

Professor Kalahn
Oliva bei Danzig

Kalahn

1928

140

Das wirtschaftliche Ozeanflugzeug

Von der
Technischen Hochschule der Freien Stadt Danzig
zur Erlangung der Würde eines Doktor-Ingenieurs
genehmigte

Dissertation

Vorgelegt von
Dipl.-Ing. Hans Georg Küssner

Referenten:
Prof. Dr.-Ing. Rembold und Prof. Dr.-Ing. H. Wagner

Korreferent: Prof. Dr. Pohlhausen

Tag der Promotion:
13. März 1928

Das wirtschaftliche Ozeanflugzeug

Von der
Technischen Hochschule der Freien Stadt Danzig
zur Erlangung der Würde eines Doktor-Ingenieurs
genehmigte

Dissertation

Vorgelegt von
Dipl.-Ing. Hans Georg Küssner

Referenten:
Prof. Dr.-Ing. Rembold und Prof. Dr.-Ing. H. Wagner

Korreferent: Prof. Dr. Pohlhausen

Tag der Promotion:
13. März 1928

III 27140

II 27. 140



454/2/G/54

Das wirtschaftliche Ozeanflugzeug.

Von H. G. Küssner.

Beim heutigen Stande der Technik erscheint es möglich, ein verkehrstüchtiges Ozeanflugzeug mit $300 \div 400$ km/h Geschwindigkeit zu bauen, das $2 \div 3$ t Nutzlast auch bei schlechtem Wetter sicher über den Nordatlantik zu befördern gestattet. Seine Kennzeichen sind: Landflugzeug von etwa 40 t Fluggewicht mit spitzendigem, lastenaufnehmendem Tragflügel; hohe Flächenbelastung; anwasserungsfähige, schmale Doppelrumpfe; Antrieb durch $4 \div 6$ Dieselflugmotoren neuer Bauart.

1. Vorbedingungen.

Über dem Nordatlantischen Ozean herrscht eine vorwiegend westöstliche Luftströmung von $7 \div 10$ m/s Geschwindigkeit im Sommer und $13 \div 20$ m/s im Winter. Bei den häufigen Stürmen während der kalten Jahreszeit sind jedoch Windstärken von 35 m/s in Seehöhe und etwa 50 m/s in Flughöhe nicht selten. Gegen Wind von dieser Stärke können unsere Verkehrsflugzeuge kaum noch vorwärts kommen und benötigen auch bei 20 m/s Gegenwind mehr Brennstoff, als sie bei ausreichender Bausicherheit mitführen können¹⁾.

Der zukünftige Flugverkehr über den Atlantik kann nur dann wertvoll werden, wenn er sich nicht auf wenige Tage im Jahr beschränkt, sondern dauernd möglich ist. Da sich die Mitnahme großer Brennstoffreserven von selbst verbietet, bleibt nur der Ausweg offen, die Geschwindigkeit des Ozeanflugzeuges beträchtlich zu erhöhen. Diese Forderung bedeutet aber praktisch ein Aufgeben der üblichen Bauarten. Denn bauen wir einem gegebenen Flugzeug einen stärkeren Motor ein, so fliegt es zwar schneller, verbraucht aber für eine bestimmte Strecke mehr Brennstoff, von der Mehrbelastung durch den stärkeren Motor ganz abgesehen. Auch wenn wir gleichzeitig die Tragfläche verkleinern, wird die Ökonomie nicht viel besser, da der zur Aufnahme der Lasten bestimmte Rumpf den überwiegenden Anteil am Widerstand erzeugt. Das Ozeanflugzeug soll jedoch trotz hoher Geschwindigkeit geringen Widerstand haben, damit es die schwierige Ozeanstrecke mit möglichst wenig Brennstoff und möglichst viel zahlender Ladung überfliegen kann.

Die Befriedigung dieser Forderungen ist nur durch das rumpflose Flugzeug — den Nurflügel — zu erwarten, auf das als erster Junkers hingewiesen hat. Der Nurflügel besteht aus einem dicken Flügelkörper, der sämtliche Lasten, Motoren und einziehbare Fahrgestelle im Innern birgt. Das Leitwerk wird durch schmale Rumpfe gehalten, die nur wenig Widerstand erzeugen. Der Nurflügel hat daher geringeren Widerstand und geringeres Baugewicht als ein Flugzeug mit lastenaufnehmendem Rumpf. Der Flügelkörper muß allerdings so dick werden, daß er im Innern aufrecht begehbar ist; dadurch wird eine größere Flügelfläche bedingt, aber andererseits auch viel Raum gewonnen. Bisher sind Entwürfe dieser Art von Junkers, Rumpler u. a. bekanntgeworden, die $600 \div 1000$ m² Flügelfläche und $70 \div 94$ m Spannweite haben. Diese großen Abmessungen bringen viele Nachteile.

Wir wollen daher untersuchen, ob auch Nurflügel kleinerer Abmessungen ausführbar sind und welche Bauformen die größte Ökonomie im transatlantischen Flugverkehr ermöglichen. Denn auch für den Verkehr sind, sofern die Sicherheit dadurch nicht leidet, zwei kleinere Flugzeuge günstiger als ein großes, da nur bei dichter Verkehrsfolge der durch die Luftfahrt erzielbare Zeitgewinn praktisch wertvoll wird.

¹⁾ Eine Umfliegung der Tiefdruckgebiete wird auch bei vollkommener Wetterberatung nicht immer möglich sein. Dazu ist schon ihre Ausdehnung relativ zur Flugstrecke zu groß.

2. Gestaltung.

Der Belastung eines Flugzeuges sind durch die verlangte Bausicherheit, besonders aber durch die Startfähigkeit, Grenzen gesetzt.

Vergleichen wir ein Land- und ein Seeflugzeug gleicher Flügelfläche und Motorstärke, so erkennen wir, daß bei gleicher Belastung das Seeflugzeug viel mehr Zeit zum Starten braucht als das Landflugzeug und daß das Landflugzeug stärker überlastbar ist, d. h. mehr Last in die Luft heben kann als das Seeflugzeug. Das liegt daran, daß der Reibungswiderstand eines Bootes im Wasser größer ist als der eines Laufrades auf Land, besonders auf fester Startbahn. Auch in der Luft ist der Widerstand eines Seeflugzeuges in der Regel größer. Es hat also seinen guten Grund, daß bisher alle Langstrecken-Flugzeuge Landflugzeuge waren. Wir müssen ferner bedenken, daß auch großen Flugbooten auf dem freien Nordatlantik mit seiner hohen Dünung der Start mißlingen dürfte.

Der Nurflügel muß also auf Land starten und landen, weil nur so eine genügend hohe Belastung erreichbar erscheint.

Andererseits müssen wir von einem Ozeanflugzeug verlangen, daß es, durch irgendwelche Umstände gezwungen, gefahrlos auf See niedergehen kann und sich lange Zeit schwimmfähig halten kann. Dies wird erreicht durch scharfgekielte Boote, die schmal und ohne Stufe sein können, also geringeren Luftwiderstand haben und leichter sind als startfähige Boote, da sie ja nur zum Anwassern dienen sollen.

Die Laufräder laufen auf kurzen Deichselachsen und werden nach dem Start völlig in Öffnungen der Bootsrumpfe eingezogen, welche durch Klappen verschlossen werden, so daß die Außenflächen überall glatt sind.

Bei intensivem Flugbetrieb lassen sich Landungen in Nacht und Nebel nicht vermeiden. Die Entwicklung der letzten Zeit läßt darauf schließen, daß die hierbei noch bestehenden Schwierigkeiten binnen kurzem überwunden sein werden, so daß man schließlich auf optische Hilfsmittel bei der Landung überhaupt nicht mehr angewiesen ist.

Als Flughöhe wollen wir etwa 4 km annehmen. Diese Höhe wird in der Regel auch längere Zeit hindurch physisch noch gut ertragen; empfindlichen Fahrgästen könnte durch geringe Sauerstoffzufuhr zu den Kabinen geholfen werden.

Die Verbesserung der Gleitzahl bei verringerter Luftdichte ist auf der Ozeanstrecke nur für solche Flugzeuge praktisch wertvoll, die an sich eine hohe Geschwindigkeit haben. Verkehrsflugzeuge mit nur 200 km/h Geschwindigkeit würden beim Fluge westwärts in der Höhe durch stärkere Gegenwinde mehr an Geschwindigkeit über Grund verlieren, als sie durch Verbesserung der Gleitzahl gewinnen können. Es war daher begründet, daß die bisherigen Ozeanflüge in Nähe der Wasseroberfläche ausgeführt wurden.

Für das Nurflügel-Ozeanflugzeug, das mit der hohen Geschwindigkeit von etwa 360 km/h am günstigsten fliegt (s. 12. Abschnitt), bringt die größere Flughöhe neben der Brennstoffersparnis den Vorteil, daß bei Störungen des Triebwerks oder anderen Havarien eine Reservehöhe zur Verfügung steht, die vor voreiligen Entschlüssen schützt. Außerdem verhält sich die Motorenanlage in größerer Höhe thermisch günstiger (s. 11. Abschnitt). Über die angegebene Höhe hinaus sind auch mit Flugzeugen hoher Geschwindigkeit nennenswerte Vorteile nicht mehr erzielbar.

Zur Brennstoffergänzung müssen Zwischenlandungen an den nächsten Küstenpunkten vorgesehen werden. Die Azoren scheiden als Stützpunkt für Landflugzeuge zunächst aus, da sie überaus zerklüftet sind und die Anlage großer Flug-

plätze zu verbieten scheinen. Die nächsten Küstenpunkte sind St. Johns, Neufundland, und Tralee, Irland, mit 3075 km Entfernung oder St. Johns und Penzance, Südengland, mit 3410 km Entfernung. Die südlichere Route ist, obwohl länger, vorzuziehen, weil sie mit geringem Umweg bis 35° westl. Länge dem Dampfertrakt folgen kann, in Notfällen also rasche Hilfe zu erwarten ist, weil ferner weiter südlich i. A. besseres Wetter ist und weil Penzance von den europäischen Hauptstädten aus leichter erreichbar ist als Irland.

Als Ausgangsorte der Fluglinie werden Berlin und New York gewählt. Die Streckenlängen sind:

Berlin—Penzance . . .	1340 km	
Penzance—St. Johns . . .	3600 »	(mit Umweg)
St. Johns—New York . . .	1820 »	

zusammen 6760 km; die kürzeste Entfernung der Ausgangsorte beträgt dagegen 6365 km.

Die notwendige hohe Geschwindigkeit des Ozeanflugzeuges erfordert eine hohe Tragflächenbelastung, für die wir 145 kg/m² annehmen wollen, während große Landflugzeuge heute 80 bis 90 kg/m², Flugboote bis 110 kg/m² aufweisen. In den Ausgangsorten ist die Brennstoffzuladung geringer, entsprechend den kürzeren Strecken Berlin—Penzance und New York—St. Johns, so daß dort nur 120 ÷ 125 kg/m² Tragflächenbelastung und eine Startgeschwindigkeit von etwa 40 m/s zu erwarten ist. Diese wird auf fester Startbahn nach etwa 700 m Anlauf erreicht, so daß die in Berlin und New York vorhandenen Flugplätze auch für den Ozeanverkehr noch ausreichen. Neu anzulegen wären die beiden Flugplätze in Penzance und St. Johns, die bei 300 ha Fläche allen Anforderungen genügen dürften; sie erhalten eine oder mehrere Startbahnen von etwa 1500 m Länge, entsprechend der höheren Startgeschwindigkeit.

Beim Start auf der Startbahn mit seitlichem Wind entsteht durch den verschiedenen Auftrieb der Flügelhälften ein Kippmoment, welches durch Querruderlegen aufgenommen werden muß. Diese Schwierigkeit können wir dadurch, daß die Startbahn in Richtung des vorherrschenden Windes gelegt wird, zwar einschränken, aber nicht beseitigen; mehrere in Platzmitte sich kreuzende Bahnen könnten andererseits die Landung, für die ein nachgiebiger Boden besser ist, gefährden.

Daß wir bei der als notwendig erkannten hohen Tragflächenbelastung Zugeständnisse bezüglich der Flugplatzgröße und -einrichtung machen müssen, erscheint bei der Größe der Aufgabe, einen Schnellverkehr zwischen zwei Kontinenten einzurichten, als selbstverständlich und unerheblich.

Um die Beanspruchungen beim Landen zu verkleinern, wollen wir beim Nurflügel, soweit es der im Innern verfügbare Raum gestattet, die Lasten nach der Mitte konzentrieren. Besonders geeignet ist hierfür ein spitzendiger Flügel nach Art des auf Abb. 1 dargestellten. An einem kurzen zylindrischen Flügelmittelteile, der alle größeren Lasten aufnimmt, schließen sich konische, in eine Spitze auslaufende Flügelenden an. Durch diese Flügelform können bei gleichem Gewicht gegenüber dem bisher bevorzugten elliptischen oder trapezförmigen Flügel etwa 5% Widerstand gespart werden.

Vermutlich gibt es eine günstigste Größe dieses Flügelkörpers, die bei 300 ÷ 400 m² Flügelfläche liegt. Diese Fläche ist bedingt durch die menschliche Körpergröße, da ein gewisser Teil des Innern aufrecht begehbar sein soll. Macht man nämlich die Flügelfläche kleiner, so verschlechtert sich das Seitenverhältnis und das Dickenverhältnis, da die Kabinenhöhe ja dieselbe bleiben muß. Beides bedeutet aber im Bereich unter 300 m² eine so starke Widerstandsvermehrung, daß ein solcher Nurflügel für den Ozeanverkehr ungeeignet wird.

Andererseits ist bei der Vergrößerung über 400 m² Flügelfläche die Ersparnis an Luftwiderstand nur gerade so groß, daß dadurch die Erhöhung der Gewichtsanteile der tragenden Konstruktion gedeckt wird. Denn verdoppeln wir z. B. alle Außenmaße eines belasteten Flügels, so verdoppelt sich an-

nähernd bei gleicher Bruchsicherheit der Gewichtsanteil der tragenden Teile und vermindert den Nutzlastanteil.

Bedingt durch die große Flügelfläche und den spitzendigen Umriß erweisen sich symmetrische Flügelprofile oder solche mit leichtem S-Schlag der Mittellinie für das Ozeanflugzeug als günstig. Stärker gewölbte Flügelprofile ergeben zwar bei Modellversuchen einen größeren Höchstauftrieb, erfordern aber zum Ausgleich der durch die Wölbung verursachten Druckpunkt-Wanderung eine größere Höhenleitfläche. Besonders beim Ozeanflugzeug wird dabei der Gewinn an Tragfähigkeit durch den größeren Widerstand der Leitflächen aufgezehrt. Das Schwanzleitwerk wird durch zwei schmale Rumpfe getragen, die nach vorn in die scharf gekielten Boote auslaufen.

Die heute bekannten leichten Vergaserflugmotoren, mit denen Leistungen bis 1250 PS bei nur 637 kg Leergewicht¹⁾ erreicht wurden, sind zwar an sich für das Ozeanflugzeug ausreichend und geeignet. Durch Dieselflugmotoren könnte jedoch die Ökonomie und Betriebssicherheit des Triebwerks noch wesentlich verbessert werden. Die Vorzüge des Dieselflugmotors kommen überhaupt erst bei Langstreckenflügen voll zur Geltung; das Problem des Ozeanfluges gibt neuen Anreiz zu seiner Entwicklung. Es wird daher eine neue Motorbauart vorgeschlagen, die zum Antrieb des Ozeanflugzeuges geeignet wäre.

Die gesamte Leistung des Flugzeuges müssen wir in mindestens 4, besser 6 voneinander unabhängige Motoreinheiten unterteilen, damit die Wahrscheinlichkeit einer Notlandung durch Motorenausfall hinreichend klein wird.

Die bisher für die Motorenkühlung verwendeten Wabenkühler sind besonders bei hoher Geschwindigkeit durch ihren großen Widerstand ungünstig. Wir wollen daher für das Ozeanflugzeug die Tragfläche selber als Kühlfläche benutzen und annehmen, daß das Dichthalten der Kühlelemente, da sie ja gut zugänglich sind, keine Schwierigkeiten macht.

3. Die Aerodynamik spitzendiger Flügel.

Nach diesem allgemeinen Überblick wollen wir die Luftkräfte untersuchen, die auf einen spitzendigen Tragflügel wirken können. Wir benutzen dazu die Prandtl'sche Tragflügeltheorie. Dem Charakter dieser Näherungstheorie erster Ordnung passen sich Flügelumrisse der Form $t(z) = (1 - z^2)^n$ gut an (s. Abb. 7), die wir daher vorzugsweise untersuchen wollen. Für die Metallkonstruktion des Flügels sind diese gekrümmten Umrisse allerdings nicht geeignet; wir brauchen hierfür abwickelbare Oberflächen und gerade Knickstäbe.

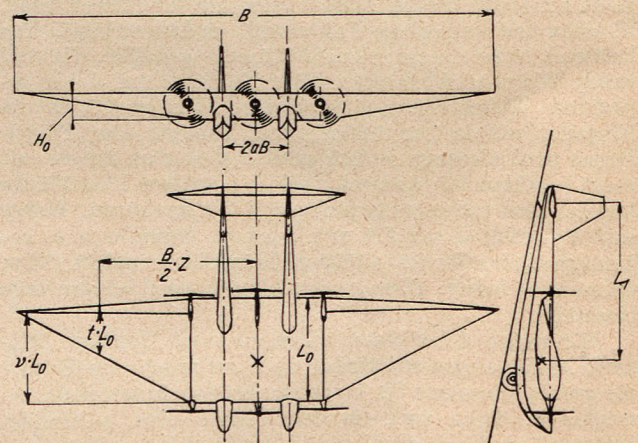


Abb. 1. Bezeichnung der Abmessungen.

Es ist jedoch zu erwarten, daß die Unterschiede im Endergebnis gering sind, wenn wir diese gekrümmten Umrisse (s. Abb. 1 und 7) durch tangierende geradlinige ersetzen

¹⁾ ZFM 1928, S. 92.

- Es bezeichne in diesem und den folgenden Abschnitten
- $\alpha(z)$ Anstellwinkel eines Flügelquerschnittes,
 - α_0 Anstellwinkel in Flügelmitte,
 - $\alpha_w = \alpha(0) - \alpha(1)$ Verwindungswinkel,
 - a m Fahrgestellabstand von Flügelmitte,
 - β Völligkeitsgrad des Flügelprofils,
 - B m Spannweite,
 - c_1 Zirkulationszahl,
 - c_a Auftriebsbeiwert, c_{ae} im Reiseflug,
 - c_{aw} Auftriebsbeiwert bei der Flügeltiefe prop. Zirkulation,
 - c_{aH} höchster Auftriebsbeiwert,
 - c_m', c_m'' Momentenbeiwerte,
 - c_w Widerstandsbeiwert,
 - C_L Leistungsbeiwert,
 - $\Gamma(z)$ m^2/s Zirkulation,
 - $\delta_n = \int_0^1 (1 - z^2)^n dz$ Völligkeitsgrad des Flügelumrisses,
 - 1. $e = 2/c_1 \lambda$, 2. e m Abstand der äußersten Faser,
 - $\varepsilon = c_w/c_a = \Sigma W/G$ Gleitzahl,
 - $f(z)$ Beiwert der Materialquerschnitte,
 - F m^2 Flügelprojektionsfläche,
 - F_H m^2 Flügelprojektionsfläche des Höhenleitwerks,
 - F_{Sl} m^2 Flügelprojektionsfläche des Seitenleitwerks,
 - F_s m^2 Schraubenkreisfläche,
 - $g(z)$ Beiwert der Scherkräfte,
 - G kg Fluggewicht,
 - g m/s^2 Erdbeschleunigung,
 - η Wirkungsgrade,
 - H m Flügeldicke, H_0 in Flügelmitte,
 - H_i m Kabinenhöhe,
 - H/D Schraubensteigung,
 - $\theta = H_0/L_0$ Dickenverhältnis,
 - i_m Trägheitsradius für $B = 2$,
 - K Gütegrad des Flügelumrisses; Ellipse: $K = 1$,
 - L m Flügeltiefe, L_0 in Flügelmitte,
 - L_R m Abstand des Leitwerks vom Schwerpunkt,
 - 1. $\lambda = L_0/B$ Seitenverhältnis, 2. $\lambda = v/u$ Fortschrittsgrad,
 - n, m Exponenten der Umrise und Lastverteilungen,
 - M mkg Moment,
 - m kgs^2/m Masse,
 - μ_R Beiwert der rollenden Reibung,
 - N mkg/s Motorleistung,
 - $p = G/F$ kg/m^2 Flächenbelastung,
 - $q = \rho v^2/2$ Staudruck,
 - ρ kgs^2/m^4 Luftdichte,
 - r_0 Beiwert des Luftreibungswiderstandes,
 - $R = vL/\nu$ Reynolds-Zahl,
 - S kg Schraubenschub,
 - s m Wandstärke,
 - σ_z, σ_y kg/m^2 , at Knick- und Zugspannung,
 - $t(z) = L/B$ Flügeltiefe,
 - t s Zeit,
 - $\tau = F_s/F$ Kreisflächenverhältnis,
 - χ Beiwert des Biegungswiderstandes,
 - $\psi = H_0/H_i$ Beiwert der Begehbarkeit,
 - u m/s Umfangsgeschwindigkeit der Treibschraube,
 - v m/s Fluggeschwindigkeit, v_0 Start- bzw. Landegeschwindigkeit,
 - w m/s Vertikalgeschwindigkeit,
 - ξ Lastvielfaches,
 - z Koordinate in Richtung der Spannweite.

Für einen Tragflügel der Spannweite $B = 2$ erhält man bei gegebener Zirkulationsverteilung $\Gamma(z)$ den Anstellwinkel eines Flügelschnittes aus der Prandtl'schen Integralgleichung¹⁾

$$\alpha(z) = \frac{\Gamma(z)}{2\lambda c_1 v t(z)} + \frac{1}{4\pi v} \int_{-1}^{+1} \frac{d\Gamma}{dz'} \cdot \frac{dz'}{z-z'} \quad (1)$$

Ist der Flügelumriß $t(z)$ und der Anstellwinkel $\alpha(z)$ bekannt, so löst man diese Gleichung nach $\Gamma(z)$ auf, indem man

1) Prandtl, Vier Abhandl. z. Hydromechanik, Göttingen 1927, S. 25.

den Parameter $\cos \Theta = -z$ einführt und für die Zirkulation den Ansatz¹⁾

$$\Gamma(\Theta) = 4 v \alpha_0 \sum_1^{\infty} A_k \sin k \Theta \quad \dots \dots \dots (2)$$

macht. Mit der Abkürzung $\frac{2}{c_1 \lambda} = e$ geht dann Gl. (1) über in

$$\alpha(\Theta) = \alpha_0 \sum_1^{\infty} A_k \sin k \Theta \left(\frac{k}{\sin \Theta} + \frac{e}{t(\Theta)} \right) \dots \dots (3)$$

Die Koeffizienten A_k konvergieren so rasch, daß die Berechnung von 5 Gliedern in allen Fällen genügt. Man setzt dazu in Gl. (3) nacheinander 5 verschiedene Werte von Θ ein²⁾. Zahlentafel 1 enthält die für unverwendene Flügel ($\alpha(\Theta) = \alpha_0 = \text{const.}$) berechneten Werte.

Zahlentafel 1. Zirkulation, Auftriebsänderung und Gütegrad verschiedener Flügelumrisse.

Umriß	$n = 1$: Parabel			$n = 1,5$: Semiparabel		
	2,5	3	4	2,5	3	4
Koeffizienten A_1	,2494	,2172	,1728	,2191	,1908	,1517
der $-A_3$,0283	,0269	,0236	,0509	,0465	,0395
Zirkulation $-A_5$,0053	,0049	,0041	,0077	,0064	,0046
	$-A_7$,0011	,0010	,0009	,0013	,0010
	$-A_9$,0001	,0001	,0001	,0002	,0001
$c_1 \frac{d\alpha}{dc_a}$,6808	,6513	,6141	,6845	,6552	,6180
$c_1 \frac{d\alpha_1}{dc_a}$ für $c_{aw}=0$,2511	,2873	,3340	,2176	,2564	,3076
$c_{aw}=c_a$,2215	,2634	,3175	,1712	,2185	,2810
Gütegrad für						
$c_{aw} = 0$	1,042	1,049	1,059	1,168	1,184	1,208
$c_{aw} = c_a$	1,125	1,125	1,125	1,333	1,333	1,333
$c_{aw} = 2 c_a$	1,252	1,237	1,216	1,570	1,542	1,501
$c_{aw} = 3 c_a$	1,433	1,385	1,333	1,878	1,810	1,710
Zu Gl. (8) \sum_3^{∞}	,0217	,0191	,0159	,0306	,0273	,0222

Hieraus können wir leicht eine Lösung für den verwendeten Flügel ableiten, wenn wir die Verwindung so wählen, daß bei einem bestimmten Anstellwinkel die Zirkulation proportional der Flügeltiefe ist. Dieser Anstellwinkel sei in Flügelmitte

$$\alpha_0' = C \alpha_w (b + e),$$

während allgemein

$$\alpha(\Theta) = \alpha_0 - \alpha_w h(\Theta) \dots \dots \dots (4)$$

zu setzen ist, worin $h\left(\frac{\pi}{2}\right) = 0, h(0) = 1$ sei. Für die oben genannten Umrise ist die Flügeltiefe

$$t(\Theta) = \sin^2 n \Theta = \sum_1^{\infty} P_k \sin k \Theta.$$

Wir erhalten nach Einsetzen von Gl. (4) in Gl. (3) für die Umrise $n = 0,5, 1, 1,5, b = 1, 4/\pi, 3/2$. $h(\Theta)$ ist aus Gl. (1) und (4) bestimmbar. Für beliebige Anstellwinkel sind die Koeffizienten der Zirkulation des verwendeten Flügels

$$\begin{aligned} A_{kw} &= A_k - \frac{\alpha_w}{\alpha_0} C \cdot P_k \\ &= A_k - \frac{c_{aw}}{c_a} \cdot A_1 \frac{P_k}{P_1} \end{aligned}$$

1) H. Glauert, Aerofoil and Airscrew Theory 1926, Kap. XI.

2) $\Theta = 30^\circ, 513/7^\circ, 65^\circ, 771/7^\circ, 90^\circ$.

A_k sind die Koeffizienten des unverwundenen Flügels. Folgende Zahlentafel enthält die Quotienten $P_k : P_1$.

k	3	5	7	9
$n = 1$	-,2000	-,0286	-,0095	-,0043
$n = 1,5$	-,3333	0	0	0

Auftrieb.

Der erzeugte Auftrieb des Flügels ist einerseits

$$A = 2 \rho v^2 \lambda \delta_n c_a,$$

andererseits

$$A = \rho v \int_{-1}^{+1} \Gamma(z) dz = 2 \pi \rho v^2 a_0 A_1,$$

woraus durch Vergleich der Auftriebsbeiwert und seine Ableitung folgt

$$c_a = \frac{\pi}{\lambda \delta_n} \cdot a_0 A_1; \quad \frac{d a_0}{d c_a} = \frac{\lambda \delta_n}{\pi A_1} \dots (5)$$

Die Auftriebsänderung ist von der Verwindung unabhängig.

Für die elliptische Tragfläche ist

$$A_1 = \frac{1}{1+e}; \quad c_1 \frac{d a}{d c_a} = \frac{e+1}{2e}; \quad c_1 \frac{d a_1}{d c_a} = \frac{e-1}{2e}.$$

Die Zirkulationszahl ist bei symmetrischen Profilen von der Dicke $\theta = 0,16 \div 0,26$ im Mittel $c_1 = 2,88$. Gewölbte dicke Profile haben $c_1 = 2,5 \div 2,7$.

Abwind.

Beim Schwanzleitwerk wird der wirksame Anstellwinkel der Leitwerkfläche durch den Abwind des Tragflügels vermindert. Für einen Aufpunkt in Richtung der Flugzeugachse im Abstand l vom Tragflügel ist die Geschwindigkeit des Abwindes nach der Prandtl'schen Theorie

$$w = \int_{-1}^{+1} \frac{d \Gamma}{d z} \cdot \frac{d z}{4 \pi z} \left(1 + \sqrt{1 + \frac{z^2}{l^2}} \right).$$

Für große Leitwerksabstände ist die Änderung des Abwindwinkels¹⁾

$$\frac{d a_1}{d a} \sim 1 - \frac{2 w_\infty}{v a_0} = 1 - 2 \sum_1^\infty k A_k (-1)^{\frac{k+3}{2}} \dots (6)$$

Der Abwind wird von der Verwindung der Flügelschnitte beeinflusst; für $c_a = c_{aw}$ ist

$$\frac{d a_1}{d a} = \frac{e-b}{e+b} \dots (6a)$$

Da die Konstante b mit dem Exponenten n wächst, erkennt man hieraus, daß bei spitzendigen Flügeln der Abwind von großem Einfluß auf die Stabilität und den gesamten Aufbau ist, sofern ein Schwanzleitwert verwendet wird.

Bei einer vornliegenden Leitfläche, also einem Entenleitwerk, wird der ungünstige Einfluß des Abwindes zwar ausgeschaltet; diese Bauart ist aber noch zu wenig erprobt, als daß ihre Anwendung im Großen ratsam erscheint²⁾.

Momente.

Das Moment eines Rechteckflügels, auf die Profilvorderkante bezogen, ist

$$M = q F L_0 (c_m' c_a + c_m'').$$

Darin ist die Momentzahl $c_m' \sim 0,25$, während die Momentzahl c_m'' annähernd der Profilwölbung proportional ist. Sie gibt die für die Stabilität wichtige Druckpunktwanderung an.

1) Nach H. Glauert, S. 166, ist bei elliptischer Tragfläche der Abwind für $l = \frac{B}{2}$ nur um 10% größer als für $l = \infty$.

2) Vgl. ZFM 1928, S. 274.

Bezeichnet c_{ae} die mittlere Auftriebszahl im Reisefluge, so soll — ein Schwanzleitwerk vorausgesetzt — bei richtiger Schwerpunktlage das Flügelmoment für $c_a = c_{ae}$ verschwinden; dieses ist daher allgemein im Bereich kleiner Anstellwinkel

$$M = q L_0 F \left(1 - \frac{c_a}{c_{ae}} \right) \cdot \Delta''; \dots (7)$$

für einen Flügel mit dem Umriß $t(\Theta) = \sin^{2n} \Theta$, der Verwindung c_{aw} und der Schränkung ν^1 ist die Konstante²⁾

$$\Delta'' = c_{aw} (c_m' + \varphi \varepsilon - \nu) \sum_3^\infty P_k (2n+1) \left[\frac{P_k (2n)}{P_1 (2n)} - \frac{A_k}{A_1} \right] + c_m'' \frac{\delta_{2n}}{\delta_n} \dots (8)$$

Wird Δ'' durch Verkleinerung der Profilwölbung und durch entsprechende Wahl von c_{aw} und ν negativ, so ist der Flügel eigenstabil und könnte eine Leitfläche ganz entbehren.

Die Summe aus Flügelmoment und Leitwerkmoment gibt im geraden Fluge das resultierende Moment

$$M_R = q L_0 F \left(1 - \frac{c_a}{c_{ae}} \right) \Delta'' + q L_R F_1 c_{a1} \dots (9)$$

Damit im Fluge stabiles Gleichgewicht vorhanden ist, muß $\frac{\partial}{\partial a} \left(\frac{M_R}{q} \right) > 0$ sein.

Beim Gleitflug mit der Höchstauftriebszahl c_{ah} soll das Flugzeug noch genügend rasch steuerbar bleiben. Wir wollen bei der Vergrößerung eines Flugzeuges die Schwingungsdauer um die Gleichgewichtslage mit der 4. Wurzel des Trägheitsmomentes wachsen lassen; dann gilt der Ansatz

$$\frac{\partial}{\partial a} \frac{M_R}{q} = -L_0 F \frac{d c_a}{d a} \cdot \frac{\Delta''}{c_{ae}} + L_R F_H \frac{d c_{a1}}{d a} = k' c_{ah} i_x L_0 F \frac{d c_a}{d a},$$

worin $i_x L_0$ der Trägheitsradius und k' eine dimensionslose Zahl ist, die bei großen Verkehrsflugzeugen $k' \sim 0,07 \div 0,10$ ist. Daraus ergibt sich die Größe der Höhenleitfläche

$$F_H = \frac{F L_0}{L_R} \left[k' c_H i_x + \frac{\Delta''}{c_{ae}} \right] \frac{d c_a}{d c_{a1}} \dots (10)$$

Analog wird die Seitenleitfläche (Dämpfungsfläche)

$$F_S = \frac{F B}{L_R} k'' c_H i_y, \dots (11)$$

worin $k'' \sim 0,06 \div 0,09$ ist.

Es ist jedoch zu prüfen, ob der exzentrische Schraubenschub nach Ausfall eines Seitenmotors keine größere Leitfläche erforderlich macht.

Induzierter Widerstand.

Der durch den Auftrieb induzierte Widerstand ist³⁾ für einen Flügel mit der Spannweite 2

$$W_i = \rho \int_0^\pi \Gamma(\Theta) \cdot \omega(\Theta) \cdot \sin \Theta d \Theta \dots (12)$$

$$= 4 \pi q a_0^2 \sum_1^\infty k A_k^2.$$

Den kleinsten Widerstand ergibt die elliptische Zirkulationsverteilung. Es sei hierfür der Gütegrad $K = 1$. Dann ist für beliebige Flügel der induzierte Widerstand

$$W_i = q \frac{F^2}{\pi B^2} c_a^2 K, \dots (13)$$

woraus nach Gl. (5) und (12) der Gütegrad

$$K = \frac{\sum_1^\infty k \left(\frac{A_k}{A_1} \right)^2}{1} \dots (14)$$

folgt.

1) Siehe Abb. 1.

2) Zahlenwerte s. Zahlentafel 1; φ : Hochlage der Flügelspitzen; Abb. 1: $\varphi = 1$.

3) Nach H. Glauert.

Für verwundene Tragflächen erhält man allgemein den Gütegrad

$$K = \sum_1^{\infty} k \left[\frac{A_k}{A_1} + \frac{c_{aw}}{c_a} \left(\frac{P_k}{P_1} - \frac{A_k}{A_1} \right) \right]^2 \dots (14a)$$

Darin sind A_k die Koeffizienten für unverwundene Flügel. Zahlenwerte von K sind in Zahlentafel 1 enthalten.

Reibungswiderstand.

Der Reibungswiderstand des Flügels sei $W_R = r_0 q F$.

Der Reibungsbeiwert r_0 ist allgemein als Funktion der Reynolds-Zahl $R = v L / \nu$ darstellbar.

Für ebene Platten haben Blasius, Prandtl und v. Karman diese Abhängigkeit theoretisch untersucht¹⁾; es zeigte sich, daß bei großen R -Zahlen $> 5 \cdot 10^6$ der Reibungsbeiwert $r_0 \sim 0,15 R^{-0,2}$ ist. Dieses Ergebnis ist auch annähernd auf dünne symmetrische Profile übertragbar. Von großem Einfluß auf die Reibungszahl ist jedoch die Oberflächenbeschaffenheit des Modells²⁾.

Die Übertragung der Windkanalmessungen, die meist bei $R \leq 5 \cdot 10^5$ stattfinden, auf die fliegenden Flugzeuge mit $R \sim 10^7$ ist daher unsicher.

Das amerikanische National Advisory Committee for Aeronautics verfügt über einen Druckwindkanal, der Reynoldszahlen bis $R = 4 \cdot 10^6$ erreichen läßt.

Die dort ausgeführten Profilmessungen³⁾ zeigen, daß bei den im Fluge vorkommenden Auftriebszahlen der Widerstand mit der Reynoldszahl abnimmt. Für den Kleinstwert des Reibungsbeiwertes machen wir den Ansatz

$$r_{0m} = C \cdot R^{-0,1}$$

Der Exponent 0,1 ist auf Grund der bisherigen Meßergebnisse gewählt⁴⁾.

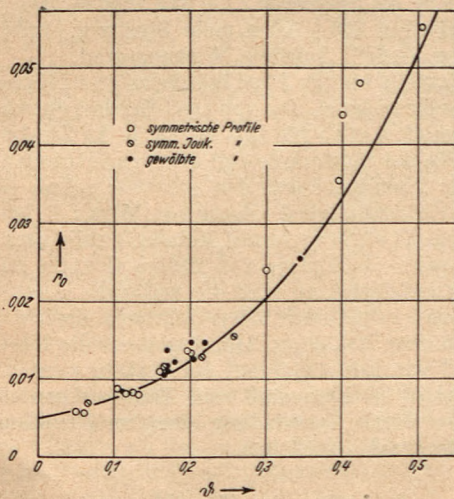


Abb. 2. Reibungsbeiwerte verschieden dicker Profile.

Im erwähnten Druckwindkanal sind bisher nur wenige dicke Profile, wie sie für den Nurflügel verwendet werden müßten, untersucht worden. Um die Frage zu klären, in welcher Weise der Reibungswiderstand von der Profildicke abhängt, was für die Wahl der Abmessungen von Bedeutung ist, mußte daher auf die Göttinger Profilmessungen⁵⁾ zurückgegriffen werden. Man erhält daraus wenigstens ein ungefähres Bild von der Zunahme der Reibungszahl r_0 mit der Profildicke θ (s. Abb. 2).

1) Ergebnisse der Aerodyn. Versuchsanstalt Göttingen, III. Lief., S. 4.
 2) Lufo-Heft 4, 1928.
 3) N.A.C.A. Reports 217, 233.
 4) NACA, Reports 215, 217, 225, Jahrbuch der WGL 1926, S. 125.
 5) Ergebnisse der A.V.A., Göttingen, Lief. I, III. $R_0 \sim 4,2 \cdot 10^5$.

Die Reibungszahl des mit der Reynoldszahl $R \sim 10^7$ fliegenden Tragflügels ist somit

$$r_0 \sim r_{0m} \left(\frac{R_0}{R} \right)^{0,1} \frac{\delta_{0,9n}}{\delta_n} \dots (15)$$

Der letzte Faktor berücksichtigt die Umrißform¹⁾. Zahlentafel 2 enthält die aus Abb. 2 entnommenen Mittelwerte von r_{0m} und deren Ableitungen.

Zahlentafel 2. Reibungsbeiwert.

θ	00	,05	,10	,15	,20	,25	,30	,35
r_{0m}	,005	,006	,007	,010	,013	,016	,021	,026
$d r_{0m} / d \theta$,019	,026	,036	,048	,063	,081	,102	,126

Höchstauftrieb.

Der Beiwert des Höchstauftriebes c_{aH} , der für die Landeschwindigkeit maßgebend ist, hängt ab von der Profildicke und der Profilwölbung (Parameter c_m''). Während der Einfluß der Dicke gering ist, beobachtet man bei Modellmessungen ein starkes Anwachsen von c_{aH} mit der Wölbung. Für Joukowski-Profil mit $\theta = 0,2$ Dicke ist $c_{aH} \sim 1,1 + 2,5 c_m''$. Bei kleiner Wölbung ergaben die Joukowski-Profil stets größeres c_{aH} wie andere Profile. Der Vorgang des Abreißen der Grenzschicht wird schon durch kleine Änderungen der Profilform stark beeinflusst. Zwei amerikanische Profile, von denen eins symmetrisch ist, das andere einen geringen S-Schlag ohne Druckpunktwanderung hat, ergaben bei $R \sim 3,7 \cdot 10^6$ $c_{aH} = 1,05$ bzw. $1,20$ ²⁾. Die Reibungszahl ist beide Male die gleiche. Der S-Schlag der Profil-Mittellinie erweist sich also als geeignetes Mittel, den Höchstauftrieb ohne nachteilige Druckpunktwanderung zu steigern. Hiernach können wir erwarten, daß auch mit dicken Profilen ($\theta > 0,2$) dieser Art bei $R \sim 3 \cdot 10^6$ der Beiwert des Höchstauftriebes $c_{aH} = 1,1$ erreicht wird.

4. Auswahl der Treibschrauben.

Die Charakteristik von Treibschrauben bestimmt man durch Modellversuche im Windkanal. Abb. 3 enthält einige derartige Meßergebnisse³⁾. Der Wirkungsgrad ist abhängig von dem Parameter $v \cdot C_L$ aufgetragen, worin $C_L = \left(\frac{\rho F_s}{2 N} \right)^{1/2}$

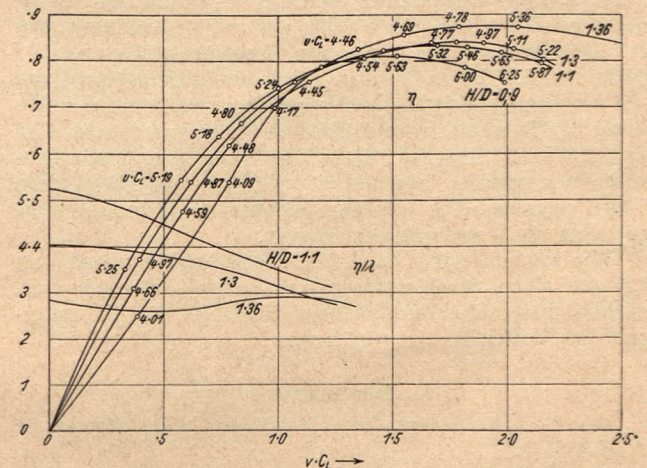


Abb. 3. Treibschrauben-Charakteristik, Steigung $H/D = 0,9 \div 1,3$: Durand-Modellschrauben aus Holz, NACA Rep.Nr.186; Steigung $H/D = 1,36$: Reed-Metalschraube ZFM 1927, 331.

1) Für $n = 0,5; 1; 1,5$ ist $\frac{\delta_{0,9n}}{\delta_n} = 1,021; 1,028; 1,033$.
 2) NACA, 221. Report, Profil M 3 und M 6.
 3) NACA, Report Nr. 186, ZFM 1927, S. 331.

einen Leistungsbeiwert zwischen 0,02 und 0,03 bedeutet¹⁾. Die dabei von der Schraube erreichte Umfangsgeschwindigkeit ist durch den Parameter $u C_L$ angegeben.

Für die Auswahl einer Schraube ist oft die Rücksicht auf den Start maßgebend. Schrauben großer Steigung haben bei hoher Geschwindigkeit einen guten Wirkungsgrad, ergeben dagegen bei geringer Geschwindigkeit schlechte Wirkungsgrade und kleinere Schraubenschübe, also längere Startwege. Wir nehmen an, daß beim Start die Motoren ein 25% höheres Drehmoment erzeugen können als im normalen Flug. Da im Horizontalflug der Schub gleich dem Widerstand sein muß, ist folglich beim Starten der Schub

$$S = 1,25 \varepsilon G \cdot \frac{\eta}{\lambda} \cdot \left(\frac{\lambda}{\eta}\right)_{\text{hor.}} \dots \dots \dots (16)$$

Der Faktor $\frac{\eta}{\lambda}$ ist in Abb. 3 in Abhängigkeit vom Parameter $v C_{0L}$ aufgetragen. Da die Leistungsaufnahme der Schraube beim Start veränderlich ist, ist folglich

$$C_{0L} = C_L \left[\frac{(u C_L)_{\text{hor.}}}{1,25 u C_L} \right]^{1/2}$$

Vergleichen wir die Holzschraube mit der Steigung $H/D = 1,3$ und die Reed-Metallschraube mit der Steigung 1,36, so erweist sich die Metallschraube bei hoher Geschwindigkeit der Holzschraube an Wirkungsgrad überlegen, ergibt jedoch beim Start infolge ihres dünnen Profils kleineren Schub.

Bei gegebenem Parameter $v \cdot C_L$, beim Nurflügel z. B. 2,0, wird der günstigste Schraubenentwurf dann erzielt, wenn der Parameter $u C_L \sim 5 \div 6$ ist.²⁾ Um den Gesamtwirkungsgrad des Vortriebes zu erhalten, müssen wir noch den Reibungsverlust der vom Schraubenstrahl angeblasenen Flächen berücksichtigen. Deren Widerstand ist beim Nurflügel im Horizontalflug etwa $0,01 qF$. Wir wollen für die Widerstandsvermehrung ungünstigsten Falles den doppelten Beiwert annehmen.

Dann wird der Strahlwirkungsgrad

$$\eta_{st} \sim 1 - \frac{0,02}{\tau}$$

Das Kreisflächenverhältnis, beträgt beim Nurflügel $\tau \sim 0,30$; infolge seines geringen Widerstandes und guten Kreisflächenverhältnisses hat er nur geringe Strahlverluste. Auch die Anordnung zweier Schrauben hintereinander verschlechtert daher den Wirkungsgrad nicht merklich; denn dabei wird noch der durch Reibungsverluste des Flügels erzeugte Vorstrom ausgenutzt.

In Amerika ist der Wirkungsgrad einer vor einem dicken Flugzeugflügel arbeitenden Schraube experimentell untersucht worden³⁾. Bei einer Schraube von 0,9 Steigung und 24" Durchmesser, die vor einem Tragflügelstück von 10" Dicke und 57" Tiefe arbeitete, wurde der Wirkungsgrad von 0,80 (allein fahrend) auf 0,69 verschlechtert, wenn der Abstand der Schraube vom Flügel 0,4" betrug, und von 0,80 auf 0,74 bei 2" Abstand. Es ist also nötig, dem Schraubenkopf einen gewissen Abstand, etwa $\frac{1}{5}$ der Flügeldicke, vom Flügel zu geben. Der erhaltene Strahlwirkungsgrad stimmt mit dem oben angegebenen überein.

Wir können daher einen Schraubenwirkungsgrad von 0,8 und einen Strahlwirkungsgrad von 0,9 als sicher erreichbar betrachten, so daß beim Nurflügel der Wirkungsgrad des Vortriebes $\eta_v = 0,72$ wäre.

5. Der Startweg.

Die Beschleunigung des Flugzeuges beim Starten in Windstille ist

$$\frac{dv}{dt} = \frac{g}{G} \left[S - \mu_R G - \frac{q v^2}{2} E (c_w - \mu_R c_a) \right] \dots \dots (17)$$

¹⁾ Bei den amerikanischen Messungen wird die Konstante $C_2 = \frac{N}{q v^3 D^2}$ verwendet; es ist daher $C_L = \frac{1}{2v} \left(\frac{\pi}{C_2}\right)^{1/2}$.

²⁾ Madelung, Jahrbuch der DVL 1926, S. 36 bis 51.

³⁾ NACA, Report 235.

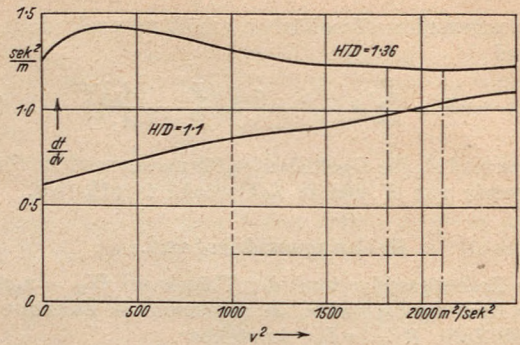


Abb. 4. Kurven zur Ermittlung des Startweges.

worin die Zahl der rollenden Reibung auf fester Bahn $\mu_R \sim 0,02$ ist. Der Ausdruck mit dem Faktor v^2 ist klein gegen die anderen und kann vernachlässigt werden.

Führt man hierin Gl. (16) ein und setzt $\frac{dv}{dt} = \frac{d}{ds} \left(\frac{v^2}{2}\right)$, so wird

$$ds = \left[\frac{\eta}{\lambda} \cdot \left(\frac{\lambda}{\eta}\right)_{\text{hor.}} \cdot 1,25 \varepsilon - \mu_R \right]^{-1} \cdot \frac{d(v^2)}{2g} \dots (18)$$

Den Startweg bis zum Erreichen der verlangten Startgeschwindigkeit v_0 erhalten wir daraus am einfachsten in der Weise, daß wir den Klammerausdruck, der aus Abb. 3 und der Gleitzahl ε des Flugzeuges leicht berechenbar ist, als Funktion von v^2 auftragen und von $0 \div v_0^2$ integrieren (s. Abb. 4).

Für den Nurflügel bei voller Belastung ist $v_0 = 46$ m/s in den Ausgangsorten nur 42,7 m/s.

Das im 14. Abschnitt berechnete Beispiel Nr. 2 ergibt bei Verwendung der Holzschrauben mit $H/D = 1,1$ Steigung die Startwege 880 und 740 m, dagegen mit Metallschraube $H/D = 1,36$ m, die Startwege 1370 und 1200 m. Die Metallschraube erfordert 400 \div 500 m mehr Startweg, ergibt dafür im Reiseflug 5 \div 10% besseren Wirkungsgrad.

Als Hilfsmittel für den Start hochbelasteter Flugzeuge ist die Rakete sehr geeignet. Die von Opel-Sanders entwickelten Raketen erreichen etwa 200 kg Schub je kg Zündmasse¹⁾. Es ist günstig, die Startrakete erst dann zu entzünden, wenn das rollende Flugzeug durch den Schraubenschub eine beträchtliche Geschwindigkeit erlangt hat. Wird z. B. bei einem Flugzeug von 43,5 t Gewicht mit Metallschraube nach 690 m Anlauf (32 m/s) eine Rakete von 250 kg Gewicht mit 3,5 s Brenndauer entzündet, so wird die verlangte Geschwindigkeit von 46 m/s schon nach 820 m Startweg erreicht gegenüber 1370 m ohne Rakete (s. Abb. 4, gestrichelte Linie). Die Kosten und das Einbaugewicht der Rakete werden durch die Ersparnisse an Brennstoff und Triebwerkgewicht aufgewogen, die durch Verwendung einer im Reiseflug »besseren« Luftschaube entstehen.

6. Aufbau des Flügelkörpers.

Beim Aufbau des Nurflügels sind folgende konstruktiven Forderungen zu erfüllen:

1. Große freie Räume im Innern,
2. örtliche Festigkeit der Wände,
3. Sicherheit gegen gefährliche Schwingungen,
4. wasserdichte Unterteilung des Innern,
5. Schutz gegen Kälte und Schraubengeräusch.

Der Flügelkörper wird von zwei festen Längswänden (in Richtung der Spannweite) und mehreren Querwänden (in Flugrichtung), welche als Blechwandträger auszubilden sind, in wasserdichte Abteilungen unterteilt. Diese Wände nehmen die Scherkräfte auf und unterteilen das Innere des Flügels in bewohnbare Abteilungen.

Die Festigkeit gegen Biegung erhält der Flügelkörper durch ein Flechtwerk von Gurtungsstäben (in Richtung der Spannweite) und Querspanten (Rippen).

¹⁾ ZFM 1928, S. 270.

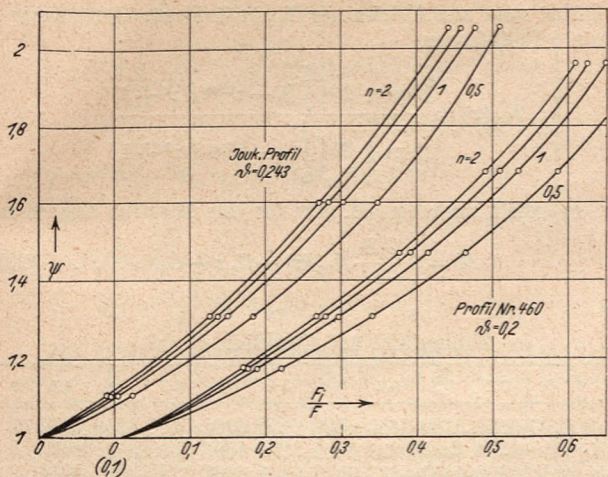


Abb. 5. Begehbarkeit des Flügelinnern.



Abb. 6. Joukowski-Profil und Profil Göttingen Nr. 460.

Die Biegezahl χ ist daraus graphisch oder durch Berechnung bestimmbar. Denkt man sich den nicht begehbaren hinteren Teil des Profils, für den ganz leichte Bauteile genügen, weggeschnitten, so bleibt zur Erzielung der Festigkeit ein ovaler Hohlkörper. Für die Profile der Abb. 6 hat dieser Hohlkörper die Biegezahlen

$$\text{Joukowski: } \chi = 0,296 \frac{H_0 - s}{H_0}$$

$$\text{Nr. 460: } \chi = 0,316 \frac{H_0 - s}{H_0}$$

Für 12 gewölbte Profile mit $\theta = 0,164 \div 0,245$ und $\frac{H_0 - s}{H_0} = 0,964$ wurde im Mittel $\chi = 0,286 - 0,4 c_m''$ erhalten.

Zwischen Stahl und Leichtmetall als Baustoff müssen wir nach folgenden Gesichtspunkten entscheiden:

Erfahrungsgemäß erreicht man bei Leichtmetall-Knickstäben geeigneter Konstruktion $\frac{2}{3}$ der Streckgrenze als Druckfestigkeit, bei Stahl noch etwas mehr. Bei gewöhnlichem Stahl liegt die Streckgrenze jedoch relativ zu niedrig, um Knickstäbe gleichen Gewichtes wie bei veredeltem Aluminium zu erhalten. Hochwertiger legierter Stahl mit entsprechender hoher Streckgrenze ist teuer und schwer zu verarbeiten.

Bei allen Zugorganen, Blechwandträgern, der Außenwand und allen Teilen, bei denen es auf örtliche Festigkeit ankommt, — und diese sind im Flugzeug sehr zahlreich —, ist Leichtmetall als Baustoff stets überlegen. Seine Korrosionsbeständigkeit ist gut, solange kein Angriff von Seewasser in Frage kommt.

Daher wird im Einklang mit den bisherigen Erfahrungen im Metallflugzeugbau veredeltes Aluminium als Baustoff gewählt.

7. Beanspruchungen des Flugzeuges.

Das Ozeanflugzeug soll Abmessungen erhalten, die sich innerhalb der praktisch erprobten Grenzen bewegen. Wir können daher für alle Belastungsfälle die für deutsche Verkehrsflugzeuge geltenden Bauvorschriften¹⁾ innehalten.

Unter dem sicheren Lastvielfachen ξ wird im folgenden die Hälfte der Belastung verstanden, bei der der Bruch erfolgt. Für das Abfangen aus dem Gleitflug nehmen wir beim Nurflügel $\xi_1 = 3$ an. Ausgeführte Großflugzeuge haben $\xi_1 = 2 \div 2,5$.

Der normale Staudruck ist $q = 400 \text{ kg/m}^2$; der sichere Staudruck sei beim steilen Gleitflug $q_B \sim 3 q = 1200 \text{ kg/m}^2$.

Das Höhenleitwerk soll das negative Flügelmoment im Sturzflug, das im besonderen Falle auch gleich 0 sein kann, aufnehmen, ferner, in Anlehnung an die Bauvorschriften, die sichere Zusatzbelastung.

$$p_H \sim \frac{q_B}{6} \left(\frac{\delta_n}{\lambda} \right)^{0,5} \sim 350 \text{ kg/m}^2 \dots \dots (20)$$

Die sichere Belastung der Seitenleitfläche sei entsprechend

$$p_S \sim 0,6 q_B (\delta_n \lambda)^{0,5} \sim 300 \text{ kg/m}^2 \dots \dots (21)$$

Die größte Beanspruchung, die dazu noch stoßweise wirkt, erfährt das Flugzeug beim Landen.

Der entstehende Stoß wird durch Federung aufgenommen. Die Stoßzahl, d. h. das Lastvielfache beim Stoß ist

$$\xi_2 = \frac{w^2}{g \Delta l}$$

Für das Junkers-Flugzeug G 31 mit $\Delta l = 0,48 \text{ m}$ gesamtem Federweg und der Stoßzahl $\xi_2 \sim 4$ wird die Sink-

¹⁾ Belastungsannahmen der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt 1927.

Die Gurtungsstäbe sind über dem Flügelumfang zu verteilen, um der Flügeloberfläche überall genügende örtliche Festigkeit zu verleihen. Der Boden des Mittelstückes, der am meisten durch Seegang gefährdet ist, könnte durch dichtere Verteilung besonders verstärkt werden.

Die Zahl der Gurtungsstäbe wollen wir in Anbetracht der Größe des Flügelkörpers zu etwa 15 annehmen. Die Stabquerschnitte sind dabei noch so groß im Verhältnis zur Knicklänge, daß eine ausreichende Knickfestigkeit erzielt werden kann.

Der Abstand der Rippen ist kleiner zu wählen, etwa 0,3 m, um die 1 mm starke Flügelhaut soweit zu versteifen, daß sie Schubspannungen aufnehmen kann.

Um die untersuchten Flügelformen hinsichtlich ihres Baugewichtes und Widerstandes vergleichen zu können, müssen sie bei gleicher Tragfähigkeit auch gleich große begehbare Flächen haben, damit Fahrgäste und Einrichtungen gleich gut untergebracht werden können. Die größte Flügelstärke H_0 müssen wir daher so wählen, daß ein bestimmter Flächenanteil die Kabinenhöhe $H_i = 1,9 \text{ m}$ aufweist. Dieser Flächenanteil wurde als Funktion der Flügelstärke für 8 Flügel mit den Umrissen $n = 0,5; 1; 1,5; 2$ und den überall ähnlichen symmetrischen Profilen Joukowski $\theta = 0,243$, und Profil Nr. 460 ermittelt. Die Wandstärke s des Flügelhohlkörpers wurde zunächst vernachlässigt.

Die größte Flügelstärke ist schließlich

$$H_0 \sim 3s + \psi H_i$$

Wie man aus Abb. 5 erkennt, hat das Joukowski-Profil infolge seiner geringeren Völligkeit $\beta = 0,596$ kleinere begehbare Flächen als das andere Profil mit $\beta = 0,690$.

Für die Festigkeitsberechnung betrachten wir den Flügelkörper als geraden Balken.

Dieses Verfahren ist das bisher im Flugzeugbau übliche und ausreichende. Es ist nur darauf zu achten, daß das Einbeulen der Blechhäute und Knickstäbe an den Stellen hoher Spannung durch besondere Maßnahmen verhütet wird. Die zusätzlichen Spannungen des Flügelbodens als belastete Platte können dadurch auf ein geringes Maß vermindert werden, daß große Einzellasten direkt an den Querwänden angreifen. Die zusätzlichen Spannungen durch Verdrehung des ganzen Flügelhohlkörpers sind infolge seines großen Querschnittes gering. Als größte und für Vergleichszwecke wichtigste Spannung bleibt somit die Biegespannung des geraden Balkens.

Da beim Leichtbau zuerst nach dem Gewicht eines Bauteiles gefragt wird, wollen wir die Gleichungen der Festigkeitslehre so umformen, daß der Materialquerschnitt als Parameter erscheint. Für das Biegemoment können wir dann den Ansatz machen

$$M_b = \frac{\sigma \Theta}{e} = \sigma f H \cdot \chi \dots \dots (19)$$

geschwindigkeit $w = 4,3 \text{ m/s}$ und der größte Landewinkel bei 32 m/s Landegeschwindigkeit $\varepsilon \sim 0,135$.

Beim Nurfügel rechnen wir, obwohl er aerodynamisch besser ist, mit demselben Landewinkel. Die sichere Stoßzahl sei $\xi_2 = 4$, auf das vollbeladene Flugzeug bezogen. Bei 38 m/s Landegeschwindigkeit ist der erforderliche Federweg $\Delta l = 0,67 \text{ m}$.

Bei einseitiger Radlandung ist das äußere Rad nach den Bauvorschriften für die Stoßzahl $\xi_2/3 \geq 1$ zu berechnen. Die beim Stoß auf das äußere Rad wirkende Masse ist

$$m' = \frac{m}{1 + \left(\frac{a}{i_m}\right)^2}$$

Nimmt man als Radspurweite $a = 0,6 \div 1,0 i$ an, so wird $m' = 0,5 \div 0,735 m$. Soll der Raddruck nicht größer als bei der Dreipunktlandung werden, so darf die Stoßzahl, wenn man 3 Fahrgestelle verwendet, $1,8 \div 2,7$, bei 2 Fahrgestellen $2,7 \div 4$ betragen. In dieser Hinsicht ist also die Anordnung mit 2 Fahrgestellen überlegen. Die Größe der aufzunehmenden Kräfte spricht aber wieder für die Unterteilung in 3 Fahrgestelle.

Die Sporne tragen etwa $1/16$ des Flugzeuggewichtes und werden ebenfalls mit der Stoßzahl 4 berechnet. Als Spornfederweg genügen $0,3 \text{ m}$.

Beim Anwassern in See hat der Nurfügel nach Abwerfen allen Brennstoffes die Flächenbelastung $p = 105 \text{ kg/m}^2$ und die Landegeschwindigkeit $v_0 = 38 \text{ m/s}$. Auf jedes der Boote entfallen $10,5$ bzw. $15,8 \text{ t}$. Für Seegang > 3 verlangen die Bauvorschriften hierfür die sichere Stoßzahl 8 oder, auf das Abfluggewicht bezogen, $5,7$. Diese Zahl ist jedoch in Anbetracht der scharfen Kielung der Boote von 90° , die durch Verzicht auf Startfähigkeit möglich wird, wohl zu ungünstig, so daß die beim Landestoß oben geforderte 8fache Bruchlast auch hierfür genügen wird.

Für die Stoßzahl beim alleinigen Aufsetzen des mittleren Bootes wird die Hälfte hiervon eingesetzt, $\xi_3 = 2$.

8. Die günstigste Lastenverteilung im Flügel.

Im 3. Abschnitt wurden Flügel mit der Umrißfunktion $t(z) = (1 - z^2)^n$ untersucht, s. Abb. 7. Es liegt daher nahe, die Lasten nach einer ähnlichen Funktion $(1 - z^2)^m$ über die Spannweite zu verteilen; auch bei Einzellasten, also Abweichungen von der regelmäßigen Verteilung, entstehen nur geringe Änderungen am Biegemoment.

Die Flügeldicke müßte schließlich mit der Funktion $(1 - z^2)^p$ veränderlich angesetzt werden und die Exponenten p, m, n so variiert werden, bis der in 1. Näherung günstigste Flügelkörper erhalten wird. Die Durchführung der Variationsrechnung würde jedoch eine genauere Kenntnis des Reibungswiderstandes voraussetzen, die noch nicht vorliegt. Es wird daher nur m und n variiert und ein überall ähnliches Flügelprofil vorausgesetzt; die darüber hinaus erzielbaren Verbesserungen dürften nur gering sein.

Die Auftriebskräfte wollen wir der Flügeltiefe proportional annehmen; sie weichen auch beim unverwundenen Flügel nicht erheblich davon ab. Zur Vereinfachung der Rechnung wird diese Annahme auch für das Abfangen und Landen beibehalten.

Für das Biegemoment gilt die Differential-Gleichung

$$\frac{d^2 M}{dz^2} = \xi \frac{b}{2 \delta_m} (1 - z^2)^m \dots \dots \dots (22)$$

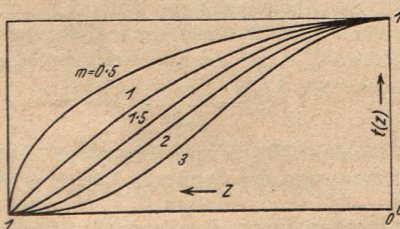


Abb. 7. Kurven der Flügelumrisse bzw. Lastverteilungen.

Führt man zur Abkürzung die in Zahlentafel 3 angegebenen b -Funktionen

$$b_m(z) = \frac{(2m+2) \int_0^z (1-z^2)^m dz + 1}{(2m+2) \int_0^1 (1-z^2)^m dz + 1}$$

ein, so erhält man aus Gl. (22) für das Moment allgemein

$$M = \xi \frac{GB}{4} [b_m(z) - C_1 z + C_2] \dots \dots (23)$$

Zahlentafel 3. Funktion $b_m(z)$.

z	0	0,1	0,2	0,3	0,4	0,5	0,6	0,7	0,8	0,9	1
m=0	5000	5050	5200	5450	5800	6250	6800	7450	8200	9050	1
0,25	4517	4634	4805	5090	5486	5991	6603	7318	8128	9027	1
0,5	4244	4308	4498	4813	5249	5802	6465	7229	8084	9015	1
0,75	3874	4044	4251	4593	5065	5659	6363	7168	8056	9009	1
1,0	3750	3825	4048	4415	4918	5547	6288	7125	8038	9005	1
1,25	3560	3639	3877	4267	4798	5461	6231	7094	8026	9003	1
1,5	3395	3480	3731	4141	4700	5388	6184	7071	8017	9002	1
1,75	3252	3341	3605	4036	4617	5332	6155	7055	8013	9001	1
2,0	3125	3219	3495	3944	4546	5283	6124	7042	8009	9001	1
2,25	3012	3109	3398	3864	4486	5244	6102	7033	8006	9000	1
2,5	2910	3012	3311	3794	4434	5211	6085	7026	8005	9000	1
2,75	2818	2923	3234	3731	4389	5183	6070	7020	8003	9000	1
3,0	2734	2842	3163	3676	4349	5160	6059	7015	8002	9000	1
3,5	2587	2703	3042	3582	4283	5122	6041	7010	8001	9000	1
4,0	2461	2583	2940	3505	4229	5095	6029	7006	8001	9000	1

Für den Flügel mit beliebiger Zirkulationsverteilung ist für $z = 0$, also in der Mitte

$$b'(0) = \frac{4}{3\pi} + \frac{4}{5\pi} \frac{A_3}{A_1} - \frac{4}{21\pi} \frac{A_5}{A_1} + \dots$$

Für die Parabel mit $e = 3$ und konstantem Anstellwinkel wird $b'(0) = 0,393$, entspricht also etwa $b_{0,75}(0)$ in Zahlentafel 3.

Die Biegemomente ändern sich also nicht nennenswert, wenn man statt der oben gemachten Annahme die Zirkulationsverteilung des unverwundenen Flügels einführt.

Der auf die Spannweite 2 bezogene Trägheitsradius des Flügelkörpers um die Längsachse ist

$$i_m = (3 + 2m)^{-\frac{1}{2}}$$

Der Nurfügel soll 2 oder 3 über die Spannweite verteilte Bootskörper mit einziehbaren Fahrgestellen erhalten, die weiter unten beschrieben werden. Um die Momente des Belastungsfalles 2 klein zu halten, ist ein gewisser Abstand der äußeren Fahrgestelle von der Mitte erwünscht. Diese Radspurweite a muß jedoch mit Rücksicht auf das Schleudern und Springen bei Landungen mit seitlicher Schräglage des Flügels begrenzt werden. Da das Verhalten des Nurfügels beim Rollen vom Massenträgheitsmoment abhängt, wird zu Vergleichszwecken die Radspurweite auf den Trägheitsradius bezogen. Wir wollen im folgenden mit den Annahmen $a = i_m$ und $a = 0,6 i_m$ rechnen. Die Radspurweiten ausgeführter Großflugzeuge liegen innerhalb dieser Werte. Die Unterstützung durch 3 Fahrgestelle ergibt etwas größere Biegemomente als bei 2 Fahrgestellen. Wir wollen daher der Sicherheit halber nur die erste Anordnung untersuchen.

Im Augenblick der Bodenberührung erzeugen die Luftkräfte noch das zusätzliche Moment

$$M = \frac{GB}{4} [b_m(z) - b_n(z)] \dots \dots (24)$$

dieses verkleinert in der Regel das Hauptmoment. Man erhält aus Gl. 23 für die einzelnen Belastungsfälle:

1. Abfangen aus dem Gleitflug

$$M_1 = \frac{GB}{4} [\xi_A \cdot b_m(z) - \xi_A \cdot b_n(z)] \dots \dots (25a)$$

2. Landen aus stationärem Gleitflug

$$z = 0 \div a \quad M_2 = \frac{GB}{4} \left[\xi_2 \left(b_m(z) - \frac{z}{3} - \frac{2a}{3} \right) + b_m(z) - b_n(z) \right]$$

$$z = 0 \div 1 \quad M_2 = \frac{GB}{4} \left[\xi_2 (b_m(z) - z) + b_m(z) - b_n(z) \right]$$
(25b)

3. Anwassern in Seegang

$$M_3 = \frac{GB}{4} [\xi_3 (b_m(z) - z) + b_m(z) - b_n(z)] \dots (25c)$$

Die Materialquerschnitte sind nun so zu wählen, daß an jeder Stelle z das jeweils größte dieser Momente aufgenommen werden kann. Moment M_1 ist negativ und sucht die Flügelspitzen aufwärts zu biegen. Dabei werden die Obergurte, d. h. die an der Oberseite des Flügels liegenden Längspannten, auf Druck beansprucht, während die Untergurte gezogen werden. Diese können, wenn nicht andere Einflüsse dazukommen, doppelt so hoch beansprucht werden als die Knickstäbe; z. B. $\sigma_z = 2800$ at, $\sigma_k = 1400$ at. Die gezogenen Stäbe erhalten daher nur den halben Querschnitt der Knickstäbe. Entsprechendes gilt für die Momente M_2 und M_3 .

Bezeichnet f_l den Materialquerschnitt der Gurte und H die Flügeldicke an der Stelle z , so ist nach Gl. 19 das Moment andererseits $M = \sigma \chi H f_l$. Die Biegezahl χ ist dabei für beide Richtungen die gleiche, weil nur symmetrische oder wenig gewölbte Profile verwendet werden. Der gesamte Materialquerschnitt ist für eine Flügelhälfte

$$f_l = \frac{M}{2 \chi H_0 (1 - z^2)^n} \left[\frac{1}{\sigma_k} + \frac{1}{\sigma_z} \right] \dots (26)$$

z. B. ist nach Gl. 25 a

$$f_l = \frac{GB}{\chi \sigma_k H_0} \frac{\xi_1 b_m(z) - \xi_1 b_n(z)}{\gamma \cdot (1 - z^2)^n} \cdot \frac{3}{2} = \frac{GB}{\chi \sigma_k H_0} \cdot f(z)$$

Die Querschnittsfunktion $f(z)$ wird somit durch Division der in Gl. (25) angegebenen eckigen Klammern durch $\frac{16}{3} (1 - z^2)^n$ erhalten.

Zur Lösung der Frage nach dem günstigsten Umriß und der günstigsten Lastverteilung sind diese Querschnittsfunktionen für 28 verschiedene Fälle berechnet worden. Es wurden hierfür die Lastvielfachen nach Abschnitt 7

$$\xi_1 = 3 \quad \xi_2 = 4 \quad \xi_3 = 2$$

angenommen und die Umrisse $n = 0,5; 1; 1,5$ mit den Lastverteilungen $m = 1 \div 4$ untersucht, und zwar für die Radspurweiten $a = 0,6 i_m$ und $a = i_m$. Die so erhaltenen Funktionen $f(z)$ sind in Abb. 8 aufgetragen, und zwar oben für $a = 0,6 i_m$, unten für $a = i_m$.

Das Volumenelement der längstragenden Teile ist näherungsweise

$$dV \sim f_l \cdot \frac{B}{2} dz$$

Das Gewicht der längstragenden Gurtung ist dann

$$G_l \sim \gamma B \int_0^1 f_l dz = \frac{\gamma G B^2}{\chi \sigma H_0} \int_0^1 f(z) dz \dots (27)$$

Zur Abkürzung bezeichne $\int_0^1 f(z) dz = c_n^m$ die Bauzahl beim Umriß n und der Lastverteilung m die durch

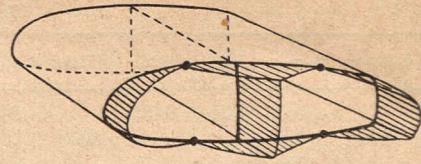


Abb. 9. Verteilung der Scherkräfte.

Planimetrierung der in Abb. 8 dargestellten Gurtungsquerschnitte erhalten wird (s. Zahlentafel 4).

Wie zu erwarten war, erhalten wir für jeden Flügel eine günstigste Lastverteilung. Bei der Parabel und Semiparabel ($n = 1; 1,5$) unterscheidet sich diese nur wenig von einer dem Flügelvolumen proportionalen Verteilung. Berücksichtigen wir, daß die Funktion c_n^m sich im Bereich des Minimums nur wenig ändert, so behalten wir genügend konstruktive Freiheit bei der Lastverteilung, wodurch das Ergebnis praktisch wertvoll wird. Man könnte schließlich an eine Konzentration der Massen nach den Fahrgestellen zu denken. Sie bringt jedoch keine Vorteile, wie die Durchrechnung einiger Beispiele mit Punktmassen ergab.

Bemerkt sei noch, daß der elliptische Flügel an den Enden rechnermäßig sehr kleine Materialquerschnitte erhält, die bei der Ausführung stärker ausfallen würden. Er wird dadurch noch ungünstiger als ohnehin schon.

Aufnahme der Scherkräfte.

Die Scherspannungen im Flügelkörper haben etwa den in Abb. 9 dargestellten Verlauf. Die Spannungen in der Ober- und Unterfläche, die an den markierten Stellen den Wert 0 annehmen, können durch die verrippte Außenhaut, die als wasserdichter Abschluß ohnehin eine gewisse Mindestwandstärke erhalten muß, aufgenommen werden. Die senkrechten Wände, die die ganzen Scherkräfte zu übertragen haben, werden am günstigsten als Blechwandträger aus-

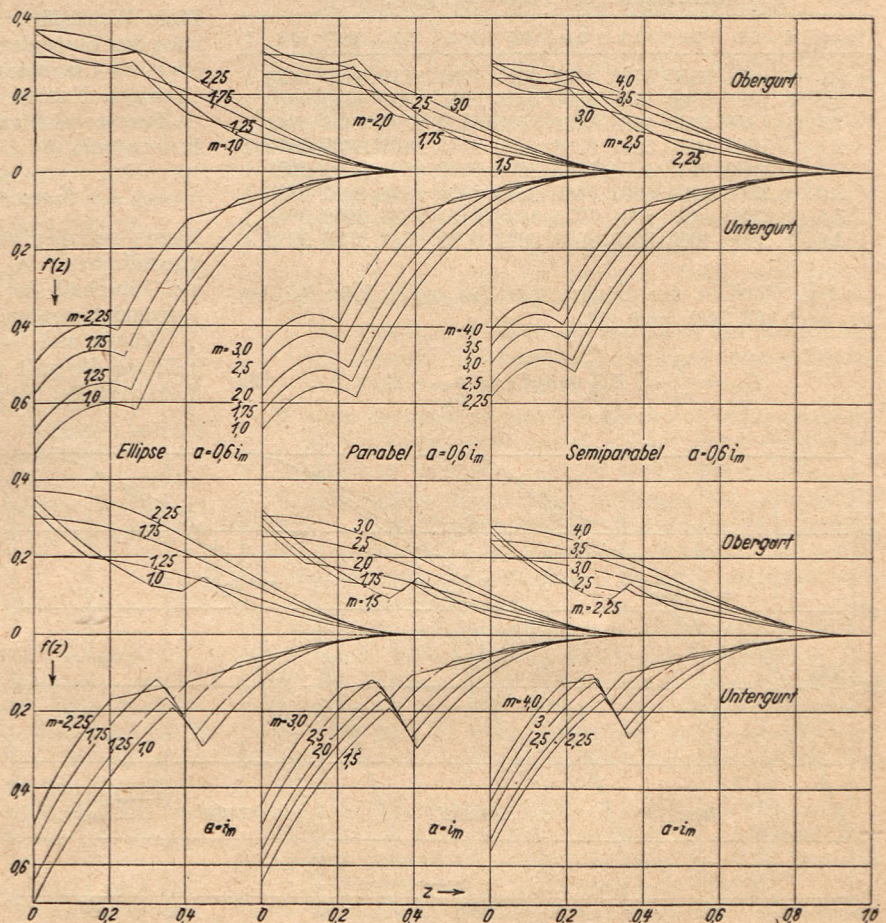


Abb. 8. Gurtungsquerschnitte von Tragflügeln mit verschiedenen Umrisse.

Zahlentafel 4 Bauzahl c_m^m .

a/i_m	$m =$	1,0	1,25	1,5	1,75	2,0	2,25	2,5	3,0	3,5	4,0	Optimum	
													m
0,6	$n=0,5$	0621	0498		0447		0447					2,0	0443
	1,0			0491	0443	0407		0375	0375			2,75	0371
	1,5						0401	0371	0334	0325	0328	3,5	0325
1,0	$n=0,5$	0406	0378		0371		0390					1,55	0368
	1,0			0365	0332	0319		0316	0326			2,3	0315
	1,5						0301	0284	0273	0276	0286	3,15	0272

geführt, d. h. als volle Blechwand mit aufgenieteten knickfesten Stäben.

Setzen wir wieder, wie oben, $\sigma_z = 2\sigma_k$, so wird das Gewicht des Längenelements der Wand

$$dG_w \sim \frac{2\gamma}{\sigma_k} \cdot T dz \dots (28)$$

Die Scherkräfte T erhalten wir aus den Momenten Gl. (25) durch Differenzieren nach z . Für jede Stelle z ist die jeweils größte Scherkraft zu nehmen.

Nach Einführung der Hilfsfunktion (s. Zahlentafel 5)

$$t_m(z) = \frac{1}{\delta_m} \int_0^z (1-z^2)^m dz$$

werden die Scherkräfte

$$\left. \begin{aligned} T_1 &= \frac{GB}{4} [\xi_1 t_m(z) - \xi_1 t_n(z)] \\ z = 0 \div a: T_2 &= \frac{GB}{4} \left[\xi_2 \left(t_m(z) - \frac{1}{3} \right) + t_m(z) - t_n(z) \right] \\ z = 0 \div 1: T_2 &= \frac{GB}{4} [\xi_2 (t_m(z) - 1) + t_m(z) - t_n(z)] \\ T_3 &= \frac{GB}{4} [\xi_3 (t_m(z) - 1) + t_m(z) - t_n(z)] \end{aligned} \right\} (29)$$

Zahlentafel 5. Funktion $t_m(z)$.

$z =$	0	0,1	0,2	0,3	0,4	0,5	0,6	0,7	0,8	0,9	1
$m=0,5$	0	1271	2530	3763	4931	6091	7152	8119	8929	9628	1
1,0	0	1495	2960	4365	5680	6875	7920	8785	9440	9855	1
1,5	0	1689	3328	4867	6261	7468	8456	9197	9692	9941	1
2,0	0	1863	3651	5297	6738	7930	8842	9468	9829	9977	1
2,5	0	2020	3941	5671	7125	8295	9122	9691	9904	9991	1
3,0	0	2166	4204	6003	7480	8589	9330	9758	9946	9996	1
3,5	0	2289	4445	6301	7775	8826	9483	9834	9968	9998	1
4,0	0	2430	4669	6565	8024	9022	9597	9887	9983	9999	1

Das Gewicht der Längswände für beide Flügelhälften ist nach Gl. (28) und (29)

$$G_w = \frac{\gamma}{\sigma_k} \cdot GB \int_0^1 g(z) dz = \frac{\gamma}{\sigma_k} \cdot GB s_m^m \dots (30)$$

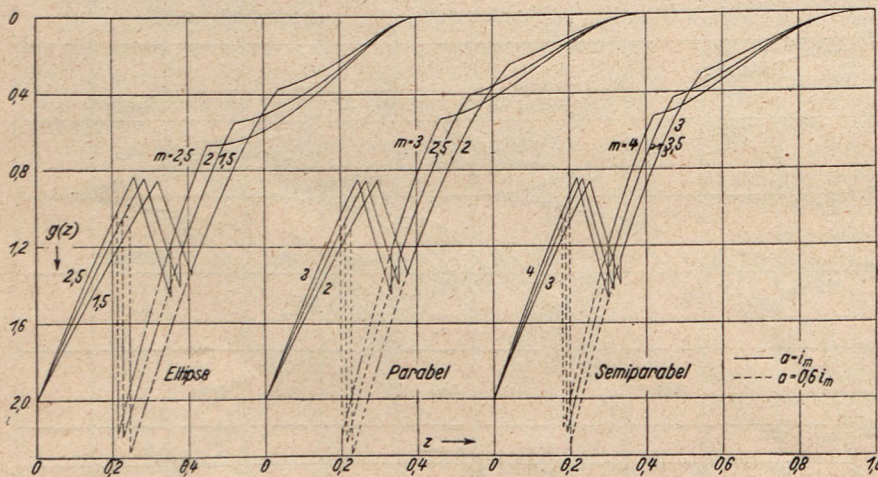


Abb. 10. Scherkräfte von Tragflächen mit verschiedenen Umrissen.

worin $g(z)$ den für jede Stelle größten Wert der eckigen Klammern Gl. (29) bedeutet. Diese reduzierte Scherkraft ist in Abb. 10 für drei Flügelumrisse mit verschiedener Lastverteilung dargestellt. Durch Planimetrierung der Flächen wird die Bauzahl s_m^m erhalten (s. Zahlentafel 6).

Zahlentafel 6. Bauzahl s_m^m .

a/i_m	$m =$	1	1,5	2	2,5	3	3,5	4
0,6	$n=0,5$,915	,868	,847			
	1,0			,845	,797	,771		
	1,5					,751	,710	,698
1,0	$n=0,5$,794	,770	,765			
	1,0			,743	,703	,690		
	1,5					,652	,633	,627

Eine vollkommene Anpassung der Querschnitte an den berechneten Verlauf ist bei der Ausführung nicht möglich; außerdem muß das Gewicht der Verbände berücksichtigt werden. Auf die oben berechneten Gewichte (Bauzahl c_m^m und s_m^m) werden daher 30% zugeschlagen.

Um einen Überblick über die bisherigen Ergebnisse zu erhalten, berechnen wir für einen Parabelflügel mit $B = 43$ m, $H_0 = 2,7$ m die mittlere Wandstärke der Gurtungsprofile

$$d_{\text{mittel}} \sim \frac{p B^2}{\sigma_k \gamma H_0} \cdot \frac{3}{2} \cdot 1,3 c_m^m \sim 3,4 \text{ mm.}$$

Diese Wandstärke ist ausreichend, um bei 100 mm Profilhöhe das Einbeulen zu verhüten. Die freie Knicklänge kann etwa $3 \div 4$ m betragen, entsprechend der Breite einer geräumigen Kabine.

Ferner erhalten wir für die mittlere Wandstärke der Innenwände

$$d_{\text{mittel}} = \frac{p B}{\sigma_k} \cdot \frac{3}{2} \cdot 1,3 s_m^m \sim 1,2 \text{ mm.}$$

Davon entfallen auf das Blech selber 0,6 mm. Die für das Ozeanflugzeug in Frage kommenden Wandstärken liegen also innerhalb der Werte, die heute im Metallflugzeugbau verwendet werden.

Wände und Gurtungen des Flügels wiegen für das angeführte Beispiel nur 7% des Gesamtgewichtes; derselbe Wert wird bei vorhandenen guten Metallflugzeugen erreicht.

9. Die Gewichtsanteile des Ozeanflugzeuges.

Da die eingehende konstruktive Behandlung der Einzelheiten des Ozeanflugzeuges sich hier von selbst verbietet, wollen wir zunächst die Gewichtsanteile der Tragkonstruktion des Flügels und Leitwerkes unter einigen vereinfachenden Annahmen berechnen und die übrigen Anteile durch Ähnlichkeitsbetrachtung abschätzen, indem wir von den an großen Verkehrsflugzeugen und Flugbooten erzielten Ergebnissen ausgehen. Da der Nurflügel diese Flugzeuge in seinen Abmessungen nicht wesentlich übertrifft und im inneren Aufbau, in der Art der Metallkonstruktion, sich an die vorhandenen Formen anlehnen müßte, erscheint dieses Verfahren zulässig.

Nach Abschn. 8 erhalten wir für den Gewichtsanteil der Gurtungsstäbe, auf das Abfluggewicht bezogen¹⁾

$$\frac{\gamma}{\sigma_k} \cdot \frac{1,3 c_m}{\chi} \cdot \frac{B^2}{H_0} \quad (0,077) \quad \dots \quad (31)$$

Darin ist σ_k bereits die sichere Knickspannung, also 700 at, sodaß für Leichtmetall als Baustoff $\frac{\gamma}{\sigma_k} = 0,0004 \frac{1}{m}$ wird. Der Gewichtsanteil der Längswände ist

$$\frac{\gamma}{\sigma_k} \cdot 1,3 s_m B \quad (0,030) \quad \dots \quad (32)$$

Ähnliche Gewichtsanteile können wir auch für Teile aufstellen, welche den Flügel in Richtung der Flügeltiefe versteifen. Da sind zunächst die Querwände, welche die Verbindung vom Flügel und Boot herstellen und große Einzelkräfte aufzunehmen haben, z. B. die Laufradstöße und die Motorengewichte. An den Rändern sind die Wände durch Querspanne verstärkt. Der Gewichtsanteil der Querwände sei

$$\frac{\gamma}{\sigma_k} \cdot \frac{0,4}{\delta_{2n}} \cdot \frac{L_0^2}{H_0} + \frac{\gamma}{\sigma_k} \cdot 2 L_0 \quad (0,028) \quad \dots \quad (33)$$

Die übrigen Querspannen oder Rippen dienen zur Versteifung der Flügelhaut sowie zu örtlichen Versteifungen des Flügelbodens. Dazu wollen wir auch das Gewicht der Motorträger rechnen. Der Gewichtsanteil für Rippen und Versteifungen sei

$$\frac{\gamma}{\sigma_k} \cdot \frac{F}{H_0} \quad (0,075) \quad \dots \quad (34)$$

Die Blechstärke ausgeführter Metallflugzeuge liegt zwischen 0,5 ÷ 1,0 mm. Für den Nurflügel wollen wir 1,0 mm Blechstärke für die Flügelhaut annehmen. Die Flügellendkästen können mit geringeren Blechstärken ausgeführt werden. Wir rechnen ebenfalls 1 mm und nehmen an, daß darin auch die aussteifende Konstruktion der Endkästen enthalten ist. Der Gewichtsanteil der Flügelhaut ist somit

$$2,1 \cdot 1,1^2) \gamma s \frac{F}{G} = \frac{6,5}{p} \quad (0,075) \quad \dots \quad (35)$$

Der Gewichtsanteil der Höhen- und Seitenleitfläche ist ähnlich wie der des Tragflügels zu berechnen und beträgt für das erwähnte Beispiel 0,01 bzw. 0,017 des Leergewichts.

Für die Steuerung sind beim Nurflügel Rudermaschinen nötig, die auch bei vorhandenen Großflugzeugen schon gelegentlich erprobt wurden. Der Gewichtsanteil der ganzen Steuerung einschließlich Übertragungsorgane betrage

$$2,3 \frac{F_n^{1,5} + F_s^{1,5}}{G} \quad (0,018) \quad \dots \quad (36)$$

Darin sind F_n und F_s die im 3. Abschnitt berechneten Leitwerkflächen.

Das Gewicht der Bootskörper muß nach praktischen Ausführungen geschätzt werden; ihre notwendige Festigkeit beruht ganz auf Erfahrungen. Beim Nurflügel beträgt die Länge der Boote 24 m, die Tragfähigkeit 10,5 ÷ 15,8 t (Abb. 17, 18). Diese Abmessungen entsprechen ungefähr denen des Superwal- und des Romar-Flugbootes. Wir setzen daher den Gewichtsanteil der sehr scharf gekielten, also günstig gebauten Boote

$$0,028 G^{0,1} \left(1 - \frac{G_B}{G}\right)^{1,1} \quad (0,131) \quad \dots \quad (37)$$

Ein Boot würde danach 1,15 bzw. 1,72 t wiegen.

Der Gewichtsanteil des Fahrwerks steigt ebenso wie der aller anderen Bauteile mit den Abmessungen. Beim Junkersflugzeug G 31 von 7,7 t Gewicht wiegt das Fahrwerk bei $D = 1,3$ m Raddurchmesser etwa 330 kg. Der Gewichtsanteil wäre dann etwa 0,033 D ; die Tragfähigkeit von Riesenluftreifen ist bei 0,23 D Reifenbreite $P = 2200 D^2$. Für den Nurflügel mit 43,5 t Abfluggewicht wählen wir 6 Luftreifen

¹⁾ Die eingeklammerten Zahlen sind die Anteile am Leergewicht des weiter unten berechneten Beispiels Nr. 2.

²⁾ Zuschlag für Lackanstrich.

von $D = 1,9$ m Durchmesser, die zu 2 oder 3 Fahrgestellen vereinigt sind. Diese Fahrgestelle werden an kurzen Deichselachsen innerhalb der Boote befestigt, s. Abb. 17, 18, und sind durch Schwenken der Deichselachsen in Richtung des Federweges in den Bootskörper einziehbar. Die Luken werden zur Verringerung des Luftwiderstandes durch Rolltüren geschlossen. Der Gewichtsanteil dieser einziehbaren Fahrgestelle sei nebst Spornen $0,00033 G^{0,5}$ (0,115).

Die Gewichte der Ausrüstung seien beim 43,5-t-Flugzeug

75 m ² Fußboden	450 kg,
30 runde Fenster	180 kg,
15 Schotttüren	150 kg,
Einrichtungen für 25 Passagiere	1000 kg,
instrumentelle Ausrüstung, Radiostation,	
Ankerschirr u. dgl.	1500 kg,
8 Mann Besatzung	600 kg,
	3880 kg.

Besonders wichtig ist die instrumentelle Ausrüstung und die Besatzungsstärke, da von ihr die Sicherheit des Fluges abhängt. Daran kann nicht gut gespart werden. Es erscheint daher aussichtslos, ein Ozeanflugzeug unter etwa 30 t Gewicht zu bauen, da dann entweder eine gute Ausrüstung den Nutzlastanteil aufzehren würde oder eine mangelhafte Ausrüstung ungenügende Verkehrssicherheit zur Folge hätte.

Der Gewichtsanteil der Motoren und des Brennstoffes wird weiter unten berechnet. Beim Ozeanflugzeug, wie überhaupt bei jedem guten Verkehrsflugzeug, übertreffen die Gewichtsanteile der Hautbleche, örtlichen Versteifungen, Ausrüstungen und andere Zuschläge die der eigentlichen Tragkonstruktion des Flügels bei weitem. Wir sind geradezu gezwungen, das Gewicht der Tragkonstruktion durch geeignete Bauformen möglichst zu erniedrigen, um alle die übrigen, scheinbar nebensächlichen Teile aufnehmen zu können und dazu noch einen lohnenden Nutzlastanteil übrigzubehalten.

10. Bauvorschlag für einen Dieselflugmotor.

Die Entwicklung der Flugtechnik ist erst durch Schaffung des leichten Vergasermotors ermöglicht worden. Diesem haften jedoch zahlreiche Mängel an: Geringe Betriebssicherheit¹⁾, Feuersgefahr, begrenzte Brennstoffökonomie, geringe Lebensdauer²⁾.

Man versuchte daher frühzeitig, den Flugmotor durch Anwendung des Dieselverfahrens zu verbessern. Man könnte dann schwerere Brennstoffe verwenden, die nicht explosibel sind und nur 35 bis 45% des Leichtbenzinpreises kosten³⁾, außerdem ist der Verbrauch geringer. Dabei sind jedoch folgende Schwierigkeiten zu erwarten:

1. Der Dieselmotor braucht, besonders bei Schnelllauf, zur raschen Verbrennung hohe Verdichtungsdrücke, daher schwereres Triebwerk;
2. seine Drehzahl ist aus dem gleichen Grunde niedriger als bei Vergasermotoren zu wählen; daher werden bei gleichem Hubraum kleinere Leistungen erzielt.

Soweit sichere Nachrichten vorliegen, ist es nirgends gelungen, einen flugbrauchbaren Dieselmotor der Tauchkolben-Bauart — an diese hielt man sich bisher — zu schaffen. Das erreichte Einheitsgewicht ist etwa doppelt so hoch wie bei Vergasermotoren⁴⁾.

Da das Ozeanflugzeug in hohem Maße auf eine ökonomische und betriebssichere Kraftanlage angewiesen ist, wurde das Problem des Dieselflugmotors erneut aufgenommen, und zwar unter Verzicht auf die Tauchkolbenbauart.

Der auf Abb. 11 u 12 dargestellte Motor ist liegender Bauart. Er hat 6 beiderseits offene Zylinder von 132 mm

¹⁾ Motorwagen 1927, S. 227, Aufsatz von Thiemann.

²⁾ Luftfahrt 1927, S. 145. Jahrbuch der Automobil- und Flugtechn. Gesellschaft 1926/27, Vortrag von W. A. Bristow.

³⁾ Engler-Löffler, Erdölwirtschaft 1919/24.

⁴⁾ Jahrbuch der Automobil- und Flugtechn. Ges. 1926/27, Vortrag Hausfelder.

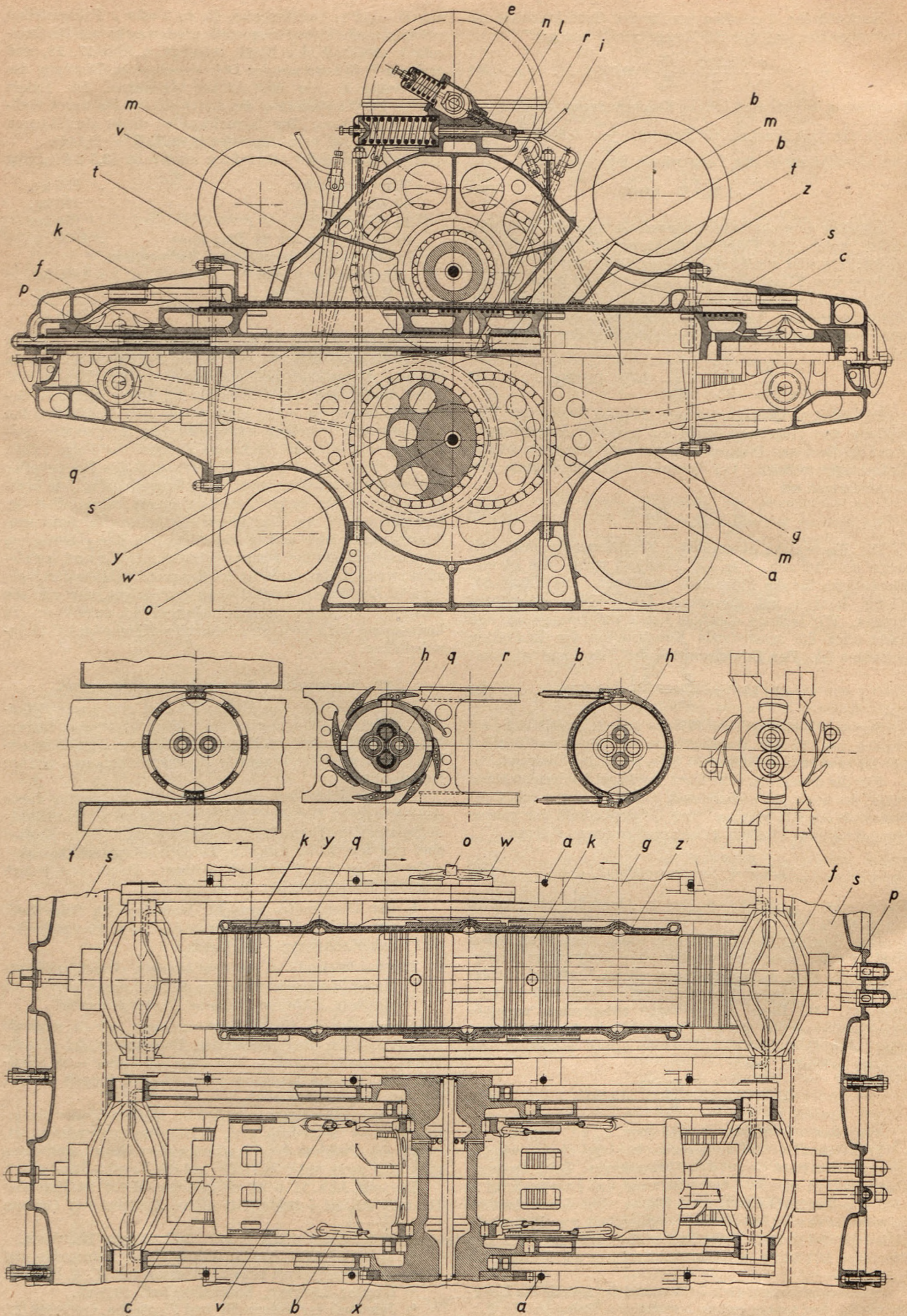


Abb. 11 u. 12. Maßstab 1:7,5, Dieselflugmotor von 1250 PS; 6 Zylinder von 132 mm-Bohrung mit Gegenkolben von 2×106 mm Hub; 1875 U/min.

Bohrung mit 46,8 l Hubvolumen und leistet 1250 PS bei 1875 U/min. Seine Hauptmerkmale sind:

1. Strahlerstäubung des Brennstoffes unter hohem Druck,
2. Zweitaktverfahren mit Schlitzspülung,
3. Gegenkolben; getrennte Ein- und Auslaßsteuerung,
4. starr verbundene Zwillingkolben; Verdreifachung des Hubraumes mit geringem Gewichtsaufwand,
5. zwei seitlich der Zylinder gelagerte Wellen mit Exzenterantrieb; Gewichts- und Raumersparnis,
6. Antrieb des Spülluftgebläses durch eine Abgasturbine.

Der Motor hat im einzelnen folgenden Aufbau:

Das zweiteilige Gehäuse *g* aus Silumin wird durch 20 Ankerbolzen *a* zusammengehalten. Es dient gleichzeitig als Spülluftzuführung. An beiden Seiten wird es durch Seitenkästen *s* verschlossen, in die die Zuleitungen für das Kühlöl eingegossen sind. Die Zylinder *z* werden durch die am Gehäuse angegossenen Abgasstutzen *t* zentriert. In der Mitte tragen sie die Stützringe *r* der Wellenauflager und werden dadurch gegen Verschieben gesichert. Der Zylinder kann sich nach beiden Enden frei dehnen. Er besteht aus einer stählernen Laufbuchse und einem Mantel aus Silumin, in den schraubenförmig eine Anzahl Kühlröhrchen *h* eingegossen ist. Diese münden an den Enden in Ringkanäle, welche durch kurze, verschiebbare Rohrstücke *c* mit den Sammelleitungen in den Seitenkästen verbunden sind. Jeder Zylinder hat drei getrennte Verbrennungsräume, in die tangential je zwei Brennstoffdüsen *b* münden. Diese sitzen in langen Führungsrohren, die den Wärmedehnungen der Zylinder folgen können und sind leicht auswechselbar. Jeder Zylinder erhält ein selbsttätiges Druckluftanlaßventil *v*. Die Spülschlitze des nicht umsteuerbaren Motors sind so bemessen, daß die Kolben im oberen bzw. unteren Totpunkt bei den Kurbelwinkeln 69,5°, 74° vor T.P. den Auslaß öffnen, 49,5°, 52° nach T.P. schließen und 40°, 42° vor T.P. den Einlaß öffnen, 59,5°, 64° nach T.P. schließen. Die Steuerwelle *e* für die Brennstoffeinspritzung wird von der oberen Exzenterwelle *w* durch ein Stirnräderpaar angetrieben. Der Brennstoff wird mit etwa 500 at Druck von einer Förderpumpe durch Leitung *i* in die feder belasteten Akkumulierzylinder *l* gefördert und gelangt von da nach Öffnen eines Nadelventils *n* durch eine möglichst kurze Leitung in den Zylinder. Noch ehe das Nadelventil zwangsläufig geschlossen ist, überfährt der Akkumulierkolben die Einlaßbohrung und sperrt weiteren Zufluß.

Die Kolben bilden in der Totlage ringförmige Verbrennungsräume, in denen die verdichtete Luft infolge des Impulses, den sie beim Einströmen durch die schrägen Einlaßschlitze erfahren hatte, eine kreisende Bewegung ausführt und dadurch rasche Verbrennung sichert. Die beiden inneren Kolben *k* sitzen mit Gewinde auf je zwei Pleuelstangen *q*. Jede Stange ist durchbohrt und dient als Kühlölleitung für die Pleuelstangen. Das Kühlöl wird durch einstellbare Posauenrohre *p* von den Seitenkästen her zugeführt. Im Pleuelstangeninnern sitzen selbstspannende Liederingsringe *d*, in welchen die beiden Stangen des Gegenkolbens gleiten und den mittleren Verbrennungsraum gegen die beiden äußeren abdichten. Die Pleuelstangen werden durch das mit der Spülluft eintretende Spritzöl geschmiert, das auch für die Stangen-schmierung ausreichen dürfte.

Auf den äußeren Pleuelstangen sind kugelig einstellbar die Pleuelstangenköpfe *f* befestigt.

An den 4 Zapfen eines Pleuelstangenkopfes greifen die 4 Pleuelstangen *y* an. Diese sind hohl und werden aus zwei Längsteilen zusammengelötet. Die Köpfe sind beiderseits ungeteilt und durch Nitrierung gehärtet. Die Lagerbuchsen der Pleuelstangenseite sind mit Lossitz eingesetzt, so daß sie sich gleichmäßig abnutzen und andererseits durch die Schaulöcher hindurch leicht auswechselbar sind. Die Pleuelstangenkopflager werden unter Druck durch Pleuelstangenkühlöl geschmiert.

Die beiden parallelen Pleuelstangen *w* haben statt Pleuelstangen Exzenter-scheiben. Zwischen je zwei Zylindern sind vier

Exzenter-scheiben zu einem Block vereinigt. Die beiden inneren Scheiben sind um 60° zueinander versetzt, während die äußeren um 180° zu den benachbarten inneren versetzt sind.

Auf beiden Pleuelstangen sitzen Pleuelstangenköpfe *x*, die miteinander kämmen und gleichmäßige Drehung beider Pleuelstangen bewirken. Die Leistung wird an der Pleuelstangenseite des Motors entweder der oberen verstärkten Pleuelstange oder einer dritten Pleuelstange mit verminderter Drehzahl entnommen.

Jede Pleuelstange ist aus sieben lösbaren Abschnitten zusammengesetzt. Die Pleuelstangenscheiben erhalten in den Pleuelstangen eine Anzahl radialer Bohrungen mit Pleuelstangenbolzen. Alle sieben Abschnitte werden durch einen zentralen Pleuelstangenbolzen *o* zusammengehalten.

Pleuelstangen und Exzenter laufen auf käfiglosen Pleuelstangenrollenlagern unmittelbar auf dem gehärteten Pleuelstangenbolzen. Zum Ausbau der Pleuelstangen wird der linke Pleuelstangenkasten, Abb. 11, entfernt, die Pleuelstangenmutter werden gelöst und die Pleuelstange in den oberen Pleuelstangen-Totpunkt gedreht, worauf die Pleuelstange zusammengeschoben werden. Das aus dem Pleuelstangenkopf und den Pleuelstangen gebildete Pleuelstangen-Gelenkviereck sackt, des Haltes durch die Pleuelstangenstangen beraubt, bis zur Pleuelstangenwand herunter und gibt die Pleuelstangenöffnung zum Herausheben der Pleuelstange frei.

Die Abgase werden durch vier Pleuelstangenrohre *m* zur Pleuelstange geführt; sie sind nach Prof. Schmidt durch Aluminiumfolie isoliert.

Die Pleuelstange besteht aus einem Pleuelstangen-Gleichdruckrad, das entsprechend dem geringen Pleuelstangen-Wärmegefälle nur 150 m/s Pleuelstangengeschwindigkeit hat.

Das Pleuelstangenrad sitzt fliegend auf der verlängerten Pleuelstangenbolzen. Das Pleuelstangengebläse, das gleichzeitig die Aufgabe der Pleuelstangenverdichtung der Pleuelstange in großer Höhe übernimmt, besteht aus einem 4stufigen Pleuelstangenverdichter der im Pleuelstangenbauart Brown, Boveri u. Cie. 1).

Der dargestellte Motor hat folgende Gewichte:

Zweiteiliges Gehäuse, Pleuelstangen, Pleuelstangenscheiben	141 kg
6 Zylinder	62 kg
Bolzen, Pleuelstangen, Pleuelstangen	87 kg
2 Pleuelstangenwellen mit Pleuelstangenscheiben	247 kg
1726 Pleuelstangen, 20 Φ , 784 Pleuelstangen 16 Φ	42 kg
48 Pleuelstangen	130 kg
12 Pleuelstangenscheiben	90 kg
12 Pleuelstangen mit Pleuelstangenmutter	68 kg
24 Pleuelstangen	56 kg
Ölfüllung und Meßgeräte	35 kg
Motor ohne Pleuelstangen- und Pleuelstangenpumpe	958 kg

Für die in 4300 m Höhe 1250 PS leistende Pleuelstangenanlage beträgt das Gewicht der Pleuelstangemaschinen und Pleuelstangenapparate:

1 Pleuelstangepumpe für 4,5 l/min, 1 Pleuelstangenpumpe für 960 l/min	100 kg
1 vierstufiges Pleuelstangengebläse mit Pleuelstangenturbine für 185 PS, 5650 kg/h, Pleuelstangenverhältnis 2,11	200 kg
1 Pleuelstangenkühler 26 m ² , 1 Pleuelstangenkühler 56 m ² mit Pleuelstangenleitungen	400 kg
1 Pleuelstangenschraube mit 4 m Pleuelstangenwelle, Pleuelstangen- und Pleuelstangenkupplung	300 kg
1000 kg	

Außerdem ist für alle Pleuelstangen eines Pleuelstangenflugzeuges gemeinsam vorhanden: 1 Pleuelstangenkompressor mit Pleuelstangenscheiben, 2 Pleuelstangenspülluftgebläse mit Pleuelstangentriebsmotor. Der Pleuelstangenantrieb auf einen Pleuelstangenmotor entfallende Pleuelstangenanteil sei 200 kg. Das Pleuelstangen-Gesamte Pleuelstangen-Gewicht der Pleuelstangenanlage beträgt somit 2158 kg oder rd. 1,73 kg/PS.

Der Pleuelstangenverbrauch an Pleuelstangen und Öl beträgt, wie weiter unten gezeigt wird, $b_e = 0,17$ kg/PS.

Zum Vergleich sei erwähnt, daß Pleuelstangen für die Pleuelstangen-Kraftanlage seines Pleuelstangenanflugzeuges mit 10 Pleuelstangenmotoren je 1000 PS bei 4000 m Pleuelstangenhöhe 1,51 kg/PS errechnet²⁾.

1) Offermann, Pleuelstangenflugzeuge, Berlin 1927, S. 451.

2) Jahrbuch der WGL 1926, S. 1ff.

Der Verbrauch an Betriebsstoffen beträgt jedoch 0,23 kg/PS. Das geringe Mehrgewicht der Dieselanlage wird also schon bei 4 h Flugdauer durch Ersparnis an Brennstoff gedeckt.

11. Wärmebilanz des Dieselflugmotors.

Für die Ökonomie des Dieselflugmotors ist die Art der Spülluftbeschaffung ausschlaggebend. Wir wollen daher die Wärmebilanz des Motors für verschiedene Betriebszustände aufstellen. Den folgenden Berechnungen wurden die Untersuchungen von Nägel am Junkers-Fahrzeugdieselmotor zugrunde gelegt, der ähnlicher Bauart ist¹⁾.

Bei der Zylinderspülung des Zweitaktmotors sollen die heißen Verbrennungsrückstände mit möglichst geringem Aufwand an Spülluft verdrängt werden. Das gelingt infolge teilweiser Mischung der Spülluft und der Abgase nicht vollkommen. Die Güte der Spülung ist abhängig von der aufgewandten Spülluftmenge, von der Form des Verbrennungsraumes und von der Schlitzanordnung. Beim Dieselflugmotor ist infolge der günstigen Lage der Schlitz gute Spülung zu erwarten. Da Versuche hierüber noch ausstehen, wurden als Unterlage für die Rechnung Abgasanalysen von einem Dieselmotor der MAN mit Umkehrspülung²⁾ benutzt. Es sei für die Spülfaktoren $\varphi = 1,0, 1,2, 1,4$ der Wirkungsgrad der Spülung, gemessen am Sauerstoffgehalt der Ladung, $\eta_s = 0,885, 0,92, 0,95$.

Der Druckverlust bei der Spülung hängt von der sekundlich aufgenommenen Spülluftmenge G_l und vom zeitlichen Mittelwert der Schlitzquerschnitte ab. Messungen am Junkers-Motor hatten für einen Zylinder den Druckverlust $\Delta p \sim 86 \frac{G_l^{1,84}}{\gamma_l}$ at ergeben¹⁾. Für den 6-zyl. Dieselflugmotor ist nach Umrechnung auf die veränderten Abmessungen $\Delta p \sim 0,09 \frac{G_l^{1,84}}{\gamma_l}$ at zu setzen³⁾.

Um Energie zu sparen, empfiehlt es sich, die verdichtete Spülluft rückzukühlen.

Die Spülung der Zylinder ist um so schwieriger, je höher die Drehzahl ist. Die folgenden Berechnungen sind daher für die höchste Betriebsdrehzahl 1875/min angestellt.

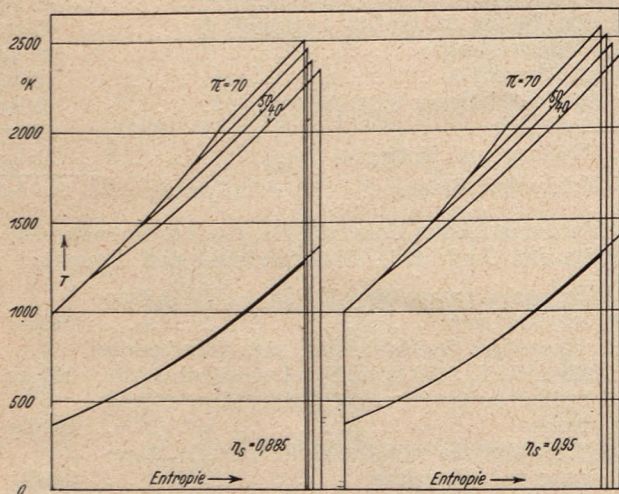


Abb. 13. Entropiediagramme des Dieselflugmotors.

Als idealen Verbrennungsprozeß wollen wir einen gemischten Prozeß annehmen; denn beim Dieselflugmotor verdient die Beschränkung des Höchstdruckes und des Triebwerkgewichts dieselbe Beachtung wie die Brennstoffökonomie. Im Totpunkt möge zunächst der Zylinderdruck durch Verpuffung auf 60 at ansteigen und dann der Rest des Brennstoffs bei diesem gleichen Druck verbrennen. Nach der adiabatischen Expansion auf das Anfangsvolumen müßte zur Erzielung eines Kreisprozesses Wärme abgeführt und eine chemische Umwandlung der Abgase vorgenommen

1) Zeitschr. d. VDI 1927, S. 406.
 2) Zeitschr. des VDI 1923, Dieselmotoren-Fachheft, S. 23.
 3) $\Delta p = p_s - p_A =$ Spüldruck — Abgasdruck.

werden. Wir machen die Annahme, daß bei gleicher Entropie jeweils gleiche $CO_2 + H_2O$ Gehalte bei der Verbrennung und der Umwandlung vorhanden sind. Der theoretische Wirkungsgrad der Verbrennung kann mit genügender Annäherung unmittelbar den für 1 mol Abgas gezeichneten Entropie-Diagrammen entnommen werden.

Diese Diagramme sind für das Verdichtungsverhältnis $\epsilon = 1:13$, verschiedene Druckverhältnisse π und Anfangszustände entworfen, und zwar mit veränderlichen spezifischen Wärmen; Abb. 13 zeigt einige Beispiele. Als Brennstoff wurde Leuchtöl 810/20 mit 13,9 H, 85,4 C und 10450 kcal unterem Heizwert gewählt. Es ist aschefrei und daher für den Dieselflugmotor geeigneter als gewöhnliches Treiböl. Abb. 14 gibt die aus den Entropiediagrammen gefundenen theoretischen Wirkungsgrade η_t , abhängig vom Verhältnis π des Höchstdruckes zum Anfangsdruck; multipliziert man η_t noch mit dem Gütegrad η_g , so erhält man den indizierten Wirkungsgrad des Motors η_i .

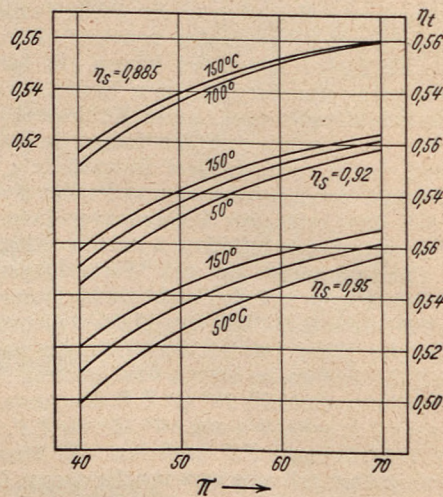


Abb. 14. Theoretische Wirkungsgrade.

Der Junkersmotor arbeitete am besten bei $\lambda = 1,9 \div 2,1$ Luftüberschuß; er konnte jedoch bei klarem Auspuff bis $\lambda = 1,23$ überlastet werden und hatte bei $\lambda = 1,54, \eta_i = 0,67, \eta_g = 0,86$. Der Dorner-Fahrzeugmotor arbeitet normal mit $\lambda = 1,5$ und ist bis $\lambda = 1,21$ überlastbar¹⁾. Beim Dieselflugmotor wollen wir mit $\lambda = 1,5$ und $\eta'_g = 0,84$ rechnen. Die Gasturbine arbeitet bei geringer Umfangsgeschwindigkeit mit günstiger Schaufellänge und mäßiger Temperatur, kann daher den Gütegrad $\eta_g'' = 0,75$ erreichen. Ein 4-stufiger Kreisverdichter für ein Kriegsflugzeug hatte, bezogen auf adiabatische Verdichtung, den Gütegrad $\eta_g'' = 0,69$ ²⁾.

Wir wollen nun die Wärmebilanz des Motors aufstellen. Die Reibungsverluste seien bei 1875 U/min 150 PS ($\eta_{mech} = 0,88$ bei Normalleistung). Die Kühlwärme wird Versuchswerten an ähnlichen Motoren entsprechend geschätzt. Wir berücksichtigen ferner, daß $\sim 2\%$ des Brennstoffs unverbrannt bleiben, daß die Temperatur der Zylinderladung durch Mischung mit Rückständen und Wärmeübergang erhöht wird und finden schließlich aus dem Zustand der Abgase die in der Abgasturbine gewinnbare Leistung. Die Leistung des Spülluftgebläses ist aus dem oben angegebenen Druckverlust berechenbar. Die Leistung der Abgasturbine soll allein für den Gebläseantrieb ausreichen. Daher wurden für die Außendrucke 0,6 at und 0,8 at (entsprechend 4300 und 2100 m Flughöhe) und verschiedene Abgasdrücke jeweils 3 Betriebszustände mit den Spülfaktoren $\varphi = 1,0, 1,2, 1,4$ berechnet und daraus die Bedingung: Turbinenleistung = Gebläseleistung = N_s durch Interpolation gefunden.

Die erzielbare Dauerleistung hängt von der zulässigen Wärmebelastung der Zylinderwände ab.

1) Zeitschrift des VDI 1927, S. 183.
 2) Offermann, Riesenflugzeuge, S. 451.

Rechnen wir die Fläche der Tauchkolben als Kühlfläche mit, so haben neuere starke Flugmotoren der Bauarten Fiat, Napier, Curtiss eine Wärmebelastung von 48 bis 55 kcal/m²s¹) Der Dieselflugmotor hat bei der Nennleistung und einer gekühlten Fläche von 2,5 m² eine Wärmebelastung von 50 kcal/m²s, die um so weniger bedenklich ist, als die Auslaßventile, die zu Störungen Anlaß geben können, fehlen.

Die mittlere Kolbengeschwindigkeit des Dieselflugmotors ist nur 6,62 m/s, der mittlere effektive Druck ist $p_e = 6,56$ at. Vom Dieselflugmotor kann daher eine höhere Lebensdauer als vom Vergasermotor — etwa 2000 Betriebsstunden — erwartet werden.

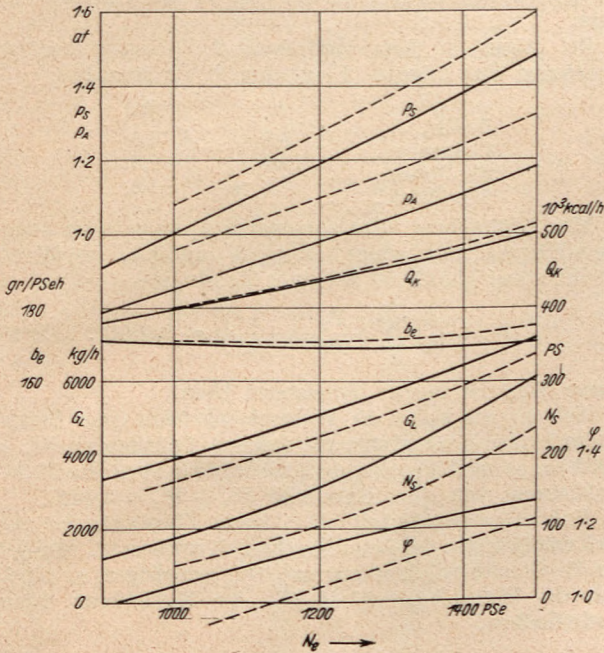


Abb. 15. Charakteristik des Dieselflugmotors. — Luftdruck 0,6 at (4300 m) - - - - Luftdruck 0,8 at (2100 m).

Abb. 15 enthält die nach dem oben beschriebenen Verfahren ermittelten Zustandzahlen der Motorenanlage. In 4300 m Höhe ist bei der Nennleistung der Spülfaktor $\varphi = 1,19$ in 2100 m Höhe nur noch 1,08. In größerer Höhe verhält sich die Motorenanlage infolge der besseren Spülung also thermisch günstiger. Während der Zeit des Starts und Anstieges sorgen die Reservespülpumpen für ausreichende Spülung.

Motorenkühlung.

Der Widerstand der gebräuchlichen Wabenkühler wächst i. A. rascher mit der Geschwindigkeit als die Kühlwirkung, fällt also besonders bei schnellfliegenden Flugzeugen ins Gewicht. Nehmen wir an, daß mit Wabenkühlern günstigster Bauart (tiefe Lamellen) bei 400 kg/m² Staudruck und 0,01 Widerstandsbeiwert der Wärmeübergang 200 kcal/m²/h/°C beträgt, so würde der Widerstand des Ozeanflugzeuges dadurch um etwa 15% steigen.

Damit steht und fällt aber die Lösung des ganzen Problems. Man benutzte zuerst bei Rennflugzeugen die Tragflächen²⁾ als Kühlflächen, um Widerstand zu sparen. Die Dichtung bereitete anfänglich Schwierigkeiten, da die Lötstellen infolge der starken Erschütterungen leicht undicht werden. Dazu kommt, daß bei kleinen Flugzeugen das Flügelinnere schwer zugänglich ist und dadurch die Ausbesserung erschwert wird. Bei geeigneter Bauart lassen sich jedoch diese Schwierigkeiten überwinden.

Die Tragflächenkühler werden wir am besten an der Profilnase so anordnen, daß die Kühlerelemente als unbeanspruchte Teile der Flügelhaut ausgebildet werden können, da nur in diesem Falle dauernde Dichtheit zu erwarten

ist. Diese Stelle ist für die Kühleranordnung am besten geeignet, da hier noch keine isolierende Grenzschicht vorhanden ist.

Als Baustoff für die Kühlerelemente ist das gut lötbare und wärmeleitende Messing zu bevorzugen, etwa als Doppelwellblech in der in Abb. 16 dargestellten Form. Die Duralnieten, mit welchen die Bleche an den stützenden Spanten befestigt sind, sind durch kleine, knopfartig gestauchte und verlötete Messingdichtungen durchgeführt. Für die Tragflächenkühler können wir bei 400 kg/m² Staudruck einen Wärmeübergang von $\alpha_m = 125$ kcal/m²/h/°C erwarten. Die Spülluftkühler können an anderen passenden Stellen des Flügels angeordnet werden in der Weise, daß ein gewelltes dünnes Duralblech von innen an die Flügelhaut genietet wird.

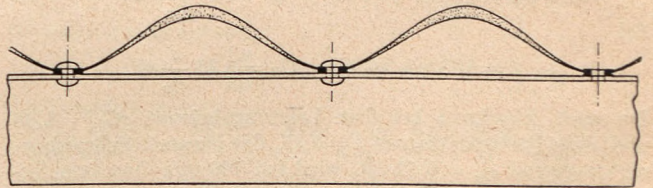


Abb. 16. Schnitt durch den Tragflächenkühler.

Für die rückgekühlte Spülluft wollen wir 20° Temperaturunterschied gegen die Außenluft zulassen. Die erforderliche Kühlfläche des Spülluftkühlers ist dann

$$F_{k1} \sim 26 G_L \log \Delta t_e / 20 \cdot m^2$$

Zur Kolbenkühlung der Motoren wird Öl verwendet, da das Kühlmittel gleichzeitig Schmierfähigkeit haben muß. Zur Vereinfachung der Anlage wird auch für die Zylinderkühlung Öl verwendet. Ablagerungen sind infolge zwangläufiger Führung des Ölstromes nicht zu befürchten; außerdem ist für ständige Ölrückreinigung Sorge zu tragen. Als Temperaturunterschied gegen die Außenluft nehmen wir $\Delta t = 65^\circ$ an. Die Kühlfläche des Ölkühlers ist näherungsweise bei $Q_k = 100 \div 150$ kcal/s Kühlwärme $F_{k2} \sim 4,2 + 0,41 Q_k m^2$.

12. Brennstoffverbrauch und günstigste Geschwindigkeit.

Der Reibungswiderstand des Tragflügels ist nach Gl. (15)

$$W_R = q F r_{om} \left(\frac{R_0}{R} \right)^{0,1} \frac{\delta_{0,9n}}{\delta_n} \quad (0,47)^{1)} \dots (38)$$

Entsprechend ist der Reibungswiderstand der Leitwerkflächen

$$W_2 = q F \left(r_0' k' c_{nix} \frac{L_0}{L_R} \frac{\partial c_a}{\partial c_{a1}} + r_0'' k'' c_{niy} \frac{B}{L_R} \right) (0,05) \quad (39)$$

Der Reibungswiderstand von 3 Bootskörpern mit dem Volumen $V_0 \sim 20 m^3$ betrage

$$W_3 = q \cdot 3 \cdot 0,05 V_0^{2/3} \quad (0,17) \dots (40)$$

Der induzierte Widerstand ist nach Gl. (13)

$$W_i = q \frac{\delta_n \lambda K}{\pi} \cdot F c_a^2 \quad (0,31) \dots (41)$$

Wir bilden nun die Summe der Widerstände und setzen ihr Verhältnis zum Gesamtgewicht gleich der Gleitzahl $\epsilon = \Sigma W/G$.

Wir setzen ferner voraus, daß die Ozeanstrecke in gleicher Höhe von etwa 4300 m und mit gleicher Geschwindigkeit 100 m/s überflogen wird. Der Reibungswiderstand bleibt dabei konstant; der induzierte Widerstand vermindert sich entsprechend der gegen Flugende abnehmenden Belastung. Da er ohnehin nur wenig ausmacht, genügt es, die durch seine Verminderung erzielte Brennstoffersparnis zu schätzen, was in Gl. (43) durch Einführung des Faktors $\varphi = 0,93$ getan ist.

Durch allmähliches Ansteigen in größere Höhe könnte mit weniger Brennstoff geflogen werden. Ebenso könnte bei gutem Wetter durch Drosseln der Motoren noch Brennstoff gespart werden.

1) ZFM 1927, S. 58ff.

2) ZFM 1923, S. 68, Z. d. V. D. I. 1927, S. 1737.

1) Die eingeklammerten Zahlen sind die Anteile am Gesamtwiderstand für Beispiel Nr. 2.

Das Triebwerkgewicht einer Motorenanlage der beschriebenen Art ist

$$G_T = 0,0224 \frac{\varepsilon V}{\eta_v} \cdot G \dots \dots \dots (42)$$

Es wird angenommen, daß auf der Strecke Peuzance—St. Johns 900 km gegen Wind von 50 m/s und der Rest, also 2700 km, gegen Wind von 20 m/s zu fliegen sind. Dazu ist das Brennstoffgewicht

$$G_B = \frac{\varepsilon \cdot b_\varepsilon}{270 \eta_v} \left[\frac{S'}{1 - \frac{w'}{v}} + \frac{\varphi \cdot S''}{1 - \frac{w''}{v}} \right] \cdot G \dots \dots (43)$$

nötig.

Wir erhalten aus Gl. (43) die günstigste Geschwindigkeit.

$$v_{opt} = 92 \text{ m/s}; \quad G_T + G_B = 5,32 \frac{\varepsilon}{\eta_v} \cdot G.$$

Bei

$$v = 100 \text{ m/s ist } G_T + G_B = 5,35 \frac{\varepsilon}{\eta_v} \cdot G.$$

Da nach Abschn. 4 bei dem Leistungsbeiwert $vC_L = 1,98$ und dem Fortschrittsgrad $\lambda = 0,35$, der gesamte Schraubenvirkungsgrad $\eta_v = 0,72$ ist, wird bei 100 m/s Geschwindigkeit das Gewicht des Triebwerks mit Brennstoff

$$G_T + G_B = \frac{\varepsilon G}{\eta_v} (2,24 + 3,11) = 7,43 \cdot \Sigma W \dots \dots (44)$$

Der mitgeführte Brennstoff langt für etwa 5000 km Flug bei Windstille; die Brennstoffreserve ist daher 43%. Bei gutem Wetter, also im Sommer, wenn der Verkehr am lebhaftesten ist, wird man diese Reserve zugunsten der Frachtaufnahme vermindern können. Auf einer Rundreise hebt sich der Einfluß des Windes fast wieder auf. Bei 20 m/s jährlichem mittleren Gegenwind und einem Zuschlag von 5% für Probeläufe der Motoren ist der Brennstoffverbrauch einer Rundreise $G_{BR} \sim 12 \varepsilon G$.

Mit je $\frac{1}{2}$ h Aufenthalt bei den Zwischenlandungen ist die Reisedauer Berlin—New York etwa 25 h, New York—Berlin 17 h.

13. Notlandewahrscheinlichkeit.

Der erprobte Napier-Lion-Flugmotor hat im Flugverkehr¹⁾ während 3060 Betriebsstunden im Mittel alle 765 h einen Bruch und alle 235 h ein Versagen ohne Bruch gehabt. Die mittlere Lebensdauer eines Motors war 1000 h. Diese Ergebnisse sind als günstig zu betrachten.

Wir wollen, um sicher zu gehen, voraussetzen, daß beim Dieselflugmotor nach genügender Entwicklung dieser Bauart höchstens alle 400 h ein Bruch erfolgt, der im Fluge nicht repariert werden kann, und alle 125 h ein Versagen, das im Fluge innerhalb einer Stunde gehoben werden kann. Unter diesen ungünstigen Ausnahmen ist die Wahrscheinlichkeit des Ausfalles von 2 von 4 Motoren auf einer Rundreise etwa 0,03. Müßte das Ozeanflugzeug in diesem Falle schon notlanden, so wäre an keinen rentablen Verkehr zu denken. Es ist also zu verlangen, daß es auch bei 2 Motorenausfällen flugfähig bleibt. Dies ist möglich, wenn die Motoren beim Flug in Bodennähe mittels des Reservegebläses um 25% überlastbar sind. 5 Motoren, von denen mindestens 3 laufen müssen, ergeben keine Verbesserung der Betriebssicherheit. Erst 6 Motoren in der auf Abb. 18 dargestellten Anordnung ergeben eine 7 mal höhere Betriebssicherheit. Ferner ist der Leistungsanfall beim Versagen zweier Motoren nur 33% gegenüber 50% beim 4-Motoren-Flugzeug. Das 6-Motoren-Flugzeug erhält also eine Leistungsreserve, die es gestattet, den Flug bei 2 Motorenausfällen ohne Überlastung der übrigen Motoren fortzusetzen.

Die Grenzbelastung, bis zu der ein Flugzeug flugfähig bleibt, ist

$$p_{gr} = \left[\sqrt{\frac{Q_0}{2}} \cdot \frac{N}{F} \cdot \zeta \right]^{2/3} \dots \dots \dots (45)$$

¹⁾ Bristow, Jahrbuch der Automob. u. Flugt. Gesellschaft 1926/27.

Es empfiehlt sich, das Seitenverhältnis λ soweit zu verkleinern, daß das Flugzeug beim Antritt einer Ozeanstrecke nach Abwurf von $\frac{1}{3}$ der Brennstoffladung noch flugfähig bleibt, wenn 2 Motoren ausfallen.

Bei $\frac{N}{F} = 1288 \text{ kg/sm}$ normaler Flächenleistung und einer

Steigzahl $\zeta = \frac{\eta_v c_a^{1,5}}{c_w} \sim 7,9$ würde das 4-Motoren-Flugzeug bei 2 Ausfällen $117 \div 136 \text{ kg/m}^2$ Grenzbelastung erreichen, je nach dem Grad der Überlastung der Motoren; dagegen das 6-Motoren-Flugzeug $142 \div 165 \text{ kg/m}^2$. Da die höchste Flächenbelastung beim Ozeanflugzeug 145 kg/m^2 beträgt, ist in diesem Falle das 6-Motoren-Flugzeug überlegen.

Bei stärkstem Gegenwind nach den oben gemachten Annahmen sind folgende Flugzeiten T_n zu erwarten:

	h	h
Berlin	5,8	3,6
Peuzance	15,4	9,5
St. Johns	7,8	4,8
New York		

Eine Notlandung wäre vorzunehmen, wenn beim 4-Motoren-Flugzeug mindestens 3 Motoren ausfallen. Die Wahrscheinlichkeit hierfür ist bei einer Rundreise¹⁾

$$W_1 \sim \binom{4}{3} \sum_1^6 \left(\frac{T_n}{400} + \frac{1}{125} \right)^3 \sim 0,0007 \dots \dots (46)$$

Dieser Wert ist bereits hinreichend klein.

Nehmen wir weiter die Wahrscheinlichkeit einer Bruchlandung oder Notlandung aus anderen Gründen zu $W_2 = 0,002$ an, so wird die gesamte Wahrscheinlichkeit des Nichtrückkehrens von einer Rundreise $W_1 + W_2 = 0,0027$.

Hohe Geschwindigkeit, d. h. kurze Flugdauer, ist also auch aus Gründen der Betriebssicherheit erwünscht. Würden wir die Geschwindigkeit nur um 30% erniedrigen, so würde sich die Wahrscheinlichkeit W_1 der Notlandung schon verdreifachen.

14. Ermittlung günstiger Abmessungen für das Ozeanflugzeug.

Wir wollen uns nun nach dem Tragflügel fragen, der bei gegebener Flügelfläche, Kabinenhöhe und Geschwindigkeit den kleinsten Luftwiderstand hat. Der gesamte Luftwiderstand der Tragfläche ist durch Gl. 38 ÷ 41 gegeben.

Da das Seitenverhältnis $\lambda = \frac{H_0}{g^2 F^2}$ ist, folgt für das Minimum des Widerstandes aus Gl. (38), (41) durch Differenzieren nach ϑ die Bedingung

$$\frac{d r_0}{d \vartheta} \cdot g^3 = \frac{2 H_0^2 c_{ae}^2 K \delta_n}{\pi F \left(\frac{R_0 v}{v L_0} \right)^{0,1}} \cdot \frac{\delta_n}{\delta_{0,9n}} \dots \dots (47)$$

Wir erhalten daraus das günstigste Dickenverhältnis ϑ und alle anderen Flügelabmessungen.

Für die Beispielrechnungen nehmen wir an:

- Flughöhe 4300 m,
- Staudruck $q = 402 \text{ kg/m}^2$,
- größte Flächenbelastung $p = 145 \text{ kg/m}^2$,
- Kabinenhöhe $H_i = 1,9 \text{ m}$,
- begehbare Fläche = $\frac{1}{4}$ der Flügelprojektionsfläche.

Die Ergebnisse von 6 Rechenbeispielen mit verschiedenen Umrissen und Flügelflächen sind in Zahlentafel 7 u. 8. enthalten.

Die spitzendigen Flügelumrisse sind dem elliptischen Umriß überlegen (Beispiel Nr. 1—3). Die Ersparnis an Widerstand beträgt etwa 5%, die Ersparnis am Gesamtgewicht etwa 2%, die als reine Nutzlast verfügbar ist und die Ökonomie nicht unerheblich verbessert. Der Unterschied zwischen den Umrissen $n = 1$ und 1,5, die beide spitzendig

¹⁾ Unter Vernachlässigung des Gliedes höherer Ordnung; genau ist $W_1 = \binom{4}{3} \omega_0^3 + \binom{4}{4} \omega_0^4$; darin ist $\omega_0 \sim 0,06$ im Mittel.

sind, ist unbedeutend. Wir können daraus den Schluß ziehen, daß auch ein gradlinig begrenzter spitzendiger Flügel (s. Abb. 17, 18), wie er für die praktische Ausführung in Frage kommt, gleich günstig ist. Für das günstigste Seitenverhältnis ($F: B^2$ in der üblichen Bezeichnung) wurden Werte von 1:6 bis 1:7 erhalten, die durchaus den bekannten Bauarten entsprechen. Kleinere Seitenverhältnisse sind besonders für Großflugzeuge unvorteilhaft.

Der Anteil der zahlenden Ladung ist $5 \div 7\%$ des Abfluggewichtes. Moderne Verkehrsflugzeuge befördern etwa 10% zahlende Ladung, haben jedoch nur die halbe Geschwindigkeit und geringere Flugweite. Den Nurflügel können wir daher allgemein als Langstrecken-Flugzeug hoher Ökonomie ansprechen, das auch im reinen Überlandverkehr verwendbar wäre. Die Voraussetzung für seinen Einsatz ist allerdings genügend große Verkehrsnachfrage. Man wird deshalb vorerst geneigt sein, kleinere Flugzeuge zu verwenden. Der Vergleich der 4 Parabelflugzeuge Nr. 2, 4, 5, 6 zeigt nun, daß sich der Nutzlastanteil bei Vergrößerung der Flügelfläche bis 500 m^2 zwar noch bis auf $0,74 \text{ kg/PS}$ verbessert, darüber hinaus jedoch rasch abnimmt. Die Startfähigkeit ist trotz ausreichender Leistungsreserve aber schon bei 500 m^2 erheblich schlechter als bei 300 m^2 , weil die Leistungsbelastung höher wird. Das kleinere Flugzeug ist daher wertvoller für den Verkehr, auch wenn es 18% mehr Leistung für die Beförderung der gleichen Nutzlast gebraucht.

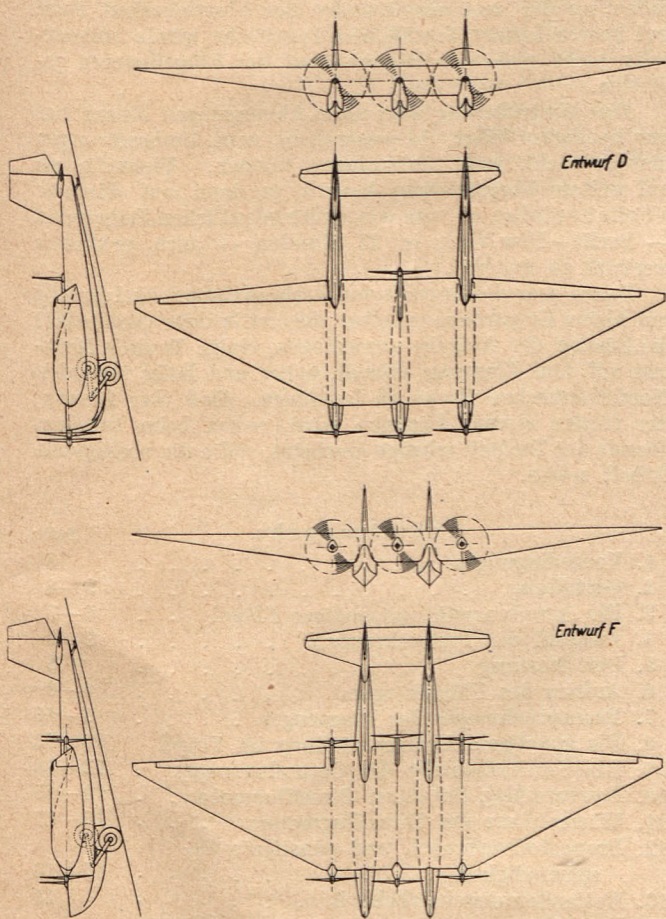


Abb. 17 u. 18. Ozeanflugzeug. Spannweite 44 m, Flügelfläche 300 m^2 , Fluggewicht 43,5 t, Geschwindigkeit 360 km/h, Flugweite bei Windstille 5000 km mit 3 t Nutzlast. Motorenleistung bei Entwurf D: $4 \times 1300 \text{ PS}$, Entwurf F: $6 \times 870 \text{ PS}$.

In Abb. 17, 18 sind 2 Entwürfe D und F, mit 4 und 6 Motoren dargestellt¹⁾. Bei 300 m^2 Flügelfläche beträgt die Spannweite 44 m. Die größte mit einem freitragenden Eindecker

¹⁾ Die Großbuchstaben geben die Zahl der Treibschrauben an, entsprechend der im Lokomotivbau üblichen Bezeichnungsweise.

Zahlentafel 7. Hauptmaße von 6 Beispielen.

Flugzeug Nr.	1	2	3	4	5	6
Flügelgrundfläche $F \text{ m}^2$	300	300	300	400	500	700
Umrißexponent n	0,5	1	1,5	1	1	1
Spannweite B m	38,6	43,9	48,4	55,5	64,6	84,3
Flügelteufe L_0 »	9,65	10,3	10,5	10,8	11,6	12,5
Leitwerkabstand L_R . . . »	15,0	15,0	15,0	16,0	17,0	18,5
Flügelteufe H_0 »	2,59	2,67	2,70	2,67	2,67	2,67
Seitenverhältnis λ	244	234	217	195	180	148
Dickenverhältnis ϑ	268	260	251	247	230	214
Abwindfaktor $\frac{d c_a}{d c_{a1}}$	1,74	2,18	2,48	1,88	1,78	1,63
Gleitzahl ϵ bei $c_{a\epsilon} = 0,36$	0670	0640	0632	0516	0532	0473
Steigzahl ζ bei $c_a = 0,6$	7,4	7,83	8,01	8,93	9,70	11,16
Grenzbelastung bei 60% der Volleistung $\frac{\text{kg}}{\text{m}^2}$	131	132	132	134	134	136
Leistungsbelastung beim Abflug kg/PS	8,06	8,43	8,57	9,38	10,14	11,40
Fluggewicht G t	43,5	43,5	43,5	58	72,5	101,5
Nutzlast t	2,3	3,3	3,3	4,4	5,3	3,2
Motorleistung N PS	5400	5180	5060	6185	7140	8905
Zahl. Ladung je PS kg/PS	0,42	0,63	0,66	0,70	0,74	0,35

Zahlentafel 8. Gewichtsanteile in Tausendstel des Fluggewichts.

Flugzeug Nr.	1	2	3	4	5	6
Gurtungsstäbe	47	46	49	74	101	171
Längswände	18	18	18	23	26	34
Querspt. Querwände und Versteifung	63	62	61	82	84	88
Flügelhaut	45	45	45	45	45	45
Leitwerk u. Steuerung	24	27	30	32	40	50
Bootskörper	79	79	79	81	83	86
Fahrwerk u. Sporne . . .	69	69	69	70	70	70
Einrichtung u. Brennstoffbehälter	56	55	55	54	53	51
Rüstgewicht	401	401	406	461	502	595
Anteile durch Reibungswiderstand d. Flügels	233	223	219	206	188	170
induziert. Widerstand des Flügels	164	149	145	125	115	95
Widerst. d. Leitwerks	20	22	23	23	24	26
Widerst. d. Bootskörp.	82	82	82	74	69	62
davon Triebwerk	209	199	196	179	166	148
davon Brennstoff	290	277	273	249	230	205
Lose Ausrüstung und Besatzung	48	48	48	36	29	21
Nutzlast	52	75	77	75	73	31

erreichte Spannweite ist 48 m bei etwa 200 m^2 Flügelfläche (Rohrbach-Beardmore Landflugzeug). Das Penhoet-Flugboot (Frankreich) hat bei 40 m Spannweite 270 m^2 Flügelfläche. Die Abmessungen der beiden Entwürfe halten sich also im Rahmen des praktisch Erprobten.

15. Abschätzung der Frachtrate.

Um einen Anhalt für die erzielbare Frachtrate zu gewinnen, wollen wir die Herstellungspreise und Betriebskosten des Flugzeuges Entwurf F abschätzen. Wir nehmen folgende, nach der sicheren Seite geschätzten Herstellungspreise an:

Nurflügelzelle: 1000 M./m^2 Oberfläche, Fahrwerk: 30 M. pro kg, Motorenanlage: 140 M./PS, instrumentelle Ausrüstung und Einrichtung 400 000 M.

Diesöl (Leuchtöl) kostet in Europa 0,12 M./kg; Schmieröl (Rizinusöl) 0,92 M./kg.

Das ganze Flugzeug muß gegen Unfälle versichert werden. Die Wahrscheinlichkeit des Totalverlustes oder einer

Bruchlandung während einer Rundreise sei 0,003. Nach jeder 100. Landung sei eine Reparatur nötig, die 10% des Herstellungspreises kostet.

Die Zahl der jährlichen Rundreisen sei zunächst nur 52.

Der Kapitalzinssatz sei 8%.

Die Kostenanteile für eine Rundreise sind

$$\text{Kosten der Zelle} = \text{Preis} \cdot \left[\frac{0,08}{52} + 6 \cdot 0,0015 \right]$$

$$\begin{aligned} \text{Kosten des Triebwerks} &= \text{Preis} \cdot \left[\frac{0,08}{52} + 6 \cdot 0,0005 \right] \\ &= 0,675 \text{ M./PS.} \end{aligned}$$

Der Motor erfordere nach je 200 Betriebsstunden eine Überholung, die 2% des Herstellungspreises kostet.

Wir nehmen an, daß er nach 1700 Flugstunden nicht mehr reparaturfähig ist und erneuert werden muß. Während dieser Zeit werden 290 kg/PS Betriebsstoff verbraucht. Die Erneuerungskosten rechnen wir daher am besten zu Lasten des Brennstoffs. Die zu erneuernden Teile der Motorenanlage mögen 116 M./PS kosten. Der ideelle Brennstoffpreis beträget demnach

$$\begin{aligned} 0,94 \cdot 0,12 + 0,06 \cdot 0,92 + \frac{116}{290} \\ = 0,568 \text{ M./kg.} \end{aligned}$$

Von den Löhnen der Besatzung und den Verwaltungskosten mögen M. 10000 auf eine Rundreise entfallen. Auf jede Landung entfalle ferner eine Gebühr von M. 500 für den Unterhalt der Flugplätze.

Die gesamte Oberfläche des Flugzeuges F ist etwa 900 m², das Fahrwerkgewicht 3 t, das Triebwerkgewicht bei 5200 PS Leistung 9 t, das Brennstoffgewicht für eine Rundreise 35 t. Als zahlende Ladung nehmen wir 2,4 t an. Bei günstiger Witterung könnten jedoch bis 5 t befördert werden. Die gesamten Kosten einer Rundreise von 13500 km Länge betragen somit:

Zelle: Zinsen, Versicherung, Reparatur . . .	M. 14660
Triebwerk: Zinsen, Versicherung »	3510
Triebwerk: Abschreibung, Reparatur, Brennstoff »	19860
Löhne und Unkosten »	13000
	<u>M. 51030.</u>

Dafür werden geleistet $2,4 \cdot 13500 = 32400$ Tonnenkilometer Nutzlastbeförderung. Es kostet also der Tonnenkilometer auf der schwierigen Ozeanstrecke nur etwa M. 1,5 ÷ 2 gegen M. 3 ÷ 8 im bestehenden Luftverkehr. Der Flugpreis für einen Passagier von Berlin nach New York könnte danach etwa M. 1000 betragen. Als wirtschaftliche Basis eines transatlantischen Flugverkehrs ist jedoch vorerst die Postbeförderung anzusehen. Ein Brief von 20 g würde nur M. 0,30 Zuschlag erfordern.

16. Zusammenfassung.

Alle diese Überlegungen, die zum Vorschlag des Nurflügel-Ozeanflugzeuges führten, sind nicht unabhängig voneinander, sondern greifen vielfach ineinander über. Die weite Ozeanflugstrecke von 3600 km erfordert äußerste Brennstoff-Ökonomie. Durch die Nurflügel-Bauart mit spitzendigem Flügelumriß, die Tragflächenkühler und den Flug in 4 km Höhe wird an Widerstand gespart; durch Verzicht auf den Seestart können die Motoren und Treibschrauben günstig eingebaut und ihr Wirkungsgrad erhöht werden; durch Anwendung des Zweitakt-Dieselfahrfahrens wird die Brennstoffausnutzung und Betriebssicherheit der Motorenanlage gesteigert.

Entscheidend für das Gelingen eines nordatlantischen Luftverkehrs ist die hohe Flug-

geschwindigkeit von 300 ÷ 400 km/h, weil nur dann die Behinderung durch die unbeständigen, vorwiegend westlichen Winde auf ein erträgliches Maß zurückgeht. Hohe Geschwindigkeit erfordert hohe Tragflächenbelastung — 145 kg/m² — und Verminderung aller schädlichen Oberflächen, also Nurflügel-Bauart. Der Start von See würde nun konstruktive Abänderungen erfordern, die einen Verlust an Reichweite und Geschwindigkeit bedeuten; beides ist für das Ozeanflugzeug nicht angängig. Denkt man noch an die Abhängigkeit des startenden Flugbootes vom Wetter, so bleibt als Ausweg nur der Landstart, der auch bei hochbelasteten Flugzeugen keine Schwierigkeiten macht, es sei denn, daß man die Beschaffung ausreichend großer Plätze von etwa 300 ha als solche betrachtet.

Für eine durch Unterteilung der Motorenanlage wenig wahrscheinliche Notlandung auf See ist durch scharf gekielte Bootsrümpfe, einziehbare Laufräder und Verschotung aller Innenräume vorzusorgen.

Die hohe Flächenbelastung gestattet es, einem Flugzeug von etwa 40 t Gewicht noch verhältnismäßig kleine Abmessungen zu geben, 300 m² Flügelfläche, 44 m Spannweite. Dadurch wird die Tragkonstruktion leicht und doch widerstandsfähig gegen örtliche Kräfte und billig in der Herstellung. Diese Zahlenangaben sind zugleich als Mindestforderungen anzusehen. Würde man ein leichteres Ozeanflugzeug bauen wollen, so würde die starke Besatzung und umfangreiche Ausrüstung zu sehr ins Gewicht fallen, an der man aus Gründen der Flugsicherheit nicht gut sparen kann. Eine kleinere Tragfläche würde andererseits nicht mehr die Begehrbarkeit des Flügelinneren gestatten.

Eine Vergrößerung über diese Abmessungen hinaus hat nur bedingten Wert, da wesentliche neue Verbesserungen hieraus nicht mehr entspringen können. Vielmehr als auf weitere Vergrößerung kommt es dann auf dichte Verkehrsfolge an, um den außerordentlichen Zeitgewinn — Berlin—New York in 25 Stunden — auch praktisch wertvoll zu machen.

Durch jede der angeführten Verbesserungen sind jeweils nur kleine Ersparnisse erzielbar, die erst in ihrer Gesamtheit die Lösung der Aufgabe ermöglichen, einige Tonnen Nutzlast auf dem Flugwege schnell, sicher und billig über den Nordatlantischen Ozean zu befördern. Daß eine Lösung, die fraglos einmal kommen wird, schon beim heutigen Stande der Technik möglich erscheint, sollte die vorliegende Arbeit zeigen.

Inhaltsangabe.

	Seite
1. Vorbedingungen	3
2. Gestaltung	3—4
3. Die Aerodynamik spitzendiger Flügel	4—7
4. Auswahl der Treibschrauben	7—8
5. Der Startweg	8
6. Aufbau des Flügelkörpers	8—9
7. Beanspruchungen des Flugzeuges	9—10
8. Die günstigste Lastenverteilung im Flügel	10—12
9. Die Gewichtsanteile des Ozeanflugzeuges	12—13
10. Bauvorschlag für einen Dieselflugmotor	13—15
11. Wärmebilanz des Dieselflugmotors	16—17
12. Brennstoffverbrauch und günstigste Geschwindigkeit	17—18
13. Notlandewahrscheinlichkeit	18
14. Ermittlung günstiger Abmessungen für das Ozeanflugzeug	18—19
15. Abschätzung der Frachtrate	19—20
16. Zusammenfassung	20

Mein Lebenslauf.

Am 14. Sept. 1900 wurde ich, Hans Georg Küssner, als Sohn des Justizbeamten Heinrich Küssner und seiner Ehefrau Anna, geb. Samesreuther, in Bartenstein, Ostpreußen, geboren. Nachdem ich das Gymnasium in Rastenburg besucht hatte und als Volontär tätig gewesen war, studierte ich vom Herbst 1919 ab an der Technischen Hochschule Danzig allgemeinen Maschinenbau und bestand dort im Herbst 1923 die Diplomprüfung. Seitdem war ich bis März 1928 Assistent bei Prof. Schulze-Pillot und hatte dadurch Gelegenheit, meine Kenntnisse in der Strömungsphysik und im Motorenbau zu vertiefen.



BIBLIOTEKA GŁÓWNA



27140

Politechniki Gdańskiej