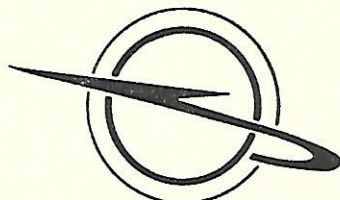


FORSCHUNGSZENTRUM DER LUFTFAHRTINDUSTRIE

Vorträge und Abhandlungen Nr. 17



Ingenieur Fritz Paasch

Einführung in das Gebiet Festigkeitsvorschriften für Flugzeuge

Vortragsreihe der Kammer der Technik

Probleme des Flugzeug- und Triebwerkbaus

Als Manuskript gedruckt

Mit der Herausgabe beauftragt:
ZENTRALSTELLE FÜR LITERATUR UND LEHRMITTEL
Dresden 1960

Als Manuskript gedruckt
1959

Nachdruck, Reproduktion und Nachbildung — auch auszugsweise —
nur mit Genehmigung des Verfassers und
der Zentralstelle für Literatur und Lehrmittel
im Forschungszentrum der Luftfahrtindustrie
Dresden N 2 — Postschließfach 40

Inhaltsverzeichnis

	Seite
1 Die Festigkeitsvorschriften bestimmende Faktoren	2
1.1 Sichere Lasten	2
1.2 Sicherheitszahlen	2
1.3 Lastvielfache	3
1.4 Staudruck	4
1.5 Böen	4
1.6 Beanspruchungsgruppen	5
2 Belastungen durch Luftkräfte	5
2.1 Willkürliche Belastungen	5
2.11 Bedingungen für die Ruderbetätigungen	6
Sichere Lastvielfache für Höhenruderbetätigung	6
Sicherer Schiebewinkel	7
Belastungsbereiche	7
Geschwindigkeiten	9
2.12 Belastungsfälle	11
Höhenruderbetätigung	11
Seitenruderbetätigung	16
Querruderbetätigung	17
2.2 Unwillkürliche Belastungen	18
2.3 Überlagerungsfälle	20
4 Belastungen durch Bodenkräfte	20
5 Hand-, Fuß- und Maschinenkräfte	22
6 Sonstige Belastungszustände	23
 Literaturverzeichnis	 25
Verzeichnis der Bilder	26
Formelverzeichnis	26
Zentralstelle für Literatur und Lehrmittel Vorträge und Abhandlungen	28

Als um die Jahrhundertwende die ersten Gleit- und Motor-Flugzeuge Wirklichkeit wurden, ergab sich sehr bald die Notwendigkeit, bestimmte Mindestforderungen für die Sicherheit aufzustellen, und zwar für die Sicherheit von Besatzungen, Fluggästen und Fracht im Flugzeug sowie für die Sicherheit von Personen und Sachwerten, die durch Absturz oder wegfliegende Teile am Boden gefährdet oder beschädigt werden konnten.

Die Vorschriften der verschiedenen Länder waren anfangs nach Inhalt und Formulierung noch recht unterschiedlich. Je mehr man aber Erfahrungen sammelte, und je besser man die zu beachtenden Gebiete überblickte, um so mehr glichen sich diese Bestimmungen einander an. Alle Vorschriften gehen einheitlich von den Einsatzbedingungen aus, von denen die Belastungen der Flugzeuge und ihrer Teile abgeleitet werden. Wichtige Beanspruchungsarten sind

1. Belastungen im Flug durch Luftkräfte, die in willkürliche Belastungsfälle (Folgebeanspruchungen aus Ruderbetätigungen) und unwillkürliche Belastungsfälle (Böenbeanspruchungen) unterteilt werden können,
2. Belastungen beim Rollen durch Bodenkräfte, die bei Start und Landung sowohl für Boden- wie für Wassereinsatz auftreten können,
3. Belastungen durch Hand-, Fuß- und Maschinenkräfte und
4. Belastungen sonstiger Art, z.B. Kabinenüberdrücke, Hochdruckbehälter, Notlandungen, Aufbocken und andere.

Es ist nicht uninteressant, daß bei der Berechnung der Flugzeugbeanspruchungen die physikalischen Eigenschaften aller drei Aggregatzustände, fest, flüssig und gasförmig, in Erscheinung treten. Im festen Zustand bei verschiedensten Temperaturen befinden sich die Metalle der Konstruktionsteile. In Kraftstoffbehältern, Druckleitungen sowie Gefäßen finden wir den flüssigen Aggregatzustand und Stoffe in gasförmigem Zustand z.B. in Kabinen mit verhältnismäßig kleinen Drücken und in Federbeinen mit Drücken bis zu einigen hundert Atmosphären Überdruck.

Aus diesen Tatsachen erwächst eine Fülle von Problemen, die einen großen Überblick und ein gründliches Wissen nicht nur auf technischem, sondern auch auf physikalischem Gebiet erfordern.

Für die Behandlung der Festigkeitsvorschriften gibt es zwei Möglichkeiten.

Man kann zu den bestehenden Vorschriften für die Festigkeit von Flugzeugen Ableitungen geben. Das erfordert aber, daß ein Anhang mit vielen Formeln, der noch geplant ist, vorweg genommen werden müßte. Da es schwer möglich ist, auf dem zur Verfügung stehenden Raum diese Formeln zu entwickeln,

würde sich eine Ermüdung des Lesenden kaum vermeiden lassen.

Man kann sich aber auch einmal mit den `G r u n d p r o b l e m e n` der Festigkeitsvorschriften beschäftigen. Man kann also die knappen Formulierungen der Vorschriften erläutern, um zu klaren Vorstellungen über die vorgeschriebenen Belastungsfälle zu kommen.

Viele Fragen, die während meiner Praxis an mich herangetragen wurden, lassen diesen zweiten Weg als zweckmäßig erscheinen, wobei allerdings die sehr kurz gefaßten Ausführungen nur einen groben Überblick über die wichtigsten statischen Belastungsfälle geben werden. Viele andere interessante Fragen, z.B. auf dem Gebiet der Höhenkammer, der Sicherheit bei Bruchlandungen, der Steuerungen, der Verteilung der Belastungen in Spannweiten- und Tiefenrichtung und der gegenseitigen Beeinflussung von Flugzeugteilen, können nicht oder nur in Form von kurzen Hinweisen berücksichtigt werden. Das Gebiet der Betriebsfestigkeit muß ohnehin gesondert behandelt werden.

1 Die Festigkeitsvorschriften bestimmende Faktoren

=====

Die Festigkeitsvorschriften verwenden eine Reihe von Grundbegriffen wie sichere Lasten, Lastvielfache, Sicherheitszahlen, Staudruck und Böen, die zunächst kurz erläutert werden sollen.

1.1 Sichere Lasten

Die in den Vorschriften geforderten Lasten werden im allgemeinen als `s i c h e r e L a s t e n` angegeben. Darunter versteht man die bei einem gegebenen Flugzustand möglicherweise vorhandenen größten äußeren Kräfte. Die sicheren Lasten sind Belastungen, die während der Lebensdauer eines Flugzeugs nicht öfter auftreten sollen, als einer zweistelligen Zahl entspricht. Diese Festlegung hängt eng mit der Frage der Dauer- oder Betriebsfestigkeit zusammen, auf die hier jedoch nicht weiter eingegangen werden soll. Noch höhere Belastungen sind so selten zu erwarten, daß mit ihrem Auftreten kaum zu rechnen ist.

In einigen Fällen ergeben sich die Belastungen auf dem Umweg über eine geforderte Arbeitsaufnahme.

Schließlich muß man noch daran denken, daß verschiedenartige `Z u l a d u n g e n` auch verschiedene Belastungen zu Folge haben. Deshalb müssen die einzelnen Beladungszustände ebenfalls untersucht werden.

1.2 Sicherheitszahlen

Über die sicheren statischen Lasten müssen noch bestimmte Sicherheitsreserven vorhanden sein, bevor das Flugzeug oder Teile von ihm zu Bruch gehen. Diese zusätzlichen Sicherheiten werden durch `S i c h e r h e i t s z a h l e n` gewährleistet.

Die Sicherheitszahlen sind so abgestuft, daß die Festigkeitszuordnung, z.B. von punktförmigen Anschlüssen zur übrigen Konstruktion, vom Fahrwerk

zur übrigen Zelle, von besonderen Werkstoffen zu den üblichen Werkstoffen, sinnvoll ist.

Die sicheren Lasten multipliziert mit den Sicherheitszahlen ergeben die Bruchbelastungen.

Wenn keine besonderen Belastungszustände, z.B. Knickbiegung, vorliegen, soll mit sicheren Zuständen gerechnet werden. Wenn jedoch bei der Bruchbelastung so hohe Verformungen auftreten, daß aus diesen Verformungen neue Kräfte in der ursprünglichen Größenordnung erhalten werden, so sind auch diese in der Rechnung zu berücksichtigen.

1.3 Lastvielfache

Unter dem Lastvielfachen n wird das Verhältnis der gesamten am Flugzeug angreifenden Luftkraft P zum Gewicht des Flugzeugs G verstanden,

$$n = \frac{P}{G}.$$

Fliegt ein Flugzeug mit $n = 1$, so ist die Luftkraft P gerade gleich seinem Gewicht G . Das Flugzeug fliegt also horizontal. Alle seine Teile sowie die Zuladungen wirken ebenfalls mit ihrem einfachen Gewicht auf ihre Befestigungen, Unterlagen usw.

Fliegt das Flugzeug dagegen mit $n = 3$, so heißt das: auf das Flugzeug wirkt eine Luftkraft in der Größe des dreifachen Gewichts, also

$$P = 3G.$$

Das Flugzeug fliegt eine Kurve oder einen Abfangbogen.

Im Falle $n = 0,5$ kann ein Bahnneigungsflug mit dem Bahnwinkel $\gamma = 30^\circ$ oder auch ein negativer Abfangvorgang vorliegen.

Die Größenordnungen der Lastvielfachen liegen für die verschiedenen Beanspruchungsgruppen verschieden. Für die höchsten Werte bei kunstflugtauglichen Flugzeugen werden solche Lastvielfache gewählt, die erfahrungsgemäß vom Menschen in sitzender Stellung ohne Funktionsstörungen, wie Seh- und Bewußtseinsstörungen, gerade noch ertragen werden können; jedoch sind diese ertragbaren Größen nicht feststehend. Sie hängen noch von der Wirkungsdauer, der Körperlage und dem Körperzustand des Piloten ab.

Im Bild 1 (Seite 4) werden mittlere ertragbare Lastvielfache in Abhängigkeit von der Körperlage und der Wirkungszeit dargestellt. Man erkennt, daß in sitzender Stellung bei einer Wirkungsdauer von $t \approx 10$ Sekunden das ertragbare Lastvielfache $n = 6$ beträgt. Als Beispiel für mögliche Höchstwerte bei sehr kurzer Wirkungsdauer und liegender Stellung kann bei gleichmäßiger Lastverteilung ein Wert von $n = 40$ für eine Wirkungszeit $t \approx 0,1$ Sekunden abgelesen werden.

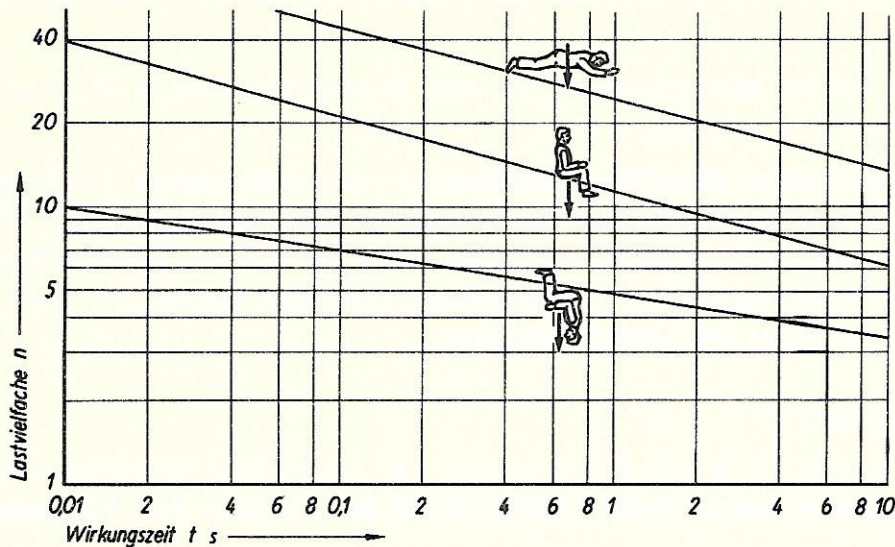


Bild 1. Ertragbare Lastvielfache in Abhängigkeit von Körperlage und Wirkungszeit

1.4 Staudruck

Der **S t a u d r u c k**, der die Luftdichte ρ und die Luftgeschwindigkeit v formelmäßig durch die Beziehung

$$q = \frac{\rho}{2} \cdot v^2$$

verbindet, stellt die Druckerhöhung der Luft gegenüber dem Atmosphärendruck dar, wenn die Luft relativ zum bewegten Flugzeug zum Stillstand kommt.

Die Kräfte am Flugzeug ergeben sich allgemein aus einem Beiwert, der mit einer Bezugsfläche und dem Staudruck multipliziert wird. Die Bezugsfläche ist gewöhnlich die Flügelfläche F . Der Widerstandsbeiwert wird durch die Flugzeugform, die Fläche durch den Entwurf gegeben.

Der Widerstand wächst proportional mit dem Quadrat der Geschwindigkeit. Ebenso wachsen auch zum Beispiel die Flügeldrehmomente und damit die zum Gleichgewicht notwendigen Leitwerklasten mit dem Quadrat der Geschwindigkeit. Es ist daher notwendig, die größte zulässige Fluggeschwindigkeit so klein zu halten, wie es gerade noch verantwortet werden kann.

1.5 Böen

Wenn im Hinblick auf die Festigkeitsaerodynamik von **B ö e n** gesprochen wird, so sind nur solche Luftströmungen in der Atmosphäre gemeint, die örtlich ziemlich eng begrenzt sind und innerhalb einer bestimmten Größe liegen, nämlich zwischen 3 und 25 m/s. Kleinere Böengeschwindigkeiten interessieren für die statischen Belastungen nicht, weil sie Beanspruchungen von untergeordneter Größe liefern, und größere sollen wegen ihrer Seltenheit außer Betracht bleiben. Der Böengradient (Geschwindigkeitsgefälle der Bö auf einer bestimmten Strecke) soll in der Größenordnung von 1 m/s/m und höher liegen. Kleinere Böengradienten haben nur für die Meteorologie Interesse.

1.6 Beanspruchungsgruppen

Bevor die Belastungen für ein Flugzeug bestimmt werden können, ist es notwendig, das betreffende Flugzeug in eine Beanspruchungsgruppe einzureihen, die von dem späteren Verwendungszweck des Flugzeugs abhängt. Es gibt bei uns gegenwärtig 5 Beanspruchungsgruppen.

Beanspruchungsgruppe		Typischer Verwendungszweck
1	sehr gering	Sonderflugzeuge (Rekord)
2	gering	Frachtflugzeuge
3	normal	Personenflugzeuge für Linienverkehr
4	hoch	beschränkt kunstflugtaugliche Flugzeuge
5	sehr hoch	kunstflugtaugliche Flugzeuge

Für die einzelnen Beanspruchungsgruppen werden die hauptsächlichsten Ausgangsdaten, Lastvielfache und Höchstgeschwindigkeiten festgelegt. Darüber hinaus sind noch Verwendungsgruppen vorgesehen, die jedoch im wesentlichen Forderungen konstruktiver Art enthalten. Verwendungsgruppen innerhalb der Beanspruchungsgruppe 2, also der Frachtflugzeuge, sind z.B. Flugzeuge für Schädlingsbekämpfung, landwirtschaftliche Flugzeuge und Frachtflugzeuge für Linienverkehr.

2 Belastungen durch Luftkräfte

Im folgenden Abschnitt werden Belastungen durch Luftkräfte behandelt, die, der Aufgabe des Flugzeugs entsprechend, die hauptsächlichsten darstellen sollten. Jeder Entwurf, bei dem andere Belastungsfälle über große Bereiche höhere Beanspruchungen ergeben, erfordert höhere Baugewichte, die für die eigentliche Aufgabe, nämlich das Fliegen, nicht benötigt werden.

Wir unterscheiden drei große Gruppen von Luftkraftbelastungen:

1. willkürliche Belastungsfälle, z.B. Belastungen infolge Ruderbetätigungen,
2. unwillkürliche Belastungsfälle, z.B. Böenbelastungen und
3. Überlagerungsfälle, z.B. Belastungen durch zwei gleichzeitig wirkende Ruderbetätigungen oder schräg angreifende Böen.

2.1 Willkürliche Belastungen

Von den willkürlichen Belastungsfällen seien drei Möglichkeiten hervorgehoben, nämlich die Höhenruderbetätigung, die Seitenruderbetätigung und die Querruderbetätigung.

Bevor es jedoch möglich ist, die Belastungen selbst zu bestimmen, müssen die Bedingungen festgelegt werden, unter denen die Ruderbetätigungen erfolgen sollen.

2.11 Bedingungen für die Ruderbetätigung

Durch die Ruderbetätigungen werden das Lastvielfache, der Schiebewinkel und die Bewegung um die Längsachse bei bestimmten Staudruck bzw. festgelegter Machzahl beeinflusst, und zwar

das Lastvielfache n als Folge einer plötzlichen Höhenruderbetätigung, der Schiebewinkel β , d.h. die Drehung des Flugzeugs um die Hochachse infolge einer plötzlichen Seitenruderbetätigung und

die Bewegung um die Längsachse infolge Querruderbetätigung.

Diese Grundbedingungen sind durch die Beanspruchungsgruppen bzw. durch den Einsatzzweck oder -bereich bestimmt. Ihre Größen können den Vorschriften entnommen oder müssen bei Sonderzwecken den Vorschriften angepaßt werden.

Sichere Lastvielfache für Höhenruderbetätigung

Bei der Festlegung der sicheren Lastvielfachen für R u d e r b e t ä t i g u n g wurde zunächst davon ausgegangen, daß die in den "Bauvorschriften für Flugzeuge (BVF), Dezember 1936" geforderten Lastvielfachen in der Größenordnung richtig waren. Nach Vergleichen mit den Forderungen anderer Länder und unter Berücksichtigung von Erfahrungen im modernen Flugverkehr wurden jedoch einige Änderungen vorgenommen.

Die Erfahrungen im modernen Flugverkehr zeigen, daß die Gefahr von Zusammenstößen in der Luft gewachsen ist. Nach neueren Statistiken werden in den USA täglich einige Zusammenstöße gerade noch verhindert. Das hängt einmal mit der größeren V e r k e h r s d i c h t e , zum anderen aber auch mit den höheren G e s c h w i n d i g k e i t e n zusammen. Eine Geschwindigkeit von 800 km/h bedeutet, daß zwei Flugzeuge im Gegenkurs bei einer Sichtstrecke von 2 km schon nach etwa 4 Sekunden zusammenstoßen können.

Dieser Tatsache wurde dadurch Rechnung getragen, daß in der Formel für das Lastvielfache n von Verkehrsflugzeugen außer dem Gewicht G auch die Geschwindigkeit v_h erscheint. Die für die Beanspruchungsgruppe 3 festgelegte Formel

$$n = 2,6 + \frac{7 \cdot v_h^{\frac{1}{2}} + 20}{G^2 + 70}$$

ist im Bild 2 für zwei Geschwindigkeiten $v_h = 200$ km/h und $v_h = 800$ km/h dargestellt.

Außerdem enthält das Bild noch die entsprechenden Werte der alten "Bauvorschriften für Flugzeuge, Dezember 1936" und die Werte nach den ICAO-Regeln. Die Forderungen der ICAO (International Civil Aviation Organization) sind auf jeden Fall auch bei langsamen Flugzeugen erfüllt. Für schnellere Flugzeuge kleiner Typen sind proportional höhere Lastvielfache anzusetzen als bei solchen großer Typen. Die sicheren Lastvielfachen für die Beanspruchungsgruppen 4 und 5 wurden - in Anlehnung an internationale Gepflogenheiten - auf $n_{sj} = 4,5$ und $n_{sj} = 6$ festgelegt.

Sicherer Schiebewinkel

Für die Festlegung des sicheren Schiebewinkels β sind die Voraussetzungen, eine Größe zu finden, die man als "sichere" ansehen kann, wesentlich ungünstiger. Es war deshalb nur möglich, sich bei der Festlegung der sicheren Schiebewinkel an bewährte Muster und Vorschriften zu halten und eine moderne Form zu finden. Die jetzt gültige Bestimmung sieht für langsamere Flugzeuge einen größeren sicheren Schiebewinkel vor als für schneller fliegende.

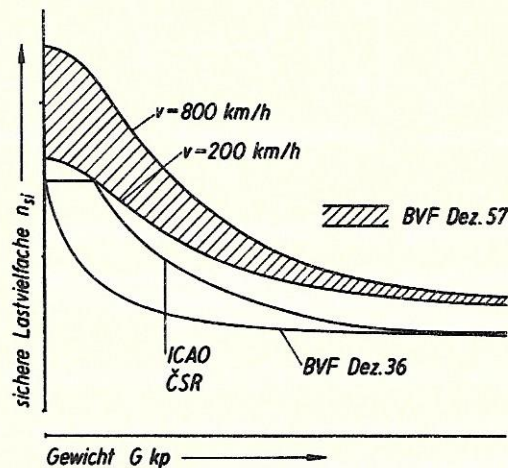


Bild 2. Sichere Lastvielfache für Höhenruderbetätigung

Belastungsbereiche

Das Lastvielfache und der Schiebewinkel sind nicht allein für sich festgelegt, sondern den verschiedenen Geschwindigkeiten zugeordnet. Im Bild 3 sind die Zusammenhänge zwischen dem Lastvielfachen n und der Geschwindigkeit v beziehungsweise dem Staudruck q durch die Beziehung

$$n \cdot G = c_q \cdot q \cdot F$$

dargestellt.

Es sind drei Formen, die für ein Flugzeug festzulegenden Belastungsbereiche darzustellen, gebräuchlich:

1. Diagramm der sicheren Lastvielfachen n_{sj} über den Auftriebsbeiwerten c_q ,
2. Diagramm der sicheren Lastvielfachen n_{sj} über den Geschwindigkeiten v und
3. Diagramm der Auftriebsbeiwerte c_q über den Staudrücken q .

Diagramm 1. Sichere Lastvielfache über den Auftriebsbeiwerten (Bild 3a, Seite 8)

Linien konstanten Staudrucks ergeben sich entsprechend der obigen Gleichung hier als Gerade durch den Ursprung. Die mit A bis E bezeichneten Eckpunkte sind die sogenannten Grundbelastungsfälle.

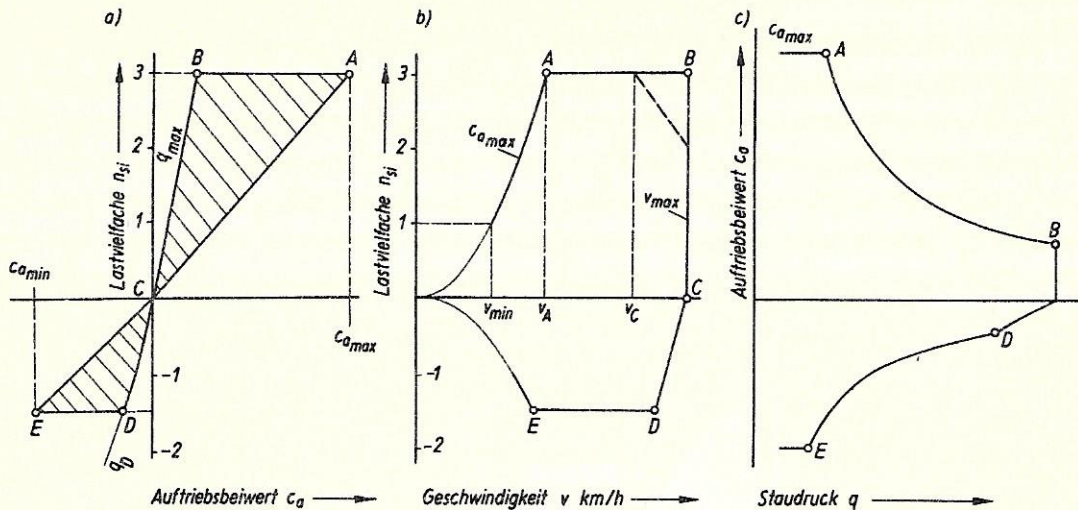


Bild 3. Darstellung der Belastungsbereiche

- a) Sichere Lastvielfache über den Auftriebsbeiwerten
- b) Sichere Lastvielfache über der Geschwindigkeit
- c) Auftriebsbeiwerte über den Staudrücken

Diese Grundbelastungsfälle sind wie folgt gekennzeichnet:

Fall A durch das positive sichere Lastvielfache n_{sj} und den größten positiven stationären Auftriebsbeiwert $c_{a\max}$,

Fall B durch das positive sichere Lastvielfache n_{sj} und den größten Rechnungsstaudruck q_{\max} ,

Fall C durch den Auftriebsbeiwert $c_a = 0$ und den größten Rechnungsstaudruck q_{\max} ,

Fall D durch das negative sichere Lastvielfache $-n_{sj}$ und $0,8 q_{\max}$,

Fall E durch das negative sichere Lastvielfache $-n_{sj}$ und den größten negativen stationären Auftriebsbeiwert $c_{a\min}$.

Dabei wird das sichere Lastvielfache für Ruderbetätigung entsprechend der Beanspruchungsgruppe festgelegt, im gezeigten Beispiel mit $n_{sj} = +1,5$. Im allgemeinen genügt es, die oben bezeichneten Eckpunkte bei der Dimensionierung des Flugzeugs zu berücksichtigen, um für den gesamten schraffierten sicheren Bereich genügend Festigkeit zu erhalten.

Für Flugzeuge, die in größeren Höhen eingesetzt werden, müssen diese Diagramme für verschiedene Höhen aufgestellt werden

Diagramm 2. Sichere Lastvielfache über der Geschwindigkeit (Bild 3b)

In neuerer Zeit ist diese zweite Darstellungsmöglichkeit gebräuchlicher geworden. Die Grundbelastungsfälle sind wieder mit A bis E bezeichnet. In dieses Diagramm ist zum Vergleich der Verlauf der positiven Lastvielfachen von v_A bis v_{\max} nach BVF-Vorschriften und ICAO-Regeln eingetragen.

Während nach den BVF der gesamte Geschwindigkeitsbereich mit den sicheren Lastvielfachen nachgewiesen werden muß, sehen die ICAO bei den höheren Geschwindigkeiten einen Abfall des positiven Lastvielfachen vor. Zu dieser

Ansicht wird man auf Grund der Vorstellung gekommen sein, daß mit dem Ziehen des Höhenruders auch ein Abfall der Geschwindigkeit eintritt.

Demgegenüber haben aber Flugversuche gezeigt, daß bei plötzlicher Höhenruderbetätigung bis zum Erreichen des sicheren Lastvielfachen praktisch noch **keine** Geschwindigkeitsänderung eingetreten ist. Andererseits ist jedoch zu erwägen, ob nicht wegen der geringen Zahl der Flüge mit Geschwindigkeiten oberhalb der Reisegeschwindigkeit der sichere Zustand gegenüber unseren bisherigen Gepflogenheiten etwas abgemindert werden kann.

Diagramm 3. Auftriebsbeiwerte über den Staudrücken (Bild 3c)

Diese dritte Darstellungsmöglichkeit ist den älteren BVF entnommen; sie ist heute weniger gebräuchlich.

Geschwindigkeiten

Die Geschwindigkeiten eines modernen Transportflugzeugs in Abhängigkeit von der Flughöhe zeigt Bild 4.

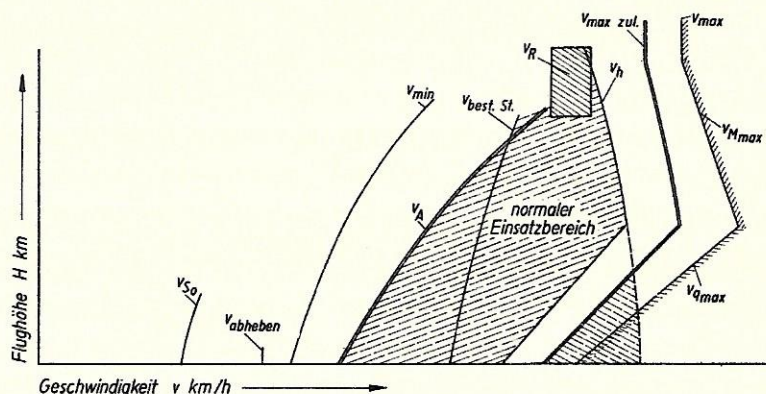


Bild 4. Typisches Geschwindigkeitsbild für strahlgetriebene Verkehrsflugzeuge

v_{so}	kleinstmögliche Geschwindigkeit im Horizontalflug
$v_{abheben}$	sichere Geschwindigkeit für Verlassen der Startbahn
v_{min}	kleinstmögliche Geschwindigkeit mit eingefahrener Landehilfe
$v_{best.St.}$	Geschwindigkeit beim besten Steigen
v_A	Geschwindigkeit für maximalen Auftriebsbeiwert bei sicherem Lastvielfachen
v_R	Reisefluggeschwindigkeit
v_h	Horizontalgeschwindigkeit mit maximaler Dauerleistung
$v_{max.zul.}$	zulässige Höchstgeschwindigkeit
v_{Mmax}	größte durch Machzahl begrenzte Geschwindigkeit
v_{qmax}	größte durch Staudruck begrenzte Geschwindigkeit

Die Ausgangsgeschwindigkeiten in diesem Diagramm sind die Horizontalgeschwindigkeit mit maximaler Dauerleistung v_h , die Geschwindigkeit beim besten Steigen $v_{best.St.}$ und die Geschwindigkeit im Reisefluginbereich v_R . Sie werden für den zu bearbeitenden Entwurf berechnet. Daraus müssen **zwei** Gruppen von Geschwindigkeiten festgelegt werden. Zur ersten Gruppe gehören die Geschwindigkeiten, die die Besatzung unbedingt kennen muß, um **sicher** zu fliegen.

Die zweite Gruppe ist zur Festlegung der Belastungsfälle für die statische Berechnung notwendig.

Bildtafel 1: Höhenruderbetätigung

Bild 5: Momentendiagramm

Bild 6: Zeitdiagramm

- a) Lastvielfache n über der Zeit t
- b) Höhenruderausschlag η über Zeit t
- c) Kräfte am Höhenleitwerk A_H über Zeit t

Bild 7: Schematische Darstellungen zur Ergänzung der drei
im Zeitdiagramm eingetragenen Flugzustände ①,
② und ③

Bitte aufklappen

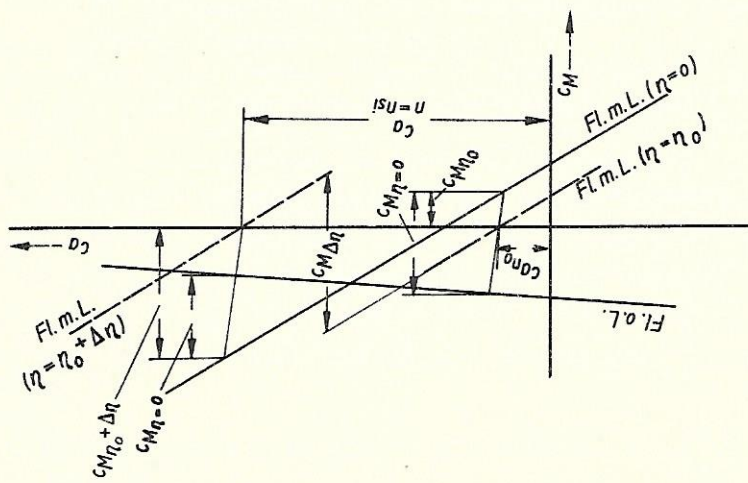


Bild 5: Momentendiagramm

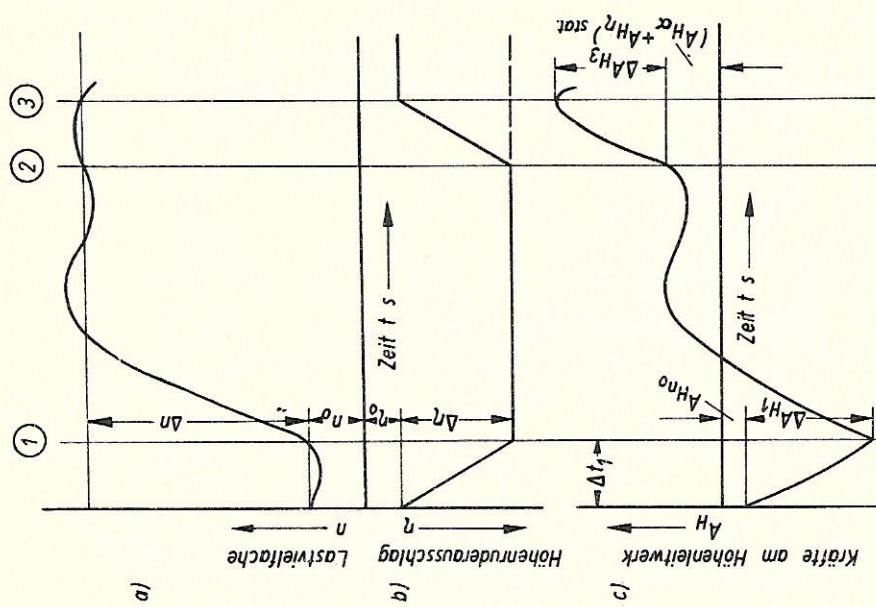


Bild 6: Zeitdiagramm
a) Lastvielfache n über Zeit t
b) Höhenruderausschlag η über Zeit t
c) Kräfte am Höhenleitwerk A_H über Zeit t

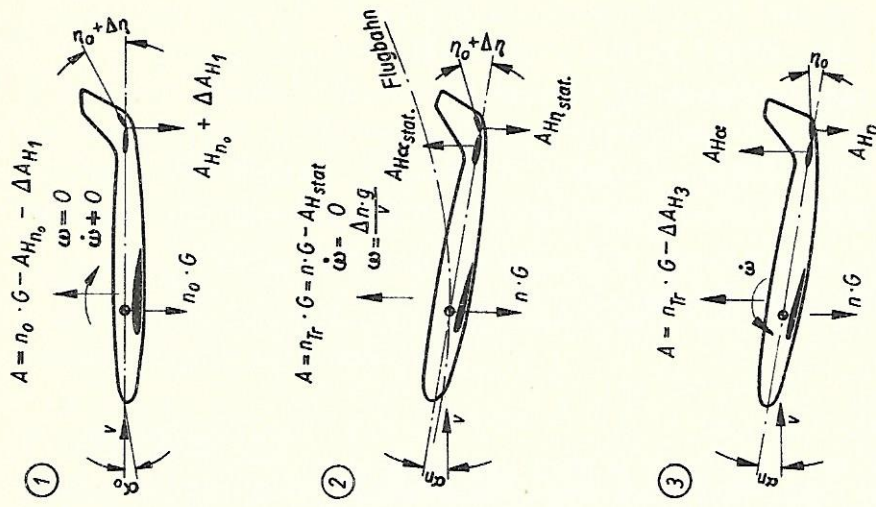


Bild 7: Schematische Darstellungen zur Ergänzung der drei im Zeitdiagramm eingezeichneten Flugzustände ①, ② und ③

Der Bereich für die Geschwindigkeiten der ersten Gruppe, also die Geschwindigkeiten für die Besatzung, ist im Bild 4 durch Doppelstriche eingeschlossen. Er wird nach unten durch die Geschwindigkeit v_A begrenzt, bei der beim sicheren Lastvielfachen der maximale Auftriebsbeiwert erreicht wird. Die obere Grenze bildet die zulässige maximale Geschwindigkeit $v_{\max.zul.}$. Diese liegt bei strahlangetriebenen Verkehrsflugzeugen nur in größeren Höhen über der maximal möglichen Horizontalgeschwindigkeit v_h .

In kleineren Höhen sehen die Vorschriften für solche Flugzeuge im allgemeinen vor, daß die volle Horizontalgeschwindigkeit v_h auf keinen Fall ausgeflogen werden darf. Diese Einschränkungen - im Bild 4 durch den nach rechts unten gestrichelt schraffierten Zipfel dargestellt - sind *n o t w e n d i g*, damit wegen zu großer Staudrücke nicht unnötig Gewicht eingebaut wird, und sind *m ö g l i c h*, weil dieser Bereich für den Einsatzzweck von Verkehrsflugzeugen nicht benötigt wird.

Im normalen Einsatzbereich, der im Bild 4 nach rechts oben gestrichelt schraffiert ist, liegen die Geschwindigkeiten des besten Steigens, die der Pilot beim Aufstieg auf Reisehöhe möglichst einhalten soll. Im Reisegebiet sind die Grenzen noch enger.

Die weiteren Festlegungen, die für die Festigkeit des Flugzeugs getroffen werden - darunter Schiebewinkel, Lastvielfache, Landegewicht und zulässige Geschwindigkeiten beim Ein- und Ausfahren von Fahrwerk und Landeklappen - erfordern neben den vielen anderen Aufgaben konzentrierte Aufmerksamkeit und gute Arbeitsteilung der Besatzung.

Da es nun trotz der erwarteten Aufmerksamkeit der Besatzung durch besondere Umstände funktioneller oder meteorologischer Art doch zu kurzzeitigen Abweichungen kommen kann, wird nach oben noch eine kleine Toleranz zugegeben. Dadurch erhält man die der Rechnung zugrunde zu legenden *H ö c h s t g e - s c h w i n d i g k e i t e n* v_{\max} , die in Bodennähe eine bestimmte Reserve gegenüber der Geschwindigkeit des besten Steigens haben müssen und in größeren Höhen mit Rücksicht auf das Verhalten bei hohen Machzahlen festgelegt werden.

Eine Erweiterung des Bereichs nach unten hat - festigkeitsmäßig gesehen - keinen Sinn. Bei Unterschreitung der Geschwindigkeit v_A für sicheres Lastvielfaches und maximalen Auftriebsbeiwert riskiert die Besatzung beim Auftreten größerer Böengeschwindigkeiten nur ein Abreißen der Strömung.

Die höchstmögliche Sicherheit bei böigem Wetter bietet der Flug auf der Linie v_A . Bei höheren Geschwindigkeiten als v_A ist die Größe der zulässigen Böengeschwindigkeit kleiner und durch das festgelegte sichere Lastvielfache begrenzt.

Ist die Flugzeugauslegung so, daß v_A und der Reiseflugbereich zusammenfallen, dann ist bei günstigen Reisebedingungen auch gleichzeitig die größte Sicherheit gegen Böenbeanspruchung garantiert.

Nachdem damit der Rahmen festgelegt ist, in dem sich die Belastungen für das zu berechnende Flugzeug bewegen werden, kann an die Ausarbeitung der Belastungen selbst gegangen werden.

2.12 Belastungsfälle

Höhenruderbetätigung

Eine der hauptsächlichsten Handlungen der Besatzung ist die Betätigung des Höhenruders. Durch jahrelange Versuche wurde ein Verlauf des Höhenruderausschlags in Abhängigkeit von der Zeit festgelegt, der im Prinzip auch für den Seiten- und Querruderausschlag gilt.

Mit Hilfe der Bildtafel 1 (Bilder 5, 6 und 7) soll versucht werden, den Vorgang der Höhenruderbetätigung anhand von Diagrammen und Skizzen zu erklären.

Bild 5 stellt das Momentendiagramm dar. Die Auftriebsbeiwerte c_a sind über den Momentenbeiwerten c_M aufgetragen. Diese vereinfachte Darstellung gilt nur für eine bestimmte Schwerpunktlage und eine bestimmte Machzahl.

Im Diagramm sind zwei Momentenlinien eingezeichnet, und zwar je eine für Flugzeug ohne und mit Leitwerk. Die Momentenlinie für Flugzeug ohne Leitwerk (Fl.o.L.) hat positive Neigung, d.h., mit steigenden c_a -Werten steigen auch die c_M -Werte. Es wird vorausgesetzt, daß positive Momente Schwanzlastigkeit ergeben.

Die Momentenlinie für Flugzeug mit Leitwerk (Fl.m.L.) hat negative Neigung, d.h., mit steigenden c_a -Werten nehmen die c_M -Werte ab. Nach der obigen Voraussetzung müssen die negativen Momente Kopflastigkeit ergeben.

Stabilität ist die Eigenschaft eines Flugzeugs, nach einer Störung wieder selbständig, d.h. ohne Zutun des Flugführers, in den ursprünglichen Gleichgewichtszustand zurückzukehren. Wenn also das Flugzeug mit Leitwerk (Fl.m.L.) und negativer Neigung der Momentenlinie im Fluge bei der Längsbewegung, z.B. durch eine Bö, eine Auftriebsvergrößerung erfährt, so tritt ein kopflastiges Moment auf. Dieses verkleinert den Anstellwinkel und verringert demzufolge auch den Auftrieb. Das Flugzeug schwingt also ohne Zutun des Flugzeugführers in seine alte Lage ein: es ist langfristig stabil.

Die positive Neigung der Momentenlinie für Flugzeug ohne Leitwerk (Fl.o.L.) im Bild 5 ergibt also Instabilität bei der Längsbewegung, d.h., das Flugzeug kann nur durch Einflüsse der Steuerung in seine alte Lage zurückgeführt werden.

Der Unterschied zwischen diesen beiden Momenten entsteht allein durch die Anwesenheit des Höhenleitwerks; er wird durch den Anstellwinkel α_H am Höhenleitwerk hervorgerufen. Die Beziehung zwischen dem Anstellwinkel am Tragwerk und dem am Höhenleitwerk ist durch die Gleichung

$$\alpha_H = \frac{c_{a \text{ Fl.o.L.}}}{c'_a} \left(1 - \frac{d\alpha_w}{d\alpha} \right) + \alpha_0 + \Delta\alpha_{H_0} + k\varepsilon + \alpha_\omega + \Delta\alpha_{H \text{ Verf.}}$$

gegeben. Es bedeuten:

$\frac{c_a}{c'_a} \left(1 - \frac{d\alpha_w}{d\alpha}\right)$	Anstellwinkel am Höhenleitwerk aus der c_a -Änderung gegen null
α_0	Anstellwinkel von Flugzeug ohne Leitwerk bei $c_a = 0$
$\Delta\alpha_{H_0}$	Anstellwinkeländerung durch Höhenleitwerk bei $c_a = 0$
ε	Höhenflosseneinstellung gegen Flügel
α_w	Anstellwinkel am Höhenleitwerk aus Winkelgeschwindigkeit um die Querachse
$\Delta\alpha_{H_{\text{verf.}}}$	Anstellwinkel am Höhenleitwerk aus elastischer Verformung

Der Anstellwinkel am Höhenleitwerk setzt sich also aus sechs Anteilen zusammen, von denen jeder anderen Gesetzen gehorcht. Es ist daraus abzuschätzen, daß seine Vorherbestimmung - besonders im Hinblick auf höhere Machzahlen - außerordentlich schwierig ist. Man kann deshalb auf Windkanalmessungen in keinem Fall verzichten.

Die Flosseneinstellung ε ist in der obigen Gleichung die Größe, mit der auf den Anstellwinkel am Höhenleitwerk α_H und damit auf die Momentendifferenz für die Momente mit und ohne Leitwerk wesentlich Einfluß genommen werden kann. Die Flossenstellung wird so gewählt, daß im normalen Reiseflug ohne weitere Hilfsmittel die Momente ungefähr gleich null sind.

Die aus dem Anstellwinkel des Höhenleitwerks herrührenden Kräfte am Höhenleitwerk $A_{H\alpha}$ haben ihren Druckpunkt bei symmetrischem Profil ungefähr in einem Viertel der Tiefe.

Für alle anderen Auftriebsbeiwerte ist zum Gleichgewicht noch ein Höhenruderausschlag notwendig. Dieser ergibt sich aus dem Momentenbeiwert für Flugzeug ohne Leitwerk. Der Druckpunkt der Kräfte am Höhenleitwerk aus dem Ruderausschlag $A_{H\eta}$ liegt etwas vor der Drehachse, also im allgemeinen wesentlich hinter dem Wert $A_{H\alpha}$.

Auf Bild 6 (mittlere Diagrammreihe der Bildtafel 1) erkennt man das Lastvielfache n im Schwerpunkt als Folge der darunter aufgezeichneten Höhenruderausschläge η und den Ablauf der Kräfte A_H am Höhenleitwerk.

Für die Höhenruderbetätigung geht man davon aus, daß die oben erwähnten Grundbelastungszustände, die mit Fall A bis E bezeichnet wurden, durch Ruderausschlagsveränderung aus einem passenden Ausgangszustand erreicht werden.

Ein solcher Ausgangszustand kann z.B. ein Flug mit $n = 1$ bei großer Geschwindigkeit sein, also ein Horizontalflug bei der Geschwindigkeit des Falls B. Dieser Ausgangszustand ist im Momentendiagramm (Bild 5) durch den Auftriebsbeiwert $c_{a_{n_0}}$ und im Zeitdiagramm (Bild 6a) durch den Wert $t = 0$ dargestellt.

Um für diesen Ausgangszustand Momentengleichgewicht zu erhalten, ist ein bestimmter Höhenruderausschlag erforderlich, der im Zeitdiagramm (Bild 6b) durch η_0 und im Momentendiagramm (Bild 5) durch $c_{M\eta_0}$ dargestellt wird. Durch den Höhenruderausschlag η_0 wird die Momentenlinie Fl.m.L. $\eta = 0$ so weit verschoben, daß im Fluge mit $n = n_0$ die Summe aller Momente gleich Null ist. Wir erhalten die gestrichelte Momentenlinie für Fl.m.L. ($\eta = \eta_0$).

Aus diesem Ausgangszustand wird in einer ziemlich kurzen Zeit ($\Delta t_t \approx 0,1$ bis $0,2$ Sekunden) ein **Z u s a t z h ö h e n r u d e r a u s s c h l a g** gegeben, der so groß gewählt wird, daß nach dem Ausschlagen in den neuen Endzustand das zuvor festgelegte sichere Lastvielfache erreicht wird. Dieser zusätzliche Höhenruderausschlag ist im Zeitdiagramm (Bild 6b) durch $\Delta \eta$ und im Momentendiagramm (Bild 5) durch $c_M \Delta \eta$ dargestellt. Seine Größe ist durch die Beziehung

$$\Delta \eta \approx \Delta n \cdot q \cdot \frac{C_R}{C_0} \cdot \frac{dc_\alpha}{d\alpha} \cdot \frac{F}{G}$$

gegeben. Dabei sind die Werte C_R und C_0 Größen, die die Stabilität des Flugzeugs enthalten.

Durch diesen fast plötzlichen Höhenruderausschlag wird das bisherige Gleichgewicht gestört. Man erhält einen ersten maßgebenden Belastungsfall, der mit ① bezeichnet wurde.

Das Bild 7.1 veranschaulicht die abstrakten Darstellungen der Bilder 5 und 6 für den eben beschriebenen Belastungsfall, d.h., es wird für den Belastungsfall das Kräftespiel dargestellt.

Die Massenkräfte des Ausgangszustands $n_0 \cdot G$ sind zunächst im Gleichgewicht mit dem Auftrieb A und der Leitwerkskraft A_{Hn0} . Diesem Gleichgewichtszustand wird eine Störkraft am Höhenleitwerk ΔA_{H1} überlagert, die mit ihrem Abstand zum Schwerpunkt gleichzeitig noch ein Störmoment liefert, das aber durch die Massenkräfte aus der Drehbeschleunigung kompensiert wird.

Dieser Belastungsfall liefert für das Höhenleitwerk große Biegebelastung mit relativ wenig Drehmoment und örtlich große Querkräfte am Rumpf. Die erreichte Höhenleitwerkskraft ist im Zeitdiagramm (Bild 6c) durch die linke tiefliegende Spitze unter ① dargestellt.

Für den weiteren Ablauf ist es zweckmäßig sich vorzustellen, daß das Flugzeug in der Querachse aufgehängt ist und die Strömung das Flugzeug umfließt. Durch die eingeleitete Störung, verursacht durch den zusätzlichen Höhenruderausschlag, geht das Flugzeug auf größeren Anstellwinkel und schwingt auf einen neuen Gleichgewichtszustand ein. Die Zeit, in der das Maximum dieses Anstellwinkels erreicht wird, beträgt etwa $0,4$ bis $0,7$ Sekunden. Diesen Vorgang zeigt im Zeitdiagramm Bild 6a. Der Endwert des Anstellwinkels, der hierbei erreicht wird, ist unabhängig davon, in welcher Zeit Δt_1 das Höhenruder geschaltet wurde, im Gegensatz zu dem zuerst beschriebenen Belastungsfall, für den diese Ruderschaltzeit von ausschlaggebender Bedeutung ist.

Die zum Erreichen des **m a x i m a l e n** Anstellwinkels α benötigte Zeit von $0,4$ bis $0,7$ Sekunden ist kurz genug, um den gesamten Vorgang bei konstantem Staudruck q betrachten zu können. Mit der bekannten Gleichung

$$\begin{aligned} n \cdot G &= c_\alpha \cdot q \cdot F \\ n &= c'_\alpha \cdot \alpha \cdot q \cdot \frac{F}{G} \end{aligned}$$

ergibt sich, daß die Kurve n als Funktion der Zeit auch gleichzeitig die Abhängigkeit des Anstellwinkels von der Zeit darstellt. Wir halten dabei fest, daß die volle Wirkung in der Größe des Lastvielfachen etwa eine halbe Sekunde nach Einleitung einer Störung eintritt.

Durch den wachsenden Anstellwinkel des Flugzeugs erhält auch das Höhenleitwerk unter Berücksichtigung der Abwindverhältnisse immer größer werdende Anblaswinkel bei etwa gleichbleibender Wirkung des Höhenruderausschlags. Es erfolgt dadurch ein sofortiger Abbau der Kraftspitze, die unter ①, Bild 6c, erhalten wurde, bis zu der Kraft am Höhenleitwerk, die zum neuen Gleichgewichtszustand gehört. Hierbei ist nun zwar die Kraft am Höhenleitwerk kleiner geworden, jedoch ist ihre Verteilung in Tiefenrichtung völlig geändert. Einem nach oben wirkenden Anstellwinkelanteil $A_{H\alpha}$, der seinen Druckpunkt bei symmetrischem Profil und kleiner Machzahl etwa in 24 Prozent der Leitwerk-tiefe hat, steht der entgegengesetzt wirkende Anteil aus dem Ruderausschlag gegenüber, dessen Druckpunkt in Abhängigkeit vom Tiefenverhältnis wesentlich weiter zurückliegt.

Es besteht somit die Möglichkeit, daß bei kleinen Höhenleitwerklasten große Flossendrehmomente auftreten können. Das Flugzeug selbst fliegt nicht mehr auf einer geraden Bahn, sondern auf einer Kreisbahn mit einer Winkelgeschwindigkeit

$$\omega_y = \frac{\Delta n \cdot g}{v} .$$

Dieser Flugzustand ist nicht kurzzeitig. Er kann in Form eines Kurvenflugs beliebig lange Zeit geflogen werden. Wir erkennen damit unter ②, Bild 6, wieder einen der am Anfang erwähnten Grundbelastungsfälle, je nach Geschwindigkeit Fall A oder Fall B. Das Kräftespiel für diesen Flugzustand zeigt Bild 7.2.

Fall B, also der Belastungsfall mit sicherem Lastvielfachen und großem Staudruck, liefert den wesentlichen Lastfall für Rumpfbiegung, Leiterwerkdrehmomente und Flügelbiegung.

Während im allgemeinen die Richtung der resultierenden Luftkraft im Fall B wenig von der Normalen zur Flügelsehne abweicht, ist diese Abweichung im Fall A, also beim Flug mit größtem positiven Auftriebsbeiwert und sicherem Lastvielfachen, nicht zu vernachlässigen. Der Fall A ist besonders für die Berücksichtigung von Tangentialkräften am Flügel und vor allem für die Belastungen der Flügelnahe wichtig.

Zum Schluß des Vorgangs Höhenruderbetätigung wird angenommen, daß das Höhenruder ähnlich schnell wie beim Hinschalten wieder auf den Ausgangszustand zurückgeschaltet wird. Das bedeutet, daß jetzt zu dem stationären Abfangbogen eine Störkraft am Höhenleitwerk auftritt. Auf Grund dieser Störkraft am Höhenleitwerk wird das Flugzeug wieder auf den Ausgangszustand zurückpendeln:

Hier interessiert im wesentlichen der Punkt, wo der Ausgangsausschlag gerade erreicht ist. Das Flugzeug besitzt dann bei praktisch vollem Lastvielfachen wieder einen Zustand mit Drehbeschleunigung, in diesem Falle im Sinne der

Rückführung, und die Kraft am Höhenleitwerk hat ein umgekehrtes Maximum wie beim Hinschalten erreicht.

Eine Übersicht über das Kräftespiel gibt Bild 7.3. Die aus dem Anstellwinkel herrührende Kraft am Höhenleitwerk ist praktisch wie im Bild 7.2 geblieben. Die Kraft aus dem Ruderausschlag $A_{H\eta}$ hat sich dem gegenüber aber verkleinert. Dafür ist eine Drehbeschleunigung hinzugekommen.

In diesem Zusammenhang soll eine oft gestellte Frage beantwortet werden, und zwar die Frage nach den auftretenden **S e i t e n b e s c h l e u n i g u n - g e n** im Kurvenflug.

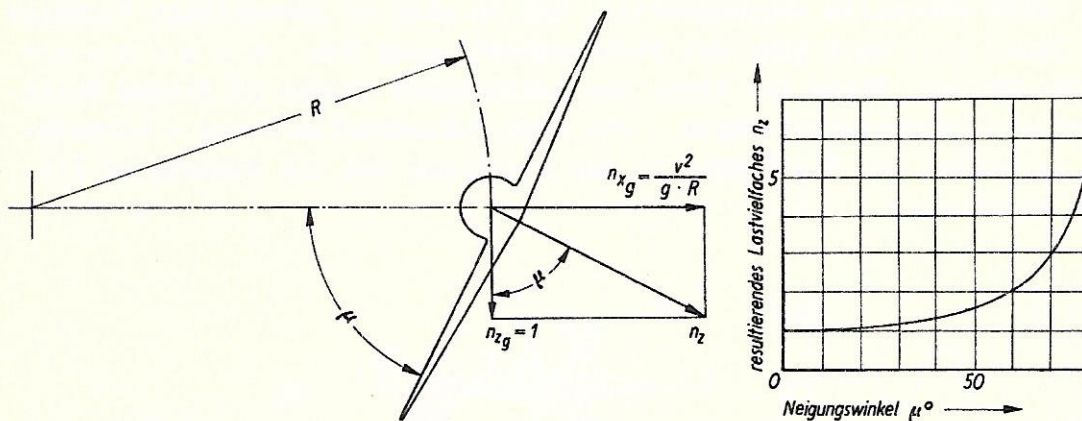


Bild 8. Kurvenflug

Bild 8 zeigt den Zustand der richtig geflogenen Kurve. Das Lastvielfache aus der Erdbeschleunigung $n_{zg} = 1$ und das aus der Zentrifugalbeschleunigung n_{xg} ergeben das geflogene resultierende Lastvielfache n_z . Zwischen n_z und n_{zg} liegt der Neigungswinkel μ . Dazu gehören die Beziehungen

$$n_z = \frac{1}{\cos \mu} \quad \text{und} \quad (1)$$

$$n_{xg} = \tan \mu = \frac{v^2}{g \cdot R} \quad . \quad (2)$$

Für das Fliegen mit einem bestimmten Lastvielfachen ergibt Gleichung (1) die Schlußfolgerung, daß der zu fliegende Neigungswinkel völlig **u n a b h ä n - g i g** von der Geschwindigkeit und dem Bahnradius ist. Einige Beispiele zeigen die notwendigen Größenordnungen:

$\mu = 30^\circ$	$n_z = 1,16$
$\mu = 60^\circ$	$n_z = 2,00$
$\mu = 80^\circ$	$n_z = 5,75$

Gleichung (2) verdeutlicht den Zusammenhang zwischen Bahngeschwindigkeit und Bahnradius. Der Neigungswinkel $\mu = 30^\circ$ mit $n_z = 1,16$ wird demnach z.B. dann richtig geflogen, wenn man bei $v = 400 \text{ km/h}$ den Kurvenradius R mit $2,2 \text{ km}$

oder bei $v = 800 \text{ km/h}$ mit $8,8 \text{ km}$ einhält.

Unter diesen Bedingungen ergeben sich keine seitlichen Beschleunigungen zum Flugzeug, da das resultierende Lastvielfache n_z in der Symmetrieebene wirkt. Seitliche Beschleunigungen zum Flugzeug können nur auftreten, wenn eine der drei Bedingungen Bahnradius, Fluggeschwindigkeit oder Neigungswinkel nicht eingehalten wird. Die aus solchen Abweichungen erhaltenen **S e i t e n - b e s c h l e u n i g u n g e n** sind im nächsten Abschnitt erfaßt.

Seitenruderbetätigung

Bei der Betrachtung der Belastungen aus **S e i t e n r u d e r b e t ä t i g u n g** wird ebenfalls vorausgesetzt, daß es sich um kurzzeitige Vorgänge handelt. Damit gilt auch hier die Rechnungsbedingung des **k o n s t a n t e n** Staudrucks. Wegen der Kürze des Zeitablaufs werden in diesem Falle aerodynamische Nebenerscheinungen - wie etwa Schieberollmomente - vernachlässigt; es werden nur die Kräfte in der x-y-Ebene und die Momente um die Hochachse betrachtet.

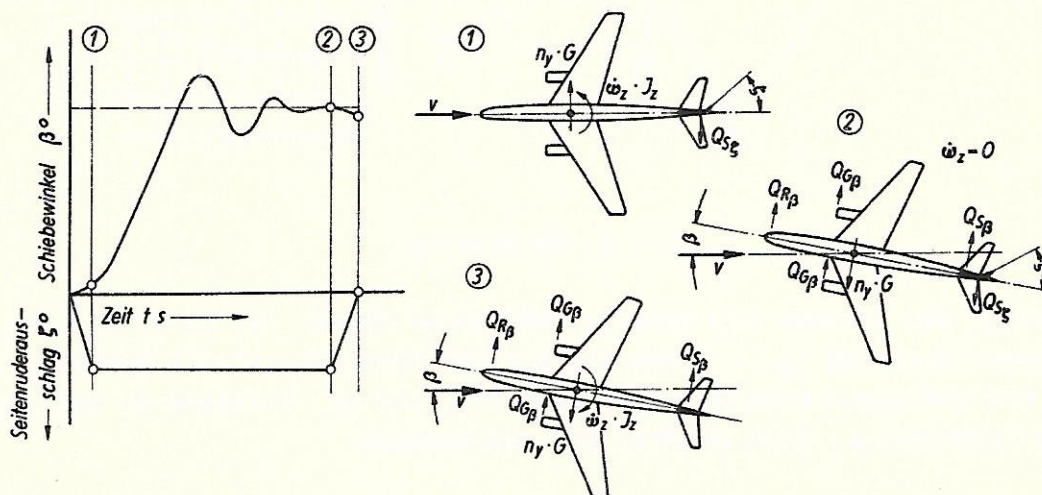


Bild 9. Seitenruderbetätigung

- a) Diagramm
- b) Kräftespiel bei den verschiedenen Flugzuständen

Der Gesamtvorgang soll ähnlich wie die Höhenruderbetätigung betrachtet werden. Zu einem Ausgangszustand $n = 1$ wird im Zustand des Geradeausflugs in kurzer Schaltzeit ein Seitenruderausschlag gegeben. Bis zu diesem Zeitpunkt hat das Flugzeug praktisch noch keinen von null verschiedenen Schiebewinkel erreicht.

Dem Störmoment aus der Kraft am Seitenleitwerk durch den Seitenruderausschlag wirkt im wesentlichen nur das Massenmoment $\omega_z \cdot J_z$ entgegen. Dieser Zustand ist im Diagramm bei ① im Bild 9 dargestellt. Die entsprechenden Kräfte am Flugzeug sieht man für die x-y-Ebene im Bild 9.1.

Das Flugzeug pendelt dann auf den Schiebewinkel β aus, der zum gegebenen Seitenruderausschlag gehört. Der erreichte stationäre Schiebezustand ist im Diagramm unter ② zu sehen. Die hauptsächlichsten Kräfte der Rumpf-Flügel-Kom-

bination wirken in der Nähe der Rumpf- oder Gondelnasen, die vor dem Flügel liegen (Bild 9.2). In gleichem Sinne wirkt auch noch die Kraft aus dem Seitenruderausschlag $Q_{S\beta}$, die im wesentlichen die gleiche wie im ersten Fall geblieben ist. Die einzige Kraft, deren Moment entgegenwirkt, ist die aus dem Schiebewinkel $Q_{S\beta}$ herrührende Kraft am Seitenleitwerk. In diesem Flugzustand wirken alle Kräfte, bis auf eine, in einer Richtung. Es entsteht somit eine nicht zu vernachlässigende seitliche Beschleunigung. Soll also der Flug mit Schieben geradeaus geflogen werden, so müssen die freien Luftkräfte durch eine Gewichtskomponente in entgegengesetzter Richtung kompensiert werden. Diese Gewichtskomponente wird durch Hängenlassen des Flugzeugs erreicht. Mit den Augen des Statikers gesehen sind die beiden Varianten "Schiebeflug mit seitlicher Beschleunigung" und "Schiebeflug mit Hängen" gleichwertig. Dieser Fall liefert die maßgebenden Seitenleitwerk-drehmomente.

Wird das Seitenruder wieder zurückgeschaltet, dann erhält man im Diagramm den Zustand unter ③. Es wirken nur noch Kräfte in einer Richtung. Die Seitenleitwerkskraft erhält ihr Maximum; dasselbe gilt von den seitlichen Massenkräften. Zusätzlich wirkt eine Drehbeschleunigung $\dot{\omega}_z \cdot I_z$, die das Flugzeug wieder in die Ausgangslage zurück bewegt. (Bild 9.3)

In allen drei Fällen wirkt in der x-z-Ebene noch der Zustand $n_z = 1$ mit allen zugehörigen Kräften.

Querruderbetätigung

Für die Belastungsfälle aus Querruderbetätigung wird ein ähnlicher Verlauf des Querruderausschlags über der Zeit angenommen. Bild 10 zeigt im Prinzip die sich daraus ergebenden Winkelgeschwindigkeiten ω_x und Drehbeschleunigungen $\dot{\omega}_x$.

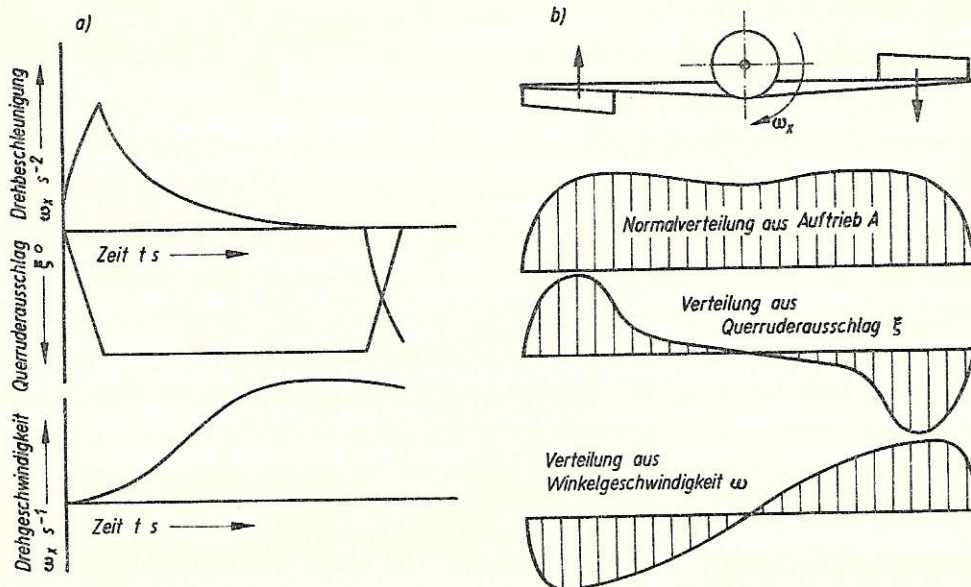


Bild 10. Querruderbetätigung

- a) Diagramm
- b) Verteilung der Luftkräfte

Im Zustand der stationären Rolle halten sich die Luftkraftmomente um die Längsachse, die aus dem Querruderausschlag herrühren, mit den Luftkraftmomenten aus der Winkelgeschwindigkeit das Gleichgewicht. In jedem anderen Zustand muß noch eine Drehbeschleunigung zur Herstellung des Gleichgewichts hinzugezogen werden.

Im Gegensatz zu den bisher gezeigten Ruderbetätigungsfällen spielen hier die Einflüsse, die durch die Steifigkeit und die Tatsache der Zusammendrückbarkeit der Luft zustande kommen, eine bedeutende Rolle.

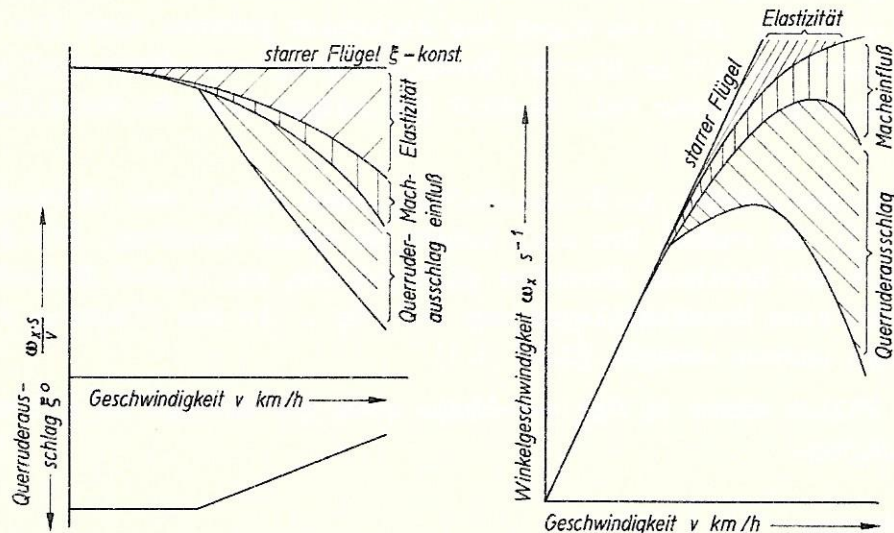


Bild 11. Querruderbetätigung: Einfluß von Elastizität und Kompressibilität

Die Einflüsse der Flügelelastizität, der Kompressibilität der Luft und des Querruderausschlags - der mit wachsender Geschwindigkeit kleiner gehalten werden kann - sind im Bild 11 erkennbar.

Im Bild 11a ist der Winkel - dargestellt als Größe $\frac{\omega_x \cdot s}{v}$ - aufgetragen, den die Flügelspitze bei der stationären Rolle im Raum beschreibt. Diese Größe ist bei konstantem Querruderausschlag und unendlich steifem Flügel ohne Macheinfluß für alle Geschwindigkeiten eine Konstante.

Die Winkelgeschwindigkeit ω_x im Bild 11b würde bei steifem Flügel ohne Macheinfluß und konstantem Querruderausschlag linear mit der Fluggeschwindigkeit wachsen. Infolge der genannten Einflüsse wird jedoch bald ein Maximalwert erreicht. Dann nimmt die erreichbare Winkelgeschwindigkeit wieder ab; daher muß bei Entwurf und Konstruktion dafür gesorgt werden, daß bei der größten zugelassenen Geschwindigkeit noch ein Mindestmaß an Wirkung vorhanden ist.

2.2 Unwillkürliche Belastungen

Unwillkürliche Belastungszustände sind im wesentlichen dadurch bedingt, daß fast kein Flug in einem Gebiet vollkommener Luftruhe oder in völlig konstanter Richtung fließender Luft durchgeführt werden kann. Bodenerhebungen und Wärmeeinwirkungen durch wechselnde Ein- und

Rückstrahlung erzeugen fortwährend Richtungsänderungen und Bewegung der Luftmassen, so daß zu der gerade geflogenen Geschwindigkeit gegenüber der herrschenden Durchschnittsluftbewegung **z u s ä t z l i c h e** Luftgeschwindigkeiten in vertikaler und horizontaler Richtung auftreten.

Die zusätzlichen Luftgeschwindigkeiten können recht unangenehm hohe Werte annehmen und außerdem noch ziemlich scharf gegenüber dem Nachbarzustand abgegrenzt sein. Tritt eine solche Zusatzgeschwindigkeit in Flugrichtung oder gegen die Flugrichtung auf, so ergibt sich lediglich eine Ermäßigung oder eine Erhöhung der Fluggeschwindigkeit. Wesentlich unangenehmer jedoch werden die Beanspruchungen beim Auftreten von Böen, deren Richtung von der Flugrichtung abweicht.

Als einfaches Beispiel soll das Fliegen eines Profils in eine **s e n k - r e c h t z u r F l u g r i c h t u n g** auftretende Bö betrachtet werden (Bild 12).

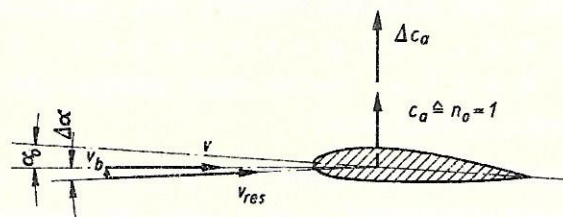


Bild 12. Böenlastvielfaches

Im Bild 12 ist die Umkehrung dieses Vorgangs dargestellt. Das Profil ruht, die Luft aber strömt unter α_0 von links nach rechts und erzeugt den Auftrieb, der für das Gleichgewicht im Ausgangszustand notwendig ist.

Betrachten wir den Fall des plötzlichen Auftretens einer zur Flugrichtung senkrechten Strömung, so erhält man den **z u s ä t z l i c h e n A n - s t e l l w i n k e l** $\Delta\alpha$ von der Größe

$$\Delta\alpha = \arctan \frac{v_b}{v} \approx \frac{v_b}{v}$$

Der **z u s ä t z l i c h e** Auftriebsbeiwert ergibt sich mit

$$\Delta c_a = \Delta\alpha \frac{dc_a}{d\alpha}$$

der **z u s ä t z l i c h e** A u f t r i e b mit

$$\Delta A = \Delta c_a \cdot q \cdot F$$

Wenn man weiter noch durch den Faktor η berücksichtigt, daß eine scharf begrenzte Bö kaum möglich ist und das vollständige Eindringen des Profils in die Bö und der Aufbau des zusätzlichen Auftriebs eine gewisse Zeit erfordern, dann erhalten wir die Gleichung für das auftretende **L a s t v i e l f a c h e** mit

$$n = 1 + v_b \cdot \frac{dc_a}{d\alpha} \cdot \frac{\frac{\rho}{2} \cdot v}{\frac{G}{F}} \cdot \eta$$

In dieser Gleichung sind alle Daten außer v_0 durch das Flugzeug und seine Leistungen gegeben. Die Unbekannte ist die Böengeschwindigkeit v_0 . Sie muß aus Statistiken so ausgewählt werden, daß die ursprüngliche Festlegung der zulässigen Häufigkeit beim sicheren Zustand auch zutrifft.

2.3 Überlagerungsfälle

Es gibt Flugfiguren, die nicht nur durch Betätigung eines Ruders erzeugt werden. Sehr oft ist es der Fall, daß zwei Ruderbetätigungen praktisch zur gleichen Zeit erfolgen. Ebenso wirken Böen nicht nur vertikal oder horizontal, sondern auch schräg in beliebigen Richtungen.

Die bei der Ruderbetätigung auftretenden Größtwerte bestehen dabei, wie wir in Bild 6.1, Bild 9 und Bild 10 unter ① und ③ gesehen haben, sehr kurzzeitig. Für den Fall der fast gleichzeitigen Betätigung zweier Ruder ist es daher sehr unwahrscheinlich, daß solche Spitzenbelastungen gleichzeitig auftreten. Das Zusammentreffen von stationären Belastungsspitzen, die als Abfangen, stationäres Schieben und stationäre Rolle bezeichnet werden (Bilder 6.1, 9, 10 unter ②), ist hingegen wahrscheinlicher.

Für alle Überlagerungsfälle wird deshalb nicht die gleichzeitige volle Wirkung zweier Ruderbetätigungsfälle verlangt. Es werden vielmehr Abminderungsfaktoren eingeführt, und zwar für das Zusammentreffen zweier ausgesprochen kurzzeitiger Belastungen kleinere und für das Zusammentreffen stationärer mit kurzzeitigen Belastungen größere.

Bei Böenfällen werden je 75 Prozent der Größen nach der einen und der anderen Richtung angesetzt.

4 Belastungen durch Bodenkräfte

Bei den Belastungen durch Bodenkräfte versucht man mit allen Mitteln die dafür notwendigen Baugewichte so klein wie möglich zu halten, z.B. durch Verringerung der Landegeschwindigkeiten und Verbesserung der Landebedingungen.

Zu unterscheiden sind bei den Bodenfällen Rollen, Start und Landung.

Rollen wird mit relativ kleiner Geschwindigkeit durchgeführt, so daß die auftretenden Luftkräfte gering sind und nicht in Rechnung gestellt zu werden brauchen. Besonders müssen aber die Seitenkräfte am Fahrwerk beim Kurvenrollen berücksichtigt werden.

Für den Start ist charakteristisch, daß mit zunehmender Geschwindigkeit die Luftkräfte zunehmen und die Bodenkräfte bei völlig glattem Boden abnehmen. Man ist hierbei sehr auf Messung und Erfahrung angewiesen. Es wurde gemessen, daß beim Start auf Grasnarbe Stoßkräfte in der Größenordnung vom 1,7- bis 1,8fachen der ruhenden Radlasten auftreten können. Für den Start müssen vor allem die Reifengrößen ausgelegt werden.

Besonders wichtig sind die L a n d e f ä l l e . Im Bild 13 nähert sich das Flugzeug mit einer bestimmten B a h n n e i g u n g der Landebahn. Diese Bahnneigung des Anflugs ist jedoch für die Bodenlandung z u g r o ß , und der Pilot muß deshalb unmittelbar vor der Bodenberührung das Flugzeug bei etwas v e r g r ö ß e r t e m Lastvielfachen abfangen.

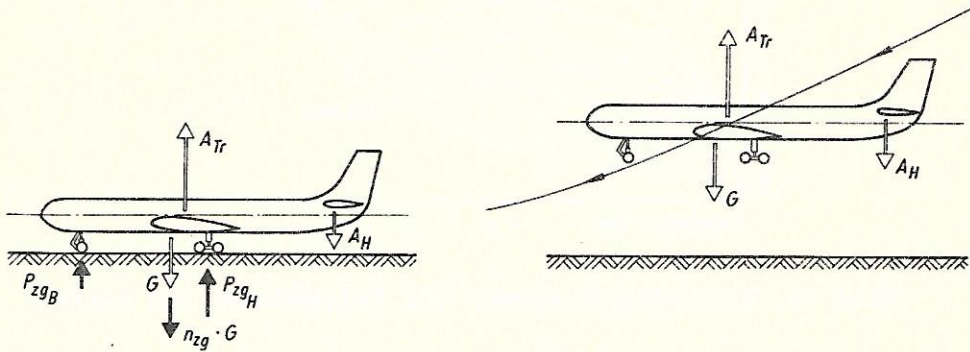


Bild 13. Dreipunktlandung

A_T	Auftrieb des Flugzeugs ohne Höhenleitwerk	
A_H	Auftrieb des Höhenleitwerks	
G	Gewicht des Flugzeugs	
P_{zg_B}	Bodenkraft auf das Bugfahrwerk	} im Moment des Aufsetzens
P_{zg_H}	Bodenkraft auf das Hauptfahrwerk	
$n_{zg} \cdot G$	Massenreaktion aus Bodenkräften	

Bei und nach dem Übergang in den Horizontalflug erfolgt dann das Aufsetzen. Das Flugzeug befindet sich also im Moment der Bodenberührung im Zustand des Horizontalflugs und im Gleichgewicht.

Bei der richtig abgeschätzten und durchgeführten Landung verbleibt nur eine k l e i n e Relativgeschwindigkeit des Flugzeugs zum Boden. Für die Bemessung der Fahrwerke ist es deshalb notwendig, eine Fehlschätzung des Piloten zu berücksichtigen. Bei einer Fehlschätzung wird das Flugzeug die Landeebene mit einer gewissen S t o ß g e s c h w i n d i g k e i t v_{st} berühren, und es muß eine A r b e i t

$$A = \frac{m \cdot v_{st}^2}{2}$$

aufgenommen werden. Die Größe von v_{st} ist nach Erfahrungswerten in den Festigkeitsvorschriften für Flugzeuge festgelegt.

Soll nun das Flugzeug den Boden nicht mit der gleichen Geschwindigkeit wieder verlassen, so muß ein Teil der aufgenommenen Arbeit vernichtet werden. Diese Aufgabe übernimmt das F e d e r b e i n .

Im Bild 14 (Seite 22) sehen wir die Wirkungsweise eines solchen Federbeins. Beim Hingang, d.h. beim E i n f e d e r n , werden je nach der Stoßgeschwindigkeit mit wechselnden Kräften v e r s c h i e d e n große Arbeiten aufgenommen. Die Kräfte beim A u s f e d e r n sind von der eingeführten Stoßgeschwindigkeit u n a b h ä n g i g und wesentlich k l e i -

n e r . Die durch den Federungsvorgang unwirksam gemachte Energie ist im Bild 14 schraffiert dargestellt.

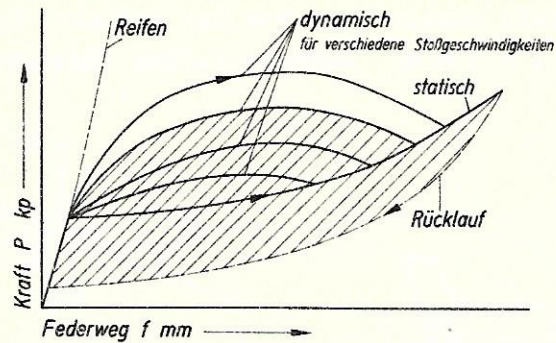


Bild 14. Kraft-Weg-Diagramm für Federstrebe und Reifen

Wenn durch die Konstruktion des Federbeins die Ergebnisse des Diagramms festgelegt sind, so ergeben sich die sicheren Stoßkräfte durch die vorgeschriebenen Stoßgeschwindigkeiten und die erforderlichen Arbeitsaufnahmen.

Zu einem Belastungsfall Landest oß gehören demnach folgende Einzelzustände, die überlagert werden

1. Flug mit $n = 1$ und ausgefahrener Landeklappe und
 2. Landest oß mit n_{st} in der Größenordnung von $n_{st} = 2,5$ bis 3.
- Insgesamt wirken somit als Massenlastvielfache immer

$$n = n_{st} + 1 ,$$

wenn der Stoß durch den Schwerpunkt geht. Geht die Stoßkraft nicht durch den Schwerpunkt, wie es bei der Landung mit größerem oder kleinerem Anstellwinkel oder auch bei der Landung mit Hängewinkeln vorkommt, dann können sich die örtlichen Lastvielfachen infolge der auftretenden Drehbeschleunigungen erheblich vergrößern.

Doch damit ist der Landevorgang nicht beendet. Das Flugzeug muß noch zum Stillstand gebracht werden, und zwar auf den gleichen Bahnen, auf denen gestartet wird. Wir müssen das Flugzeug abbremsen, da es sonst eine viel größere Ausrollstrecke benötigen würde.

Die Größe dieser Aufgabe soll hier nur angedeutet werden. Um z.B. ein Mittelstreckenverkehrsflugzeug bis zum Stillstand abzubremesen, ist eine Energieaufnahme notwendig, die ausreicht, um ungefähr 200 l Wasser von 15°C zum Kochen zu bringen.

5 Hand-, Fuß- und Maschinenkräfte

Während die Festlegung der Ruderausschlaggrößen davon abhängt, welche Flugzustände angesteuert werden müssen, wird die Konstruktion

der Ruderformen und der Steuerungsübersetzungen dadurch beeinflußt, daß bestimmte Kraftanstiege, z.B. Handkraftanstieg mit dem Lastvielfachen, einzuhalten sind. Die sich daraus ergebenden Hand- und Fußkräfte können jedoch nicht als "sichere" betrachtet werden.

So wurde z.B. nach einem Bruch der Seitensteuerung an einem Dornier-Flugzeug festgestellt, daß der Pilot eine Fußkraft von 240 kp aufgebracht haben mußte. Zu dieser Zeit wurde für die Seitensteuerung noch mit einer Fußkraft von $P = 50$ kp gerechnet.

Dieser Fall und andere Beobachtungen hatten gründliche Untersuchungen zur Folge, die zur Festlegung der heutigen Vorschriften für Hand- und Fußkräfte führten. Dabei ist zu bedenken, daß mit den Füßen durch Kniehebelerwirkung und mit den Armen durch Zuhilfenahme der Körpermuskulatur wesentlich größere Kräfte als allein mit freiem Bein oder freiem Arm aufgebracht werden können.

Besondere Beachtung verdienen noch die Möglichkeiten unsymmetrischer Belastung, die sich z.B. aus den unterschiedlichen Rudermomentenbeiträgen aus positivem und negativem Querruderausschlag oder aus den Einflüssen einseitig laufender Triebwerke usw. ergeben.

Eingebaute Steuerungsmaschinen und Steuerungshilfen sind im Zusammenspiel mit den physischen Kräften des Piloten genau zu untersuchen - sowohl in aus- und eingeschaltetem Zustand als auch bei plötzlichem Aussetzen im Notfall.

6 Sonstige Belastungszustände

Von den sonstigen Belastungszuständen sollen noch die Belastungsfälle für den Kabinenüberdruck herausgegriffen werden. Moderne Strahlflugzeuge fliegen nur in größeren Höhen wirtschaftlich. Die Abnahme des Luftdrucks mit der Flughöhe ist im Bild 15 (Seite 24) dargestellt, wobei eine Normalatmosphäre vorausgesetzt wird.

Daraus ergibt sich, daß in einer Höhe von 6,5 km nur noch der halbe Luftdruck und in 10 km Höhe nur noch ein Drittel des Luftdrucks in Bodennähe vorhanden ist.

Da bei den Fluggästen Menschen verschiedenen Gesundheitszustands und aller Altersklassen zu berücksichtigen sind, ist es notwendig, bestimmte Mindestbedingungen zu garantieren. Es hat sich als zweckmäßig herausgestellt, den Luftdruck in der Kabine entsprechend einer Höhe von etwa 2,5 km zu halten. Diesem Zustand entspricht das Diagramm im Bild 15. Die untere Linie zeigt die Außendrucke.

Man kann z.B. den Innendruck in der Kabine von der Flughöhe $H = 2,5$ km ab zunächst konstant lassen und hält dann von etwa 10 km Höhe ab den Innenüberdruck konstant. Die Flugzeugkabine wird also mit steigender Höhe bis zu $H = 10$ km einen größer werdenden Überdruck gegenüber der Außenatmosphäre

bekommen. Für Strahlflugzeuge liegen die üblichen Werte bei $p_i = 0,5$ bis $0,65$ atü.

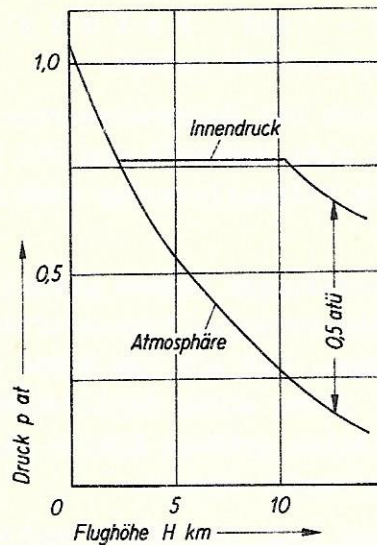


Bild 15. Kabinenüberdrücke

Die Besonderheit dieser Belastung liegt darin, daß der Überdruck je Flug einmal auftritt und praktisch während der ganzen Flugdauer gehalten wird. Zusätzlich wirken noch die örtlichen Außenluftdrücke, und schließlich ist der Rumpf Querkraften, Biege- und Drehmomenten unterworfen, die den verschiedenen Flugfällen entsprechen.

Außer diesen die notwendige Festigkeit betreffenden wichtigen Fragen gibt es noch eine große Zahl weniger wichtige, die nicht so sehr das Gesamtgewicht des Flugzeugs, wohl aber die Betriebssicherheit, die Wartung und die Sicherheit der Fluggäste und der Besatzung beeinflussen. Hierzu gehören die Sitzfestigkeit bei Bruchlandung, das Anblasen von hinten bei abgestellten Flugzeugen, das Hissen, das Aufbocken usw.

Musterbeispiele für schlechte Festigkeit der Sitze sind z.B. Omnibus- und Kraftwagensitze.

Zusammenfassung

Die Festigkeit eines modernen Verkehrsflugzeugs gewährleistet die volle Flugsicherheit für den normalen Einsatz. Sie erfordert jedoch auch eine sachgemäße Bedienung einschließlich des Verhaltens bei besonderen Umständen, wie Triebwerksausfall, schwierige Wetterbedingungen usw.

Der Pilot darf bestimmte Geschwindigkeiten und Machzahlen nicht überschreiten, andere Geschwindigkeiten nicht unterschreiten; er darf Kurven nur bis zu bestimmten Lastvielfachen fliegen, Landungen nicht mit zu großen Gewichten und zu großen Stoßgeschwindigkeiten durchführen, Fahrwerk und Landeklappen nur bis zu bestimmten Geschwindigkeiten ausfahren usw.

Alle diese Vorschriften sind erfüllbar, erfordern aber Aufmerksamkeit, gute Arbeitsteilung und genaue Kenntnis des Handbuchs mit weitgehendem Verständnis für die Ursachen der Belastungen und Belastungsbegrenzungen.

Literaturverzeichnis

- [1] Festigkeitsvorschriften für Flugzeuge
- [2] Kaul: Flugversuchsergebnisse zum Lastfall "Hochreißen vor einem Hindernis". DVL, FB 238
- [3] Kaul-Filzek: Beanspruchungsmessungen im Flug bei reiner Höhen- beziehungsweise Querruderbetätigung. DVL, FB 499
- [4] Kaul-Lindemann: Zur Festlegung von Höhenleitwerklastannahmen anhand von Flugversuchsergebnissen. DVL, FB 510 (1-4)
- [5] Barsch: Einfluß der Schaltzeit auf die Rollbewegung und die Tragwerkbeanspruchung bei Querruderbetätigung. DVL, FB 991
- [6] Lindemann: Aufstellung von Seitenleitwerklastannahmen anhand von Flugversuchsergebnissen. DVL, FB 1161
- [7] Hoene: Einfluß der statischen Längsstabilität auf das Verhalten eines Flugzeugs in Böen. DVL, FB 1422
- [8] Lindemann: Flugbewegung und Flugbeanspruchung beim Fliegen durch eine Vertikalbö. DVL, FB 1573
- [9] Richter, W.: Flugmechanik. Leipzig: B. G. Teubner, 1959 (Math.-Wiss. Bibliothek 25)
- [10] Gorostschenko: Flugmechanische Aufgabensammlung. Berlin: VEB Verlag Technik, 1957
- [11] Müller, W.: Einführung in die Mechanik des Flugzeugs. Leipzig: VEB Fachbuchverlag, 1953

Verzeichnis der Bilder

Bild 1	Ertragbare Lastvielfache in Abhängigkeit von Körperlage und Wirkungszeit
Bild 2	Sichere Lastvielfache für Höhenruderbetätigung
Bild 3	Darstellung der Belastungsbereiche
Bild 4	Typisches Geschwindigkeitsbild für strahlgetriebene Verkehrsflugzeuge
Bild 5	Momentendiagramm
Bild 6	Zeitdiagramm
Bild 7	Schematische Darstellung zur Ergänzung der drei im Zeitdiagramm eingetragenen Flugzustände
Bild 8	Kurvenflug
Bild 9	Seitenruderbetätigung
Bild 10	Querruderbetätigung
Bild 11	Querruderbetätigung: Einfluß von Elastizität und Kompressibilität
Bild 12	Böenlastvielfaches
Bild 13	Dreipunktlandung
Bild 14	Kraft-Weg-Diagramm für Federstrebe und Reifen
Bild 15	Kabinenüberdrücke

Formelzeichenverzeichnis

Kurzzeichen	Einheit	Bezeichnung
A	-	Auftriebskraft
c_a	-	Auftriebsbeiwert
c_M	-	Momentenbeiwert
$\frac{dc_a}{d\alpha}$	-	Anstieg des Auftriebsbeiwerts mit Anstellwinkel
c'_a	-	Anstieg des Auftriebsbeiwerts mit Anstellwinkel
F	m^2	Flügelfläche

Kurz- zeichen	Einheit	Bezeichnung
f	m	Federweg
G	kp;t	Fluggewicht
g	m/s ²	Erdbeschleunigung
I	kpms ²	Massenträgheitsmoment
n	-	Lastvielfaches
P	kp	Gesamtluftkraft am Flugzeug
p	kp/m ²	Druck
q	kp/m ²	Flugstaudruck
R	m	Flugbahnradius
t	s	Zeit
v	m/s	Fluggeschwindigkeit
α	o	Anstellwinkel
α_w	o	Abwindwinkel
β	o	Schiebewinkel
γ	o	Bahnneigung
ε	o	Winkel für Höhenflosseneinstellung gegen Flügel
ρ	kps /m	Luftsdichte
η	o	Höhenruderausschlag
η	-	Abminderungsfaktor
μ	o	Querneigungswinkel
ξ	o	Querruderausschlag
ζ	o	Seitenruderausschlag
ω	s ⁻¹	Winkelgeschwindigkeit
$\dot{\omega}$	s ⁻²	Winkelbeschleunigung
Indices		
	x	Längsachse des Flugzeugs
	xg	Längsachse im erdbodenfesten System
	z	Hochachse des Flugzeugs
	zg	Hochachse im erdbodenfesten System

In Vorbereitung:

Prof. Dr.-Ing. Claussnitzer:	Flugzeuggeräte und die elektrische Ausrüstung von Flugzeugen - ein Überblick
Dr.-Ing. Mansfeld:	Organisation und Technik der Flugsicherung
Obering. Haseloff:	Druckdichte Kabinen und Klimaanlage
Dipl.-Ing. Kolben:	Schwingungen von Flugzeugzellen
Dipl.-Ing. Aikele:	Festigkeitsversuche an Flugzeugbauteilen
Ing. Winterfeld:	Dauerfestigkeit von Flugzeugzellen
Ing. Bernert:	Verbundbauweise im Flugzeugbau
Ing. Szyszka:	Fahrwerke
Dr. phil. Pfeiffer:	Kurssteuerung

Vorträge und Abhandlungen ohne Bestell-Nummer sind noch nicht lieferbar.

Bestellungen, möglichst Sammelbestellungen, nehmen für die Mitarbeiter der Luftfahrtindustrie die Technischen Kabinette in den Werken oder andere dafür bestimmte Abteilungen entgegen.

Alle anderen Interessenten geben ihre Bestellungen bei der Zentralstelle für Literatur und Lehrmittel, Abteilung Bestell- und Lieferwesen, Dresden N 2, Postfach 40, auf.