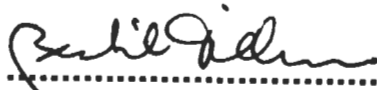


KUNGLIGA TEKNISKA HÖGSKOLAN
Institutionen för Flygteknik


Examensarbete 20-32

UNDERSÖKNING AV VINGPROFILER FÖR
MODELLFLYGPLAN
VID LÅGA REYNOLDS TAL

Stockholm den 5.2.1949


.....
B. Dillner


.....
P.O. Norman

Inl.: 6.2.49 . 
T. Gullstrand

Godk.: 7.2.49 
T. Gullstrand

INNEHÅLLSFÖRTECKNING

I. ALLMÄNT

II. PROBLEMSTÄLLNING

A. Förutsättning

B. Diskussion punkt för punkt av de önskade egenskaperna.

1. Lågt R_{krit}
2. Lågt k_{min}
3. Högt C_{Lmax}
4. Litet C_{ma}
5. Lågt dC/da .

C. Sammanfattning

III. PROFILSYSTEMATIK

A. Principiellt

B. Utvalda vingprofiler

C. Bearbetning av de utvalda profilernas tjockleks- och välvningfördelningar

1. Tjockleksfördelning
2. Välvningsfördelning

D. Systematik

1. Tjockleksfördelning
 - a. Allmänt
 - b. Tjockleksfördelning typ DI
 - c. Tjockleksfördelning typ DII
2. Välvningsfördelning
 - a. Allmänt
 - b. Medellinje typ FI
 - c. Medellinje typ FII

E. Sammanställning av profiler

IV. TEORETISKT STUDIUM AV DE VALDA PROFILERNA

A. Beräkning av a_0 , a_{ideal} och c_{m0} medelst "Munks formler"

B. Beräkning av tryckfördelningar enligt Theodorsen-Garrick-Pinkerton

V. FÖRSÖKSAPPARATUR

A. Modellkonstruktion

B. Vindtunnel

C. Mätapparatur

VI. UTVÄRDERINGMETODER

- A. Bestämning av koefficienter för lyftkraft och moment**
- B. Bestämning av profilmotståndskoefficient**
- C. Vindtunnelkorrektion**

VII. FÖRSÖKSPROGRAM

VIII. ERHÅLLNA RESULTAT

IX. DISKUSSION AV FÖRSÖKSRESULTATEN

A. Diskussion av resultatkurvor

1. Lyftkraftskurvor
2. Momentkurvor
3. Motståndskurvor
4. Polarkurvor
5. Glidtal och sjunktal
6. Profilens kvalitetstal som funktion av Reynolds tal
7. Bestämning av profilens R_{krit}

___ B. Jämförelse med de teoretiska beräkningarna

1. Munks formler
2. Tryckfördelningsberäkningar

C. Jämförelse med några av Schmitz' resultat

X. SAMMANFATTNING

XI. SAMMANSTÄLLNING AV ANVÄNDA BETECKNINGAR

XII. LITTERATURREFERENSER

BILAGA

Figurblad 1-4

Diagram 1-36



UNDERSÖKNING AV VINGPROFILER FÖR MODELLFLYGPLAN VID LÅGA REYNOLDS TAL

av
B. Dillner och P.O.Norman

I. ALLMÄNT

Ingen gren inom flygtekniken torde vara så vanlottad med teoretiskt och experimentellt underlag för sitt rätta bedrivande som modellflyget. Vad som främst gjort sig kännbart är bristen på data för vingprofiler vid de låga Reynoldsska tal som här äro aktuella.

Visserligen kände man relativt tidigt (1938) till att en vingprofils egenskaper försämrades med minskande hastighet (ref 1&2), men några systematiska undersökningar hade ej gjorts ned till det aktuella R-området och stor förvirring rådde. Man behöver blott erinra om "Nimbus-diskussionen" i tidskriften Flygning omkring årsskiftet 1941-42.

I slutet av 1942 publicerades så den första verkligt vetenskapliga undersökningen utförd av F.W.Schmitz (ref 3) Denne hade undersökt 5 st vingprofiler i området $R=21\ 000-168\ 000$, och hans bok har blivit den vingprofilintresserade modellflygarens bibel. Hans för bedömande av förhållandena vid låga R synnerligen representativt valda profiler innefatta dock ej någon speciellt lämplig modellplanprofil, möjligen undantagandes den välvda plattan.

Med ledning av de riktlinjer Schmitz uppdragit har nya och en del utan tvekan mycket lämpliga modellplanprofiler konstruerats. En viss osäkerhet råder emellertid fortfarande då ingen av dessa nya profiler undersökts i vindtunnel. I varje fall har oss veterligt inga resultat presenterats och det enda underlaget för bedömande av deras lämplighet har varit de med respektive profiler försedda modellflygplanens prestanda.

Ett flagrant bevis på det mörker som fortfarande råder på vissa håll är den av USA:s främste modellflygprofet år 1944 publicerade bok (ref 4) där Reynolds tal omnämnes endast på ett ställe (sid 462) och i följande korta ordalag "– a mathematical quality representing the fact that large areas lift more per square foot than smaller areas at the same speed".

Avsikten med föreliggande examensarbete är att i någon mån och efter vår ringa förmåga försöka kasta något ljus över förhållandena vid låga R. Vi ha därför utvalt 8 st för modellflyget av i dag representativa och såsom goda ansedda profiler och av dessa genom ett slags interpolationsförfarande utkristalliserat 3 st matematiskt definierade "normalprofiler". Dessa tre ha sedan undersökts teoretiskt och inom ramen för detta examensarbete har även en undersökts experimentellt. Det undersökta området omfattar $R=20\ 000 - 206\ 000$. Lyftkraft, moment och motstånd för profilen har bestämts medelst tryckfördelnings- resp. impulsmätning i KTH tvådimensionella kanal. De övriga två profilerna avse att undersökas experimentellt senare.

II. PROBLEMSTÄLLNING

A. Förutsättning

För att en vingprofil skall vara lämplig för modellflygplan bör den uppfylla nedanstående villkor:

1. Lågt kritiskt Reynolds tal (R_{krit})
2. Lågt sjunktal (k) vid aktuellt R och C_L
3. Högt C_{Lmax} vid aktuellt R
4. Lågt C_{mac}
5. Liten vindbykänslighet (lågt dC_{Lda})

Av dessa äro de tre första de viktigaste. Nedan följer en orientering om aktuella data för några klasser i de nu gällande svenska modellflygreglerna.

Tabell I.

Klass	Vingyta dm^2	Vingkorda cm	Vingbel. g/dm^2	Flyghast. m/s	C_L	$R \cdot 10^3$
S_1	<15	10-15	10-20	4-8	0,5-1,0	28-84
S_{int}	24-26	13-18	16-25	5-9	0,5-1,0	64-113
G_1	<7	9-12	10-15	4-7	0,5-1,0	25-59
G_{int}	12,25-13,55	10-15	18-25	5-9	0,5-1,0	35-95

Intressant skulle även sjunkhastigheten ha varit men några tillförlitliga värden härpå har ej kunnat erhållas.

B. Diskussion punkt för punkt av de önskade egenskaperna:

1. Lågt R_{krit}

De flesta vingprofiler genomlöpa i området $R < 200\ 000$ ett kritiskt område där deras egenskaper språngvis katastrofalt försämras i det att lyftkraften minskar och motståndet ökar. Detta beror på en väsentlig förändring av strömningen kring profilen, vilket i sin tur beror på förhållandena i gränsskiktet.

Omslaget mellan laminärt och turbulent gränsskikt kan ske på många sätt beroende på Reynolds tal. Vid låga dylika sker omslaget oftast genom att det laminära gränsskiktet avlöses och sedan åter ansluter till ytan som ett turbulent gränsskikt (ref 3, s 57). Vid underkritisk strömning sker ej en sådan återanliggning utan gränsskiktet börblir avlost. Överlägsenheten hos det överkritiska tillståndet beror på det turbulenta gränsskiktets större förmåga att följa ytan mot den positiva tryckgradient som alltid finns längs den bakre delen av en profils översida.

Problemet är alltså först och främst att undersöka vilka faktorer som bestämma om återanliggning sker eller ej. Laminär avlösning sker om det längs ytan finns en positiv tryckgradient av tillräcklig storlek. Läget av avlösningspunkten beror till största delen på tryckfördelningen kring profilen och är, för en given tryckfördelning, tämligen oberoende av R . Huruvida det skall bli återanliggning eller ej beror däremot i hög grad på R och även på tryckfördelningen efter avlösningspunkten. Fortsätter den positiva tryckgradienten med samma storlek efter avlösningspunkten försvåras återanliggningen så att denna sker först vid ett mycket högt R eller helt omöjliggöres. Minskar den positiva tryckgradienten, eller finns strax efter avlösningspunkten en negativ sådan, finns det goda förutsättningar för att få återanliggning även vid relativt låga R . Den laminära avlösningspunkten bör alltså ligga långt fram tätt följd av återanliggningspunkten så att gränsskiktet blir turbulent framför

profilens högsta punkt och kan övervinna den positiva tryckgradienten över profilens bakre del. En önskvärd tryckfördelning bör då principiellt ha nedanstående utseende.

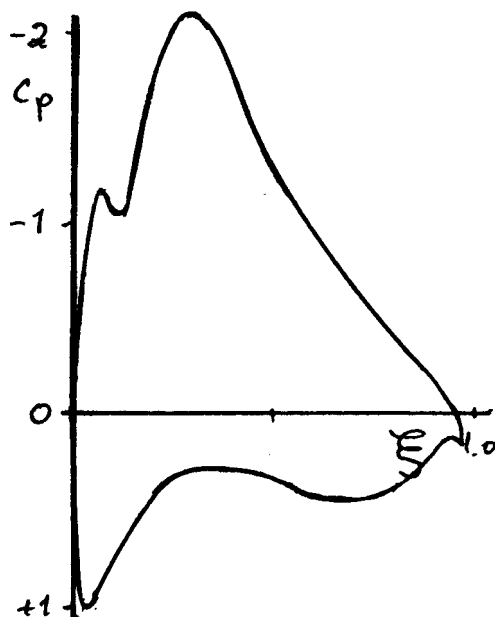


Fig.1 Lämplig tryckfördelning för lågt R_{krit} .

För att erhålla denna önskade tryckfördelning kan man gå tillväga på följande sätt. Sugtoppen vid framkanten kan erhållas genom att ge profilen en liten nosradie och att anblåsa den med en vinkel större än α_{ideal} . Den negativa tryckgradienten strax efteråt kan erhållas genom att ge profilen en stor framkantvålvning eller genom att ha maximala tjockleken långt fram. Lustigt nog är detta just de två kriterier man empiriskt kommit fram till. Man har sagt att en bra modellplanprofil skall ha liten nosradie och stor lutning hos profilens översida. Se nedanstående figur.



Fig.2 Utseende av profilnos för lågt R_{krit} .

2. Lågt k_{min}

Detta betyder att man måste ha ett litet motstånd och att detta skall vara fallet även vid höga lyftkraftvärden. Då man ej kan påverka profilens friktionsmotstånd är det alltså på dess formmotstånd som man kan vinna något. Om man tänker sig att man genom åtgärder enligt 1 fått profilen in i det överkritiska området har man därmed sänkt profilens motstånd avsevärt genom att man sluppit ifrån den laminära totalavlösningen. Genom att göra profilen relativt tunn samt spetsig i bakkanten kan man även minska risken för turbulent avlösning i bakkanten. Enligt 1 skulle man anblåsa profilen med

en större vinkel än α_{ideal} . Vidare måste man flyga med hög lyftkraftskoefficient för att få lågt k_{min} . Detta leder till en stor välvning på profilen så att α_{ideal} ligger strax under den aktuella anfallsvinkeln.

3. Högt c_{Lmax}

Detta är nödvändigt om modellflygplanet skall kunna utnyttja en eventuell termikanslutning. Om c_{Lmax} ligger alltför nära det c_L som ger k_{min} blir flygplanet överstegrat vid minsta termikstöt. Genom en kraftig välvning kan man påverka c_{Lmax} i fördelaktig riktning.

4. Litet c_{mac}

Detta är ej så väsentligt då ett modellflygplan i allmänhet har en relativt stor stabiliseringsyta (upp till 1/3 av vingytan är tillåtet) men är givetvis önskvärt ur trimingssynpunkt. Genom lämpligt val av medellinje kan en del vinnas. Rak medellinje är ej möjligt enligt föregående och en dubbelkrökt är ej heller lämpligt. Det lämpligaste torde vara att ha maximala välvningen långt fram och medellinjen relativt mycket krökt före maximum och därefter möjligast rak.

5. Lågt dc_L/da

Detta är liksom 4 ej så väsentligt men är givetvis önskvärt eftersom fpl då ej bringas alltför mycket ur jämvikt vid en termikanslutning. Många profiler ha emellertid vid låga R en relativt brant lutning på lyftkraftskurvan speciellt vid låga c_L -värden beroende på lokala avlösningfenomen vid bakkanten speciellt framträdande om denna är rundad eller relativt tjock (ref.14,s11-27). Önskvärt är därför att profilens tjockleksfördelning mot bakkanten är så jämn som möjligt samt slutar i en spets.

C. Sammanfattning

Den diskuterade problemställningen leder alltså fram till följande synpunkter på utformningen av en vingprofil för modellflygplan.

1. Medellinje

Karakteristik:	Med hänsyn till:
Stor välvning	k_{min} och c_{Lmax}
Max välvning långt fram	R_{krit} och c_{mac}
Framre delen mycket krökt	R_{krit} och c_{mac}
Bakre delen rak	c_{mac}

Välvningsfördelningen bör alltså ha nedanstående utseende.

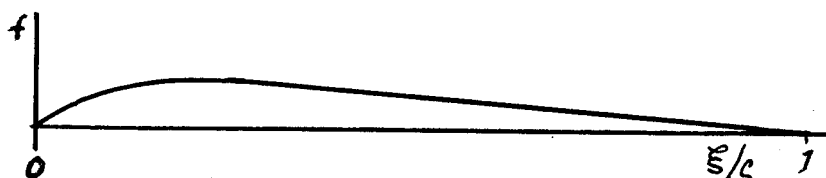


Fig.3 Önskvärd välvningsfördelning.

2. Tjockleksfördelning

Karakteristik:	Med hänsyn till:
Tunn profil	k_{min}

Max tjocklek långt fram
Liten nosradie
Spetsig bakkant.

R_{krit}
 R_{krit}
 k_{min} och dc_L/da

Tjockleksfördelningen bör alltså ha nedanstående utseende.

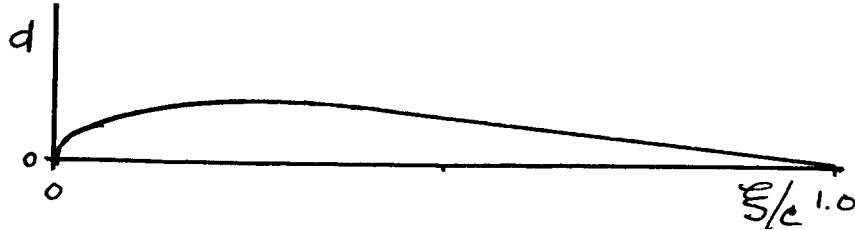


Fig.4. Önskvärd tjockleksfördelning.

Den slutliga profilens utseende.

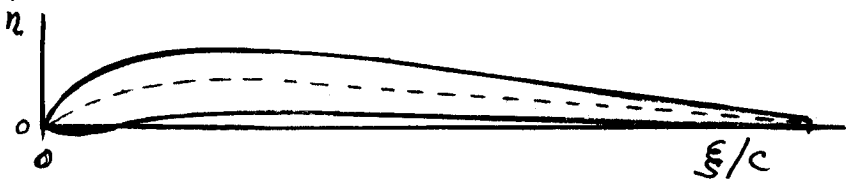


Fig.5. Troligt utseende av god modellflygplanprofil

III. PROFILSYSTEMATIK

A. Principiellt

De vingprofiler som ha använts för denna undersökning ha erhållits på följande sätt.

Först ha ett antal representativa profiler utvalts och värden på tjockleks- och välvningsfördelning längs profilkordan för dessa profiler anskaffats. Tjocklek och välvning har sedan uppritats i gemensamma enhetsdiagram. Man har då kunnat urskilja gemensamma egenskaper hos vissa av profiltyperna, t.ex. max tjocklek långt fram, max. välvning vid ca. 30% av kordan.

De profiler som ha en viss gemensam egenskap i t.ex. välvningfördelning ha sedan sammanställts, medelvärden för deras resp. välvning beräknats och en medelvälvningskurva uppritats. För den så erhållna kurvan har en analytisk funktion $y=f(x)$ sökts som så nära som möjligt ansluter sig till den givna kurvan. På samma sätt ha profiler med någon gemensam egenskap beträffande tjockleksfördelningen behandlats, varvid ansatsen av typ $y=f(x)$ gäller medelkurvan för tjockleksfördelningen. Av dessa analytiska ansatser $y=f(x)$ fordras att funktionen och dess första derivata skall vara kontinuerliga. Detta bör även vara fallet för andra derivatan utom i möjligen i någon enstaka punkt.

På detta sätt ha representativa matematiska uttryck erhållits för de utvalda profilernas välvnings- resp. tjockleksfördelningar. De matematiska funktionerna ha sedan kombinerats på lämpligt sätt så att slutligen ett antal vingprofiler erhållits utgörande representativa medelvärden för de först utvalda profilerna.

De slutligt erhållna profilerna ha lagts till grund för såväl teoretiska beräkningar som vindtunnelförsök. Inom ramen för detta examensarbete har dock endast en av profiltyperna undersökts experimentellt i vindtunnel.

B. Utvalda vingprofiler

De utvalda profilernas utseende samt verkliga benämning framgå av figurblad 1. I fortsättningen anges dessa profiler endast med siffrorna 1-8. Som profilkorda har valts den räta linjen mellan medellinjens fram- och bakkanter.

C. Bearbetning av tjockleks- och välvningsfördelningar

1. Tjockleksfördelning

Tjockleksfördelningarna för profilerna 1-8 framgå av diagram 1. Man kan särskilja främst två typer. Den ena har maximala tjockleken (d_{max}) långt fram vid 15 à 20 % av kordan räknat från framkanten. Den andra typens d_{max} ligger vid 25 à 35 % av kordan.

Förhållandet d/d_{max} (d.v.s. tjockleksfördelningen relativt sitt max-värde har därefter uppritats i två diagram representerande de två ovan nämnda typerna. (diagram 2 och 3). Speciellt i diagram 2 kan man iakttaga vissa diskontinuiteter hos kurvorna. Dessa torde bero på att ifrågavarande profiler från början ej varit matematiskt givna, utan sifvervärdena för deras geometri erhållits genom uppmätning på något sätt

Varje typ av tjockleksfördelning har därefter analyserats i två delar, en främre del bestående av kurvorna framför maximal tjocklek samt en bakre, belägen bakom samma punkt. För varje del har därefter en medelkurva uppritats för varje typ av tjockleksfördelning. Härvid har d_{max} -läget satts =1 utmed x- resp. y-axlarna. Två tillvägagångssätt äro härvid möjliga. Antingen räknar man om koordinaterna för varje profils tjockleksfördelning till $y_{d_{max}} = x_{d_{max}} = 1$ och drar sedan y-medelvärdena i vissa x-lägen ur de till samma typ hörande profilerna. En enklare metod är att först ta medelvärdena av d/d_{max} för vissa %-värden av kordan samt sedan rita upp en medelkurva i systemet $y_{d_{max}} = x_{d_{max}} = 1$. Vid denna senare metod beräknas ett medelvärde för d_{max} -läget utmed kordan, vilket senare transformeras till $x_{d_{max}} = 1$. Det är den sist nämnda av de ovan beskrivna metoderna som mest använts vid denna undersökning. Att metoderna är likvärdiga i fråga om noggrannhet för det avsedda ändamålet framgår av diagram 4, där d/d_{max} -värdena för profilerna 1-5 (tillhörande samma typ av tjockleksfördelning) beräknade enligt den första metoden inprickats i diagrammet $(d/d_{max})_{med}$ för samma profiler, men beräknad efter den i fortsättningen använda metoden. Som synes ligga punkterna väl samlade kring medelkurvan. I detta sammanhang påpekas de ovan nämnda diskontinuiteterna hos kurvorna. Den första av de ovan nämnda metoderna att beräkna d/d_{max} med torde vara den matematiskt mest riktiga. I detta fall bör dock den andra metoden ge ett ur aerodynamisk synpunkt mera representativt medelvärde för tjockleksfördelningen.

2. Välvningsfördelning (Medellinje)

Välvningsfördelningarna eller medellinjernas form för profilerna 1-8 framgå av diagram 5. Även här kan man urskilja två typer. Den ena av dessa representeras av profilerna 1, 2 och 6 och har max. välvning f_{max} vid ca: 45 % av kordan. Den andra typen har f_{max} vid ca: 35 % av kordan och representeras av profilerna 3, 4, 5, 7 och 8. Dessa båda typer ha nu behandlats analogt med bearbetningen av tjockleksfördelningarna ovan, i det att en främre och en bakre medelkurva beräknats och uppritats för varje typ av medellinje.

D. Systematik

De under punkt C ovan beräknade medelkurvorna för tjockleks- och välvningsfördelningarna skola nu givas matematisk form. Uppgiften är att söka $y=f(x)$, så beskaffad att den erhållna kurvan så nära som möjligt sammanfaller med den givna.

1. Tjockleksfördelning

a. Allmänt.

För tjockleksfördelningarna göras nu följande ansatser och uppställas följande villkor.

$$\text{Främre delen : } y_d = \pm(a_0\sqrt{x} + a_1x + a_2x^2 + a_3x^3)$$

$$\text{Villkor : } 1. x = 0 ; r = r_0 = -\frac{[1 + (y'_d)^2]^{3/2}}{y''_d}$$

$$2. x = 1 ; y_d = 1$$

$$3. x = 1 ; y'_d = 0$$

$$4. x = 1 ; r_1 = -\frac{1}{y''_d}$$

Villkor 1 anger ett visst värde på krökningsradien vid $x=0$ motsvarande nosradien på profilen. r_0 erhålles ungefärligt ur den givna medelkurvan. Villkor 2 och 3 ange max. punkten. r_1 erhålles ävenledes ur den givna kurvan.

$$\text{Bakre delen : } y_d = \pm(b_0 + b_1x + b_2x^2 + b_3x^3)$$

$$\text{Villkor: } 1. x=0; y_d=y_0=b_0$$

$$2. x=1; r=r_2$$

$$\square \quad 3. x=1; y_d=1$$

$$4. x=1; y'_d=0$$

Villkor 1 anger tjockleken vid bakkanten. Villkor 2 anger krökningsradien vid max.-punkten. Detta värde (r_2) kan erhållas ungefärligt ur given kurva. Avsikten med detta villkor är att erhålla ett värde på r_2 som motsvarar värdet r_1 för främre delen ovan. Detta villkor är alltså ett kontinuitetsvillkor vid d_{\max} . Villkor 3 och 4 anger max.-punkten.

Av de givna villkoren erhållas för främre resp. bakre delen 4 st. ekvationer för bestämmandet av konstanterna a_0 - a_3 resp. b_0 - b_3 , varefter de båda polynomen anta följande form:

Man har här således två uttryck, varav det ena representerar halva tjockleken hos främre delen framför profilens maxtjocklek och den andra halva tjockleken bakom samma punkt. De båda ur dessa uttryck erhållna kurvorna åskådliggöras i fig. 6 nedan

$$\text{Främre delen : } \pm y_d = f_1(x) + \sqrt{r_0} f_2(x) + \frac{1}{r_1} f_3(x)$$

$$\text{Villkor : } 1. f_1(x) = x(3 - 3x + x^2)$$

$$2. f_2(x) = \frac{\sqrt{2}}{8} (8\sqrt{x} - 15x + 10x^2 - 3x^3)$$

$$3. f_3(x) = -\frac{x}{2} (1-x)^2$$

$$\text{Bakre delen : } \pm y_d = b_0 + (1 - b_0)f_1(x) + \frac{1}{r_2} f_3(x)$$

där $f_1(x)$ och $f_3(x)$ enligt ovan
 b_0 anges av villkor 1 för bakre delen

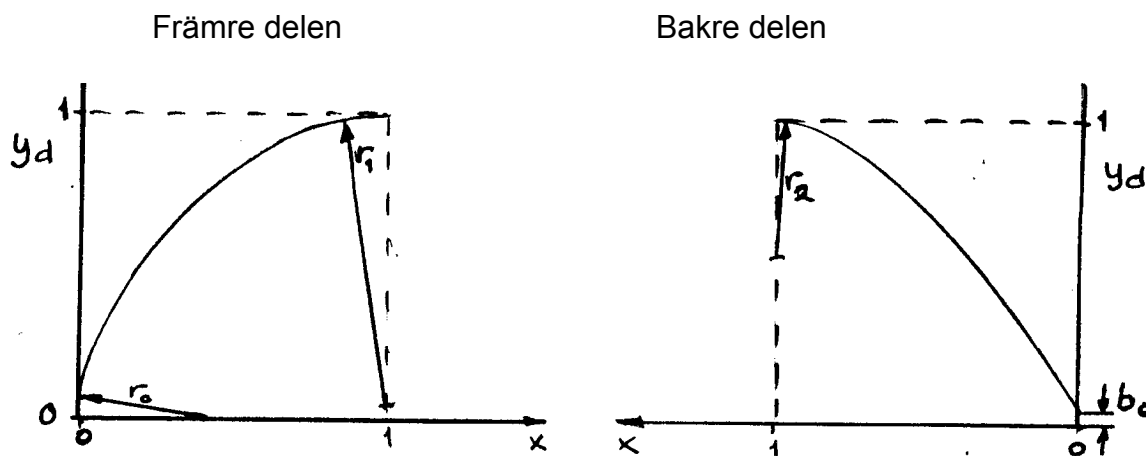


Fig.6 Dimensionslös tjockleksfördelning

I de båda uttrycken för y kunna $f_1(x)$, $f_2(x)$ och $f_3(x)$ beräknas en gång för alla för vissa x -värden. Man ger därefter parametrarna r_0 , r_1 , b_0 och r_2 (r_1) sådana värden att de erhållna kurvorna så nära som möjligt sammanfalla med de givna medelkurvorna. Tjocklekskoordinaterna (x/h) för en profil med max tjockleken d_{max} och dess läge x_{dmax} , båda i delar av kordan, erhållas sedan enl. följande.

$$0 \leq x \leq x_{dmax} : x = x_{dmax} \cdot X$$

$$\pm h_d = y_d(x) \cdot d_{max} / 2$$

$$x_{dmax} \leq x \leq 1 : x = 1 - (1 - x_{dmax}) \cdot X$$

$$\pm h_d = y(x) \cdot d_{max} / 2$$

Bestämning av parametrarna r_0 , r_1 , r_2 , och b_0 :

r_0 och r_1 kunna först väljas med ledning av den givna medelkurvan, ur vilken de båda krökningsradierna på ett ungefär erhållas grafiskt.

Sedan man funnit ett lämpligt r_1 för den främre delen erhålles motsvarande r_2 för den bakre delen enligt följande formel: $r_2 = kd^2 \cdot r_1$ där $kd = x_{dmax} / (1 - x_{dmax})$ och x_{dmax} betecknar max-tjocklekens värde i delar av kordan.

Värdet på b_0 blir helt beroende av vilken tillverkningsnoggrannhet man kan fordra vid profilens bakkant. Om b_0 sättes = 0,04 y_{max} erhålles för en symmetrisk profil med kordan $t=1dm$ och $d_{max} = 8\%$ av t : Bakkanttjocklek = $0,04 \cdot 0,08 \cdot 100 = 0,32$ mm. Detta torde vara ett normalt värde varför b_0 kan antagas vara av storleksordningen 0,04.

b) Tjockleksfördelning typ DI.

Profilerna 1, 2, 3, 4, 5: (xdmax)med=0,18. Här visar det sig svårt att för bakre delen erhålla en kurva enligt ovan angivna metod, som nära sammanfaller med den givna medelkurvan för profilerna. Bästa lösningen erhålles då bakre delen utgöres av en rät linje. Tjockleksfördelningen av typ DI definieras således enligt följande. Den följer med max.punkten i (1/1) funktionen

$$\pm y_d = f_1(x) + \sqrt{r_0} \cdot f_2(x) + \frac{1}{r_1} f_3(x)$$

till inflexionspunkten i x=1,54 (x=0,277) samt övergår därefter i en rät linje till bakkanten, vars läge definieras av:

$$x=5,55 \quad (x=1)$$

$$y=0,038$$

f1, f2 och f3 ha betydelse enligt ovan.

$$r_0=0,465$$

$$r_1=1,2$$

Den sålunda matematiskt definierade tjockleksfördelningen är uppritad i diagram 6 tillsammans med motsvarande medelvärden för profilerna 1, 2, 3, 4 och 5.

c) Tjockleksfördelning typ DII (profiler 6, 7, 8)

Emedan läget av dmax varierar mellan 26 och 35 % för dessa profiler har medelvärdena för d/dmax beräknats först sedan koordinatomvandling för varje profil skett, d.v.s. sedan xdmax satts =1. d/dmax-värdena för dessa profiler finns uppritade i systemet xdmax=ydmax=1 i diagram 7. Där framgår tydligt att tjockleksfördelningen hos profil 7 mer motsvarar typ DI i den här uppritade formen. Detta skulle medföra en tredje typ av tjockleksfördelning med dmax läget vid 35% som hos profil 7. Emellertid kan man beräkna nosradien hos en profil med denna tjockleksfördelning och ett dmax av 0,08t där t=1dm. Denna nosradie skulle bli 0,18 mm. Man inser omedelbart att det är omöjligt att tillverka en modell med så liten nosradie, om ett rör med tryckuttag skall inläggas vid framkanten. Med denna motivering uteslutes här profil 7. För profilernas 6 och 8 medelkurva erhålles matematiska samband enligt 1a) ovan. Följande värden på parametrarna ha befunnits lämpliga.

$$r_0=1,4 \quad r_1=2,4 \quad r_2=0,335 \quad b_0=0,03$$

Med dessa värden på parametrarna ha funktionssambanden uppritats i diagram 8, där man även kan jämföra reultaten med medelvärdena för profilerna 6 och 8. De matematiska kurvorna stämma som synes väl med givna medelkurvor, utom långt bak, där dock medelkurvan har en omotiverat stor krökning uppåt.

2. Välvningsfördelning (medellinjens form)

a) Allmänt.

För medellinjerna göras följande ansatser och uppställs följande villkor:

$$\text{Främre delen:} \quad y_f = c_1x + c_2x^2 + c_3x^3 + c_4x^4$$

$$\text{Villkor: 1) } \quad x=0; \quad y'_f = K_1$$

$$2) \quad x=1 \quad y_f = 1$$

- 3) $x=1$ $y'f=0$
 4) $x=1$ $R1=-(1/y''f)$

Bakre delen: $yf=d1x+d2x^2+d3x^3+d4x^4$

- Villkor: 1) $x=0$; $y'f=K2$
 2) $x=1$ $yf=1$
 3) $x=1$ $y'f=0$
 4) $x=1$ $R2=-(1/y''f)$

Av villkoren erhålles för varje del fyra ekvationer för bestämning av $c1-c4$ resp. $d1-d4$.
 Med de sålunda bestämda konstanterna insatta erhålles ekvationerna i följande form.

Främre delen: $yf=F1(x)+K1 \cdot F2(x)+F3(x)/R1$

Bakre delen: $yf=F1(x)+K2 \cdot F2(x)+F3(x)/R2$

där $F1(x)=x^2(6-8x+3x^2)$

$F2(x)=x(1-x)^3$

$F3(x) = -\frac{x^2}{2}(1-x)^2$

Analogt med vad som gäller för tjockleksfördelningen ovan, kan här $F1(x)$, $F2(x)$ och $F3(x)$ beräknas en gång för alla för vissa x -lägen. Parametrarna $K1$, $R1$, $K2$, och $R2$ ges därefter sådana värden att de erhållna kurvorna yf så nära som möjligt sammanfalla med givna medelkurvor. Medellinjens koordinater hos en profil med max välvning = f_{max} vid läget x_{fmax} (båda i delar av kordan) erhålles sedan ur:

$0 \leq x \leq x_{fmax}: x = x_{fmax} \cdot x$

$hf = f_{max} \cdot yf(x)$

$x_{fmax} \leq x \leq 1: x = 1 - (1 - x_{fmax}) \cdot x$

$hf = f_{max} \cdot yf(x)$

Bestämning av parametrarna $K1$, $R1$, $K2$, och $R2$:

Ungefärliga värden på $K1$ och $R1$ erhålles grafiskt ur givna medelkurva, varefter de justeras på lämpligt sätt tills god överensstämmelse med densamma erhålles.

Sedan lämpligt värde på $R1$ erhållits omräknas detta till bakre delen enligt följande formler:

$R2 = kf2 \cdot R1$

$kf = x_{fmax} / (1 - x_{fmax})$

Ungefärligt värde på $K2$ erhålles grafiskt ur givna medelkurva.

b) Medellinje typ FI

Profilerna 3, 4, 5, 7, 8. $(x_{fmax})_{med} = 0,358$.

God överensstämmelse med givna medelkurvor har erhållits med följande värden på parametrarna:

$K1=3,0$ $R1=0,7$ $K2=1,6$ $R2=0,3$

Diagram över de erhållna funktionerna samt givna medelvärden återges i diagram 9.

c) Medellinje typ FII

Profilerna 1, 2, 6. (xfmax)med =0,453.

Här erhålles bästa överensstämmelse med parametervärdena:

$$K1=2,5 \quad R1=0,5 \quad K2=1,6 \quad R2=0,4$$

Kurvor finnas uppritade tillsammans med givna medelvärden i diagram 10.

E. Sammanställning av profiler

De båda typerna av tjockleks- resp. välvningsfördelningar åskådliggöres i diagram 11-14.

Tabell II utgör en sammanställning av de ursprungliga profilerna med deras viktigaste data:

Profil	Tabell II			
	fmax %	xfmax %	dmax %	xdmax %
1	7,85	45	8,65	18
2	7,00	46	10,9	21
3	7,12	36	8,48	16
4	6,00	35	7,8	18
5	6,78	37	8,0	16,5
6	6,34	45	5,3	30
7	6,00	37	7,1	35
8	7,20	34	5,0	26

Enligt ovan ha urskilts två typer av tjockleksfördelningar DI och DII med xdmax = 0,18 resp. 0,30 samt två typer av medellinjer FI och FII med xfmax= 0,35 resp. 0,45. Härav äro fyra kombinationer möjliga. Av dessa har dock kombinationen FI-DII d.v.s. med max. välvning belägen långt fram och max. tjocklek långt bak av naturliga skäl uteslutits.

Enligt tabell II varierar fmax och dmax något för profilerna 1-8. De för den fortsatta undersökningen utvalda representativa profiltyperna ha dock försetts med samma max. välvning resp. tjocklek. Detta har gjorts för att erhålla större möjligheter för inbördes jämförelse beträffande inverkan av max.-välvningens och max tjocklekens läge i kordled.

De utvalda representativa profilernas huvuddata återges i tabell III.

Profil	Medell.	Tjockleksf.	Tabell III				Nosr.%
			fmax%	xfmax%	dmax%	xdmax%	
A	FI	DI	7,0	45,0	8,0	18,0	0,405
B	FII	DII	7,0	45,0	8,0	30,0	0,736
C	FI	DI	7,0	35,0	8,0	18,0	0,396

Nosradien har beräknats enligt formeln $r_o = r' \cos q_o$ där $r' =$ nosradien hos en symmetrisk profil och $q_o =$ lutningen hos medellinjen i $x=0$. Formeln gäller ej exakt, ty de ifrågavarande profilformerna ha erhållits genom direkt koordinatöverlagring, medan formeln egentligen gäller då profilformen erhållits genom inlagda cirklar med sitt centrum på medellinjen. Avvikelsen är dock obetydlig.

Utseende av profilerna A, B och C framgår av figurblad 2, där ävenledes profilernas koordinatvärden finnas tabellerade.

IV. TEORETISKT STUDIUM AV DE VALDA PROFILERNA.

De tre profilerna A, B, och C, vilka erhållits ur profilsystematiken ovan, ha blivit föremål för teoretiskt studium i och för beräkning av aerodynamiska data samt tryckfördelningar vid olika anfallsvinklar.

A. Beräkning av α_0 , α_{ideal} och c_{mo} medelst Munks formler

Enligt de av M. Munk uppställda metoderna för beräkning av tunna vingprofilers aerodynamiska data (ref 5, Kap. B, II, 2, d) ha nollvinkel, ideal anfallsvinkel samt nollmoment beräknats. Resultaten återgivas i tabell IV.

Profil	α_0	α_{ideal}	Tabell IV
			c_{mo}
A	$-6,95^\circ$	$1,17^\circ$	0,205
B	$-6,95^\circ$	$1,17^\circ$	0,205
C	$-6,26^\circ$	$2,79^\circ$	0,205

Profilerna A och B erhålla samma värden ty beräkningsmetoden tar endast hänsyn till medellinjens form och dessa profiler ha samma medellinje. Att c_{mo} har blivit lika för alla tre är däremot en ren tillfällighet.

B. Beräkning av tryckfördelningar enligt Theodorsen-Garrick- Pinkerton

Tryckfördelningar vid olika anfallsvinklar ha beräknats i enlighet med den av Theodorsen och Garrick uppställda teorin (ref 6 och 7). Korrektion för gränsskiktets inflytande har gjorts enligt Pinkerton (ref. 8). För beräkning av e -funktionen har den av I. Naiman (ref. 9) angivna metoden använts.

De sålunda teoretiskt beräknade tryckfördelningarna äro återgivna i diagram 15, 16, och 17. Av diagrammen framgår att tryckfördelningarna erhålla samma typutseende för profilerna A, B och C. De för profil C beräknade diskuteras nedan i samband med de experimentellt erhållna tryckfördelningarna (se kap IX B.2.)

V. FÖRSÖKSAPPARATUR

A. Modellkonstruktion.

Uppgifter för tillverkning av modeller för den experimentella delen av undersökningen erhållas ur kap. III ovan samt ur figurbild 2.

De tillverkade modellerna voro av två typer, en med och en utan "tryckrör. Den senare har tillverkats speciellt för strömningsundersökningen. Detta har gjorts för att undvika störningar på grund av de ytojämnheter som uppstår vid tryckhålens.

Tryckhålens placering framgår av figurbild 3. "Tryckmodellen" har ytbehandlats med cellulosalack och högglangspolerats, medan för "strömningsmodellen" den engelska konsthartsprodukten Phenoglaze använts. Denna har nämligen visat sig motståndskraftig mot de preparat som användas för gränsskiktundersökning enligt China-Clay-metoden.

Enligt kap. III anges nosradien för profil C till $0,004 \diamond 100 = 0,4$ mm. Tillverkade modellernas nosradie är dock ca. 0,6 mm, beroende på att tryckrör inlagts i framkanten. Detta var nödvändigt för att överhuvud taget erhålla ett tryckuttag vid profilsosen. Profilkordinaterna hålla en tolerans av $\pm 0,05$ mm. Vid kontrollmätning av tryckhålens lägen visade sig största avvikelsen vara 0,2 mm.

Modellerna, som utformats i päronträ, ha tillverkats av Flygtekniska Försöksanstalten, Ulvsunda.

B. Vindtunnel.

Mätningarna ha utförts i en öppen tvådimensionell vindtunnel, mätsträcka 120x500 mm. Denna hade ett enkelt inströmningsmunstycke (se fig. 7) med åtföljande dålig hastighetsfördelning och troligen hög turbulens. För att förbättra båda dessa saker konstruerades en ny inloppsdel med ett areaförhållande på 1:12. Väggarernas konturer bestämdes enligt en metod för tvådimensionell strömning, angiven av Lighthill (ref. 10, sid 40). Kontraktionen gjordes 1:2 på höjden och 1:6 på bredden. Se vidare figurbild 4. I det tvådimensionella fallet är hastigheten längs väggen ständigt stigande. Vidare försågs inloppet med 5 st. nät för förbättring av hastighetsfördelning och turbulens (se ref. 11). Installationen bestod av fyra nät nr 60 (60 maskor per tum, tråddiam. 0,14 mm) med ett inbördes avstånd av 50 mm, samt ett nät nr 120 (120 maskor per tum, tråddiam. 0,09 mm) 120 mm bakom det sista nätet nr 60. Resultatet av ombyggnaden framgår av fig. 8 och 9. Diagram 18 visar hastighetsfördelningen före och efter ombyggnaden. Hastigheten utanför gränsskiktet är i det senare fallet konstant inom mätnoggrannheten.

Referenshastigheten mättes med ett pitotrör placerat ungefär mitt emellan kontraktionens slut och mätsnittet. Även denna hastighet var lika med hastigheten i mätsnittet. Detta visar att mätsnittet med fördel kunnat placeras närmare kontraktionsdelens slut. Med hänsyn till den jämna hastighetsfördelningen kan man på goda grunder antaga att turbulensnivån i tunneln är relativt låg. Då apparatur för turbulensmätning ej funnits tillgänglig har dock något mått på turbulensgraden ej kunnat erhållas.

Vingmodellerna voro fastkilade i två cirkelrunda 7 mm tjocka plexiglasskivor med den undre tangentkordan vilande mot en diameter i skivan. Inställningen av olika anfallsvinklar skedde med en arm som med sitt referensplan också vilade mot profilens undre tangentkorda. Plexiglasskivorna voro vridbara i fattningar i tunnelväggen. Se bild 8 och 9.

Grovreglering av hastigheten skedde med ett stegmotstånd i elmotorns ankarlindning och finreglering med ett spjäll i fläktens avloppsdiffusor.

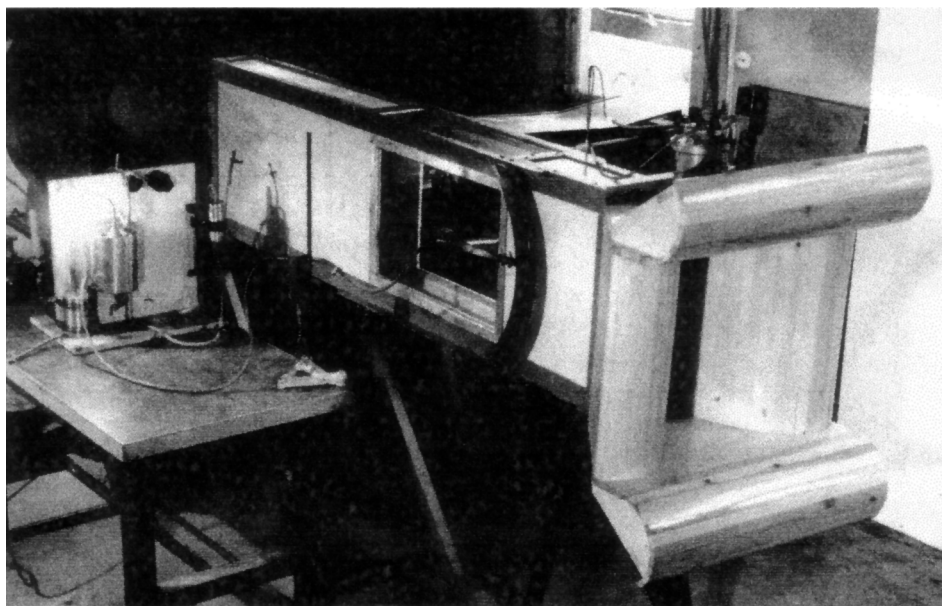


Fig. 7 kanalen före ombyggnad

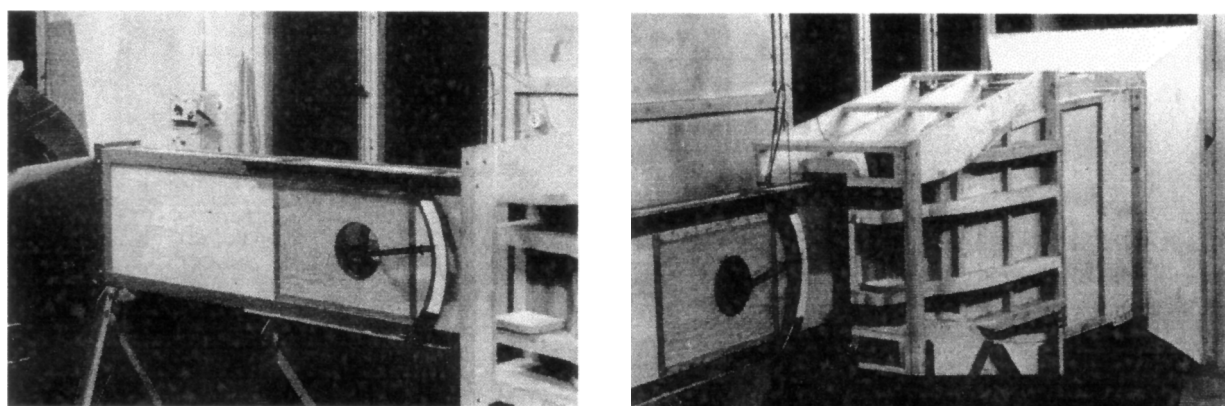


Fig. 8 och 9 kanalen efter ombyggnaden

C. Mätapparatur.

För mätning av profilens motstånd konstruerades en impulskratta bestående av 17 totaltryckrör och 1 statiskt (se fig. 10). Avståndet i höjdlid mellan de 5 mittersta rören är 1 mm. För att rören ej skulle störa varandra fingo de därför spridas i sidled.

Största svårigheten var dock att kunna mäta de låga trycken vid de lägsta Reynoldska talen. Den lägsta hastigheten ($R=20\ 000$) motsvarar ett stagnationstryck av 0,7 mm spritpelare. För impuls och tryckmätningarna konstruerades en multimikromanometer bestående av 25 st. glaströr, innerdiameter 3 mm, se fig 11. Manometerplattan var vridbar kring den nedre fästpunkten och kunde inställas i lutningarna 1:1, 1:2, 1:5, 1:10 och 1:25, varigenom lämpligt mätområde kunde väljas för olika hastigheter. Mätnoggrannheten har bedömts till bättre än $\pm 2\%$ vid de ogynnsammaste fallen. Manometertrycken fotograferades på småbildsfilm och utvärderingen skedde med hjälp av en projektionsapparat. Referenshastigheten avlästes på en Prandtl-manometer med en avläsningsnoggrannhet av 0,05 mm spritpelare.

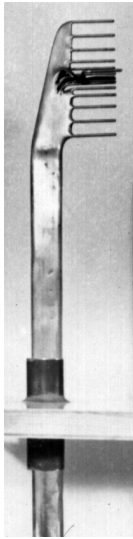


Fig. 10 Impulskratta

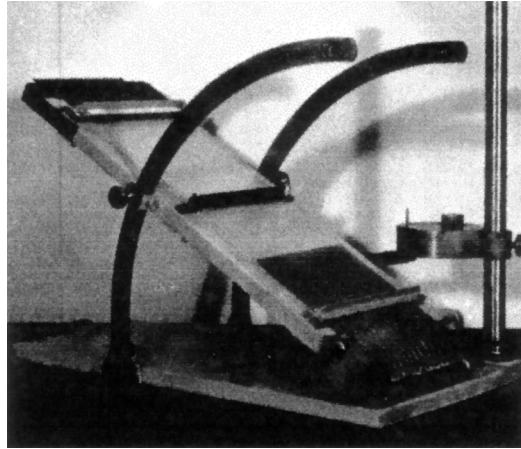


Fig. 11 Multimikromanometer

VI. UTVÄRDERINGSMETODER

A. Bestämning av koefficienter för lyftkraft och moment.

För bestämning av koefficienter för lyftkraft och moment har tryckfördelningen kring profilen erhållits genom uppmätning av trycken i ett antal tryckuttag (16 st.) placerade längs profilens yta. Vid respektive mätpunkters projektion på kordalinen ha motsvarande tryck uppritats och den genom sammanbidning av mätpunkterna erhållna kurvan har integrerats med en integrator. Härvid erhålles om friktionskrafterna försummas, dels normalkraftskoefficienten c_N dels motsvarande moment cm_N enligt

$$c_N = \sqrt{\frac{p_u - p_0}{q_0}} \frac{d\xi}{c} \downarrow$$

$$cm_N = \sqrt{\frac{p_u - p_0}{q_0}} \frac{\xi}{c} \frac{d\xi}{c} \downarrow$$

c_N skiljer sig vid icke allt för stora a relativt litet från c_L . Samma sak gäller cm_N relativt cm (se ref.12, s.19). c_N och cm_N ha därför begagnats vid resultatens angivande.

B. Bestämning av motståndskoefficient.

Profilmotståndskoefficienten c_{D_0} har bestämts genom impulsmätning varvid utvärdering skett enligt en metod angiven av Silverstein & Katzoff (ref. 13).

Härvid gäller:

$$c_{D_0} = \frac{k}{c} \sqrt{\frac{g_0 - g}{q_0}} dy$$

k = korrektionsfaktor enligt Silverstein-Katzoff.

C. Vindtunnelkorrektion.

Då beräkning av vindtunnelinterferens på profilegenskaperna är en mycket komplicerad sak, med osäkert resultat, har hänsyn härtill ej tagits vid resultatens angivande, särskilt som dessa i första hand ha ett kvalitativt och ej kvantitativt värde.

VII. FÖRSÖKSPROGRAM

Inom ramen för detta examensarbete har endast profil C undersökts experimentellt.

Mätningarna ha utförts vid sex olika Reynolds tal: $R = 20\ 000, 27\ 000, 75\ 000, 105\ 000, 138\ 000$ och $206\ 000$. På grund av besvärligheten att omställa den lutande manometern har mätningarna utförts som polarmätning d.v.s. med konstant hastighet och variation av anfallsvinkeln.

Dessutom har en kompletterande undersökning av det kritiska R-området utförts med konstant anfallsvinkel och varierande hastighet. Denna har utförts vid tre anfallsvinklar $\alpha = 8,2^\circ, 9,2^\circ$ och $10,2^\circ$.

VIII. ERHÅLLNA RESULTAT

De erhållna experimentella resultaten ha åskådliggjorts genom ett antal i kurvform uppritade funktioner enligt nedanstående tabell.

Tabell V			
Funktion		Parameter	Diagram
$cN=f(a)$	R	19	
$cmN=f(a)$		R	20
$cDo=f(a)$		R	21
$cDo=f(cN)$		R	22
$e=f(a)$	R	23	
$k=f(a)$	R	24	
$cN_{max}=f(R)$			25
$cD_{min}=f(R)$			25
$e_{min}=f(R)$			25
$k_{min}=f(R)$			25
$cN=f(R)$	a	26	

Resultatdiagrammen återfinnas i en särskild diagrambilaga. Kurvorna gälla för oändligt sidoförhållande. Att anfallsvinklarna i diagrammen alltid sluta på 2° beror på att dessa vid körningarna inställts i förhållande till profilens undre tangentkorda och sedan korrigerats till den enligt kap. III definierade profilkordan. I de fall då Reynolds tal är parameter ha kurvorna identifierats med följande symboler:

$R=20\ 000$	
$R=27\ 000$	
$R=75\ 000$	Δ
$R=105\ 000$	
$R=138\ 000$	∞
$R=206\ 000$	O

De olika kurvorna bli nedan föremål för en kort diskussion.

IX. DISKUSSION AV FÖRSÖKSRESULTATEN

A. Diskussion av resultatkurvor.

1. Lyftkraftskurvor (Diagram 19)

Dessa kurvor visa den för låga R vanliga variationen i lyftkraftskurvans lutning. Sålunda har man vid låga anfallsvinklar en profilverkningsgrad som är större än 1. Detta sammanhänger med lokala avösningsfenomen. Av diagram 27, som visar tryckfördelningen längs översidan vid $R=20\,000$, framgår att vid $\alpha=-2,8^\circ$ har man avlösning från ungefär 70% av kordan och bakåt. Vid $\alpha=+1,2^\circ$ har avlösningspunkten flyttats framåt till ungt. 50% men i stället har man fått återanliggning längst bakersta delen. Detta förklarar den stora lyftkraftsökningen mellan $\alpha=-2,8^\circ$ och $+1,2^\circ$. Troligen har återanliggningen börjat redan vid $\alpha=0^\circ$ att döma av $cN(\alpha)$ kurvan, men återanliggningspunkten har då ej nått fram till bakersta tryckuttaget. Vid $\alpha=5,2^\circ$ har omslagsvirveln krympt samman något och ligger nu mellan 30-50% av kordan. Vid $\alpha=7,2^\circ$ har cN_{max} överskridits och avlösningen är åter total efter laminära avlösningspunkten. Jämför även med fig. 12 som visar några försök att med rök (titantetraklorid) åskådliggöra strömningsförloppet.

Beträffande tryckfördelningen i omslagspunkten se ref. 15, s 429 och 430. Se vidare ref. 15, s 458-461 angående cirkulationens uppkomst samt ref. 14, s 11-27 som är en tillämpning på denna teori.

Överstegringen visar ett mjukt förlopp såväl i det underkritiska som det överkritiska området. I det underkritiska området sammanhänger detta troligen med den lilla skillnaden mellan det stora omslagsområdet och den totala avlösningens utsträckning (diagram 27). I det överkritiska området inträder den vanliga från bakkanten börjande turbulenta avlösningen resulterande i en tämligen mjuk överstegring (diagram 28). Inom det kritiska området växlar däremot strömningsbilden från anliggande med en mindre omslagsvirvel till total laminär avlösning resulterande i en häftig lyftkraftsförlust (diagram 29). Typiskt är att lyftkraften sjunker till ett värde motsvarande underkritisk strömning.

Ett annat intressant fenomen är att inom det överkritiska området cN_{max} minskar med ökande R . Denna egendomlighet har tidigare observerats på profilen Göttingen 387 men har ej kunnat tillfredsställande förklarats. En hypotes är att det tidigare omslaget, förorsakat av ett högre R , skulle medföra ett förtjockat gränsskikt och därmed tidigare avlösning (se ref. 15, s 443, 464, och 75).

2. Momentkurvor (diagram 20)

Momentkoefficienten är refererad till 25%-punkten på den teoretiska profilkordan. Kurvorna visa i stort sett samma inbördes förlopp med en kraftig ökning av det anfallsminskande momentet i området $\alpha=-5^\circ$ till $\alpha=0^\circ$ sammanhängande med förut nämnda avlösningsfenomen, därefter en svag minskning för att sedan efter överstegringen åter öka mer eller mindre kraftigt. Så när som på några mindre oregelbundenheter visar momentkurvorna god samstämmighet med lyftkraftskurvorna. Inom det för flygning aktuella anfallsvinkelområdet är profilen ej egenstabil ($dc_m/da > 0$).

Den vid $\alpha=10^\circ$ uppträdande knycken för $R=105\,000$ och $138\,000$ får sin förklaring i nästa avsnitt.

3. Motståndskurvor (diagram 21)

Då motståndet har mätts med impulsmetoden är de stora motståndsvärdena vid total avlösning något osäkra på grund av metodens begränsning.

I det underkritiska och kritiska området visa kurvorna ett normalt förlopp så när som på att för $R=20\ 000$ och $R=27\ 000$ dessa skära över varandra så att vid låga anfallsvinklar motståndet ökar med R . Att med ledning av tryckfördelningarna förklara detta har ej lyckats. Vid $\alpha=0,2^\circ$ visa dessa total avlösning vid $R=20\ 000$ men begynnande återanliggning längst bak vid $R=27\ 000$, vilket borde ha givit ett motsatt resultat. Möjligen beror det på impulsmetodens begränsning (dödluftsområdet är vid de två lägsta R synnerligen brett och oregelbundet) ty avvikelserna ligger ej inom den övriga mätnoggrannheten.

I det överkritiska området visa kurvorna två egenskaper. Den ena är att kurvorna vid höga anfallsvinklar skära över varandra. Detta är emellertid i full överensstämmelse med den minskning av cN_{max} med ökande R som framgick redan av lyftkraftskurvorna. Den andra egenskapen är det relativa motståndsmaximum som uppträder vid $\alpha=8$ á 9° . Ett studium av motsvarande tryckfördelningar vid $R=105\ 000$ (diagram 30) kan ge anledning till följande hypotes. Vid lägre anfallsvinkel $\alpha=5,2^\circ$ ligger omslagspunkten omedelbart efter den laminära avlösningsskiktet. Vid ökad anfallsvinkel, $\alpha=9,2^\circ$, då den positiva tryckgradienten blivit betydligt större uppstår en utbredd omslagsvirvel resulterande i ökat motstånd. Ungefär samtidigt uppträder den lokala sugtoppen vid nosen som vid ytterligare ökad anfallsvinkel växer och tydligt underlättar omslaget. Vid $\alpha=11^\circ$ nämligen omslagsvirveln och därmed även motståndet minskat. Att gränsskiktet dock fortfarande är laminärt fram till omslagsvirveln framgår av figur 13 som visar en undersökning enligt China-Clay-metoden. Vid $\alpha=12,2^\circ$ har tydligt den första sugtoppen nått en sådan storlek att den ensam förorsakar omslaget ty omslagsvirveln har nu helt försvunnit vilket också har resulterat i ytterligare minskat motstånd.

4. Polarkurvor (diagram 22)

Dessa förete blott en egenskap utöver de förut diskuterade. Slingorna omkring cN_{max} avspeglar det förhållande att motståndet minskar även en bit förbi lyftkraftsmaximum. Det verkar ju ganska orimligt att motståndet skulle minska vid begynnande avlösning och fenomenet beror troligen på att motståndsmätningarna gjorts på en modell utan tryckuttag. Det kan då vara troligt att tryckuttagen givit tillräckligt stora störningar för att påskynda avlösningen så att denna börjar vid en lägre anfallsvinkel än för den släta modellen.

5. Glidtal och Sjunktal (diagram 23 och 24)

Dessa båda kurvor avspeglar i stort sett motståndskurvorna men genom att de ställts i relation till lyftkraften så blir inverkan av Reynolds tal mer markant. I det underkritiska området visa kurvorna för e och k ett markant minimum, men i det överkritiska området äro båda dessa kvalitetstal tämligen konstanta inom ett stort anfallsvinkelområde, vilket givetvis är mycket fördelaktigt.

6. Profilens kvalitetstal som funktion av Reynolds tal (diagram 25)

cN_{max} visar en brant ökning upp till $R=100\ 000$, där $cN_{max}=1,53$, för att därefter sakta minska med ökande R . De övriga visa en konstant minskning med ökande R , dock är denna minskning mindre markant för $R > 100\ 000$ särskilt beträffande k_{min} .

7. Bestämning av profilens R_{krit}

Med ledning av diagram 25 skulle man kunna bestämma profilens kritiska Reynolds tal till $R_{krit}=100\ 000$. Emellertid är R_{krit} i så fall definierat som det R där det helt överkritiska området börjar. Detta överensstämmer ej med Schmitz' definition, som i stället med R_{krit} menar det R där övergången till överkritisk strömning börjar. Detta är emellertid svårt att bestämma ur diagram 25. Med anledning härav gjordes en speciell undersökning av det kritiska området. Avsikten var även att bestämma huruvida omslaget visade någon hysteresiseffekt. Resultatet framgår av diagram 26, som visar $c_N=f(R)$ vid tre olika anfallsvinklar. För $\alpha=8,2^\circ$ var det omöjligt att på manometern upptäcka något markant omslag vid någon viss hastighet. För $\alpha=8,2^\circ$ och $9,2^\circ$ fanns ett begränsat område med en storlek av $\Delta R=2$ á 3000 där tillståndet var synnerligen labilt och strömningen pendlade mellan anliggande och avlöst. Vid $\alpha=10,2^\circ$ och däröver kunde en tydlig hysteres bestämmas omspannande för $\alpha=10,2^\circ$ området $25\ 000 \leq R \leq 115\ 000$. Med Schmitz' definition skulle alltså R_{krit} för profilen vara 65 000 där omslaget börjar för $\alpha=8,2^\circ$.

B. Jämförelse med de teoretiska beräkningarna.

1. Munks formler

Betraktas lyftkraftskurvan (diagram 19) finner man att profilens nollriktning i det underkritiska området är $\alpha_0=-2,6^\circ$ och i det överkritiska $\alpha_0=-4^\circ$ mot det beräknade $\alpha_{0teor}=-6,26^\circ$. Denna stora avvikelse beror givetvis på de lokala avlösningfenomenen vid lägre anfallsvinkel vilket gör att en teori grundad uteslutande på medellinjens form ej håller streck. Vid tillräckligt höga R har man emellertid anledning att förmoda att en uträtning av $c_N(\alpha)$ -kurvan äger rum. Om man därför utdrager kurvan för $R=206\ 000$ inom området $0^\circ < \alpha < 9^\circ$ nedåt till $c_N=0$ kan man antas få ett närmevärde för α_0 för höga R vilket givetvis bör stämma bättre med teorien. Förfares enligt ovan fås $\alpha_0=-7,4^\circ$. Avvikelsen från det teoretiska värdet blir alltså mindre i det senare fallet men är ändå tämligen stor. Detta torde bero på, dels att profilen har en viss tjocklek (8%) dels att den är relativt mycket välvd (7%). Munks formler grundar sig ju på antagandet att profilen har liten välvning och att den är oändligt tunn.

Det teoretiskt beräknade värdet på α_{ideal} stämmer ganska bra med de experimentellt erhållna värdena. Således ligger för de fyra högsta R -värdena α_{ideal} experimentellt mellan 2° och 3° medan teoretiskt $\alpha_{ideal}=2,79^\circ$ (jmf. diagram 21). För de två lägsta R -värdena är motståndsmomentet troligen rätt osäkert men läget avviker dock föga från det teoretiskt beräknade. Att de teoretiska och experimentella värdena för α_{ideal} stämma bättre överens än för α_0 är ganska naturligt då vid den ideala anfallsvinkeln strömningen kring profilen är jämnast och anledning till avvikelse från de teoretiska förutsättningarna minst.

Det fall, då Munks formler ge sämsta resultatet, är vid beräkning av tippmomentet. Enligt dessa är momentet kring $c/4$ -punkten konstant och lika med c_{m0} . Det teoretiskt beräknade värdet $c_{m0}=-0,205$ är emellertid inte ens tillnärmelsevis av samma storleksordning som de experimentellt erhållna momentvärdena utan ända upp till 100% större. En integrering av profilens teoretiska tryckfördelningar i diagram 17 och 31 ger ett moment som i området $2^\circ < \alpha < 10^\circ$ håller sig ganska konstant omkring $c_{mN}=-0,12$, mot vilket värde kurvorna i diagram 20 tydligt tendera vid ökande R .

Sammanfattningsvis kan sägas att Munks formler lämpa sig dåligt för fall som detta.

2. Tryckfördelningsberäkningar enligt Theodorsen-Garrick-Pinkerton

De teoretiskt beräknade tryckfördelningarna finns återgivna i diagram 15, 16 och 17. Då tryckfördelningarna för profilerna A och B principiellt likna de för profil C och tillräckliga experimentella erfarenheter änu ej vunnits för att kunna bedöma detaljavvikelsernas inverkan på profilegenskaperna bli dessa tryckfördelningar här ej föremål för någon diskussion utan ha endast medtagits såsom orientering. Anmärkningvärt är dock att de erhållit det enligt kap. II önskvärda förloppet.

För profil C har jämförelse gjorts mellan de teoretiskt och experimentellt erhållna tryckfördelningarna för två anfallsvinklar och flera Reynoldska tal. Då man kan förmoda att de teoretiska och experimentella tryckfördelningarna stämma bäst överens för höga R har dessa jämförts för $R=206\ 000$ och $a=5^\circ$ och 10° . De teoretiska tryckfördelningarna gälla för $a=5^\circ$ resp. 10° medan de experimentella avse $a=5,2^\circ$ resp. $10,2^\circ$ (se kap.VIII). Inverkan härav är dock obetydlig. För $a=5^\circ$ visa tryckfördelningarna en förbluffande god överensstämmelse. Den enda avsevärda avvikelsen är vid $x=30\%$ av c och detta beror på det här belägna omslagsområdet. För $a=10^\circ$ är överensstämmelsen ej fullt så god troligen beroende på begynnande avlösning vid bakkanten. Detta antagande stödes även av lyftkraftskurvans utseende (diagram 19) som visar att lyftkraften har sitt maximum vid $a=10^\circ$ och att avlösningen då har börjat. Den experimentella tryckfördelningens ordinator äro dock, utom i omslagsområdet proportionella mot den teoretiska vilket antyder att vid helt anliggande strömning överensstämmelsen blivit lika god som för $a=5^\circ$.

De experimentella tryckfördelningarnas beroende av R visar sig framför allt i ett hopsjunkande av desamma med minskande R beroende på den cirkulationsminskning som förorsakas av omslagsområdets ökning. Detta framgår tydligt av diagram 32 som visar tryckfördelningarna för $a=5^\circ$ och $R=20\ 000$, $75\ 000$, $105\ 000$ och $206\ 000$. Här synes hur tryckfördelningen krymper ihop samtidigt som omslagsområdet ökar med minskande R. Diagram 33 visar tryckfördelningarna för $a=10^\circ$ och samma R som i förra fallet. För de två högsta R-värdena gäller vad som sagts ovan för $a=5^\circ$. Vid de två lägsta R-värdena har däremot en radikal förändring inträtt. I samband med den totala avlösningen har tryckfördelningen dels katastrofalt sjunkit ihop dels förändrats så att sugtoppen vid nosen helt försvunnit. Båda fenomenen sammanhånga med den minskade cirkulationen vid avlösning. Att sugtoppen försvunnit beror sålunda på att den främre stagnationspunkten vandrat så mycket tillbaka att någon omströmning kring nosen ej längre sker.

Sammanfattningsvis kan sägas att den använda metoden även vid låga R lämpar sig för att kvalitativt beräkna en profils tryckfördelning så länge ej någon total avlösning förekommer. Kvantitativt riktiga resultat är dock svåra att få beroende på lokala avlösningfenomen.

C. Jämförelse med några av Schmitz' resultat.

För att få en uppfattning om huruvida den nu undersökta profil C kan anses vara lämplig för modellflygplan ha en jämförelse av några av dess egenskaper gjorts med de av Schmitz erhållna resultaten. Jämförelsen omfattar maximal lyftkraft samt glidtal och sjunktal vid olika R för profil C samt för Göttingen 417a och N60. Att jämförelse gjorts blott för dessa två beror på att dessa äro de bästa av de av Schmitz undersökta profilerna. Då samhörande värden för samma R ej funnits tillgängliga har i Schmitz' kurvor inritats våra resultat för närmast mindre R. De för samma R motsvarande maximipunkterna, erhållna ur diagram 25, har dock medtagits (markerade \diamond).

1. c_{Lmax} (diagram 34)

Redan vid $R=42\ 000$ är profil C praktiskt taget jämbördig med den välvda plattan (G 417a) medan den medan den är betydligt överlägsen profil N60. Vid de båda högre Reynolds-talen är profil C markant överlägsen de andra. Ur denna synpunkt kan alltså profil C vara väl lämpad ned till det lägsta aktuella R-området.

2. Glidtal och sjunktal (diagram 35)

För jämförelse har ej använts e och k utan i stället $1/e = c_L/c_{D0}$ respektive $1/k^2 = c_L^3/c_{D0}^2$ vilka storheter använts av Schmitz (ref 3, s 112). I ett diagram där $1/k^2$ är uppritat som funktion av $1/e$ får man en god uppfattning av en profils lämplighet. I praktiken blir dock skillnaderna mindre då inducerat motstånd verkar utjämnande. Här framträder skillnaderna mellan de olika profilerna mer markant än vid en jämförelse av lyftkraftskurvorna. Inom det lägsta R-området är den välvda plattan (G 417a) helt allena rådande. Profil C är dock betydligt bättre än N60 vars kurva ej kunnat inritas. Redan vid $R=80\ 000$ har dock profil C hunnit ikapp den välvda plattan (jämför max-punkten \diamond) för att sedan vid ytterligare ökande R bli helt överlägsen de båda andra. Sammanfattningsvis kan alltså sägas att för $R < 80\ 000$ den välvda plattan är den mest lämpliga. Att den senare jämförelsen blev så pass ofördelaktig för profil C vid låga R trots likvärdighet beträffande max lyftkraft beror på motståndets inverkan. Det större motståndet hos profil C torde bero på dennas betydligt större tjocklek (8%) mot den välvda plattans (2,9%). En minskning av profil C's tjocklek skulle därför säkerligen utvidga profilens lämplighet mot mindre Reynolds tal.

X. SAMMANFATTNING

Ur åtta moderna vingprofiler för modellflygplan har utkristalliserats tre "normalprofiler" benämnda A, B och C erhållna ur två karakteristiska välvnings- och tjockleksfördelningar enligt nedanstående tabell.

Tabell VI

Profilparametrar
Mått i % av c

Profil	Max tjocklek		Max välvning		Nosradie r
	d	vid x	f	vid x	
A	8	18	7	45	0,4
B	8	30	7	45	0,7
C	8	18	7	35	0,6

För dessa har beräknats a_0 , a_{ideal} och c_{m0} samt deras teoretiska tryckfördelningar. Dessutom har profil C undersökts experimentellt varvid lyftkraft, motstånd och tippmoment bestämts i området $20\ 000 < R < 206\ 000$. Mellan $R=65\ 000$ och $R=105\ 000$ genomlöper profilen ett kritiskt område där maximala lyftkraften kraftigt ökar och motståndet minskar. Profilen kan anses väl lämpad för modellflygplan med $R > 75\ 000$.

XI. SAMMANSTÄLLNING AV ANVÄNDA BETECKNINGAR.

A. Geometriska Storheter

Symbol:

x och y	Koordinater vid profilsystematisering
x och h	Profilkoordinater
c	Profilkorda
d	Profiltjocklek i % av c
f	Medellinjens välvning i % av c
r	Krökningsradie i % av c vid profilsystematisering beträffande tjockleksfördelning
R	D:o beträffande välvningsfördelning
K	Medellinjens lutning vid profilsystematisering
r	Profilens nosradie i % av c

B. Aerodynamiska storheter.

Symbol:

R	Reynolds tal (vc/n)
R _{krit}	Kritiskt d:o
v	Vindhastighet
n	Kinematisk viskositet
c _L	Lyftkraftskoefficient
c _{mac}	Momentkoefficient hänförd till profilens aerodynamiska centrum
c _N	Normalkraftskoefficient
c _{Do}	Profilmotståndskoefficient
c _{mN}	Momentkoefficient hänförd till c/4.
c _{mo}	D:o vid c _L =0.
a	Anfallsvinkel hänförd till profilens teoretiska korda
a _{ideal}	D:o vid c _D min
a _o	D:o vid c _L =0
p	Statiskt tryck
p _o	D:o i ostörd strömning
p _ö	D:o längs profilens översida
p _u	D:o längs dess undersida
q	Dynamiskt tryck ($rv^2/2$)
q _o	D:o i ostörd strömning
Δp	p-p _o
g	Totaltryck p+q
g _o	D:o i ostörd strömning
e	Glidtal c _{Do} /c _N
k	Sjunktal c _{Do} ² /c _N ³

XII. LITTERATURREFERENSER

1. Walthew, A. Airfoil data and their application in model design.
The Aeromodeller, Nov. 1938.
2. Anonym En undersökning av RAF 32 ned till 10 ft/sec, korda okänd.
Model Airplane News, Mars 1941.
3. Schmitz, F.W. Aerodynamik des Flugmodells. Tragflügelmessungen I.
Berlin, 1942.
4. Grant, C.H. Model Airplane Design and Theory of Flight.
New York, Sept 1944.
5. Gullstrand, T. Kompendium i Flygteknik.
1947-48.
6. Theodorsen, T. Theory of Wing Sections of Arbitrary Shape
NACA, TR No 411, 1932.
7. Theodorsen, T. General Potential Theory of Arbitrary Wing Sections.
Garrick, I.E. NACA TR 452, 1933.
8. Pinkerton, R.M. Calculated and Measured Pressure Distributions over the
Midspan Section of the NACA 4412 Airfoil.
NACA TR 563, 1936.
9. Naiman, I. Numerical Evaluation by Harmonic Analysis of the e-function
of the Theodorsen Arbitrary Airfoil Potential Theory.
NACA WR L-153, 1944.
10. Lighthill, M.J. A New Method of Two-dimensional Aerodynamic Design.
R&M 2112, 1945.
11. Schröder, H. Undersökning av möjligheten att förbättra turbulens-
förhållanden och hastighetsfördelning i vindtunnlar spec.
Flodin, S. KTH:s vindtunnel genom insättning av nät i tryckkammaren.
Examensarbete KTH, 1948.
12. Palme, H.O. Undersökning rörande inverkan av framkantklaff på
Stark, S. profilegenskaperna.
FL Rapport 93-58, 1948.
13. Silverstein, A. A Simple Method for Determining Wing Profile Drag in Flight.
Katzoff, S. J.A.S. May 1940.
14. Persson, P. Undersökning av vingprofiler lämpade för reversibla fläktar.
Stark, S. Examensarbete 20-20. KTH 1947.
15. Goldstein, S. Modern Developments in Fluid Dynamics.
(Editor) Oxford, 1938.

BILAGA TILL EXAMENSARBETE 20-32


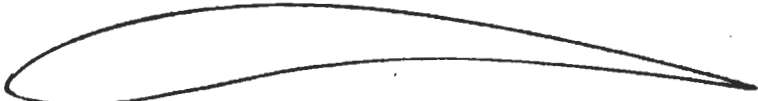
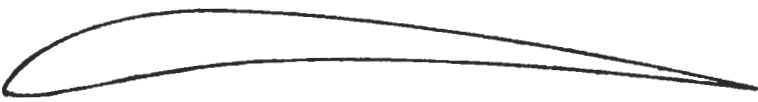
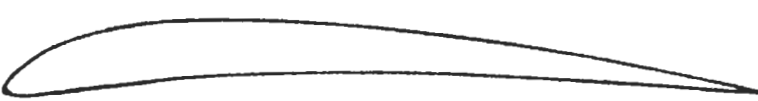


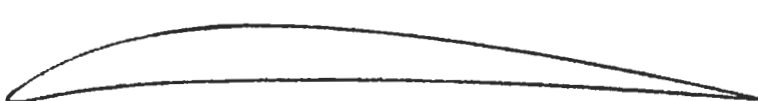
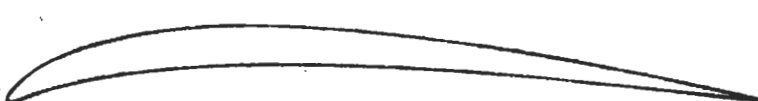
Figurblad	1	Typiska modellflygplanprofiler (1948)
	2	Utvalda modellprofiler
	3	Tryckvinge
	4	Skiss över KTH 2-dim. kanal
Diagram	1 – 14	Diagram för bearbetning av profiledata
	15 – 17	Teoretiskt beräknade tryckfördelningar
	18	Hastighetsfördelning i mätsnittet
	19	
	20	

BILAGA TILL EXAMENSARBETE 20-32.

INNEHÅLL: Figurblad 1 - 4.

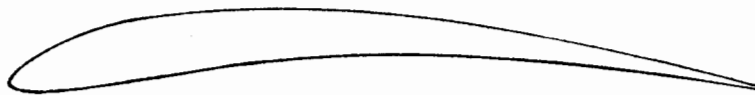
Diagram 1 - 35ⁿ

Typiska modellflygplanprofiler omkr 1948

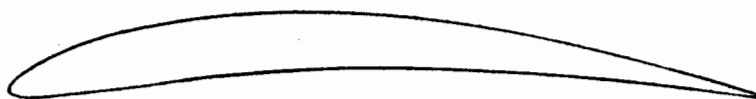
	f_{\max}	$\xi_{f_{\max}}$	d_{\max}	$\xi_{d_{\max}}$
1. 	7,85	45	8.65	18
2. 	7,00	46	10,9	21
3. 	7.12	36	8,48	16
4. 	6.00	35	7.8	18
5. 	6,78	37	8.0	16,5
6. 	6,34	45	5.3	30
7. 	6,00	37	7.1	35
8. 	7,20	34	5.0	26

Utvalda medelprofiler

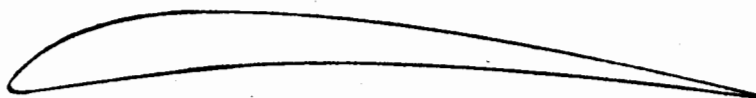
A.



B.



C.

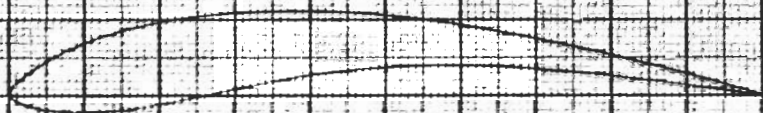


	f_{\max}	$\xi_{f_{\max}}$	d_{\max}	$\xi_{d_{\max}}$	nosr.
A	7.0	45	8.0	18	0.4
B	7.0	45	8.0	30	0.7
C	7,0	35	8,0	18	0.4

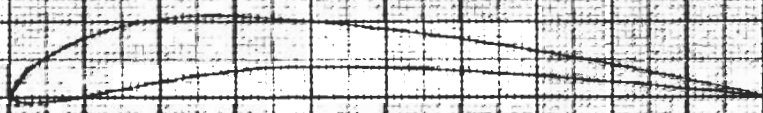
1. ÖMFK



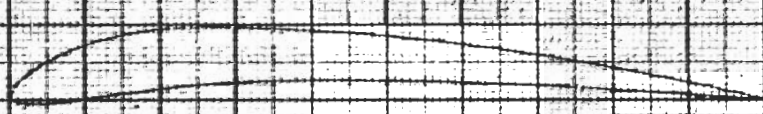
2. Salenius



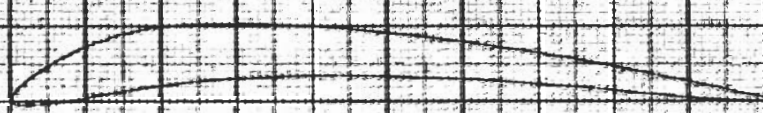
3. NBW-152B



4. SI 63008



5. SI 73608



6. Davis



7. Löwen (virge)



8. Löwen (stach)





Profil A

\bar{y}	%	0	100	200	300	400	500	600	700	800	900	1000	1100	1200	1300	1400	1500	1600	1700	1800	1900	2000
\bar{y}_s	%	0	100	200	300	400	500	600	700	800	900	1000	1100	1200	1300	1400	1500	1600	1700	1800	1900	2000
\bar{y}_u	%	0	-100	-200	-300	-400	-500	-600	-700	-800	-900	-1000	-1100	-1200	-1300	-1400	-1500	-1600	-1700	-1800	-1900	-2000



Profil B

\bar{y}	%	0	100	200	300	400	500	600	700	800	900	1000	1100	1200	1300	1400	1500	1600	1700	1800	1900	2000
\bar{y}_s	%	0	100	200	300	400	500	600	700	800	900	1000	1100	1200	1300	1400	1500	1600	1700	1800	1900	2000
\bar{y}_u	%	0	-100	-200	-300	-400	-500	-600	-700	-800	-900	-1000	-1100	-1200	-1300	-1400	-1500	-1600	-1700	-1800	-1900	-2000

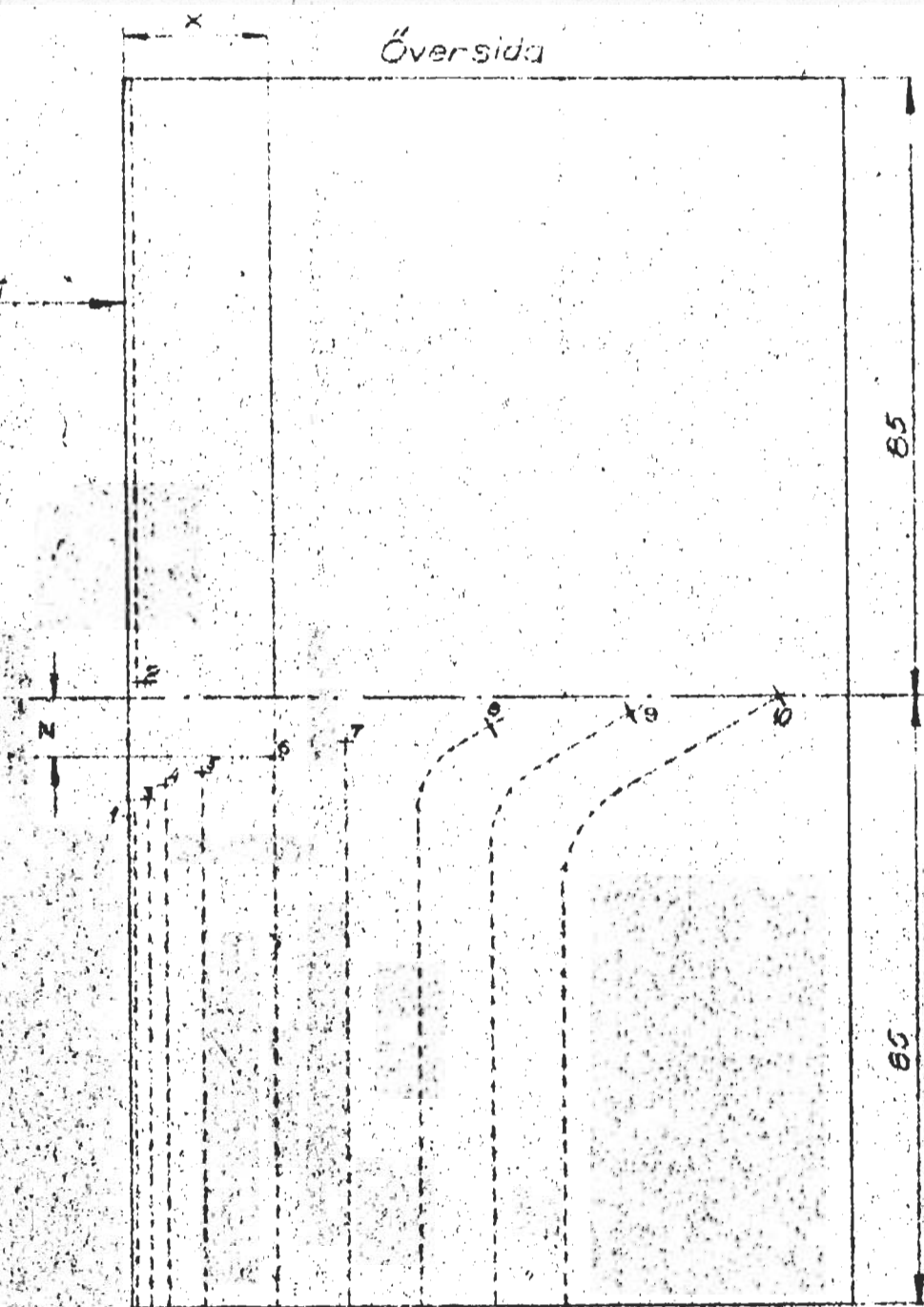


Profil C

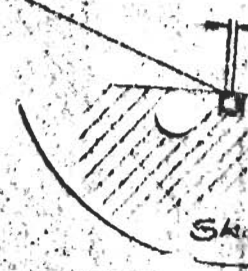
\bar{y}	%	0	100	200	300	400	500	600	700	800	900	1000	1100	1200	1300	1400	1500	1600	1700	1800	1900	2000
\bar{y}_s	%	0	100	200	300	400	500	600	700	800	900	1000	1100	1200	1300	1400	1500	1600	1700	1800	1900	2000
\bar{y}_u	%	0	-100	-200	-300	-400	-500	-600	-700	-800	-900	-1000	-1100	-1200	-1300	-1400	-1500	-1600	-1700	-1800	-1900	-2000

Översida

Från vänster



Mässingör ϕ



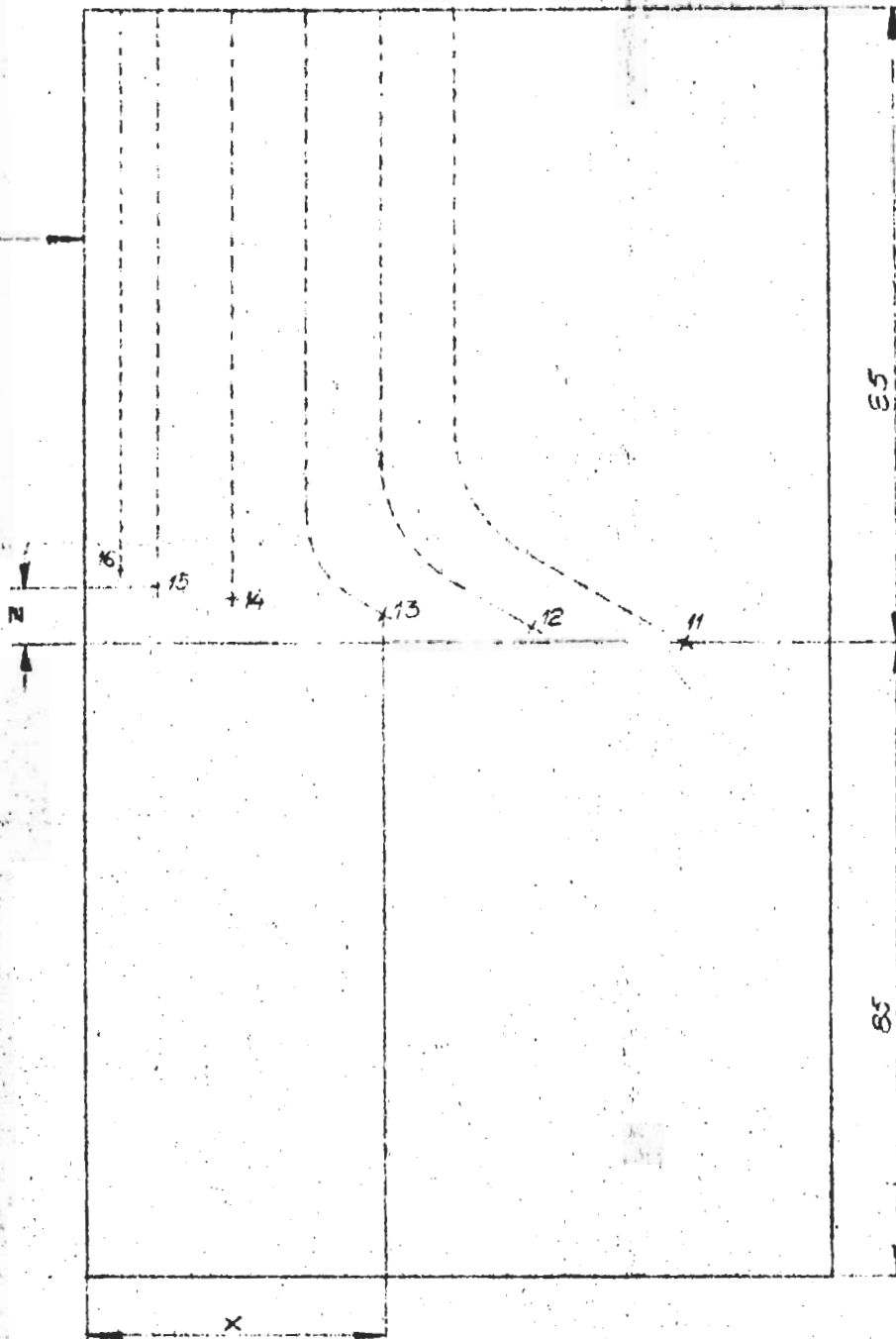
Tryckhålens koordinater (tolerans = Q_1)

Hål nr.	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15	16
X	0	1.25	2.5	5	10	20	30	50	70	90	80	60	40	20	10	5
Z	16	-2	14	12	10	8	6	4	2	0	0	2	4	6	8	10

Vinge A₂ Profilkordinater enl. ritning 20-32-3 } Tolerans i p
 " B₂ " " " " 20-32-4 } filkoordinater
 " C₂ " " " " 20-32-5 } ytbehandlings p

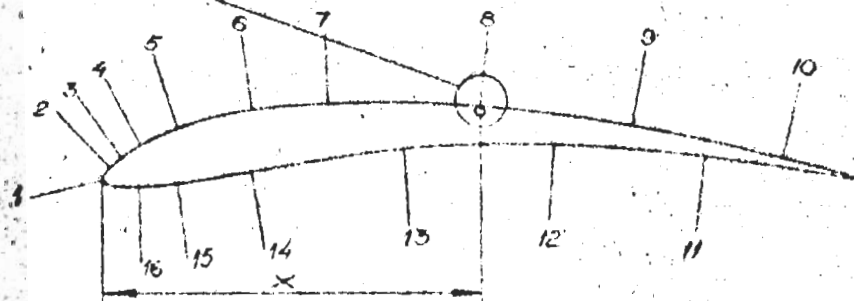
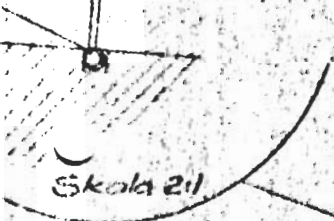
Undersida

Främre kant



Br $\phi 1,27$

$\phi 0,5^{+0}_{-0,1}$



16
5
10

19748 AN

1:1

TRYCKVINGE
Placering av tryckhål

ERSÄTT

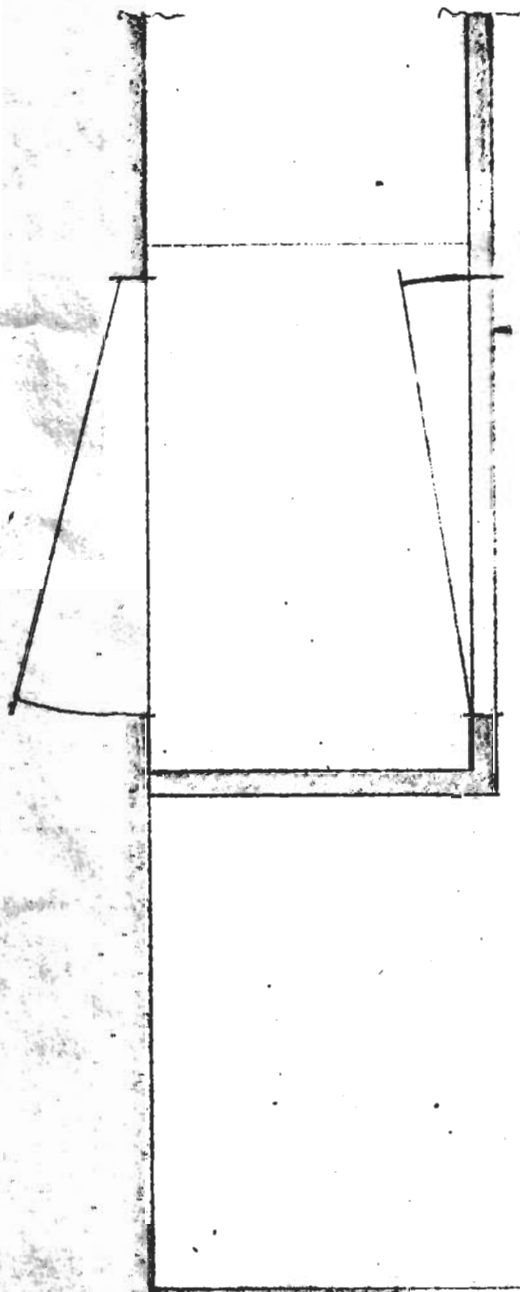
ERSÄTT AV

ANMÄLNING

Nr 20-32-6

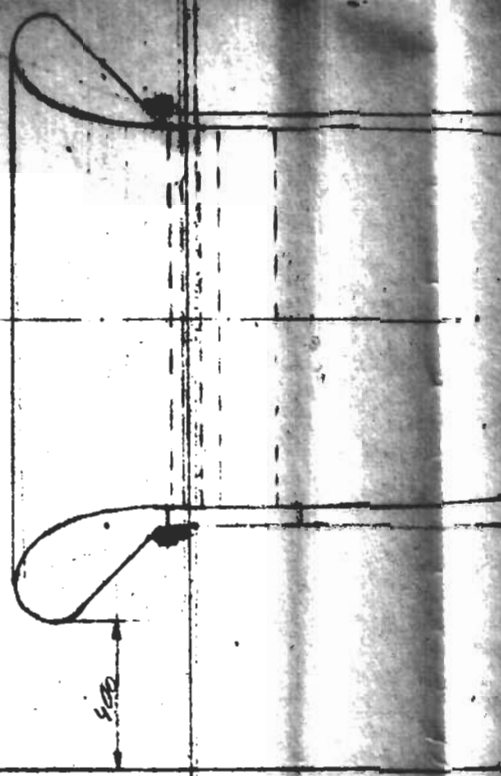
FLYGTÄKNIK
SVEVING

å pro-
den = 0,05
ng: poteras



1000

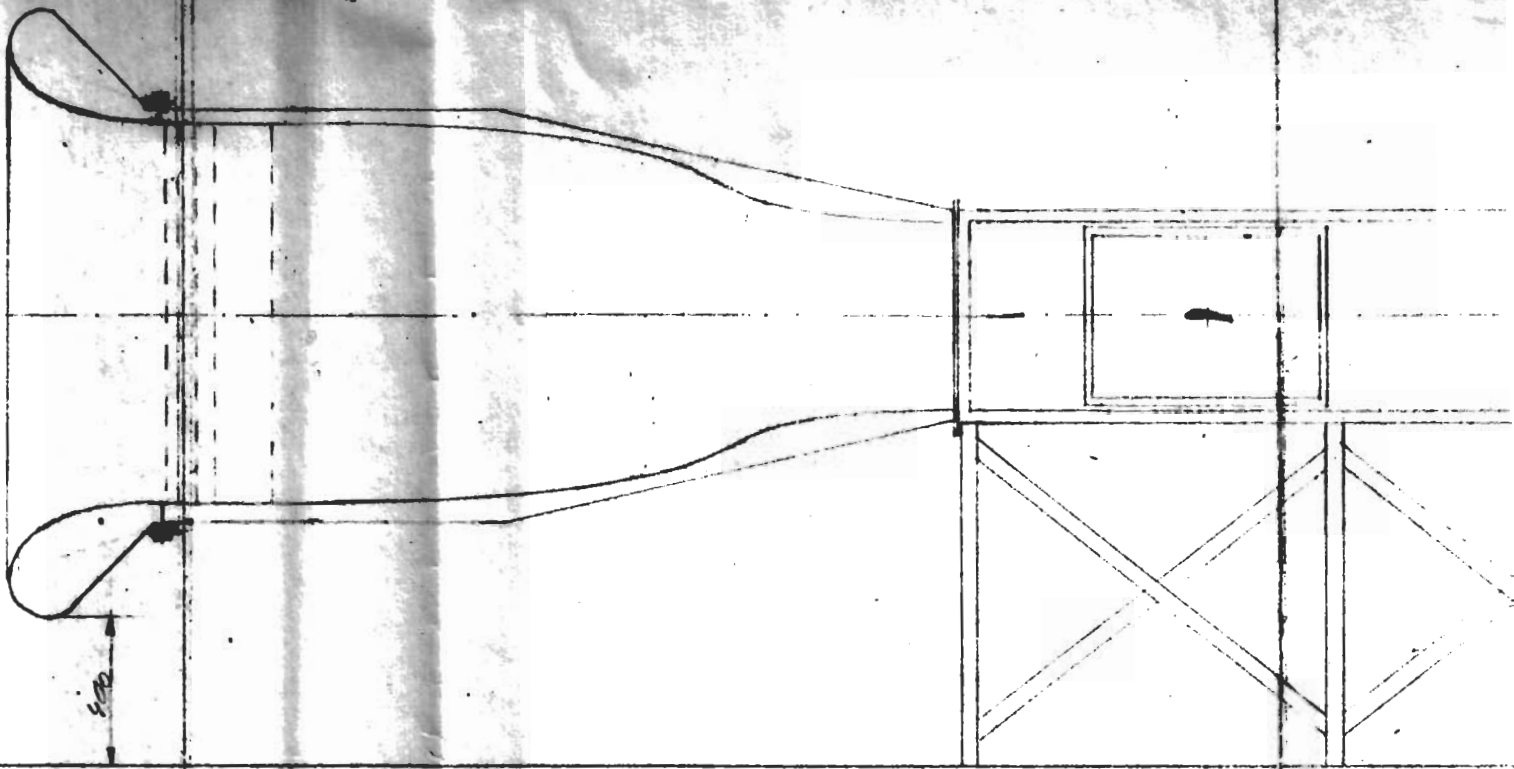
2500



500

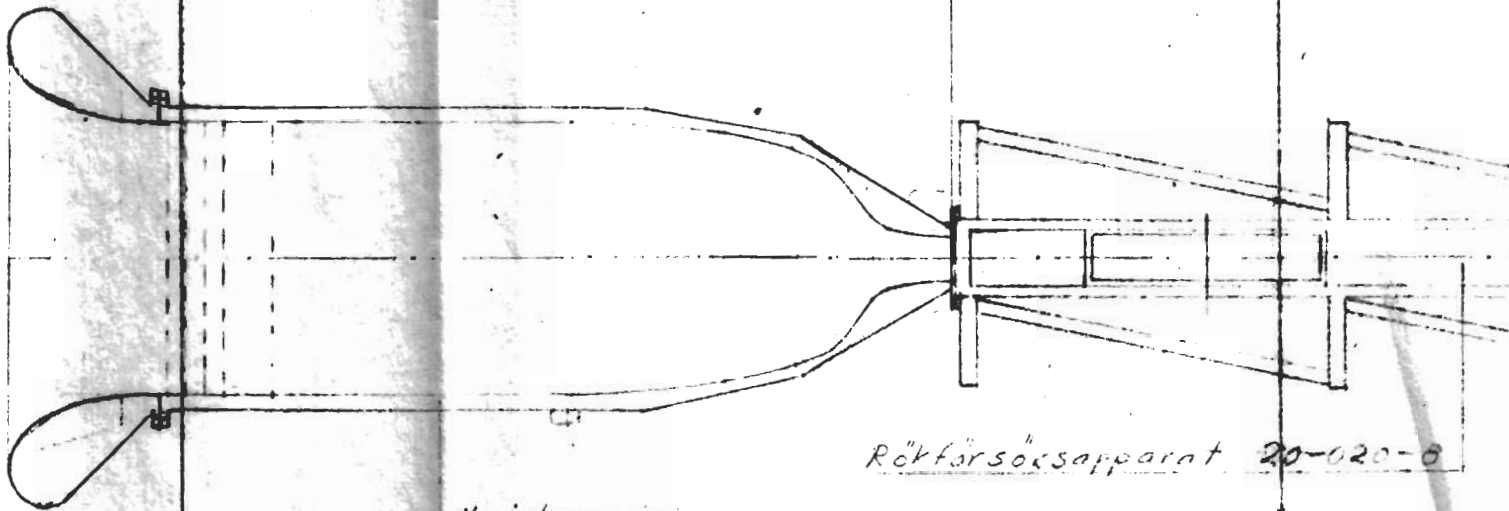
Goluplan.

Ny



2500

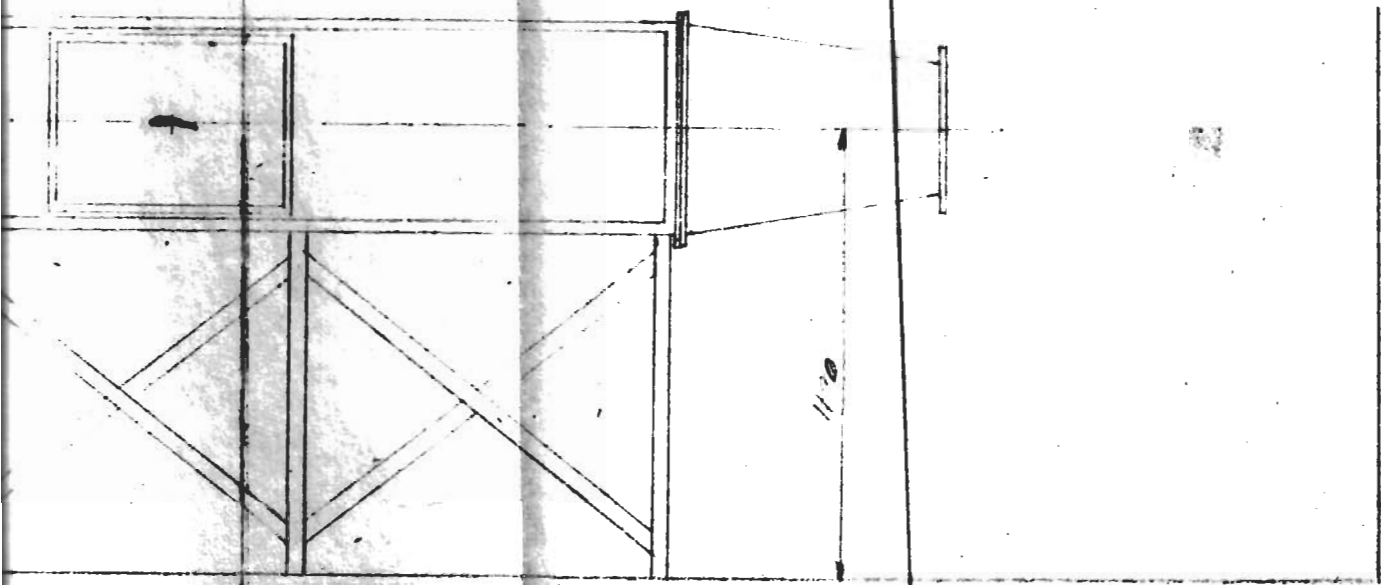
38



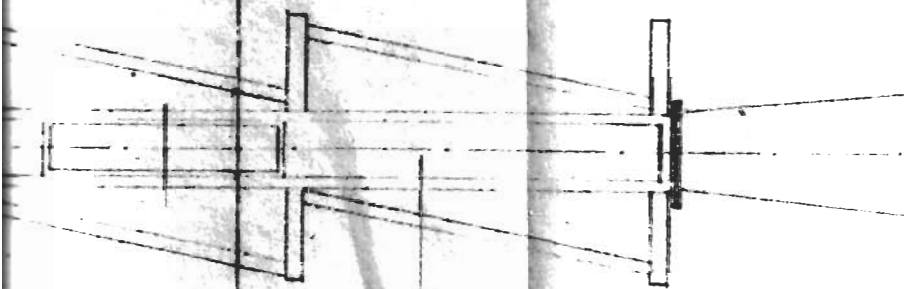
Ny inloppsdel.

Rökfärsoxsapparat 20-020-0

Skiss öve

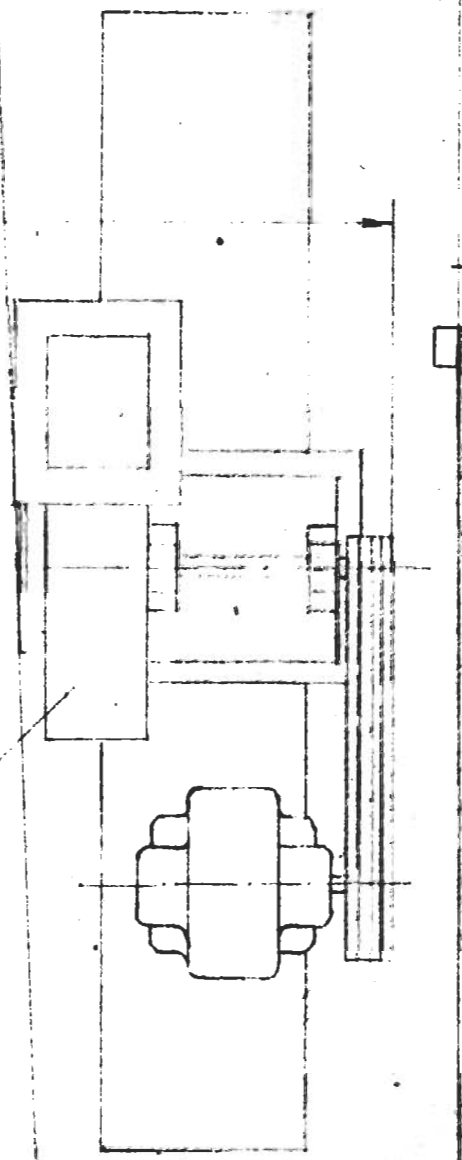


3800



apparat 20-020-8

Fläkt MBT 30

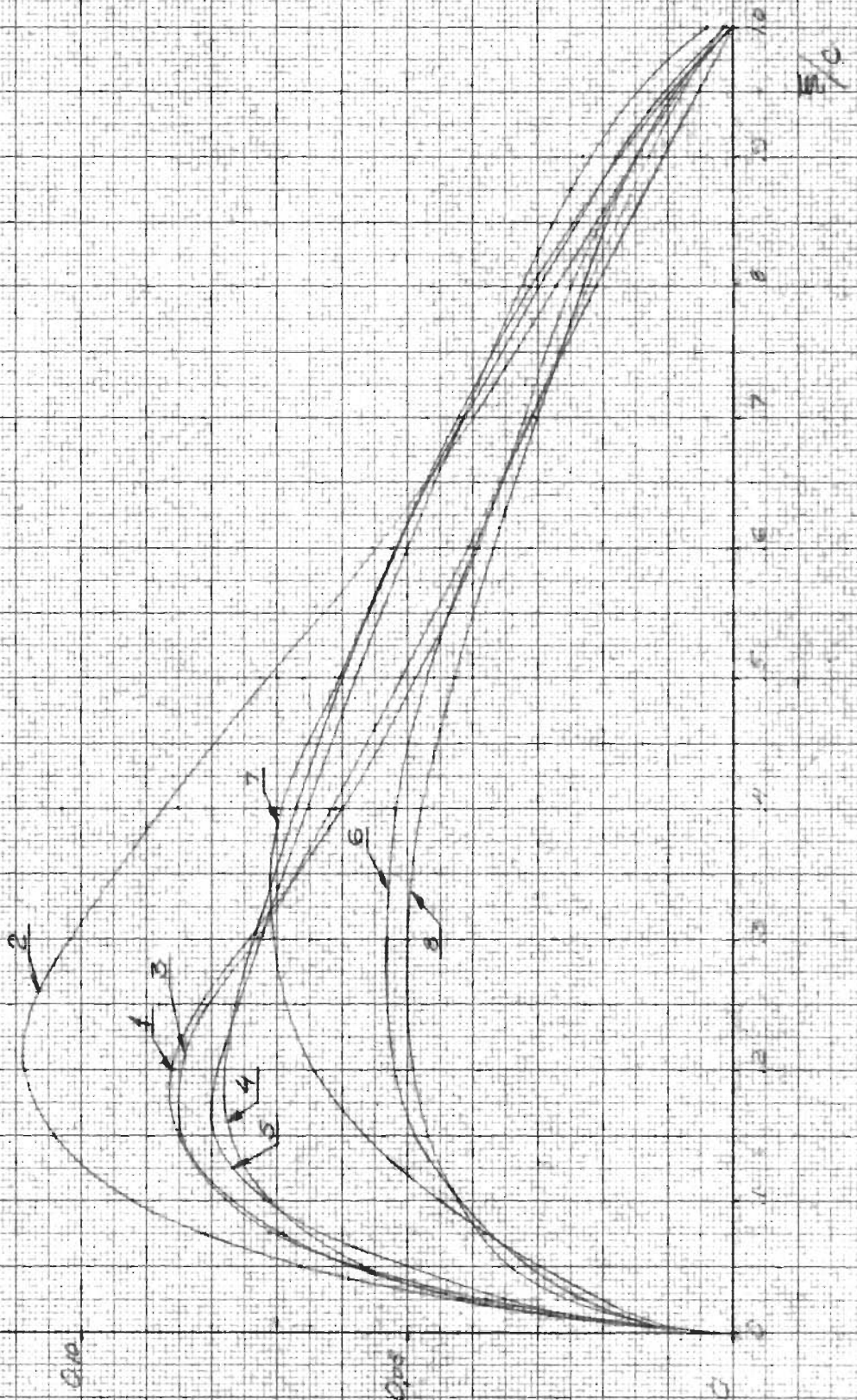


Skiss över KTH 2-dim. kanal.

Skala 1:20.

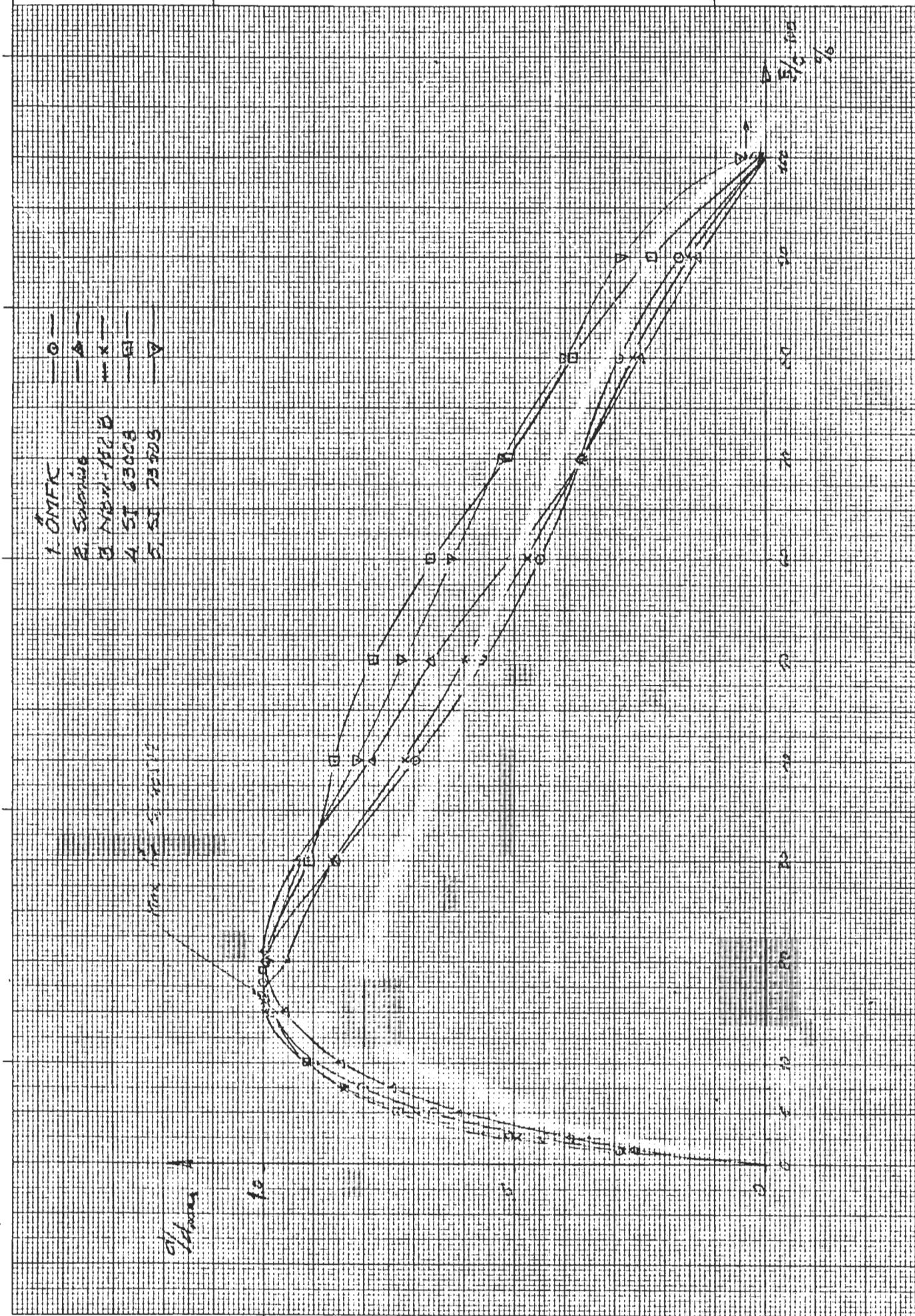
Tjockleksfördelning d/c
för profilerna 1-8.

Diagram 1



Förhållandet $\frac{d}{d_{max}}$ som funktion
av x/c .

Diagram 2.



Förhållandet d/d_{max} som funktion
 av x/c .

Diagram 3

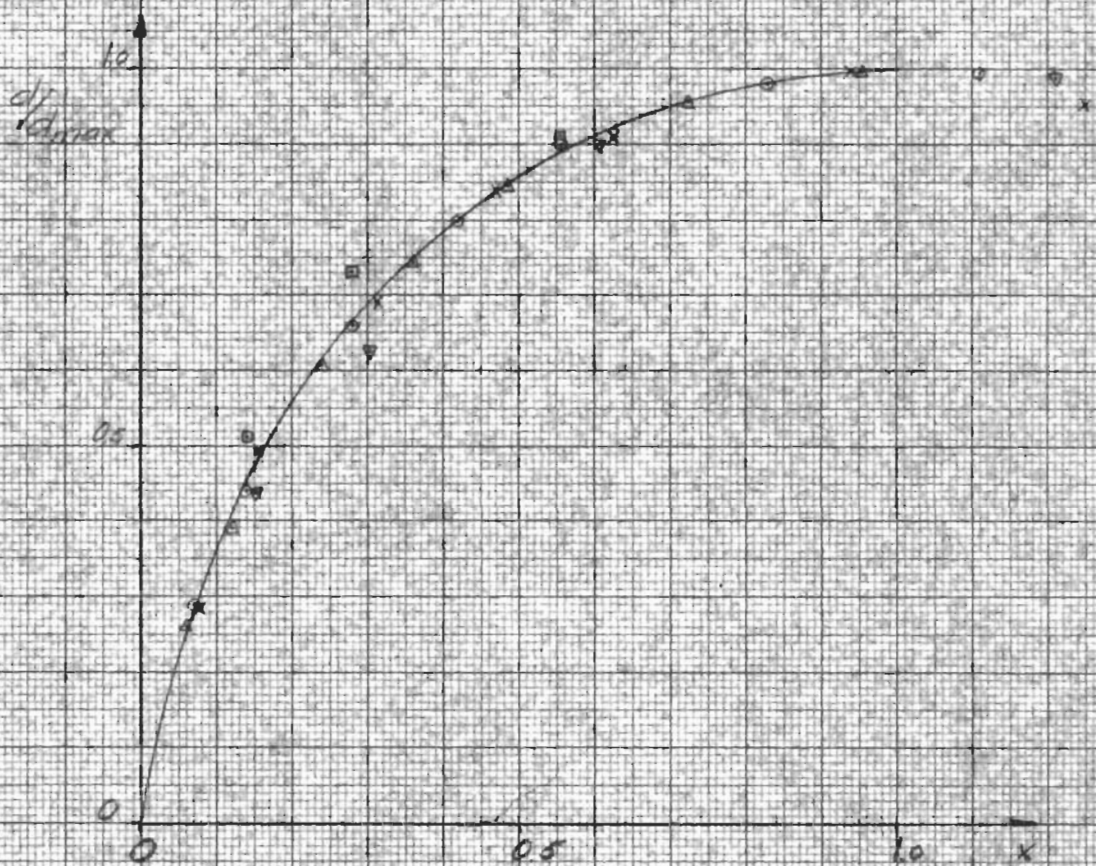
6. Davis — ○ —
 7. Löwen (v) — × —
 8. Löwen (s) — △ —



333

Jämförelse mellan metoder för
beräkning av $(d/d_{max})_{med}$

Diagram 4



Den uppräpnade medeltkurvan har beräknats för $\xi_{d_{max}} = 0.12$

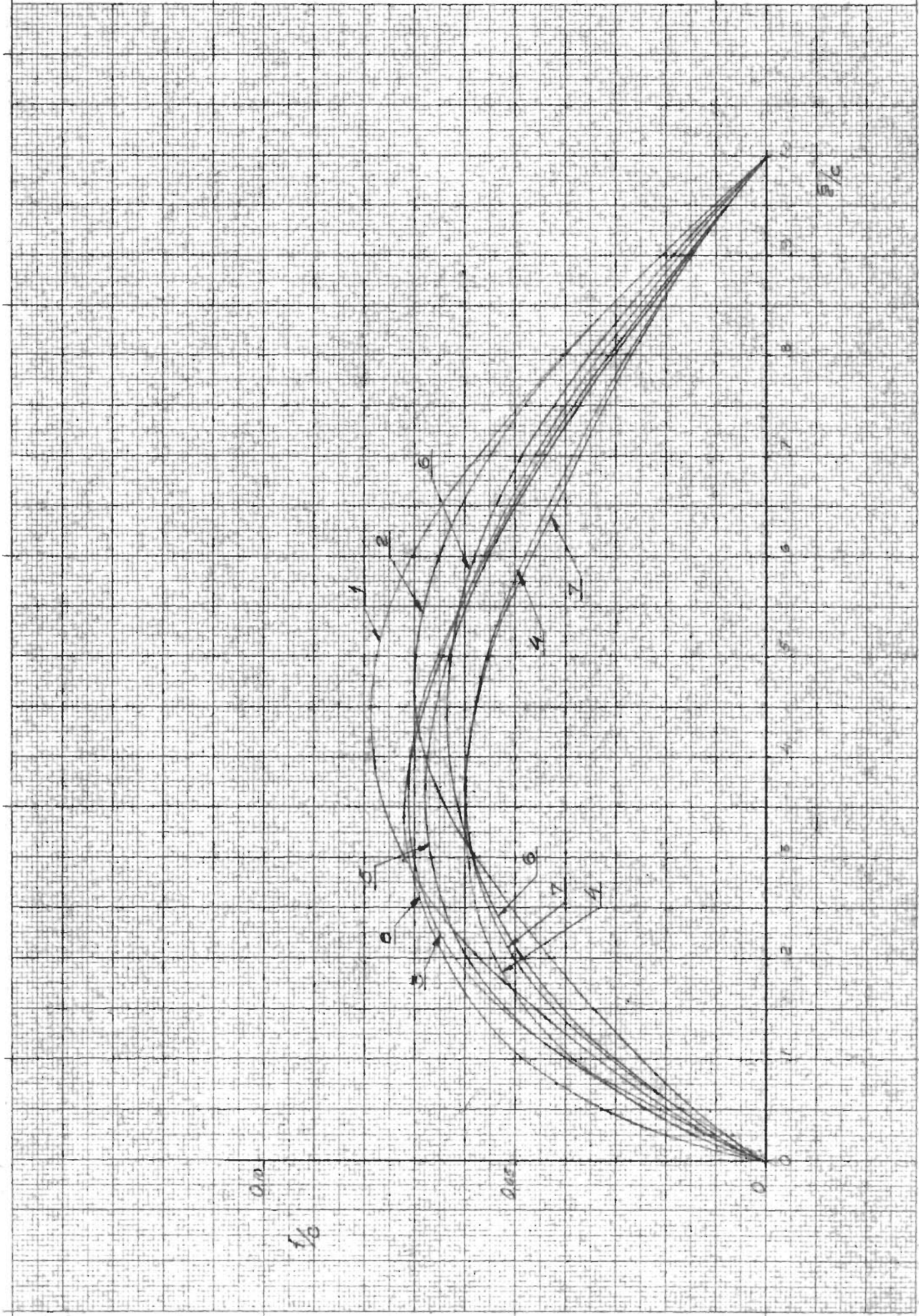
Punkterna äro beräknade med $\xi_{d_{max}}$ för varje
enskild profil proportionerad till $x_{d_{max}} = 1$.

Profil	1	○
	2	△
	3	×
	4	□
	5	▽

Medellinjer f/c för profilerna

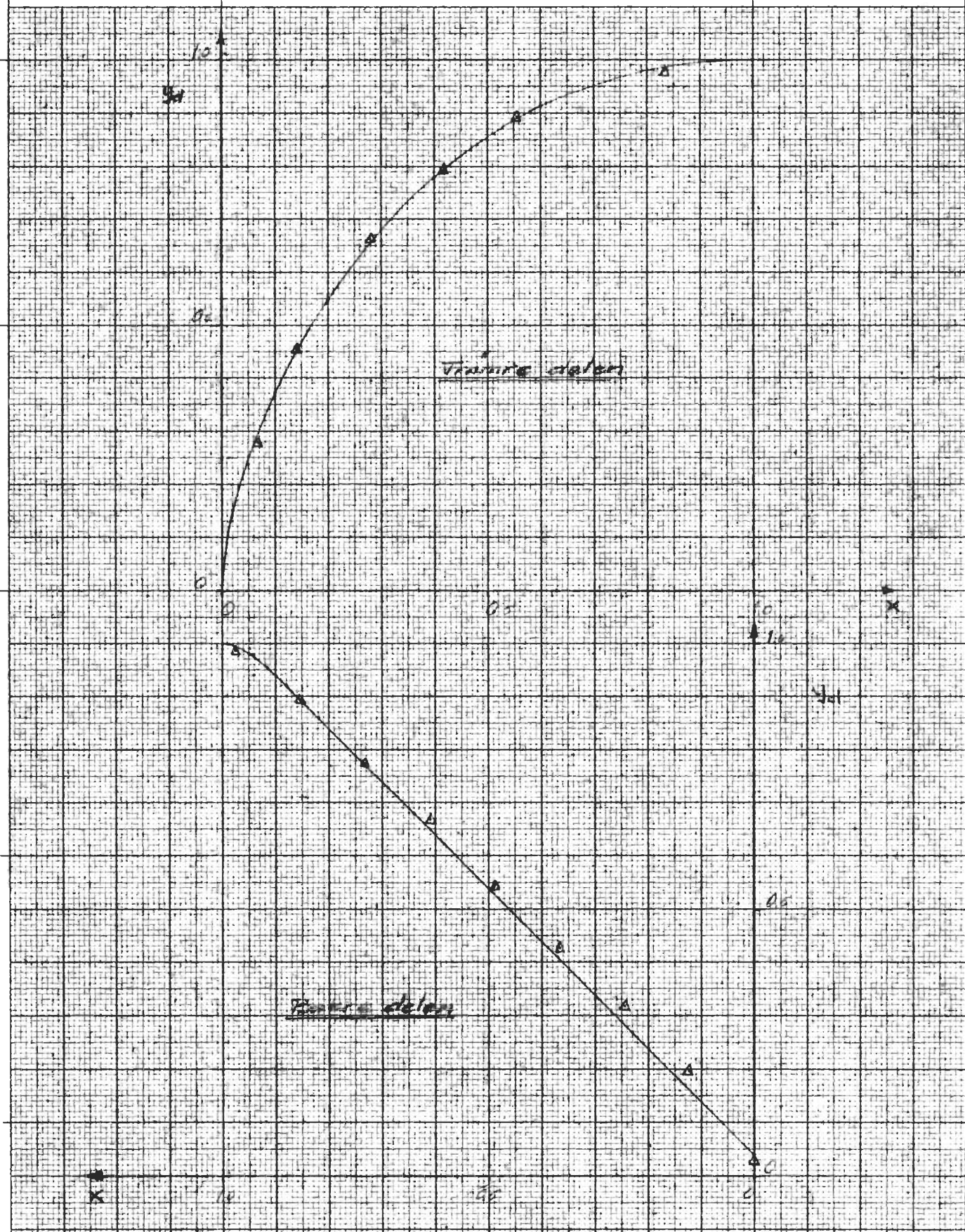
Diagram 5

1-8



$y_d = f(x)$ för profilerna 1-5

Diagram 6

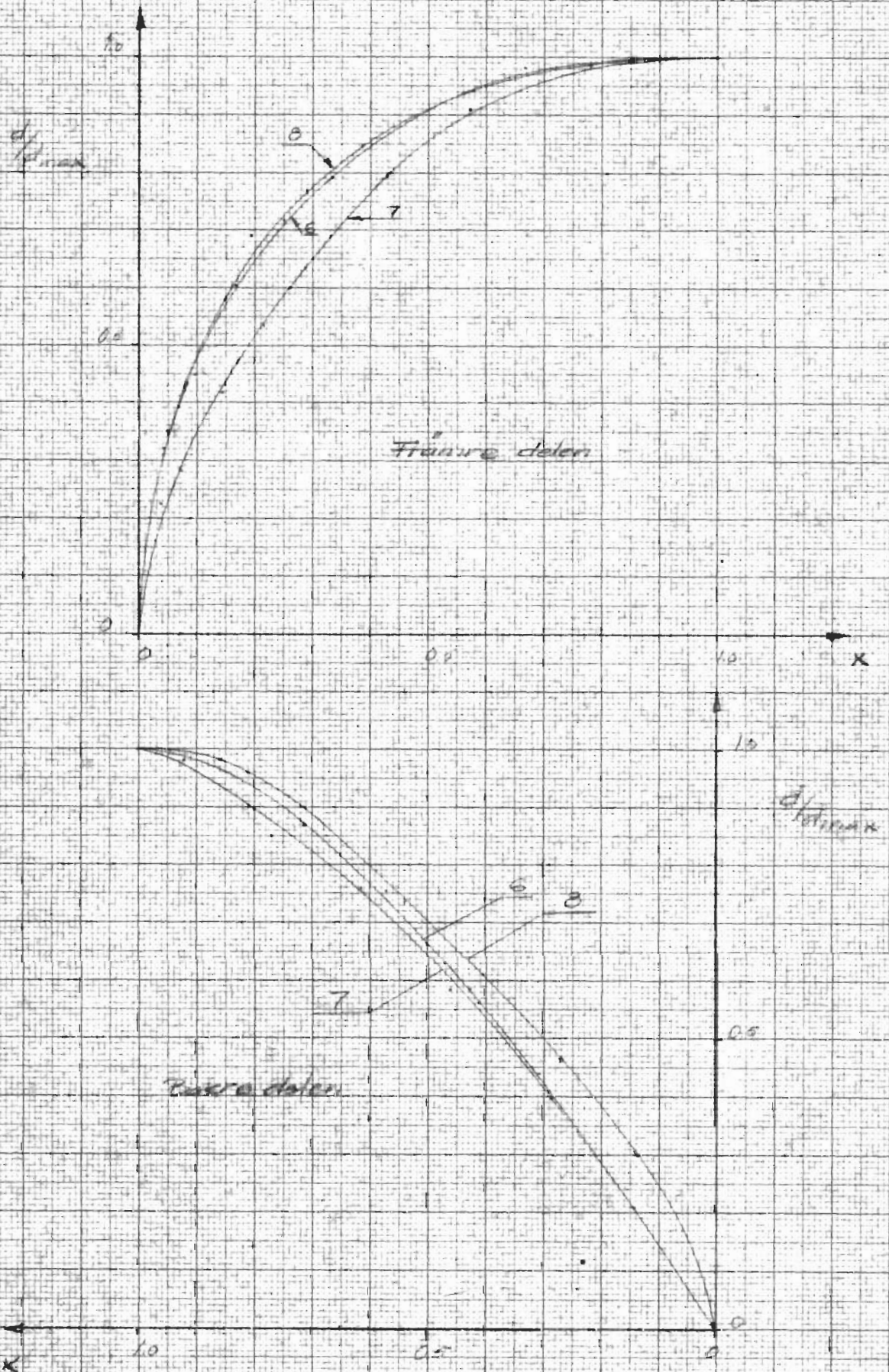


A. tecknade medelvärden för profilerna 1-5.



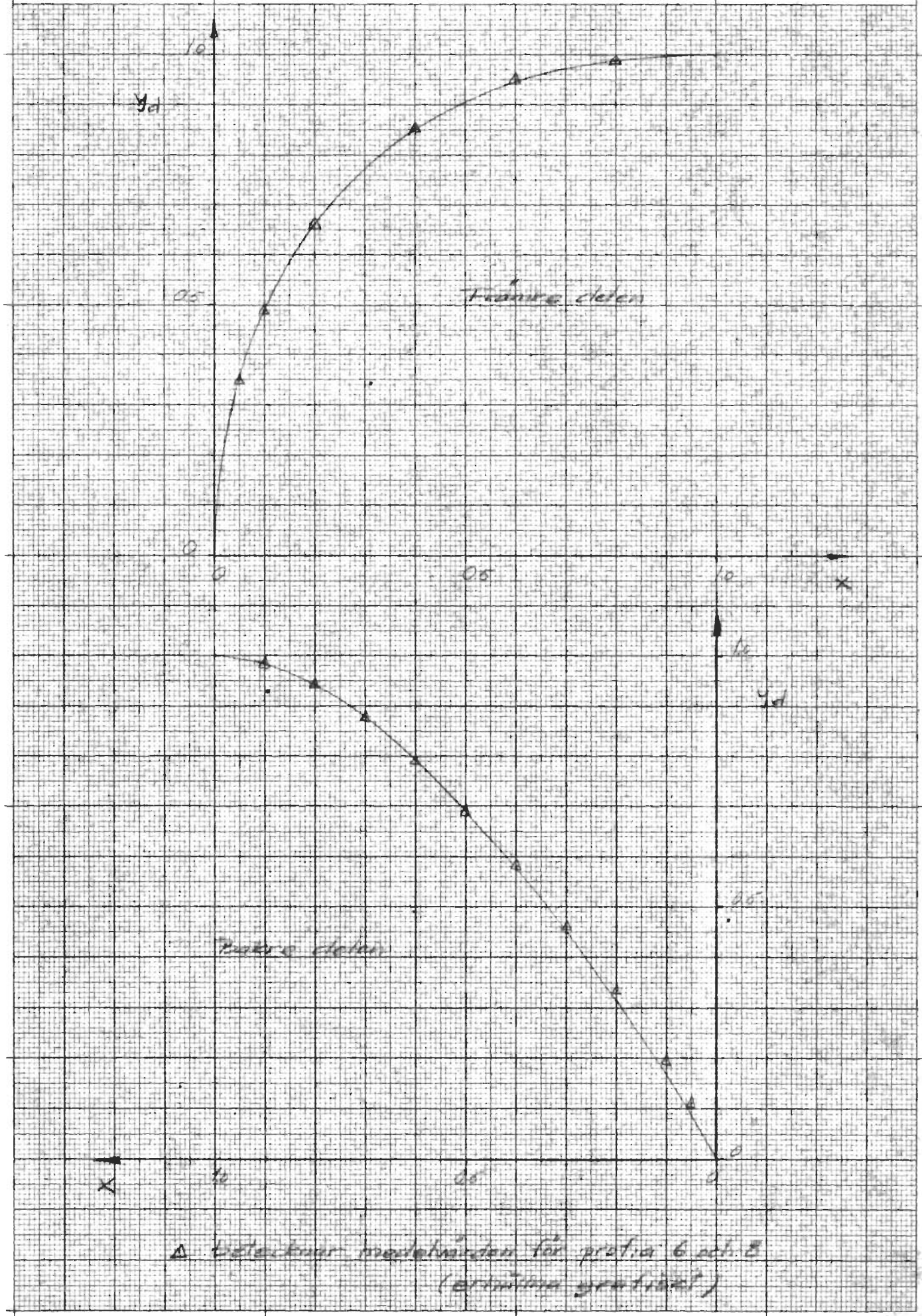
$d_{\text{detman}} = f(x)$ für Profilerinn 6,7,8

Diagramm 7



$y_d = f(x)$ för profiterna 6 och 8

Diagram 8



△ betecknar medelvärden för profita 6 och 8
(aritmetiska genomsnitt)

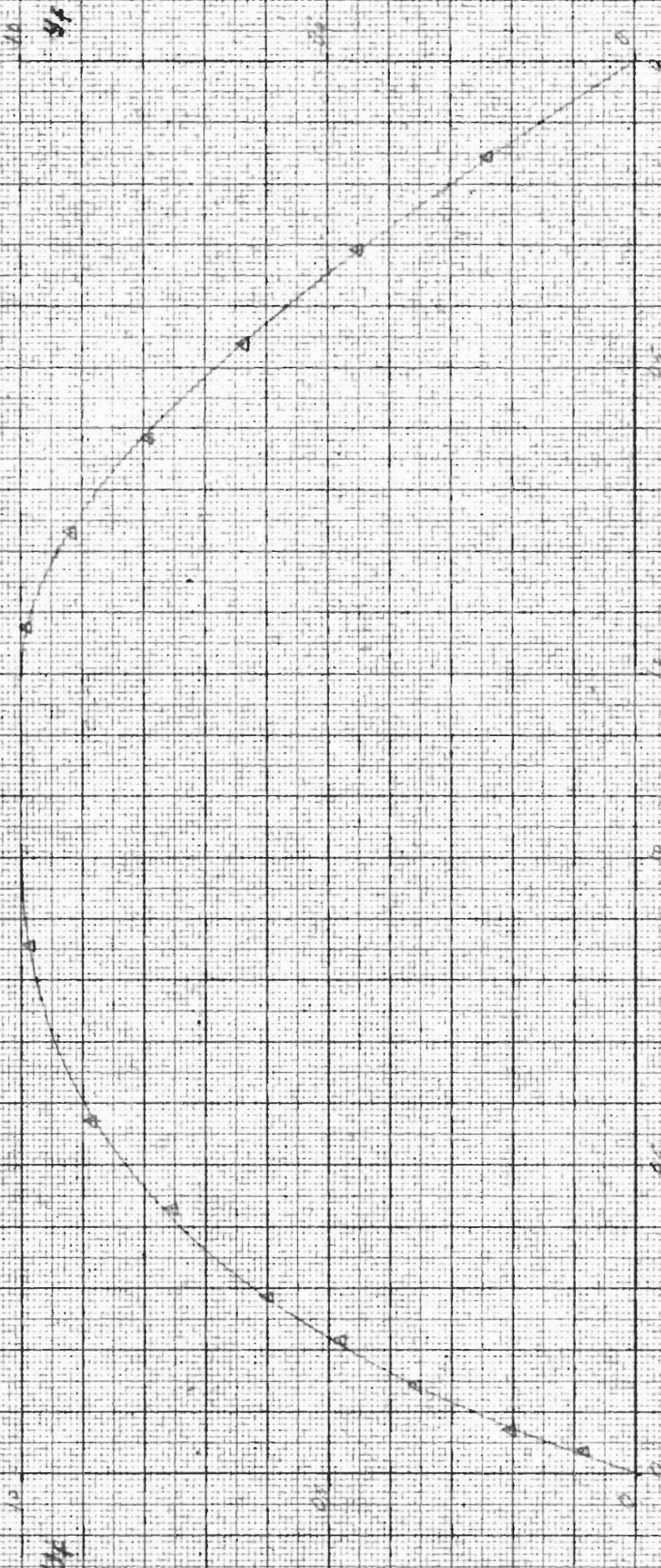
$y_1 = f(\omega)$ für profilmassen 3, 4, 5, 7, 8.

Diagramm 9

A. Kollisionswinkelverteilung für profilmassen

Filmseite oben

Filmseite unten

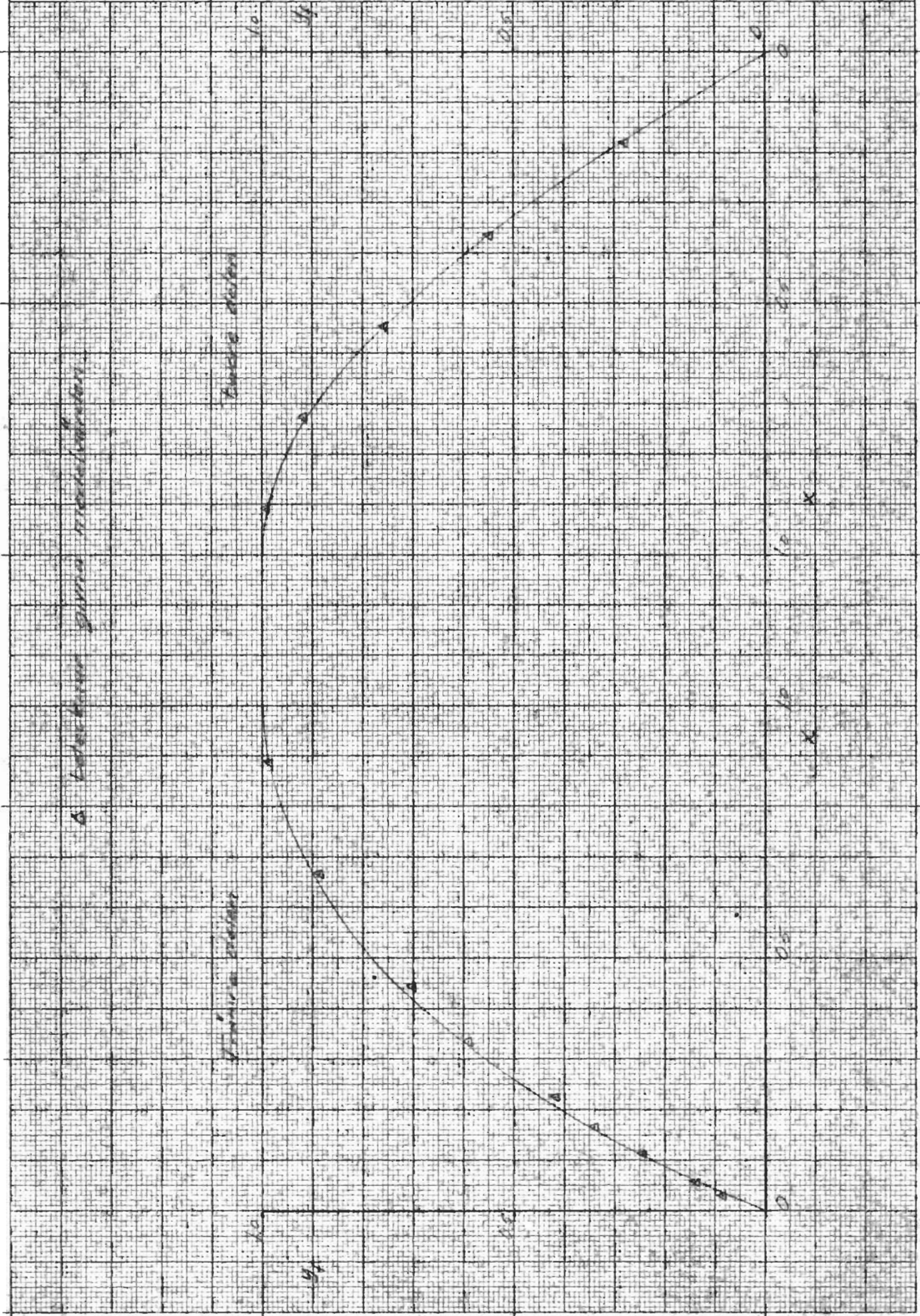


$y_1 = f(x)$ för motorerna 1, 2, 6.

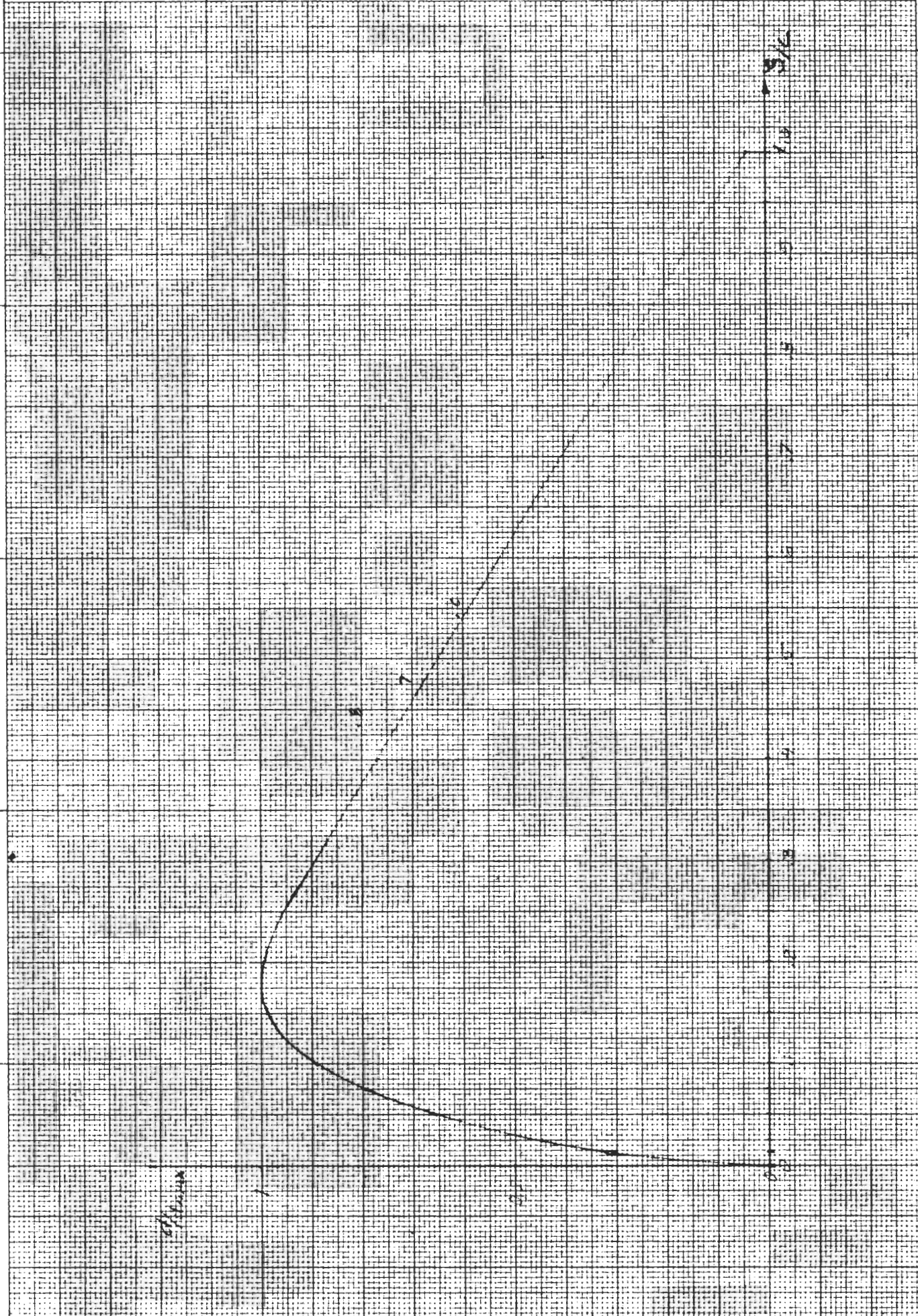
4. Ledningen givna transmissioner

Enkelt doken

Enkelt doken



Handwritten text, possibly a title or reference number, located at the top center of the page.

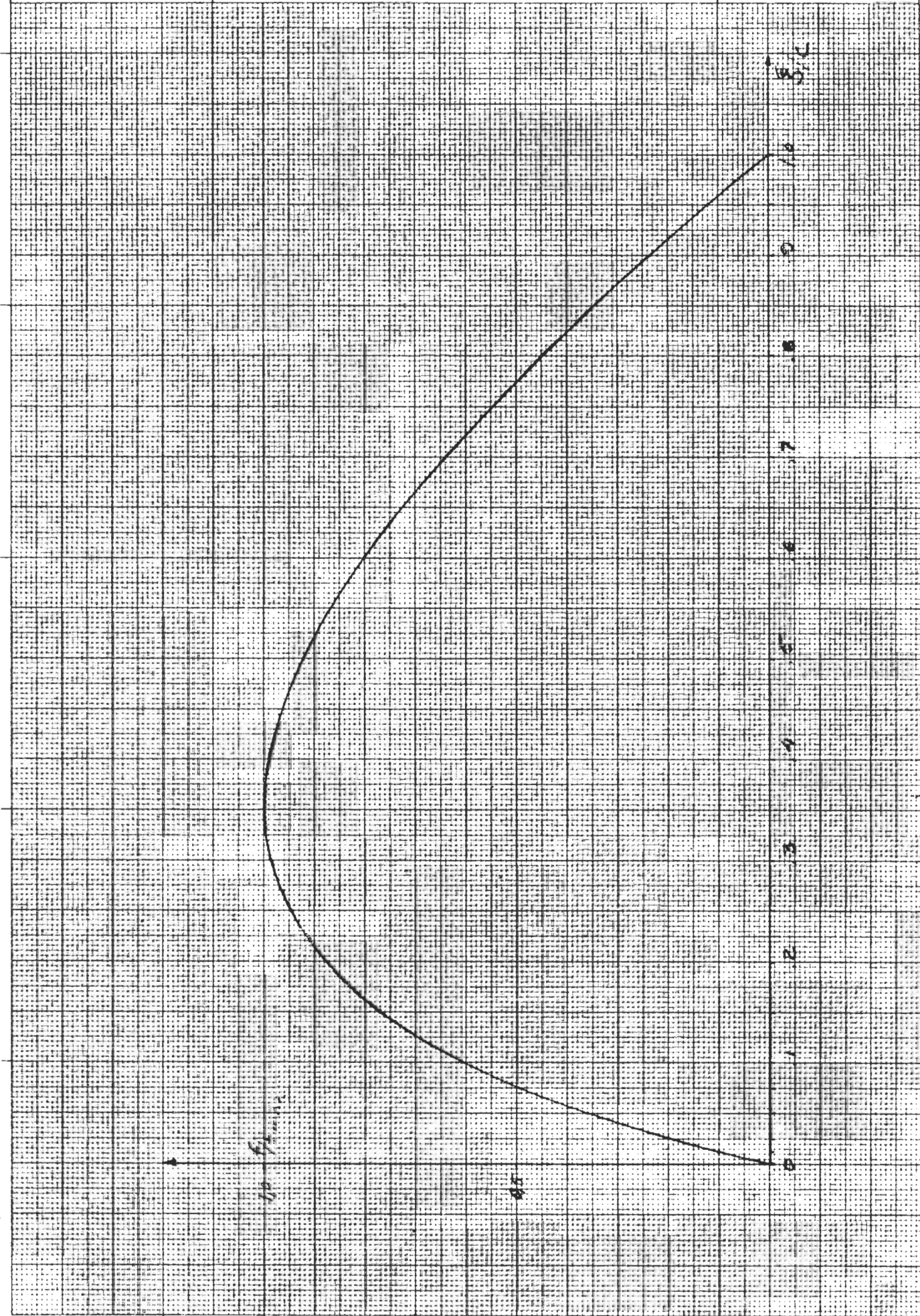




Varianta

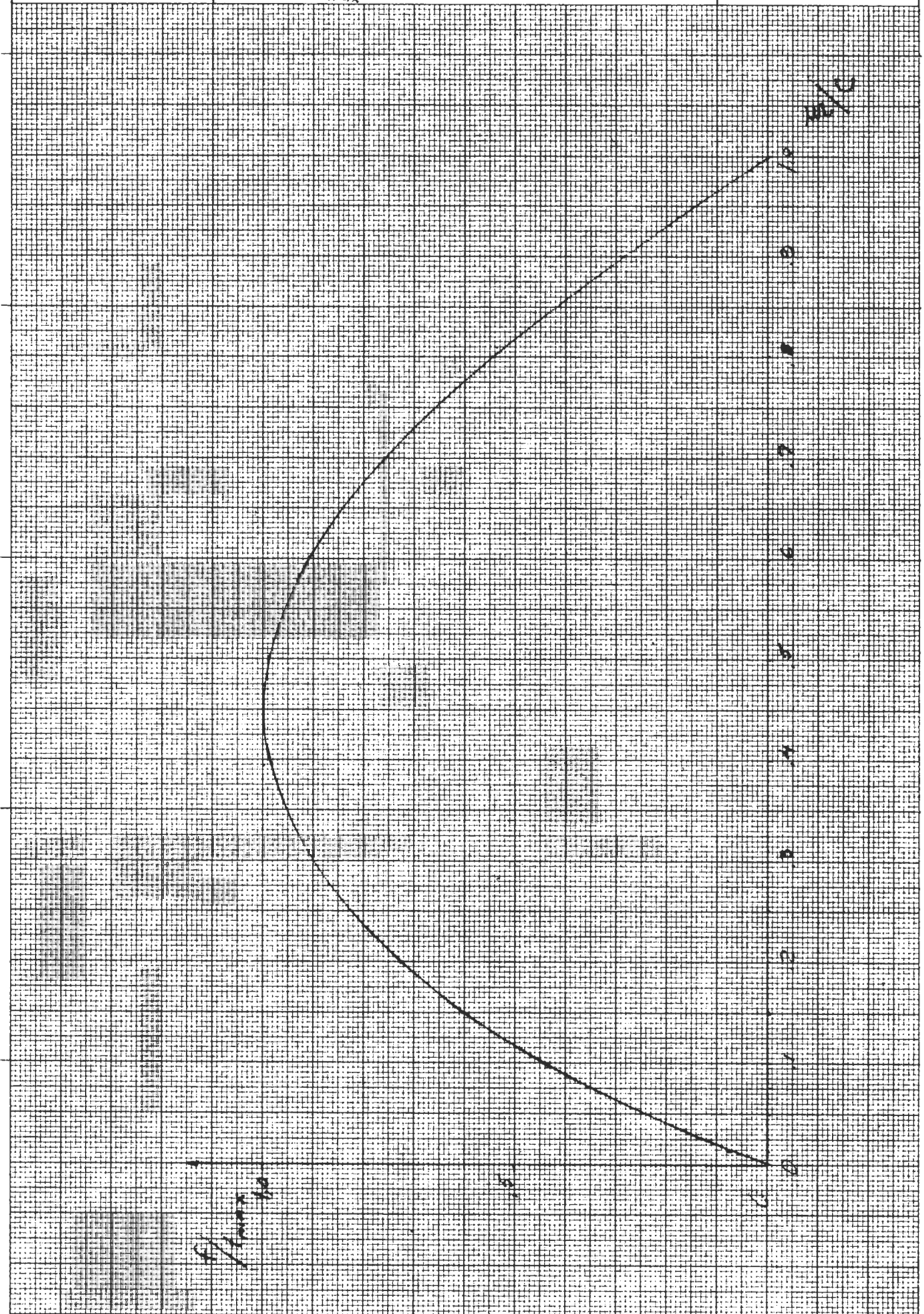
$\sigma_{\text{max}} = 120 \text{ MPa}$

...gram 13

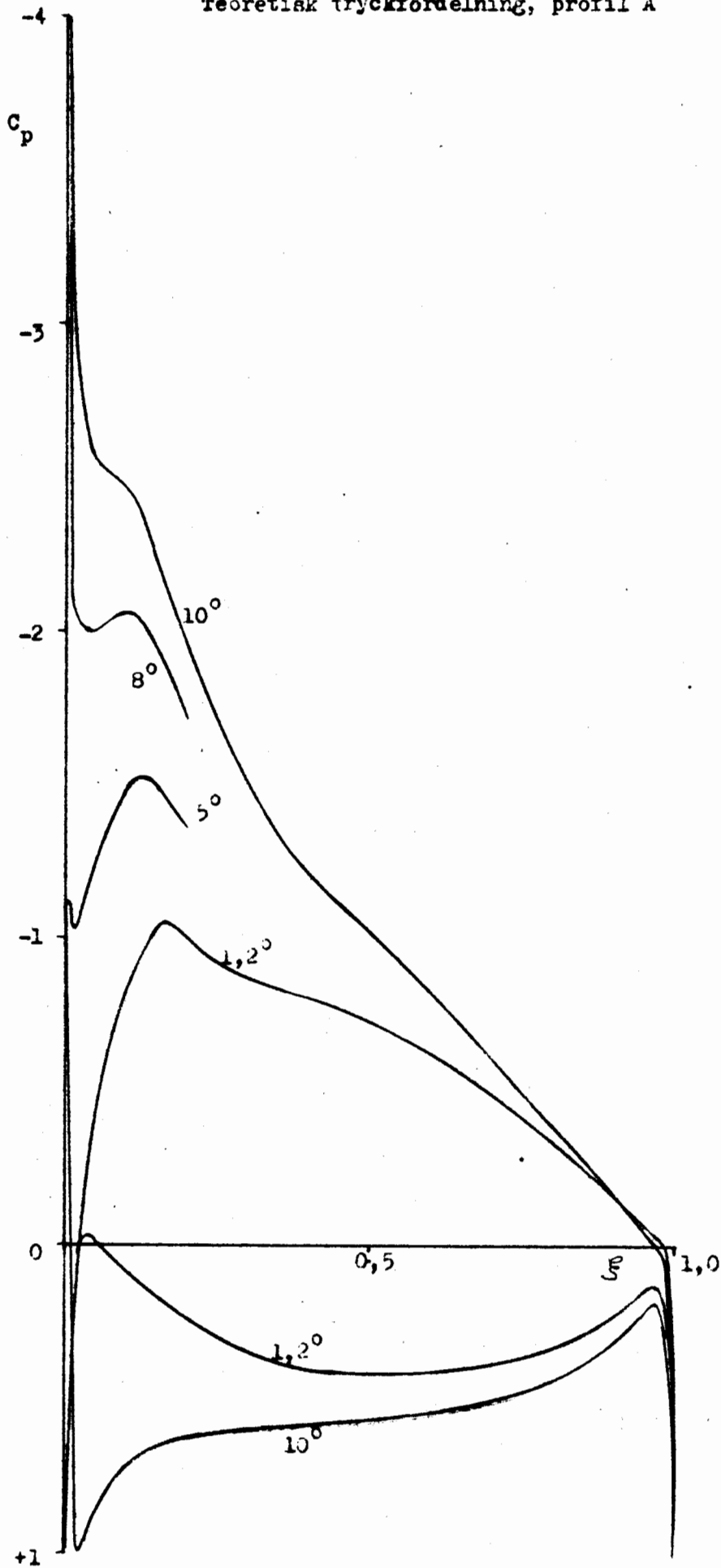


Vävningsförändring typ FII

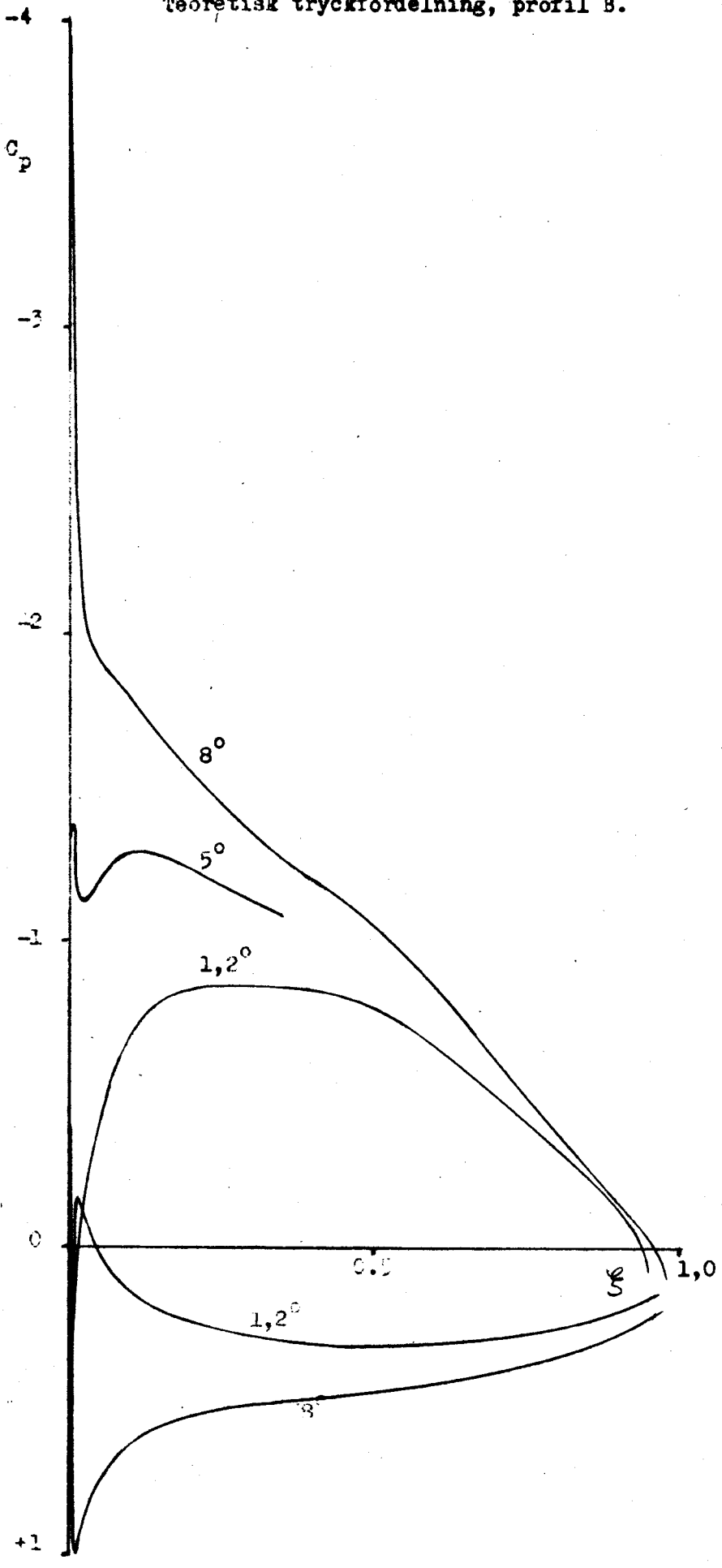
$$\xi_{t_{max}} = 45\% \text{ av } c$$



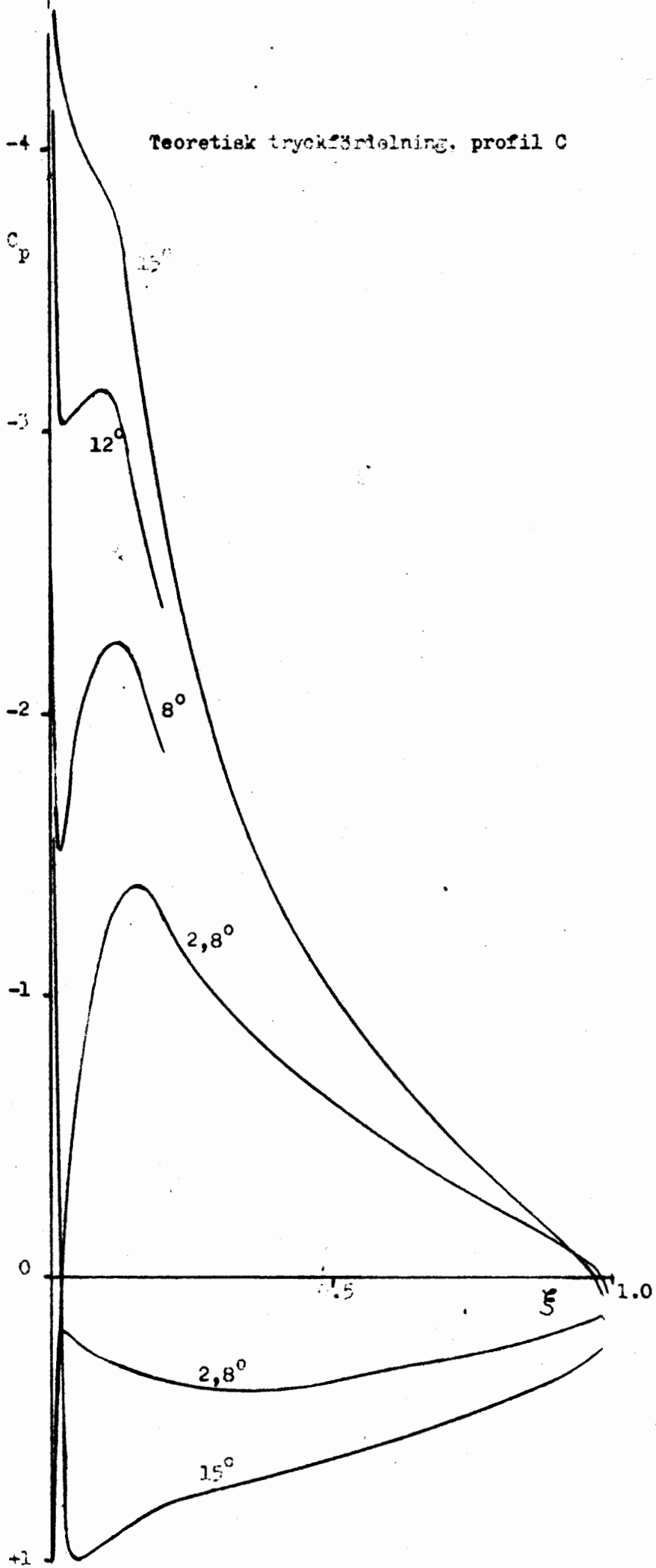
Teoretisk tryckfördelning, profil A



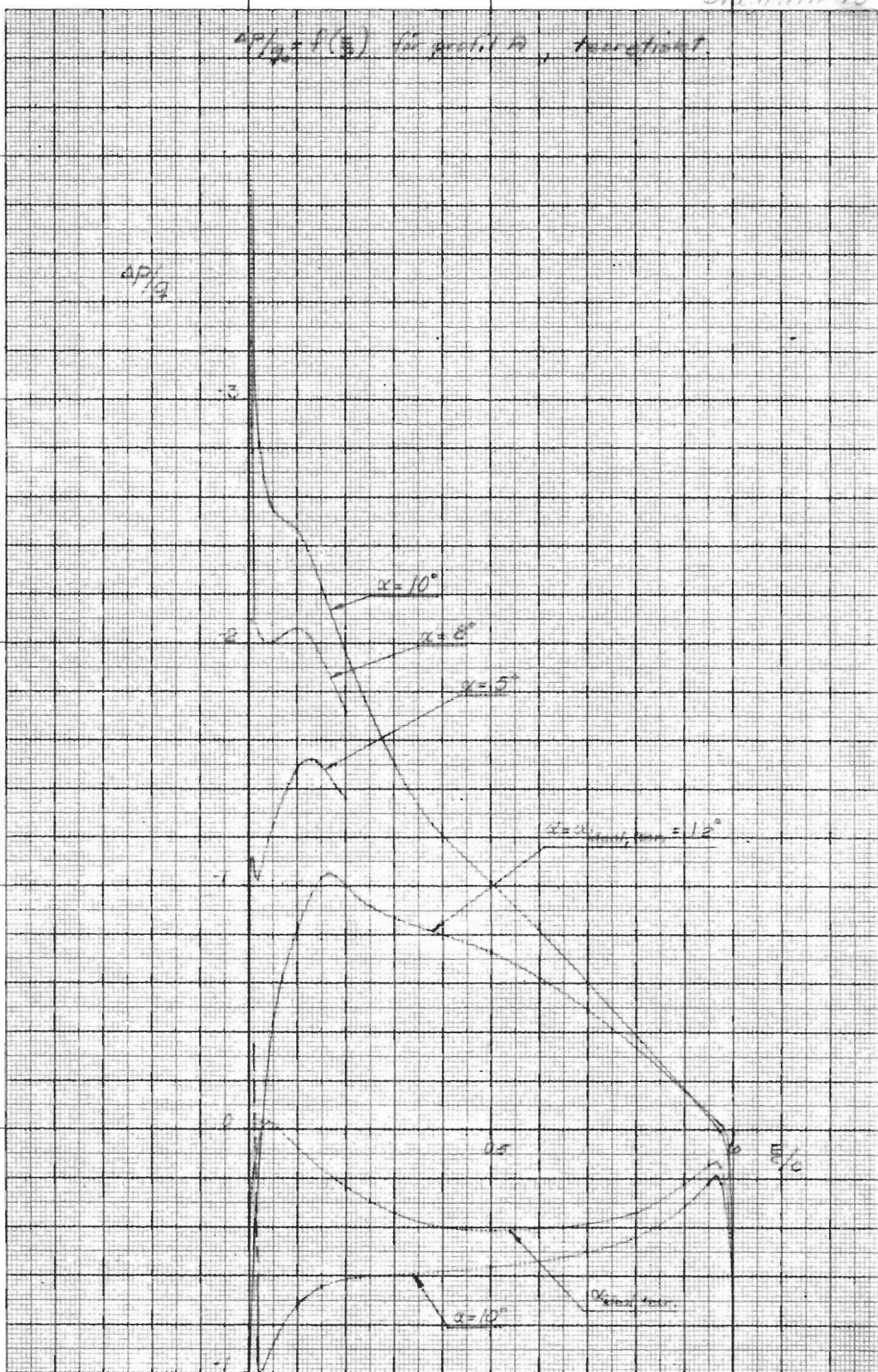
Teoretisk tryckfördelning, profil B.



Teoretisk tryckförelning, profil C



$\Delta P / \rho g = f(\frac{V}{c})$ für profil A, transient



20

Diagram for profile B, theoretical

$\frac{dy}{dx}$

-3

-2

-1

0

1

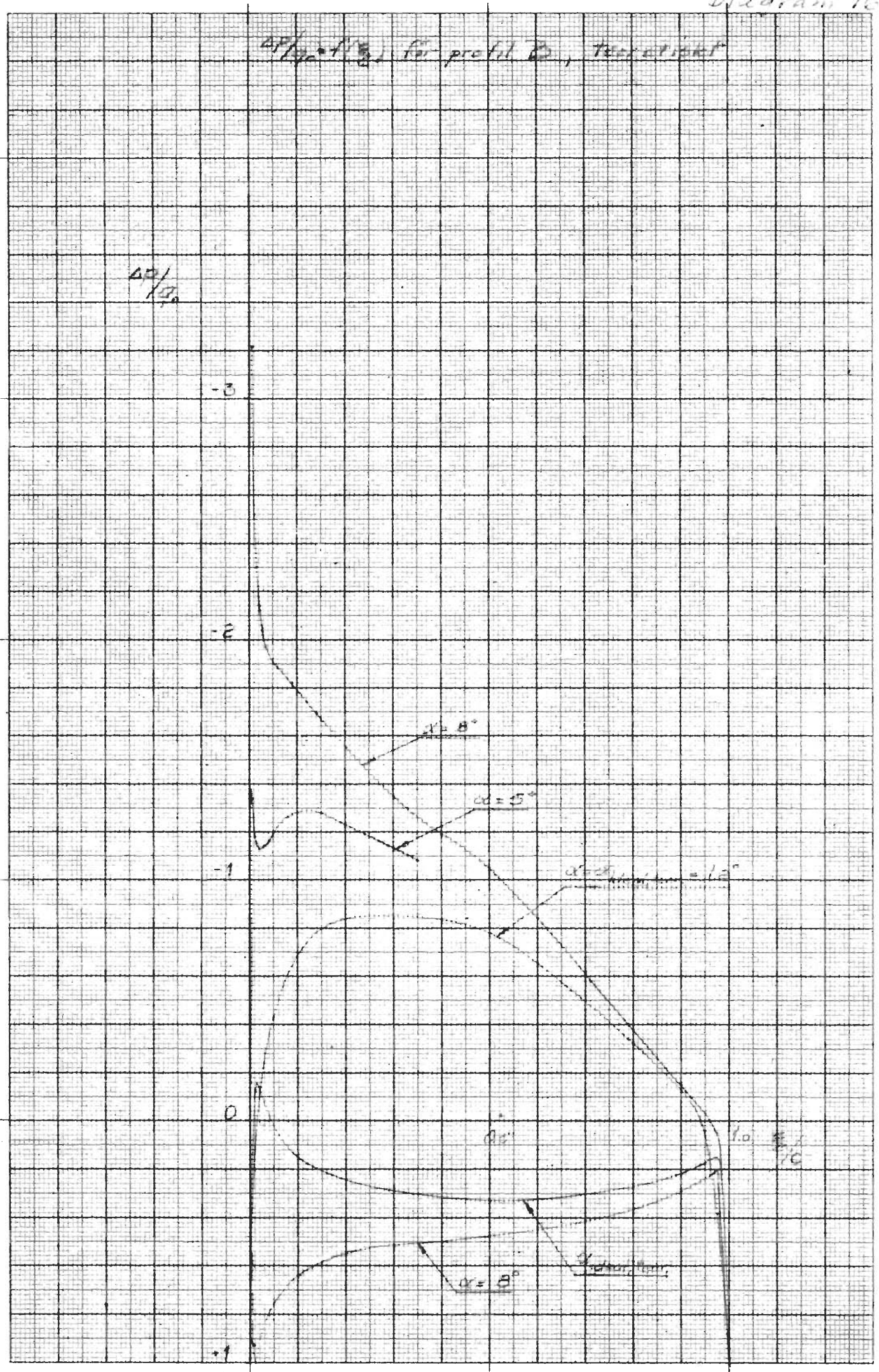
$\alpha = 8^\circ$

$\alpha = 5^\circ$

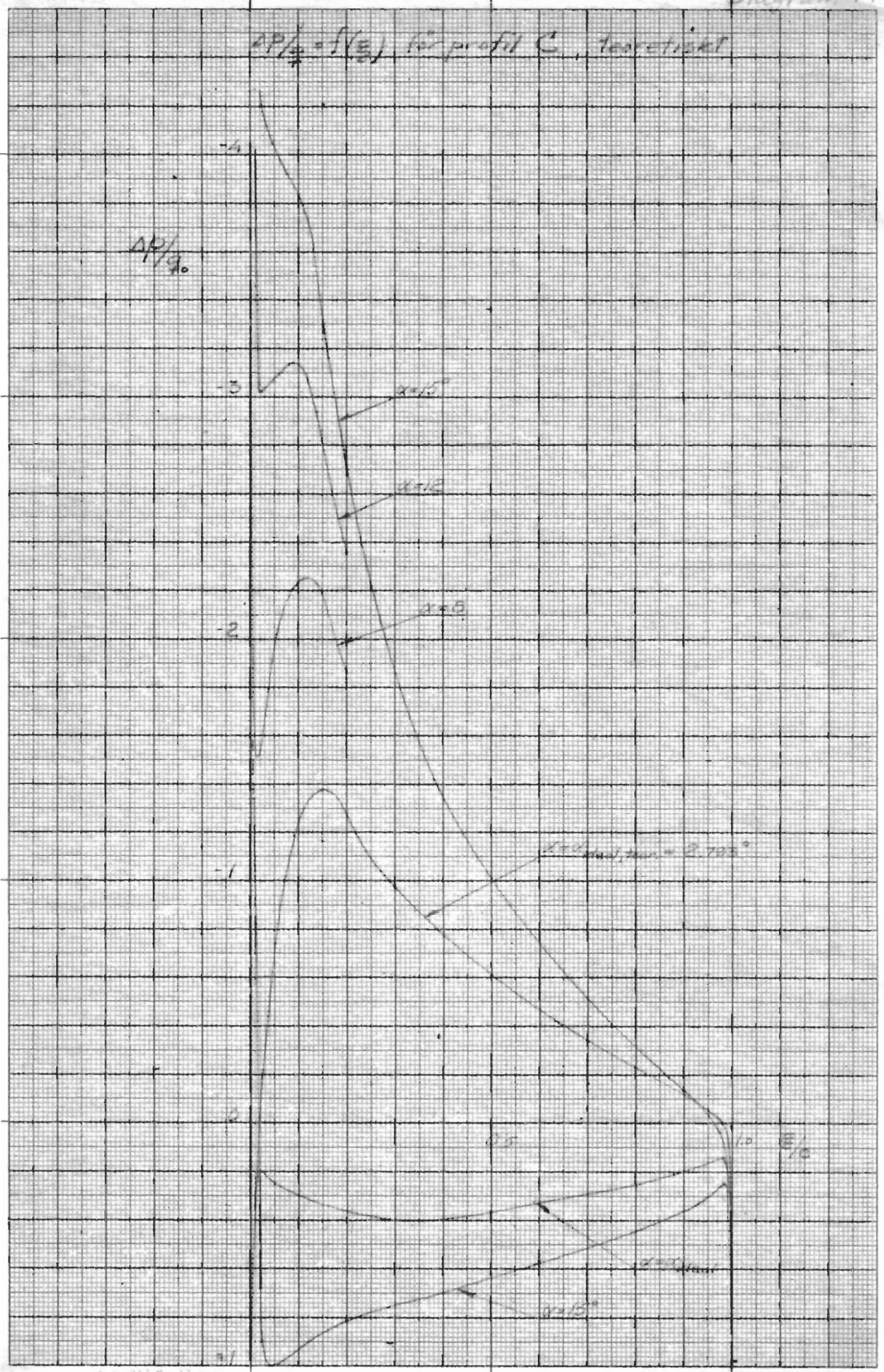
$\alpha = 12^\circ$

$\alpha = 8^\circ$

10



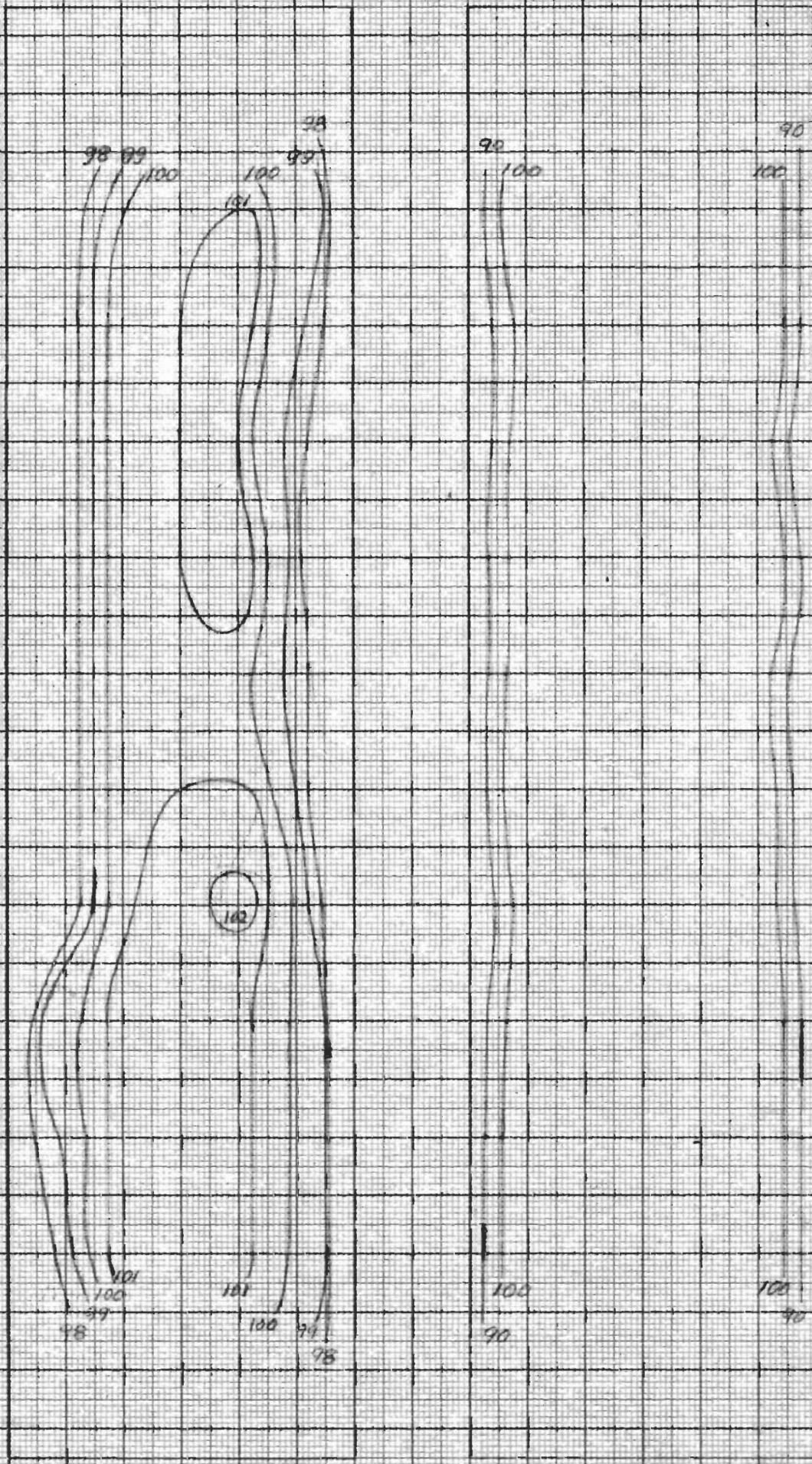
$\Delta P/\rho = f(E)$ för profil C, teoretiskt



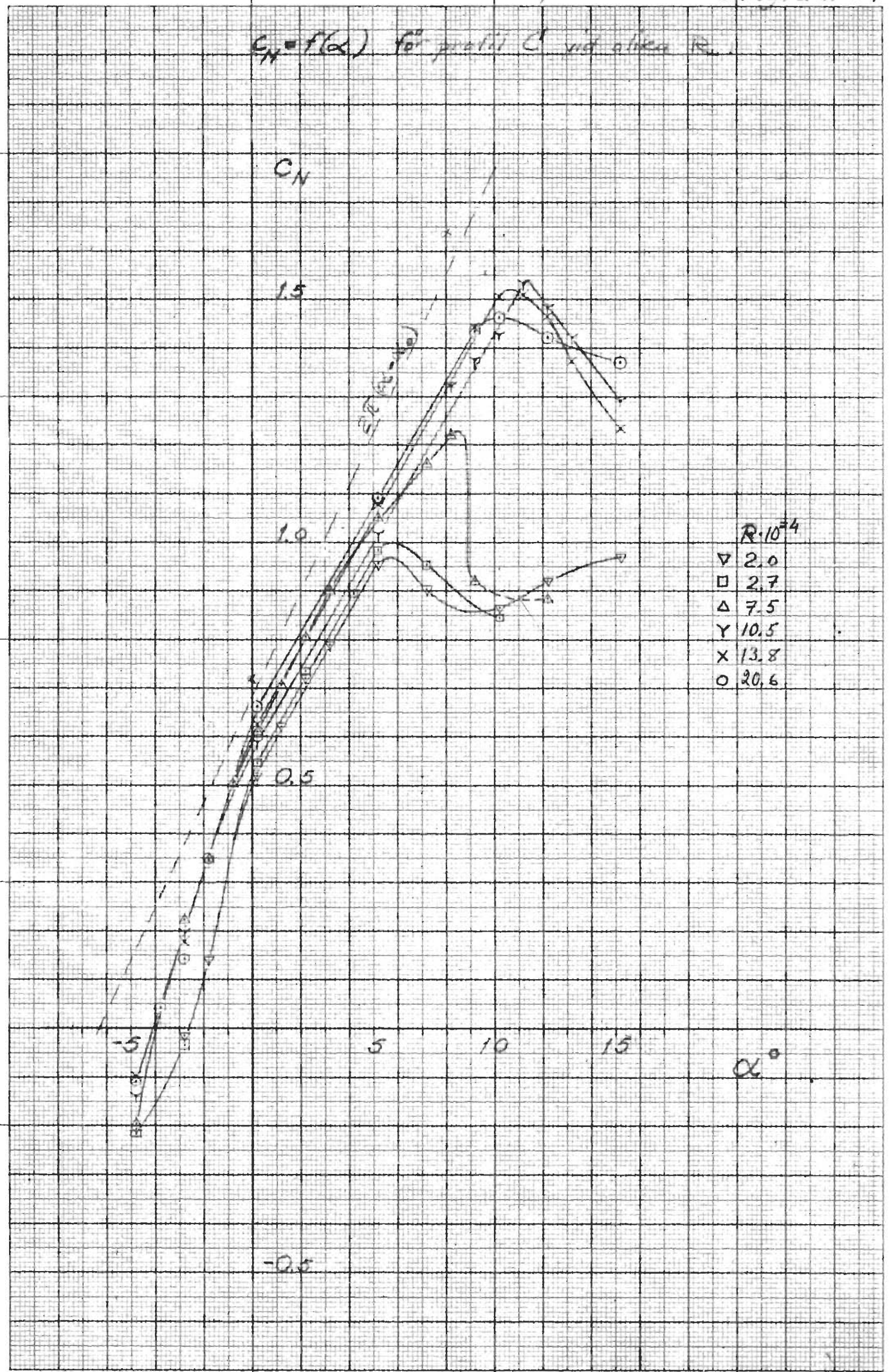
Hastighetsfördelningen i måtsnittet

före ombyggnaden

etter ombyggnaden



$C_N = f(\alpha)$ för profil C vid olika R



$C_{m\eta} = f(\alpha)$ for profil C vid olika R_e

0.05

$C_{m\eta}$

5

10

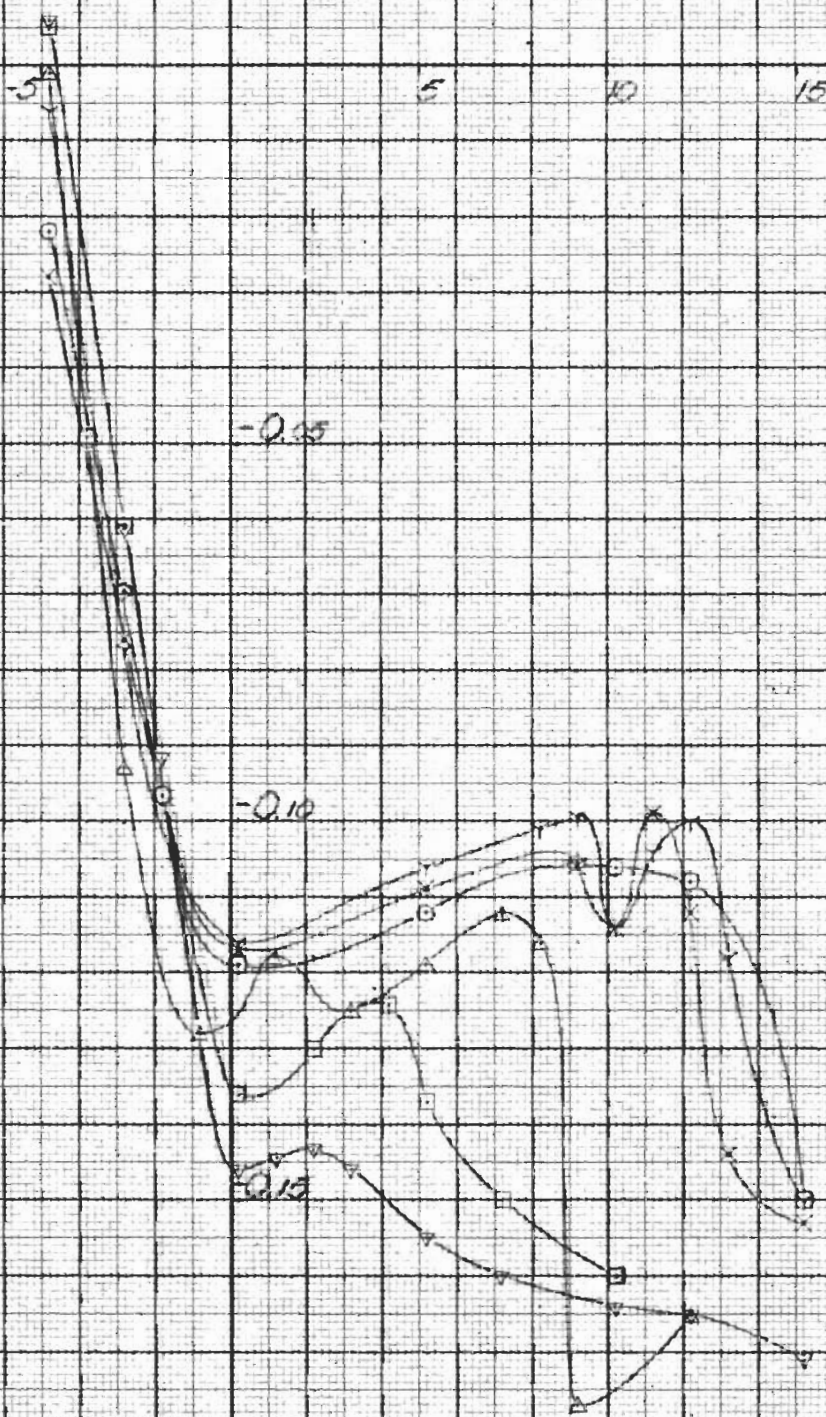
15

α°

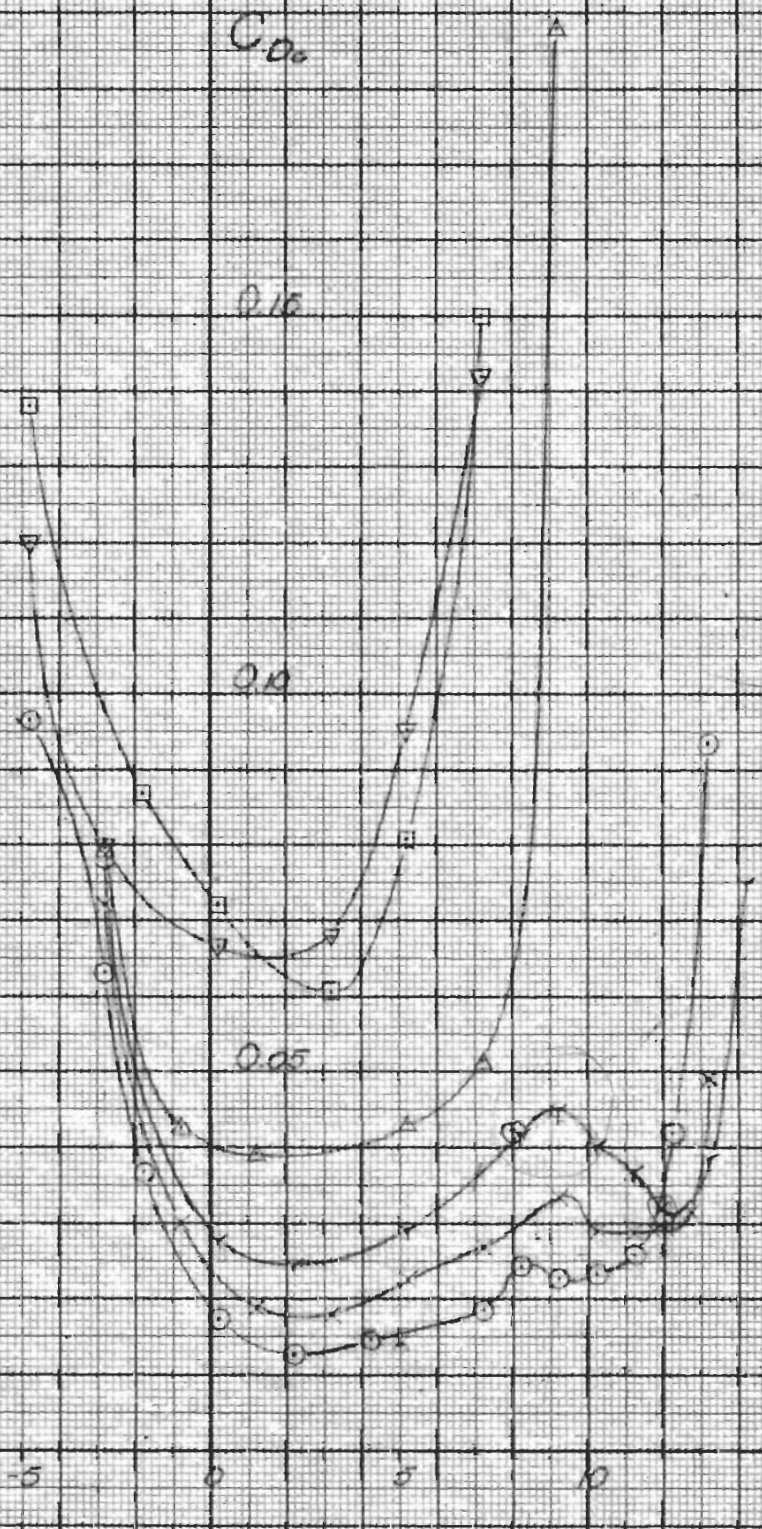
-0.35

-0.10

-0.15



$C_{Dk} = f(\alpha)$ för profil C vid olika R_k .

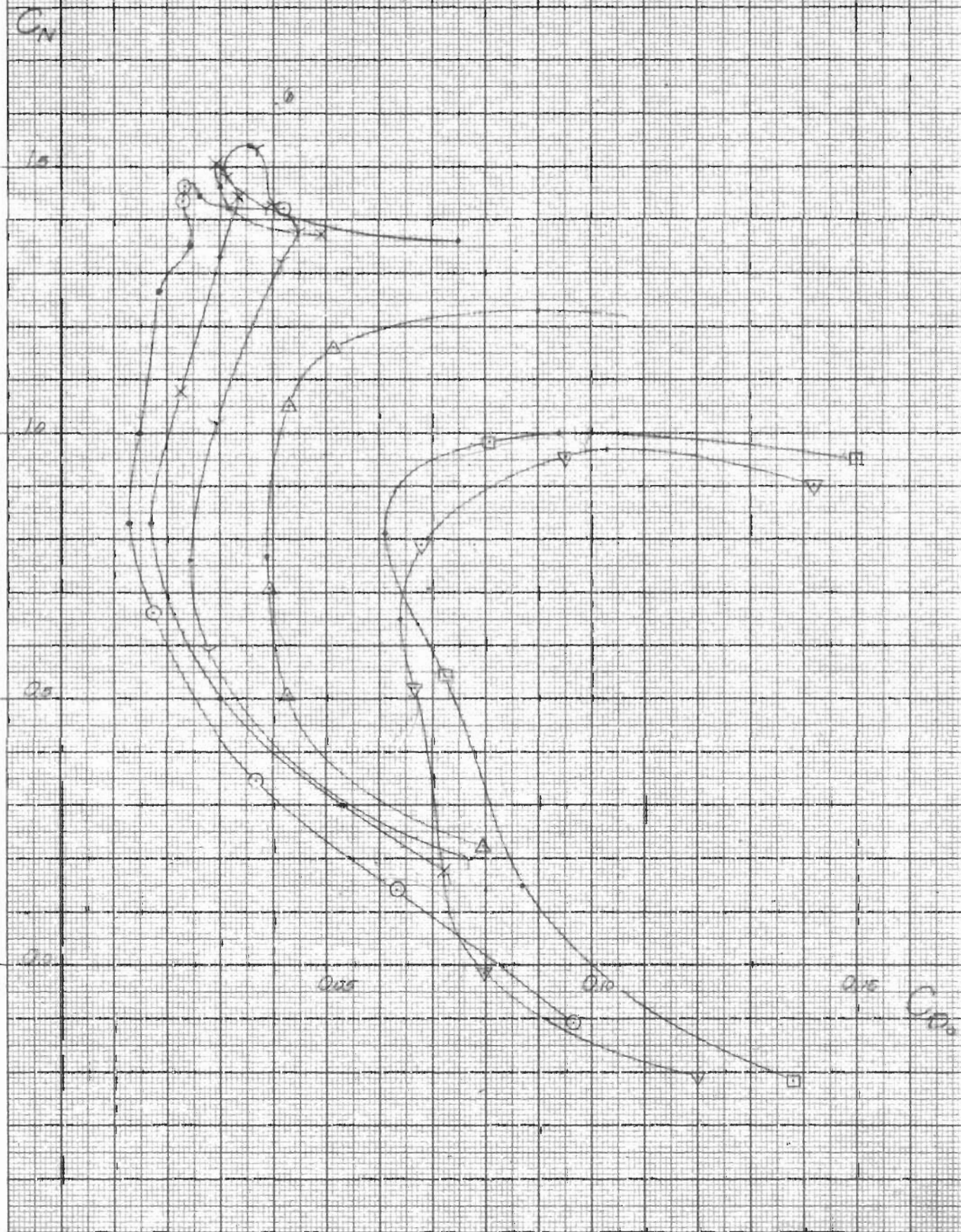


$R \cdot 10^{-4}$

▽	2.0
□	2.7
△	7.5
Y	10.5
X	13.8
○	20.6

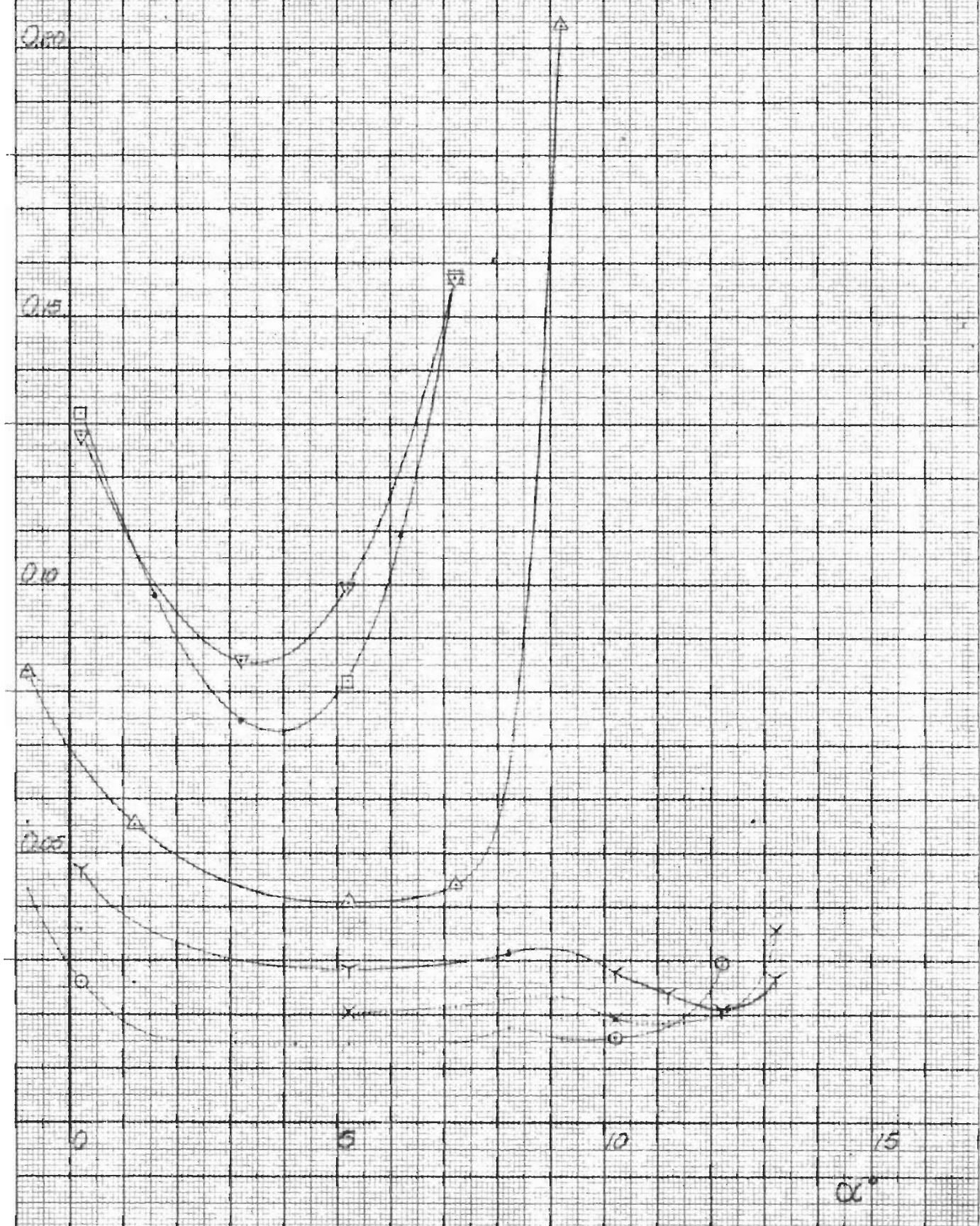


$C_{M1} = f(C_{D1})$ för profil C vid olika R



$E = f(\alpha)$ för profil C vid olika R .

$$E = \frac{C}{C_N}$$



$z = f(x)$ för profil C vid olika R.

$z = \frac{S_{eff}}{C_N}$

0.20

0.15

0.10

0.05

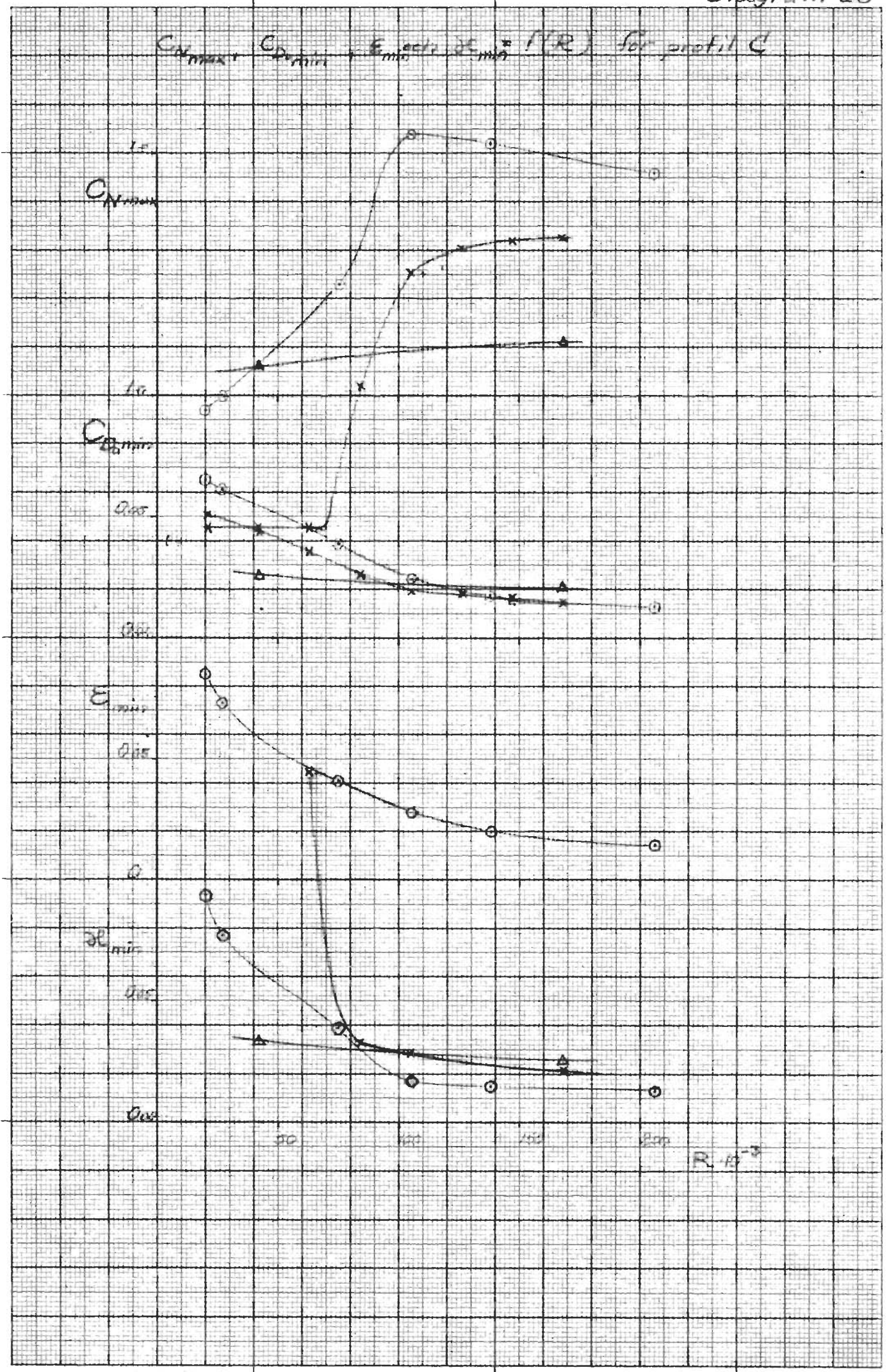
	R · 10 ⁴
▽	2.0
◻	2.7
△	7.5
Y	10.5
X	13.8
○	20.6

0 5 6 7 8 9 10 11 12 13 14 15

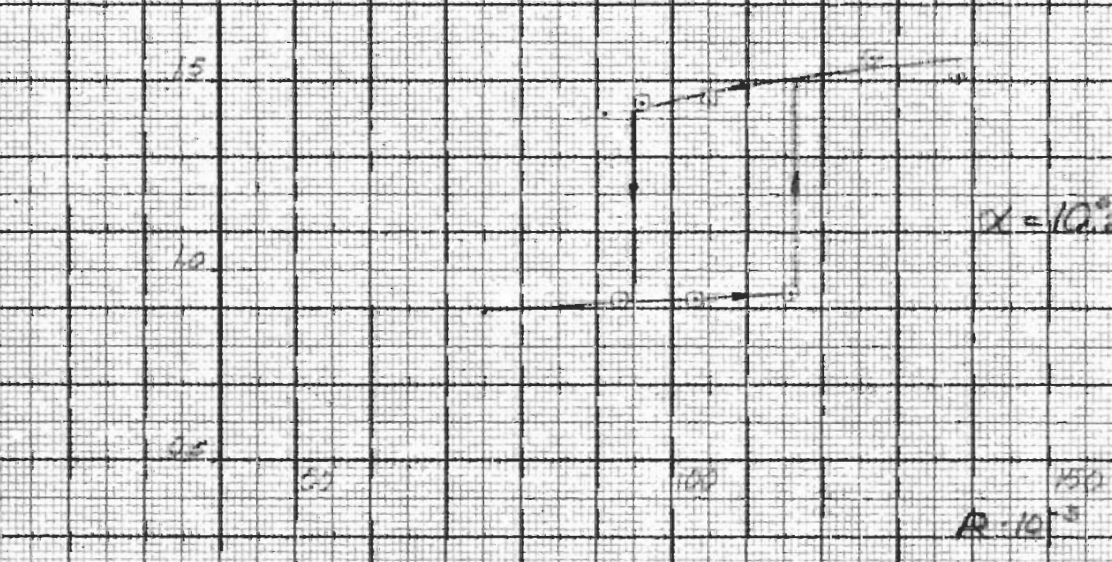
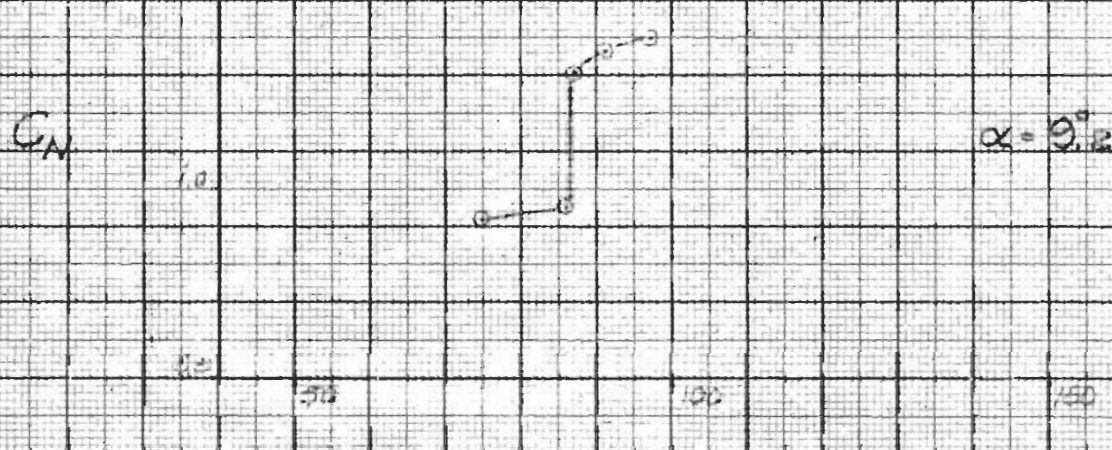
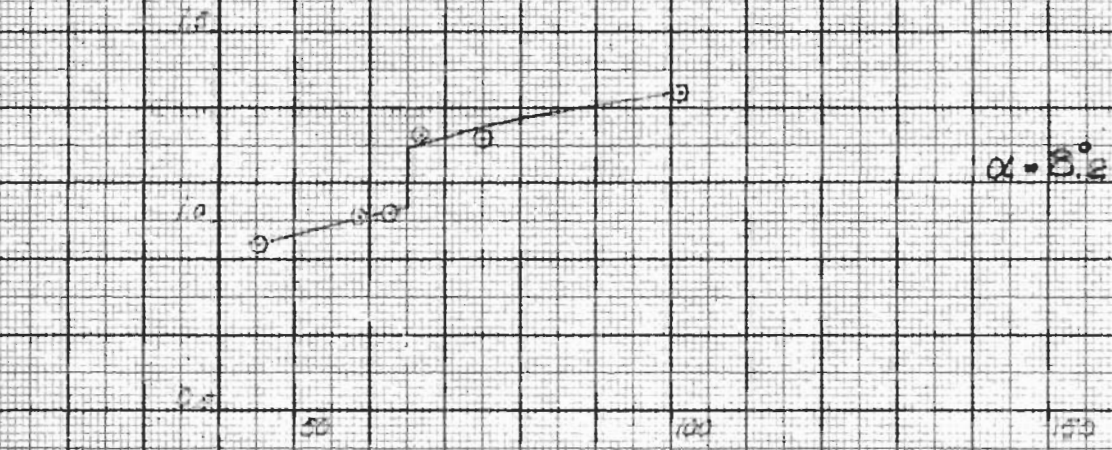
0°



C_{Nmax} C_{Dmin} E_{min} z_{min} (TR) for profil C



$C_N = f(R)$ för profil C (Inget avstånd under ökening)



$\Delta P / \rho = f(\xi)$ vid $K = 20000$ och olika α för profil C, exp

$\Delta P / \rho$

1

0

-1

OPTIMERA

ÖVÄRSK.

ÖVÄRSK.

$\alpha = 5.2$
 $\alpha = 7.2$

$\alpha = +1.2$
 $\alpha = -2.2$

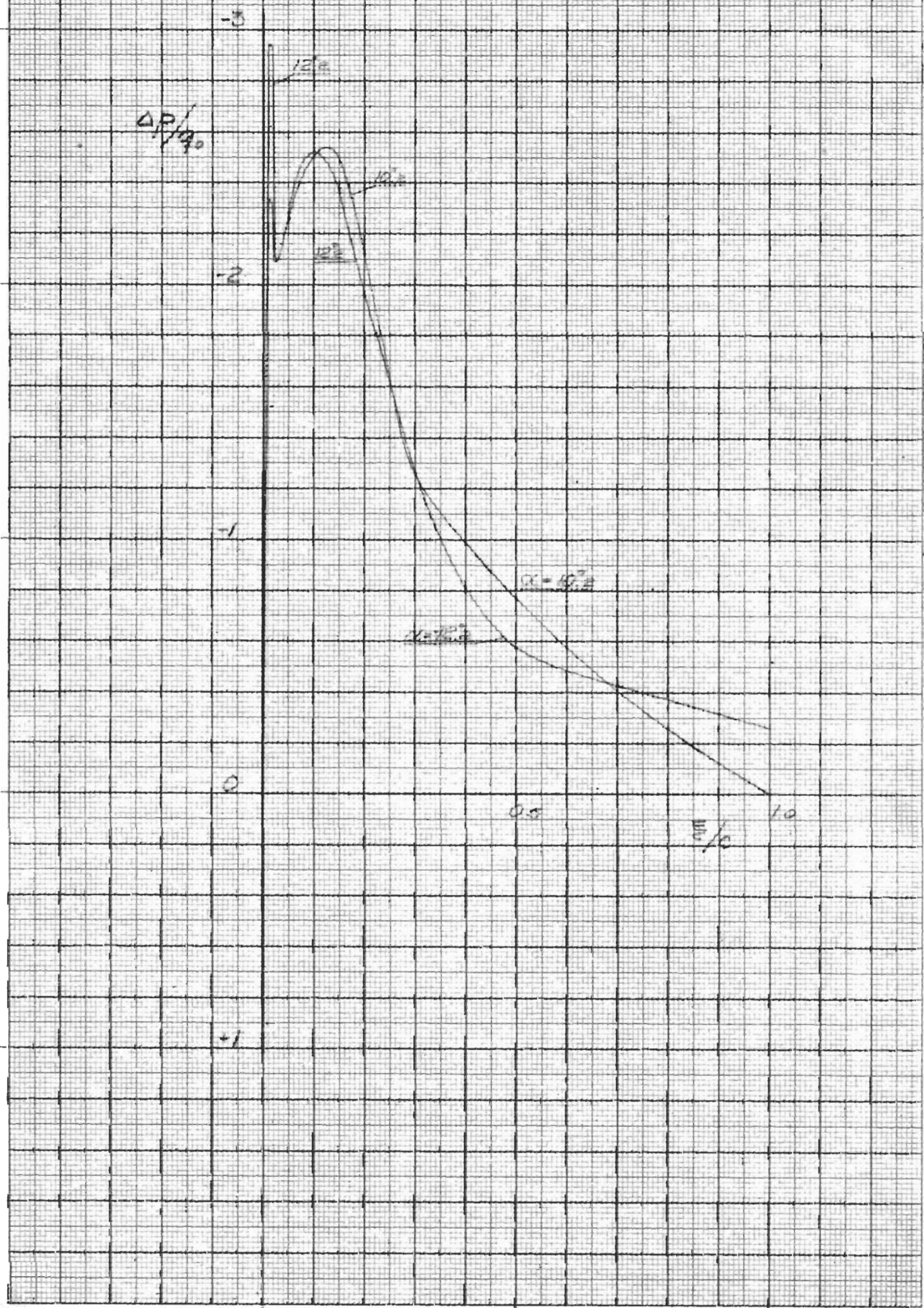
35

10

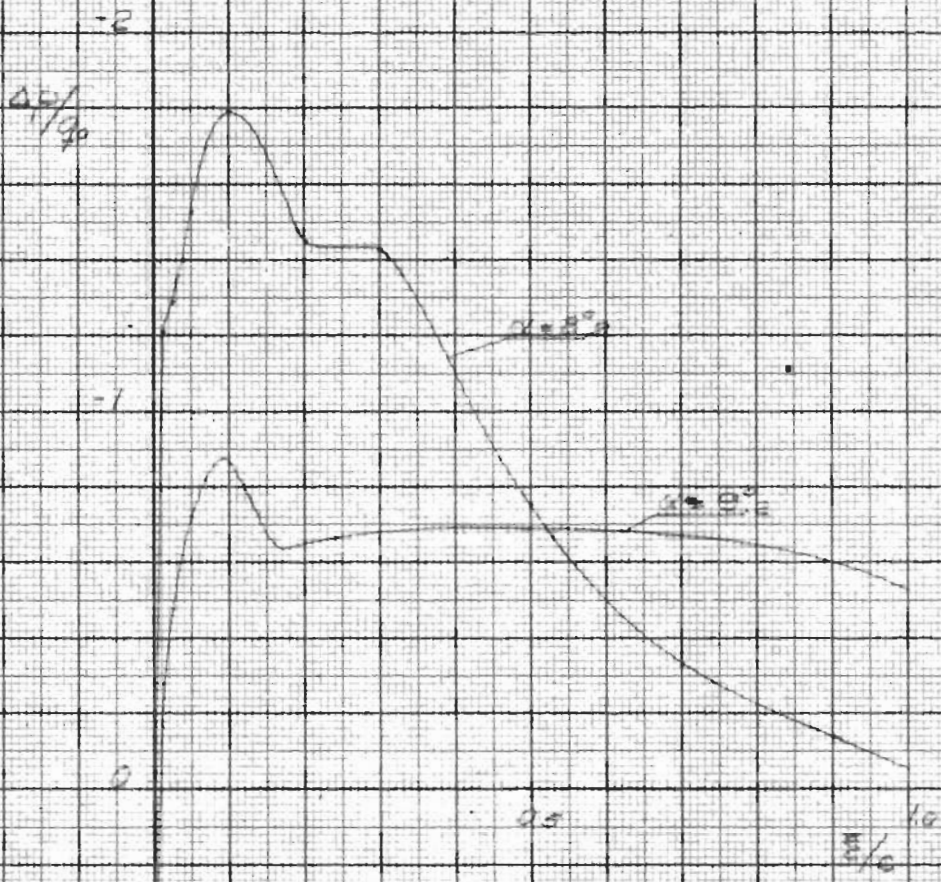
$\xi / 10$



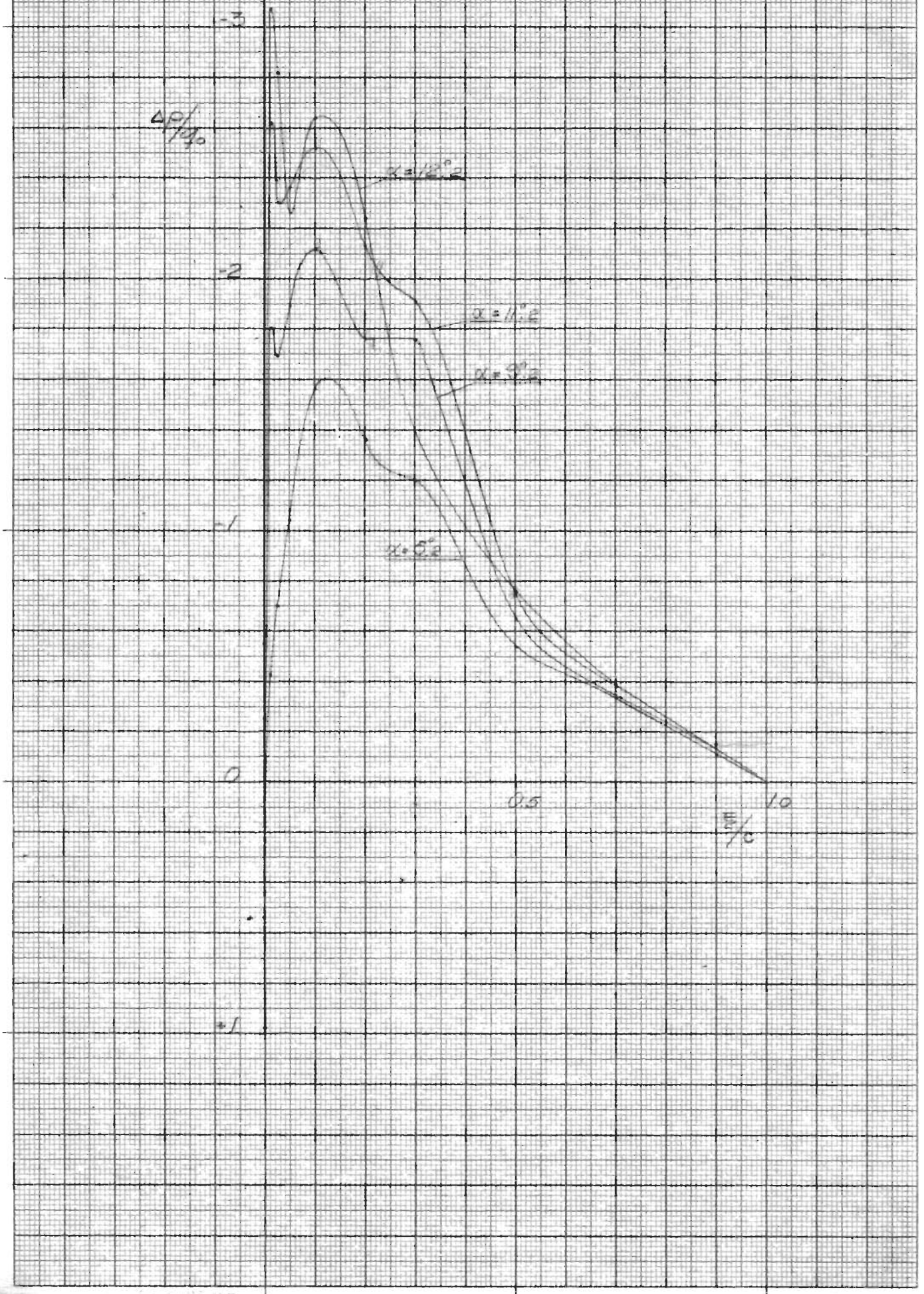
$\Delta P/q_0 = f(\frac{L}{c})$ vid $R = 306000$ och olika α för profil C, exp.



$AP_{1/2} = f(\frac{H}{R})$ vid $R = 75'000$ och olika α för profil C, exp



$\Delta P/\rho = f(\xi)$ vid $R = 100000$ och olika α för profil C, exp



$\Delta P/\rho g = f(\xi)$ ved $\alpha = 5^\circ$ och 10° för profil C, test, med
mätvärdena exp. erhållna punkter
($\alpha = 5^\circ$ resp 10°) vid $R = 206000$

$\Delta P/\rho g$

-3

-2

-1

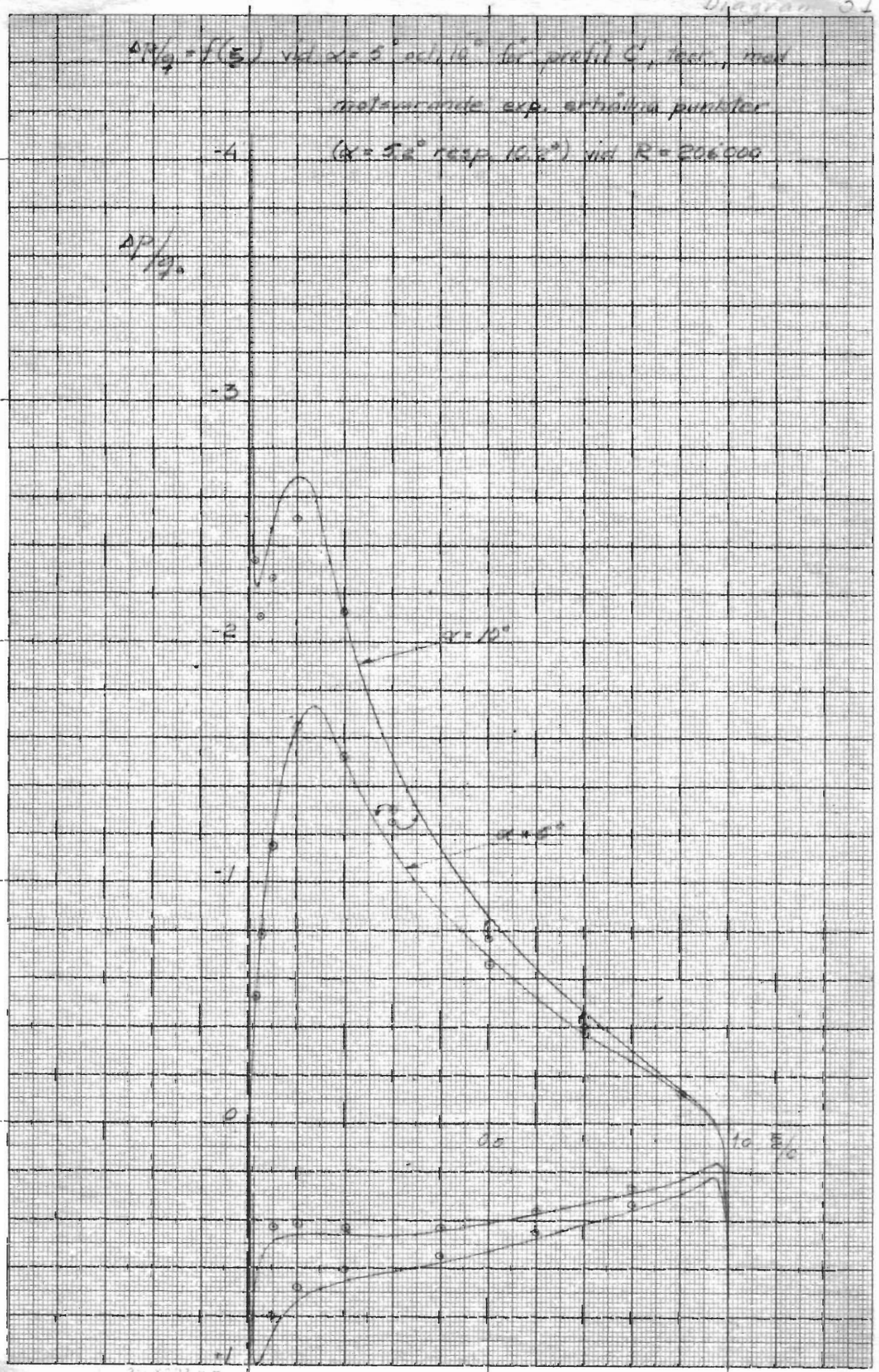
0

$\alpha = 10^\circ$

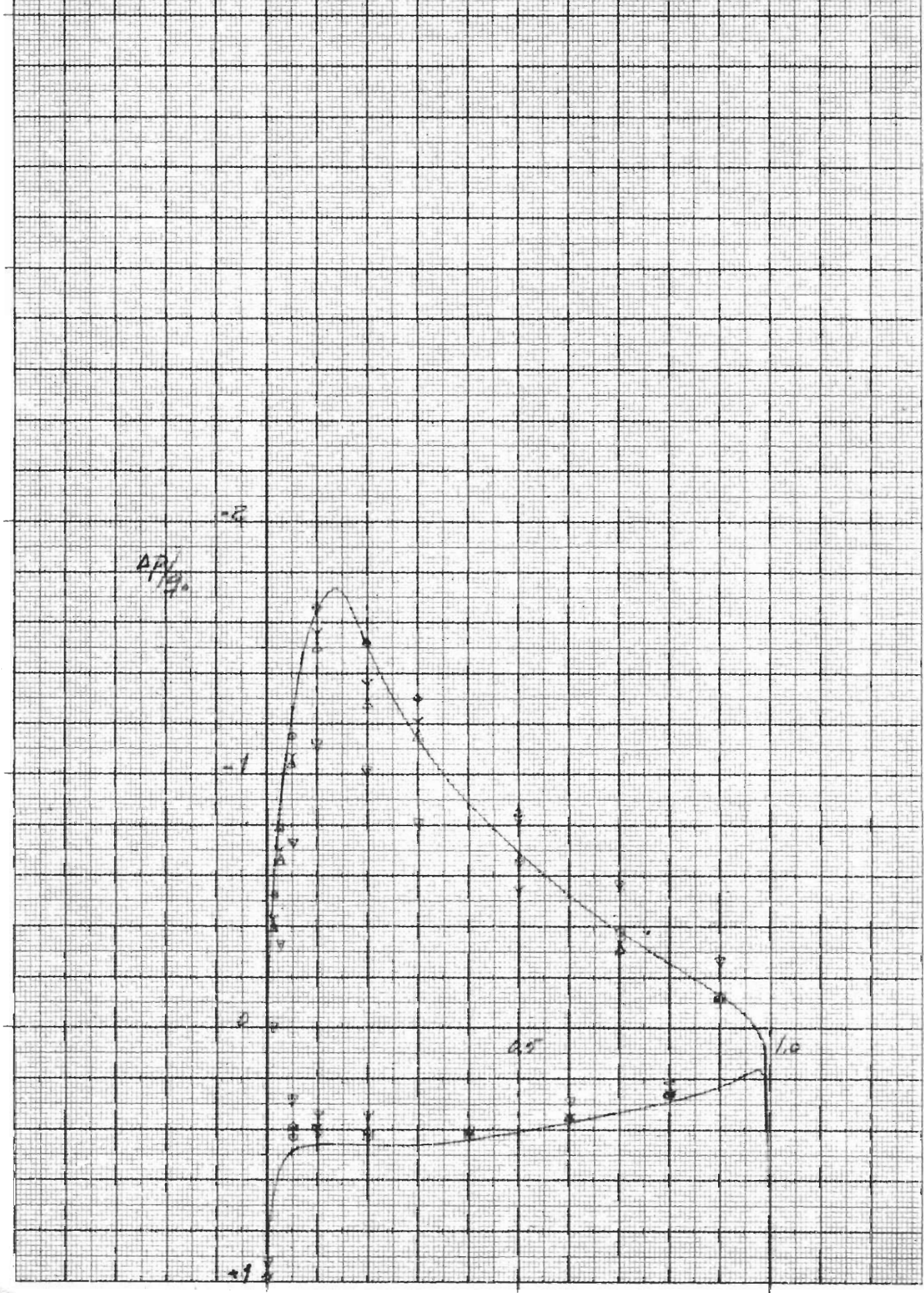
$\alpha = 5^\circ$

0.5

1.0 $\xi/10$



$\frac{AP}{AP_0} = f(E)$ vid $\alpha = 3^\circ$ för profil C teoretiskt, med motvar-
randa experimentellt erhållna punkter (se fig. 2) vid olika R.



$\Delta p / \rho \cdot g = f(\xi)$ bei $\alpha = 10^\circ$ für große Re , berechnet, mit Hilfe von
 experimentell erhaltenen Punkten (siehe Re)

Parabeln für $Re = 20000 (\Delta)$ ermitteln
 für $\alpha = 9.2^\circ$ $\sigma = 206000$

$\Delta p / \rho \cdot g$

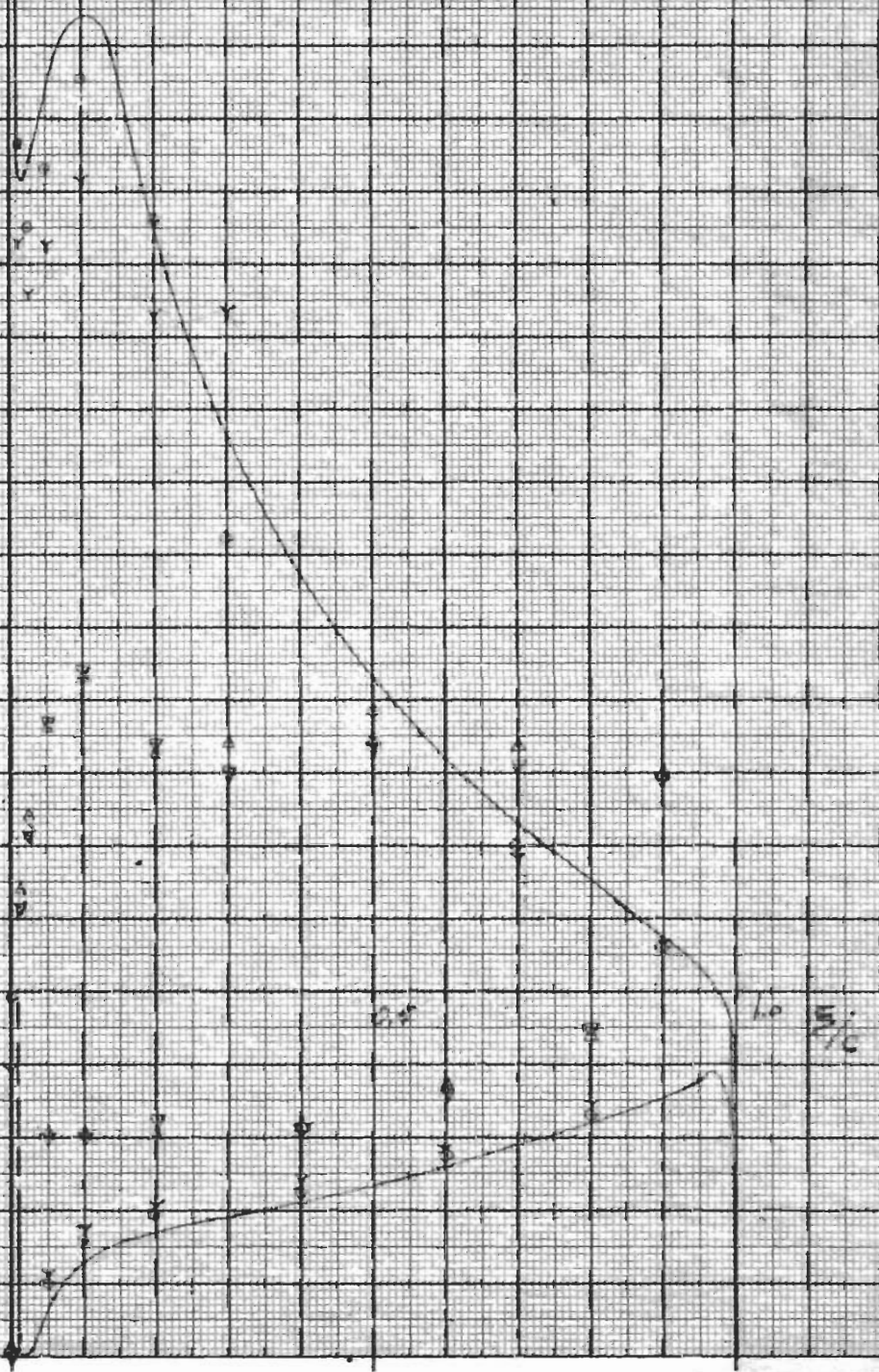
-3

-2

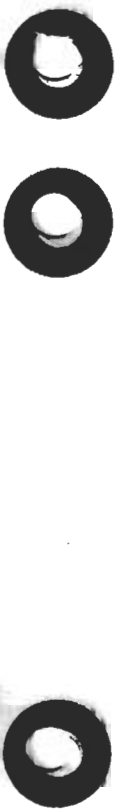
-1

0

+1



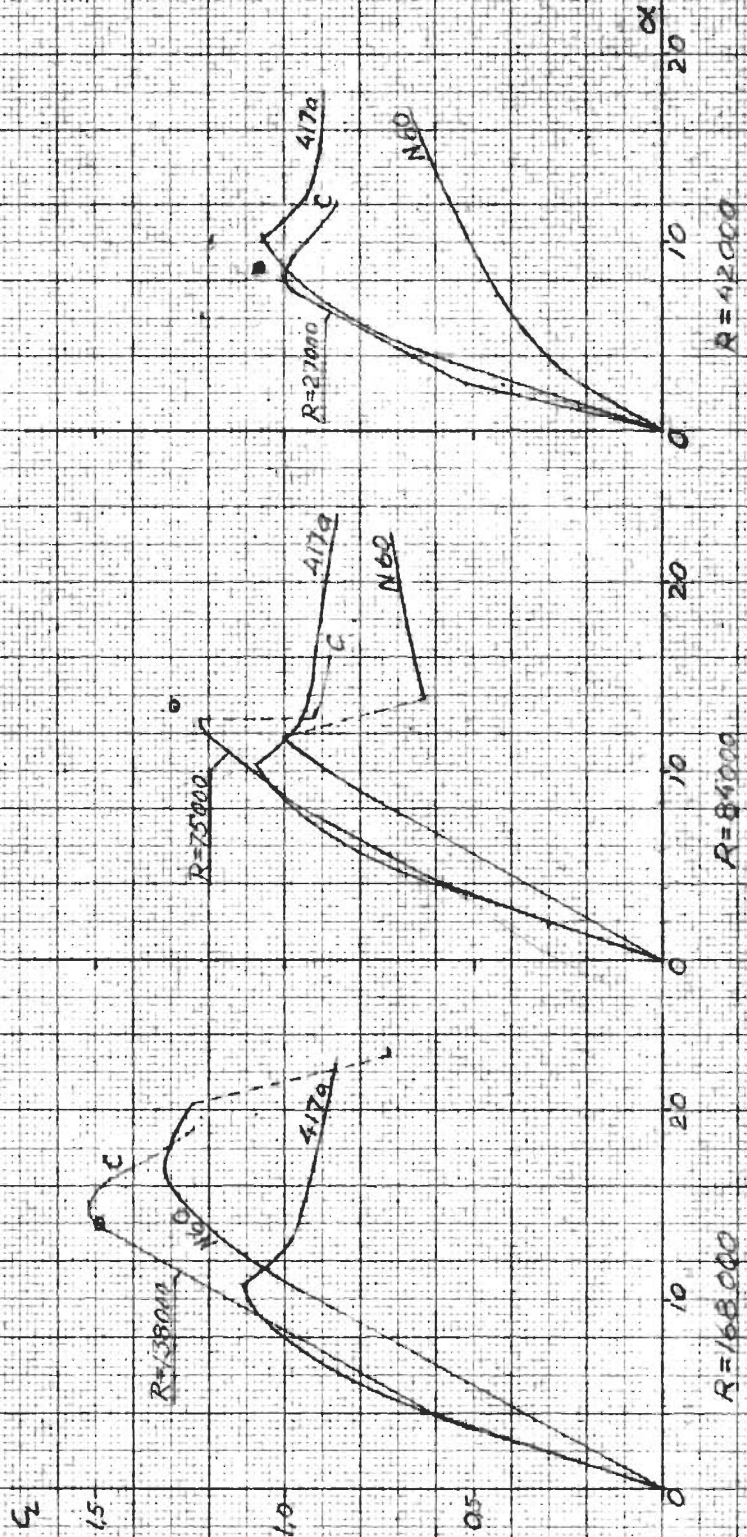
$L_0 \cdot \frac{E_0}{\rho \cdot C}$



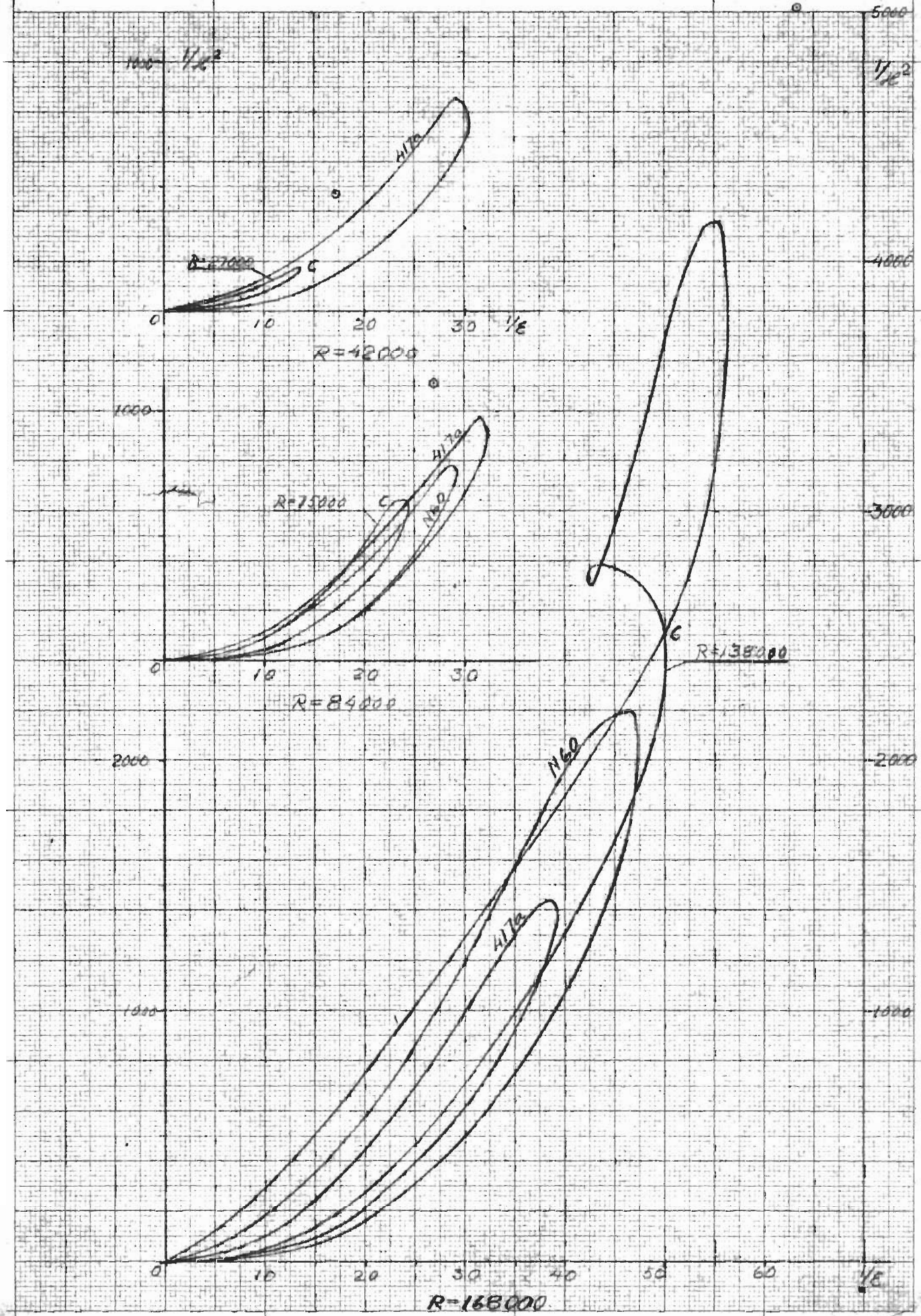
x

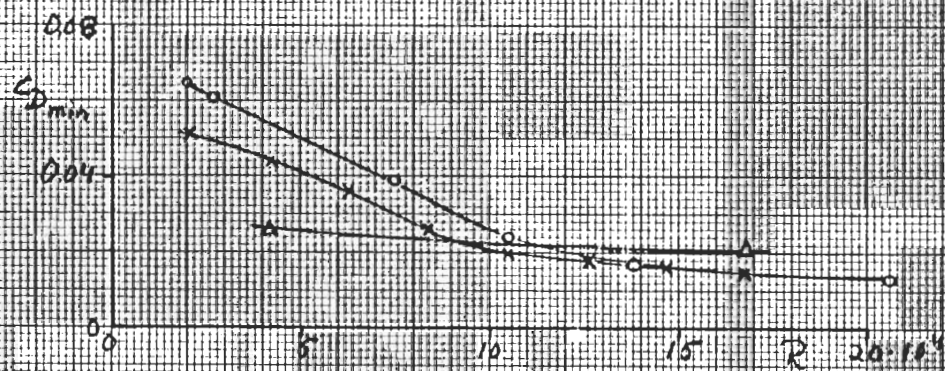
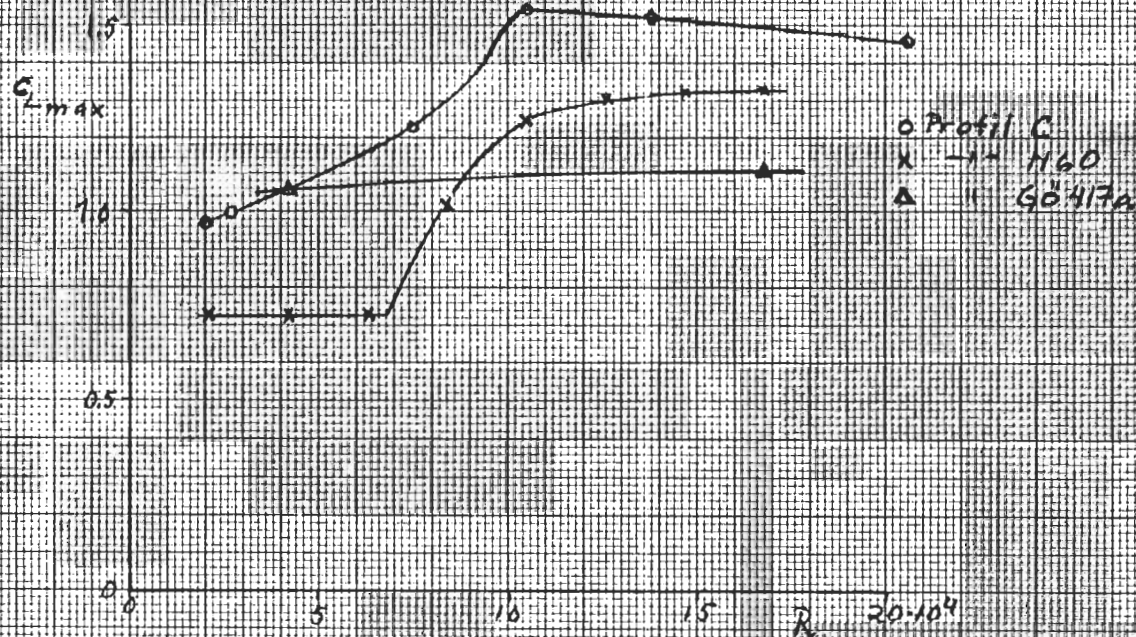
12

Jämförelse mellan profilerna
Gott. 417a, N 60 och 20-32 C



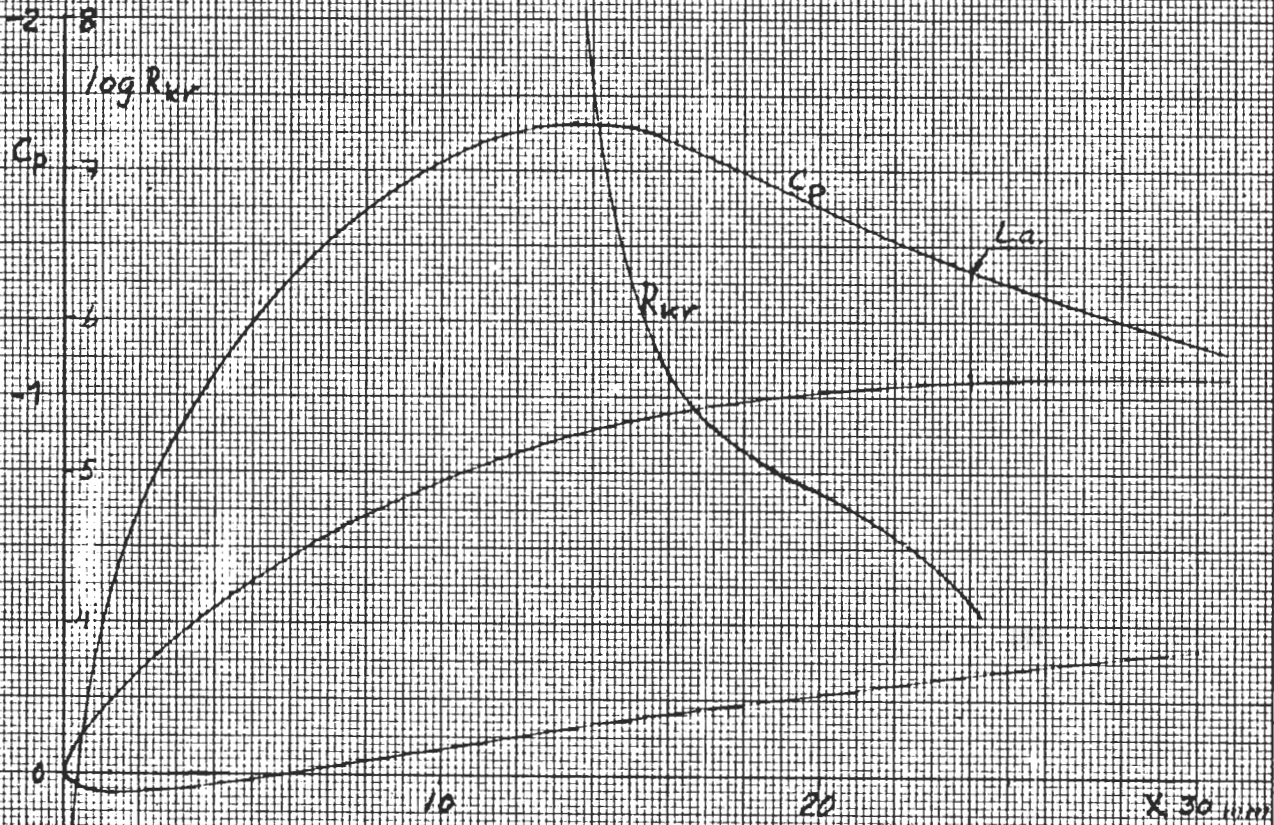
Jämförelse mellan profilerna
Gött. 417a, N60 och 20-32-C





Bearb

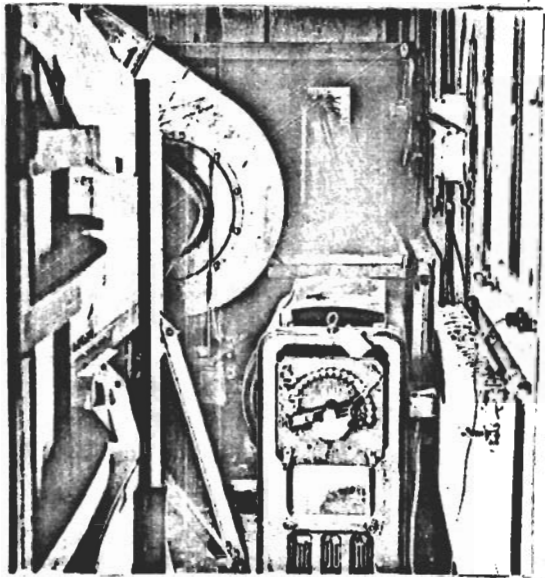
Kontr



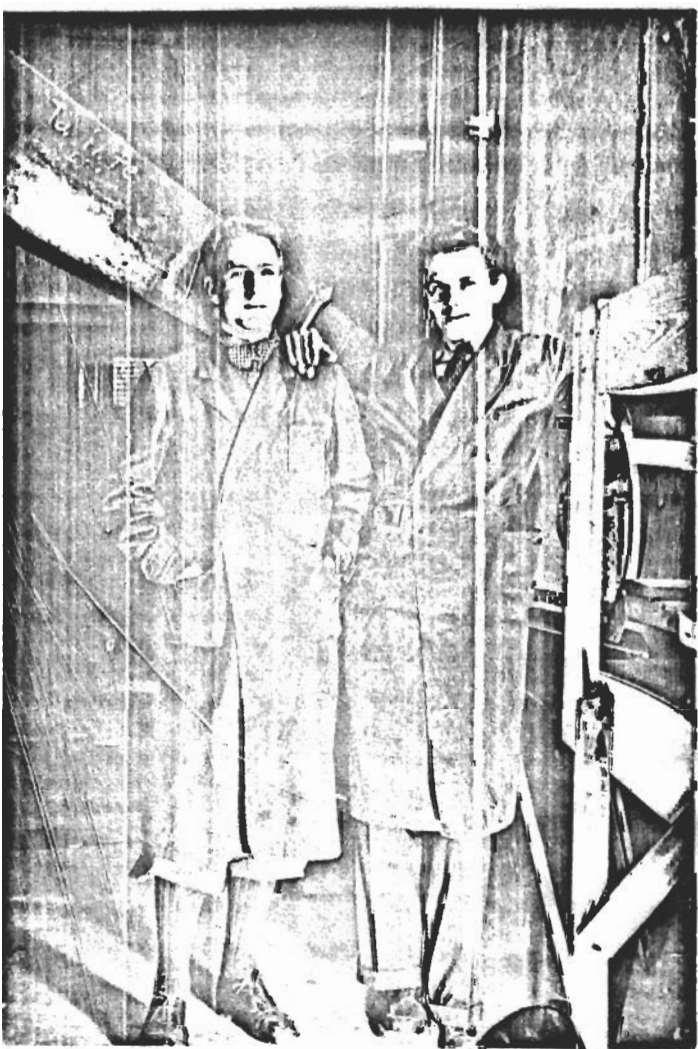
Storlek av R_{Re} för att få enskig.
Profil C, $\alpha = 5^\circ$

Bearb

Kontr



Pådrag.



Efter väl (hm!) förrättat värv.