

# 航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-148

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)—

中村泰治・磯貝紘二・江尻 宏

1968 年 2 月

航空宇宙技術研究所  
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

既 刊 報 告

- |         |  |           |   |
|---------|--|-----------|---|
| TR-125T | Experimental and Calculated Results of Supersonic Flutter Characteristics of a Low Aspect-Ratio Flat-Plate Surfaces  | Jan. 1967 | Eiichi NAKAI, Toshiro TAKAGI, Koji ISOGAI, Toshiyuki MORITA |
| TR-126  | 高負荷燃焼器の箱形模型による実験 (II)<br>Some Experiments on High Intensity Combustor with Partial Models (II)   | 1967年2月   | 大塚貞吉, 福田 広<br>相波哲朗  |
| TR-127  | 周波数変換による微小回転角の計測<br>Measurement of Small Rotating Angle by the Frequency Modulation Technique  | 1967年3月   | 大月正男, 鈴木孝雄<br>円居繁治  |
| TR-128  | 輻射加熱による固体の熱的物性値の測定法<br>Infra-red Radiation Method of Determining Thermal Diffusivity, Heat Capacity, and Thermal Conductivity of Solid Materials   | 1967年3月   | 小川 鉞一   |
| TR-129  | 金属箔による円管流の熱絶縁<br>Thermal Insulation of Metal Foil for the Case of Circular Pipe Flow   | 1967年3月   | 井上建二  |
| TR-130T | An Experimental Study of the Melting Phenomena in Axisymmetric Stagnation Region of Thermally Highly-Conducting Materials  | Mar. 1967 | Yasuhiko AIHARA   |
| TR-131  | 風があるときのロケットの運動の近似解析およびランチャ角修正法<br>An Approximate Analytical Solution for Dispersion of Unguided Rockets Due to Wind with Its Application to the Calculation of Wind Compensation for Launching | 1967年4月   | 毛利 浩  |
| TR-132  | 軸方向に補強されたパネルの最大軸圧縮力 (近似解)<br>Ultimate Axial Forces of Longitudinally Stiffened Plate Panels  | 1967年4月   | 築地恒夫  |
| TR-133  | 解離した極超音速流中での Teflon への熱伝達の測定<br>Measurements of Heat-Transfer to Teflon in Dissociated Hypersonic Flow   | 1967年4月   | 野村茂昭  |
| TR-134  | 高速単段軸流圧縮機の研究<br>—二重円弧翼の性能—<br>The Aerodynamic Performance of a Single-Stage Axial-Flow Compressor with Double-Circular-Arc Blades  | 1967年5月   | 藤井昭一, 西脇英夫<br>吉田 晃, 五味光男<br>武田克己, 菅原 昇                      |
| TR-135  | 同軸型電磁衝撃波管の作動機構<br>Driving Mechanism of an Electric Shock Tube with a Coaxial Gun   | 1967年5月   | 松崎利一  |
| TR-136  | Nearly-Free-Molecule-Flow におけるオリフィス型圧力管<br>Experimental Study of an Orifice-Type Pressure Probe in Nearly-Free-Molecule Flow   | 1967年5月   | 恩地 瑛, 山本稀義  |
| TR-137  | 梁, 板結合構造物の振動 (I)<br>On the Natural Vibration of Plate-Beam Combination Structures (I)  | 1967年6月   | 越出慎一, 林 洋一<br>塙武 敏  |
| TR-138  | 変厚片持板の静撓みについて<br>Deflection Analysis of Variable Thickness Cantilever Plate  | 1967年7月   | 塙 武敏, 越出慎一  |

# 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)—\*

中村泰治\*\*・磯貝絃二\*\*・江尻 宏\*\*

## Optical Observation of the Separated Flow around an Oscillating Aerofoil at High Mean Angles of Attack with Special Reference to Stall Flutter

By Yasuharu NAKAMURA, Koji ISOGAI and Hiroshi EJIRI

Results for optical observation of the separated flow around a two-dimensional aerofoil oscillating in pitch about the midchord at high mean angles of attack are presented. Generation of heated air streams (filament lines) around the oscillating aerofoil using thin nickel hot wires enabled the instantaneous boundary of the separated layer to be determined by schlieren photography. The analysis of highspeed schlieren films of the flow patterns around the aerofoil has revealed the following characteristics of the cyclic variations of the thickness of the separated layer. First, the cyclic variation of the thickness of the separated layer with respect to the motion of the aerofoil is nearly sinusoidal, provided that the amplitude of the aerofoil motion is small. Second, the variation of the thickness of the separated layer lags considerably behind the motion of the aerofoil. The amount of phase lag increases rapidly with the increase of the reduced frequency; for a given value of the reduced frequency, it increases both with decreasing the mean angle of attack towards the static stalling angle and with increasing the distance along the chord away from the leading edge. Finally, the amplitude of the cyclic variation of the thickness of the separated layer decreases rapidly with the increase of reduced frequency for mean angles of attack close to the static stalling angle, whereas this feature is absent for higher mean angles of attack.

### 1. ま え が き

大迎角で作動するタービン・ブレードや航空機のプロペラ、ヘリコプタのロータは、流れのはく離が原因で自励振動を生ずることが知られている。このようにはく離が原因で発生する自励振動の一つに失速フラッタがある。

Stüderは失速フラッタに関する最初の詳細な実験とその原因についての定性的な説明を行なった<sup>1)</sup>。彼は翼模型の平均迎角を大きくして行くときにフラッタ速度が平均迎角によってどのように変化するかを調べ、フラッタ速度が失速角の近くで急激に低下することおよび振れ振動が支配的になることを観測した。このようなフラッタ速度の低下、振れ振動の卓越等がなぜ生ずるか、その原因を明らかにするために、彼は、平均

迎角が静的失速角の近くにある場合について流れの観察を行ない、フラッタが生じているときには、流れのはく離がほとんど振幅の最大値まで遅れ、逆に、はく離

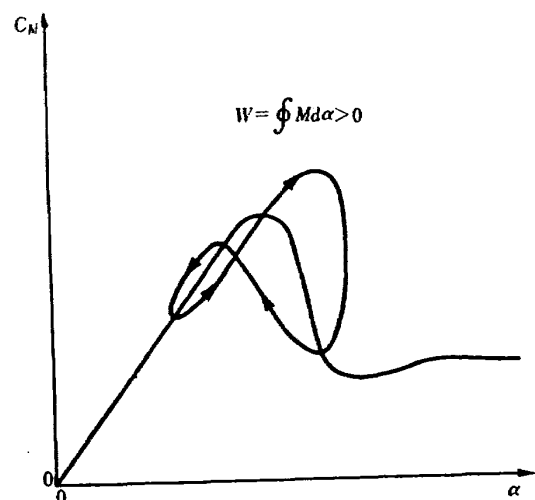


図 1

\* 昭和42年12月27日受付

\*\* 機体第一部

からの回復は、静的失速角より低い迎角で起ることを見出した。このように、はく離の発生にヒステリシス\*があれば、空気力にも図1のようなヒステリシスがあることが予想される。図1から明らかなように、翼が振れ振動をしているときには空気力が翼に対して正の仕事をする事になり、一自由度の自励振動が可能になる。したがって、Stüderは、上述のようなはく離の発生およびその回復の遅れ(彼はこれを Aerodynamic hysteresis と呼んだ)が失速フラッタの原因であろうと考へた。Stüderの実験では振れ振動が支配的な場合だけが報告されているが、タービン・ブレードにおいては曲げの一自由度失速フラッタも起り得ることが報告されている<sup>9)</sup>。曲げの一自由度失速フラッタが起る理由は、無次元振動数が十分小さい場合には、静的揚力曲線の勾配が負になることおよび有効迎角が変位に対して 90° の位相差をもって変化することから説明できる。いわゆるギャロッピング<sup>9)</sup>がこれである。

失速域における翼の非定常空気力の測定は過去において多くの研究者によってなされている<sup>4)~8)</sup>。それらの結果によれば、一般に、非定常空気力(およびモーメント)は、平均迎角が失速角あるいはそれ以上になると、平均迎角および無次元振動数の変化にとまらなきわめて特異な挙動を示す。たとえば、失速域における非定常空気力は、ポテンシャル流における場合と全く異なる大きなヒステリシスを示す。Bratt 其他によれば<sup>6)</sup>、純振れ振動をする翼に作用する空力的モーメントは無次元振動数のある範囲で大きい負減衰モーメントをもち、無次元振動数を大きくすると正減衰へと移行する。

Stüderの研究によってもわかるように、失速フラッタにおいては、流れのはく離現象が支配的な役割を果たしているであろうことは今日疑いない。しかし、一般に、非定常はく離流の構造およびそれが翼の空力性能におよぼす影響については、現在なお、多くの点が不明であるといわなければならない。たとえば、振れ振動の場合、負減衰モーメントが何故発生するかという問題に対して、先に述べた Stüder の考え方では説明できない場合がある。Bratt 其他の測定<sup>7)</sup>によると、振動の一サイクル中常に前縁からはく離が生じているような平均迎角に対しても、やはり負減衰モーメントが発生している。これは、Stüderの行なったような境界層の離着の遅れという考え方では説明できない。

\* ここでいうヒステリシスとは、単に運動の方向により応答が異なることを指し、その原因は差し当たって問わないことにする。

要するに、過去のいくつかの研究により、失速域における非定常空気力の特異な変化が実験的に明らかにされているけれども、その変化を合理的に理解し、できればそれを予知することは現在まだ必ずしも成功していないようである。このことの一つの原因は、過去において、振動空気力の測定は多くなされているにもかかわらず、失速中の流れの観察を行った例がきわめて少ないことにあると思われる。筆者等の知る限り、Stüderを除けば、Schnittgerのみである<sup>9)</sup>。彼は、マッハ数が 0.27~0.57 の範囲で、干渉計を用いて、主として空気力の測定を行ない、同時に翼面のまわりのはく離域の厚さの変動を測定した。しかし、それはわずかに一例が報告されたにすぎない。また、はく離流の挙動と非定常空気力との関係については、Schnittgerは殆んど何も触れていないし、過去においてそのような研究はない。ただ、いわゆる自由流線の理論としてある程度の試みが行われているだけである<sup>10)</sup>。

以上のような考察にもとづき、本実験では、失速フラッタの機構を研究する最初の段階として、翼面のまわりの非定常はく離域\*の光学的観察を目的とする。すなわち、失速角あるいはそれ以上の平均迎角で二次元翼に振れ振動を行わせ、無次元振動数の広い範囲にわたって、翼の運動に対するはく離流の応答——翼の変位に対するはく離域の厚さの位相遅れと変動振幅——を測定する。振動翼の非定常表面圧力および非定常空気力と、翼面のまわりのはく離域の挙動との関係を求めることは今後の課題である。

## 2. 記 号

$$b: \text{翼弦長の } \frac{1}{2} = \frac{1}{2}c$$

$c$ : 翼弦長

$$C_p: \text{圧力係数} = \frac{p-p_\infty}{\frac{1}{2}\rho U_\infty^2}$$

$$C_M: \text{空気力によるモーメント係数 (頭上げを正)} \\ = \frac{M}{\frac{1}{2}\rho U_\infty^2 c^2}$$

$h$ : 翼面より翼弦に垂直に測ったはく離域の厚さ

$\bar{h}$ : はく離域の厚さの時間平均値

$h_0$ : はく離域の厚さの振動振幅

$M$ : 空気力によるモーメント (単位幅当り)

$$k: \text{無次元振動数} = \frac{b\omega}{U_\infty}$$

$p$ : 翼面上の静圧

\* 図5において、Dead air region と Shear layer とを合せた領域をはく離域と呼ぶことにする。

- $p_\infty$ : 一様流の静圧
  - $R$ : レイノルズ数 (翼弦長を基準)
  - $t$ : 時間
  - $U_\infty$ : 一様流の風速
  - $W$ : 純捩れ振動をする翼に対して空気力によるモーメントが1サイクル中になす仕事
  - $x$ : 翼弦上, 前縁より測った距離
  - $\alpha$ : 翼の迎角
  - $\alpha_i$ : 翼の平均迎角
  - $\alpha_0$ : 翼の捩れ振動の振幅
  - $\omega$ : 円振動数
  - $\phi$ : はく離域の厚さの変動の, 翼の運動に対する位相遅れ
  - $\rho$ : 空気密度
- 添字 1, 2, 3 はそれぞれ前縁より 20%, 50%, 75% 弦長点における量を表わす。

### 3. 実験装置

#### 3.1 流れを観察するための装置

装置には低速流における非定常の流れを光学的に観察できることが要求される。われわれが採用した方法は、文献<sup>11)</sup>に報告されている熱線を用いるもので、細い熱線を翼の前縁付近に張り、その熱線によって暖められた薄い空気層をシュリーレン装置を通して観察する方法である。翼面のまわりのはく離域を決定するために、図2のように、前縁に熱線を支持するための銅線を立て、その銅線の上に長さ 2 cm のニッケル線

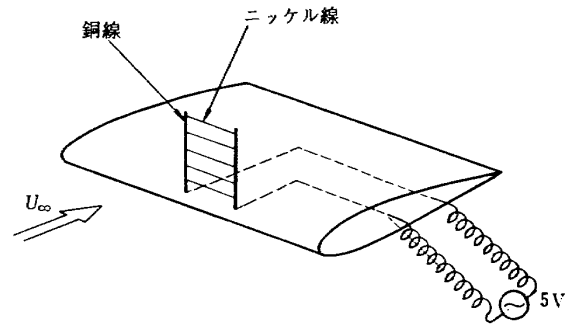


図 2

(0.03 mmφ) を約 3 mm 間隔に 5 本張り、リード線は翼にうめ込んで風洞外に取り出した。熱線は、約 5 V, 50 c/s の交流によって熱せられた。

われわれの目的は、翼面のまわりのはく離域の厚さの変動を光学的観察によって調べるのであるから、この装置によってどの程度正確にはく離域を判定することができるか検討しておく必要がある。われわれが実験に使用した翼模型(NACA 0012) について、定常流における実験で得られた翼上面の圧力分布(図3)<sup>12)</sup>とそれに対応する流れのシュリーレン写真(図4)を較べてみよう。

まず、圧力分布をみると、6° で前縁より 25% 弦長付近に長さ約 20% 弦長の Bubble があることがわかる。迎角が増すにしたがって、この Bubble はほぼ長さ一定のまま前進する。翼面上、Bubble の上流で Suction peak が存在することから、文献<sup>13)</sup>の分類にしたがって、この Bubble は“Short bubble”である

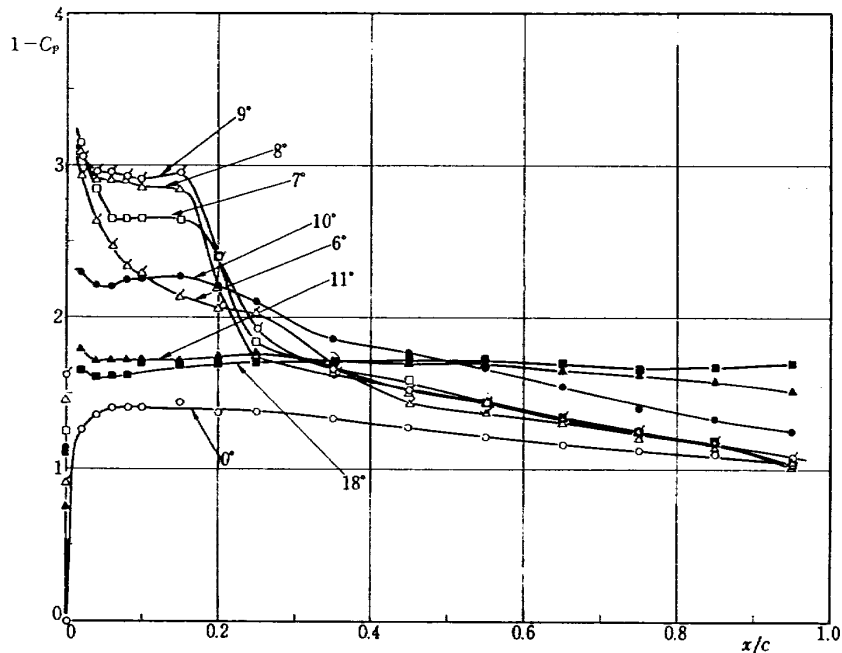


図 3 NACA-0012 に対する翼上面の圧力分布 ( $R=5.4 \times 10^4$ )

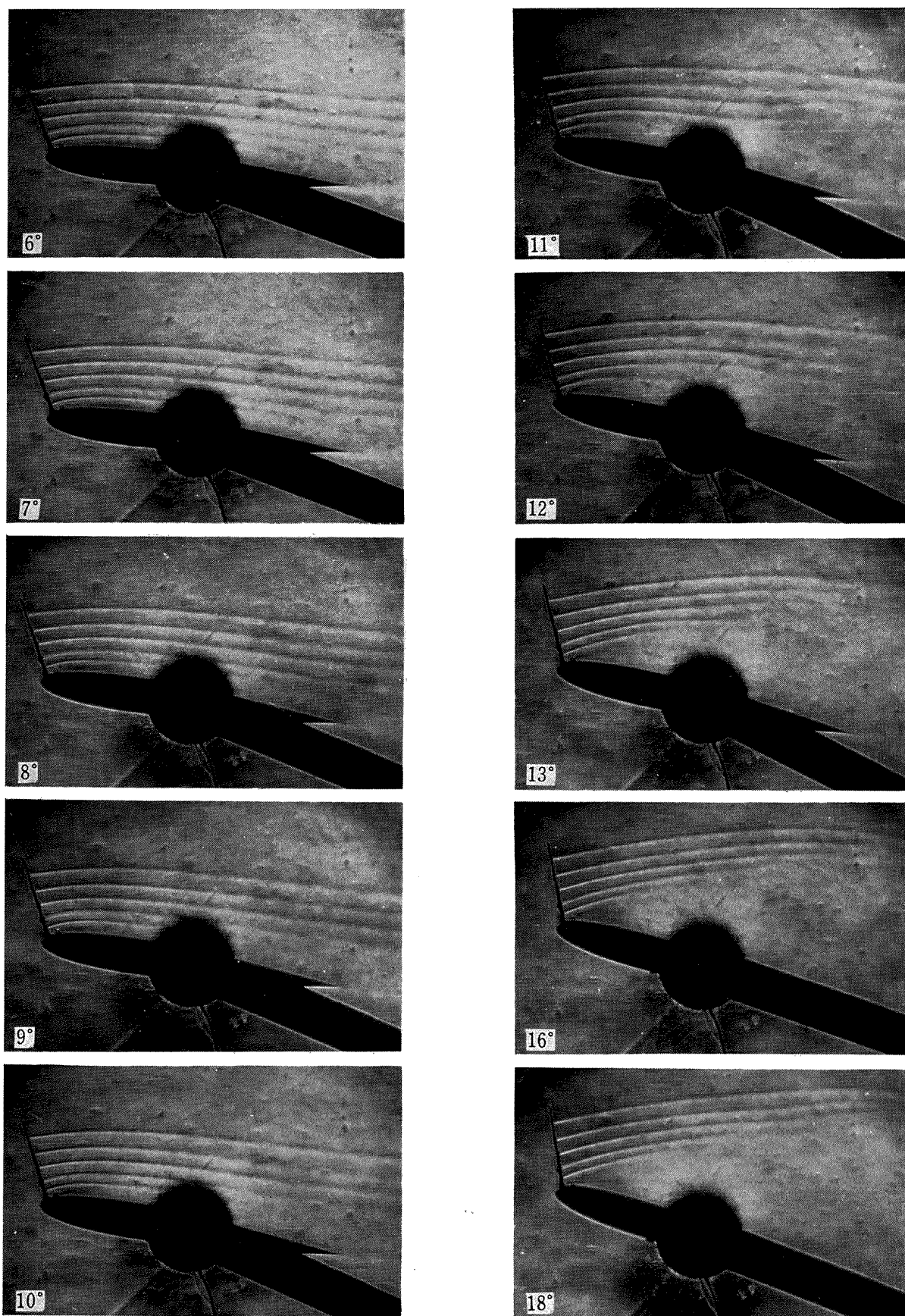


図 4 NACA-0012 に対する定常流の流れの様子 ( $R=5.0 \times 10^4$ )

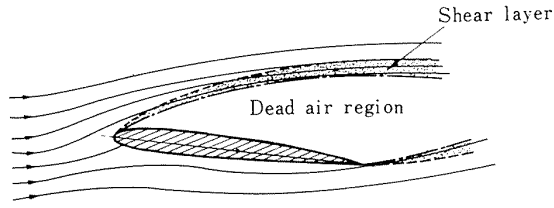


図 5

と考えることができる。ただし、高レイノルズ数では Short bubble の長さは高々 0.4~0.6% 弦長にすぎないが、この実験ではレイノルズ数が小さいために Bubble は異常に長い<sup>13)</sup>。迎角  $9^\circ$  と  $10^\circ$  の間で Bubble が突然くずれて、 $11^\circ$  では Bubble の再付着は起っていない。(迎角  $10^\circ$  の場合もすでに Bubble の破裂が生じているものと考えられるが、翼面上で再付着しているかどうか圧力分布の結果より確実に断定することはできない。) 以上の考察より模型 (NACA-0012) の  $R=5.4 \times 10^4$  における失速の型は前縁失速型であるといえる。

一方、図4のシュリーレン写真より光学的に上述の Bubble の位置および大きさ等を決定することは難しい。しかし、一度前縁はく離が生じたのちは、つぎのようにしてはく離域を決定することができる。

前縁はく離が生じた状態でのはく離流は図5に示すような構造をもっている。いま仮に、前縁付近、翼面からあまり離れていないところに一本の熱線をはったとすると、暖められた空気はすぐ下流で Shear layer に入って、そこで拡散のため熱を失って消える。したがって、図2のように前縁に数本の熱線をはって、各熱流が消える点をつないで行けば、乱れない外流と Shear layer の境界を決めることができる。

このことは翼が振動する場合の非定常流についても同様であって、この方法により時々刻々の Shear layer の境界を定めることができる。

したがって、この方法では、一度前縁はくりが生じたのち、翼面上のはく離域がかなり厚くなった状態では比較的正確にこれを決定することができる。ただし、前縁はく離が生じて、はく離域の薄い場合は、多少不正確になる。翼面上で Bubble が閉じている場合、Bubble の位置および大きさを決定することは難しい。

### 3.2 翼 模 型

実験に使用した模型は、翼弦長 10 cm、翼幅 30 cm、NACA-0012 翼断面の二次元対称翼で、ジュラルミン製である。熱線用のリード線は、翼上面に設けられた幅 1 mm の溝に埋め風胴外に出した。溝はリード線を埋めたのち、蠟で成型した (図6参照)。

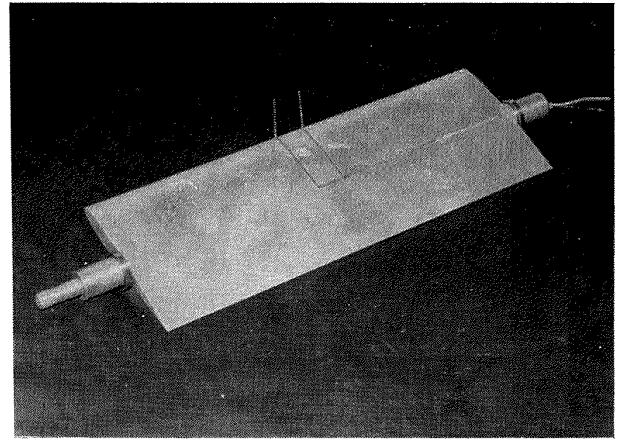


図 6 翼 模 型

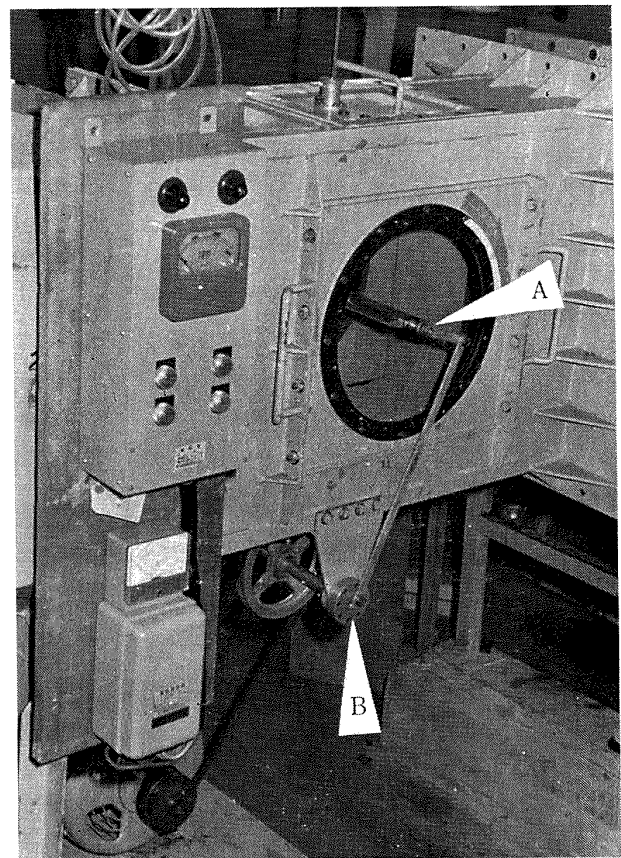


図 7 加 振 装 置

### 3.3 加 振 装 置

翼模型は図7に示すように、シュリーレン窓に直接ベアリングを嵌め込み、これにより支持した。翼は偏心カム (B) を通して、モータによって翼弦中央のまわりに  $\pm 2.42^\circ$  の純捩れ振動を行なう。加振振動数は約 2~17 c/s まで任意に変えることができる。平均迎角は A 点で任意に調節できる。

### 3.4 風 洞

本実験では、空気力学第二部 65 cm × 55 cm の低速風洞を使用した。ただし、測定部は 65 cm × 30 cm に

改造して使用した。実験で採用した風速は約 4 m/s と 7 m/s である。

### 3.5 記録装置

流れの様子はシュリーレン装置を通して 16 mm の高速度カメラ (500~1000 f.p.s.) で記録した。

## 4. 実験および解析方法

失速角以上で振動する翼のまわりの流れあるいはこれに働く空気力は、一般に、翼型、平均迎角、無次元振動数 ( $k = \frac{b\omega}{U}$ )、レイノルズ数、振幅等によって定まる。これらのうち、われわれがこの実験で調べようとしているのは、平均迎角と無次元振動数の効果である。平均迎角  $10.47^\circ$ ,  $12.47^\circ$ ,  $14.13^\circ$ ,  $18.22^\circ$  のそれぞれについて、無次元振動数  $k \approx 0.1 \sim 1.4$  の範囲で実験を行なった。  $k = 0.1 \sim 0.7$  までは、風速 7 m/s ( $R = 4.7 \times 10^4$ ) で行なった。加振振動数の上限が約 17 c/s で、風速 7 m/s ではこれ以上大きい  $k$  の値が得られないので、  $k = 1.2 \sim 1.4$  では、風速 4 m/s ( $R = 2.7 \times 10^4$ ) で行なった。ただし、平均迎角  $10.47^\circ$  の場合については、レイノルズ数の違いによる影響を検討するために、  $k = 0.3 \sim 1.4$  について、風速 4 m/s で実験を行なった。

われわれが知りたいのは翼面のまわりのはく離域の変動であるが、これは翼上面から翼弦に垂直に測ったはく離域の境界までの高さ  $h = h(x, t)$  で表わすことができる。ここで  $x$  は前縁より測った翼弦上の任意の点の座標を表わす。いま、翼が  $\alpha = \alpha_i + \alpha_0 \sin \omega t$  で表わされる微小振動をしているとすると、はく離域の厚さの応答は、  $h = \bar{h} + h_0 \sin(\omega t - \phi)$  で表わされる。(のちに述べる実験結果からわかるように、翼の微小振動に対するはく離域の応答はほぼ正弦波である。) ここで、  $\bar{h}$ ,  $h_0$ ,  $\phi$  はそれぞれ、翼の運動に対するはく離域の厚さの変動の時間平均、振幅、位相遅れを表わす。簡単のため、前縁から 20%, 50%, 75% 弦長点における  $\bar{h}$ ,  $h_0$ ,  $\phi$  をそれぞれ、  $\bar{h}_1, h_{01}, \phi_1, \bar{h}_2, h_{02}, \phi_2, \bar{h}_3, h_{03}, \phi_3$  として、これらの値をフィルムより読みとった。

## 5. 実験結果およびその考察

### 5.1 定常流

図 8 に定常流に対する 1/2 弦長点まわりのモーメント迎角曲線を示す。失速角は約  $9^\circ$  である。3.1 で述べたように、圧力分布の測定結果 (図 3) によれば  $9^\circ$  と  $11^\circ$  の間で前縁はく離が生じている。図 9 に前縁からそれぞれ 20%, 50%, 75% 弦長点のはく離域の厚さを迎角に対してプロットした。  $14^\circ$  と  $15^\circ$  では

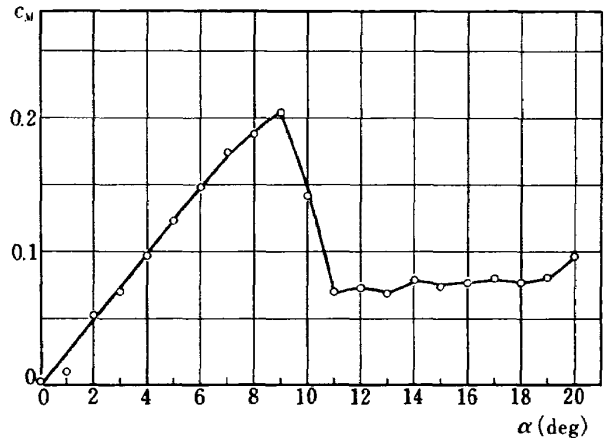


図 8 NACA-0012 に対するモーメント迎角曲線 (1/2 弦長点まわり,  $R = 5.4 \times 10^4$ )

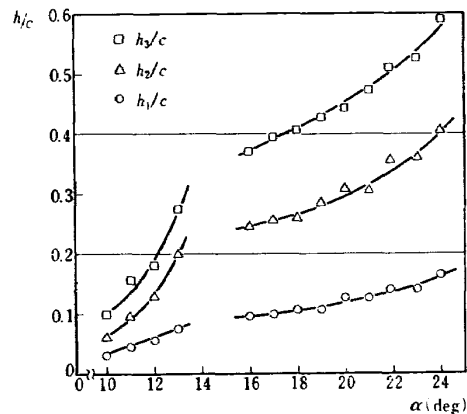


図 9 迎角に対するはく離域の厚さの変化 (定常流,  $R = 5.0 \times 10^4$ )

流れが不安定であるため、はく離域の厚さを読みとることができなかった\*。高迎角について、図 8 と図 9 とを比較すると、モーメントの値は迎角によらずほぼ一定値になっているにもかかわらず、はく離域の厚さは単調に増大しているのは注目すべきである。

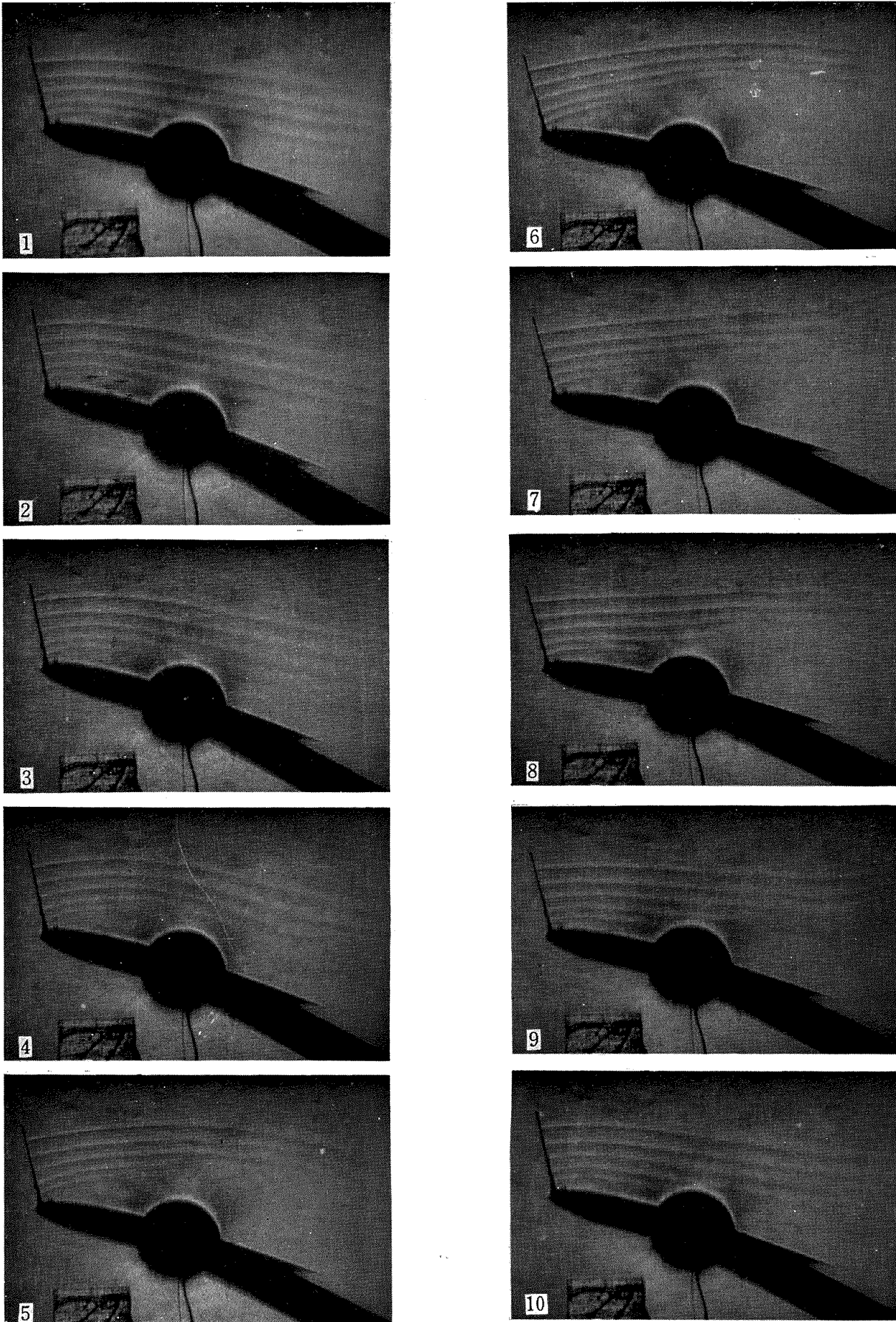
### 5.2 非定常流

図 10~図 13 はそれぞれ平均迎角  $10.47^\circ$ ,  $12.47^\circ$ ,  $14.13^\circ$ ,  $18.22^\circ$  の場合について、1 サイクル間における翼のまわりの流れのシュリーレン写真を示す。図 14 にシュリーレン写真から読みとった翼の変位  $\alpha$  およびはく離域の厚さ  $h$  を、横軸に時間をとってプロットしたものの一例を示す。  $h_1, h_2, h_3$  はそれぞれ前縁より 20%, 50%, 75% 弦長点におけるはく離域の厚さである。

図 10~図 13 のシュリーレン写真からもわかるよう

\* この条件では、流れは間欠的に大きい攪乱を受けた。この攪乱は特定の迎角で生じたものであるから翼の失速に固有なものと思われるがその原因については、さらに詳しい検討を要する。





(a)  $\alpha_i=10.47^\circ$ ,  $k=0.298$

図 10 1 サイクル間における流れのシュリーレン写真  
 (翼型; NACA-0012,  $\alpha_0; 2.42^\circ$ , 回転軸; 1/2 弦長点)

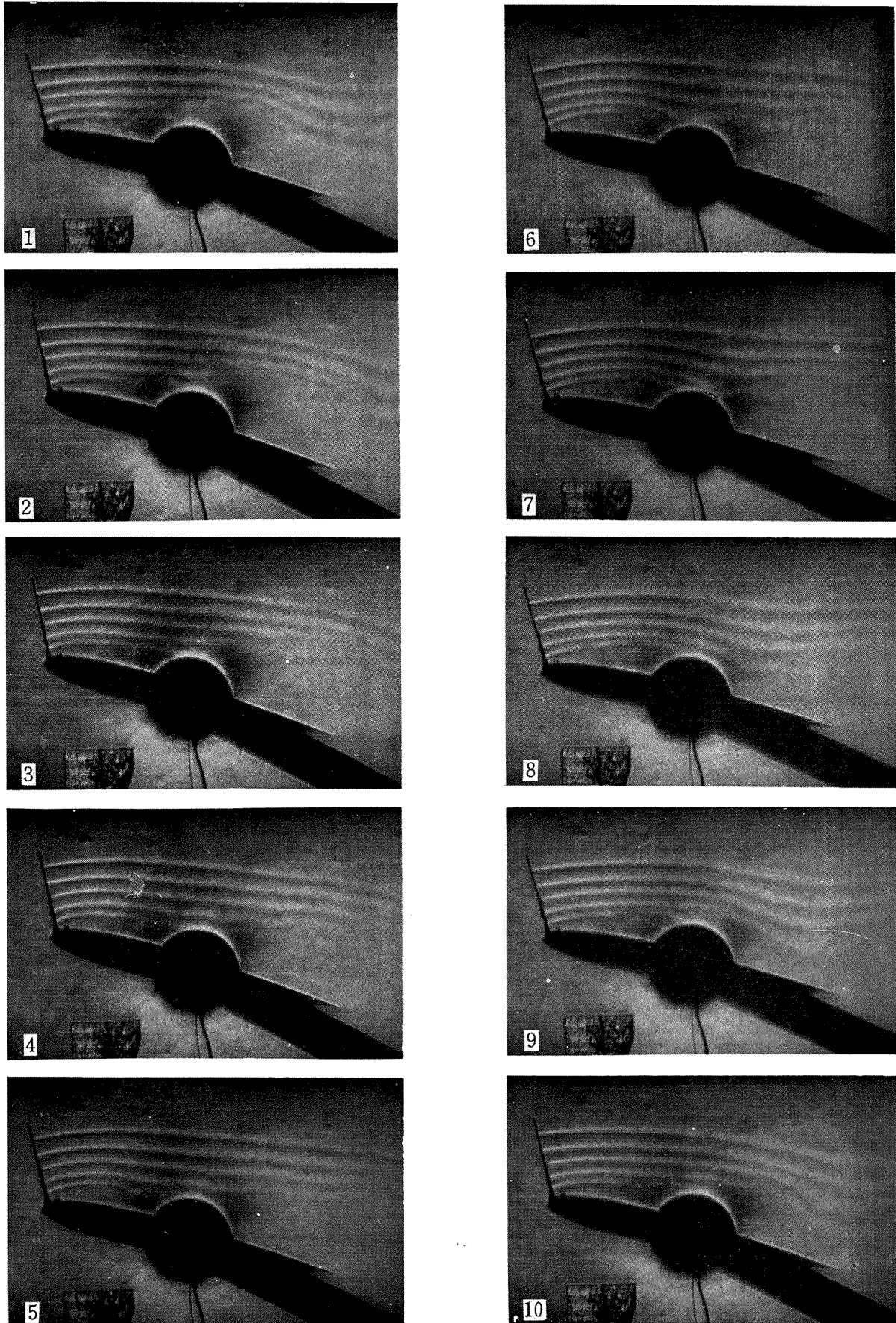
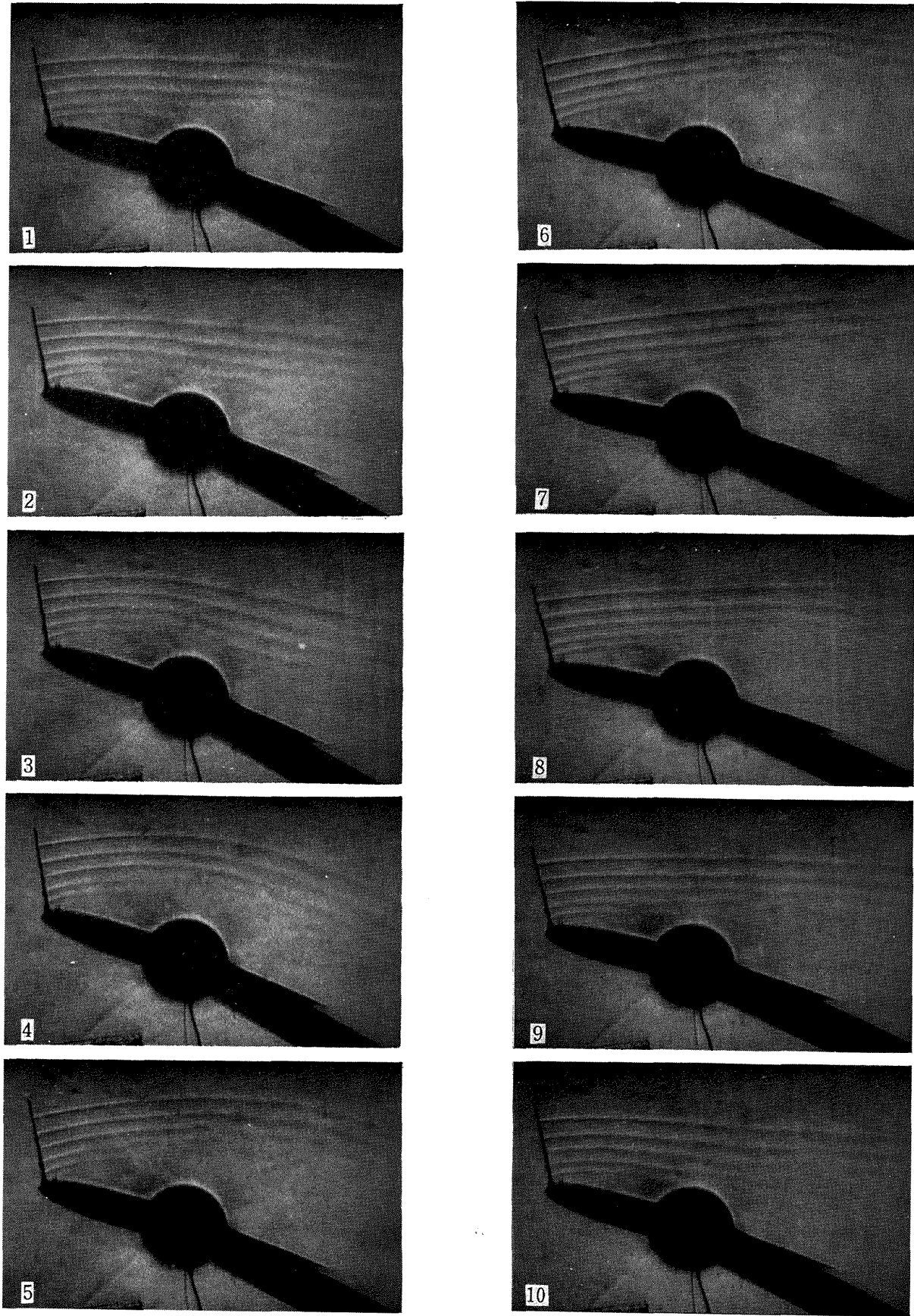


図 10 (b)  $\alpha_i=10.47^\circ$ ,  $k=1.40$



(a)  $\alpha_i = 12.47^\circ$ ,  $k = 0.59$

図 11 1 サイクル間における流れのシュリーレン写真  
 (翼型; NACA-0012,  $\alpha_0$ : 2.42, 回転軸; 1/2 弦長点)

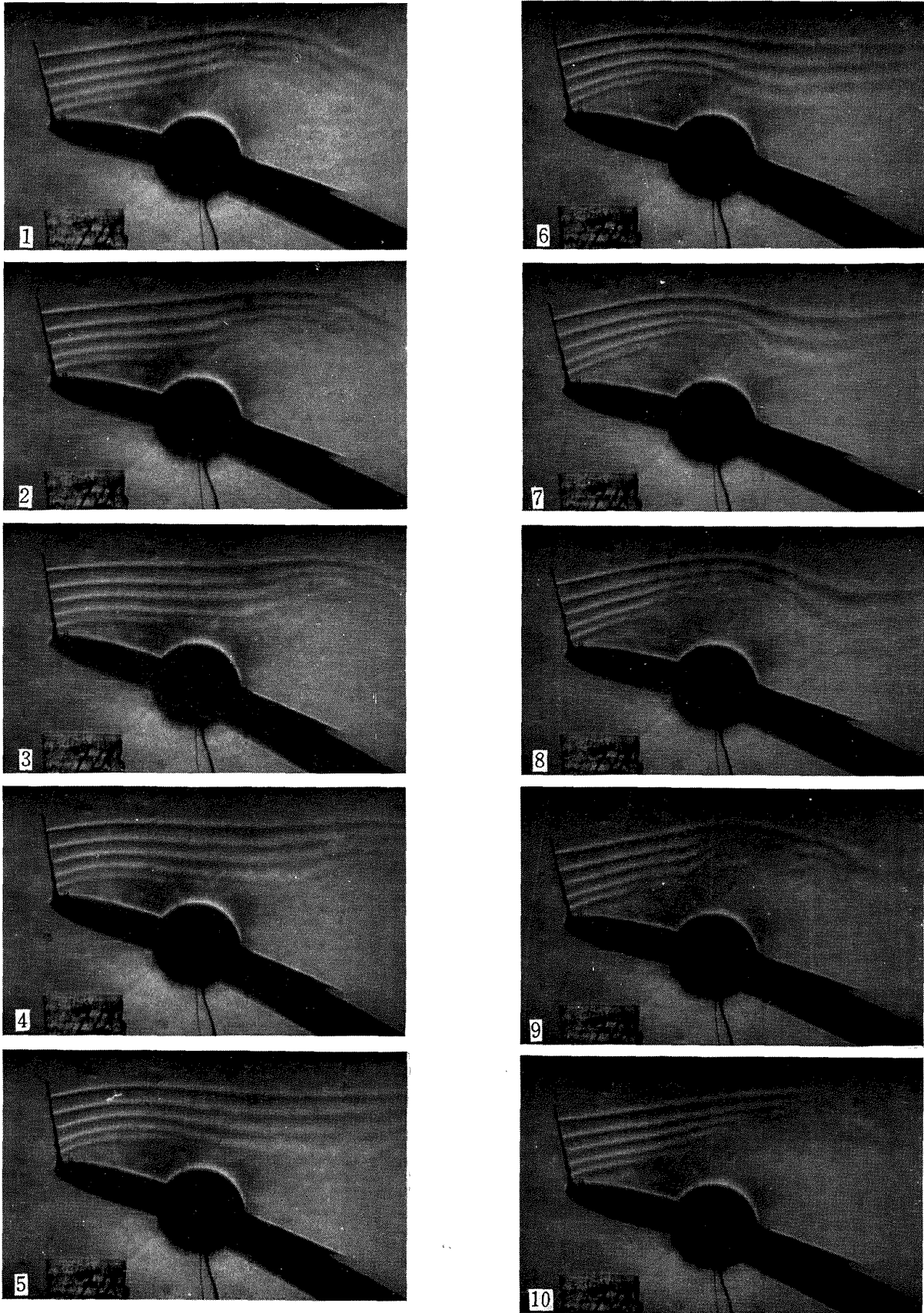
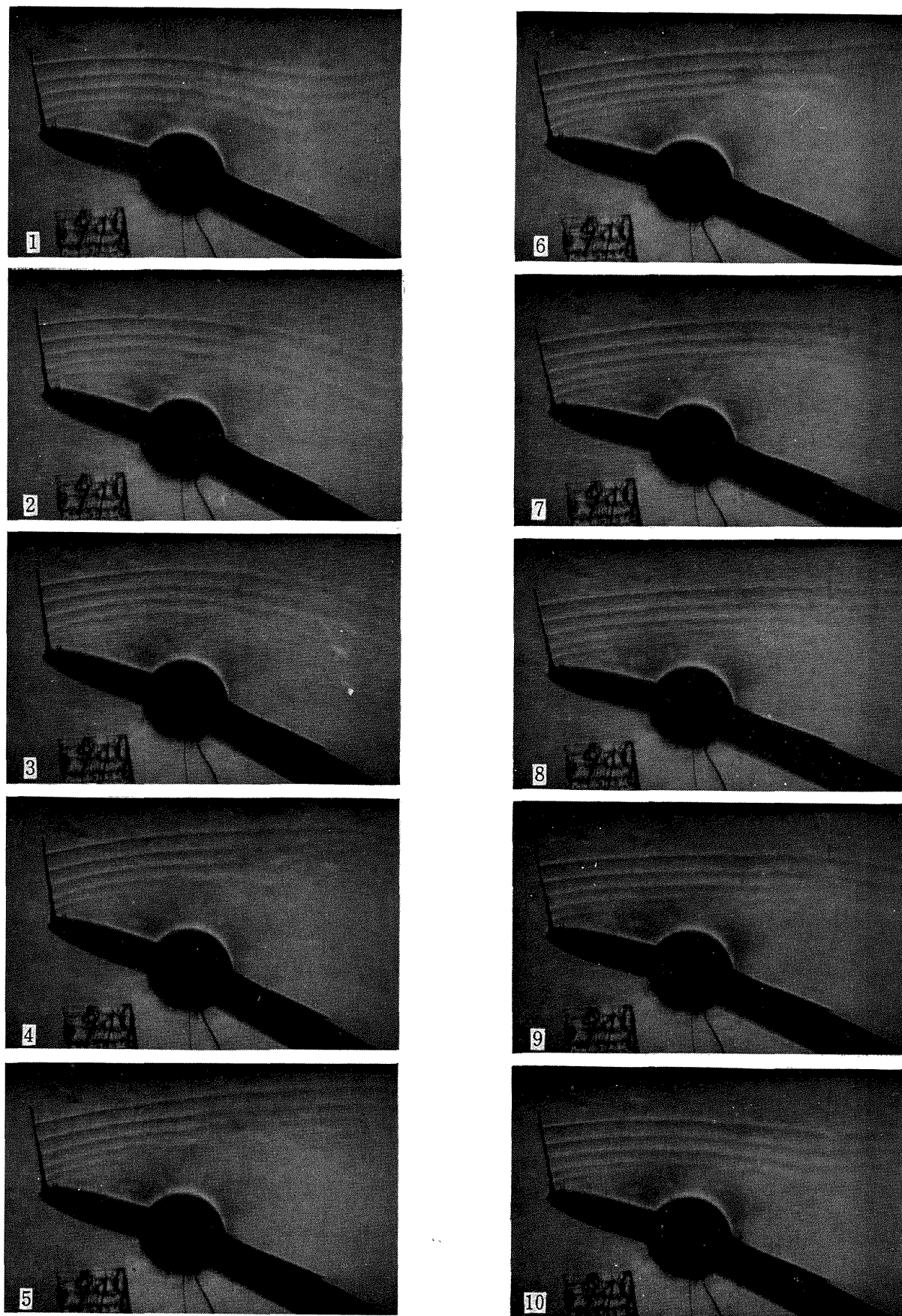


図 11 (b)  $\alpha_i=12.47$ ,  $k=1.30$



(a)  $\alpha_i=14.13^\circ$ ,  $k=0.436$

図 12 1 サイクル間における流れのシュリーレン写真  
(翼型; NACA-0012,  $\alpha_0; 2.42^\circ$ , 回転軸; 1/2 弦長点)

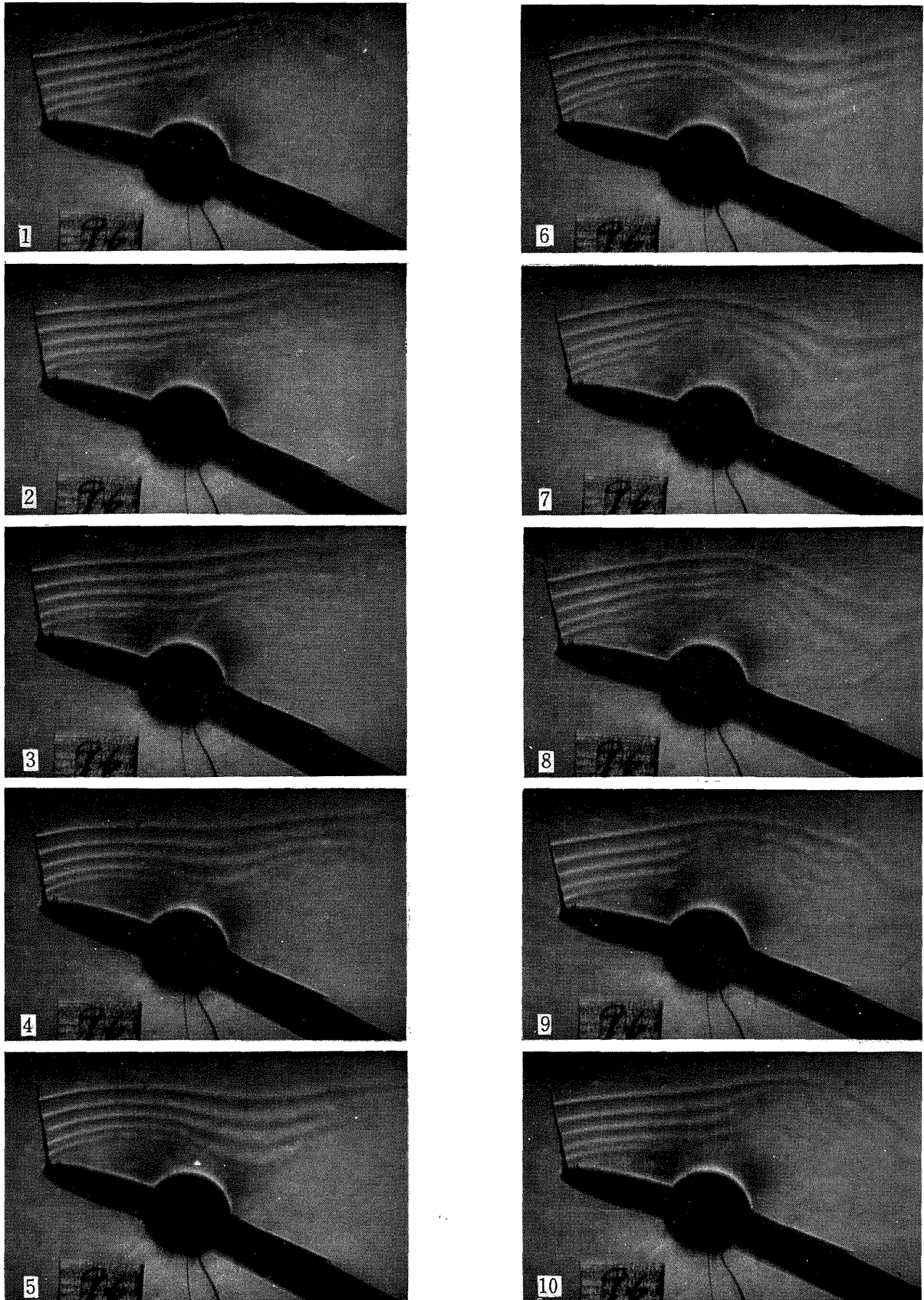
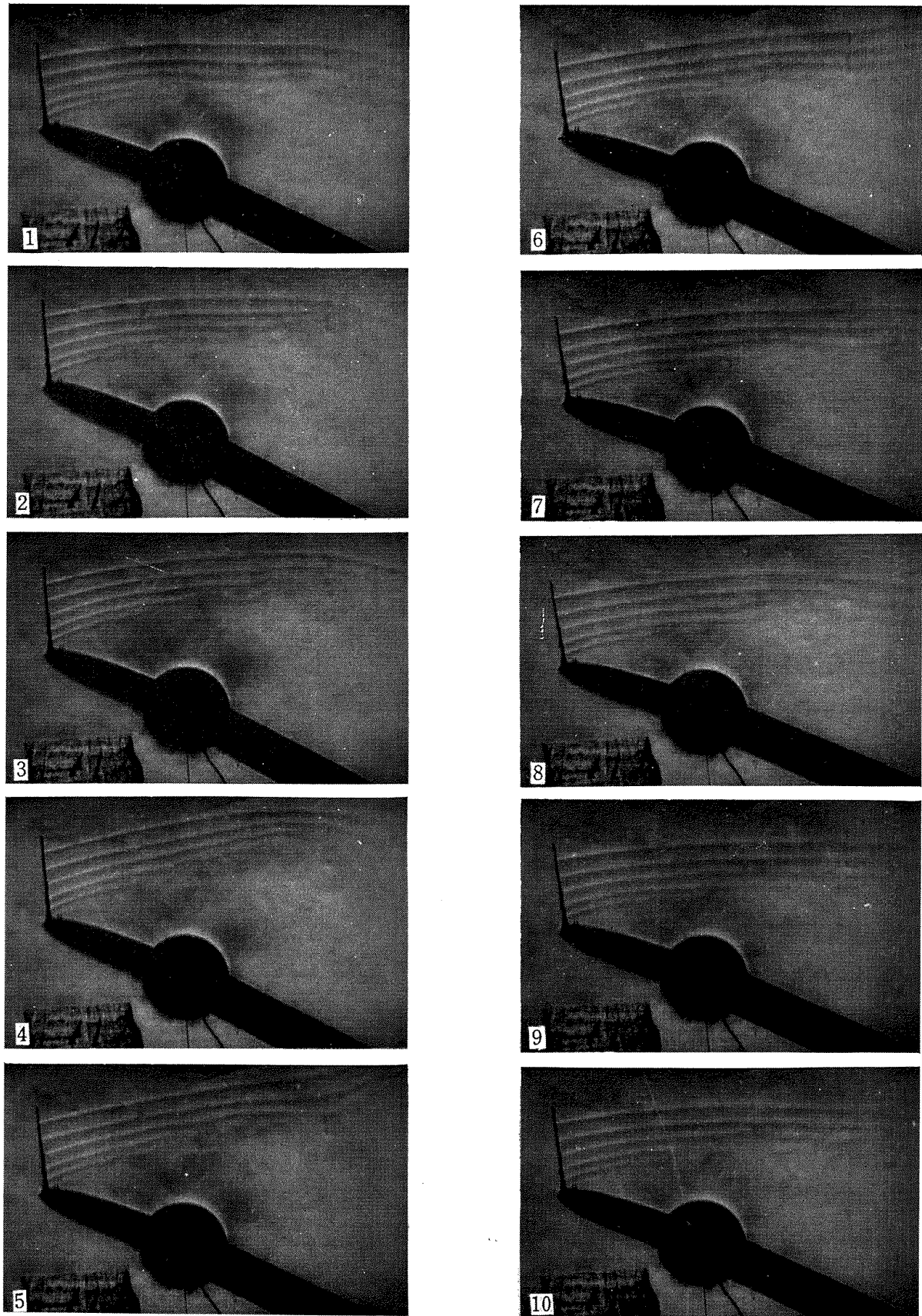


図 12 (b)  $\alpha_i=14.13^\circ$ ,  $k=1.39$



(a)  $\alpha_i = 18.22^\circ$ ,  $k = 0.434$

図 13 1 サイクル間における流れのシュリーレン写真  
 (翼型; NACA-0012,  $\alpha_0$ ;  $2.42^\circ$ , 回転軸;  $1/2$  弦長点)

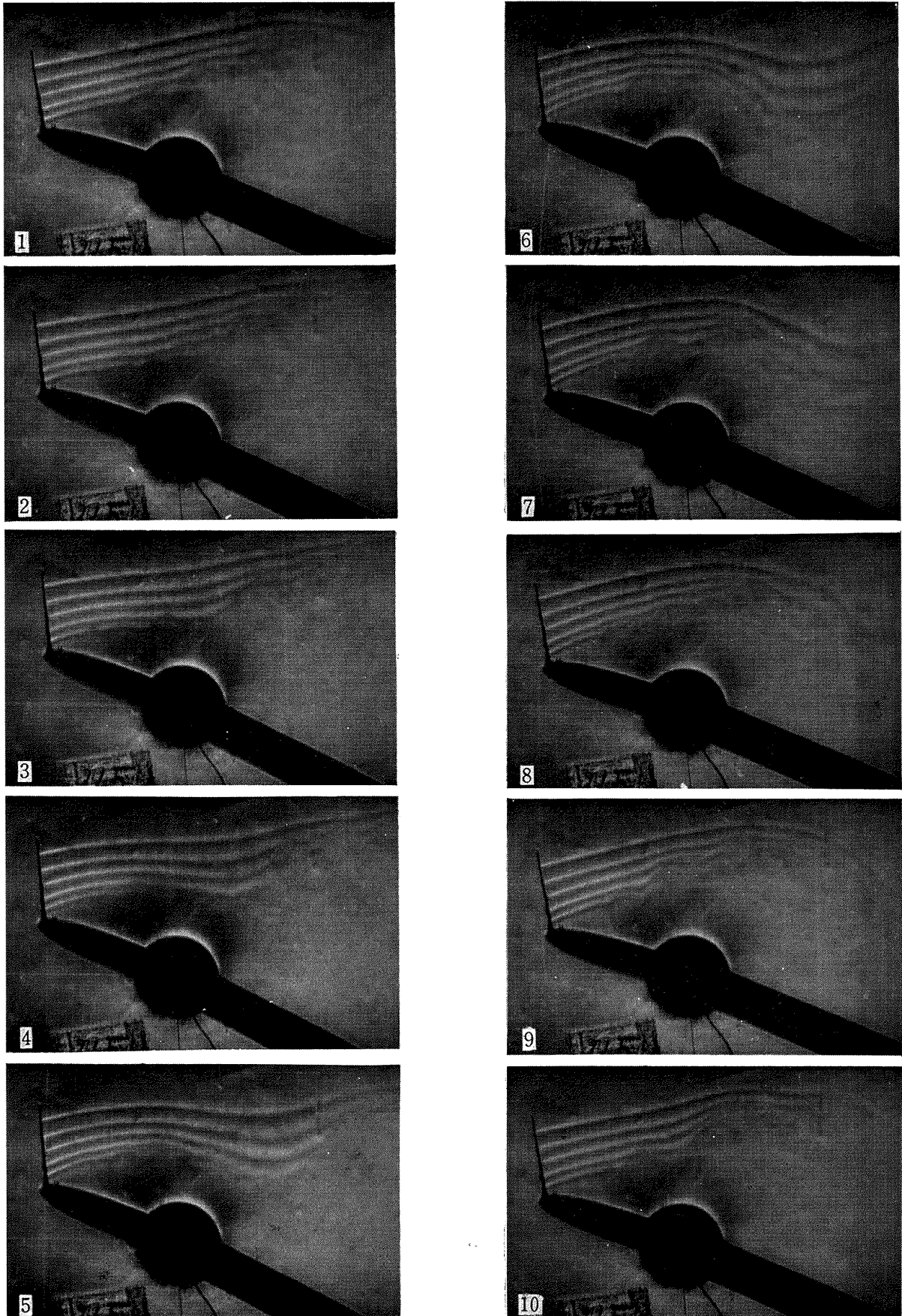


図 13 (b)  $\alpha_i=18.22^\circ$ ,  $k=1.23$



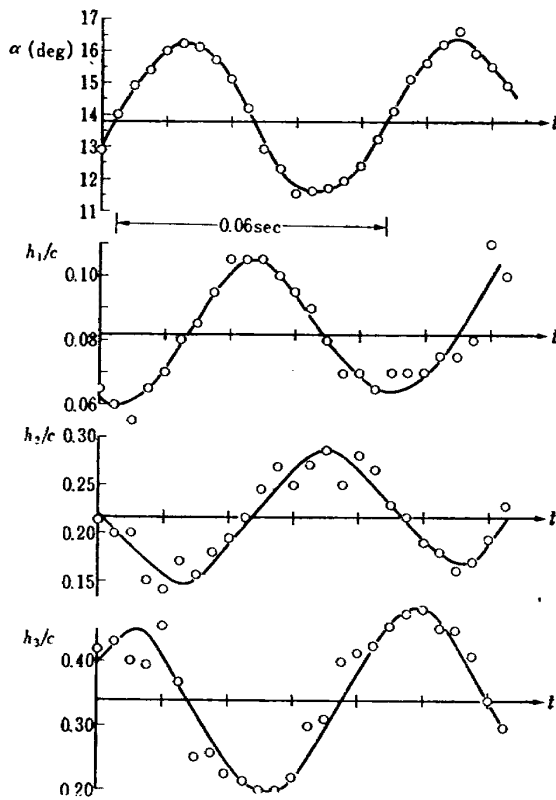


図 14 はく離域の厚さの時間に対する変化 ( $\alpha_i=14.13^\circ$ ,  $\alpha_0=2.42^\circ$ ,  $k=1.39$ )

に、流れのはく離に伴って発生する不規則な乱れや、はく離域の境界が必ずしも明瞭でないことによる読みとり誤差のため、はく離域の厚さの測定値にはかなりのばらつきがある。

図 14 から明らかなように、はく離域の厚さの変動は、このような微小振動においては翼の正弦的運動に対してやはりほぼ正弦波である。これは重要な意味をもつ。ただし、失速角付近では( $\alpha_i=10.47^\circ$ )、わずかに波形の歪みが認められた。

5.2.1 位相特性

図 15~図 18 にそれぞれ各平均迎角における位相遅

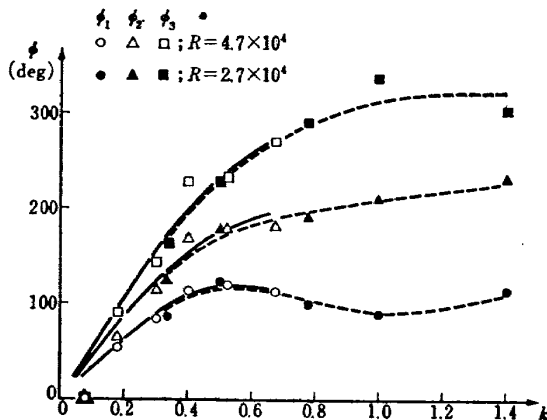


図 15 はく離域の厚さの変動の翼の運動に対する位相遅れ ( $\alpha_i=10.47^\circ$ )

れ  $\phi_1$ ,  $\phi_2$ ,  $\phi_3$  の無次元振動数  $k$  に対する変化を示す。 $k$  が増加するにしたがい位相遅れが非常に大きくなるのが一般的特徴である。また、 $k$  の小さい範囲では平均迎角によって遅れの程度が異なり、失速角付近では位相遅れは極端に大きく、平均迎角が大きくなると遅れの程度が小さくなっている。しかし、 $k=1.2\sim 1.4$

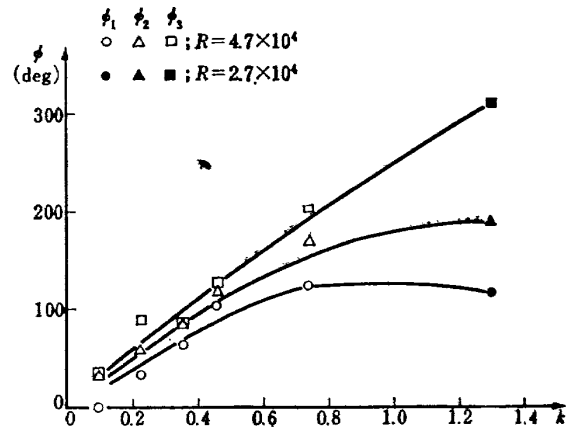


図 16 はく離域の厚さの変動の翼の運動に対する位相遅れ ( $\alpha_i=12.47^\circ$ )

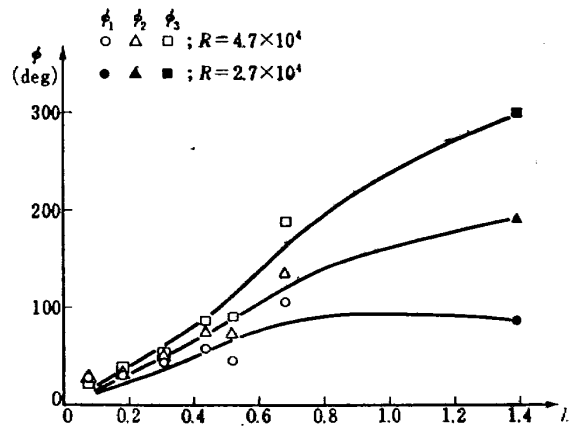


図 17 はく離域の厚さの変動の翼の運動に対する位相遅れ ( $\alpha_i=14.13^\circ$ )

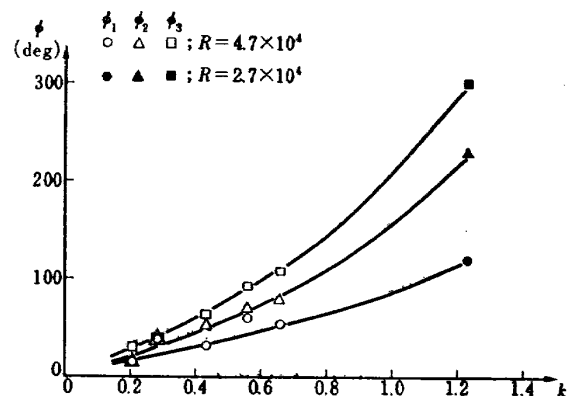


図 18 はく離域の厚さの変動の翼の運動に対する位相遅れ ( $\alpha_i=18.22^\circ$ )

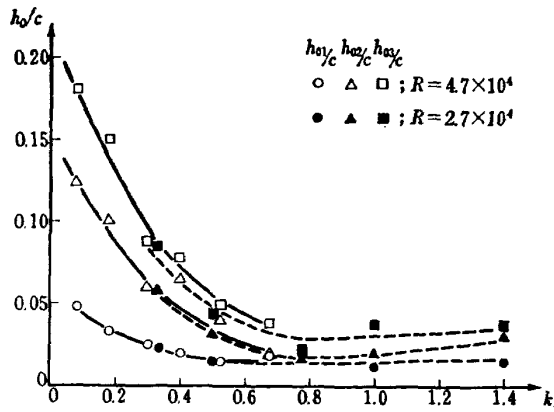


図 19 (a) はく離域の厚さの振動振幅 ( $\alpha_i=10.47^\circ$ )

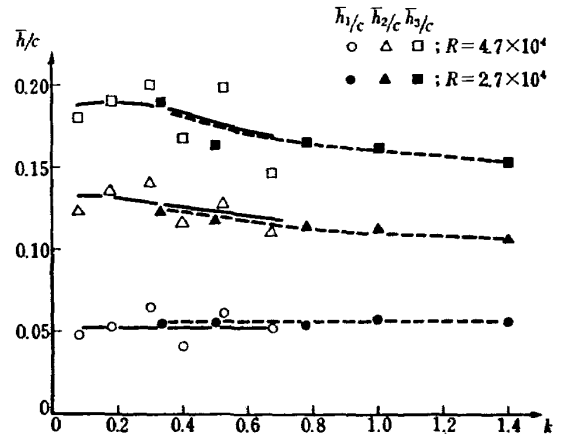


図 19 (b) はく離域の厚さの変動の時間平均値 ( $\alpha_i=10.47^\circ$ )

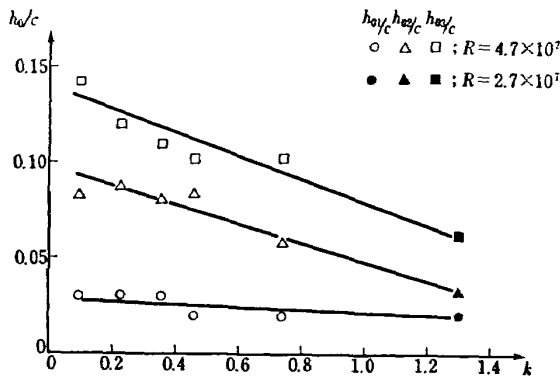


図 20 (a) はく離域の厚さの振動振幅 ( $\alpha_i=12.47^\circ$ )

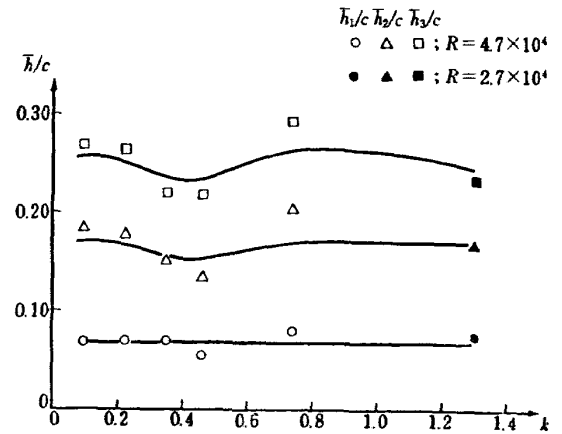


図 20 (b) はく離域の厚さの変動の時間平均値 ( $\alpha_i=12.47^\circ$ )

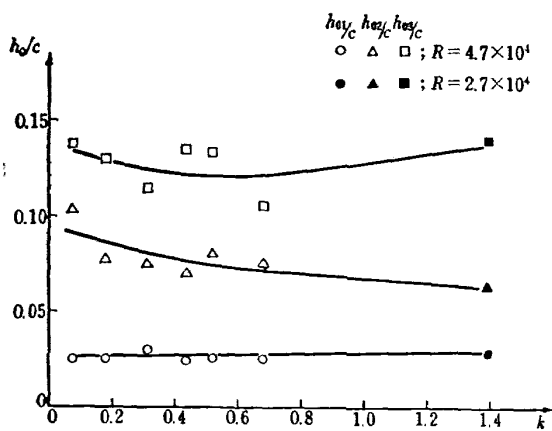


図 21 (a) はく離域の厚さの振動振幅 ( $\alpha_i=14.13^\circ$ )

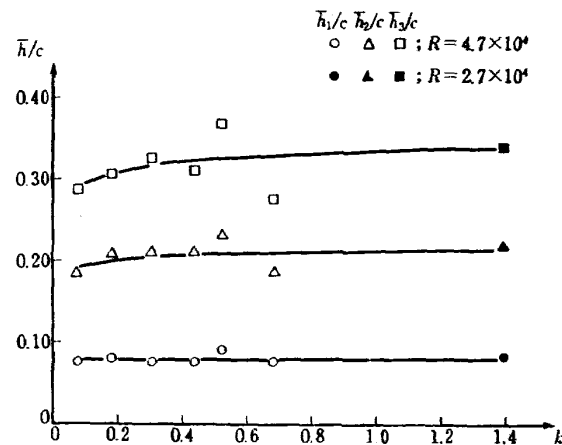


図 21 (b) はく離域の厚さの変動の時間平均値 ( $\alpha_i=14.13^\circ$ )

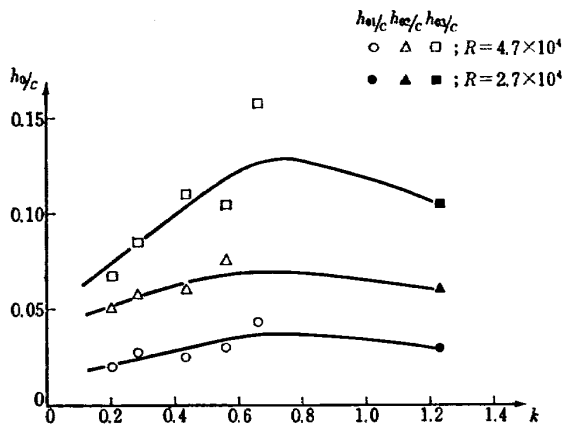


図 22 (a) はく離域の厚さの振動振幅 ( $\alpha_i=18.22^\circ$ )

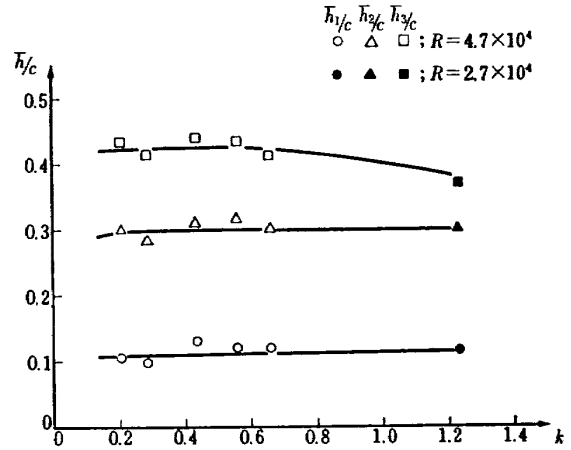


図 22 (b) はく離域の厚さの変動の時間平均値 ( $\alpha_i=18.22^\circ$ )

では、位相遅れは平均迎角に関係なくほぼ一定値に近づいていることは注目に値する。さらにこれらの図より明らかなことは、位相遅れが後縁に行くにしたがって著しく増大することである。このことについてはのちに再考察することにする。

5.2.2 振幅特性と平均値特性

つぎに、はく離域の厚さの変動振幅  $h_0$  および時間平均値  $\bar{h}$  の  $k$  に対する変化を各平均迎角について、図 19~図 22 に示す。

ここで注目すべきは、 $\alpha_i=10.47^\circ$  では、振幅  $h_0$  が  $k$  の大きくなるにしたがって急速に収束することで、約  $k=0.7$  以上では  $h_0$  が非常に小さくほぼ一定である。換言すれば、 $k$  の大きい値では、翼の迎角が変化してもはく離域はもはや変化しなくなることを示す。この収束の傾向は、平均迎角が増大するにしたがって減少し、 $\alpha_i=14.13^\circ$  の場合には収束性は認められない。 $\alpha_i=18.22^\circ$  では、 $h_0$  は  $k=0.7$  付近でむしろ極大値をとる。

一方、平均値  $\bar{h}$  は、 $\alpha_i=10.47^\circ$  で、 $\bar{h}_2, \bar{h}_3$  が  $k$  の大きなところでわずかに減少しているが他の平均迎角では、 $k$  によってほとんど変化していない。また、 $\alpha_i=10.47^\circ, 12.47^\circ$  の場合、 $\bar{h}$  の収束値は図 9 に示された定常流の値より幾分大きい。これは、図 9 によってわかるように、失速角付近のはく離の発達非線型性によるものと思われる。したがって、振動振幅をさらに小さくすれば、 $\bar{h}$  の収束値は定常流の値に近くものも期待される。

5.2.3 位相遅れの翼弦方向への変化

翼弦方向に位相遅れの値が異なっていることはすでに述べたが、このことを明瞭にするために、縦軸に位相遅れ、横軸に翼弦方向の位置をとり、 $k$  をパラメータとして位相遅れをプロットしたものを図 23~図 26

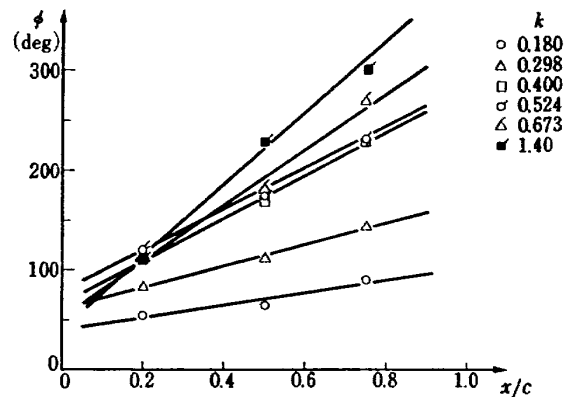


図 23 位相遅れの翼弦方向への変化 ( $\alpha_i=10.47^\circ$ )

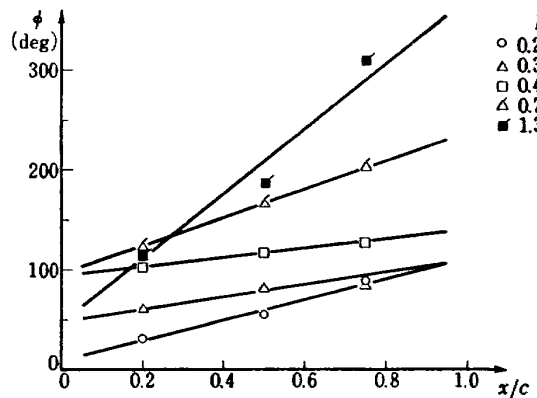


図 24 位相遅れの翼弦方向への変化 ( $\alpha_i=12.47^\circ$ )

に示す。これから、位相遅れの翼弦方向への変化がほぼ直線的であることがわかる。位相遅れの翼弦方向の変化について、正しい物理的解釈は現在のところ得られない。ただし、図 10~図 13 のシュリーレン写真より、 $k$  が大きくなると、はく離域の境界上では翼前縁より後方に進行する一種の進行波を生じていることが認められ、位相遅れ  $\phi$  の翼弦方向の変化はこの現象に

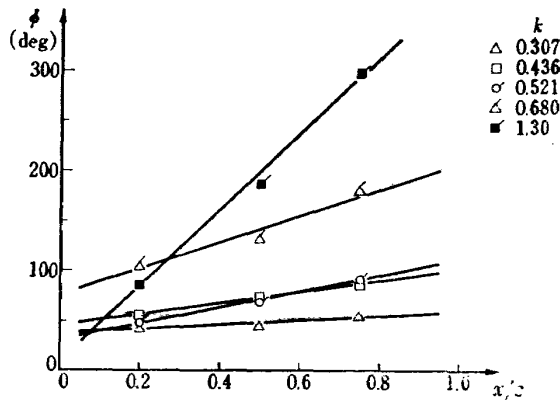


図 25 位相遅れの翼弦方向への変化  
( $\alpha_t=14.13^\circ$ )

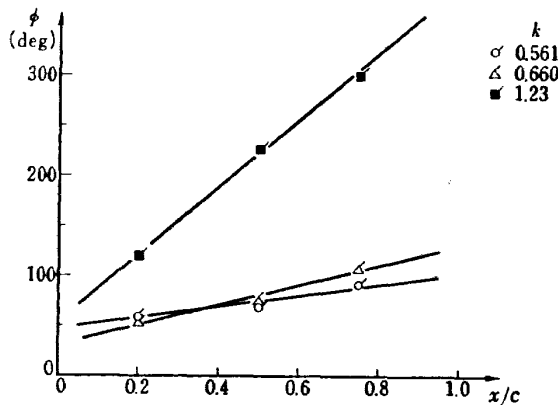


図 26 位相遅れの翼弦方向への変化  
( $\alpha_t=18.22^\circ$ )

対応しているものと推定される。また、図 23～図 26 で、グラフを左側に外挿すれば前縁付近の  $\phi$  の値を推定することができる。このとき、前縁付近の  $\phi$  の値、すなわち、はく離点付近の  $\phi$  の値は、とくに  $k$  の大きい場合、後縁付近の値に比してかなり小さいものになる。以上の推定が正しいかどうかは、今後、後縁付近の変動圧力の測定等を行なって、慎重に検討されなければならない。

#### 5.2.4 レイノルズ数の影響

風速一定で広い範囲の無次元振動数 ( $k=0\sim 1.4$ ) を実現することは、加振装置の方の制限よりできないので、 $k$  の小さいところでは風速 7 m/s ( $R=4.7\times 10^4$ )、大きいところでは風速 4 m/s ( $R=2.7\times 10^4$ ) で実験を行なった。したがって、測定結果にはレイノルズ数の影響が考えられるが、図 15, 図 19 よりわかるように、この程度の範囲ではレイノルズ数の違いの影響は認められない。

## 6. 結 論

二次元対称翼 (NACA-0012) に、失速角以上で翼弦中心まわりに振幅  $2.42^\circ$  の純捩れ振動を与え、翼のまわりのはく離流の変動の光学的観測を行なった。主な結果はつぎのとおりである。

- 1) はく離域の厚さの変動は、翼が微小振動をしている場合にはほぼ正弦波的である。
- 2) はく離域の厚さの変動の、翼の運動に対する位相遅れは、無次元振動数  $k$  とともに著しく増大する。その増加の割合は平均迎角によってかなり変化する。 $k$  が約 1.0 以下のあまり大きくないところでは、平均迎角が大きいほど遅れの程度は小さくなるが、 $k=1.2\sim 1.4$  では、平均迎角に無関係にはほぼ同じ値をとる。
- 3) 位相遅れは、翼弦方向にはほぼ一定の割合で増加している。この割合は  $k$  とともに増大する。
- 4) はく離域の厚さの変動振幅は、平均迎角が静的失速角に近い場合は、 $k$  が大きくなるにしたがって急速に小さくなる。一方、静的失速角より十分離れた平均迎角では、この収束性はなくなる。
- 5) はく離域の厚さの変動の時間平均値は、失速角付近を除き、 $k$  に対してほぼ一定である。

このようなはく離域の挙動と、翼面上の圧力分布あるいは翼に働く空気力との関係がどのようなになっているかは今後の重要な課題である。

## 参 考 文 献

- 1) M. Victory; Flutter at High Incidence, R. & M. No. 2048 (1943/1).
- 2) A.D.S. Carter and D.A. Kilpatrick; Self-Excited Vibration of Axial-Flow Compressor Blades, Proc. I. Mech. E., Vol. 171, No. 7 (1957).
- 3) J.P. Den Hartog; Mechanical Vibrations, Second ed. McGraw-Hill Book Co, Inc. (1940).
- 4) W.S. Farren; The Reaction on a Wing Whose Angle of Incidence Is Changing Rapidly, R. & M. No. 1648 (1935/1).
- 5) R.L. Halfman, H.C. Johnson and S.M. Haley; Evaluation of High-Angle-of-Attack Aerodynamic Derivative Data and Stall Flutter Prediction Technique, NACA TN-2533 (1951).
- 6) 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).

- 7) J. B. Bratt and C. Scruton; Measurements of Pitching Moment Derivatives for an Aerofoil Oscillating about the Half-Chord Axis, R. & M. No. 1921 (1938/11).
- 8) 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).
- 9) J.R. Schnittger; Single Degree of Freedom Flutter of Compressor Blades in Separated Flow, J. Aero. Sci. Vol. 21 (1954/1), pp. 27-35.
- 10) L.C. Woods; Unsteady Plane Flow past Curved Obstacles with Infinite Wakes, Proc. Roy. Soc. A, 229, (1955), pp. 152-180.
- 11) H. C. H. Townend; On Rendering Airflow Visible by Means of Hot Wires, R. & M. No. 1349 (1930/10).
- 12) 中村泰治, 磯貝紘二, 江尻 宏; NACA-0012 翼型の低レイノルズ数における失速特性, 航空宇宙技術研究所報告 (近刊).
- 13) I. Tani; Low-Speed Flows Involving Bubble Separations, Progress in Aeronautical Sciences Vol. 5, pp. 70-103, Pergamon Press, (1964).

- |        |   |          |                                  |
|--------|---|----------|----------------------------------|
| TR-139 | 多発動機付ヘリコプタの片発停止時における最適着陸操作—前進速度0の場合—<br>Optimal Vertical Descent Procedure with Partial Power of Multi-Engined Helicopters<br>—The Case of Rejected Take-Off— | 1967年8月  | 古茂田 真幸                           |
| TR-140 | 流線法によるダクト流れ<br>Streamline-Curvature Approach to Duct Flow Problems  | 1967年9月  | 藤井昭一, 宇野威信                       |
| TR-141 | マトリクス内力法による半張殻構造の応力解析について<br>Semi-Monocoque Structures Solved Numerically by the Matrix Force Method  | 1967年10月 | 川島 矩郎                            |
| TR-142 | 動的模擬模型による姿勢のオンオフ制御実験<br>Experimental Studies on Some On-Off Attitude Control Systems Using a Dynamic Model  | 1967年10月 | 樋口一雄, 堀川勇壮<br>村上 力, 小川敏雄<br>真柳光美 |
| TR-143 | 高負荷燃焼器の一次燃焼領域の研究<br>Experimental Studies on the Primary Zone of High Intensity Combustors   | 1967年10月 | 鈴木邦男                             |
| TR-144 | 円管流の非定常熱伝達<br>第2報 薄い壁の場合<br>Transient Heat Transfer through a Thin Circular Pipe Due to Unsteady Flow in the Pipe   | 1967年11月 | 林 二識, 井上建二                       |
| TR-145 | ロケット用耐熱材料の研究<br>Study on the Heat Insulation Materials for Rocket   | 1967年11月 | 古田敏康                             |
| TR-146 | 半導体歪ゲージを用いる小型高感度加速度計の研究<br>Study on the Miniature Type High Sensitivity Accelerometer Using Semiconductor Strain Gages  | 1967年11月 | 田畑浄治, 大坪孔治<br>滝沢 実               |
| TR-147 | 固体ロケット・モータのノズルにおける熱伝達の実験的研究<br>An Experimental Investigation of Heat Transfer in a Solid Rocket Nozzle  | 1968年2月  | 五代富文, 湯沢克宜<br>伊藤克弥, 西村久男         |

---

## 航空宇宙技術研究所報告148号

昭和43年2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)
印刷所	株式会社 東京プレス 東京都板橋区桜川 2~27~12

---