

PROBLEME DER LASTANNAHMEN FÜR FLUGZEUGE*

Von

Prof. Dipl.-Ing. R. MÜLLER

Technische Hochschule Dresden, Fakultät für Luftfahrtwesen, Institut für Flugzeugfestigkeit

I. Einleitung

Wenn man vor der Sicherheit der Luftfahrt spricht, denkt man vielfach nur an die Sicherheit des Luftfahrzeuges und dabei besonders an die Festigkeit des Flugzeuges. Das war auch der Grund dafür, die Festigkeitsvorschriften für Flugzeuge als besonders wichtig herauszustellen. Selbstverständlich ist die Festigkeit in erster Linie maßgebend für die Sicherheit des Flugzeuges und, da das Flugzeug vorherrschend in der Luftfahrt ist, auch maßgebend für die Sicherheit der Luftfahrt. Wenn man aber die Untersuchungen über die Ursachen von Luftfahrtunfällen betrachtet, stellt man fest, daß strukturelle Zusammenbrüche nur in ganz wenigen Fällen, über die noch zu sprechen sein wird, die Ursachen von Unfällen waren. Das ist ein Zeichen dafür, daß die Forderungen an die Festigkeit der Flugzeuge im allgemeinen bereits genügend hoch liegen, um die Sicherheit der Luftfahrt zu gewährleisten. Man könnte sogar fragen, — und diese Frage wird sehr oft gestellt, — ob die Forderungen, die von seiten der Festigkeit gestellt werden, nicht zu hoch liegen.

Es gibt kein anderes Gebiet der Vorschriften für Flugzeuge, das das Gewicht des Flugzeuges und damit seine Leistungen und seine Wirtschaftlichkeit so stark beeinflussen, wie die Festigkeitsvorschriften für Flugzeuge. Eine kritische Untersuchung der Festigkeitsforderungen ist daher von großer Bedeutung.

Eingangs wurde bereits erwähnt, daß in einigen Fällen strukturelle Zusammenbrüche die Ursachen von Unfällen waren, die auch gleichzeitig eine große Zahl von Opfern forderten. Es handelte sich dabei um Schwingungsbrüche oder um Ermüdungsbrüche. Schwerwiegende Flugzeugungfälle infolge Versagens der statistischen Festigkeit sind, soweit bekannt, seit Jahren nicht mehr vorgekommen. Bei einer Untersuchung ist es daher zweckmäßig, den ganzen Komplex der Festigkeitsforderungen aufzuteilen in Forderungen bezüglich der statischen Festigkeit, Forderungen bezüglich der Schwingungsfestigkeit und Forderungen bezüglich der Ermüdungsfestigkeit.

* Vortrag gehalten den 5-ten September 1961 an der Technischen Universität zu Budapest

II. Forderungen bezüglich der statischen Festigkeit

Für die statische Festigkeit von Flugzeugen sind einige Grundwerte von ausschlaggebender Bedeutung: die Sicherheitszahl, ferner für Flugfälle das sichere Lastvielfache, der maximale Staudruck und die maximale Böengeschwindigkeit, sowie für Landefälle die Stoßgeschwindigkeit beim Aufsetzen auf den Boden.

Allgemein wird mit sogenannten sicheren Beanspruchungszuständen gerechnet. Das sind »solche Beanspruchungszustände, deren Auftreten während der Gesamtbetriebsdauer eines Flugzeuges mit einer gewissen Wahrscheinlichkeit erwartet wird und bei denen bereits derart hohe Beanspruchungen entstehen können, daß Zustände mit noch höheren Beanspruchungen als ausnehmend ungünstig anzusehen sind«. (Festigkeitsvorschriften für Flugzeuge, Juni 1958.) Über diese sicheren Beanspruchungszustände müssen in den Lastannahmen solche zahlenmäßigen Angaben gemacht werden, daß es möglich ist, die sichere statische Beanspruchung aller Flugzeugbauteile zu ermitteln. Bei diesen sicheren Beanspruchung muß aber noch eine ausreichende Sicherheit gegen den Bruchzustand vorhanden sein. Diese Sicherheit soll Unsicherheiten in der Erfassung der Größtwerte der äußeren Belastung, Unsicherheiten der Berechnung, Fehler im Werkstoff usw. decken. Als Sicherheitszahl hat sich $j = 1,5$ international ausreichend bewährt, obwohl dadurch nicht alle Minderungen erfaßt würden, wenn sie gleichzeitig auftreten würden. An eine Herabsetzung dieser Sicherheitszahl ist auf keinen Fall zu denken. Es erscheint im Gegenteil notwendig, bei verschiedenen Bauteilen, zum Beispiel solchen, in denen die Spannungsverteilung nicht genau ermittelt werden kann oder in denen nicht genau erfassbare Zusatzlasten auftreten können, noch zusätzliche Sicherheitszahlen zu verlangen. Dabei handelt es sich in erster Linie um Anschlußbesläge und Steuerungsteile.

In den Flugfällen ist es zweckmäßig, eine Unterteilung vorzunehmen, und zwar in solche Beanspruchungszustände, die der Pilot willkürlich, also durch Ruderbetätigung, herbeiführen kann, und in unwillkürliche, durch die Turbulenz der Atmosphäre oder durch Störungen veranlaßte. Für die erste Gruppe sind in den Lastannahmen Zahlenwerte angegeben, die sich größtenteils aus der Erfahrung ergeben. Maßgebende Werte sind dabei, wie schon erwähnt, das sichere Lastvielfache und der Grenzstaudruck. Das zulässige sichere Lastvielfache, d. h. das Verhältnis der bei symmetrischer Belastung vorhandenen sicheren Luftkraft zum Gewicht, ist selbstverständlich von der Art des Flugzeuges abhängig. Kunstflugtaugliche Flugzeuge werden erheblich größere Zentripetalbeschleunigungen erfahren als Reise- oder Verkehrsflugzeuge. Für voll bzw. beschränkt kunstflugtaugliche Flugzeuge haben sich international die Lastvielfachen 6 bzw. 4,5 eingeführt. Sie liegen unter den Werten, die trainierte Piloten kurzfristig ohne Funktionsstörungen ertragen

können. Man könnte daher eher an eine Herauf- als an eine Herabsetzung dieser Werte denken. Mit Rücksicht darauf, daß das Bruchlastvielfache bei 1,5facher Sicherheit 9 bzw. 6,75 beträgt, kann man sie aber wohl als ausreichend bezeichnen.

Für Verkehrsflugzeuge sind in den Lastannahmen der verschiedensten Länder Lastvielfache vorgeschrieben, die mit abnehmendem Gewicht zunehmen. Das hängt damit zusammen, daß sehr schwere Flugzeuge nur von erfahrenen Flugzeugführern geflogen werden, die entsprechend vorsichtig fliegen. Außerdem sind diese Flugzeuge erheblich träger, so daß sie den Steuerbewegungen des Piloten nur langsam folgen. Darüber hinaus erscheint es aber notwendig

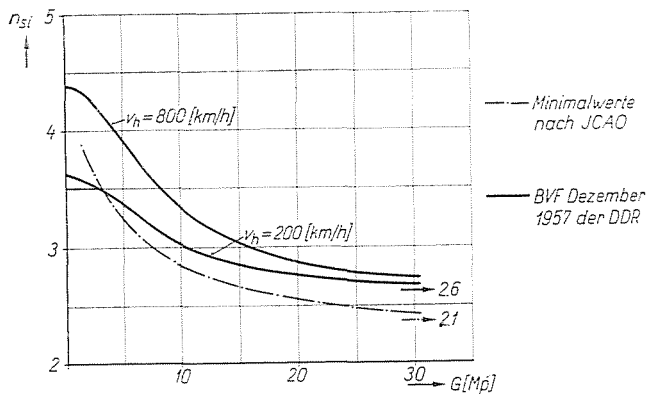


Bild 1. Lastvielfache für Höhenruderbetätigung; Verkehrsflugzeuge

bei kleineren Flugzeugen das Lastvielfache auch von der Geschwindigkeit abhängig zu machen. Bei der erheblich zugenommenen Verkehrsdichte im Luftraum besteht bei Flugzeuge großer Geschwindigkeit die Gefahr von Zusammenstößen. Um derartige Zusammenstöße zu vermeiden, ist ein sehr scharfes Abfangen mit hohen Lastvielfachen nötig.

Bild 1 zeigt das in den »Vorläufigen Festigkeitsvorschriften der DDR« festgelegte sichere Lastvielfache für Flugzeuge der Beanspruchungsgruppe 3 (Reise- und Verkehrsflugzeuge) in Abhängigkeit vom Gewicht für die beiden Geschwindigkeiten $v = 200$ km/h und $v = 800$ km/h. Zum Vergleich sind auch die von der ICAO empfohlenen Mindest-Lastvielfachen eingezeichnet.

Bei der Berechnung der auf das Flugzeug wirkenden Kräfte sollte möglichst der physikalische Vorgang erfaßt werden. Der zeitliche Verlauf des Abfanges, also der durch Höhenruderbetätigung hervorgerufene Bewegungsvorgang, ist von KAUL und LINDEMANN untersucht worden. Sie stellten die 3 Grundgleichungen der Bewegung auf, nämlich

1. die Gleichung für das Kräftegleichgewicht in Flugrichtung;
2. die Gleichung für das Kräftegleichgewicht senkrecht zur Flugrichtung und
3. die Gleichung für das Momentengleichgewicht um die Flugzeugquerachse.

Wenn man zur Vereinfachung die Annahme trifft, daß die Fluggeschwindigkeit sich während des Abfangens nicht ändert, wird die erste dieser 3 Gleichungen uninteressant. Die Annahme konstanter Geschwindigkeit während des Abfangens ist wegen der Kürze der Abfangzeit berechtigt. In der zweiten Gleichung für das Gleichgewicht der Kräfte senkrecht zur Flugrichtung kann

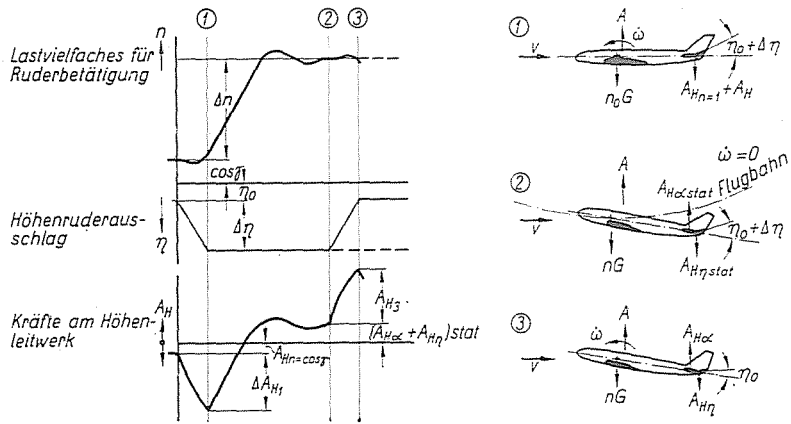


Bild 2. Höhenrunderbetätigung (PAASCH: Einführung in das Gebiet der Festigkeitsvorschriften für Flugzeuge)

man die Höhenleitwerkskraft als klein im Vergleich zur Tragwerksluftkraft vernachlässigen, so daß die zweite Gleichung nur die Gleichheit von Tragwerksluftkraft und Zentrifugalkraft ausdrückt. Durch Hinzunahme der Höhenleitwerkskraft in die Kräftegleichung würde sich das Gleichungssystem nicht erheblich komplizieren. In der Momentengleichung spielt wegen des großen Hebelarmes die Höhenleitwerkskraft eine erhebliche Rolle. Infolgedessen sind darin auch Abwindsänderungen und die Dämpfung infolge der Drehung des Flugzeuges zu berücksichtigen.

Die beiden der Rechnung zugrunde gelegten Gleichungen ergeben nach Elimination des Bahnneigungswinkels eine inhomogene Differentialgleichung zweiter Ordnung mit konstanten Koeffizienten für die Anstellwinkeländerung, deren Integration bei Vorgabe des zeitlichen Verlaufes des Ruderausschlagwinkels möglich ist.

Nach Flugmessungen kann man den in Bild 2 wiedergegebenen idealisierten Verlauf des Höhenruderausschlages der Rechnung zugrunde legen.

Daraus ergeben sich dann die im gleichen Bild dargestellten Verläufe des Lastvielfachen und der Höhenleitwerkskraft. Aus diesem zeitlichen Verlauf heben sich 3 Zeitpunkte besonders hervor: Im Zeitpunkt 1, wenn der volle Höhenruderausschlag gerade erreicht worden ist, hat im allgemeinen das Höhenleitwerk seine Maximalbelastung erreicht, während der Anstellwinkel und daher auch die Belastung des Tragwerks noch praktisch unverändert sind. Die Linearbeschleunigung des Flugzeugschwerpunktes hat sich daher kaum geändert, während die erhebliche Drehbeschleunigung durch zusätzliche Massenkräfte ausgeglichen wird. Im Zeitpunkt 2 hat das Flugzeug den dem Höhenruderausschlag entsprechenden stationären Zustand erreicht, d. h. es ist keine Drehbeschleunigung mehr vorhanden. Das Tragwerk hat die dem Lastvielfachen und dem Staudruck entsprechende Maximalbelastung erreicht. Die Höhenleitwerksbelastung hat infolge der Dämpfung aus der Drehgeschwindigkeit den Richtungssinn geändert. Aus diesem stationären Zustand wird das Höhenruder auf seinen Ausgangswert zurückgeschaltet. Bei Erreichen des Ausgangszustandes im Zeitpunkt 3 hat sich die Tragwerksbelastung im Vergleich zu der im Zeitpunkt 2, ähnlich wie zwischen den Zeitpunkten 0 und 1, nur unwesentlich geändert. Das Höhenleitwerk dagegen erhält einen neuen Maximalwert der Belastung, woraus sich zusätzlich zur Linearbeschleunigung des Schwerpunktes noch eine erhebliche Drehbeschleunigung des Flugzeuges ergibt. Es genügt, der Rechnung nur die Lasten und Beschleunigungen zugrunde zu legen, die zu diesen 3 Zeitpunkten vorhanden sind. Durch Flugversuche bei der DVL und bei verschiedenen deutschen Flugzeugfirmen, insbesondere bei Junkers, wurde die Richtigkeit des Verfahrens nachgewiesen.

Für die Seitenruderbetätigung läßt sich eine ähnliche Bewegungsrechnung durchführen wie bei der Höhenruderbetätigung. Als Ziel der Seitenruderbetätigung betrachten wir das Erreichen eines bestimmten Schiebewinkels. Während aber für die Höhenruderbetätigung statistisch ausreichend belegte Angaben für die Größe des zu erreichenden Lastvielfachen vorhanden sind, sind keine Angaben über die Größe des zu erreichenden Schiebewinkels vorhanden. Aus der Nachrechnung von bewährten Flugzeugmustern kann man schließen, daß für langsamere Flugzeuge ein größerer Schiebewinkel angenommen werden muß als für schnellere Flugzeuge. Um statistisches Material zu bekommen, ist es notwendig, mit verschiedenen Flugzeugtypen eine Reihe von Flugmessungen durchzuführen.

Bild 3 zeigt das Ergebnis einer Bewegungsrechnung bei Seitenruderbetätigung, aus der sich — ähnlich wie bei der Höhenruderrechnung — 3 besonders bemerkenswerte Zeitpunkte hervorheben. In Punkt 1 ist der volle Seitenruderausschlag gerade erreicht; es ist praktisch noch keine Drehung des Flugzeuges um die Hochachse erfolgt. In Punkt 2 ist stationär der größte Schiebewinkel erreicht und Punkt 3 stellt den Zeitpunkt des Rückschaltens des Seitenruders aus dem stationär geflogenen größten Schiebewinkel dar.

Ebenso wie für Höhenruder- und Seitenruderbetätigung ist auch in Querruderfällen eine Bewegungsrechnung durchzuführen, bei der sich ähnliche kritische Zeitpunkte ergeben. Hierbei gibt man zweckmäßigerweise die Anstellwinkeländerung an der Flügelspitze aus der Drehung vor. Es ist notwendig, durch ausreichende Flugversuche mit verschiedenen Flugzeugmustern die Größe dieser Anstellwinkeländerung statistisch zu belegen.

In allen Luftfällen sind die Veränderungen der Lasten und der Lastverteilung infolge von elastischen Verformungen zu berücksichtigen. Diese

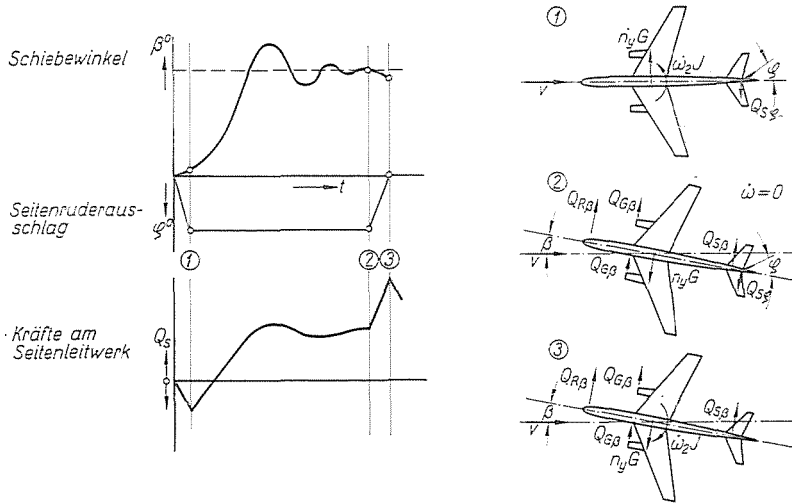


Bild 3. Seitenruderbetätigung (PAASCH: Einführung in das Gebiet der Festigkeitsvorschriften für Flugzeuge)

aero-elastische Rechnung ist bisher nur für stationäre Zustände durchgeführt worden. Es ist aber möglich, daß sich besonders bei plötzlichen Höhenruder- und Querruderausschlägen aus der aero-elastischen Rechnung instationär andere Lasten und Lastverteilungen ergeben als bei stationärer Rechnung. Besonders groß ist der Einfluß der elastischen Verformung bei großem Staudruck, bei dem sich in symmetrischen Flugfällen eine erhebliche Verlagerung der Luftlast nach außen und in den Querruderfällen eine große Verminderung der Ruderwirkung ergibt. In den Querruderfällen kann die elastische Verformung sogar eine Umkehrung der Querruderwirkung zur Folge haben. Es ist also auch zur Sicherung der Querruderwirkung eine Verformungsrechnung nötig. Liegt die elastische Achse hinter der Neutralachse, so können die Luftkräfte bei großen Staudrücken den Flügel so tordieren, daß kein stabiles Gleichgewicht möglich ist. Der Flügel bzw. das Leitwerk kippt statisch aus. Auch gegen diese Unstabilität muß ausreichende Sicherheit vorhanden sein.

Nach dem zweiten Weltkriege sind einige Arbeiten über die Luftlastverteilung bei elastischen Flügeln erschienen. Doch sind die darin angegebenen Methoden sehr umständlich und zeitraubend, so daß meist noch das alte Verfahren der allmählichen Iteration angewandt wurde. Dabei ermittelte man zunächst die Auftriebsverteilung für den starren Flügel nach einem der bekannten Verfahren (z. B. MULTHOPP) und daraus mit den Biege- und Torsionssteifigkeiten die Durchbiegung und Verdrehung des Flügels. Aus diesen ergaben sich dann wieder die Änderungen der Auftriebsverteilung des starren Flügels, die wieder zusätzliche Verformungen ergaben usw. Nach mehrfachen Rechnungen der Änderung der Auftriebsverteilung und der sich daraus ergebenden Verformungen kam man dann zu den endgültigen Werten. Nach der Dissertation von Dr.-Ing. MASCHECK »Die Berechnung der Auftriebsverteilung starrer und elastischer Tragflügel« ist nun nach Kenntnis der Drillsteifigkeit des Flügels die unmittelbare Berechnung der Auftriebsverteilung für den geraden elastischen Flügel verhältnismäßig leicht möglich. Es sei noch darauf hingewiesen, daß sich bei Pfeilflügeln auch aus der Durchbiegung des Flügels Änderungen des Anstellwinkels und daher auch Änderungen der Lastverteilung ergeben.

Im praktischen Flugbetrieb werden vielfach die verschiedenen Ruder gleichzeitig oder fast gleichzeitig betätigt. Selbstverständlich werden dabei die Maximalwerte, die bei der Betätigung nur eines einzigen Ruders für nur sehr kurze Zeit erreicht werden können, bei der Betätigung zweier Ruder nicht gleichzeitig erreicht. Es ist dabei auch zu bedenken, daß diese Maximalwerte entsprechend der Definition der sicheren Lasten nur selten auftreten. In den Lastannahmen der verschiedenen Länder werden Prozentzahlen angegeben, mit denen die Maximalwerte der verschiedenen Ruderbetätigungsfälle zu überlagern sind. Diese Prozentzahlen beruhen ausschließlich auf Schätzungen und liegen, um sicher zu gehen, vermutlich zu hoch. Statistische Angaben, die aus ausreichend vielen Flugmessungen resultieren, fehlen vollständig und sind dringend erforderlich.

Aus den unwillkürlichen Beanspruchungszuständen, d. h. bei den Belastungen aus Böen, ergeben sich vielfach, besonders bei Flugzeugen, die mit relativ kleinen Lastvielfachen gerechnet worden sind, also Reise- und Verkehrsflugzeugen, höhere Lastvielfache als für Beanspruchungszustände aus Höhenruderbetätigung. Über die Größe der in den Lastannahmen festzulegenden Böengeschwindigkeit zeigen sich in den Festigkeitsvorschriften der verschiedenen Staaten Differenzen. Es ist bekannt, daß die Böengeschwindigkeit mit der Höhe zunimmt, während gleichzeitig die Böenfrequenz abnimmt. Es ist anzunehmen, daß eine Böengeschwindigkeit von 13 m/sec am Boden und 25 m/sec in 11 km Höhe den bei der Definition der sicheren Last gemachten Häufigkeitsforderungen entspricht. Für die Größe des Böenabminderungsfaktors, die u. a. das allmähliche Eintreten des Flugzeuges in die Böe

und das allmähliche Anwachsen der Böe berücksichtigt und die sich aus statisch-aeroelastischen Rechnungen ergibt, findet man sowohl in den Lastannahmen der verschiedensten Länder als auch in der Literatur verschiedene Angaben. Die Unterschiede sind allerdings nur gering. Außer für die Festlegung des größten sicheren Lastvielfachen spielen die Böen noch eine erhebliche Rolle bei den noch zu behandelnden Fragen der Betriebsfestigkeit.

Von großer Bedeutung für das Gewicht des Flugzeuges sind noch die Landefälle. Für die Höhe der dabei auftretenden Beanspruchungen ist in erster Linie die Stoßgeschwindigkeit maßgebend, d. h. die Geschwindigkeit, mit der das Flugzeug bei einer Fehlschätzung des Piloten den Boden berührt. Auch über die Größe dieser Stoßgeschwindigkeit und über ihre Abhängigkeit von irgendwelchen Flugzeugkennndaten liegen noch nicht ausreichende statistische Angaben vor. In den deutschen Festigkeitsvorschriften haben wir Werte zwischen 2,5 m/sec und 3,5 m/sec eingesetzt, die sich ungefähr mit den von der ICAO empfohlenen Werten decken.

Bei der Landung von Bugradflugzeugen sind die Stöße auf das Hauptfahrwerk und das Bugfahrwerk miteinander gekoppelt. Die für diesen Koppungsstoß maßgebenden Gleichungen wurden von SCHMITZ 1943 aus dem Kräfte- und Momentengleichgewicht ermittelt. Die numerische Behandlung dieser Gleichung ist allerdings sehr zeitraubend und umständlich, da das Gleichungssystem weder linear ist, noch konstante Koeffizienten hat. Die Lösung kann nur schrittweise durchgeführt werden. Dabei müssen bei jedem Schritt verschiedene Größen zunächst abgeschätzt werden, um dann im Verlauf der Rechnung allmählich verbessert zu werden. Die zu den verschiedenen Federwegen gehörenden Stoßkräfte müssen dabei dem im Fallhammerversuch ermittelten Kraftwegdiagramm entnommen werden, das wegen der verschiedenen Änderungen der Einfederungsgeschwindigkeit nicht mit dem sich bei der Landung ergebenden Kraftwegdiagramm übereinstimmt. Das Ergebnis einer solchen Bewegungsrechnung für die Landung mit großem Anstellwinkel zeigt *Bild 4*. Die Stoßkraft am Hauptfahrwerk nimmt sehr schnell zu, der Schwerpunkt senkt sich. Infolge der schnell zunehmenden Drehgeschwindigkeit sinkt das Bugrad schneller als der Schwerpunkt und stößt auf den Erdboden. Von dem Augenblick ab nimmt die Bugradstoßkraft zu, und damit nimmt die Drehgeschwindigkeit des Flugzeuges ab. Dabei kann es vorkommen, daß das Hauptfahrwerk wieder vom Boden abhebt. Links unten sind die Kraftwegdiagramme von Haupt- und Bugradfahrwerk wiedergegeben, die der Rechnung zugrunde gelegt sind.

In einer noch nicht veröffentlichten Dissertation von SCHOTT werden die Bewegungsrechnungen soweit vereinfacht, daß sie einer analytischen Behandlung zugänglich sind. Die Vereinfachung beruht in erster Linie auf folgenden Voraussetzungen:

1. Die Geschwindigkeit des Flugzeuges ist konstant.

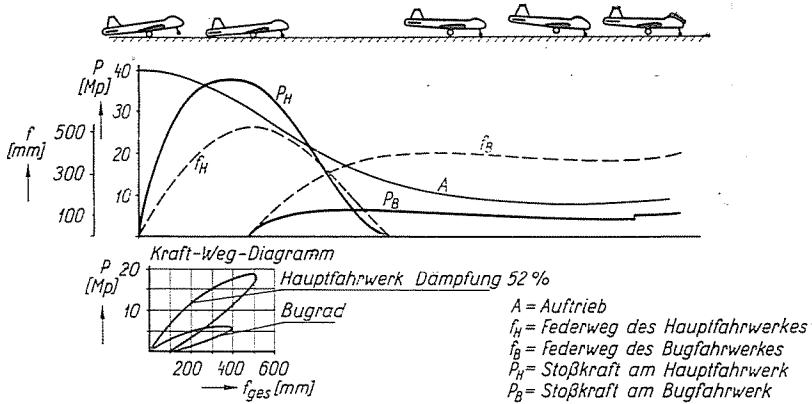


Bild 4. Kopplungstoß mit großem Anstellwinkel
 (GROLLE: Vortrag »Belastung durch Bodenkräfte«)

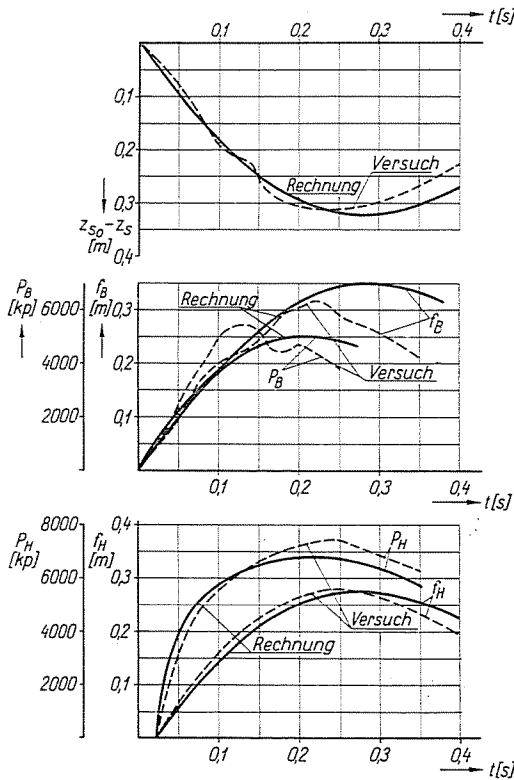


Bild 5. Schwerpunktsenkung, Gesamtfederweg und vertikale Stoßkraft am Bugfahrwerk sowie Gesamtfederweg und vertikale Stoßkraft am Hauptfahrwerk bei der Bugradladung (SCHOTT: Die analytische Lösung der Bewegungsgleichungen für symmetrische Landung von Bugradflugzeugen)

2. Die Stoßkraft ändert sich abschnittsweise linear mit dem Federweg und linear mit der Einfederungsgeschwindigkeit.

3. Die Abstände der Stoßkräfte vom Schwerpunkt sind konstant. Bei einem Vergleich der Ergebnisse der vereinfachten Rechnung einer Bugrad- und einer Hecklandung zeigte sich sehr gute Übereinstimmung mit den durchgeführten Flugversuchen; siehe *Abbildungen 5 und 6*.

Nach diesem neueren Verfahren ist es also möglich, den Bewegungs- und Kräfteverlauf bei symmetrischen Landungen von Bugradflugzeugen analytisch zu ermitteln.

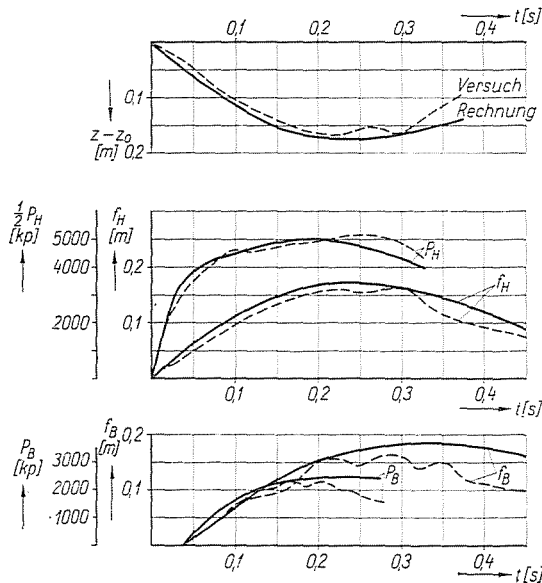


Bild 6. Schwerpunktsenkung, Gesamtfederweg und vertikale Stoßkraft am Hauptfahrwerk sowie Gesamtfederweg und vertikale Stoßkraft am Bugfahrwerk bei der Hecklandung (SCHOTT: Die analytische Lösung der Bewegungsgleichungen für symmetrische Landung von Bugradflugzeugen)

Für die einseitige Landung müßte das Gleichungssystem von SCHMITZ noch durch eine Gleichung ergänzt werden, die das Momentengleichgewicht um die Längsachse ausdrückt. Die Neigung der Querachse ist die neue Variable.

In allen Landefällen wird die Rechnung unter Berücksichtigung der Elastizität des Flugzeuges Ergebnisse liefern, die wesentlich besser der Wirklichkeit entsprechen. Dabei kann es sowohl zu Erhöhungen als auch zu Ermäßigungen der Beanspruchungen kommen.

Zusammenfassend ist zu den statistischen Festigkeitsforderungen zu sagen, daß in sehr vielen Fällen noch Versuchsreihen notwendig sind, um die der Lastenrechnung zugrunde zu legenden Größen statistisch einwandfrei zu belegen. Nach Festlegung dieser Größen gibt es bereits Möglichkeiten, die auftretenden statischen Belastungen zu ermitteln.

III. Forderungen bezüglich der Schwingungsfestigkeit

Wie schon erwähnt, haben sich in den letzten Jahren verschiedentlich Unfälle ereignet, die mehr oder weniger einwandfrei auf Schwingungen zurückzuführen sind. 1959 brach während eines Erprobungsfluges ein großer Teil der Seitenflosse und des Seitenruders der Convair 880 ab; Ursache: Leitwerkschwingungen. Im September 1959, im März 1960 und im Oktober 1960 ereigneten sich 3 Unfälle der Electra. Die Abstürze wurden eindeutig auf hochfrequente Schwingungen zurückgeführt, die im Bereich der inneren Triebwerksgondeln auftraten und bei höheren Fluggeschwindigkeiten zum Bruch des Tragflügels führten. Diese Unfälle zeigen, daß die bisherigen Methoden des Nachweises der Schwingungssicherheit noch nicht ausreichen.

Es wird vielfach die Frage gestellt, ob Schwingungsforderungen überhaupt in die Festigkeitsvorschriften aufgenommen werden sollen. Ich habe bereits bei der Behandlung der statischen Forderungen ausgeführt, daß in den Flugfällen unbedingt die Verlagerung und Veränderung der Luftlasten infolge elastischer Verformung zu ermitteln und bei der Rechnung zu berücksichtigen sind. Es wird also eine statisch-aeroelastische Rechnung verlangt. Ebenso ist es selbstverständlich, daß z. B. Flattererscheinungen, die in der Blechbehälterung vom Triebwerk, insbesondere vom Turbinentriebwerk, angefacht werden, in den Festigkeitsforderungen erfaßt werden müssen.

Warum sollen dynamisch-aeroelastische Forderungen nicht auch in die Festigkeitsforderungen aufgenommen werden? Die Festigkeitsvorschriften sind nicht nur reine Festigkeits-, sondern auch Elastizitätsforderungen, denn das elastische Verhalten der Flugzeugbauteile beeinflußt erheblich die Festigkeit des Flugzeuges. Es fragt sich nur, wie dieser ganze Komplex der Schwingungserscheinungen in den Festigkeitsforderungen erfaßt werden soll. Das Ziel ist klar: Schwingungen, die zum Bruch des Flugzeuges führen, müssen vermieden werden. Um den Umfang der dabei auftretenden Probleme zu zeigen, betrachten wir das von KÜSSNER 1957 auf dem Aerolastischen Kolloquium in Göttingen gezeigte Krätedreieck, *Abbildung 7*. Die Ecken des Dreiecks werden von der aerodynamischen Kraft A , der Massenkraft M und der elastischen Kraft E gebildet. Die statische Flugstabilität G , die nur Luftkräfte, sowie die dynamische Stabilität H , die nur Luftkräfte und Massenkkräfte berücksichtigen, werden hier nicht behandelt, da sie reine Eigenschaftsforderungen, aber nicht die Festigkeitsforderungen betreffen. Mechanische Schwingungen, die z. B. durch Triebwerkeinflüsse entstehen können, müssen in den Festigkeitsvorschriften behandelt werden, da sie Anlaß zu Dauerbrüchen sein können. Man wird sich leider nur mit sehr allgemeinen Formulierungen begnügen müssen, weil die Erregerfrequenz in sehr weiten Grenzen bei Leerlauf und Höchstleistung des Triebwerks schwankt. Auch die elastische Lagerung des Triebwerks verhindert nicht die Übertragung der Schwingungen auf die

benachbarten Bauteile. Für Bleche der Triebwerksumkleidung und für Behauptungen in der Nähe der Triebwerke könnte man Sandwichbauweisen vorschreiben, die bei geeignetem Aufbau ausreichende Sicherheit bieten dürften. Die Schwingungssicherheit der Triebwerksaufhängung kann sowohl rechnerisch als auch durch Standversuche mit laufendem Triebwerk nachgewiesen werden. Es wird genügen, wenn in den Festigkeitsforderungen verlangt wird, daß bei allen möglichen Triebwerksdrehzahlen keine schädlichen Schwingungen des Triebwerkgerüsts und des Flugzeuges und keine Flattererscheinungen der Triebwerksverkleidung und der Behütung auftreten dürfen.

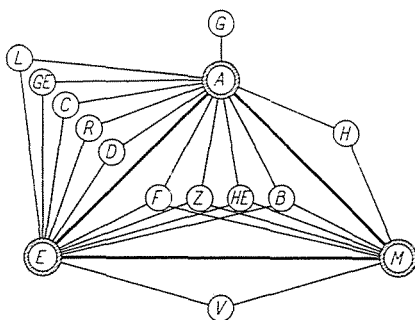


Bild 7. Aus KÜSSNER»Rechenverfahren zur Lösung aeroelastischer Aufgaben für plattenartige Flügel und für das ganze Flugzeug«

A Aerodyn. Kraft
E Elastische Kraft

M Massenkraft
V Mechan. Schwingung
G Stat. Flugstabilität
H Dynam. Flugstabilität
B Schütteln (Buffeting)
HE Dynam. Flugstabilität des elastischen Flugzeugs

L Aerodyn. Lastverteilung
GE Statische Flugstabilität des elastischen Flugzeugs
C Steuerwirksamkeit
R Umkehr der Ruderwirkung
D Stat. Auskippen d. Flügels
F Flattern
Z Dynam. Antwort

Die statisch-aeroelastischen Probleme links der Linie $A-E$ wurden bereits erwähnt: die Änderung der Luftlasten und ihrer Verteilung L , die zur Minderung der Ruderwirkung C und zur Aufhebung R und — nach Überschreiten der kritischen Geschwindigkeit — zur Umkehrung der Ruderwirkung, sowie, wenn die Neutralachse des Flügels oder des Leitwerks vor der elastischen Achse liegt, zum statischen Auskippen D führen können. Es ist selbstverständlich, daß die Untersuchung dieser Erscheinungen in den Festigkeitsvorschriften gefordert werden muß, wenn auch ihre Auswirkungen sich zum Teil bei den Eigenschaften des Flugzeuges zeigen. Dasselbe gilt für die Änderung der statischen Stabilität GE infolge der elastischen Verformung, insbesondere des Rumpfes.

Im Inneren des Dreiecks liegen die dynamisch-aeroelastischen Probleme, die durch das Zusammenwirken von Luftkraft, elastischer Kraft und Massenkraft gekennzeichnet sind. Das Flattern F ist »eine selbsterregte Schwingung des ganzen Flugzeugs oder seiner Teile mit konstanter Amplitude« (KÜSSNER). Moderne Verkehrsflugzeuge haben zur Widerstandsverminderung dünne Flügel- und Leitwerksprofile und daher kleine Biege- und Torsionssteifigkeiten. Die Flatterrechnung wird dadurch wesentlich umfangreicher und komplizierter als früher. Es sind sowohl wegen der größeren Abmessungen als auch wegen der größeren Geschwindigkeit wesentlich mehr Eigenfrequenzen mit den dazu gehörigen Schwingungsformen zu ermitteln. Wegen der großen Geschwindigkeit ist der Mach-Einfluß mit zu berücksichtigen. Die großen Massen im Flügel (Triebwerke und gefüllte Behälter) gestatten es nicht mehr, wie früher üblich, die Masse des Rumpfes als unendlich groß anzunehmen und daher nur das Schwingungsverhalten des Flügels bzw. des Leitwerks relativ zum Rumpf zu untersuchen. Bei der Flatterrechnung sind die verschiedenen Bewegungen des starren Rumpfes und die Deformationen des elastischen Rumpfes möglichst mit zu berücksichtigen. Die Rechnung wird dadurch natürlich wesentlich komplizierter und kann nur mit modernen elektronischen Rechenautomaten durchgeführt werden. Es ist nicht möglich, in den Lastannahmen so präzise Angaben über die Flattersicherheit des Flugzeuges zu machen, wie bei den Angaben zur statischen Festigkeit. Man wird sich mit allgemeinen Formulierungen, wie z. B. im Annex 8 der ICAO-Richtlinien (Oktober 1957, Teil III, Punkte 2.3.5 und 3.6), begnügen müssen, wobei ein Sicherheitsabstand der größten zulässigen Geschwindigkeit zur kleinsten kritischen Geschwindigkeit verlangt werden muß. Gegebenenfalls können für das Entwurfsstadium Steifigkeitskriterien für Flügel, Rumpf, Querruder und Heckleitwerke und Ruder ähnlich denen im Annex 8 der ICAO-Richtlinien 1952, Teil III Punkt 3.8 angegeben werden. Die Erfüllung dieser Steifigkeitskriterien bedeutet aber nicht, daß das Flattern im gesamten verlangten Geschwindigkeitsbereich unmöglich ist.

Die Anwendung der Flatterrechnung bei Böen und bei willkürlichen Ruderausschlägen sowie beim Landevorgang liefert die »dynamische Antwort« des Flugzeuges Z , die bereits früher erwähnt wurde, und die eine exaktere Ermittlung der Beanspruchung des Flugzeuges erlaubt. Wegen des außerordentlich großen Rechenaufwandes ist es aber nicht möglich, diese Verfeinerung der Rechnung in den Lastannahmen vorzuschreiben.

Eine vom Flattern wesentlich verschiedene Schwingungserscheinung ist das »Schütteln« (Buffeting) B . Es entsteht am Flügel durch Abreißen der Strömung im überzogenen Flug oder durch das Auftreffen von Böen sowie bei Geschwindigkeiten nahe der Schallgeschwindigkeit durch Verdichtungsstöße, am Leitwerk dadurch, daß das Leitwerk in Wirbelablösungen des Flügels oder der Triebwerke gerät. Erstmals wurde 1930 der Absturz eines Flugzeuges

(Ju F 13) auf Buffeting zurückgeführt. Die mathematische Theorie des Schüttelns ist noch nicht genügend ausgebaut, um für die Rechnung ausreichende Angaben über die Verhinderung des Schüttelns machen zu können. Soweit erforderlich, muß dieser Nachweis durch Flugversuche erbracht werden.

IV. Forderungen bezüglich der Ermüdungsfestigkeit

Ähnliche negative Feststellungen wie bei den Forderungen bezüglich der Schwingungsfestigkeit muß man bezüglich der Betriebsfestigkeit machen. Abgesehen von den verschiedenen Unfällen des Flugzeugmusters Comet I, die eindeutig auf Ermüdungsbrüche in der Druckkabinenbehälter zurückgeführt werden konnten, sind auch sonst bei verschiedenen Flugzeugmustern zumindest Ermüdungsanrisse an verschiedenen Bauteilen festgestellt worden. So wurden bei der Viscount Anrisse im Bereich des Tragflügelholmanschlusses festgestellt, die Anlaß dazu gaben, die eingesetzten Flugzeugmuster entweder aus dem Verkehr zu ziehen oder sehr stark in der Geschwindigkeit zu beschränken.

Bis etwa 1935 handelte man im Flugzeugbau nach dem Grundsatz: »Statisch rechnen — dynamisch konstruieren«. Das bedeutete, daß die Festigkeitsrechnung des Flugzeuges nur nach statischen Lasten durchgeführt wurde, daß man aber bei der Konstruktion Spannungskonzentrationen oder Kerben usw. soweit wie möglich vermied, oder aber im Bereich von ermüdungsgefährdeten Stellen mit größeren Sicherheiten rechnete. Im allgemeinen war diese Methode ausreichend, wenn auch damals schon bei verschiedenen Flugzeugmustern an einzelnen Bauteilen Ermüdungsanrisse festgestellt werden konnten. Damals waren die Gesamt-Betriebsstundenzahl der Flugzeuge sowie die Geschwindigkeit verhältnismäßig klein, so daß sich die Ermüdung des Werkstoffes nicht auswirken konnte. Wenn jetzt die Ermüdung eines der schwierigsten Probleme des Flugzeugbaues ist, so sind dafür mehrere Gründe maßgebend:

1. Moderne Verkehrsflugzeuge sind derart teuer, daß man von ihnen eine wesentlich größere Lebensdauer verlangen muß, als früher üblich war. In einzelnen Fällen erreichten zwar auch schon früher einzelne Flugzeuge erhebliche Betriebsstundenzahlen, aber das waren Ausnahmen. Jetzt fordert man von einem Verkehrsflugzeug Betriebsstundenzahlen, die zwischen 30 000 und 100 000 liegen. Die Forderung von 100 000 Betriebsstunden erscheint allerdings etwas reichlich hoch, denn sie würde bedeuten, daß ein Verkehrsflugzeug etwa 25 Jahre in Betrieb wäre. Bei der schnellen Entwicklung der modernen Flugtechnik wäre aber das Flugzeugmuster in dieser Zeit vollständig veraltet. Man darf keine größere technische Lebensdauer verlangen, als die wirtschaftliche. Ein veraltetes Flugzeugmuster wäre durchaus unwirt-

schaftlich, da der größte Teil der Passagiere moderne Flugzeugmuster bevorzugen würde. Es ist bekannt, daß von den Luftverkehrsgesellschaften Flugzeuge, die zum Teil noch keine 10 Jahre alt sind, weit unter ihrem technischen Wert zum Verkauf angeboten werden, um sie durch moderne Turbinenflugzeuge zu ersetzen. Es ist daher falsch, durch übertriebene Forderungen an die Lebensdauer von Flugzeugen die Gestehungskosten und das Gewicht heraufzusetzen, weil man diese erhöhte Lebensdauer wirtschaftlich nicht ausnutzen kann. Es wäre notwendig zu untersuchen, welche Forderungen man an die Lebensdauer von Flugzeugen wirtschaftlich stellen kann.

2. Die Geschwindigkeiten moderner Verkehrsflugzeuge sind im Vergleich zu den vor dem zweiten Weltkrieg ganz wesentlich gesteigert. Da die Anzahl der Böen, die in erster Linie für die Betriebsfestigkeit maßgebend sind, proportional den durchflogenen Flugstrecken ist, ist damit auch die Beanspruchungshäufigkeit ganz erheblich größer. Damit nimmt aber auch die Zeitfestigkeit wesentlich ab.

3. Die letzten Kriegsjahre und ganz besonders die Zeit nach dem Kriege haben der Flugzeugtechnik neue Werkstoffe mit wesentlich höheren statischen Festigkeitswerten beschert, mit denen sie vielfach leider nur sehr wenig anfangen kann, weil die dynamischen Festigkeiten dieser Werkstoffe nicht nur nicht im gleichen Verhältnis zugenommen, sondern zum Teil sogar noch abgenommen haben. Würde man bei Verwendung dieser Werkstoffe statisch rechnen, so würden sich nach kurzer Zeit schon Ermüdungsrisse zeigen.

4. Die bei modernen Verkehrsflugzeugen notwendige Druckkabine ist wegen der vielen Ausschnitte, die als Kerben wirken, erheblich ermüdungsgefährdet. Hierbei wirkt sich, im Gegensatz zu fast allen anderen Bauteilen schon der kleinste Anriß in der Behälterkatastrophal aus, da er zu einer Explosion des Druckkörpers, also zum Totalverlust von Fluggästen, Besatzung und Flugzeug führt.

Das Betriebsfestigkeitsproblem ist bekannt. Es handelt sich darum, nachzuweisen, daß die Konstruktion den vielfachen Beanspruchungen stark wechselnder Größe, die im Betrieb des Flugzeuges auftreten, eine genügend lange Zeit, die Lebensdauer des Flugzeuges, standhält und im letzten Augenblick dieser Lebensdauer noch eine gewisse Sicherheit für eine gegebenenfalls auftretende sichere statische Last aufweist.

Dazu ist es erforderlich,

1. festzustellen, welche Belastungen und wie oft und in welcher Höhe diese Belastungen auftreten (Belastungskollektiv),
2. daraus für jedes Bauteil die Höhe und die Häufigkeit der Beanspruchungen unter Berücksichtigung von spannungserhöhenden Einflüssen (Kerbspannungen usw.) zu ermitteln (Beanspruchungskollektiv) und
3. nachzuweisen, daß das Bauteil für die verlangte Lebensdauer diese Beanspruchung aushält.

1. Die Ermittlung des Belastungskollektivs wäre nur möglich, wenn man genau die Einsatzbedingungen kennen würde. Man kann aber beim Entwurf nur ein ideales Einsatzprogramm aufstellen, das Anzahl der Starts und der Landungen, Anzahl der Steig- und Sinkflüge, Länge, Höhe und Geschwindigkeit der Reiseflüge umfaßt. Daraus müßte man die Anzahl und Höhe der Roll-, Start- und Landestöße, Anzahl und Höhe der Abfangfälle, Anzahl und Größe der Böenbeanspruchungen, Anzahl der Be- und Entlastungen der Druckkabine feststellen. Zur Ermittlung der Anzahl und der Größe der Böenbeanspruchungen müßte man noch das Einsatzgebiet des Flugzeuges kennen, da Anzahl und Stärke der Böen in den verschiedenen Gebieten sehr unterschiedlich sind.

Aus dem Dargelegten ergibt sich, daß die Ermittlung des Belastungskollektivs exakt nicht möglich ist. Es müßte auf statistischen Unterlagen aufgebaut sein. Soweit überhaupt derartige Statistiken vorhanden sind, z. B. über Böen oder über Roll- und Landestöße, weisen sie ganz erhebliche Unterschiede auf. Es kommt noch hinzu, daß in die an irgendwelchem Flugzeug erhaltenen Meßwerte das Schwingungsverhalten des starren Flugzeuges und die Elastizität des Flugzeuges eingehen, die man nicht exakt eliminieren kann.

Die an einem Flugzeugtyp gemessenen Werte lassen sich also nicht ohne weiteres auf einen anderen Flugzeugtyp übertragen. Aber selbst, wenn es möglich wäre, für einen neuen Flugzeugtyp das Belastungskollektiv aufzustellen, werden sich in der Praxis für die einzelnen Flugzeuge dieses Typs immer Abweichungen ergeben. Die Belastungen sind Zufallsfunktionen, die nur mit einer gewissen Wahrscheinlichkeit im Mittel tatsächlich vorkommen. Dazu kommt noch, daß im allgemeinen die Zuordnung einer bestimmten Flugstrecke je Start bzw. Landung nur im Mittel möglich ist. Dadurch verschiebt sich das Verhältnis von Belastungen aus Luftkräften zu den Belastungen aus Bodenkräften.

2. Jeder im Belastungskollektiv aufgeführte Lastfall ist bereits in den statischen Forderungen enthalten, allerdings mit dem Höchstwert, der der »sicheren« Wahrscheinlichkeit entspricht. Jeder statische Lastfall muß für das ganze Flugzeug durchgerechnet werden, ergibt also für jedes einzelne Bauteil eine bestimmte »sichere« Beanspruchung. Es ist daher, allerdings nur mit einem sehr großen Arbeitsaufwand, möglich, für jedes Bauteil aus dem Belastungskollektiv entsprechend der Belastungshöhe und -häufigkeit ein Beanspruchungskollektiv zu ermitteln. Dazu ist es erforderlich, in den statischen Forderungen für jeden Lastfall ein Lasthäufigkeitsdiagramm anzugeben. Es muß z. B. angegeben sein, daß von 100 Landungen 80 symmetrische Hecklandungen, 10 Bugradlandungen, 5 einseitige Hecklandungen und 5 Schiebelandungen sind; daß von den 80 Hecklandungen 1 mit einer Stoßgeschwindigkeit von 3,5 m/sec, 5 mit einer Stoßgeschwindigkeit von 2,25 m/sec usw. erfolgen. (Die Zahlen sind willkürlich eingesetzt und nicht

statistisch belegt.) Für eine Flugstrecke von 1000 km muß für jede Höhe und für jedes Einsatzgebiet ein Böenhäufigkeitsdiagramm angegeben werden usw.

3. Nach Ermittlung des Beanspruchungskollektivs ist für jedes Bauteil der Nachweis ausreichender Sicherheit zu führen. Trotzdem international an sehr vielen Stellen daran gearbeitet wird, gibt es noch keine ausreichende Möglichkeit, ein komplizierteres Bauteil für Beanspruchungen, die in ihrer Höhe stark wechseln, exakt zu dimensionieren. Man ist darauf angewiesen, nach einer angenäherten Dimensionierung Dauerbelastungsversuche durchzuführen. Dabei muß die Lasthöhe entsprechend dem Beanspruchungskollektiv veränderlich sein (Programmbelastung). Über die Möglichkeit des Ersatzes der Programmbelastung durch einen Ein- oder Zweistufenversuch gehen die Meinungen stark auseinander. Die verschiedenen Schadensakkumulationstheorien haben sich in der Praxis noch nicht bewährt und zum Teil sogar als nicht zutreffend erwiesen. Wegen der starken Streuung der Ergebnisse von Dauerbelastungsversuchen sind die Versuche an mehreren Versuchsstücken durchzuführen, da es möglich ist, daß das Versuchsstück besonders gute Festigkeitseigenschaften hat. Amerikanische Vorschriften legen folgende Streufaktoren bezogen auf die Dauer fest:

6 bei 1 Versuchsstück

4,5 bei 3 Versuchsstücken bezogen auf den Mittelwert

3,5 bei 6 Versuchsstücken bezogen auf den Mittelwert.

Je nach dem Ausfall der Versuche muß nun für jedes einzelne Bauteil die Lebensdauer (Betriebsstundenzahl) festgelegt werden. Diese Lebensdauer wird im allgemeinen für jedes Bauteil eines Flugzeuges anders ausfallen. Es muß sichergestellt werden, daß nach Erreichen der festgelegten Betriebsstundenzahl das betreffende Bauteil ausgewechselt wird. Um diese Möglichkeit des Auswechslens zu haben, ist es nötig, die Einzelteile jeder leicht montierbaren Baugruppe für die gleiche Lebensdauer zu dimensionieren, so daß nicht fest eingebaute Einzelteile, sondern ganze Baugruppen ausgewechselt werden.

Diese Methode der Verminderung von Ermüdungsbrüchen, im Englischen *safe life method* genannt, ist nur anwendbar, wenn hohe Sicherheitszahlen angewandt werden, um die vorhandenen Unsicherheiten zu decken. Diese Unsicherheiten bestehen darin, daß das für das einzelne Flugzeug in der Praxis vorhandene Belastungskollektiv nicht mit dem der Rechnung und dem Versuch zu Grunde gelegten übereinstimmt, daß wegen der Ungenauigkeit jeder Rechnung das im Versuch aufgebrachte Beanspruchungskollektiv nicht genau dem Belastungskollektiv entspricht und daß das im Flugzeug eingebaute Bauteil schlechtere Festigkeitseigenschaften besitzt als die bei den Versuchen verwendeten Bauteile, selbst unter Berücksichtigung einer wahrscheinlichen Streuung. Das Flugzeug würde wegen der hohen Sicherheitszahlen also zu

schwer werden. Dazu kommt noch, daß die ausgewechselten Bauteile mit sehr großer Wahrscheinlichkeit noch eine sehr große, aber nicht nachweisbare Lebensdauer haben werden und trotzdem nicht mehr verwendbar sind. Das Verfahren ist also reichlich unwirtschaftlich.

Die amerikanischen Vorschriften sehen noch eine zweite Möglichkeit zur unfallsicheren Konstruktion vor, die Fail safe method. Danach wird zugelassen, daß irgendein Bauteil ermüdet, wenn durch die Art der Konstruktion verhindert wird, daß dieser Ermüdungsbruch zu einer Katastrophe führt oder zu solchen Verformungen, die die Flugeigenschaften erheblich verschlechtern (Steuerbarkeit, Ruderwirksamkeit, Flattern). Ferner muß die Restkonstruktion imstande sein, für eine gewisse kurze Zeit, nämlich bis zur Feststellung des Ermüdungsbruches, noch gewisse, gegenüber den normalen Lastannahmen erheblich abgeminderte statische Lasten zu tragen. Derartige Konstruktionen sind z. B. statisch-unbestimmte Systeme, wenn nach Bruch irgend eines Teiles dieses Systems die Restkonstruktion noch die abgeminderten Lasten tragen kann. Dazu gehören auch Schalenkonstruktionen, wenn die Ausbreitung von Ermüdungsrissen auf irgendeine Art verhindert wird. Ferner sind Umwegkonstruktionen möglich. Das sind Konstruktionen, die neben dem Bauteil, das normalerweise die Last trägt, noch ein weiteres Bauteil haben, das normalerweise nicht belastet ist und erst nach Bruch des ersten Bauteiles die Kraftweiterleitung übernimmt. Außer den hier genannten gibt es noch weitere Möglichkeiten von Fail safe Konstruktionen.

Es sei daran erinnert, daß die Umwegkonstruktion die verminderten Lasten nur in der Zeit bis zur Feststellung des Ermüdungsbruches in der Hauptkonstruktion zu tragen hat. Diese Zeit soll natürlich möglichst kurz sein. Es ist also sicherzustellen, daß die erforderlichen Kontrollen in nicht zu langen Zeitabständen und mit der nötigen Sorgfalt durchgeführt werden. Trotzdem wird es möglich sein, daß an schwer zugänglichen Stellen Ermüdungsrisse nicht entdeckt werden, daß also die Umwegkonstruktion längere Zeit und daher auch mit größeren Lasten beansprucht wird als vorgesehen. Die Fail safe Methode gibt also durchaus keine absolute Sicherheit für das Flugzeug.

W. BRAUN schlägt daher eine Kombination der safe life und der fail safe Methode vor, derart daß der Betriebsfestigkeitsnachweis mit einer kleinen Sicherheitszahl zu führen ist, also mit einer höheren Bruchwahrscheinlichkeit, dafür aber die Ausfallkonstruktion für die wirklichen Betriebsbeanspruchungen, aber nur für die Zeit zwischen zwei Inspektionen, bemessen wird. Damit wird erreicht, daß die Normalkonstruktion für eine Lebensdauer bemessen ist, die der wahrscheinlich wirklich vorhandenen nahekommt und trotzdem durch die Ausfallkonstruktion nach Eintreten eines Ermüdungsbruches in der Hauptkonstruktion ausreichende Sicherheit bis zum Auswechseln des gebrochenen Teiles vorhanden ist.

V. Folgerungen

Zusammenfassend kann man sagen, daß sich in allen Teilen der Lastannahmen das Fehlen ausreichender statistischer Unterlagen nachteilig bemerkbar macht. Das gilt besonders für die Ermüdungsfestigkeit. Auf diesem Gebiet sollten sich die Werkstoffphysiker auch mit dem Problem beschäftigen, wie man an eingebauten Teilen den Grad der Ermüdung feststellen kann. Es ist zu erwarten, daß die von der Ungarischen Akademie der Wissenschaften im Oktober dieses Jahres veranstaltete Konferenz über Fragen der zeitgemäßen Dimensionierung unsere bisher noch sehr mangelhaften Kenntnisse auf dem Gebiet der Ermüdung erweitern wird.

Es war natürlich nicht möglich, im Rahmen dieser kurzen Arbeit alle Probleme der Lastannahmen zu behandeln. Viele sind nur kurz gestreift worden, andere wurden überhaupt nicht erwähnt. Ich glaube aber, die wichtigsten Probleme herausgestellt zu haben und damit Anregung zu weiteren Arbeiten gegeben zu haben.

Zusammenfassung

Die Festigkeitsvorschriften sind in erster Linie maßgebend für die Sicherheit des Flugzeuges, beeinflussen dabei aber auch das Gewicht und damit die Leistungen und Wirtschaftlichkeit. Die Forderungen bezüglich der statischen Festigkeit verlangen neuerlich auch die Berücksichtigung der dynamischen und elastischen Eigenschaften. Außerdem sind auch die aeroelastische Forderungen zu berücksichtigen und es muß — besonders bei Verkehrsflugzeugen — für genügende Sicherheit gegen Ermüdungsbrüche gesorgt werden.

Schrifttum

1. Festigkeitsvorschriften für Flugzeuge. Fassung Juni 1958
2. ICAO International standards and recommended practices Airworthiness of aircraft, Annex 8. April 1952
3. dgl. Oktober 1957
4. Bauvorschrift für Flugzeuge, Teil 3 der Bau-, Prüf- und Betriebsvorschriften für ziviles Luftfahrtgerät (VZL) Juni 1959, Luftfahrt-Bundesamt
5. Vorträge von GROLLE, MÜLLER, PAASCH über Festigkeitsvorschriften vor der Sektion I des RgW 1958 (nicht veröffentlicht)
6. VILMOS, E.: A légiközlekedés biztonsága
7. Verschiedene Unfallstatistiken
8. RÁCZ, E.: Repülőgéptervezés. I. Rész.
9. PAASCH: Einführung in das Gebiet der Festigkeitsvorschriften für Flugzeuge, Zentralstelle für Literatur und Lehrmittel, Dresden 1960
10. MASCHECK: Die Berechnung der Auftriebsverteilung starrer und elastischer Flügel, 1956, noch nicht veröffentlicht
11. SCHOTT: Die analytische Lösung der Bewegungsgleichungen für symmetrische Ladungen von Bugradflugzeugen, 1961, noch nicht veröffentlicht

12. Mitteilungen aus dem Max-Planck-Institut für Strömungsforschung und der Aerodynamischen Versuchsanstalt: Aeroelastisches Kolloquium in Göttingen am 16. und 17. April 1957 Göttingen 1958
13. FUNG, Y. C.: An Introduction to the Theory of Aeroelasticity Galcit Aeronautical Series, John Wiley & Sons, Inc. New York 1955
14. HERTEL, H.: Leichtbau — Flugzeuge und andere Leichtbauwerke. Springer-Verlag Berlin/Göttingen/Heidelberg 1960
15. BRAUN, W.: Zur Frage der Sicherheit der Flugzeugzelle gegenüber Ermüdungsbrüchen vom Standpunkt der Bauvorschriften. Vortrag auf der WGL in Stuttgart 1958
Jahrbuch 1958 der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt, Vieweg, Braunschweig, 1958

Prof. Ing. R. MÜLLER, Dresden, Technische Hochschule, Fakultät für Luftfahrtwesen, DDR.