

Tragflügelprofile für Windturbinen

von

F.X. Wortmann*)

Im folgenden wird kurz über die Anforderungen an die Profilierung von Windturbinen und über den Entwurf einiger geeigneter Profile sowie über Meßergebnisse bei mäßigen und großen Anstellwinkeln berichtet. Daran schließen sich einige Bemerkungen an über rauhe Profile, über Momentenbeiwerte sowie über zulässige Rauigkeiten und die Vermeidung von Insektenrauigkeiten.

1. Anforderungen

Die Flügel oder Blätter von schnellaufenden Windturbinen besitzen sehr hohe Schlankheitsgrade. Ihre absolute Torsionssteifigkeit ist deshalb ähnlich wie beim Hubschrauberblatt begrenzt. Um das sogenannte Auskippen oder die statische Divergenz des Flügels, wie auch die Flattergrenze zu möglichst großen Geschwindigkeiten zu verschieben, sollten die Profile zumindest im Außenflügel praktisch druckpunktfest sein.

Daneben sollten die Außenflügel möglichst gute Gleitzahlen in einem verhältnismäßig weiten Auftriebsbereich besitzen. Die Auftriebswerte mit niedrigem Widerstand sollten etwa den Bereich $0.5 < c_a < 1.5$ überdecken, wenn die Flächendichte des Rotors an der unteren Grenze von etwa 1 - 2% liegt. Sollte dieser Bereich z.B. bei niedrigen Windgeschwindigkeiten oder hoher Schnellläufigkeit zu hoch liegen, kann man die hier mitgeteilten Meßwerte durch eine proportionale Wölbungsmin- derung an den gewünschten c_a -Bereich anpassen, ohne daß neue Messungen notwendig sind.

*)
Universität Stuttgart, Institut für Aerodynamik und Gasdynamik

Hinsichtlich des Verhaltens beim Überziehen des Flügels sind noch keine klaren Vorstellungen darüber entwickelt worden, welchen Einfluß verschiedenartiges Überziehverhalten auf die Regelfähigkeit und das Torsionsflattern haben kann. Diesem Punkt wird deshalb zunächst keine besondere Aufmerksamkeit geschenkt.

Beim Innenflügel ist der Profilwiderstand weniger ausschlaggebend als die Fähigkeit des Profils, Auftrieb zu erzeugen. Ein Profil mit hohem Auftrieb kann die Notwendigkeit großer Flügeltiefen bei kleinen Radien vermindern. Da in diesem Bereich des Blattes vor allem strukturelle Gesichtspunkte maßgebend sind, benötigt man möglichst dicke Profile mit guten Auftriebseigenschaften.

Die Anforderungen sowohl an die Profile des Außen- als auch des Innenflügels sind ungewöhnlich, und dazu passende und leistungsfähige Profile sind in der Literatur [1], [2], [3] kaum zu finden.

In Abb. 1a sind die Geschwindigkeitsverteilungen für zwei neu entworfene Profile angegeben. Die erste Verteilung entspricht einem 15,3% dicken Profil mit einem Nickmoment um den $t/4$ -Punkt von $c_m = -.02$ und ist für den Außenflügel gedacht.

Die zweite Verteilung besitzt ein größeres Nickmoment von $c_m = -.07$ und liefert ein 25,8% dickes Profil für den Innenflügel.

Abb.1b und 1c zeigen die potentialtheoretischen Geschwindigkeitsverteilungen beider Profile bei verschiedenen c_a -Werten. Die Verteilung 258 ist dann für ein drittes Profil so modifiziert worden, daß ein noch dickeres Profil mit 34,3% resultierte.

Alle drei Profile wurden als Windkanalmodelle gebaut und von Dipl.-Phys.D.Althaus im Laminarwindkanal des Instituts bei Reynoldszahlen von $3 \div 5 \cdot 10^6$ gemessen. Anschließend wurde die Sehnenlänge des 34,3% dicken Profils durch Abschneiden des Profilschwanzes, vgl. Abb.4, so verkürzt, daß die relative Profildicke auf 40% und mit einem weiteren Schritt auf 50% anstieg. Auch für diese beiden verkürzten Profile (mit der Bezeichnung 400 bzw. 500) wurden $c_a(\alpha)$ -Kurven und Polaren gemessen.

2. Meßergebnisse

Die Meßergebnisse für die fünf Profile sind in den Abb. 2 + 6 enthalten. Abb. 2a enthält die $c_a(\alpha)$ -Kurven für das 15,3% dicke Profil und zwar für positive c_a bei glattem Profil für $Re = 3 \cdot 10^6$ und für das rauhe Profil für die Reynoldszahlen 3, 4 und $5,5 \cdot 10^6$.

Rauh bedeutet dabei, daß der Umschlag durch Stolperdrähte auf beiden Profilseiten dicht an der Profilmase bei etwa 3% der Profiltiefe provoziert wurde. Die übrige Oberfläche des Profils blieb unverändert glatt.

Die Pfeile in den $c_a(\alpha)$ -Kurven deuten den Hysteresebereich an. Für negative c_a und $Re = 3 \cdot 10^6$ ist die Hysterese ausgeprägter. Ein Unterschied glatt - rauh war hier nicht beobachtbar.

Abb. 2a gibt auch die Lage des Umschlags längs der Profiltiefe als Funktion des c_a -Wertes an. Auf der α^0 -Abszisse bedeuten $20^0 = 100\%$ der Profiltiefe. Auf der Unterseite wandert der Umschlag für c_a -Werte oberhalb 0.4 schnell zur Hinterkante, während er auf der Oberseite für alle positiven c_a nur wenig zwischen 30 - 40% der Tiefe wandert. Das Nickmoment dieses Profils ist bei nicht abgelöster Strömung etwa 2 - 3% und ändert sich auch bei abgelöster Strömung relativ wenig.

Das Windkanalmodell des zweiten Profils mit einer mittleren Dicke von etwa 26 - 27% wurde zunächst mit einer Hinterkantendicke von 4,2% entworfen, die nach den ersten Messungen auf 1,66% reduziert wurde. Es stellte sich heraus, daß dadurch die minimalen Widerstandswerte von $15 \cdot 10^{-3}$ auf $8,9 \cdot 10^{-3}$, d.h. um rund 60% vermindert werden konnten. Alle Messungen in Abb. 3a mit der Modellbezeichnung 270 S beziehen sich auf die zugespitzte Version, die in Abb. 3b gezeigt ist. In Koordinatentabellen ist das Profil 270 S ersetzt durch das Profil 258, das praktisch mit dem gemessenen identisch ist, aber von vorneherein für eine Hinterkantendicke von 1% entworfen ist.

Abb. 3a enthält die Polaren, die $c_a(\alpha)$ - und die $cm_{t/4}(\alpha)$ -Kurven für das glatte und rauhe Profil 270 S.

Ganz entsprechend sind in den Abb.4a, 4b und 4c sowie in 5a und 5b sowie 6a und 6b die Formen der drei dicken Profile und die jeweiligen $c_a(\alpha)$ -Kurven und -Polaren dargestellt. Für das 34% und das 40% dicke Profil wurden auch die Nickmomente gemessen und für das 40% dicke Profil auf den $t/4$ -Punkt umgerechnet.

Die strukturell an der Blattwurzel erwünschten Profildicken liefern bei glatten Profiloberflächen noch erstaunlich gute Auftriebswerte bei mäßigen Widerständen. Der Auftriebseinbruch bei rauher Oberfläche ist jedoch wesentlich stärker als bei dünneren Profilen. Die hohen Gleitzahlen im Außenflügel werden durch Rauigkeit etwa halbiert.

Die Koordinaten der Profile sind in den Tabellen 1, 2 und 3 wiedergegeben.

Da für die Blattauslegung auch große Anstellwinkel von Bedeutung sein können, sind in Abb.7a und 7b noch die Auftriebs- und Widerstandswerte von symmetrischen und stark gewölbten Profilen bei zweidimensionaler Strömung zusammengestellt. Sie können als Abschätzung für die gegebenenfalls auftretenden aerodynamischen Gesamtkräfte dienen, wobei zu beachten ist, daß die Widerstandswerte durch eine endliche Flügelstreckung λ reduziert werden. Für $\alpha = 90^\circ$ gelten etwa folgende prozentuale Werte für die Abminderung:

Streckung λ	% Abminderung
20	35
30	17
40	10

3. Vergleich verschiedener Profiltypen

Man kann oft das Argument hören, "Laminarprofile" seien zu empfindlich, und wenn sie nicht glatt wären, seien sie weniger leistungsfähig als ältere "Normal"profile. Eine solche Feststellung ist im allgemeinen falsch, weil bei glatter Oberfläche praktisch alle Profile "laminar" und dadurch besser werden und bei rauher Oberfläche alle Profile hinsichtlich des Widerstands nahezu gleich schlecht werden. Zur Illu-

stration sei auf Abb 8 und 9 verwiesen (aus [2]), in denen die "rauh" Polaren der Profile NACA 23012, 4412 sowie 4415 dargestellt sind. Man vergleiche diese Werte mit den rauhen Polaren der hier vorgeschlagenen Profile.

4. Momentenbeiwerte

Die aus Auftrieb und Widerstand resultierende Luftkraft erzeugt je nach Lage des gewählten Drehpunktes ein Moment. Bei der Windkanalmessung liegt der Drehpunkt im allgemeinen auf der Sehne des Profils bei 25% der Tiefe (t/4-Punkt). Ein rechtsdrehendes Moment wird positiv gezählt. Als Druckpunkt wird der Schnittpunkt der Luftkraft mit der Profilsehne bezeichnet. Der Abstand Δx des Druckpunktes vom Drehpunkt ergibt sich aus

$$(1) \quad \frac{\Delta x}{t} = - \frac{dc_m}{dc_a} - \frac{c_{m0}}{c_a} \quad t = \text{Profiltiefe}$$

wobei c_{m0} der Momentbeiwert bei $c_a = 0$ ist. ($\Delta x = \infty$ bedeutet ein linksdrehendes freies Kräftepaar.)

Da sich die Luftkraft aus der Wirkung der variablen Flügelanstellung und der festen Flügelwölbung zusammensetzt, ist $\Delta x/t$ für veränderliche Anstellung normalerweise nicht konstant, sondern variiert meistens zwischen 0 + 0.25. Mit anderen Worten: er kann zwischen t/4 und t/2 bei großen bzw. kleinen Anstellwinkeln wandern. Bei wanderndem Druckpunkt existiert jedoch ein sogenannter Neutralpunkt, für den das Produkt aus Luftkraft und einem speziellen Hebelarm, nämlich dem Abstand Druckpunkt - Neutralpunkt, konstant bleibt. In (1) entfällt für den Neutralpunkt das d_{cm}/d_{ca} , und es bleibt lediglich das "Nullmoment" c_{m0} übrig.

Der Neutralpunkt, oft auch aerodynamisches Zentrum genannt, wird durch die Konstanz des kopflastigen Momentes bei gegebenem Staudruck definiert. Er liegt nahe dem t/4-Punkt, bei konventionellen Profilen meist 2-3% dahinter und etwa ebensoviel unter der Profilsehne. Bei symmetrischen Profilen ohne Wölbung liegt der Druckpunkt praktisch im t/4-Punkt, solange die Strömung anliegt. Bei abgerissener Strömung

wandert er in Richtung $t/2$. Bei einer S-schlagähnlichen Wölbung kann der Druckpunkt ebenfalls fest im $t/4$ -Punkt liegen. Wenn Druckpunkt und Drehpunkt zusammenfallen, entfällt das aerodynamische Moment. Allerdings ist dieser Zustand indifferent: eine Anstellwinkeländerung erzeugt kein rückführendes Moment.

Für statische Stabilität (Windfahnenstabilität) muß der Drehpunkt vor dem Druckpunkt liegen und die $c_m(\alpha)$ -Kurve für wachsende α zunehmend negative c_m -Werte annehmen. Ein Drehpunkt hinter dem aerodynamischen Zentrum ist immer instabil.

Wenn der Drehpunkt nicht auf der Sehne, sondern senkrecht dazu verschoben wird, z.B. durch Flügeldurchbiegung bei der Windturbine, kann die Stabilität gegenüber Anstellwinkeländerungen vergrößert oder verkleinert werden. Man erkennt dies am einfachsten beim symmetrischen Profil: liegt der Drehpunkt auf der Unter- oder Luvseite, dann sind alle positiven Anstellungen stabil, alle negativen instabil.

Wenn eine freie Drehmöglichkeit durch die elastische Drillachse (Schubmittelpunkt) des Flügels ersetzt wird, die meist hinter dem $t/4$ -Punkt liegt, existiert ein bestimmter Staudruck, bei dem der Gradient des aufrichtenden Moments größer wird als der Gradient der elastischen Rückdrehung. Der Flügel kippt dann plötzlich aus (Divergenz). Für einen unverwundenen Rechteckflügel der Tiefe t und der Spannweite s ist der zugehörige Staudruck q

$$(2) \quad q = \frac{\pi^2 G \cdot I}{4 \frac{dC_a}{d\alpha} \cdot \frac{\Delta x}{t} \cdot (t \cdot s)^2}$$

Bei nahezu druckpunktfesten Profilen, bei denen $\Delta x/t \rightarrow 0$, kann man bei gegebener Drillsteifigkeit $G \cdot I$ hohe Divergenzstaudrücke eher erreichen als bei Profilen mit großen $\Delta x/t$. Die gleiche Tendenz gilt für den Staudruck, bei dem Flattern auftritt. Darüberhinaus ist es bei Windturbinen wichtig, die Steuerkräfte zur Blattverstellung klein zu halten, was ebenfalls für Profile mit niedrigem c_{m0} spricht.

5. Zulässige Rauigkeit

Die Oberflächenrauigkeit eines Tragflügels hat entscheidenden Einfluß auf den Widerstand und den Auftrieb des Flügels. Die Rauigkeit kann beim Bau des Flügels, aber auch im Betrieb durch Vereisung, Regen und Insekten entstehen. Das wesentlichste Maß ist die Rauigkeitshöhe K .

Bei turbulenter Reibungsschicht sollte K nicht größer werden als die Dicke der sogenannten zähen Unterschicht, d.h. es sollte

$$(3) \quad \frac{v^+ \cdot K}{\nu} < 5 \quad \text{bleiben.}$$

Dabei ist $v^+ = \sqrt{T_w/\rho}$ die aus Schubspannung T_w und Dichte ρ gebildete Schubspannungsgeschwindigkeit. Es ist üblich, v^+ durch den lokalen Reibungswert C'_f der ebenen Platte

$$(4) \quad C'_f = \frac{0.059}{Re_x^{0.2}}$$

auszudrücken. (Re_x ist die mit der Lauflänge x gebildete Reynoldszahl.) Damit wird mit U_∞ als Anströmgeschwindigkeit

$$v^+ = U_\infty \sqrt{\frac{C'_f}{2}}$$

und Gl.(3)

$$(5) \quad \frac{U_\infty \cdot K}{\nu} < \frac{7}{\sqrt{C'_f}}$$

Da bei turbulenter Grenzschicht C'_f sich nur schwach mit der Reynoldszahl ändert, kann man grob $Re_x = Re_t$ setzen, d.h. man ersetzt die lokale durch die mit der gesamten Profiltiefe t gebildete Reynoldszahl. Damit wird die zulässige Rauigkeitshöhe K

Re_t	$\frac{U_\infty K}{\nu}$
10^5	91
10^6	114
10^7	144
10^8	181

Im Druckgefällegebiet eines Profils sind die zulässigen K-Werte praktisch gleich, während im Druckanstiegsgebiet etwa 1.2 ÷ 1.4 fach größere K-Werte zulässig sind.

Wenn die Rauigkeit K an einer ebenen Platte doppelt so groß als zulässig ist, steigt der Reibungswiderstand um 20% an. Ist K fünfmal größer als zulässig, steigt der Reibungswiderstand auf das 1.5 ÷ 1,7 fache der glatten Platte und wird von der Reynoldszahl unabhängig.

Bezieht man die Höhe K auf die Profiltiefe, so ergibt sich aus der Tabelle etwa

$$(6) \quad \frac{K}{t} \approx \frac{100}{Re} \cdot (Re_t \approx 10^6)$$

In Abb. 10 ist ein genaueres Ergebnis für die ebene Platte angegeben. Man sieht, daß bei hohen Reynoldszahlen die zulässige Rauigkeitshöhe recht gering ist, z.B. bei $Re = 10^7$ ein $K \approx 10^{-5} t$, also wenn $t = 5 \cdot 10^3$ mm, ein $K = 5 \cdot 10^{-2}$ mm.

Bei laminarer Grenzschicht spielt die Rauigkeit eine völlig andere Rolle: der laminare Zustand wird bei kritischer Rauigkeitshöhe beendet, und es entsteht eine vorzeitig turbulente Reibungsschicht.

Abb.10 enthält kritische Höhen K für zweidimensionale Rauigkeiten wie z.B. Stolperdrähte. Im laminaren Fall sind die Anforderungen an Oberflächenglätte im allgemeinen geringer als im turbulenten Fall und stark von der Lauflänge abhängig. Für zweidimensionale Stufen, die stromauf zeigen, gelten rund dreifach höhere Werte als in Abb.10, während stromab blickende Stufen nur anderthalbfache Höhe haben dürfen. Für dreidimensionale "Sand"-Rauigkeiten gilt als zulässige Höhe etwa der doppelte Wert der Abb.10.

Für Oberflächenwelligkeiten gelten komplizierte Beziehungen. Langwellige Einzelwellen sollten hinsichtlich ihrer Amplitude die angegebenen kritischen K-Werte nicht überschreiten

Als ein erstes und oft erstaunlich gutes Kriterium kann man den Tastsinn der Fingerspitzen heranziehen. Was sie als "glatt" registrieren, ist im allgemeinen gut genug für eine laminare Grenzschicht.

6. Vermeidung von Rauigkeiten

Die Leistung von Windturbinen wird bei hohen Schnellaufzahlen entscheidend von der Profilgleitzahl bestimmt. Eine glatte Oberfläche ist deshalb vor allem im Außenflügel wichtig. Wenn die Herstellungsmethode eine glatte Oberfläche liefert, kann sie im Betrieb durch Regen, Insekten und Vereisung rau werden. Während Regen und Vereisung nur kurzzeitige Rauigkeiten erzeugen, können eingetrocknete Insekten sehr lange die Leistung beeinträchtigen. Eine einfache Möglichkeit zur Vermeidung der Insektenrauhigkeit, aber auch zur Verminderung der Vereisungsgefahr, ist durch hochelastische, wetterbeständige, etwa 3-4 mm dicke Gummipplatten gegeben, die um die Profilmase gelegt werden. Man vergleiche dazu die Publikationen [4].

- [1] Abbott, I.H., Theorie of wing sections. New York
 A.E.v.Doenhoff McGraw-Hill 1949
- [2] Riegels, F.W. Aerodynamische Profile. München,
 Oldenbourg 1958
- [3] Althaus, D. "Stuttgarter Profilkatalog I" Stuttgart
 Institut für Aerodynamik, 1972
- [4] Wortmann, F.X. Luftfahrttechnik 9 (1963); S.272-274
 Schweizer Aero-Revue 38 (1963), Heft 11

Abb.1a: Entwurfs-Geschwindigkeitsverteilungen für das 15,3% dicke Außenprofil und das 25,8 bzw, 27% dicke Innenprofil, $ca_i = 0.7$

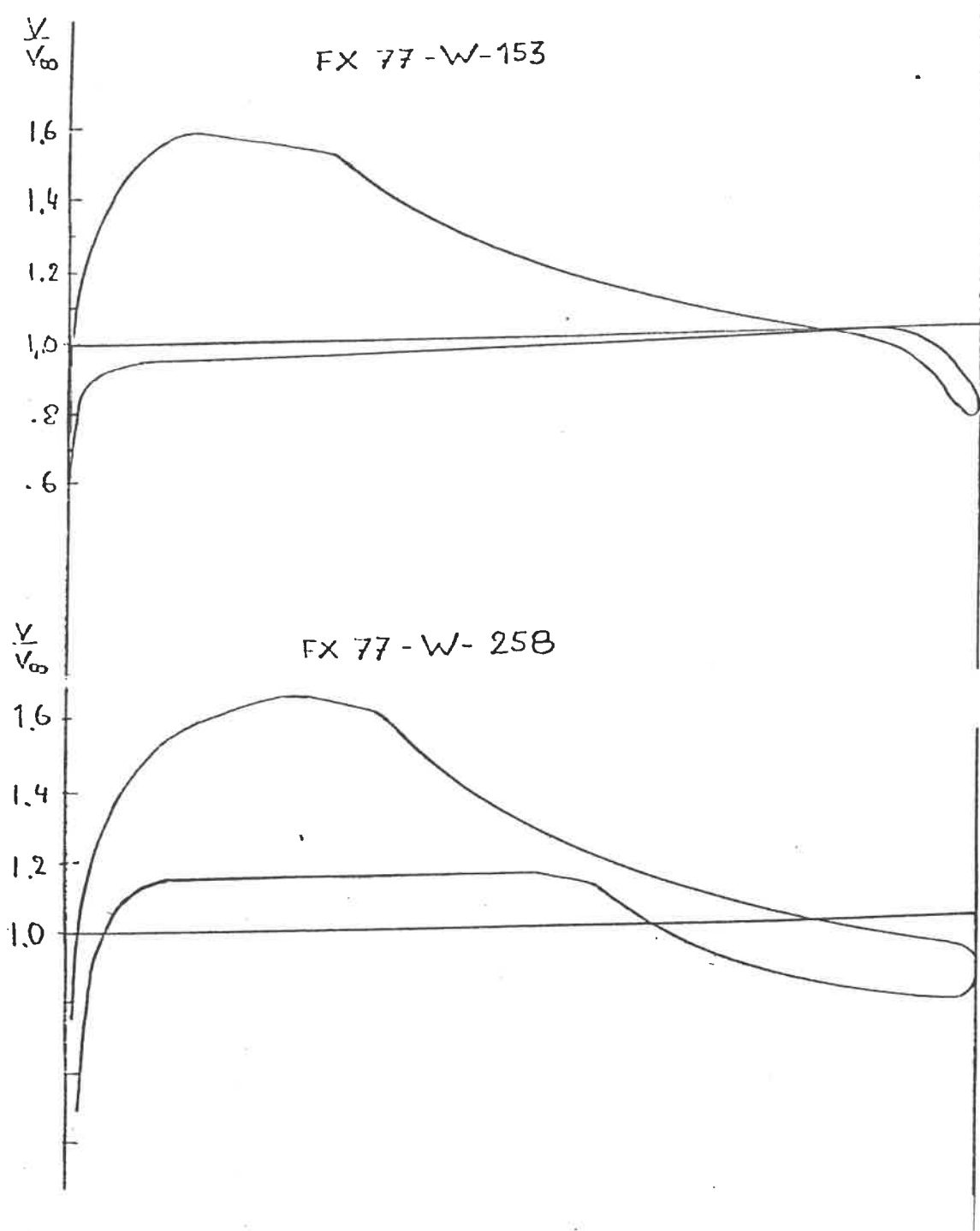


Fig.1a: Design-velocity distribution of the outer section airfoil with 15.3 % thickness and of the inner section airfoil with 25.8 resp.27 % thickness; $c_{li} = 0.7$.

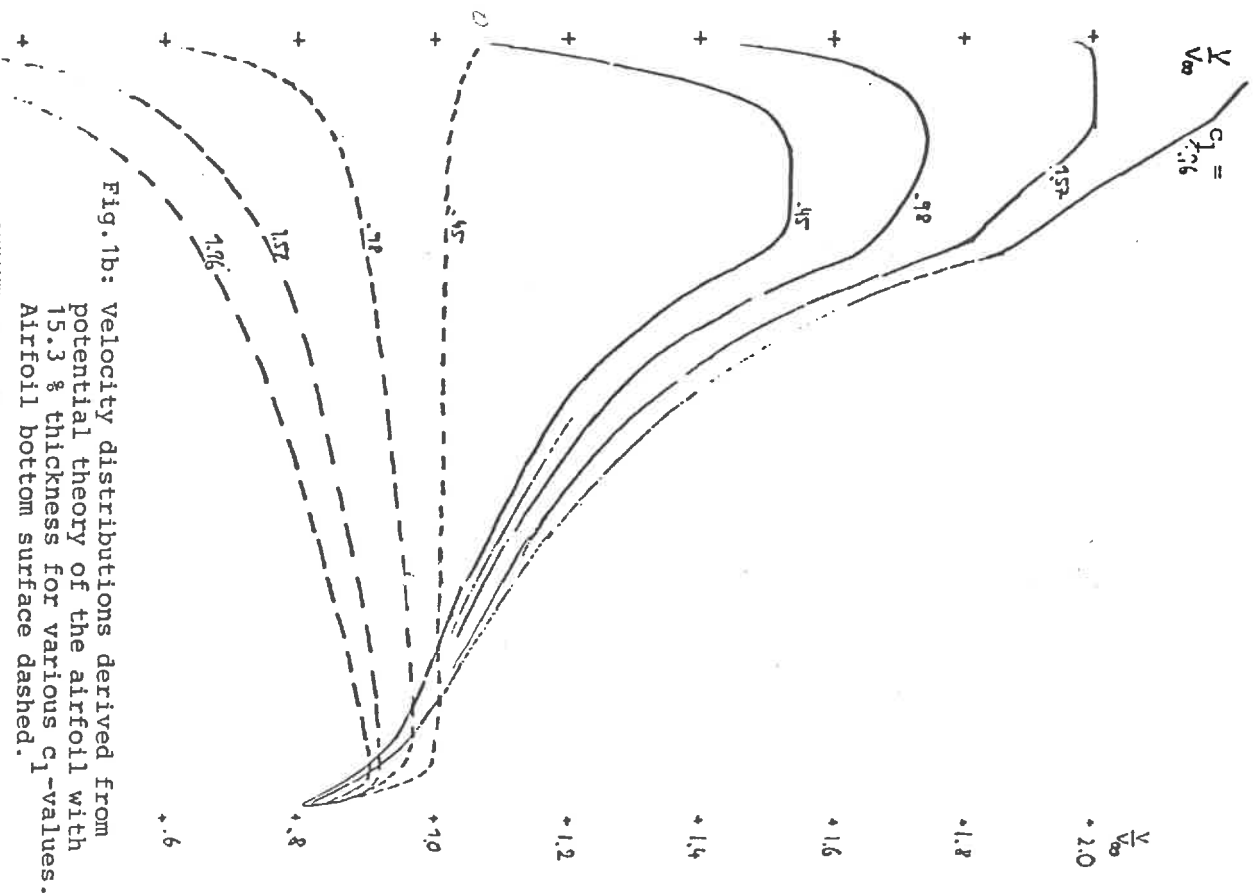


Fig. 1b: Velocity distributions derived from potential theory of the airfoil with 15.3 & thickness for various C_1 -values. Airfoil bottom surface dashed.

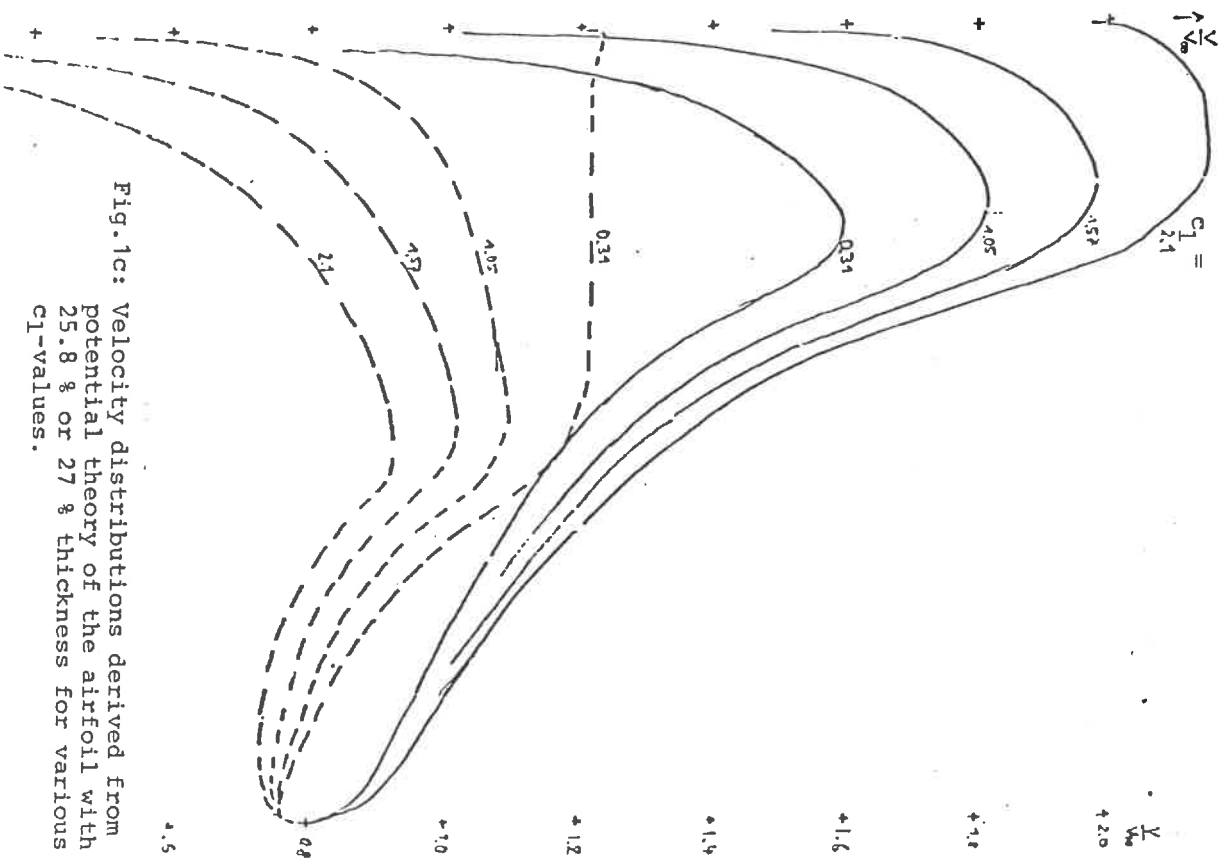


Fig. 1c: Velocity distributions derived from potential theory of the airfoil with 25.8 & or 27 & thickness for various C_1 -values.

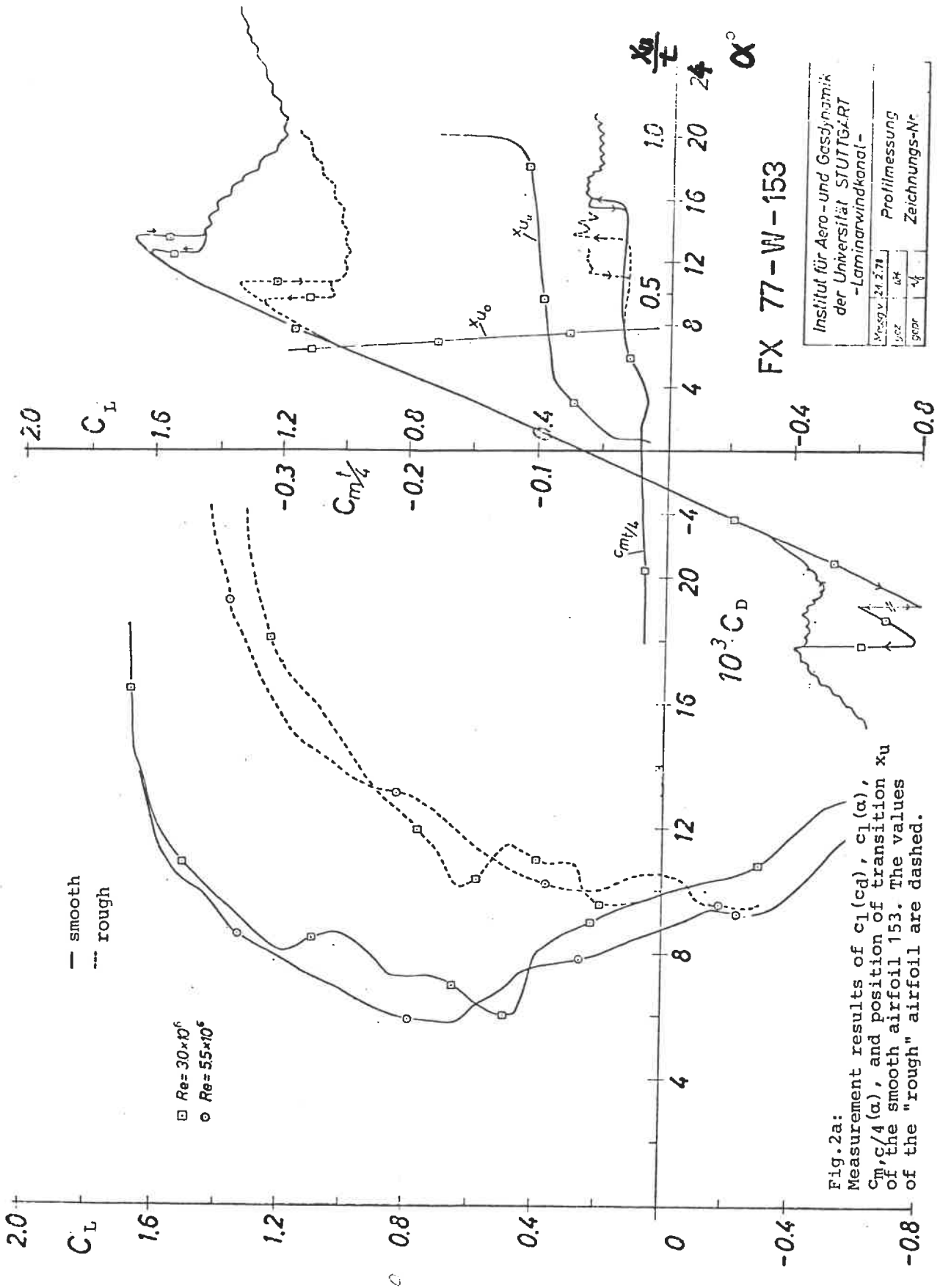


Fig.2a:
 Measurement results of $c_l(\alpha)$, $c_d(\alpha)$, $c_m/4(\alpha)$, and position of transition x_u of the smooth airfoil 153. The values of the "rough" airfoil are dashed.

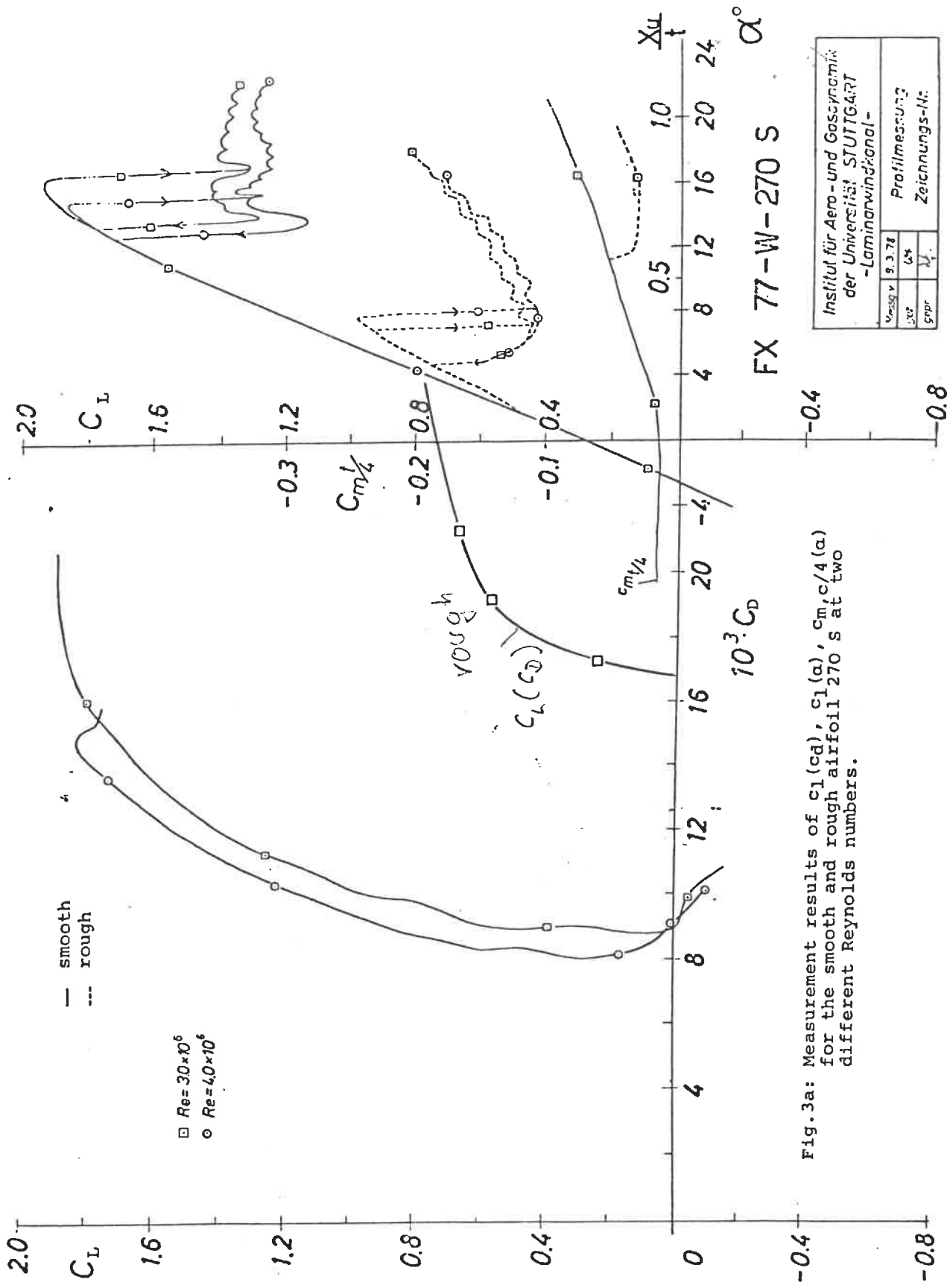


Fig. 3a: Measurement results of $c_l(\alpha)$, $c_m, c/4(\alpha)$ for the smooth and rough airfoil 270 s at two different Reynolds numbers.

FX 77-W-270 S α°

Institut für Aero- und Gasdynamik der Universität STUTTGART -Laminarwindkanal-		Profilmessung	
Messg v	9.3.78	U4	Zeichnungs-Nr.
U37			
Grp			

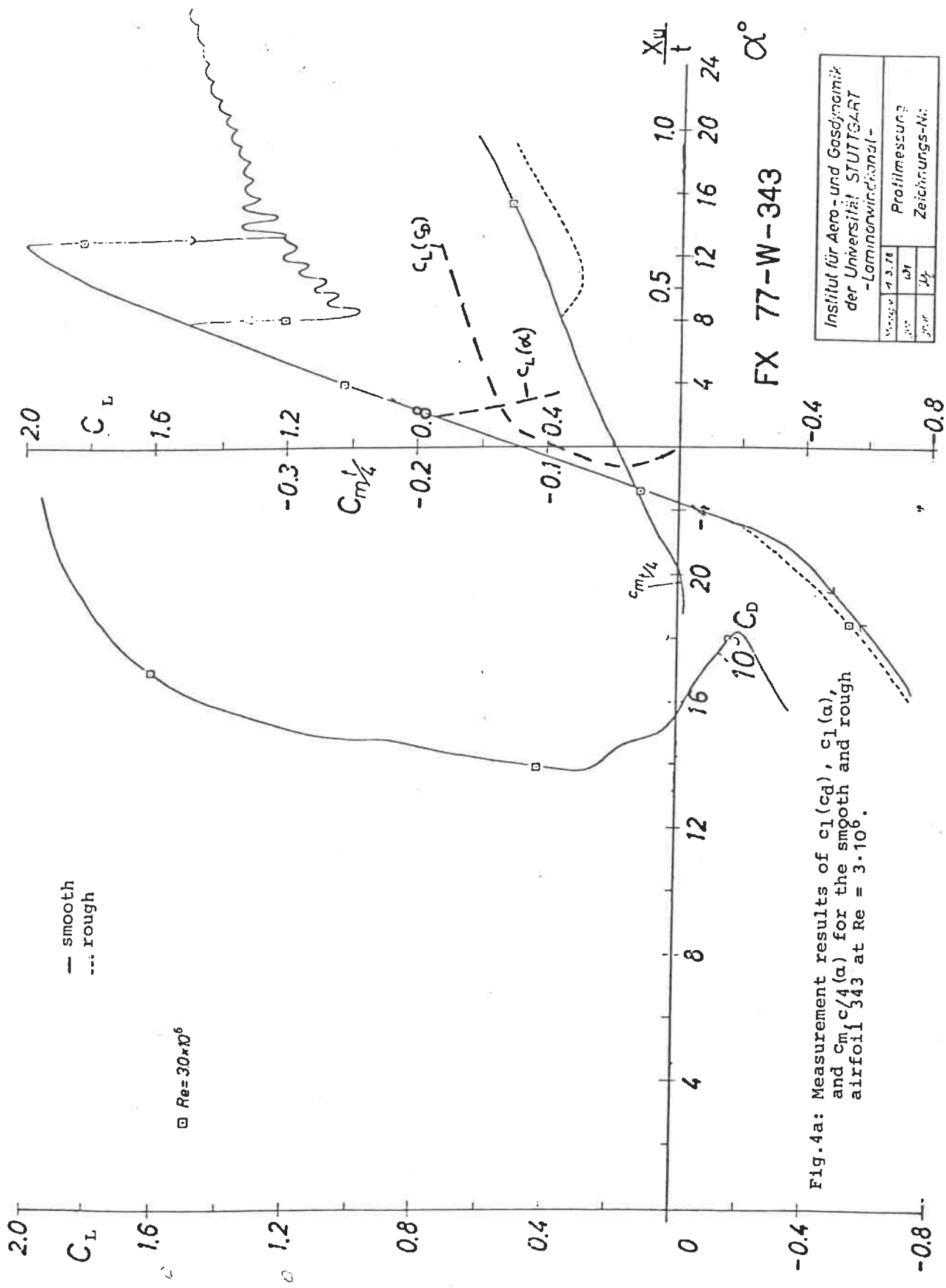


Fig. 4a: Measurement results of $c_l(\alpha)$, $c_l(\phi)$, $C_m/4$ and C_D for the smooth and rough airfoil 343 at $Re = 3 \cdot 10^6$.

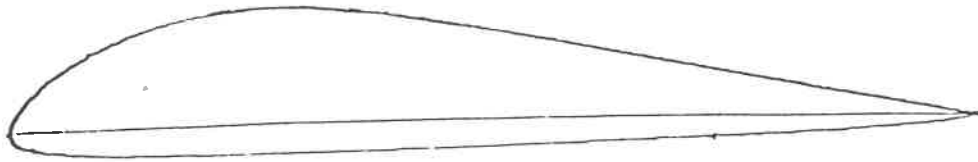


Fig.2b: Contour of the airfoil
with 15.3 % thickness

FX 77-W-153

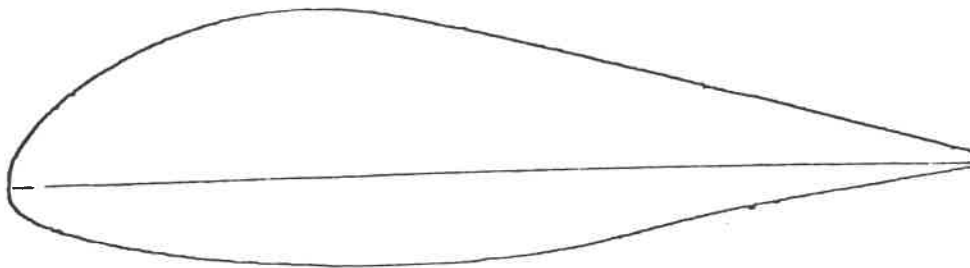


Fig.3b: Contour of the airfoil
with 27 % thickness

FX 77-W-270 s

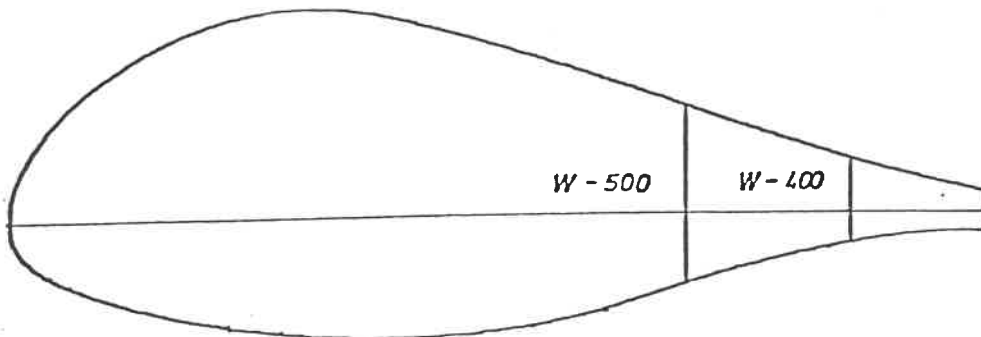
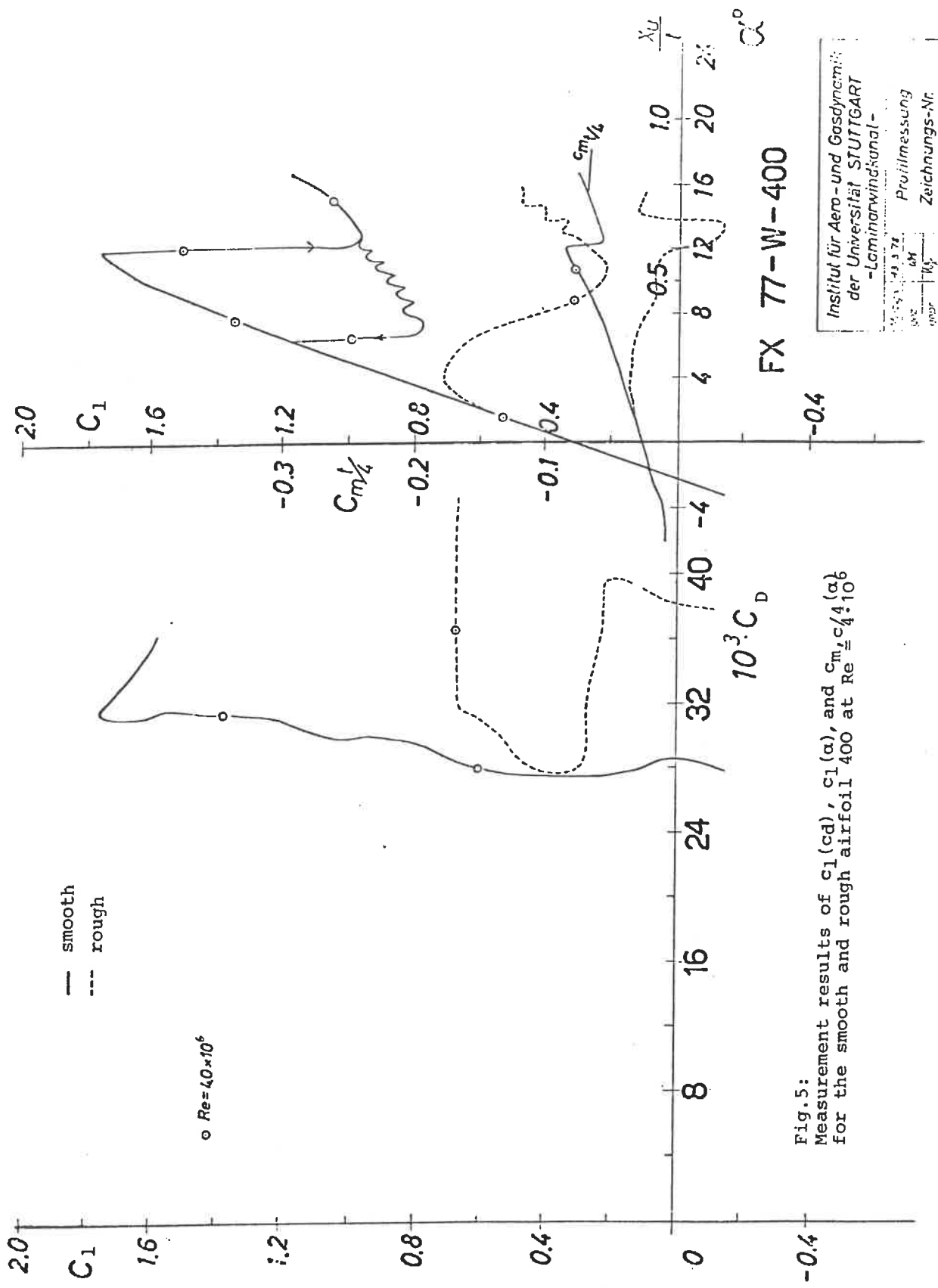


Fig.4b: Contour of the airfoil with
34.3 % thickness as well as
of the airfoil 400 and 500.

FX 77-W-343



Institut für Aero- und Gasdynamik
 der Universität STUTTGART
 -Laminarwindkanal-
 Profilmessung
 Zeichnungs-Nr.

Fig. 5:
 Measurement results of $c_l(c_d)$, $c_l(\alpha)$, and $c_{m/4}(\alpha)$
 for the smooth and rough airfoil 400 at $Re = 4 \cdot 10^6$

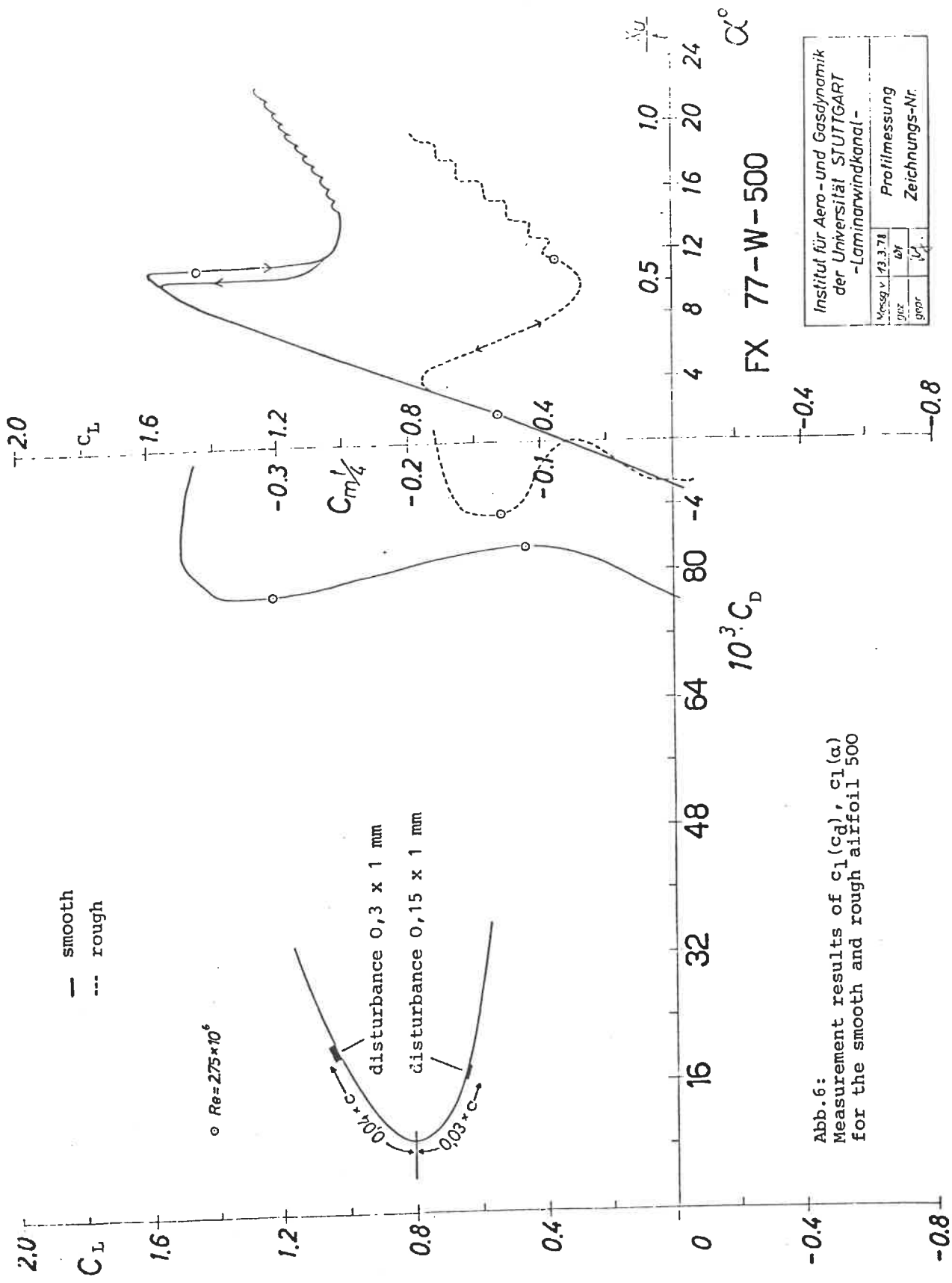


Abb. 6:
 Measurement results of $c_l(\alpha)$, $c_d(\alpha)$, $c_m(\alpha)$
 for the smooth and rough airfoil 500

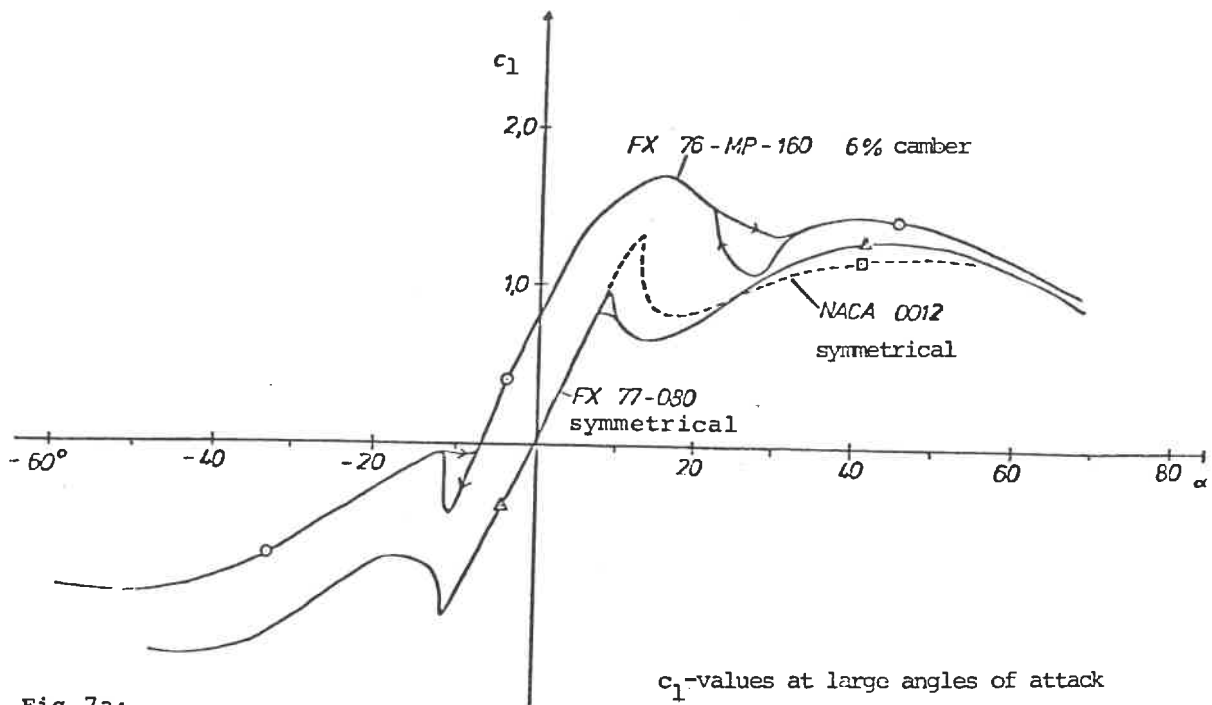


Fig.7a:
Lift coefficients of symmetrical airfoils with 8% and 12% thickness and of a cambered airfoil with 16% thickness at large angles of attack

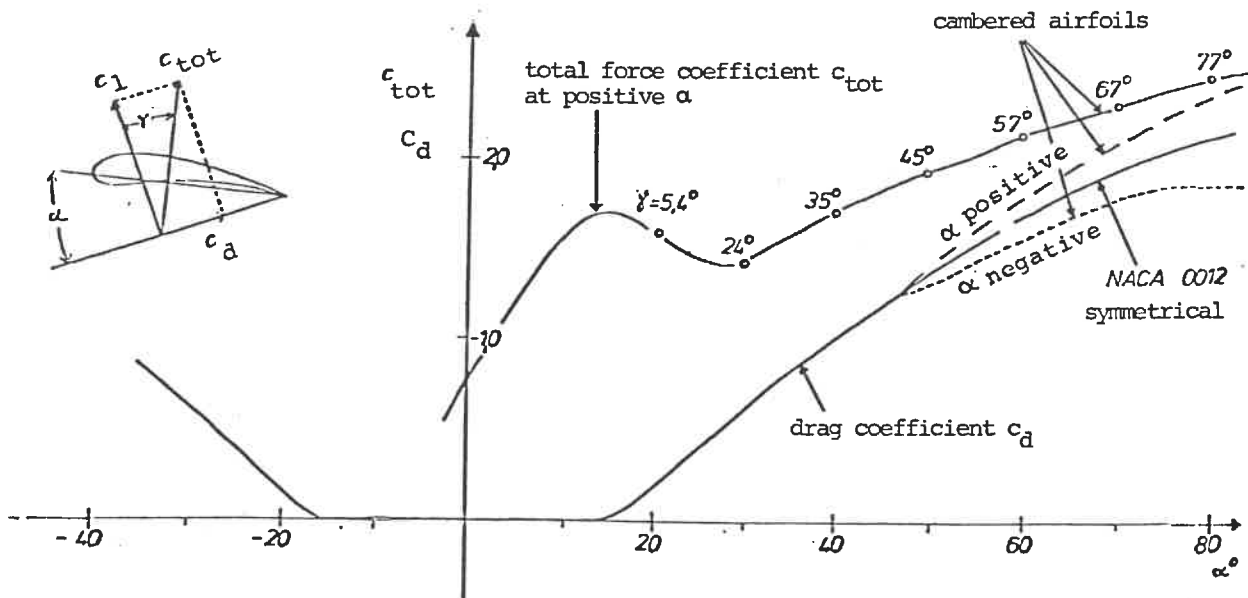


Fig.7b:
Drag coefficients of symmetrical and cambered airfoils at large angles of attack. The total force coefficients are shown for the high cambered airfoil of Fig.7a.

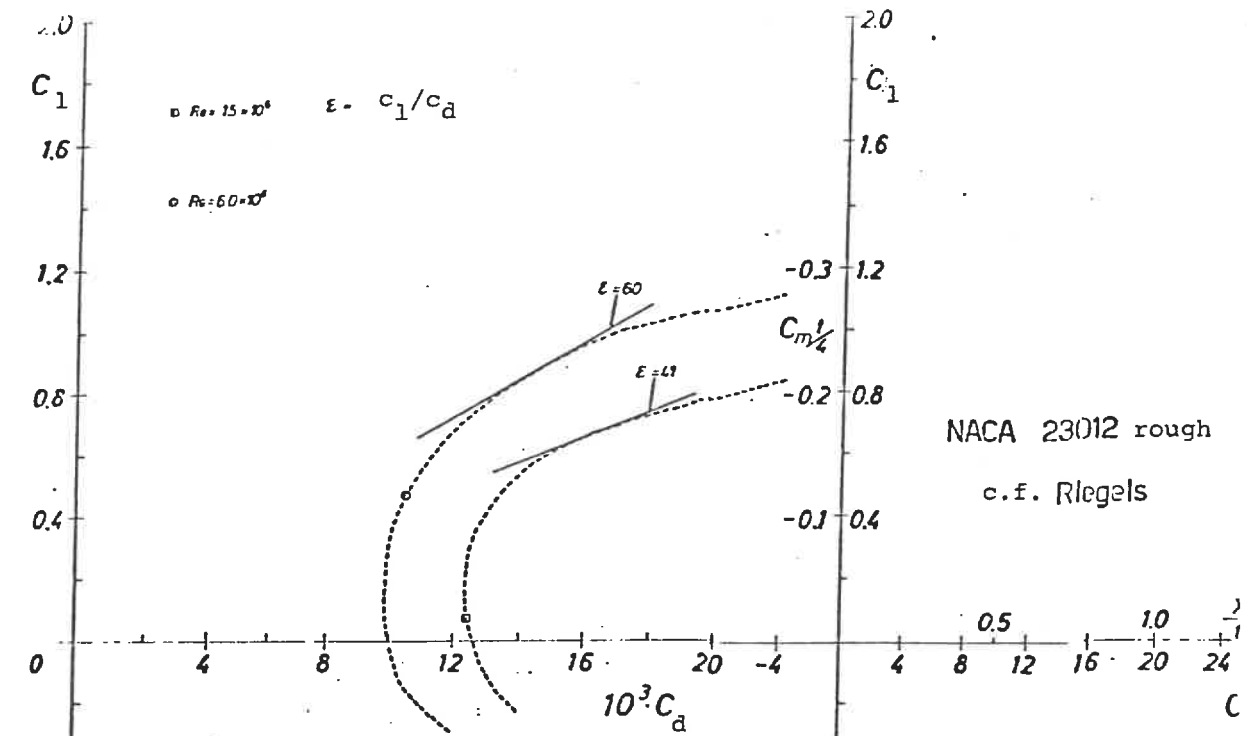


Fig.8: Airfoil polar diagrams of the rough airfoil NACA 23012 at $Re = 6 \cdot 10^6$ and $Re = 1.5 \cdot 10^6$.

Institut für Aero- und Gasdynamik
der Universität STUTTGART
-Laminarwindkanal-
Messaufnahme
Zielform
Zielmessung
Zeichnungs-Nr.

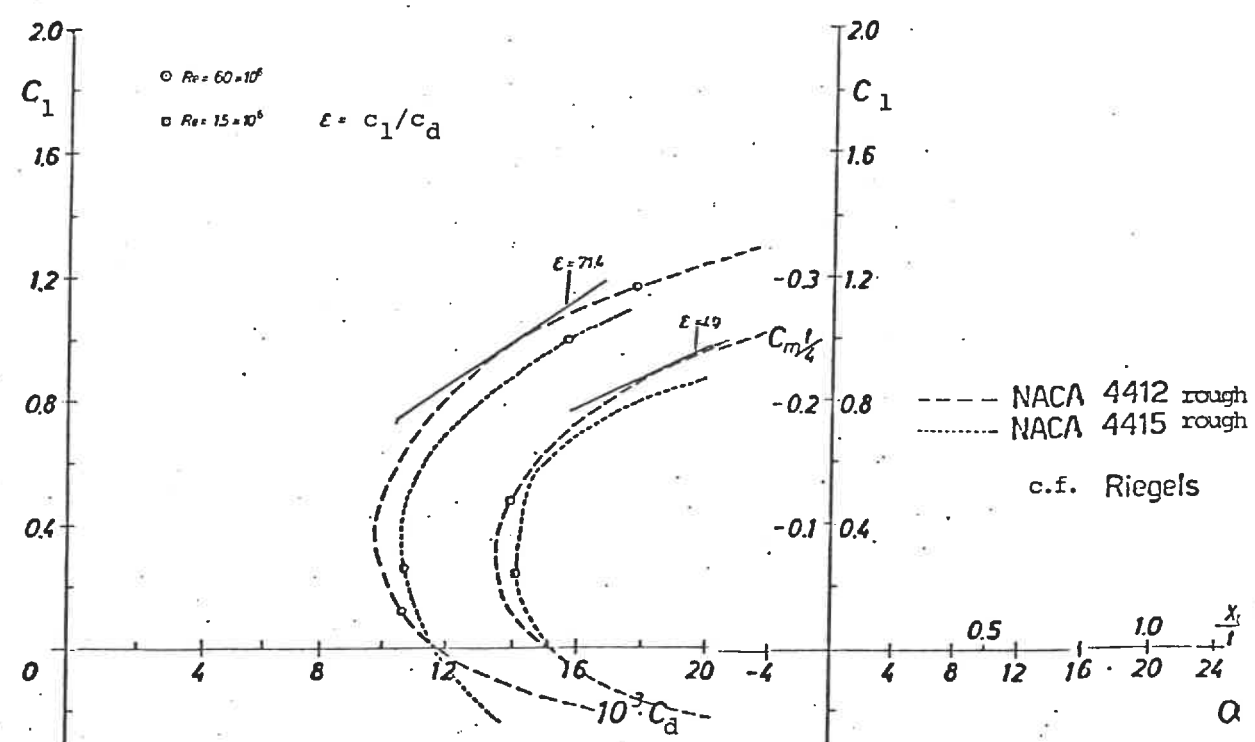


Fig.9: Airfoil polardiagrams of the rough airfoils 4412 and 4415 at $Re = 6 \cdot 10^6$ and $Re = 1.5 \cdot 10^6$.

Institut für Aero- und Gasdynamik
der Universität STUTTGART
-Laminarwindkanal-
Messaufnahme
Zielform
Zielmessung
Zeichnungs-Nr.

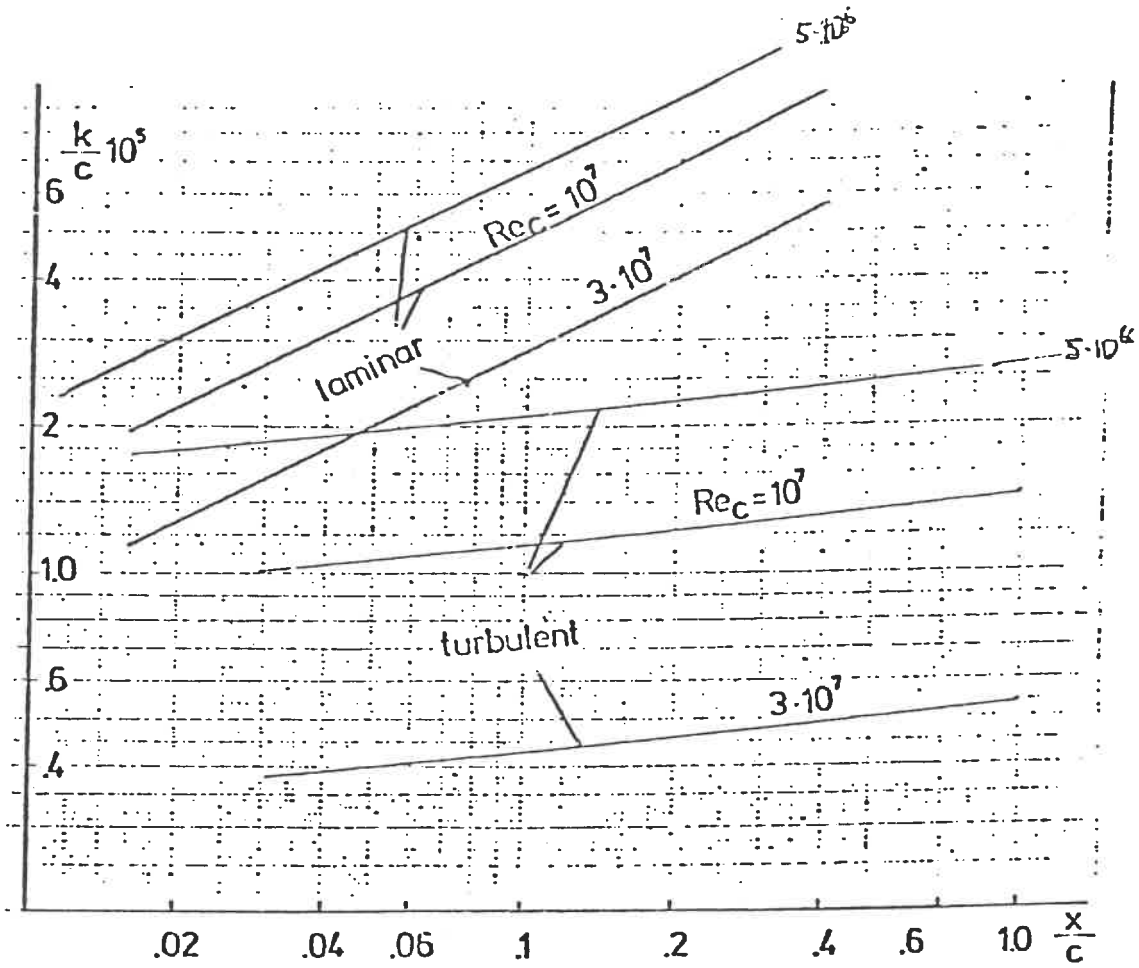


Fig.10: Allowable roughness depth along the chord length at three Reynolds numbers for turbulent and laminar boundary layers.

List 1
FX 77-W-153

List 2
FX 77-W-258

List 3
FX 77-W-343

NR	X	YO	YU	YO	YU	YO	YU
2	.99893	.00084	.00097	.00636	-.00583	.02139	-.02084
3	.99572	.00099	.00141	.00737	-.00563	.02244	-.02067
4	.99039	.00143	.00216	.00670	-.00535	.02383	-.02041
5	.98296	.00231	.00325	.01035	-.00512	.02557	-.02022
6	.97347	.00367	.00464	.01240	-.00506	.02779	-.02025
7	.96194	.00561	.00627	.01483	-.00521	.03044	-.02054
8	.94844	.00801	.00793	.01773	-.00572	.03369	-.02130
9	.93301	.01090	.00962	.02104	-.00656	.03743	-.02245
10	.91573	.01408	.01115	.02495	-.00794	.04193	-.02429
11	.89668	.01758	.01263	.02923	-.00969	.04688	-.02657
12	.87592	.02118	.01397	.03420	-.01217	.05273	-.02979
13	.85355	.02503	.01536	.03951	-.01509	.05901	-.03353
14	.82967	.02902	.01662	.04555	-.01891	.06625	-.03828
15	.80438	.03339	.01797	.05193	-.02296	.07390	-.04356
16	.77779	.03794	.01914	.05899	-.02803	.08248	-.04996
17	.75000	.04291	.02044	.06633	-.03360	.09141	-.05697
18	.72114	.04802	.02152	.07433	-.04010	.10124	-.06515
19	.69134	.05355	.02276	.08246	-.04707	.11126	-.07387
20	.66072	.05913	.02376	.09113	-.05489	.12203	-.08367
21	.62941	.06512	.02490	.09963	-.06273	.13257	-.09343
22	.59755	.07113	.02578	.10863	-.07070	.14370	-.10343
23	.56526	.07740	.02681	.11728	-.07660	.15411	-.11093
24	.53270	.08363	.02757	.12654	-.08155	.16510	-.11741
25	.50000	.08997	.02846	.13530	-.08472	.17524	-.12169
26	.46730	.09606	.02908	.14433	-.08732	.18562	-.12533
27	.43474	.10209	.02984	.15263	-.08970	.19496	-.12738
28	.40245	.10758	.03025	.16074	-.08970	.20408	-.12883
29	.37059	.11280	.03088	.16730	-.08958	.21126	-.12843
30	.33928	.11696	.03105	.17185	-.08920	.21617	-.12758
31	.30866	.12040	.03154	.17540	-.08785	.21750	-.12531
32	.27886	.12105	.03143	.17316	-.08640	.21677	-.12282
33	.25000	.12037	.03166	.17039	-.08401	.21303	-.11906
34	.22221	.11791	.03134	.16616	-.08163	.20757	-.11521
35	.19562	.11449	.03123	.15975	-.07832	.19952	-.11019
36	.17033	.10954	.03064	.15241	-.07517	.19034	-.10527
37	.14645	.10372	.03021	.14329	-.07104	.17903	-.09919
38	.12408	.09639	.02929	.13370	-.06724	.16710	-.09344
39	.10332	.08836	.02849	.12248	-.06239	.15320	-.08650
40	.08427	.07928	.02713	.11134	-.05803	.13928	-.08013
41	.06699	.07013	.02590	.09869	-.05261	.12379	-.07250
42	.05156	.06014	.02414	.08696	-.04787	.10884	-.06587
43	.03806	.05048	.02255	.07397	-.04193	.09267	-.05777
44	.02653	.04032	.02016	.06221	-.03699	.07799	-.05081
45	.01704	.03089	.01817	.04961	-.03070	.06240	-.04218
46	.00961	.02143	.01482	.03902	-.02524	.04911	-.03430
47	.00428	.01365	.01115	.02722	-.01764	.03419	-.02386
48	.00107	.00591	.00464	.01752	-.01273	.02141	-.01624