

Gedanken zur Entwicklung von Laminarprofilen

Von Dr. Reimar Horten

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

Einleitung

Im Jahre 1951 wurde in Argentinien ein Institut für Segelflug gegründet, welches 1954 leider aus wirtschaftlichen Gründen aufgelöst wurde. Diesem Institut hatte ich als technischer Leiter vorgeschlagen, Untersuchungen und Messungen an Laminarprofilen vorzunehmen, die auf der Flügelunterseite eine verlängerte Laminarstrecke haben. Der NACA-Bericht TN 824/1945 gab durch seine Beispiele der 7-Serie die Möglichkeit, solche Profile zu kombinieren. Es wurde vor nunmehr zehn Jahren daran gedacht, den geringen Mitteln entsprechend, die dem Institut zur Verfügung standen, an Serienflugzeugen (Grunau II) Teile des Flügels mit Balsaholz zu Laminarprofilen aufzuleisten und mit einer glatten Oberfläche zu versehen, so dass Messungen hätten verwirklicht werden können und durch in das Holz eingelegte Röhren, aus denen während des Fluges kurzzeitig Petroleum mit Russ austreten gelassen wird, die Form der Grenzschicht zu sehen; dies ist möglich, wenn bei gleichgehaltener Flugeschwindigkeit, also auch gleichem Auftriebsbeiwert, das Petroleum trocknet und der Russ bei laminarer Grenzschicht haftet, so dass nach der Landung der Umschlagpunkt der Strömung festgestellt werden kann. Bei Windkanaluntersuchungen ist dieses Verfahren ja üblich; auch andere Systeme wären anwendbar gewesen, einschliesslich der Messung der Geschwindigkeiten hinter dem Flügel in bekannter Art und der Bestimmung der Widerstandsbeiwerte daraus.

Ehe mit dem ersten der angedeuteten Versuche begonnen werden konnte, wurde jedoch die Institution aufgelöst und damit jede Forschungsmöglichkeit unterbunden. Es können also hier nur die teilweise zehn Jahre zurückliegenden Gedanken gebracht werden, ohne die Ergebnisse dazu bis heute zu kennen.

I. Die grundlegende Veröffentlichung von NACA bezüglich der Laminarprofile zeigt entsprechend der Serie von 63 bis 66 ein Druckminimum in der Zone von 30% bis 60% der

Flügeltiefe; entsprechend der Bernoullischen Gleichung ist das Quadrat der örtlichen Geschwindigkeit und damit auch der Geschwindigkeit selber in dieser Zone am grössten. Mit der Verschiebung des Druckminimums nach hinten hat eine grössere Oberfläche des Flügels ein Druckgefälle, welches bei entsprechend glatter Oberfläche eine laminare Strömung ermöglicht, und es ist damit eine Verringerung des Widerstandes, soweit dieser von der Oberflächenreibung herrührt, zu erwarten. Liegt das Druckminimum weiter vorne, so ist das Druckgefälle stärker und die Anforderung an die Oberflächen glätte vielleicht nicht so gross wie bei zurückliegendem Minimum und dem dazugehörigen schwachen Druckgefälle. Wollte man den Gradienten gleichhalten bei zurückliegendem Druckminimum, so wären grosse Druckunterschiede notwendig, und damit grosse Übergeschwindigkeiten, die zusätzlichen Widerstand bedingen. Die Möglichkeiten, die Laminarstrecke auszudehnen, sind also beschränkt, und wir begegnen heute vielen Segelflugzeugen, die Profile mit nur 30% Laminarstrecke verwendet haben.

Bei dieser Betrachtung ist noch ausser Acht gelassen, dass das Druckgefälle, welches zu einem Druckminimum führt, durch einen Druckanstieg am Profilende wieder auf den Druck gebracht werden muss, der aus dem Hinterkantwinkel vorgeschrieben ist. Man setzt dabei voraus, dass die Luft, die in eine Druckanstiegzone vordringt, turbulent wird und dann, wegen der Energieübertragung der Aussenluft in die Grenzschicht, der Profilkontur bis zur Hinterkante ohne Ablösung folgt. Der Gradient der Druckzunahme wird dabei von Bedeutung sein, und es ist selbstverständlich, dass eine Rücklage des Druckminimums einen grossen Gradienten des Druckanstieges zur Folge hat. Dieser Gradient ist aber auf der Flügelober- und -unterseite verschieden; machen wir ihn verantwortlich für ein eventuelles Ablösen der Strömung, so ist ein Flügelprofil erst dann durchentwickelt, wenn dieser Gradient auf beiden Seiten etwa gleich ist. Durch Verschie-

bung des Druckminimums auf der Unterseite nach hinten kann diese Gleichheit erreicht werden (NACA 7-Serie). Wenn man die Mittellinie nach diesen Gesichtspunkten konstruiert, so ergeben sich Formen, deren Momentenbeiwert klein ist; es ist dann fast keine Einschränkung der Aufgabe, wenn man das Profilende mit turbulenter Strömung derart verbiegt, dass das Flügelmoment Null wird, also das Profil «druckpunktfest» ist. Es ergab sich dabei, dass der Druckanstieg der Flügeloberseite, der über eine längere Strecke gehen muss, da die Druckunterschiede oben grösser sind als unten, zur Hinterkante hin etwas abgeschwächt wird, eine sicherlich erwünschte Eigenart, welche die Ablösung an der Hinterkante erschwert.

Resultat der Betrachtung: Um an einem Flügel die grösstmögliche Fläche mit laminarer Strömung zu erhalten, bei gleichzeitig geringstem Druckanstieg am rückwärtigen Profilteil, muss das Druckminimum der Unterseite weiter hinten liegen als dasjenige der Flügeloberseite.

II. Man kann sich nun überlegen, wo die Grenzen für die Konstruktion von Laminarprofilen sind.

Wenn man die Laminarstrecke auf der Flügelunterseite ausdehnt, so ist es vernünftig, den Druckanstieg unten nicht grösser werden zu lassen als auf der Oberseite; es müsste also das Druckminimum der Unterseite bei etwa 70 bis 80% der Tiefe liegen. Mit einer entsprechenden Form der Profilmittellinie ist das zu erreichen. Darüber hinaus muss aber noch verlangt werden, dass sich bei Anstellwinkeländerungen, entsprechend dem Arbeitsbereich des Profils, keine örtlichen Minima vor dem errechneten bilden. Die Druckverhältnisse am rückwärtigen Teil des Profils bleiben bei Anstellwinkeländerung fast unverändert, während in der Nähe der Profilnase die zusätzlichen Geschwindigkeiten das Bild vollkommen ändern, wobei dicke Profile kleinere zusätzliche Geschwindigkeiten erhalten als dünnere, also unempfindlicher gegen Anstellwinkeländerung sind. Daher ist die Breite des Laminarbereiches bei Auftriebsveränderung nur bei dicken Profilen gross genug für die Anforderungen des Segelfluges; bei dünneren Profilen, 15% und weniger, ist wohl eine Wöl-

bungsveränderung im Fluge notwendig, um den oberunterseitigen Vorteil der Laminarströmung im Auftriebsbereich von 0,2 bis 1,0 zu erhalten. Die «dicken» Profile jedoch haben infolge ihrer grösseren Übergeschwindigkeiten höheren «Druckwiderstand» und, wenn man gleichen Druckanstieg voraussetzt, ein weiter vorne liegendes Druckminimum. Die Grösse des zulässigen Druckanstieges, in Abhängigkeit von der Reynoldsschen Zahl, müsste aus Messungen ermittelt werden. Aus diesen Betrachtungen sieht man die Dringlichkeit der Entwicklung von verstellbaren Flügelkonstruktionen für den Segelflug.

Zurückkommend auf die Druckverteilung auf der Flügelunterseite, möchte ich hinzufügen, dass der langen laminaren Laufstrecke wegen das Druckgefälle hinter der Profilmittlinie (50%) zunehmen sollte, um damit eine grössere Sicherheit zu haben, dass der Umschlag ins Turbulente nicht vorzeitig stattfindet. Dies kann ebenfalls durch die Form der Mittellinie erreicht werden.

Bei einer gegebenen Form der Mittellinie und Profildicke ist der Entwurfs-Auftriebsbeiwert von Bedeutung. Ist dieser und damit die Wölbung, kleiner als optimal, so wandert das Druckminimum auf der Unterseite bei Anstellwinkelverkleinerung stetig nach vorne; ist die Wölbung grösser, so entsteht an der Flügel Nase ein lokales Minimum, etwa bei 0,1 der Tiefe, welches durch den folgenden Druckanstieg wahrscheinlich Turbulenz erzeugt und das wirkliche Minimum bei 70 bis 80% ohne Wirkung lässt. Es bleibt daher nur ein kleiner Bereich von Kombinationsmöglichkeiten von Profildicke und Entwurfs-Auftriebsbeiwert, bei welchem Laminarströmung über die ganze vorgesehene Strecke möglich ist.

III. Die bisherigen Betrachtungen galten der Laminarhaltung der Strömung auf der Ober- und Unterseite des Flügels. Es fragt sich nun: Wird bei den Reynoldsschen Zahlen des Segelfluges, etwa $0,3$ bis 3×10^6 , der Umschlag der Strömung in die Turbulenz auch an der richtigen Stelle erreicht? Diese Stelle ist unmittelbar hinter dem Druckminimum, damit keine laminare Ablösung eintritt. Nach dem bekannten Kugerversuch ist eine laminare Ablösung mit mehr

Fig. 1

689 - 5318

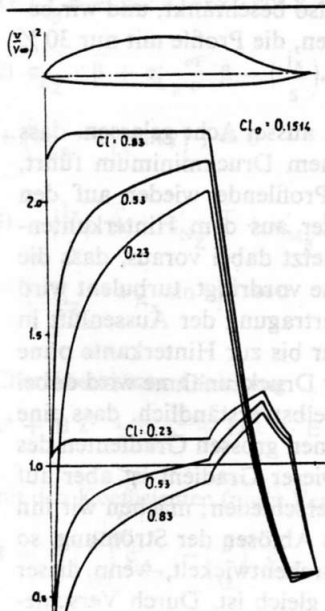


Fig. 2

458 - 619

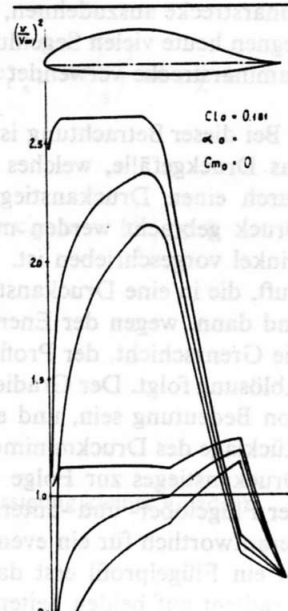


Fig. 3

2345 - 89 - 618

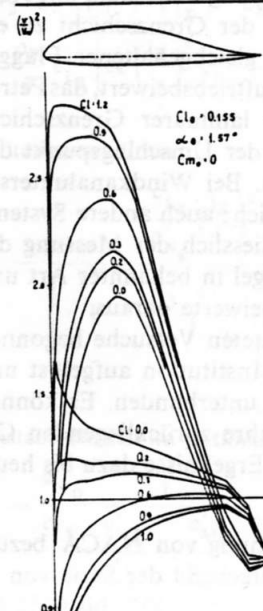
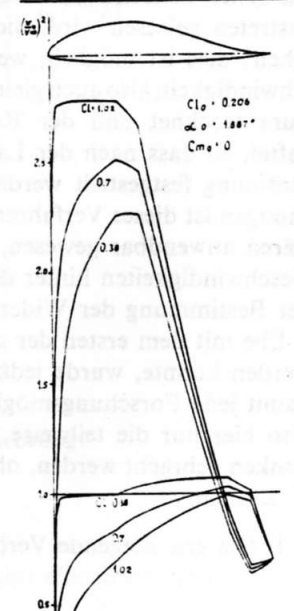


Fig. 4

34 - 89 - 718



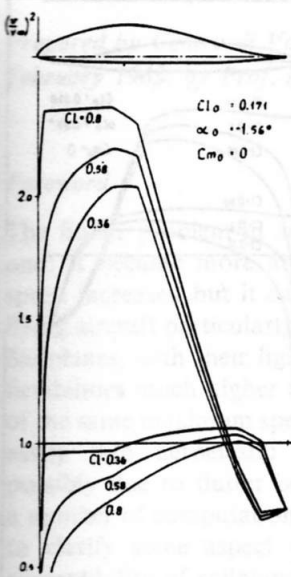


Fig. 5

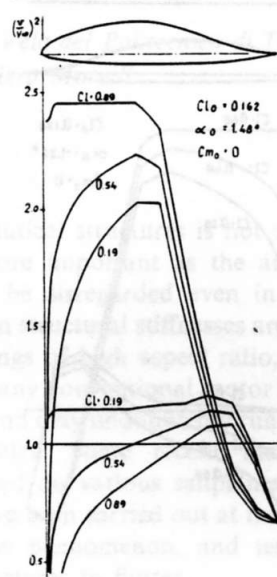


Fig. 6

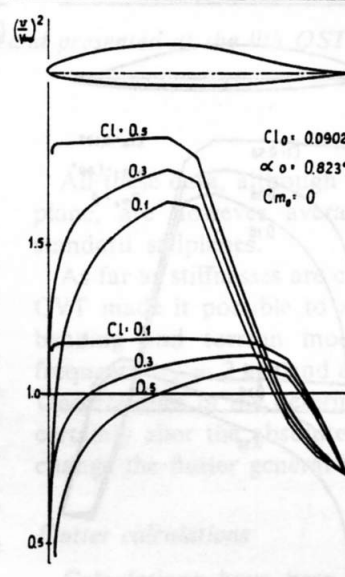


Fig. 7

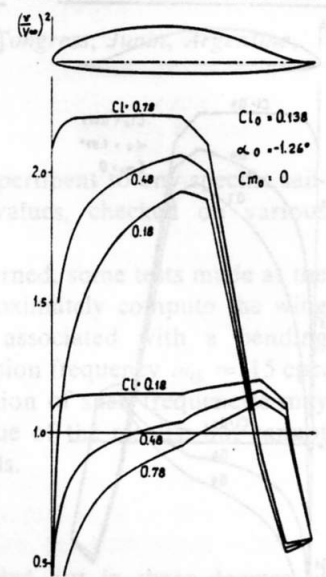


Fig. 8

Widerstand verbunden als eine turbulente, anliegende Strömung. Das Aufsetzen von Turbulenzerzeugern bei Segel- und Motorflugzeugen zeigt mir, dass hier weitere Probleme zu lösen sind.

Bei den NACA-Laminarprofilen, besonders der 65-66-Serie, ist das Druckminimum ausgeprägt, d. h. die Druckkurve hat im Minimum einen Knick. Wenn ich annehme, dass bei Druckgefälle die Grenzschicht laminar ist, so muss diese im Knick schlagartig turbulent werden. Ob die Turbulenz aber schlagartig entstehen kann oder ob der Umschlag eine gewisse Zeit bzw. Strecke benötigt, ist eine offene Frage. Nimmt man an, dass eine kleine Zeit notwendig ist, damit sich bei Druckanstieg die Turbulenz ausbildet, so ist mit einem Knick in der Druckkurve laminare Ablösung zu erwarten, besonders bei kleinen Re-Zahlen und bei starkem Druckanstieg.

Nach diesen Überlegungen habe ich bei einigen der folgenden Beispiele 10% der Tiefe hinter dem Druckminimum mit einem nur schwachen Druckanstieg versehen, damit sich in dieser Zone die Turbulenz ausbildet; ist sie dann einmal vorhanden und genügend Energie aus der freien Strömung der Grenzschicht zugeführt, so kann diese einen grösseren Druckanstieg überwinden und bis zur Hinterkante anliegend bleiben. Selbstverständlich gilt dies für die Ober- und Unterseite in gleicher Weise; mit andern Worten, es wird auf beiden Seiten des Profils auf je 10% der Laminarstrecke verzichtet, um eine laminare Ablösung zu verhindern. Inwieweit nun diese Massnahme tatsächlich die Turbulenz bei allen Re-Zahlen erzeugt, muss durch Messungen und Flugversuche bestätigt werden.

Mit einer Dicke von 18% habe ich eine Folge von Profilen errechnet, die auf der Oberseite von 0 bis 20% bzw. 50% der Tiefe ein Druckgefälle haben, welchem über 10% der Tiefe ein schwacher Druckanstieg folgt, gedacht zur Turbulenzerzeugung, und wo anschliessend von 30% bzw. 60 bis 80% ein starker Druckanstieg vorhanden ist, der sich von 80 bis 100% etwas vermindert. Auf der Unterseite haben diese Profile von 0 bis 70% bzw. 80% der Flügeltiefe ein Druckgefälle für die erwünschte Laminarströmung, dem wiederum eine

Zone von 10% der Tiefe mit geringem Druckanstieg folgt (zur Turbulenzerzeugung) und die schliesslich von 80 bzw. 90 bis 100% den notwendigen Druckanstieg mit ähnlichem Gradienten wie auf der Oberseite aufweisen. Das Profilende hinter 90% ist so ausgerichtet, dass das Moment verschwindet, diese Profile also «druckpunktfest» sind. Weitere Beispiele mit geringerer Dicke sind angefügt. Die Ausweitung der Rechnung auf Flügelschnitte mit Moment bietet keine Schwierigkeiten.

Erläuterung der Kurven:

Die Bernoullische Gleichung kann für die Zwecke der Profilverrechnung geschrieben werden

$$p = \text{const.} - q = \text{const.} - \frac{\rho}{2} v^2 = \text{const.} - \frac{\rho}{2} v_{\infty}^2 \frac{v^2}{v_{\infty}^2} = \text{const.} - q_{\infty} \left(\frac{v}{v_{\infty}} \right)^2$$

v = örtliche Geschwindigkeit ρ = Dichte
 v_{∞} = Fluggeschwindigkeit q = Staudruck (örtlich)
 p = örtlicher Druck q_{∞} = Flugstaudruck

Der örtliche Druck kann also gleich abgelesen werden aus dem Quadrat der örtlichen Geschwindigkeit über der Fluggeschwindigkeit.

1. 689-5318 ist ein 18% dickes Profil, dessen Oberseite bis 60% der Tiefe ein Druckgefälle zeigt, während die Unterseite bis 80% Laminarströmung erwarten lässt, glatte Oberflächen vorausgesetzt. Der Druckanstieg auf Ober- und Unterseite ist gleich. Der Entwurfs-Auftriebsbeiwert ist 0,53, die mittlere Laminarstrecke 70% der Tiefe. Voraussichtlicher Fehler: Laminare Ablösung bei kleiner Reynoldsscher Zahl auf der Oberseite hinter 60% der Tiefe.

2. 45-8-619 ist ein 19% dickes Profil, dessen Oberseite nur bis 40% Druckgefälle zeigt, während die Druckverteilung der Unterseite bis 80% der Tiefe der Laminarströmung günstig ist. Die mittlere Laminarstrecke von Ober- und Unterseite beträgt 60%. Der Entwurfs-Auftriebsbeiwert von 0,6 ist aus Vergleichsgründen zu NACA-Profilen gewählt worden.

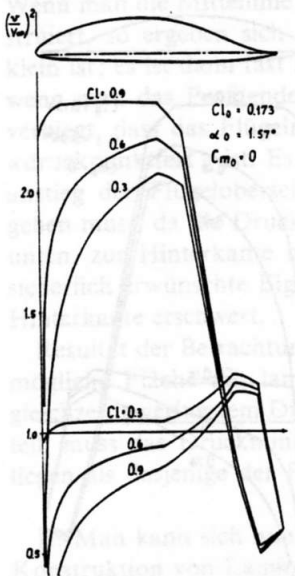


Fig. 9

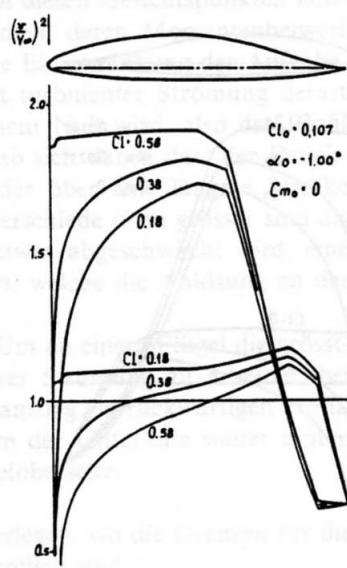


Fig. 10

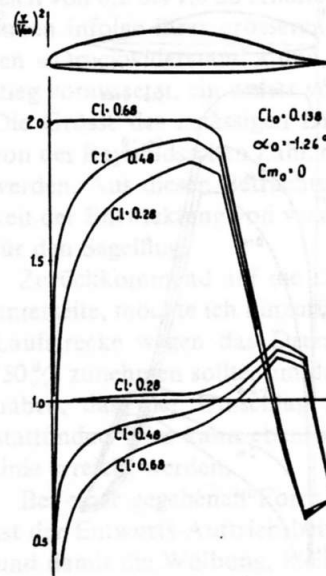


Fig. 11

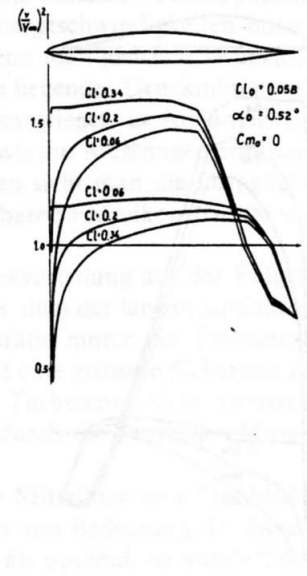


Fig. 12

Die Druckverteilung der Oberseite von 40 bis 50% zeigt eine Rundung, um dem Umschlag der Grenzschicht eine kleine Zeit zu geben und so im Druckanstieg eine laminare Ablösung der Grenzschicht zu verhindern.

Voraussichtlicher Fehler: Auf der Unterseite hinter 80% der Tiefe kann bei kleiner Re-Zahl eine Ablösung der Grenzschicht erfolgen, da ein Knick in der Druckkurve vorhanden ist.

3. 2345-89-618 ist die Analysierung eines von mir vor 30 Jahren nach anderen Gesichtspunkten entwickelten Profiles, welches bei verschiedenen Flugzeugmustern angewandt wurde. Dieses Profil hat kleinere Druckanstiege als die vorher gezeigten, aber auch, besonders auf der Oberseite, kleinere Laminarstrecken (oben 20 bis 30%, unten bis zu 80%). Der Entwurfs-Auftriebsbeiwert ist 0,6. Die Umschlagsstrecke ist gut verwirklicht, so dass das Profil auch bei kleinen Re-Zahlen angewendet werden kann.

Nachteil: Die Druckverteilung der Unterseite bei $Ca = 0,3$ hat schon bei 35% ein Minimum, so dass im Schnellflug die Unterseite vorzeitig turbulent wird.

4. 34-89-718 ist eine Verbesserung des vorhergehenden Profiles, derart, dass die Laminarstrecke auf der Oberseite 30% bei allen Auftriebsbeiwerten des Arbeitsbereiches von $Ca = 0,38$ bis $Ca = 1,02$ bleibt. Die Unterseite hat das erwünschte Druckgefälle bis 80% der Tiefe. Es ist mit seinem Entwurfs- Ca von 0,7 ein Hochauftriebsprofil, mit einer mittleren Laminarstrecke von 55%, geeignet für Flugzeuge mit geringer Sinkgeschwindigkeit (Doppelsitzer). Laminare Ablösungen sollten vermieden sein durch eine zehnpromtente Umschlagsstrecke, die dem Laminarbereich auf Ober- und Unterseite folgt. Der maximale Druckanstieg am Profilende ist nicht sehr gross.

5. 34-89-5815. Dieses Profil mit 15% Dicke und 0,58 als Entwurfs-Auftriebsbeiwert ist mit der gleichen Mittellinienform aufgebaut wie das vorhergehende, jedoch mit kleinerer Wölbung. Der Arbeitsbereich ist, der kleineren Dicke wegen, verringert ($Ca = 0,36$ bis 0,80).

6. 45-789-5818. Mit 18% Dicke und 0,54 als Entwurfs-Auftriebsbeiwert hat dieses Profil einen Arbeitsbereich ($Ca = 0,19$ bis 0,89), der es auch für den Schnellflug geeignet macht. Druckgefälle oben bis 40%, unten bis 70% der Tiefe mit anschließender zehnpromtente Umschlagsstrecke.

7. 45-789 313,7. Dieses Profil mit 13,7% Dicke gehört zur Familie des Profiles Nr. 6. Als Beispiel für dünnere Schnitte ist es hinzugefügt. Arbeitsbereich $Ca = 0,1$ bis 0,5, Entwurfs- $Ca = 0,30$.

8 und 9. 567-89-⁴⁸¹⁸/₆₁₈. Diese Profile mit 18% Dicke haben grosse Laminarbereiche, oben bis 50%, unten bis 80% der Tiefe, sowie anschließende zehnpromtente Grenzschichtumschlagsstrecke. Arbeitsbereiche von $Ca = 0,18$ bis 0,78 sowie $Cl = 0,30$ bis 0,90.

10 und 11. 567-89-³⁸¹⁵/₄₈₁₅. 15% dicke Profile des gleichen Mittelliniencharakters wie 8 und 9 und mit gleichen Laminarbereichen. Arbeitsbereiche $Cl = 0,18$ bis 0,58 und $Ca = 0,28$ bis 0,68.

12. 567-89-212. Dieses Beispiel eines 12% dicken Profiles wurde gerechnet, um zu untersuchen, inwieweit die Gedanken der Profilentwicklung der Segelflugzeuge sich auch auf Profile für Motorschnellflugzeuge anwenden lassen.

Die Profilverrechnung für Segelflugzeuge ist wegen der vielen Gesichtspunkte und Gestaltungsmöglichkeiten ein grosses Arbeitsgebiet. Da es in Argentinien an Gelegenheit fehlt, solche Forschungsarbeiten zu betreiben, konnte ich nur einige wenige Beispiele ausrechnen, und es bleibt noch ganz den Ergebnissen eventueller praktischer Versuche überlassen, die Richtigkeit der Gedanken zu bestätigen, die diesen Profilverrechnungen zugrunde gelegt wurden. Eigentlich ist daher diese Veröffentlichung verfrüht; ich mache sie trotzdem, in der Hoffnung auf Messungen und Ergebnisse von auswärts, da ein Institut für Segelflug in Argentinien nicht mehr existiert.

Anmerkung: Aus Platzgründen musste leider darauf verzichtet werden, die zu den Querschnitten gehörigen Ordinaten zu veröffentlichen.