

BW 8-ML

Dok. Nr. 128

8. Mai 19

MAX HACKLINGER, MÜLHEIM/RUHR*)

DK 533.6.011.12

629.13—183.4

793.8

THEORETISCHE UND EXPERIMENTELLE UNTERSUCHUNGEN
AN SAALFLUGMODELLEN

1. EINLEITUNG

Der Flug mit extrem kleinen Geschwindigkeiten ist bisher von der Luftfahrtforschung — abgesehen von einigen mehr zoologischen Arbeiten über Insektenflug und ähnliches — weitgehend unbeachtet geblieben. Einer der Gründe hierfür ist wohl der, daß sich für dieses Randgebiet bisher kaum wesentliche technische Anwendungen angeben lassen. Ein anderer ist, daß Experimente in diesem Gebiet eine vom Herkömmlichen stark abweichende Technik erfordern, die zwar von einem kleinen Kreis von Saalflugmodellbauern schon entwickelt wurde, der Flugwissenschaft aber unbekannt geblieben ist.

Andererseits ist dieses Gebiet in mehrfacher Hinsicht für die Flugwissenschaft interessant. Die Strömungszustände liegen nämlich hier in einem Bereich, über den die bekannten Theorien nicht viel aussagen; in ihm können weder die Trägheits- noch die Zähigkeitseinflüsse vernachlässigt werden. Nun bieten sich aber gerade hier sehr günstige experimentelle Möglichkeiten: Flugversuche lassen sich um so einfacher durchführen, je geringer die Massen und Geschwindigkeiten sind, und in vielen Fällen lassen sich die schwierigen Kraftmessungen durch Zeit- und Wegmessungen ersetzen.

Tabelle 1 gibt eine Übersicht über die Größenordnungen der Saalflugmodelltechnik im Vergleich zur übrigen Flugtechnik.

Die Fédération Aéronautique Internationale (FAI) führt seit etwa 1936 eine Klasse von Saalflugmodellen, bei denen nur die Spannweite auf 90 cm beschränkt ist und die Gesamtflugzeit gewertet wird. Einige der folgenden Probleme sind durch die sich daraus ergebende Optimalaufgabe bestimmt.

2. BEZEICHNUNGEN

A	Arbeit
c_a	Auftriebsbeiwert
c_m	Nickmomentenbeiwert
c_w	Widerstandsbeiwert
c_{wd}	Widerstandsbeiwert des Spanndrahtes
c_{wi}	Beiwert des induzierten Widerstandes
c_{ws}	Beiwert des schädlichen Widerstandes

*) Institut für Flugmechanik der Deutschen Versuchsanstalt für Luft- und Raumfahrt (DVL).

D	Abwindfaktor ($= 1 - 2 c'_{aH} / \Delta F \pi$)
E	Elastizitätsmodul
F	gesamte tragende Fläche
F_d	Stirnfläche des Spanndrahtes
G	Fluggewicht
G_M	Motorgewicht
h	Höhe
H	maximale Flughöhe
H_E	Energiehöhe
K_1	Konstante nach Formel (9)
K_3	Konstante nach Formel (27)
l	mittlere aerodynamische Flügeltiefe
L	Leistung
M	Drehmoment an der Luftschraubenwelle
n	Luftschraubendrehzahl
N	Anzahl der abgelaufenen Umdrehungen
r_H	Leitwerkshebelarm

Tabelle 1. Vergleich der Größenordnungen von Saalflugmodell und Flugzeug.

		FAI-Saalflugmodell	Segelflugzeug-(K 6)	Verkehrsflugzeug-(B 707)
Spannweite	[m]	1	15	40
Fluggewicht	[kp]	0,002	280	140 000
Fluggeschwindigkeit	[km/h]	1,5	100	850
Leistungsbedarf	[PS]	$3 \cdot 10^{-6}$	4	$4,4 \cdot 10^4$
Reynoldszahl des Flügels	[1]	$5 \cdot 10^3$	$2 \cdot 10^6$	$7 \cdot 10^7$
relative Massendichte	[1]	0,1	40	250
sicheres Lastvielfaches	[1]	3	4	2,5

R	Flächenverhältnis nach Bild 7
Re	Reynoldszahl
SM	„static margin“ ($= -dc_m/dc_\alpha$)
t	Zeit
T	Gesamtflugzeit
V	sekundlicher Brennstoffverbrauch
v	Fluggeschwindigkeit
v_h	Horizontalgeschwindigkeit
w	Steiggeschwindigkeit
w_s	Sinkgeschwindigkeit
x	Abstand zwischen Schwerpunkt und Flügelneutralpunkt in x-Richtung
z	Abstand zwischen Schwerpunkt und Flügelneutralpunkt in z-Richtung
α	Anstellwinkel
γ	spezifisches Gewicht
ε	Abwindwinkel
η	Luftschraubenwirkungsgrad
μ	relative Flugzeugmassendichte ($= 2m/\rho Fl$)

Bedeutung der Indizes

F	Flügel
g	Gummi
H	Höhenleitwerk
s	Schwebeleistung
z	Zelle
0	Anfangs- oder Endwert

3. FESTIGKEIT

Der Flügel des vorgeführten Wettbewerbsmodells¹⁾ hat bei 90 cm Spannweite und einem Eigengewicht von 0,3 p ein sicheres Lastvielfaches von etwa 3, bezogen auf ein Fluggewicht von 2 p. Für so extrem leichte Bauteile sind alle bekannten Beplankungs- und Spannungswerkstoffe zu schwer. Die Konstruktion muß aufgelöst werden in ein tragendes, formhaltiges Gerippe und eine Bespannung, die nur die Luftkräfte aufzunehmen hat. Diese Bespannung besteht aus einem Zellulosefilm von rund 0,2 μ Dicke, der durch Gießen auf eine Wasseroberfläche hergestellt wird.

Das Gerippe ist so ausgelegt, daß fast alle Teile auf Knicken oder Beulen dimensioniert werden. Die hierfür maßgebenden Parameter sind E/γ^2 und E/γ^3 (spezifische Beulsteifigkeit). Tabelle 2 zeigt den Wert E/γ^2 für verschiedene Werkstoffe.

Tabelle 2. E/γ^2 für verschiedene Werkstoffe.

Werkstoff	E/γ^2 [$10^8 \text{ cm}^4/\text{p}$]
Stahl	0,34
GFK	0,95
Dural	1
Fichtenholz	5
mittleres Balsaholz	19

Die Werkstoffauswahl fällt somit eindeutig zugunsten des Balsaholzes aus.

Eine völlig entgegengesetzte Materialauswahl erfordern nur auf Zug beanspruchte Bauteile. Bei einer extrem auf Leichtbau gezielten Konstruktion wie dem Saalflugmodell treten solche reinen Zugglieder nur in Form von Spanndrähten auf. Wegen des hohen Widerstandsbeiwertes $c_w = 10$ ist hierfür der Werkstoff mit der größten Zugfestigkeit am günstigsten, also etwa Chromnickelstahl oder Wolfram.

¹⁾ Während des Vortrags wurden im Hörsaal Flugvorführungen mit dem Modell vorgenommen.

4. AERODYNAMIK

Die Strömung an einem normalen Saalflugmodell wird durch die in Tabelle 3 angegebenen Reynoldszahlen gekennzeichnet:

Tabelle 3. Reynoldszahlen an einem Saalflugmodell.

	Re
Spanndrähte	0,3 bis 1
Holme und Streben	100
Flügel	5000

Die im Mittel sich mit 0,7 U/sec drehende Luftschraube liegt im Reynoldsbereich des Flügels.

Die besonderen Eigenschaften des Balsaholzes ermöglichen eine sehr einfache und sichere Messung des Widerstandsbeiwertes von Zylindern bei kleinen Reynoldszahlen. Aus dem leichten Balsaholz, das für Saalflugmodelle verwendet wird, lassen sich Leisten bis zu 0,2 mm Dicke herstellen. Diese fallen in ruhiger Luft bei gleichmäßig horizontaler Lage, ohne sich zu verformen, und der Zustand ist praktisch sofort stationär. Aus Fallgeschwindigkeit und Leistungswert erhält man so Widerstandsbeiwerte bis zu etwa $Re = 2$, die von Windkanalturbulenz und andere Störgrößen frei sind. Für homogene Leisten vom Durchmesser d , die mit der konstanten Geschwindigkeit v fallen, hat man unabhängig von der Leistenlänge

$$(1) \quad c_w = \frac{\gamma d}{(\rho/2) v^2}$$

und kommt dann auch ohne Wägung aus.

Aus theoretischen Überlegungen und aus einigen wenigen Versuchen ist bekannt, daß die gewölbte Platte als Flügelprofil für Saalflugmodelle vorzuziehen ist; durch Schwebeleistungsmessungen (siehe Abschnitt 6.2) wurde gefunden, daß ein zur Flügelmitte symmetrisches Profil mit nach den Rändern hin zunehmender Krümmung besser als ein Parabelbogen (z. B. Gö 417a) ist. Leider fehlen aber genauere Angaben über optimale Wölbung usw. in diesem Reynoldsbereich völlig.

Bei Voruntersuchungen im Windkanal mit einem Modellflügel der Streckung 3,3, der auf der Unterseite mit Holmen versehen war, ergab Rauchbeobachtung folgende unerwartete Erscheinung: Bei einem (zur Sehne gemessenen) Anstellwinkel von 30° wurde auf der Oberseite bis etwa 85 % der Tiefe glatt anliegende Strömung beobachtet, die Unterseite lag natürlich bis zur Hinterkante an. Diese Erscheinung stimmt qualitativ mit Flugbeobachtungen an Saalflugmodellen überein, bei denen ähnlich hohe Anstellwinkel ohne Überziehen erreicht werden. Das zugehörige c_a ist jedoch wesentlich kleiner ($\approx 1,0$), als man zunächst erwarten würde.

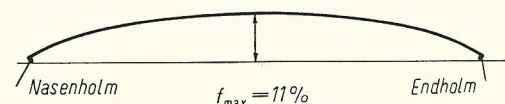


Bild 1. Profil des Saalflugmodells für Strömungsbeobachtung mittels Rauch.

Weiterhin wurde in der Mitte des Modellflügels bei $\alpha \approx 8^\circ$ kurz hinter der Nase auf der Oberseite unter der glatt nach hinten fließenden Hauptmenge des Rauches ein deutlicher seitlicher Rauchtransport, also eine Querströmung, beobachtet, die bei zunehmendem Anstellwinkel verschwand.

Zur Bestimmung einer Saalflugmodellpolare wurde ein FAI-Saalflugmodell im Gleitflug vermessen. Hierfür wurden Luftschraube und Gummimotor durch Trimmgewichte ersetzt. Durch Verändern der Trimmung konnte in stationären Flügen ein c_a -Bereich von 0,15 bis 0,97 vermessen werden. Bild 2 zeigt die so erhaltene Geschwindigkeitspolare und Bild 3 die hieraus mit der Annahme

$$c_{aII} = 0,5 c_{aI}$$

gerechnete Polare des gesamten Modells.

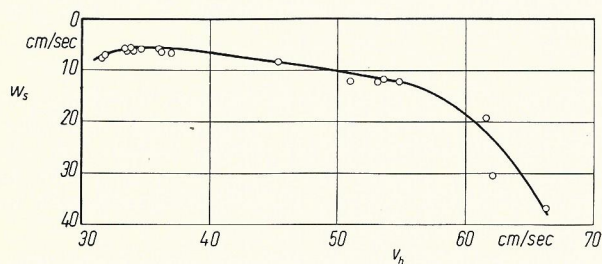


Bild 2. Geschwindigkeitspolare eines Saalflugmodells aus Gleitflugmessungen.
 $G = 0,84 \text{ p}$, $F = 13 \text{ dm}^2$.

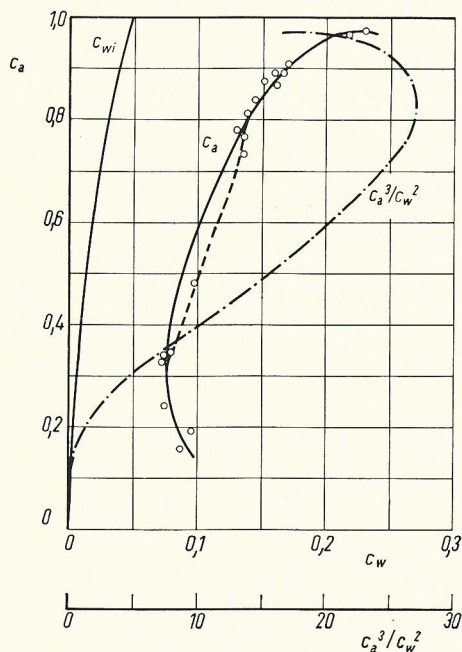


Bild 3. Gesamtpolare eines Saalflugmodells aus Gleitflugmessungen (nach Bild 2). $f = 7,6\%$
 $Re = 3680$.

Widerstandsbilanz bei $c_a = 0,85$:

Induzierter Widerstand	0,0300
Spanndrähte	0,0111
Streben	0,0045
Seitenleitwerk	0,0010
Rumpf	0,0020
Flügel mit Höhenleitwerk	0,1014

$$c_{w \text{ ges}} = 0,15$$

Laminare Grenzschichtreibung am Flügel $c_f = 0,084$.

Um den Einfluß der Reynoldszahl zu erfassen, wurde ein Modell mit besonders kleiner Flügeltiefe gebaut und bei den Meßflügen durch Gewichte im Schwerpunkt schrittweise bis

zur Grenze der elastischen Verformung belastet. So konnte ein Reynoldszahlbereich von 3100 bis 7300 vermessen werden. Die Ergebnisse in Bild 4 und 5 zeigen, daß die Reynoldszahl in diesem Bereich und bei dem verwendeten Profil erheblichen Einfluß auf die Steigzahl hat.

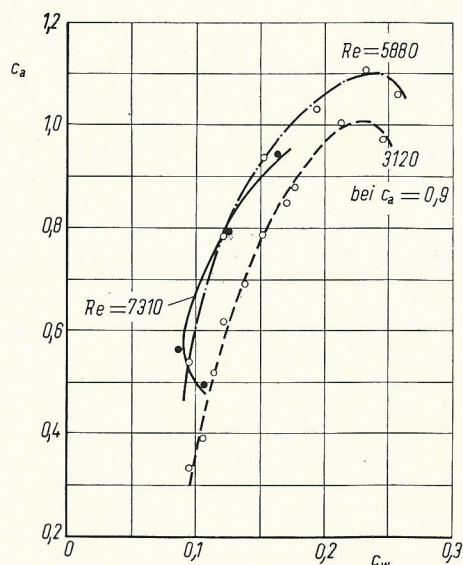


Bild 4. Einfluß der Reynoldszahl auf die Gesamtpolare nach Gleitflugmessungen.
 $f_{\text{max}} = 6\%$, $\Lambda = 9,5$.

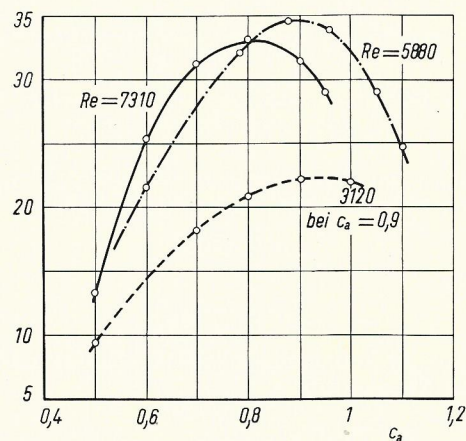


Bild 5. Einfluß der Reynoldszahl auf die Steigzahl (nach Bild 4).

Die Luftschraube des Saalflugmodells stellt — abgesehen von der komplizierten Anpassung an Antrieb und Zelle — ein aerodynamisches Optimalproblem dar, das zuerst mit Hilfe eines Rundlaufgerätes und dann mit der praktischeren Schwebeleistungsmethode (siehe Abschnitt 6.2) angegangen wurde. Bild 6 zeigt eine mit der bei Flugzeugpropellern

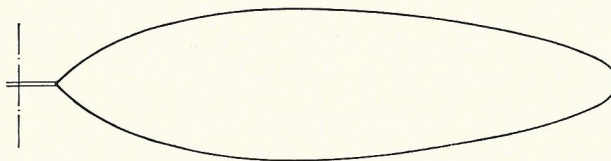


Bild 6. Luftschraubenblattform für Saalflugmodelle nach der Potentialtheorie (Theodorsen).

üblichen Potentialtheorie berechnete Blattform für die Luftschraube eines Saalflugmodells. Da durch die Zentrifugalkraft die Grenzschicht nach außen abwandert, können die inneren Teile des Blattes stärker belastet werden; dies ergibt einen nach außen etwas völligeren Blattumriß und gleichzeitig einen nach außen abnehmenden Anstellwinkel, also eine Abweichung von der geometrischen Steigung. Die Luftschraube des gezeigten Modells ist in dieser Weise entwickelt worden; sie hat im Schwebeleistungszustand einen Wirkungsgrad von 0,77 (Meßmethode siehe Abschnitt 6.2).

5. ANTRIEB

Zum Vergleich verschiedener Antriebe gehen wir von der in Bild 7 gezeigten Antriebscharakteristik eines typischen Saalflugmodell-Gummimotors aus. Die vom Gummi abgegebene Arbeit ist

$$(2) \quad A = \int M \omega dt = \int M \cdot 2\pi n dt.$$

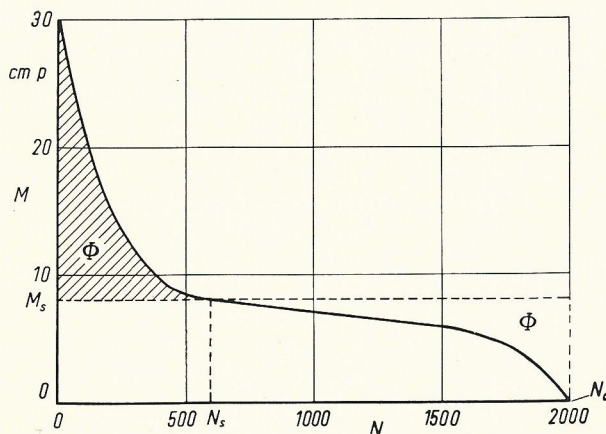


Bild 7. Arbeitskurve eines Gummimotors (tordierter Gummistrang).

Der Zusammenhang zwischen der Drehzahl n und der Anzahl der abgelaufenen Umdrehungen N ist

$$(3) \quad n = dN/dt.$$

Damit ist

$$(4) \quad A = 2\pi \int M dN.$$

Der Antrieb ist in bezug auf die Flugdauer dann optimal, wenn die Energiehöhe

$$H_E = \frac{\text{Arbeit}}{\text{Gewicht des Antriebs}}$$

maximal wird.

Aus vielen Messungen ergab sich, daß H_E für Saalflugmodell-Gummimotoren annähernd konstant ist:

$$(5) \quad H_E \approx 900 \text{ m.}$$

Während beim Gummimotor das Fluggewicht konstant bleibt, das Drehmoment sich aber stark ändert, gilt für den Verbrennungsmotor $M = \text{const}$, $G \neq \text{const}$. Wir setzen die Energiehöhe des Verbrennungsmotors wie folgt an:

$$(6) \quad H_E = \int \frac{L dt}{G(t)} = L \int \frac{dt}{G(t)}$$

mit

$$(7) \quad G(t) = G_M + B_0 - Vt,$$

wo G_M das Gewicht des Motors, B_0 das Anfangsgewicht des Brennstoffs und Vt den Brennstoffverbrauch in Abhängigkeit von der Zeit t bedeuten.

Integration unter Beachtung der Randbedingung $Vt = B_0$ für $t = T$ ergibt

$$H_E = \frac{L}{V} \ln \left(1 + \frac{VT}{G_M} \right)$$

oder, mit $V_{sp} = V/L$,

$$(8) \quad H_E = \frac{1}{V_{sp}} \ln \left(1 + \frac{V_{sp} T}{G_M/L} \right).$$

Wenn man nun für V_{sp} und G_M/L die bei Verbrennungsmotoren üblichen Werte einsetzt und die Energiehöhen nach (5) und (8) gleichsetzt, so erhält man diejenige Flugzeit, für die Verbrennungs- und Gummimotor gleich gut sind, nämlich

$$T = 6,3 \text{ sec.}$$

Für längere Flüge wäre der Verbrennungs-, für kürzere der Gummimotor vorzuziehen. Daß man trotz der inzwischen erreichten hohen Flugzeiten der Saalflugmodelle von rund 45 min keine Verbrennungsmotoren verwendet, liegt am toten Gewicht G_M , das bei vernünftiger Modellgröße nur wenige Pond betragen dürfte.

Ähnliches gilt für den Elektromotor. Zwar wären neuerdings geeignete Stromquellen verfügbar, aber das Motorgewicht ist auch hier für Saalflugmodelle noch zu hoch.

Raketenantriebe haben zwar sehr geringes Totgewicht, sie scheiden aber aus, weil es bisher nicht gelungen ist, über die erwähnte lange Flugdauer gleichmäßige Verbrennung zu erzielen.

Am Rande sei hier erwähnt, daß das vorgeführte Nurflügelmodell von 25 cm Spannweite einen Schwebeleistungsbedarf von $4 \cdot 10^{-8}$ PS hat.

6. FLUGLEISTUNGEN

6.1. Kombination von Antrieb und Zelle

Der Flug eines FAI-Saalflugmodells hat, bestimmt durch die Antriebscharakteristik nach Bild 7, den in Bild 8 gezeigten Verlauf. Bei fester Luftschraube ist die Energieausnutzung dann optimal, wenn der Motor bei der Landung gerade abgelaufen ist.

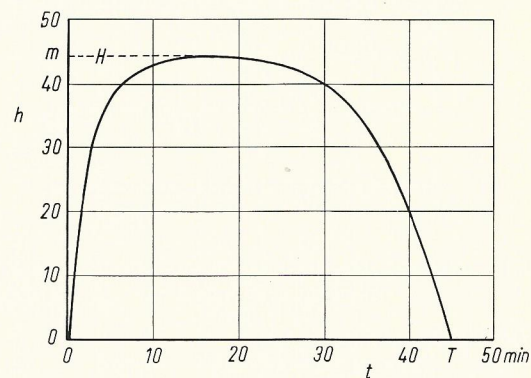


Bild 8. Allgemeiner Flugverlauf eines FAI-Saalflugmodells.

Das erste Teilproblem betrifft die Größe des Antriebes. Durch geeignete Luftschraubenauswahl kann ja mit den verschiedensten Gummimotoren die Ablaufbedingung erfüllt werden. Wir setzen voraus, daß das Flugmodell bei allen Zuständen des Drehmoments mit seiner optimalen Steigzahl fliegt. Dies ist durch geeignete Wahl von Baldachinhöhe, Spiralstabilität, Luftschraubenzugrichtung usw. in guter Näherung praktisch erreichbar.

Dann gilt für die Steiggeschwindigkeit

$$(9) \quad w = \frac{L\eta}{G} - \sqrt{\frac{2Gc_w^2}{\rho F c_a^3}} = \frac{L\eta}{G} - K_1 \sqrt{G}.$$

Mit $L = dA/dt$ folgt daraus die Gleichung der Flugbahn:

$$(10) \quad \frac{dh}{dt} = \frac{\eta dA}{G dt} - K_1 \sqrt{G};$$

somit ist

$$(11) \quad t = \frac{A\eta/G - h + K_2}{K_1 \sqrt{G}}.$$

Es gelten folgende Randbedingungen:

für $t = 0$:

$$A = 0, \quad h = 0, \quad K_2 = 0,$$

für $t = T$:

$$h = 0, \quad A = H_E G_g = H_E (G - G_z).$$

Damit wird aus Gl. (11):

$$(12) \quad T = \frac{H_E G_g \eta}{K_1 G^{1.5}},$$

und aus $dT/dG = 0$ erhält man

$$(13) \quad G_g/G_z = 2.$$

Bild 9 zeigt, daß dieses Maximum sehr flach verläuft und daß daher schon sehr kleine Nebeneinflüsse, wie z. B. die Erhöhung des Rumpfgewichtes bei starken Motoren, eine wesentliche Verschiebung zu kleineren Antriebsanteilen bewirken, so daß das praktische Optimum etwa bei $G_g/G_z = 1,4$ liegt.

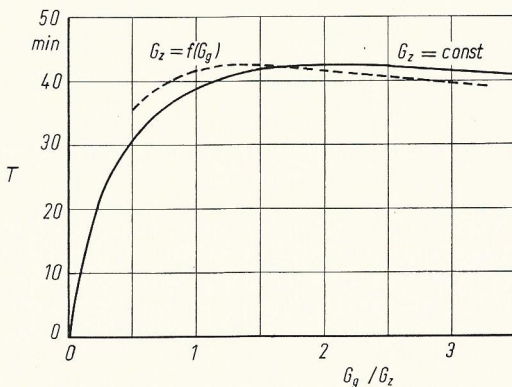


Bild 9. Einfluß des Antriebsgewichtes auf die Flugdauer. $G_z = 0,8 \text{ p}$, $H_E = 1000 \text{ m}$, $\eta/K_1 = 0,06 \text{ sec cm}^{-1} \text{ g}^{0,5}$.

Da die aus dem Antrieb sich ergebenden Flughöhen fast immer über der zur Verfügung stehenden Hallenhöhe liegen, ist die Erfassung der Flughöhe ein weiteres wesentliches Teilproblem. Aus (11) folgt

$$(14) \quad h = \frac{\eta}{G} A - w_s t$$

oder, für den Gipfelpunkt,

$$(15) \quad H = \frac{\eta}{G} A_s - w_s T_s,$$

wobei $A_s = 2\pi \int_0^{N_s} M dN$ die Arbeit bis zum Gipfel, T_s die Flugzeit bis zum Gipfel bedeuten.

Im stationären Horizontalflug gilt

$$(16) \quad G w_s = \eta 2\pi M_s n_s,$$

woraus sich

$$(17) \quad w_s T_s = \frac{2\pi\eta}{G} M_s n_s T_s$$

ergibt. Mit $n_s T_s = N_s$ folgt aus (15) und (17)

$$(18) \quad H = \frac{2\pi\eta}{G} \left(\int_0^{N_s} M dN - M_s N_s \right) = \frac{2\pi\eta}{G} \Phi.$$

Weiter bilden wir das mittlere Drehmoment

$$(19) \quad \hat{M} = \frac{1}{N_0} \int_0^{N_0} M dN.$$

Da wegen der Ablaufbedingung die zum Steigen verwendete Arbeit $2\pi\Phi$ im anschließenden Sinkflug gerade wiedergewonnen werden soll, ist das mittlere Drehmoment $\hat{M}$ auch gleich dem Schwebelastdrehmoment M_s . Man kann also — starres Flugmodell mit konstantem Wirkungsgrad und Fluggewicht vorausgesetzt — für jeden Gummimotor die zugehörige Flughöhe angeben.

Wenn man mit R das Verhältnis des Flächenzipfels Φ zur gesamten Fläche unter der Drehmomentenkurve in Bild 7 bezeichnet, kann man für die Höhe schreiben:

$$(20) \quad H = \eta \frac{G_g}{G} H_E R.$$

Der normale Bereich von R reicht von etwa 0,15 bis 0,28. Wenn das Modell samt Luftschraube gegeben ist und derjenige Gummi gesucht wird, der die Ablaufbedingung erfüllt — ein ohne Benutzung der Theorie äußerst mühsames Verfahren —, so hat man nur mit irgendeinem Gummi bekannten Gewichts das Schwebelastdrehmoment zu messen und dann aus den durch Standmessung erhaltenen Kurven diejenige herauszusuchen, die das richtige $\hat{M}$ besitzt.

6.2. Ermittlung der Gesamtflugzeit

Da zum Einfliegen meist nur kleine Hallen zur Verfügung stehen und die Flüge zudem sehr lange dauern, ist das Hauptproblem die Ermittlung der möglichen unbeschränkten Flugzeit eines Saalflugmodells, ohne daß es voll ausgeflogen wird. Eine hinreichend genaue Berechnung dieser Zeit ist wegen der Unsicherheit der aerodynamischen Unterlagen nicht möglich. Als Ausweg wurde folgendes Verfahren gefunden:

Aus (10) folgt für Horizontalflug

$$(21) \quad \frac{dh}{dt} = \frac{\eta}{G} L_s - K_1 \sqrt{G} = 0.$$

Für die Schwebelast L_s setzen wir $2\pi M_s n_s$ und erhalten damit

$$(22) \quad \frac{K_1}{\eta} = \frac{2\pi M_s n_s}{G^{1.5}}.$$

Einsetzen in Gl. (12) liefert dann

$$(23) \quad T = \frac{H_E G_g}{2\pi M_s n_s}.$$

Die Energiehöhe des Gummis H_E ist mit hinreichender

Genauigkeit konstant und kann durch Integration der Arbeitskurve leicht bestimmt werden.

Das Schwebelastungsverfahren besteht also in folgendem: Das zu untersuchende Saalflugmodell wird mit einem beliebigen Gummi vom Gewicht G_g , auf dessen Charakteristik es nicht ankommt, versehen und soweit aufgezogen, daß es gerade horizontal fliegt. In diesem Zustand bestimmt man durch Zählen und mit der Stoppuhr die Luftschraubendrehzahl n_s (Größenordnung 0,7 U/sec) und mißt anschließend an der Luftschraubenwelle mit einem kleinen Drehmomentenmeßgerät M_s (Größenordnung 6 cm p). Mit diesen Daten erhält man aus (23) die mögliche Gesamtflugzeit des Modells.

Mit diesem Verfahren wird, wie schon früher, die sehr schwierige Messung aerodynamischer Größen umgangen und auf eine sehr einfache Beobachtung (Horizontalflug) sowie eine Zeit- und Drehmomentenmessung im Stand zurückgeführt.

Dieses Verfahren ermöglicht eine Vielzahl von bisher nur mit großem Aufwand möglichen Versuchen. So kann man die Auswirkungen von Änderungen an Bauteilen damit verfolgen: Man treibt z. B. Luftschrauben verschiedenen Durchmessers oder verschiedener Steigung mit dem gleichen Gummi im gleichen Modell an. Dann erhält man zwar sehr unterschiedliche Einzelwerte M_s und n_s , aber der Wert

$$(24) \quad \Delta = \frac{(M_s n_s)_2 - (M_s n_s)_1}{(M_s n_s)_1} \cdot 100 \%$$

gibt unmittelbar an, um wieviel die Kombination 2 besser ist als Kombination 1. In ganz ähnlicher Weise lassen sich neue Flügelprofile, Verspannungen und anderes untersuchen.

Das Verfahren wurde auch zur Ermittlung der Wirkungsgrade von Luftschrauben benutzt, indem es mit einer Gleitflugmessung kombiniert wurde. Aus der Gleitflugmessung ohne Luftschraube gewinnt man K_1 , siehe Gl. (9), aus der Schwebelastungsmessung $M_s n_s$, und aus (22) erhält man η .

Gl. (23) gilt unter der Voraussetzung $K_1 = \text{const.}$ Demnach kann Übereinstimmung des Schwebelastungsergebnisses mit der wirklichen Gesamtflugzeit nur erwartet werden, wenn man dem Modell solche Eigenschaften verleiht, daß es während des gesamten Fluges den nötigen hohen Anstellwinkel behält.

6.3. Optimale Verspannung

Zur Optimierung der Flugdauer gehört auch das Problem der Verspannung. Für Flugzeuge oder Flugmodelle, die mit einem gegebenen Energievorrat (Aufwind, Motor) möglichst lange fliegen sollen, muß die Sinkgeschwindigkeit entsprechend klein werden. Ist hierfür die freitragende oder die verspannte Bauweise günstig?

Durch Versuche und Vergleiche vieler ausgeführter Saalflugmodelle der FAI-Klasse wurde ermittelt, wieviel Flügengewicht man durch eine gewisse Menge optimal angeordneter Spanndrähte von konstantem Durchmesser einsparen kann. Es ergab sich der in Bild 10 gezeigte Verlauf, welcher durch

$$(25) \quad G = \frac{a_1}{(F_d + a_2)^v} + a_3 [p]$$

gut angenähert wird. Die Koeffizienten haben bei dem gerechneten Beispiel die Werte $a_1 = 0,1032$, $a_2 = 0,176$, $v = 1,48$, $a_3 = 1,85$.

Die Sinkgeschwindigkeit beträgt

$$(26) \quad w_s = \sqrt{\frac{2 G c_w^2}{\rho F c_a^3}} = \sqrt{\frac{2 G}{\rho F c_a^3}} \left(c_{ws} + c_{wi} + c_{wd} \frac{F_d}{F} \right).$$

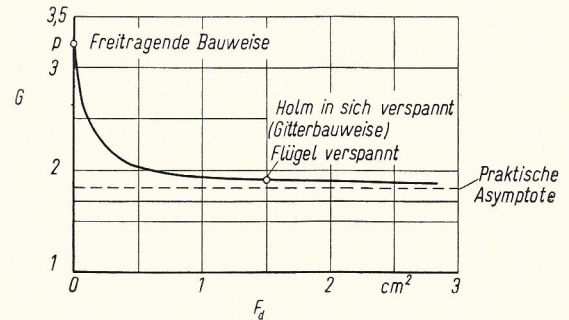


Bild 10. Gewichtsersparnis durch Verspannung bei FAI-Saalflugmodellen.

Nach Einsetzen von (25) in (26) ergibt sich

$$(27) \quad w_s = K_3 \left(\frac{a_1}{(F_d + a_2)^v} + a_3 \right)^{0,5} \left(c_{ws} + c_{wi} + c_{wd} \frac{F_d}{F} \right).$$

Mit $c_{ws} + c_{wi} = 0,14$, $c_{wd} = 10$, $F = 13 \text{ dm}^2$ erhält man nach Bild 11 die optimale Verspannungsmenge zu $F_d = 0,6 \text{ cm}^2$; dies entspricht 6 m Chromnickeldraht von 0,012 mm Durchmesser.

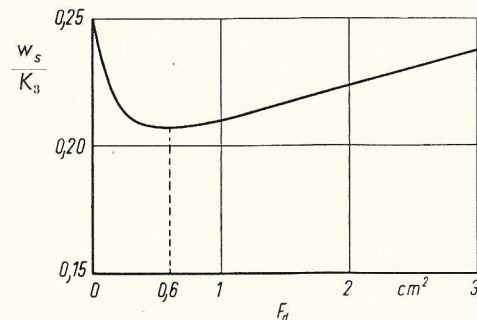


Bild 11. Einfluß der Verspannung auf die Sinkgeschwindigkeit nach Gl. (27).

Der Verlauf von G über F_d ist bei Flugzeugen dem in Bild 10 gegebenen ähnlich, und da der Drahtwiderstandsbeiwert sogar wesentlich günstiger wird, bekommt man auch für Leichtflugzeuge einen positiven Optimalwert von F_d . Dies gilt ganz besonders für Muskelkraftflugzeuge.

6.4. Auslegung des Höhenleitwerks

Ein weiteres Teilproblem der Flugleistungen und -eigenschaften ist die Auslegung des Höhenleitwerks. Wir schreiben für die Sinkgeschwindigkeit

$$(28) \quad w_s = \sqrt{\frac{2 G}{\rho} \frac{(c_{wF} F_F + c_{wH} F_H)^2}{(c_{aF} F_F + c_{aH} F_H)^3}}$$

mit

$$c_{wF} = c_{w0F} + \frac{c_{aF}^2}{\pi A_F}, \quad c_{wH} = c_{w0H} + \frac{c_{aH}^2}{\pi A_H}.$$

Die Funktion (28) ist unter der Nebenbedingung ausreichender Stabilität zu minimieren. Wir schreiben für die statische Stabilität

$$(29) \quad \begin{cases} \frac{dc_m}{dc_a} = -SM = \\ = \frac{x}{l} + \frac{z}{l} \frac{dc_w}{dc_a} - \left(\frac{da}{dc_a} - \frac{d\varepsilon}{dc_a} \right) \left(\frac{dc_a}{da} \right)_H \frac{r_H F_H}{l F_F} \end{cases}$$

Mit

$$(30) \quad \frac{dc_a}{da} = \frac{6A}{A+2}, \quad \frac{d\varepsilon}{dc_a} = \frac{2}{A_F \pi}$$

und den üblichen Vereinfachungen kann man daraus wegen $SM \ll r_H$ den Ausdruck

$$(31) \quad \frac{F_H}{F_F} \approx \frac{SM}{r_H \left(\frac{A_F - 1,82}{A_F} \frac{A_H}{A_H + 2} - \frac{c_{aH}}{c_{aF}} \right)}$$

bilden. Bild 12 zeigt den Verlauf von c_{aH} nach (31) und zwei für ein repräsentatives Saalflugmodell aus (31) und (28) gewonnene Verläufe der Sinkgeschwindigkeit über der Höhenleitwerksgröße. Obwohl bisher noch nicht der ganze Bereich dieser Gleichungen erfaßt wurde und auch der genaue Einfluß des Höhenleitwerks gewichts noch nicht berücksichtigt ist, kann man jedoch schon sagen, daß relativ große Höhenleitwerke, die mit $c_{aH} \approx 0,6 c_{aF}$ fliegen, den nichttragenden vorzuziehen sind.

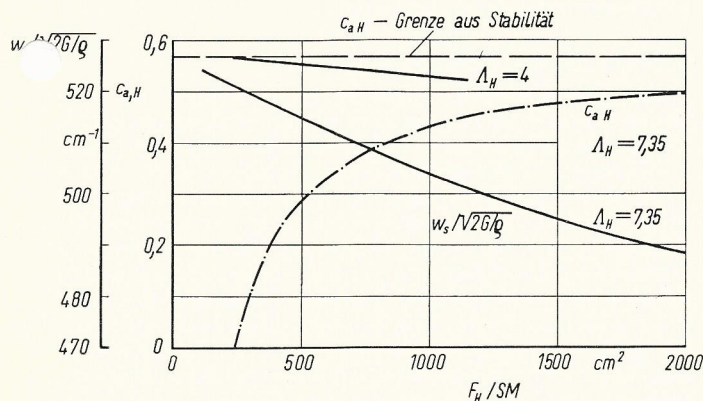


Bild 12. Einfluß des Höhenleitwerks auf die Sinkgeschwindigkeit bei gegebener Stabilität.

Gleichgewichts- c_{aH} über F_H/SM bei festen c_{aF} .
 $F_F = 850 \text{ cm}^2$, $A_F = 9,5$, $c_{aF} = 0,9$, $r_H/l = 5,4$, $c_{w0F} = 0,11$,
 $c_{w0H} = 0,09$.

7. FLUGEIGENSCHAFTEN

Die Flugeigenschaften von Saalflugmodellen unterscheiden sich aus mehreren Gründen erheblich von denen der Freiflugmodelle oder Flugzeuge. Der wesentliche Unterschied ist die geringe relative Flugzeugmassendichte

$$\mu = 2m/qFl$$

(vgl. Tabelle 4).

Tabelle 4. Vergleich von Flugzeugmassendichten μ .

	μ
Transportflugzeug	≈ 100
Segelflugzeug	≈ 40
Saalflugmodell	$\approx 0,1 \text{ bis } 0,2$

Die relativ zur Flugzeugmasse nicht mehr kleine Luftmasse bewirkt, daß sich auch nach starken Störungen sehr schnell stationäre Zustände einstellen. Andererseits ist die Bewegung des Saalflugmodells viel stärker durch die Bewegung der umgebenden Luftmasse beeinflusst. Bei Böenrechnungen an Flugzeugen ist der Einfluß der mitbewegten Luftmasse, den man durch ein beschleunigtes Luftvolumen von der Größe Spannweite mal Quadrat der Flügeltiefe

erfaßt, etwa zehnmal kleiner als die beiden anderen Anteile der Böenluftkraft. Während noch beim Segelflugzeug dieser Luftzylinder nur 1/30 des Fluggewichts wiegt, ist er beim Saalflugmodell etwa zehnmal so schwer wie das ganze Modell.

Dies dürfte der Grund für das eigenartige Überziehverhalten von Saalflugmodellen sein. Nachdem in praktisch stationärer Flugbahn der Maximalauftrieb erreicht ist, hat das Modell am höchsten Punkt der Bahn zwei Möglichkeiten: Beschleunigung der vom Flügel erfaßten Luftmasse nach unten (wie es beim überzogenen Flugzeug geschieht) oder Umkehr der Zirkulation und Rückwärtsflug. Der zweite Vorgang erfordert weniger Energie und wird somit vom Saalflugmodell gewählt. Durch Veränderung der statischen Stabilität lassen sich überdies noch sehr verschiedene Formen dieser charakteristischen Überziehbewegung erzielen.

Die im Verhältnis zu den Massenkräften des Flugzeugs sehr große Luftdämpfung erklärt auch die Tatsache, daß Saalflugmodelle nicht ins Trudeln zu bringen sind, obwohl die üblichen vereinfachten flugmechanischen Ansätze auch bei sehr kleinen Werten von μ noch stabile Autorotationszustände ergeben. Leider erfordert die genauere Erfassung der instationären Aerodynamik bei Stabilitätsrechnungen wegen der Nichtlinearität der Gleichungen einen sehr großen Rechenaufwand, so daß bisher keine vollständigen Untersuchungen dieser Art vorliegen.

Die relativ kleinen Massenkräfte bewirken unter anderem, daß durch Anstoßen des Modells an feste Gegenstände keine nennenswerten Belastungen entstehen; maßgebend sind allein die Luftkräfte.

Das große und stark wechselnde Antriebsmoment stellt bei Saalflugmodellen das Hauptproblem der unsymmetrischen Flugeigenschaften dar. Zum Vergleich mit Flugzeugen bilden wir den Parameter M/Gs (Drehmomentbelastungszahl), wobei M das Luftschraubendrehmoment bei Startleistung, G das Fluggewicht und s die Halbspannweite bedeuten. Für ein mittleres Sportflugzeug liegt die Kennzahl bei 0,009, für ein FAI-Saalflugmodell dagegen bei 0,37, das ist etwa das Vierzigfache.

Um bei möglichst konstantem Kurvenflug die Verluste durch Schieben klein zu halten, stehen verschiedene Mittel zur Verfügung: Vergrößerung des Seitenleitwerks, seitliche Zugrichtung der Luftschraube, verschiedene Profile der Flügelhälften, V-Form des Flügels, unsymmetrischer Flügelgrundriß, Flügelverwindung und andere.

Luftschraubenzug nach innen ist kaum von Einfluß auf die Leistung, müßte aber, wenn man ihn allein zum Drehmomentenausgleich verwenden würde, so groß sein, daß das seitliche Rumpfbiegemoment unzulässig groß würde.

Stärker gewölbtes Profil der kurveninneren Flügelhälfte wäre fast ideal, wenn damit nicht die unangenehme Eigenschaft verbunden wäre, daß das Modell beim Überziehen aus der Kurve herausfällt.

Die V-Form des Flügels ist zusammen mit der Baldachinhöhe durch die Bedingung der gleichbleibenden Steigzahl während des ganzen Fluges schon weitgehend festgelegt. Außerdem wählt man aus Leistungsgründen die V-Form so gering wie möglich.

Unsymmetrischer Flügel und Verwindung haben insofern verschiedene Wirkung, als die Verwindung wegen der ungleichförmigen Auftriebsverteilung den induzierten Widerstand erhöht. Außerdem ist das Ausgleichsdrehmoment aus Verwindung vom Staudruck abhängig, das durch Asymmetrie dagegen nicht.

Man geht daher praktisch am besten so vor: Aus dem für das Modell festgelegten Kurvenradius bestimmt man den

Verlauf der Geschwindigkeit über der Spannweite und verwindet dann den Flügel so, daß man wieder elliptische Auftriebsverteilung erhält. Dieser verwundene Flügel wird dann von der Rumpfachse um einen solchen Betrag

$$e = M_s/G$$

nach innen versetzt, daß das Schwebeleistungsdrehmoment gerade aufgehoben ist. Damit wird für den größten Teil des Fluges ohne Einbuße an Widerstand das sonst durch die Luftschraube verursachte Schieben verhindert.

Unter den Abschnitt „Flugeigenschaften“ fällt eigenartigerweise auch die Bestimmung des Luftschraubendurchmessers. Aus baulichen Gründen ist dieser nicht begrenzt, und aus Leistungserwägungen möchte man ihn so groß wie möglich machen. Es zeigt sich jedoch, daß von einem bestimmten Durchmesser ab die Luftschraube — infolge der einseitigen periodischen Beeinflussung der Flügelströmung durch den Propellernachlauf — erhebliche Nutationsbewegungen des Modells hervorruft, welche die Leistung verschlechtern. Dieser Grenzwert liegt nach praktischen Erfahrungen bei $d = 0,53 b$ bis $0,58 b$ (d = Durchmesser, b = Flügelspannweite); er hängt etwas von der Steigung ab und wird mit deren Zunahme kleiner. Wegen der kleinen Masse (das Gewicht einer Luftschraube von $d = 50$ cm beträgt 0,15 p) ist der Einfluß der Kreiselkräfte auf die Flugeigenschaften vernachlässigbar gering. Wesentlich hingegen ist der „propeller fin effect“. Dieser läßt sich aus Fortschrittsgrad, Belastungsgrad, Durchmesser und Blattbreite theoretisch gut ermitteln. Für ein FAI-Saalflugmodell ergab die Rechnung bei Schwebeleistung, also bei dem längsten Teil des Fluges, daß die Luftschraube auf die Stabilität so wirkt wie eine am Ort der Luftschraube angebrachte Fläche von der gleichen Spannweite und halben Tiefe des Höhenleitwerks. Der Einstellwinkel dieses instabilisierenden Leitwerks entspricht der Zugrichtung der Luftschraubenwelle.

8. ELASTISCHE EINFLÜSSE

Bei dem extremen Leichtbau des Saalflugmodells ist zu erwarten, daß die kritischen Beanspruchungen aus aeroelastischen Einflüssen entstehen. Flattern ist bei Saalflugmodellen — wegen der geringen Massenkraft und großen Dämpfung — nie beobachtet worden. Auskippen dagegen tritt häufig auf. Dies ist der maßgebende Fall für die Beanspruchung des Flügels. Da das Flugverhalten von Saalflugmodellen mit geringem Aufwand genau beobachtet und oft auch vermessen werden kann, führen Versuche hier schneller zur optimalen Dimensionierung als Rechnung. Durch das Auskippen wird auch der Leitwerksträger bestimmt: Wenn nach dem Überziehen das Modell in einen kurzen Rückwärtsflug übergeht, stellen Höhenleitwerk und -träger ein aeroelastisch hochgradig instabiles Gebilde dar.

Andererseits werden aeroelastische Effekte oft mit Vorteil zur Erzielung flugmechanischer Eigenschaften benutzt, die man mit den Konstruktionsparametern des starren Modells nicht erreichen kann.

Ein Beispiel ist die Luftschraube mit veränderlicher Steigung. Zur besseren Ausnutzung des hohen Anfangsdrehmomentes baut man Luftschrauben für Saalflugmodelle vielfach mit hinter dem Druckpunkt liegender elastischer Achse, wodurch eine Steigungsvergrößerung bewirkt wird. Ein anderes Beispiel ist die Verwendung der vom Drehmoment des Motors abhängigen Verformung des Rumpfes zur Stabilisierung im Anfangssteigflug oder zur Höhenbeschränkung.

Der Einfluß eines elastischen Leitwerksträgers auf die Längsstabilität von Saalflugmodellen wurde rechnerisch erfaßt. Im Gegensatz zu den bekannten Untersuchungen an

Flugzeugen kann hier der Anteil der Höhenleitwerkskraft im gesamten Kräftehaushalt nicht vernachlässigt werden. Außerdem ändert sich beim Saalflugmodell infolge der geringen Masse während einer Störbewegung die Horizontalgeschwindigkeit so stark, daß man auch diese Änderung nicht mehr vernachlässigen darf. Die Rechnung, deren Einzelheiten hier nicht wiedergegeben werden können (siehe hierzu einen internen Bericht des Instituts für Flugmechanik der DVL über den Einfluß der Rumpfelastizität auf die Längsstabilität bei kleiner relativer Massendichte μ), führt unter anderem zu dem Ergebnis, daß eine Verbesserung der Längsstabilität durch eine gewisse Elastizität des Rumpfes eintritt, wenn die Bedingung

$$(32) \quad D \frac{c'_{aH}}{c'_{aF}} < \frac{c_{aH}}{c_{aF}}$$

erfüllt ist. Die Parameter von (32) liegen bei vielen Saalflugmodellen so, daß eine Elastizität des Rumpfes günstig ist. In diesen Fällen wird die Dimensionierung des Leitwerksträgers praktisch durch den Fall „Auskippen bei Rückwärtsanströmung“ bestimmt.

9. HALLENMETEOROLOGIE

Die Durchführung ungesteuerter Saalflüge von 45 Minuten Dauer setzt eine sehr ruhige Hallenatmosphäre voraus, die zwar kleinere Turbulenz, aber keine langsamen, weiträumigen Luftumschichtungen enthalten darf. Abgesehen von Druckdifferenzen infolge Außenströmung sind dafür vorwiegend konvektive Vorgänge verantwortlich. Anfangs galten Hallen mit doppelten Wänden — wie die Dortmunder Westfalenhalle — als die besten. Es stellte sich jedoch heraus, daß einfache Wellblech-Luftschiffhallen günstiger sind. Dies dürfte durch den bei solchen Hallen wesentlich größeren vertikalen Temperaturgradienten begründet sein. Die hierdurch bewirkte Stabilisierung der Luftschichtung ist offenbar so groß, daß sie die von Druckunterschieden infolge Außenströmung hervorgerufenen Störungen (Undichtigkeiten), welche bei einfachen Hallen erheblich sein können, überwindet.

Durch ihren langsamen, stabilen Kreisflug sind Saalflugmodelle ein vorzügliches Beobachtungsmittel für Strömungen in großen Räumen. In der Luftschiffhalle von Cardington (England), in der die Weltmeisterschaften 1961 durchgeführt wurden, konnte z. B. ein deutliches Hin- und Herschwingen der unter der schmalen, warmen Hallendecke befindlichen Warmluft (Temperatur 5 °C höher als am Boden) beobachtet werden. Offenbar waren die durch einseitige Erwärmung und Wind hervorgerufenen Störungen nicht stark genug, um eine vollständige Umschichtung der Hallenatmosphäre zu bewirken (wie sie während eines Gewitters in heftiger Form auftrat). Die rein analytische Behandlung solcher Probleme ist wegen der Kompliziertheit der damit verbundenen Konvektionsströmungen äußerst schwierig. Zusammen mit günstig angelegten Flugversuchen müßte es jedoch gelingen, dieses dunkelste Teilgebiet der hier behandelten Materie etwas aufzuhellen.

Übersicht

Es wird über eine besondere Flugmodelltechnik berichtet, die ein einfaches und anschauliches Experimentieren in dem Reynolds-zahl-Bereich von 1 bis 5000 ermöglicht. Die in extremer Leichtbauweise hergestellten Modelle wiegen bei Spannweiten von 0,1 bis 1 m nur 0,01 bis 2 p und erreichen damit Fluggeschwindigkeiten von 0,1 bis 1 m/sec. Die Forderung der niedrigen Flächenbelastung führt zusammen mit den Besonderheiten der Strömung in diesem Gebiet zu einer vom Herkömmlichen völlig abweichenden Bauweise mit Balsaholz, Chromnickeldraht und Cellulosefilm, deren Grundzüge kurz angegeben werden. Die Frage des optimalen Antriebs solcher Modelle wird rechnerisch erfaßt. Zur

Optimierung der Flugleistungen werden verschiedene Ergebnisse gebracht. Durch die Verknüpfung von Experiment und Theorie entstand z. B. die Schwebelistungsmethode zur Optimierung der Flugdauer ohne genaue Kenntnis der Aerodynamik dieser Modelle. Zu den Flugeigenschaften werden mit Berücksichtigung von Elastizitäten ebenfalls einige Ergebnisse mitgeteilt. Zuletzt wird das Thema der Hallenmeteorologie kurz angeschnitten.

Summary

The development of a special model aeroplane technique is reported which enables simple and illustrative experiments to be carried out in the *Reynolds* number regime from 1 to 5000. The models are built in an extremely light-weight construction; with an all-up weight between 0.01 and 2 g, and a wing span between 0.1 and 1 m, flight velocities between 0.1 and 1 m/sec can be reached. The requirement of extremely low wing loading, together with the special flow characteristics in this region, involves rather unusual construction materials, such as balsa wood, nichrome steel wire, and cellulose film; the principles of construction are briefly reviewed. The problem of optimal propulsion for such model aeroplanes is treated analytically. Some results are given for flight performance optimization. By combining theory and experiment a method was found, among others, to determine the amount of power necessary for horizontal flight ("Schwebelistung") in order to optimize the flight duration of these models without exact knowledge of their aerodynamic behaviour. Some results are given with regard to flight characteristics under consideration of elasticities. Finally, the subject of indoor meteorology is briefly outlined.

Résumé

Un modèle volant, d'une technique de construction spéciale, est décrit, permettant d'expérimenter d'une façon claire et simple dans le domaine des nombres de *Reynolds* de 1 à 5000. Les modèles sont d'une construction extrêmement légère; leur poids total est de 0,01 à 2 g à une envergure de 0,1 à 1 m et une vitesse de vol entre 0,1 et 1 m/sec. L'exigence d'une charge alaire très petite jointe aux particularités de l'écoulement dans ce domaine mène à une construction utilisant des matériaux assez inhabituels, comme du bois de balsa, du fil d'acier chromé-nickelé et une couche de cellulose. Les principes de construction sont brièvement indiqués. La question d'une propulsion optimale de tels

modèles est traitée numériquement, et différents résultats sont utilisés pour l'optimisation des performances de vol. La combinaison entre théorie et expérience a donné naissance, entre autres, à une méthode permettant de déterminer la puissance nécessaire à un vol horizontal («Schwebelistung») ayant pour but l'optimisation de la durée de vol sans connaissances spéciales de l'aérodynamique de ces modèles. Quelques résultats concernant les caractéristiques de vol en tenant compte des élasticités sont également présentés. Pour conclure, l'auteur considère brièvement les conditions atmosphériques dans un hangar.

AUS DER DISKUSSION

Priv.-Doz. Dr. R. Eppler (Ottobrunn): Der Saalflugmodellbau ist mehr als eine Spielerei und kann, wie der Vortrag von Herrn Hacklinger gezeigt hat, mit geringen Mitteln wirklich wissenschaftlich betrieben werden. Hier hat besonders auch der Nachwuchs eine günstige Möglichkeit, sich aktiv an den neuesten Entwicklungen zu beteiligen und durch systematisches Vorgehen seine Fähigkeiten unter Beweis zu stellen, beispielsweise durch Beteiligung an Preisausschreiben. Auch die Erfolge sind leicht zu messen. So hat Herr Hacklinger 1961 den Weltrekord für Saalflugmodelle von etwa 30 Minuten auf 44,3 Minuten verbessert. Inzwischen wurde er 1962 durch Herrn K. H. Rieke, Berlin, mit 45,6 Minuten nochmals überboten, allerdings mit einer Konstruktion, an welcher Herr Hacklinger wesentlich beteiligt war.

Fliegerstabsing. z. Wv. E. Steude (Mannheim): Herr Hacklinger wies darauf hin, daß sich einige Zoologen bei Untersuchungen über den Insektenflug und ähnliches mit Fragen des extremen Langsamfluges befaßten. In diesem Zusammenhang sind die Studien von Erich von Holst über die Flugorgane von Tieren zu nennen. Er brach seine Untersuchungen leider mit Ende des zweiten Weltkrieges ab¹⁾.

NN.: Lassen sich nicht als Baustoff für Saalflugmodelle mit Vorteil Strohhalme verwenden?

Dipl.-Ing. M. Hacklinger: Früher wurden vielfach Strohhalme für Saalflugmodelle verwendet, die durch Abschleifen auf eine günstige Wandstärke gebracht wurden. Ein aus gutem Balsaholz hergestelltes dünnwandiges Rohr ist jedoch bei gleicher Knicksteifigkeit nur etwa halb so schwer wie der Strohalm.

¹⁾ Bemerkung: Vgl. hierzu den Nachruf auf Erich von Holst in diesem Jahrbuch.