

Flügelprofile

Von HANSHEIRI THOMANN

1. Druckverteilung

Damit wir uns verstehen, muß ich zuerst einige Kapitel der Aerodynamik wieder aufpolieren. Was Druck ist, hat jeder schon erfahren, der einige Meter tief getaucht ist. Von allen Seiten werden auf den Körper Kräfte ausgeübt. Hätten wir einen Barometer mitgeführt, so hätten wir gesehen, wie dieser steigt, wenn wir tiefer tauchen. Der Druck ist unten also größer als oben. Die Kräfte auf die tiefer liegenden Teile unseres Körpers (überwiegend nach oben gerichtet) sind also größer als jene auf die oberen Teile (überwiegend nach unten gerichtet), so daß uns alle Kräfte zusammen nach oben drücken. Die Tatsache, daß ein Körper gegen das Gebiet mit tiefem Druck gedrückt wird, werden wir später benötigen.

Weiter ist eine Tatsache wichtig, die von Bernoulli (bereits vor der französischen Revolution) entdeckt wurde. Dieser Satz sagt aus, daß in einer bewegten Flüssigkeit der Druck dort *klein* ist, wo die *Geschwindigkeit groß* ist.

$$p + \frac{\rho}{2} V^2 = \text{konst.},$$

p = Druck, ρ = Luftdichte, V = Geschwindigkeit).

Als einfaches Beispiel betrachten wir einen Flugzeughangar, der quer angeblasen wird (bei Sturm). Bei A (in Fig. 1) ist die Geschwindigkeit klein und der Druck deshalb groß. Öffnet man dort die Türe, so wird der Druck im Hangar steigen. Oben am First (bei B) ist die Geschwindigkeit groß, der Druck also tief, so daß die Ziegel dort abgehoben werden. War der Hangar aus Blech, so wird das Ganze auf einmal gehoben, was den Auftrieb eindrücklich demonstriert.

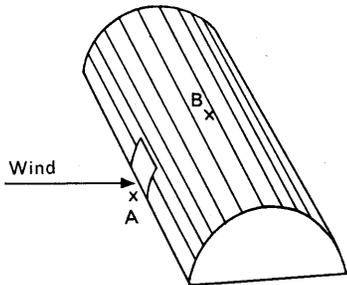


Fig. 1 Beispiel für die Wirkung der Luftkräfte

Bei einem Profil sind die Verhältnisse ganz ähnlich. Das Profil und die Geschwindigkeiten sind in Fig. 2 aufgezeichnet (je länger die Pfeile, um so größer ist die Geschwindigkeit). Wie sich die Geschwindigkeiten am Profilmfang verteilen, läßt sich nicht ohne weiteres sagen. Es gibt Verfahren, sie für jedes beliebige Profil zu rechnen. Der Arbeitsaufwand mit dem Rechenschieber beträgt leider etwa 20 Stunden. Der Druckverlauf, der sich dann nach Bernoulli leicht ergibt, ist ebenfalls in Fig. 2 gezeigt. Um diese Figur zu verstehen, denken wir uns ein Barometer mit der Luft entlang der Bahn 1 mitbewegt. Lesen wir an jedem Punkt des Profils das Barometer ab und zeichnen den Druck an dieser Stelle auf, so erhalten wir die «Druckverteilung» in Fig. 2. Weit vor dem Profil zeigt das Barometer ungestörten Druck (1 Atmosphäre) an. Je näher wir dem Staupunkt A kommen, um so kleiner wird die Geschwindigkeit und um so größer der Druck (Barometer steigt). Um die Nase herum steigt die Geschwindigkeit rasch, und der Druck sinkt entsprechend, nämlich unter eine Atmosphäre (deshalb der

Name Saugseite für die Profilloberseite). Nach dem Druckminimum (bei D) steigt der Druck wieder langsam an und ist am Endholm etwas größer als der Atmosphärendruck. Auf der Unterseite sind die Geschwindigkeiten klein, der Druck deshalb groß. Da der Druckunterschied zwischen Ober- und Unterseite der Kraft auf einen Quadratcentimeter des Flügels entspricht, ist die schraffierte Fläche ein Maß für den Auftrieb, den das Profil liefert. In Fig. 2 habe ich

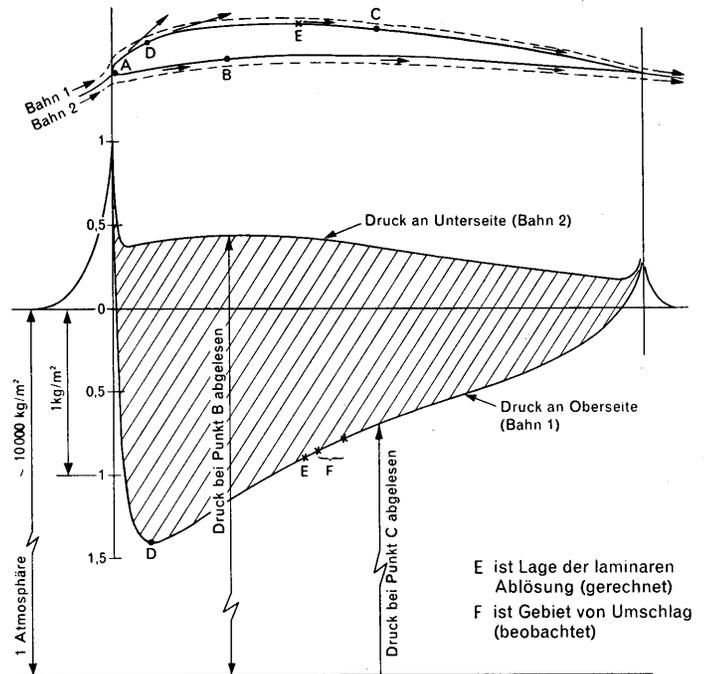


Fig. 2 Druckverteilung am Profil Gö 417

das Profil Gö 417 aufgezeichnet und die Druckverteilung dafür gerechnet. Das Profil ist so angestellt, daß $c_a = 1,05$ wird. Die Geschwindigkeit beträgt ungefähr 4 m/s ($\rho \cdot V^2 = 1 \text{ kg/m}^2$).

Vergrößern wir den Anstellwinkel, so wird der «Umweg», den die Strömung auf der Saugseite machen muß, und damit die Geschwindigkeit größer, der Unterdruck tiefer, und wir erhalten mehr Auftrieb. Leider legt die Grenzschicht sehr bald ihr Veto dagegen ein.

2. Grenzschicht

Wir betrachten eine sehr dünne ebene Platte, die in der Längsrichtung angeströmt wird (Fig. 3). Wir denken uns eine Luftsäule vor dieser Platte mit Rauch markiert. Die

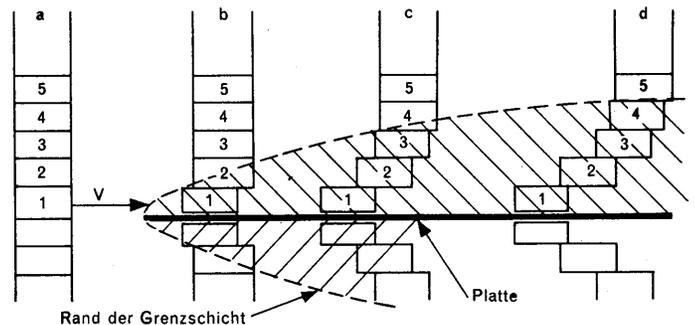


Fig. 3 Bildung der Grenzschicht

ganze Säule bewegt sich mit der Geschwindigkeit V gegen die Platte (bei a in Fig. 3). Wir denken uns weiter diese

Luftsäule in Schichten aufgeteilt (Fig. 3, mit 1, 2 usw. bezeichnet). Diese Schichten müßten sehr dünn sein. Der Deutlichkeit halber nehmen wir sie aber als dick an; etwas Wesentliches geht dabei nicht verloren. Sobald nun diese Säule über die Vorderkante der Platte gleitet, wird Teilchen 1 bei der Berührung mit der Platte gebremst. Sein «Schuß» (Impuls) wird durch die Reibung langsam aufgezehrt. Es bewegt sich langsamer und käme schließlich zum Stillstand, wenn es nicht von Teilchen 2 überholt würde. So wird es aber von diesem Teilchen mitgeschleppt. Gleichzeitig wird natürlich Teilchen 2 von Teilchen 1 gebremst, so daß nun auch dieses langsamer wird (in Fig. 3c). Allmählich werden immer mehr Teilchen gebremst, so daß sich die Wirkung der Reibung weiter und weiter von der Platte weg erstreckt. Die gebremsten Luftteilchen bilden die sogenannte Grenzschicht. Diese umfaßt den schraffierten Bereich in Fig. 3.

Nach dem, was wir bis jetzt sahen, könnte man glauben, das Teilchen 1 käme, wie ein gebremstes Auto, einmal zum Stillstand. Dies tritt aber nicht ein, da die Bremskraft zwischen Platte und Teilchen 1 im Stillstand verschwindet. (Dies ist eine Eigenart der Reibung in Flüssigkeiten, die wir als Tatsache hinnehmen müssen!) Es bliebe dann nur die Schleppkraft von Teilchen 2 übrig, die unser stehendes Teilchen wieder in Bewegung brächte.

Bisher haben wir den Einfluß des Druckes nicht beachtet, da er in unserem Beispiel überall gleich war. Deshalb müssen wir nochmals Teilchen 1 betrachten. Es bewege sich in Fig. 4

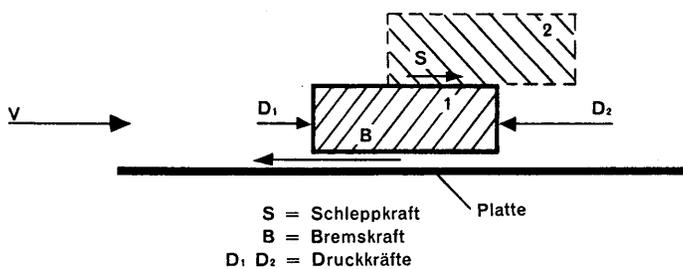


Fig. 4 Kräfte in der Grenzschicht

von links nach rechts. Wir nehmen an, daß der Druck in der Bewegungsrichtung steige, wie z. B. am hinteren Teil der Profilloberseite in Fig. 2. Dann wirken neben den alten Bekannten (Bremsung unten und Schleppkraft oben) noch Druckkräfte (D_1 und D_2 in Fig. 4). Wie wir am Beispiel des Tauchers sahen, wirken sie überwiegend vom hohen gegen den tiefen Druck, in unserem Fall also auch bremsend. Sie bremsen natürlich um so mehr, je größer der Druckunterschied zwischen Vorder- und Rückseite des Teilchens ist (je steiler der Druckanstieg ist). Ist die bremsende Druckkraft groß genug, so kommt das Teilchen allmählich zum Stillstand. Die Druckkraft verschwindet nun leider nicht (im Gegensatz zur bremsenden Reibungskraft). Ist sie größer als die Schleppkraft, so setzt sie Teilchen 1 gegen die allgemeine Strömungsrichtung in Bewegung, und die Strömung löst ab.

Wir merken uns also, daß die Strömung ablöst, wenn der Druck in Bewegungsrichtung zu schnell zunimmt.

In Fig. 6c ist eine Strömung gezeichnet, die im Punkt A ablöst. Bläst man bei B Rauch in die Strömung, so wird er nach vorn gegen A getragen.

In der Strömung, die wir bis jetzt betrachteten, bewegten sich die Teilchen in geordneten Bahnen, jedes hinter seinem Vorgänger her. Diese Strömungsform nennt man *laminar*.

Könnte man die Geschwindigkeit an irgend einem Punkt nahe der Profilloberfläche sehr genau untersuchen, so würde sich zeigen, daß sie in Wirklichkeit immer etwas schwankt. Diese zufälligen Schwankungen rühren davon her, daß die Luft, durch die das Modell fliegt, nie ganz ruhig ist. Sie können groß sein und sich langsam ändern (z. B. hervorgerufen durch Böen) oder klein sein und sich rasch ändern (z. B. Ton einer Autohupe). Im allgemeinen werden diese Störungen mit der Zeit kleiner und verschwinden schließlich. Es gibt aber Fälle, in denen *passende* Störungen, welche in die Grenzschicht geraten, verstärkt werden. Sie werden dann der Profilloberfläche entlanggeschwemmt und wachsen dabei langsam. Haben sie eine gewisse Größe erreicht, so zerfallen sie plötzlich in ein unbeschreibliches Durcheinander und füllen damit das ganze Gebiet der Grenzschicht aus. Diesen ungeordneten Zustand der Strömung nennt man *turbulent*.

Wodurch unterscheidet man die turbulente Grenzschicht von der laminaren? Durch die wirre Vermischung der Strömung wirken die Teilchen bei turbulenter Strömung wie verzahnt. Die Schleppkraft zwischen Teilchen 1 und Teilchen 2 wird deshalb viel größer, so daß die turbulente Grenzschicht einen viel steileren Druckanstieg erträgt, ohne abzulösen.

3. Reynoldszahl

Wir betrachten die Strömung um zwei Körper, die gleich, aber verschieden groß sind (sie müssen z. B. auch den gleichen Anstellwinkel haben). Wenn wir die Strömung um den einen kennen (Lage von Ablösung und Umschlag, Grenzschichtdicke, Kräfte usw.), so können wir im allgemeinen *gar nichts* über die Strömung um den anderen aussagen! Es läßt sich aber zeigen, daß die Strömungen vergleichbar sind, wenn eine bestimmte Größe für den kleinen und den großen Körper gleich wird; diese Größe nennt man *Reynoldszahl* (Re). Exakt kann man also Windkanalergebnisse, die an einem kleinen Modell gewonnen wurden, nur dann auf das Flugzeug anwenden, wenn Re in beiden Fällen gleich ist. Im allgemeinen ändert sich der Zustand der Strömung nur wenig, wenn man die Reynoldszahl ändert. Für den Aerodynamiker ist dies eine große Erleichterung, da er deshalb Messungen an einem kleinen Modell ohne große Fehler auf ein Flugzeug übertragen darf, auch wenn die Reynoldszahlen nicht gleich sind.

Leider befinden wir uns mit unseren Modellen in einem Bereich, in dem sich die Profileigenschaften sehr schnell ändern, wenn man Re ändert. Deshalb können wir die Resultate von Windkanalmessungen, die bei größeren Reynoldszahlen erhalten wurden, kaum verwenden. Die Formel für die Reynoldszahl lautet:

$$Re = \frac{U \cdot t}{\nu}$$

U ist dabei die Flugeschwindigkeit,

t ist die Flügeltiefe,

ν hängt nur vom Zustand der Luft ab, in der das Modell fliegt; es heißt kinematische Zähigkeit.

Da sich der Zustand der Luft nicht stark ändert, können wir obige Formel annähern mit

$$Re = 70 \cdot U \cdot t$$

U in Metern pro Sekunde (4—6 für A 2-Modelle),

t in Millimetern (130—160).

(Fortsetzung folgt)

Von HANSHEIRI THOMANN

Dabei dürfen wir nicht vergessen, daß Re für das gleiche Modell an einem kalten Wintermorgen mit hohem Barometerstand (-10°C und 770 mm Hg) etwa 20% größer ist als an einem warmen Sommerabend mit tiefem Barometerstand ($+25^\circ\text{C}$ und 700 mm Hg). Das sagt uns noch nicht viel. Wenn wir aber bedenken, daß dem eine Änderung in der Flügeltiefe von 150 mm auf 120 mm entspricht, so werden wir nachdenklich. Also nicht vergessen beim Trimmen an einem Sommerabend!

4. Möglichkeiten, um die Lage des Umschlagspunktes zu beeinflussen

Da die turbulente Grenzschicht einen viel steileren Druckanstieg erträgt als die laminare, ist es wichtig, daß wir den Umschlag erzwingen können. Dazu haben wir zwei Möglichkeiten.

4.1. Die *Druckverteilung* am Profil hat einen wesentlichen Einfluß auf den Umschlagspunkt. Sinkt der Druck in Strömungsrichtung, so ist es für uns beinahe unmöglich, den Umschlag zu erzwingen. Auch wenn wir in der laminaren Grenzschicht eine Störung erzeugen, so wird diese einfach mitgeschwemmt, ohne daß sie wächst. Kommt diese Störung dagegen ins Gebiet des Druckanstieges, so beginnt das, was von ihr noch übrig ist, schnell zu wachsen. Es entsteht dann ein Wettlauf zwischen Umschlag und laminarer Ablösung. Auch wenn die laminare Ablösung zuerst ist, haben wir das Spiel noch lange nicht verloren, da sie selbst ein äußerst kräftiges Mittel ist, um den Umschlag zu erzeugen und sich eine turbulente Strömung bei günstiger Profilform wieder anlegt.

4.2. *Passende Störungen* werden in der laminaren Strömung vergrößert, bis sie den Umschlag herbeiführen. Stellen wir der Grenzschicht solche Störungen zur Verfügung, so kann der Umschlag früher eintreten. Als Nachteil nehmen wir einen zusätzlichen Widerstand in Kauf. Während dieser Verlust (an Flugzeit) ziemlich konstant ist, ist der Gewinn, den wir dadurch erzielen, sehr stark von der Reynoldszahl abhängig. Bei großen Re (große Geschwindigkeiten und Flügeltiefen) ist der Gewinn klein (und kann sogar zum Verlust werden). Er hat ein Maximum im Gebiet, in dem sich die A2-Modelle befinden. Sinkt die Reynoldszahl weiter (unter A1- und Wakefieldmodelle), so sinkt der Gewinn wieder, da nun große Gebiete mit laminarer Ablösung trotz den Strömungen auftreten.

Über den Gewinn an Flugzeit hinaus verbessern wir auch die Stabilität, da der maximal mögliche Auftrieb etwas wächst. Dies kann bei böigem Wetter ein großer Vorteil sein. Leider ist es sehr schwer, eindeutige Versuche über diesen Einfluß durchzuführen.

Störungen können wir auf mehrere Arten erzeugen.

a) Am besten bekannt ist der Stolperdraht, der auf der Profilloberfläche sitzt (Fig. 5a). Unmittelbar hinter diesem hat man ein Gebiet mit abgelöster laminarer Strömung. Dieses kann nun den Umschlag erzwingen. Da es aber im Gebiet mit fallendem Druck (in Strömungsrichtung) liegt, ist dies sehr schwer, d. h. man braucht dicke Drähte (etwa 1 mm), um überhaupt etwas zu erreichen. Man kann den

Stolperdraht nicht so legen, daß er im Normalflug unmittelbar hinter dem Druckminimum liegt (in 20 bis 40% der Flügeltiefe). Vergrößert nämlich eine Böe den Anstellwinkel, so wandert das Druckminimum nach vorn, so daß der Stolperdraht leicht ins Gebiet der laminaren Ablösung gerät, wo er nichts mehr nützt. Bei noch größerem Anstellwinkel kann er sogar die turbulente Grenzschicht zum Ablösen bringen. Da dann die Strömung im ganzen Gebiet hinter dem Stolperdraht gleichzeitig ablöst, verliert das Modell plötzlich viel Auftrieb, was die Stabilität stark verschlechtert.

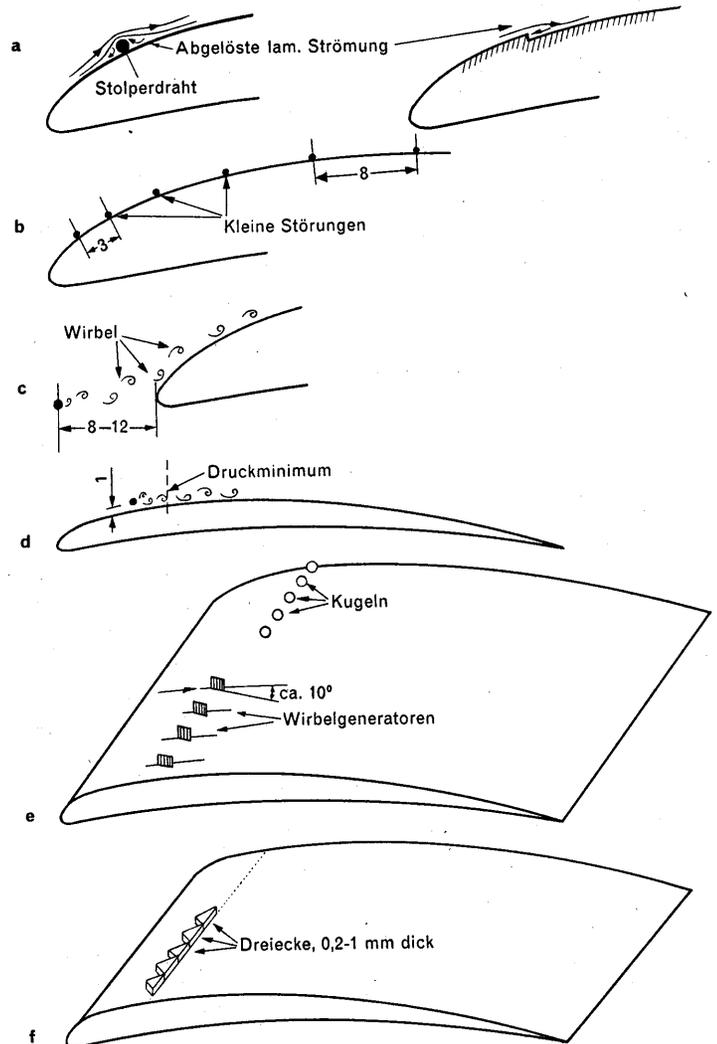


Fig. 5 Möglichkeiten, den Umschlagspunkt zu beeinflussen

In die gleiche Gruppe gehören auch einspringende Ecken in der Profilloberfläche (Fig. 5a), welche die gleichen Nachteile aufweisen.

b) Mehrere kleine Störungen im richtigen Abstand ($3-8\text{ mm}$) können günstiger sein (Fig. 5b). Es ist aber mühsam, ihre Lage, Abstand und Dicke in Flugversuchen festzustellen. Geschickt angebracht, ergeben sie aber weniger Widerstand als der Stolperdraht.

c) Der vorgespannte Turbulenzdraht (Fig. 5c) wird vielfach nicht angewendet, weil er etwas komplizierter anzubringen ist, und weil die Modelle auch ohne ihn fliegen! Seine Wirkungsweise ist ganz anders als beim Stolperdraht.

Es zeigt sich nämlich, daß sich hinter ihm eine Doppelreihe regelmäßiger Wirbel bildet, sobald sein Durchmesser größer als etwa 0,2 mm wird (bei einer Fluggeschwindigkeit von 4,5 m/s). Bei einem Drahtdurchmesser von 0,5 bis 0,8 mm bilden diese Wirbel passende Störungen. Da die Wirbel sehr langsam abklingen, werden sie von der Strömung mitgetragen und an passender Stelle vergrößert. Sie erzwingen den Umschlag also nicht zu früh, sondern stehen immer dort zur Verfügung, wo die Grenzschicht sie braucht. Der Abstand zwischen Draht und Flügelnase ist nicht kritisch; 8–12 mm ist ein brauchbarer Wert. Wichtig ist dagegen die Höhenlage des Drahtes. Dieser soll so hoch liegen, daß die Wirbel über die Profilloberseite geschwemmt werden. Dabei hat die Form der Profilnase großen Einfluß, so daß es schwer ist, Zahlen anzugeben. Bei meinen Profilen liegt der Draht so, daß er die **Tangente an der Unterseite berührt.**

d) Da die Wirbel, die sich hinter einem Draht bilden, langsam abklingen, sollte der Draht so nahe wie möglich beim Druckminimum liegen (Fig. 5d). Der Abstand von der Profilloberfläche soll etwa 1 mm betragen, damit sich die Wirbel ausbilden können. Der Vorteil dieser Methode ist, daß man dünnere Drähte anwenden kann (0,2 bis 0,4 mm), was den zusätzlichen Widerstand herabsetzt. Man hat aber, wie beim Stolperdraht (Fig. 5a), den Nachteil, daß der Draht für jede Fluglage an einer anderen Stelle liegen sollte.

e) Dreidimensionale Störungen (Reihe von Kugeln, Wirbelgeneratoren usw.) haben sich bei mir nicht bewährt. Sie müssen sehr groß sein (2 bis 3 mm), bis sie wirksam werden (Fig. 5e).

f) ~~Dreiecke auf der Profilloberfläche~~ haben dagegen eine erstaunliche Wirkung (Fig. 5f). Sie sind im «Journal of Aeronautical Sciences» vom März 1957 kurz beschrieben. Bei einem meiner Modelle habe ich gleichseitige Dreiecke von 5 mm Seitenlänge angebracht, ~~Ihre Basis lag 7 mm~~ hinter der Eintrittskante. Obwohl sie nur 0,2 mm hoch sind, haben sie den Umschlagspunkt um ca. 30 mm nach vorn verschoben. Es treten dabei ähnliche Störungen auf wie hinter einem Turbulenzdraht. Es ist ein Pfeifen, das hauptsächlich eine Frequenz enthält. Wie beim Turbulenzdraht klingen diese Störungen sehr langsam ab. Man kann deshalb diese Dreiecke weit vorn anbringen, so daß sie auch bei großen Anstellwinkeln vor dem Druckminimum liegen. Entsprechende Dreiecke am Höhensteuer konnten den Umschlag nicht herbeiführen; auch blieb das Pfeifen aus. Erst eine Verdickung auf 0,8 mm erzwang den Umschlag. Da das Anbringen dieser Dreiecke sehr mühsam ist, ist es wichtig, eine Möglichkeit zu haben, wenige Dreiecke untersuchen zu können (vgl. Abschnitt 7).

5. Profile

Zuerst müssen wir uns darüber klar sein, was wir brauchen. Wir wissen alle, daß der Gleitflug um so flacher wird, je größer der Auftrieb und je kleiner der Widerstand wird. Ist das Verhältnis von Auftrieb zu Widerstand für zwei Modelle gleich, so haben sie den gleichen Gleitwinkel. Das Modell mit dem größeren Auftrieb fliegt also auf der gleichen Bahn. Da es aber langsamer fliegt, braucht es mehr Zeit, bis es unten ist. Deshalb ist der Auftrieb für uns doppelt wichtig; er gibt einen guten Gleitwinkel und gleichzeitig eine kleine Geschwindigkeit. Wir stellen also folgende Forderungen an ein Flügelprofil:

a) Das Profil soll viel Auftrieb ergeben. Der Auftrieb wird nur von der Druckverteilung bestimmt. Wie wir in Abschnitt 1 sahen, ist die schraffierte Fläche in Fig. 2 ein Maß für den Auftrieb. Diese Fläche soll also so groß wie möglich sein. Dadurch erhalten wir aber automatisch irgendwo am Profil einen starken Druckanstieg. Ist die Grenzschicht dort laminar, so löst sie ab. Wenn es uns dagegen gelungen ist, den Umschlag früher zu erzwingen, so übersteht die turbulente Grenzschicht diesen Druckanstieg weitgehend. Da ein großes Gebiet mit abgelöster Strömung den Auftrieb stark verkleinert, müssen wir es vermeiden.

b) Der Widerstand soll klein sein. Wir nehmen aber eine kleine Widerstandserhöhung in Kauf, wenn wir damit den Auftrieb entsprechend vergrößern können. Der Widerstand wird durch die Reibungskräfte (Reibungswiderstand) und durch die Druckkräfte (Druckwiderstand) erzeugt. Die Reibungskräfte haben wir bereits im Abschnitt über die Grenzschicht kennen gelernt. Sie treten an jedem umströmten Körper auf. Da sie in laminarer Grenzschicht kleiner sind als in turbulenter, so ist der Reibungswiderstand bei laminarer Grenzschicht auch kleiner. Der Unterschied wird aber mit sinkender Reynoldszahl kleiner, so daß für uns der Unterschied nicht mehr so fühlbar ist. Betrachten wir eine ebene Platte, bei der die Grenzschicht von der Spitze weg laminar bzw. turbulent ist: Für ein großes Flugzeug ($Re = 10000000$) ist der Widerstand bei laminarer Grenzschicht dann nur 15 % des Widerstandes bei turbulenter Grenzschicht. Bei Reynoldszahlen der Modelle (50 000) ist der Wert dagegen 69 %, was den verkleinerten Einfluß deutlich zeigt.

Die Druckkräfte ergeben uns den Auftrieb, aber auch eine Kraft in der Bewegungsrichtung, den Druckwiderstand. Interessant ist, daß dieser Druckwiderstand ohne Grenzschicht und Ablösung ganz verschwindet! Solange die Grenzschicht anliegt, ist er relativ klein. Löst sie dagegen ab (weil sie den Druckanstieg nicht überwinden kann), so ist der Druck im Gebiet mit Ablösung klein (weil er wegen der Grenzschichtablösung nicht steigen konnte), und der Körper wird nach hinten gesaugt, was den großen Druckwiderstand erklärt.

c) Darüber hinaus ist wesentlich, daß wir eine möglichst große Reserve bis zum maximalen Auftrieb erreichen, damit das Modell auf Böen unempfindlich wird.

d) Die Stelle, an welcher der Auftrieb am Profil angreift wandert im allgemeinen nach vorn, wenn wir den Anstellwinkel vergrößern. Es ist natürlich angenehm, wenn diese destabilisierende Wirkung klein ist. Sehr wichtig ist dies aber bei Normalmodellen nicht, da wir diese Wirkung durch eine Verschiebung des Schwerpunktes nach vorn und eine entsprechende Vergrößerung der Einstellwinkeldifferenz ausgleichen können. Die Vergrößerung der Sinkgeschwindigkeit, die wir dadurch in Kauf nehmen müssen, ist nicht wesentlich.

Endlich können wir zur Hauptfrage übergehen. Wie müssen wir unsere Profile formen, damit sie die Punkte a) bis c) erfüllen? Wie ich bereits erwähnte, ist es recht mühsam, einen Zusammenhang zwischen Form und Geschwindigkeitsverteilung zu erhalten. Dazu kommt, daß die Vorgänge im Gebiet des Umschlages und der turbulenten Ablösung noch nicht ganz klar sind. Trotzdem kann man den ungefähren Verlauf und die Tendenzen angeben, was viel zum Verständnis hilft. Die Frage, wieviel Prozent Wölbung (also ein Zahlenwert) für ein Profil am günstigsten sind, kann dagegen im Moment noch niemand rechnerisch beantworten.

(Fortsetzung folgt)

Von HANSHEIRI THOMANN

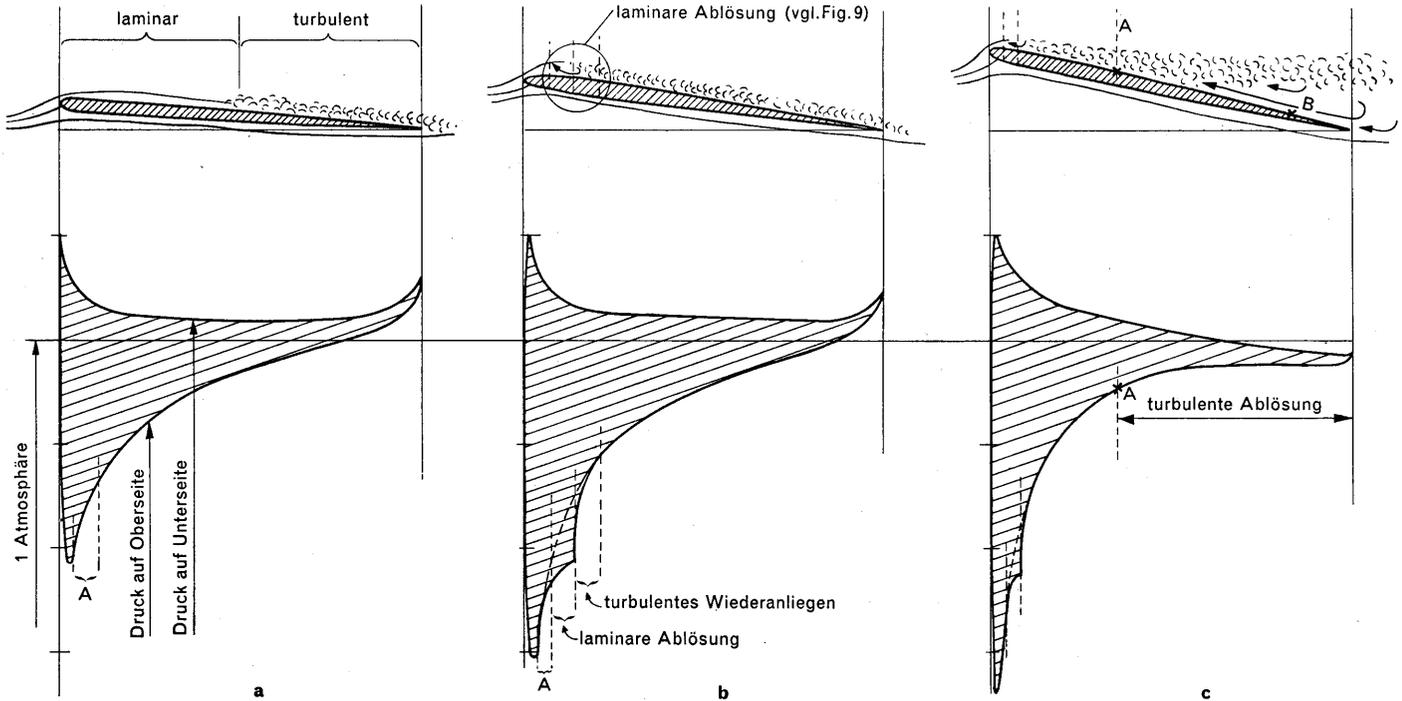


Fig. 6 Strömung an ebener Platte

5. 1. Einfluß der Wölbung

Stellen wir ein sehr dünnes, symmetrisches Profil einige Grade an, so erhalten wir eine Druckverteilung nach Fig. 6a. Obwohl die schraffierte Fläche (Auftrieb) nicht besonders groß ist, muß die Grenzschicht im Gebiet A einen starken Druckanstieg überwinden. In Fig. 6b ist das gleiche Profil noch etwas mehr angestellt. Die laminare Grenzschicht hat wegen des starken Druckanstiegs bei A abgelöst. Auf der Ablösung entsteht Turbulenz, welche den Druckanstieg

überwindet und die Strömung wieder zum Anliegen bringt. Die Druckverteilung wird nicht wesentlich geändert; dagegen haben wir eine sehr wirksame Art, den Umschlag zu erzwingen, kennen gelernt. Natürlich ist es auch möglich, daß die laminare Ablösung ausbleibt, da die Grenzschicht vor der Ablösungsstelle turbulent wird. Bei den kleinen Reynoldszahlen wird dies aber eher selten sein. Stellen wir das Profil noch etwas mehr an, so versagt schließlich auch die turbu-

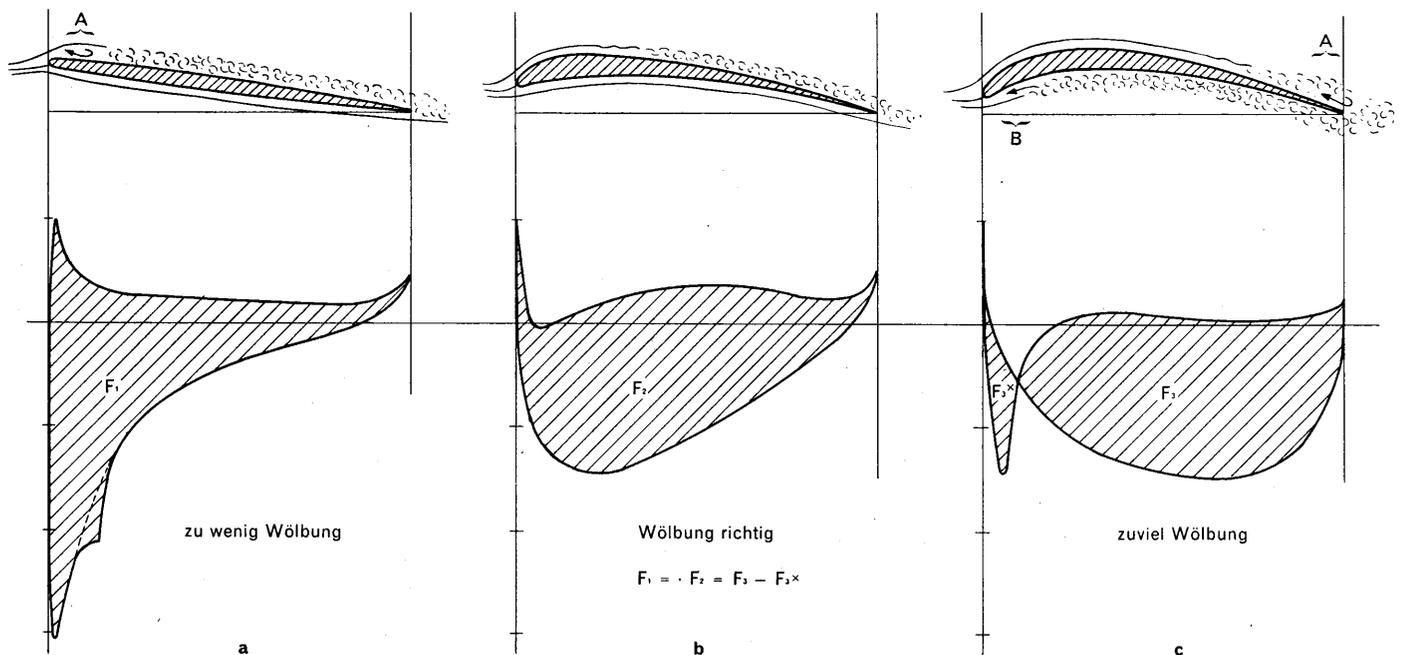


Fig. 7 Einfluß der Profilwölbung

lente Grenzschicht. Wir erhalten ein großes Gebiet mit abgelöster Strömung mit wenig Auftrieb und viel Widerstand als Folge.

Wegen des starken Druckanstiegs, der sich hinter der Eintrittskante einstellt, löst die Grenzschicht an der ebenen Platte ab, bevor wir viel Auftrieb erzeugt haben. Obwohl der Widerstand bei kleinen Anstellwinkeln sehr klein ist, ist sie deshalb für Flügelprofile ungeeignet.

Wölbt man die dünne Platte dagegen etwas (4–8% der Flügeltiefe), so wird die Druckverteilung sofort bedeutend günstiger, da sich der Druckanstieg nach hinten verschiebt und weniger steil wird (die Druckverteilung wird vollständiger). Übertreibt man (über 10%), so gerät man in ein Gebiet, in dem die Strömung gleichzeitig an zwei Stellen ablöst (*A* und *B* in Fig. 7c). Vergrößert man bei diesem Profil den Anstellwinkel, so wächst das Gebiet mit abgelöster Strömung bei *A*; verkleinert man ihn, so wächst dieses Gebiet bei *B*, und das Profil hat also in jedem Fall viel Widerstand.

In Fig. 7 sind diese drei Profiltypen aufgezeichnet. Alle drei Profile sind so angestellt, daß sie den gleichen Auftrieb ergeben.

Wie soll man die Wölbung über der Flügeltiefe verteilen? Es zeigt sich, daß dieser Punkt ziemlich wichtig ist. Was folgt, sind meine eigenen Erfahrungen. Da ich in den nächsten Jahren hoffentlich dazulernen werde, sollen sie nicht als endgültig aufgefaßt werden!

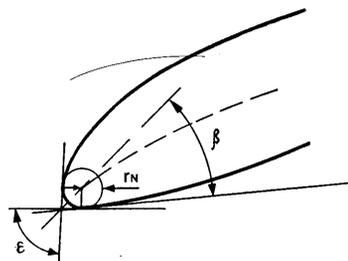


Fig. 8 Nasenpartie

a) Die Nasenpartie soll so steil wie möglich sein (Fig. 8). Löst die Strömung auf der Unterseite im Normalflug ab, so war es zuviel ($\beta = 36^\circ$ liegt auf der Grenze). Eine solche Nasenform erlaubt es, den günstigsten Auftrieb wesentlich zu überschreiten, ohne daß die Strömung brüsk ablöst, was die Stabilität eines Modelles bedeutend verbessert.

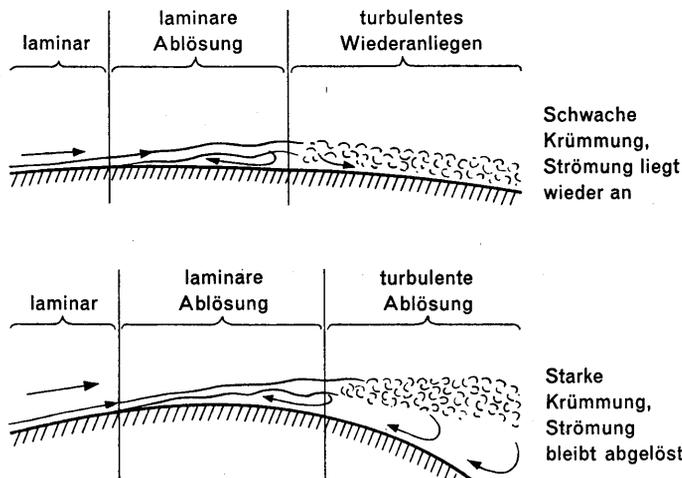


Fig. 9 Einfluß von Wandkrümmung auf die laminare Ablösung

b) Die Mittelpartie auf der Profiloberseite soll relativ wenig gewölbt sein. Bei allen Flügelprofilen, die ich bis jetzt untersuchte, lag der Umschlagpunkt bei 25–50% der

Flügeltiefe. Häufig wurde er durch die laminare Ablösung erzwungen. Ist die Oberfläche im Gebiet der laminaren Ablösung stark gekrümmt, so läuft man Gefahr, daß auch die turbulente Grenzschicht nicht mehr anliegt (Fig. 9).

Ich vermute, daß deshalb die ausgesprochenen Laminarprofile bei unseren kleinen Reynoldszahlen schlecht sind. Bei ihnen fällt nämlich im Bestpunkt das Gebiet starken Druckanstieges mit der laminaren Ablösung und der starken Krümmung zusammen.

c) Die Austrittskante soll etwas heruntergezogen sein. Ich finde keine Erklärung dafür, habe es aber lernen müssen. Ich hatte einen schlechten Flügel lange untersucht, ohne zu finden, warum er schlecht war. Ich ersetzte ihn durch einen gleichen; dieser war noch schlechter. Dafür merkte ich, daß der Spannack die Hinterkante stark hinaufgezogen hatte. Ich baute einen dritten Flügel, bei dem ich dies verhinderte. Die Profile und die geflogenen Zeiten (Mittel aus 30 bis 40 Starten) habe ich in Fig. 10 aufgezeichnet. Natürlich darf man nicht übertreiben, da sonst zuerst der Gleitflug «faul» wird und später auch die Sinkgeschwindigkeit wieder wächst.

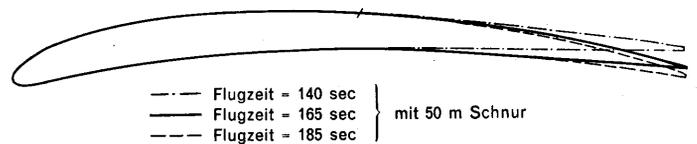


Fig. 10 Einfluß der Austrittskante

5. 2. Einfluß der Dicke

Betrachten wir wiederum ein symmetrisches Profil ohne Anstellwinkel. Auch wenn es dünn ist, so ist die Geschwindigkeit an seiner dicksten Stelle etwas größer als in der ungestörten Strömung. Da die Geschwindigkeit dahinter wieder abnimmt, steigt der Druck dort in Strömungsrichtung. Je dicker man das Profil macht, um so größer wird dieser Druckanstieg. Überschreitet die Dicke 10–20% der Flügeltiefe, so erhält man Ablösung, ohne Auftrieb erzeugt zu haben. Stellt man ein solches Profil an oder wölbt man seine Mittellinie, so wächst die Ablösung auf der Oberseite, so daß man auch für wenig Auftrieb viel Widerstand erhält. Aus diesem Grund sollte man also das Profil sehr dünn herstellen, da man dann den ganzen möglichen Druckanstieg zur Auftriebserzeugung verwenden kann. Dagegen sprechen aber zwei Gründe:

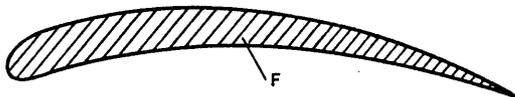
a) Bei einem dünnen Profil wird die Nase notgedrungen spitz. Solange das Profil mit dem Anstellwinkel fliegt, bei welchem die Nase nicht umströmt wird, macht dies nichts. Wird dagegen der Anstellwinkel von einer Böe erhöht, so bildet sich hinter der Nase eine «Saugspitze» (wie bei der dünnen ebenen Platte in Fig. 6a), hinter der die Strömung bald ablöst. Deshalb darf ein Profil, das gegen Böen unempfindlich sein soll, keine zu spitze Nase haben. Am günstigsten ist eine Nasenform, bei welcher der Nasenradius r_N 0,5 bis 0,8% der Flügeltiefe und der Winkel ϵ 60° bis 90° beträgt (Fig. 8). Der Übergang von dieser Nasenpartie in die restliche Profilkontur soll so stetig wie möglich verlaufen.

Spitze Nasen werden oft angewendet, um den Umschlag zu erzwingen (auf der laminaren Ablösung, die sich meistens hinter einer solchen Nase bildet). Wegen der ungünstigen Druckverteilung bei noch höheren Anstellwinkeln löst die turbulente Grenzschicht jedoch auch rasch ab, so daß diese Profile auf Böen empfindlich sind. (Fortsetzung folgt)

VON HANSHEIRI THOMANN

b) Die Steifigkeit eines Flügels gegen Verdrehung ist proportional zur Fläche F , die ein Profil enthält (bei einem bestimmten Gewicht des Flügels). Diese soll möglichst groß sein, damit der Flügel sich nicht verzieht und im Hochstart zu stark verdreht. Besonders die leichten Flügel sollen deshalb eine möglichst große Fläche F haben, was der Forderung nach einem dünnen Profil widerspricht. Baut man also ein Modell für ruhige Luft, so wird man einen dünnen Flügel (5–6 %) bauen, da man die Sinkgeschwindigkeit dadurch etwas verbessert (vorausgesetzt, daß man die richtige Profilwölbung gewählt hat). Für böiges Wetter darf dagegen das Profil 6 % bis 8 % dick sein, da dann die Stabilität wesentlich ist.

Fig. 11



Wie dick darf man die Endleiste machen? ist eine Frage, die immer wieder auftaucht. Hoerner veröffentlichte einen Artikel (Journal of the Aeronautical Sciences, Oktober 1950), auf Grund dessen man die Widerstandserhöhung ausrechnen kann. War die Strömung bei einem spitzen Endholm bereits ein Stück vor der Endkante abgelöst, so wird die Widerstandserhöhung wesentlich kleiner als die gerechnete. Dagegen kann ein halbrunder Endholm ziemlichen Einfluß auf den Auftrieb haben, wenn er von der Unterseite her umströmt wird. Ich forme deshalb die Endholme nach Fig. 12, nach dem Motto: «Nützt's nüt, so schadt's nüt.»

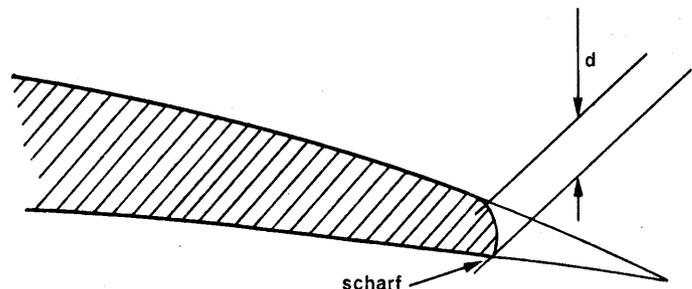


Fig. 12 Endholm

Um einen Anhaltspunkt zu bekommen, habe ich die Flugzeitverschlechterungen für ein Modell mit 15 cm Flügeltiefe und einer Flugzeit von 180 s für verschiedene Endholmdicken nach dem Artikel von Hoerner gerechnet.

Profilkoordinaten

Profil	x	0	1,25	2,5	5	7,5	10	15	20	30	40	50	60	70	80	90	100	r_N
F 4	y_o	0,68	2,80	3,84	5,34	6,43	7,20	8,38	9,06	9,65	9,45	8,78	7,78	6,31	4,21	1,45	-2,00	0,65
	y_u	0,68	0,16	0,34	0,84	1,27	1,70	2,44	3,06	3,95	4,15	3,94	3,44	2,57	1,37	-0,15	-2,00	
F 6	y_o	0,84	3,19	4,18	5,69	6,74	7,56	8,65	9,41	10,07	10,13	9,67	8,85	7,65	6,02	3,92	1,23	0,84
	y_u	0,84	0,01	0,05	0,46	0,99	1,57	2,64	3,57	4,77	5,38	5,49	5,13	4,40	3,35	2,05	0,52	
F 7	y_o	0,89	3,38	4,43	6,03	7,15	8,01	9,16	9,98	10,67	10,75	10,26	9,39	8,11	6,39	4,15	1,30	0,65
	y_u	0,89	0,25	0,70	1,49	1,98	2,05	1,63	0,98	0,28	0,84	1,98	3,01	3,52	3,29	2,37	0,89	

Flugzeitverschlechterung	s	0,1	0,6	3,0	7,4	12,8
Endholmdicke d	mm	0,15	0,45	1,5	3,0	4,5

1–1,5 mm dürfte also die obere Grenze sein, vorausgesetzt, daß man mit dem stumpfen Endholm nicht gleichzeitig den Auftrieb verbessert.

6. Eigene Profile

Für ruhige Luft verwende ich F 4. Es sind damit Zeiten von 190–200 s möglich (bei einer Spannweite von 215–220 cm). Da der hintere Teil des Profils relativ dick ist, läßt sich der Flügel ziemlich gut bauen. Kopflastig getrimmt, ist das Profil auch bei böigem Wetter brauchbar.

F 6 ist für etwas böigeres Wetter bestimmt. Die Flugleistungen sind nicht ganz so gut wie bei F 4. Die Stabilität ist dagegen etwas besser.

Bei stark böigem Wetter mit viel Thermik spielt die Sinkgeschwindigkeit nur noch eine kleine Rolle. Wichtig ist dagegen, daß man sehr leichte Flügel hat, die zudem sehr steif sind. Dazu ist ein Flügelprofil nötig, das einen hohen Hauptholm erlaubt und viel Fläche enthält. Mit diesen Überlegungen habe ich Profil F 7 entworfen. Die «Beule» auf der Unterseite beeinflusst die Strömung dort nicht stark, da die Grenzschicht immer noch bis zum Endholm laminar ist. Die Flugzeiten liegen bei 160 s, wenn das Modell auf «Sturm» getrimmt ist (bei einer Spannweite von 190 cm). Obwohl man das Modell dann viel «fauler» trimmen kann, werden die Zeiten nicht wesentlich besser. Ich vermute, daß die Oberseite etwas zu stark gewölbt ist. Dieses Profil hat sich in der letzten Saison gut bewährt, obwohl es sicher noch wesentlich verbessert werden kann.

7. Untersuchungsmethoden

Wesentlich für eine Verbesserung ist, daß wir die gemachten Überlegungen wirklich überprüfen können. Dies ist gerade auf unserem Gebiet besonders nötig, was der Bau der unzähligen Windkanäle auf der ganzen Welt zeigt. Ein brauchbarer Windkanal wird aber für die meisten unter uns ein Wunsch bleiben. Dagegen hat der Arzt ein Instrument, das uns ausgezeichnete Dienste leisten kann: das Stethoskop. Dies ist ganz einfach ein Schlauch, der auf einer Seite gegabelt ist (der Preis für die ganze «Ausrüstung» beträgt 15–20 Fr.). Steckt man diese Enden in die Ohren, so werden

Druckschwankungen vom anderen, offenen Ende in unsere Ohren übertragen. Da unser Ohr ein wunderbar empfindliches Instrument ist, können wir damit die Druckschwankungen «hören», die in der turbulenten Grenzschicht auftreten.

Die Versuche führen wir wie folgt durch: An der Stelle des Profils, die wir untersuchen möchten, befestigen wir ein passendes Rohr mit der Mündung gegen die Strömung (Fig. 13). Sehr gut haben sich Glasrohre (3 mm Außendurchmesser) bewährt, deren Spitze so ausgezogen wurde, daß eine Öffnung von 1 mm entsteht. Etwa 50 mm hinter der Mündung befestigen wir den Gummischlauch. Wenn wir diesen (am besten mit Tape) am Flügel befestigen, so müssen wir darauf achten, daß die Störung nicht so groß wird, daß sie die Strömung vor der Mündung beeinflusst. Den Gummischlauch befestigen wir weiter am Hochstarthaken. An seinem anderen Ende befestigen wir das Stethoskop (Schlauchlänge 3–4 m, Außendurchmesser 7 mm, Innendurchmesser 4 mm), welches wir in die Ohren stecken. Nun starten wir unser Modell an einem Abhang, dessen Neigung etwa dem Gleitwinkel entspricht, und laufen nebenher. Am Anfang hören wir kaum etwas Brauchbares, da der Gummischlauch überall streift, was einen großen Lärm verursacht. Nach einiger Übung gelingt es aber, diese Störungen auszuschalten, so daß wir mit der Untersuchung beginnen können. Im folgenden gebe ich eine Zusammenstellung, woran man die einzelnen Strömungsformen erkennt.

a) Ist die Mündung in ungestörter, laminarer Strömung, so hört man überhaupt nichts. Bläst man gegen die Mündung, so kann man sich davon überzeugen, daß der Schlauch nicht geknickt oder verstopft ist.

b) Hinter einem Turbulenzdraht hört man in laminarer Grenzschicht ein regelmäßiges Pfeifen, das durch die Wirbelstraße erzeugt wird. Dadurch wird es uns leicht, den Turbulenzdraht in der Höhe richtig zu placieren. Auf der Profilunterseite sollen wir nichts hören, nahe der Oberseite dagegen alles.

Können wir einen Klavierstimmer auftreiben (z. B. Hans Schnabel), so können wir zudem leicht die Fluggeschwindigkeit des Modelles bestimmen, da die Frequenz des Tones nur von dieser und der Drahtdicke abhängt, nach der Formel

$$V = \frac{n \cdot d}{0,190}$$

n = Anzahl Schwingungen pro Sekunde,

d = Drahtdurchmesser in Metern,

V = Fluggeschwindigkeit in Metern pro Sekunde.

Wir müssen allerdings darauf achten, daß wir bei dieser Messung den Draht in die ungestörte Strömung setzen (mindestens eine Flügeltiefe vor dem Nasenholm), da wir ja die Geschwindigkeit dort messen wollen.

c) Liegt die Mündung in turbulenter Grenzschicht, so hören wir ein Brausen, mit dem Donnern eines Düsentriebwerkes vergleichbar.

d) Eine laminare Ablösung können wir nicht direkt erkennen. Es gibt aber zwei Punkte, die darauf deuten. Ist sie groß, so kann es möglich sein, die Turbulenz zu hören, die auf ihrer Oberseite entsteht, während an der Profiloberseite, direkt darunter, noch nichts zu hören ist. Außerdem hat es sich gezeigt (in einem Windkanal), daß der Umschlag auf einer laminaren Ablösung in einem sehr kleinen Bereich (1–4 mm) erfolgt, und daß die entstandene

Turbulenz äußerst kräftig ist. Der gewöhnliche Umschlag ist dagegen ein stetiger Übergang zwischen 100 % der Zeit laminar (beim Beginn) und 100 % der Zeit turbulent (am Ende), wobei Beginn und Ende des Umschlages häufig 15–25 mm auseinander liegen.

e) Turbulente Ablösung kann angenommen werden, wenn hinter turbulenter Strömung wieder Ruhe auftritt. Ist der Bereich der turbulenten Ablösung klein, so ist es unmöglich, sie von turbulenter Strömung zu unterscheiden, obwohl das Gebrause wesentlich schwächer ist.

Ferner kann untersucht werden:

f) Dicke der turbulenten Grenzschicht, da außerhalb der Grenzschicht wieder Ruhe herrscht.

g) Einfluß der verschiedenen Turbulenzerzeuger auf den Umschlagspunkt.

h) Ob die Profilnase zu stark nach unten gezogen ist (die Strömung an der Unterseite muß bis zum Endholm laminar sein).

i) Ob das Höhensteuer bei der vorhandenen Lage des Schwerpunktes die richtige Wölbung hat. Auch hier soll die Unterseite wiederum laminar sein. Ist sie turbulent, so ist entweder die Wölbung zu groß oder der Schwerpunkt zu weit vorn. Die Wölbung ist dann am besten, wenn die Unterseite gerade nicht mehr turbulent ist. Dann hat man keinen Leistungsverlust wegen der Ablösung an der Unterseite und die größte Reserve bis zur Ablösung an der Oberseite.

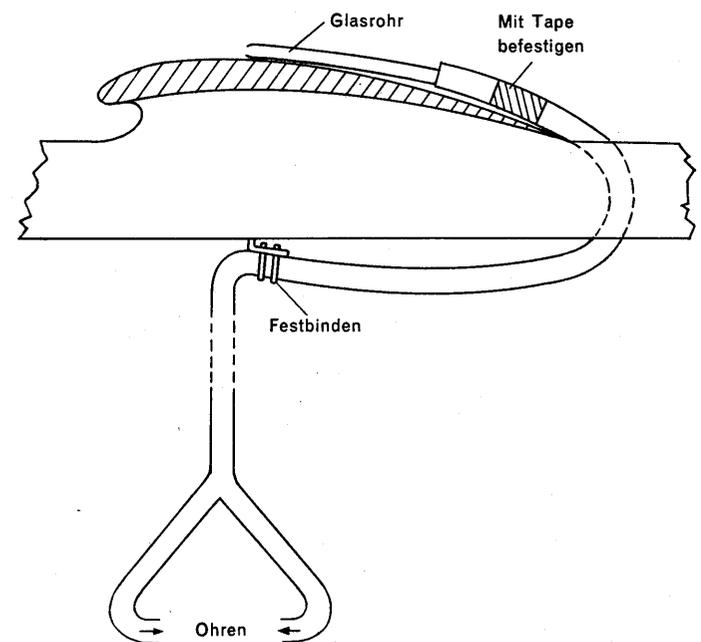
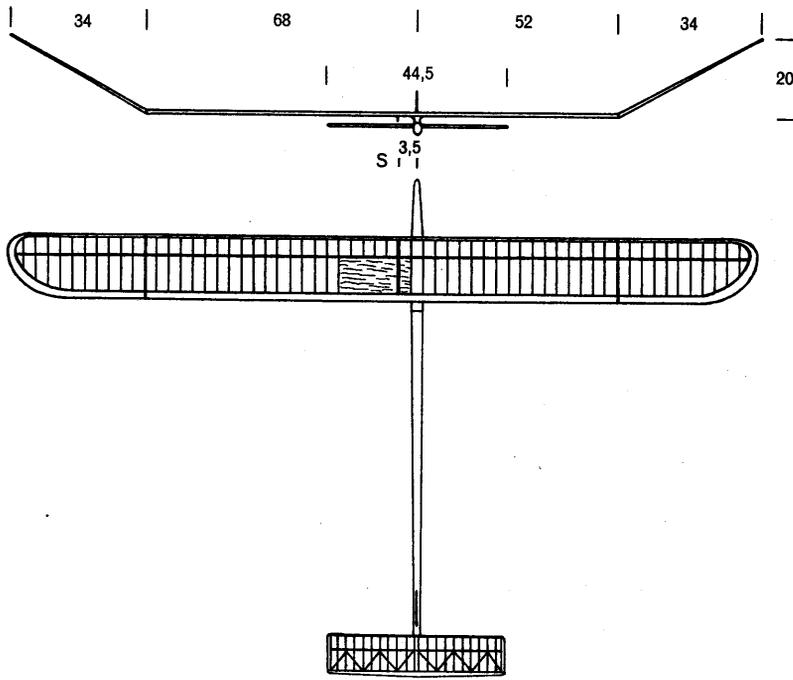


Fig. 13 Untersuchung mit Stethoskop

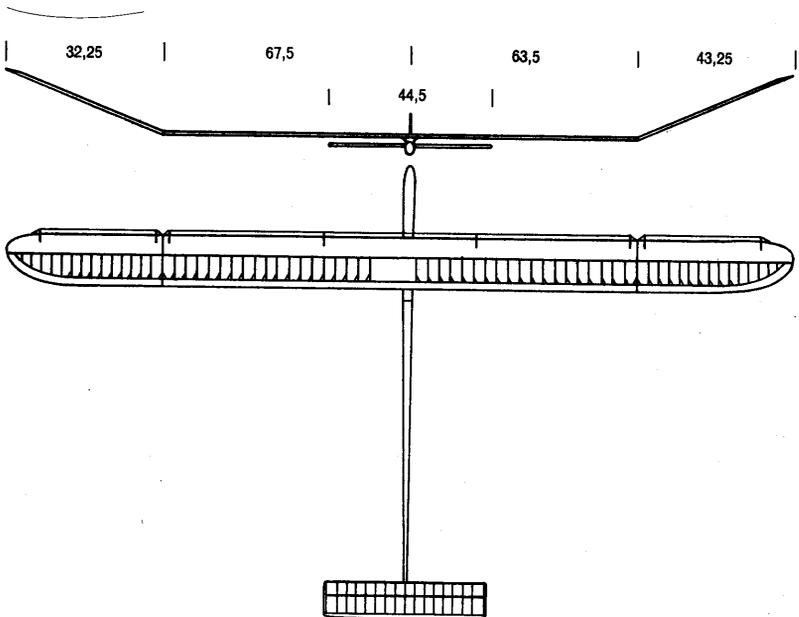
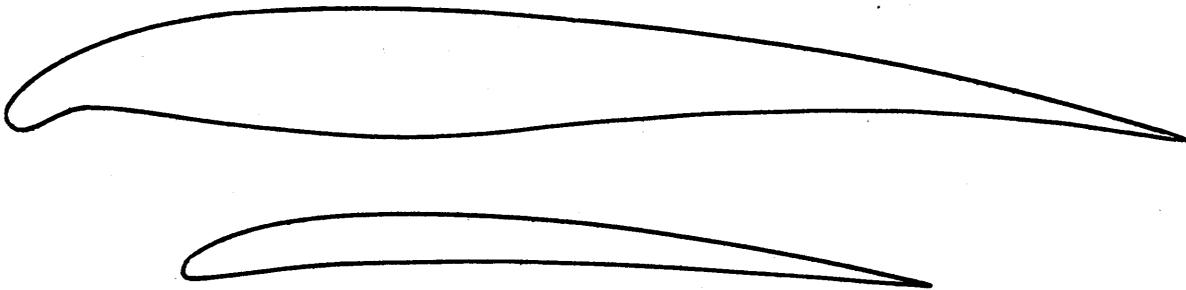
Diese Untersuchungsmöglichkeit ist sehr wertvoll, da sie uns einen Einblick in die Details der Strömung erlaubt, was sehr viel zum Verständnis beiträgt. Wir dürfen aber nicht vergessen, daß der Umschlag und die turbulente Grenzschicht von außerordentlich komplizierten Gesetzen bestimmt werden. Deshalb ist es häufig unmöglich, vorauszusagen, wie sich die Änderung einer Kleinigkeit auf das Ganze auswirkt (dies ist gerade das Faszinierende an unserem Sport, da man deshalb zu keinem Ende kommt). Aus diesem Grund kann diese Untersuchungsmethode aber nie den Flugplatz ersetzen, da schließlich nur die Flugleistungen maßgebend sind.

Erfolgreiche Flugmodelle



A2-Segelmodell «Sturmvogel» von
GREGOR SCHEU, MG Frauenfeld
Konstruktion: HANSHEIRI THOMANN,
MG Frauenfeld

Fläche: 33,9 dm²
Gewicht: 415 g
Kurve: 18–20 s Kreis (unbedingt
Linkskurve)
Schwerpunkt (S): 55 % und 35 mm
vom Rumpf
Hochstarthaken: 35 mm seitlich vom
Rumpf und 72 mm von der Flügel-
nase



A2-Segelmodell «Thermikvogel» von
HERBERT KRUCKER, MG Frauenfeld

Fläche: 33,9 dm²
Gewicht: 420 g
Profil Flügel: Gö 417
Profil Höhensteuer: Gö 417