

Erfahrungen beim Ermüdungsversuch von Holzsegelflugzeugen

Dipl.-Ing. D. Hatházi
Polytechnical University Budapest,
Hungary

Paper presented at the XIth OSTIV
Congress 1968, Leszno, Poland

Am Lehrstuhl für Flugwesen der Technischen Universität Budapest wurden an ausgemusterten oder zur Ausmusterung bestimmten Segelflugzeugen in Holzkonstruktion Ermüdungsversuche durchgeführt. 10 Segelflugzeuge wurden einer Dauerprüfung unterzogen, und zwar 5 der Bauart R 15 B Koma, 4 der Bauart Z-03 A Ifjuság und 1 der Bauart R 22 S Junius 18. Die Hauptkennwerte der Segelflugzeuge sind in Tafel I angegeben. Für die geprüften Flugzeugtypen wurden die früheren und die im weiteren Betrieb voraussichtlichen Lastspiel-

hand von Schrifttumsangaben die zeitliche Verteilung der verschiedenen Flugweisen sowie die Beanspruchungsspektren für diese Betriebsarten bestimmt.

Für das Segelflugzeug Typ «Junius 18» ist z. B. die Verteilung der Flugweisen in Tafel II angegeben.

Die Beanspruchungsspektren sind — auch in diesem Falle für ein Flugzeug Typ «Junius 18» — in Abb. 1 für Bodenkkräfte bei Start und Landung, in Abb. 2 für Flugzeugschlepp und in Abb. 3 für Gleitflug dargestellt. Bei Kreisflug wurde eine Grundbelastung von ver-

änderlicher Höhe vorausgesetzt, deren Dichtefunktion in Abb. 4 gezeigt ist. Auf dieser Grundlage ist das Spektrum der Grundbelastung n_1 und der sich stochastisch verändernden Beanspruchungen n_2 , die sich aus der atmosphärischen Turbulenz und der Flugzeugführung ergeben, in Abb. 5 dargestellt. Zusätzlich wurde noch für den Gleitflug zwischen den Thermiken eine Belastungsverteilung nach Abb. 6 berücksichtigt.

Die betriebsmässigen Beanspruchungen wurden auch für den Flugzeugtyp «Ifjuság» auf ganz ähnliche Weise bestimmt. Da es sich um ein Schulflugzeug handelt, ergab sich die Zahl der Starts und Landungen je 1 Stunde Flugzeit zu 1,5.

Tafel I

Flugzeugtyp	G Flugzeug kp (Mittel)	G Flügel kp	F m ²	s m	G/F kp/m ²	n max	n Bruch (j n)
R-22 S Junius 18	280	102	13,5	15,8	20,75	4	8,1
Z-03 Ifjuság A	475	157	18,4	15	25,8	4	8,1
R-15 B Koma	340	106	18,02	14	18,9	3	8,1

zahlen bei den verschiedenen Belastungsstufen ermittelt. Sodann wurden die Ermüdungsschäden der Bezugsquerschnitte je Stunde der Lebensdauer bei Durchschnittsbetrieb errechnet. Es wurde ein dreistufiges Belastungsprogramm ausgearbeitet, das teils mit zwangsläufiger, teils mit Resonanzermüdung durchgeführt wurde. Aus den im Laufe der Prüfungen erfolgten Brüchen wurde — durch statische Auswertung — die Lebensdauer der gebrochenen Konstruktionsteile errechnet. Schliesslich wurden die Ermüdungsfestigkeiten für die zum Bau der Flugzeuge verwendeten verschiedenen Werkstoffe — Stahl, Dural, Kunstholz, Holz — verglichen. Unter Berücksichtigung der Daten der Bordbücher wurden für die einzelnen Flugzeugtypen teils aufgrund der von Mitarbeitern des Lehrstuhls durchgeführten Flugmessungen und teils an-

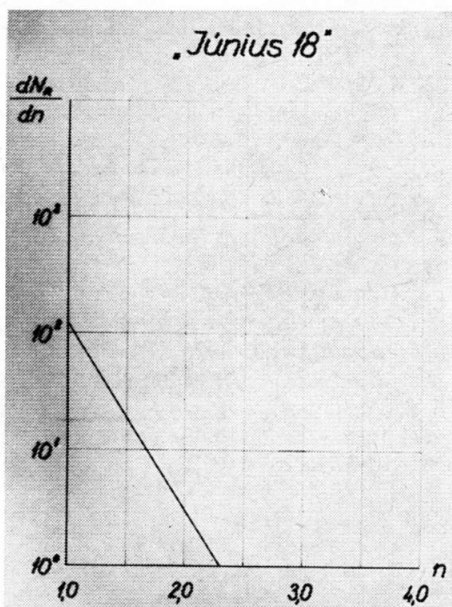


Abb. 1

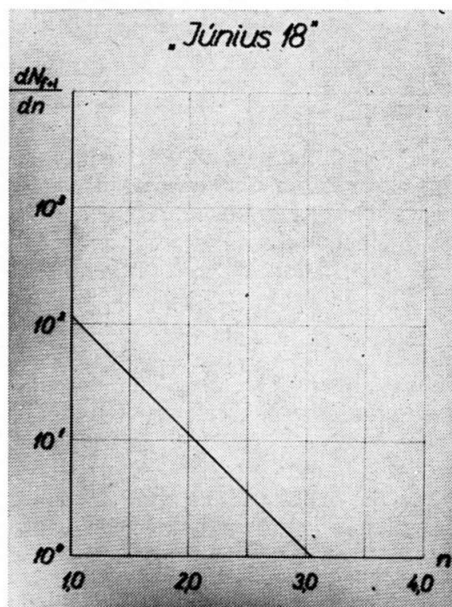


Abb. 2

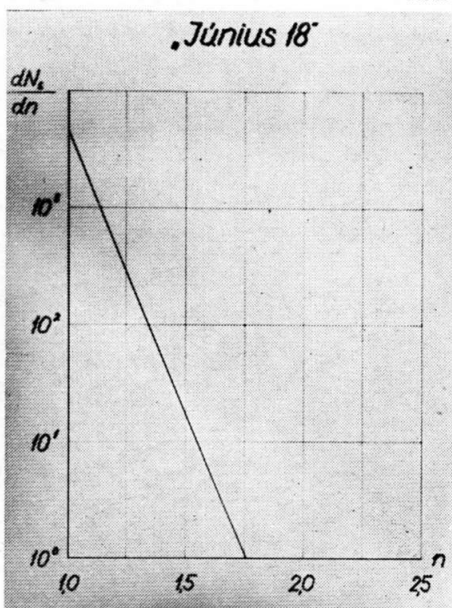


Abb. 3

Tafel II

Flugweise	Start Anzahl	Flugzeit h	Windschlepp h	Flugzeugschlepp h	Normalflug h	Thermikflug h
Thermikflug aus Windschlepp	0,77	0,540	0,009	—	0,058	0,473
Thermikflug aus Flugzeugschlepp	0,23	0,460	—	0,023	0,048	0,389
Zusammen:	1,00	1,000	0,009	0,023	0,106	0,862

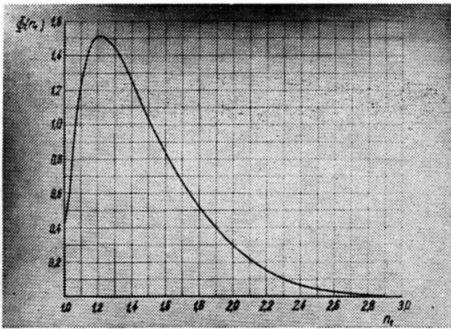


Abb. 4

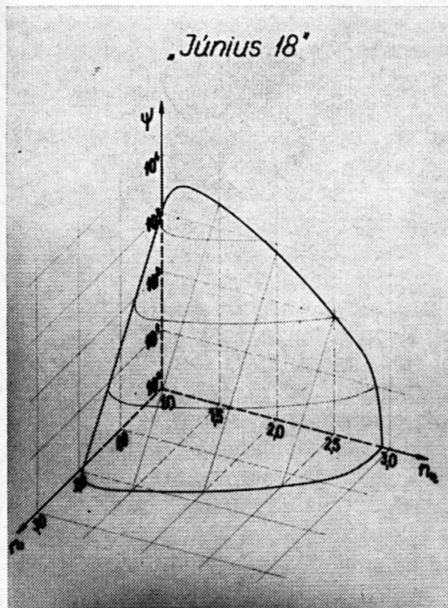


Abb. 5

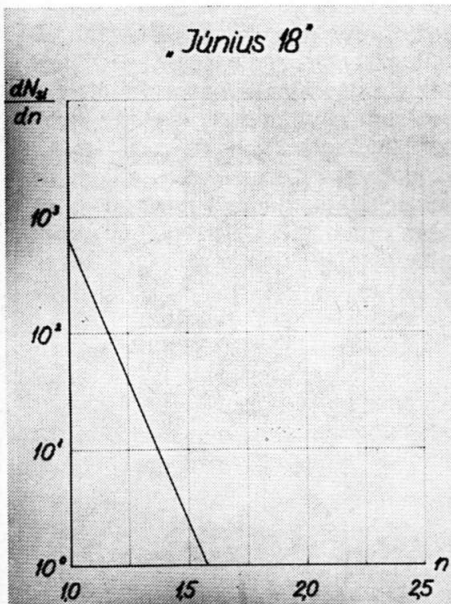


Abb. 6

Auch für Flugzeuge Typ «Koma», die noch 1961/62 Dauerversuchen unterzogen wurden, wurden nachträglich die für den Flugzeugtyp kennzeichnenden Beanspruchungsspektren pro 1 Stunde Flugzeit ermittelt.

Aufgrund der Beanspruchungsspektren wurde für den Flügelverbindungsquerschnitt des Flugzeugs Typ «Jünius 18», als Bezugsprofil, ein dreistufiges Belastungsprogramm aufgestellt. «Hochbelastung» bei $n = 1,4 \pm 1,2$, d. h. bei mehrfachen Belastungswerten $n_f = 2,6$ und $n_a = 0,2$ am Anfang am Ende des Programms, mit insgesamt $N = 2 \times 150\,000 = 300\,000$ Lastspielzahlen.

«Niedrige Belastung» bei $n = 1,0 \pm 0,85$, d. h. bei mehrfachen Belastungswerten $n_f = 1,85$ und $n_a = 0,15$, insgesamt $N = 600\,000$ Lastspielzahlen. Falls bis zur Durchführung des Programms kein Bruch erfolgt war, wurde nach je 200 000 Beanspruchungen die Belastung um etwa $n = 0,5$ stufenweise erhöht.

Hohe und niedrige Belastungen wurden mit Hilfe derselben Dauerprüfmaschine mit vier konzentrierten Kräften durchgeführt. Die Annäherung der in den einzelnen belasteten Flügelprofilen auftretenden Momente und Querkräfte wird in Abb. 7 gezeigt.

Die Massenkkräfte wurden durch Verankerung des Rumpfes über ein Hebelsystem ersetzt. Abb. 8 zeigt das Schema der Versuchsanordnung. Die Belastung wurde aufgrund der statisch geeichten Dehnungswerte von auf einem Bezugsquerschnitt aufgeklebten Dehnungsmessstreifen erfasst. Die Versuchseinrichtung ist in Abb. 9 dargestellt.

Bei den Untersuchungen wurden sowohl zwangsläufige als auch Resonanzermüdung angewandt.

Bei der zwangsläufigen Ermüdungsprobe wurde die Belastung mit Hilfe

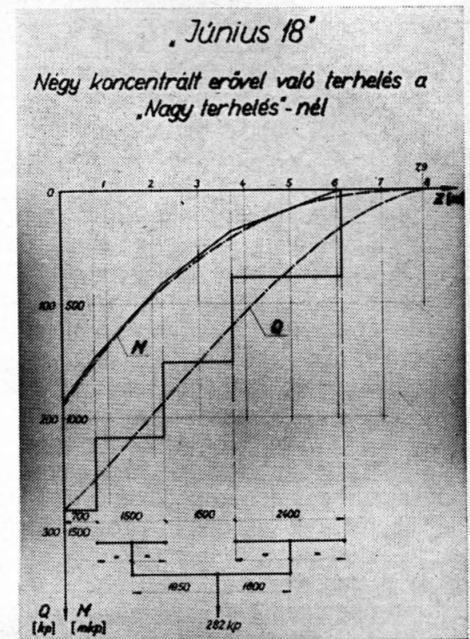


Abb. 7

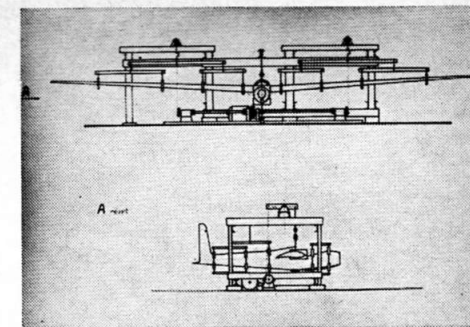
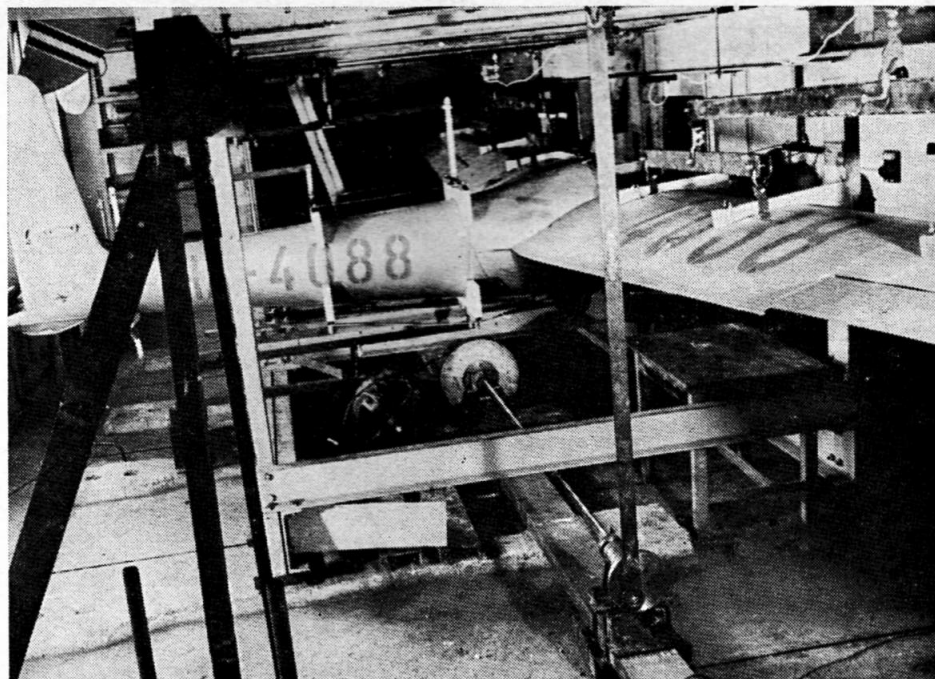


Abb. 8

Abb. 9



eines leichten, doch entsprechend steifen, statisch und dynamisch ausgeglichenen Hebelsystems eingetragen. Die Wechselbelastung wurde durch zwangsläufige Verformung mit Hilfe eines einstellbaren Exzentrers mit elektrischem Antrieb durchgeführt, wobei die Einstellung der Mittelkraft durch die Höhenlage der oberen Hebel bestimmt wurde.

Bei den Resonanzermüdungsversuchen, wo die Flügel der Flugzeuge Typ «Ifjuság» mit hoher Belastung beansprucht wurden, wurde der Flügel in das erwähnte Hebelsystem eingespannt und der Rumpf durch eine Masse von der mittleren Belastung des Flügels entsprechendem Gewicht ersetzt. Die Wechselbelastung wurde über eine Feder in Form von durch einen Exzenter mit Gleichstrommotorantrieb erregten Schwingungen nach Abb. 10 erzeugt. Die Umdrehungszahl des Erregermotors wurde durch einen Widerstand so geregelt, dass die bei statischer Belastung geeichten Dehnungsmessstreifen die erforderlichen Dehnungswerte aufweisen. Bei den Ermüdungsversuchen der Flügel von Flugzeugen Bauart «Koma» wurde die Mittelkraft durch zwei Gummiseile eingetragen, wobei die Wechselbelastung durch

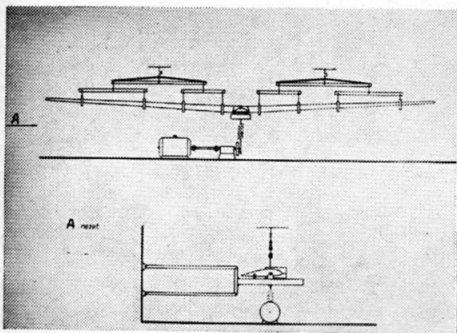


Abb. 10

Superposition unter dem Resonanzpunkt erregter Schwingungen erzeugt wurde.

Die Rumpfbelastungen wurden durch gleichfalls in der Nähe des Resonanzpunktes erzeugte und auf das Fahrwerk wirkende Schwingungen eingetragen. Das Flugzeug Bauart «Junius 18» widerstand dem vorgesehenen Programm, ohne dass ein Bruch erfolgt wäre. Der Ermüdungsversuch wurde mit erhöhter Belastung fortgesetzt, und bei der Gesamtbelastungszahl $N = 1\,400\,000$ brach der Bolzen des unteren Hauptholmbeschlages am rechten Flügel (Abb. 11). Nach Auswechslung des Bolzens und weiteren $N = 13\,550$ Lastspielen brach der Beschlag des mit dem Rumpf zusammengebauten Hauptrahmens auf den Flügelholmuntergurten.

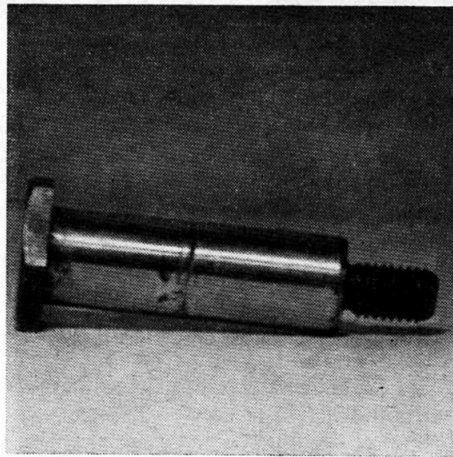


Abb. 11

Bei den Flugzeugen Typ «Ifjuság» brach das die Untergurte verbindende Gurtrohr bereits vor Ende des Programms bei einer Lastspielzahl

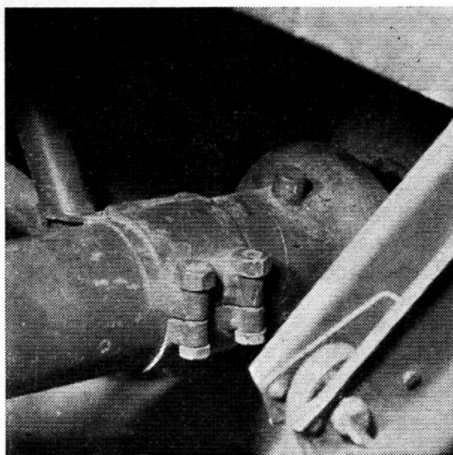
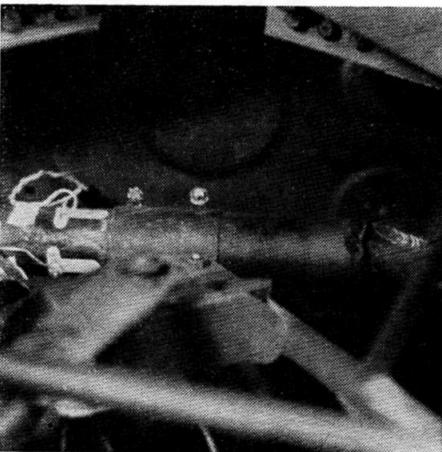


Abb. 12

$N = 420\,000$ (Abb. 12); das Rohr wurde verstärkt, doch bei der Lastspielzahl $N = 686\,460$ brach auch das verstärkte Rohr, wie es in Abb. 13 ge-

Abb. 13



zeigt ist. Nach einer bedeutenden Verstärkung dieses Bauteils erfolgte der Bruch in den geklebten Duralplatten, die die Kräfte des Beschlags auf den Flügelholmgurt aus Kunstholz verteilen. Bei allen vier Flugzeugen Bauart «Ifjuság» kamen vollkommen ähnliche Brüche vor.

Auch bei den Flugzeugen Typ «Koma» brach der Hauptbeschlag der Flügel. Bei den mit dem Rumpf durchgeführten Ermüdungsversuchen brachen ebenfalls die Beschläge. Bei den Dauerprüfungen der «Koma»-Rümpfe wurden auf einem Rumpf mehrere Beschläge gleicher Art zerstört, ohne dass sich die Klebeverbindungen des Holzes gelöst hätten. Die Werkstoffe wurden auch auf Spannungen untersucht. Die Spannungsspitzen wurden in der Nähe der Bruchstellen mit Hilfe von Dehnungsmessstreifen schätzungsmässig berücksichtigt, wobei sich die geschweissten Stahlkonstruktionen am empfindlichsten gegen Ermüdung erwiesen. An zweiter Stelle steht die Duralkonstruktion. Erst in einem bedeutenden Abstand folgt darauf das Kunstholz, und die Holzkonstruktion mit Leimverbindungen erwies sich fast gänzlich unempfindlich.

Die Ermüdungsversuche hatten auch zum Ziel, die Lebensdauer der einzelnen Bauteile zu bestimmen. Die Bauteile, die einen Bruch erlitten, waren bereits im Betrieb der Ermüdungsprobe vorangehend und im Laboratorium während des Versuches Beanspruchungen ausgesetzt.

Die betriebsmässigen Beanspruchungen wurden den ständigen Beanspruchungsspektren, die Beanspruchungen im Laboratorium den angewandten Belastungsstufen entsprechend, nach der Minerschen Theorie unter der Voraussetzung einer linearen Anhäufung der Schädigungen ausgewertet. Beim Bruch ist für die Beschädigung mit einem Wert von etwa

$$D = \sum \frac{N_i}{N_{i \text{ Bruch}}} \approx 1$$

zu rechnen.

Bei ständigem Belastungsspektrum wurden für das Dichtespektrum

$$\frac{dN}{dn}(n)$$

die zu den einzelnen Belastungsvielfachen gehörigen Spannungen $\sigma(n)$ ermittelt, wobei die Beschädigung aufgrund der Formel

$$D = \int \frac{dN}{dn} \frac{1}{N_{\text{Bruch}}(\sigma)}$$

berechnet wurde.

Die Daten der zur Auswertung erforderlichen Ermüdungskurvenscharen wurden anhand von Werten aus dem Fach-

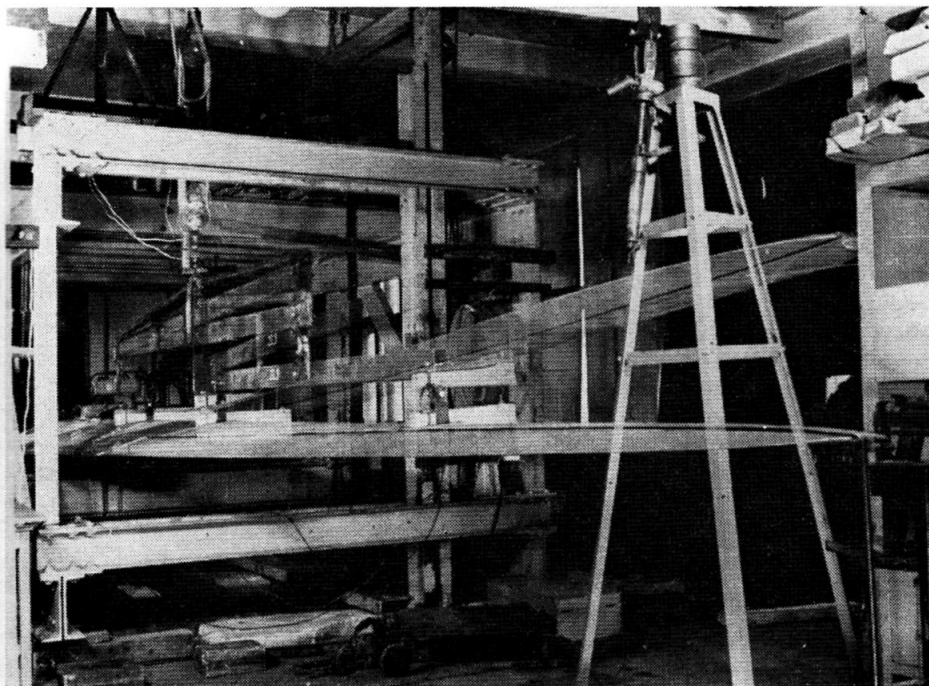


Abb. 14

schrifttum und für die Werkstoffe Cr Ni und VCN aufgrund von am Lehrstuhl für Mechanische Technologie der Technischen Universität Budapest durchgeführten Messungen angesetzt. Die Auswertung wurde mit der Rechenanlage Typ MINSK 22 der Ungarischen Akademie der Wissenschaften durchgeführt.

Aufgrund einer Auswertung der Gesamtschädigungen je Stunde ergaben sich für die Bestandteile der verschiedenen Flugzeugtypen die folgenden theoretischen Lebensdauerwerte. Die aufgrund von $1/D1$ berechneten Lebensdauerstunden sind in Tafel III zusammengefasst.

Nach den Ergebnissen der Ermüdungsprüfung lässt sich der Flügelverbindungsbeschlag des Flugzeuges Typ «Ifjuság» ausdrücklich als gefährlich bezeichnen. Dieser Typ wurde auch ausgemustert. Nach Durchführung des Programms wurde von den einzelnen Flügeln die Bekleidung entfernt, und diese wurden auf das Verhalten der Klebeverbindungen hin untersucht. Von den Flugzeugen Typ «Ifjuság» erfuhr ein bereits ausgemustertes Flugzeug mit der Registriernummer HA-5156 zufolge unzweckmässiger Lagerung noch vor der Prüfung einen Schimmelpilzschaden. Dessenungeachtet wurde keine Ablösung der Klebeverbindungen festgestellt.

Der rechte Flügel des Flugzeuges Typ «Junius 18» wurde nach dem Bruch der Beschläge mit Einspannung des Flügel-

stieles bei der hohen Beanspruchung von $n = 5,5-6,0$ g einer besonderen Ermüdungsprobe unterzogen. Die Schwingungsamplitude der Flügelspitze

Tafel III

Flugzeugtyp	Bestandteil	Lebensdauer in Std. (grössere)
Junius 18	Flügelholmbolzen	$4,75 \times 10^5$ ($3,55 \times 10^5$)
	Hauptrahmenbeschlag	$4,105 \times 10^5$ ($3,42 \times 10^5$)
	Flügelholmgurt (Flügelstiel)	$8,505 \times 10^{12}$
	Holz	
Ifjuság	Verbindungsrohr (Stahl)	275,1
	Flügelstiel Dural-Platte	8239,3
Koma	Flügelholmgurt (Flügelstiel) Holz	$8,81 \times 10^{12}$

ist in Abb. 14 dargestellt. Die nach $N = 879\,830$ Beanspruchungen von so bedeutender Höhe durchgeführte Steifigkeitsprüfung wies lediglich eine geringe Abnahme der Steifigkeit nach. Der linke Flügel wurde bereits früher, nachdem das Programm abgelaufen war, abmontiert, um die Leimverbindungen zu untersuchen. Auch hier wurde keine einzige Loslösung gefunden, die Leimverbindungen erwiesen sich als sehr haltbar, und bei der Abtrennung der Bekleidung nahm diese das Holz faserig mit. Aus den Flügelholmgurten aus Kieferholz wurden Zug-, Druck- und Biegeprobekörper angefertigt. Die auf Biegung und Zug beanspruchten Probe-

körper wiesen in jedem Falle einen sehnigen Bruch auf und könnten nach ihren Festigkeitswerten auch heute eingebaut werden.

Die Prüfungsergebnisse sind, kurz zusammengefasst — wie wir diese auch der Staatsoberdirektion für Flugwesen angegeben haben —, wie folgt:

Bei den heute zum Bau benutzten Holzarten und Leimverbindungen und den üblichen Konstruktions- und technologischen Verfahren wird die zulässige Lebensdauer der Segelflugzeuge in Holzkonstruktion nicht durch die Ermüdung des Holzes und der Klebeverbindungen, sondern vielmehr durch folgende drei Faktoren eingeschränkt:

- Krankheiten des Holzes, unzweckmässige Lagerung bzw. mangelhafter Oberflächenschutz;
- Verziehen, Verwerfung, Verformungen zufolge der zeitlichen Massänderungen des Holzes als organischen Stoffes;
- Ermüdungslebensdauer einiger lebenswichtiger Metallteile.

Im Falle des Flugzeuges Typ «Junius 18» kam bei der untersuchten Einheit kein Bruch vor, der zur Besorgnis Anlass geben könnte.

Bei den Flugzeugen Typ «Ifjuság A» erwies sich das Verbindungsrohr hinsichtlich Ermüdung als ausgesprochen gefährlich. Durch einen Bruch der Verbindungsbeschläge aus Dural wird die Lebensdauer bereits nicht unbedingt eingeschränkt. Die Brüche erfolgten bei allen vier Flugzeugen auf gleiche Weise

und mit annähernd gleichen Gesamtbeschädigungen.

Für die Flugzeuge Typ «Koma» wurde die Lebensdauer der Beschläge besonders nicht ausgewertet, weil diese der Ermüdungsprobe vorangehend bereits 10 bis 12 Jahre als Schulflugzeuge benutzt wurden, so dass sich in ihnen beträchtliche Beschädigungen angehäuft haben. Die im Laufe des Ermüdungsversuchs gebrochenen ursprünglichen Beschläge wurden durch neue ersetzt, nach deren Ermüdungsbruch noch ein dritter Beschlag gleichen Typs je Exemplar ohne ernsthafte Beschädigung der Holzteile bis zum Bruch beansprucht wurde.