

Belastungsmessungen bei der Landung von Segelflugzeugen

Von J. GEDEON, Technische Universität, Budapest

Vortrag am 7. Kongreß der OSTIV, Juni 1958, Leszno (Polen)

Es ist eine allgemein bekannte Tatsache, daß die bei der Landung von Segelflugzeugen auftretenden Belastungen durch Bodenkraften zum Teil auf Pilotenfehler, zum Teil aber auf die Stöße von Bodenunebenheiten, schlammigem Grund usw. zurückzuführen sind. In den Festigkeitsvorschriften werden meistens die Pilotenfehler als maßgebende Belastungsfälle berücksichtigt. Daß diese Behauptung im allgemeinen wahr ist, beweisen die meisten Brüche bei Landungen, denn sie sind – Außenlandungen auf sehr ungeeignetem Gelände ausgenommen – eben die Folgen schlechter Flugzeugführung. Auch deshalb erscheint uns diese Gedankenfolge sympathisch, weil die Kräfte bei schlechtem Ausschweben, Durchsacken, Schiebelandung – wenn die Sinkgeschwindigkeit oder die Höhe des Durchsackens usw. bekannt sind – rechnerisch gut erfaßbar sind.

Trotz diesen auf den ersten Blick überzeugend wirkenden Tatsachen sind wir aber in einigen wichtigen Punkten noch im unklaren. Es ist uns zum Beispiel keine Messung über die tatsächlichen Sinkgeschwindigkeiten bei der Landung von Segelflugzeugen bekannt. Beim Rollen über Bodenunebenheiten pflegen die Flugzeuge nicht sofort zu Bruch zu gehen; können nicht aber auch Ermüdungserscheinungen, die auf die Dauer zu Brüchen führen, auftreten? Zur Beantwortung dieser und ähnlicher Fragen wurde am Lehrstuhl der Flugwissenschaften der Technischen Universität in Budapest bei Professor Elemér Rácz beschlossen, im Jahre 1957 Flugversuche durchzuführen.

Um die Messungen möglichst gründlich vorzubereiten, studierten wir zuerst die einschlägige Fachliteratur und analysierten die Mechanik der Landung. Was die allgemeinen Grundsätze des Landeanfluges, des Ausschwebens und der Stoßkräfte bei Bodenberührung betrifft, fanden wir natürlich dort ziemlich viele Angaben. Leider konnten wir vieles davon nur beschränkt und mit Vorbehalt für unsere Zwecke verwenden, da die einschlägigen Arbeiten fast ausnahmslos die speziellen Verhältnisse im Segelflug nicht berücksichtigt hatten. Trotzdem war die für diese Literaturuntersuchung

verwendete Arbeit nicht vertan, denn viele Vereinfachungen und Kürzungen konnten – ohne zeitraubendes Nachrechnen oder kostspielige Versuche – von uns übernommen werden.

Es seien die Einzelheiten dieser Vorarbeiten sowie die eingehende Besprechung der Festigkeitsvorschriften – die ja als bekannt vorausgesetzt werden dürfen – übersprungen und gleich mit der Auswahl der zur Messung geeigneten Größen begonnen.

Unsere ersten Übersichtsrechnungen stützten sich auf die Hypothese eines gefederten Massenpunktes, auf den die Schwerkraft G , der mit gleichbleibendem Auftriebsbeiwert berechnete Auftrieb Y und eine konstante Verzögerungskraft X wirken. Im Augenblick des Aufsetzens hat der Massenpunkt eine Geschwindigkeit V_1 und eine Sinkgeschwindigkeit w_1 . Die konstante Verzögerungskraft X ergibt eine gleichmäßige Verzögerung. Die Differentialgleichung der Bewegung in der y -Richtung lautet also (Fig. 1):

$$\frac{d^2y}{dt^2} + \omega_0^2 y = g \left[\left(\frac{t}{T} \right)^2 - 2 \frac{t}{T} \right]$$

wobei t die Zeit, T die zum Ausrollen benötigte Zeit und ω_0 die Eigenschwingungsfrequenz am Hauptfahrwerk bedeutet. Die Lösung der Differentialgleichung ergibt, daß das größte Lastvielfache mit guter Annäherung

$$n_{\max} = 1 + \frac{w_1 \omega_0}{g} \text{ ist.}$$

Es bedeutet offensichtlich eine Vernachlässigung, das ganze Flugzeug mit seinen 10–18 m langen Flügeln als einen starren Massenpunkt zu behandeln, da bei der Landung ziemlich große Beschleunigungen zu erwarten sind. Wir unternahmen daher eine kleine Nachrechnung, um die wahrscheinliche Größe des Fehlers zu ermitteln. Der obere, kleinere Massenpunkt (Fig. 2) und die obere Feder ersetzen hier die Masse und die Elastizität des Flügels. Nach den Rechnungen liegt der durch die Vernachlässigung der Elastizität gemachte Fehler bei einem freitragenden Flügel ungefähr zwischen 10–16 %. Wenn wir absolut richtige

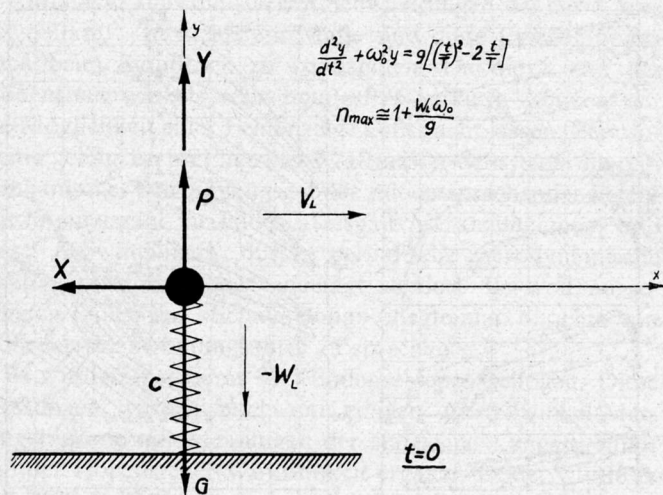


Fig. 1 Massenpunktmodell

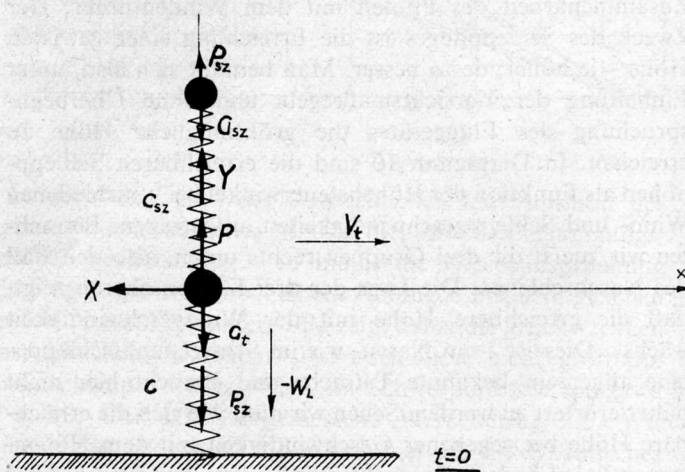


Fig. 2 Modell mit biegsamem Flügel

Resultate anstreben, können wir diese Korrektur anwenden; wenn wir aber gleichzeitig annehmen, daß die Reifencharakteristik linear sei – was wiederum eine Vernachlässigung, aber mit entgegengesetztem Fehlervorzeichen, bedeutet –, so heben sich die Fehler weitgehend auf.

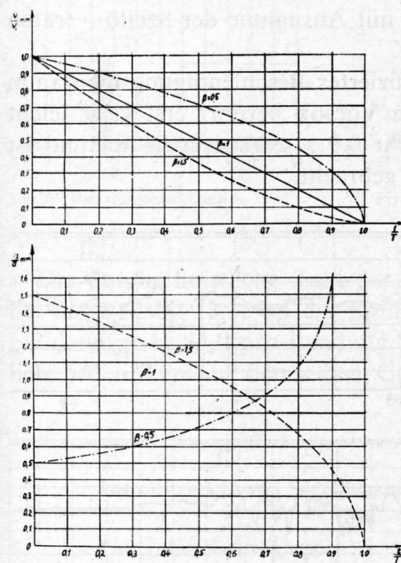


Fig. 3 Geschwindigkeit und Verzögerung während des Auslaufes

der Verzögerung den gestrichelten Linien entsprechende Tendenzen zeigen. Dies ist der Fall bei einer Maschine, deren Luftwiderstand im Verhältnis zum Rollwiderstand groß ist (große Bremsklappen, Fahrwerk mit großem Rad auf ebenem Boden). Wenn aber – wie bei einem Flugzeug, das ohne Bremsklappen auf Kufen landet – der weitaus größte Teil des Widerstandes von der Bodenreibung herührt, so wird der Exponent kleiner als 1, und der Verlauf der Kurven nimmt einen den strichpunktiierten Linien entsprechenden Charakter an.

Wenn wir die Differentialgleichung dieser Bewegung lösen und daraus das Lastvielfache ableiten, so sehen wir, daß das dominierende Glied dasselbe ist wie im Falle der gleichmäßigen Verzögerung. Die von β abhängigen Glieder sind um 1–2 Größenordnungen kleiner. Die Beanspruchungen werden also auch hier überwiegend durch die Sinkgeschwindigkeit und die Federung des Fahrwerks beeinflusst.

Es blieb nun noch einiges über den Einfluß der Bodenunebenheiten zu erfahren. Da die Randwerte, d. h. Form und Größe der Hindernisse, sehr mannigfaltig sind und die schlecht berechenbare Dämpfung einen ziemlich großen Einfluß ausübt, beschränkten wir unsere Untersuchungen auf die Ermittlung von Richtwerten. So ergab sich z. B., daß jedes Segelflugzeug beim Ausrollen auf einem üblichen Segelfluggelände – wo die Unebenheiten in 1–4 m durchschnittlicher Dichte vorhanden sind – eine Resonanzgeschwindigkeit durchläuft. Eine gute Dämpfung ist also wichtig. Die einzelnen Glieder der Beschleunigungsformel sind übrigens zu $w_1 \omega_0$, $V^2 \omega_0^2$ und $w_1 \omega_0^2$ proportional. Das erste Glied entspricht, wie vorher, dem Landestoß. $V^2 \omega_0^2$ und $w_1 \omega_0^2$ sind die Glieder, die unmittelbar oder mittelbar den Bodenunebenheiten zuzuschreiben sind. Wenn wir also eine Regel für die Häufigkeitsverteilung der Beanspruchungen suchen, wird es zweckmäßig sein, die Meßergebnisse als Funktion von $V^2 \omega_0^2$ oder $w_1 \omega_0^2$ aufzutragen.

Als nächste Stufe untersuchten wir den Auslauf mit zunehmender oder abnehmender Verzögerung. Wir betrachteten den Fall, daß die Geschwindigkeit nach dem einfachen Potenzgesetz

$$V = V_1 \left[1 - \frac{t}{T} \right]^\beta$$

abnimmt (Fig. 3). Die voll ausgezogenen Linien zeigen die Geschwindigkeit und die Verzögerung, wenn $\beta = 1$ ist, d. h. im Falle der gleichmäßigen Verzögerung. Wenn der Exponent größer als 1 ist, wird der Verlauf der Geschwindigkeit und

Nach diesen Vorbetrachtungen konnten wir schon über die Meßmethoden und die Instrumentierung entscheiden. Der Verlauf der Landung kann je nach Flugzeugführer, Bodenbeschaffenheit und Wetterverhältnissen sehr verschieden sein. Diese Tatsache und unsere bescheidene Instrumentenausrüstung ließen eine einfache Meßmethode am zweckmäßigsten erscheinen. Wir beschränkten uns auf die Messung der wichtigsten Größen, benutzten aber bei der Auswertung statistische Methoden, um womöglich zu allgemeingültigen Ergebnissen zu gelangen.

Die Landegeschwindigkeit V_1 wurde einfach vom Bordinstrument des Flugzeuges abgelesen. Da es sich um gut bekannte Flugzeugmuster handelte, war die Wahrscheinlichkeit grober Fehler sehr gering. Ein Kinotheodolith mit vorgestelltem Gitterwerk wäre noch genauer gewesen, hätte aber die Zahl der Messungen wegen der vielen Einstellarbeiten reduziert und damit die Allgemeingültigkeit der Ergebnisse sehr in Frage gestellt.

Die Windstärke wurde durch einen Bodenbeobachter in 10–20 m Entfernung vom Flugzeug und im Augenblick des Aufsetzens gemessen. Er bediente sich dazu eines auf m/s kalibrierten Anemometers.

Die Zeit des Ausrollens wurde von demselben Beobachter mit Stoppuhr (Genauigkeit: Zehntelssekunden) gemessen.

Die Länge des Auslaufes konnte durch die Beobachtung des Aufsetzpunktes und aus den Spuren des Rades mit genügender Genauigkeit nachgemessen werden.

Die Größe der Landekräfte wurde aus den vertikalen Beschleunigungen ermittelt. Zur Aufzeichnung der Beschleunigungen diente ein schnelllaufender registrierender Beschleunigungsmesser.

Die Aufzeichnung erfolgt auf einem Filmstreifen, der um die Trommel gewickelt wird. Während einer Landung macht diese Trommel mehrere Umdrehungen. Die während der einzelnen Umdrehungen gezeichneten Kurven überlagern sich also, was aber die Auswertung nicht beeinträchtigt. Der Vorteil dieser Anordnung liegt in der Klarheit, mit der die Einzelheiten rasch ablaufender Vorgänge, dank der großen Zeitstreckung, erkennbar sind. Ein kleiner Nachteil muß dabei leider in Kauf genommen werden, nämlich, daß nach jeder Messung ein Filmwechsel in einer mobilen Dunkelkammer vorzunehmen ist.

Der Beschleunigungsmesser mit der zugehörigen Batterie fand hinter dem Rücken des Piloten, mit einem leichten Sitzpolster abgedeckt, seinen Platz.

Beim Doppelsitzer Ifjuság montierten wir den Beschleunigungsmesser auf dem Flügelholm, während die Batterie in der linken Flügelwurzel verstaut wurde.

Die Meßflüge wurden im Windschlepp geflogen. Die 52 Flüge gestatteten zwar, vier verschiedene Typen zu untersuchen und so einige Fragen über den Einfluß der Landegeschwindigkeit usw. abzuklären, wären aber ungenügend gewesen, um systematische Untersuchungen über den Einfluß der Piloten durchzuführen. Deshalb machte ich sämtliche Meßflüge selber.

Die Versuche wurden an vier Typen durchgeführt. Ihre charakteristischen Daten sind in Tabellenform zusammengestellt (Tab. 1).

Die Vöcsök ist unser alter, verdienstvoller Schulgleiter. Sie wurde ursprünglich für die Anfängerschulung ohne Doppelsteuerflüge im Gummistart entworfen; dementsprechend hat sie eine Kufe als Fahrwerk, kleine Landegeschwindigkeit und sehr gute Landeeigenschaften. Ihre Sinkgeschwindigkeit

ist mäßig zu nennen. Die Kufe ergibt eine ziemlich harte Federung.

Die Szellő ist ein Übungsflugzeug. Ihre Landeeigenschaften sind fast jenen der Vöcsök gleich, nur hat sie wegen des eingebauten Rades einen längeren Auslauf. Die Federung ist genügend.

	Typ: Vöcsök	Szellő	Pilis	Ifjuság
Flügel	Spannweite s (m)	11,60	12,60	13,60
	Flächeninhalt F (m ²)	15,0	16,0	15,7
	Fluggewicht G (kg)	170	210	220
	Flächenbelastung G/F (kg/m ²)	11,3	13,1	14,0
Flügel	Konstruktion	Abgestrebt zweiholmig	Abgestrebt einholmig	Freitragend einholmig
	Landeklappen			Spreizklappen
	Sturzflugbremsen	Zu klein unwirksam	Wirksam	Sehr wirksam
	Gewicht G ₅₂ kg			150
Fahrwerk	Typ, Größe	Kufe ∅ 100/∅ 30x78 Gummiring	Rad 260 × 85	Rad 290 × 110
	C kg/m	1,24 × 10 ⁴	7,56 × 10 ³	1,03 × 10 ⁴
	ω ₀ 1/s	26,8	18,8	21,5
	ω ₁ 1/s			19,7
	V _{min} km/h	45	45	50
	V ₁ km/h praktisch	~46	~48	~58
	W ₁ m/s	0,88	0,84	1,376
				2,045

Tabelle 1

Die Pilis ist ebenfalls ein Übungseinsitzer, nur wenig schneller als die Szellő; die Landeeigenschaften sind aber schon ziemlich verschieden. Ihre Bremsklappen sind wirksam, was die Sinkgeschwindigkeit merklich erhöht. Der Schwanz ist nicht so hochliegend wie bei den Schultypen; folglich kann vor dem Aufsetzen die Geschwindigkeit nicht ganz weggezogen werden, weil dann der Schwanz noch vor der Bodenberührung des Hauptrades am Boden aufschlagen würde. Die Federung ist ziemlich hart.

Die Ifjuság ist ein viereinhalb Zentner schwerer Doppelsitzer von 25 kg/m² Flächenbelastung. Ihre Bremsklappen sind sehr wirksam. Die Landegeschwindigkeit ist nicht eben klein, und außerdem ist es ratsam, vor dem Ausschweben eine reichliche Geschwindigkeitsreserve zu haben, so daß mit ausgefahrenen Bremsklappen beim Landeanflug eine Mindestgeschwindigkeit von 80 km/h einzuhalten ist. Das große Rad ergibt eine weiche Federung, was aber für die hohe Landegeschwindigkeit gerade ausreichend ist.

Die Messungen wurden auf zwei Flugplätzen geflogen. Die Landestelle wurde immer den jeweiligen Windverhältnissen entsprechend gewählt, so daß hinsichtlich der Bodenbeschaffenheit der Durchschnitt der Ergebnisse als normal zu betrachten ist.

Als die Meßergebnisse vorlagen, suchten wir zuerst einen allgemeinen Überblick zu gewinnen.

Bei den Typen Vöcsök und Szellő waren die gemessenen Aufsetzgeschwindigkeiten mit der theoretischen Mindestgeschwindigkeit in gutem Einklang. Beim Pilis lag die gemessene Landegeschwindigkeit schon merklich höher, und die höchsten Werte wurden beim Ifjuság gemessen.

Die Zeitdauer von der Bodenberührung bis zum Stillstand betrug bei der Vöcsök wegen der kleinen Geschwindigkeit und wegen der Kufe nur 3–4,5 s. Auch bei der Szellő waren die Auslaufzeiten gering (5,4–8,2 s). Die Pilis braucht 7–18,5 s, die Ifjuság 14,7–21,4 s zum Anhalten.

Der Beschleunigungsmesser registrierte ziemlich hohe Werte. Bei allen Typen – mit Ausnahme der Szellő – traten gelegentlich 5-g-Stöße auf.

Ein «entfaltet» reproduziertes Beschleunigungsdiagramm ist beigelegt (Fig. 4). Die Vöcsök berührt erst ganz leicht den Boden. Nach ungefähr 0,9 s setzt sie voll auf und ist nach 3,2 s zum Stillstand gebracht.

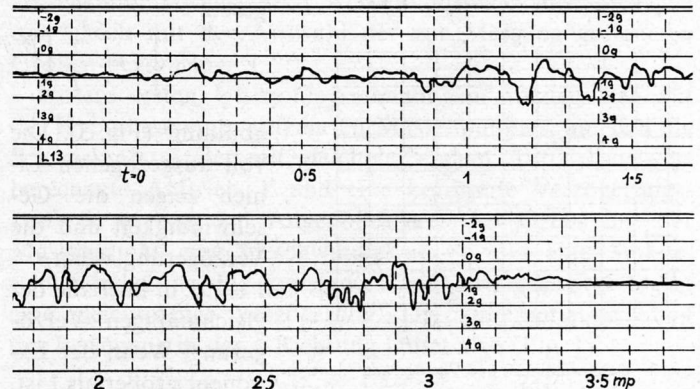


Fig. 4 Landung der Vöcsök

Es ist interessant, daß – mit Ausnahme der Ifjuság – die größten Beanspruchungen meistens nicht im Augenblick des Aufsetzens, sondern erst später, während des Ausrollens, auftreten.

Figur 5 zeigt, wie starke Stöße manchmal auf das rollende Flugzeug einwirken können. Eine Pilis rollte hier mit 17 km/h Bodengeschwindigkeit über eine 20 cm tiefe und 1,2 m breite Mulde. Beim Hineinrollen registrierte der Beschleunigungsmesser 4,25 g, beim Herausrollen volle 5 g.

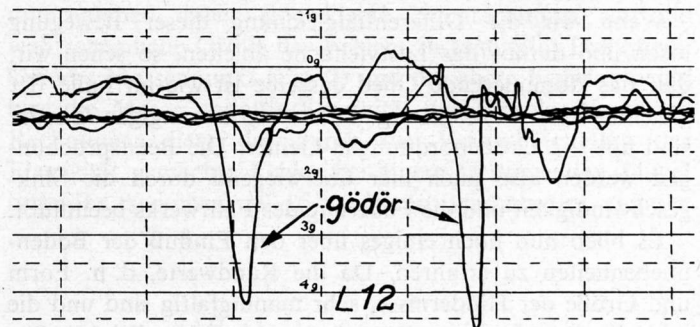


Fig. 5

Als Vorstufe der Auswertung suchten wir nach einer einfachen Formel für die Ermittlung des Auslaufweges. Die gemessenen Werte zeigten eine erhebliche Streuung wegen der verschiedenen Beschaffenheit des Bodens und wegen der Witterungseinflüsse. Es war aber dennoch möglich, brauchbare Mittelwerte zu bilden (Tab. 2).

Nun konnten wir mit der Auswertung der Belastungen beginnen. Die Beschleunigungsdiagramme weisen zahlreiche Spitzen und Schwingungen auf; wir haben es also mit einer typischen wechselnden Belastung zu tun. Ein solcher Belastungsfall ist durch die Zahl und Größe der Belastungen, man könnte sagen durch das Spektrum der Beanspruchungen, charakterisiert.

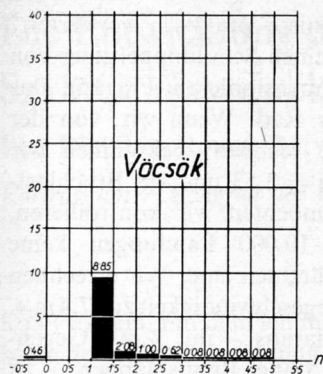


Fig. 6 Belastungsspektrum

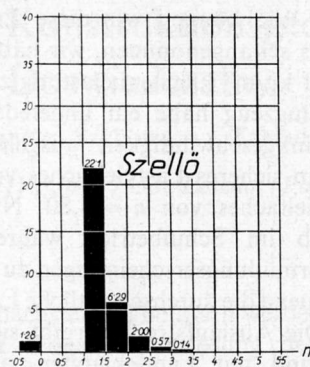


Fig. 7 Belastungsspektrum

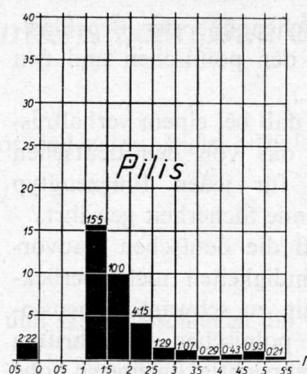


Fig. 8 Belastungsspektrum

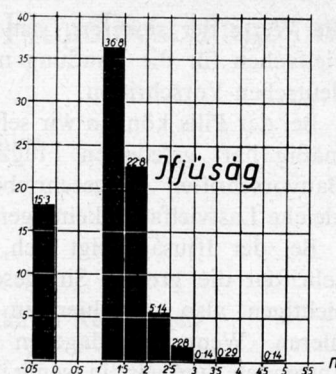


Fig. 9 Belastungsspektrum

Die durchschnittliche Zahl der Belastungsspitzen beträgt bei der Vöcsök 13,3, bei der Szellő 32,4, bei der Pilis 36,1, bei der Ifjuság 83,0 pro Landung. Es war praktisch unmöglich, jeden Typ auf demselben Geländestreifen zu messen;

Ausrollstrecken von Segelflugzeugen:

$$\text{Kufe, ohne Bremsklappen: } s = \frac{(V_1 - u)^2}{61,7} \text{ (m)}$$

$$\text{Rad, ohne Bremsklappen: } s = \frac{(V_1 - u)^2}{25,65} \text{ (m)}$$

$$\text{Rad, mit Bremsklappen: } s = \frac{(V_1 - u)^2}{41,7} \text{ (m)}$$

(Die Werte von V_1 und u sind in km/h einzusetzen)

Tabelle 2

aber auch so ist die Tendenz, daß längere Auslaufstrecken mehr Lastwechsel ergeben, klar zu erkennen. Dies ist eigentlich selbstverständlich, denn die Ursachen der Beanspruchungen sind: 1. der Landestoß mit seinen Nachschwingungen und 2. die Stöße der Bodenunebenheiten und deren Nachschwingungen. Da wir die Zahl der Löcher und Hügel auf ungefähr 5–50 pro Landung schätzen können, und da es – normalerweise – nur einen einzigen Landestoß gibt, muß die Zahl der Stöße auf demselben Gelände mit demselben Rollweg eben annähernd proportional sein.

Die Proportionalitätskonstante wurde zuerst für jede Landung einzeln ausgewertet und dann daraus ein Mittel gebildet. War das Gelände sehr gut, so war auf ungefähr je 6 m Weg ein Stoß zu verzeichnen. Auf sehr holperigem Gelände fiel auf jeden Meter Weg eine Belastungsspitze;

auch noch schlimmere Fälle waren anzutreffen. Im Durchschnitt fanden wir eine Belastungsspitze je 2 m Rollweg, ein Wert, der freilich für ein gutes oder schlechtes Fluggelände entsprechend zu ändern ist.

Und nun die Größe der Beanspruchungen: Zuerst interessierten uns die Maximalwerte. Der Durchschnitt der Beschleunigungen ist bei der Pilis am größten. Schon aus dieser einfachen Darstellungsweise lassen sich gewisse Schlüsse ziehen; wollen wir aber die Verhältnisse genauer untersuchen, dann müssen wir sämtliche Belastungsspitzen – nach Größe geordnet – zählen.

Die Belastungsspitzen wurden in Gruppen von 0,5 g geordnet und abgezählt. So bekam z. B. die Vöcsök (Fig. 6) durchschnittlich 8,85 Stöße zwischen 1,0 g und 1,5 g, 2,08 Stöße zwischen 1,5 g und 2,0 g usw.

Bei der Szellő (Fig. 7) lag die Zahl der kleinen Beanspruchungen höher als bei der Vöcsök; die höchste gemessene Beschleunigung betrug aber nur 3,5 g.

Bei der Pilis (Fig. 8) ist die relativ große Häufigkeit der hohen Beanspruchungen augenfällig.

Das Diagramm der Ifjuság (Fig. 9) weist hingegen sehr viele kleine Stöße auf. Die Gesetzmäßigkeit in diesen Verteilungskurven läßt sich leicht erkennen, wenn wir sie in einer anderen Form auftragen.

Bilden wir von den hohen Beanspruchungen, also von rechts beginnend, die Summen der Lastspitzen, die höher als 5 g, 4,5 g usw. sind. Wenn wir die Logarithmen dieser Werte auftragen, bekommen wir annähernd eine gerade Linie (Fig. 10, 11, 12, 13). Der Ausgangspunkt dieser Linie beim Lastvielfachen 1 ergibt natürlich die durchschnittliche Zahl sämtlicher Lastspitzen während einer Landung. Der voll ausgezogene Teil der Kurve wurde gemessen; der gestrichelte Teil ist extrapoliert und gibt sozusagen eine Wahrscheinlichkeit der Bruchlandungen. Die vier senkrechten Linien zeigen

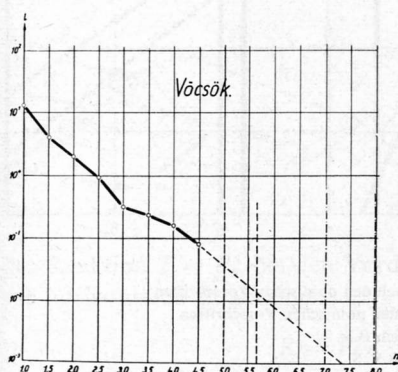


Fig. 10 Summe der Belastungen

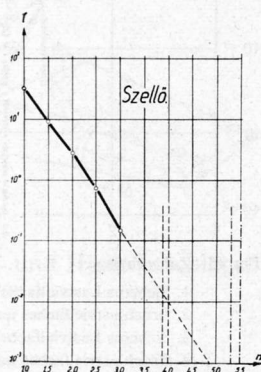


Fig. 11 Summe der Belastungen

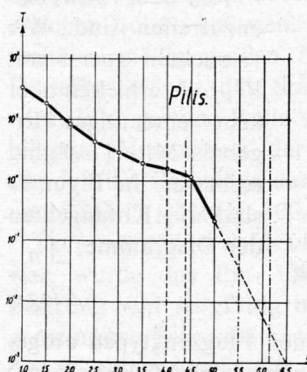


Fig. 12 Summe der Belastungen

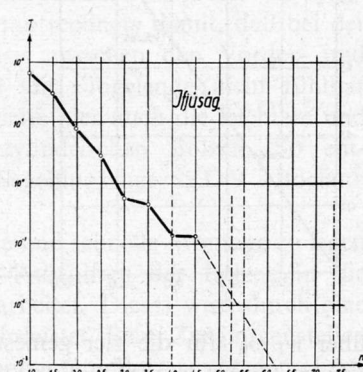


Fig. 13 Summe der Belastungen

die Werte der sicheren Lastvielfachen und der Bruchlastvielfachen für die Landung nach den polnischen und den deutschen Vorschriften.

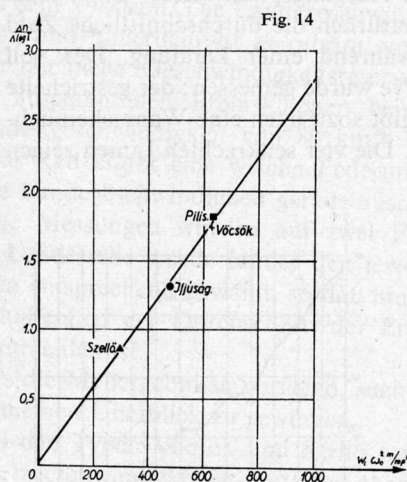
Bei der Pilis können wir sehen, daß bei einem verhältnismäßig hart gefederten Flugzeug das von den deutschen Bauvorschriften vorgeschriebene, für jeden Flugzeugtyp gleiche Lastvielfache keine genügende Sicherheit gewährt.

Bei der Ifjuság zeigt sich, daß die deutschen Bauvorschriften die großen Sinkgeschwindigkeiten nicht berücksichtigen, also auch hier ein wenig zu schwach dimensionieren. Wenn wir dagegen die polnischen Vorschriften anwenden, sind wir ein wenig übervorsichtig, da eine so hohe Sinkgeschwindigkeit beim Aufsetzen doch nicht voll zur Geltung kommt. Es wäre also die Berücksichtigung einer reduzierten Sinkgeschwindigkeit am besten, worauf noch zurückzukommen ist.

Den Konstrukteur interessiert nicht nur das Lastvielfache, sondern auch die Sinkgeschwindigkeit. Streng genommen könnten wir diese nur durch Filmaufnahmen beobachten. Da wir dies aber wegen Personal- und Zeitmangel nicht durchführen konnten, rechneten wir die gemessenen Beschleunigungen mit Hilfe der Federungskonstante des Fahrwerks in gleichwertige Sinkgeschwindigkeiten um. So wurden zwar auch aus den Bodenunebenheiten imaginäre «Sinkgeschwindigkeiten», was aber – glaube ich – keinen Schaden verursachen wird, da dem Fahrwerk gleichgültig ist, ob die Ursache der Stöße in der Sinkgeschwindigkeit oder etlichen Maulwurfshügeln liegt.

Wenn wir diese Meßergebnisse betrachten, sehen wir, daß das den polnischen Bauvorschriften zugrunde gelegte Verfahren, wonach die Größe des Landestoßes aus der Sinkgeschwindigkeit und der Federung ermittelt wird, grundsätzlich richtig ist. Da wir aber sahen, daß große Sinkgeschwindigkeiten nicht in vollem Maße zur Geltung kommen, möchte ich den Vorschlag machen, Sinkgeschwindigkeiten von über 1,8 m/s entsprechend zu mildern.

Wir haben gesehen, daß die Summe der Beanspruchungen, in Halblogarithmen-Koordinaten aufgetragen, eine Gerade ergeben. Den Ausgangspunkt dieser Geraden über dem Lastvielfachen 1 können wir vorausberechnen, indem wir – ein mittelmäßiges Gelände voraussetzend – für je 2 Meter Rollweg eine Belastungsspitze rechnen. Es bleibt also noch irgendeine Gesetzmäßigkeit für die Neigung dieser Geraden zu finden. Bei den theoretischen Vorarbeiten wurde schon erwähnt, daß solche Zusammenhänge wahrscheinlich als eine Funktion von $V^2_1 \omega_0^2$ oder von $w_1 \omega_0^2$ anzutreffen sind. Wir versuchten zuerst mit $V^2_1 \omega_0^2$, erhielten aber kein eindeutiges Ergebnis. Mit $w_1 \omega_0^2$ ging es besser. In Figur 14 sind die Kotangenten der Diagramme $\frac{\Delta n}{\Delta \log i}$



über $w_1 \omega_0^2$ für die vier gemessenen Flugzeugtypen aufgetragen. Durch die vier Punkte können wir eine Gerade legen, die auch durch den Anfangspunkt der Koordinate geht.

Wie können wir diese Ergebnisse praktisch verwerten? Es sei angenommen, wir hätten einen Schuldoppelsitzer von 21 kg/m² Flächenbelastung zu dimensionieren (Fig. 15). Das Flugzeug habe ein ungefedertes Rad. Wenn wir, von der Sinkgeschwindigkeit ausgehend, rechnen, bekommen wir ein sicheres Lastvielfaches von $n = 3,53$ und ein Bruchlastvielfaches von $n = 4,80$. Nun möchten wir kontrollieren, ob im Schulbetrieb während 10 000 Landungen keine Ermüdungserscheinungen zu befürchten sind. Wir errechnen zuerst die durchschnittliche Landegeschwindigkeit zu 17,4 m/s. Die Auslaufstrecke ergibt sich daraus – mit 2 m/s Gegenwind mit Landeklappen, aber ohne Bremsklappen – zu 108 m. Wenn wir diese Länge durch die 2 m scheinbarer Hindernisteilung dividieren, bekommen wir 54 als durchschnittliche Zahl der Beanspruchungen pro Landung. Die Eigenschwingungsfrequenz der Maschine auf dem Rade ist $\omega_0 = 16,3$ l/s. Wenn wir diesen Wert zum Quadrat erheben und mit der Sinkgeschwindigkeit multiplizieren, bekommen wir 404 m/s³. Aus dem Diagramm ergibt sich für die Kotangente

$$\frac{\Delta n}{\Delta \log i} = 1,13$$

Diese Linie (a) schneidet die Senkrechte des sicheren Lastvielfachen bei 0,3. Dies bedeutet, daß bei 10 000 Landungen das sichere Lastvielfache etwa 3000mal überschritten wird, also Ermüdungsbrüche zu erwarten sind. Wie ist da abzuwenden?

Wir könnten ein stärkeres Fahrwerk bauen. Das hilft wenig, denn die Flügel und der Rumpf ermüden dennoch. Wir können die Oberflächenbelastung auf 17 kg/m² herabsetzen. Dies und ein stärkeres Fahrwerk wäre schon eine brauchbare Lösung (b).

Am besten ist, wenn wir das Fahrgestell federn. So können wir die Landebeanspruchungen erheblich herabsetzen und in bezug auf Landungen eine beinahe unbegrenzte Lebensdauer sichern (c).

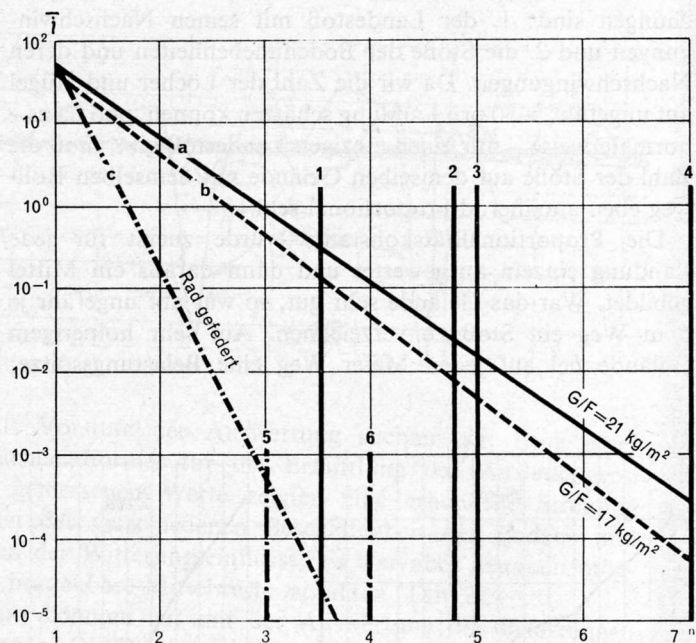


Fig. 15 Zahlenbeispiel

1. Sicheres Lastvielfaches nach den polnischen Vorschriften
2. Bruchlastvielfaches nach den polnischen Vorschriften
3. Sicheres Lastvielfaches nach B.V.S.
4. Bruchlastvielfaches nach B.V.S.
5. Sicheres Lastvielfaches, Rad gefedert
6. Bruchlastvielfaches, Rad gefedert