

Der Ermüdungsversuch eines Ganzmetall-Schulsegelflugzeuges

Von Dr. E. Rácz und J. Gedeon, Ungarn

Vortrag am 10. OSTIV-Kongress, South Cerney (England), Juni 1965

1. Einführung

In Ungarn wurde die Ganzmetallkonstruktion beim Entwurf von Segelflugzeugen schon seit Jahren aus verschiedenen Gründen bevorzugt. Erstens ist das Flugzeugbauholz guter Qualität bei uns (Importmaterial), während Duraluminium in der benötigten Qualität und Menge zur Verfügung steht. Zweitens werden die Schulflugzeuge für die nationale Segel-

flugschulung in grösserer Anzahl gebaut, und die Ganzmetallkonstruktion ist für die serienmässige Herstellung viel geeigneter als die Holzkonstruktion.

In Anbetracht der grösseren Zahl und der ungewöhnlichen Konstruktion des in Frage stehenden Schulsegelflugzeuges erwies es sich als nötig, durch ausführliche Ermüdungsversuche zu untersuchen, ob während der geplanten Lebensdauer des Flugzeuges ein Ermüdungsbruch zu erwarten sei.

Bild 1

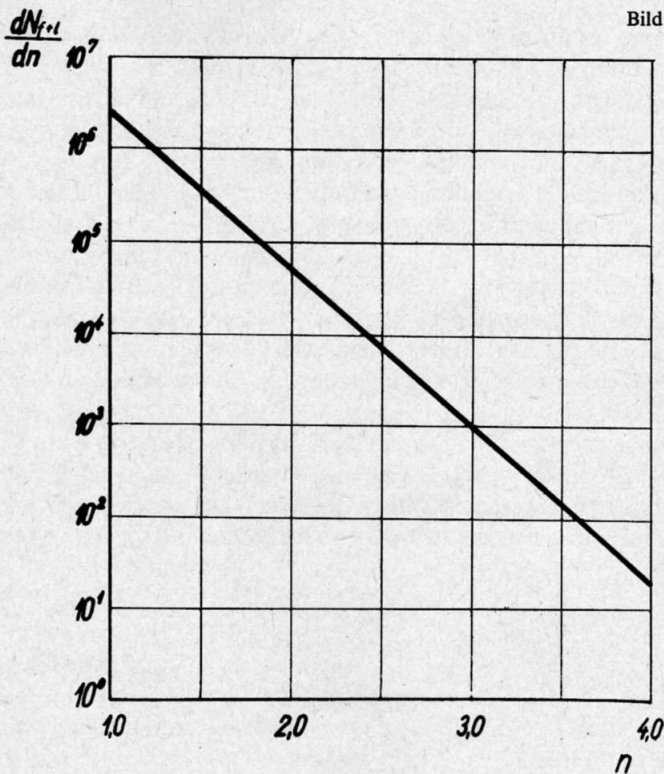
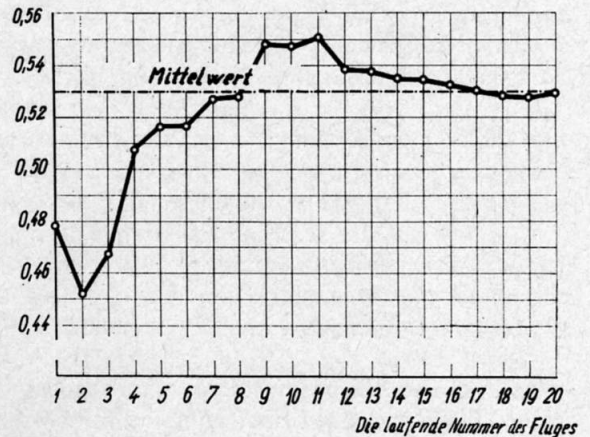


Bild 2



Die Versuche wurden vom Lehrstuhl für Flugwesen an der Technischen Universität Budapest durchgeführt.

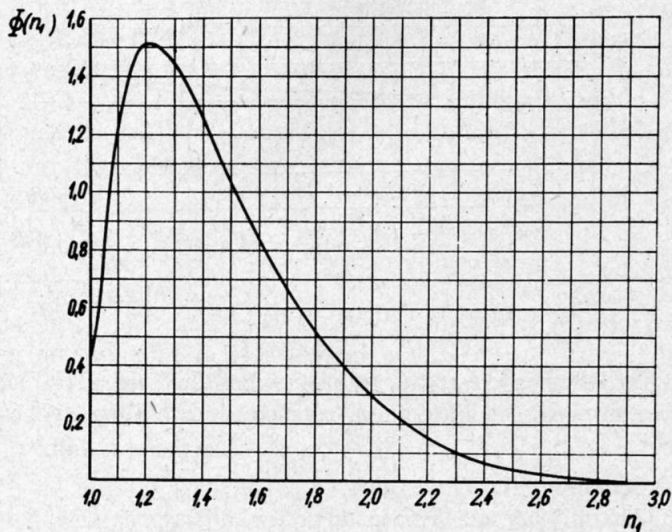
Zunächst berechneten wir die Lebensdauer des Schulflugzeuges Type R-26/S «Góbbé», einer Konstruktion von Dipl.-Ing. E. Rubik, weil die Segelflugzeuge immer eine ausgesprochene «safe-life»-Konstruktion bilden, bei welcher die Lebensdauerberechnung durchaus angebracht ist.

Bei der Bestimmung der Lebensdauer können die praktischen Ingenieuraufgaben in folgende Gruppen zusammengefasst werden:

1. Durch Berechnung oder auf Grund gesammelter und statistisch ausgewerteter Angaben sollen die Ermüdungsbelastungen genauer ermittelt werden.

2. Auf experimentellem Wege sollen die verwendbaren $\sigma-N_B$ Ermüdungs-Kurvenscharen für die wichtigeren, lasttragenden Teile der Konstruktion bzw. für Versuchsstücke,

Bild 3

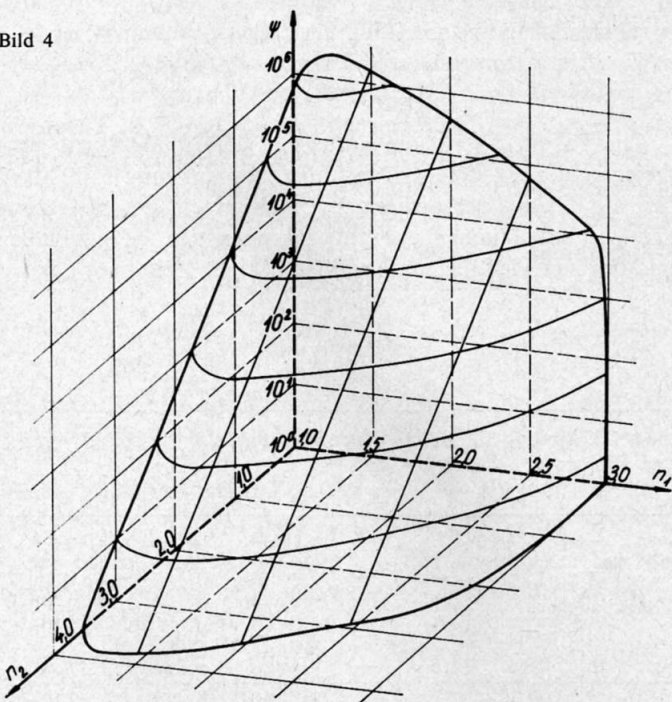


die den allgemeinen Aufbau der Konstruktion gut repräsentieren, erstellt werden.

3. Zuletzt kann die Lebensdauer durch Anwendung einer als für die Ermüdungs-Schadenakkumulation richtig angenommenen Theorie auf Grund der Ergebnisse der vorgeannten zwei Punkte ermittelt werden.

Wir wollen nun diese Aufgabengruppen ausführlicher betrachten.

Bild 4

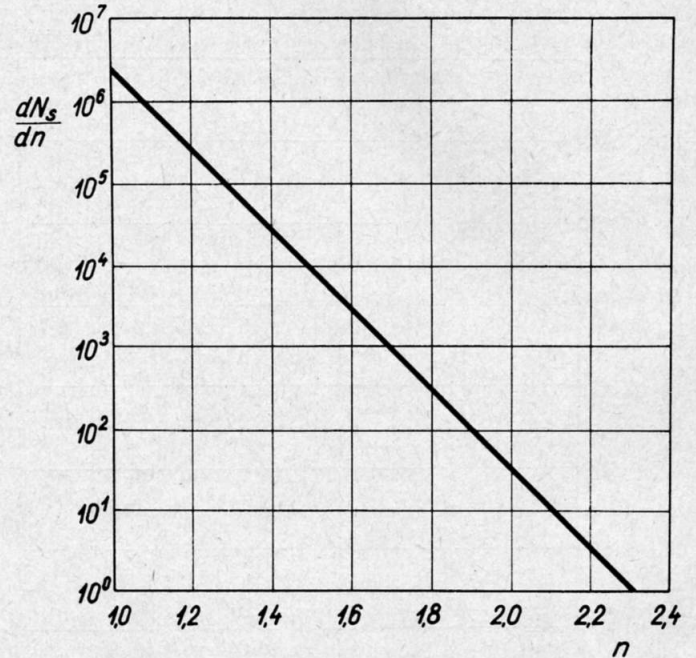


2. Die Ermittlung der Belastungsspektren

2.1 Die Flugzeiten und ihre Verteilung

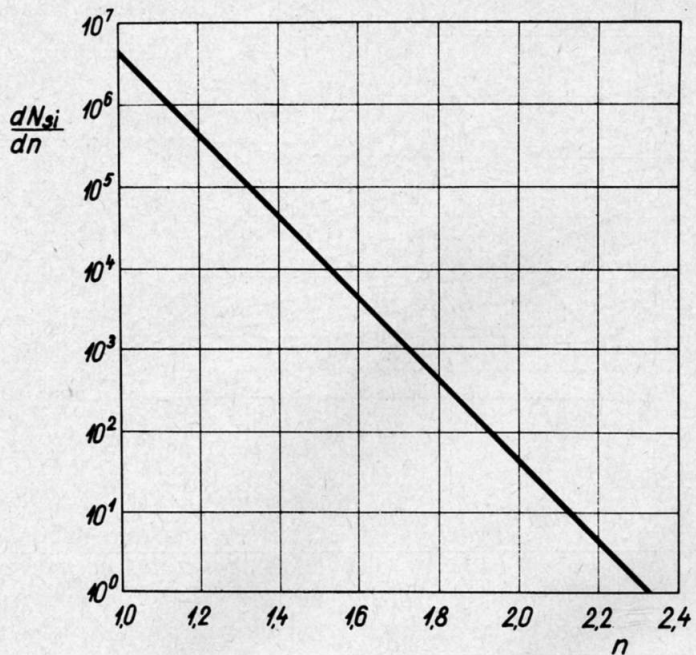
Wegen ihrer besonderen, eigenartigen Betriebsverhältnisse sind die in der Literatur veröffentlichten verschiedenen Lei-

Bild 5



stungsspektren für Segelflugzeuge nicht anwendbar, weil sie sich meistens auf grössere Motorflugzeuge, vor allem Verkehrsflugzeuge beziehen. Deswegen befasste sich unser Lehrstuhl seit Jahren mit der Bestimmung – und zwar durch Ver-

Bild 6



suchsflüge – der Grösse und Häufigkeit verschiedener Belastungen an Segelflugzeugen. Dipl.-Ing. J. Gedeon hat schon am VII. OSTIV-Kongress in Leszno über unsere Versuche bezüglich der Belastungen im Windschlepp bzw. beim Start und bei der Landung der Segelflugzeuge berichtet [1., 2.].

Bei der Planung der Ermüdungsversuche des «Góbé» wurden die Ergebnisse dieser früheren Messungen verwendet, aber wir führten auch Versuchsflüge mit dem «Góbé» aus, um die Belastungen im Trudeln und im einfachen Kunstflug zu bestimmen. Die Versuchsflüge wurden neben der Anwendung eines in unserem Labor entwickelten, optisch registrierenden Beschleunigungsmessgerätes durchgeführt, das in der Nähe des Flugzeugschwerpunktes eingebaut wurde. Die

Das Schulsegelflugzeug «Góbé» soll planmässig für rund 10 000 Starts im Betrieb gehalten werden, was bei einer jährlichen Startzahl von 800–850 einer Lebensdauer von etwa 12 Jahren, bzw. 1500 Flugstunden entspricht.

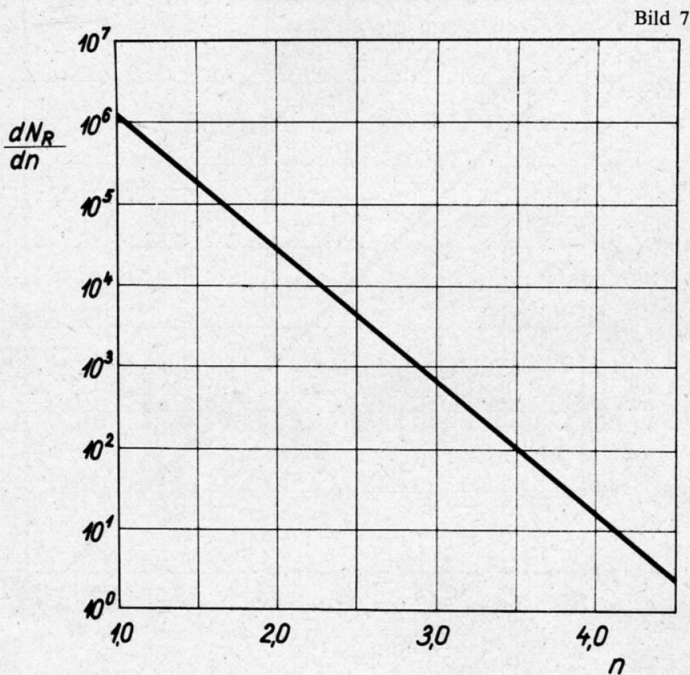
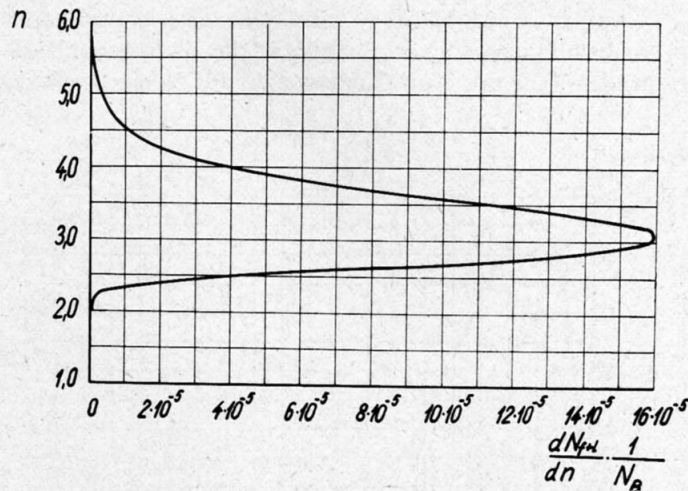


Bild 9



Auswertung der Filmstreifen erfolgte mittels eines gleichfalls bei uns entwickelten Projektors von zehnfacher Vergrößerung.

Im Rahmen dieser Startzahl kommen die folgenden, der Bestimmung des Flugzeuges entsprechenden Flugaufgaben vor:

- Schulflug mit Windenstart,
- Thermikflug mit Windenstart oder im Flugzeugschlepp,
- Schleppflugschulung,
- Trudeln und einfacher Kunstflug.

Während der Ausführung dieser Flugaufgaben wirken verschiedene, von der momentanen Fluglage abhängige Belastungen auf das Flugzeug. Zur Bestimmung der Belastungsspektren wollen wir die folgenden Flugarten in Betracht ziehen:

- Start und Landung,
- Windenschlepp bzw. Flugzeugschlepp,
- Glatter Flug bei ruhigem Wetter,
- Thermikflug und Gleitflug bei böigem Wetter,
- Trudeln, Überschlag und Turn.

Die Tabelle I stellt die Verteilung der 10 000 Starts bzw. diejenige der entsprechenden Flugdauer von rund 1500 Stunden auf Grund der bisherigen Erfahrungen, der Schätzung der voraussichtlichen Anzahl der einzelnen Flugaufgaben und der zur Ausführung derselben nötigen Zeitdauer dar.

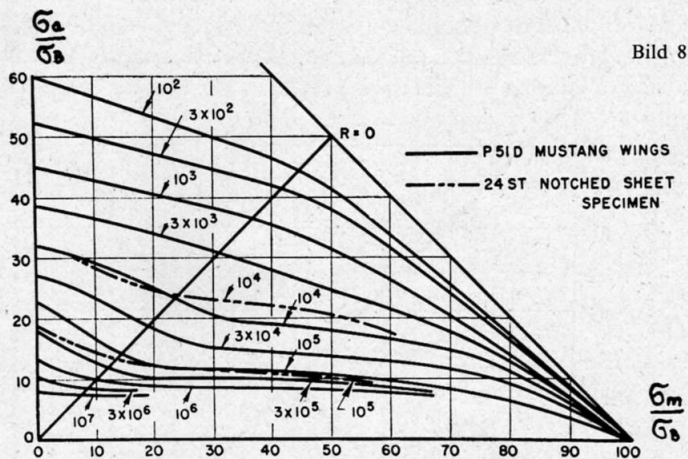


Tabelle I
Flugzeiten und ihre Verteilung

Flugzeugaufgabe	Start	Flugzeit	Winden-	Flugzeug-	Glatter	Thermik-	Trudeln	Looping	Turn
	Anzahl								
		h	h	h	h	h			
Schulflug mit Windenstart	7 200	600	90	—	510	—	—	—	—
Thermikflug mit Windenstart	1 000	350	12,5	—	37,5	300	—	—	—
Thermikflug im Flugzeugschlepp	600	200	—	20	20	160	—	—	—
Schleppflugschulung	840	200	—	110	90	—	—	—	—
Trudeln und einfacher Kunstflug	360	150	—	90	42,5	—	720	720	720
Insgesamt	10 000	1500	102,5	220	700	460	720	720	720

Die waagrechten Zeilen der Tabelle fassen die für die gleichen Aufgaben nötige Zeitdauer zusammen, während die senkrechten Kolonnen die bei gleichen Belastungsverhältnissen geleisteten Flugstunden angeben. Es ist zu bemerken, dass die für die Ausführung der Starts und Landungen nötige Zeit den Flugstunden nicht zugerechnet wurde.

2.2 Die Belastungen bei Start und Landung

Bei der Bestimmung der Belastungen bei Start und Landung haben wir uns auf die Ergebnisse unserer früheren, schon erwähnten [2] Versuche gestützt, die kurz wie folgt zusammengefasst werden können:

a) Für Segelflugzeuge mit Rad und Bremsklappe – wie auch die «Góbé» – ist die Ausrollstrecke aus der folgenden Formel zu berechnen:

$$s = \frac{(V_l - u)^2}{41,7} \quad (\text{in Metern})$$

wobei V_l die Landegeschwindigkeit, u den mittleren Gegenwind (beide in km/h) bedeutet.

b) Es entfällt durchschnittlich je eine Lastspitze auf alle 2 m der Ausrollstrecke, das heisst die Anzahl der Lastspitzen je Landungen ergibt sich zu

$$\bar{i} = \frac{s}{2}$$

c) Die Verteilungsfunktion der Belastung zeigt eine exponentielle Veränderung in der Abhängigkeit vom Lastvielfachen n auf. Der Anstieg der die Verteilungsfunktion in halblogarithmischem Koordinatensystem darstellenden geraden Linie kann – für Segelflugzeuge auch bei verschiedenen Typen – in folgender Weise ausgedrückt werden:

$$\frac{d(\log \bar{N}_{f+l})}{dn} = \frac{1}{2,8 \cdot 10^{-3} \cdot w_l \cdot \omega^2}$$

Hier bedeuten \bar{N}_{f+l} die Gesamtzahl der Lastspitzen grösser als das Lastvielfache n , w_l die Sinkgeschwindigkeit bei der Anwendung der Bremsklappe und ω die Kreisfrequenz des Flugzeuges auf der Federung des Fahrgestells als eines mechanischen Systems mit einem Freiheitsgrad.

Wenn wir diese Ergebnisse auf die «Góbé» anwenden – mit den folgenden Werten: $c_{y \max Fl} = 1,25$, $V_l = 1,1$, $V_{\min} = 64,3$ km/h und $u = 2$ m/sek. = 7,2 km/h –, so erhalten wir für die Anzahl der Lastspitzen je Landungen:

$$\bar{i}_p = 39,1$$

Nach unserer Erfahrung beträgt die Zahl der Lastspitzen im Start ungefähr zwei Drittel des obigen, das heisst:

$$\bar{i}_f = 26,1$$

So ergibt sich die Gesamtzahl der Lastspitzen bei Start und Landung während der ganzen Lebensdauer, das heisst während der 10 000 Starts, zu:

$$(N_{f+l})_0 = 10.000 \cdot (39,1 + 26,1) = 6,52 \cdot 10^5$$

Aus den Daten der «Góbé» erhalten wir

für die Sinkgeschwindigkeit: $w_l = 1,795$ m/sec
und für die Kreisfrequenz: $\omega_0 = 10,8$ l/sec
womit:

$$\frac{d(\log \bar{N}_{f+l})}{dn} = \frac{1}{2,8 \cdot 10^{-3} \cdot 1,795 \cdot 10,8^2} = 1,704$$

Demnach kann die Verteilungsfunktion, unter welcher wir die Anzahl der Lastspitzen zwischen $n = 1$ und $n = n$ verstehen, in folgender Weise geschrieben werden:

$$N_{f+l} = (N_{f+l})_0 \left[1 - 10^{-\frac{d(\log \bar{N}_{f+l})}{dn} \cdot (n-1)} \right]$$

Wir wollen im folgenden die Ableitung der Verteilungsfunktion nach n Belastungsspektrum nennen. Das Belastungsspektrum von Start und Landung gestaltet sich also – mit der üblichen Bezeichnung: $\log e = M$ – wie folgt:

$$\frac{dN_{f+l}}{dn} = (N_{f+l})_0 \cdot \frac{1}{M} \cdot \frac{d(\log \bar{N}_{f+l})}{dn} \cdot 10^{-\frac{d(\log \bar{N}_{f+l})}{dn} \cdot (n-1)}$$

bzw. mit den obigen Zahlenwerten:

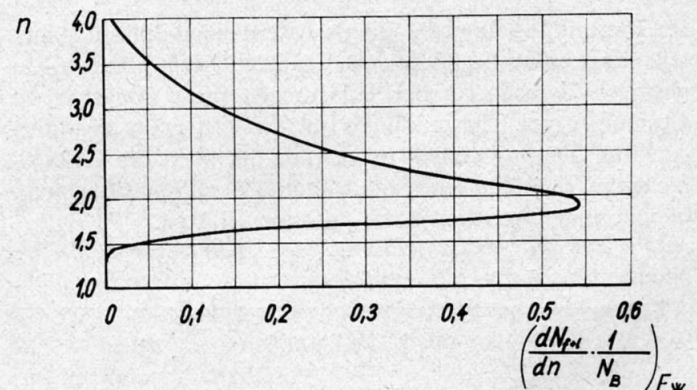
$$\frac{dN_{f+l}}{dn} = 2,56 \cdot 10^{6-1,704 \cdot (n-1)}$$

Diesen Zusammenhang zeigt Bild 1 in einem halblogarithmischem Koordinatensystem mit der Grundzahl 10.

2.3 Belastungen im Windschlepp

Das Segelflugzeug Typ R-26/S startet im allgemeinen im Schwerpunktschlepp; die Ermüdungsbelastung wurde deshalb für diesen Fall bestimmt. Unsere früheren, schon er-

Bild 10



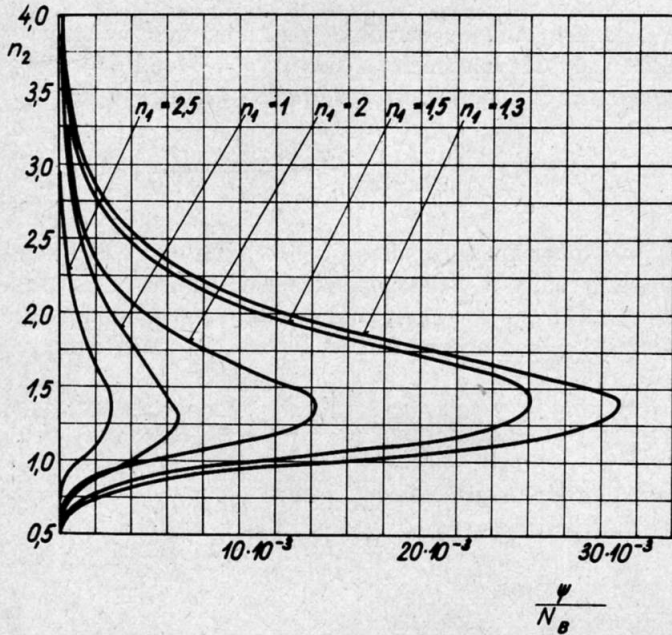
wähnten Messungen für die Klarstellung der Kräfteverhältnisse im Windschlepp [1] haben gezeigt, dass im Schwerpunktschlepp die Seilkraft mit dem Fluggewicht ungefähr übereinstimmt und die Beschleunigung in der Bahnrichtung sehr gering ist.

Wenn wir – nach unseren Erfahrungen – annehmen, dass der Bahnwinkel 18° beträgt, und mit der Annahme: Seilkraft = Fluggewicht, ferner mit den folgenden Daten: $V_w = 85$ km/h = 23,6 m/sek. (Schleppgeschwindigkeit) und $c_y = 1,1$, so ergibt sich der Winkel zwischen dem Schleppseil und der Rumpfachse aus den Gleichgewichtsgleichungen in der

Bahnrichtung und senkrecht dazu zu rund 65°. Für das Lastvielfache erhielten wir zugleich $n = 1,859$.

Die Messungen haben auch gezeigt, dass die Änderung der Seilkraft infolge Schwingungen gering (unter 10%) ist. Darum haben wir diesen Punkt bei der Ermüdung der

Bild 11



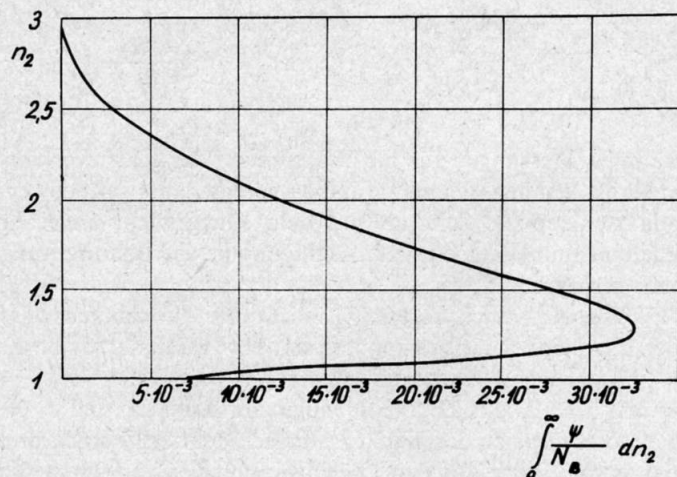
«Góbé» ausser Acht gelassen. Die Belastung im Windenschlepp hat also kein Spektrum; es handelt sich hier um eine diskrete, einstufige Belastung in einer Grössenordnung von 370 kg, die unter einem Winkel von 65° zur Rumpfachse nach unten – auf die ganze Lebensdauer bezogen – 8200 mal zu berücksichtigen ist.

2.4 Belastung im Thermikflug

2.4.1 Die Verteilung der Grundbelastung im Spiralflug

Im Thermikflug führt das Flugzeug teils einen Spiralflug aus, teils fliegt es im Gleitflug zwischen den Thermiksäulen. Zur richtigen Berechnung der Belastungen muss zunächst die Gesamtzeit des Thermikfluges auf die Zeiten im Spiralflug bzw. im Gleitflug verteilt werden, da der Wert des Lastvielfachen im Gleitflug 1 beträgt, während er im Spiralflug – abhängig vom Querlagewinkel – grösser als 1 ist.

Bild 12



Die Bestimmung des Verhältnisses dieser beiden Phasen geschah durch die Auswertung von 20 Barogrammen. Die Barogramme stammten von Leistungsflügen, welche alle von verschiedenen Personen und bei verschiedenen Wetterverhältnissen durchgeführt wurden.

Das Bild 2 zeigt die Änderung dieses Verhältnisses in der Reihenfolge der Probeentnahme. Es ist zu sehen, dass das Resultat von der 12. Probe ab nur wenig schwankt; die Auswertung von 20 Barogrammen kann also in dieser Hinsicht als ausreichend betrachtet werden.

Bei der Bestimmung der Belastungen werden wir – auf Grund des Bildes – 53% der im Thermikflug verbrachten Gesamtzeit, das heisst $0,53 \cdot 460 = 244$ Stunden dem Spiralflug zurechnen.

Die mittlere Zeitdauer eines Spiralfluges ergab sich aus den 20 Barogrammen zu 8 Minuten, so dass die zu erwartende Gesamtzahl der Belastungen und Entlastungen auf die Grundbelastung

$$(N_{e1})_0 = \frac{244 \cdot 60}{8} = 1830$$

sein wird.

Diese Zahl ist in Anbetracht der Ermüdung viel zu niedrig, so dass wir die Grundbelastung als eine dauernd wirkende Belastung, jedoch von veränderlicher Grösse (also als eine veränderliche Vorspannung) betrachten werden.

Die Grösse der Grundbelastung hängt von der Querlage des Flugzeuges ab und bleibt nicht einmal innerhalb einer Spiralflugperiode konstant.

Die Gesetzmässigkeit der Verteilung konnten wir auf Grund unserer bisherigen Flugmessungen noch nicht feststellen; deshalb haben wir auf Grund praktischer Angaben angenommen, dass der häufigste Querlagewinkel 35° und der noch vorkommende grösste Querlagewinkel 70° beträgt. Es wurde weiter angenommen, dass die Verteilung des Querlagewinkels sich entsprechend einem \sin^2 -Gesetz um den 35°-Wert als Medianwert verändert. Die Dichtefunktion der angenommenen Verteilung ist also:

$$L(\mu) = \frac{2}{\pi} \sin^2 \mu \frac{180}{70}$$

Diese Querlagewinkelverteilung kann auf Grund der Beziehung

$$n_1 = \frac{1}{\cos \mu}$$

in die Grundlastvielfachenverteilung: $\Phi(n_1)$ umgerechnet werden, welche in Bild 3 zu sehen ist.

2.4.2 Die Verteilung der wechselnden Belastung beim Spiralflug

In Thermikflügen mit verschiedenen Leistungssegelflugzeugen haben wir erfahren, dass das Hineinfliegen in die Thermik, bzw. das Herausfliegen, im Gegensatz zu den Motorflugzeugen, im Film kaum erkennbar ist, und der Flugzeugführer bemerkt keinen harten Schlag. Die wechselnden Belastungen im Spiralflug stammen also aus der atmosphärischen Turbulenz und aus den sich daraus ergebenden Korrekturen der Fluglage. Diese Belastungen überlagern sich auf die angeführte Grundbelastung.

Unsere Flugmessungen haben gezeigt, dass das Flugzeug im Spiralflug durchschnittlich je 2,5 Sekunden einer Last-

spitze unterworfen wird. Während der im Spiralflug verbrachten 244 Stunden sind also insgesamt

$$(N_{2t})_0 = \frac{244 \cdot 3600}{2,5} = 3,51 \cdot 10^5$$

Lastwechsel zu erwarten.

Für die Grössenverteilung der Belastung können wir – auf Grund eigener Messungen und zum Teil der Fachliteratur [3] – mit grosser Gewissheit eine exponentielle Abnahme annehmen. Das Spektrum kann in diesem Falle – wobei wir vom Aufschreiben der Verteilungsfunktion selbst absehen – in folgender Form angegeben werden:

$$\frac{\partial^2 N_{2t}}{\partial n_1 \partial n_2} = (N_{2t})_0 \phi(n_1) \frac{1}{M} f_t \cdot 10^{-f_t n_2} = \psi(n_1, n_2)$$

Diese Funktion hat also zwei Veränderliche: n_1 und n_2 , wobei n_1 die von der Querlage abhängige Grundlast, n_2 die überlagernde Wechsellast darstellt.

Zur Bestimmung des Wertes von γ_t , welches im Exponenten der Verteilungsfunktion vorkommt, haben wir angenommen, dass die Anzahl der Belastungen grösser als 4 g in den 244 Spiralflugstunden insgesamt rund 40 betragen wird. Daraus ergibt sich: $\gamma_t = 1,62$. Nach der Einführung der Zahlenwerte in ψ bekommt man:

$$\psi(n_1, n_2) = 1,31 \phi(n_1) \cdot 10^{(-1,62 n_2)}$$

Das Bild 4 zeigt dieses Spektrum in einem halblogarithmischen Koordinatensystem mit der Grundzahl 10.

2.43 Belastungen in Gleitflugabschnitten des Thermikfluges

Der Lastwechsel bei den Gleitflügen zwischen den Thermikphasen ist erfahrungsgemäss etwas seltener als bei den Spiralfügen. Die Lastspitzen folgen einander alle 3,5 Sekunden. In der Gesamtzeit von 216 Stunden des Gleitfluges sind also

$$(N_{2s})_0 = \frac{216 \cdot 3600}{3,5} = 2,22 \cdot 10^5$$

Lastwechsel zu erwarten.

Das Grundlastvielfache ist im Gleitflug $n_1 = 1$. Der Exponent des Spektrums lässt sich – nach Schätzung – mit dem dreifachen Wert des Exponenten im Spiralflug annehmen, da die Atmosphäre zwischen den Thermikphasen wesentlich ruhiger ist. Es wird mithin:

$$f_s = 3f_t = 3 \cdot 1,62 = 4,86$$

Für das Spektrum erhält man damit:

$$\frac{\partial N_{2s}}{\partial n} = (N_{2s})_0 \frac{1}{M} f_s \cdot 10^{-f_s (n-1)}$$

bzw. mit den obigen Zahlenwerten (s. Bild 5):

$$\frac{\partial N_{2s}}{\partial n} = 2,48 \cdot 10^{(-4,86(n-1))}$$

2.5 Belastungen im glatten Flug

Die Betriebsverhältnisse des glatten Fluges sind ähnlich denen des Gleitfluges; daher lässt sich die Verteilung der Belastungen mit dem gleichen Exponenten (γ_s) berechnen.

Nach unseren Versuchsflügen im Schulflug ist eine Lastspitze in diesem Fall durchschnittlich alle 6,66 Sekunden zu erwarten. In der Gesamtzeit von 700 Stunden des glatten Fluges ergibt sich die Lastspielzahl zu:

$$(N_{3i})_0 = \frac{700 \cdot 3600}{6,66} = 3,78 \cdot 10^5$$

Das Spektrum lässt sich – ähnlich den bisherigen – in der Form

$$\frac{\partial N_{3i}}{\partial n} = (N_{3i})_0 \frac{1}{M} f_s \cdot 10^{-f_s (n-1)} = 4,22 \cdot 10^{(-4,86(n-1))}$$

schreiben (s. Bild 6).

2.6 Belastungen im Flugzeugschlepp

Im Flugzeugschlepp wendet der Flugzeugführer öfters Ruderkorrekturen an als im glatten Flug; daher sind auch die Lastwechsel häufiger.

Nach unseren Erfahrungen folgen die Lastspiele alle 2,5 Sekunden aufeinander, wie im Spiralflug. Daraus begründet sich die Anwendung desselben Exponenten, das heisst

$$f_R = f_t = 1,62$$

In der Gesamtzeit von 220 Stunden des Flugzeugschleppes ergibt sich die Lastspielzahl zu

$$(N_R)_0 = \frac{220 \cdot 3600}{2,5} = 3,17 \cdot 10^5$$

Das Spektrum gestaltet sich folgendermassen (s. Bild 7):

$$\frac{\partial N_R}{\partial n} = (N_R)_0 \frac{1}{M} f_R \cdot 10^{-f_R (n-1)} = 1,45 \cdot 10^{(-1,62(n-1))}$$

2.7 Belastungen im Trudeln und im einfachen Kunstflug

Um diese Belastungen zu ermitteln, haben wir drei Flugschüler Trudeln und einfacheren Kunstflug mit einem «Góbé» durchführen lassen. Da die Streuung nicht zu gross war, kann für die Belastung der Mittelwert der Messergebnisse genommen werden.

Das Lastvielfache ändert sich in den folgenden Zyklen:

- a) im Trudeln: +1,0; +1,425; +0,425; +2,145; +0,81; +2,87; +1,0;
- b) im Looping: +1,0; +2,96; +0,10; +2,915; +1,0;
- c) im Turn: +1,0; +2,745; +0,925; +3,04; +1,0.

2.8 Belastungen aus dem Start-Lande-Lastwechsel

Es handelt sich hier um jene zyklische Änderung in der Belastung, welche zwischen dem Belastungszustand des auf dem

Boden stehenden, also mit dem Eigengewicht belasteten Flugzeuges und jenem des einen stationären Flug mit $n = 1,0$ durchführenden Flugzeuges besteht. Die Lastspielzahl ist hierbei selbstverständlich der Startzahl gleich, also:

$$N_{s-L} = 10^4$$

Diese Belastung kann als die Summe zweier pulsierender Wechselbelastungen betrachtet werden, mit je einer Lastspielzahl

$$\frac{N_{s-L}}{2} = 5 \cdot 10^3$$

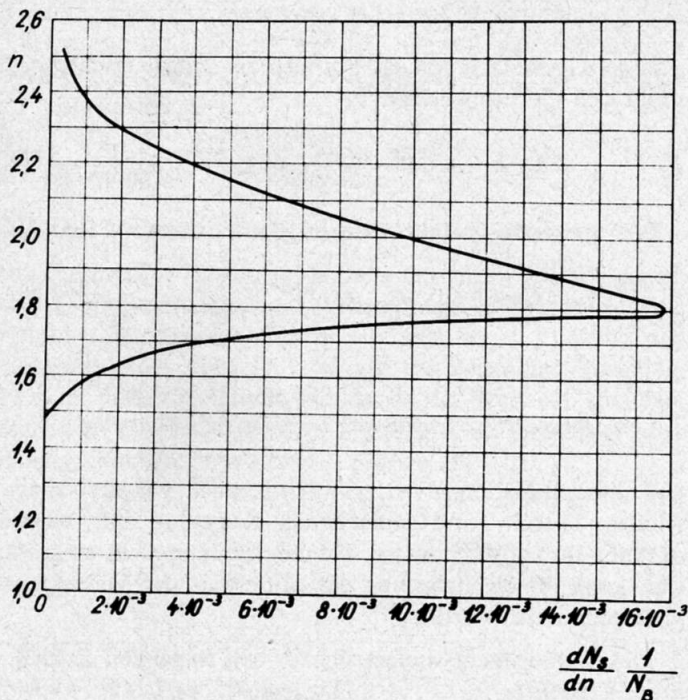
und mit den Belastungsgrenzen $n = 0 + 1,0$, bzw. in Anbetracht des Flügelgewichtes $n = -0,437 \div 0$.

3. Die Ermüdungskurvenschär

Im Besitze der Belastungsspektren benötigen wir für die weiteren solche Ermüdungskurvenscharen, welche die zu den einzelnen Belastungsniveaus gehörenden Bruchlastspielzahlen neben den Parameterwerten der Mittelspannungen – herrührend von der Grundbelastung – angeben.

Wir hatten keine Möglichkeit, diese Kurvenschar für den Flügelholm oder für andere ermüdungsempfindliche Bestandteile des «Góbé» durch umfangreiche Versuchsreihen

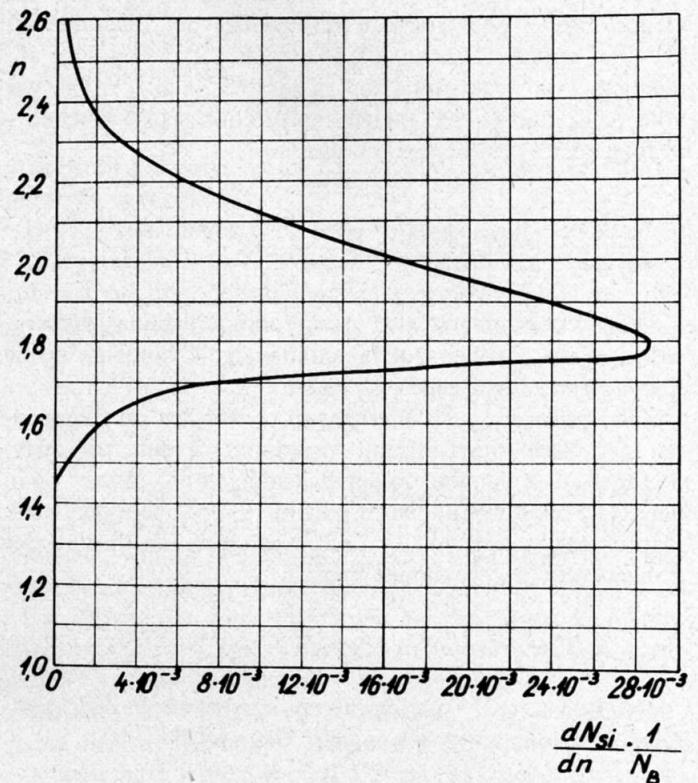
Bild 13



selbst zu ermitteln. Wir haben deshalb die geeignete Ermüdungskurvenschär aus der Fachliteratur gewählt, und zwar die Ergebnisse der Versuche des Australischen Flugtechnischen Forschungsinstitutes mit 90 Mustang-Flügeln (s. Bild 8) [4]. Die zur Lebensdauerberechnung nötigen Ermüdungskurven sind daraus so zu erhalten, dass die zusammengehörenden σ_a und N_B bzw. $\sigma_a \cdot \log N_B$ Werte längs einer lotrechten Linie, das heisst bei einem konstanten Parameterwert von σ_m dargestellt werden.

Da aber die Belastungsspektren in Abhängigkeit vom Lastvielfachen n angegeben sind, muss die $\sigma_a \cdot \log N_B$ Kurvenschar in eine $n_2 \cdot \log N_B$ Kurvenschar mit den Parameterwerten von n_1 umgerechnet werden. Die Umrechnung bereitet keine Schwierigkeit, da die Spannungen dem Last-

Bild 14



vielfachen proportional sind. Zur Bestimmung des Proportionalitätskoeffizienten haben wir die Spannung in dem am stärksten beanspruchten Flügelholmquerschnitt in Betracht gezogen, welchen wir früher durch Festigkeitsversuche festgestellt hatten. Dieser Querschnitt bildet also den Bezugsquerschnitt des ganzen Ermüdungsversuches für den Flügel; die von den verschiedenen Belastungsspektren verursachte Schädigung wird für diesen Querschnitt berechnet.

4. Schadenakkumulation und Lebensdauerberechnung

Im Besitze der Belastungsspektren und der Ermüdungskurvenschär können wir jetzt auf die Berechnung der Lebensdauer übergehen. Für diesen Zweck ist die am besten bekannte und in der Fachliteratur – mangels besserer – am häufigsten vorgeschlagene Theorie die lineare Theorie von Palmgren und Miner, welche – im Falle bestimmter, diskreter Belastungs- bzw. Spannungsniveaus – folgendermassen geschrieben werden kann:

$$\sum_{i=1}^n \frac{N_i}{N_{Bi}} = 1$$

Hierbei ist N_i die Lastspielzahl der einzelnen Spannungsniveaus, N_{Bi} die Bruchlastspielzahl an denselben Spannungsniveaus und n die Anzahl der Spannungsniveaus.

Die Versuchsergebnisse zeigten in vielen Fällen kleinere oder bedeutendere Abweichungen, haben jedoch auch mehr-

mals die Palmgren-Minersche Theorie bestätigt. Grössere Abweichungen wurden besonders dann beobachtet, wenn die Spannungsniveaus mit progressiv abnehmender oder zunehmender Stufung bestimmt wurden. Bei den zur Ermüdung des Flugzeuges führenden Belastungen ist aber diese konsequente Stufung nicht in einer Richtung vorhanden, welche die Theorie annehmbarer macht. Bei der Auswertung der in den letzten Jahren in der Literatur beschriebenen, mit ganzen Flugzeugen durchgeführten Ermüdungsversuchen wurde im allgemeinen die lineare Akkumulationstheorie verwendet.

Im Falle eines stetigen und auf die ganze Lebensdauer bezogenen Belastungsspektrums – wie die obigen Spektren – lässt sich die Schädigung für die Lebensdauer anhand der obigen Formel in der Form:

$$D_i = \int \frac{dN_i}{dn} \cdot \frac{1}{N_{Bi}} \cdot dn$$

schreiben.

Bei mehreren, verschieden stetigen Spektren ergibt sich die Gesamtschädigung zu: $D = \sum D_i$ und der Sicherheitsfaktor, auf die Lebensdauer bezogen, schreibt sich:

$$j = \frac{1}{D}$$

Wir haben die von den obigen, verschiedenen Belastungsspektren verursachte Schädigung durch die punktweise Herstellung der Schädigungskurven:

$$\frac{dN_i}{dn} \cdot \frac{1}{N_{Bi}}$$

und deren graphische Integration ermittelt.

Die Schädigungskurve der aus Start und Landung stammenden Belastung ist im Bild 9 dargestellt. Es sei bemerkt, dass die punktweise Herstellung der Kurve nicht anhand des im Bild 1 dargestellten Spektrums geschah, sondern mit Hilfe eines umgerechneten Spektrums, bei dem wir überlegt haben, dass der Bezugsquerschnitt des Flügels beim Rollen ausser der verteilten Auftriebskraft nur durch die Massenkraft des Flügelteiles ausserhalb des Bezugsquerschnittes belastet wird.

Die Ermittlung der Ermüdungswirkung beim ursprünglichen Start-Lande-Spektrum für die Befestigung des Fahrgestelles im Rumpf erfolgte in Bild 10.

Die Schädigung infolge des Windenschlepps, da es sich hier um eine einstufige Belastung handelt, kann – gemäss der Originalformel von Miner – durch einfaches Teilen bestimmt werden.

Das Spektrum des Spiralfuges hat – wie schon gezeigt – zwei Veränderliche: n_1 für die Grundbelastung und n_2 für die sich auf die vorige überlagernde Wechsellast. Die Schädigung infolge des Spiralfuges lässt sich daher durch zweifache Integration ermitteln. Die Werte von $\frac{\psi}{N_B}$, die zum Integrieren nötig sind, zeigt Bild 11 neben einigen Parameterwerten von n_1 . Deren Integral nach n_2 in Funktion von n_1 ist in Bild 12 zu sehen. Der Flächeninhalt der letzteren Kurve ergibt den Wert der Schädigung.

Die Schädigungen infolge des Gleitfluges zwischen den Thermikphasen, des glatten Fluges, sowie des Flugzeugschlepps sind anhand der diesbezüglichen Spektren in gleicher Weise zu berechnen.

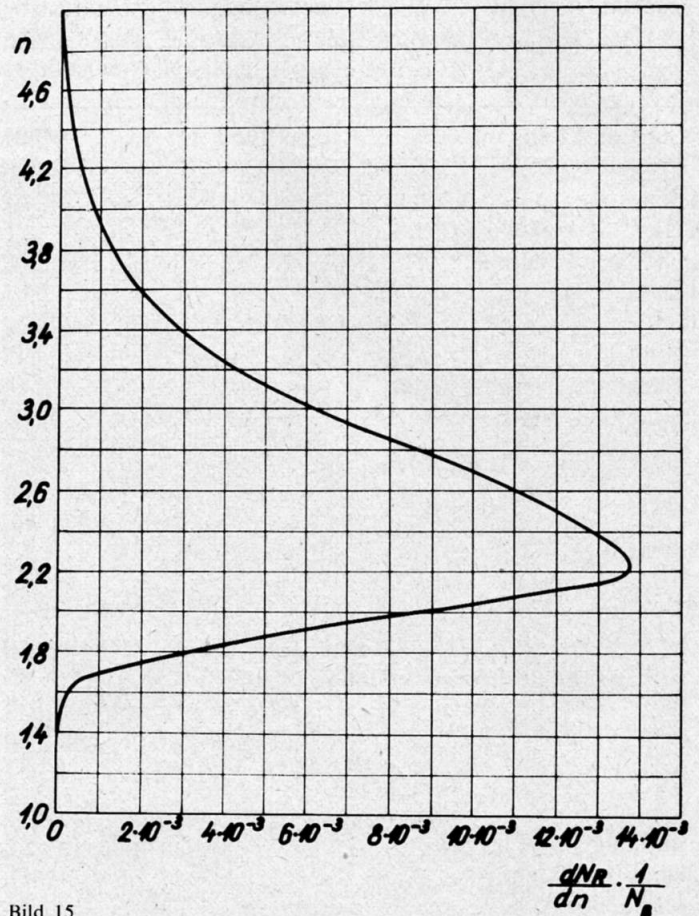


Bild 15

Bei der Ermittlung der Schädigung im Trudeln und im einfacheren Kunstflug – da die Lastwechsel in diesen Fällen nicht symmetrisch sind –, haben wir je einen Spitzenwert auf die halbe Lastspielzahl bezogen. Nach dem Punkt 2.7 nehmen wir also:

- im Trudeln: $n_1 = 1,0; n_2 = +0,425; -0,575; +1,145; -0,19; +1,87;$
- im Looping: $n_1 = 1,0; n_2 = +1,96; -0,90; +1,915;$
- im Turn: $n_1 = 1,0; n_2 = +1,745; -0,075; +2,04.$

In gleichem Sinne kann die Schädigung infolge des Start-Lande-Lastwechsels berechnet werden.

Die Werte der Schädigungen bei den verschiedenen Flugzuständen fasst die Tabelle II zusammen.

Bild 16

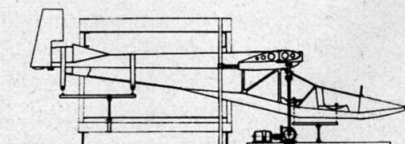
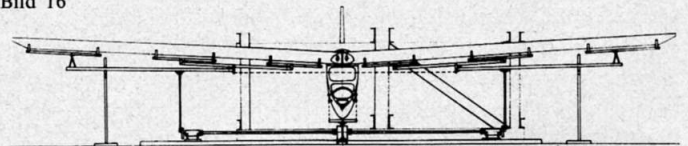


Tabelle II

Flugarten	Schädigung: D_i	%
Start und Landung	0,000185	0,27
Windenschlepp	0,009634	14,23
Spiralflug	0,027434	40,52
Gleitflug zwischen den Thermikphasen	0,000006	0,01
Glatter Flug	0,0000102	0,01
Flugzeugschlepp	0,015126	22,34
Trudeln	0,002794	4,13
Einfacher Kunstflug	0,011270	16,64
Start-Lande-Lastwechsel	0,001250	1,85
Insgesamt: $D = \Sigma D_i =$	0,0677092	100,00

Für die Schädigung infolge Start und Landung bei der Befestigung des Fahrgestells im Rumpf ergibt Bild 10:

$$D_F = 0,5223.$$

Der Sicherheitsfaktor gegen einen Ermüdungsbruch für den Bezugsquerschnitt des Flügels ergibt sich also zu:

$$j = \frac{1}{D} = \frac{1}{0,067709} = 14,9$$

was als reichlich genügend beurteilt werden kann. Der Ermüdungsversuch hatte aber eben die Aufgabe, zu zeigen, ob ein Ermüdungsbruch sich an irgendeiner unerwarteten, schwächeren Stelle des Flugzeuges innerhalb der sicheren Lebensdauer meldet.

Für die Fahrgestellbefestigung erhält man eine wesentlich kleinere Sicherheit:

$$j_F = \frac{1}{D_F} = \frac{1}{0,5223} = 1,92$$

Tabelle III

Flugarten	Lastgrenzen	Lastspielzahlen
a) Spiralflug	$n^X = 1,4 \pm 1,2$ (2,6 ÷ 0,2)	$N^X = 5 \cdot 29\ 020 = 145\ 100$
b) Flug mit der Grundlast von $n_1 = 1,0$	$n^X = 1,0 \pm 0,85$ (1,85 ÷ 0,15)	$N^X = 5 \cdot 176\ 000 = 880\ 000$
c) Start und Landung	$n^X = 1,0 \pm 1,3$ (2,3 ÷ -0,3)	$N^X = 5 \cdot 369\ 450 = 1\ 837\ 250$
d) Windenschlepp	$n^X = 1,86; K = 370\ \text{kg}$	$N^X = 5 \cdot 8\ 200 = 41\ 000$

Im Hinblick auf die äusserst empfindliche Beziehung zwischen Ermüdungsverhältnissen und Spannungsniveau wurde der Versuch a) und b) nicht nach dem Resonanzverfahren durchgeführt, sondern der Flügel wurde fast wirklichkeitstreu durch ein entsprechendes Hebelsystem belastet, wobei die Massenkräfte des Rumpfes durch Festbinden am Boden dargestellt wurden. Die pulsierende Bewegung des Hebelsystems wurde – mangels ausreichender hydraulischer Einrichtung – mit zwei durch Elektromotor angetriebenen Exzentern realisiert (Bild 16, 17, 18 und 19).

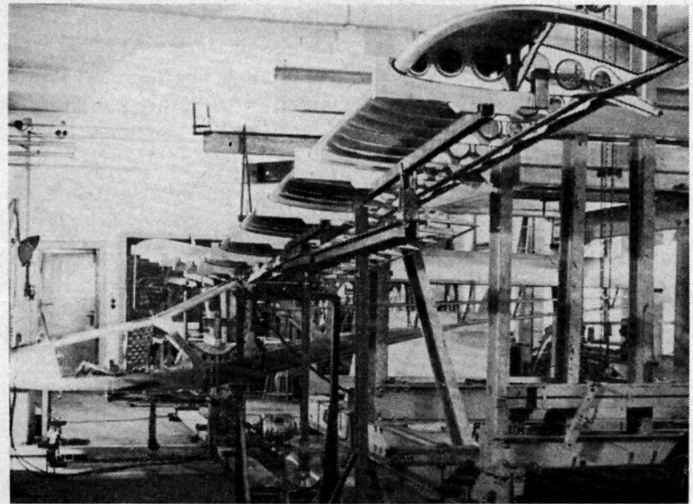
Wegen dieser Art der Belastung war es notwendig, ständig zu überwachen, ob die belastende Kraft während der Ermüdung nicht abnimmt. Dies geschah mittels auf verschiedene, womöglich stark beanspruchte Stellen aufgeklebter Messstreifen. Eine Abnahme der Kraft war nicht zu bemerken.

was die ständige, sorgfältige Beobachtung der Gegend des Fahrgestellanschlusses erfordert.

5. Die Durchführung der Ermüdungsversuche

Unter unseren bescheidenen Laborverhältnissen führten wir insgesamt in vier verschiedenen Flugarten je einen einstufigen Ermüdungsversuch durch, dessen Grössengrenzen und Lastspielzahlen in der Tabelle III angegeben sind. Die Lastspiel-

Bild 17



zahlen haben wir unter Berücksichtigung eines Sicherheitsfaktors von $j = 5$, das heisst für 50 000 Starts so bestimmt, dass die erhaltene Gesamtschädigung der sich aus den stetigen Spektren ergebenden Gesamtschädigung gleichkommt.

Bei der Ermüdung bei Start und Landung (Fall c) in Tabelle III haben wir – zwecks Zeitersparnis, aber auch wegen des geeigneteren Charakters der Belastungen – Resonanzermüdung angewendet. Das Flugzeug wurde an den Flügeln durch lange Gummiseile aufgehängt und beim Fahrgestellanschluss durch einen Exzenter erregt, wobei die Gummiseile die Antriebskraft darstellten. Das Bild 20 zeigt die Anordnung zur Einleitung der erregenden Kraft.

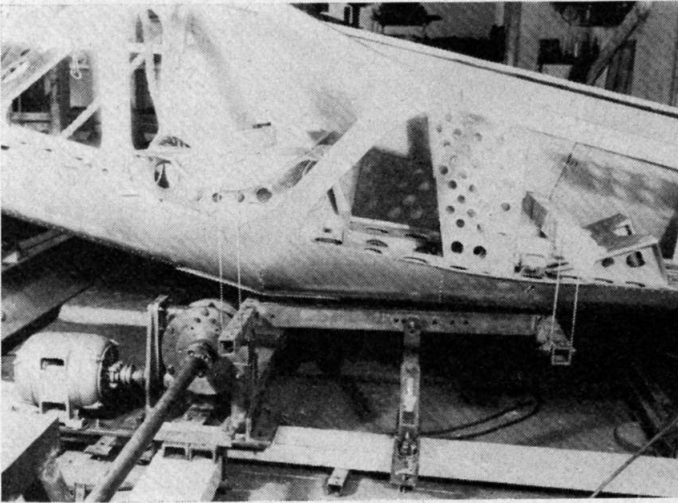
Die Ermüdung beim Windenschlepp wurde durch eine in die gegebene Richtung (65° zur Rumpfachse nach unten) wirkende Stossstange und Exzenter hervorgerufen (Bild 2).

Die Ermüdungsversuche nahmen 9 Monate in Anspruch. Ein Bruch wurde am Holmbeschlag zuerst bei der ungefähr zweifachen Lebensdauer beobachtet, dann nach Auswechslung des Holmbeschlages auch das zweite Mal an derselben

Stelle, bei etwa 4,5facher Lebensdauer. Da es sich hier um einen lebenswichtigen Bestandteil handelte, haben wir weitere Holmbeschläge ermüdet, schon nicht mehr an den

selben Querschnitt, ausgehend vom in Bild 23 mit A bezeichneten Punkt, welcher eine ausgesprochene Spannungskonzentrationsstelle bildet (s. auch Bild 24).

Bild 18



Flügeln selbst, sondern mit zu diesem Zweck hergestellten Holmstümpfen (Bild 22). Der Ermüdungsbruch des Holmbeschlages meldete sich wiederum, und zwar in jedem Fall im

Bild 21

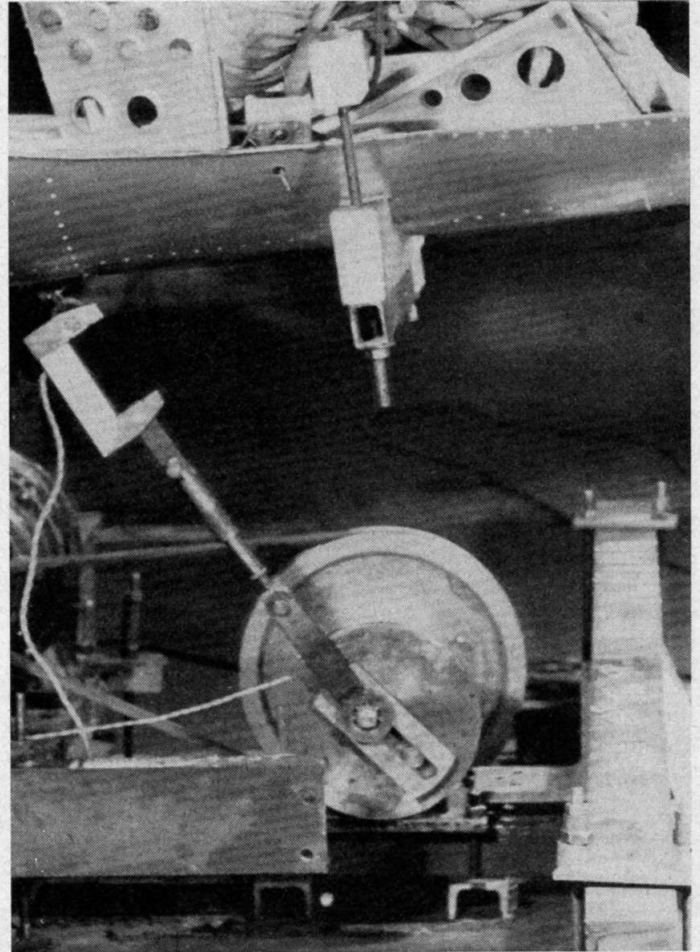
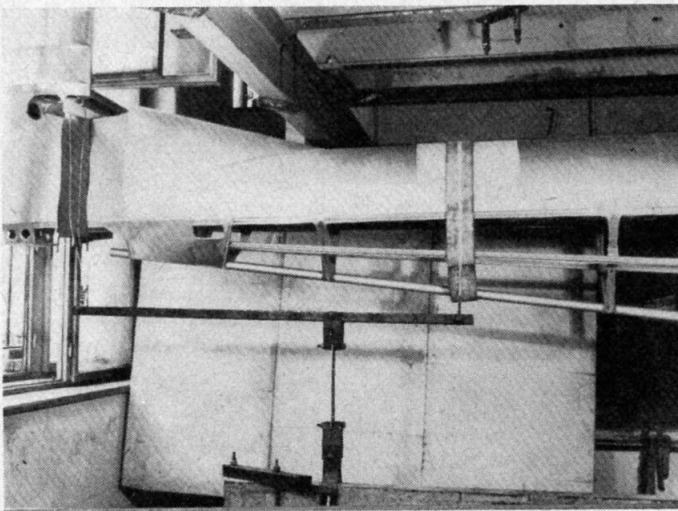


Bild 19



In der Nähe des Holmbeschlages wurden auch in den Stegblechen Risse bemerkt. Diese waren aber nicht auf die ungenügende Einleitung der Querkraft zurückzuführen, sondern auf die allgemeine Ausbildung des Holmbeschlages. Eine entsprechende Umgestaltung dieser Teile haben wir vorgeschlagen.

In nichttragenden Teilen wurden auch andere kleine Risse

Bild 20

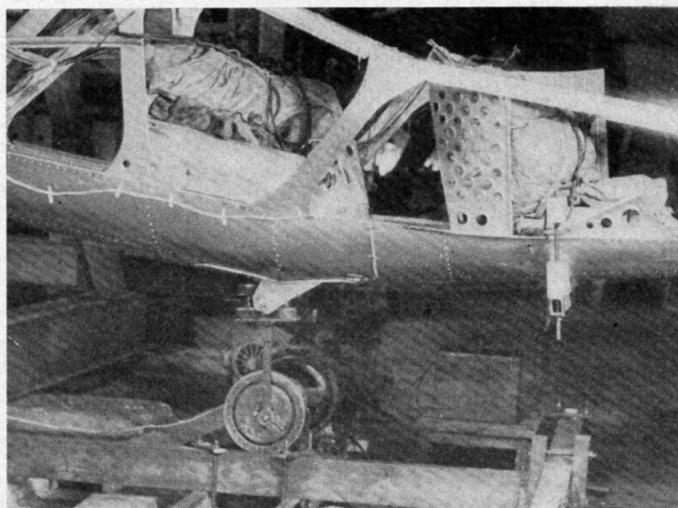
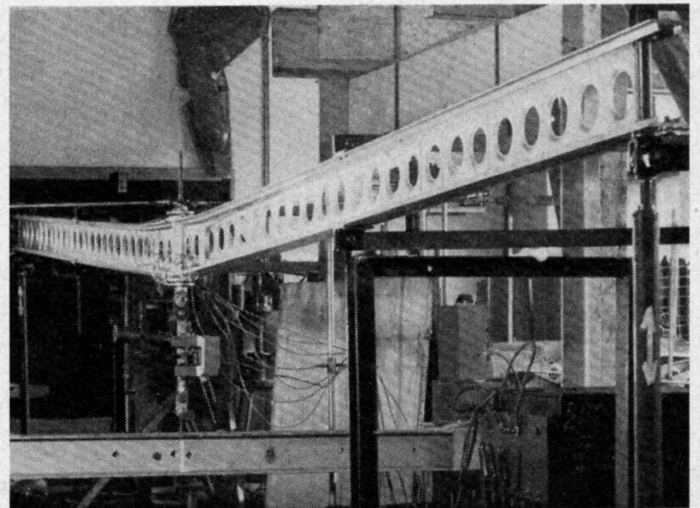


Bild 22

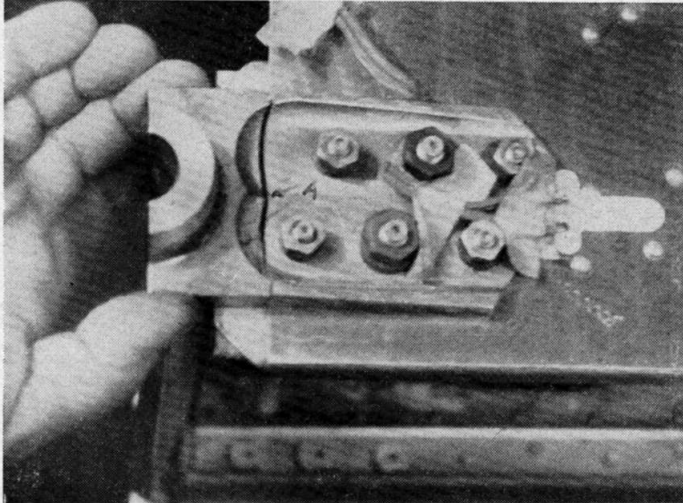


und Nietlockerungen beobachtet, die aber gänzlich unwesentlich und leicht zu vermeiden sind.

Wir haben die Biege- und Verdrehsteifigkeit der Flügel bzw. des Rumpfes vor und nach dem Ermüdungsversuch ausgemessen. Eine nennenswerte Verminderung der Steifigkeit war nicht zu bemerken.

Als Hauptergebnis des ganzen Versuches kann bezeichnet werden, dass selbst im Gefüge des Flugzeuges keine Ermüdungsbrüche aufgetreten sind, so dass das Ganzmetallsegel-

Bild 23



flugzeug Typ R-26/S – nach erfolgreicher Umgestaltung des Holmbeschlages – sich auch hinsichtlich der Ermüdung gut bewähren wird.

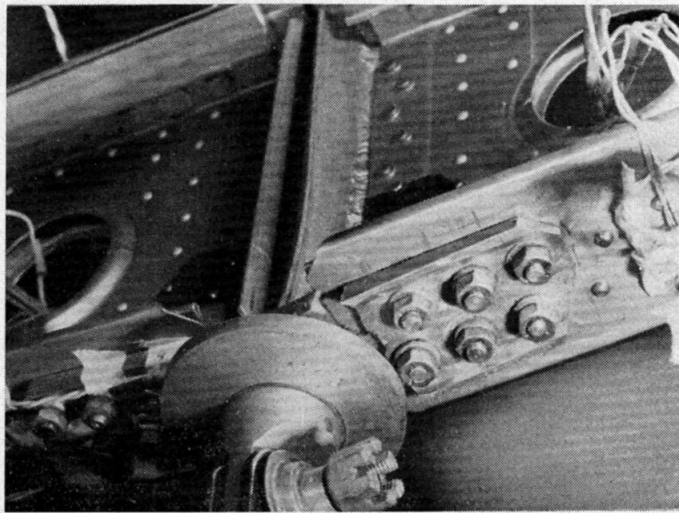


Bild 24

Literatur

- [1] Gedeon, J.: Belastungsmessungen bei der Landung von Segelflugzeugen. Aero Revue, 34. Jg., Nr. 11.
- [2] Gedeon, J.: Belastungsmessungen im Windenschlepp. Aero Revue, Zürich, 34. Jg., Nr. 8.
- [3] Szemplinska-Stupnicka, W., Laudanski, L.: Flight Measurement of Dynamic Loads on Gliders. Aero Revue, Zürich, 39. Jg., Nr. 3 u. 4.
- [4] Johnstone, W. W., Payne, A. O.: Fatigue Research in Australia. («Fatigue in Aircraft Structures», ed A. M. Freudenthal, Academic Press Inc., New York, 1956.)

Schweizer Aero-Revue 11-12/1967