

航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-396

C_{Lmax} におよぼすレイノルズ数および
ラフネスの影響

神谷信彦・中村正義・伊藤 忠
板橋広孝・野村 幸

1974 年 12 月

航空宇宙技術研究所
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

C_{Lmax} におよぼすレイノルズ数および ラフネスの影響*

神谷信彦** 中村正義** 伊藤 忠**
板橋広孝*** 野村 幸***

Effects of Reynolds Number and Roughness on C_{Lmax}

By Nobuhiko KAMIYA, Masayoshi NAKAMURA, Tadashi ITOH, Hirotaka ITABASHI
and Miyuki NOMURA

Maximum lift coefficient, C_{Lmax} , is one of the aerodynamic characteristics of a wing, of which it is very difficult to estimate the values at the flight conditions from experimental data. It is observed in various experiments that C_{Lmax} increases with increasing Reynolds number. However, the range of Reynolds number in these experiments is so much restricted that it is not yet clear whether C_{Lmax} continues to increase with increasing Reynolds number up to the flight condition or it tends to decrease after arriving at a certain maximum value.

As Reynolds number increases drag of a circular cylinder first decreases to a minimum value and then increases again to some constant value due to the corresponding movement of the separation point of the boundary layer. C_{Lmax} of an airfoil depends strongly on the location of the separation point, which is considered to move backward first and then forward as Reynolds number increases similarly to the case of the circular cylinder. Therefore, it may be considered that C_{Lmax} increases first to a maximum value and then decreases as was suggested by Professor Tani.

In order to verify his presumption, a preliminary experiment was made in a simple experimental setup with a two-dimensional model, composed of a circular cylinder and a flap of Thwaites' type at Reynolds numbers ranging from 4×10^4 to 4×10^5 . It is demonstrated that C_{Lmax} of this model, with roughness elements distributed over its surface, behaved just like his presumption.

1 ま え が き

円柱のまわりの粘性流は昔から多くの人の研究の対象になり、多くの実験が成されている。しかし境界層が層流剝離をし再付着しないような低いレイノルズ数から、境界層の大部分が乱流であるような高いレイノルズ数にいたるまで一つの模型を用いて測定が成され

たのは比較的最近のことである。Achenbach¹⁾²⁾は40気圧まで加圧できる風洞を用いて上記レイノルズ数範囲にわたって、表面にラフネスを貼った場合と貼らない場合について、円柱のまわりの圧力分布、摩擦力分布を測定し、そのデータから抵抗係数 C_D 、剝離点位置 ϕ_s 、遷移点位置等を求めた。

図1に k/D をパラメータとして、円柱の C_D および剝離点位置 ϕ_s に関するAchenbachの測定結果をプロットする。ここで横軸 Re はレイノルズ数、 k はラフネスの高さ、 D は円柱の直径である。図1の $C_D \sim Re$

* 昭和49年9月20日受付

** 空気力学第二部

*** 空気力学第二部研修生

曲線をわかりやすく模型的に示したのが図 2(a)である。 $C_D \sim Re$ 曲線は四つの領域に分けられる。 C_D がほぼ一定な subcritical 領域、 C_D が急激に減少して極小値をもつ critical 領域、 C_D が再び増加する supercritical 領域、および再び C_D がほぼ一定値になる transcritical 領域がそれである。

各領域における流れの型は次のように説明することができる。subcritical 領域においては境界層は層流剥離をし、再付着しない。この領域では C_D はラフネスの影響をほとんど受けていない。critical 領域の C_D が最小になるレイノルズ数付近においては、層流剥離をした境界層は遷移した後乱流境界層として再付着する。層流剥離点と再付着点の間ではバブルが形成される。再付着した境界層は摩擦力が大きく剥離しにくいので、その剥離点は subcritical の場合に比し大きく後退し、それに伴って C_D は減少している。ラフネスなしの場合にはこの流れの型が存在するレイノルズ数範囲は広いが、ラフネスがある場合は狭い。さらにレイノルズ数をあげるとバブルは消失し、遷移点は前

進をはじめ、それに伴って抵抗係数も再び増加する。レイノルズ数をさらにあげると、境界層はよどみ点のごく近傍を除いてすべて乱流になり、 C_D はほぼ一定になる。図 1 は C_D の変化と剥離点の移動が実際にほぼ対応していることを示している。

失速迎角付近の大きな揚力をもった翼のまわりの流れにおいても、剥離点はレイノルズ数に対して上記と同様な変化をされると考えられる。剥離点が後退すると C_D は減少するが、 C_{Lmax} は増加すると考えられる。谷³⁾は以上の理由により、翼の C_{Lmax} は図 2(b)に定性的に示すように、 C_D の変化と上下を逆にしたような変化をするであろうことを予想した。

翼の C_{Lmax} のレイノルズ数に対する変化に関する実験の一例⁴⁾を図 3に示す。同図(a)の 8318 を除いて、 C_{Lmax} はレイノルズ数が増すに従って増加する。これらの変化を模型的に図 4 の実線で示す。谷の予想に従えば、レイノルズ数をさらに増加させると、いつたん増加した C_{Lmax} は同図の鎖線で示されるように再び減少しはじめ、実機のレイノルズ数においてたとえ

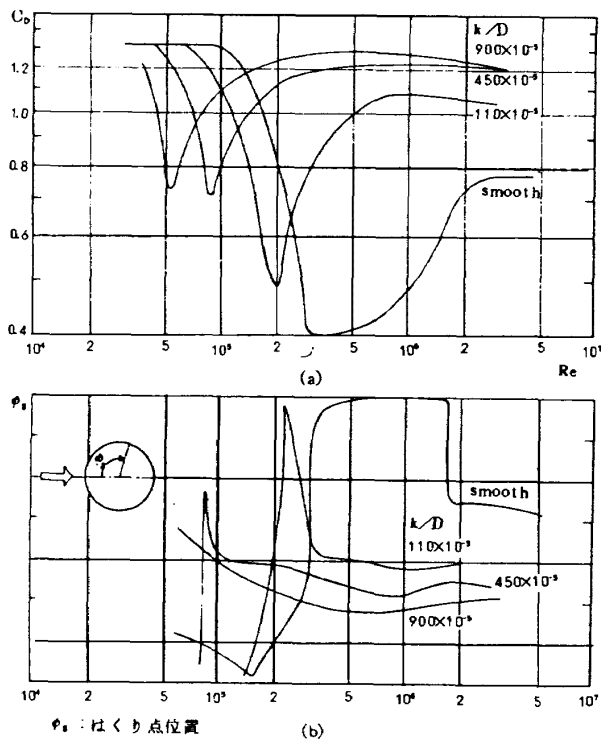


図 1 (文献 2)

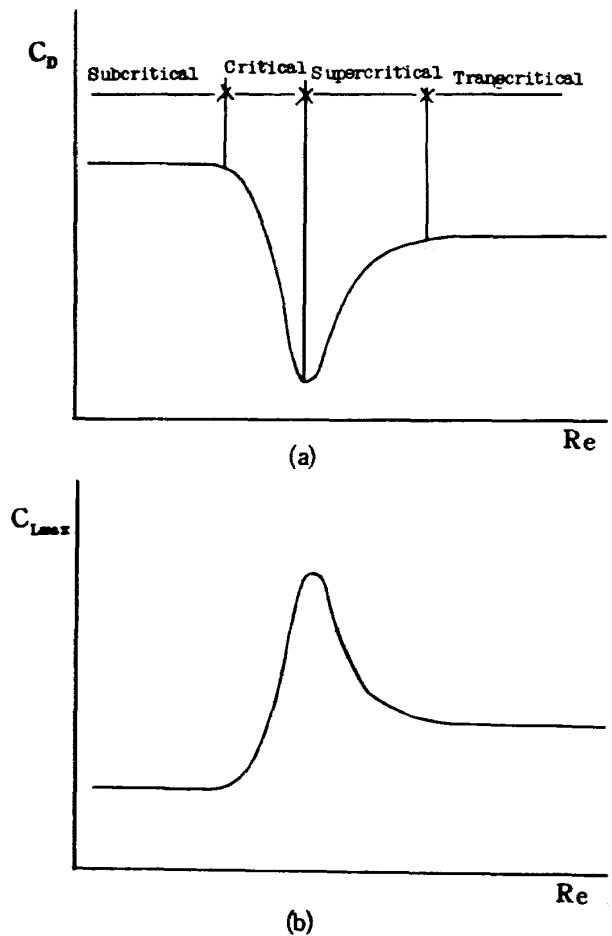


図 2

ば同図の点Aで表わされる値になる。実機のレイノルズ数における C_{Lmax} を実験データを単純に外挿して求めると、たとえば同図の点Bで表わされるように C_{Lmax} を over estimate することになり危険である。したがって高レイノルズ数における C_{Lmax} の研究は重要である。この研究は $C_{Lmax} \sim Re$ 曲線は極大をもつという谷の予想を確かめるための予備的な実験である。

記号

- c 翼弦長
- C_D 抵抗係数 (基準長は c)
- C_L 揚力係数 (基準長は c)
- C_{Lmax} 最大揚力係数
- C_p 圧力係数
- D 円柱の直径
- h 円柱表面とフラップとの距離
- k ラフネスの高さ
- L よどみ点から剝離点まで翼表面に沿う距離
- Re レイノルズ数, $U_\infty c / \nu_\infty$
- R_{LE} 翼の前縁半径
- U_∞ 一様流速度

- x 気流方向の座標, 翼前縁を0とする
- y 気流と直角方向の座標 翼前縁を0とする。
- α 迎角
- ν_∞ 一様流の動粘性係数
- ϕ 図1, 図10に示す剝離点位置

2 風洞, 模型, および実験装置

実験に用いた風洞は, 航空宇宙技術研究所の 6.5 m x 5.5 m の大型低速風洞の予備実験風洞として製作された 650 mm x 550 mm の低速風洞である。風速は 3 ~ 30 m/sec, レイノルズ数は $0.4 \sim 4 \times 10^5$ の範囲で実験を行った。模型がない場合の風洞の乱れの強さは, 風速 10 ~ 30 m/sec の範囲で約 0.2% である。

模型は図5に示すように, 直径 100 mm のなめらかな表面をもつステンレス製の円柱に, 弦長 100 mm のくさび型断面をもつアルミ製のフラップを取りつけたものであり, 翼巾は 550 mm である。模型は次の方針に従って選んだ。

- C1. 揚力をもつこと
- C2. 適当なラフネスを貼ることにより, 剝離点における境界層を乱流にらし得ること。

前縁から剝離点までの距離を L とすると, C2 の条件を満足させるためには $Re = U_\infty L / \nu_\infty$ で定義されるレイノルズ数をある程度大きくしなくてはならない。失速の場合には L は前縁半径 R_{LE} のオーダーであると考えられる。したがって $U_\infty R_{LE} / \nu_\infty$ を大きくする必要がある。上記風洞に用いる模型として, 考えられる限り R_{LE} を大きくしたものが図5に示される模型である。この翼の前縁半径は, 翼弦長 c が 5 m, R_{LE} が c の 1% である翼型の前縁半径に等しい。円柱部とフラップとの距離 h は調節可能であり, ラ

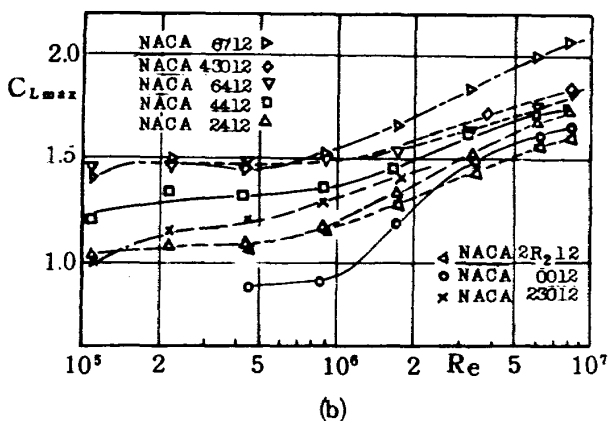
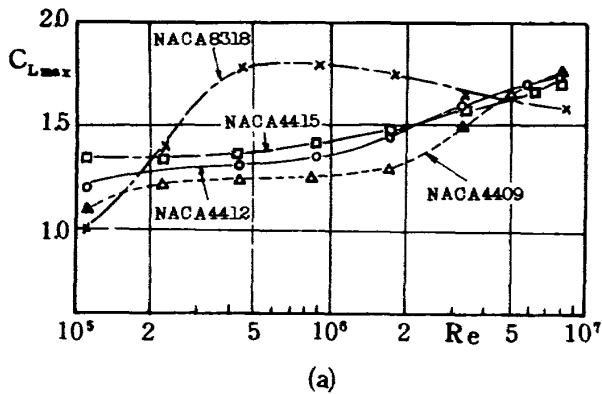


図3 (文献4)

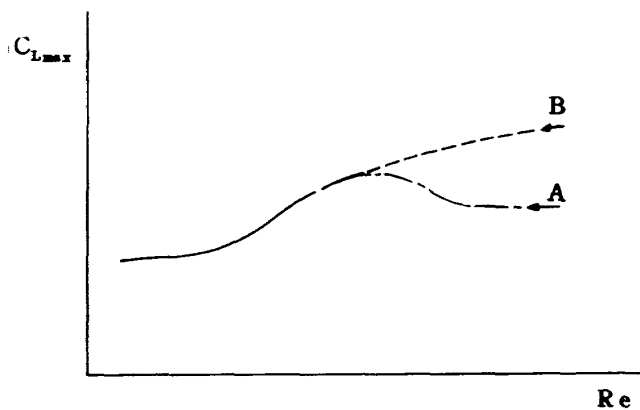


図4

フネスの頂部とフラップとの間隔が、ラフネスの高さよりやや少ない程度になるように設定した。円柱部はその回転軸のまわりに、フラップを固定したままで 360° 回転可能である。

翼巾中央部の円柱面上に、直径 0.3 mm の静圧孔および摩擦計が同じ母線上に一組設けられている。摩擦計は図 6 に模式的に示されている構造をもつ。表面から 0.03 mm 突き出した fence 前後の圧力差から表面摩擦を測定するもので、Achenbach が使用したものと同型である。ここでは摩擦計としてのキャリブレーションは行わず、剝離点位置を定めるためにこれを用いた。剝離点は fence 前後の圧力差が 0 になる点である。円柱部が回転可能であるため、この一組の静圧孔と摩擦計とにより、円周上任意の点の静圧および表面摩擦を測定することができる。摩擦計および静圧孔が表面粗さになり得ること、および摩擦計が高価であること等が上記の構造にした理由である。フラップには上下面および後縁に 13 個の直径 0.5 mm の静圧孔が設けられている。また流れの二次元性を検討するために中央から翼巾方向に 120 mm 離れた断面の円柱部およびフラップ上に同様な静圧孔を設けた。

この実験に用いられたラフネスは、図 7 に示す寸法をした硬質紙片で、一枚または二枚を図 8 に示す配置

で円柱表面に貼りつけた。

翼面上の静圧および摩擦計の差圧は圧力変換器により測定された。揚力係数 C_L および抵抗係数 C_D はその値を積分して求めた。したがって得られた抵抗は圧力抵抗である。測定部の一様流速はアルコールマノメータを用いてピトー管により測定された。

風洞測定部と模型およびピトー管の位置関係を図 9 に示す。模型は同図点 P を中心として任意の迎角をとれる機構で風洞壁にとりつけられている。迎角は 5° おきにとった。

3 実験結果および討論

図 10 に迎角が 60° 、ラフネスの高さ $k/D = 170 \times 10^{-5}$ の場合の揚力係数 C_L 、抵抗係数 C_D および剝離点位置 ϕ_s をレイノルズ数 Re に対してプロットする。 C_D の変化は定性的に Achenbach の測定した C_D の変化と同様であり、subcritical 領域から supercritical 領域まで含まれている。また $C_L \sim Re$ 曲線は図 4 の一点鎖線に示すように極大をもち、 $C_L = C_D = 1.7$ の線を対称線として $C_D \sim Re$ 曲線と定性的に対称な形をしており、これはまえがきで述べた予想とよく一致している。剝離点位置 ϕ_s の変化は C_L 、 C_D の変化とほぼ対応しており、 C_L 、 C_D が剝離点の

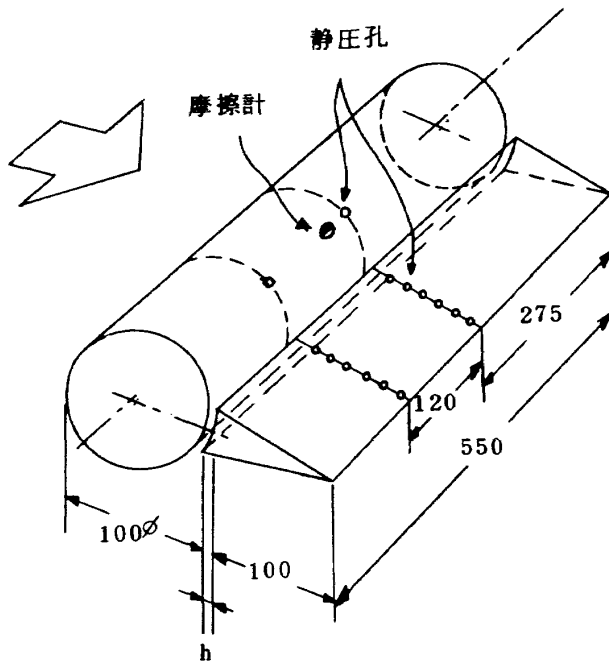


図 5

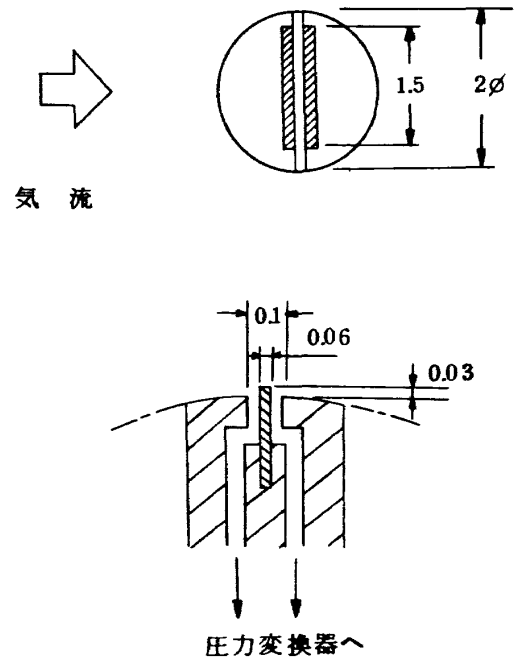


図 6

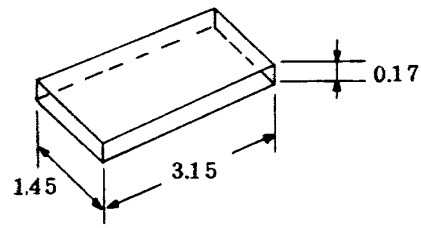


図 7

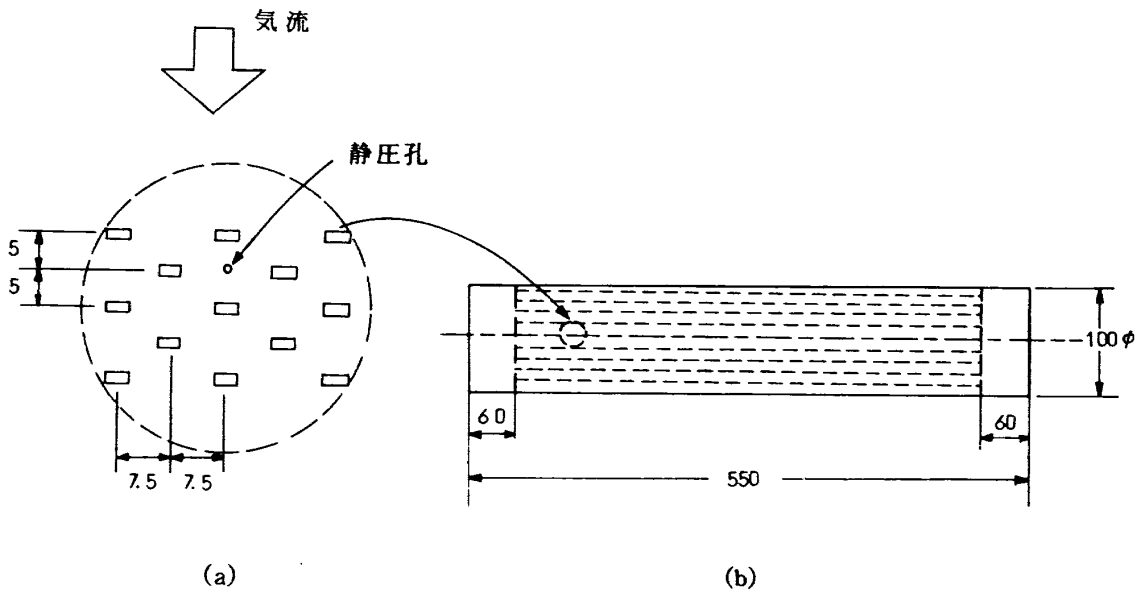


図 8

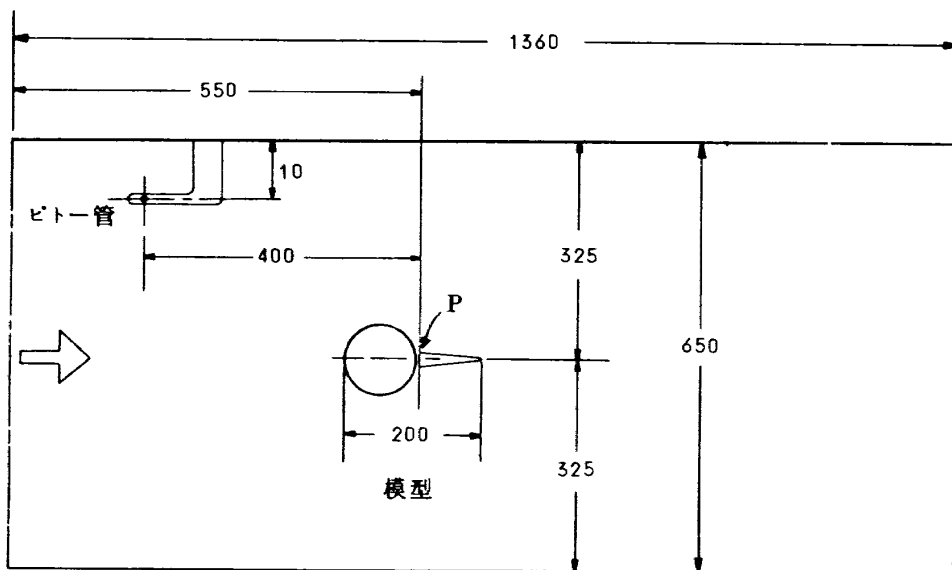


図 9

位置に大きく依存していることがよくわかる。すなわち、 Re の変化に従って翼面上の境界層の剥離点が移動し、それに伴って C_L , C_D が変化すると考えられる。いいかえると、 α 一定の場合には C_L , C_D は essential には ϕ_s によってきまると考えてよい。図 11 に subcritical, critical および supercritical の場合の翼面上の気流方向の圧力分布および剥離点位置を示す。critical の場合には subcritical および supercritical の場合に比し剥離点が後にあり、前縁の suction-peak が大きく、そのために揚力係数が大きくなるがよくあらわれている。

図 12 には C_p を y/c に対してプロットする。同図に示す曲線はいずれも図の左方で交差している。この交差点より左側の曲線は suction loop と呼ばれ、この曲線で囲まれる面積は翼に局所的に働く推力をあらわす。交差点の右側の曲線は drag loop と呼ばれ、この曲線で囲まれる面積は抵抗をあらわす。両者の面積の差が抵抗係数に等しい。

critical 領域の場合のように剥離点が後にあるほど前縁の suction-peak が高くなって suction loop が大きくなり、また、剥離領域の圧力が高くなって drag loop が小さくなり、その結果として抵抗係数が小さくなることをこの図は示している。

図 13 にはラフネスの高さをパラメータとして、迎角 60° の場合の C_D を Re に対してプロットする。 $C_D \sim Re$ 曲線の形、ラフネスが高くなるにつれて $C_D \sim Re$ 曲線が定性的に Re の小さい方に平行移動し、且つ C_D の最小値が高くなる傾向は、円柱に関する Achenbach の実験結果と同様である。実験レイノルズ数範囲においては、smooth の場合には subcritical 領域のみ、 $k/D = 170 \times 10^{-5}$ の場合は subcritical から supercritical 領域まで、また $k/D = 340 \times 10^{-5}$ の場合は subcritical から transcritical 領域まであらわれた。

図 14 には迎角 60° の場合の C_L を Re に対してプロットする。まずラフネスを貼った場合の $C_L \sim Re$ 曲線はいずれも極大をもつことに注意したい。 $C_L \sim Re$ 曲線の形、ラフネスが高くなるにつれて $C_L \sim Re$ 曲線が定性的に Re の小さい方に平行移動し、且つ C_L の最大値が減少する傾向は、 $C_D \sim Re$ 曲線を上下にひっくり返した曲線と定性的に同様である。

図 15 には ϕ_s の Re に対する変化を示す。 ϕ_s に対する Re , k/D の影響は定性的に C_D , C_L に対する影響と同様である。

図 16 には $k/D = 170 \times 10^{-5}$ の場合について $\alpha = 55^\circ, 60^\circ, 65^\circ$ の場合の $C_L \sim Re$ 曲線およびそれ

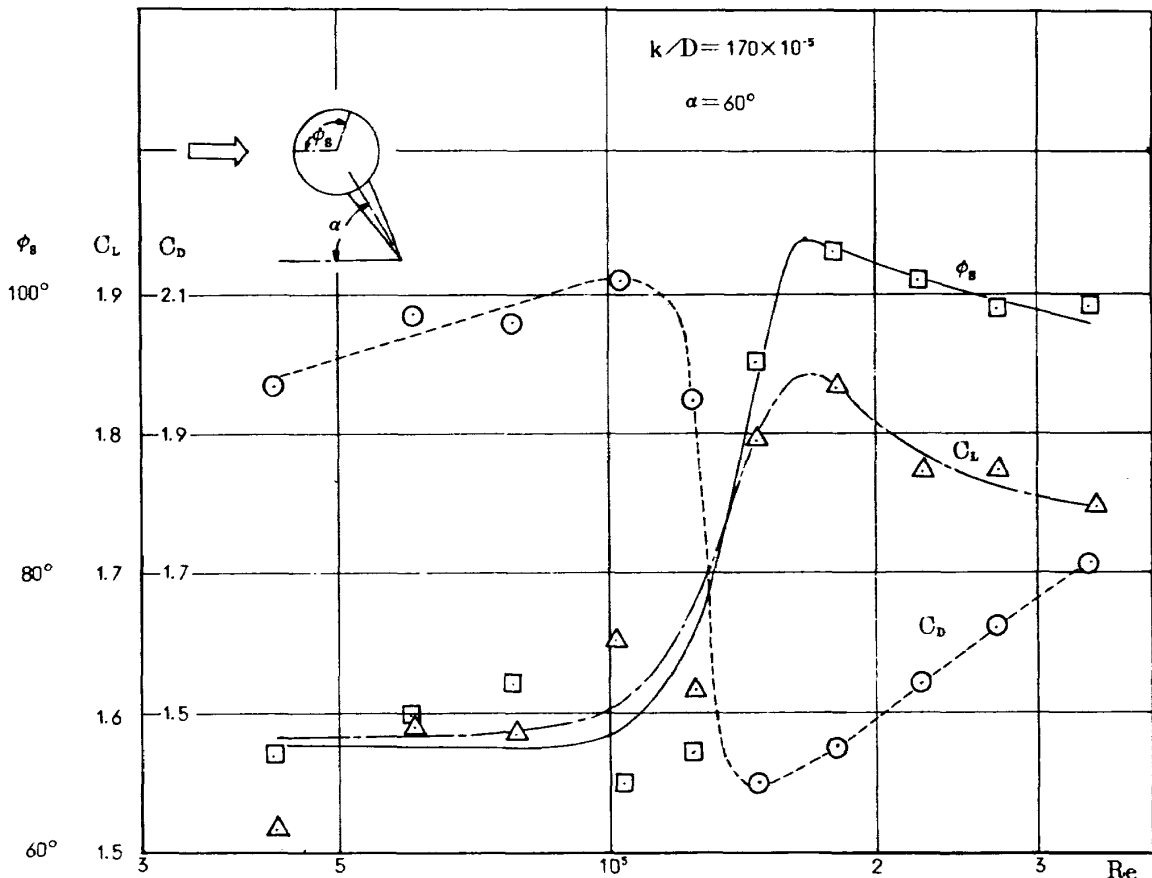


図 10

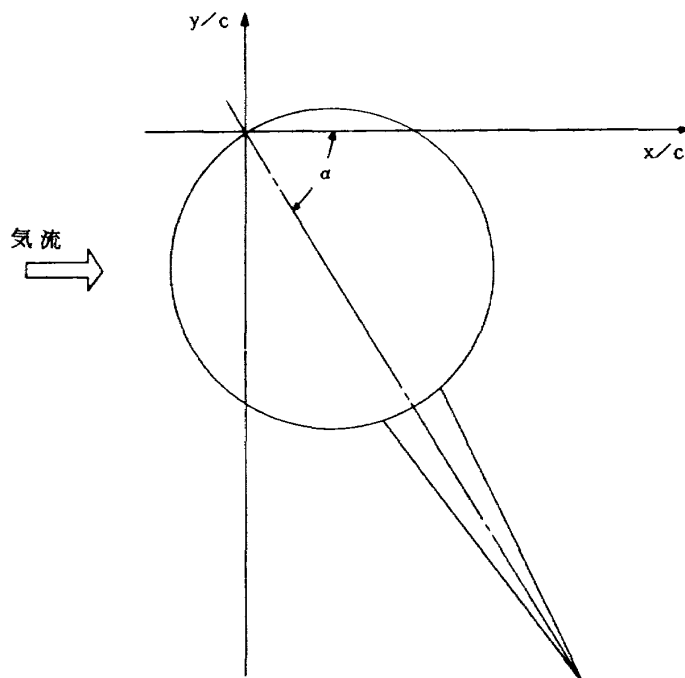
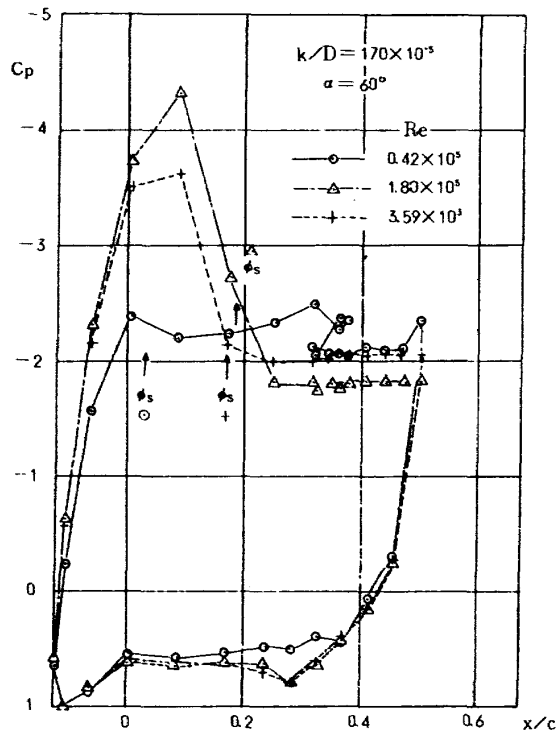


図 11

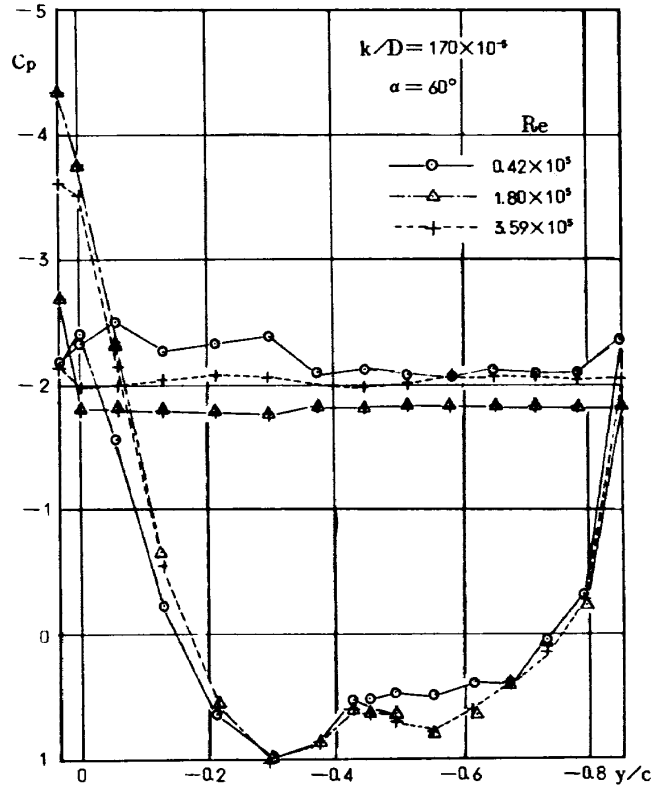


図 12

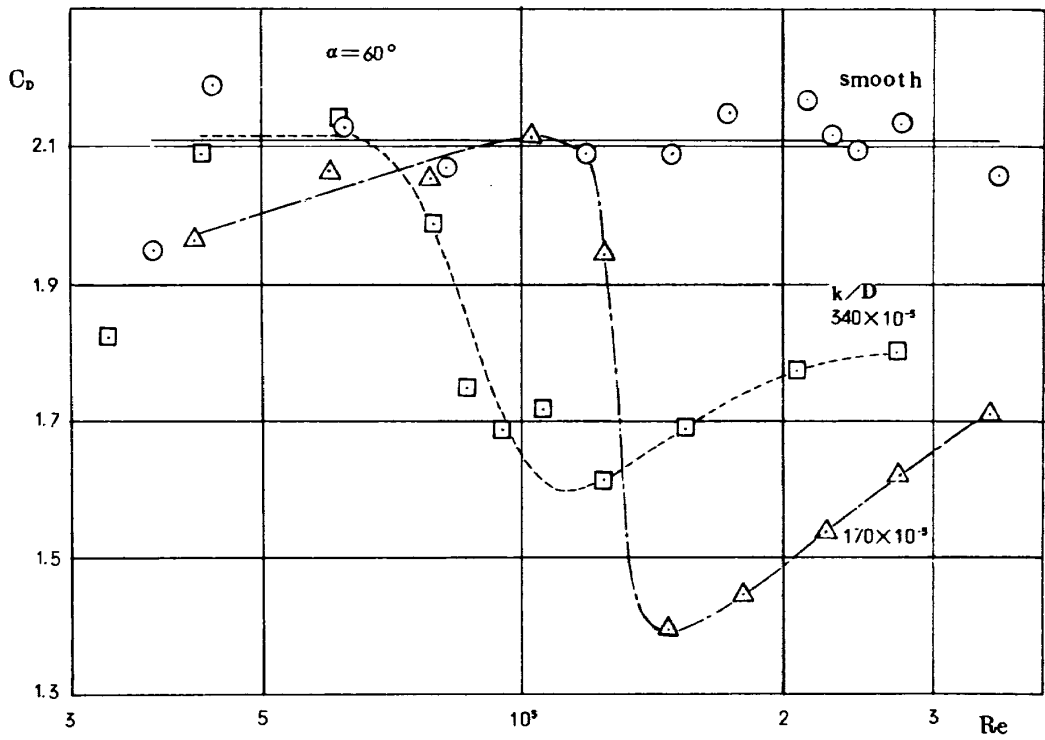


図 13

らの包絡線としての $C_{Lmax} \sim Re$ 曲線(太線)を示す。図 17 には $k/D = 170 \times 10^{-5}$ の場合について C_{Lmax} および C_{Lmax} を与える迎角 α , その迎角における剝離点 ϕ_s をレイノルズ数 Re に対してプロットする。まずはじめに $C_{Lmax} \sim Re$ 曲線は谷の予想通り極大をもつことに注意する。また、 $\alpha \sim Re$ 曲線および $\phi_s \sim Re$ 曲線も $C_{Lmax} \sim Re$ 曲線と同様な形をしている。迎角が一定の場合の $C_L \sim Re$ 曲線が極大をもつことは、上述のように剝離点の移動と関連づければ容易に理解することができる。しかし C_{Lmax} を与える迎角 α は

Re とともに変化するので、 C_{Lmax} が極大値をもつことは、 α 一定の場合の C_L が極大値をもつことほど単純には理解できない。この場合には、図 16 に示すように、 α 一定の場合の $C_L \sim Re$ 曲線の包絡線としての $C_{Lmax} \sim Re$ 曲線がやはり極大をもつというように理解すべきであろう。

図 18 には k/D をパラメータとして、 C_{Lmax} を Re に対してプロットする。 α 一定の場合と同様に、ラフネスがある場合には $C_{Lmax} \sim Re$ 曲線は極大をもつこと、 k/D が増加すると C_{Lmax} の最大値、およびその

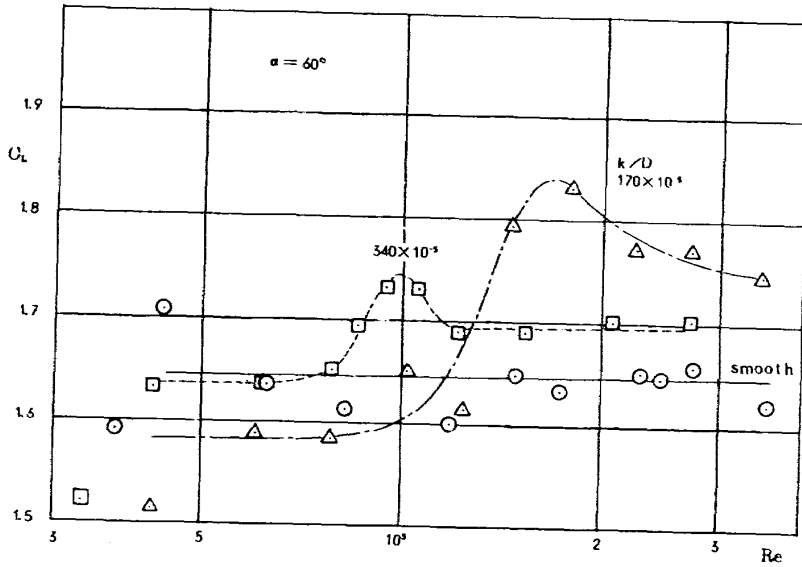


図 14

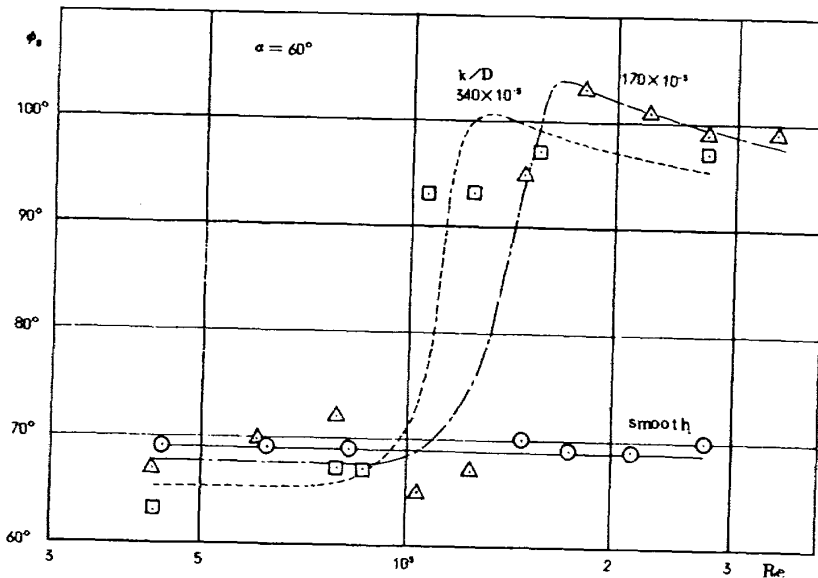


図 15

最大値を与える Re の値が減少することを同図は示している。smooth の場合には C_L はほとんど一定であり、subcritical 領域しかあらわれていないと考えられる。しかし、Achenbach の実験における ϕ_s に対する Re およびラフネスの影響とこの実験におけるそれとの類似を考え合せると、 Re を充分高くした場合には smooth な場合でも $C_{L,max} \sim Re$ 曲線が極大をも

つことが充分考えられる。

流れの二次元性を検討する目的で、中央断面より 120° はなれた断面においても圧力分布の測定を行った。subcritical, critical, supercritical 各領域における測定結果を図 19 に示す。二次元性はほぼ成立していると考えられる。

この論文においては、風洞レイノルズ数の制限、お

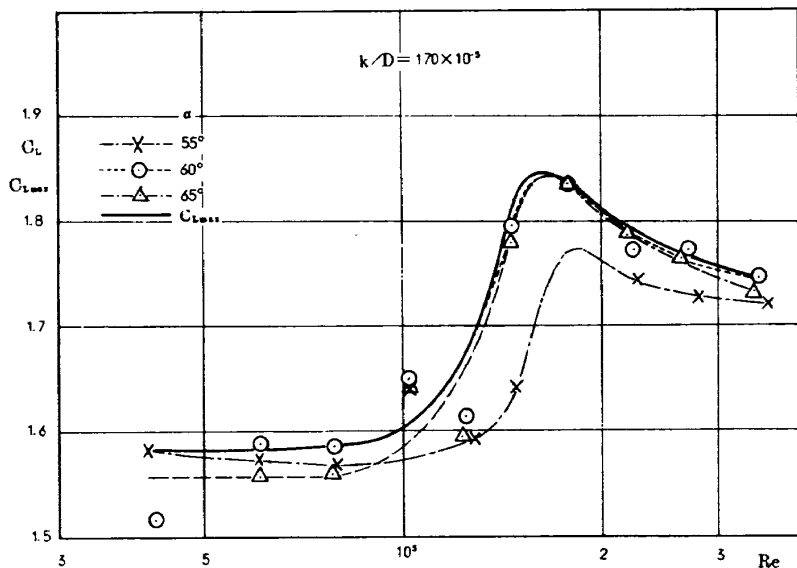


図 16

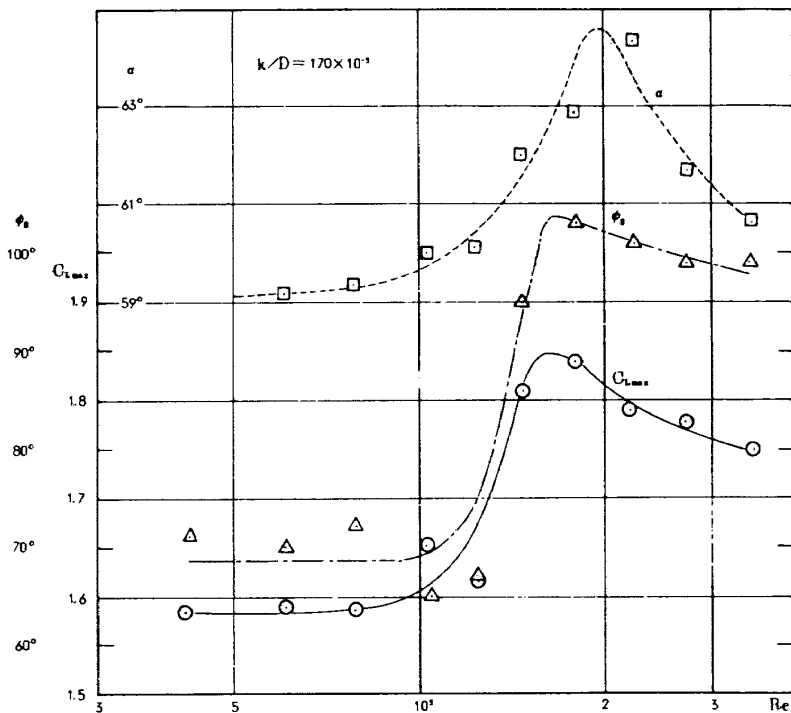


図 17

よび実験の簡単化のために通常の翼型とはいいがたい模型について予備的な実験を行った。この模型に関する限りは、ラフネスを貼った場合には、 $C_{L_{max}} \sim Re$ 曲線は極大をもち、smooth な場合についてもそうなることが推察される。この実験の結果は、smooth な一般の翼型の $C_{L_{max}} \sim Re$ 曲線も極大をもつという谷の予想を証明するものではないが、少くとも支持するものであると考えている。

4 結 論

$C_{L_{max}}$ は Re を増すと一般に増加する実験結果が多い。 Re をさらに増加させた場合、 $C_{L_{max}}$ が増加をつづけるか、あるいはある極大値に達した後減少するかは興味深いところである。谷は $C_{L_{max}}$ は最大値に達した後減少することを予想した。この実験はこの予想をたしかめるために行われた。風洞のレイノルズ数の制限および実験の簡単性から、円柱にフラップをつけた模型について実験を行った。この模型にラフネスをつけた場合には $C_{L_{max}} \sim Re$ 曲線は谷の予想通りになった。このような予備的な実験結果から、smooth な一般の翼型についても谷の予想通りになることを証明することはできないが、この実験結果はこの予想を支持するものであると考えている。

あ と が き

この研究は東京大学名誉教授の谷一郎氏の示唆によってはじめられたものである。また研究中にも有益な御教示を賜った同教授にこゝに謝意を表する次第である。

文 献

1. E. Achenbach, Distribution of local pressure and skin friction around a circular cylinder in cross-flow up to $Re = 5 \times 10^6$, J. Fluid Mech. vol. 34, part 4, pp. 625 - 639, 1968.
2. E. Achenbach, Influence of surface roughness on the cross-flow around a circular cylinder, J. Fluid Mech. vol. 46, part 2, pp. 321 - 335, 1971.
3. 谷 一郎, 個人的な討論
4. E. N. Jacobs and A. Sherman, Airfoil section characteristics as affected by variations of the Reynolds number, NACA Rep. 586, 1936.

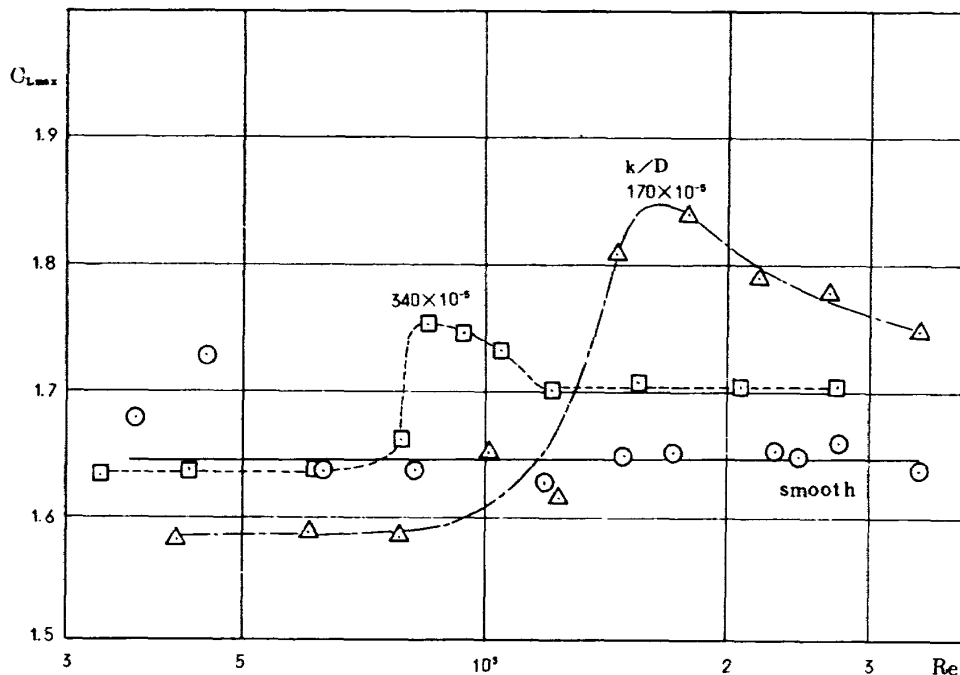


図 18

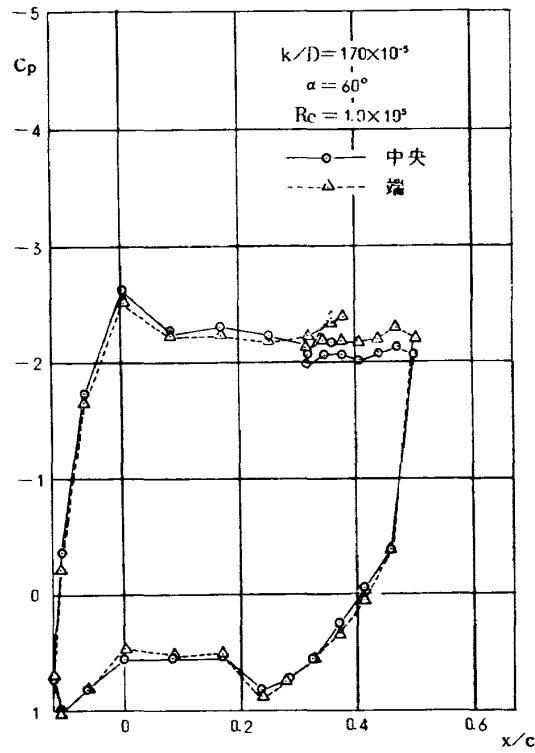


図 19(a)

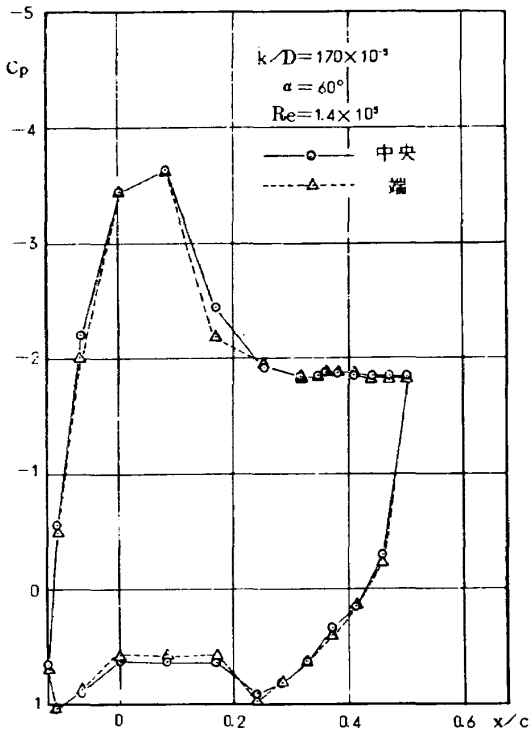


図 19(b)

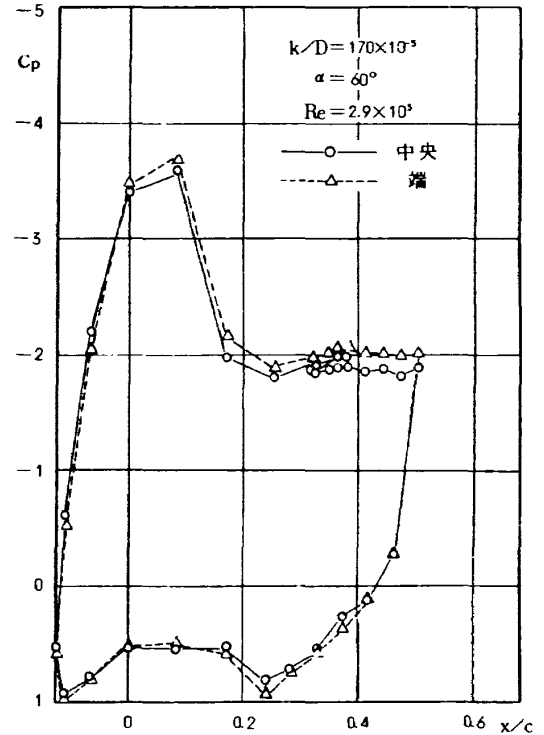


図 19(c)

航空宇宙技術研究所報告 396号

昭和49年12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)47-5911(大代表)●182

印刷所 株式会社 東京プレス
東京都板橋区桜川2-27-12
