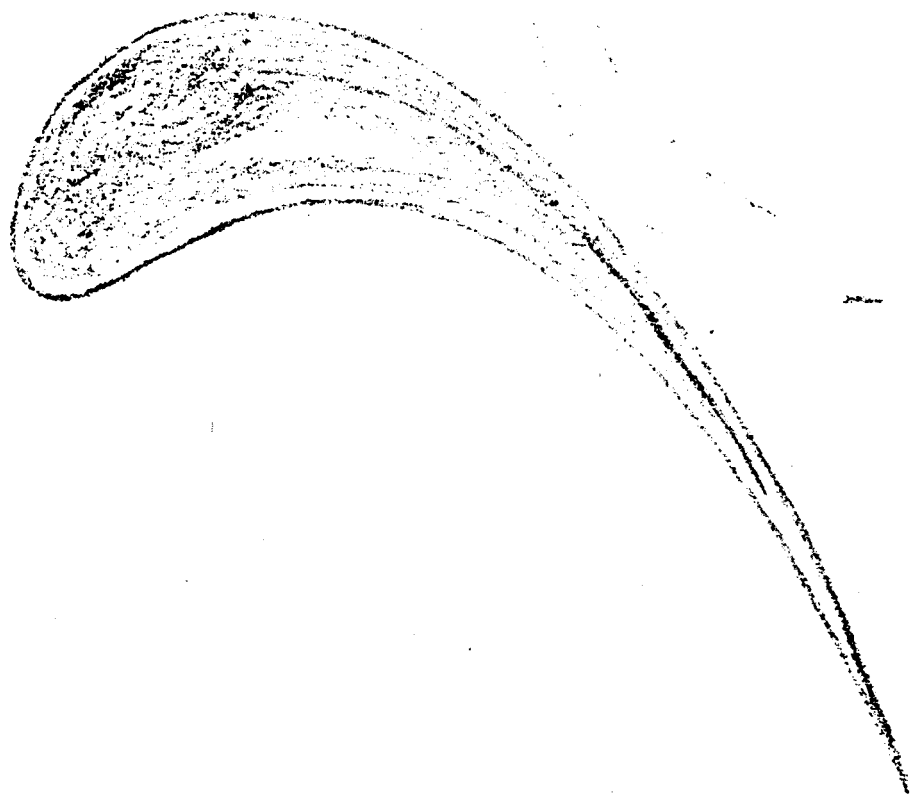


模型翼型集 (1)

旋回腕実験値



富士見が丘模型飛行機研究会編

1948 ~ 1952

記 号

A	アスペクト比 = b^2/s
a	揚力線傾斜 = $dC_l/d\alpha^\circ$
b	翼巾
c	翼弦長
C_L	揚力係数 = 揚力/ qS
C_{Lmax}	最大揚力係数
C_D	抗力係数 = 抗力/ qS
C_{D0mix}	最小断面抗力係数
C_{mo}	零揚力モーメント (頭上げ正)
C_P	風圧中心係数
C_L/C_D	揚抗比
K	抗力線傾斜 = dC_D/dC_l^2
m	翼型の最大中心矢高% C
n	空気力学中心
q	動圧 = $\frac{1}{2}\rho V^2$
R_N	レイノルズ数
S	翼面積
t	翼型の最大翼厚% C
V	速度
α°	迎角 (度)
α_{L0}°	零揚力角 (度)
ρ	空気密度

風洞の風はファンで起された渦巻いた風であるから、これを如何に物理的に処理しようとも、自然界の風とはならない。それ故、模型飛行機を風洞実験した値と、飛行実験した値とは大きな差が生ずる。

模型飛行機の飛行実験は自然界の影響を十分に受けるので、一定の資料を得るまでには大辺な労力を費さねばならない。そこで考案されたのが図の様な旋回腕実験装置である。最初の内は抗力のみを測定を行っていたのであるが、段々自信を得て、翼の三分力測定まで進んだ。一つの翼の三分力測定には平均15時間を要し、本集掲載のものについては、実験及製作の誤差を考慮して、3枚の翼を製作し、実験値は平均をとった。然し、一般に高性能と信じられている実機用の翼型でクラークY, NACA 6409, 6410, 6412, 等は更に4枚の翼を作って実験したが、平均値をとるには余りにも測点が飛離れているので、その中の最も性能の良いものを取ってある。これは実機用の翼型は、その製作次第で性能が大いに変化すると云う事であるが、翼型坐標に正確に似せて作られた翼が最良の性能を示さなかつた事は面白い事である。

実験は合計90種の翼型につき行ったが、『模型翼型集1』では25種を送んだ。風洞実験値を見なれている人々には、これらのデータは見当ちがい感ぜられるかも知れないが、これらのデータを用いて、模型機を設計し、製作し、飛行して見ると、大体正しい事が解かるものである。

模型翼の特性は劣せずして層流境界層の得られる事であるが、実物機の場合は反対で層流をより長く保たんが為に苦勞している有様である。すると、模型では特別に自然の恩恵に浴している様に見えるのであるが、実はこの層流境界層が模型機にとって迷惑な存在なのである。

模型機は型が小さく、飛行速度も遅いので、境界層の層流から乱流への遷移が起らない為に、層流剝離を起して抗力の一大増加を来す。これが模型機は実物機よりも性能が悪いと云われる根本原因なのである。また、層流は表面から剝れ易く、乱流はエネルギーの交換が行われる為に剝れ難いが、摩擦抗力は層流に比してずっと大きい。ここに眼をつけて、摩擦抗力を多少増加させながらも、圧力抗力の大減少による全抗力の減少が予想される事になる。この方法は、故意に層流を乱して乱流に変えてやると云う簡単なもので、普通乱流装置と呼ばれている。実用上の乱流装置は、その装置自身の抗力をも考えねばならないので、一般には翼巾方向に翼面に近づけて張られた針金を用いられるが、この針金の太さはレイノルズ数に關係をもち、その取付位置は翼型によって異なるので、それぞれの翼については実験によってきめねばな

-11- らない。乱流針金による翼の特性変化については、次集に発表する予定であるが、効果は期待出来るものではなく、利用者の心理的な効果の方が大きいのではないかと思っている。これらの実験で感じた事は、模型翼における層流境界層は少しぐらい乱しても又すぐ元の層流にかえってしまう事である。それ故、乱流にする為の障碍物は一個所でなく、その右方に何個所も設ける必要があると云う事になり、翼上面にトイレットペーパーの様な皺紙を貼ったものを実験した所、その効果の拔群なものには驚喜した。本集にはNACA 6412と、R・308翼型にこれを用いた結果を揚げた。

吸込吹出翼とは、翼の全上面に小孔を穿って、吸込吹出を自由にさせ上面の圧力分布を平らにならして、急激な圧力降下と圧力上昇を防ぎ、早期の境界層の剝離を防いだものである。その効果は実験によく現われ、最小断面抗力係数約10%の減少を示した。ここでは小孔を穿つ場所が全上面であったが、場所を変えて実験すれば面白い結果が得られるであろう。実機に於ては適当と思われる圧力分布を与えて、逆に翼型を計算する方法がとられているが、自らそれには限度があるから、吸込吹出翼の様に翼型を変えないで人為的に圧力分布を変える方法が併用されねばならないと考えている。

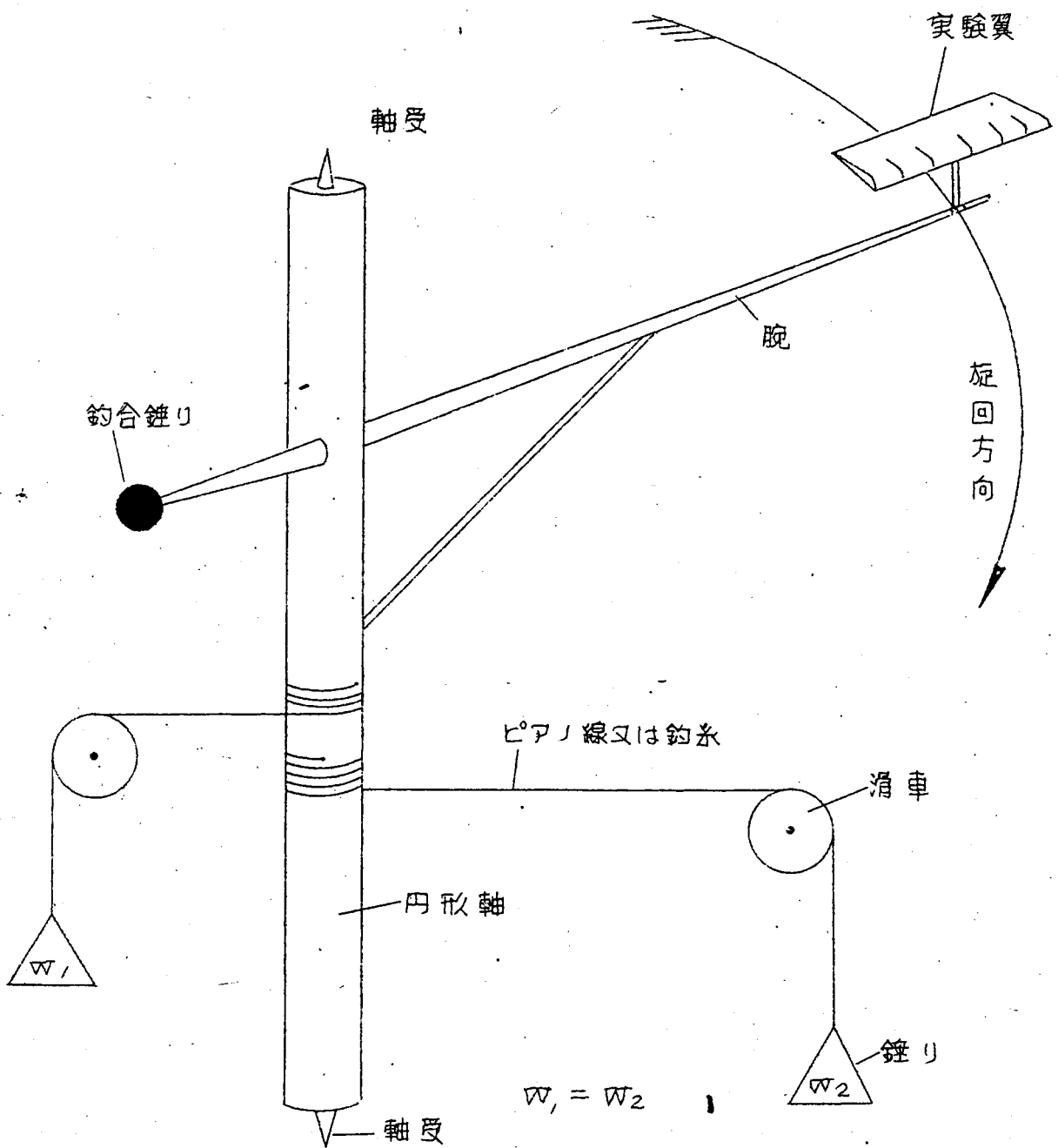
現今、模型飛行界で最も盛んな競技は、滞空時向の競技である。滞空性能を良くする為に選ぶべき翼型は、割と揚力係数の大きな迎角で揚抗比が大きくなければならない。模型機の翼は断面抗力係数が非常に大きく実物高速機の約1.0倍以上であるので、最大揚抗比を与える揚力係数は必然的に大きくなるが、最大揚力係数は0.9~1.2(翼厚5%以上のもの)と云う低い値を示しているので、大きな揚力係数で釣合せるのは危険である。そこで今少し小さな揚力係数に於て最大揚抗比を出す様な翼型が欲しくなるが、それには本集を見て解る様に、翼厚比を0に近づけながら、中心矢高比を、4~5%にとればよろしい。この点ライトプレーン用の片面貼り翼は最高の性能を示している。現用されている翼型は強度と製作上の関係から翼厚比8~12%のものが多いのであるが、模型では実機ほど風圧中心の移動が大きいので強度の余裕をもっと切つめて、翼厚の薄いものを用いられねばならない。

本翼型集は謄写版刷りであったので、手数を省くために図表のみとした。然し、模型機に於ては図表から数値を読み取る方が便利なのである。また性能計算等に必要の諸数値は図表に記入してあり、これらを利用するには、下記の方程式が便利である。

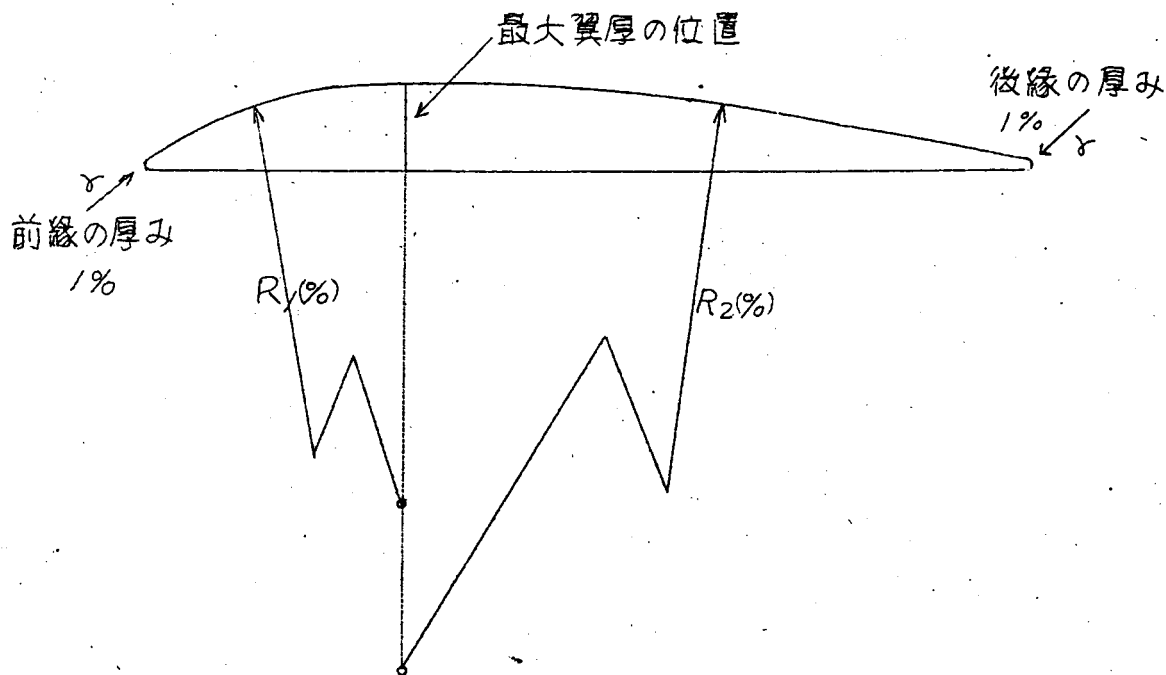
$$\begin{cases} C_L = a(\alpha - \alpha_{L0}) \\ C_D = C_{Dmin} + KC^2 \\ C_p = n - C_{mo}/C_L \end{cases}$$

旋 回 腕 略 図

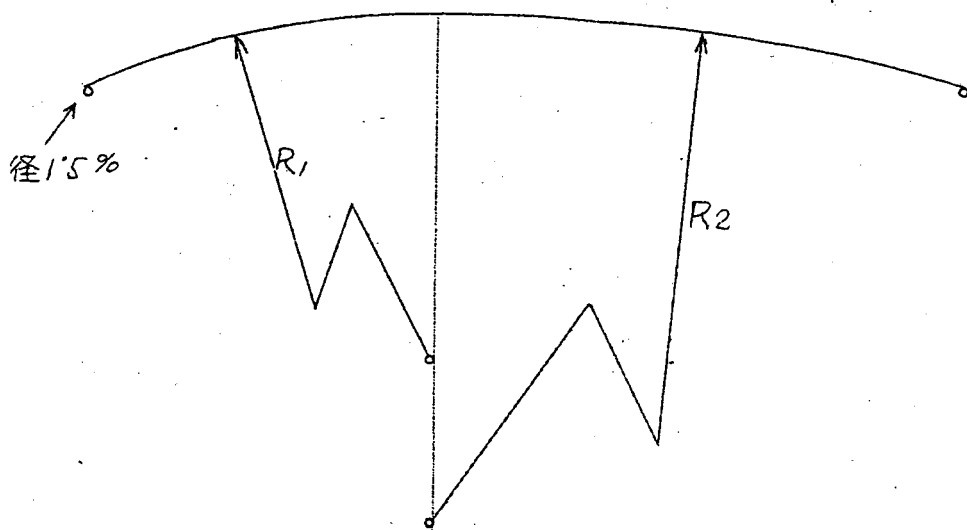
- 腕の長さは、実験翼々中の5倍
- アスペクト比の大きな翼は垂直に取付ける場合もある。



翼型の画き方 (1)



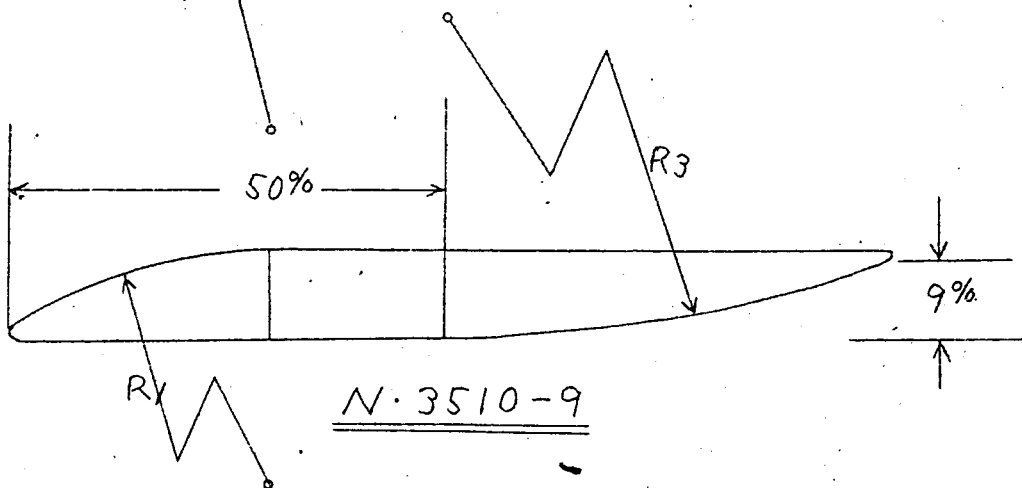
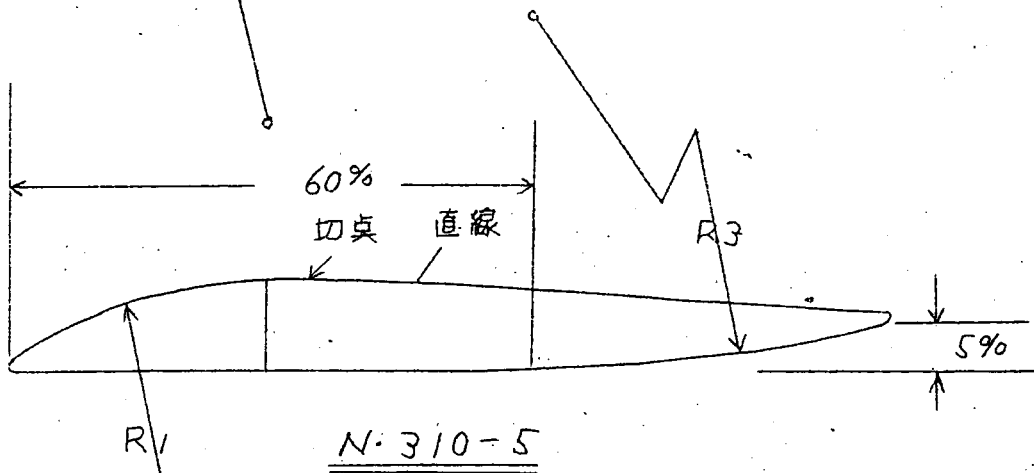
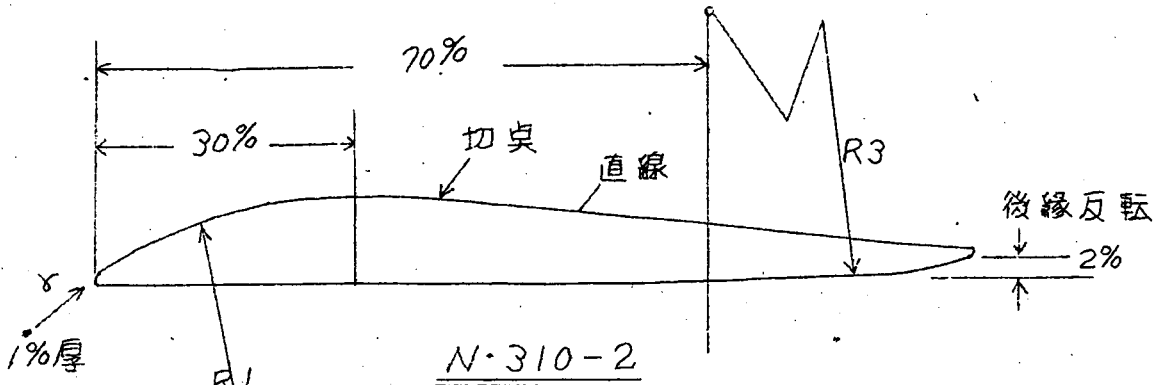
(Rシリーズ翼型) 翼型上面は半径を R_1, R_2 とした2つの円弧で画かれ、下面は直線である。前、後縁は1%の厚みを持ち、半径は指定しないが適度の丸みをつける。 R_1, R_2 の中心は最大翼厚の位置を通り、下面に直角な線上に在る。



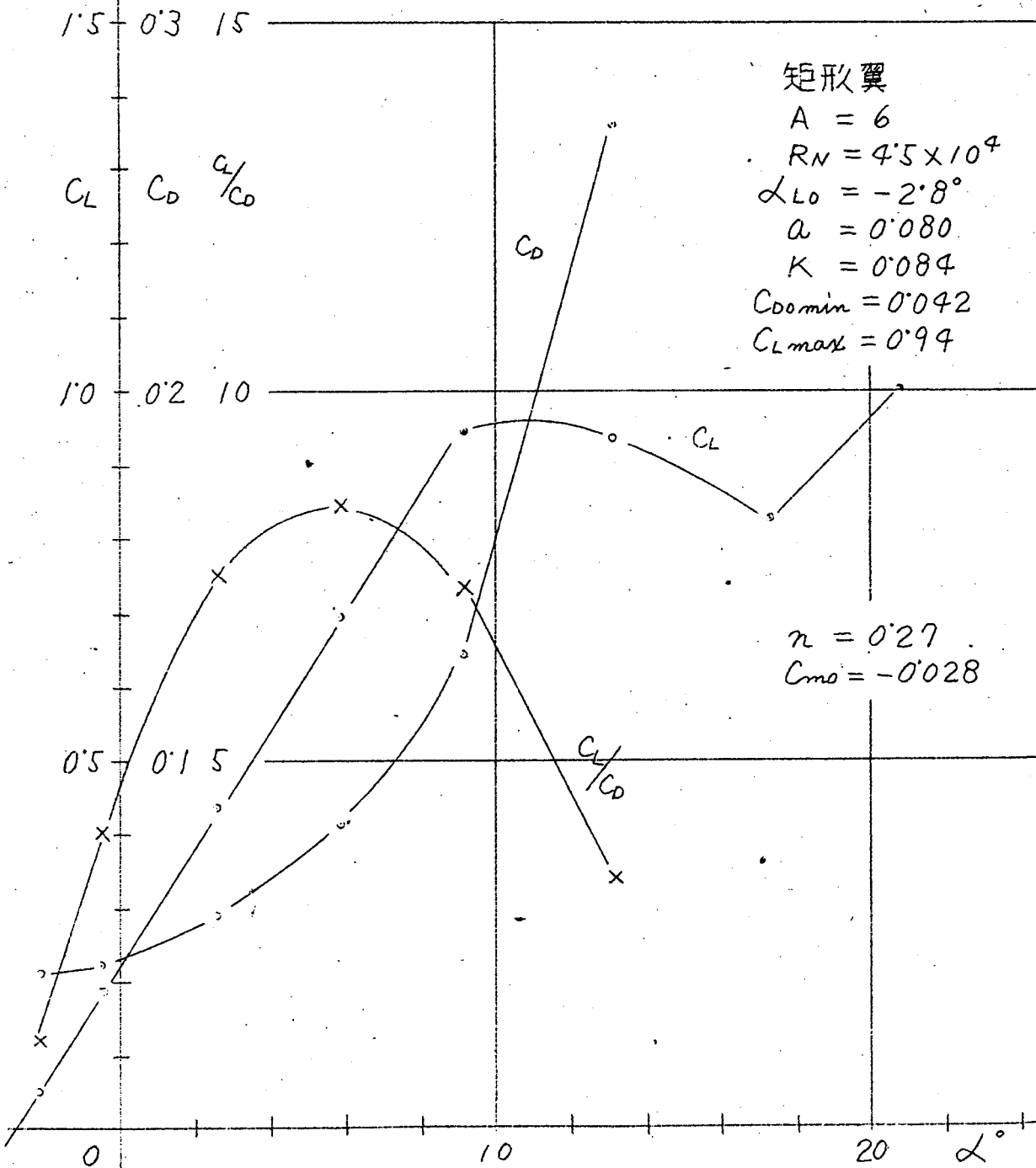
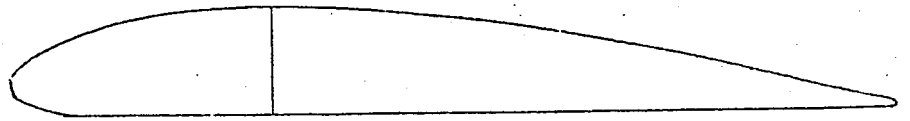
(Lシリーズ翼型) ライトプレーン用の片面貼り翼とも云はれ、前後縁は径1.5%の竹ヒゴである。翼厚0. R_1, R_2 の中心は最大矢高線の位置を通り、前後縁を結ぶ線に直角な線上に在る。

翼型の画き方 (2)

(Nシリーズ翼型) 上面、下面共に円弧と直線の組合せで画く。前、後縁の厚みは1%にとり、適度の丸みに画く。



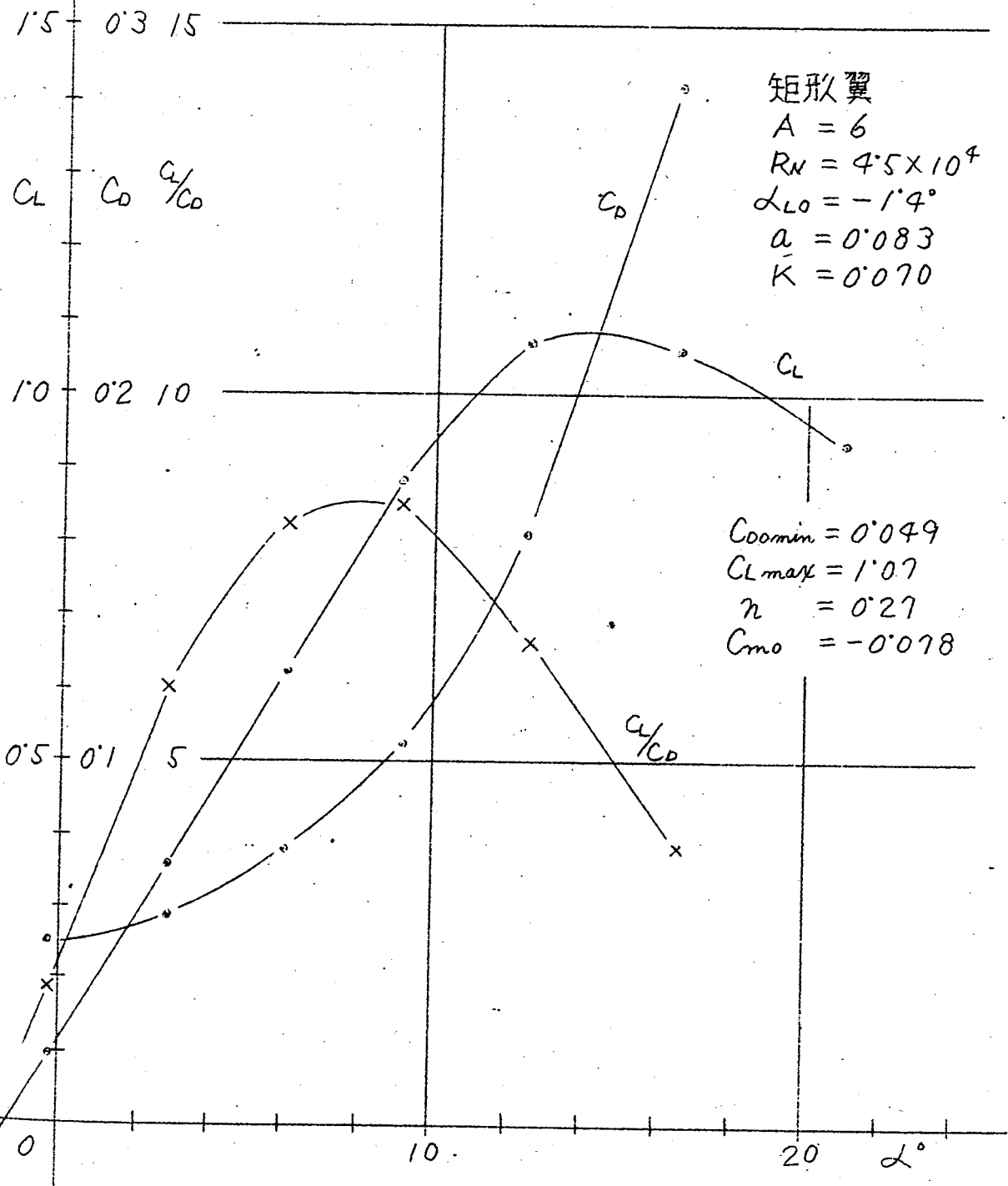
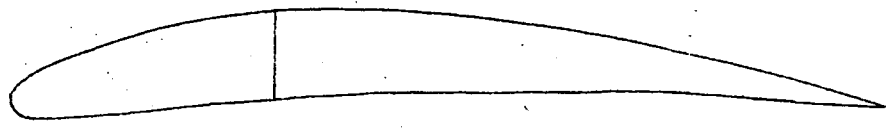
CLARK Y



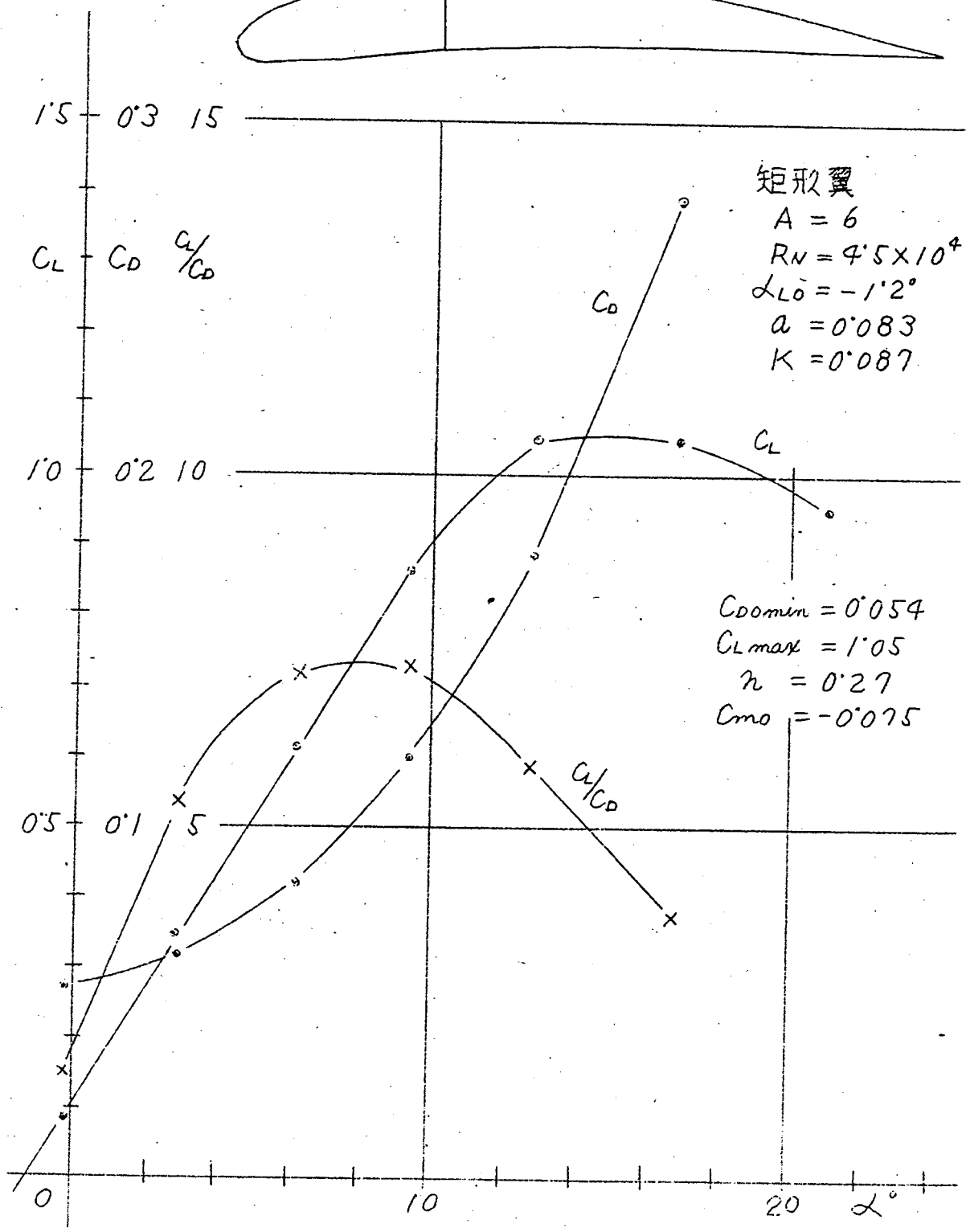
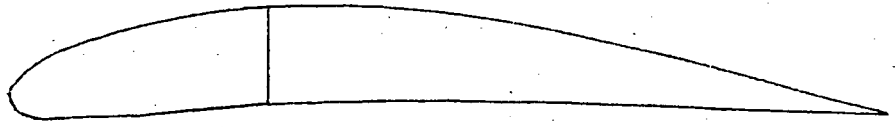
矩形翼
 $A = 6$
 $RN = 4.5 \times 10^4$
 $\alpha_{L0} = -2.8^\circ$
 $a = 0.080$
 $K = 0.084$
 $C_{Dmin} = 0.042$
 $C_{Lmax} = 0.94$

$n = 0.27$
 $C_{mo} = -0.028$

N.A.C.A 6409

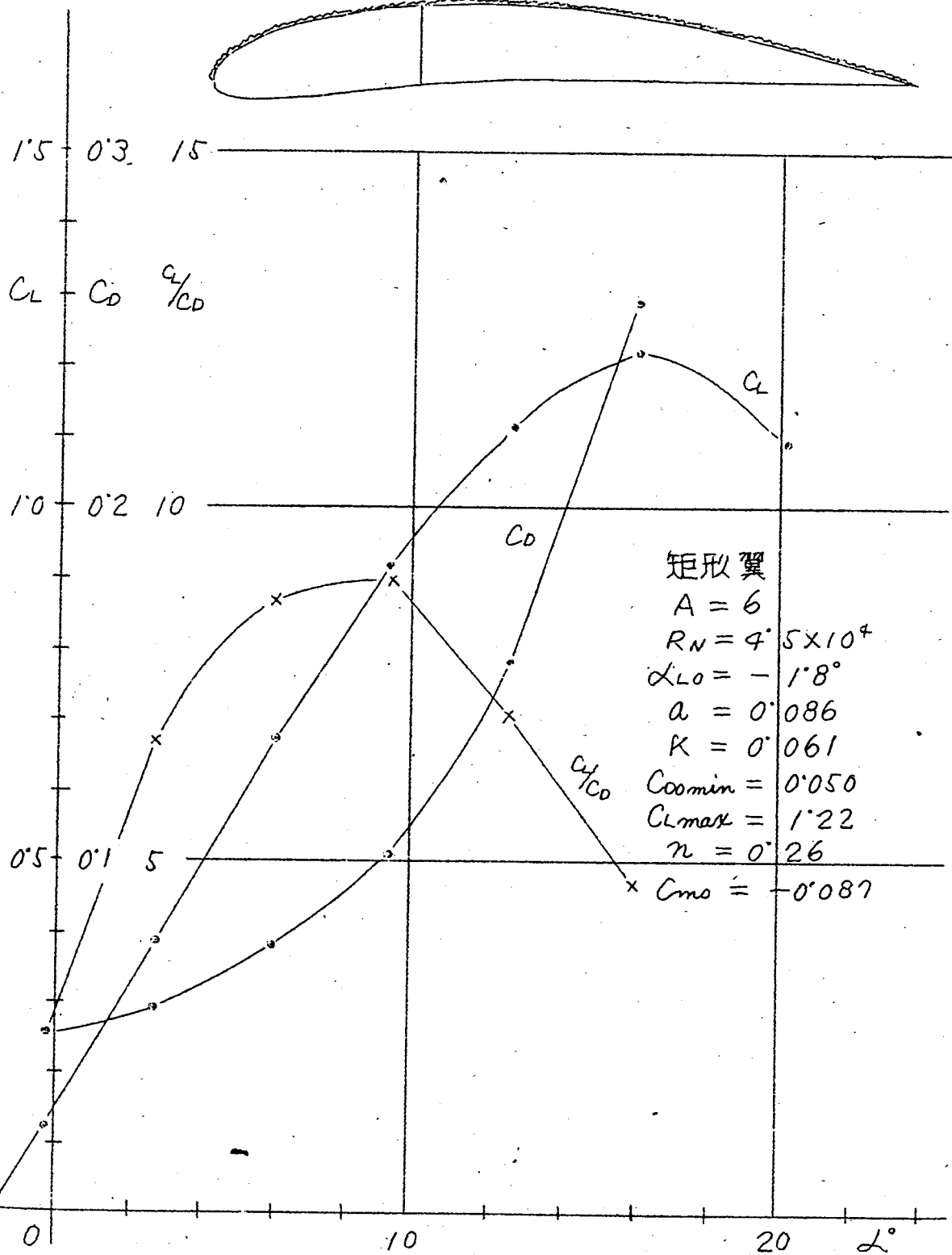
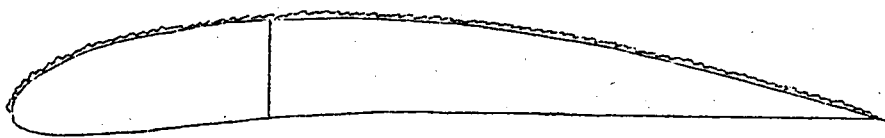


N.A.C.A. 6412



N.A.C.A 6412

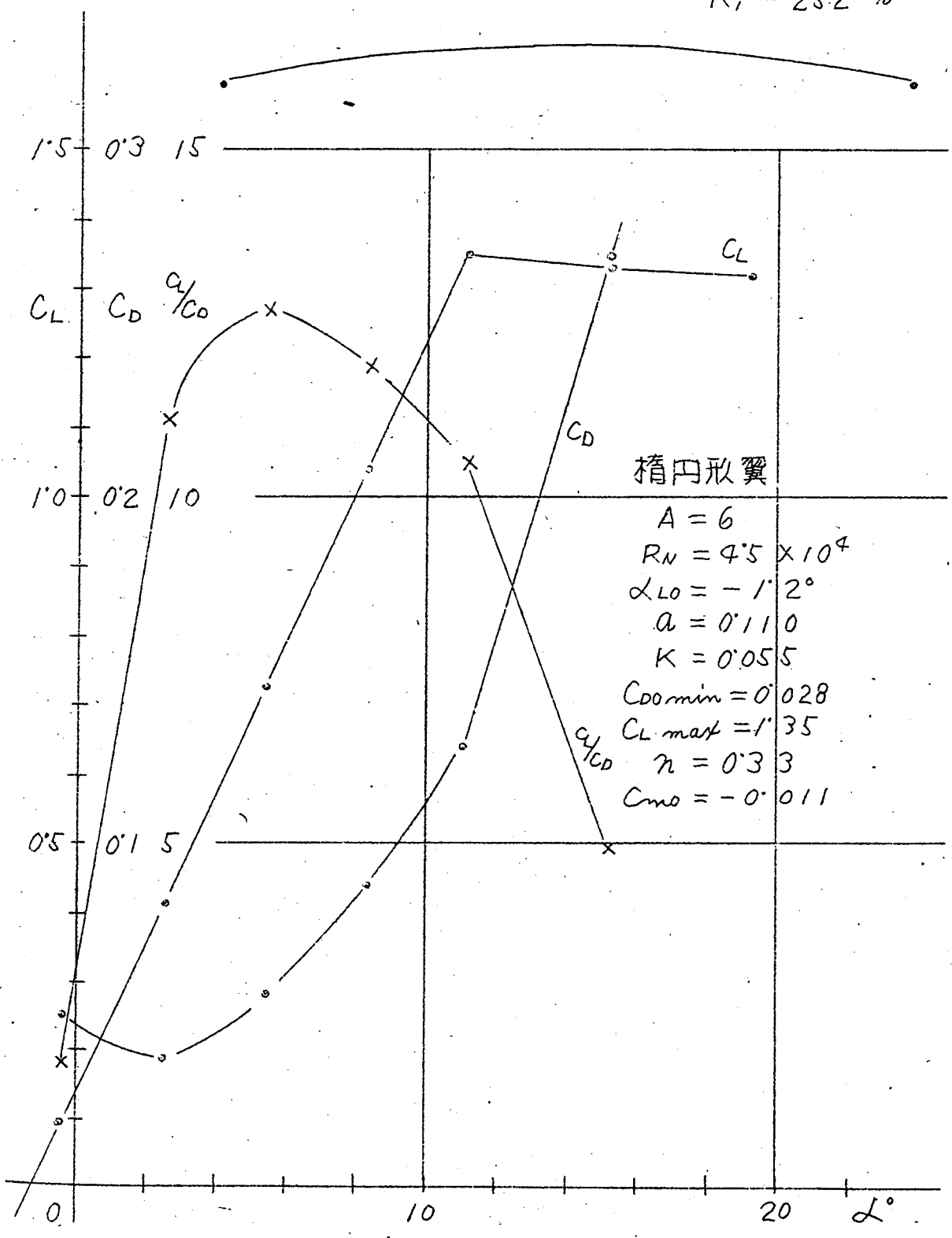
上面紙貼り



矩形翼
 $A = 6$
 $R_N = 4.5 \times 10^4$
 $\alpha_{L0} = -1.8^\circ$
 $a = 0.086$
 $K = 0.061$
 $C_{Dmin} = 0.050$
 $C_{Lmax} = 1.22$
 $\eta = 0.26$
 $C_{mo} = -0.087$

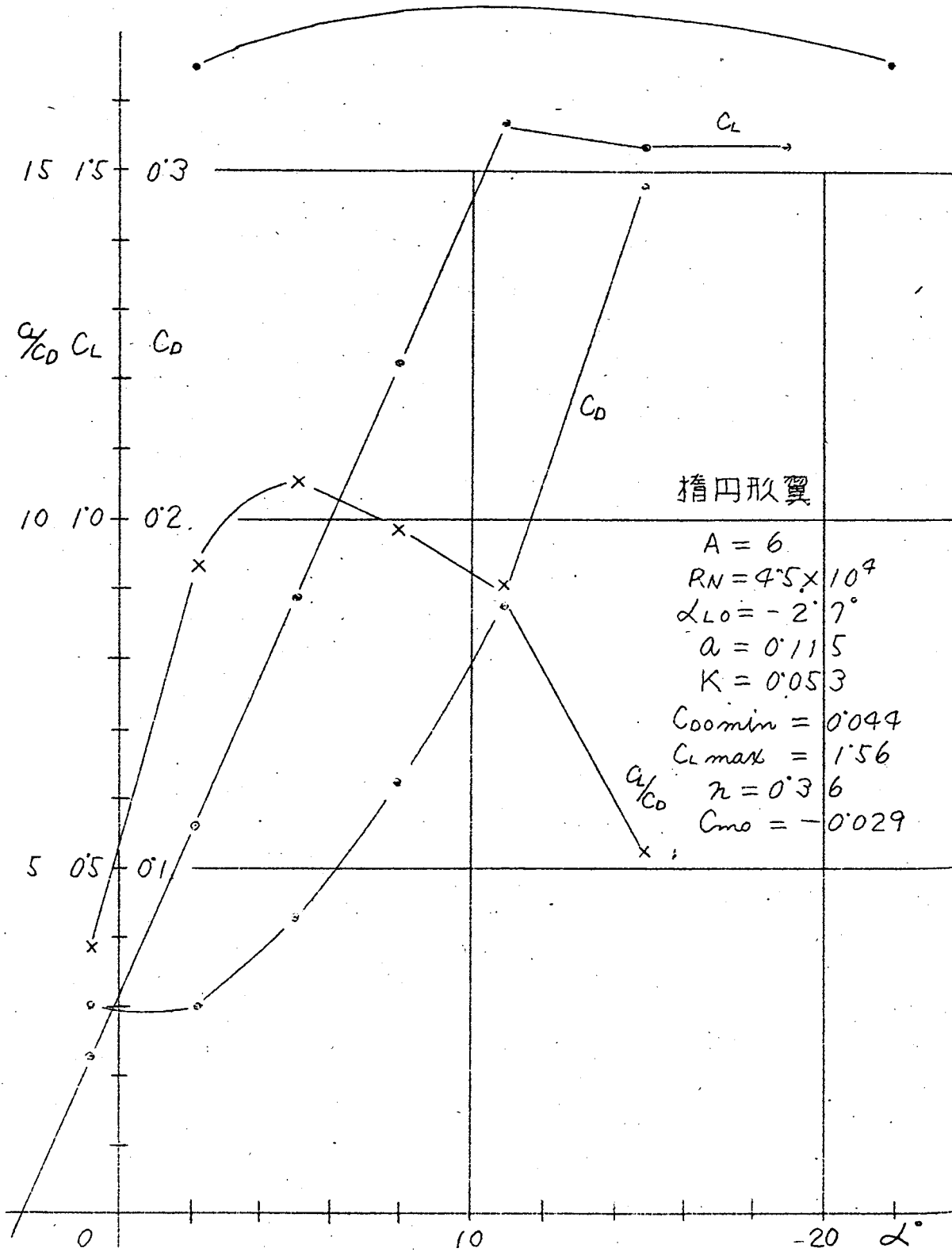
L. 55

$R_1 = 25.2 \% C$

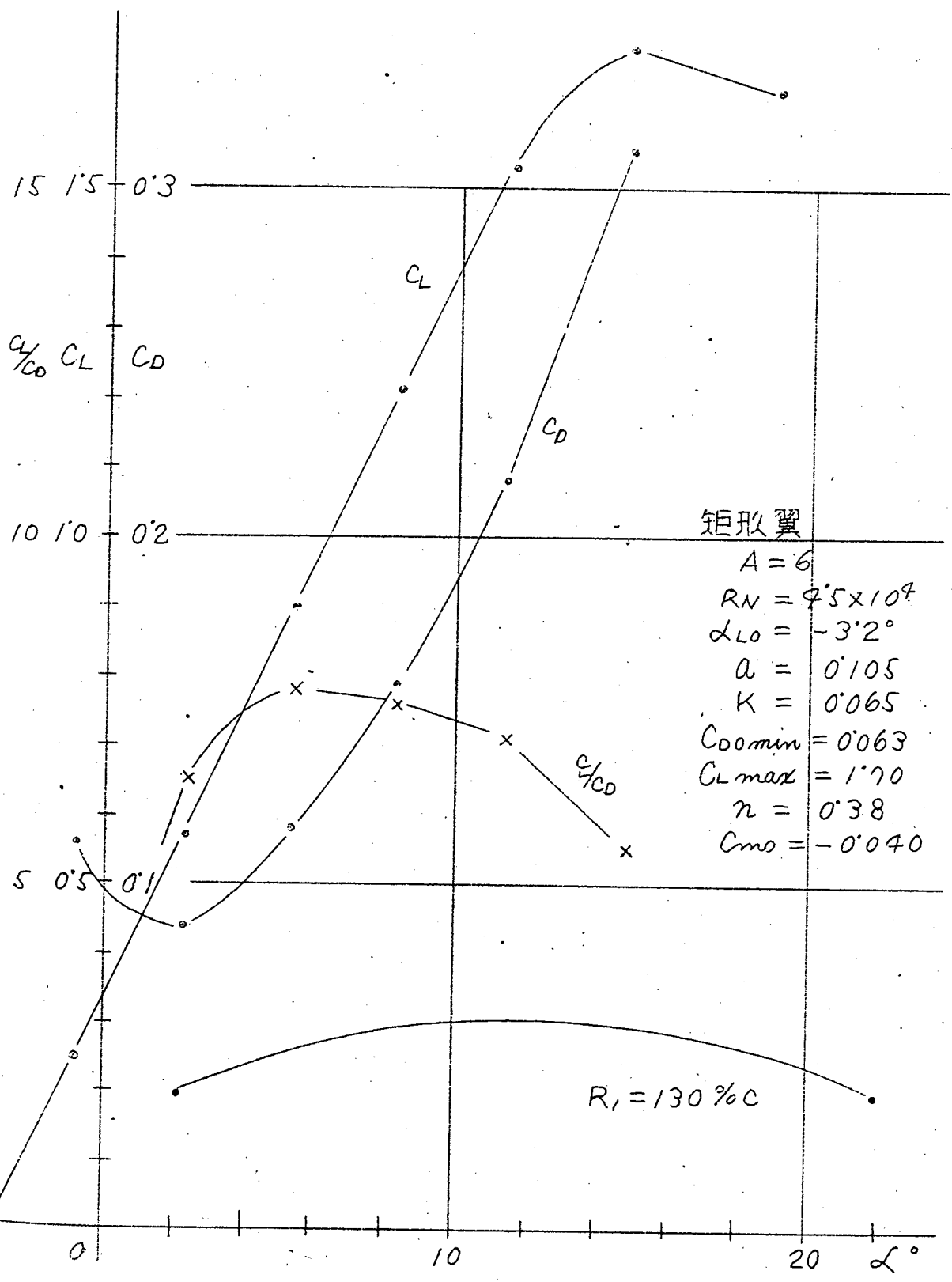


L. 84

$R_1 = 104 \% C$
 $R_2 = 362 \text{ "}$

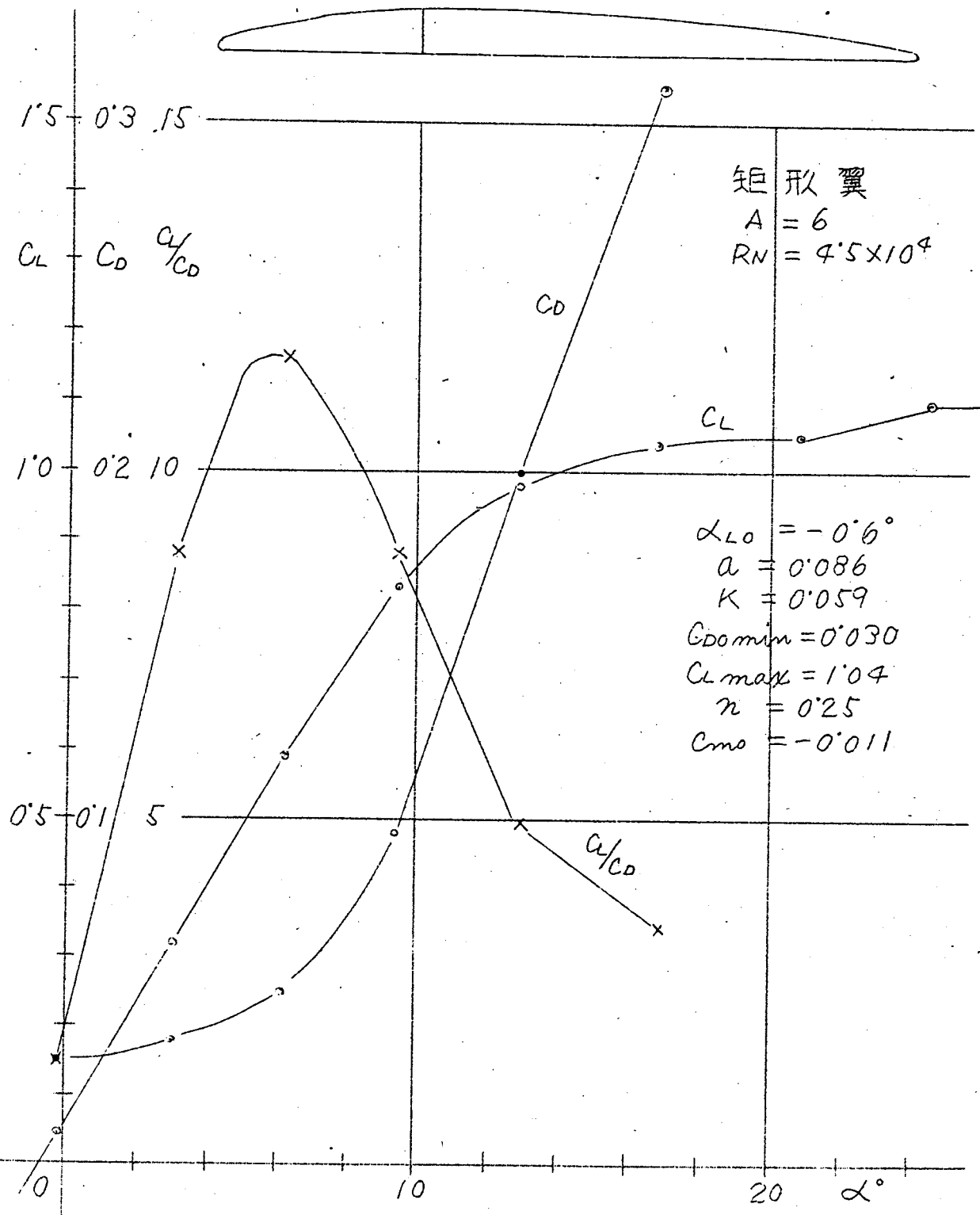
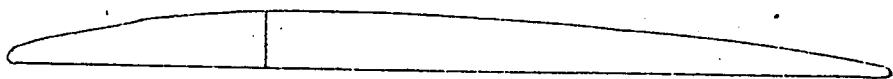


L. 105



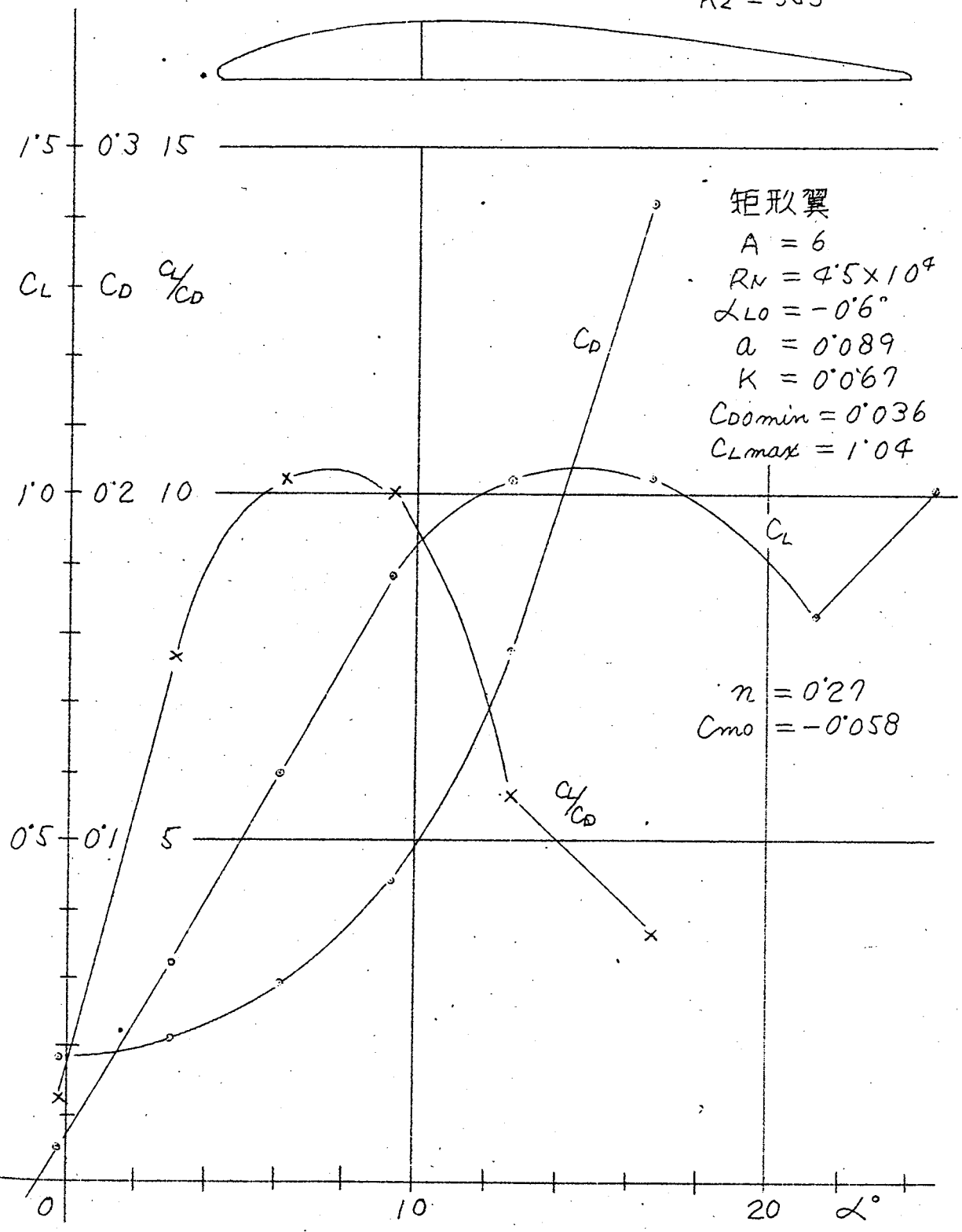
R · 306

$R_1 = 92 \%$
 $R_2 = 492 \%$



R. 308

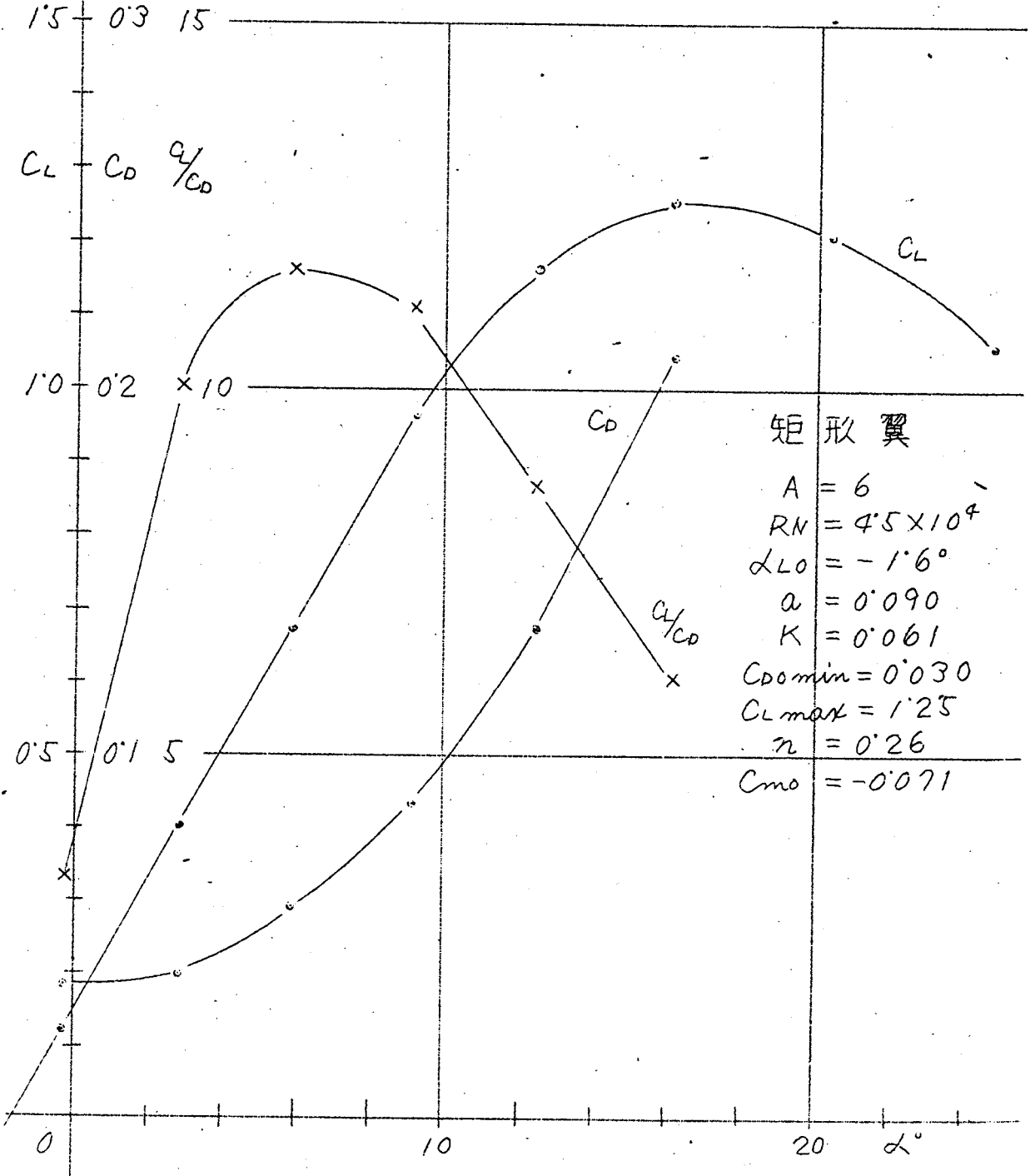
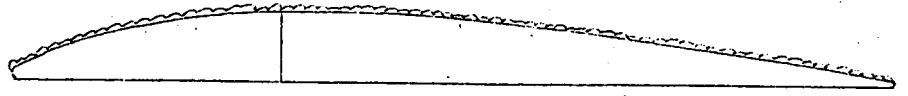
$R_1 = 68 \text{ \%C}$
 $R_2 = 353 \text{ ''}$



R. 308

上面紙貼り

$R_1 = 68 \%$
 $R_2 = 353 \%$

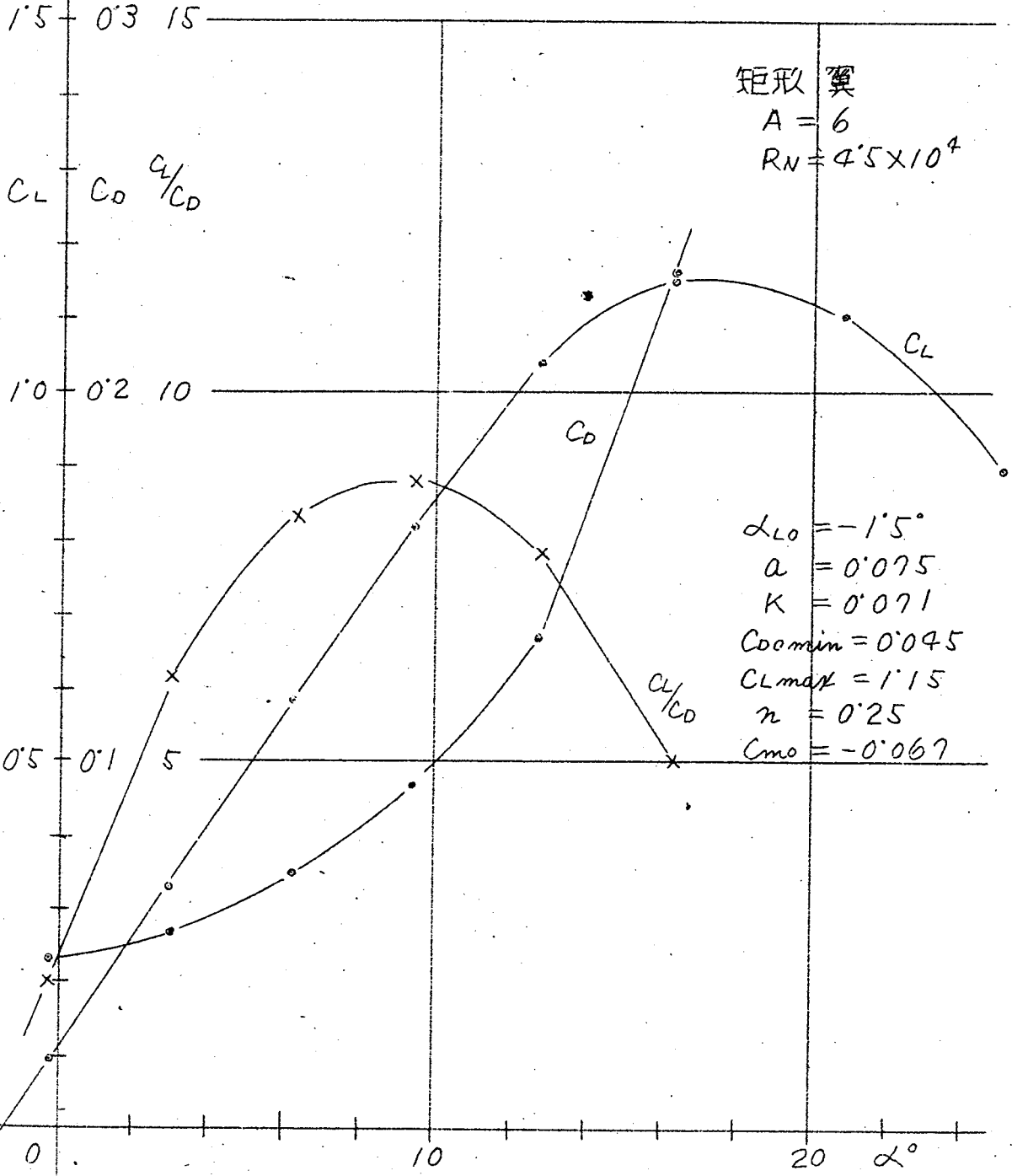
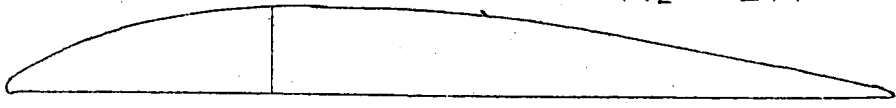


矩形翼

- $A = 6$
- $RN = 4.5 \times 10^4$
- $\alpha_{LO} = -1.6^\circ$
- $a = 0.090$
- $K = 0.061$
- $C_{Dmin} = 0.030$
- $C_{Lmax} = 1.25$
- $\alpha = 0.26$
- $C_{mo} = -0.071$

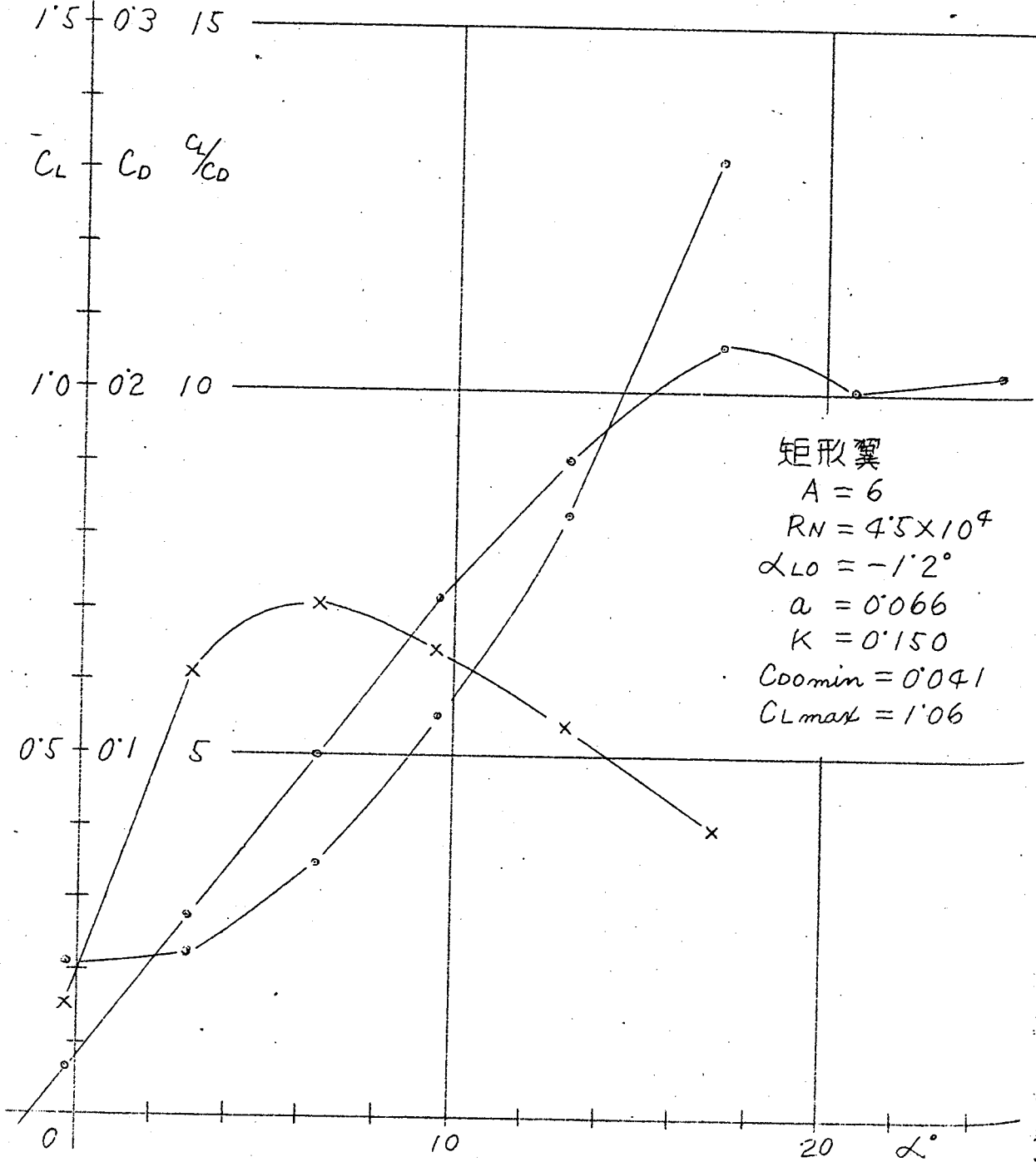
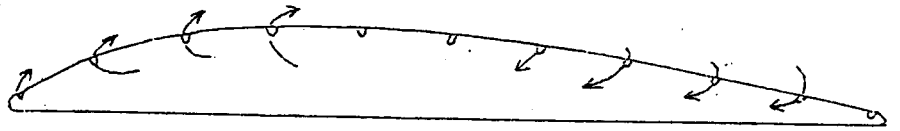
R. 310

$R_1 = 54 \% C$
 $R_2 = 277 \text{ "}$



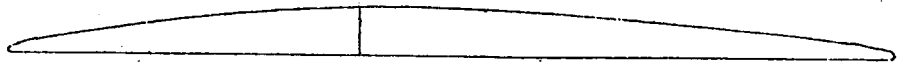
R · 310

全上面吸込吹出孔付，孔徑 1% 弦長
翼中，翼弦方向 10% 弦長毎に 1 孔



R · 405

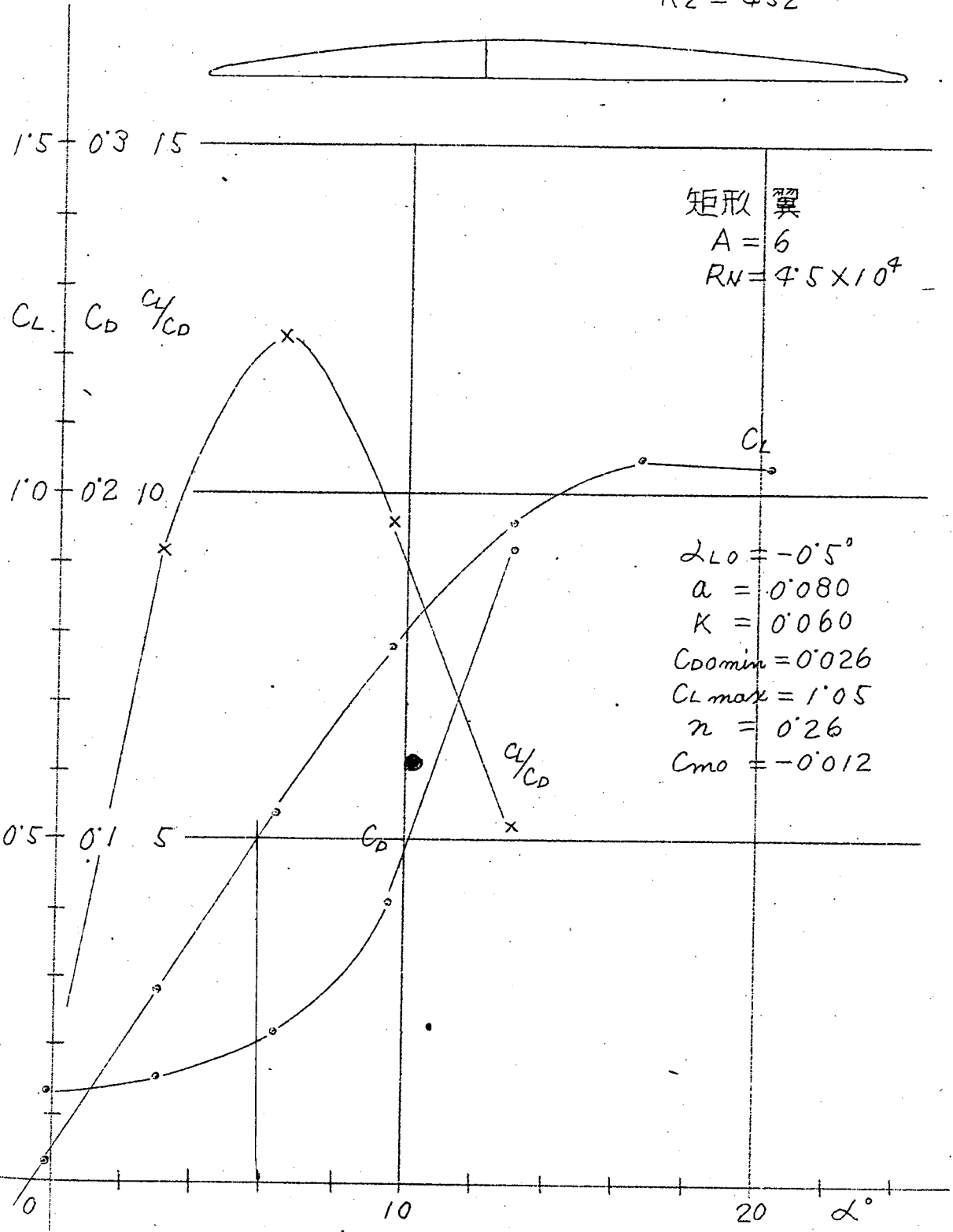
$R_1 = 202 \text{ \%c}$
 $R_2 = 452 \text{ ''}$



矩形翼

$A = 6$

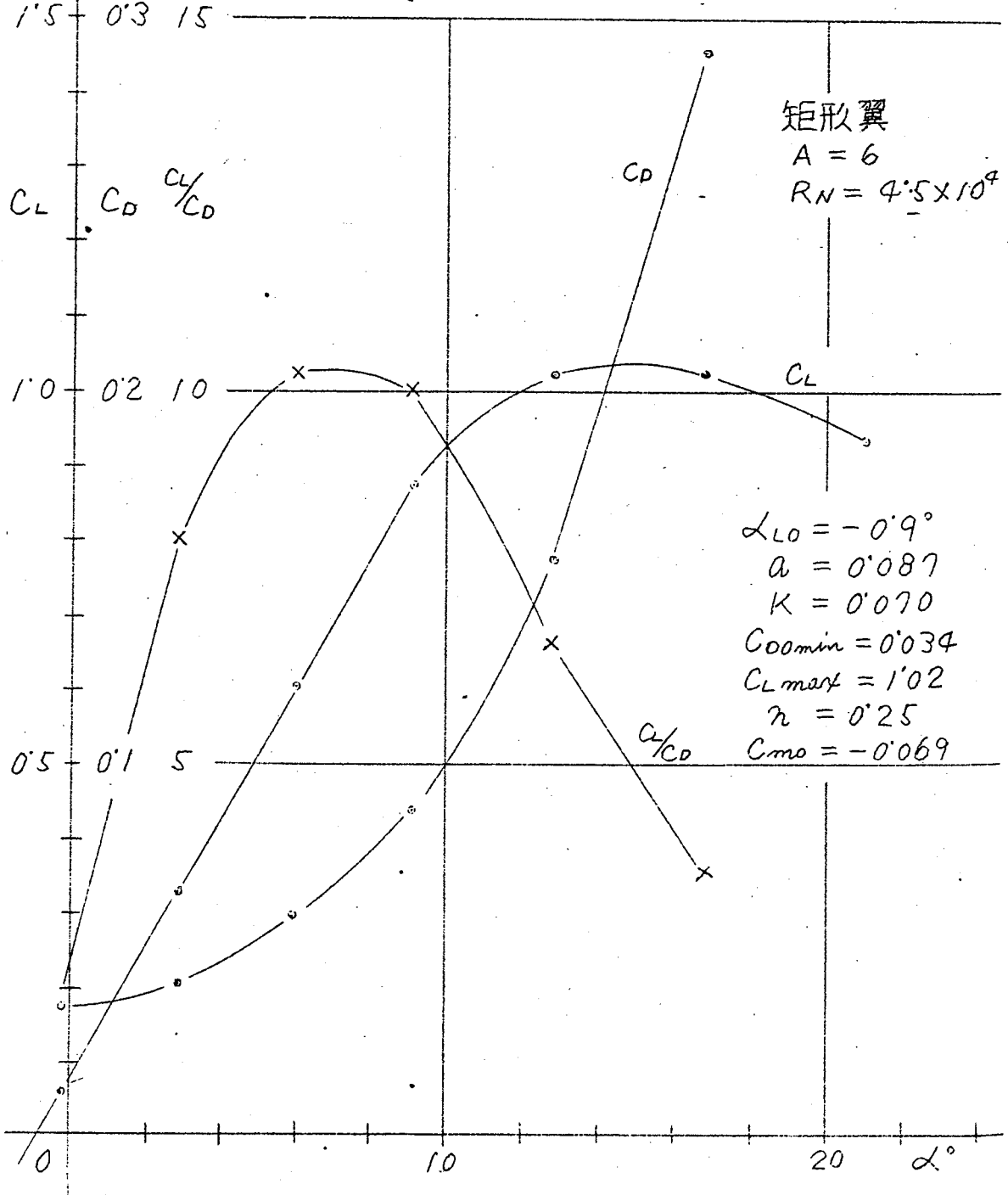
$RN = 4.5 \times 10^7$



$\alpha_{L0} = -0.5^\circ$
 $a = 0.080$
 $K = 0.060$
 $C_{Dmin} = 0.026$
 $C_{Lmax} = 1.05$
 $n = 0.26$
 $C_{mo} = -0.012$

R · 408

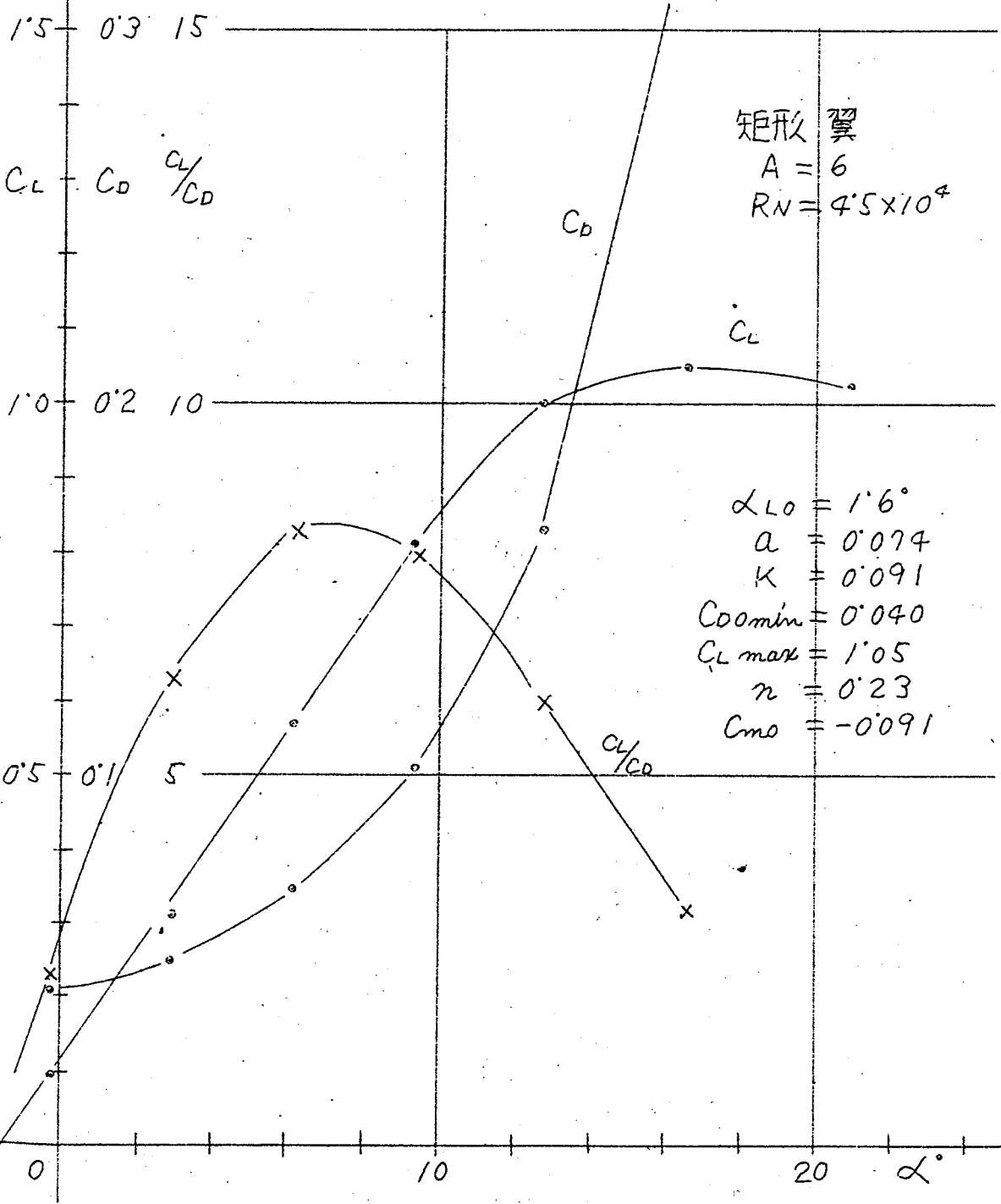
$R_1 = 118 \%$
 $R_2 = 261 \%$



矩形翼
 $A = 6$
 $R_N = 4.5 \times 10^4$

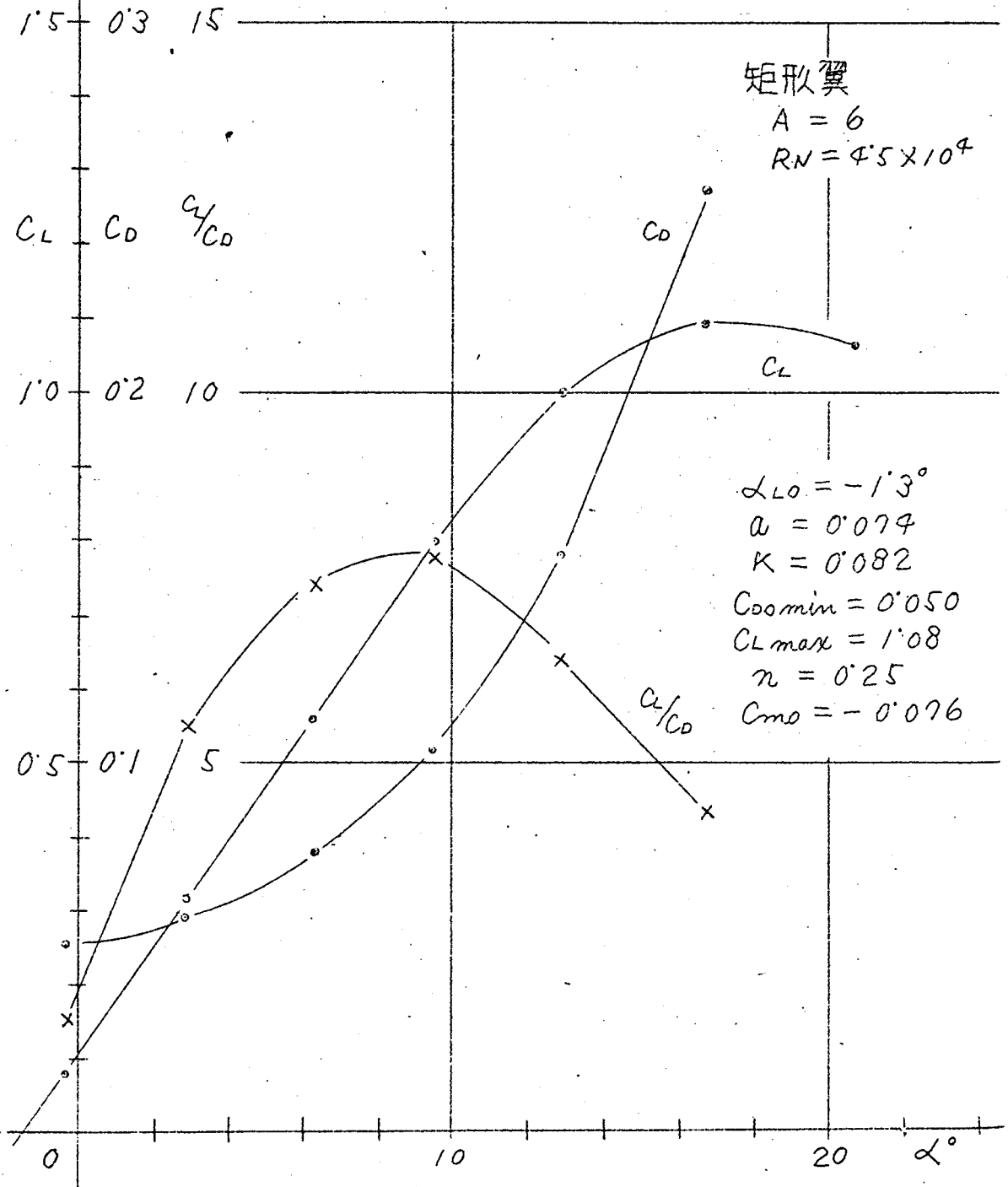
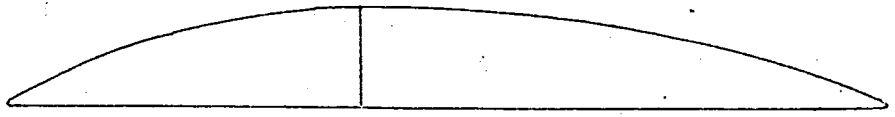
R. 410

$R_1 = 93 \% C$
 $R_2 = 204 "$



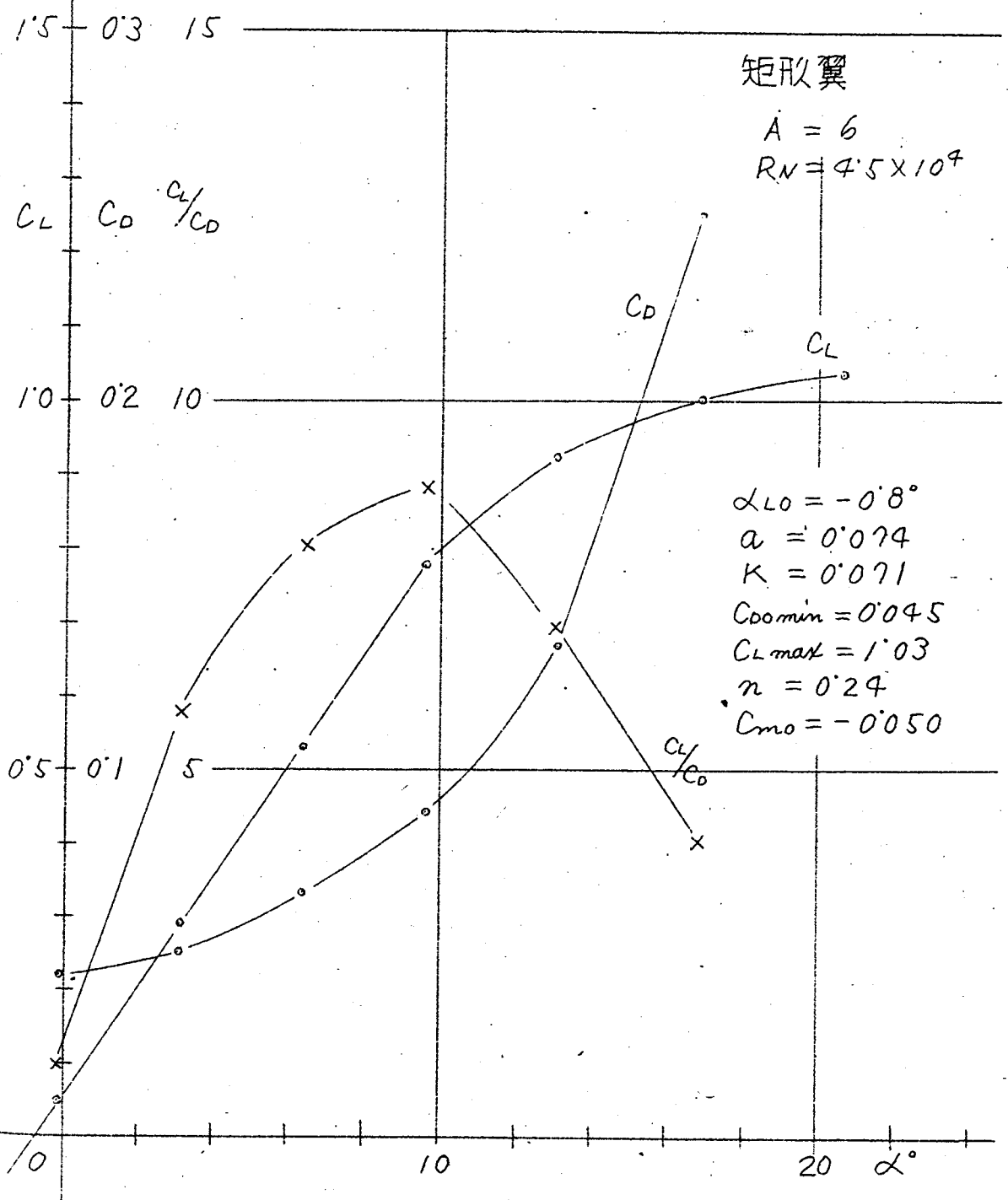
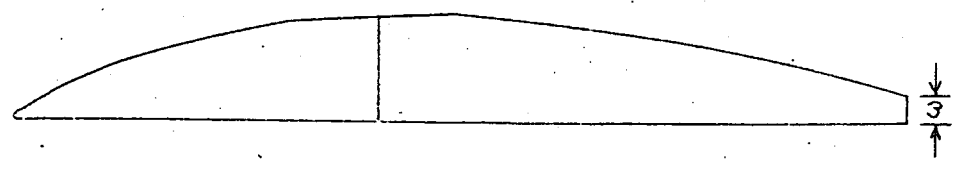
R · 412

$R_1 = 78 \% C$
 $R_2 = 169 \text{ ''}$



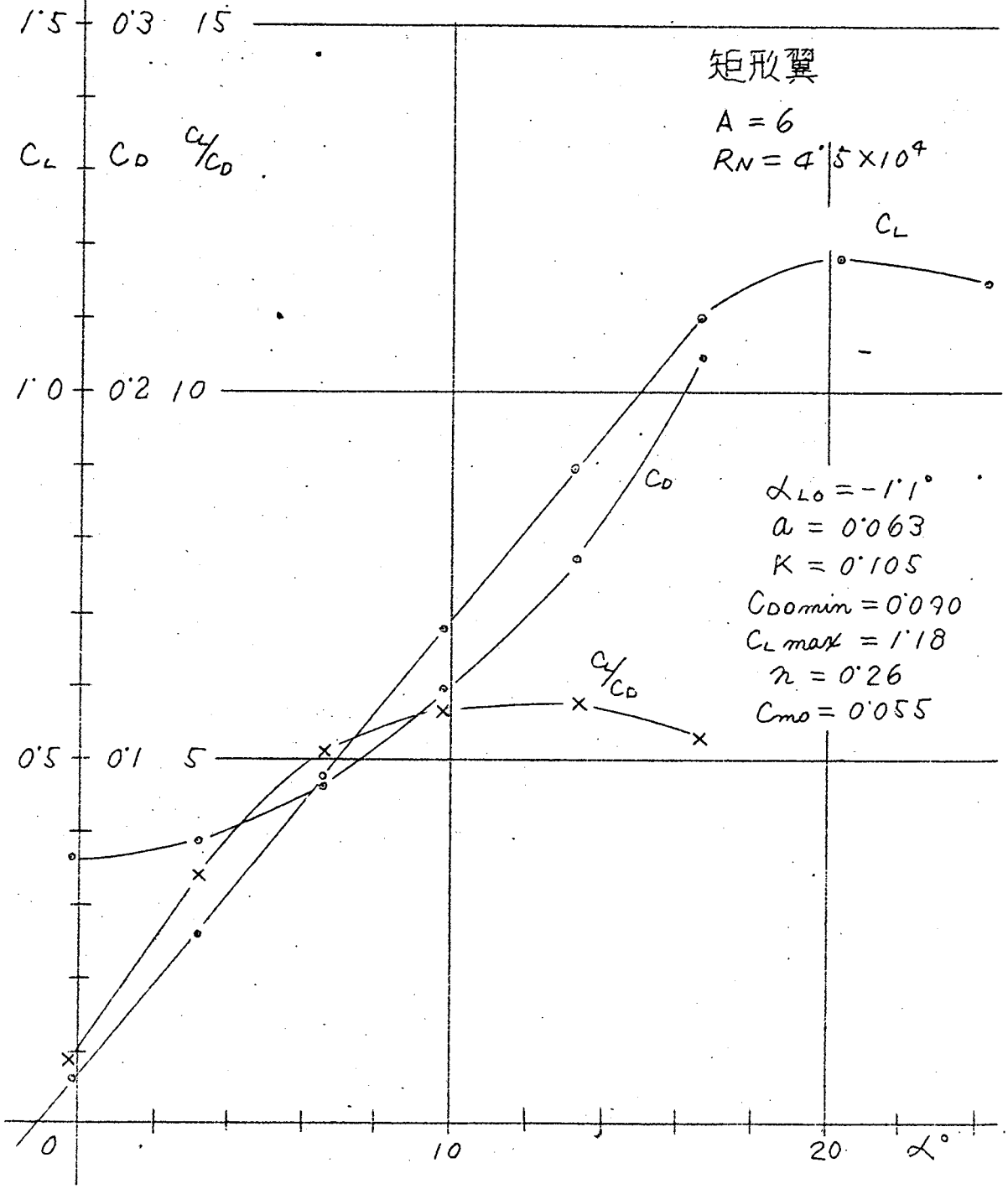
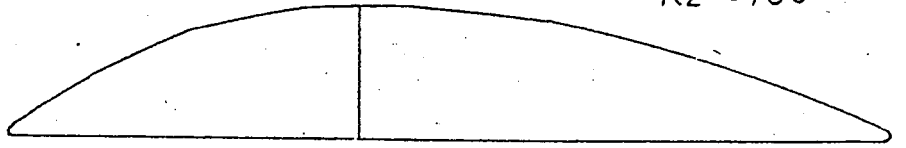
R · 412 B

$R_1 = 78 \% c$
 $R_2 = 204 \text{ '}$



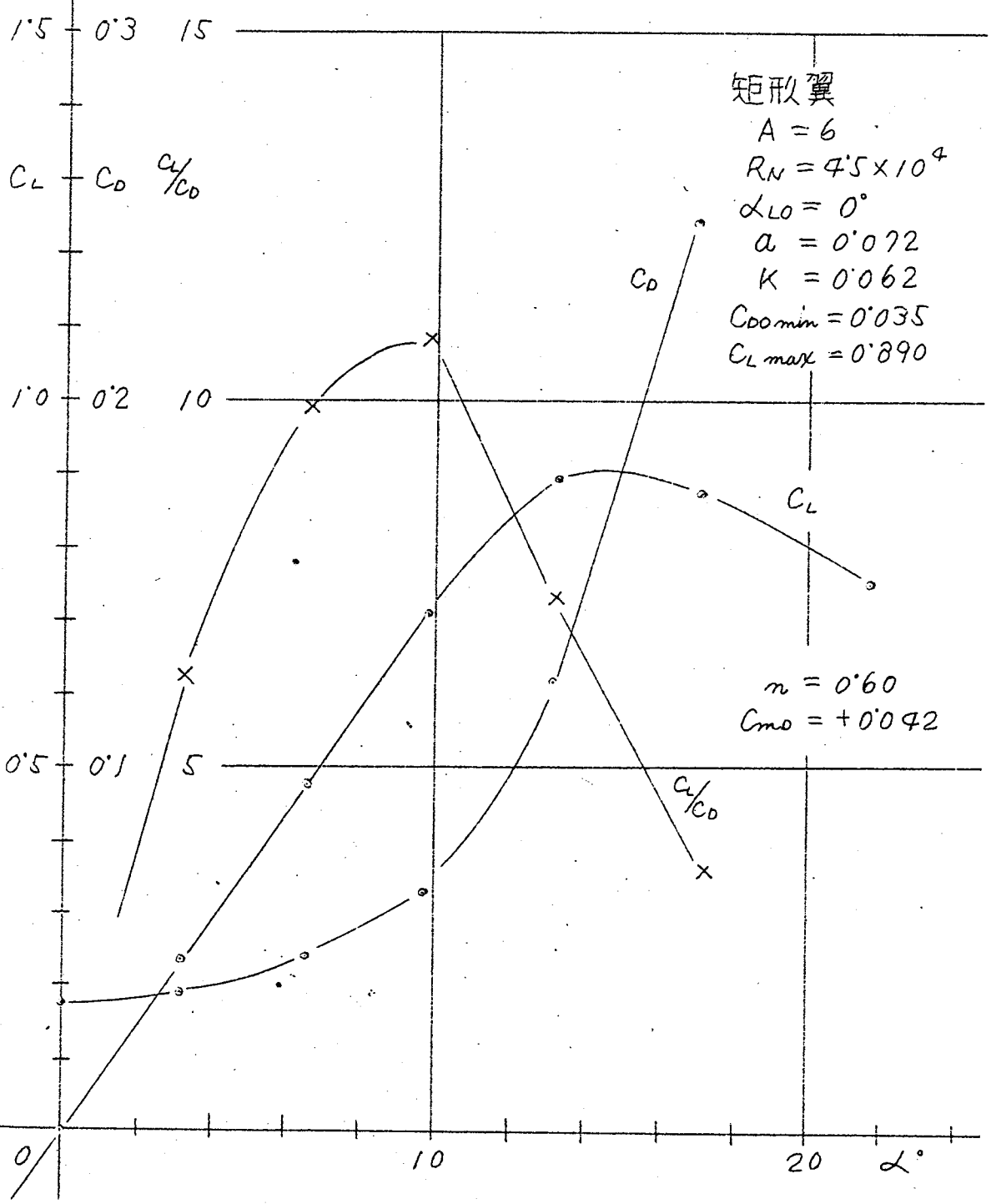
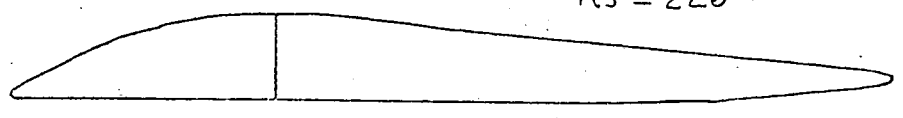
R. 415

$R_1 = 64 \%^c$
 $R_2 = 136 \text{ "}$



N. 310-2

$R_1 = 54\% C$
 $R_3 = 226 "$

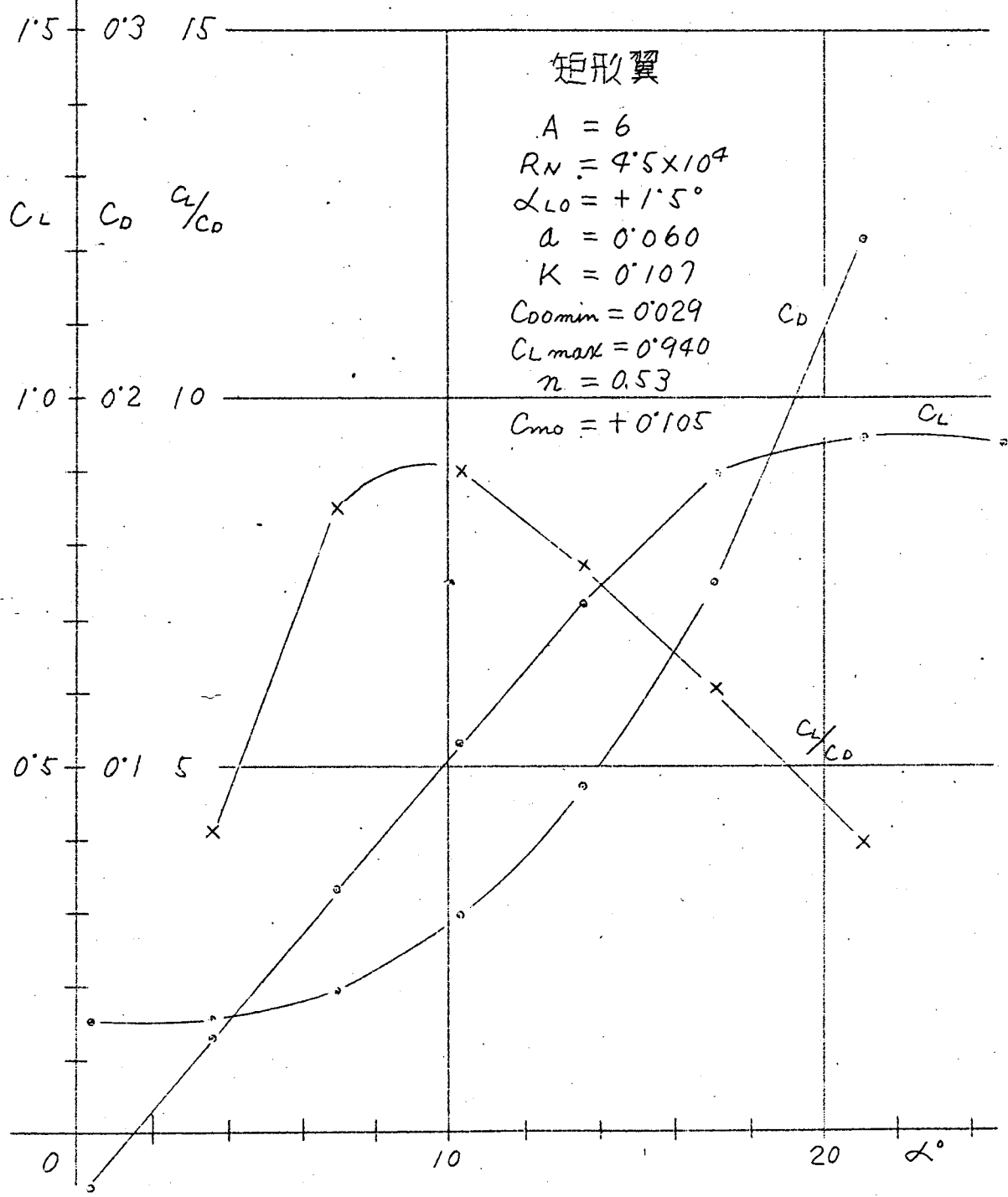


矩形翼
 $A = 6$
 $R_N = 4.5 \times 10^4$
 $\alpha_{L0} = 0^\circ$
 $a = 0.072$
 $K = 0.062$
 $C_{D0min} = 0.035$
 $C_{Lmax} = 0.890$

$m = 0.60$
 $C_{mo} = +0.042$

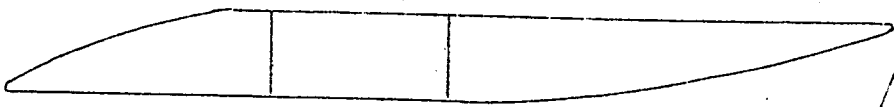
N. 310-5

$R_1 = 54\% C$
 $R_3 = 162\%$



N.3510-9

$R_1 = 54 \% C$
 $R_3 = 143$



矩形翼

$A = 6$

$RN = 4.5 \times 10^4$

$\alpha_{L0} = +6.0^\circ$

$a = 0.058$

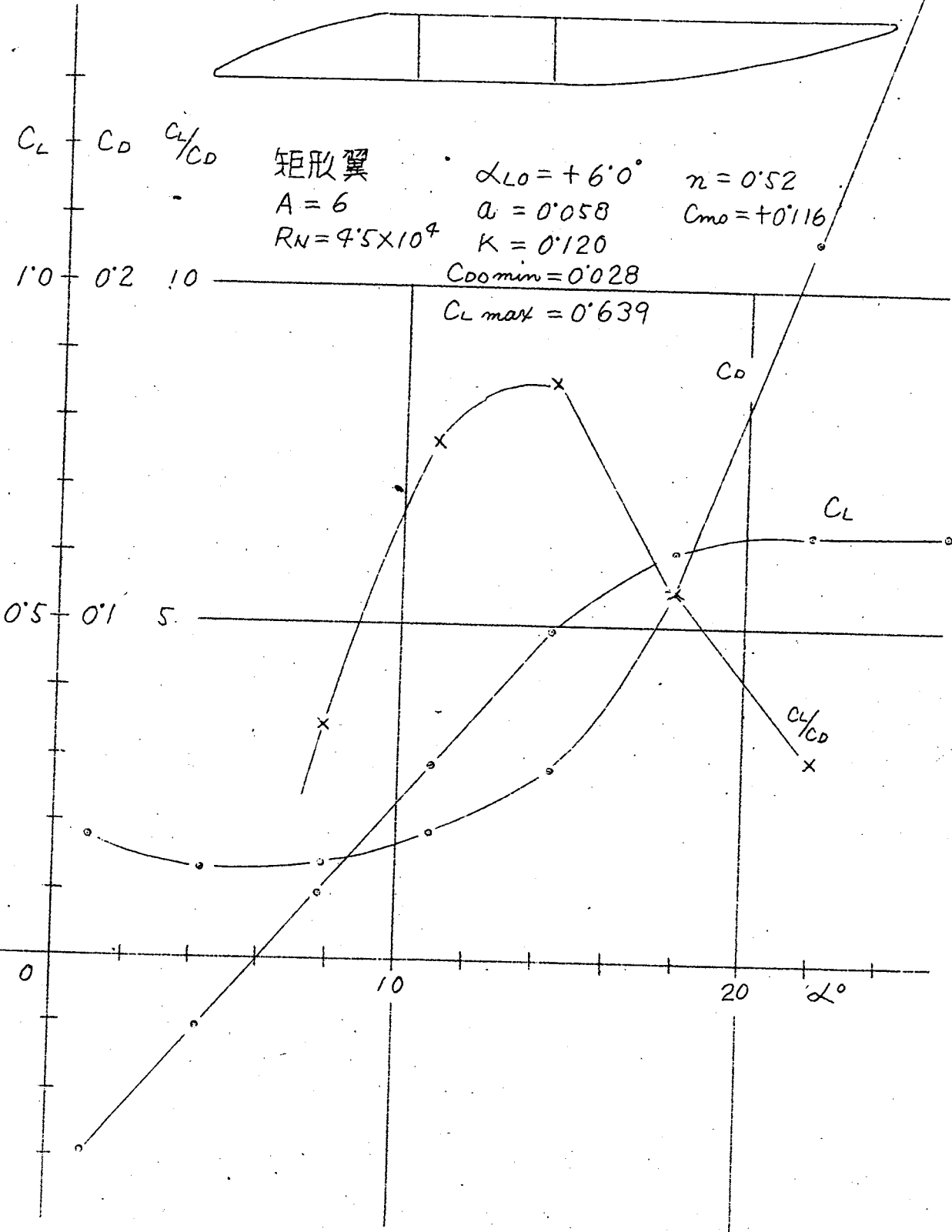
$K = 0.120$

$n = 0.52$

$C_{mo} = +0.116$

$C_{Dmin} = 0.028$

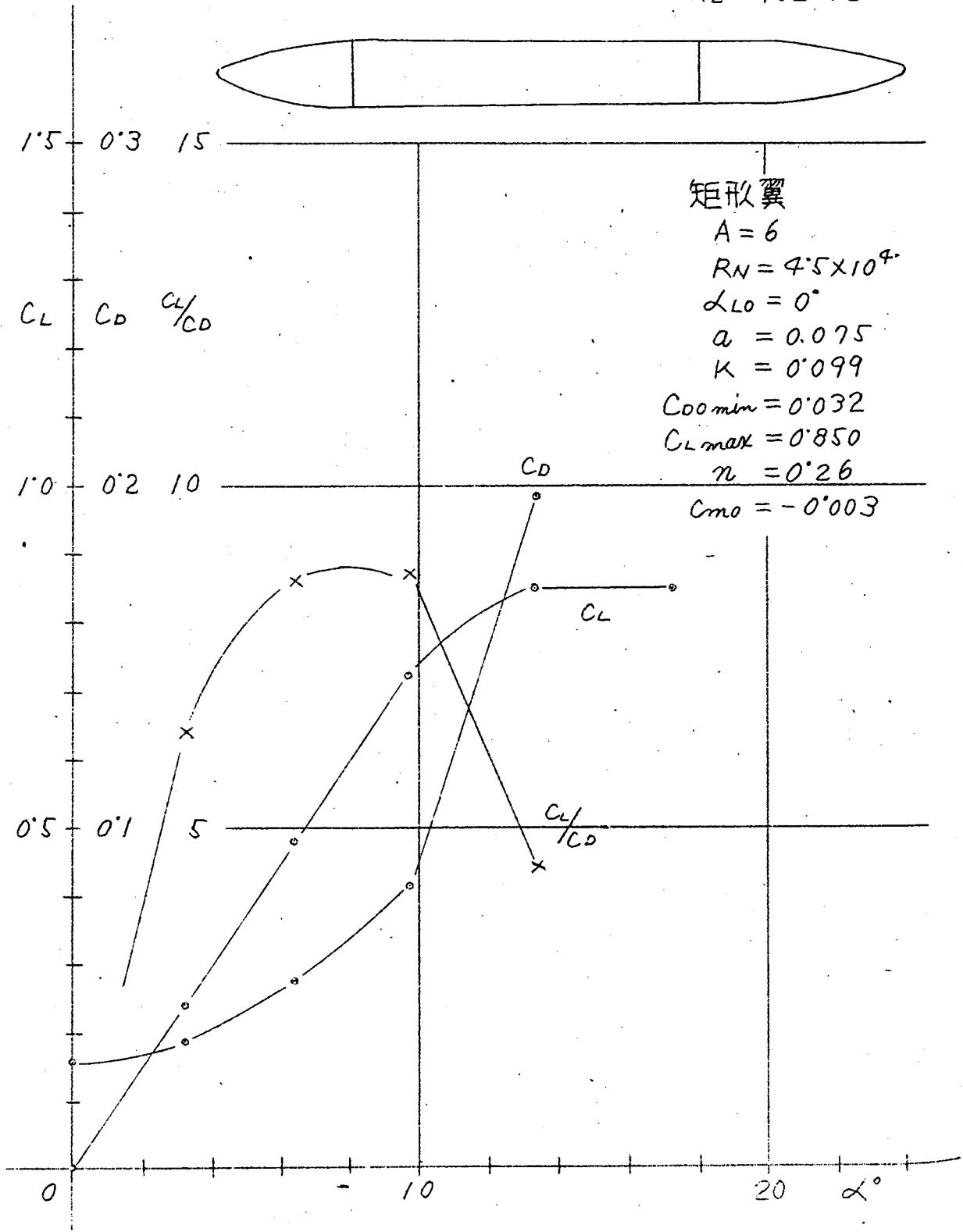
$C_{Lmax} = 0.639$



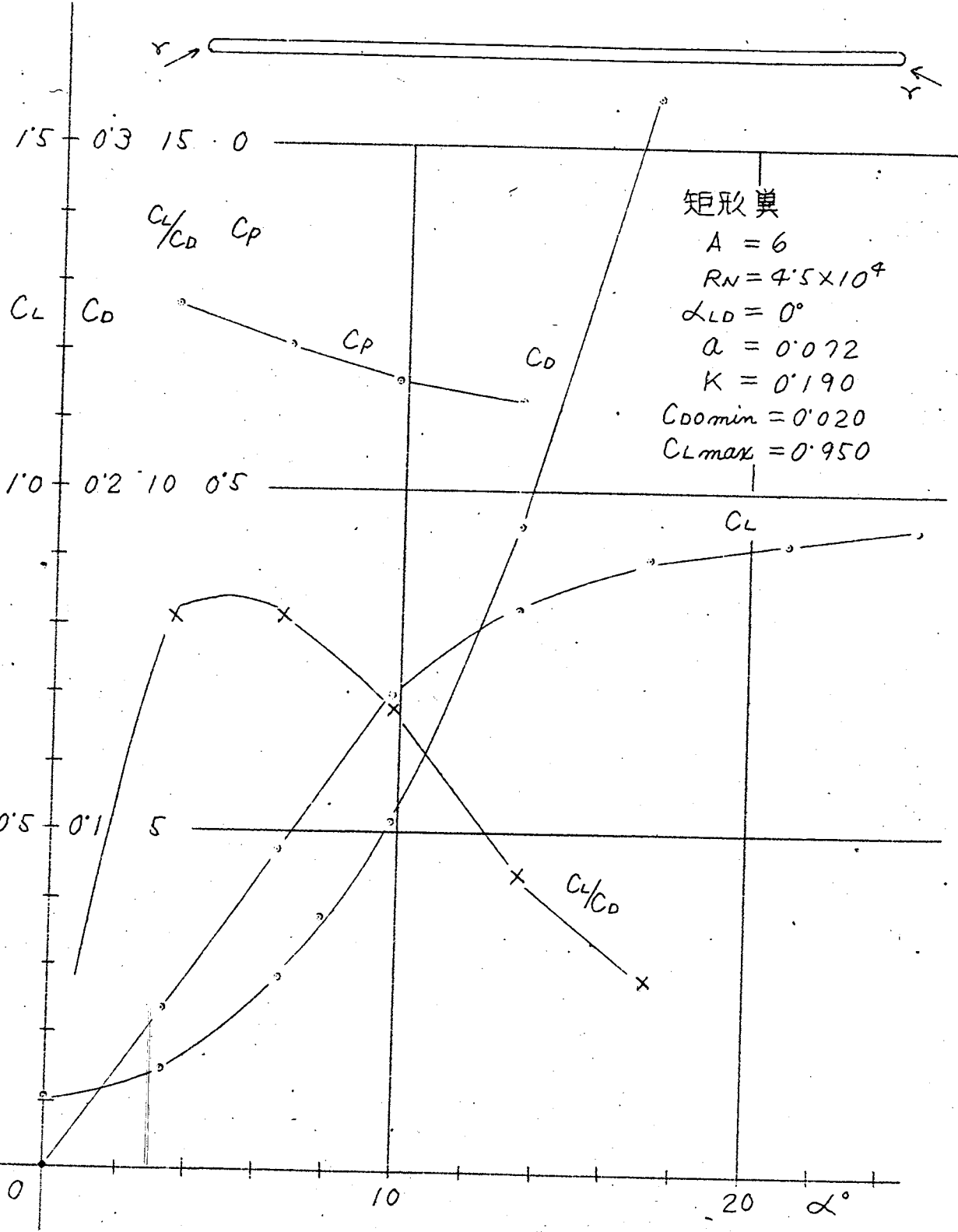
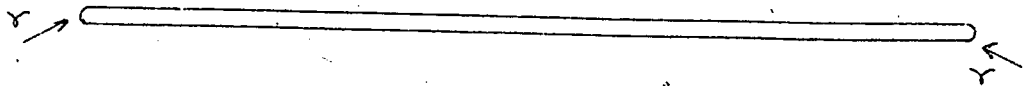
S · 2710

对称翼型

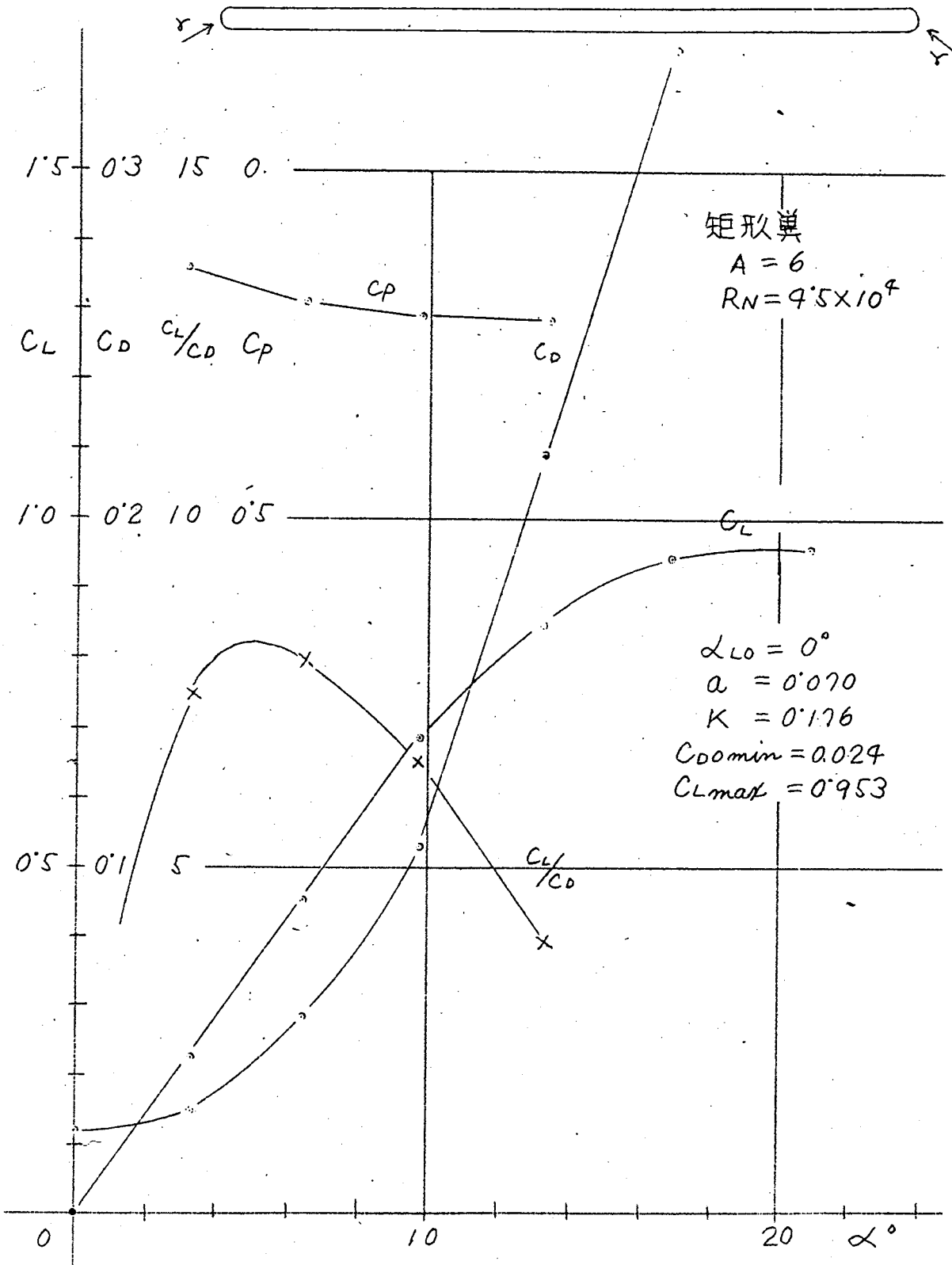
$R_1 = 52\% C$
 $R_2 = 102\% C$



1.5% 平板



3% 平板



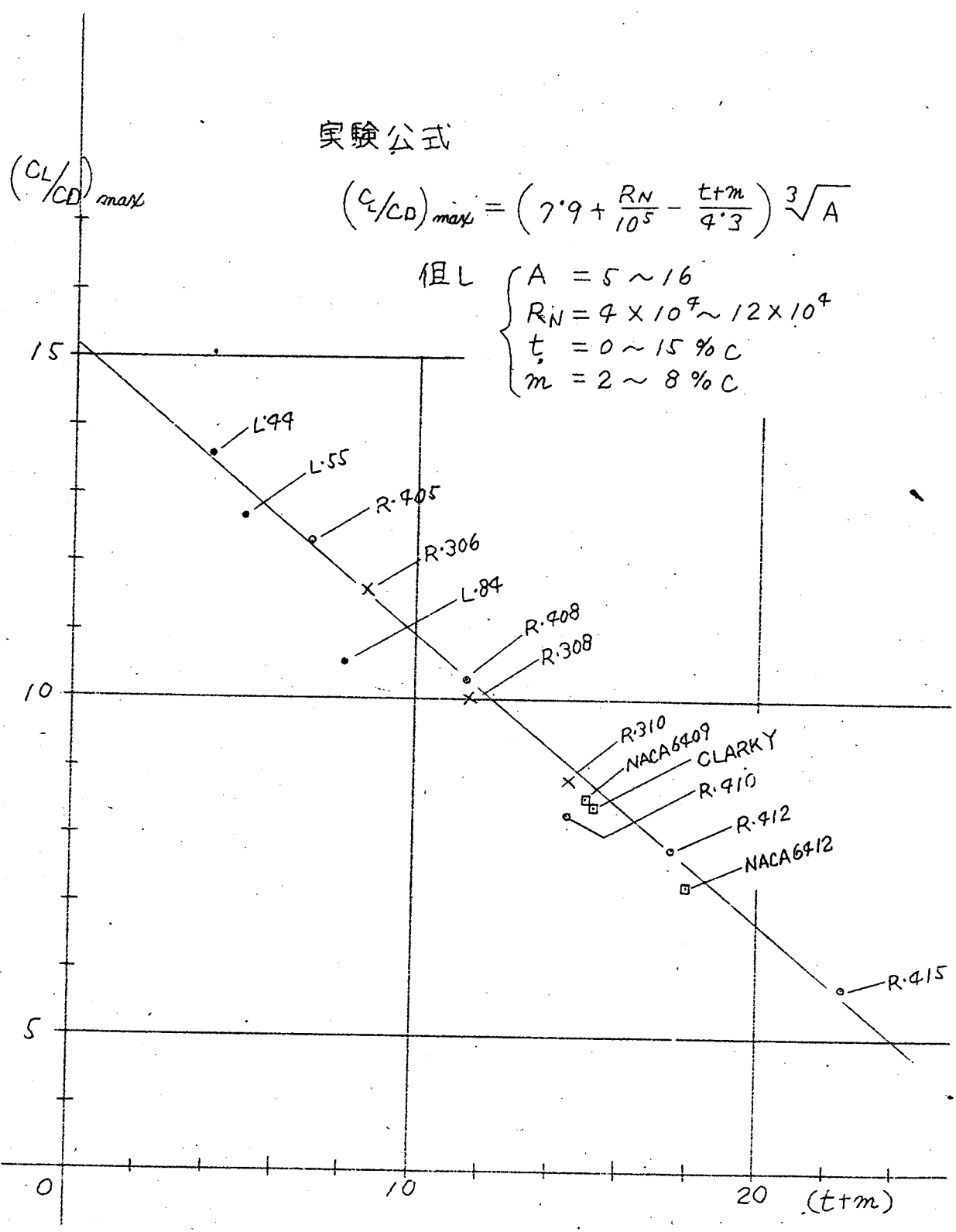
翼厚、矢高が最大揚抗比に与える変化

図示は $A=6$, $R_N=4.5 \times 10^4$ の場合

実験公式

$$(C_L/C_D)_{max} = \left(7.9 + \frac{R_N}{10^5} - \frac{t+m}{4.3} \right) \sqrt[3]{A}$$

但し $\begin{cases} A = 5 \sim 16 \\ R_N = 4 \times 10^4 \sim 12 \times 10^4 \\ t, m = 0 \sim 15\% C \\ m = 2 \sim 8\% C \end{cases}$



模型翼型集(1)

昭和 29 年 7 月 20 日 印刷

昭和 29 年 7 月 25 日 発行

非 売 品

著 者 富士見水丘模型飛行機研究会

発行者 富士見水丘模型飛行機研究会

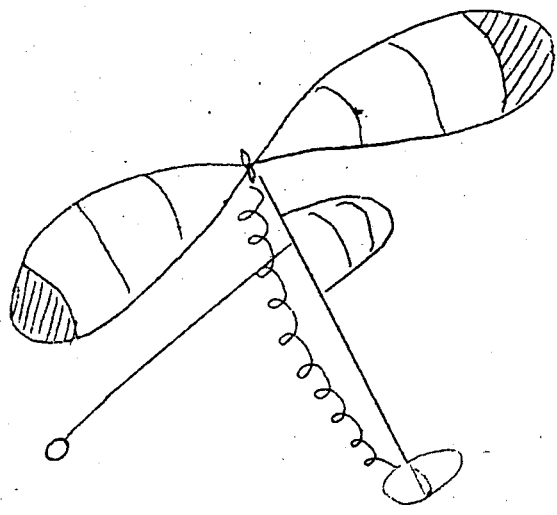
東京都杉並区神明町4-1

印刷者 白 報 社

東京都武蔵野市吉祥寺二七三九番地

●無断転載を厳禁する

●海外版權 Model Aeronautical Press 所有



L. 44

$R_1 = 202 \%C$
 $R_2 = 452 \text{ "}$

