

UDC 533.6 013.422
533.6.013.66
533.962.3

航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

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

— 失速フラッタの研究 II —

中村泰治・磯貝紘二・江尻 宏

1969 年 6 月

航空宇宙技術研究所

NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

既 刊 報 告

- | | | | |
|--------|--|----------|--|
| TR-150 | 強化プラスチックの熱的物性値について
(輻射加熱による測定)
The Measurement of Thermal Properties of Reinforced Plastics at Temperatures up to 150°C (Infra-red Radiation Method) | 1968年 2月 | 小川 鉦一, 野口 義男 |
| TR-151 | 空気力学的加熱の少ない極超音速飛しょう体
Minimum Heat Transfer Body at Hypersonic Speeds | 1968年 3月 | 相原 康彦 |
| TR-152 | 二次元二重円弧翼列の遷音速実験
High Speed Tests of Compressor Cascades With Double Circular Arc Blade Sections | 1968年 3月 | 近藤 博, 藪田 光弘
山崎 紀雄, 古川 昇 |
| TR-153 | アーク加熱衝撃波管による物体のまわりの高温気流の研究
Study of High Temperature Flow around Body Using an Arc-Driven Shock Tube | 1968年 4月 | 松崎 利一, 上瀬 千春 |
| TR-154 | フライングテストベッドの計画
一本体のシステムデザイナー
System Design of Flying Test Bed for VTOL Aircraft at National Aerospace Laboratory | 1968年 5月 | 新型航空機部 |
| TR-155 | 遷音速における Control-Surface Buzz に関する研究
An Investigation on Control-Surface Buzz at Transonic Speeds | 1968年 5月 | 中村 泰治 |
| TR-156 | 二次元湾曲ジェットの相似構造と乱流混合におよぼす曲率の研究
Effects of Curvature on the Similar Structure and Turbulent Mixing of Two-dimensional Curved Jets | 1968年 5月 | 遠藤 浩 |
| TR-157 | 電子線密度測定法による低密度極超音速流の実験的研究
Experimental Study of Low Density Hypersonic Flow Using Electron-Beam Densitometry | 1968年 6月 | 和田 勇, 曾 我国 男 |
| TR-158 | 局所凸線形位相空間内の非線形初期値問題に対する近似について
On Approximations for Nonlinear Cauchy Problems in Locally Convex Spaces | 1968年 6月 | 小島 清史 |
| TR-159 | T型結合板の振動
The Vibration of T-Shape Plates Structure | 1968年 7月 | 塙 武敏, 築地 恒夫
越出 慎一 |
| TR-160 | 梁, 板結合構造物の振動 (II)
On the Natural Vibration of Plate-Beam Combination Structures (II) | 1968年 8月 | 塙 武敏, 築地 恒夫
多田 保夫, 越出 慎一
林 洋一, 日下 和夫 |
| TR-161 | 宇宙飛しょう体の直接式最適誘道法
The Optimal Explicit Guidance Equation for Space Vehicle | 1968年 8月 | 新田 慶治, 松島 弘一
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
Measurements of Unsteady Aerodynamic 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考察
Investigation on the Stability and Control Characteristics of a Twin-propeller STOL Airplane | 1968年 9月 | 別府 護郎 |

低レイノルズ数における NACA 0012 翼型の 失速特性について

— 失速フラッタの研究 II —

中村泰治**・磯貝紘二***・江尻 宏***

Stalling Characteristics of the NACA 0012 Aerofoil Section at Low Reynolds Numbers

By Yasuharu NAKAMURA, Koji ISOGAI and
Hiroshi EJIRI

The stalling characteristics of an NACA 0012 aerofoil section were investigated experimentally for a range of Reynolds number between 0.3×10^5 and 2.8×10^5 . The data presented include measurements of the chordwise pressure, visual studies of the boundary-layer flow, and measurements of the pressure by use of a pressure transducer at a point near the re-attachment of the separation bubble.

Because of the characteristic extent of the short bubble of about 10 to 20% chord length, the stalling characteristics of the NACA 0012 aerofoil section at low Reynolds numbers, although still falling into the category of the leading-edge stall type, are greatly different from those at higher Reynolds numbers.

1. ま え が き

前報¹⁾において、二次元翼の翼弦中心を回転軸にして一定振幅の加振を行ない、そのまわりの非定常はく離流の光学的観察を行なった。その後、同じ条件で翼面の非定常圧力の測定を行なった。非定常圧力の測定結果およびその解析については近い将来に報告するであろう。

このとき、非定常流について得られた結果を解析する上で、同じ翼のまわりの定常流がどのようになるか問題となった。実験において用いられた模型の大きさは、風洞測定部の大きさより制限されて小さく、弦長は 10 cm であった。また、流れを光学的に観察する必要上、および無次元振動数 $\left(= \frac{\omega b}{V} \right)$ を大幅にかえるために、風速はあまり大きくすることはできなく、約 10 m/s 以下であった。したがって、実験で得られたレイノルズ数は 10^4 の程度であった。

一般に、翼のまわりの定常失速流については、三つの型があることが知られている。実験において用いられた翼は断面が NACA 0012 であり、 10^6 程度の高レイノルズ数では前縁失速型に属すると考えられる。しかし、いまの場合、レイノルズ数が極端に小さいので翼のまわりの流れに対しては特別の考察を必要とする。

迎角が十分大きく流れが完全にはく離した場合は、前報で用いた流れの可視化の方法によって、はく離域の形等を決定することができた。しかし、静的失速角付近でははく離域は薄く、その形を明確に決めることはむずかしい。また、前報の方法によりはく離泡 (separation bubble) の存在等を調べることは不可能であった。それゆえに、定常流において翼面定常圧力分布を測定することを試み、前報においてもすでにその一部を報告した。その後、さらにくわしい実験により、定常流における翼面圧力分布の測定、油膜模様および気流糸による流れの観察を行なった。以下にその結果を報告する。

* 昭和 44 年 5 月 22 日 受付

** 九州大学応用力学研究所

*** 機体第一部

記号

$$b; \text{翼弦長の } 1/2 = \frac{1}{2} C$$

C ; 翼弦長

$$C_L; \text{揚力係数} = \frac{L}{\frac{1}{2} \rho U_\infty^2 C}$$

$$C_M; \text{空気力によるモーメント係数 (頭上げを正)}$$

$$= \frac{M}{\frac{1}{2} \rho U_\infty^2 C^2}$$

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

f ; 翼の加振振動数 (c/s)

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

L ; 揚力 (単位幅当り)

M ; 空気力によるモーメント (単位幅当り)

p ; 翼面上の静圧

p_∞ ; 一様流の静圧

R ; レイノルズ数 (翼弦長を基準)

$$q; \text{一様流の動圧} = \frac{1}{2} \rho U_\infty^2$$

t ; 時間

U_∞ ; 一様流の風速

x ; 翼弦上, 前縁より測った距離を表わす

α ; 翼の迎角

α_i ; 翼の平均迎角

θ ; 翼の瞬間迎角

θ_0 ; 翼の振れ振動の振幅

ω ; 円振動数

ρ ; 空気密度

2. 失速の三つの型について

文献2によれば, 低速において二次元翼のまわりの失速流は大別してつぎの三つの型に分類することができる。

1) 後縁失速型

これは比較的厚い翼にみられる現象で, ある迎角で, 発達した乱流境界層が翼上面後縁付近においてはく離する。迎角の増大とともにはく離点が翼前縁に向かって前進する。この場合, 失速はなだらかであり, 揚力は図1のaのように徐々に減少する。

2) 前縁失速型

中間の厚み比をもつ翼では, 失速角以前において翼

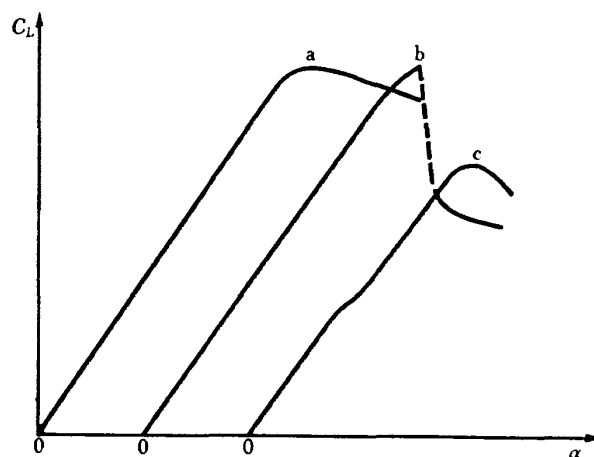


図1 翼の失速特性の違い

上面に層流はく離を生じ, はく離した境界層ははがれたまま乱流境界層へと遷移する。遷移した乱流境界層は間もなく翼面に再付着し, ここに小さい (通常 1% 弦長以下の) はく離泡 (separation bubble) を生ずる。このはく離泡は短いので “短いはく離泡” (short bubble) と呼ばれ, 流れに対して影響する範囲はきわめて狭く, 翼面圧力分布ははく離泡のない場合とほとんど変わらない。迎角が増すにしたがって, はく離泡は前縁に向かって縮退しつつ前進し, 失速角にいたって突然破裂する。揚力はここで急激に減少する。これが前縁失速型の特徴である (図1のb)。

3) 薄翼失速型

薄い翼では層流はく離によって生じた “短いはく離泡” がある迎角で急に長さが増し, 弦長 10~20% にも達し翼面上で再付着する。これがいわゆる “長いはく離泡” (long bubble) である。その特徴は, “長いはく離泡” への移行によって, 前縁付近の suction peak に著しい減少をもたらすことである。また, 迎角の増大とともに再付着点は次第に翼後縁へと向い, ついに翼上面全体がはく離するようになる。揚力は “短いはく離泡” から “長いはく離泡” へ移行するとき不連続的にいったん低下してのちに, 再び迎角とともに増大し, 再付着点が後縁を離れると同時に減少し始める (図1のc)。

ただし, 以上三つの分類は 10^6 程度の高いレイノルズ数において特徴的なものであり, 低レイノルズ数では今述べた区別が明瞭にはつけがたくなることを文献2は指摘している。

まえがきにも述べたように, われわれの実験においては, レイノルズ数が 10^4 程度であり非常に小さい。このような低レイノルズ数における実験はきわめて例

が少なく、既存の資料をもってしては、必ずしも非定常流に関する実験結果を正しく解釈することはできない。これが本研究を行なったおもな動機である。

3. 実験装置

風洞測定部は 65 cm×55 cm であったが、二次元模型を使用するために幅を狭くして 65 cm×30 cm として使用した¹⁾。翼は、断面が NACA 0012、弦長が 10 cm のジュラルミン製二次元模型である。翼表面は十分になめらかである。

実験は 1) 静圧孔による表面圧力分布の測定、2) 油膜模様および気流糸による流れの観察、3) 小型圧力変換器による表面圧力の連続的測定、よりなる。

表面圧力分布の測定では、翼上下面に内径 0.45 mm の静圧孔を設け、一つのマノメータを切り換えることによって各点の静圧を読みとった。その座標を表 1 に示す。“はく離泡”の存在を確かめる目的で、ケロシンに墨汁をとかし、これを翼面に塗布して、油膜の模様を測定部上方より静止カメラによって撮影した。低迎角では油膜模様はくずれ、その解釈は困難であった。よって、さらに細い絹糸の気流糸を数本翼上面に張りつけて流れを観察した。あまりたくさんの気流糸を張るとそれによって流れが乱されることも考えられるので、その数は少ない。しかし、“はく離泡”の存在を確認する目的は十分に達せられた。

すでに述べたように、この実験と相前後して、小型圧力変換器による、振動翼における非定常圧力の測定を行なった。それらのうち、とくに、定常流におけるはく離泡の挙動について重要であると考えられる二つの例を最後に示す。

迎角は 0° より約 20° の範囲で 1° おきに変化させた。試験風速は、名目値が（個々の実験でわずかに試験風速は異なる）5, 7, 20, 44 m/s である。そのうち $V=7$ m/s の場合をもっともくわしく調べた。これは、

表 1 圧力孔位置

No.	x/c (%)	No.	x/c (%)
1	0	9	25
2	2	10	35
3	4	11	45
4	6	12	55
5	8	13	65
6	10	14	75
7	15	15	85
8	20	16	95

すでに行なった非定常はく離流に関する流れの光学的観察、翼面非定常圧力の測定に対応させるためである。これも補足するために、 $V=5$ m/s, 20 m/s についても実験を行なった。さらに同じ翼の高レイノズル数における失速特性をみる目的で、 $V=44$ m/s の実験を追加した。翼弦を基準にするレイノズル数はそれぞれ、 0.31×10^5 , 0.54×10^5 , 1.4×10^5 , 2.8×10^5 となる。

なお、翼弦長の風洞高さに対する比は約 0.15 であり、かなり大きい。測定結果に対して風洞壁干渉の修正は全然施していない。

4. 実験結果

1) 表面圧力分布

a) $V=44$ m/s, $R=2.8 \times 10^5$

図 2 に各迎角における翼上下面の表面圧力分布の測定結果を示す。低迎角では上面の前縁付近に強い suction peak を生じる。これが迎角とともに強くなり、約 $\alpha=12^\circ$ で突如として失速が起り、suction peak の急激な低下を生じる。その後、迎角を増しても翼上面の圧力はほぼ一様で変わらない。これに対して、下面では前縁の近傍によどみ点を生じ、そこで流速は 0 となり、以後ふたたび加速されて後縁にいたる。後縁では失速角以下の迎角では、上下面の圧力はほぼ等しく、Kutta の条件が満足されている。迎角を増しても、下面では上面ほど大きい変化を生じない。失速によってかなり大きい変化を生ずるけれども、それはとくに後縁付近に限られるようである。また、失速が起るともはや後縁において上下面の圧力は等しくならない。

以上の考察より、 $R=2.8 \times 10^5$ の場合、模型の失速角は約 12° である。迎角が 12° 以下では表面圧力分布はなめらかであり何等の異常な部分も観測されていない。したがって、2 節の分類にしたがえば、この翼の $R=2.8 \times 10^5$ における失速特性は前縁失速型に属する。翼が小さく、測定孔の間隔が大きいので、“短いはく離泡”の存在は、表面圧力分布の測定によっては見出すことが不可能であった。また、後述する油膜、気流糸等による流れの観測によっても“はく離泡”を見出すことはできなかった。

f) $V=7$ m/s, $R=0.54 \times 10^5$

図 3 は $R=0.54 \times 10^5$ における表面圧力分布の測定結果である。一見してわかるように、失速角（約 9° ）以前において、約 10% 弦長にも及ぶ圧力変化の平坦部がある。

迎角の増大とともにこの平坦部は前縁に向って長さ

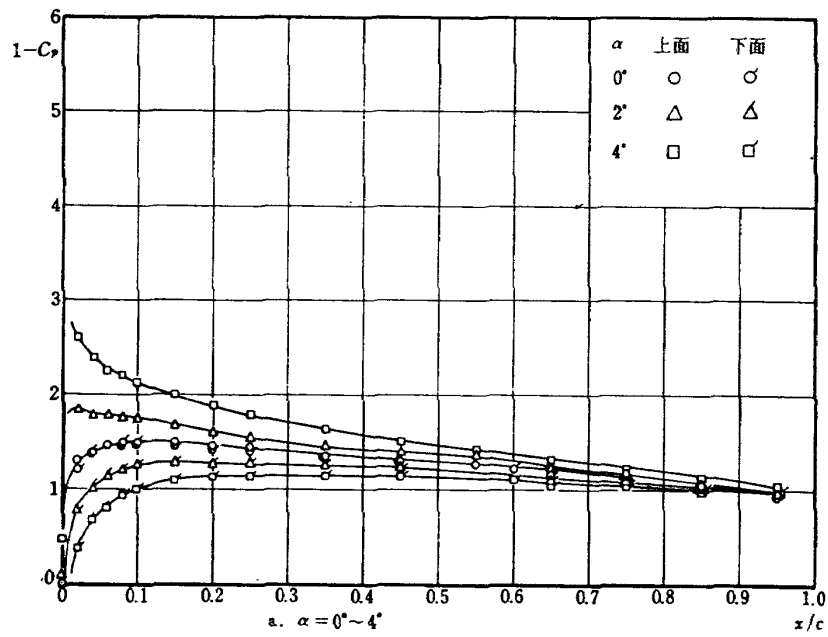


図 2.1 圧力分布 $R=2.8 \times 10^5$

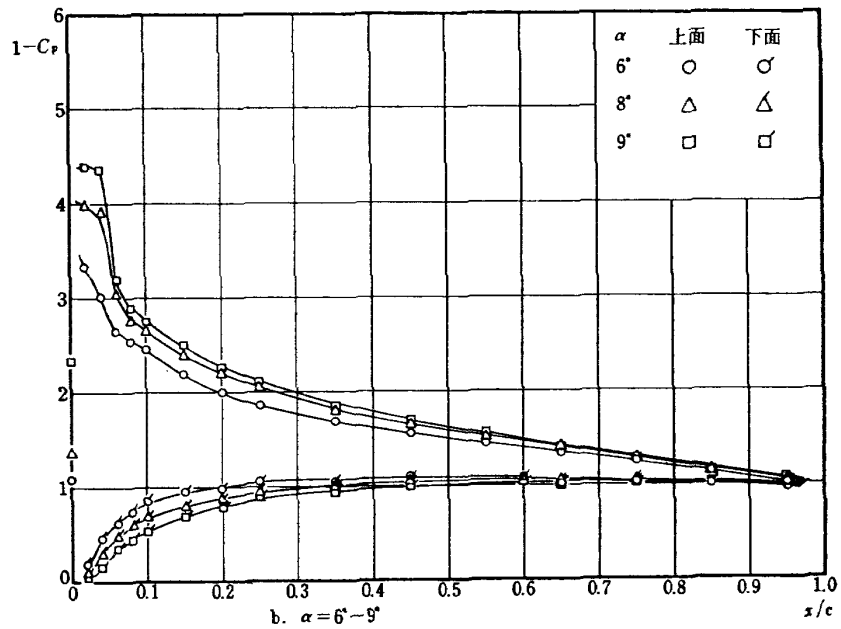


図 2.2 圧力分布 $R=2.8 \times 10^5$

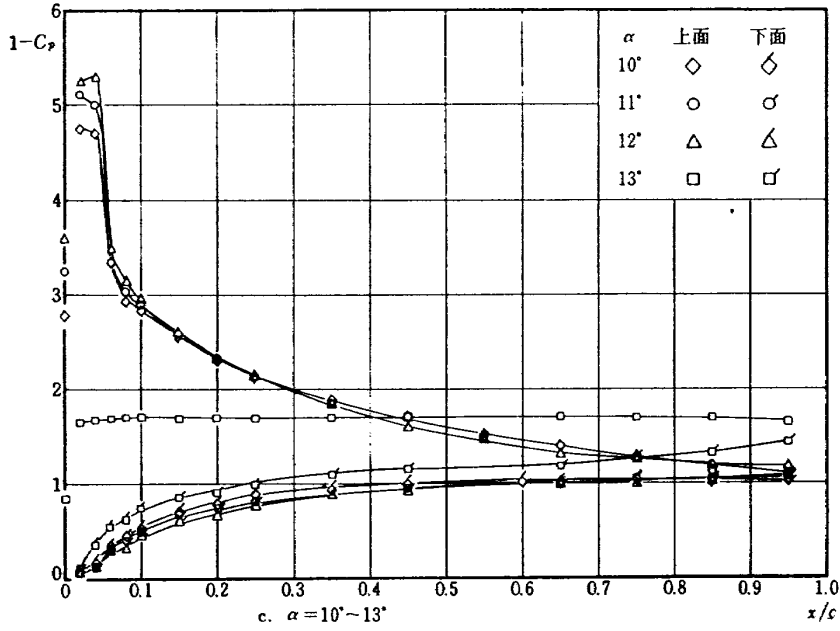


図 2.3 圧力分布 $R = 2.8 \times 10^5$

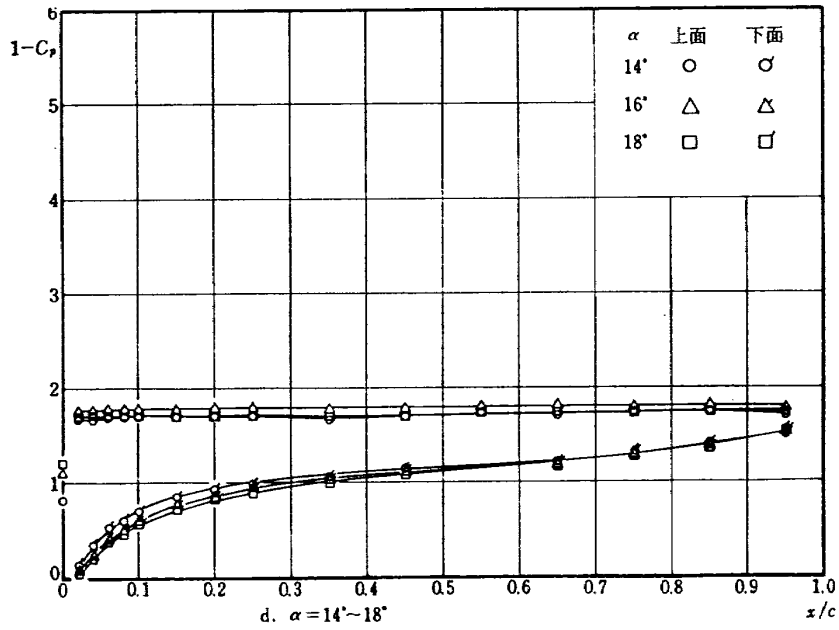


図 2.4 圧力分布 $R = 2.8 \times 10^5$

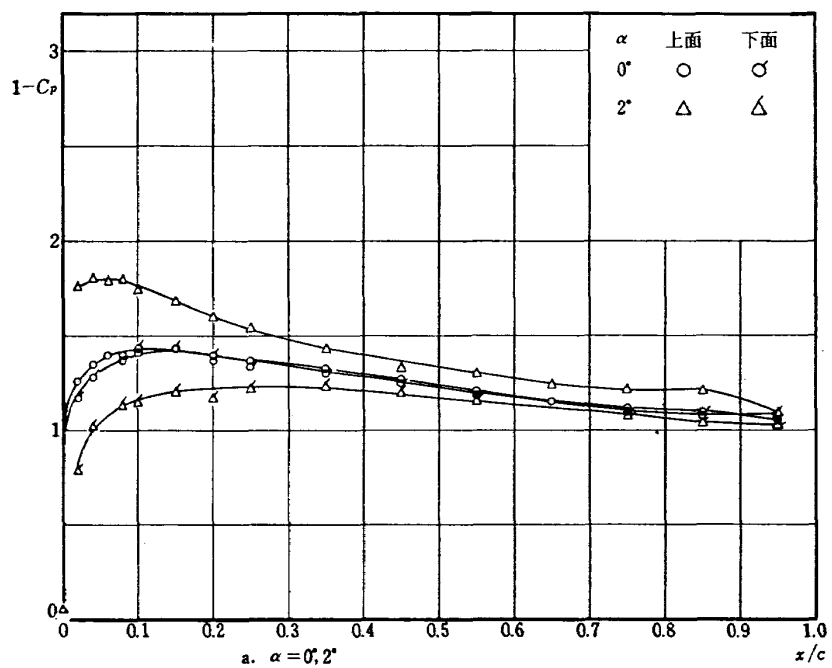


图 3.1 压力分布 0.54×10^5

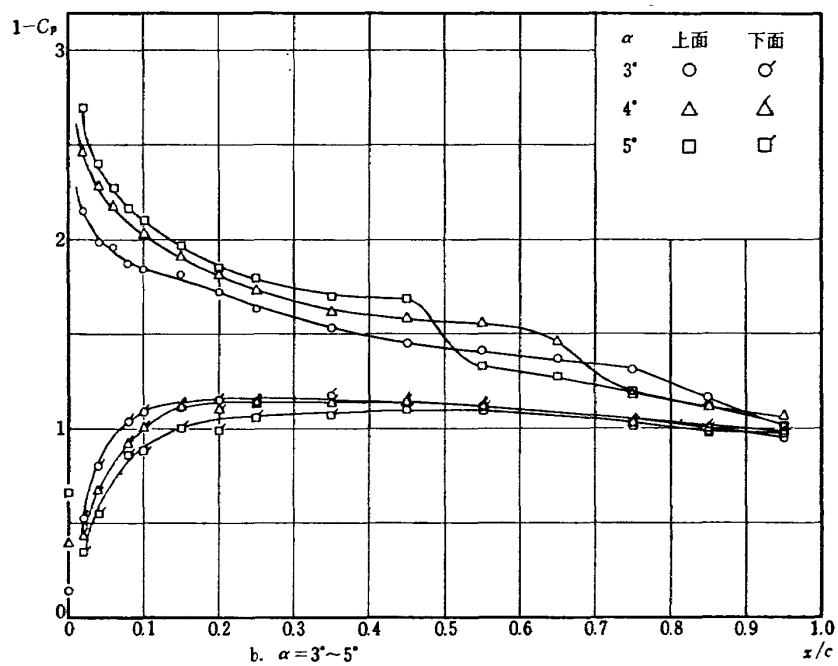


图 3.2 压力分布 $R=0.54 \times 10^5$

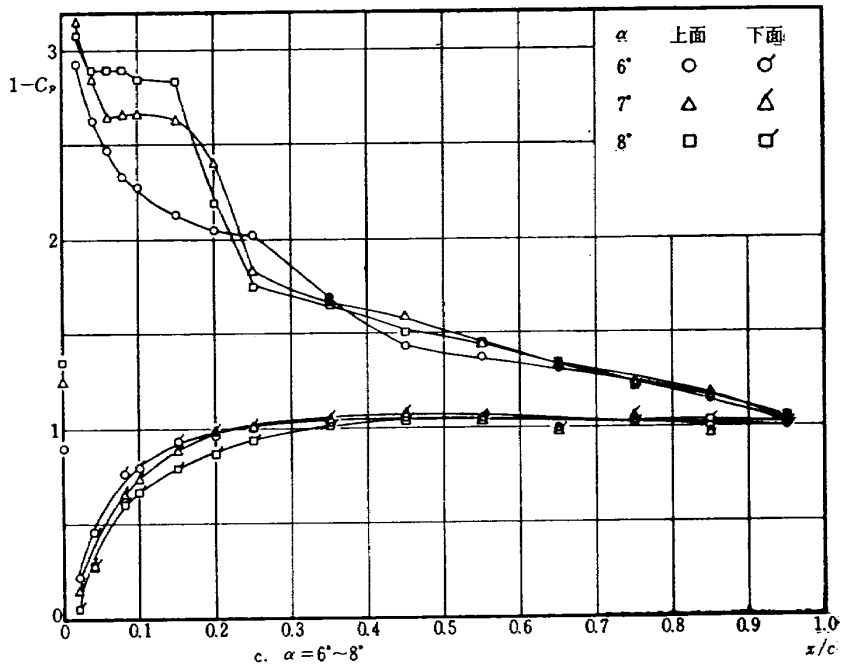


図 3.3 圧力分布 $R=0.54 \times 10^5$

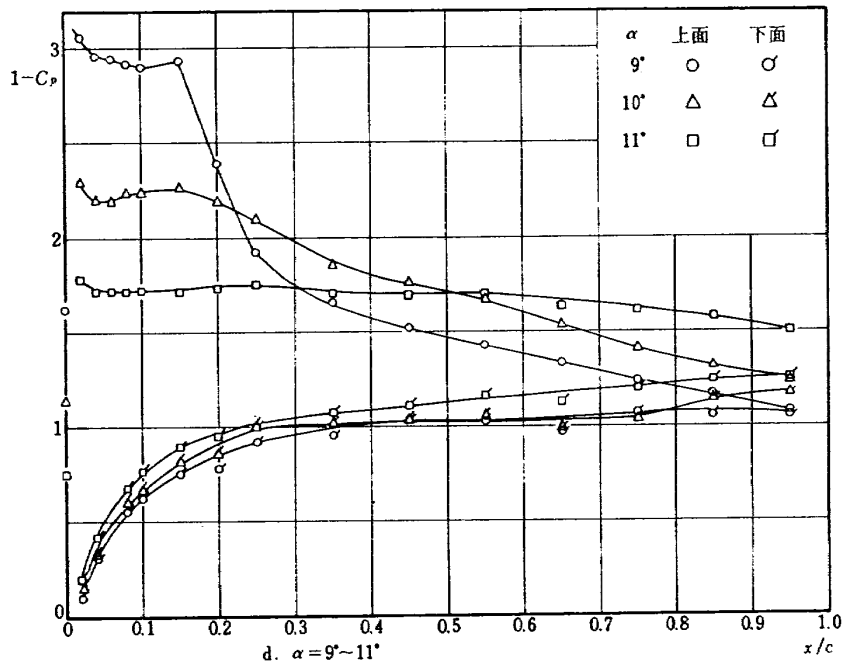


図 3.4 圧力分布 $R=0.54 \times 10^5$

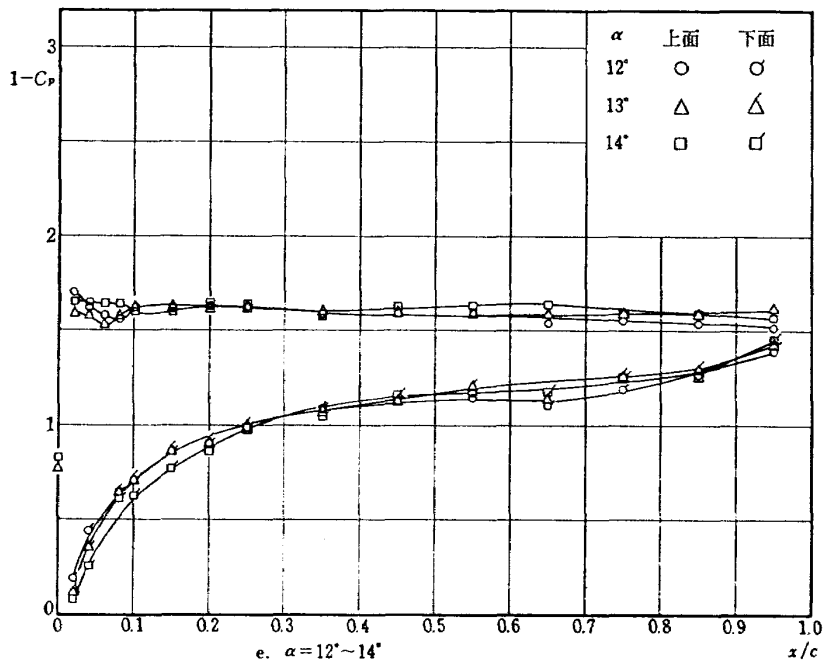


図 3.5 圧力分布 $R=0.54\times 10^5$

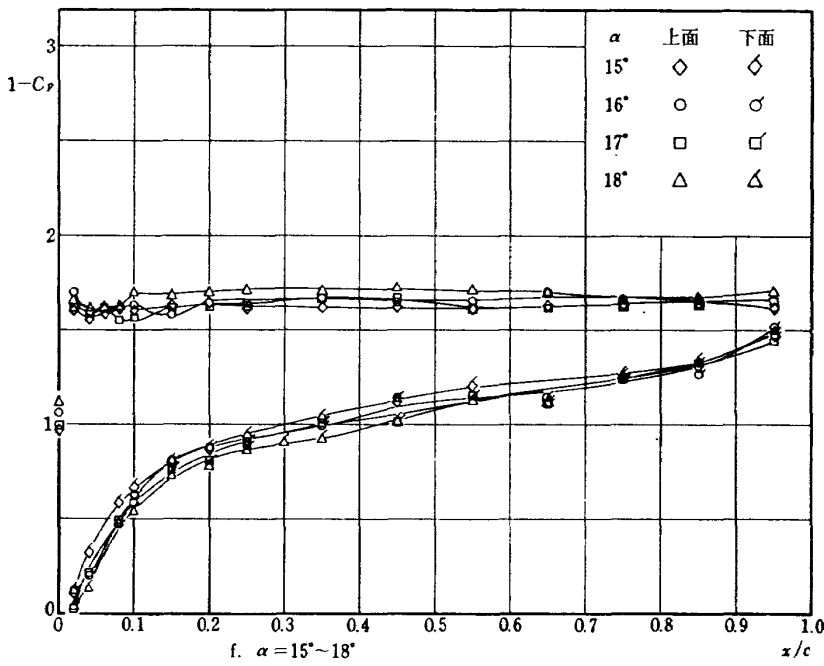


図 3.6 圧力分布 $R=0.54\times 10^5$

を若干縮めながら前進している。このことは、異常に長く、しかも翼面上で再付着している“はく離泡”が低迎角ですでに発生していることを暗示する。また、迎角の増大とともに“はく離泡”が長さを縮めながら前縁に向かって前進し、ついに失速角にいたって破裂することを思わせる。前縁失速型の翼で、レイノズル数が低い場合、“短いはく離泡”の長さが異常に長くなり得ることはすでに文献2にも指摘されている。しかし、この場合でもなお、“長いはく離泡”を生ずる薄翼失速の場合と異なることは、

- ① 前縁付近にはなお suction peak が存在する。
- ② 迎角の増大とともにはく離泡は縮退しつつ、前縁に向かって前進する。

という特性を保存するということである。

われわれの実験で、表面圧力分布の測定結果は上記の二つの特性を示している。したがって、 $R=0.54 \times 10^5$ の場合も、翼の失速特性は前縁失速型であると考えられる。ただし、レイノズル数が小さいためにはく離泡の長さは異常に長く、翼面圧力分布はそのためにより大きい歪を受けるということになる。

$\alpha=10^\circ$ の場合(図3), suction peak の大きい低下が認められるが、なお、翼面上でかなりの圧力回復が行われている。また、後縁において上下面の圧力は依然としてほぼ等しい。これらの事柄より $\alpha=10^\circ$ の場合、“はく離泡”はいったん破裂するが、翼後縁あるいは、その近傍ではく離泡が閉じていることを思わせる。このことを調べるために、油膜および気流糸を用いて流れを観察したがはく離泡は閉じていないようであった。この点については、将来さらによく調べる必要があると思われる。

- c) $V=5 \text{ m/s}$, $R=0.31 \times 10^5$

失速角付近の状態に対するレイノズル数の影響をみるために、 $V=5 \text{ m/s}$ の場合の実験を付加した。図4に示すように、定性的な変化は前記の $R=0.54 \times 10^5$ の場合と同様である。ただし、 $R=0.54 \times 10^5$ の場合に比較して、失速角は小さくなり、失速角以前におけるはく離泡の長さはさらに長くなる。

- d) $V=20 \text{ m/s}$, $R=1.4 \times 10^5$

$R=2.8 \times 10^5$ の特性(短い short bubble の発生)と $R=0.54 \times 10^5$ (長い short bubble の発生) の中間の状態を調べる目的で、 $V=20 \text{ m/s}$ における実験を行った。図5に示すとおりであるが、失速角は約 10° であり、それ以前にやはり“長い”“short bubble”(約 5% 弦長)が発生している。

一般に、失速角を十分越えた大迎角では流れの状態

はレイノズル数にあまり関係ないように考えられる。

- 2) α に対する $1-C_p$ の変化

前縁よりそれぞれ 2%, 25%, 75% 後方における表面圧力の迎角による変化を図6～図11に示す。

- a) $x/c=0.02$

翼上面、 $x/c=0.02$ における圧力変化は、前縁付近における suction peak の挙動を代表するものと考えられる。後述するように、図6の変化は揚力あるいはモーメントの変化に対応している。失速角以前では、いずれの場合も、 $1-C_p$ の値は迎角に対してほぼ直線的に増加する。 $R=2.8 \times 10^5$ 以外では、いずれも、翼上面下流に“長い”“short bubble”を生じているにもかかわらず直線的になることは興味深い。失速角近くで $1-C_p$ の値の増加が減り、失速により急激に減少してほぼ一定値となる。

下面ではよどみ点の影響を受けて曲線は上方に凹である。失速角付近の $1-C_p$ の値の変化は、非はく離流におけるよどみ点の影響と失速の影響の両方によるものと思われる。

- b) $x/c=0.25$ 上面

$R=0.54 \times 10^5$ における $1-C_p$ の変化はきわめて複雑である。もちろん、これは“短いはく離泡”の移動による。

$R=1.4 \times 10^5$ については、“短いはく離泡”による特異な変化は一見認められない。しかし、圧力変換器の記録によれば、“長い”“short bubble”の発生にもなって注目すべき現象が認められた。これについては後述する。

- c) $x/c=0.75$ 上面

とくに、 $R=0.54 \times 10^5$ の場合に注目する。変化を拡大してかくと図12のようになる。すなわち、 $1-C_p$ の値は $\alpha=4^\circ$ でいったん不連続的に減少し、さらに迎角の増大ともなって増す。失速の発生とともに、 $1-C_p$ の値はふたたび不連続的に増加し、以後漸増する。このような表面圧力の複雑な変化の解釈については、油膜模様あるいは気流糸による流れの観察が大いに参考となる。また、圧力変換器による表面圧力の連続的計測が有利である。これらについては次節以下で述べる。

- 3) 油膜模様と気流糸によるはく離泡の観察

$R=1.4 \times 10^5$ 以下における“長い”“short bubble”の存在は油膜模様により確認された。例えば、図13はその一例である*。図13aでは $x/c=0.02 \sim 0.15$

* 図13, 図14とも上が前縁である。

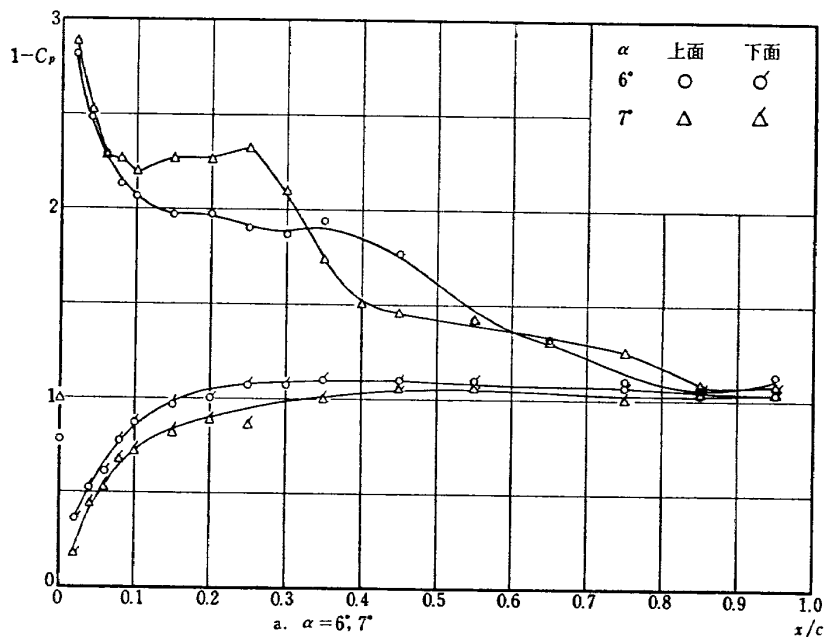


図 4.1 圧力分布 $R=0.31 \times 10^5$

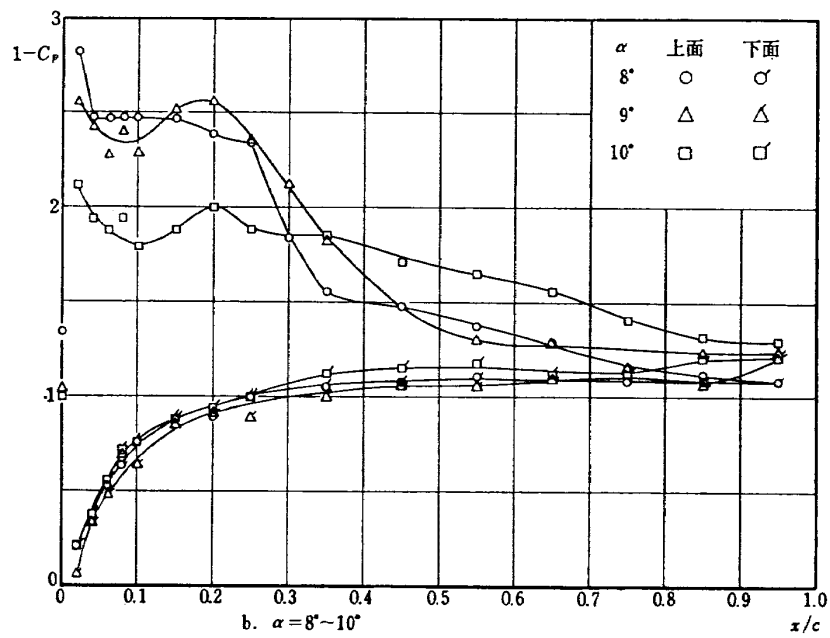


図 4.2 圧力分布 $R=0.31 \times 10^5$

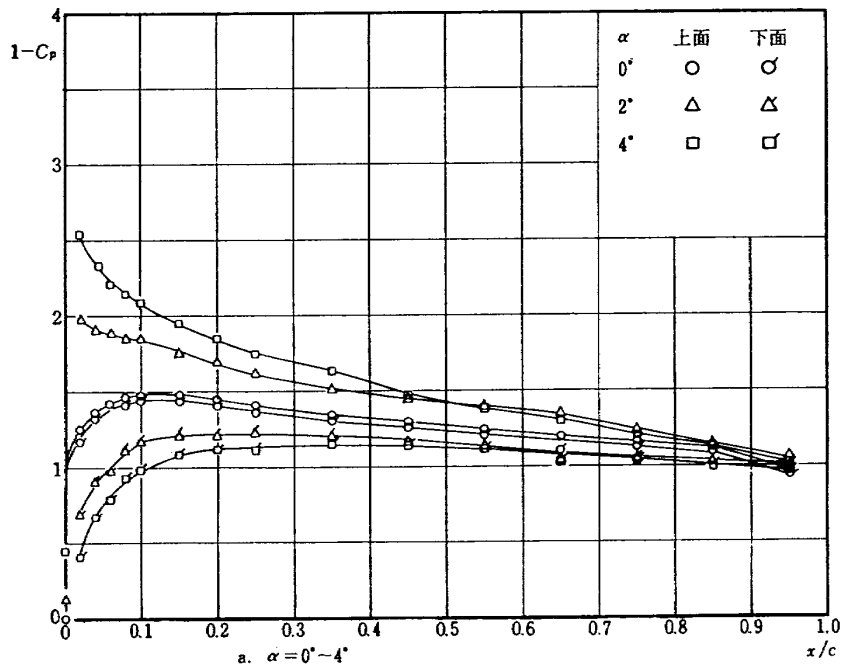


図 5.1 圧力分布 $R=1.4 \times 10^5$

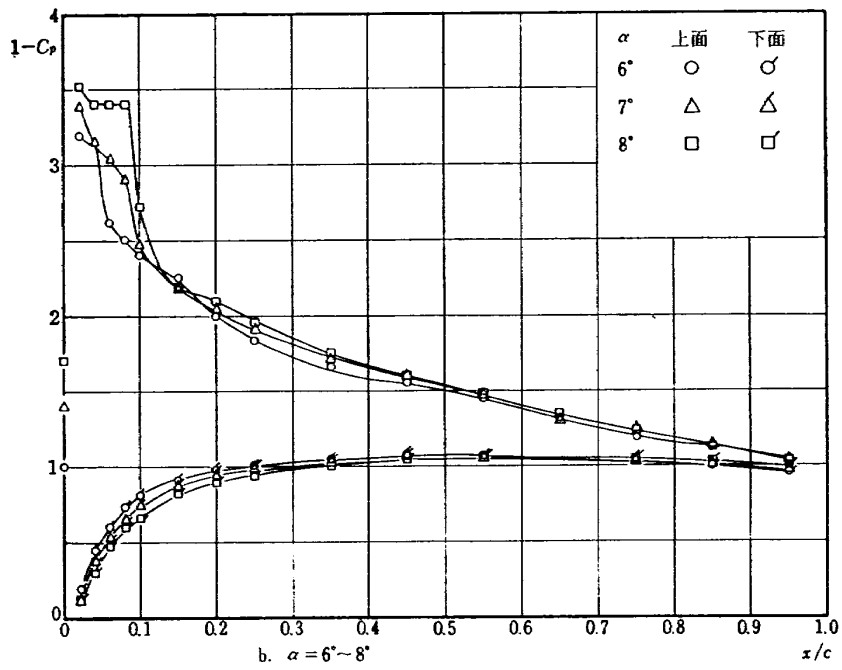


図 5.2 圧力分布 $R=1.4 \times 10^5$

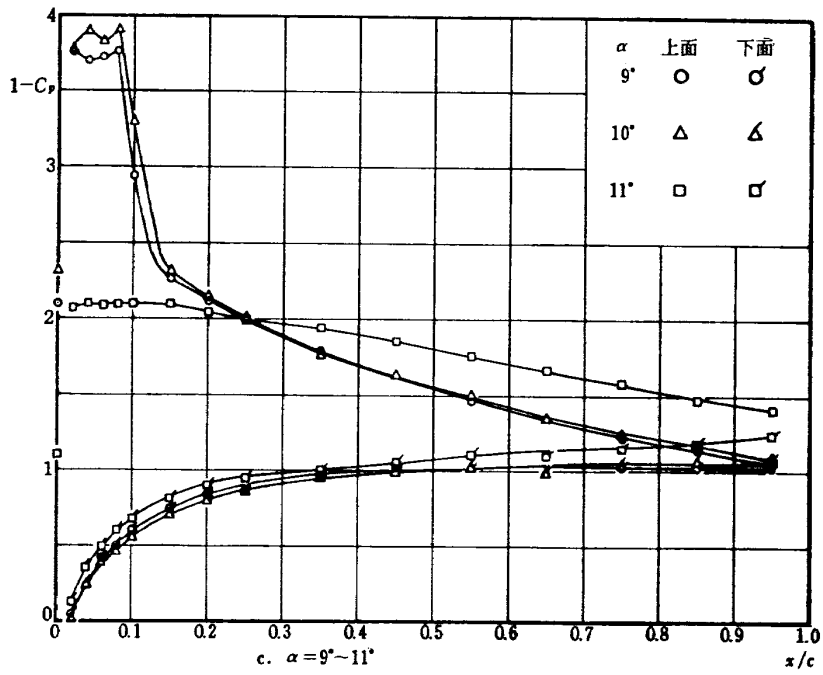


图 5.3 压力分布 $R=1.4 \times 10^5$

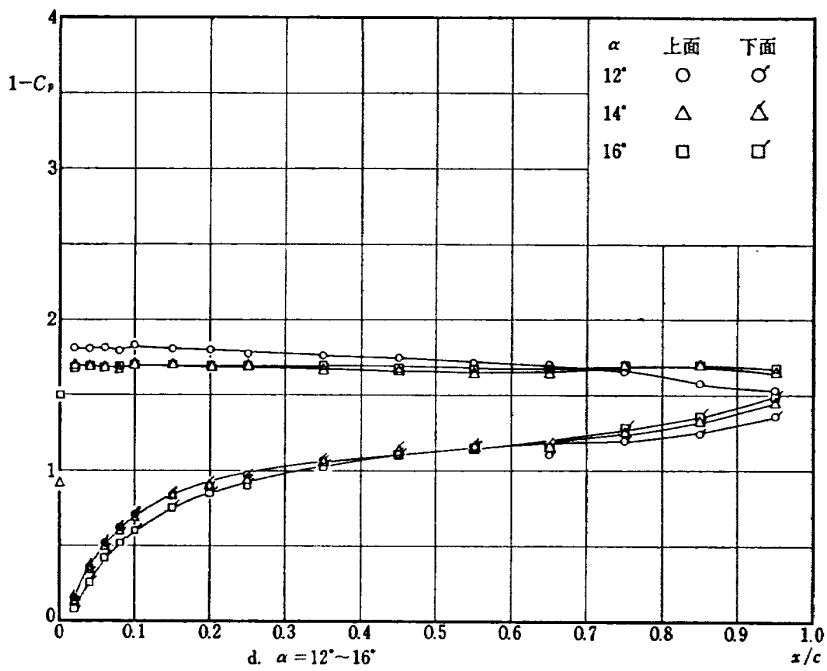


图 5.4 压力分布 $R=1.4 \times 10^5$

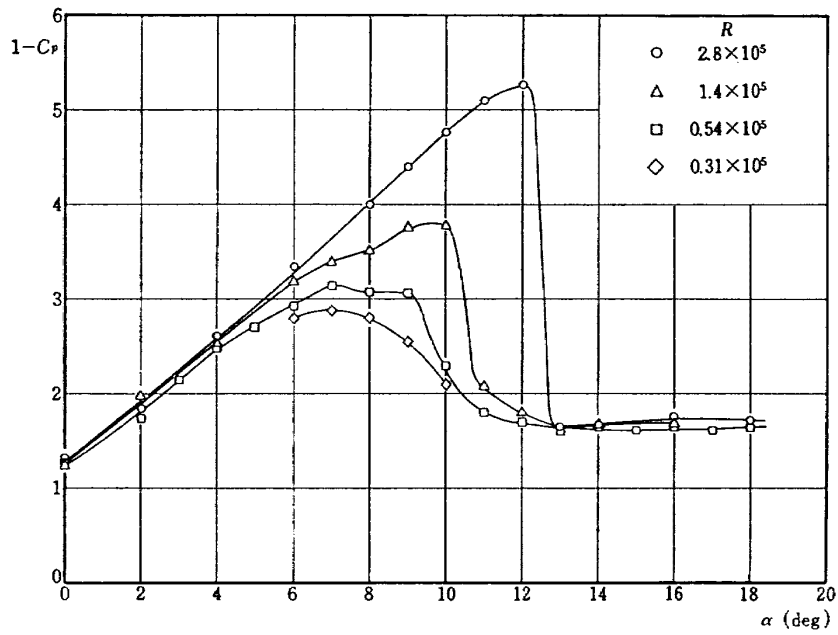


図 6 2% 翼弦長点における表面圧力の迎角に対する変化 (上面)

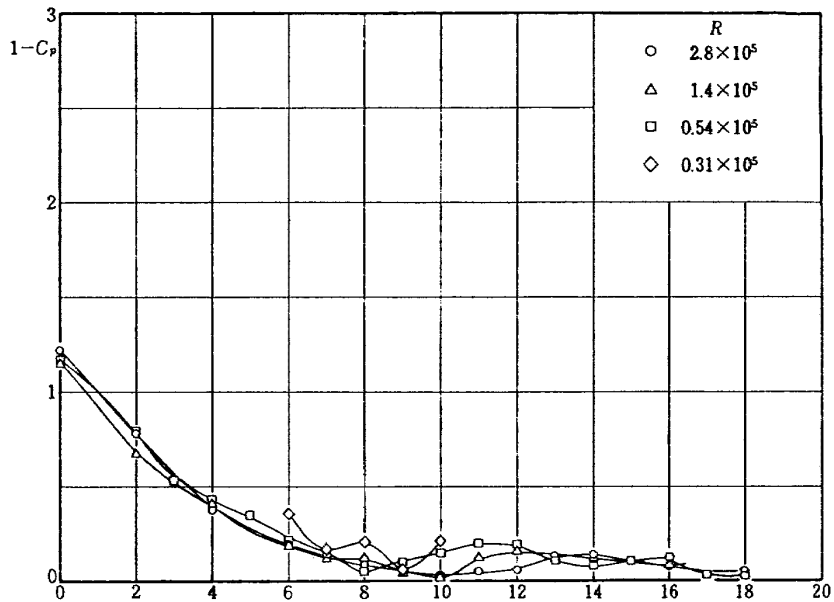


図 7 2% 翼弦長点における表面圧力の迎角に対する変化 (下面)

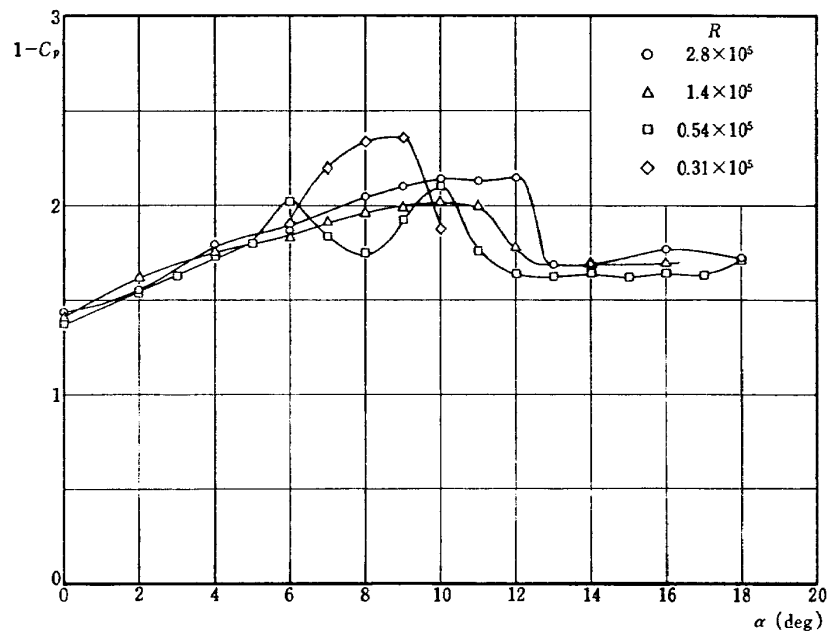


図 8 25% 翼弦長点における表面圧力の迎角に対する変化 (上面)

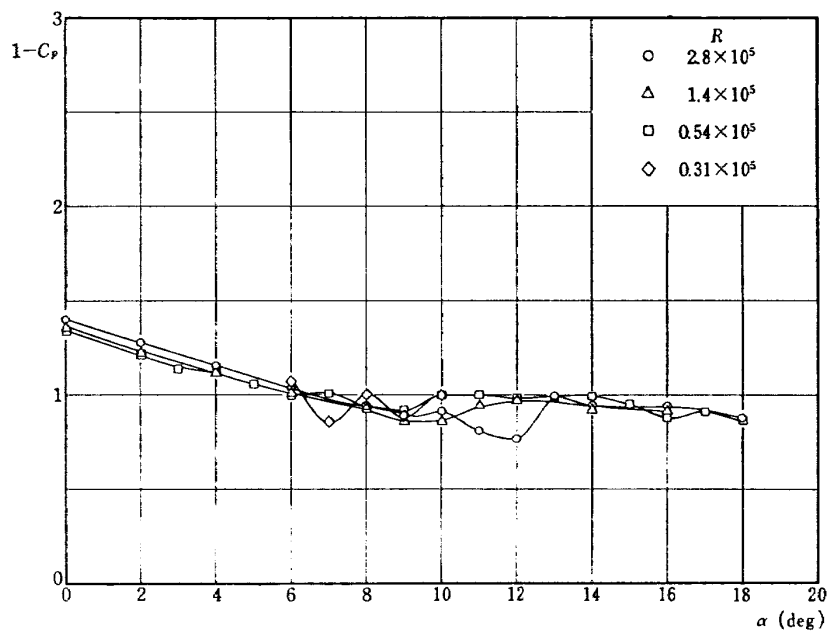


図 9 25% 翼弦長点における表面圧力の迎角に対する変化 (下面)

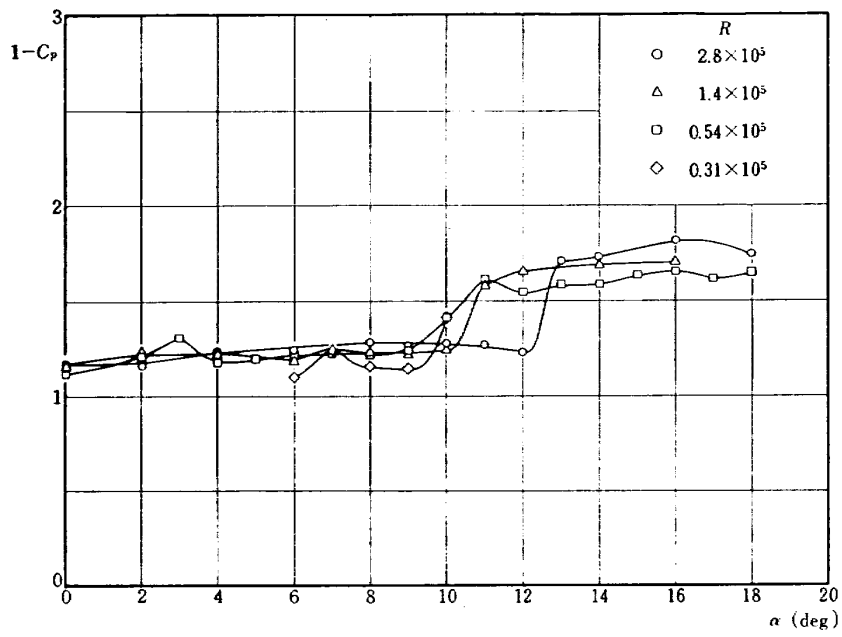


図 10 75% 翼弦長点における表面圧力の迎角に対する変化 (上面)

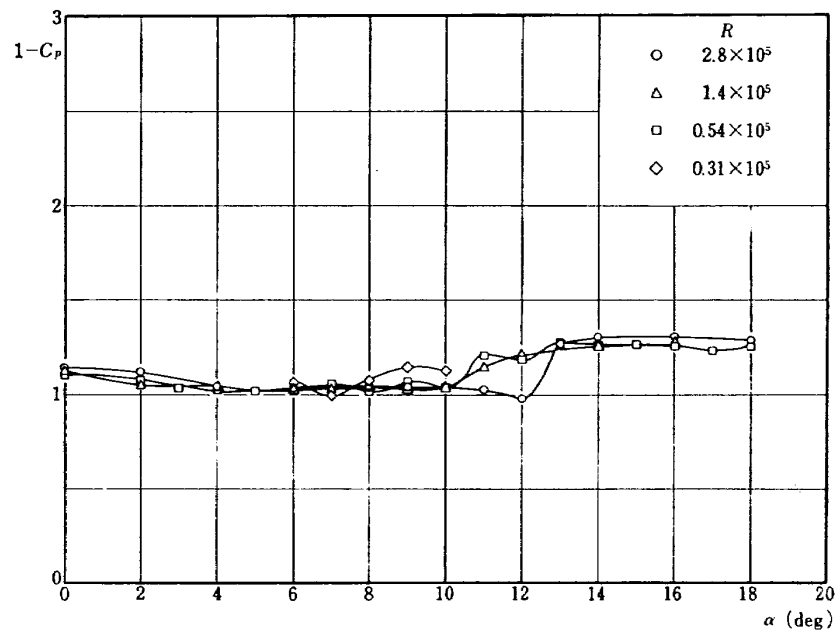


図 11 75% 翼弦長点における表面圧力の迎角に対する変化 (下面)



図 12 75% 翼弦長点における表面圧力の迎角に対する変化 (上面)
($R=0.54 \times 10^5$)

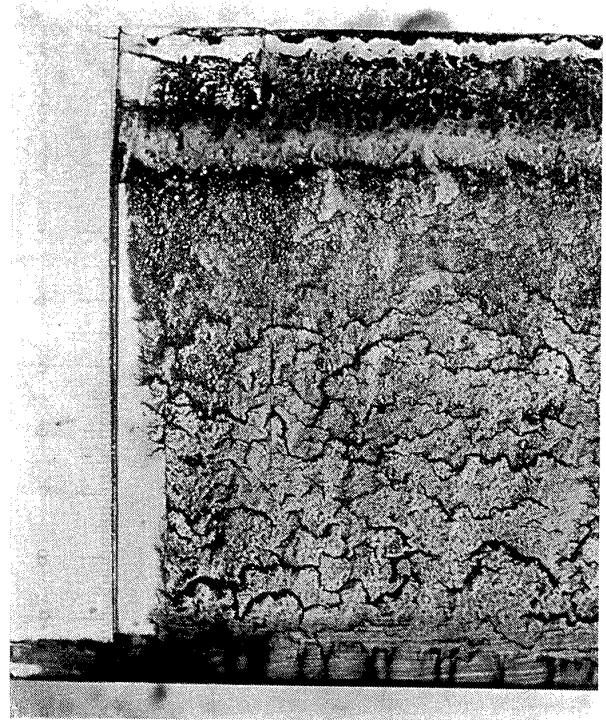


図 13 a 油膜模様の一例
($R=0.54 \times 10^5$, $\alpha=9^\circ$)

の間で層流はく離 (laminar separation) および乱流再付着 (turbulent reattachment) の状態を示す典型的な2本の線が認められる。これらは、図3の表面圧力分布の測定結果とほぼ対応する。これに対して、はく離泡がいったん破裂すると図 13 b のようになり、層流はく離の一条しか観察されない。

ところが、たとえば $R=0.54 \times 10^5$ 、迎角 $0^\circ \sim 4^\circ$ 等の低迎角では、油膜模様は図 13 のような典型的な模様を示さず、はく離泡の存在の確認は困難であった。そこで、気流糸による観察を行なった。図 14 にみられるように、迎角 0° で $x/c=0.85$ 付近に逆流が認められる。これは明らかにはく離泡の存在を示す。迎角の増大とともにはく離泡は前進することが同様な写真により確認された。また、はく離泡の後では気流糸の振動が激しい。これは、再付着後、境界層が乱流に遷移していることを思わせる。はく離泡が破裂すると気流糸は完全に乱れてしまう。

4) 小型圧力変換器による圧力変化の記録

すでに述べたように、本実験とほぼ同時に小型圧力変換器により、振動翼における非定常圧力の測定を行なった。これらの結果は別報によりくわしく報告するが、その内、十分小さい振動数においては、変化はほ



図 13 b 油膜模様の一例
($R=0.54 \times 10^5$, $\alpha=16^\circ$)

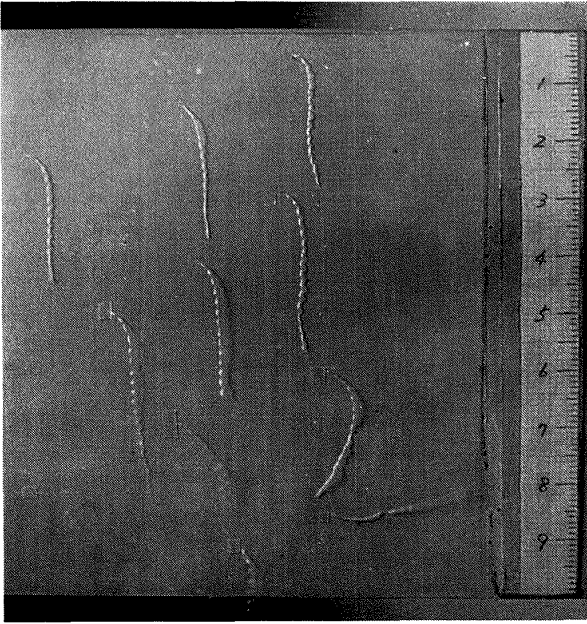


図 14 気流糸による流れの様子
($R=0.54 \times 10^5$, $\alpha=0^\circ$)

ほぼ準定常的と考えられる, それらの中で, 本研究ととくに関連すると思われる二, 三の記録について報告したい。

a) $R=1.4 \times 10^5$, $x/c=0.25$, 上面

図 15 は, 翼弦中心を回転中心にして振幅 $\pm 2.4^\circ$ のピッチング振動を行なわせた場合の, 翼上面 $x/c=0.25$ 位置における表面圧力変動の記録である。オシログラフ上の 2 本の信号のうち, 上のパルス波形をした信号は, 翼の変位の位相を示すためのもので, 図中の θ_{\max} は翼の迎角が極大になった時刻を示し, θ_{\min} は翼の迎角が極小になった時刻を示す。下の信号は, 表面圧力変動を示す。図 15 a では, 平均迎角, 4° , 図 15 b は平均迎角 6° の場合である。振動数はそれぞれ $f=1.56 \text{ c/s}$, 1.58 c/s で対応する無次元振動数の値は, それぞれ $k=0.024$, 0.025 で十分に小さい。したがって, 流れはほぼ準定常であると考えられる。ここでは, とくに瞬間迎角約 5.4° における不連続的变化に注目する。すでに示した表面圧力分布の測定, 油膜模様および気流糸による流れの観察より迎角 $\alpha=5.4^\circ$ では, “長い” “short bubble” が圧力孔位置 $x/c=0.25$ の上流に発生することがわかっている。したがって, 図における圧力の不連続的变化は “長い” “short bubble” の発生に伴い, 下流の圧力の不連続的上昇を伴ったものと解釈することができる。はく離泡の発生によりいったん不連続的变化を生じたのちは, 圧力はその点から再び, 迎角の増加にしたがって減少して行く。このような急激な変化は, 圧力を連続

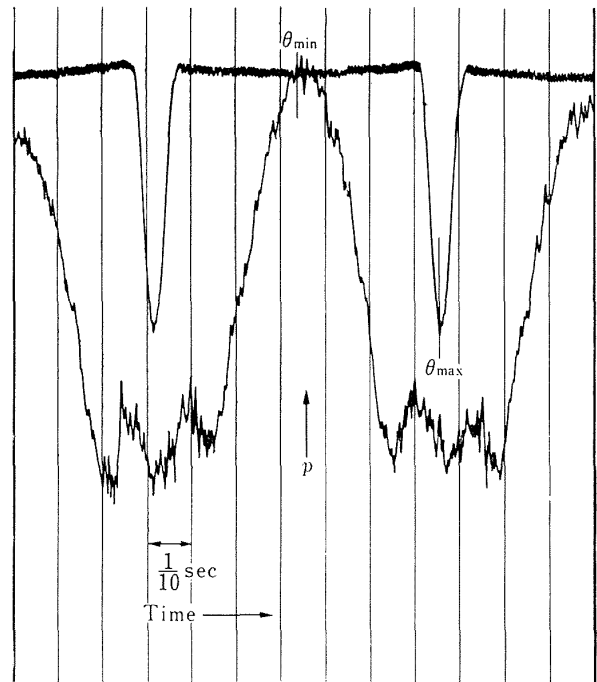


図 15 a 小型圧力変換器による圧力変動
(圧力孔位置; 25%, 翼弦の上面, 平均迎角; 4° , 振幅; 2.4° , $R=1.4 \times 10^5$, $U_\infty=20.4 \text{ m/s}$, $f=1.56 \text{ c/s}$, $k=0.024$)

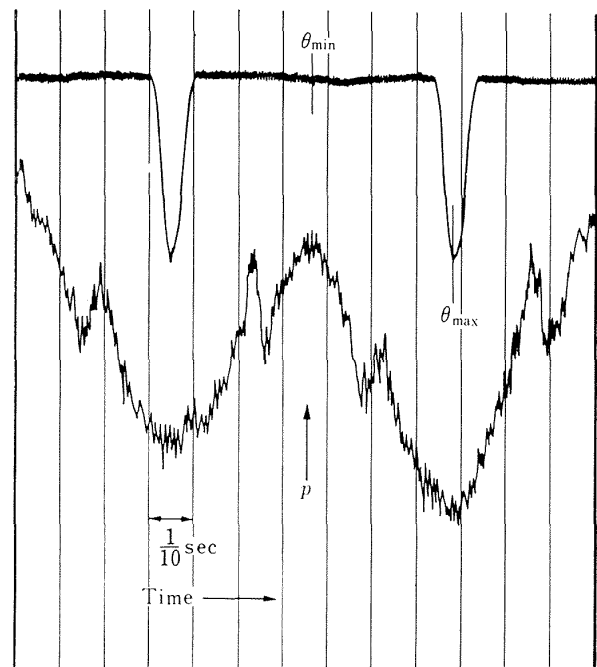


図 15 b 小型圧力変換器による圧力変動 (圧力孔位置; 25% 翼弦の上面, 平均迎角; 6° , 振幅; 2.4° , $R=1.4 \times 10^5$, $U_\infty=20.4 \text{ m/s}$, $f=1.58 \text{ c/s}$, $k=0.025$)

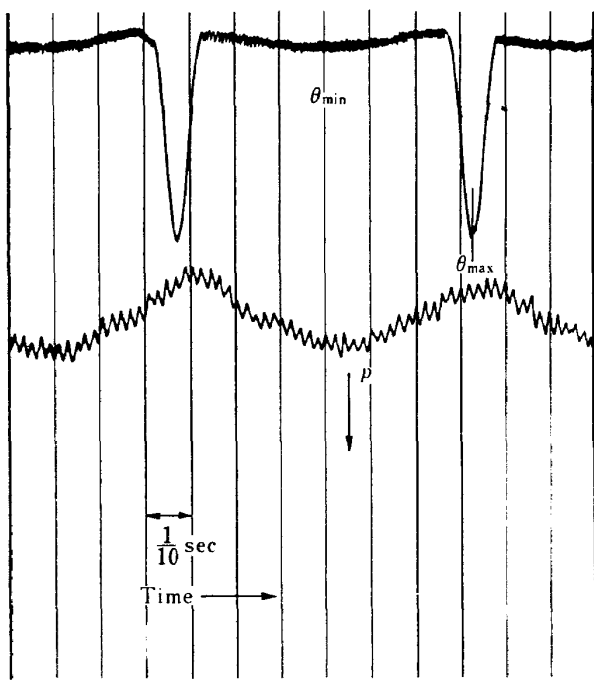


図 16 a 小型圧力変換器による圧力変動 (圧力孔位置; 75% 翼弦の上面, 平均迎角; 0° , 振幅; 2.4° , $R=0.54 \times 10^5$, $U_\infty=8.74$ m/s, $f=1.53$ c/s, $k=0.055$)

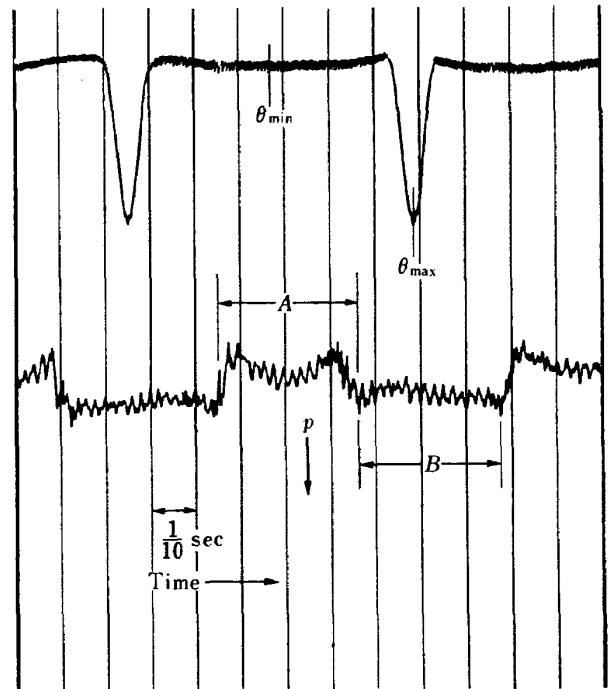


図 16 b 小型圧力変換器による圧力変動 (圧力孔位置, 75% 翼弦の上面, 平均迎角; 4° , 振幅; 2.4° , $R=0.54 \times 10^5$, $U_\infty=8.24$ m/s, $f=1.58$ c/s, $k=0.06$)

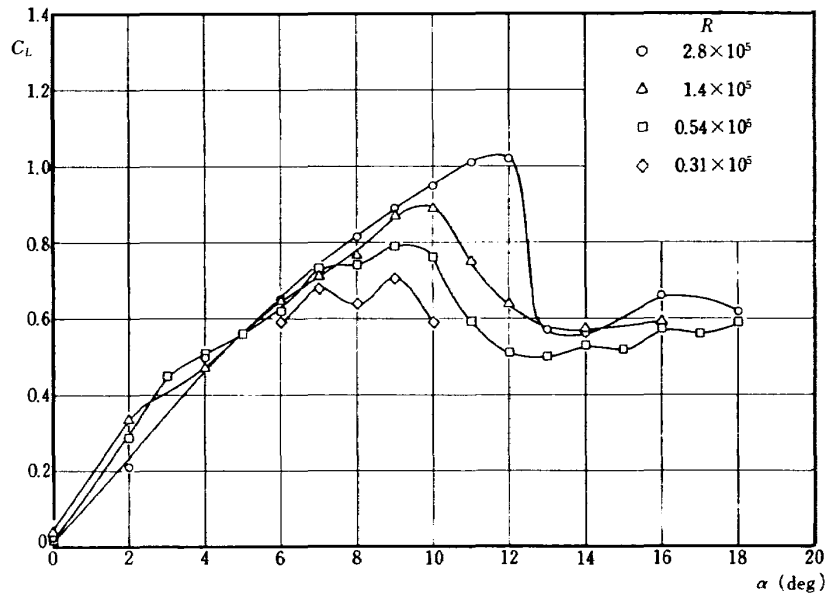


図 17 揚力迎角曲線

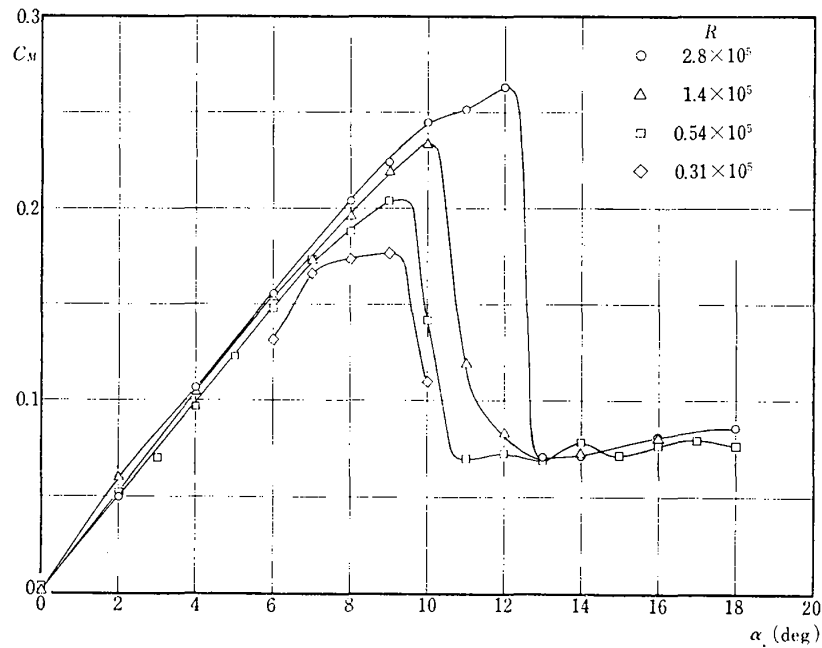


図 18 モーメント迎角曲線

測定することによって始めて観察され、迎角を段階的に変化させた実験では往々見過される点がある点に注意しなければいけない。

b) $R=0.54 \times 10^5$, $x/c=0.75$ 上面

図 16 は、 $R=0.54 \times 10^5$, $x/c=0.75$ 上面の記録である。平均迎角は図 16a, 図 16b でそれぞれ 0° , 4° である。図 3 の表面圧力分布の測定結果を対比して考えると、迎角 $0^\circ \sim 2.5^\circ$ の範囲でははく離泡が圧力孔上にある (図 16a)。

また、図 16b では、Aの部分では、圧力孔がはく離泡の中にあることを示し、Bの部分でははく離泡が圧力孔を通過して上流に前進していることを示す。このようにして、はく離泡の再付着点が圧力孔を通過して前進するとき、かなり急激な圧力上昇を伴うことがわかる。

5) 揚力およびモーメントの変化

最後に、表面圧力分布の測定結果を翼弦上で積分して揚力および翼弦中心を基準にしたモーメント係数を求めた結果をそれぞれ図 17, 図 18 に示す。前縁付近の圧力測定孔の数が少ないので、これによる誤差が若干見込まれる。これらの図は翼上面 $x/c=0.02$ 点における圧力-迎角曲線、図 6 によく対応している。

短いはく離泡の存在のために、揚力曲線は失速角以前で直線的でない。しかし、それにもかかわらずモーメント曲線は、はく離泡の影響が相殺されているため

か直線性が良い。

6. 結 論

NACA 0012 断面の二次元翼の低レイノズル数における定常空力特性を実験的に求めた。表面圧力分布の測定、油膜模様および気流糸による流れの観察により、この翼の低レイノズル数の失速特性は前縁失速型であることがわかった。ただし、レイノズル数が小さいために、はく離泡の長さは異常に長く約 $10 \sim 20\%$ 弦長にも達する。小型圧力変換器を用いた圧力の連続的測定結果によれば、短いはく離泡の発生およびその変動に伴って、局所的に圧力の不連続的变化を生ずることもわかった。

ただし、本研究の主な目的は他の機会に行なわれた非定常失速流の理解に必要な情報を得ることであった。さらにくわしい情報を得るためには、境界層の速度分布の測定等を含めた実験が今後望まれる。

参 考 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)
- 2) I. Tani; Low-Speed Flows Involving Bubble Separations, Progress in Aeronautical Sciences Vol. 5, pp. 70-103, Pergamon Press (1964)

TR-164	熱伝導を考慮した空力加熱による薄肉機体外板の温度上昇とその電気抵抗アナログ回路 Investigation of the Streamwise Heat Conduction Effect on the Transient Aerodynamic Heating of Thin-skinned Bodies by 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 Applications of the Finite Element Method 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用油圧制御系の基礎的解析 Fundamental Analyses of Gimbal-Engine Positioning Hydraulic Control System Made Use of DPF Servovalves	1968年11月	畑山茂樹, 興石 肇
TR-167	アブレーションによるよどみ点空力加熱の減少の測定 Measurements of Heat Transfer Reduction by Ablation at Stagnation Region	1968年12月	野村茂昭
TR-168	角度測定周波数測定併用のトラッキングシステムの計算処理に関する研究 On the Orbit Determination Procedures for the Doppler Frequency Measurement with Angular Measurement Tracking System	1968年11月	鳥海良三, 松本一夫 樋口一雄, 戸川隼人 木村武雄
TR-169	VTOL 機操縦研究設備 Design and Construction of VTOL Flight Simulator System	1968年12月	樋口一雄, 百名盛之 三好範子, 岡部正典 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研究 (I) 姿勢制御方式の解析 System Studies on Automatic Longitudinal Stabilization Control Systems for STOL Aircraft Part 1 Automatic Attitude Control Systems	1968年12月	堀川勇壮, 森 幹彦
TR-171 T	Simple Flow Characteristics Across a Strong Shock Wave	Feb. 1969	Kenneth K. Yoshikawa
TR-172	高速における円錐体および三角翼の動安定微係数の測定 Measurement of Dynamic Stability Derivatives of Cones and Delta-Wings at High Speed	1969年2月	柳沢三憲
TR-173 T	Coupling Effect of Radiative Heat on Convective Heat Transfer	Feb. 1969	Kenneth K. Yoshikawa
TR-174	Navier-Stokes 方程式に対する差分法 Difference Method for Navier-Stokes Equation	1969年6月	三好 甫

航空宇宙技術研究所報告 175 号

昭和 44 年 6 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
