

EINFLUSS DES START-LANDE-LASTWECHSELS AUF DIE LEBENSDAUER DER BÖENBEAN- SPRUCHTEN FLÜGEL VON VERKEHRS- FLUGZEUGEN

E. GASSNER und K. F. HORSTMANN

Zusammenfassung—Die Lebensdauer der Flügel von Transportflugzeugen wird im wesentlichen durch Böenbelastungen und durch den sog. Start-Lande-Wechsel bestimmt. Programmbelastungs-Versuche an gekerbten Probestäben aus AlCuMg zeigten, dass bei Hinzunahme von Start-Lande-Wechseln zu dem Kollektiv der Böenbelastungen im hier betrachteten Fall eine vielfach höhere Abminderung der Lebensdauer eintritt, als sie bei Anwendung der Palmgren-Miner'schen Schadensakkumulationshypothese zu erwarten wäre.

Die zu dieser Feststellung führenden Versuche mit konstanter (Wöhler-Versuche) und statistisch veränderlicher Spannungsamplitude (Programm-Versuche) sowie ihre Streuungen werden beschrieben.

EINFÜHRUNG

BEI Transportflugzeugen für den Kurz- und Mittelstreckeneinsatz ist während der Gesamtnutzungszeit mit etwa 20000 bis 30000 Flügen, d.h. mit der gleichen Anzahl von Start- und Landevorgängen, zu rechnen. Bei einer Abschätzung der Lebensdauer von Flügeln solcher Flugzeuge oder beim Ansatz entsprechender Ermüdungsversuche hat es sich daher als notwendig erwiesen, neben den unterschiedlich hohen und häufigen Böenbelastungen auch die mit nahezu gleichbleibender Amplitude auftretenden Start-Lande-Wechsel zu berücksichtigen.

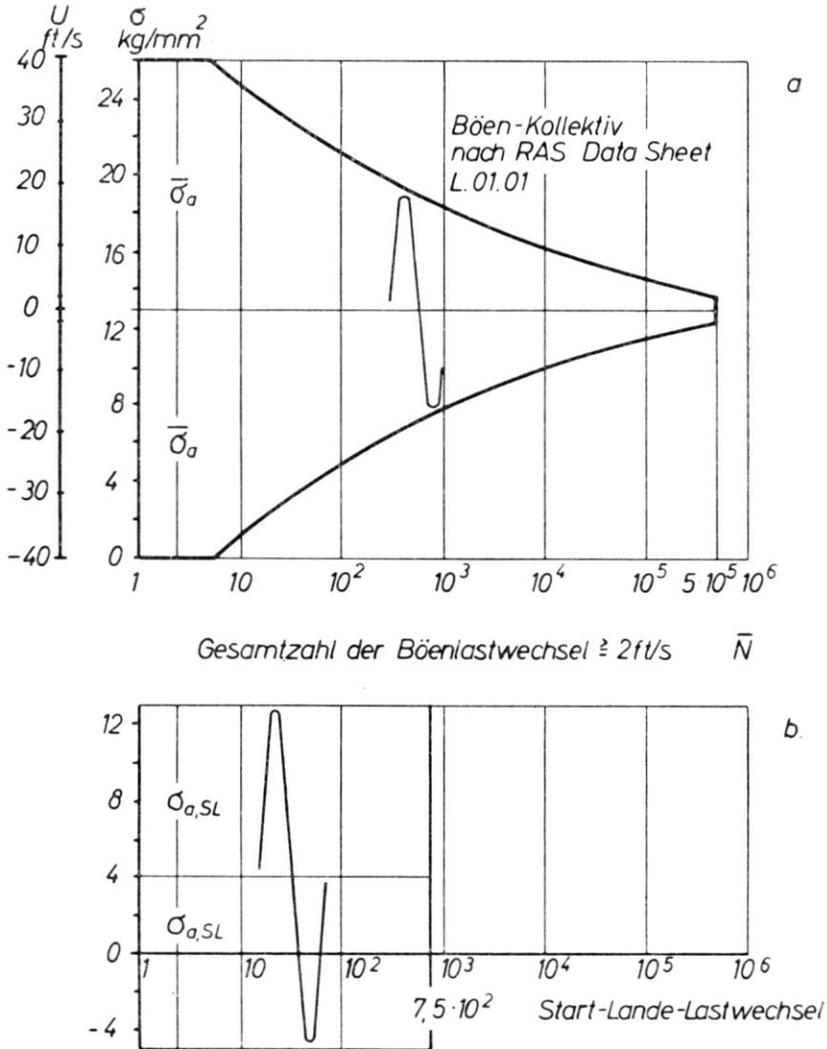
Im allgemeinen geschah dies durch Anwendung der linearen Palmgren-Miner'schen Schadensakkumulationshypothese, deren Gültigkeit umstritten ist. Da im Schrifttum^(1, 2, 3, 4) bisher nur bestimmte Einzelfälle behandelt wurden, deren Ergebnisse nicht ohne weiteres verallgemeinert werden können, erschien eine systematische Untersuchung angebracht; dabei sollten die von Flugzeug zu Flugzeug verschiedene n -Verhältniswerte, Gesamthäufigkeit der Böenbelastungen zur Häufigkeit der Start-Lande-Lastwechsel und maximale Böenbelastungen zur Belastung der Start-Lande-Wechsel systematisch variiert werden.

VERSUCHSBEDINGUNGEN

1. Gesichtspunkte zur Aufstellung des Böen-Kollektivs

Für den ersten Teilabschnitt der vorliegenden Untersuchung wurde ein Flugplan angenommen, wie er etwa für ein Mittelstreckenflugzeug mit folgenden Flugdaten zutreffen dürfte:

Reisegeschwindigkeit	$V_R \approx 260 \text{ kn}$
Flughöhe	$H \approx 15000 \text{ ft}$



Die Angaben beziehen sich auf 1 Teilfolge entsprechend 750 Flüge

ABB. 1. Angesetzte Lastkollektive.

mittlere Strecke je Flug	$S \approx 720$ nm,
mittlere Flugzeit je Flug	$T \approx 3$ Stunden,
Bruchlastvielfaches	$n_{br} = 3,4,$
Böen-Lastvielfaches bei V_R und 40 ft/sec	$n_{B\ddot{o}} = 2.$

(Veränderungen dieses Böen-Lastvielfachen durch Flughöhe, Fluggewicht und Geschwindigkeit werden für die hier vorliegende Aufgabenstellung der Einfachheit halber nicht berücksichtigt.)

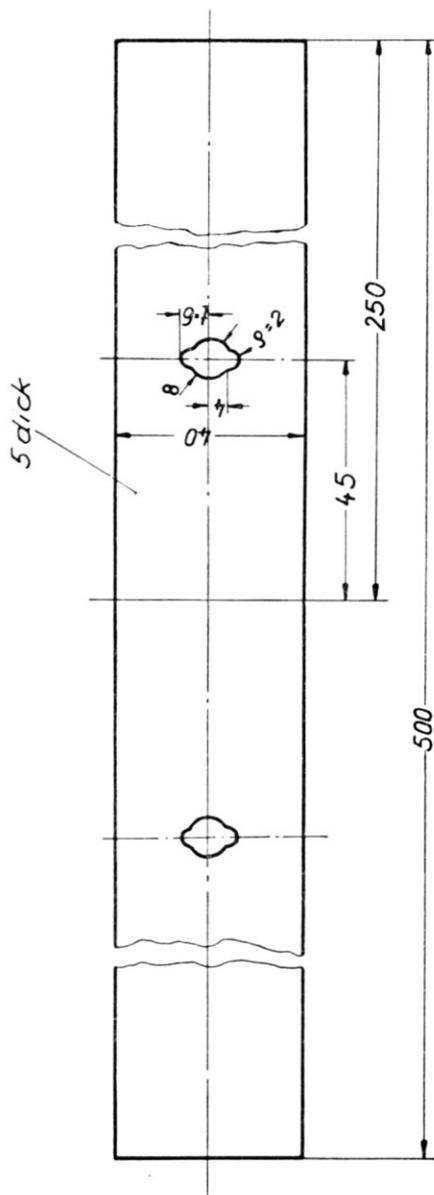
Für die Aufstellung des Böen-Kollektivs wurde eine relative Häufigkeitsverteilung benutzt, die weitgehend den "Average Gust Frequencies" nach R.A.S.-Data Sheet Nr. L. 01.01, *ABB. 1*, entspricht; die dort wiedergegebene Häufigkeitsverteilung wurde auf Böen ≥ 2 ft/sec extrapoliert, weil die hierdurch hervorgerufenen Belastungen nachweislich noch schädigend wirken und demzufolge in einem betriebsähnlichen Programmbelastungs-Versuch enthalten sein müssen⁽⁵⁾.

Bei Anwendung der Data sheets mit den Angaben über die zurückzulegende Flugstrecke je Bö ≤ 10 ft/sec in Abhängigkeit der Flughöhe ergeben sich je Flug rund 663 Böen-Lastwechsel ≥ 2 ft/sec bzw. 19 Böen-Lastwechsel ≥ 10 ft/sec. Das sich für eine Gesamtzahl von $5 \cdot 10^5$ Böen-Lastwechseln ≥ 2 ft/sec, also 750 Flüge, ergebende Böen-Kollektiv wird in *ABB. 1a*) gezeigt. Im Flugplan sind neben den Böen noch die in *ABB. 1b*) getrennt dargestellten 750 Start-Lande-Lastwechsel angegeben.

2. Probenform und Werkstoff

Als Element mit einer Kerbwirkung, wie sie auf der im wesentlichen auf Zug beanspruchten Flügelunterseite vorliegt, kann ein Probestab mit einer Formzahl $\alpha_k \approx 3,5$ angesehen werden. Eine gut reproduzierbare Kerbe mit diesem Formfaktor wird durch Bohren von drei Löchern in der in *ABB. 2* angegebenen Form erhalten. Gegenüber der oft gebräuchlichen Form von Außenkerben etwa gleicher Formzahl, haben die hier verwendeten Innenkerben den Vorteil, daß bei einseitigem Anriß keine nennenswerte exzentrische Probenbelastung eintritt. Die Probestäbe wurden mit zwei hintereinanderliegenden Kerben versehen. Damit besteht die Möglichkeit, den zweiten nicht gebrochenen Querschnitt zur Ermittlung der statischen Restfestigkeit auszunutzen. Die angegebene Formzahl von $\alpha_k = 3,5$ errechnet sich nach Neuber⁽⁶⁾; Formzahlen von 3,5 liegen nach F. Turner⁽⁷⁾ und Messungen von McGuigan⁽⁷⁾ bei etwa 30% aller ermüdungsgefährdeten Flugzeugkonstruktionen vor.

Für die Herstellung der Proben wurde eine AlCuMg-Legierung vom Typ W 3125.5 (bzw. 2024 T 4) gewählt. Die Proben sind 5 mm starken Blechtafeln 2000 · 1000 mm in Walzrichtung entnommen; alle Bleche



Werkstoff: Al-Cu-Mg (W3125.5 bzw. 2024 T4) $\sigma_B = 495^{+0.5}_{-1}$ kg/mm²
 $\sigma_{0.2} = 35.5^{+0.3}_{-0.7}$ kg/mm²

Formzahl: $\alpha_K = 3,5$

Proben wurden in Walzrichtung aus 5mm-Blechteilen 2000 x 1000mm entnommen

Abb. 2. Probestab.

entstammen einem Walzbarren. Als Mittelwert aus 10 statischen Zerreiß-Versuchen ergaben sich folgende Festigkeitswerte:

$$\sigma_{B, \text{eff}} = 49,5 \begin{matrix} +0,5 \\ -1,0 \end{matrix} \text{ kg/mm}^2$$

$$\sigma_{0,2, \text{eff}} = 35,5 \begin{matrix} +0,3 \\ -0,7 \end{matrix} \text{ kg/mm}^2$$

Demgegenüber betragen die in der Norm festgelegten Mindestwerte:

$$\sigma_B = 44 \text{ kg/mm}^2$$

$$\sigma_{0,2} = 30 \text{ kg/mm}^2$$

3. Spannungskollektiv

Für die Überführung des Böen-Kollektivs in ein Spannungs-kollektiv wurde—wie beim Flugzeugentwurf üblich — nicht von den effektiven statischen Festigkeitswerten, sondern von den Mindestwerten der Norm, also von $\sigma_B = 44 \text{ kg/mm}^2$, ausgegangen.

Mit dem unter 1. angenommenen Bruchlastvielfachen $n_{Br} = 3,4$ ergibt sich als Spannung im unbeschleunigten Geradeausflug:

$$\sigma_g = \frac{\sigma_B}{n_{Br}} = \frac{44}{3,4} \approx +13 \text{ kg/mm}^2$$

Mit einem Böen-Lastvielfachen $n_{B\ddot{o}} = 2$, wie es zur Reisegeschwindigkeit und zu der im Böen-Kollektiv vorkommenden maximalen Böen-Geschwindigkeit von 40 ft/sec-Bö angenommen wurde, ergibt sich somit als Maximalwert des Spannungskollektivs der Wert von $+26 \text{ kg/mm}^2$, d.h., der Spannung σ_g des ungestörten Geradeausflugs von $+13 \text{ kg/mm}^2$ überlagern sich durch auf- und abwärts gerichtete Böen von 40 ft/sec Spannungsamplituden von $\pm 13 \text{ kg/mm}^2$. (Im vorliegenden Fall handelt es sich um ein nach Vorschrift statisch voll ausgenutztes Element, da die Oberspannung unter der 50 ft/sec-Bö, das sind $29,35 \text{ kg/mm}^2$, sich aus der Bruchspannung von 44 kg/mm^2 unter Einhaltung des vorgeschriebenen Sicherheitsfaktors von 1,5 errechnet). Der niedrigste Wert des Spannungskollektivs beträgt 1/20 der höchsten Spannungsamplitude, also $\pm 0,05 \cdot 13 = \pm 0,65 \text{ kg/mm}^2$, die sich gleichfalls der Spannung $+13 \text{ kg/mm}^2$ im ungestörten Geradeausflug überlagern.

Eine weitere Annahme betrifft die Spannungsamplitude des Start-Lande-Lastwechsels; sie soll für die erste Versuchsreihe 70% der maximalen Spannungsamplitude des Böen-Kollektivs, also $\pm 0,7 \cdot 13 \approx \pm 9 \text{ kg/mm}^2$, betragen.

Der Faktor 0,7 soll in zwei weiteren Versuchsreihen auf andere in der Praxis übliche Verhältniswerte geändert werden, z.B. 0,55 als unterer und 0,85 als oberer Wert.

Die Oberspannung des Start-Lande-Lastwechsels entspricht der Spannung im ungestörten Geradeausflug ($+13 \text{ kg/mm}^2$), die Unterspannung ergibt sich daraus bei einer Doppellamplitude von $2 \cdot 9 \text{ kg/mm}^2$ zu -5 kg/mm^2 .

Aus Ober- und Unterspannung errechnet sich demzufolge für den Start-Lande-Lastwechsel eine Mittelspannung von $+4 \text{ kg/mm}^2$. Die im praktischen Flugbetrieb auftretenden Schwankungen in der Größe des Start-Lande-Lastwechsels durch unterschiedliches Fluggewicht werden nicht berücksichtigt.

4. Wiedergabe des Spannungskollektivs im Versuch

Das in *ABB. 1* dargestellte stetige Spannungskollektiv infolge Böenbelastung wird zur Wiedergabe im Versuch in 8 Stufen untergeteilt, die zur Erzielung einer betriebsähnlichen Vermischung in auf- und absteigender Folge durchlaufen werden⁽⁸⁾. Innerhalb einer sog. Teilfolge mit insgesamt $5 \cdot 10^5$ Böen-Lastwechseln kommt also jede Stufe zweimal vor, ausgenommen Stufe 1 und 8, s. *ABB. 3* und Tabelle. Die Laststufen 1 bis 5 mit den kleinen Lastspielzahlen werden mit einer Frequenz von $\approx 20/\text{min}$ wiedergegeben, während für die Stufen 6, 7 und 8 eine Frequenz von $\approx 2400/\text{min}$ angewendet wird.⁹⁾

Mit der unter 1. getroffenen Annahme von $663 \text{ Böen} \geq 2 \text{ ft/sec}$ je Flug entspricht die in einer Teilfolge zusammengefaßte Böen-Lastwechselzahl von $5 \cdot 10^5$ einer Flugzahl

$$N_F = \frac{0,5 \cdot 10^6}{663} \approx 750$$

Bei einer durchschnittlichen Flugzeit von drei Stunden und einer Flugstrecke von 720 nm bedeutet eine Teilfolge 2250 Stunden bzw. eine Flugstrecke von $5,4 \cdot 10^5 \text{ nm}$.

Mit der Flugzahl $N_F = 750$ ist zugleich die Anzahl der auf eine Teilfolge entfallenden Start-Lande-Lastwechsel festgelegt. Die Einstreuung der Start-Lande-Wechsel erfolgt in 10 Gruppen mit je 75 derart, daß sie sich mit den Stufen des Langsamantriebs abwechseln, s. *ABB. 3*. Die Einstreuung erfolgt nur im Langsamantrieb, da hier der notwendige Wechsel von der Mittelspannung $\sigma_m = +13 \text{ kg/mm}^2$ (ungestörter Geradeausflug) auf die Mittelspannung $+4 \text{ kg/mm}^2$ (Start-Lande-Lastwechsel) versuchstechnisch ohne weiteres möglich ist.

VERSUCHSDURCHFÜHRUNG

Für die Versuche steht ein 6 t Pulser, Bauart Schenck, mit Schnell- und Langsamantrieb zur Verfügung. Die Lastspielfrequenzen betragen je nach Größe der Belastung und versuchstechnischen Erfordernissen:

im Schnellantrieb 2000 bis 3000/min,
im Langsamantrieb 10 bis 30/min.

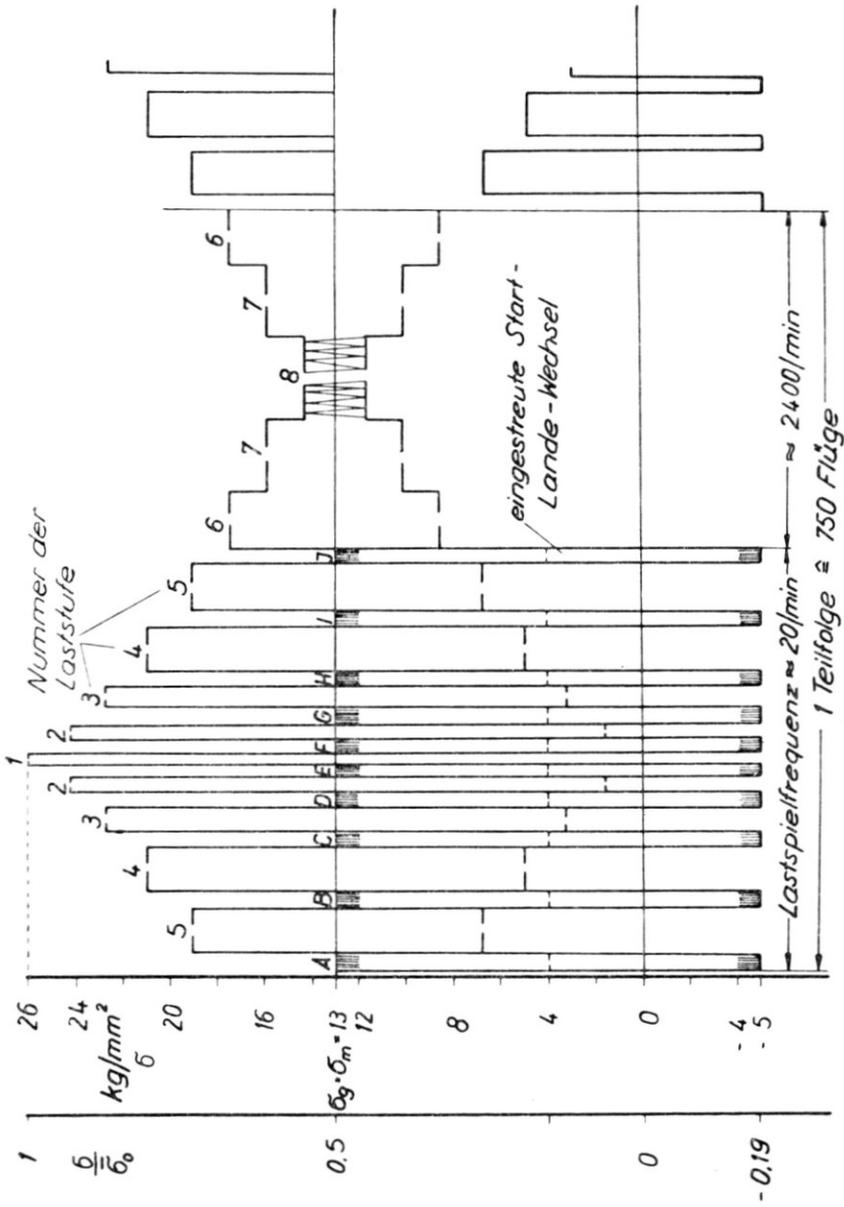


ABB. 3. Versuchsablauf.

Die Versuche mit konstanter Spannungsamplitude (Wöhler-Versuche) wurden in zwei sich überdeckenden Lastspielbereichen aufgenommen, und zwar im Schnellantrieb für den Bereich zwischen 10^4 und 10^7 , im Langsamantrieb zwischen 10^3 und 10^5 .

Bei Versuchen mit hohen Spannungsamplituden und geringer Mittelast besteht teilweise im Druckgebiet Knickgefahr für den Probestab, die durch seitliche Abstützung beseitigt wird.

Um auch nähere Angaben über die Streuung der Versuchsergebnisse machen zu können, bzw. um die Ergebnisse auf eine bestimmte Wahrscheinlichkeit beziehen zu können, werden sowohl bei den Einstufen- (Wöhler-Versuchen) als auch bei den Programmbelastungs-Versuchen die einzelnen Prüfhorizonte mit mindestens 10 Probestäben belegt.

Bei den Programmbelastungs-Versuchen fallen Pausen von etwa 2 bis 3 Stunden nur in der Zeit zwischen 12 Uhr nachts und 6 Uhr früh an.

VERSUCHSERGEBNISSE

1. Einstufen-Versuche

Die Einstufen-Versuche haben vor allem das Ziel, alle für die Anwendung von Schadensakkumulationshypothesen erforderlichen Unterlagen zu schaffen. Das bedeutet, daß ein möglichst vollständiges Dauerfestigkeitsschaubild aufgenommen werden muß, aus dem Wöhler-Kurven für unterschiedliche Mittelspannungen oder Mittelspannungsverhältnisse entnommen werden können.

Die hierauf abgestimmten Versuchsreihen betreffen folgende Mittelspannungen:

$$+4,7 \text{ kg/mm}^2, +9 \text{ kg/mm}^2 \text{ und } +15,15 \text{ kg/mm}^2$$

Da im Programmbelastungs-Versuch die Laststufen mit den hohen Spannungsamplituden im Langsamantrieb aufgebracht werden, erfordert eine konsequente Anwendung von Schadensakkumulationshypothesen, daß auch Wöhler-Kurven für die Lastspielfrequenz des Langsamantriebs zur Verfügung stehen.

Als Beispiel aus den bisher abgeschlossenen Versuchsreihen sind in **ABB. 4** die Ergebnisse aus Einstufen-Versuchen (8 Prüfhorizonte) für die Mittelspannung $\sigma_m = +9 \text{ kg/mm}^2$ und die Überlebenswahrscheinlichkeit $P = 50\%$ und 90% aufgetragen. **ABB. 5** zeigt für die Prüfhorizonte $\sigma_a = \pm 8,9 \text{ kg/mm}^2$ und $\pm 6 \text{ kg/mm}^2$ die im Wahrscheinlichkeitsnetz aufgetragenen Versuchsergebnisse.

Die Streuungen innerhalb der 10–90%-Spanne sind mit 1 : 1,3 sehr klein, so daß auch Einflußgrößen, die eine geringe Änderung der Lebensdauer bewirken, zuverlässig bewertet werden können.

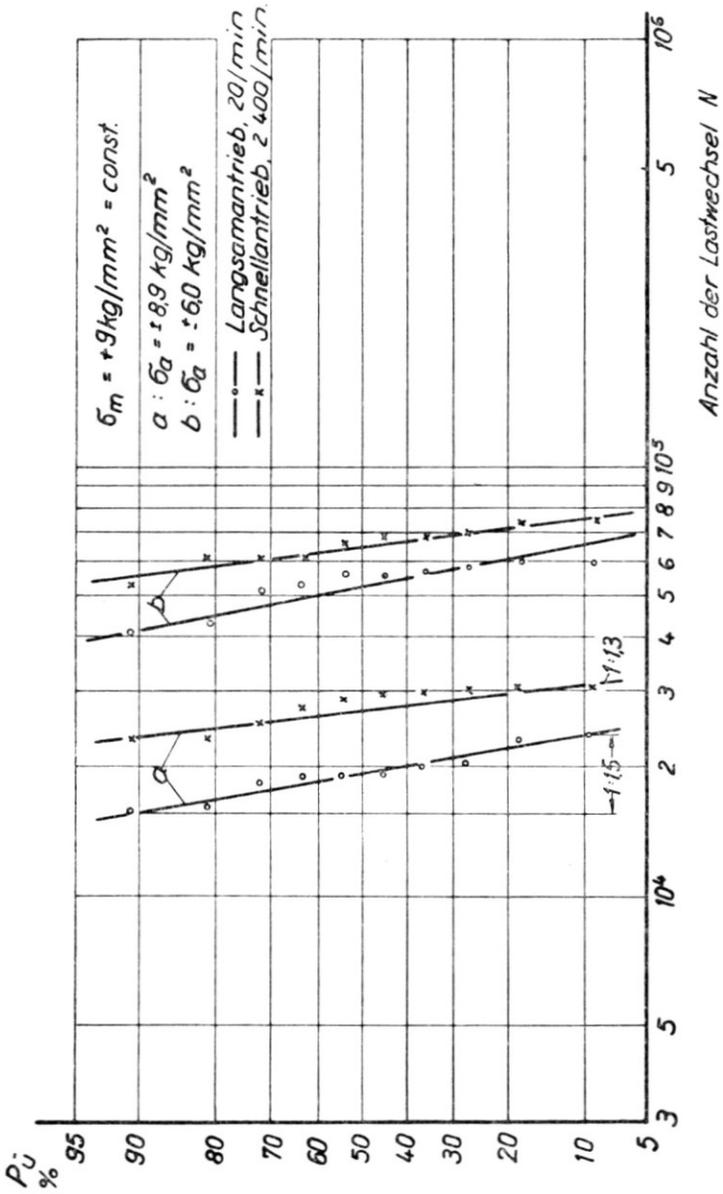


Abb. 5. Streuung von Einstufenversuchen, Frequenzeinfluss.

In **ABB. 5** sind zum Vergleich fernerhin die auf den gleichen Prüfhorizonten im Langsamantrieb durchgeführten Einstufen Versuche eingetragen; sie zeigen bei unwesentlich vergrößerter Streuung einen deutlichen Abfall der bis Bruch ertragenen Lastspielzahl⁽⁹⁾.

Um die Anwendbarkeit der mit der gewählten Kerbform erzielten Ergebnisse bei der Bemessung praktischer Flügelkonstruktionen zu überprüfen, wurden sie mit den Ergebnissen verglichen, die Payne⁽¹⁰⁾ aus den Versuchen an Mustangflügeln im Einstufen-Versuch gewonnen hat. **ABB. 6** zeigt, daß eine gute Übereinstimmung besteht, die Beibehaltung der gewählten Probenform für den genannten Zweck rechtfertigt.

2. Programmbelastungs-Versuche

(a) *Spannungskollektiv infolge Böen-Wirkung*—Mit dem in **ABB. 1** dargestellten Spannungskollektiv infolge Böen-Wirkung wurden 13 Programmbelastungs-Versuche durchgeführt; die Ergebnisse sind in **ABB. 7**, rechts, im Wahrscheinlichkeitsnetz aufgetragen und zeigen, daß der geometrische Mittelwert bei $7 \cdot 10^6$ Lastwechsel bzw. 14 Teilfolgen liegt. Die Streuung in der 10–90%-Spanne ist mit 1:2,7 praktisch doppelt so groß wie in den Einstufen-Versuchen, wenn man sie mit der Streuung vergleicht, die sich im Einstufen-Versuch für die Spitzenspannung des Kollektivs $\pm 13 \text{ kg/mm}^2$ ergibt.

Es wäre abwegig, den Vergleich der Streuungen für eine Spannung durchzuführen, für die sich im Einstufen-Versuch etwa die gleichen Lastwechselzahlen ergeben wie im Programm-Versuch; im Programm-Versuch bezieht sich die Lastwechselzahl nämlich auf alle acht Laststufen. Bei Umlaufbiege-Versuchen wurde praktisch kein Unterschied in den Streuungen beider Versuchsarten gefunden, wenn der Vergleich für die Spitzenspannung des Kollektivs durchgeführt wird. Möglicherweise ist die Streuung von 1:2,7 auf die unterschiedlich hohen Eigenspannungen im Kerbgrund zurückzuführen, die bei der vorliegenden Formzahl von 3,5 und Nennspannung von 26 kg/mm^2 erzeugt werden.

Wird der Probestab als repräsentativ für ein Flügelement angesehen, so ergibt sich im Falle der hier vorliegenden statischen Ausdimensionierung eine mittlere Lebensdauer von $8 \cdot 750 = 6000$ Flüge, eine Zahl, die auch für den Fall, daß es sich um eine "fail safe"-Konstruktion handelt, den heutigen Anforderungen nicht genügt.

Aus anderen Untersuchungen ist bekannt, daß zur Erreichung einer mittleren Lebensdauer von 30000 Flügen die Spannung im ungestörten Geradeausflug und demzufolge auch die überlagerten Spannungsamplituden um rund 25% gesenkt werden müssen, eine Zahl, die durchaus mit praktischen Erfahrungen übereinstimmt⁽¹²⁾.

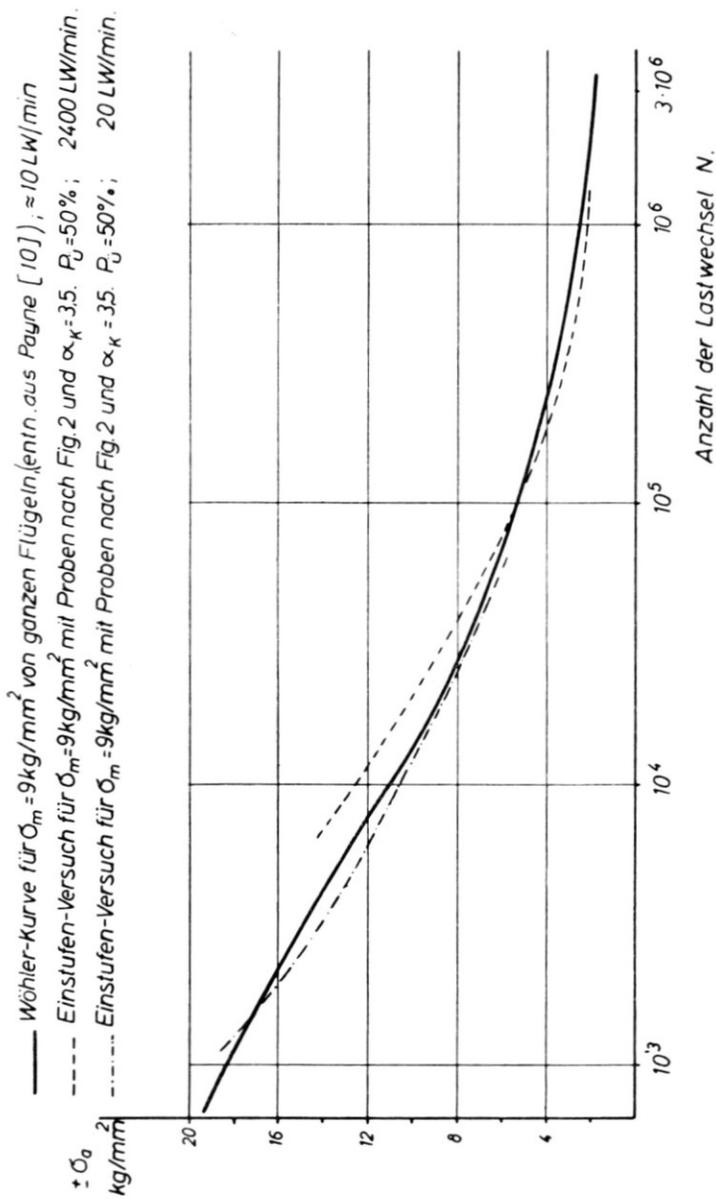


Abb. 6. Vergleichbare Wöhlerkurven für Flugzeugflügel und Kerbstäbe.

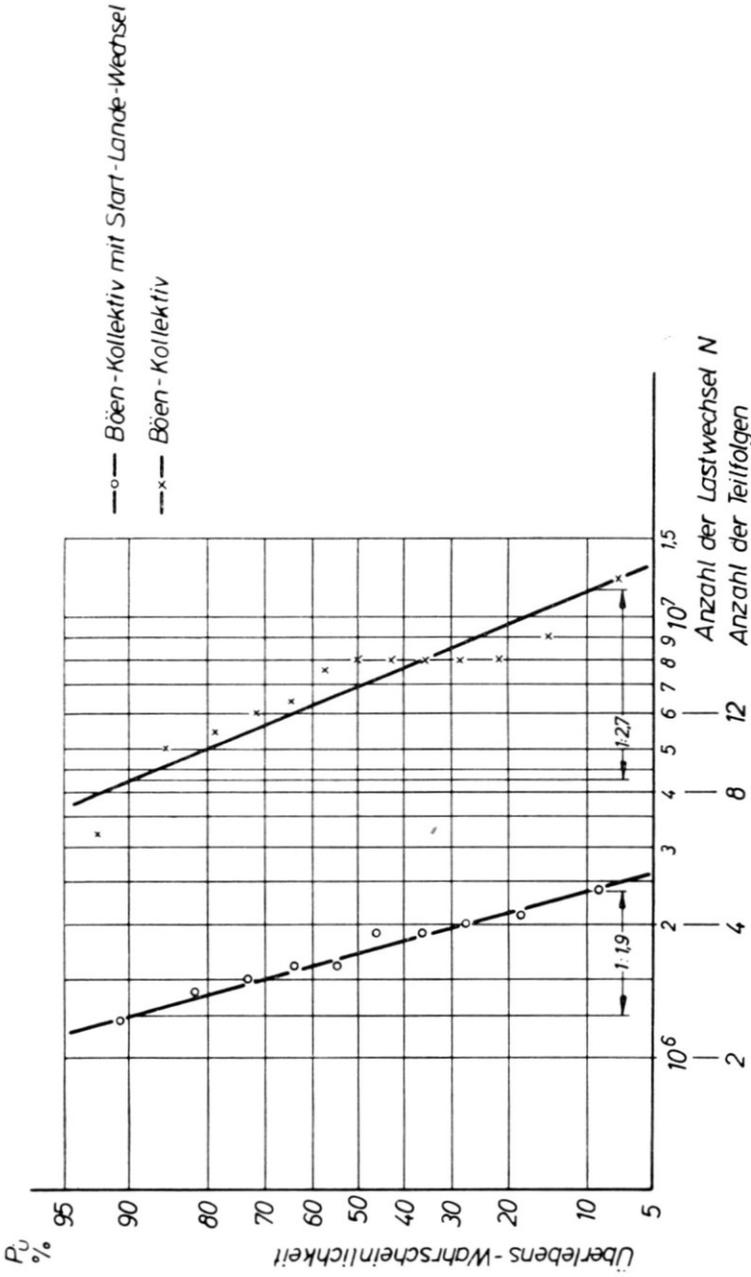


Abb. 7. Lebensdauer und Streuung in Programmversuchen.

(b) *Spannungskollektiv infolge Böen-Wirkung und Start-Lande-Belastungen*— Das Ergebnis von 10 Programmbelastungs-Versuchen mit einem Ablauf nach ABB. 3 ist in ABB. 7, links, im Wahrscheinlichkeitsnetz aufgetragen. Die mittlere Lebensdauer ($P_{\bar{u}} = 50\%$) ist durch die Einstreuung der Start-Lande-Lastwechsel von $7 \cdot 10^6$ Lastwechseln auf $1,75 \cdot 10^6$ bzw. von 14 Teilfolgen auf etwa 3,5 abgefallen.

Innerhalb der 10–90%-Spanne ist die Streuung von 1:2,7 auf 1:1,9 zurückgegangen, vermutlich durch Verringerung der Eigenspannungen infolge der Einstreuung der Start-Lande-Wechsel.

Dieses Ergebnis besagt, daß ein Flügel mit einem dem gewählten Probestab vergleichbaren Bauelement unter Einbeziehung der Start-Lande-Lastwechsel nur eine Lebensdauer von $2,4 \cdot 750$, d.h. rund 1750 Flügen aufweist.

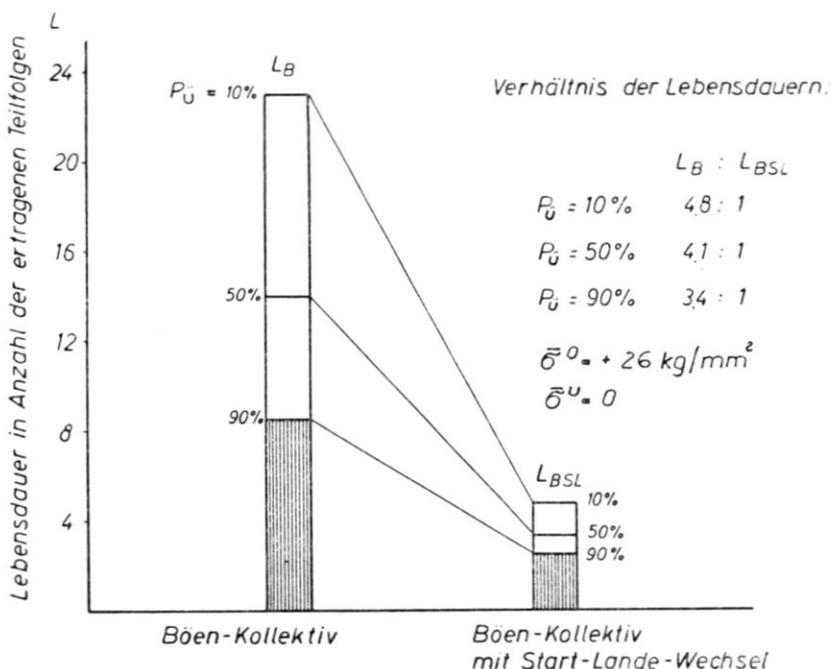


ABB. 8. Vergleich der Versuchsergebnisse.

Bisher kann nicht übersehen werden, um welchen Betrag die Konstruktionsspannungen reduziert werden müßten, um wiederum auf eine mittlere Lebensdauer von 30000 Flügen zu kommen. Eine Wiederholung der Vergleichsversuche für niedrigere Konstruktionsspannungen ($11,5 \pm 11,5$ und $9 \pm 9 \text{ kg/mm}^2$) ist vorgesehen.

Eine Übersicht über die Lebensdauerverhältnisse für das reine Böen-Kollektiv und das Böen-Kollektiv mit Start-Lande-Wechsel, die sich auch auf die 10–90%-Überlebenswahrscheinlichkeit erstrecken, gibt ABB. 8.

Es ist zu erwarten, dass mit der Verringerung der Konstruktionsspannungen wegen der damit gleichzeitig verringerten Eigenspannungen auch eine Verringerung der Lebensdauerverhältniszerte eintreten wird.

(c) *Lebensdauerabschätzung nach Miner*—Die für das gewählte Spannungskollektiv mit $\sigma_g = \sigma_m = +13 \text{ kg/mm}^2$ gültigen Wöhler-Kurven für Schnell- und Langsamantrieb, bezogen auf die Überlebenswahrscheinlichkeit 50%, sind dem Dauerfestigkeitsschaubild entnommen und in *Abb. 9* aufgetragen. Für die 8 Laststufen des Programm-Versuchs sind diejenigen Lastwechselzahlen n_i eingetragen, die bei Gültigkeit der linearen Schadensakkumulationshypothese $\left(\sum \frac{n_i}{N_i} = 1\right)$ zu erwarten wären.

Ein Vergleich der tatsächlich im Programm-Versuch bis zum Bruch ertragenen Lastwechsel ergibt für $P_{ii} = 50\%$ eine rund vierfache Lebensdauer, d.h.,

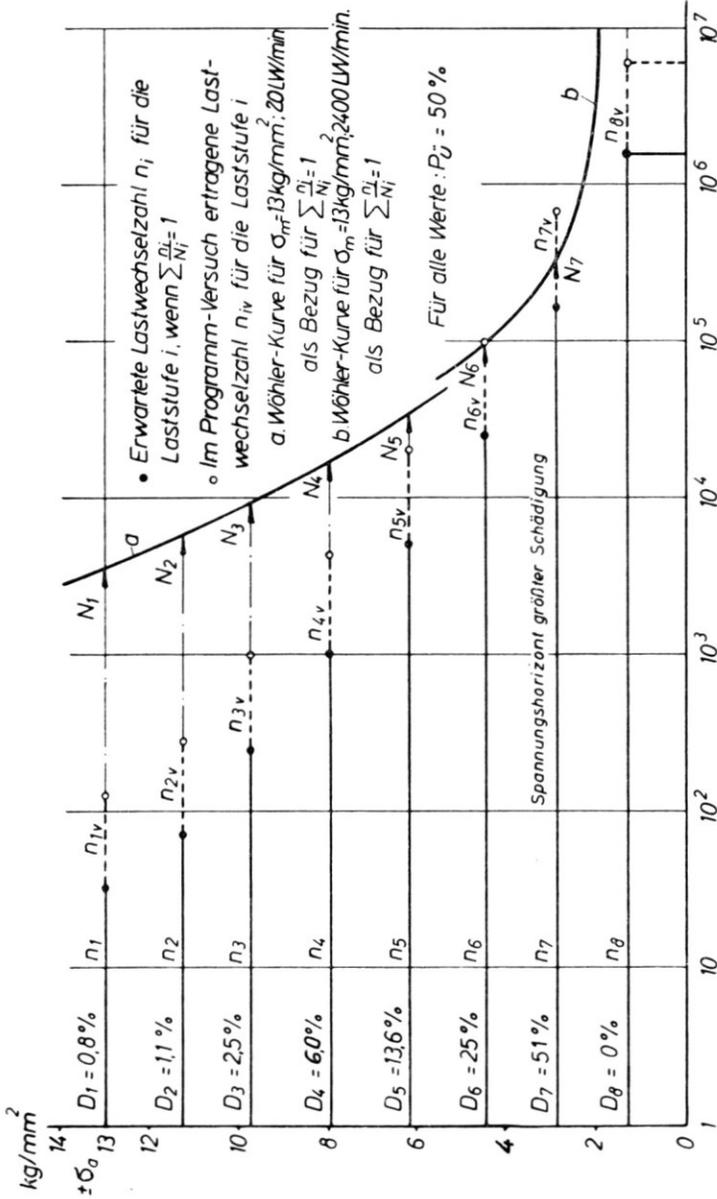
der Wert $\sum \frac{n_{iv}}{N_i} = 4$. Die damit zum Ausdruck kommende Unterschätzung

der erwarteten Lebensdauer mit Hilfe der Miner-Regel ist vermutlich auf die in den hohen Laststufen erzeugten günstigen Druckeigenspannungen zurückzuführen. Praktisch den gleichen Verhältniswert zwischen der im Versuch ermittelten und der nach Miner zu erwartenden Lebensdauer findet Whaley⁽¹¹⁾ für Flügel des Musters C 46, bei Anwendung eines Böen-Belastungskollektivs.

Nach der Miner-Regel ist für die Hinzunahme des Start-Lande-Wechsels nur mit einem Abfall der Lebensdauer auf rund 93,5% zu rechnen, während im Versuch ein Abfall auf 25% eintritt. Damit wird die lebensdauersteigernde Wirkung der hohen Laststufen wieder voll aufgehoben, und es ergibt sich im Programmbelastungs-Versuch mit Start-Lande-Wechsel eine Lebensdauer, die mit der nach der Miner-Regel errechneten übereinstimmt.

Die Versuche von Haas⁽²⁾ können u.U. als Bestätigung der hier gemachten Beobachtung angesehen werden, wenn berücksichtigt wird, daß in seinem Böen-Kollektiv die hohen, besonders verfestigenden Stufen fehlen; es ist daher verständlich, daß er bei Anwendung der Miner-Regel Lebensdauerwerte erhält, die um 30% höhere Lebensdauerwerte erwarten lassen, als sie der Programmbelastungs-Versuch liefert.

Nach den bisherigen Erfahrungen über die Treffsicherheit des Programmbelastungs-Versuchs (Straßenfahrzeugbau) ist anzunehmen, daß die hier beobachtete starke Überschreitung der nach Miner erwarteten Lebensdauerwerte auch in der Praxis zutrifft. Während dies bei Flugzeugen ohne nennenswerte Zusatzbelastungen aus dem Start-Lande-Lastwechsel als zusätzliche Sicherheit angesehen werden darf, verschwindet diese vollständig bei Hinzunahme des Start-Lande-Lastwechsels, obwohl deren Einfluß nach Miner praktisch von untergeordneter Bedeutung ist.



Anzahl der Lastwechsel N bzw. n

Abb. 9. Nach Miner erwartete und im Versuch erreichte Lebensdauer.

ZUSAMMENFASSUNG

Aus einer größeren Serie von Versuchsreihen über den Einfluß des Start-Lande-Lastwechsels auf die Lebensdauer von Flugzeugflügeln können bisher folgende Teilergebnisse vorgelegt werden:

1. Probestäbe aus einer AlCuMg-Legierung mit Innenkerben (Formzahl $\approx 3,5$) können als repräsentativ für ähnlich gekerbte, im wesentlichen auf Zug beanspruchte Flügelkonstruktionen angesehen werden.
2. Die Anwendung von Konstruktionsspannungen, wie sie sich aus der Befolgung der Festigkeitsvorschriften ergeben, führen ohne Hinzunahme von Start-Lande-Wechseln für ein Mittelstreckenflugzeug zu Lebensdauerwerten, die als unzureichend anzusehen sind.
3. Handelt es sich um statisch ausdimensionierte Flügelkonstruktionen, die außer durch Böen auch nennenswert hohe und häufige Start-Lande-Wechsel erfahren, so kann die Lebensdauer auf $\approx 25\%$ derjenigen absinken, die sich ergibt, wenn nur Böen-Belastungen zu berücksichtigen sind.
4. Die Anwendung der linearen Schadensakkumulationshypothese unterschätzt die Wirkung der Start-Lande-Lastwechsel so sehr, daß sie für eine zuverlässige Lebensdauerabschätzung von Konstruktionen nach 3. ausscheidet.

Darmstadt, Juli 1960.

TABELLE

*Böen—Kollektiv (Stufen 1 bis 8) mit Start-Lande-Wechsel (Stufen A bis J)
1 Teilfolge entspricht 750 Flügen*

Stufe	Antrieb	σ_m (kg/mm ²)	$\pm \sigma_a$ (kg/mm ²)	Anzahl der Lastwechsel
1	L.A.	13	13,00	9
2	L.A.	13	11,28	2 × 10
3	L.A.	13	9,75	2 × 36
4	L.A.	13	7,96	2 × 147
5	L.A.	13	6,18	2 × 702
6	S.A.	13	4,46	2 × 3600
7	S.A.	13	2,88	2 × 24200
8	S.A.	13	1,31	442500
$\Sigma A \div J$	L.A.	4	9	10 × 75

Dem Herrn Bundesminister für Verkehr danken wir für die Bereitstellung der finanziellen Mittel, den Vereinigten Leichtmetallwerken, Bonn, für das Probenmaterial und der C. Schenck GmbH. für die leihweise Überlassung eines 6 t Pulsers.

REFERENZEN

1. VALLAT, P., Conditions et Extrapolation des Essais de Fatigue d'Ensemble de Structure de l'Avion "Caravelle", Symposium-ICAF-AGARD, Amsterdam, 9-11 Juin 1959
2. HAAS, T., Spectrum fatigue tests on typical wing joints, *Materialprüfung* Bd. 2 (1960) Nr. 1, S. 1-17
3. ATKINSON, R. J., *Fatigue testing in relation to transport aircraft*, Fatigue in Aircraft Structures (1956), S. 279; Academic Press, Inc.
4. BROOKS, P. P., *Structural fatigue research and its relation to design*, Fatigue in Aircraft Structures (1956), S. 207; Academic Press, Inc.
5. GASSNER, E., Festigkeits-Versuche mit wiederholter Belastung im Flugzeugbau, *Luftwiss.*, Vol. 6 (1939), Nr. 2, S. 61-64.
6. NEUBER, E., *Kerbspannungslehre*, Springer-Verlag (1958), 2. erweiterte Auflage
7. TURNER, F., *Aspects of fatigue design of aircraft structures*, Fatigue in Aircraft Structures (1956), S. 323; Academic Press, Inc.
8. GASSNER, E., *Performance fatigue testing with respect to aircraft design*, Fatigue in Aircraft Structures (1956), S. 178; Academic Press, Inc.
9. GASSNER, E., Zur Aussagefähigkeit von Ein- und Mehrstufen-Versuchen, *Materialprüfung* Bd. 2 (1960), Nr. 4, S. 121-128
10. PAYNE, A. O., *Random and programmed load sequence fatigue tests on 24 ST aluminum alloy wings*, Aeronautical Research Laboratories of Australia, Rep. SM 244, Sept. (1956)
11. WHALEY, R. E., *Fatigue investigation of full-scale transport-airplane wings; variable-amplitude tests with a gust-loads spectrum*, NACA TN 4123
12. GASSNER, E. u. W. SCHÜTZ, *The significance of constant load amplitude tests for the fatigue evaluation of aircraft structures*, Symposium on Full-Scale Fatigue Testing of Aircraft Structures, Amsterdam, 9-11 June 1959