわらず、上下面のベクトルの絶対値を平均すれば、平均迎角  $0^\circ$  の値にほぼ一致することは興味深い。したがって、この平均値は“線形”理論にもほぼ一致する。(理論は薄翼近似になっており、上下面の奇与は等しいことに注意。)

平均迎角  $4^\circ$ 、下面における圧力ベクトルの位相遅れは、翼上面の場合とよく一致したので、図8(b)においては省略した。

##### (2) $\alpha_i=6^\circ$ 、上面——はく離泡の影響

静的失速角が約  $9^\circ$ 、振動振幅が  $2.42^\circ$  であるから、平均迎角  $6^\circ$  の場合は、1サイクル中で、まだはく離泡の破裂 (bubble burst) を生ずるにいたらない。しかし、前報で述べたように、短いはく離泡が前縁付近に接近する。したがって、圧力波形は迎角の大きい部分で若干歪む。 $k$  が大きくなるとその影響は小さくなり、波形の歪みも小さくなる。これに対応して、圧力ベクトルの測定結果を平均迎角  $4^\circ$  の場合と比較すると、 $k$  の小さい範囲で絶対値の約15%の減少がみられる他は、絶対値、位相遅れともよく一致した。

##### (3) $\alpha_i=8^\circ$ 、上面——はく離泡の破裂

図9に平均迎角  $8^\circ$  におけるオッシログラフの記録を示す。図(a)、(b)はそれぞれ無次元振動数の小さい場合、大きい場合に対応する。この例では、明らかに1サイクルの過程ではく離泡の破裂および非はく離流への復帰がみられる。圧力波形の歪みは大きく、このような場合、等価な正弦波形を考えることは意味がない。図9の圧力波形は複雑であり、その正しい解釈は必ずしも容易ではない。筆者等が現在得ている一つの説明を以下に示そう。

図9(a)において、A-B、E-F間の翼のまわりの流れはほぼ非はく離流であろう。(正確に言えば、翼の後方において、過去に翼面で生じたはく離流塊が周期的に存在する。また、翼面上、測定点の後方に短いはく離泡が存在する。)一方、B-C-D-E間は、はく離泡の破裂を示す。

いま、後流上に存在するはく離流塊の影響を無視し、境界層のはく離しない仮想流を考えると、その圧力は図9(a)に示された点線のような変化をたどるのである。この波形は平均迎角  $4^\circ$  の場合とほぼ一致する。したがって、斜線で示された部分がはく離による波形の歪みを表わすことになる。

B-C-D-E間の変化をさらに詳しく述べると以下のようになる。B-C間は、破裂直前のはく離泡が測定

点に接近した影響を示す。C点においてははく離泡が破裂する。このために圧力が増大する。換言すれば、前縁付近の負圧が失速とともに急激に減少する。B-C間でみられた現象がD-E間でみられないのは注目すべきである。すなわち、非定常流では、はく離泡破裂の発生と消失において現象は同一でない。この原因として、後流に周期的に存在するはく離流塊の影響が考えられるが、なお検討を要すると思われる。

無次元振動数を増すと図9(b)のようになる。A-B, E-F間には非はく離流を示す。Bにおいてははく離泡が測定点に接近し、Cにおいてははく離泡の破裂が始まる。D-E間において翼面の流れははく離流から非はく離流へと復帰する。図9(a)と同様に、仮想的非はく離流を考えると、圧力波形は点線のようなであろう。

図9(a), (b)をそれぞれ比較すると次の点が明らかになる。

- (1) はく離泡の破裂発生は無次元振動数とともに、翼の運動に相対的に遅れる。
- (2) はく離泡の破裂による圧力上昇(図9(a), (b)において斜線で示した部分)は、無次元振動数の増大とともに急激に減少する。

上記二つの特性は他の無次元振動数においても認められる一般的傾向であり、前々報<sup>1)</sup>で求められた shear layer 変動の動特性と密接に関連していると考えられる。すなわち、図10において、実線はC点で定義されたはく離泡破裂の迎角変化に対する位相遅れを示す。また、点線は前縁付近における shear layer 変動の遅れであり、前々報<sup>1)</sup>図23—shear layer 変動の遅れの翼弦方向への変化( $\alpha_i=10.47^\circ$ )—から外挿によって求めたものである。図に示されるように両者はよく一致する。一方、前々報<sup>1)</sup>図19(a)で示される如く、失速角付近で、翼の迎角変化にともなう shear layer の変動振幅は、無次元振動数とともに急激に減少する。これを shear layer 変動の収束性と呼んだ。このことはまさに上記特性(2)と対応する。

さて、図9(b)に示されるように、無次元振動数が増すと、圧力波形は対応する非はく離流に漸近する。このことは、はく離が消失したことを意味しない。はく離は依然として1サイクル中に発生しているのであって、はく離の影響が小さくなったためである。すなわち、失速角付近では、前縁付近の圧力変動は、はく離をともないながらも、特性(2)の収束性によって非はく離流の変化に漸近する。このことはきわめて興味深い事実ではなからうか?

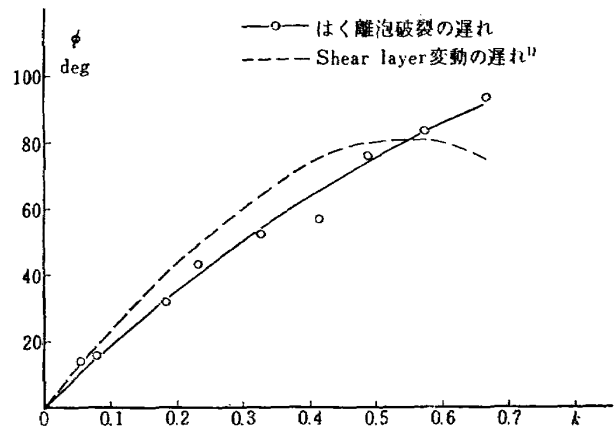


図10 はく離泡破裂の遅れと shear layer 変動の遅れ,  $x/c=0.02$ , 上面

一般に、静的失速角を含む領域で翼を加振した場合、無次元振動数が大きくなると、非定常モーメントの測定値も同様に非はく離流の値に近づいているようである<sup>5), 6)</sup>。この現象について、従来の説明は例えば Schnittger に代表することができる<sup>7)</sup>。すなわち、Schnittger によれば、無次元振動数が大きくなると、境界層はく離の時定数が翼の振動周期に比して大きくなり、その結果、はく離の影響が消失する。Schnittger の“はく離の影響”という表現は曖昧であるが、われわれの言葉でいえば特性(1)を指すものと思われる。しかし、本実験の結果より、モーメントの場合も特性(2)によって変化は非はく離流に近づくものと思われる。

#### (4) $\alpha_i=10^\circ, 12^\circ$ , 上面

平均迎角  $10^\circ$  の場合も、1サイクル中に静的失速角を含むので、特に無次元振動数の小さいとき、圧力波形は歪むことになる。しかし、振動振幅を小さくすれば、圧力波形の歪みは原理的に小さくなると考えられる。したがって、等価な正弦波形を考えることは十分意味をもつ。無次元振動数が大きくなると波形の歪みは小さくなる。これは、前節で述べたようにはく離の影響の収束性による。

図11, 図12に平均迎角  $10^\circ, 12^\circ$  における圧力ベクトルの測定結果を示す。図11において、ベクトルの位相は無次元振動数の値とともに急激に変化する。定常流の値を基準にとれば ( $-180^\circ$ )、位相遅れは急激に増すことになる。また、その絶対値は無次元振動数とともに急激に減少する。(収束性)

図12において、位相変化は平均迎角  $10^\circ$  の場合とほぼ同様であるが、ベクトルの絶対値は無次元振動数に対してほぼ一定である。

(5)  $\alpha_i=14^\circ, 18^\circ$ , 上面

図 13 に平均迎角  $14^\circ$  における オッシログラフの記録を示す。図 14, 図 15 に圧力ベクトルの測定結果を示す。平均迎角はそれぞれ  $14^\circ, 18^\circ$  である。図 14, 図 15 において, ベクトルの変化の傾向は同一である。特に注目すべきはベクトルの絶対値の変化である。定常流においてその値はほぼ 0 に等しい。図 6 (a) でわかるように, この領域では, 迎角が変化しても死水領域の圧力がほとんど変化しないことに対応する。ところが, 無次元振動数が増すと, ベクトルの絶対値は急激に増す。

図 16 は, 各平均迎角において  $k$  をパラメータとした圧力ベクトルの軌跡である。このようにして, 平均迎角の影響を比較することができる。

翼下面では, 平均迎角が増大すると, よどみ点が圧力測定点に接近し, そのため迎角に対する圧力変化はきわめて小さくなる。図 17 はその一例である。

### 3.2 $x/c=0.25$ における測定結果

図 18 は 25% 弦長点における定常表面圧力の変化を示す<sup>2)</sup>。翼上面,  $\alpha=6^\circ$  付近における変化は, はく離泡が圧力孔付近を通過するためである。非定常流の実験も同様で, 平均迎角  $4^\circ$  および  $6^\circ$  の場合は, オッシログラフの波形は複雑で, 等価な正弦波形を与えることは困難であった。

(1)  $\alpha_i=0^\circ$

図 19 は平均迎角  $0^\circ$  における圧力ベクトルの測定結果であり, 線形理論と比較的よい一致を示す。

(2)  $\alpha_i=10^\circ, 12^\circ, 14^\circ, 18^\circ$ , 上面

図 20\* にオッシログラフの例を示す。波形は不規則な乱れを含むが, なお, 基本波成分を取り出すことができる。

図 21~図 24 に平均迎角  $10^\circ, 12^\circ, 14^\circ, 18^\circ$ , 上面の圧力ベクトルの測定結果を示す。平均迎角および無次元振動数の影響は, むしろ図 25 におけるベクトル軌跡にみることができる。 $\alpha_i=10^\circ$  の場合,  $k=0.2\sim 1.0$  の範囲で, 圧力ベクトルはほぼ絶対値一定のまま, 時計方向に約  $90^\circ$  回転する。これに対して,  $\alpha_i=12^\circ$  以上では, 圧力ベクトルは  $k$  とともに絶対値が増加する。

\* オッシログラフ上の 2 本の信号のうち, 上のパルス波形をした信号は, 翼の運動の位相を示すためのもので,  $\theta_{\max}$  は翼の変位が極大に達した時刻を示し,  $\theta_{\min}$  は翼の変位が極小になった時刻を示す。下の信号は圧力変動を示す。図 28 も同様である。

(3)  $\alpha_i=14^\circ$ , 下面

図 26 に平均迎角  $14^\circ$ , 下面における圧力ベクトルの測定結果を示す。

### 3.3 $x/c=0.75$ における測定結果

図 27 に定常表面圧力の変化を示す<sup>2)</sup>。前報<sup>2)</sup> で述べたように, レイノルズ数が低いため, 平均迎角  $0^\circ$  においても後縁付近にはく離泡が出現し, 翼上面では, 迎角の増大とともにく離泡は前進する。このため, 平均迎角  $0^\circ$  の場合でも, はく離泡が圧力測定孔を往復し, 圧力波形の解析は困難となった。図 28 に  $\alpha_i=0^\circ, 4^\circ$  におけるオッシログラフの記録を示す。図 29 に参考として, 線形理論による圧力ベクトルの変化を示す。 $k$  を増すと圧力ベクトルは虚軸に沿って絶対値を増す。これは, 主として, angle of attack 運動に基づく non-circulatory flow の寄与である。

(1)  $\alpha_i=12^\circ, 14^\circ, 18^\circ$ , 上面

図 30~図 32 に圧力ベクトルの測定結果を示す。図 33 はベクトル軌跡である。圧力ベクトルは,  $k$  とともに, 絶対値を増しながら大きく時計方向に回転する。

(2)  $\alpha_i=14^\circ$ , 下面

図 34 に下面における測定結果を示す。

### 3.4 死水領域内の圧力変動

定常流では, 迎角が約  $11^\circ$  以上になると, 翼上面の表面圧力はいたるところ一定になった。すなわち, shear layer の境界と翼面で囲まれた領域では流れは殆ど静止し, いわゆる死水領域を構成している。しかし, 非定常流では, 表面圧力ベクトルは, 翼弦位置によって, その絶対値, 位相遅れともに異なる。図 35 に示されるとおりである。このように, 非定常流では, shear layer と翼面で囲まれたはく離域はもはや死水領域ではなく, 内部に複雑な流れが生じていると考えべきである。

## 4. 結 論

特に失速流に注目し, 二次元振動翼の非定常表面圧力の測定を行なった。与えた振動は, 翼弦中央を軸とし, 振幅  $\pm 2.42^\circ$ , 振動数約  $1\sim 17$  cycle/sec のピッチング振動である。平均迎角は  $0^\circ$  より  $18^\circ$  までかえ, 無次元振動数の範囲は約  $0.1\sim 1.0$  である。レイノルズ数は約  $3.5\sim 5.7\times 10^4$ 。圧力測定点は, 翼上下面, 前縁よりそれぞれ 2%, 25%, 75% 弦長点である。得られた主な結果は以下のとおりである。

(1) 圧力ベクトルは, 一般に, 無次元振動数, 平均迎角, 翼弦位置, 翼上下面の違いにより特徴的な変化



を示す。

(2) 平均迎角  $0^\circ$  において、前縁よりそれぞれ 2%, 25% 弦長点における圧力ベクトルの測定値は線形理論とよく一致する。

(3) 前縁より 2% 弦長点において、平均迎角が  $4^\circ$  の場合、翼下面の圧力ベクトルの測定値は翼上面の値に比して小さい。しかし、翼上下面の平均測定値は、なお線形理論に一致する。

(4) 翼上面、前縁より 2% 弦長点において、圧力変動より求めたはく離泡破裂の遅れは、光学的観測より得られた前縁付近の shear layer 変動の遅れにはほぼ一致する。また、はく離泡破裂に基づく圧力上昇の値は、無次元振動数の増大とともに急激に減少する。これも shear layer 変動の特性と一致する。したがって、無次元振動数を増すとき、圧力変動は、はく離をとめないながらも非はく離流の変化に漸近する。ただし、この収束性は前縁付近の圧力に特徴的で、その他の位置では、ベクトルの絶対値は無次元振動数とともに増大する。

(5) 非定常流では、はく離領域内の圧力は一定でなく、場所的にも時間的にも変動する。

次の重要な課題は、失速域における圧力ベクトルの特徴的变化と、shear layer 変動特性の関係をさらに詳しく検討することにある。

今回の実験ではレイノルズ数が小さく、そのために失速角以前において短いはく離泡の影響が大きく、流れはより複雑になった。高レイノルズ数において同様な実験を行ない、短いはく離泡の影響を局所化できるならば、非はく離流と失速流の対比がより鮮明になるであろう。また、前縁失速型以外の他の二つの型の失

速翼について、同様な研究が可能である。

空気力学第一部、柳沢三憲技官には、圧力変換器の使用に関してお世話になった。ここに記して謝意を表す。

## 文 献

- 1) 中村泰治, 磯貝紘二, 江尻 宏: 失速角以上で振動する翼のまわりの流れの観察——失速フラッタの研究(I)——, 航技研報告 TR-148, 1968
- 2) 中村泰治, 磯貝紘二, 江尻 宏: 低レイノルズ数における NACA 0012 断面翼の失速特性について——失速フラッタの研究(II)——, 航技研報告 TR-175, 1969
- 3) 長洲秀夫, 柳沢三憲: インダクタンス型小型圧力変換器の試作とその応用, 航技研資料, TM-108, 1967
- 4) R.L. Bisplinghoff, H. Ashley and R.L. Halfman: "Aeroelasticity", Addison-Wesley, 1957, p. 270
- 5) J.B. Bratt and K.C. Wight: The Effect of Mean Incidence, Amplitude of Oscillation, Profile and Aspect Ratio on Pitching Moment Derivatives, R. & M. No. 2064, 1945
- 6) A.G. Rainey: Measurement of Aerodynamic Forces for Various Mean Angles of Attack on an Airfoil Oscillating in Pitch and on Two Finite-Span Wings Oscillating in Bending with Emphasis on Damping in the Stall, NACA TN-3643, 1956
- 7) J.R. Schnittger: Single Degree of Freedom Flutter of Compressor Blades in Separated Flow, J. Aero. Sci. Vol. 21, 1954, p.p. 27-35

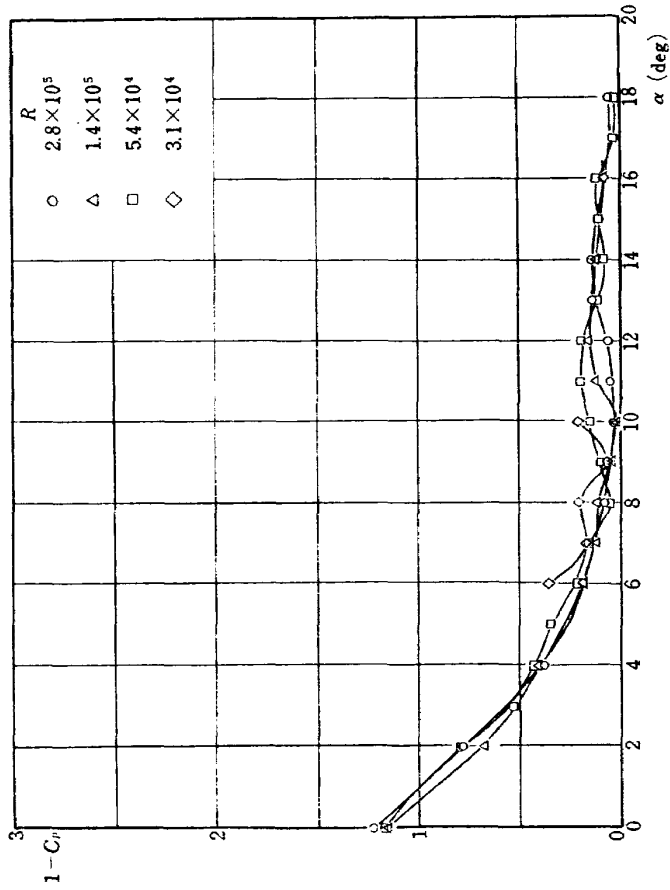


図 6 (b) 定常表面圧力の迎角に対する変化,  $x/c=0.02$ , 下面

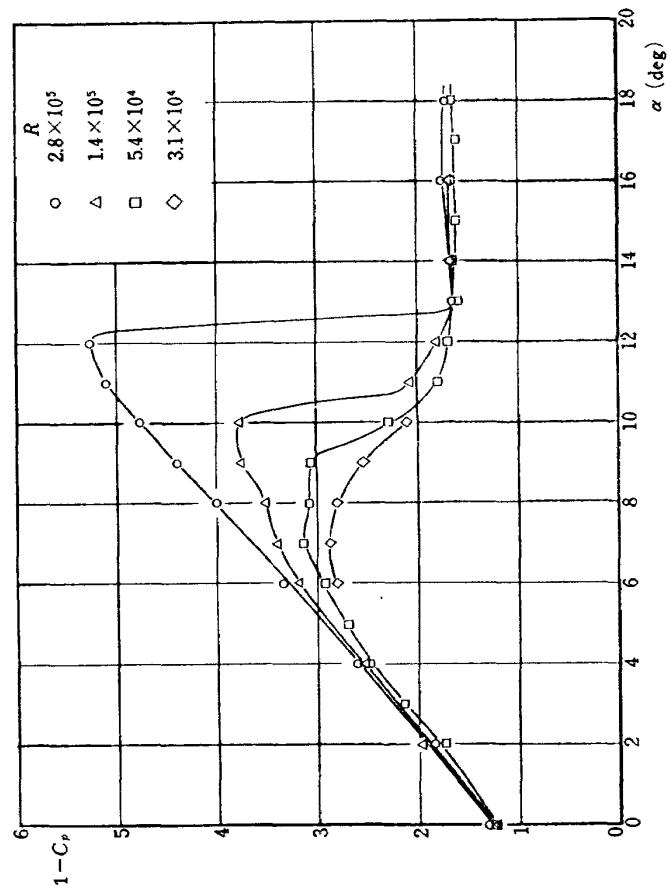


図 6 (a) 定常表面圧力の迎角に対する変化,  $x/c=0.02$ , 上面

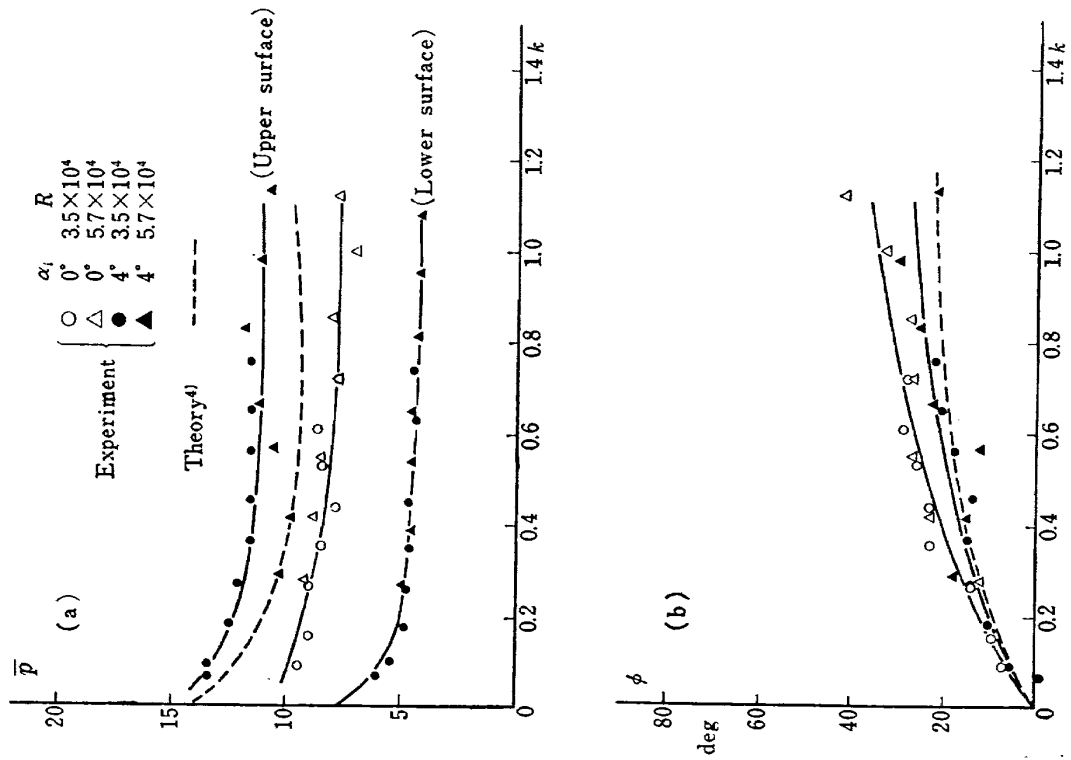


図 8 圧力ベクトル,  $\alpha_i=0^\circ, 4^\circ, x/c=0.02$

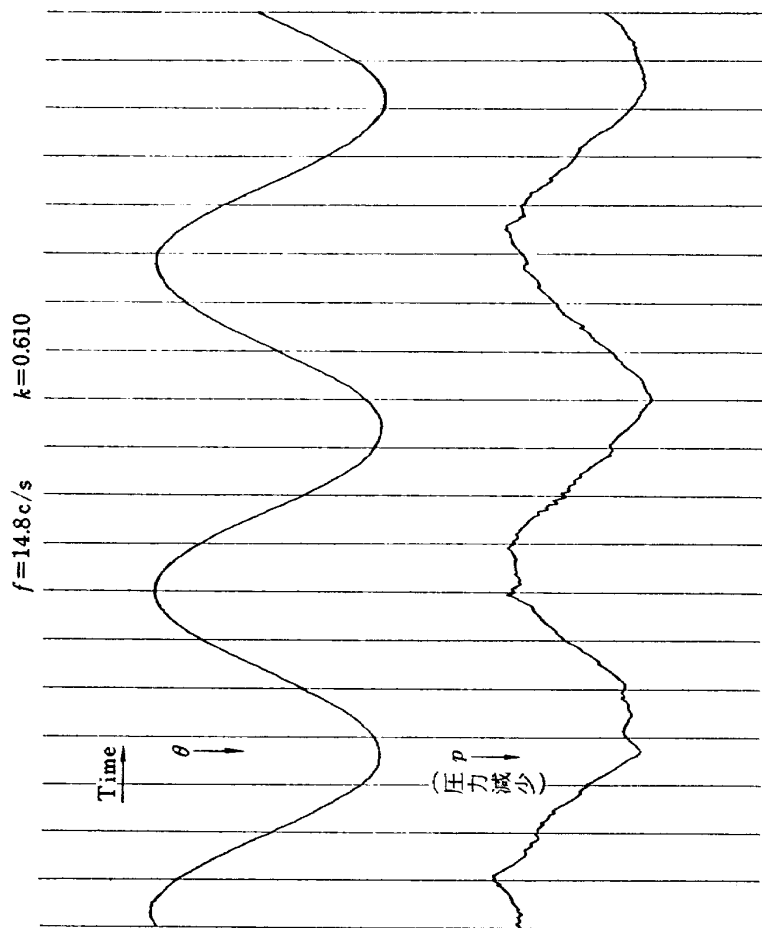


図 7 オシログラムの記録,  $\alpha_i=0^\circ, x/c=0.02$ , 上面

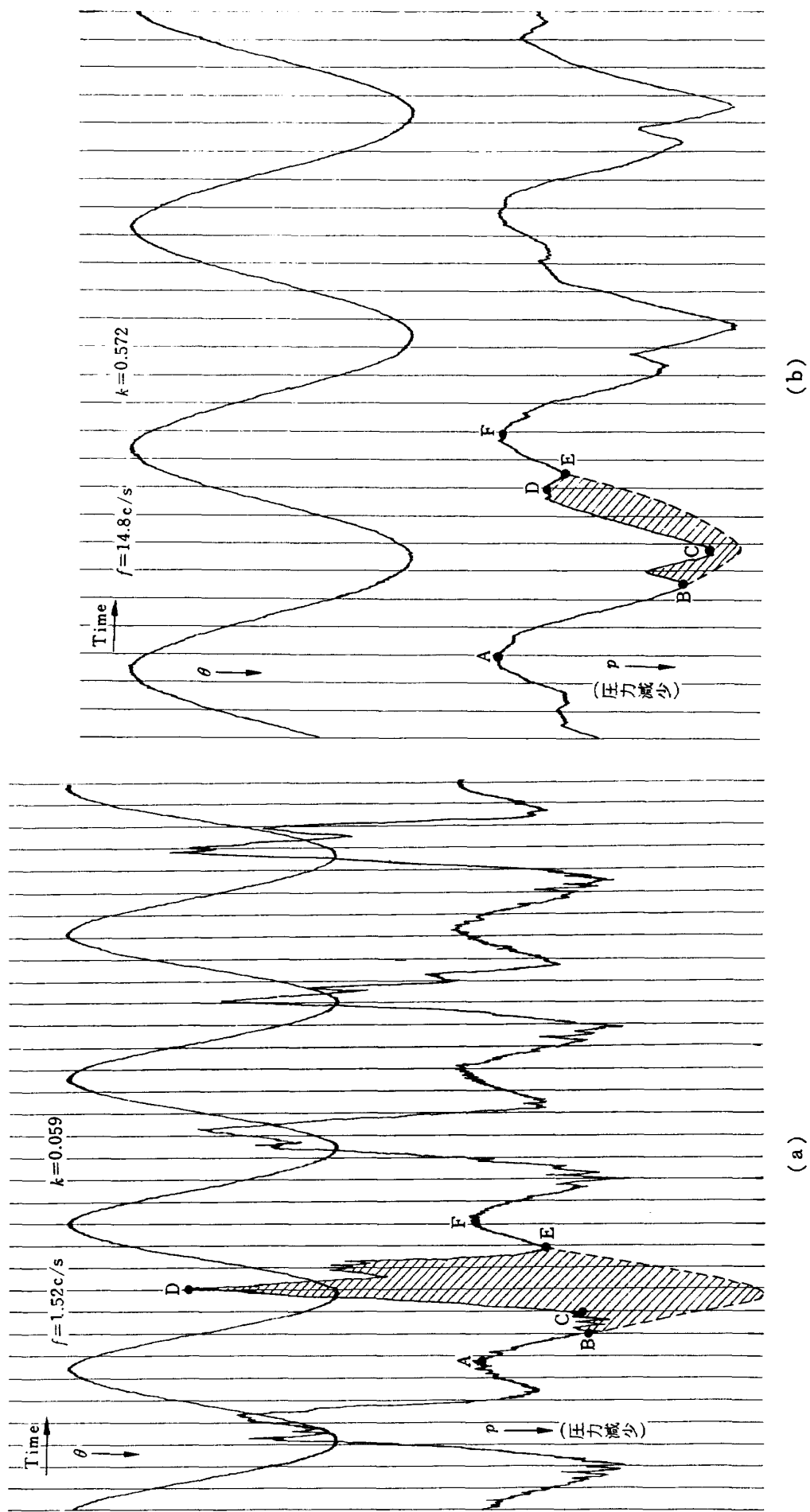


図 9 オシログラフの記録,  $\alpha_t = 8^\circ$ ,  $x/c = 0.02$ , 上面

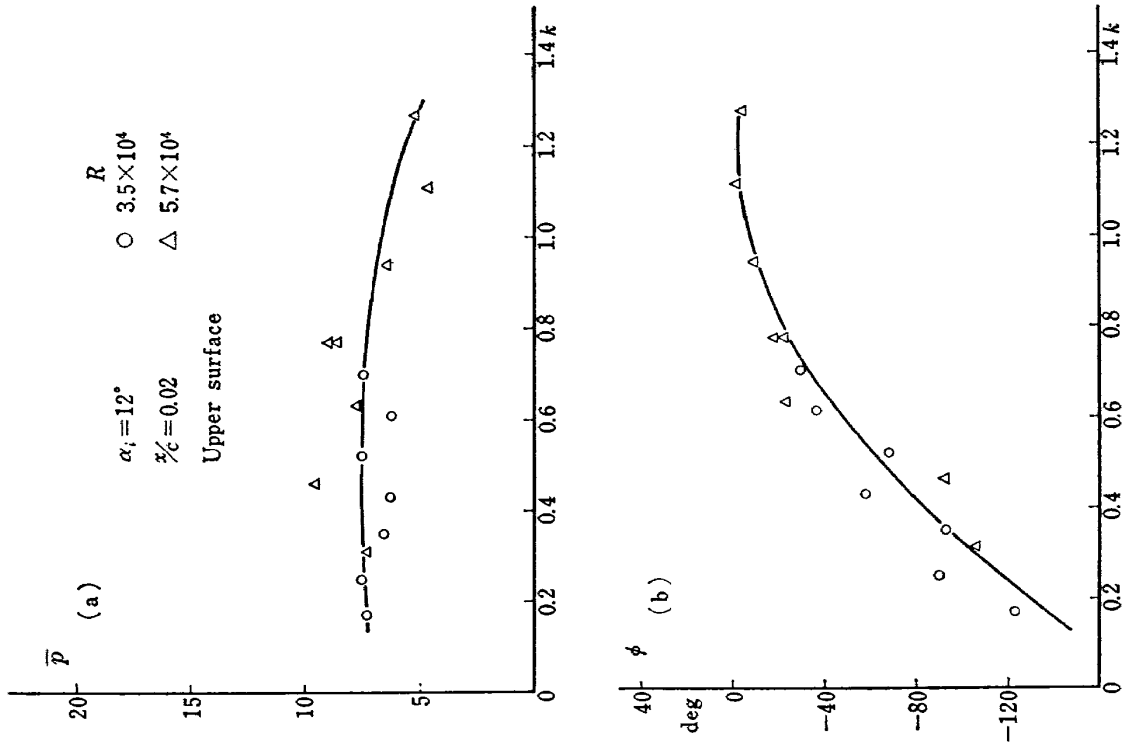


図 12 圧力ベクトル,  $\alpha_i = 12^\circ$ ,  $x/c = 0.02$ , 上面

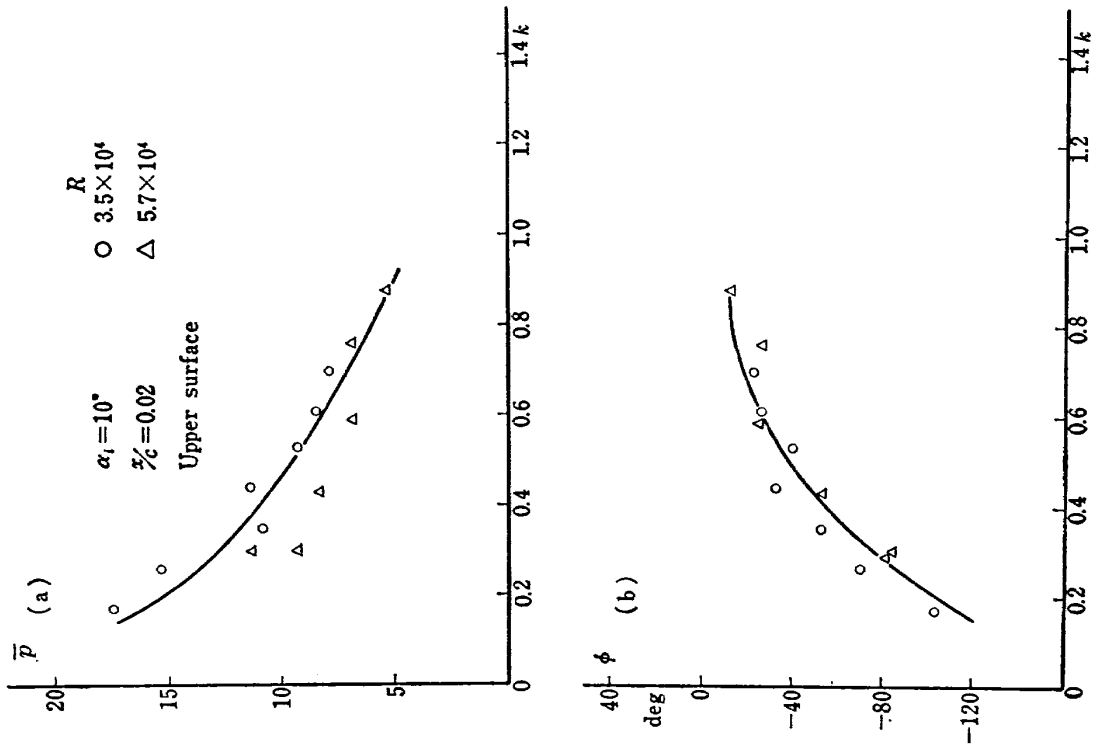
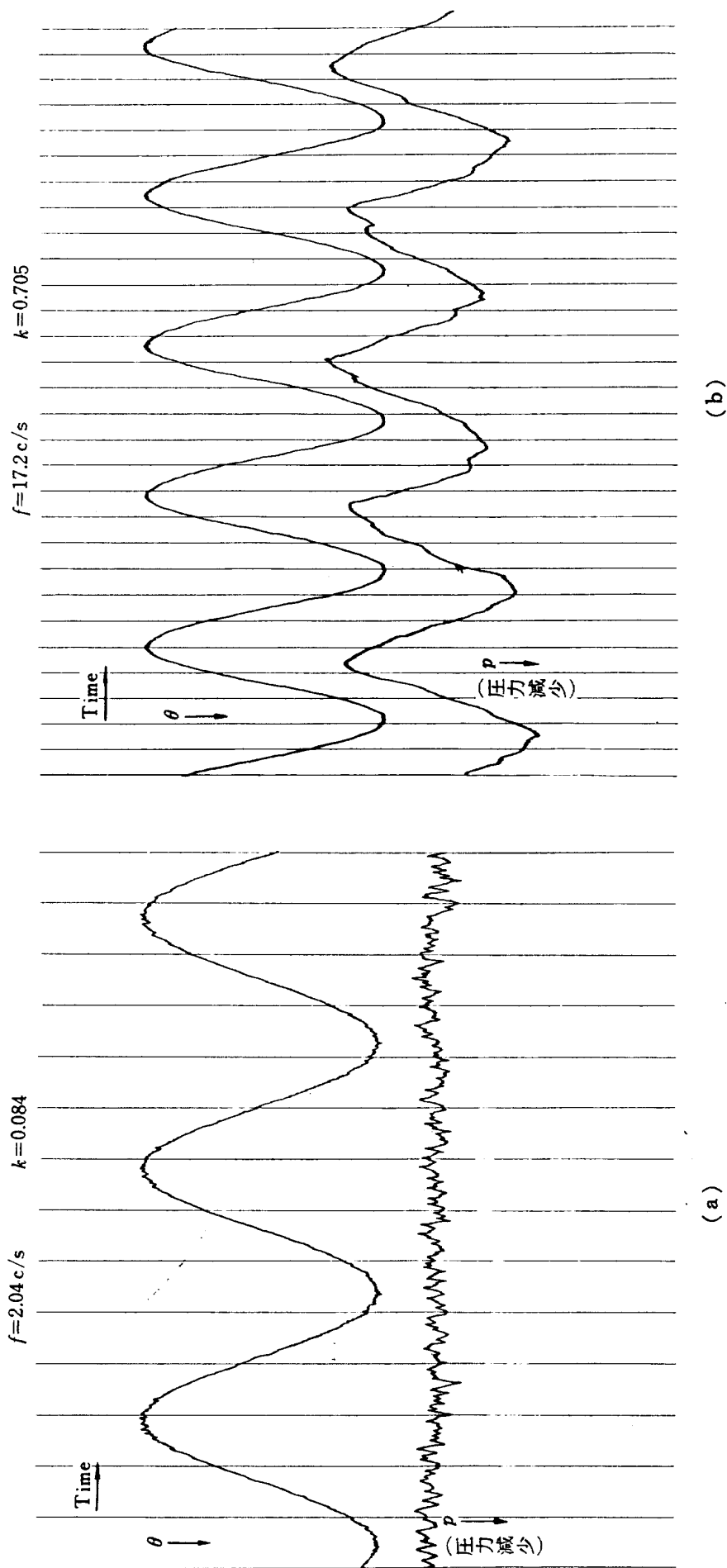


図 11 圧力ベクトル,  $\alpha_i = 10^\circ$ ,  $x/c = 0.02$ , 上面



(b)

(a)

図 13 オシログラフの記録,  $\alpha_i=14^\circ$ ,  $x/c=0.02$ , 上面

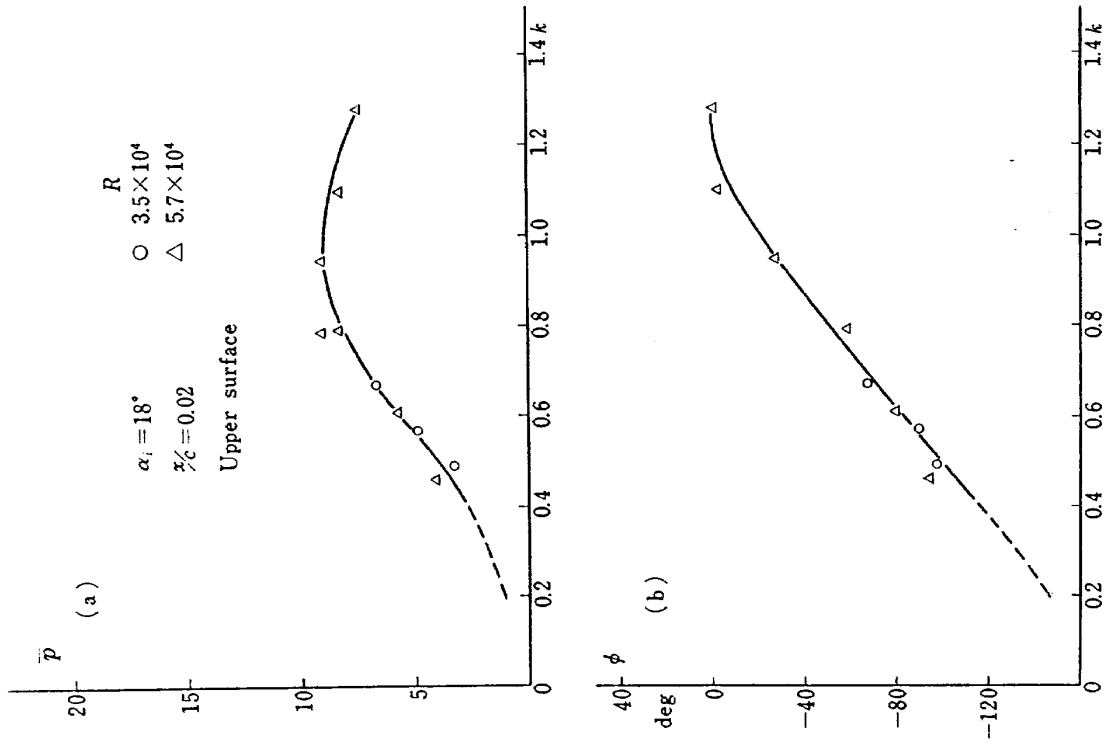


図 15 圧力ベクトル,  $\alpha_i=18^\circ$ ,  $x/c=0.02$ , 上面

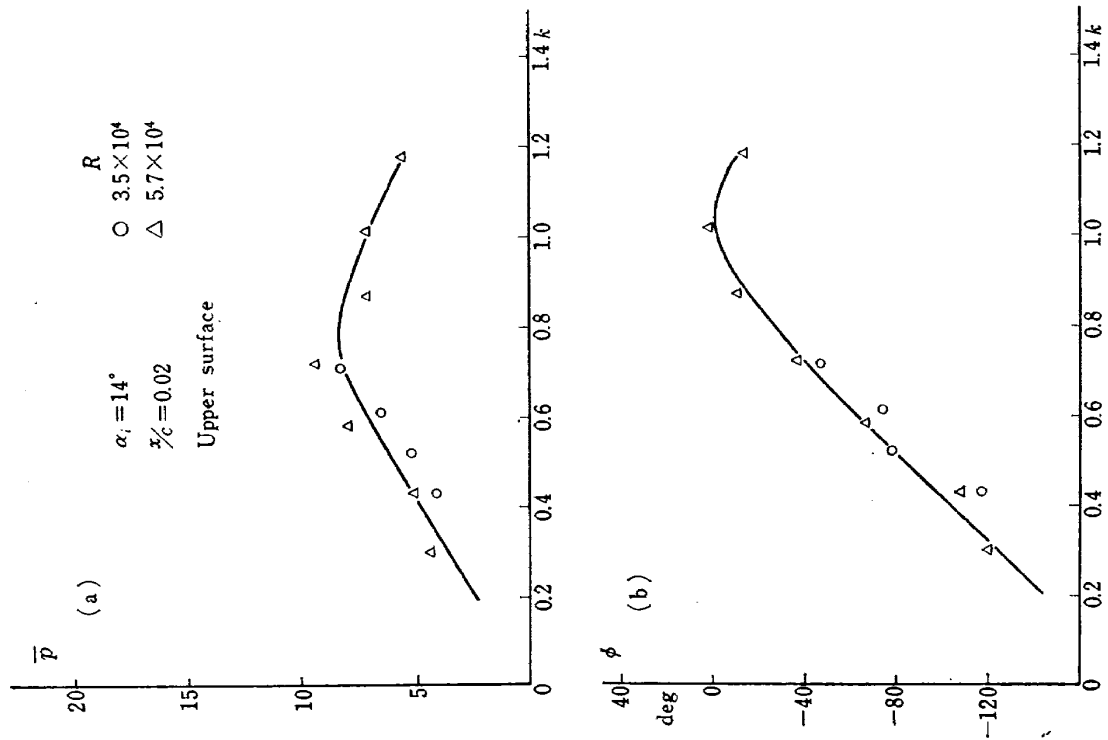


図 14 圧力ベクトル,  $\alpha_i=14^\circ$ ,  $x/c=0.02$ , 上面

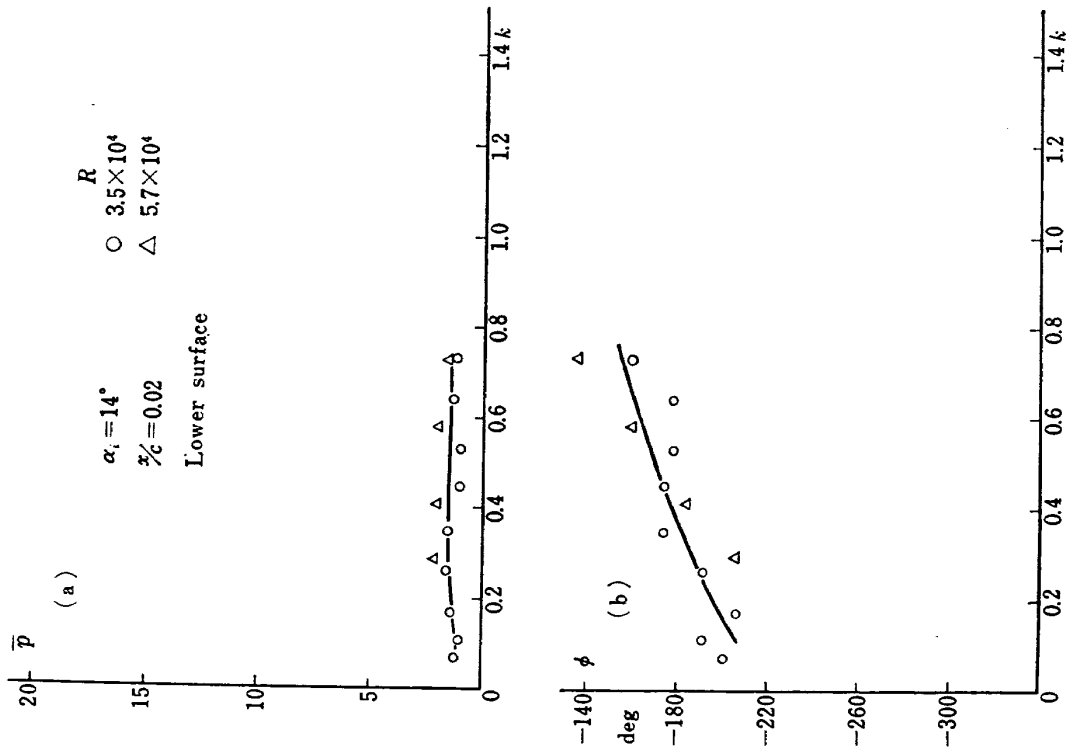


図 17 圧力ベクトル,  $\alpha_i = 14^\circ$ ,  $x/c = 0.02$ , 下面

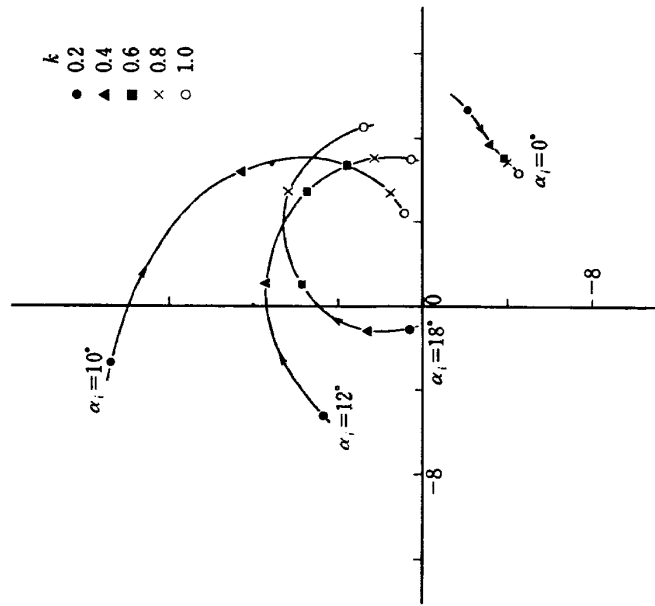


図 16 圧力ベクトルの軌跡,  $x/c = 0.02$ , 上面



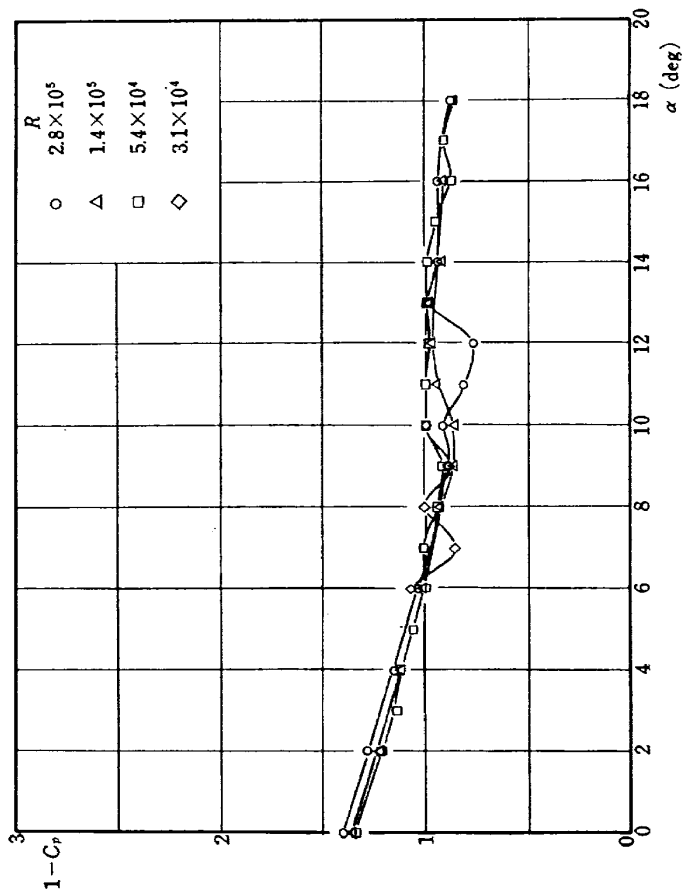


図 18 (b) 定常表面圧力の迎角に対する変化,  $x/c=0.25$ , 下面

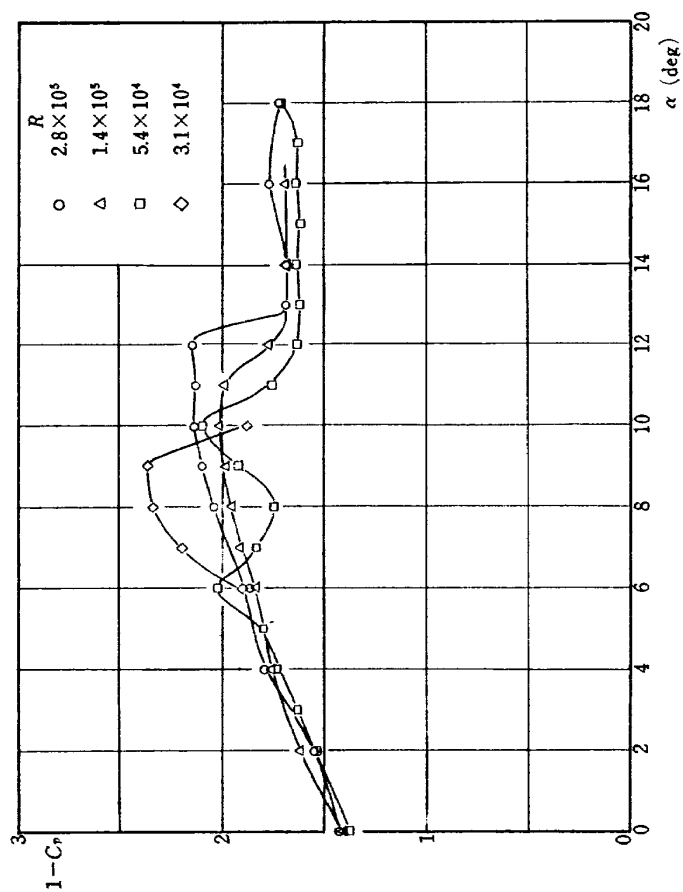


図 18 (a) 定常表面圧力の迎角に対する変化,  $x/c=0.25$ , 上面

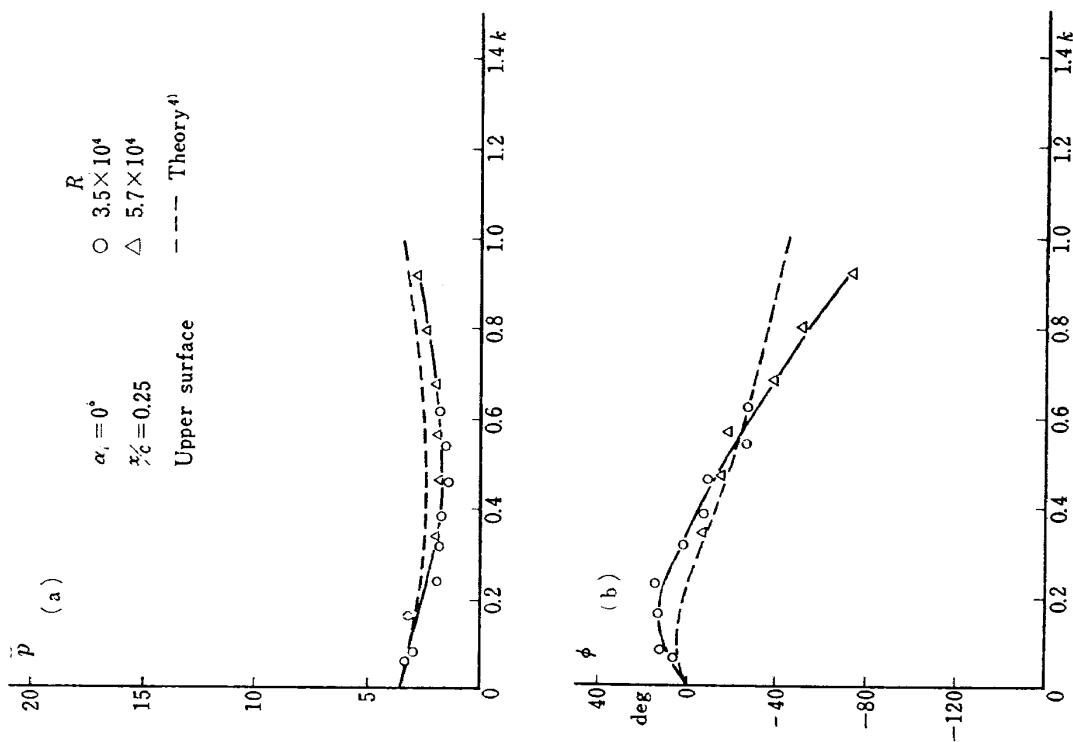


図 19 圧力ベクトル,  $\alpha_t=0^\circ$ ,  $x/c=0.25$

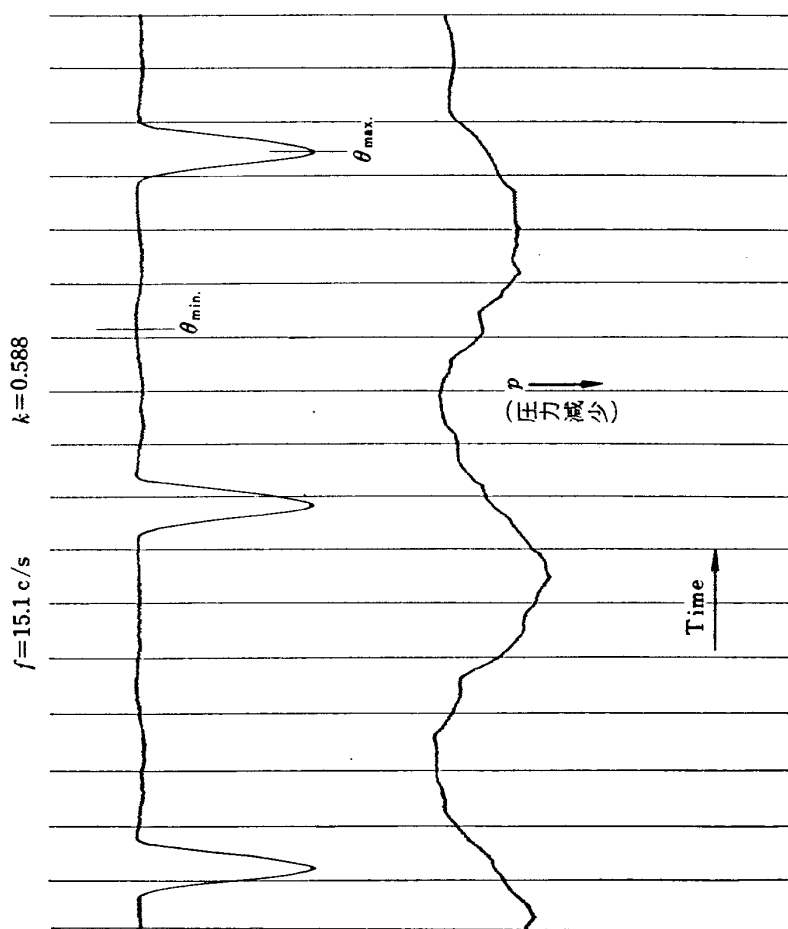


図 20 オシログラムの記録,  $\alpha_t=18^\circ$ ,  $x/c=0.25$ , 上面

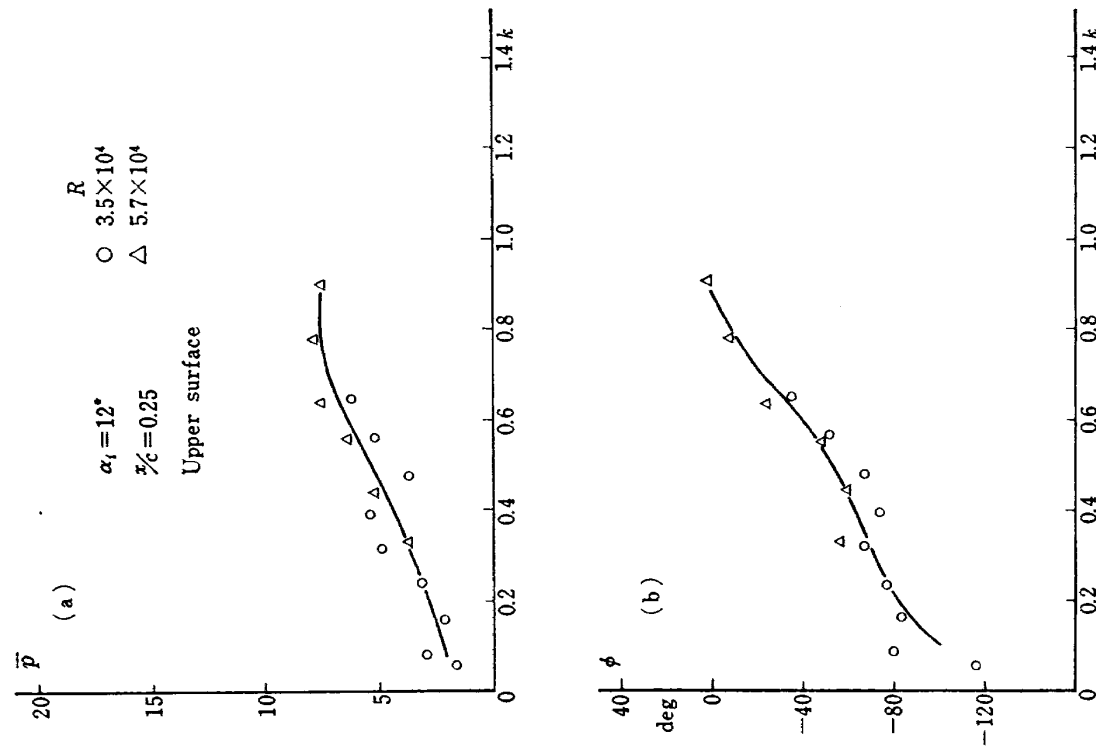


図 21 圧力ベクトル,  $\alpha_t=10^\circ$ ,  $x/c=0.25$ , 上面

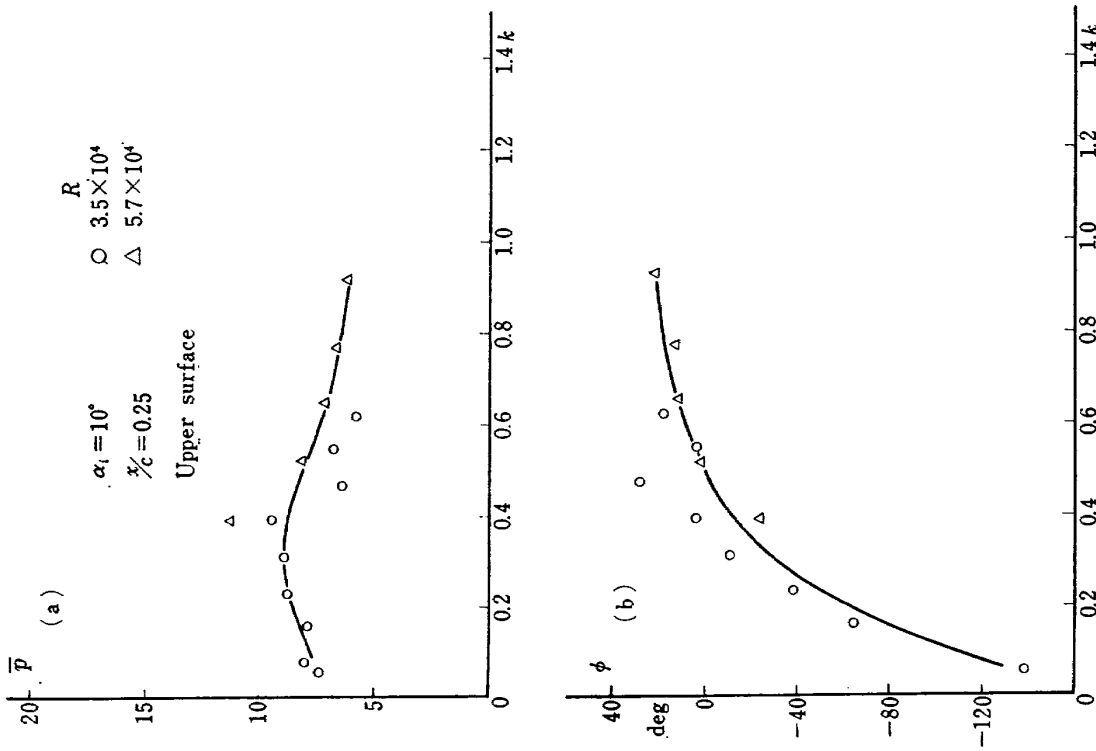


図 22 圧力ベクトル,  $\alpha_t=12^\circ$ ,  $x/c=0.25$ , 上面

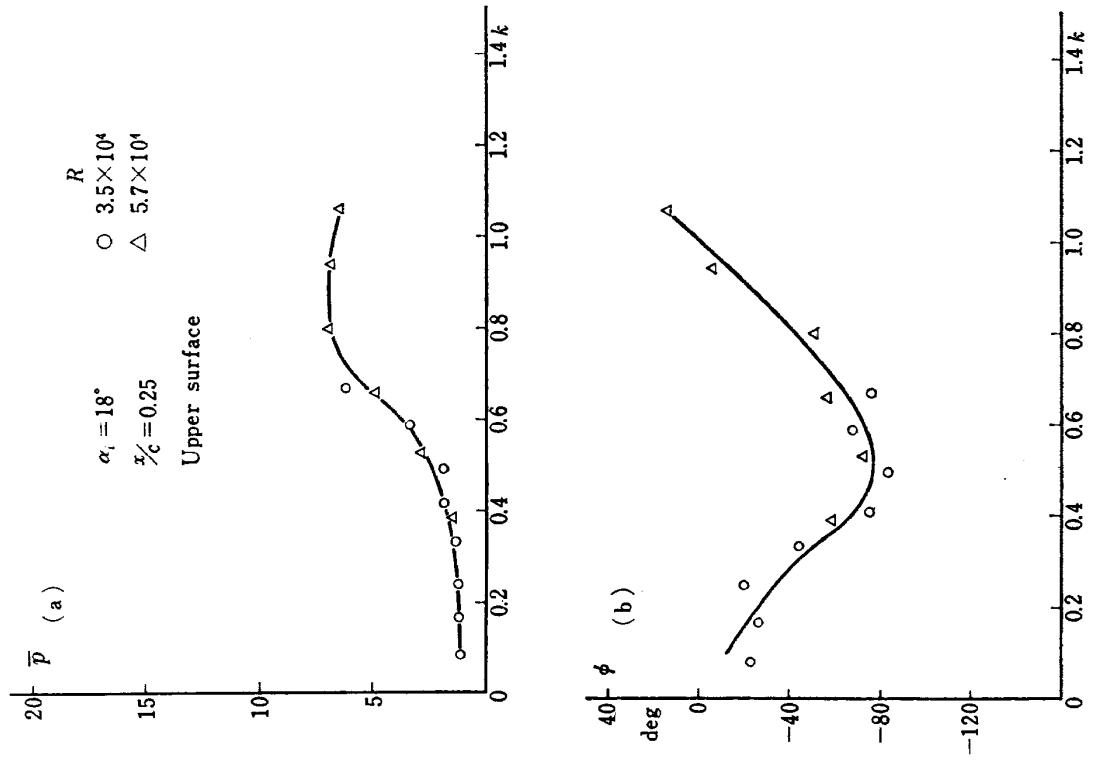


図 24 圧力ベクトル,  $\alpha_t = 18^\circ$ ,  $x/c = 0.25$ , 上面

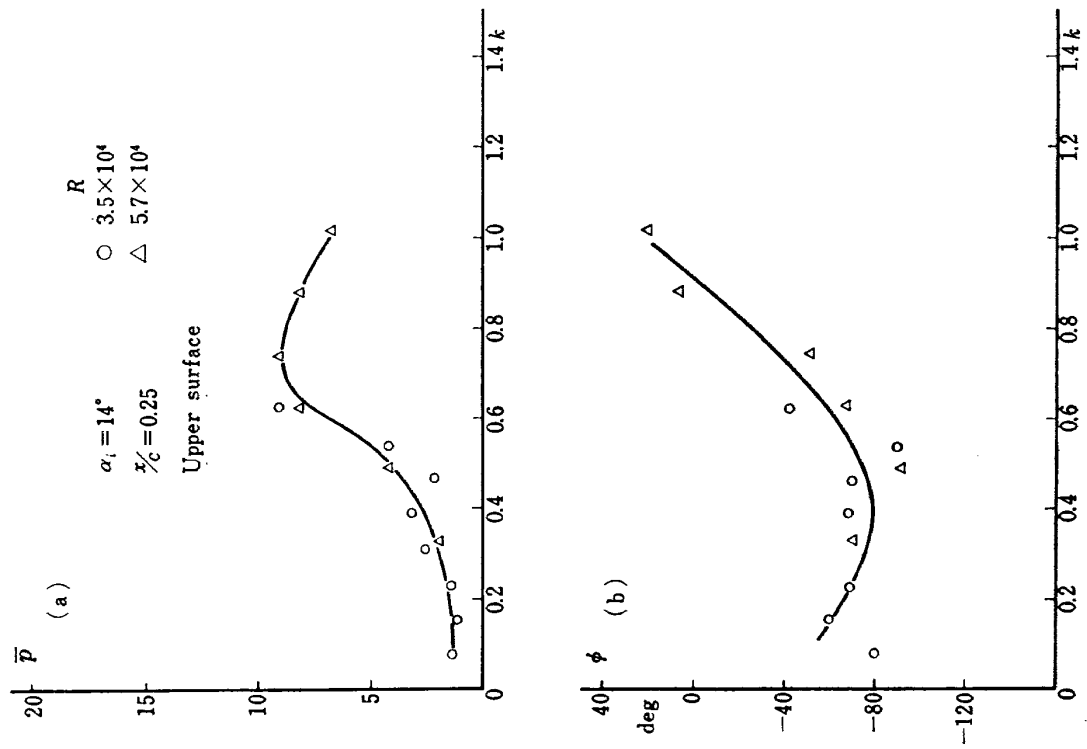


図 23 圧力ベクトル,  $\alpha_t = 14^\circ$ ,  $x/c = 0.25$ , 上面

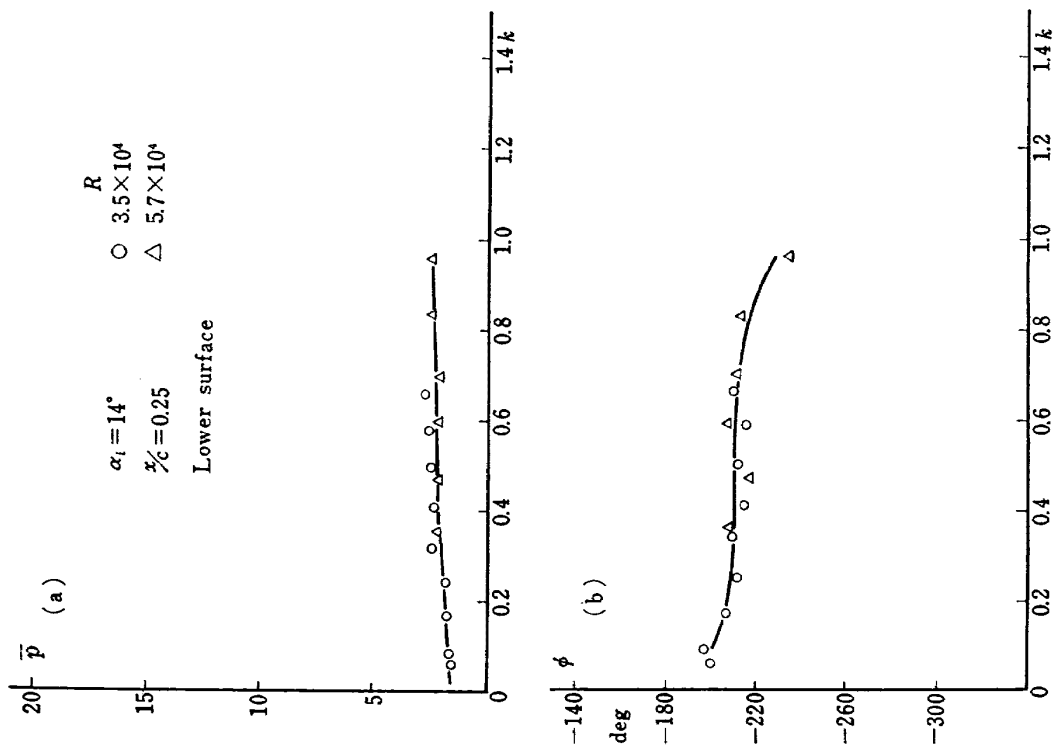


図 26 圧力ベクトル,  $\alpha_i = 14^\circ$ ,  $x/c = 0.25$ , 下面

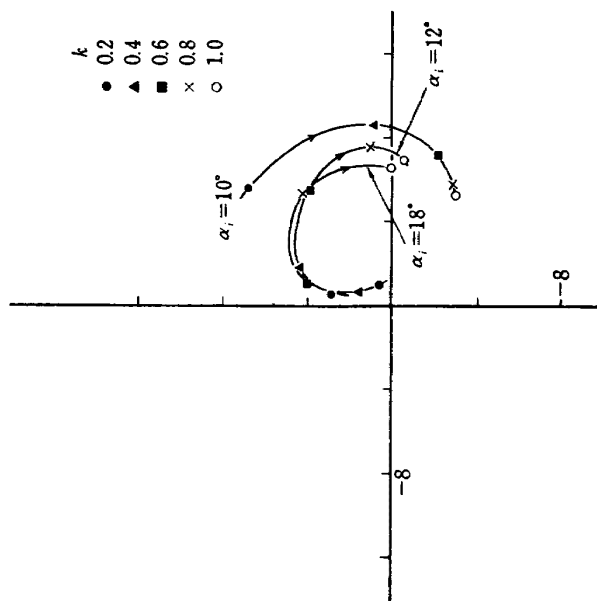


図 25 圧力ベクトルの軌跡,  $x/c = 0.25$ , 上面

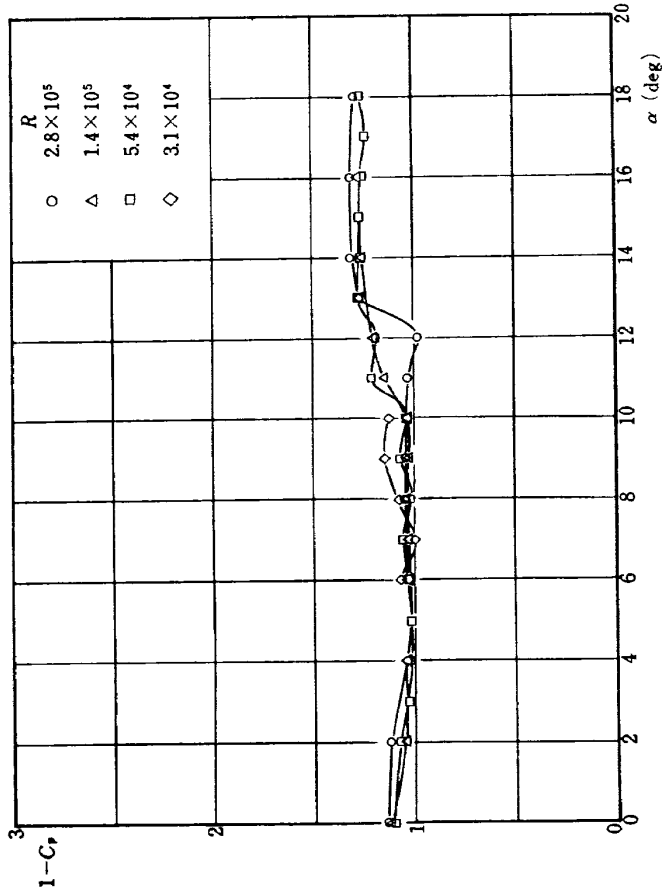


図 27 (b) 定常表面圧力の迎角に対する変化,  $x/c=0.75$ , 下面

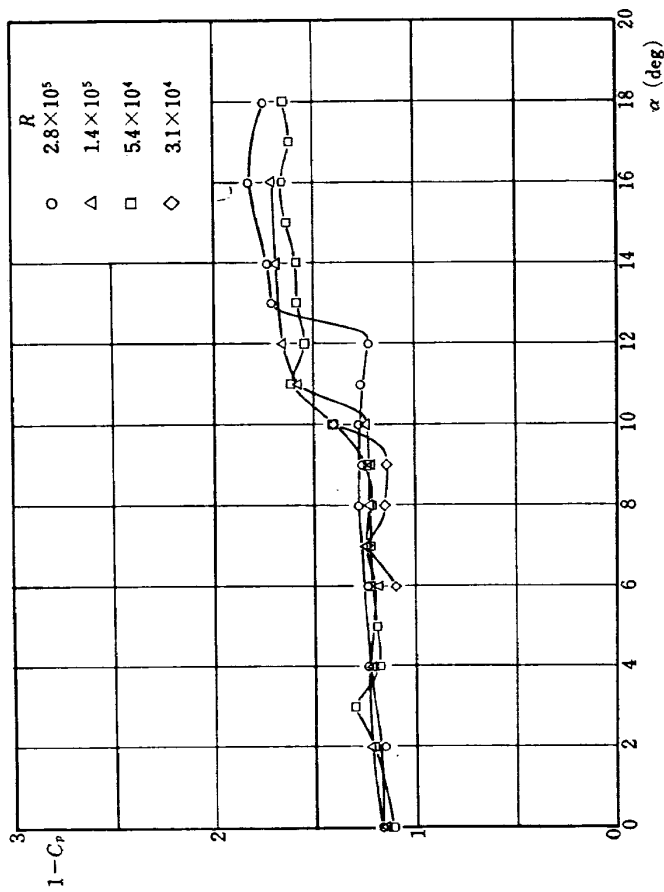


図 27 (a) 定常表面圧力の迎角に対する変化,  $x/c=0.75$ , 上面

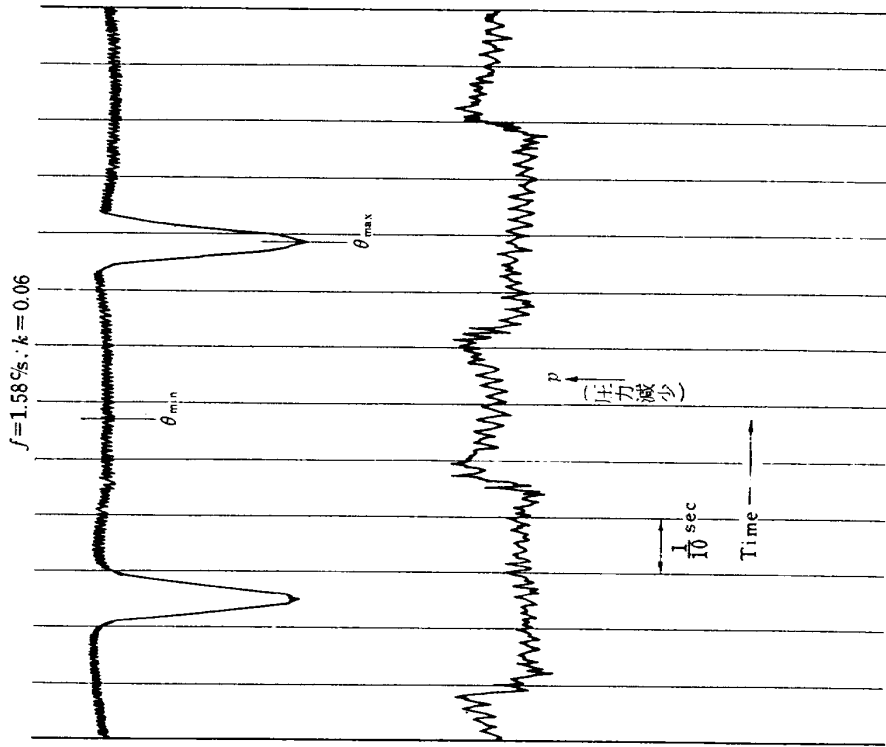


図 28 (b) オシログラフの記録,  $\alpha_t = 4^\circ$ ,  $x/c = 0.75$ , 上面

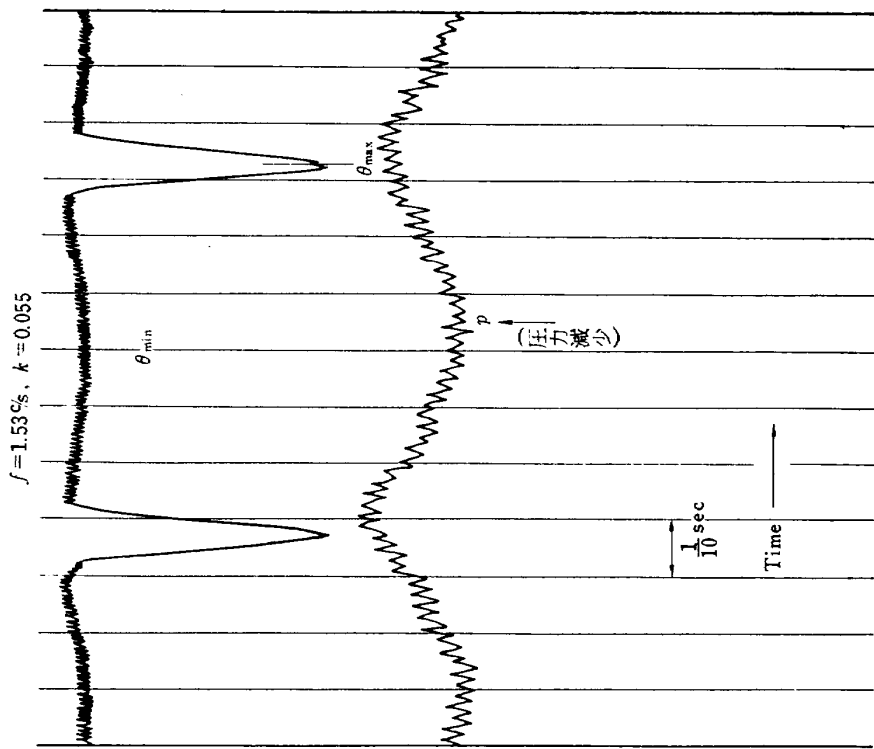


図 28 (a) オシログラフの記録,  $\alpha_t = 0^\circ$ ,  $x/c = 0.75$ , 上面

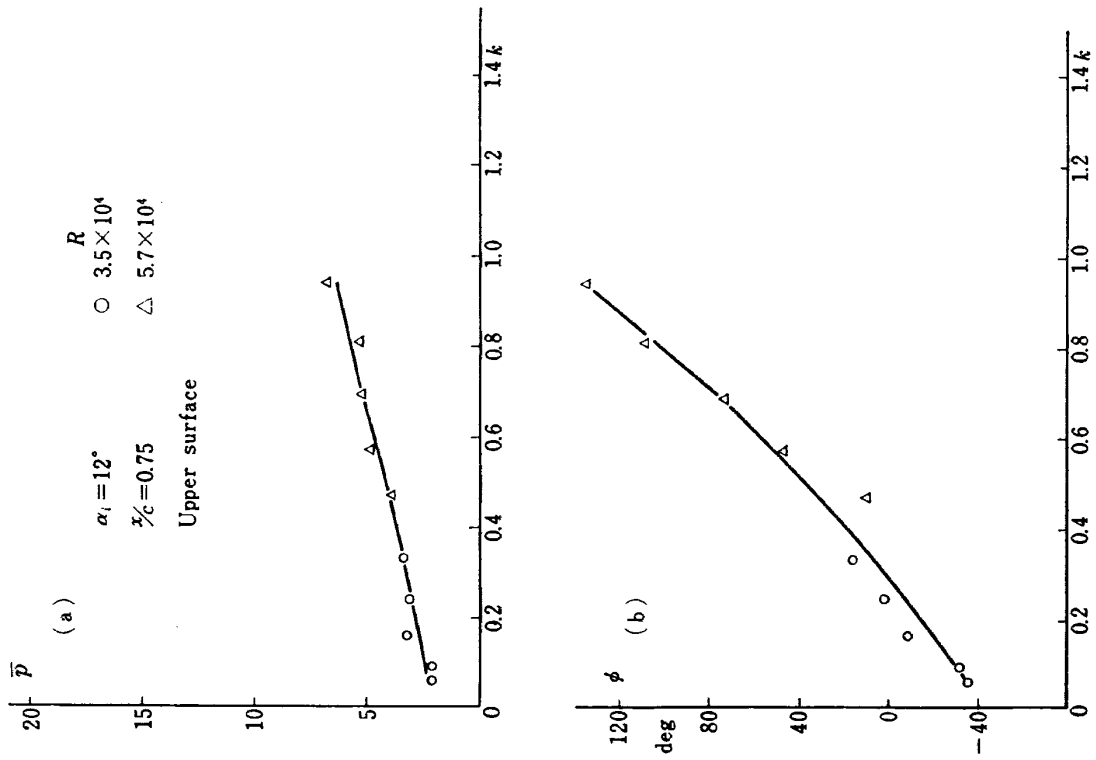


図 30 圧力ベクトル,  $\alpha_i=12^\circ$ ,  $x/c=0.75$ , 上面

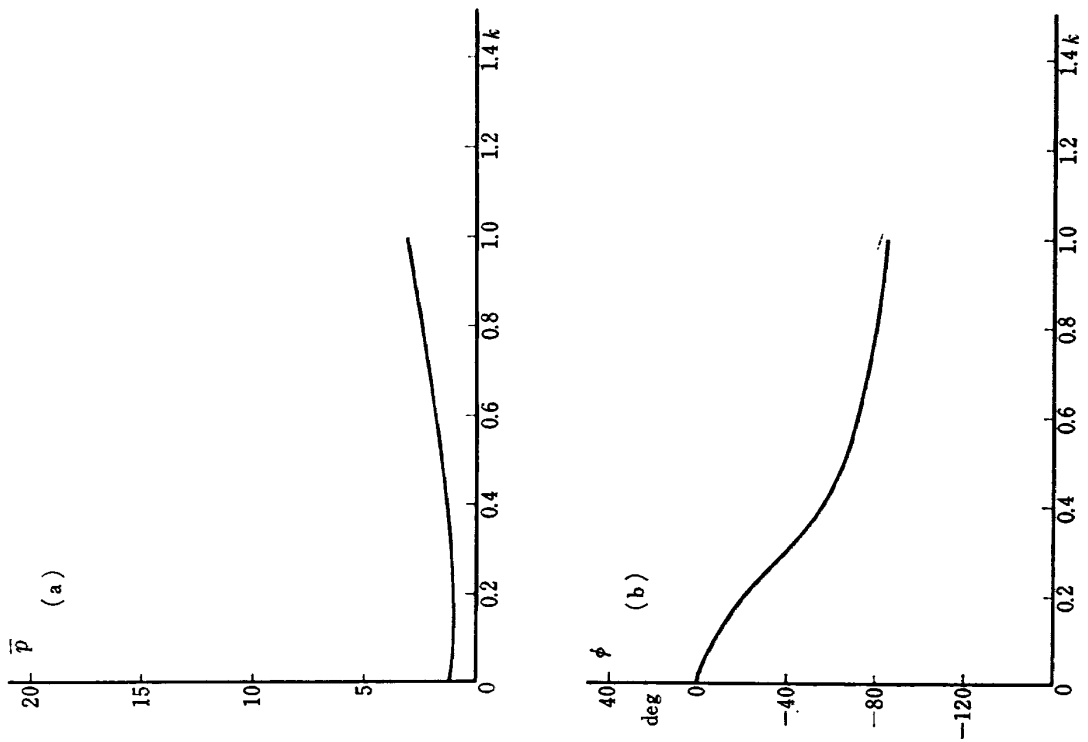


図 29 線形理論による圧力ベクトル,  $x/c=0.75$



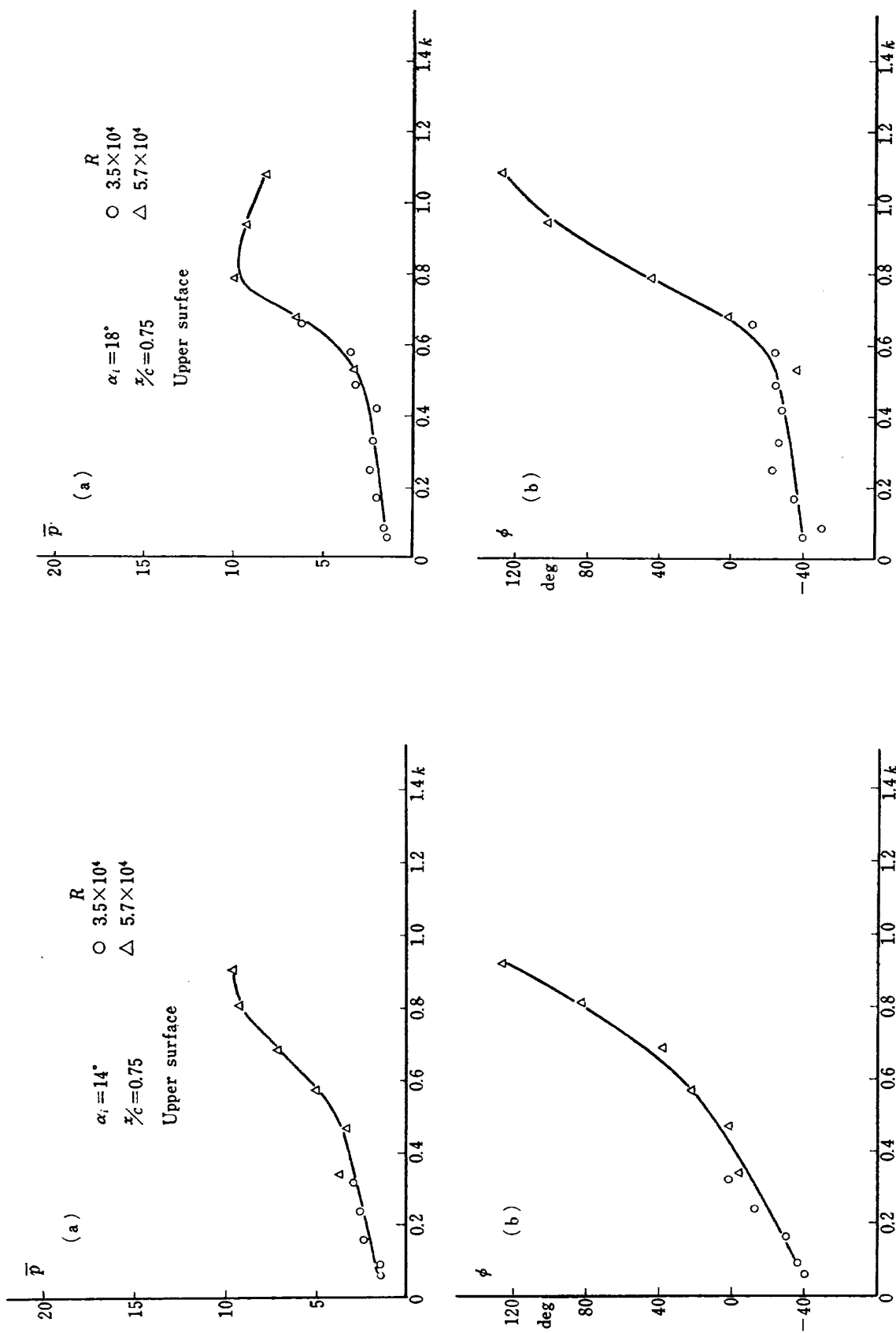


図 31 圧力ベクトル,  $\alpha_t=14^\circ$ ,  $x/c=0.75$ , 上面

図 32 圧力ベクトル,  $\alpha_t=18^\circ$ ,  $x/c=0.75$ , 上面

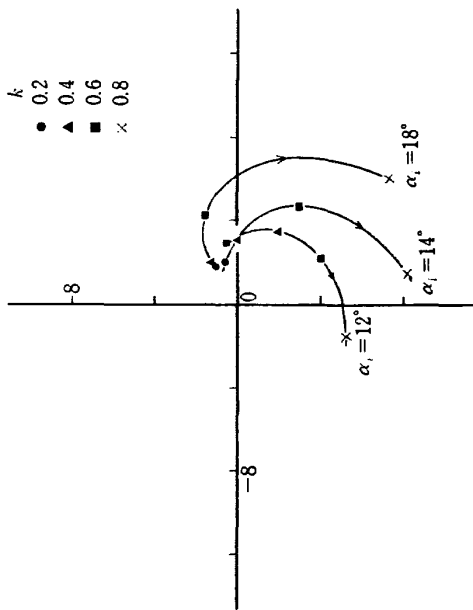


図 33 圧力ベクトルの軌跡,  $x/c=0.75$ , 上面

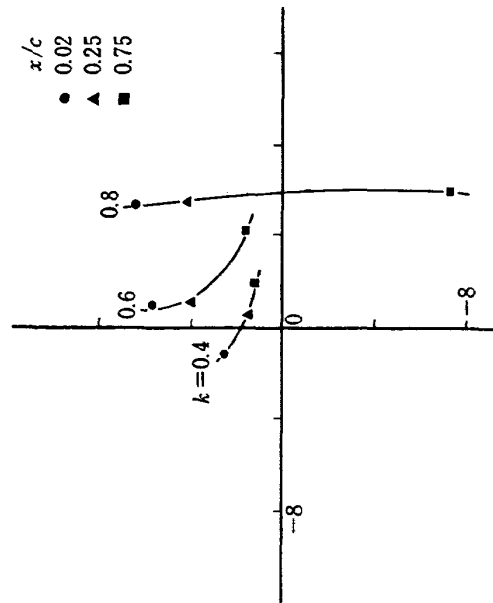


図 35 翼弦位置による圧力ベクトルの変化,  $\alpha_i=18^\circ$ , 上面

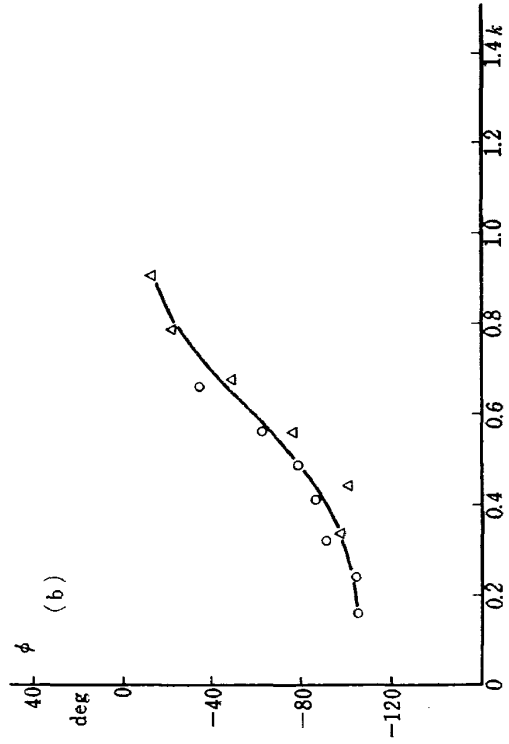
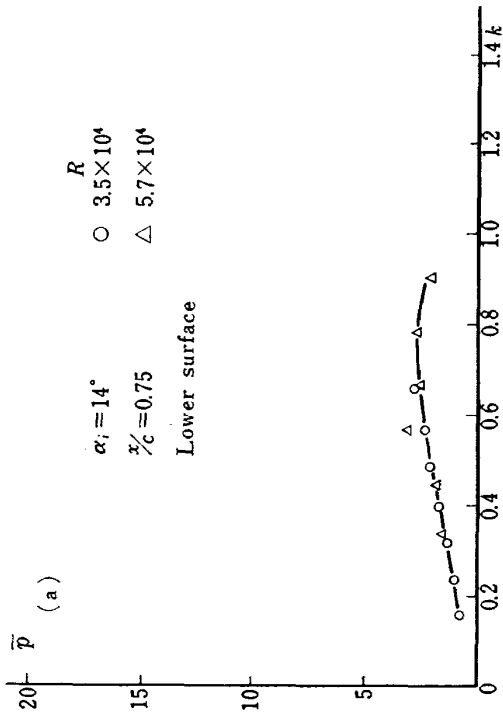


図 34 圧力ベクトル,  $\alpha_i=14^\circ$ ,  $x/c=0.75$ , 下面

- |        |  |         |   |
|--------|--|---------|---|
| TR-175 | 低レイノルズ数における NACA 0012 翼型の失速特性について<br>—失速フラッタの研究Ⅱ—<br>Stalling Characteristics of the NACA 0012 Aerofoil Section at Low Reynolds Numbers  | 1969年6月 | 中村泰治, 磯貝紘二<br>江尻 宏                      |
| TR-176 | 軸流回転機の翼の振動について<br>(I) 固有振動数, 振動形および振動応力分布<br>On the Vibration of Axial-flow Turbomachine Blades<br>(I) Natural Frequency, Mode and Vibratory Stress Distribution                   | 1969年7月 | 宮地敏雄, 星谷昌二<br>祖父江 靖, 網干三郎<br>岩部柱相, 武田克己 |
| TR-177 | 固体ロケットモータの推力大きさ制御の研究<br>—特性と小型モータによる実験—<br>Thrust Magnitude Control of Solid Rocket Motors<br>—Characteristic Analysis and Small Motor Tests                                       | 1969年7月 | 五代富文, 湯沢克宜<br>伊藤克弥, 西村久男                |
| TR-178 | 測度最大の可制御領域を与える二次形式評価関数の最適重みマトリクスに対する必要条件<br>Necessary Conditions for the Optimal Weighting Matrices of Quadratic Performance Index to Maximize the Measure of the Controllable Set | 1969年7月 | 川幡長勝                                    |
| TR-179 | テフロン非定常アブレーションの測定<br>Measurements of Transient Ablation of Teflon  | 1969年8月 | 野村茂昭                                    |
| TR-180 | 鈴鹿山脈付近における乱気流の観測<br>Measurement and Analysis of Atmospheric Turbulence over the Suzuka   | 1969年8月 | 竹内和之, 小野幸一<br>山根皓三郎, 岡 遠一<br>外崎得雄       |

---

## 航空宇宙技術研究所報告181号

昭和44年8月発行

発行所 航空宇宙技術研究所  
東京都調布市深大寺町1880  
電話武蔵野三鷹(0422)44-9171(代表) 182

印刷所 株式会社 東京プレス  
東京都板橋区桜川2-27-12

---

