

# Einige Laminarprofile für Segelflugzeuge

VON F. X. WORTMANN, Institut für Aero- und Gasdynamik der TH Stuttgart

Vortrag am 9. OSTIV-Kongreß, Februar 1963, Junin (Argentinien)

## 1. Einleitung

In einer vorhergehenden Untersuchung über den Einfluß der Profilpolaren auf den Reiseflug [1] wurde gezeigt, daß für Segelflugzeuge in erster Linie solche Profilpolaren in Frage kommen, die eine ausgeprägt breite Laminardelle besitzen. Diese Einsicht ist weitgehend unabhängig von der Auslegung des Flugzeuges, d. h. derartige Profilpolaren stellen nicht nur für übliche, sondern auch für solche Segelflugzeuge, die eine besonders hohe Reisegeschwindigkeit erzielen sollen, die günstigste Lösung dar. Die Entwicklung von Profilen für Segelflugzeuge kann sich deshalb auf einen einzigen Polarentyp beschränken. Wie dieser Polarentyp mit mäßigem Widerstand, aber ausgeprägt breiter Laminardelle mit verschiedenen Profilformen praktisch realisiert werden kann, darüber soll im folgenden an Hand von Meßergebnissen aus dem Laminarwindkanal des Instituts für Aero- und Gasdynamik der T. H. Stuttgart<sup>1</sup> berichtet werden.

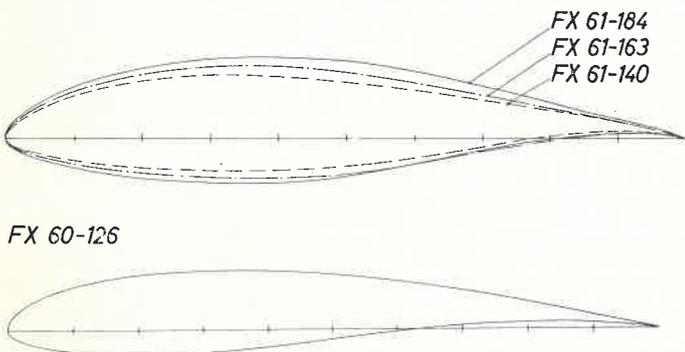


Abb. 1 Profilformen von vier Laminarprofilen unterschiedlicher Dicke. Die letzten drei Ziffern geben die relative Dicke der Profile an, die beiden ersten bezeichnen das Entwurfsjahr

## 2. Zum Entwurf von Profilen mit breiter Laminardelle

In früheren Arbeiten hat der Verfasser gezeigt [1] [3], daß man den Widerstand von Laminarprofilen durch «konkave» Geschwindigkeitsverteilungen im Bereich der turbulenten Grenzschicht wesentlich vermindern kann, wenn man gleichzeitig die Lage des Umschlagspunktes mittels sogenannter Instabilisierungsstrecken sorgfältig steuert. Die Beachtung gerade der letzteren Möglichkeit ist bei den relativ kleinen Reynoldsschen Zahlen des Segelflugs besonders wichtig.

Da bei Laminarprofilen der Widerstand im Bereich der Laminardelle immer mit der Breite der Delle gekoppelt ist, kann man auch auf die Möglichkeit einer Widerstandsverminderung verzichten und statt dessen die Dellenbreite vergrößern. Selbstverständlich wird man bei der Auswahl der Geschwindigkeitsverteilung, d. h. bei der Entwurfsarbeit, darauf achten, daß die effektiven Reynoldsschen Zahlen am unteren Rand der Laminardelle etwa zwei- bis dreimal größer sind als am oberen Rand.

Die Konzentration der Entwurfsarbeit auf eine möglichst breite Laminardelle hat zwei natürliche Konsequenzen: Es ist kaum möglich, einen größeren Maximalauftrieb als bei den NACA-Laminarprofilen zu erreichen, und die mittlere Rück-

lage der Umschlagspunkte bleibt im allgemeinen vor der Profilmittte.

Da es unzweckmäßig ist, einen Flügel durchgehend mit demselben Profil auszurüsten, sollte der Konstrukteur möglichst einen Satz verschiedener Profile, etwa von 18% bis 12% relativer Dicke, zur Auswahl haben. Die Polaren des Profilsatzes sollten im Bereich der Laminardelle weitgehend gleichartig sein, damit sich der gesamte Flügel aerodynamisch einheitlich verhält. Passen auch die Profilformen gut ineinander, kann man aerodynamisch gleichwertige Zwischenformen durch einfaches Interpolieren oder Straaken gewinnen.

Hinsichtlich der Momentenwerte kann man offensichtlich Werte von  $C_{m_{t/4}} \approx -0,1$  in Kauf nehmen. Da die Profileigenschaften des Außenflügels für das Verhalten beim Überziehen von ausschlaggebender Bedeutung sind, sollte man für

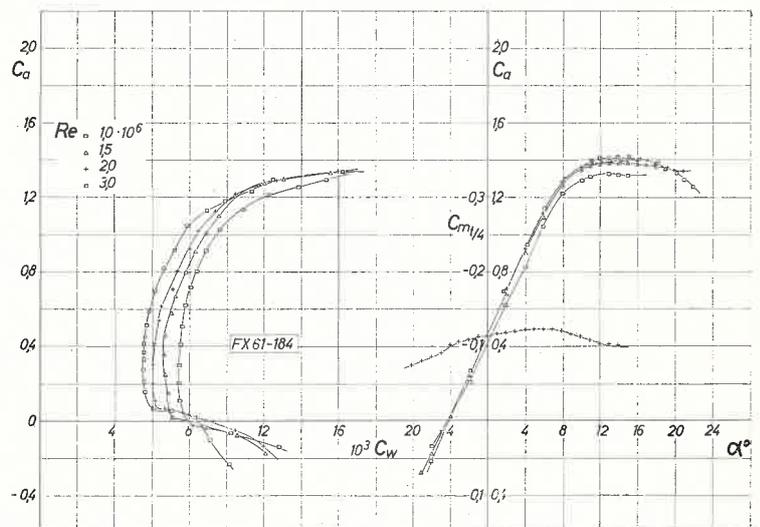


Abb. 2 Polaren und  $c_a(\alpha)$  Kurven des Profils FX 61-184 bei konstanter Reynoldsscher Zahl. Der Momentenverlauf ist nur für  $Re = 2,0 \cdot 10^6$  gemessen worden

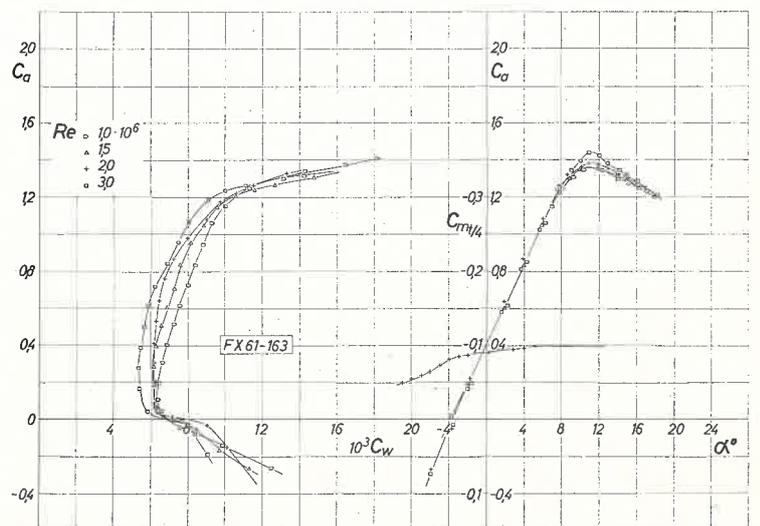


Abb. 3 Polaren und  $c_a(\alpha)$  Kurven des Profils FX 61-163 bei konstanter Reynoldsscher Zahl. Der Momentenverlauf ist nur für  $Re = 2,0 \cdot 10^6$  gemessen worden

<sup>1</sup> Eine ausführliche Beschreibung dieser Anlage wird in Kürze publiziert

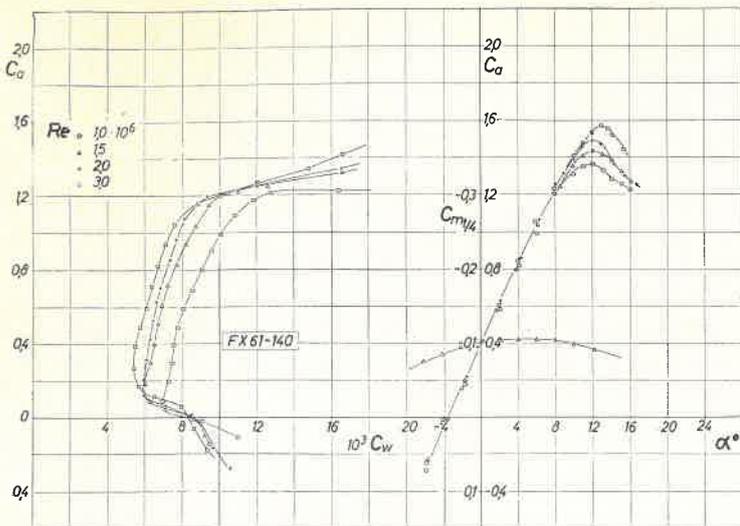


Abb. 4 Polaren und  $c_a(\alpha)$  Kurven des Profils FX 61-140 bei konstanter Reynoldsscher Zahl. Der Momentenverlauf ist nur für  $Re = 1,5 \cdot 10^6$  gemessen worden

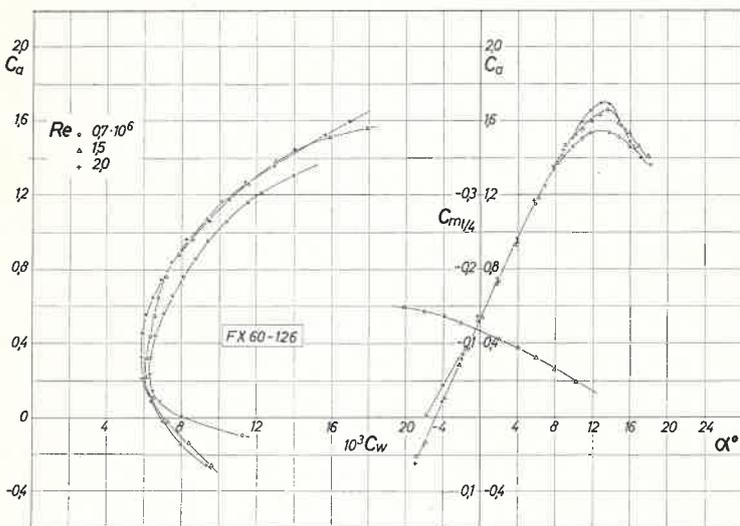


Abb. 5 Polaren und  $c_a(\alpha)$  Kurven des Profils FX 60-126 bei konstanter Reynoldsscher Zahl. Der Momentenverlauf ist nur für  $Re = 1,5 \cdot 10^6$  gemessen worden

diesen Flügelteil verlangen, daß der Höchstauftrieb erst bei größeren Anstellwinkeln als im Innenflügel erreicht wird und darüber hinaus ein gutartiges Verhalten besitzt.

### 3. Meßergebnisse von Profilen ohne Wölbungsclappen<sup>2</sup>

In diesem Abschnitt soll über Windkanalmessungen einer Gruppe von vier Profilen berichtet werden. Die vier Profile, deren Formen in Abb. 1 zum Teil ineinandergezeichnet sind, kommen den oben aufgestellten Forderungen recht nahe. Das dicke Profil hat 18,4% relative Dicke und das dünne 12,6%. In den Abb. 2 bis 5 sind die Polaren und die  $c_a(\alpha)$ -Kurven für konstante Reynoldssche Zahlen von  $3,0 \cdot 10^6$  bis  $1,0 \cdot 10^6$  bzw.  $0,7 \cdot 10^6$  angegeben. Der nur wenig von der Reynoldsschen Zahl abhängige Verlauf der Momentenkurve ist nur für  $Re = 1,5 \cdot 10^6$  bzw.  $2 \cdot 10^6$  gemessen worden.

Die Art der Polarendarstellung bei konstanter Reynoldsscher Zahl ist zwar der Meßtechnik angepaßt, eignet sich aber für einen übersichtlichen Vergleich wenig. Zweckmäßiger ist die sogenannte Flugpolare, die die Vielzahl der Polaren

<sup>2</sup> Alle hier mitgeteilten Meßergebnisse verdanke ich Herrn Dipl.-Phys. D. Althaus, der sie im Laminarwindkanal mit Hilfe der von ihm entwickelten automatischen Datenverarbeitungsanlage gewonnen hat. Die sehr präzisen Windkanalmodelle sind von Herrn Scholz und Herrn Benzenhöfer gebaut worden

mit konstanter Reynoldsscher Zahl durch eine einzige mit variabler Reynoldsscher Zahl ersetzt. Die Zuordnung der Reynoldsschen Zahl zum  $c_a$ -Wert ist bei gegebener Flügeltiefe  $t$ , Luftdichte  $\rho$ , kinematischer Zähigkeit  $\nu$  und Flächenbelastung  $G/F$  einfach durch

$$Re = \sqrt{\frac{2 G}{\rho F}} \frac{t}{\nu \sqrt{c_a}}$$

gegeben.

Abb. 6 zeigt den Vergleich der Flugpolaren der vier Profile für  $\sqrt{\frac{2 G}{\rho F}} = 20 \text{ m/s}$  und  $t = 0,9 \text{ m}$ . Man erkennt jetzt, daß

die Profilgruppe praktisch gleichartige Polaren besitzt und im gesamten  $c_a$ -Bereich, der für den Leistungsflug von Interesse ist, ungewöhnlich gut zusammenpaßt. Diese Eigenschaft bleibt im wesentlichen selbst dann erhalten, wenn auch die den Profilen zugeordnete Flügeltiefe entsprechend der Flügelpolenzuspitzung variiert wird.

Das dünne Profil FX 60-126 der Gruppe ist vor allem im Hinblick auf seine Verwendung im Außenflügel entworfen, d. h. es sollte zusätzlich zur angestrebten Polarenform zwischen Höchst- und Nullauftrieb eine größere Anstellwinkelspanne und möglichst auch einen größeren Höchstauftrieb als die anderen Profile besitzen. Bei noch größeren Anstellwinkeln sollte der  $c_a$ -Wert nur langsam absinken.

Diese Forderungen lassen sich mit einem üblichen Laminarprofil, dessen Polare eine ausgeprägte Dellenform besitzt, nicht erfüllen. Dank der geringen Profildicke gelingt es jedoch, wenigstens die Polare den übrigen Profilen anzupassen; hinsichtlich der Profilform muß man allerdings auf einen von den anderen etwas abweichenden Typ übergehen (vgl. Abb. 1).

Vergleicht man die  $c_a(\alpha)$ -Kurven, so erkennt man, daß die Anstellwinkelspanne zwischen Null- und Höchstauftrieb beim Profil 60-126 etwa  $3^\circ$  größer ist als bei den anderen Profilen. Das Auftriebsverhalten in der Umgebung des Höchstauftriebs wird mit absinkender Reynoldsscher Zahl zunehmend gutartiger. Der Höchstauftrieb dieses Profils ist bei allen Reynoldsschen Zahlen wesentlich höher als bei irgend einem bekannten NACA-Profil. Die Koordinaten der Profile sind in der Tabelle zusammengestellt.

### 4. Vergleich mit NACA-Profilen

Ein unmittelbarer Vergleich der hier beschriebenen Profilgruppe mit NACA-Laminarprofilen ist schwierig, weil nur wenige NACA-Profile bis herunter zu  $Re = 0,7 \cdot 10^6$  gemessen worden sind. Eine Auswertung vorhandener Messungen [2] ist in Abb. 7 in Form einiger Flugpolaren zusammen mit einem quer gestrichelten Band der Polaren der FX-Gruppe wiedergegeben. Man erkennt, daß einige Profile, z. B. NACA 65-415 und 64-612, in einem begrenzten Bereich einen geringeren Widerstand als die hier empfohlene Profilgruppe besitzen, daß aber andererseits die Breite der Laminardelle dieser Profile nicht für Segelflugzeuge ausreicht. Selbst das Profil NACA 63-615 besitzt bei etwa gleich großem Widerstand wie die FX-Gruppe eine wesentlich geringere Dellenbreite.

Der Vergleich soll nun nicht auf die Lage der Laminardelle zur  $c_a$ -Achse abgestellt werden, weil sich diese Lage durch eine Wölbungsvergrößerung in gewissen Grenzen noch verschieben ließe; es sollen vielmehr nur die Breite der Delle und die Widerstandswerte verglichen werden. Lediglich beim

### FX 61-184

### FX 61-163

### FX 61-140

### FX 60-126

### FX 62-K-153

### FX 62-K-131

α	$\frac{c_x}{c_w}$	$\frac{c_y}{c_w}$	$\frac{c_z}{c_w}$	$\frac{c_{x'}}{c_w}$	$\frac{c_{y'}}{c_w}$	$\frac{c_{z'}}{c_w}$	$\frac{c_x}{c_w}$	$\frac{c_y}{c_w}$	$\frac{c_z}{c_w}$	$\frac{c_x}{c_w}$	$\frac{c_y}{c_w}$	$\frac{c_z}{c_w}$	$\frac{c_x}{c_w}$	$\frac{c_y}{c_w}$	$\frac{c_z}{c_w}$
+0.99891	+0.00079	+0.00031	+0.00069	+0.00044	+0.00058	+0.00030	+0.99891	+0.00044	+0.00014	+0.00073	+0.00051	+0.00034	+0.00062	+0.00028	+0.00028
+0.99571	+0.00218	+0.00129	+0.00206	+0.00150	+0.00201	+0.00146	+0.99571	+0.00088	+0.00068	+0.00240	+0.00186	+0.00180	+0.00248	+0.00180	+0.00248
+0.99034	+0.00408	+0.00244	+0.00390	+0.00273	+0.00394	+0.00291	+0.99034	+0.00193	+0.00146	+0.00471	+0.00350	+0.00394	+0.00427	+0.00350	+0.00427
+0.98291	+0.00640	+0.00361	+0.00610	+0.00392	+0.00622	+0.00445	+0.98291	+0.00358	+0.00239	+0.00755	+0.00522	+0.00661	+0.00736	+0.00522	+0.00736
+0.97344	+0.00920	+0.00494	+0.00875	+0.00526	+0.00897	+0.00628	+0.97344	+0.00554	+0.00357	+0.01100	+0.00719	+0.00994	+0.00876	+0.00719	+0.00876
+0.96192	+0.01234	+0.00610	+0.01167	+0.00637	+0.01194	+0.00798	+0.96192	+0.00798	+0.00483	+0.01488	+0.00903	+0.01363	+0.01102	+0.01102	+0.01102
+0.94848	+0.01580	+0.00696	+0.01481	+0.00715	+0.01505	+0.00939	+0.94848	+0.01084	+0.00610	+0.01915	+0.01060	+0.01759	+0.01293	+0.01293	+0.01293
+0.93299	+0.01957	+0.00742	+0.01817	+0.00749	+0.01831	+0.01038	+0.93299	+0.01412	+0.00732	+0.02382	+0.01181	+0.02163	+0.01437	+0.01437	+0.01437
+0.91571	+0.02369	+0.00747	+0.02176	+0.00734	+0.02173	+0.01091	+0.91571	+0.01777	+0.00845	+0.02890	+0.01257	+0.02637	+0.01523	+0.01523	+0.01523
+0.89664	+0.02819	+0.00702	+0.02560	+0.00667	+0.02532	+0.01090	+0.89664	+0.02181	+0.00944	+0.03442	+0.01284	+0.03123	+0.01548	+0.01548	+0.01548
+0.87590	+0.03309	+0.00601	+0.02968	+0.00542	+0.02909	+0.01031	+0.87590	+0.02611	+0.01022	+0.04034	+0.01255	+0.03645	+0.01503	+0.01503	+0.01503
+0.85350	+0.03842	+0.00440	+0.03403	+0.00358	+0.03302	+0.00905	+0.85350	+0.03070	+0.01094	+0.04669	+0.01164	+0.04203	+0.01386	+0.01386	+0.01386
+0.82970	+0.04417	+0.00215	+0.03861	+0.00110	+0.03709	+0.00710	+0.82970	+0.03552	+0.01093	+0.05343	+0.01004	+0.04797	+0.01191	+0.01191	+0.01191
+0.80435	+0.05035	+0.00075	+0.04347	+0.00020	+0.04130	+0.00438	+0.80435	+0.04055	+0.01073	+0.06053	+0.00772	+0.05425	+0.00919	+0.00919	+0.00919
+0.77773	+0.05695	+0.00041	+0.04856	+0.00057	+0.04561	+0.00094	+0.77773	+0.04567	+0.01000	+0.06790	+0.00460	+0.06076	+0.00573	+0.00573	+0.00573
+0.74995	+0.06395	+0.00033	+0.05388	+0.00104	+0.05000	+0.00326	+0.74995	+0.05084	+0.00897	+0.07541	+0.00068	+0.06732	+0.00177	+0.00177	+0.00177
+0.72115	+0.07125	+0.01340	+0.05935	+0.01517	+0.05446	+0.00810	+0.72115	+0.05589	+0.00741	+0.08278	+0.00399	+0.07374	+0.00239	+0.00239	+0.00239
+0.69133	+0.07877	+0.01888	+0.06497	+0.02079	+0.05893	+0.01344	+0.69133	+0.06082	+0.00608	+0.09024	+0.00914	+0.07976	+0.00646	+0.00646	+0.00646
+0.66074	+0.08619	+0.02495	+0.07064	+0.02685	+0.06338	+0.01890	+0.66074	+0.06549	+0.00507	+0.09584	+0.01443	+0.08523	+0.01025	+0.01025	+0.01025
+0.62938	+0.09323	+0.03148	+0.07637	+0.03388	+0.06778	+0.02415	+0.62938	+0.07020	+0.00409	+0.10111	+0.01947	+0.09000	+0.01370	+0.01370	+0.01370
+0.59750	+0.09958	+0.03817	+0.08208	+0.04145	+0.07207	+0.02887	+0.59750	+0.07402	+0.00298	+0.10584	+0.02404	+0.09402	+0.01663	+0.01663	+0.01663
+0.56525	+0.10511	+0.04462	+0.08774	+0.04934	+0.07622	+0.03297	+0.56525	+0.07781	+0.00163	+0.10899	+0.02797	+0.09788	+0.01926	+0.01926	+0.01926
+0.53274	+0.10974	+0.05042	+0.09303	+0.05719	+0.08014	+0.03643	+0.53274	+0.08118	+0.00106	+0.11167	+0.03126	+0.09923	+0.02199	+0.02199	+0.02199
+0.49997	+0.11355	+0.05524	+0.09780	+0.06039	+0.08376	+0.03935	+0.49997	+0.08425	+0.00142	+0.11356	+0.03390	+0.10173	+0.02395	+0.02395	+0.02395
+0.46733	+0.11646	+0.05895	+0.10168	+0.06293	+0.08704	+0.04167	+0.46733	+0.08679	+0.00184	+0.11463	+0.03592	+0.10300	+0.02548	+0.02548	+0.02548
+0.43469	+0.11850	+0.06156	+0.10457	+0.06474	+0.08986	+0.04344	+0.43469	+0.08893	+0.00218	+0.11494	+0.03734	+0.10355	+0.02666	+0.02666	+0.02666
+0.40243	+0.11958	+0.06320	+0.10639	+0.06585	+0.09211	+0.04459	+0.40243	+0.09041	+0.00253	+0.11448	+0.03825	+0.10237	+0.02752	+0.02752	+0.02752
+0.37056	+0.11973	+0.06400	+0.10728	+0.06625	+0.09368	+0.04524	+0.37056	+0.09138	+0.00287	+0.11331	+0.03868	+0.10245	+0.02814	+0.02814	+0.02814
+0.33933	+0.11893	+0.06407	+0.10723	+0.06609	+0.09444	+0.04539	+0.33933	+0.09160	+0.00316	+0.11111	+0.03870	+0.10084	+0.02853	+0.02853	+0.02853
+0.30861	+0.11724	+0.06349	+0.10635	+0.06537	+0.09435	+0.04509	+0.30861	+0.09130	+0.00339	+0.10879	+0.03833	+0.09860	+0.02836	+0.02836	+0.02836
+0.27891	+0.11466	+0.06230	+0.10455	+0.06421	+0.09336	+0.04435	+0.27891	+0.09019	+0.00357	+0.10545	+0.03763	+0.09577	+0.02828	+0.02828	+0.02828
+0.24998	+0.11127	+0.06055	+0.10194	+0.06252	+0.09152	+0.04324	+0.24998	+0.08859	+0.00368	+0.10136	+0.03660	+0.09232	+0.02776	+0.02776	+0.02776
+0.22221	+0.10710	+0.05831	+0.09844	+0.06044	+0.08877	+0.04176	+0.22221	+0.08615	+0.00375	+0.09712	+0.03533	+0.08829	+0.02696	+0.02696	+0.02696
+0.19558	+0.10228	+0.05560	+0.09422	+0.05792	+0.08521	+0.03966	+0.19558	+0.08327	+0.00374	+0.09220	+0.03382	+0.08369	+0.02596	+0.02596	+0.02596
+0.17037	+0.09681	+0.05251	+0.08924	+0.05451	+0.08081	+0.03788	+0.17037	+0.07958	+0.00370	+0.08688	+0.03212	+0.07859	+0.02476	+0.02476	+0.02476
+0.14643	+0.09082	+0.04906	+0.08371	+0.05199	+0.07575	+0.03553	+0.14643	+0.07555	+0.00359	+0.08090	+0.03026	+0.07306	+0.02345	+0.02345	+0.02345
+0.12403	+0.08427	+0.04529	+0.07760	+0.04870	+0.07005	+0.03294	+0.12403	+0.07077	+0.00345	+0.07407	+0.02826	+0.06721	+0.02195	+0.02195	+0.02195
+0.10330	+0.07724	+0.04129	+0.07109	+0.04518	+0.06393	+0.03016	+0.10330	+0.06585	+0.00326	+0.06682	+0.02611	+0.06168	+0.02037	+0.02037	+0.02037
+0.08422	+0.06980	+0.03713	+0.06412	+0.04160	+0.05742	+0.02721	+0.08422	+0.06021	+0.00305	+0.05945	+0.02385	+0.05477	+0.01862	+0.01862	+0.01862
+0.06694	+0.06205	+0.03285	+0.05687	+0.03786	+0.05070	+0.02413	+0.06694	+0.05457	+0.00276	+0.05243	+0.02149	+0.04830	+0.01682	+0.01682	+0.01682
+0.05158	+0.05407	+0.02851	+0.04929	+0.03412	+0.04378	+0.02098	+0.05158	+0.04808	+0.00248	+0.04755	+0.01903	+0.04175	+0.01486	+0.01486	+0.01486
+0.03802	+0.04598	+0.02414	+0.04162	+0.02927	+0.03684	+0.01778	+0.03802	+0.04174	+0.00213	+0.04049	+0.01645	+0.03511	+0.01282	+0.01282	+0.01282
+0.02650	+0.03790	+0.01975	+0.03387	+0.02460	+0.02988	+0.01454	+0.02650	+0.03437	+0.00179	+0.03344	+0.01371	+0.02855	+0.01061	+0.01061	+0.01061
+0.01702	+0.03006	+0.01538	+0.02631	+0.02031	+0.02314	+0.01122	+0.01702	+0.02765	+0.00137	+0.02643	+0.01082	+0.02207	+0.00837	+0.00837	+0.00837
+0.00960	+0.02251	+0.01103	+0.01925	+0.00907	+0.01678	+0.00804	+0.00960	+0.02021	+0.00105	+0.01974	+0.00785	+0.01606	+0.00613	+0.00613	+0.00613
+0.00422	+0.01520	+0.00671	+0.01234	+0.00560	+0.01072	+0.00491	+0.00422	+0.01242	+0.00069	+0.01335	+0.00478	+0.01037	+0.00386	+0.00386	+0.00386
+0.00102	+0.00812	+0.00243	+0.00566	+0.00239	+0.00504	+0.00198	+0.00102	+0.00360	+0.00047	+0.00711	+0.00166	+0.00516	+0.00159	+0.00159	+0.00159

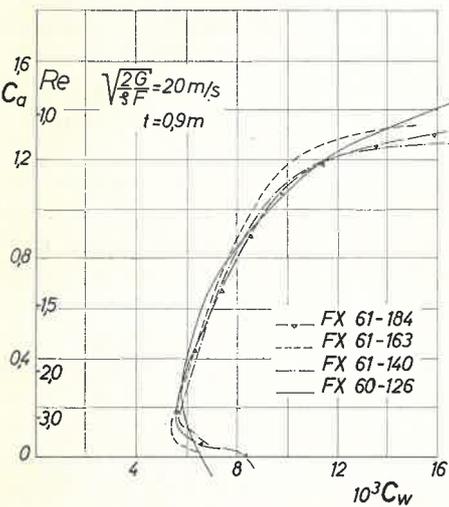


Abb. 6 Vergleich der Flugpolaren der FX-Profilgruppe mit variablen Reynoldsschen Zahlen. Für den Vergleich ist  $v_1 = \sqrt{\frac{2G}{\rho F}} = 20 \text{ m/s}$  und eine Profiltiefe  $t = 0,9 \text{ m}$  angenommen worden

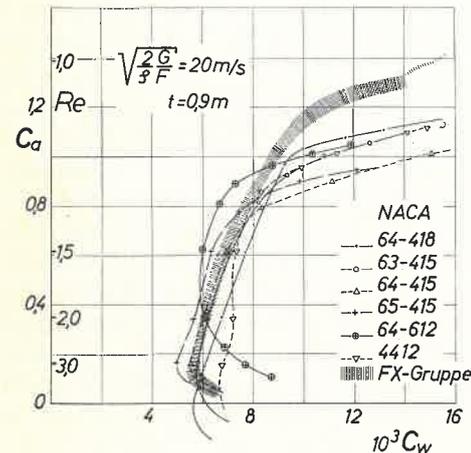


Abb. 7 Vergleich der Flugpolaren der FX-Gruppe mit verschiedenen NACA-Profilen. Die Flugpolaren der NACA-Profilen sind mit Hilfe der in [2] mitgeteilten Daten gewonnen worden

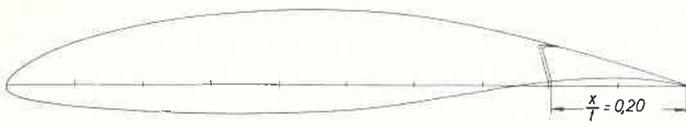
### FX 61-168

### FX 61-147

### FX 60-1261

α	$\frac{c_x}{c_w}$	$\frac{c_y}{c_w}$	$\frac{c_z}{c_w}$	$\frac{c_x}{c_w}$	$\frac{c_y}{c_w}$	$\frac{c_z}{c_w}$	$\frac{c_x}{c_w}$	$\frac{c_y}{c_w}$	$\frac{c_z}{c_w}$
+0.99891	+0.00099	+0.00040	+0.00099	+0.00040	+0.00052	+0.00021	+0.99891	+0.00099	+0.00040
+0.99571	+0.00266	+0.00101	+0.00266	+0.00148	+0.00161	+0.00089	+0.99571	+0.00266	+0.00148
+0.99034	+0.00484	+0.00201	+0.00484	+0.00276	+0.00323	+0.00182	+0.99034	+0.00484	+0.00276
+0.98291	+0.00741	+0.00412	+0.00741	+0.00409	+0.00528	+0.00292	+0.98291	+0.00741	+0.00409
+0.97344	+0.01047	+0.00551	+0.01047	+0.00559	+0.00784	+0.00427	+0.97344	+0.01047	+0.00559
+0.96192	+0.01382	+0.00691	+0.01382	+0.00698	+0.01072	+0.00568	+0.96192	+0.01382	+0.00698
+0.94848	+0.01741	+0.00838	+0.01741	+0.00819	+0.01381	+0.00706	+0.94848	+0.01741	+0.00838
+0.93299	+0.02121	+0.00984	+0.02121	+0.00917	+0.01707	+0.00836	+0.93299	+0.02121	+0.00984
+0.91571	+0.02525	+0.01085	+0.02525	+0.01025	+0.02054	+0.00955	+0.91571	+0.02525	+0.01085
+0.89664	+0.02953	+0.01205	+0.02953	+0.01125	+0.02427	+0.01060	+0.89664	+0.02953	+0.01205
+0.87590	+0.03403	+0.01301	+0.03403	+0.01212	+0.02830	+0.01146	+0.87590	+0.03403	+0.01301
+0.85350	+0.03878	+0.01377	+0.03878	+0.01299	+0.03270	+0.01218	+0.85350	+0.03878	+0.01377
+0.82970	+0.04375	+0.01430	+0.04375	+0.01379	+0.03739	+0.01299	+0.82970	+0.04375	+0.01430

FX 62-K-153



FX 62-K-131

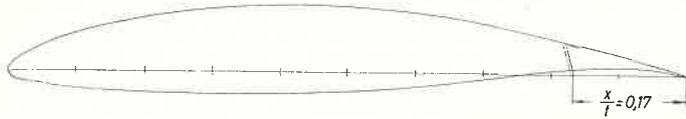


Abb.8 Profilformen von zwei Laminarprofilen mit einfachen Wölbungsclappen. Der Drehpunkt der Klappen liegt praktisch in der unteren Profilkontur

18% dicken Profil NACA 64-418 ist die Breite der Laminardelle etwa ebenso groß wie in der FX-Gruppe.

Vergleicht man die etwa 18% dicken Profile NACA 64-618, 63-618 und FX 62-184 etwas genauer, so findet man einen

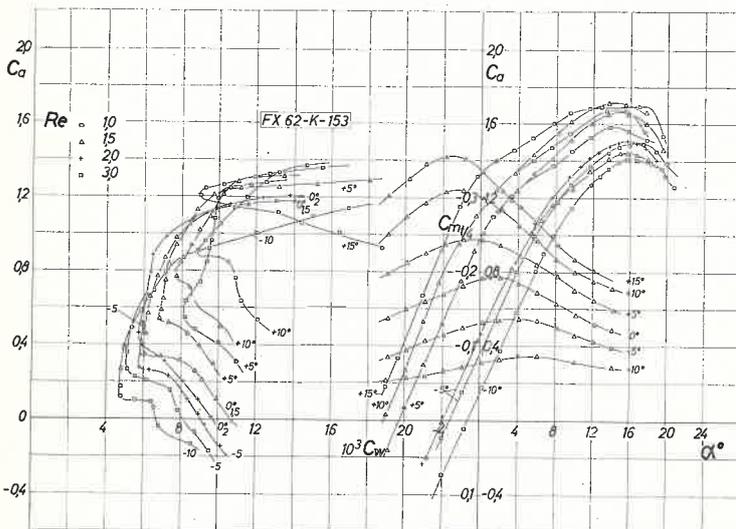


Abb.9 Polaren und  $c_a(\alpha)$  Kurven und Momentenverlauf des Klappenprofils FX 62-K-153 bei verschiedenen Klappenwinkeln und Reynoldsschen Zahlen. Positive Winkel bezeichnen die nach unten ausgeschlagene Klappe. Die Polaren für die größeren Reynoldsschen Zahlen sind der Deutlichkeit halber teilweise nur im unteren Bereich wiedergegeben

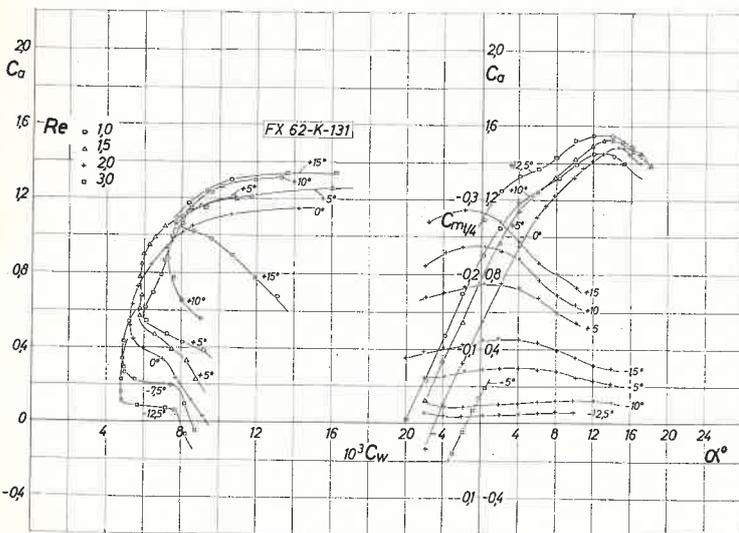


Abb.10 Polaren und  $c_a(\alpha)$  Kurven und Momentenverlauf des Klappenprofils FX 62-K-131 bei verschiedenen Klappenwinkeln und Reynoldsschen Zahlen. Positive Winkel bezeichnen die nach unten ausgeschlagene Klappe. Die Polaren für die größeren Reynoldsschen Zahlen sind der Deutlichkeit halber nur im unteren Bereich wiedergegeben

etwa gleichartigen Verlauf der Polare für die beiden letzten Profile, jedoch hat das FX-Profil durchweg einen etwa  $1,5 \cdot 10^{-3}$  geringeren Widerstand. Das Profil NACA 64-418 hat dagegen im Bereich  $0,9 \leq c_a \leq 1,05$  praktisch gleich große  $c_w$ -Werte wie das FX-Profil, das jedoch unterhalb und oberhalb dieses  $c_a$ -Bereiches überlegen ist.

Die Gruppe der FX-Profile ermöglicht deshalb im Bereich der Laminardelle nur geringfügige Widerstandsvermindernungen, d.h. wesentliche Gleitzahlverbesserungen sind mit dieser Profilierung nicht zu erreichen. Dagegen ist die FX-Gruppe den Bedingungen einer möglichst großen Reisegeschwindigkeit durch gleichmäßige Begünstigung des Schnell- und Langsamfluges [1] nahezu optimal angepaßt. Gleichzeitig dürften sich mit dieser Profilgruppe auch gute Flugeigenschaften erzielen lassen, da die dünnen Profile im Außenflügel gute Querruderwirksamkeit sichern und das Profil FX 60-126 eine genügende Anstellwinkelreserve und einen hohen Maximalauftrieb besitzt.

Für manche Anwendungen mag es günstiger sein, die Polaren insgesamt zu höheren Auftriebswerten zu verschieben. In der Tabelle sind deshalb zusätzlich noch die Koordinaten von drei weiteren Profilen 168, 147, 1261 angegeben, die den Profilen 163, 140, 126 entsprechen, aber etwas stärker gewölbt sind. Dadurch werden die Polaren der Profile 168, 147, 1261 um ein  $\Delta c_a \approx 0,06, 0,12$ , bzw.  $0,07$  nach oben verschoben und der Betrag der Momentenwerte um  $|\Delta c_m| \approx 0,012, 0,024$ , bzw.  $0,013$  vergrößert.

### 5. Profile mit Wölbungsclappen

Im Gegensatz zu den Profilen mit großer Breite der Laminardelle kann man bei Profilen mit einfachen Wölbungsclappen größeren Wert auf eine Widerstandsverminderung legen und versuchen, die wünschenswerte Breite der Laminardelle durch einen positiven und negativen Ausschlag der Klappen zu erzielen. Dies gelingt noch am ehesten mit Profilen mittlerer Dicke.

Während die Auftriebsverminderung durch Klappenausschlag nach oben meistens ohne weiteres möglich ist, ergeben sich bei der Auftriebssteigerung durch eine nach unten ausschlagende Klappe fast immer Schwierigkeiten. Sie entstehen sowohl durch die starken Änderungen der Druckverteilungen in der Umgebung des Klappenknicks, als auch vor allem deshalb, weil bei den höheren  $c_a$ -Werten die Reynoldsschen Zahlen beim Segelflugzeug vergleichsweise klein sind.

Zur Erläuterung sei z.B. angenommen, die Wölbungsclappe sei etwa  $10^\circ$  nach unten ausgeschlagen. Liegt dann bei einem bestimmten Anstellwinkel der Umschlag unmittelbar vor dem Klappenknick, so kann die turbulente Grenzschicht auf der Klappenoberseite den steilen Druckanstieg gerade ohne Ablösung überwinden. Geht der Umschlag mit größerer Anstellung nach vorn, löst sich die turbulente Grenzschicht von der Klappenoberseite ab, und es kommt zu einer beträchtlichen Widerstandszunahme ohne Auftriebssteigerung. Wird umgekehrt der Anstellwinkel erniedrigt, so bleibt die Grenzschicht bis zum Klappenknick und vor allem darüber hinaus, d.h. nach der Ablösung, laminar. Die Strömung kann sich nun nicht mehr an die Klappenoberfläche anlegen, und es entsteht, ganz ähnlich wie zuvor, ein Totwassergebiet mit beträchtlichem Widerstandszuwachs. Es leuchtet ein, daß dieser Mechanismus den nützlichen  $c_a$ -Bereich mit kleinem Widerstand umso mehr einengt, je größer der Klappenwinkel wird.

Da die Lage des Umschlagspunktes relativ zum Klappenknick bei den niedrigen Reynoldsschen Zahlen so ausschlaggebend ist, muß man natürlich auch die Klappentiefe auf den Profilentwurf abstimmen. Zwei derartige Profile mit einer relativen Dicke von 15,3% und 13,1% sind in Abb.8 dargestellt. Die 20% bzw. 17% tiefen und abgedichteten Wölbungsklappen schwenken um eine in der Profilunterseite liegende Achse. Die Koordinaten der beiden Profile enthält Tabelle 1.

Die Meßergebnisse beider Profile sind in Abb.9 und 10 mitgeteilt. Die einhüllende Polare kommt in beiden Fällen der gewünschten Polare nahe, und die Einzelpolaren behalten auch noch für Klappenwinkel bis  $+10^\circ$  eine brauchbare Form. Allerdings muß man speziell beim 62-K-131 die recht geringe Bauhöhe der 17% tiefen Klappe in Kauf nehmen. Da die Entwürfe auf eine bestimmte Klappentiefe abgestellt sind, kann man die gemessenen Werte auf andere Klappentiefen nicht übertragen. Der Vergleich der Hüllpolaren mit den Polaren der Profilgruppe ohne Klappen läßt erkennen, daß man mit einfachen Wölbungsklappen bei etwa gleicher Breite der Laminardelle einen rund 20 bis 25% kleineren Widerstand erzielen kann als ohne Klappen.

#### Zusammenfassung

Es werden Meßergebnisse von einer Gruppe von vier Laminarprofilen verschiedener Dicke mitgeteilt, die bei gleich

großem Widerstand eine breitere Laminardelle als bekannte NACA-Profile erreichen. Die Profilgruppe ist hinsichtlich ihrer aerodynamischen Eigenschaften den Erfordernissen des Segelfluges nahezu optimal angepaßt. Die Polaren sind so aufeinander abgestimmt, daß damit ein aerodynamisch einheitlicher und gleichzeitig gutartiger Flügel entworfen werden kann. Zusätzlich werden noch Messungen an zwei Profilen mit einfachen Wölbungsklappen mitgeteilt, die speziell für diesen Zweck entworfen sind und bei gleicher Polarenform wie die erwähnte Profilgruppe einen rund 20–25% geringeren Widerstand aufweisen.

#### Literatur

- [1] F.X.Wortmann, K.Schwoerer: «Einfluß der Profilpolaren auf die Flugleistungen von Segelflugzeugen», OSTIV-Bericht 1963. Schweiz. Aero-Revue, Sept. 63
- [2] L.K.Loftin, jr., H.A.Smith: «Aerodynamic Characteristics of 15 NACA Airfoil Sections at seven Reynolds Numbers», NACA TN 1945.
- [3] F.X.Wortmann: «Ein Beitrag zum Entwurf von Laminarprofilen für Segelflugzeuge und Hubschrauber», ZfW 3 (1955), p.333, British M.O.S. TIL/TA 903. «Experimentelle Untersuchungen an neuen Laminarprofilen für Segelflugzeuge und Hubschrauber», ZfW 5 (1957), p.228 M.O.S. TIL/TA 906.
- [4] F.X.Wortmann: «Progress in the Design of Low Drag Aerofoils», G.V.Lachmann, «Boundary Layer and Flow Control» p.748, London 1961

(Schweizer Aero-Revue 1963/11)