

# Messungen an drei Flügelprofilen des Segelflugzeuges Ka 6

Von F. X. WORTMANN und D. ALTHAUS, Institut für Aerodynamik und Gasdynamik der Technischen Hochschule Stuttgart

Vortrag am 8. OSTIV-Kongreß, Juni 1960, Köln (Deutschland)

Im Sommer 1960 wurde am Aerodynamischen Institut der Technischen Hochschule Stuttgart ein Laminarwindkanal mit extrem niedrigem Turbulenzgrad in Betrieb genommen, der speziell für die Untersuchung von Tragflügelprofilen und Grenzschichten entworfen ist. In seiner Auslegung ähnelt der Kanal den bekannten zweidimensionalen «Low-turbulence»-Windkanälen des früheren NACA in Langley Field. Nach Abschluß der Eichmessungen wurden u. a. drei Flügelprofile des bekannten Segelflugzeuges Ka 6 untersucht. Die Ergebnisse dieser Messungen mögen hier aus zwei Gründen mitgeteilt werden:

1. Als Wurzelprofil wird das bekannte Profil NACA 63-618 verwendet; obwohl dieses Profil für eine ganze Reihe von Segelflugzeugtypen gewählt wurde, sind davon bislang keine Profilpolaren im Bereich Reynoldsscher Zahlen von  $0,7$  bis  $2,5 \cdot 10^6$  bekannt geworden.

2. Es läßt sich zeigen, daß sowohl das Profil NACA 63-618 als auch das Flügelspitzenprofil der Ka 6 durch geringfügige Formänderungen an der Profilnase verbessert werden können.

einem weiten Anstellwinkelbereich konstant bleibt. Auch die Reynoldssche Zahl beeinflusst den Höchstauftrieb im gemessenen Bereich praktisch nicht. Das Flügelspitzenprofil, das eine einem Joukowsky-Profil ähnliche Form besitzt, und auch das Profil der Flügelmitte besitzen mit  $c_{a \max} \approx 1,4$  einen

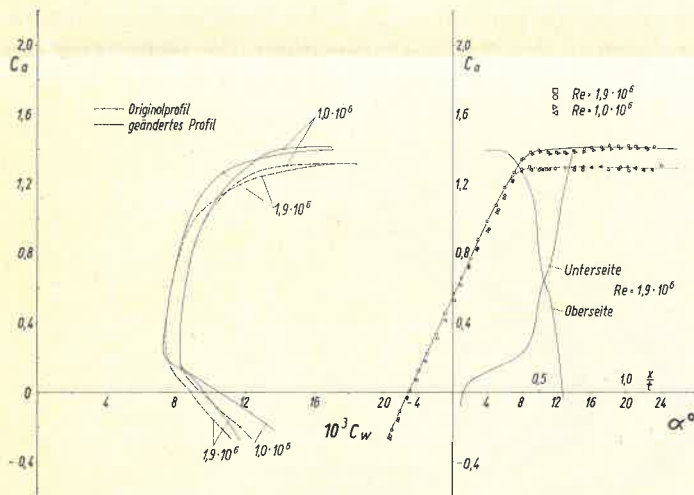


Abb. 1 Profilpolaren des Profils NACA 63-618 mit und ohne Nasenänderung bei zwei Reynoldsschen Zahlen  $Re = 1,0 \cdot 10^6$  und  $1,9 \cdot 10^6$ . Rechts ist der Auftriebswert über dem Anstellwinkel und die Lage der Umschlagspunkte  $x/t$  in Abhängigkeit von  $c_a$  angegeben.

## 1. Untersuchung der Originalprofile

Die drei Windkanalmodelle mit den Profilformen des Innen-, Mittel- und Außenflügels sind in gleicher Weise wie beim Segelflugzeug Ka 6 teils mit Sperrholzbepanung, teils mit Stoffbespannung hergestellt. \* Die gemessenen Polaren sind in den Abb. 1, 2 und 3 für jeweils zwei Reynoldssche Zahlen dargestellt. Der maximale Auftriebsbeiwert des Wurzelprofils NACA 63-618 beträgt etwa 1,3. Es fällt auf, daß der Verlauf  $c_a(\alpha)$  nach dem Erreichen des Maximalwertes in

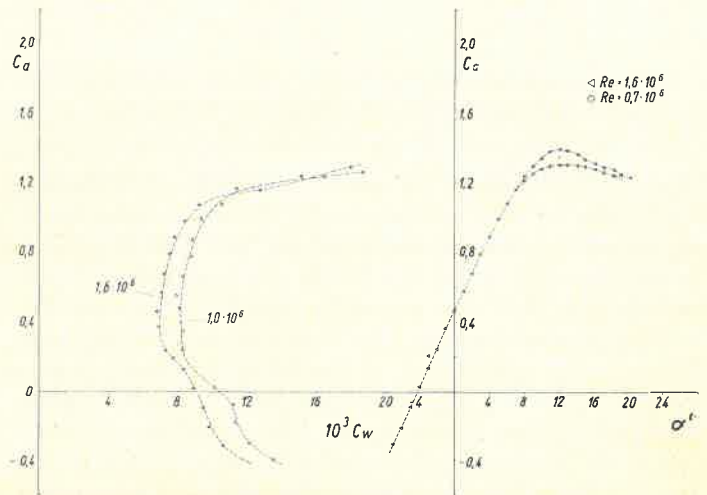


Abb. 2 Profilpolaren  $c_a(c_w)$  und  $c_a(\alpha)$  für das Mittelprofil einer Flügelhälfte der Ka 6 für die Reynoldsschen Zahlen  $Re = 1,0 \cdot 10^6$  und  $1,6 \cdot 10^6$

größeren Höchstauftrieb als das Wurzelprofil. Der Verlauf  $c_a(\alpha)$  in der Umgebung des Höchstauftriebs ist bei diesen Profilen gleichfalls sehr gutartig.

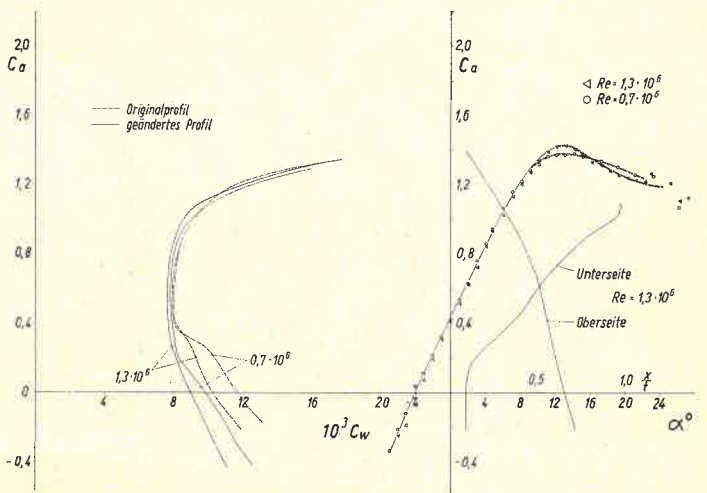


Abb. 3 Profilpolaren des Außenflügelprofils der Ka 6 mit und ohne Nasenänderung bei den Reynoldsschen Zahlen  $Re = 0,7 \cdot 10^6$  und  $1,3 \cdot 10^6$ . Rechts ist der Auftriebswert über dem Anstellwinkel und die Lage der Umschlagspunkte  $x/t$  in Abhängigkeit von  $c_a$  angegeben.

## 2. Untersuchung der Profile mit Nasenänderung

Die Form der Profilnase kann für die Breite einer Laminarblende und auch für den Höchstauftrieb eines Profils von ent-

\* Die Modelle wurden von der Fa. A. Schleicher zur Verfügung gestellt.

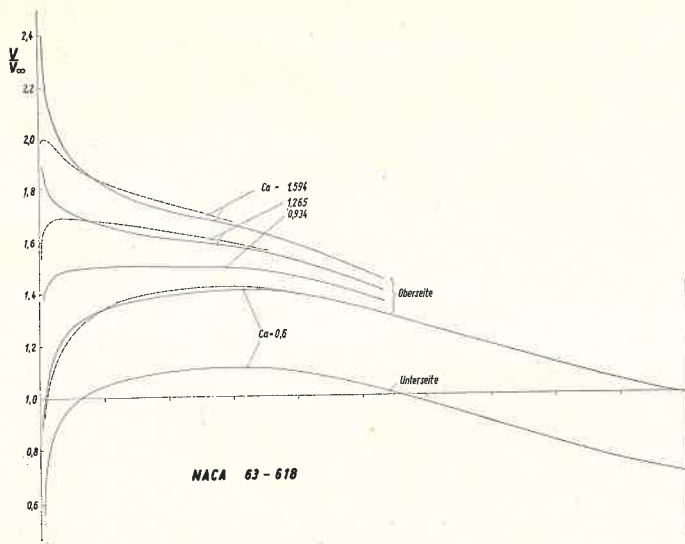


Abb. 4 Geschwindigkeitsverteilung des Profils NACA 63-618 für verschiedene Auftriebswerte. Gestrichelt: erwünschte Variation der Geschwindigkeitsverteilung.

scheidender Bedeutung sein, weil eine Anstellwinkeländerung des Profils an der Profilnase außerordentlich starke Änderungen der Geschwindigkeitsverteilung hervorruft. Zum Zeitpunkt dieser Untersuchung hatten wir bereits neue Profilformen entwickelt, bei denen die Profilnase bzw. die Geschwindigkeitsverteilung an der Nase auf Grund theoretischer Überlegungen so ausgelegt ist, daß bei hohen Anstellwinkeln keine unnötigen Übergeschwindigkeiten auftreten und gleichzeitig günstige Anfangsbedingungen für die turbulente Grenzschicht der Profilloberseite geschaffen werden [1]. Diese Profile sind durchweg spitznasiger als vergleichbare NACA-Laminarprofile und erreichen deutlich höhere  $c_{a\max}$ -Werte als alle

NACA-Profile. Es lag deshalb die Vermutung nahe, daß sich auch das Profil NACA 63-618 durch eine etwas geänderte Nasenform noch verbessern ließe. Eine theoretische Untersuchung der Geschwindigkeitsverteilung dieses Profils, die in Abb. 4 wiedergegeben ist, liefert bereits einen ersten Hinweis für die Richtigkeit dieser Vermutung: Bei größerer Anstellung entstehen an der Profilnase unnötig große Übergeschwindigkeiten.

Ändert man die Geschwindigkeitsverteilung etwa in der gestrichelt eingezeichneten Weise ab, so werden die Übergeschwindigkeiten wesentlich reduziert. Bei einer solchen Änderung ist bei diesem Profil zu erwarten, daß die Laminardelle nach oben verbreitert und gleichzeitig das  $c_{a\max}$  gesteigert wird.

Eine Steigerung des Höchstauftriebs ist nicht nur für die Landung erwünscht, sondern beim Segelflugzeug auch für den Kreisflug von großer praktischer Bedeutung, da bekanntlich der erfliegbare Kreisdurchmesser dem Maximalauftrieb umgekehrt proportional ist. Will man nun den Vorschlag machen, bereits fertige Flügel umzubauen, so sollten die Änderungen möglichst geringfügig sein, und man sollte mit einem Minimum an Arbeit und zusätzlichem Gewicht auskommen. Die in Abb. 4 gestrichelt dargestellte Variation ist deswegen gewählt, damit die zugehörige Profilkontur nur an der Profilnase zu Formänderungen gegenüber dem Ausgangsprofil führt. Die schwarz angelegten Flächen in Abb. 5 lassen die Größen der Formänderungen erkennen. Dabei entspricht die größte Kontur mit der Ziffer 180 dem Profil NACA 63-618 bei einer Profiltiefe von 1185 mm. Die zugehörigen Profilpolaren des geänderten Profils sind in Abb. 1 durchgezogen dargestellt. Das spitzere Profil zeigt tatsächlich eine breitere Laminardelle und mit  $c_{a\max} \approx 1,4$  einen größeren Höchstauftrieb als das NACA-Originalprofil. Die Gutartigkeit des

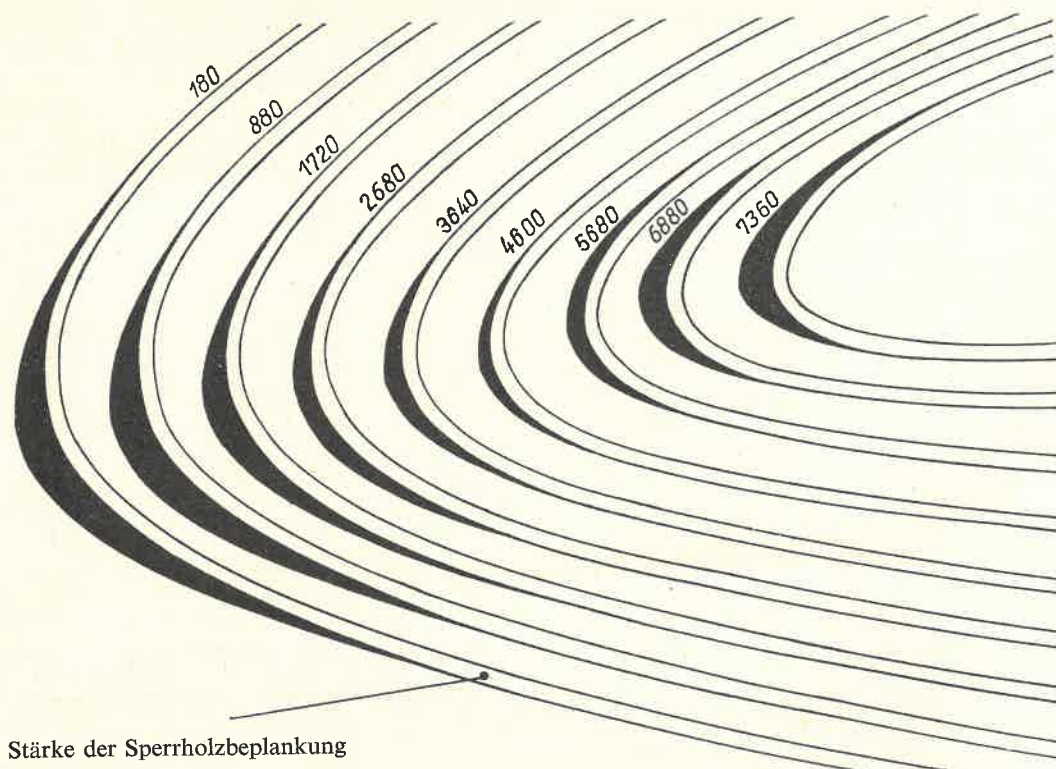


Abb. 5 Straaakplan der Flügel-nase des Segelflugzeuges Ka 6 im Maßstab 1:1. Die Ziffern geben den Abstand der Profile von der Mittellinie des Gesamtflügels an. Die schwarz gezeichneten Bereiche sind die vorgeschlagenen Änderungen der Profile; vgl. Abb. 1 und 3.

Profils in der Umgebung des Höchstauftriebes bleibt unverändert. Abb. 1 enthält noch eine Angabe über den Umschlagpunkt, der mit dem Hörrohr gemessen wurde. Die Sperrholzbepankung, die bis etwa 58% der Profiltiefe reicht, begrenzt die Rücklage des Umschlagpunktes nicht.

In gleicher Weise wie beim Wurzelprofil wurde auch das Flügelspitzenprofil mit einer geänderten Nase untersucht. Die Änderung war allerdings zur Verbesserung des Schnellflugs so entworfen, daß die Laminardelle bei kleinen  $c_a$ -Werten verbreitert wurde. Das Ergebnis der Windkanalmessung ist in Abb. 3 durchgezogen dargestellt. Es ist also möglich, beim Spitzenprofil den Widerstandszuwachs für niedrige Auftriebswerte etwas zu verlangsamen und damit den Schnellflug der Ka 6 etwas zu verbessern. Die Polaren bleiben bei hohen Auftriebsbeiwerten praktisch ungeändert.

Auf Grund dieser Angaben zeichnete R. Kaiser, der Konstrukteur der Ka 6, den Strakplan der Abb. 5, in dem die Änderung der Profilnase dunkel eingezeichnet ist. Es dürfte sich empfehlen, diese Nasenänderung aus Balsaholz oder aus einem Spachtel aus «Mikroballoons» und Kunstharz herzustellen und gegebenenfalls mit einer Glasfaserverstärkung zu

überziehen. Natürlich ist darauf zu achten, daß die Änderung glatt und wellenfrei in den Originalflügel übergeht. Insgesamt wird durch die vorgeschlagene Änderung der Ka-6-Flügel aerodynamisch sowohl im Langsam- als auch im Schnellflug verbessert.

Die Nasenänderung des Profils NACA 63-618 dürfte für alle Flugzeugtypen interessant sein, die mit diesem Profil ausgerüstet sind. Die Größe der Profiländerung ergibt sich aus der Kontur 180 der Abb. 5, die zu einer Profiltiefe von 1185 mm gehört, indem man diese Kontur entsprechend der Profiltiefe vergrößert oder verkleinert.

Abschließend mag noch betont werden, daß derartige Nasenänderungen die Momentbeiwerte nicht und den Minimalwiderstand nur sehr wenig beeinflussen. Eine Übertragung der hier vorgetragenen Ergebnisse auf andere Profilformen ist nicht ohne weiteres möglich.

#### Literatur

- [1] F. X. Wortmann, "Progress in the Design of Low Drag Aerofoils".  
G. V. Lachmann, "Boundary Layer and Flow Control". London 1961.