

Die Entwicklung von A-1-Hochleistungsmodellen

1. Fortsetzung

I. 2. Modell A1/4 (Abb. 2)

Beim Entwurf und Bau dieses Modells scheute ich keinen Aufwand; denn im Ergebnis sollte ein technisch möglichst perfekter und aerodynamisch hochwertiger Segler entstehen. Die Vorüberlegungen, das Durchrechnen und die Konstruktion nahmen etwa 30 Stunden in Anspruch, der Bau selbst ungefähr 40 Stunden. Deshalb erhielt das Modell dann auch bald den Spitznamen „Der Aufwendige“.

Es entstand im Frühjahr 1963 und flog erstmals im Mai. Es sollte alle Schwächen seiner Vorgänger, vor allem die unsicheren Hochstarteigenschaften und die mäßige Längsstabilität, überwinden. Seiten- und Höhenleitwerk, Hochstarthaken und Trimmgewicht können durch zwar zeitraubende, aber genaue Schraubenverstellungen kontinuierlich verändert werden; es sind auf diese Weise also rekonstruierbare Verschiebungen möglich, was man nicht gerade als üblich bei den derzeitigen Wettbewerbsmodellen bezeichnen kann.

Weil mir die primäre Ursache der schlechten Längsstabilität der Modelle A1/1 und A1/2 damals noch nicht in voller Tragweite bekannt war, die Neutralpunkttheorie aber inzwischen zu meinem Wissen zählte, versuchte ich, möglichst viele der die Längsstabilität beeinflus-

senden Größen günstig zu wählen. Das führte zu

a) einem ziemlich druckpunktfesten, weil dicknasigen, Profil, von dem auch die Polaren bekannt sind*: das Hacklingerprofil Gö 803 mit Turbulenzdraht

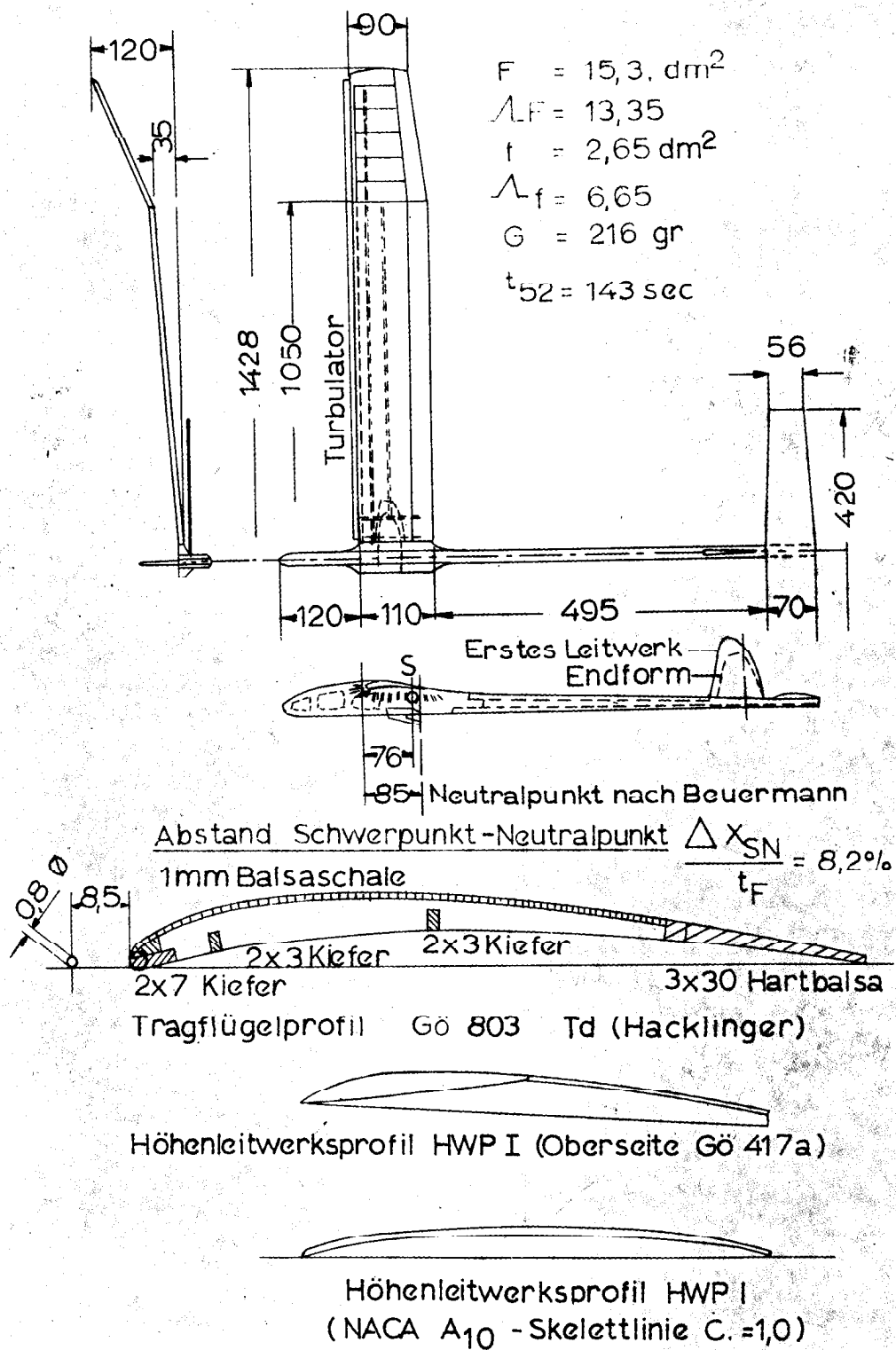
b) einem ziemlich langen Höhenleitwerkshebelarm

c) einem hochwertigen Höhenleitwerk großer Streckung ($\Delta_f = 6,65$) mit einem der gewölbten Platte Gö 417a sehr ähnlichen Profil hohen Auftriebsanstiegs und geringen Widerstandes. Unberücksichtigt blieb das Trägheitsmoment, dem ich einen schwächeren Einfluß zurechnete.

Der Rumpf besteht im Vorderteil aus einer 4 mm Sperrholzplatte und zwei angefügten 4×4 Kiefernleisten; das ganze wurde seitlich mit 4 mm Balsa beplankt und elliptisch geschliffen. Es ergab sich so ein nahezu unzerstörbarer, im Gewicht gerade noch erträglicher,

* Anm. d. Verf.: Veröffentlicht in K. Kraemer „Flügelprofile im kritischen Reynoldszahlenbereich“, Bd. 27 der Reihe „Forschung auf dem Gebiet des Ingenieurwesens“, 1961.

Abb. 2 Modell A 1/4



Rechter Aussenflügel 25 grad verwunden!

recht ordentlicher Rumpf, der eine wegen der Spiralstabilität vielleicht etwas zu groß geratene vordere Dämpfungsfläche besitzt. Der Flügel wurde in einer nur 34 mm breiten und 1 mm dicken Duralzunge (sie ist zu schwach) so am Rumpf befestigt, daß die Oberseite nicht gestört wird. Um Interferenzwiderstände zu vermeiden, ließ ich den Rumpf in weicher Ausrundung in die Flügelunterseite übergehen.

Das Seitenleitwerk hatte ursprünglich ein unsymmetrisches Profil und erzeugte den zum Kurvenflug notwendigen Auftrieb ohne Ausschlag der Klappe. Dieses schöne, aber zu groß geratene Leitwerk fiel einer später notwendig gewordenen Änderung zum Opfer.

Die Auslegung der Tragfläche mit einer Streckung von $\Lambda_F = 13,3$ und den trapezförmigen Ohren entspricht zusammen mit dem streng eingehaltenen Profil dem derzeitigen Hochleistungsstandard. Auf die Flügelumrißform werde ich später noch zu sprechen kommen. Die Flügeloberseite ist im Mittelteil mit 1 mm Balsa beplankt und glatt poliert; die Ohren und die Unterseiten wurden mit Papier 12 g/m² bespannt. Durch Duralverstärkungen der Flügelanschlusstrippen und die auch hier wieder angewendete kräftige Nasenleiste blieben die Flügel bisher völlig unverletzt; und das, obwohl die Zunge einmal bei kräftigem Wind um ca. 60° hochgebogen wurde. Inzwischen habe ich sie gegen eine sehr harte, titanlegierte 1,2 mm Leichtmetallzunge ausgewechselt.

Unter Zugrundelegung der stark vereinfachten Neutralpunkttheorie wurde ein enger Bereich errechnet, in dem der Schwerpunkt liegen mußte. Die ersten Starts zeigten dann auch, daß die Einstellwinkeldifferenz richtig war. Das Einfliegen machte Vergnügen. Das Modell flog so unkritisch und verhielt sich so schulmäßig, daß mir die Modellfliegerei richtig wissenschaftlich vorkam. Ich konnte durch Verlegen des Schwerpunktes innerhalb eines Bereichs von 15 mm von der Resonanz (Dauerpumpen mit ständig größeren Amplituden) bis zur aperiodischen Dämpfung (sprich Absturz) alle Reaktionen auf Störungen ausprobieren. Die Freude über die hervorragende Längsstabilität war verständlicherweise groß nach der Pleite mit den Vorgängern. Im Lauf einer Versuchsserie mit verschiedenen Turbulenzdrähten und einem leichteren, noch wirksameren Höhenleitwerk mit neuem Profil (HW P II) nahm ich an den Modellen im Laufe der Zeit noch einige Verbesserungen vor, über die ausführlicher in Kapitel III und IV berichtet wird.

Das Modell hatte eigentlich nur zwei Fehler: schlechte Hochstarteigenschaften und eine hartnäckige Richtungsstabilität. Es durchflog Thermikschlände mit einer Sturheit ohne Maß, hielt den einmal eingestellten Kreisdurchmesser eisern ein und verhielt sich an der Hochstartschnur wie ein nervöses Rennpferd — eine bittere Pille nach den 70 Stunden Arbeit. Gegen die Richtungsstabilität gab es allerdings ein einfaches und höchst wirksames Mittel; das Seitenleitwerk wurde radikal verkleinert und zum Einkreisen in Thermikschlände schränkte

ich nachträglich das rechte Ohr von innen nach außen um 2,5° positiv. Diese Änderungen nahm ich im Winter 63/64 nach einigen Wettbewerbs Erfahrungen vor. Sie wirkten prompt und wunschgemäß und beseitigten zugleich auch die Hochstartprobleme. Jetzt folgt das Modell ohne Ausbrechen oder Pendeln dem Starter. Es ist nach wie vor unbestritten das beste Stück in meiner Sammlung.

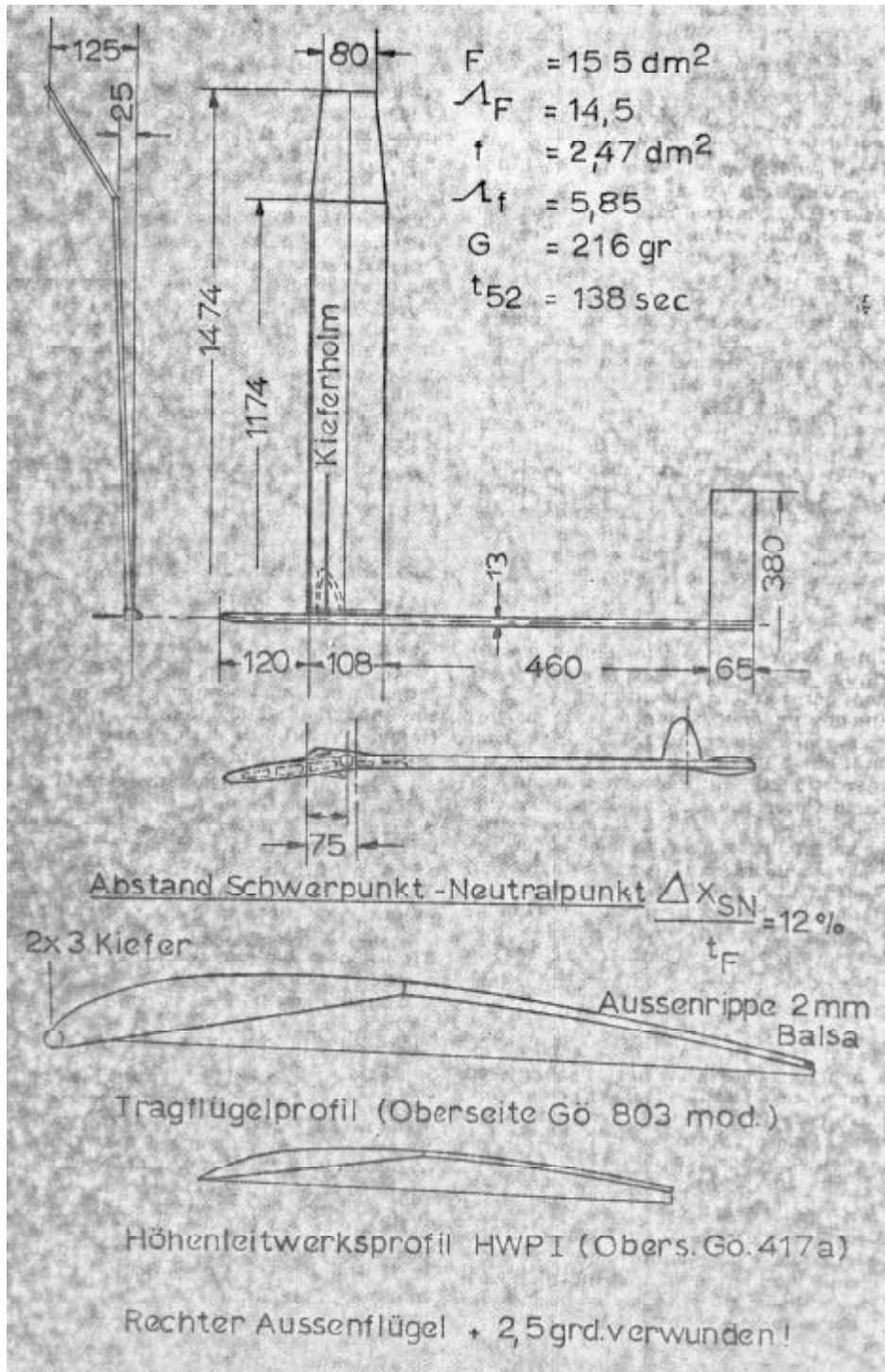
Interessant für mich war die radikale Verbesserung der Hochstarteigenschaften durch die Verkleinerung des Seitenleitwerks. Allem Anschein nach waren die Seitenflächen schlecht mit der Flügel-V-Form abgestimmt; dabei hatte ich das Seitenleitwerk eigens wegen der Windfahnenwirkung im Hochstart sehr groß gebaut. Es scheint also doch nicht so zu sein, wie verschiedentlich schon behauptet wurde, daß die Windfahnenfläche allein entscheidend ist.

Das Modell fliegt bei „Münchner“ Normalbedingungen (Sunrisebedingungen) aus 52 Meter Höhe durchschnittlich 143 Sekunden; das ist eine durchaus mit den Zeiten der besten mir bekannten A1-Modelle vergleichbare Leistung, wobei ich voraussetze, daß die Vergleichszeiten unter bekannten Bedingungen erreicht wurden; doch manche Autoren gehen etwas zu optimistisch mit der Uhrzeit um. Die Flugeigenschaften des A1/4 sind gutartig; auf Böen reagiert es lediglich mit einem kleinen Nicken, absichtliches Herausschnellen beim Start wird mit zwei stark gedämpften Schwingungen ausgeglichen. Das Modell schmierte bisher nie ab; Trimmfehler bis zu $\pm 0,4^\circ$ haben keinen meßbaren Einfluß auf die Sinkgeschwindigkeit, ein Beweis für Max Hacklingers richtige Vorstellung vom Allwetterprofil und zugleich eine wichtige Wettbewerbseigenschaft. Das Modell kreist zuverlässig, jedoch nicht ruckartig wie andere Konstruktionen in Thermikschlände ein. Zum Pumpen kommt es kaum, vermutlich wegen des verhältnismäßig schweren und ein bißchen zu langen Rumpfes. Diese Eigenschaft fiel mir indes nicht unangenehm auf; eine Maximalzeit habe ich deshalb noch nicht verschenkt.

I. 3. Modell A1/9 (Abb. 3)

Dieser Segler ist der vorläufig letzte in der Reihe meiner Allwettermodelle; er hat gegenüber A1/4 zwei große Vorteile: er ist noch robuster, nahezu verzugsfrei und sehr schnell zu bauen; ich brauchte für den Bau 17 Stunden. Ich übernahm die Jedelsky-Bauweise, um die fortgeschrittenen Anfänger unseres Clubs beim Bau mit möglichst wenig Schwierigkeiten zu belasten; denn ursprünglich hatte ich den Segler als leistungsfähiges, aber einfaches und robustes Standardmodell konzipiert; erst als ich die Zeichnung vor mir hatte, gefiel mir der Vogel so gut, daß ich im Juni 1964 selber einen Prototyp in Bau nahm. Im Club konnten wir die für mich überraschende Erfahrung

Abb. 3 Modell A 1/9



machen, daß Anfänger mit mäßigen handwerklichen Fähigkeiten zwar größte Schwierigkeiten beim Aufbau von Holm-Rippen-Flügel haben, sich aber bei Jedelskyflächen verhältnismäßig leicht tun. Die Leistungsfähigkeit solcher Tragflügel hatte sich mittlerweile an meinem Sunrise-Modell als befriedigend erwiesen; das am neuen Modell verwendete Profil entstand aus dem Gö 803.

Der Flügelgrundriß ähnelt dem des A1/4, das Streckungsverhältnis ist aber mit $\Delta_F = 14,0$ noch höher. Die 1,5 mm Duralzungen haben nun endlich die richtige Dicke: man sollte sich hüten, zu schwache Zungen zu verwenden; man hat nur Ärger damit. In der Flugleistung bringen sie, falls man das Profil über 50 mm Flügelspannweite verdicken muß, so wenig ein, daß man das vermutlich nicht messen kann. Der Zungenkasten besteht aus dem 1,5 mm dicken und 3 mm breiten Rahmen mit 0,5 mm Alu-Deckscheiben; er ist 2 mm tief in den vorderen Holzklötz des Flügels eingelassen. Die untere Deckscheibe ragt etwas heraus — das macht aber kaum etwas aus. Der Flügel erhält seine beachtliche Biegefestigkeit durch einen ca. 20 cm langen 4×4 Kiefernholm, der in den Flügelvorderteil sorgfältig mit UHU-plus eingeklebt wird und die Biegekräfte direkt von der Zunge in den Flügel überleitet — eine solide, beim Sunrise-Modell schon bewährte Methode.

Die Ohren erhielten den zum Einkreisen erforderlichen Verzug durch entsprechendes Herabziehen der rechten Außenrippen (+ $2\frac{1}{2}^\circ$ Verwindung linear von innen nach außen); einfacher geht es nicht mehr. Die Ohren sind stumpf an die Mittelteile angeklebt und durch polyestergetränkte Glasseidenstreifen auf der Ober- und Unterseite an der Knickstelle verstärkt. Die Flügel werden auf beiden Seiten mit dünnstem Bespannpapier und einem Gemisch aus Spannlack und Rizinusöl überzogen, anschließend mehrmals mit rizinusversetztem Porenfüller gestrichen und mit Autoschleifpaste poliert. Die Paste ergibt einen wachsartigen, wasserabstoßenden Überzug (über die Oberflächengüte mehr in Abschnitt III).

Der Rumpf besteht aus einem 3 mm Sperrholzbrett als Vorderteil, das entsprechende Ausschnitte zur Gewichtsersparnis hat, einem daran angesetzten 3 mm Hartbalsabrettchen und zwei 5 mm Balsaplanken auf beiden Seiten. Das ganze wird elliptisch bzw. kreisrund geschliffen. Das Ergebnis ist ein grundsolider, leichter und einfacher Rumpf von hoher Festigkeit. Durch seine Form wird die Flügeloberseite nicht gestört.

Das Seitenleitwerk habe ich auf ein Minimum verkleinert, um eine möglichst geringe Richtungsstabilität zu erhalten. Das Höhenleitwerk wird Einfachheit halber ebenfalls in der Jedelsky-Bauweise ausgeführt, und zwar mit dem an den Vorgänger-Modellen bewährten Profil HWP I. Alles in allem: Das Modell A1/9 ist meine optimale Konstruktion: es hat eine ausreichende Flugleistung (138 sec. aus 52 Meter

Höhe bei „Münchner Standardbedingungen“), ausgezeichnete Längs- und Querstabilität, vollbefriedigende Hochstarteigenschaften; es kreist sicher ein und der Bauaufwand ist klein. Wegen des geringeren Trägheitsmoments und der vermutlich steileren Abreißcharakteristik des Profils am rechten Ohr erweist sich das Modell beweglicher als A1/4, so daß es ruckartiger in Thermikblasen einkreist. Allerdings fängt es nicht zu pumpen an, es nickt nur ganz leicht. Das Modell war auf Anhieb ein Erfolg, wenn man von den ursprünglich im Überflieger angebrachten Turbulenzdrähten absieht, die sich als erfolgreiche Bremsen erwiesen und die Flugleistung um ganze 13 Sekunden verringerten. Selbstverständlich kann man dieses Modell „weiterzüchten“, aber dann verliert es seine Grundeigenschaft, nämlich ein einfacher aber „giftiger“ Segler zu sein, der die Supermodelle zu ärgern vermag, trotzdem aber mechanisch robust ist und auf kleine Trimmfehler (etwa $\pm 0,3^\circ$) gutmütig reagiert.

(wird fortgesetzt)

A. Schädler

Die Entwicklung von A-1-Hochleistungsmodellen

Teil II Konstruktive Einzelheiten

II. 1. Rumpf

Der Rumpf der heutigen Hochstartsegler ist aerodynamisch nahezu bedeutungslos. Er dient nur dazu, den Tragflügel bieguungs- und verwindungsfest in einer bestimmten Lage zu Höhen- und Seitenleitwerk zu halten; dabei sollte er möglichst geringes Gewicht haben. In Anbetracht dessen, daß bei harten Landungen die durch das Leitwerk verursachten, am Rumpf auftretenden Biegebelastungen alle möglichen Richtungen einnehmen können, gibt man dem Rumpf zweckmäßigerweise einen allseitig symmetrischen, am besten also kreisrunden Querschnitt. Manchmal wird das nicht möglich sein; dann erhält der Rumpf vorne eben einen ellipsenförmigen Querschnitt. Auf jeden Fall aber sollte die Querschnittsfigur so geformt werden, daß bei gegebenem Mindestwiderstandsmoment* eine möglichst geringe Rumpfoberfläche entsteht; denn Oberfläche bedeutet Reibungswiderstand. Allerdings macht, wie sich leicht nachrechnen läßt, der Rumpf- und Seitenleitwerkswiderstand bei Seglern nur etwa 20% des Höhenleitwerkswiderstandes aus.

Ein vernünftiger Rumpf muß leicht und einfach zu bauen sein; den aerodynamischen Forderungen werde ich durch einen kleinen aber ausreichenden Rumpfquerschnitt gerecht. Man sollte sich allerdings hüten, Mikrorümpfe aus Angelruten und ähnlichen ungeeigneten, hochfesten Materialien herzustellen, denn das Widerstandsmoment gegen Durchbiegung und Verdrehung steigt mit der dritten Potenz des Durchmessers an, die Oberfläche aber nur linear; außerdem gibt es Niemanden, der den

* Anm. d. Verf.: Dieses Widerstandsmoment wird in cm^4 gemessen und ist der Begriff für die Widerstandsfähigkeit eines Trägerquerschnitts gegen Durchbiegung und Verdrehung. Das Widerstandsmoment hängt von der Querschnittsfläche und der geometrischen Form ab.

Unterschied zwischen einem anständigen 18-mm- ϕ -Rumpf und einem flapprigen 10-mm- ϕ -Rumpf mit der Stoppuhr „messen“ kann. Der allzu dünne Rumpf bringt nur Unsicherheiten mit. Bei Wettbewerben beobachtete ich z. B., daß sich solche Rümpfe so verbogen, daß die Modelle nach einer Tauchkurve nie mehr hochkommen konnten. Der Rumpf muß überall annähernd die gleiche Festigkeit aufweisen; er sollte deshalb auch hinter dem Flügel starr beschaffen sein und konisch zum Höhenleitwerk hin auf ca. 10—12 mm ϕ zulaufen.

Das ist der Leichtbau, den wir brauchen: Material darf sich nur dort befinden, wo es eine Funktion hat. Die erforderliche Steifigkeit erhält man bei Verwendung von Balsaholz durchaus; andere zusätzliche Materialien sind überflüssig. Die jetzt stark in Mode gekommenen, gewickelten Balsarohrrümpfe sehen zwar sehr eindrucksvoll aus, der Bauaufwand ist aber meiner Meinung nach unnötig groß. Das Trägheitsmoment des Rumpfes ist wichtig, man sollte es aber in seiner Bedeutung nicht überschätzen.

II. 2. Verschlebbarer Hochstarthaken

Bei meinen Modellen hebe ich an der vorderen, die Tragflügelzunge tragenden 3—4 mm dicken Sperrholzplatte eine 1 mm tiefe Aussparung aus; es werden dann 2 Löcher mit 1,5 mm ϕ gebohrt und der geschlitzte 1 mm Duralhochstarthaken mit 2 Schrauben M 1,4 $\times$ 6 festgezogen (Abb. 4).

II. 3. Nachstellung für Einhängelkurvensteuerung

Auf ein 2 mm Messingrohr löte ich eine Mutter M 1,4. Die Nygonschnur klemme ich am anderen Ende ein. An eine Schraube M 1,4 $\times$ 10 wird ein aus 0,5 mm Stahldraht gebogener Haken in den ausgefeilten Schlitz der Zylinderkopfschraube M 1,4 $\times$ 10 eingelötet. Mit dieser Vorrichtung kann man die Kurvensteuerung kontinuierlich und sauber nachstellen (Abb. 4).

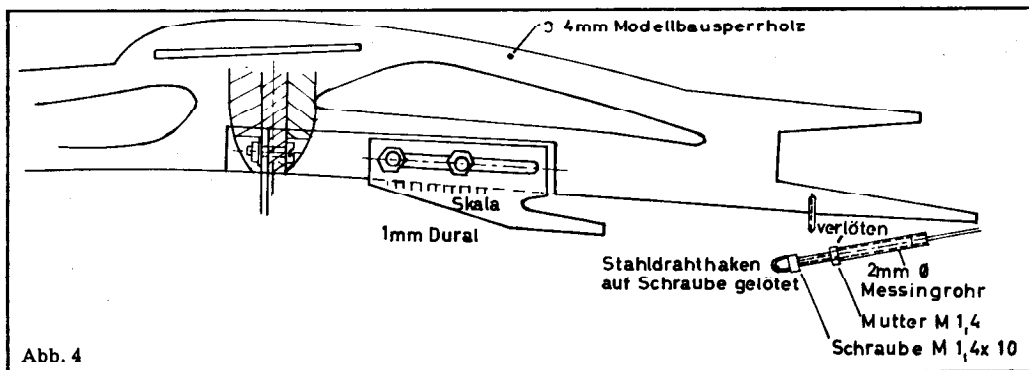


Abb. 4

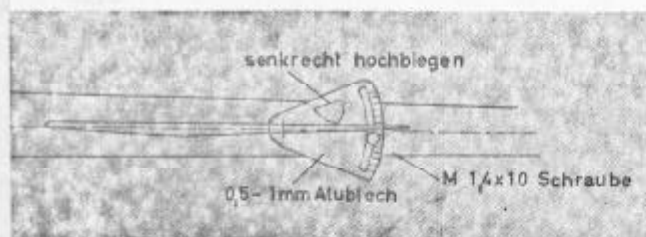
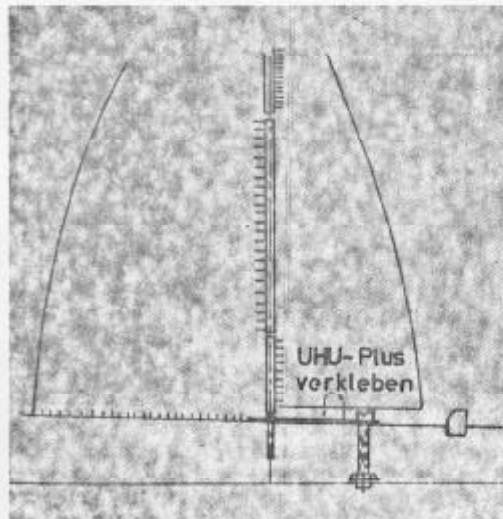


Abb. 5 ▲

▼ Abb. 7



II. 4. Seitenleitwerkseinstellung

Die in Abb. 5 gezeigte Aluscheibe ist in der Scharnierachse des Seitenleitwerks gelagert und kann mit einer durch den Rumpf gesteckten Schraube festgeklemmt werden. Ein ausgesähter und senkrecht hochgebogener Lappen dient als Anschlag. Eine eingeritzte Skala ermöglicht genaue Einstellung.

II. 5. Nachstellung für Höhenleitwerkstrimmung

Der Alubügel wird auf der schiefen Ebene in dem Langloch verschoben (Abb. 6). Wenn er mit einer Skala versehen ist, kann man beim Trimmen leicht die Marke einer früheren Einstellung wiederfinden. Diese Methode ist be-

quemer als die dauernde Fieselei mit Balsabrettchen und Papierschnitzel.

II. 6. Seitenleitwerksscharniere

Die Seitenleitwerksscharniere (Abb. 7) baue ich aus Stahlröhrchen mit 1 mm Innendurchmesser und 0,1 mm Wanddicke, wie sie meterweise für Strömungsmeßsonden in einschlägigen Instituten und Firmen verarbeitet werden. Der 1 mm $\varnothing$ Stahldraht, der von oben durchgesteckt wird, dient als Lagerung für die unter II. 4. gezeigte Einstellscheibe.

II. 7. Zungen zur Tragflügelbefestigung

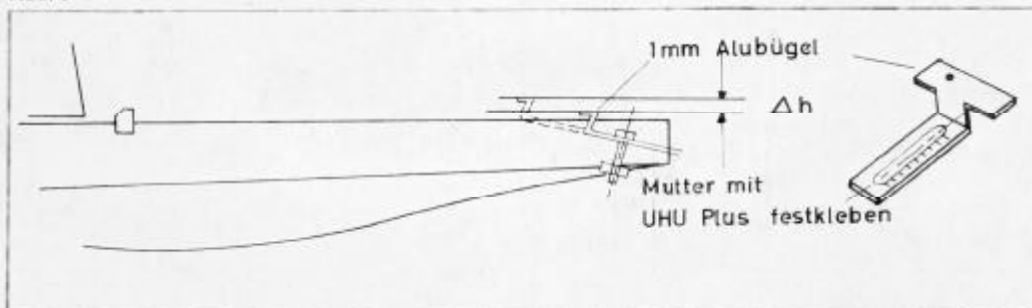
Ich versuchte es mit zahlreichen Befestigungsarten: Mit Gummibändern für stahldrahtverbundene Flügelhälften, mit Dural- und mit Holzzungen. Durchgehend gebaute Flügel bereiteten mir Kummer; denn entweder wackelten die Flügel, oder die Anzahl der Gummibänder wurde so groß, daß zwar das Wackeln aufhörte, die Verbindung zwischen Rumpf und Fläche aber zu starr wurde. Die Bäume erwiesen sich in der Folge als „unbesiegbar“. Das führte nicht nur zu eingeschlagenen Nasenleisten, sondern auch zu Rumpfbüchen.

Die Zungenbefestigung ist zwar aerodynamisch elegant, aber man muß sie kräftig ausführen. Da die Einspannung kurz ist, müssen die Biegekräfte sinnvoll vom Zungenkasten in den Flügel geleitet werden. Meinen Erfahrungen nach sollte die Zunge für ein solides A 1-Modell etwa 1,5 mm dick, ca. 33—35 mm breit und 40 mm lang sein. Das ergibt elastische und zugleich feste Flügelverbindungen. Unerlässlich ist die kräftige Flügelabschlußrippe, die aus Dural oder gutem 2 mm Modellbausperrholz besteht und den Zungenkasten satt umschließt. Seit ich Flügel mit solchen Zungenverbindungen baue, habe ich lediglich einmal die ursprünglich zu schwache Zunge des A 1/4 verbogen, nie dagegen einen ordentlich verklebten Flügel abgerissen oder einen Rumpfbüch erlitten. Die Flügel verklebe ich im Bereich der Zunge ausschließlich mit UHU-plus, denn jede Klebestelle muß hier sicher halten. Immer aber sollte man darauf achten, daß starre Teile nicht unmittelbar an „weiche“ angeschlossen werden dürfen; denn jede Spannungsspitze würde mit bösen Folgen enden.

(wird fortgesetzt)

A. Schäffler

Abb. 6



Die Entwicklung von A-1-Hochleistungsmodellen

III. Aerodynamische Leistungsanalyse, Profildaten

III. 1. Im Folgenden wird die aerodynamische Leistung der beschriebenen Modelle¹ untersucht. Die dazu brauchbaren Ergebnisse, die in vielen Morgenstunden erflogen wurden, habe ich analysiert; aus den gemessenen Sinkgeschwindigkeiten errechnete ich die wahrscheinlichen Profilsteigzahlen, so daß ich einen quantitativen Vergleich der von mir geflogenen Profile durchführen konnte. Diese Analyse ist allerdings mit unvermeidlichen kleinen Unsicherheiten verbunden, weil nur von einem der Profile (A 1/4) ein Polardiagramm vorlag. Trotzdem dürfte die Profilsteigzahl ziemlich richtig berechnet sein; wenigstens stimmt das Ergebnis des Profil-Vergleichs, denn die Voraussetzungen bleiben gleich. Vermutlich werden viele Modellflieger froh sein, wenn sie etwas über die Güte einiger Profile erfahren, und nicht immer auf pure Spekulationen angewiesen sind. Grundsätzlich kann man sagen: die Sinkgeschwindigkeit läßt sich sehr leicht, die Fluggeschwindigkeit aber nur schwierig, in der Modellfliegerpraxis eigentlich gar nicht, messen. So kommt es, daß man meistens zwar die Profilsteigzahl kennt, den genauen Arbeitspunkt aber im Polardiagramm nicht festlegen kann, weil der Auftriebsbeiwert unbekannt ist. Es kommt dann immer darauf hinaus, daß man zu einer Reihe angenommener, möglicher Auftriebsbeiwerte die Widerstandsbeiwerte errechnet und so im Diagramm eine Linie möglicher Arbeitspunkte erhält.

III. 2. Rechengang

Zunächst möchte ich die physikalischen Grundlagen und Formeln zusammenstellen und die Methode, mit der ich die Leistungs-Untersu-

chungen an meinen Modellen durchführte, erläutern.

Formelzeichen:

h	[m]	Ausklinhöhe
t_{52}	[sec]	Flugzeit
w_y	[m/s]	Sinkgeschwindigkeit
w	[m/s]	Fluggeschwindigkeit
ρ	$\left[\frac{\text{kp s}^2}{\text{m}^4} \right]$	Luftdichte
$q = \frac{\rho}{2} w^2$	$\left[\frac{\text{kp}}{\text{m}^2} \right]$	Staudruck
A	[kp]	Auftrieb
G	[kp]	Flugzeuggewicht
F	[m ²]	Flügelfläche
f	[m ²]	Höhenleitwerksfläche
B	[m]	Flügelspannweite
b_f	[m]	Höhenleitwerksspannweite
$\lambda_F = \frac{B^2}{F}$	—	Flügelstreckungsverhältnis
$\lambda_f = \frac{b_f^2}{f}$	—	Höhenleitwerksstreckung
Ca_F	—	Auftriebsbeiwert des Flügels
Ca_f	—	Auftriebsbeiwert des Höhenleitwerks
a	[m]	Abstand zwischen Auftriebsmittelpunkt des Flügels und Schwerpunkt
b	[m]	Abstand zwischen Auftriebsmittelpunkt des Höhenleitwerks und Schwerpunkt
$Cw \propto F$	—	Widerstandsbeiwert des unendlich langen Tragflügels
$Cw \propto f$	—	Widerstandsbeiwert des unendlich langen Höhenleitwerks
Cw_F	—	induzierter Widerstandsbeiwert des Flügels

¹ Me. 1/1966, S. 10—13: Modelle A 1/1 und A 1/2
Me. 2/1966, S. 54—58: Modelle A 1/4 und A 1/9

Cw_{if}	—	induzierter Widerstandsbeiwert des Höhenleitwerks
δ	—	Faktor, der die Flügelumrißform berücksichtigt
τ	—	Faktor, der die Flügelumrißform berücksichtigt
Cw_z	—	Zusatzwiderstandsbeiwert des Rumpfes und Seitenleitwerks
Cw_{ges}	—	Gesamtwiderstandsbeiwert des Flugmodells
$\frac{Ca_F^3}{Cw_{\infty F}}$	—	Profilsteigzahl des Tragflügelprofils (unendlich langer Flügel)
K	[mm]	Turbulenzdrahtdurchmesser
ν_L	$\left[\frac{m^2}{s}\right]$	kinematische Zähigkeit von Luft ($15,45 \cdot 10^{-6}$)
t_F	[m]	Tragflügeltiefe
t_l	[m]	Höhenleitwerkstiefe
$Re = \frac{t_F \cdot w}{\nu_L}$		Reynold'sche Zahl

Alle Widerstandsbeiwerte sind auf die Tragflügelfläche bezogen.

Um alle Meßdaten untereinander vergleichen zu können, muß man die Flugleistungen auf die gleiche Luftdichte beziehen. Als Normwerte werden festgelegt:

Bezugstemperatur: $t = 15 [^{\circ}C]$

Bezugsdruck: $p = 9750 \left[\frac{kp}{m^2}\right]$
(Normaldruck in München)

Dichte: $\rho = \frac{9750}{29,27 \cdot 288 \cdot 9,81} = 0,118 \left[\frac{kg}{m^3}\right]$

Aus der Auftriebsbedingung:

$$A = G = \frac{\rho}{2} w^2 (Ca_F \cdot F + Ca_l \cdot f) \quad [kp] \quad (1)$$

ergibt sich die Fluggeschwindigkeit:

$$w = \sqrt{\frac{2 \cdot G}{\rho \cdot F} \cdot \frac{1}{Ca_F + \frac{f}{F} \cdot Ca_l}} \quad [m/s] \quad (2)$$

Die Sinkgeschwindigkeit kann abgeleitet werden zu:

$$w_y = \sqrt{\frac{2 \cdot G}{\rho \cdot F} \cdot \frac{C^2 w_{ges}}{(Ca_F + \frac{f}{F} \cdot Ca_l)^3}} \quad [m/s] \quad (3)$$

Der Gesamtwiderstandsbeiwert des Modells setzt sich zusammen aus:

$$Cw_{ges} = Cw_{\infty F} + Cw_{if} + Cw_z \quad (4)$$

$$Cw_z = (Cw_{\infty l} + Cw_{il}) \cdot \frac{f}{F} + Cw_{Rumpf}$$

$$\approx 1,3 \cdot \frac{f}{F} \cdot (Cw_{\infty l} + Cw_{il}) \quad (5)$$

Eine Untersuchung der Oberflächenreibung des Rumpfes ergab, daß man mit ausreichender Genauigkeit den Rumpf- und Seitenleitwerks-widerstand durch einen 20%igen Aufschlag

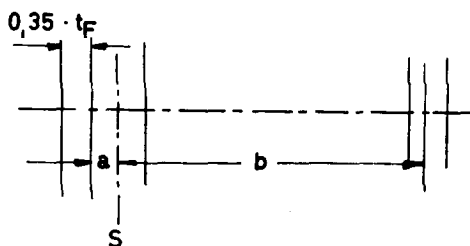
zum Höhenleitwerks-widerstand erfassen kann. Für die unvermeidlichen Interferenzwiderstände wird ein Zuschlag von 10% angesetzt. Die Auswertung geht folgendermaßen vor sich: Aus der Flugzeit und der Ausklinhöhe kann die Sinkgeschwindigkeit ermittelt werden:

$$w_y = \frac{h}{t_{sz}} \quad [m/s] \quad (6)$$

Man schätzt daraufhin mehrere mögliche Auftriebsbeiwerte, die für das Tragflügelprofil auf Grund seiner Wölbung in Frage kommen. Bei den üblichen Profilen liegen diese Werte zwischen 0,8 und 1,25, wobei für A 1-Modelle wohl Höchstwerte von 1,1 gelten dürften.

Nimmt man an, daß die Auftriebsmittelpunkte für das Tragflügel- und Höhenleitwerksprofil in 35 bzw. 50% der Profiltiefe liegen und dort im betrachteten Bereich bleiben (was sie, streng genommen, nicht tun), läßt sich aus der Bedingung des Momentengleichgewichts zwischen Flügel und Leitwerk der Auftriebsbeiwert des Höhenleitwerks berechnen:

$$Ca_l \approx \frac{a \cdot F}{b \cdot f} \cdot Ca_F \quad (7)$$



Damit kennt man den Arbeitspunkt des Höhenleitwerks und, falls man ein bekanntes Profil gewählt hat, auch den reinen Profilwiderstand. Man bestimmt jetzt den Zusatzwiderstand Cw_z :

$$Cw_z = \left(Cw_{\infty F} + \frac{Ca_F^3}{A_F \cdot \pi} \right) \cdot \frac{f}{F} \cdot 1,3 \quad (5a)$$

Der induzierte Widerstand des Höhenleitwerks als Folge der endlichen Spannweite errechnet sich zu:

$$Cw_{il} = \frac{Ca_l^2}{A_l \cdot \pi}, \text{ wobei } \pi = 3,14 \text{ ist.}$$

Eine Korrektur für die Umrißform ist überflüssig, da der elliptische Grundriß und das scharfkantig abgeschnittene Rechteck fast gleichwertig sind².

Der induzierte Widerstand des Tragflügels läßt sich für jedes gewählte Ca_F analog dem Höhenleitwerk ermitteln:

$$Cw_{iF} = \frac{Ca_F^2}{A_F \cdot \pi} (1 + \delta) \quad (8)$$

dabei ist für das scharfkantige Rechteck, das Trapez und die Ellipse nach Hoerner² $\delta = 0$, während andere Autoren zu unterschiedlichen Werten kommen.

² S. F. Hoerner: „Fluid-Dynamic Drag“; Selbstverlag. 1 Exemplar befindet sich in der Library on Congress, Midland Park/New Jersey (USA)

Wenn nach zahlreichen Starts (von einem Hügel aus) zuverlässige Werte der Fluggeschwindigkeit eines Modells gesammelt sind, kann man aus den Gleichungen (2) und (7) den Tragflügelauftriebsbeiwert direkt bestimmen:

$$C_{aF} = \frac{2}{\rho} \cdot \frac{G}{F} \cdot \frac{1}{w^2 \left[1 + \frac{a}{b} \right]} \quad (2a)$$

Meistens kennt man aber die Fluggeschwindigkeit nicht, so daß man den wahrscheinlichen Auftriebsbeiwert auf Grund der Profilwölbung und des Vergleichs mit gemessenen Polaren ähnlicher Profile schätzen muß. Bei den üblichen Seglerprofilen von 6—7 % Wölbung liegt, wie früher schon erwähnt, C_{aF} zwischen 0,85 und 1,10 für A 1-Modelle und bis 1,25 für A 2-Modelle. Für einige Werte, z. B. 0,9; 1,0; 1,1 wird mit Hilfe von Gleichung (7) der Auftriebsbeiwert des Höhenleitwerks C_{aI} und damit aus (3) der Gesamtwiderstandsbeiwert ($C_{w_{ges}}$) des Modells errechnet:

$$C_{w_{ges}} = \sqrt{\frac{\rho \cdot F}{2 \cdot G} w_y^2 \cdot (C_{aF} + \frac{f}{F} \cdot C_{aI})^2} \quad (3a)$$

Subtrahiert man von $C_{w_{ges}}$ den Zusatzwiderstandsbeiwert C_{w_z} und den induzierten Flügelwiderstand $C_{w_{iF}}$, so erhält man den reinen Profilwiderstandskoeffizient $C_{w_{\infty F}}$ des unendlich langen Flügels.

$$C_{w_{\infty F}} = C_{w_{ges}} - (C_{w_{iF}} + C_{w_z}) \quad (9)$$

(Ungefähre Polaren zweier Höhenleitwerksprofile HWP I und HWP II werden in Kapitel IV veröffentlicht).

Bekanntlich macht die Profilerseite im Bereich des höchsten Profilwirkungsgrades (in diesem Bereich messen wir ja) mindestens 80 % der Impulsverlustdicke, d. h. des Profilwiderstandes aus; wenn wir verschiedene Profile vergleichen, können wir mit einiger Sicherheit sagen, daß bei ähnlicher Oberseitenwölbung derjenige der von uns ausgewählten Auftriebsbeiwerte der richtige sein wird, der einen ähnlichen Widerstandsbeiwert ergibt. Auf diese Weise läßt sich der Arbeitspunkt einigermaßen zutreffend ermitteln. Die Fluggeschwindigkeit wollen wir wissen, um die Reynold'sche Zahl Re bestimmen und diesen Einfluß bei quantitativen Vergleichen berücksichtigen zu können.
(wird fortgesetzt)

A. Schäffler

Die Entwicklung von A-1-Hochleistungsmodellen

III. 3. Voraussetzungen und Genauigkeit der Ergebnisse

Um den rechnerischen Aufwand in vernünftigen Grenzen zu halten, müssen wir einige Voraussetzungen einführen, die zwar nicht exakt richtig sind, aber nur geringen Einfluß auf die Ergebnisse haben.

3. 1. Die Lage der Auftriebsmittelpunkte von Flügel und Höhenleitwerk wird bei 35 bzw. 50 % als im betrachteten Bereich konstant angenommen.

3. 2. Die Strömung wird über den ganzen Flügel als gleichwertig angesehen. Der Einfluß der Tragflügelverwindung (wegen des Einkreisens) muß vernachlässigt werden, was wegen der geringen Fläche des Ohrs zulässig ist. Ebenso wenig findet in unserer Rechnung eine eventuelle Änderung der effektiven Re-Zahl in den elliptischen bzw. trapezförmigen Ohren Berücksichtigung.

3. 3. Effektive Re-Zahl über der Spannweite

In mehreren Aufsätzen findet man die Abbildung (Abb. 8), mit deren Hilfe elliptische oder stark verjüngte Tragflächen pauschal als schlecht abgeurteilt werden, weil irgendwo wegen der sich verkleinernden Flügeltiefe die

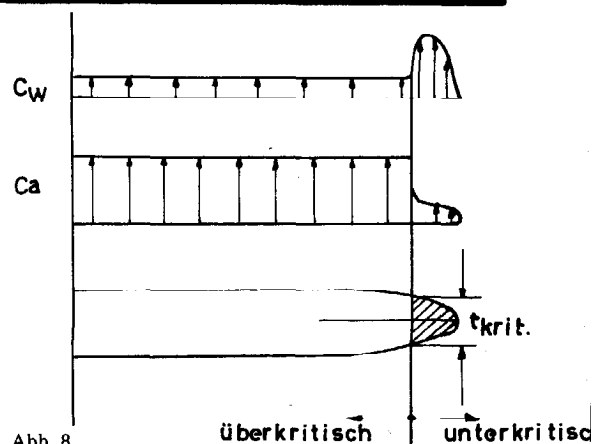


Abb. 8

kritische Re-Zahl unterschritten wird und der Auftrieb plötzlich zusammenbricht, der Widerstand dagegen stark ansteigt. Diese Erscheinung würde auch auftreten, wenn man einen sehr bzw. unendlich langen, glatten Flügel ohne Turbulator und mit einem Profil hätte, das im betrachteten Re-Bereich den Umschlag

zeigt. Unter Turbulator verstehe ich in diesem Fall auch beispielsweise eine Papierbespannung mit den unvermeidlichen kleinen Kanten. Flügel, die durch einen Turbulator im Mittelteil überkritisch gemacht werden, bleiben durch den gleichen Turbulenzgeber auch bei kleineren Re-Zahlen weitgehend turbulent und zeigen keine plötzlichen Verschlechterungen.

Bei den im Modellflug üblichen, meist bescheidenen Streckungsverhältnissen wird sich der in Abb. 8 skizzierte Zustand wohl nie einstellen. Lange Zeit habe ich mir darüber keine Gedanken gemacht, bis bei einer Diskussion mit einem früheren Kollegen die Sprache auf dessen Diplomarbeit kam. Er hatte einen Tragflügel mit einer Streckung von $\lambda = 5$ und rechteckigem Grundriß im Windkanal vermessen und mit einem Hörrohr entlang der Spannweite den Umschlagpunkt von laminarer zu turbulenter Grenzschicht gesucht. Das Ergebnis stimmt qualitativ mit anderen schon veröffentlichten Untersuchungsergebnissen überein: Bei höheren Ca-Werten erfolgt der Umschlag an den Flügelrändern viel weiter vorne als im Mittelteil, wo exakt ebene Strömung herrscht. Abb. 9 zeigt den Verlauf des Umschlagpunktes über der Spannweite ($ca \approx 1,0$).

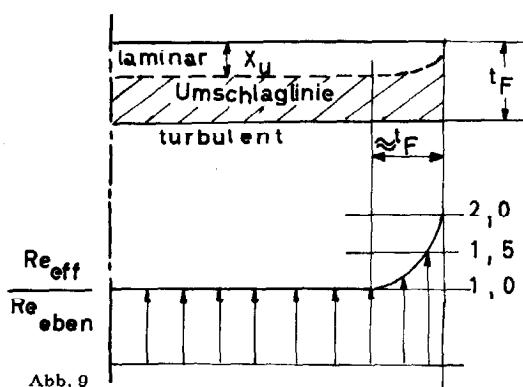


Abb. 9

Da die Lage des Umschlagpunktes bei gegebener Profilform und gegebenem Anstellwinkel nur von der effektiven Re-Zahl abhängt, wirkt der Randwirbel als ausgezeichneter Turbulator, und an der Flügelspitze ist eine viel höhere Re-Zahl wirksam als im Mittelteil. Nach Messungen an schlanken Ellipsen³ kann man von der Lage des Umschlagpunktes sehr grob auf die Re-Zahl schließen, man kommt dann quantitativ zu dem Ergebnis nach Abb. 9. Die Re-Werte an den Flügelrändern sind Mindestwerte und bei entsprechend großem Auftrieb (z. B. $Ca = 1,1$) höher. Dieser Effekt ist uns willkommen: demnach kann man durchaus elliptische Flügelspitzen wählen, die einen Flügel mit annähernd homogenem Strömungszustand, minimalem induziertem Widerstand und höherem Streckungsverhältnis ergeben. Der Einfluß des Randwirbels geht

³ Dr. H. Schlichting: „Grenzschichttheorie“; Verlag G. Braun, Karlsruhe; 3. Auflage 1958

etwa über eine Flügeltiefe; die Ellipse ergibt annähernd den Abfall an Flügeltiefe, den die Randwirbelturbulenz aufwiegt. Nachdem der induzierte Widerstand etwa 30 % des Gesamtwiderstandes ausmacht und die Randwirbel unumgänglich sind, sollte man den Turbulenzeffekt ausnützen.

3. 4. Genauigkeit der Ergebnisse

Die Fehler kommen schon bei den Meßflügen zustande; deshalb werden im Folgenden nur Durchschnittsdaten aus fünf Starts verwendet. Trotzdem bleibt ein unvermeidlicher statistischer Versuchsfehler, der erst bei hoher Versuchszahl klein wird. Bei den Flugzeiten muß mit Fehlern von $\pm 1,5$ Sekunden gerechnet werden. Am Ende ergeben sich Profilsteigzahlen, die etwa auf ± 10 Einheiten richtig sind. Die Genauigkeit ist aber für einen Überblick hinreichend.

III. 4. Der Einfluß der Flügelgrundrißform auf den induzierten Widerstand

Der induzierte Tragflügelwiderstand (auch Randwiderstand genannt) als Folge der endlichen Spannweite der Flügel wird, wie theoretische Ableitungen ergaben, für eine elliptische Auftriebsverteilung zu einem Minimum. Dies erzielt man sinnvoll mit elliptischem Flügelgrundriß bei gleichem Anstellwinkel des ganzen Tragflügels. Aus verschiedenen Gründen kann es zweckmäßig sein, als Grundriß statt einer Ellipse ein Trapez oder Rechteck bzw. ein Rechteck mit Kreisbogenenden zu verwenden. Die in diesen Fällen über der Spannweite entstehende Auftriebsverteilung kann eine Erhöhung des Randwiderstandes zur Folge haben, die durch einen Faktor δ berücksichtigt wird.

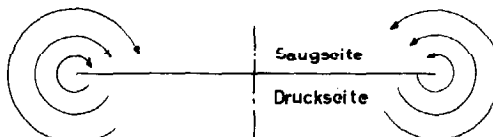


Abb. 10

Induzierter Widerstand des elliptischen Flügels:

$$C_{wi} = \frac{Ca^2}{\pi \cdot \lambda_F}$$

Induzierter Widerstand des allgemeinen Flügels:

$$C_{wi} = \frac{Ca^2}{\pi \cdot \lambda_F} (1 + \delta)$$

In der untenstehenden Tabelle sind einige δ -Werte der gebräuchlichen Grundrißformen zusammengestellt:

Tragflügel- umrißform	δ	$\frac{1}{\pi} \cdot (1 + \delta)$
Ellipse	0	0,318
Trapez	0	0,318
Rechteck	0,05	0,335

Die Entwicklung von A-1-Hochleistungsmodellen

III. 5. Ergebnis aus meinen Modellen

Die Auswertung aller meiner Modelle ist in Abb. 13 dargestellt. Über der Re-Zahl sind die Bestpunkte meiner Modelle und zum Vergleich die Werte von vier vermessenen Profilen eingetragen, und zwar der gewölbten Platte Gö 417a als deutlich überlegenes Profil, des Gö 801 Td (früher MVA 301) mit noch offenbar zu kleinem Turbulenzdrahtdurchmesser (0,5 mm Φ), des Gö 803 Td von M. Hacklinger und des von Dr. Eppler speziell für den Modellflug entwickelten Gö 804. Für die Nurflügel-spezialisten sei hinzugefügt, daß das 12 % dicke Gö 796 (mit gerader Unterseite) fast gleich verläuft wie das Gö 801 Td.

Da die Modelle durchweg bei verschiedenen Re-Zahlen flogen, war es nur über einen Umweg möglich, die Profile direkt zu vergleichen: die ungefähren Steigzahlgradienten wurden über der Re-Zahl eingezeichnet; als Vergleichsbasis dient $Re = 33\,000$. In der nachstehenden Tabelle sind die Profile einander gegenübergestellt.

Ergebnis: das Profil B 6 45 7-e mod. und das aus der gewölbten Platte Gö 417a entwickelte Eigenbauprofil des Sunrise-Modells A 1/8 sind die besten. Das B 6 45 7-e würde sich ausgezeichnet für die einfache Jedelskybauweise eignen; eine hervorragende Sinkgeschwindigkeit kann erwartet werden. Das Profil meines Sunrise-Modells ist für ein Allwettermodell zu böenempfindlich, aber brachte doch in etwa die erhoffte Leistung. Dieses Profil ist wegen der bei der Jedelskybauweise erforderlichen Außenrippen, wegen der geknickten Unterseite, vor allem aber wegen der größeren Dicke schlechter als die gewölbte Platte. Die

Profil	rel. Dicke $\frac{d}{t_f}$	$Ca^2/C_{w\infty}^2$	Ca	$C_{w\infty}$	Modell
B 8 35 6 b/3	8 %	250	$\approx 0,95$	0,058	A 1/1
B 6 45 7-e mod.	6 %	460	$\approx 1,1$	0,054	A 1/2
Gö 803 Td	6 %	415	$\approx 1,05$	0,053	A 1/4
Gö 803 mod. Jed.	6 %	385	$\approx 1,05$	0,055	A 1/9
Gö 417a mod. SR	5,2 %	540	$\approx 0,90$	0,037	A 1/8 Sunrise
Gö 417a	2,9 %	740	0,83	0,028	
Gö 801 Td*	9,8 %	305	$\approx 1,1$	0,065	
Gö 804	6 %	370	$\approx 1,1$	0,060	

* zu kleiner Turbulator, kann besser sein

Steigzahl bleibt um 27 % hinter der des Gö 417a zurück.

Der durch die Jedelskybauweise bedingte Leistungsabfall wird bei einem Vergleich der Modelle A 1/4 und A 1/9 in der Tabelle deutlich. Es ergibt sich eine Differenz von 5 %, die durch die zusätzliche Oberflächenreibung an den Außenrippen erklärt werden kann. Der Unterschied zwischen dem gutmütigen Gö 803 und dem sensiblen Sunriseprofil beträgt 25 %, das dürfte der Preis für die ausgezeichnete Längsstabilität sein. Das viel geflogene Profil M 3 von A. Mederer — ein auf 5 % verdünntes Gö 803 — bietet ihm gegenüber noch einen kleinen Vorteil und verliert trotzdem nicht die Allwettereigenschaften (vermutlicher Gewinn in der Sinkgeschwindigkeit ca. 4 % gegenüber

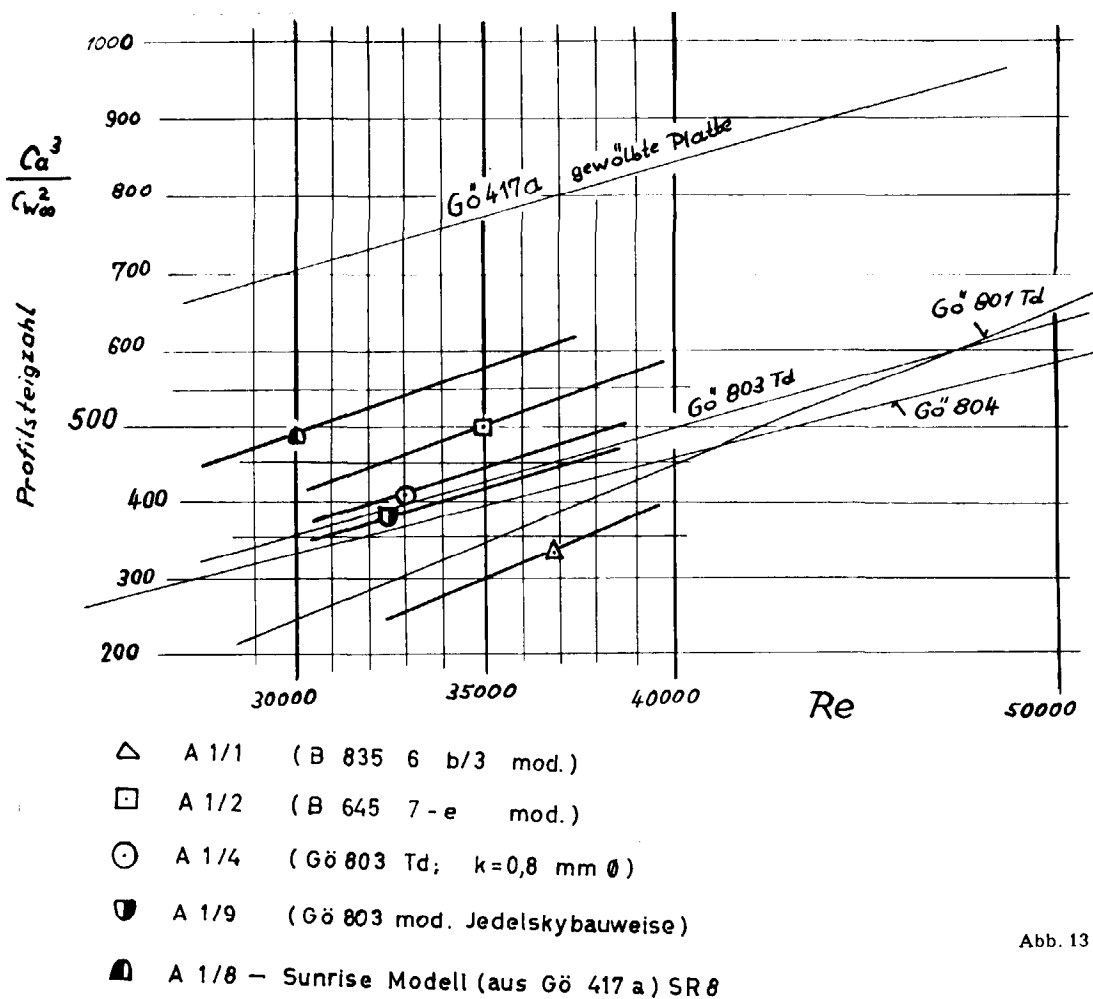


Abb. 13

Gö 803). Meine Wahl würde jetzt auf das B 6 45 7 e fallen; denn die Längsstabilität ist ausreichend und das Profil kann mit der einfachen und robusten Jedelskybauweise angenähert werden, wohingegen das M 3 die mühsamere Mederer-Vollbalsabauweise erfordert.

III. 6. Prozentuale Widerstandsanteile der einzelnen Modellteile

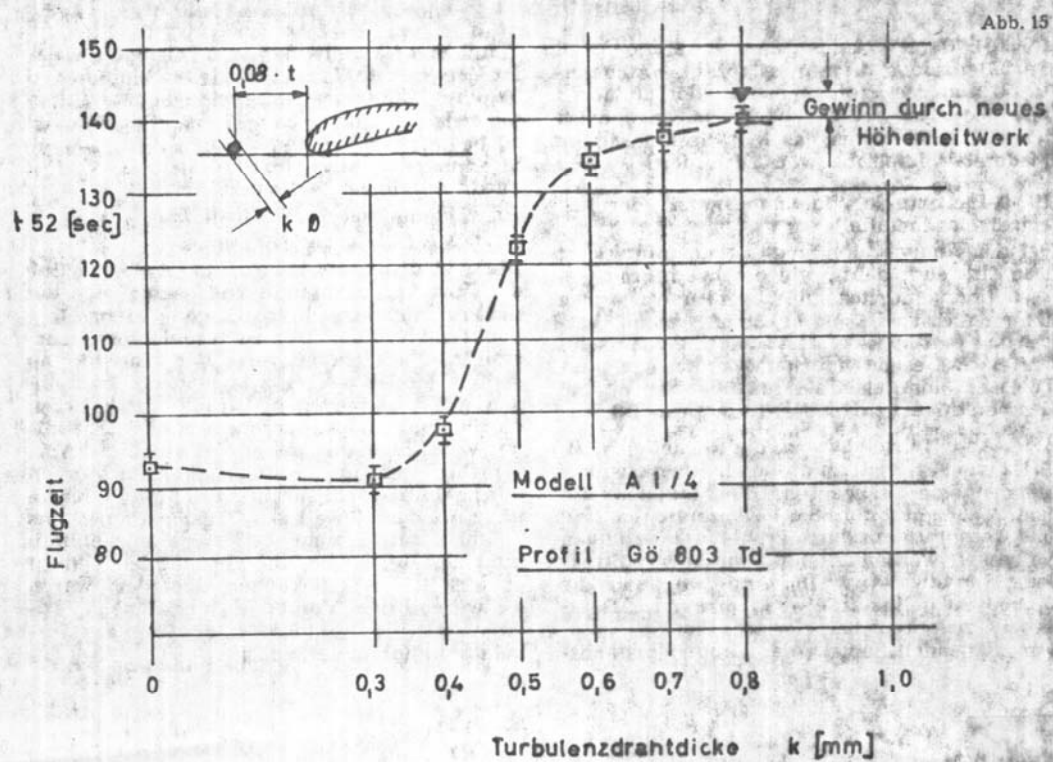
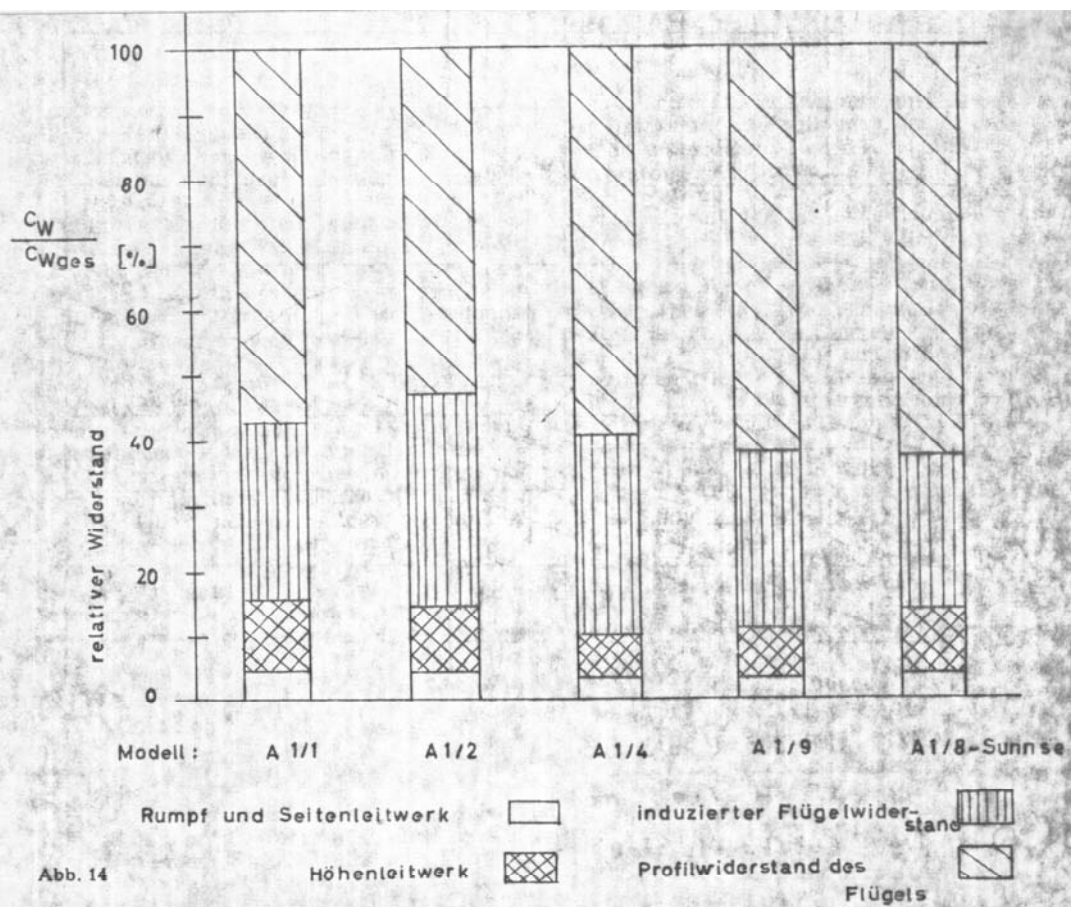
Bei der Analyse der Flugleistung interessiert man sich auch dafür, wie der beachtliche Gesamtwiderstand zustande kommt und wie man ihn möglichst wirksam bekämpfen kann. Werden die einzelnen Widerstandsanteile prozentual vom Gesamtwiderstand aufgetragen, erhält man eine gute Übersicht über den Einfluß der verschiedenen Modell-Teile (Abb. 14).

Wie Abb. 14 zeigt, sind die Modelle A 1/1, A 1/2 und A 1/8 mit zu großen Leitwerkswiderständen belastet, während die Modelle A 1/4 und A 1/9 gut brauchbare Konzeptionen sind und wesentlich nur durch Profil-Veränderungen verbessert werden können; eine höhere Streckung (bis etwa $A_F = 16$) würde wohl auch die Sinkgeschwindigkeit etwas verringern. Deutlich ist zu erkennen, wie stark bei den langsam fliegenden Seglern der Randwiderstands-

anteil zum Gesamtwiderstand beiträgt. Bei den im Vergleich zu den A 2-Modellen kleinen A 1-Seglern könnte man sich eine höhere Streckung leisten, ohne die Thermikflugfähigkeit zu beeinträchtigen. Der Gewinn durch höhere Streckung ist etwas größer als der Verlust durch die kleine Reynoldszahl.

III. 7. Einfluß der Turbulenzdrahtdicke beim Modell A 1/4 (Gö 803 Td)

Ein viel diskutiertes Problem ist der Einfluß der Turbulenzdrahtdicke und seiner Lage auf die Profilgüte bzw. auf die Lage des Umschlagpunktes von laminarer zu turbulenter Grenzschicht. Nachdem ich bei der Entwicklung meines Modells A 1/4 systematische Messungen mit verschiedenen Turbulenzdrahtdicken durchgeführt habe, möchte ich das Ergebnis der Vollständigkeit halber hier anführen (Abb. 15). Die Messungen wurden an einem Morgen durchgeführt; pro Turbulenzdrahtdicke führte ich nach dem jeweiligen Trimmen nur 2 bis 3 Starts durch; mehr Zeit stand mir einfach nicht zur Verfügung. Die Genauigkeit beträgt etwa $\pm 1,5 \div 2$ Sekunden. Trotzdem waren die wesentlichen Vorgänge zu erkennen. Variiert wurde die Drahtdicke k , die Lage des Turbulators blieb unverändert.



In Abb. 15 sieht man, daß der Flügel mit dem Turbulenzdraht von 0,3 mm ϕ wegen des zusätzlichen Widerstandes eher schlechter war als der turbulenzdrahtlose Flügel, dessen Oberflächen ich mit Autoschleifpaste auf Hochglanz polierte. Mit zunehmender Drahtdicke k (ich verwendete Nylon-Angelschnur) steigt die Flugzeit stark an und erreicht bei 0,8 mm ϕ wahrscheinlich ihr Optimum. Leider kam ich bisher nicht zu Versuchen mit noch dickeren oder anderen Turbulatoren (z. B. Rundgummi); nach dem bisherigen Verlauf der Versuchsreihe ist allerdings nicht zu erwarten, daß sich die Profilhüte bei dieser Re-Zahl noch verbessern läßt. Mit dem 0,8 mm dicken Vorspanndraht erhöhte sich die Flugzeit um etwa 3 Sekunden (spätere Messung), nachdem ich ein besseres Höhenleitwerk mit HWP II-Profil, größerer Streckung ($A_f = 7,0$) und elliptischem Grundriß in das Modell eingesetzt hatte.

Nun stellte sich auch die Frage nach der notwendigen bzw. zulässigen Oberflächenrauigkeit. Aus der Strömungslehre weiß man, daß der Reibungswiderstand bis zu einer bestimmten Rauigkeit nur von der Reynoldszahl abhängt, und daß erst dann eine Abhängigkeit von der relativen Rauigkeitshöhe hinzukommt. Man spricht von „hydraulisch glatter“, d. h. für die Strömung ideal glatter Oberfläche und von „hydraulisch rauher“ Oberfläche, die einen größeren Widerstand als den Mindestreibungswiderstand erzeugt. Die Erklärung ist einfach: Jede turbulente Grenzschicht hat eine dünne laminare Unterschicht in unmittelbarer Wandnähe. Sind die Rauigkeitserhebungen kleiner als die Dicke der laminaren Unterschicht, so herrscht „hydraulisch glatter“ Zustand, ragen sie jedoch noch in die turbulente Grenzschicht hinein, so tritt eine zusätzliche Reibung auf; die Oberfläche ist dann „hydraulisch rau“. Ist die Flügeloberflächenrauigkeit geringer als „hydraulisch glatt“, ist eine weitere Verbesserung durch größere Glätte unmöglich. Die erforderliche Oberflächengüte läßt sich in folgender Formel ausdrücken³:

$$r_{zul} \leq 100 \cdot \frac{\nu}{w} \text{ [m]}$$

$$\text{oder } \frac{r_{zul}}{t_f} \leq \frac{100}{Re}$$

Zur Verbesserung des Überblicks dient die Tabelle:

Re	20 000	30 000	40 000	50 000	60 000	70 000
(r/t_f)	0,0050	0,0033	0,0025	0,0020	0,0017	0,0014

Mit zunehmender Re-Zahl nimmt also die zulässige, auf die Flügeltiefe bezogene Rauigkeit r/t_f ab und sinkt bei $Re = 70\,000$ auf etwa 0,14 % der Flügeltiefe ab. Der Flügel meines A 1/4 war zweifellos erheblich glatter als nötig, und so ist es bei fast allen Wettbewerbsmodellen. Vom bautechnischen Standpunkt halte ich das auch für richtig; denn man geht damit einem Risiko aus dem Weg. Die Turbulenz

beschafft man sich mit Hilfe eines geeigneten Turbulators. Für mich jedenfalls ist das Thema Oberflächenrauigkeit abgeschlossen; ich baue so glatt, daß ich im Ergebnis „hydraulisch glatte“ Flügel habe; auf den unkontrollierbaren Turbulenzeffekt rauher Nasen verzichte ich grundsätzlich. Der Turbulenzdraht oder eine Stolperleiste sind praktikablere Instrumente. Der Re-Zahlbereich, in dem ein Rauigkeitsband auf der Profiloberseite Vorteile gegenüber dem vorgespannten Draht bietet, ist sehr schmal, der Gewinn aber in jedem Fall gering. — Wenn man sich aber auf dieses Abenteuer des Probierens ohne Ende einläßt, bekommt man den Modellflug nie in den Griff. Für mich ist die Konstruktion eines Flugmodells eine Rechenaufgabe, bei der ich mich auf gesammeltes Material verlasse.

(wird fortgesetzt)

A. Schöffler

Die Entwicklung von A-1-Flugleistungsmodellen

Fortsetzung

Ich untersuchte auch, warum der 0,3 mm ϕ Turbulenzdraht wirkungslos blieb und fand die Antwort in einer Arbeit von Kraemer⁴. An ebenen Platten wurde die Wirkung verschiedener aufgeklebter Turbulenzdrähte auf den Grenzschichtumschlag untersucht. Dabei ergab sich, daß jeder Turbulator unwirksam blieb, wenn er unter das Gesetz fiel:

$$\frac{w \cdot k}{\nu} \leq 100$$

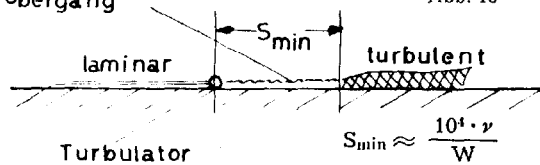
Voll wirksam ist er, wenn die Bedingung:

$$\frac{w \cdot k}{\nu} \geq 400$$

erfüllt wird, wobei unter „voll wirksam“ verstanden wird, daß der Umschlagpunkt auf einen nicht mehr kleiner werdenden Mindestabstand S_{min} an den Turbulator heranrückt (Abb. 16).

Übergang

Abb. 16



⁴ K. Kraemer: „Über die Wirkung von Stolperdrähten auf den Grenzschichtumschlag“; in „Zeitschrift für Flugwissenschaften“ 9 (1961) Nr. 1

Für dazwischenliegende Werte der Turbulenzdrahtdicke wird die Strömung mehr oder weniger instabil, und der Umschlag erfolgt nach der Strecke S, die sich für ebene Platten errechnen läßt.

Auf mein Modell übertragen, bedeutet das: bei einer Drahtdicke von 0,3 mm ϕ stimmt die beobachtete Wirkungslosigkeit des Turbulators mit den Messungen Kraemers⁵ überein. Eine ebene Platte mit aufgeklebtem Stolperdraht ist zwar etwas anderes als ein Tragflügel mit vorgespannter Schnur, trotzdem läßt sich mit Sicherheit folgendes sagen: ein Turbulator, dessen Störungen (Karman'sche Wirbelstraße) nicht dazu ausreichen, die Grenzschicht im Strömungsfeld konstanten Drucks (also konstanter Geschwindigkeit) einer ebenen Platte instabil zu machen, kann gewiß auch keine ausreichend großen Störungen in der beschleunigten Strömung der Eintrittspartie einer Profilaugseite liefern; denn die Störungswellen sind zwar auf ganz kurzer Strecke etwas verstärkt, werden dann aber stark gedämpft (Abb. 17).

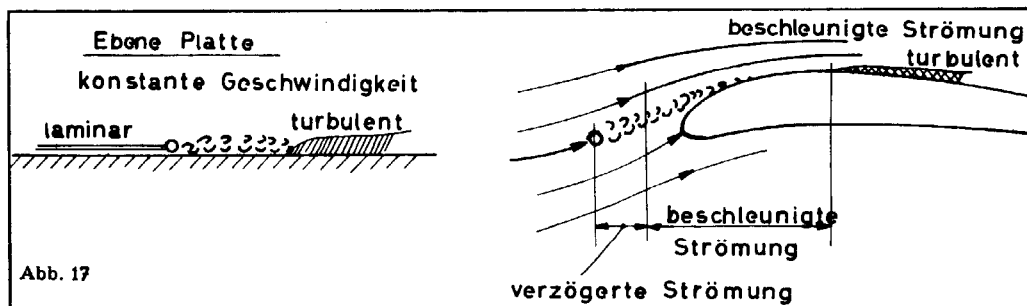
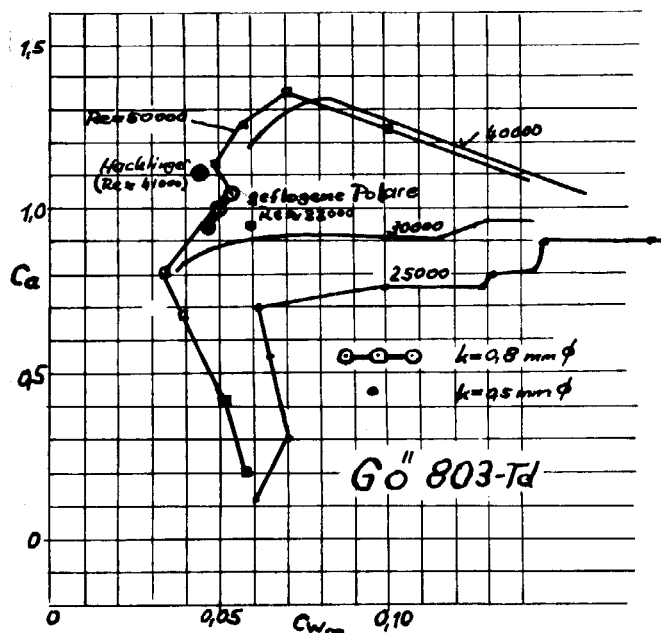


Abb. 17

Abb. 18 ▼



III. 8. Polardiagramm des Gö 803 (Abb. 18)

In die von Kraemer⁵ aufgezeichneten Polaren des Gö 803 Td habe ich die mit dem Modell A 1/4 erflogenen Punkte eingezeichnet. Leider wurde in dem Bericht Kraemers das typische Seglerprofil Gö 803 nur für $Re = 25000$ und 50000 und nicht auch für 30000 und 40000 vermessen. Die angegebenen Kurvenäste sind vermutlich aus Interpolationen entstanden; denn es sind keine Meßpunkte eingezeichnet. Das kleine Stück der von mir mit dem A 1/4 erflogenen Polare fügt sich ganz gut ein. Selbstverständlich ändert sich dabei die Re-Zahl von Punkt zu Punkt. Der geflogene Bereich ergibt annähernd gleiche Sinkgeschwindigkeit und entspricht Änderungen der Einstellwinkeldifferenz von $\pm 0,4^\circ$. Zum Vergleich ist noch der ungefähre Arbeitspunkt des Flügels mit dem 0,5 mm dicken Turbulenzdraht und die von M. Häcklinger bei $Re \approx 41000$ erflogene Leistung eingezeichnet. Häcklinger hat offensichtlich einen „ausgekocht“ guten Turbulator (Rundgummi) mit der richtigen Einspannlänge und

Vorspannung gefunden. Der Turbulator gerät durch die dauernden Ablösungen in Schwingungen. Diese können bei geeigneter Frequenz durch die periodisch auftretende Störung die Oberseitengrenzschicht instabil machen und zum Umschlag bringen. Die Leistungssteigerung gegenüber dem festgespannten und nicht mit geeigneter Frequenz schwingenden Turbulator ergibt sich daraus, daß der Turbulenzgeber weniger dick sein muß und deshalb auch geringeren Widerstand bietet. Für sich allein ist jeder Turbulator ja ein erheblicher Widerstand. Eine Überschlagsrechnung ergab, daß z. B. beim A 1/4 der reine Widerstandsanteil des Turbulenzdrahtes so groß ist wie der Widerstandsanteil des Rumpfes einschließlich Leitwerk.

(wird fortgesetzt)

A. Schöffler

⁵ K. Kraemer „Flügelprofile im kritischen Reynoldszahlenbereich“; Forschung auf dem Gebiet des Ingenieurwesens, Bd. 27 (1961) Nr. 2

Polyester-Gießharz • Epoxydharz für Modellbau u. a. m. Zu beziehen durch den Fachhandel. Bezugsquellennachweis und Anleitung gegen DM —.90 vorab von E. Uffhausen, chem.-techn. Erzeugnisse, 8 München-Allach, Eversbuschstraße 17

Die Entwicklung von A-1-Hochleistungsmodellen

Fortsetzung

IV. Flugstabilität

Die Flugstabilität eines Segelflugmodells teilt sich in die Stabilität um die drei Achsen eines Flugzeuges: die Richtungs-, Längs- und Querstabilität. Unter „Stabilität“ versteht man bei Flugzeugen ganz allgemein die Fähigkeit, eine durch bestimmte Ruderstellungen erzielte („eingetrimmte“) stationäre Fluglage beizubehalten und auf Störungen so zu reagieren, daß der ursprüngliche Zustand wieder erreicht wird. Ein Flugzeug kann um jede Achse eine mehr oder weniger große Stabilität haben, d. h. auf Störungen mehr oder weniger schnell reagieren; im Extremfall ist es instabil, d. h. unfähig, den ursprünglich zwar stationären, aber labilen Zustand nach einer Störung wieder zu erlangen.

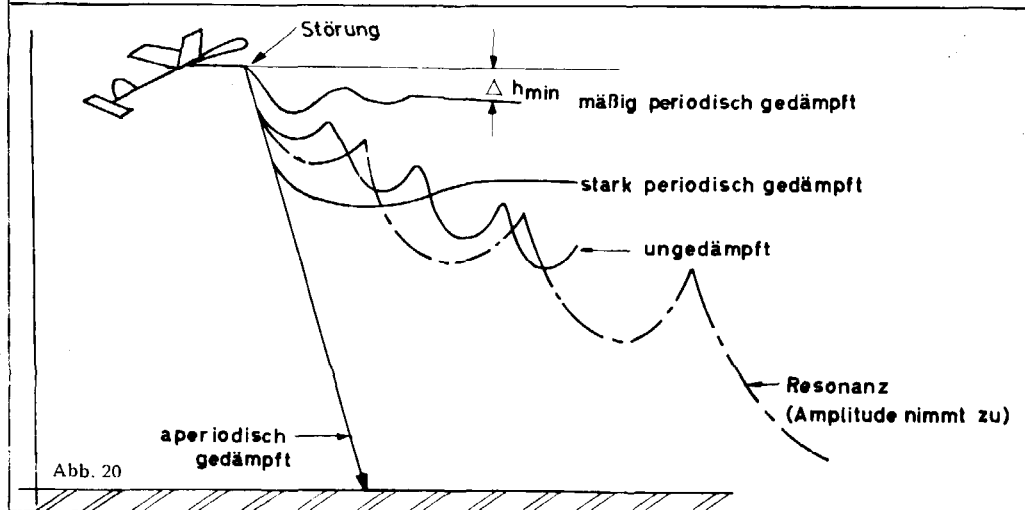
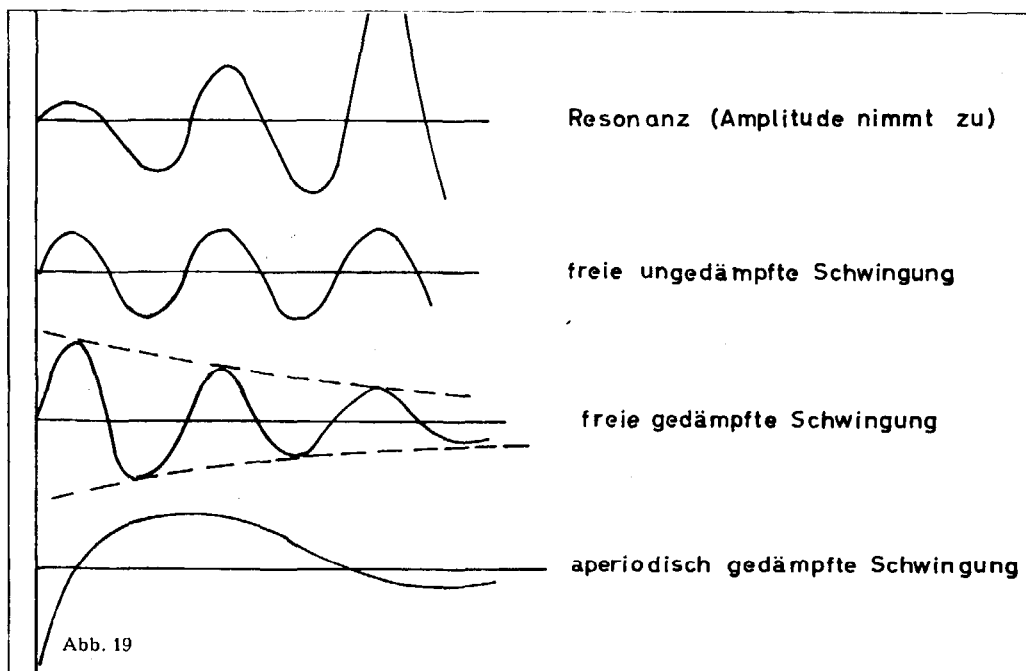
Von jedem Flugzeug werden entsprechend seinem Zweck spezifische Stabilitätseigenschaften verlangt. An das Allwetter-A1-Wettbewerbsmodell stellt man z. B. folgende Forderungen:

1. Geringe Richtungsstabilität

Die Richtungsstabilität eines Hochstart-Wettbewerbssegelflugmodells soll so gering wie möglich sein, d. h. es soll gerade noch ohne Querschwingungen fliegen, um jeder Thermikblase schnell folgen und Abwindfelder verlassen zu können. Das Modell muß also beweglich um die Hochachse sein und steht dadurch ganz im Gegensatz zu den früheren Hangflugmodellen, deren außerordentlich große Richtungsstabilität vor allem durch große Seitenflächen und Leitwerke erzielt wurde.

2. Hervorragende Längsstabilität

Ist erforderlich, um das Modell bei Böen sehr schnell und mit geringstem Höhenverlust wieder in den Normalzustand optimaler Sinkgeschwindigkeit zurückzubringen. Außerdem muß das Modell auch Störungen stärkster Art (starke Böen, vorzeitiges Aushängen am Hochstarthaken) mit geringem Höhenverlust ausgleichen können.



3. Gute Querstabilität

Das Modell muß die fast ruckartigen, sehr engen Einkreisbewegungen in Thermikschlängen überstehen, ohne abzuschmieren (s. a. Abschnitt IV. 5.)

IV. 1. Richtungsstabilität

Die Richtungsstabilität kann man dadurch gering halten, daß man die Seitenflächen vor und hinter dem Schwerpunkt verringert. Bei modernen Leistungsseglern fehlt die vordere Seitenfläche fast ganz, und das Seitenleitwerk wird so klein gemacht, daß gerade noch ein stabiler Flug gewährleistet ist. Das Seitenleitwerk wird man zweckmäßigerweise als dünne, ebene Platte mit elliptischer Umrißform bauen;

beim Einfliegen kann man die Platte bis auf ein Minimum verkleinern; eine ausreichende Hochstartstabilität muß allerdings erhalten bleiben. Eine zu kleine Seitenfläche unterstützt das Pendeln.

IV. 2. Längsstabilität

Die Längsstabilität eines A 1-Modells ist zusammen mit gutartigen Hochstarteigenschaften und der Fähigkeit, in Thermikschlängen einzukreisen, der Schlüssel zum erfolgreichen Wettbewerbssegler. Leider kommt es nur selten vor, daß die reine Sinkgeschwindigkeit bei einem Wettbewerb entscheidet; denn meistens werden die Ergebnisse durch die Thermik, die Starttechnik und eine Portion

Glück entscheidend beeinflusst. Eine elementare Voraussetzung für lange Flugzeiten ist die Fähigkeit eines Modells, möglichst lange in der optimalen Lage zu fliegen.

Wenn man sich die Mühe macht, für eine Anzahl gängiger Profile die Steigzahlen über dem Anstellwinkel aufzutragen, kommt man zu einigermaßen beängstigenden Erkenntnissen. Ganz gutartige Profile haben über einen Bereich von maximal 2° etwa konstante Steigzahlen, die meisten aber nur über etwa 1° ; dann geht es rapid abwärts. Was aber sind 2° Fluglageänderung bei den Böen, die die Modelle durchfliegen müssen? Deshalb ist es eben so außerordentlich wichtig, daß ein Modell schnell auf jede von außen einwirkende Störung reagiert und zur optimalen Fluglage zurückfindet.

2. 1. Reaktionen eines Modells auf Lagestörungen

Ein Flugzeug ist ein um jede der drei Schwerachsen, die Hoch-, Quer- und Längsachse, schwingungsfähiges System, das entsprechend seinem Aufbau alle Schwingungsformen, von der Resonanz (ständiges Aufschaukeln) über die mehr oder weniger stark periodisch gedämpfte bis zur aperiodisch gedämpften Schwingung durchführen kann. In Abb. 19 sind die Grundformen skizziert.

Im Modellflug kommen im allgemeinen drei Erscheinungen vor, die eindeutigen Schwingungscharakter haben: a) die bei Störungen auftretenden Ausgleichsbewegungen um die Querachse (Nickschwingungen), die mitunter im gefürchteten „Pumpen“ stecken bleiben, b) das Pendeln am Hochstarthaken und gelegentlich c), die Querschwingungen (Gierschwingungen) um die Hochachse bei zu kleinem Seitenleitwerk. Manchmal sieht man Modelle, meistens Hochdecker (z. B. Pylon-Motor-

modelle), die im Flug ständig leicht um die Längsachse hin- und herwackeln. Diese Rollschwingungen entstehen bei zu großer V-Form und kleiner Flügelstreckung, und zwar weil die anregenden Korrekturmomente zu groß sind, die Dämpfung dagegen zu klein bleibt. Deshalb hat ein erfolgreiches Pylonmodell fast immer eine geringere V-Form als ein Segler. Zu a): Wenn ein Flugmodell durch eine massive Störung, z. B. durch einen verunglückten Hochstart, in eine stark überzogene Fluglage gerät, hat es entsprechend seiner Geometrie und Schwerpunktlage verschiedene Möglichkeiten, den Flug fortzusetzen. In Abb. 20 sind die möglichen Flugbahnen skizziert. Außer den extremen Flugbahnen, dem gefürchteten Pumpen bei fehlender bzw. negativer Dämpfung des Resonanzfalles und dem Absturz bei instabiler, aperiodisch gedämpfter „Schwingung“, habe ich typische Flugbahnen für den Fall der ungedämpften Schwingung, bei der weder Beruhigung noch Anfachung eintritt, und der mäßig periodisch gedämpften Schwingung eingezeichnet. Bei der aperiodisch gedämpften Schwingung sind keine ausgleichenden Rückführmomente wirksam. Für unsere Modelle brauchbar sind allein die mäßig bis stark periodisch gedämpften Schwingungsformen: in der Praxis ergab sich bisher, daß der geringste Höhenverlust ($\Delta h_{\min}$) bei einer Dämpfung eintritt, die 2 bis 3 Schwingungen mit stark abnehmender Amplitude bis zur völligen Beruhigung benötigt. Viele Modelle sind stärker gedämpft und reagieren auf eine Störung mit einer einzigen, aber langen Schwingung. Auf diese Weise getrimmte Modelle sind allerdings nahe der aperiodischen Dämpfung und deshalb stets gefährdet; eine geringe Falschtrimmung hat nämlich das Unterschneiden zur Folge.

(wird fortgesetzt)

W. Schäffler

IV. 2. 2. Ermittlung der Schwerpunktlage

2.2.1. Genaue rechnerische Ermittlung

Wodurch werden die verschiedenen Schwingungsformen gesteuert? Die Flugmechaniker haben herausgefunden, daß es vom relativen Abstand $\frac{\Delta X_{SN}}{t_F}$ zwischen dem Schwerpunkt

und dem sogenannten *Neutralpunkt*, einem rechnerisch aus der Geometrie des Flugzeugs zu ermittelnden, fiktiven Punkt, abhängt, welche Schwingungsformen das Flugmodell durchführen wird. Als Neutralpunkt wird der Punkt definiert, um den die Summe der Momente bei kleinen Anstellwinkeländerungen konstant bleibt. (Es gilt auch: bezogene Neutralpunktlage = erste Ableitung des Momentenbeiwerts nach dem Auftriebsbeiwert $\frac{d C_m}{d C_a}$.)

Diese Definition ist nun nicht gerade sehr anschaulich. Das macht aber nichts aus; denn für uns ist nur wichtig zu wissen, daß uns im Abstand des Neutralpunkts zum Schwerpunkt ein Maß zur Verfügung steht, mit dem wir bei Neukonstruktionen die Lage des Schwerpunktes ziemlich genau vorausberechnen können, so daß sich die Prozedur des Einfliegens und Probierens beträchtlich verkürzt und vereinfacht. Jeder Modellflieger weiß aus bitterer Erfahrung, wie kritisch die Hochstarts sind, bei denen man die Längsstabilität durch absichtliches Herausschleudern kontrollieren will. Bei den beträchtlichen Ausmaßen der A 2-Modelle ist das noch weit schlimmer als bei den im allgemeinen robusten A 1-Seglern.

Im Großflugzeugbau unterscheidet man zwischen der Stabilität mit festen Rudern, losen Rudern und mit automatischen Dämpfern. In unserem Fall ist selbstverständlich nur die Stabilität mit festen Rudern von Bedeutung.

Wer ein Flugmodell konstruiert, will wissen, wo der Schwerpunkt liegen wird. Er kann dann das Trimmgewicht einigermaßen richtig bemessen und riskiert beim Einfliegen keine Gewaltabstürze. Zunächst ist also der Neutralpunkt zu bestimmen und ein sinnvoller Abstand zwischen Neutral- und Schwerpunkt zu wählen. Für die genaue rechnerische Ermittlung des Neutralpunktes gibt es eine für unsere Bedürfnisse im allgemeinen zu komplizierte Gleichung, die aber doch angeführt werden soll.

Mit den Bezeichnungen in Abb. 21 läßt sich der Neutralpunkt für rechteckige Flügelumrisse folgendermaßen ausrechnen:

$$\frac{X_N}{t_F} = \frac{X_A}{t_F} + \left(\frac{q_{HL}}{q_F} \right) \left(\frac{\frac{d C_a}{d \alpha}}{\frac{d C_a}{d \alpha}} \right)_{HL} \cdot \frac{f}{F}$$

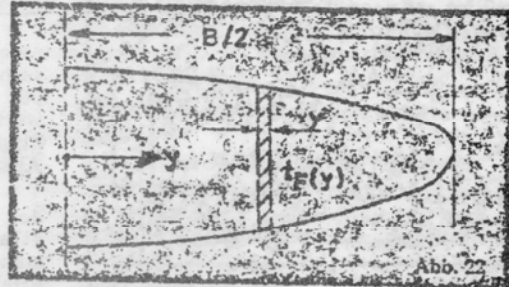
$$\left[\frac{L}{t_F} + \frac{X_S - X_A}{t_F} \right] \cdot \left(1 - \frac{\partial \alpha_w}{\partial \alpha} \right)$$

In dieser Formel ist der Einfluß des Widerstandes vernachlässigt, weil er bei unseren Seglern keine nennenswerte Rolle spielt. Für nichtrechteckige Grundrisse muß t_F durch die Bezugsgröße t'_F ersetzt werden:

$$t'_F = \frac{1}{F} \int_{-\frac{B}{2}}^{+\frac{B}{2}} t^2 \cdot dy$$

wobei t_F die örtliche Flügeltiefe, B die Spannweite und y die laufende Koordinate in Spannweitenrichtung ist (Abb. 22).

Stehen ausreichende Informationen über die verwendeten Flügelschnitte zur Verfügung, kann auf obige Weise der Neutralpunkt bestimmt werden; der Schwerpunkt ergibt sich durch die aus der Erfahrung bekannte Differenz $\left(\frac{\Delta X_{SN}}{t_F} \right)$, die zwischen 0,25 und 0,45 be-



trägt, wobei die meisten Werte in der Mitte, also bei 0,35 liegen.

Schwerpunktlage:

$$X_S = t_F \cdot \left[\frac{X_N}{t_F} - \frac{\Delta X_{SN}}{t_F} \right]$$

Im Ergebnis kennt man einen kleinen Bereich von etwa 8–12 mm, innerhalb dessen die beste Schwerpunktlage zu suchen sein wird. Durch wenige Versuche wird man sie in verhältnismäßig kurzer Zeit herausfinden. Das Modell wird zu diesem Zweck eingeflogen und absichtlich bei einem Hochstart mit etwa 15 Meter Schnur herausgeschleudert. Aus dem Verhalten lassen sich entsprechende Schlüsse ziehen: *Pumpt das Modell, muß der Schwerpunkt einige Millimeter zurück gelegt werden; taucht es tief durch und ist dann völlig ruhig, rückt man den Schwerpunkt ein paar Millimeter weiter nach vorne, bis das Modell sich in 2 bis 3 Schwingungen beruhigt.* Es ist zweckmäßig, mit einem $\frac{\Delta X_{SN}}{t_F} = 0,35$ zu beginnen;

kleinere Werte sollte man anfangs unbedingt vermeiden, da nach unglücklicher Profilwahl das Modell unterschneiden könnte.

2.2.2. Vereinfachte Berechnungsmethode

Eine für den mathematisch weniger geübten Modellbauer praktikablere Methode, die Schwerpunktlage zu bestimmen, schlägt K. P. Beuermann vor. Seine in einem Mechanikus-Beitrag veröffentlichten Darlegungen („Der Vogel soll das Fliegen lernen“, Me. 7/1959, S. 291–294) fasse ich hier kurz zusammen. In der Formel nach Abb. 23 ist BF ein Korrekturfaktor, der von den Streckungsverhältnissen des Flügels und Höhenleitwerks abhängt. Ich machte mit Beuermanns einfacher Berech-

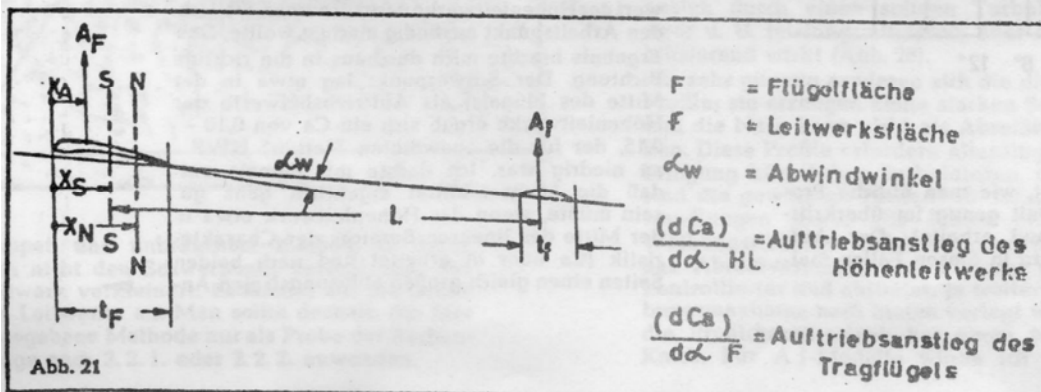


Abb. 21

nungsmethode gute Erfahrungen; für etwa 10 Modelle lieferte sie brauchbare Ergebnisse. Es handelt sich dabei um eine starke Vereinfachung der vollständigen Gleichung, bei der nur die Haupteinflüsse, das Verhältnis der Flächen und der Leitwerkshebelarm, berücksichtigt werden. Der Einfluß des Streckungsverhältnisses auf die Auftriebsanstiege von Flügel und Höhenleitwerk ist in der Gleichung durch einen Korrekturfaktor vertreten. Unbeachtet bleibt die Charakteristik der Profile. Die Abwindwinkeländerung wird nur für ein Verhältnis L/t_F eingerechnet.

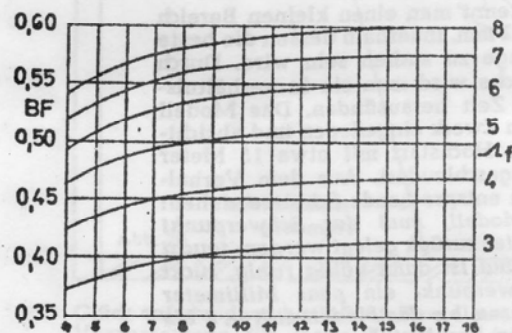
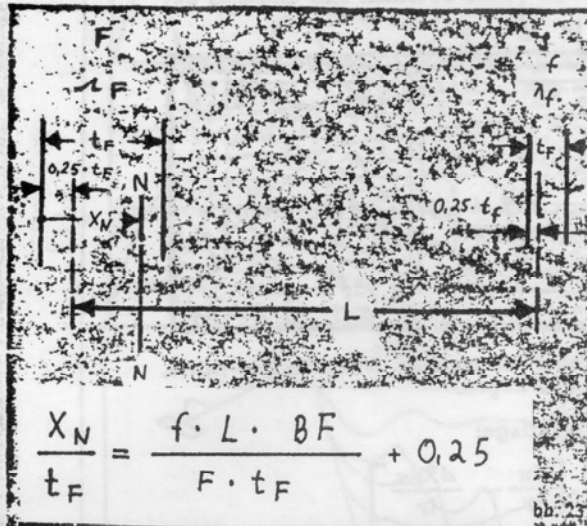


Abb. 24

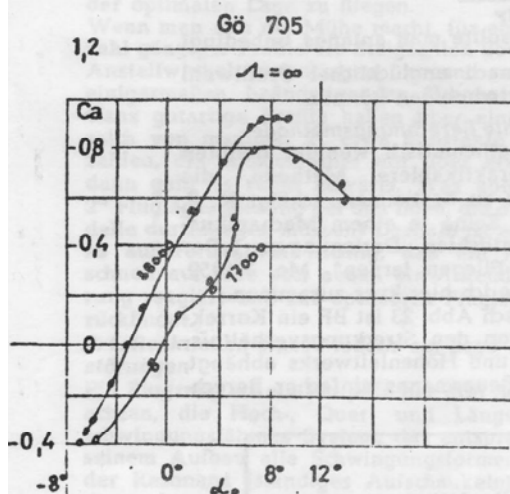


Abb. 25

Das geht so lange gut, wie man übliche Profile verwendet und weit genug im überkritischen Strömungszustand arbeitet. Der Auftriebsanstieg $\frac{dCa}{d\alpha}$ wird in diesen Fällen mei-

stens annähernd 2π für unendlich lange Flügel. Da man aber bei den Höhenleitwerken sehr kleine Re-Zahlen hat, ändert sich die Profilcharakteristik als Folge laminarer Ablösblassen (Abb. 25). Die gewölbten Platten (z. B. Gö 417a u. 417b) haben ganz erheblich stärkere Auftriebsanstiege (s. a. IV. 2. 5.). Das äußert sich deutlich im erforderlichen Abstand zwischen dem nach der Methode Beuermanns errechneten Neutralpunkt und dem für die richtige Dämpfung notwendigen Schwerpunkt. Je größer der Auftriebsanstieg des Höhenleitwerks, desto geringer wird der rechnerisch ermittelte Abstand.

Für meine Modelle habe ich die Abstände ΔX_{SN} zwischen dem nach Beuermann errechneten Neutralpunkt und dem aus den Flugversuchen ermittelten Schwerpunkt angegeben.

Für vier Modelle mit konventionellen Leitwerksprofilen (Gö 795, E. J. 91, B 8356 in Holm-Rippen-Bauweise) ergab sich der günstigste Abstand zu $\Delta X_{SN} = 0,18$ bis $0,23$, während bei

den Modellen mit den Leitwerksprofilen Gö 417a, HWP I und HWP II der bezogene Abstand zwischen $0,08$ und $0,12$ liegt. Mit diesen Erfahrungswerten wird die Beuermann-Methode ein ebenso einfaches wie nützliches Instrument zur ziemlich genauen Bestimmung der Schwerpunktlage. Die absolut zu kleinen Abstände der Beuermann-Methode ergeben sich

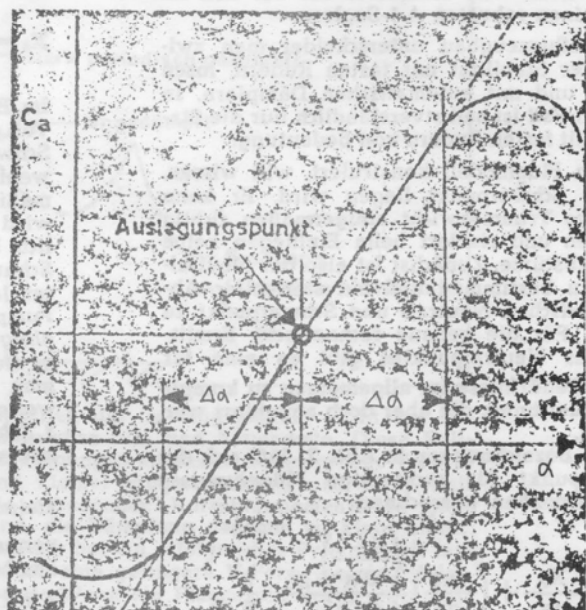


Abb. 26

aus den Vernachlässigungen (Profilcharakteristik und Abwindwinkeländerung).

2. 2. 3. Kontrolle des Arbeitspunktes des Höhenleitwerks

Zu der Zeit, als ich mich erfolglos mühte, die ungenügende Längsstabilität der Modelle A 1/1 und A 1/2 zu verbessern, versuchte ich — noch wenige Tage bevor mir die Arbeit von Beuermann in die Hände kam — den Auftriebsbeiwert der Höhenleitwerke nachzurechnen, weil ich den Arbeitspunkt ausfindig machen wollte. Das Ergebnis brachte mich durchaus in die richtige Richtung. Der Schwerpunkt lag etwa in der Mitte des Flügels; als Auftriebsbeiwerte der Höhenleitwerke ergab sich ein Ca von $0,10 - 0,15$, der für die „gewölbten Platten“ HWP zu niedrig war. Ich dachte mir damals aus, daß die Längsstabilität eigentlich ganz gut sein mußte, wenn das Höhenleitwerk etwa in der Mitte des linearen Bereichs der Charakteristik (Ca über α) arbeitet und nach beiden Seiten einen gleich großen ablösungsfreien An-

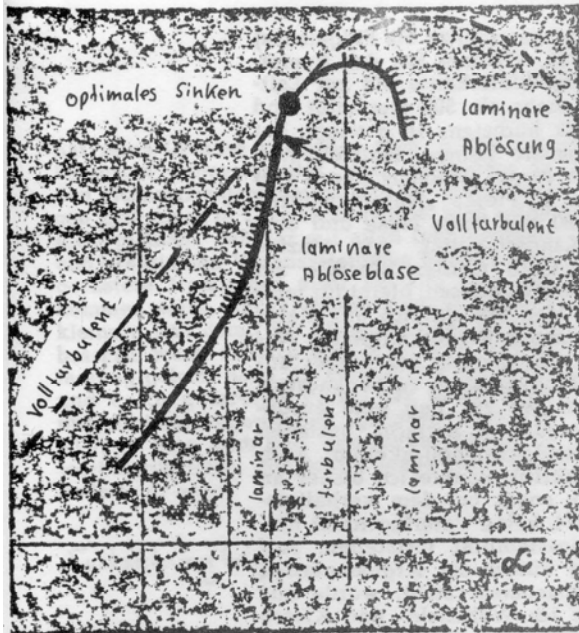


Abb. 27

stellwinkelbereich hat. Ich hätte also den Schwerpunkt nach hinten verschieben oder das Höhenleitwerk verkleinern müssen; und das gerade war ja auch das nach der Beuermann-Methode errechnete Ergebnis. Bei den nächsten Flugversuchen erhielt ich dafür die Bestätigung.

Nach der Berechnung des Neutral- und Schwerpunktes sollte man auch nachprüfen, ob das Höhenleitwerk etwa in der Mitte der Charakteristik arbeitet; dann ist nämlich die Wahrscheinlichkeit für eine gute Längsstabilität noch eher gegeben (s. Abb. 26). Der Umkehrschluß muß dagegen nicht unbedingt richtig sein. Bei einem richtig gewählten Arbeitspunkt braucht die Längsstabilität nicht gut zu sein, wie man am Beispiel des Modells mit symmetrischem Höhenleitwerk beweisen kann: Man legt den Schwerpunkt in den Auftriebsmittelpunkt, das Höhenleitwerk fliegt mit $Ca = 0$ und hat folglich einen nach beiden Seiten hin recht großen, nützlichen Anstellwinkelbereich; dieses Modell kann zwar stabil sein, aber auch hochgradig

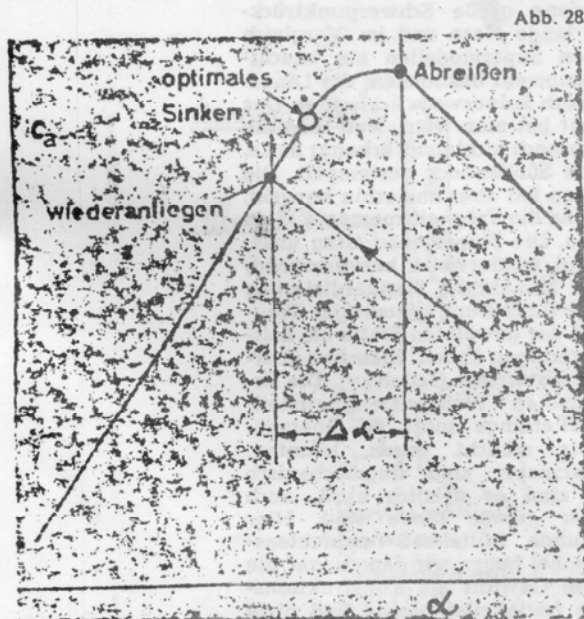


Abb. 28

pumpen und unbrauchbar bleiben, so lange man nicht den Schwerpunkt verlegt oder das Leitwerk verkleinert. Es kommt auf die Größe des Leitwerks an. Man sollte deshalb die hier angegebene Methode nur als Probe der Rechengänge nach 2.2.1. oder 2.2.2. anwenden.

Einige Leser werden jetzt fragen: wozu eigentlich die ganze Rechnerei? In der Tat: es gibt unzählige Modellbauer, die noch nie gerechnet haben und trotzdem keinerlei Schwierigkeiten mit der Längsstabilität kennen. Sie wissen aus ihren Erfahrungen: der Rumpf muß so und so lang sein; das Verhältnis der Leitwerks- und Tragflügelflächen wird von früheren Modellen übernommen, der Schwerpunkt kommt in die Mitte des Flügels, und das Modell stimmt. Die „Glücklichen!“ Sie bleiben dabei aber stets beim gleichen Stil. Sollten sie einmal so tollkühn sein, statt eines braven Höhenleitwerks eine gewölbte Platte zu bauen, wären sie bald am Ende ihres Lateins angelangt. Dann kommt es nämlich darauf an, zu wissen, wo man anpacken muß, um ein Modell, das außerhalb der Standardserie liegt, so hinzutrimmen, daß es brauchbar wird.

IV. 2. 3. Andere Einflußfaktoren auf die Längsstabilität

2. 3. 1. Profilcharakteristik des Tragflügels

Neben der richtigen Schwerpunktlage hat die Profil-Charakteristik meiner Meinung nach den stärksten Einfluß auf die Längsstabilität. Die gängigen Profilformen sind alle sehr ähnlich, im allgemeinen in ihren Eigenschaften gutmütig, und nur in Extremfällen gibt es unangenehme Erscheinungen. Meine All-Wetter-Modelle zeigten sich durchweg gutartig, auch die Modelle A 1/1 und A 1/2 mit den ziemlich kleinen Nasenradien. Hingegen reagiert das Sunrise-Modell A 1/8 mit dem aus der gewölbten Platte Gö 417a abgeleiteten Profil empfindlicher auf Böen; ein wirksames Höhenleitwerk mit HWP II-Profil und einer Streckung $Al = 8,5$ führte zu völlig ausreichender Längsstabilität.

Zwei schlechte Eigenschaften neukonstruierter Modelle können einem den Spaß verderben: 1. das abwechselnde Turbulent- und Laminar-Werden bei dicknasigen Profilen ohne künstlichen Turbulator; 2. eine abrupte Abreißcharakteristik mit einer ausgeprägten Hysteresisschleife. Die erste Eigenschaft kommt dadurch zustande, daß der Grenzschichtzustand stark vom Anstellwinkel abhängt und jede harmlose Böe das Modell in den laminar abgerissenen Zustand mit fast senkrechten Charakteristiken bringt. Dieses stark nichtlineare Verhalten ist unbeherrschbar, so lange man nicht durch zusätzliche Turbulatoren Abhilfe schafft und eine über den nutzbaren Anstellwinkelbereich vollturbulente Grenzschicht erzwingt, die eine saubere Charakteristik ergibt. Meistens führt das dann zu einer geringen Leistungseinbuße durch Widerstandserhöhung (Abb. 25 und 27).

Die zweite Eigenschaft macht sich in Form einer stark ausgeprägten Hysteresisschleife beim Abreißen und Wiederanliegen bemerkbar. Die A 1-Modelle fliegen ja alle knapp am Abreißen; es kann sogar vorkommen, daß der günstigste Arbeitspunkt zwischen dem Abreißen und Wiederanliegen-Anstellwinkel liegt. Löst die Strömung ab, so dreht sich das Modell zunächst auf die Nase; die Strömung wird erst spät wieder aufgebaut und es kommt zu unnötig starken Tauchbewegungen. Die Hysteresisschleife bekämpft man ebenfalls am besten durch einen soliden Turbulator, der zwar u. U. leistungsmindernd, aber sicher stabilisierend wirkt (Abb. 28).

Als sehr günstig erwiesen sich die dicknasigen Profile; sie erzeugen keine starken Sogspitzen, und die Nase kann nicht als Abreißkante wirken. Diese Profile erfordern allerdings die Anbringung künstlicher Turbulatoren. Gefährlich sind die gewölbten Platten Gö 417a, ihre Abwandlungen sowie alle Profile mit starker Wölbungsrücklage. Erfahrungsgemäß verläuft das Abreißverhalten von Profilen umso unkontrollierter und abrupter, je weiter das Wölbungsmaximum nach hinten verlegt wird; d. h., die Profilcharakteristik hat einen plötzlichen Knick. Für A 1-Modelle würde ich z. B. die

Profile B 6556 bzw. B 6557 nicht empfehlen. Die guten Flugeigenschaften der meisten Modelle dieser Klasse, denen man auf Wettbewerben begegnet, beruhen zum großen Teil darin, daß vorwiegend Profile ähnlich dem G6 803 von M. Hacklinger (z. B. Mederer M3) verwendet werden; diese Profile lassen an Gutartigkeit keine Wünsche offen.

(wird fortgesetzt)

A. Schöffler

Die Entwicklung von A-1-Hochleistungsmodellen

IV. 2. 4. Einfluß des Trägheitsmoments des Rumpfes

Die vor einigen Jahren mit großer Vehemenz geführte Diskussion über die verschiedenen Einflüsse auf die Längsstabilität der Flugmodelle erwies sich insofern als fruchtbar, als die verschiedenen Einfluß-Faktoren nun endlich einmal zusammengetragen wurden. Bald schon erkannte man die Bedeutung des Flügelprofil-Nasenradius (oder allgemeiner der Profilcharakteristik) und des Trägheitsmoments des Rumpfes. Ein kleiner Nasenradius ruft ja starke Sogspitzen und Momentenänderungen hervor. Das Trägheitsmoment kam vor allem deswegen ins Gespräch, weil man damals überlange Rumpfe mit Mikroleitwerken bevorzugte und man bei besonders langen Rumpfen einen Einbruch in die Längsstabilität feststellen mußte, der allerdings durchaus auch auf mangelhaften Leitwerksprofilen beruhen konnte. Einige Fachveröffentlichungen verfehlten ihre Wirkung nicht: Man fiel in Deutschland in ein anderes Extrem. Das Trägheitsmoment wurde nun radikal verringert, Flügel und Leitwerk baute man superleicht, aus dem Leitwerksträger wurde ein hauchdünnes Balsarohr, und das alles nur, um eine sehr kurze, aber dafür fast 100 Gramm schwere Nase aus purem Stahl oder Blei anbauen zu können. Dafür knackte es dann in den Flächen schon bei Windgeschwindigkeiten über 4 m/s. Wegen des geringen Trägheitsmoments reagierte das Modell auf die kleinste Bö bockig wie ein Esel, kam allerdings auch sehr schnell wieder zur Ruhe. Leider ist es ein völlig unmögliches Unterfangen herauszufinden, ob die „Langnaser“ oder die „Ultrakurznasen“ bessere Sinkgeschwindigkeiten entwickeln. „Lange“ Nasen sind bei A 1-Modellen etwa 130—180 mm, „kurze“ Nasen 50—70 mm lang. Aus der Erfahrung mit rund 20 Modellen unterschiedlicher Bauart und Trägheitsmomente weiß ich aber, daß bei gleichen oder ähnlichen Profilen und bei richtiger Schwerpunktlage die Länge der Rumpfnase bedeutungslos ist, solange sie im Bereich der oben gemachten Ausmaße bleibt.

Übrigens: wie soll man eine gute Längsstabilität definieren? Ein sinnvolles Maß wäre z. B. die Zeit, die das Modell benötigt, um von einem total abgerissenen Flugzustand (etwa nach einem mißlungenen Hochstart) zur völlig ruhigen Fluglage zurückzukehren. Vergleiche sind aber nicht durchführbar, weil es keinesfalls gelingt, Modelle mehrmals in genau denselben Flugzustand zu bringen. Ich habe schon etwa 1000 Hochstarts durchgeführt; trotzdem würde ich mir nicht zutrauen, ein Modell mehrmals hintereinander gleich schlecht herauszuschleudern. Wollte man das erreichen, bräuhete man aufwendige Hilfsmittel, z. B. eine Herausschleuder-Maschine und einen Turm. Darauf müssen wir aber verzichten; wir wer-

den also weiterhin auf unsere Beobachtungen angewiesen sein; denn einfache Methoden, die „Längsstabilität“ zu messen, gibt es nicht. Extreme können wir zwar feststellen; z. B. Modell A pumpt und ist unbrauchbar; Modell B stürzt ab und ist ebenfalls unbrauchbar. Aber zwei Modelle mit sauberer Einstellung auf 2 bis 3 gedämpfte Schwingungen lassen sich bezüglich der Längsstabilität nicht gegeneinander abwägen. Die Frage nach dem Einfluß des Trägheitsmoments kann ich aus diesen Gründen nur pauschal, und zwar wie folgt, beantworten:

Solange die Rumpfnase (Spitze bis Flügel Nase) nicht länger als ca. 170 mm ist, der Rumpfstab von der Flügelhinterkante bis zur Leitwerksnase nicht mehr als 500 mm mißt und das Höhenleitwerk höchstens 10 g wiegt, hat das Trägheitsmoment keinen feststellbaren Einfluß. Innerhalb dieses Rahmens liegen fast alle A 1-Modelle. L. Piesks „Non-plus-ultra“ hat sogar eine 190 mm lange Nase und eine ausgezeichnete Längsstabilität. Als einzige Möglichkeit, die Güte meiner Modelle am derzeitigen Standard zu messen, bleibt für mich der Wettbewerb. Man braucht sich nur die in den Siegerlisten immer wiederkehrenden Namen zu merken, die Modelle der Sieger anzusehen und im Flugverhalten zu beobachten. Gerade in Bayern, wo zur Zeit eine ausgesprochene A 1-Konjunktur herrscht, bestehen für mich gute Vergleichsmöglichkeiten. Auch bei größter Selbstkritik konnte ich bisher an meinen Modellen, sogar bei dem verhältnismäßig trägen A 1/4, keine Unterlegenheit hinsichtlich der Längsstabilität feststellen. Auf welch wackeligen Füßen die Argumentation mit dem Trägheitsmoment steht, wurde mir so recht klar, als ich Wakefield- und Klasse I-Fliegern zuschaute. Wakefield-Modelle sind etwa gleich groß wie A 1-Modelle, haben aber beachtlich große Rumpfe, große Leitwerke und ausgesprochen lange Nasen, an denen zudem die Propeller hängen. Eine Nachrechnung der Trägheitsmomente ergibt im Vergleich mit den A 1-Modellen deutliche Nachteile für die W-Modelle. Wie aber verhält es sich mit der Längsstabilität? Nach meinen Beobachtungen sind die wenigen bayerischen W-Spitzenmodelle den A 1-Modellen ebenbürtig. Das gleiche gilt für die oft gewaltigen Klasse I-„Brocken“. Viele davon fliegen ohne Übergangssteuerung und hängen in senkrechter Lage, wenn der Motor stehen bleibt — verblüffend schnell aber gewinnen sie eine normale horizontale Fluglage, obwohl durch die große Schwerpunktrücklage das Trägheitsmoment beachtliche Ausmaße annimmt.

Mit meinen Überlegungen will ich allerdings nicht den Leuten ins Handwerk pfuschen, die das Trägheitsmoment für einen ernstzunehmenden Einflußfaktor halten. Vielmehr will ich

dazu beitragen, den richtigen Maßstab zu finden. So hat mein Modell A 1/1 durch die notwendig gewordene große Schwerpunktlage eine sehr lange Nase und im Vergleich zu den heutigen Supermodellen ein beachtliches Trägheitsmoment bekommen; die Längsstabilität ist jedoch keineswegs schlechter. Das Trägheitsmoment hat man wohl, weil man die Zusammenhänge noch nicht ganz erkannt hatte, ein bißchen zum Sündenbock gestempelt. Die heftige Diskussion hat aber immerhin bewirkt, daß in Deutschland die Trägheitsmomente klein gehalten wurden. Die Flugeigenschaften unserer Modelle sind mittlerweile hervorragend; dazu mögen die allmähliche Standardisierung der Abmaße, die Einführung gutmütiger Tragflügelprofile und der gewölbten Platte als Leitwerksprofil beigetragen haben. Manches übernahmen wir aus Österreich (Jedelsky). Die Erfolge der deutschen Weltmeisterschaftsteilnehmer sind allerdings nicht so überzeugend, daß wir schlicht sagen könnten, unsere Ultrakurznaser sind flugmechanisch überlegen; sie sind es nämlich nicht, auch wenn Kurznaser gerade Mode sind. Hier wäre das gesunde Mittelmaß empfehlenswert; ganz nebenbei haben wir dann sogar die Möglichkeit, viel Gewicht als Konstruktionsgewicht — also festigkeitsfördernd und nicht als überdimensionales Trimmgewicht, das annähernd die Hälfte des Fluggewichtes erreicht — in Flügel und Rumpf unterzubringen. Der Fortschritt, der gegenüber den Modellen von Hacklinger, Lindner und Denzin gemacht wurde, hat seine Ursache zweifellos auch in der verbesserten Längsstabilität, aber besonders in den Hochstarteigenschaften und im selbständigen Einkreisen in Thermikschläuche. Man sollte nicht glauben, daß der mit allen theoretischen und praktischen Voraussetzungen bestens ausgerüstete Hacklinger nicht auf die Idee gekommen wäre, das Trägheitsmoment zu verkleinern und damit die Längsstabilität zu verbessern, wenn er dazu eine ernsthafte Veranlassung gehabt hätte. Er entwickelte ein durch und durch gutartiges Profil, das heute noch, nur minimal abgewandelt, geflogen wird (Gö 803); er ging auch zum gewölbten Höhenleitwerksprofil über; die relativ lange Nase aber änderte er nicht.

2. 5. Einfluß des Höhenleitwerkes auf die Längsstabilität: Profil und Umrißform

Das Höhenleitwerk dient dazu, das Modell bei Änderungen der stabilen Indifferenzfluglage infolge irgendwelcher Störungen (Böen oder mißglückte Hochstarts, bei Motormodellen schlechter Übergang vom Steig- zum Gleitflug) durch ein korrigierendes Drehmoment um den Schwerpunkt wieder in seine optimale Fluglage zurückzubringen. Der Widerstand des Leitwerks sollte möglichst gering sein. Nehmen wir an, daß ein bestimmtes Korrekturmoment ΔM notwendig sei, um eine ausreichende Längsstabilität zu erhalten, so ergeben sich zwei Haupteinflüsse: 1. das Produkt Leitwerksfläche $\times$ Hebelarm ($f \times L$) und 2. die Auftriebsänderung des Höhenleitwerks mit dem Anstell-

winkel $\left(\frac{d\alpha}{d\alpha}\right)$. Je steiler die Profilcharakteristik

verläuft, desto geringer ist die Anstellwinkeländerung, mit der man bei gegebener Anordnung ein bestimmtes Korrekturmoment erzielt; anders ausgedrückt: je steiler die durch Anstellwinkeländerung verursachte Auftriebsänderung des Höhenleitwerks ist, desto stärker wird das Korrekturmoment, das einer weiteren Fluglageänderung vom Bestpunkt weg entgegenwirkt und das Modell schnell in die eingetrimmte Optimallage zurückführt.

Abb. 29 zeigt, wie stark die Steigzahl der meisten Profile bei Abweichungen von nur wenigen Graden abnimmt. Deshalb ist ein hochwirksames Leitwerk erforderlich. Um eine möglichst günstige reine Gleitflugzeit zu erhalten, sollte man die für das Modell vorgesehene Gesamtfläche zum größten Teil für die Tragflügel verwenden; denn der Tragflügel fliegt im Bestpunkt und auf Grund der größeren Abmessungen auch bei höheren Re-Zahlen. Man wird also ein möglichst kleines Leitwerk bauen müssen. Da der Hebelarm L durch Gewicht, Festigkeit und zu hohes Trägheitsmoment eine Grenze gezogen ist, sind beim Bau des Höhenleitwerks folgende drei Punkte zu beachten: Das Leitwerk sollte 1. wegen der Sinkgeschwindigkeit den geringstmöglichen Widerstand bieten; 2. einen möglichst steilen Auftriebsanstieg $\left(\frac{dCa}{d\alpha}\right)$ und 3. einen mög-

lichst großen Operationsbereich (ablösungsfreien Anstellwinkelbereich mit einigermaßen linearem Auftriebsverlauf) haben.

Die 1. Forderung ist bei Allwettermodellen zweitrangig. Man nimmt den geringen Mehrwiderstand eines bestimmten Höhenleitwerks in Kauf, wenn andere Argumente für dieses Leitwerk sprechen.

Ein hoher Auftriebsanstieg hängt u. a. von der Profilform und vom Streckungsverhältnis des Leitwerks ab. Jedes Profil hat bei unendlich langem Flügel einen bestimmten Auftriebsanstieg, der meist dem der ebenen Platte entspricht, nämlich $\frac{dCa}{d\alpha} = 2\pi = 6,28$

Allerdings hängt der Auftriebsanstieg in dem für uns wichtigen Bereich von der Re-Zahl ab; etliche Profile erreichen durch die Bildung laminarer Ablöseblasen und deren Verschiebung mit dem Anstellwinkel in bestimmten Anstellwinkelbereichen sehr große Auftriebsgradienten, die aber leider wegen der völlig labilen Strömung nicht zuverlässig reproduzierbar und stark nichtlinear sind. Solche Höhenleitwerksprofile sind ungeeignet, weil sie zusätzlich Instabilität erzeugen (s. Abb. 25 u. 27). Das Profil mit dem höchsten bekannten Auftriebsanstieg ist die gewölbte Platte Gö 417b mit 8,7% Wölbung und einem $\frac{dCa}{d\alpha} \approx 5\pi$

bei $Re = 21\,000$. Es hat allerdings einen hohen Widerstand und ist deshalb für A 1-Modelle

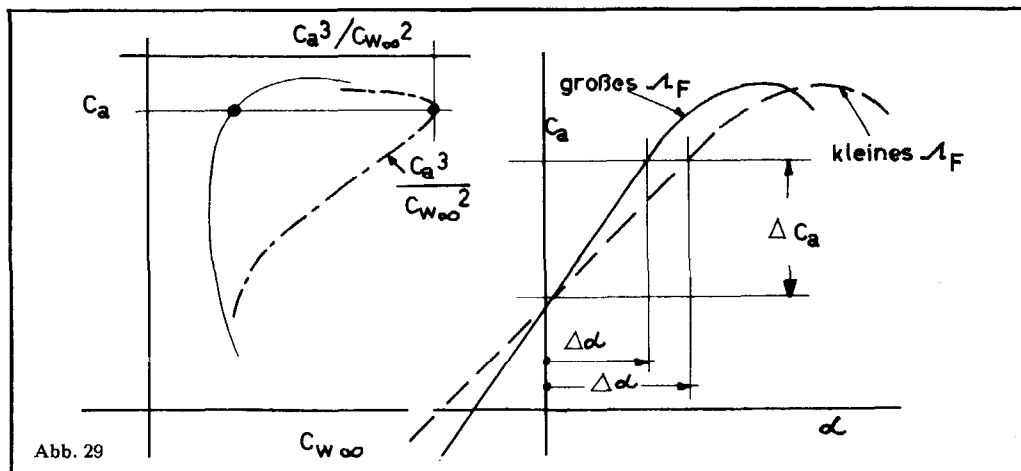


Abb. 29

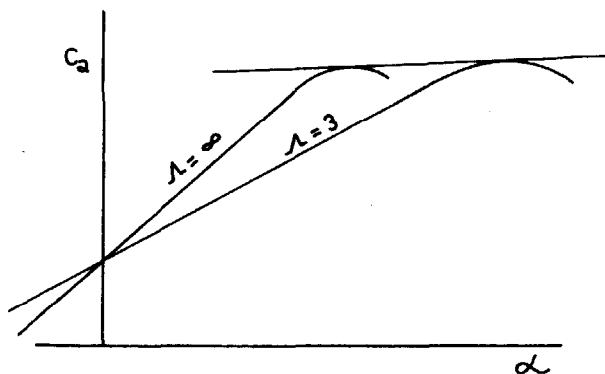
nicht geeignet. Hervorragend verhält sich hingegen die gewölbte Platte Gö 417a mit einem kaum unterbietbaren Widerstandsbeiwert, vollkommen turbulenter Grenzschicht bei sehr kleinen Re-Zahlen (bis $Re \geq 10\,000$) und einem steilen Auftriebsgradienten von $\frac{dC_a}{d\alpha} = 2,77 \pi$.

Mir ist kein anderes Profil bekannt, das die hervorragenden Eigenschaften des Gö 417a als Höhenleitwerk nachweislich übertrifft.

Wenn man endlich ein geeignetes Profil mit hohem Auftriebsgradienten gefunden hat, stellt sich die schwierige Aufgabe, diesen Gradienten zu retten. Der Auftriebsanstieg wird nämlich stark beeinflusst durch den von den Randwirbeln erzeugten Abwind. Je kleiner die Streckung Λ , desto geringer wird der Auftriebsgradient. Wir müssen folglich bestrebt sein, Höhenleitwerke großer Streckungsverhältnisse, also großer Spannweite zu bauen. Dies Bestreben führt zu geringen Profiltiefen, und kleinen Re-Zahlen. Auch deshalb eignen sich gewölbte Platten so ausgezeichnet als Höhenleitwerksprofil.

Die gewölbten Platten sind auf Grund ihrer geringen Dicke und der stark gekrümmten Ein-

Abb. 30



trittspartie weitgehend von der Re-Zahl unabhängig; sie fliegen schon ab $Re \approx 10\,000$ sicher überkritisch. Man kann damit lange, schlanke Höhenleitwerke mit beträchtlichem Streckungsverhältnis bauen. Solche Leitwerke haben wegen der steilen Charakteristik des Profils und wegen der hohen Streckung einen großen Auftriebsanstieg. Vorteilhaft ist auch der geringe Widerstand üblicher 5—6% gewölbter Platten. Die gewölbte Platte (etwa Gö 417a) dürfte demnach das wirkungsvollste Höhenleitwerk sein, das gebaut werden kann (eine mit Papier überzogene Balsaholzplatte). Die gewölbte Platte ist das vergleichsweise widerstandsärmste Leitwerk, weil es am kleinsten wird und einen niedrigen Widerstandsbeiwert hat. Meine eigenen Experimente mit Höhenleitwerksprofilen führten von dem eigentlich befriedigenden HWP I (Jedelskyabwandlung des Gö 417a) zu einem Profil, das ich durch meine berufliche Tätigkeit genauer kennenlernte. Das amerikanische Luftfahrtforschungsinstitut NACA (jetzt NASA) hat eine Systematik entwickelt, mit deren Hilfe alle Arten von Profilskelettlinien erzeugt werden können, vom Profil mit starker Sogspitze bis zum Laminarprofil. Auf Grund einer gewissen Gesetzmäßigkeit wird die Zirkulationsverteilung über der Profiltiefe vorgegeben und die dazu gehörende Profilskelettlinie errechnet. Die speziell für Axialverdichterschaukeln besonders umfangreich vermessene Reihe mit der Bezeichnung A_{10} entsteht bei über der Profiltiefe konstanter Zirkulationsverteilung. Die Skelettlinie ist bei 50% symmetrisch und ergibt bei gegebener Wölbung und ablösungsfreier Strömung den höchsten Auftriebsbeiwert aller möglichen Skelettlinien. Die Ein- und Austrittspartien sind stark gekrümmt, der mittlere Teil ist ziemlich flach ausgebildet. Ich verwendete diese Skelettlinie, weil sie hohen Auftriebsanstieg und geringen Widerstand versprach.

Seit einiger Zeit sieht man alle möglichen Profilformen gewölbter Platten; die meisten haben

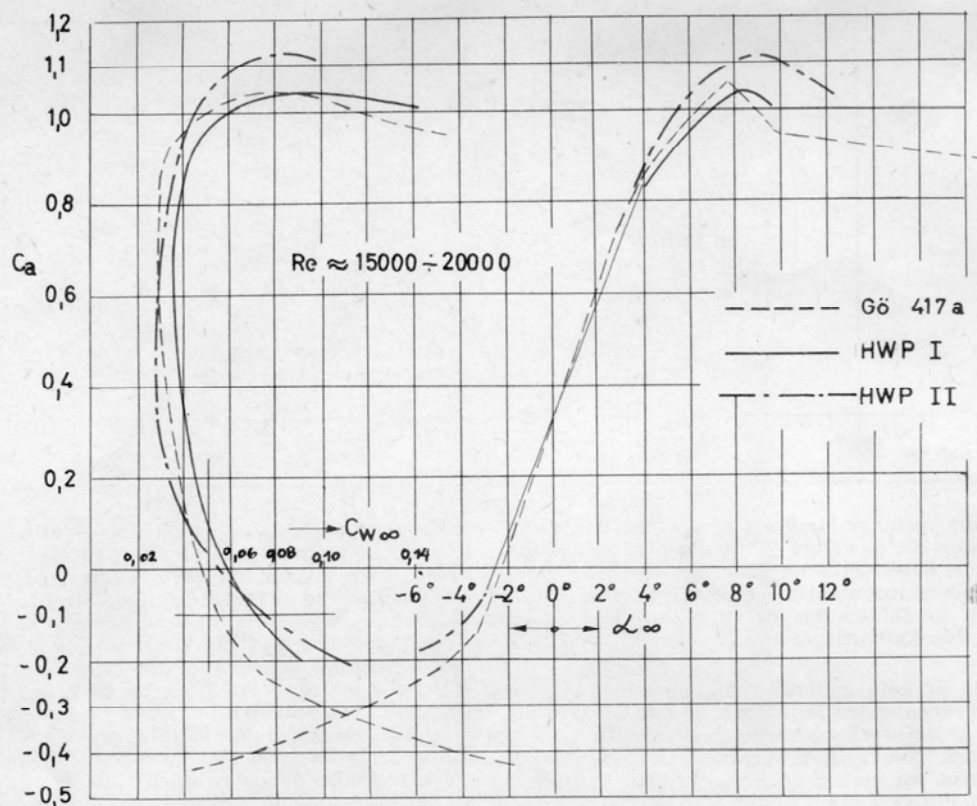


Abb. 31

das Wölbungsmaximum bei 60 — 65 % der Profiltiefe. Manche Flugmodellbauer verwenden auch die umgedrehte Oberseite der gängigen Flügelschnitte. Aber was soll das? Eine langgestreckte flache Druckverteilung auf der Oberseite mit starkem Druckanstieg am Ende? Ich bin der Meinung, daß ein Höhenleitwerksprofil einen großen Operationsbereich haben muß und möglichst allmählich ablösen soll. Mir ist von Tragflügelgittermessungen an Hochgeschwindigkeitsprofilen, die Skelettlinien mit 60 — 65 % Wölbungsrücklage haben, bekannt, daß das Abreißverhalten dieser Profile bei gleicher Wölbungshöhe erheblich abrupter und weniger kontrollierbar verläuft als bei vorne liegendem Wölbungsmaximum. Das Gö 417a verdankt den vollturbulenten Grenzschichtzustand bei kleinen Re-Zahlen zu einem erheblichen Teil der starken Krümmung am Profileintritt. Es kann also nicht sinnvoll sein, die umgedrehte Oberseite eines üblichen Flügelprofils zu nehmen und absichtlich den günstigen Effekt der starken Eintrittswölbung zu verschenken. (Bei Mederers „Vultur“ hat die Platte eine erhebliche Eintrittskantenkrümmung!) Bleibt nur noch die Frage, warum die Modelle mit diesen zweifelhaften gewölbten Platten doch erfolgreich sind: Ganz einfach deshalb, weil die Modelle so günstig ausgelegt sind, daß jedes Profil, das überkritisch fliegt, vollkommen ausreichen würde.

Meine eigene Erfahrung beschränkt sich bei gewölbten Platten auf Vergleiche von HWP I, HWP II und Gö 417a. Die Längsstabilität am Modell A 1/4 veränderte sich beim Austausch von HWP I gegen HWP II nicht, der Widerstand wurde jedoch beim HWP II erheblich kleiner. Das Gö 417a kann ich nur grob mit dem HWP I vergleichen (Modell A 1/1). Der Widerstand des HWP I ist größer, der Auftriebsgradient wahrscheinlich unwesentlich kleiner, weil ich den Schwerpunkt bei Verwendung von HWP I um 3 mm vorverlegen mußte. Nach dieser Änderung war aber bezüglich der Stabilität kein Unterschied erkennbar, was auf etwa gleiches Abreißverhalten schließen läßt. In Abb. 31 habe ich die ungefähren Polaren der Leitwerksprofile eingezeichnet. Die Polaren sind grobe Schätzungen nach wenigen Messungen und Beobachtungen über das Abreißverhalten beim Überblasen mit einem gleichgerichteten Staubsauger-Luftstrahl. Die Ablösung wurde mit kleinen Seidenfäden sichtbar gemacht.

Der Einfluß des Streckungsverhältnisses auf den Auftriebsgradienten läßt sich nach untenstehender Formel berechnen:

$$\left(\frac{d c_a}{d \alpha} \right)_{\Lambda} = \frac{1}{\frac{1+i}{\pi \cdot \Lambda} + \left(\frac{d c_a}{d \alpha} \right)_{\Lambda=\infty}}$$

Hierbei bedeuten:

$\left(\frac{dca}{d\alpha}\right)_{\Delta}$ = Auftriebsanstieg beim Streckungs-
verhältnis Δ

$\left(\frac{dca}{d\alpha}\right)_{\Delta=\infty}$ = Auftriebsanstieg des
unendlich langen Flügels

$\pi = 3,14$

τ = ein Faktor, der die Flügelumrißform be-
rücksichtigt

Für einige Umrißformen sind die τ -Faktoren
in einer Tabelle zusammengestellt:

Umrißform	τ	$\frac{1}{\pi} \cdot (1 + \tau)$
Ellipse	0	0,318
Trapez	0	0,318
Rechteck	0,178	0,375

Berechnungen zeigen, daß Höhenleitwerke mit Streckungen von 6,5—8 erforderlich werden, wenn man die guten Eigenschaften der Leitwerksprofile erhalten will. Beispielsweise geht der Auftriebsanstieg, also die Wirksamkeit, des Gö 417a bei einem $\Delta = 4$ auf 60% des Idealwerts ($\Delta = \infty$) zurück.

(wird fortgesetzt)

A. Schädler

Die Entwicklung von A-1-Hochleistungsmodellen

(Schluß)

IV. 3. Querstabilität

3.1. Die Querstabilität eines Segelflugmodells muß verhältnismäßig groß sein, da es bei engen Kurven in Thermikschläuchen stark beansprucht wird. Dies gilt ganz besonders für Modelle mit Flächen, die zum automatischen Einkreisen in Thermikblasen eine positive Verwindung des innenliegenden Flügelohres haben.

Die meisten Flugmodelle haben keinen großen Abstand zwischen resultierendem Auftriebsmittelpunkt und Flugzeugschwerpunkt, so daß die beim Hoch- bzw. Schulterdecker wirksame, rein statische Rückführung zur Normallage weitgehend entfällt. Die nützlichste Stabilisierung ist die aerodynamische, da mit zunehmender Fluggeschwindigkeit die Rückführkräfte quadratisch ansteigen, so daß die Normallage schnell erreicht wird. Man behilft sich am besten mit der allgemein üblichen V-Stellung der Tragflügel, wofür es zahlreiche Varianten gibt. Bevor ich die einzelnen V-Formen bespreche, soll jedoch die Wirkungsweise der Rückstellmomente erklärt werden.

Fliegt ein normales, symmetrisches Flugmodell auf einer Kreisbahn, so wird es eine Schräglage um die Längsachse einnehmen, um die Zentrifugalkraft auszugleichen; die Flügel werden mit über der Spannweite von innen nach außen linear zunehmender Luftgeschwindigkeit angeblasen. Daraus resultiert ein Rollmoment zum Kurvenzentrum hin; der höhere Widerstand des außen liegenden Flügels hingegen erzeugt ein Giermoment nach außen, das durch ein entsprechendes Auftriebsmoment des Seitenleitwerks aufgehoben wird. Das Rollmoment aber kann bei festen Tragflügeln (ohne Querruder) nur ausgeglichen werden durch ein leichtes Ausschwenken der Flugzeuglängsachse gegen die Bahntangente. Der Winkel wird als Schiebewinkel β bezeichnet (s. Abb. 32). Durch die Schräganblasung des Tragflügels entstehen nun an den V-förmig gestellten Flächenteilen (Ohren) entsprechend dem V-Winkel ϑ verschiedene effektive Anströmwinkel α_{ef} , und zwar beim innenliegenden Ohr größere und beim außenliegenden Ohr kleinere Anstellwinkel. Durch Ableitung der geometrischen Beziehungen erhält man für mäßig kleine Schiebewinkel die Anstellwinkeländerung zu:

$$\Delta \alpha \approx \sin \beta \cdot \sin \vartheta$$

α = Winkel im Bogenmaß

Im Polardiagramm des Tragflügels bildet sich das folgendermaßen ab:

Das innenliegende Ohr wird mit höherem, das außenliegende mit niedrigerem Anstellwinkel angeströmt, wodurch ein entsprechend größerer bzw. kleinerer Auftrieb erzeugt wird. Die Folge ist ein nach außen gerichtetes Rollmoment des V-Flügels. Es stellt sich dann genau der Kurvenradius ein, bei dem der Schiebewinkel β den richtigen Rollmomentenausgleich und der

Seitenruderausschlag den richtigen Giermomentenausgleich bewirkt und die Zentrifugalkraft durch die Horizontalkomponente des Auftriebs, dessen Vertikalkomponente genau gleich dem Fluggewicht sein muß, kompensiert wird. Wie man sieht: Der Vorgang ist gar nicht so einfach. Die Querstabilität läßt sich überhaupt schwieriger durchschauen als die Längsstabilität, weil es fast immer kombinierte Roll-Gierbewegungen sind. Man sieht in Abb. 33, daß der Rollmomentenausgleich weitgehend durch den Auftriebsabfall des außen liegenden Flügels verursacht wird; bei zunehmender Schräglage (engere Kurven) nimmt sein Anteil prozentual immer noch mehr zu, da der innen liegende Flügel schnell in die Abreißgrenze kommt und nur noch Widerstand, aber keinen Auftriebszuwachs liefert. Dies führt zu einem kleinen effektiven Auftriebsbeiwert mit entsprechender Zunahme der Fluggeschwindigkeit. Gutartig verhalten sich im allgemeinen Profile, die, ähnlich der ebenen Platte, beim Überziehen nahezu konstanten Auftrieb beibehalten. Profile mit starken Hysteresisschleifen bereiten hingegen Ärger.

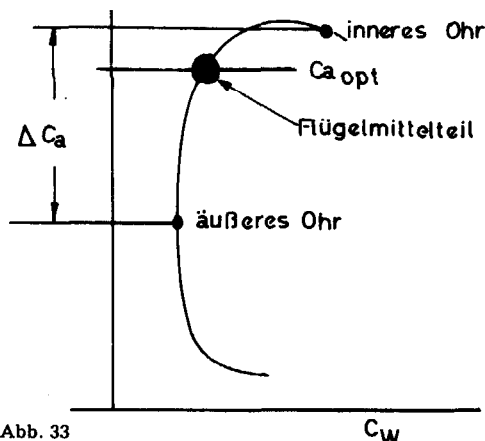


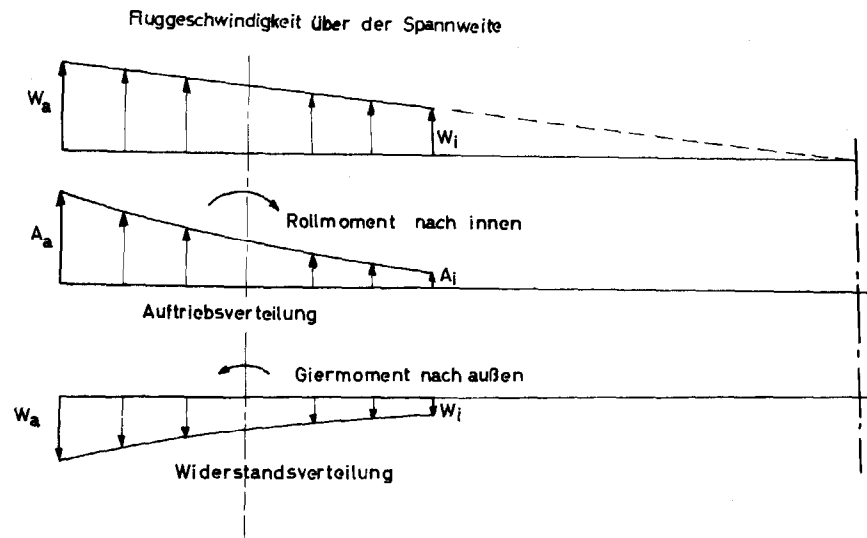
Abb. 33

3. 2. Folgerungen für die Allwettermodelle

Aus der Praxis ergab sich, daß die einfache V-Form nur bei großen V-Winkeln ausreichende Stabilität liefert; vorteilhafter ist die doppelte V-Form mit geradem Mittelstück, noch besser und wirkungsvoller die dreifache V-Form, wie sie jetzt fast ausschließlich geflogen wird. Diesen Erkenntnissen läßt sich nichts Neues hinzufügen. Die auf S. 454 wiedergegebene Zeichnung ist ein wertvolles Hilfsmittel zur richtigen Dimensionierung der V-Form; die Zeichnung war vor ein paar Jahren im „Aeromodeller“, und zwar in einer Beitragsreihe von Jim Baguely, veröffentlicht.

Die Überlegenheit der dreifachen V-Form kann auch rechnerisch nachgewiesen werden. Um das Abschwärzen zu verhindern, sollte man lange,

Modell im Kurvenflug



sich einstellende Fluglage

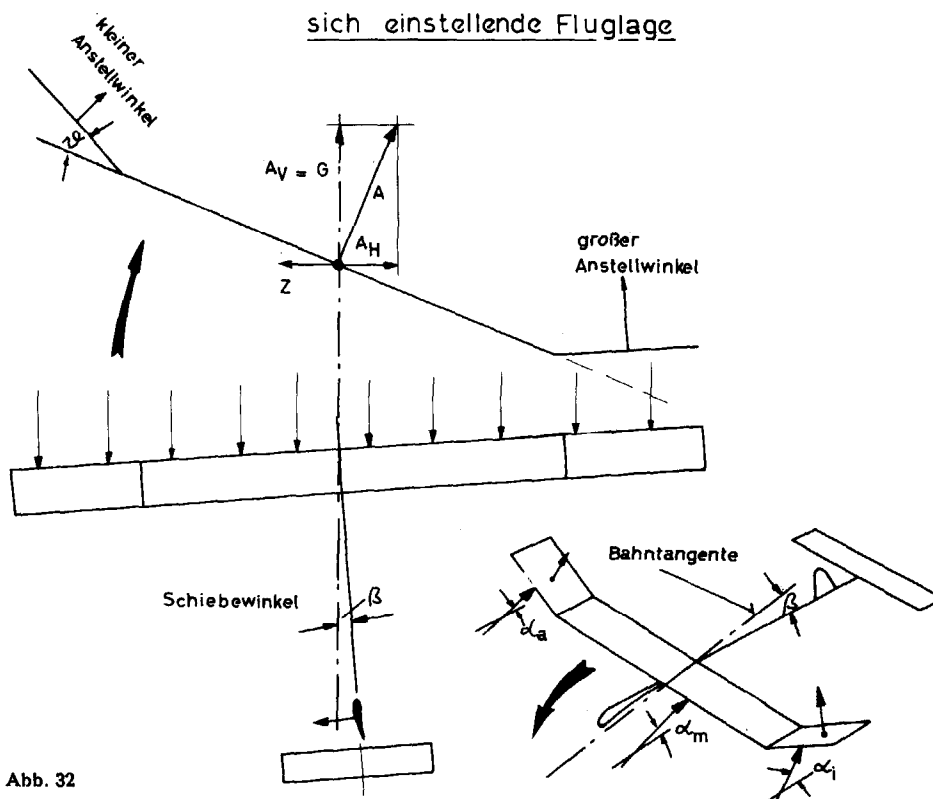


Abb. 32

flache Ohren bauen, ähnlich dem Fall g) in obiger Zeichnung, da hier das notwendige Rollmoment mit geringen Anstellwinkeländerungen erreicht werden kann. Steile Ohren kommen hingegen leicht über den maximalen Auftriebsbeiwert hinaus; der Momentenausgleich wird nur durch Auftriebsminderung des gegenüberliegenden Ohrs erzielt; leider erhöht sich damit aber auch die Sinkgeschwindigkeit. Gut bewährt haben sich meine in den Modellen A 1/4 und A 1/9 verwendeten Anordnungen.

IV. 5. Einkreisen in Thermikschläuche

5. 1. Heutzutage findet sich bei nahezu allen Wettbewerbs-Freiflugmodellen der nämliche imponierende Trick: es handelt sich dabei um die geometrische oder aerodynamische Schränkung des Flügels, die es dem Modell beim Anschneiden eines Aufwindgebietes ermöglicht, selbständig in die Thermikblase einzukreisen und dann darin zu bleiben. Damit aber nicht genug: Diese Flügelverwindung bewirkt zudem, daß das Modell beim Durchfliegen eines Abwindfeldes möglichst geradeaus fliegt oder entgegengesetzt kreist, dieses Gebiet also möglichst schnell zu verlassen versucht. Ein genialer Einfall. Ich kenne seinen Urheber nicht, aber ich glaube, daß er zufällig, durch einen nicht gewollten Verzug der Tragflügel darauf kam. Die zufällige Entstehung des Verzugs zu beobachten und aus dem Verhalten des Modells die richtigen Schlüsse zu ziehen, war aber immerhin eine Leistung, die entscheidend zum hohen Standard der Freiflugmodelle beigetragen hat. Zwei Verwindungs-Methoden sind in Gebrauch:

1. positive Verwindung des innenliegenden Ohrs
2. negative Verwindung des außenliegenden Ohrs

Während bei den Erbauern von Seglern die 1. Methode beliebter ist, wendet man bei Motormodellen aus Steigfluggründen meistens die zweite Methode an.

Die Sache ist im Prinzip sehr einfach, im Detail aber äußerst kompliziert. Die Verwindung akkurat hinzubekommen, gelingt nur durch Versuche, sofern man sich nicht mit einer nur einigermaßen befriedigenden Lösung begnügen will. R. Schwenn hat im „Bartabschneider“ (BAS Nr. 4/1963) ziemlich ausführlich darüber geschrieben; ich kann mich deshalb auf das wichtigste beschränken.

5. 2. Methode 1:

Beim Einfliegen in die Thermikblase steigt der Anstellwinkel momentan um einige Grad an, und dabei löst die Strömung am stärker angestellten, kurveninneren Ohr ab. Dieser Vorgang ist mit einer erheblichen Widerstandserhöhung und möglicherweise einem Auftriebsabfall verbunden. Beides führt zu einem Roll-Giermoment, das versucht, das Modell ruckartig in Richtung zum Kurvenzentrum abzu-drängen, wobei durchaus Richtungsänderungen von ca. 50—90 Grad erreicht werden können. Das Modell, das diese massive Störung durch entsprechende Korrekturmomente abzufangen

versucht, geht auf die Nase, holt Fahrt auf und gelangt in die Normallage zurück. Es fliegt dann so lange ruhig, bis es von einer weiteren Vertikalbö getroffen wird und sich der Vorgang wiederholt. Wenn die Frequenz der Vertikalböen hoch genug ist, kann sich sogar regelrechtes „Pumpen“ einstellen, was allerdings auch darauf hindeuten kann, daß eine zu starke Verwindung eingestellt ist. Wir haben es hier nicht mehr mit einem stationären, sondern stark instationären Flugzustand zu tun, und das gestaltet die Verhältnisse noch komplizierter.

Wie die Einkreisbewegungen aussehen, hängt von mehreren Faktoren ab: von der Größe der Aufwindgeschwindigkeit, vom Trägheitsmoment um die Hochachse und Rollachse, von der Profilcharakteristik, der Art der V-Form und der gewählten Verwindung. Beeinflussen können wir die letzten vier Faktoren. Je geringer das Trägheitsmoment ist, umso schneller und stärker wird das Modell bei einer bestimmten Momentenänderung seine Richtung wechseln. In dieser Hinsicht gibt es für A 2-Modelle, die bei Streckungen um 16 herum auf Grund ihrer Größe allmählich Schwierigkeiten bekommen, eine Grenze. Für A 1-Modelle existiert dieses Problem jedoch kaum. Durch geschickten Leichtbau und verjüngte Flügelspitzen kann das Trägheitsmoment gering gehalten werden, auch wenn die Segler in dieser Beziehung etwas schlechter dran sind als beispielsweise die Motormodelle mit den kleinen Streckungen um 8—9.

Die Profilcharakteristik hat einen wesentlichen Einfluß und sorgt für die meisten Überraschungen. Jedes Profil reagiert ein bißchen anders, und durch Turbulatoren oder schärfere Nasen können beträchtliche Änderungen im Abreißverhalten eintreten.

Wir haben es mit drei Grundtypen von Charakteristiken zu tun (Abb. 34):

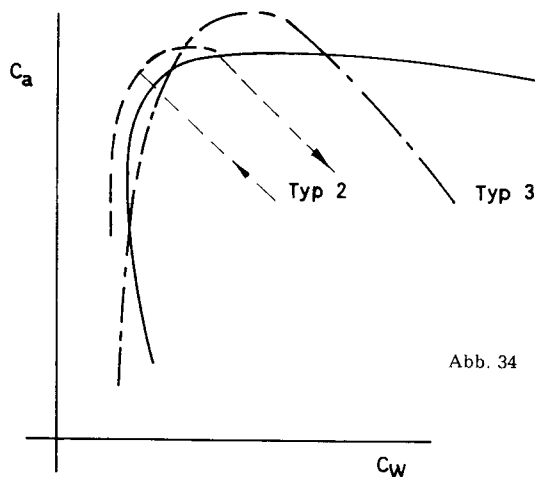


Abb. 34

1. Charakteristik ähnlich der ebenen Platte
2. Starke Hysteresisschleifen
3. Starker Auftriebsabfall ohne Hysteresis

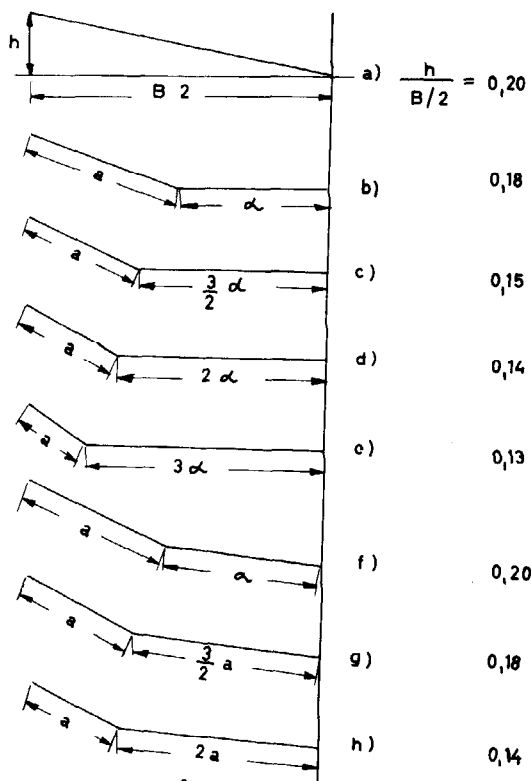
Ein Modell darf beim Einkreisen in eine Thermikblase nicht abschmieren. Diese Forderung ist angesichts der fatalen Lage der Tragflügelarbeitspunkte schwer erfüllbar; daß so viele Modelle trotzdem befriedigend funktionieren, hat seine Ursache wahrscheinlich in der günstigen Profilcharakteristik entsprechend Typ 1, der vor allem bei kleinen Re-Zahlen zu finden ist (z. B. Gö 803 bei $Re = 30\,000 - 40\,000$). Der Auftrieb des innenliegenden Flügels bleibt dabei weitgehend erhalten, und die Einkreisbewegung erfolgt auf Grund der Widerstandserhöhung. Das äußert sich in einer mäßigen, eher stationär anmutenden Verkleinerung des Kurvenradius, entsprechend der gewählten V-Form und dem Trägheitsmoment. Diese Profilcharakteristik hat zur Folge, daß die Modelle sehr sicher fliegen, die dazu gehörende ruhige Einkreisbewegung wird bei kleinen Re-Zahlen am leichtesten zu erzielen sein. Die Modelle pumpen kaum, weil der Auftrieb weitgehend erhalten bleibt und nur geringe Beschleunigungen erforderlich sind. Wenn man wirksame Einkreisbewegungen haben will, müssen steile kurze Ohren oder starke Verwindungen von etwa $2,5 - 4^\circ$ eingebaut werden.

Fast aussichtslos ist der Profiltyp 2. Das Modell kreist vehement ein, weil zum Giermoment — hervorgerufen durch erhöhten Widerstand — noch ein massives Rollmoment kommt, verbunden mit starker Auftriebsabnahme und entsprechender Geschwindigkeitszunahme, die beim Abfangen — falls es dazu überhaupt noch kommt — zu starkem Pumpen führen kann. Die Hysterisis verhindert ein rechtzeitiges Wiederanliegen der Strömung, wodurch sich die Gefahr des Abschmierens erhöht. Etliche Profile neigen bei Re-Zahlen um $50\,000$ dazu, einen solchen Zustand herbeizuführen. Das wird allerdings nur bei sauberen, störungsfreien Flächen, also vorwiegend bei Vollbalsa- und Schalenflügeln passieren. Die Holm-Rippen-Modelle mit den unvermeidlichen scharfen Kanten unterdrücken die Hysterisis.* Charakteristik-Typ 3 gibt es bei größeren Re-Zahlen oder Profilen ähnlich der gewölbten Platte. Der starke Auftriebsabfall beim Überziehen führt zu kombinierten Roll-Giermomenten und kräftigen Richtungsänderungen. Diese Modelle sollten eine geringe Verwindung ($1,5 - 2,0^\circ$), flachere Ohren und eventuell ein größeres Trägheitsmoment haben (große Flügelstreckung, langer Rumpf). Grundsätzlich steigt die Gefahr des Abschmierens mit der Einkreiswinkelgeschwindigkeit, und man sollte es deshalb nicht allzu weit damit treiben.

5. 3. Methode 2:

Sie funktioniert zwar ähnlich der Methode 1; das Modell durchläuft aber zwei deutlich getrennte Zustände:

- a) Der kurvenäußere Flügel kommt zunächst in den Bereich optimaler Sinkgeschwindigkeit, der kurveninnere Flügel gerät aus diesem Bereich heraus. Beide Flügel fliegen nach wie vor mit anliegender Strömung, und es kommt nur zu einer Verringerung des Kurvenradius infolge eines kombinier-



aus „Aeromodeller“

ten, noch recht schwachen Roll-Giermoments.

- b) Bei stärkeren Aufwindgeschwindigkeiten wird es zum Abreißen an der innenliegenden Fläche und damit zu erheblichen Roll-Giermomenten kommen, die entsprechend 5. 2. von der Profilcharakteristik abhängen. Ich habe keine Erfahrung mit dieser Methode, kann mir aber vorstellen, daß sie sicherer ist, jedoch mehr an reiner Sinkleistung kostet als Methode 1.

5. 4. Verlust an Gleitflugzeit durch die aerodynamische Schränkung.

Der Verlust an reiner Gleitflugzeit hängt vor allem vom Kurvenradius ab und kommt bei Durchmessern von 30 Metern schon in die Größenordnung von $15 - 20$ Sekunden. Durch eine Verwindung, die zum automatischen Einkreisen bestimmt war, erzeugen wir immer auch einen gewissen Rollmomentenausgleich, so daß die Modelle mit geringeren Schiebewinkeln auskommen als verwindungsfreie Modelle. Das gleicht sich ziemlich aus, und bei festem, mäßigem Kurvenradius fliegen die verwundenen und unverwundenen Modelle annähernd gleich lang. Nur bei sehr großen Kurven (Sunrise) ist das geschränkte Modell im Nachteil, weil es nicht den ganzen Flügel in den Optimalpunkt des Profils bringen kann.

* S. entsprechende Messungen an Gö 801, Gö 801 Td und Gö 801 PM in F. W. Schmitz, Aerodynamik der Flugmodelle, Carl Lange-Verlag, Duisburg.

5. 5. Einfluß der Flügel-V-Form

Je steiler die V-Form eines Ohres ist, desto stärker wird die Anstellwinkeländerung, wenn sich der Schiebewinkel β ändert. Fliegt ein Modell mit verwundenem Flügel auf einer stationären Kreisbahn, ist dazu ein bestimmter Schiebewinkel β stat. erforderlich. Wenn es in ein Aufwindfeld einfliegt, erfährt es eine starke Richtungsänderung und versucht, den eingetrimmten Zustand wiederherzustellen. Die Auslenkung $\Delta \beta$ aus dem stationären Schiebewinkel β stat. hat nun je nach V-Winkel ϑ eine mehr oder weniger starke Auftriebs- und Widerstandsänderung zur Folge, die die Rückstellmomente ergeben. Die Abreißfrequenz hängt von der Profilcharakteristik, der V-Form und dem Trägheitsmoment ab. Kurze, steile Ohren sind sehr wirksam, weil sie an einem langen Hebelarm angreifen; zur Korrektur benötigen sie aber meist größere Abweichungen vom Optimalpunkt, und sie tendieren zu starken, abrupten Einkreisbewegungen.

Je nach Profilcharakteristik wird man bei Typ 1 mit steilen Ohren und bei Typ 3 mit langen flachen Ohren ganz gut auskommen. Man weiß zwar nie genau, wie groß die Verwindung sein muß, aber man kann an vereinfachten Massenmodellen die Winkelbeschleunigung, die bei einer bestimmten Anordnung, z. B. bei 1° Anstellwinkeländerung, auftritt, ungefähr ausrechnen. Die errechnete Größe ε läßt sich praktisch verwerten, wenn wir von einem Modell, das einwandfrei funktioniert, andere Modelle ableiten und ungefähre Voraussagen über das Einkreisverhalten machen wollen.

Für Anfänger sei noch gesagt, daß es keine zuverlässige Methode gibt, die erforderliche Verwindung theoretisch genau zu bestimmen. Hier hilft nur Probieren. Voraussetzung für gutes Einkreisen ist eine hervorragende Längsstabilität, verbunden mit einer gutartigen Profilcharakteristik. Ein Profil aber, das gute Längsstabilität ergibt, wird auch ausreichende Querstabilität ermöglichen.

IV. 6. Hochstartstabilität

Die schlechten Hochstarteigenschaften meiner ersten Modelle (A 1/1; A 1/2; A 1/4) hätten mir beinahe den Spaß verleidet. Auf der Suche nach einem Ausweg mußte ich so ziemlich alle „Tiefdruckgebiete durchfliegen“. Trotzdem sind mir die Kriterien für zuverlässig gute Hochstarteigenschaften bis heute noch nicht ganz klar geworden.

Aus der Praxis weiß ich, daß zahlreiche normale Modelle mit ca. 50 % t_F Schwerpunktrücklage weitgehend unabhängig von der Seitenflächenverteilung und Flügel-V-Form sehr stabile Hochstarteigenschaften haben. Meine drei Modelle, die mich so verärgerten, hatten alle wegen der Längsstabilität weit hinten liegende Schwerpunkte ($\frac{X_s}{t_F} = 0,69$ bis $0,76$).

Die Segler konnte man zwar durch langes, geduldiges Verschieben des Hochstarthakens vom Pendeln befreien, dafür hatten sie dann aber eine bössartige Neigung zum Ausbrechen.

Im Gegensatz dazu verhielten sich meine Modelle mit etwa 50 — 55 % Schwerpunktrücklage nach der Einstellung des Hochstarthakens stabil und gutmütig. Man ist versucht, hieraus zu schließen, die Schwerpunktlage übe auf das Hochstartverhalten einen erheblichen Einfluß aus. Ähnliche Beobachtungen machten auch andere Modellbauer. Die Erklärung für die Zusammenhänge sieht meiner Meinung nach so aus: Wenn das Modell an der Hochstartschnur hängt und durch eine Bö schräg angeblasen wird, erzeugen die V-förmig gestellten Ohren unterschiedliche Auftriebe (S. IV. 3) mit entsprechend verschiedenen Horizontalkomponenten (S. Abb. 35).

Liegt der Schwerpunkt in Flügelmitte, so kommt der Hochstarthaken etwa auf 40 % der Flügeltiefe zu liegen und damit ziemlich genau auf die Höhe des Auftriebsmittelpunktes. Dabei können keine oder nur sehr kleine Gierrmomente um den Drehpunkt (Hochstarthaken) erzeugt werden; das Modell hat folglich keinen Grund auszubrechen, und eine kleine Korrektur der Zugrichtung bringt alles wieder ins Gleichgewicht.

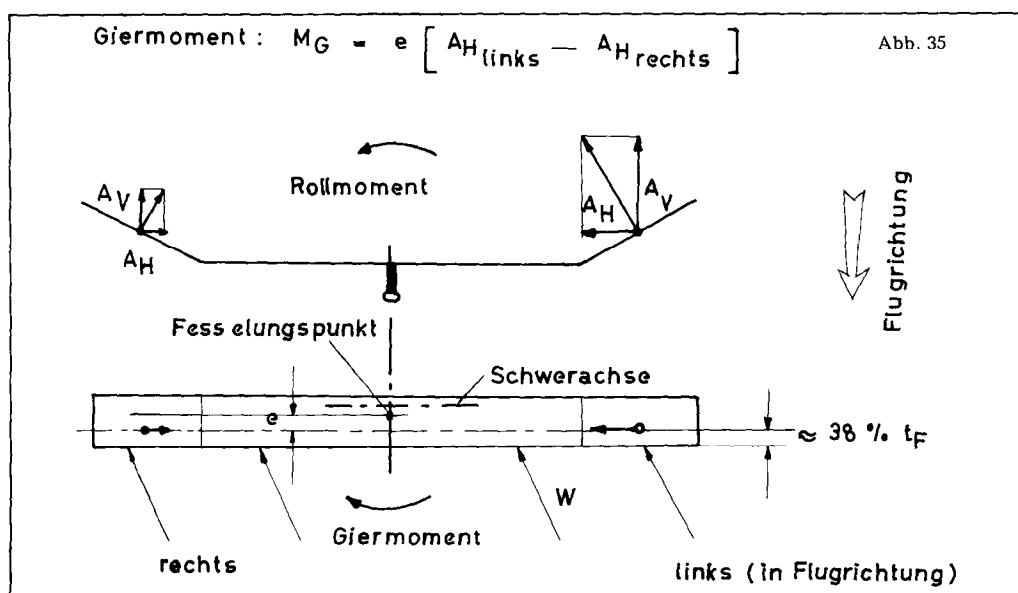
Liegt der Schwerpunkt aber weit hinten, so werden starke Gierrmomente um den Hochstarthaken auftreten, die oft durch das Seitenleitwerk nicht mehr ausgesteuert werden können. Eine Änderung des Seilzuges gegen die Ausbrechrichtung unterstützt jedoch gerade das Ausbrechmoment der Flügelohren. Erfahrungsgemäß muß man ausbrechenden Modellen nachlaufen, um sie zur normalen Freiflugstabilität zurückkehren zu lassen. Außerdem sollte der Auftriebsmittelpunkt nicht allzu hoch über dem Schwerpunkt liegen; sehr vorteilhaft ist in dieser Hinsicht die doppelte und dreifache V-Form — auch ein Grund für die starke Verbreitung dieser Flügelformen.

Die Abstimmung der Seitenflächen auf die V-Form kann ebenfalls einen Erfolg haben, wie beispielsweise bei meinem A 1/4. Trotz unveränderter Schwerpunktlage wurden die Hochstarteigenschaften nach Verkleinerung des Seitenleitwerks beträchtlich besser. Meiner Ansicht nach ist es aber das Beste, zur Erzielung guter Hochstarteigenschaften den Schwerpunkt auf 50 — 55 % der Profiltiefe zu legen. Dazu braucht man aber die Neutralpunktmethode, um Leitwerksfläche und Hebelarmlänge richtig dimensionieren zu können. Hier liegt ein wesentlicher Vorteil der rechnerischen Vorausbestimmung des Schwerpunktes. Die gewünschte Längsstabilität findet man zwar auch durch Probieren; der Schwerpunkt liegt im Erfolg aber dann nur irgendwo, selten jedoch da, wo man ihn haben will. Man kann auch Rümpfe kürzen oder Leitwerke absägen, elegant ist das allerdings nicht.

Wenn ein Modell am Hochstarthaken pendelt, so ist das ein Mangel an Dämpfung. Die Seilzugmomente gegenüber dem Schwerpunkt sind zu stark und das Seitenleitwerk kann nicht effektiv genug dagegen drücken, um ein starkes Überpendeln zu vermeiden. Das Zurückschieben des Hochstarthakens bringt meistens die gewünschte Ruhe, in verkorksten Fällen stellt sich dann aber sofort eine hartnäckige Ausbrechtendenz ein. An guten Modellen sollte man den Hochstarthaken gefahrenlos um 3—5 mm verschieben können, ohne daß sie zu pendeln oder auszubrechen beginnen. Auf diese Weise kann man sich beim Start an die jeweilige Windgeschwindigkeit anpassen.

V. Zusammenfassung

Aus den Ergebnissen der Auswertung meiner Modelle läßt sich eine Art „Extrakt“ bilden, das seinen Niederschlag in einem neuen Mo-



dell finden sollte. Ein solcher Segler müßte entsprechend meiner jetzigen Vorstellungen etwa folgendermaßen aussehen: Den Rumpf würde ich demjenigen meines A 1/9 (s. II, 1) nachbauen. Er ist einfach, fest und aerodynamisch einwandfrei. Die Flächen sollte man auf jeden Fall in Vollbalsabauweise ausführen, und zwar wegen der Verzugsfestigkeit und weil die Verwindung des kurveninneren Ohres auf einfache Weise verändert werden kann; auch die Einkreisautomatik bekommt man dann schnell hin. Die Flügel würde ich mit Duralzungen (1,5 mm dick) befestigen, um Rumpf und Flächen bei Stößen wirkungsvoll zu entlasten. Die Flügel können durch eingesetzte Kiefernholme verstärkt werden. Das Hochsetzen der Tragflächen auf einen Aluminiumbaldachin, wie man es jetzt häufig sieht, ist aus Gewichtsgründen nicht empfehlenswert; der aerodynamische Gewinn ist nach den Angaben Hoerners (in „Fluid dynamic drag“) bei dünnen Profilen völlig bedeutungslos, zumal nur die Oberseitengrenzschicht gefährdet wäre. Die Oberseitenströmung ist aber bei meiner Anordnung ungestört. Die aerodynamische Auslegung des neuen Modells müßte etwa so aussehen:

Flügelprofil: B 6457-e in Jedelsky- oder besser Mederer-Bauweise

Flügelfläche: $F = 15,7 \div 16,0 \text{ dm}^2$

Flügelstreckung: $\Delta_F = 16 \div 16,5$

Höhenleitwerksfläche: $f = 2 \div 2,3 \text{ dm}^2$

Höhenleitwerksstreckung: $\Delta_L = 7,5 \div 8,5$

Höhenleitwerksprofil: HWP II

Den Leitwerkshebelarm würde ich so bemessen, daß der Schwerpunkt auf 50—55% der Flügeltiefe zu liegen kommt. Durch eine Flügel-V-Form, ähnlich der beim A 1/9, könnte man ein sicheres und ausreichend energisches Einkreisen bewirken. Das Modell dürfte dann etwa Zeiten um 155 Sekunden herum erfliegen. Damit ist meine Beitragsfolae über die All-

wetter-A 1-Modelle abgeschlossen. Es war mein Bemühen, deutlich zu machen, wie weitgehend man heute einen Modellentwurf mit geringem Aufwand rechnerisch vorausbestimmen kann und wo man noch auf Erfahrung und Versuche angewiesen ist. Nützt man die theoretischen Kenntnisse konsequent aus, läßt sich das Baurisiko erheblich herabsetzen. Wir wissen in etwa, was getan werden muß, um eine bestimmte Flugleistung zu erzielen; wir wissen auch, welche Flugeigenschaften von bestimmten Profilen zu erwarten sind und wie man kritische Modelle durch sinnvollen Vergleich mit anderen Modellen korrigieren kann. Mit der Auswertung der Profilsteigzahlen wollte ich einen bescheidenen Anfang machen, ich hoffe, daß möglichst viele Sunriseflieger, die zuverlässige Leistungsdaten erfliegen haben, in Zukunft eine ähnliche Auswertung durchführen. Vielleicht verfügen wir dann in zwei Jahren über eine Profilsammlung, mit deren Hilfe wir erheblich leichter ein gewünschtes Modell entwickeln können. Die Auswertung der Seglerergebnisse ist ja besonders einfach, weil die geringsten Zusatzwiderstände auftreten und weil die Starthöhe sich ziemlich genau bemessen läßt. Die Ergebnisse würden auch den Wakefield-Fliegern zu Gute kommen, und das wäre das eigentlich Positive der Sunrise Wettbewerbe. Ich bin gerne bereit, die Auswertung für andere Modelle zu übernehmen, wenn mir entsprechende Unterlagen zur Verfügung gestellt werden. A. Schädler