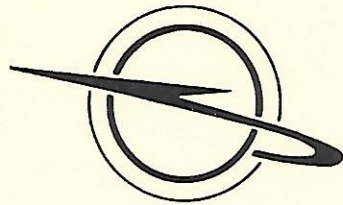


FORSCHUNGSZENTRUM DER LUFTFAHRTINDUSTRIE

---

Vorträge und Abhandlungen Nr. 6



Dipl.-Ing. Theodor Schmitt

# Schwingungsprobleme im Flugzeugbau

**Vortragsreihe der Kammer der Technik**

Einführung in Probleme des Flugzeug- und Triebwerkbaus

Vortrag Nr. 5

Als Manuskript gedruckt

---

Mit der Herausgabe beauftragt:

ZENTRALSTELLE FÜR LITERATUR UND LEHRMITTEL

Dresden 1959

## Inhalts-Verzeichnis

	Seite
A Grundsätzliches	1
I. Zielsetzung der Schwingungsuntersuchungen	1
II. Das Flugzeug als Schwingungssystem	2
1. Die Eigenschwingungen der Flugzeugzelle	2
2. Die Eigenschwingungen der Ein- und Anbauten	3
a) Triebwerkeigenschwingungen	3
b) Rudereigenschwingungen	4
c) Eigenschwingungen kleinerer Bauteile	5
III. Die Erregung	6
B Triebwerkerregte Schwingungen	6
I. Allgemeine Bemerkungen	6
II. Maßnahmen zur Verminderung von triebwerkerregten Schwingungen	8
1. Verstimmung der Eigen- und Erregerfrequenzen	8
a) Zu vermeidender Frequenzbereich	8
b) Möglichkeiten zur Vermeidung der Resonanz	10
2. Verminderung der erregenden Kraft	11
a) Grundsätzliche Möglichkeiten	11
b) Elastische Triebwerkaufhängung	12
c) Auswuchten	15
3. Dämpfung	15
C Aerodynamisch erregte Schwingungen	16
I. Schwingungen infolge von Böen	16
II. Flattern	17
1. Allgemeine Erläuterungen	17
a) Erklärung der selbsterregten, angefachten Schwingungen	17
b) Erklärung der kritischen Geschwindigkeit	20
c) Beim Flattern beteiligte Eigenschwingungen	22

	Seite
2. Biege-Ruder-Flattern	26
a) Erläuterung des Flattervorgangs	27
b) Wirkung des Massenausgleichs	28
c) Ausbildung des Massenausgleichs	29
d) Einfluß des Frequenzverhältnisses	32
3. Verdreh-Ruder-Flattern	34
4. Hilfsruder-Flattern	37
5. Biege-Verdreh-Flattern	38
a) Allgemeines	38
b) Erläuterung des Flattervorgangs	39
c) Einfluß der Schwerpunktlage	41
d) Einfluß der Lage der elastischen Achse	42
e) Einfluß der Eigenfrequenzen	42
f) Verhältnisse bei Schnellflugzeugen	43
g) Erzielung der Flattersicherheit bei Schnellflugzeugen	44
III. Buffeting	46
IV. Abreißflattern	48
V. Buffetingflattern	49
D Versuche	50
I. Standschwingungsversuche	50
II. Flugschwingungsversuche	55
III. Modellversuch	57
E Schlußbetrachtungen	58

Bildverzeichnis



## A Grundsätzliches

=====

### I. Zielsetzung der Schwingungsuntersuchungen

Durch die Schwingungen, die an einem Flugzeug auftreten können, sind infolge des Anwachsens der Fluggeschwindigkeit verschiedene wichtige Probleme entstanden, deren Bearbeitung bei modernen Flugzeugen einen beträchtlichen Aufwand erfordert. Zweck dieses Vortrags ist, die wesentlichsten dieser Probleme, soweit sie den normalen Flugzeugzellenbau mit starren Flügeln betreffen, aufzuzeigen, sie zu erläutern und mit den Hauptmaßnahmen zu ihrer Lösung bekanntzumachen.

Hierbei ist zunächst festzustellen, daß sich die Schwingungsuntersuchungen darauf beschränken, durch geeignete Maßnahmen zu erreichen, daß keine Schwingungen auftreten; denn Schwingungen sind am Flugzeug durchaus unerwünscht, sei es aus Gründen der Sicherheit oder auch nur aus Gründen des höheren Reisekomforts.

Trotz dieser an sich negativen Zielsetzung nimmt der Schwingungsingenieur durch seine Maßnahmen zur Vermeidung von Schwingungen doch auch an der Ausbildung des Entwurfs und der Konstruktion eines neuen Flugzeugtyps teil und liefert so einen positiven Beitrag dazu. Dabei gehören die schwingungstechnischen Forderungen sehr häufig zu denen, die unbedingt berücksichtigt werden müssen, damit das Flugzeug die vorgesehenen Leistungen erreichen kann. Die Aufgabe ist dann am besten erfüllt, wenn das Flugzeug mit geringstem Gewichtsaufwand und ohne besondere Einschränkung der Gestaltungsfreiheit des Entwurfsingenieurs schwingungsfrei gemacht werden kann.



## II. Das Flugzeug als Schwingungssystem

### 1. Die Eigenschwingungen der Flugzeugzelle

Daß an einem Flugzeug Schwingungen leicht auftreten können, ist an sich nicht verwunderlich, wenn man seinen Aufbau genauer betrachtet. Schwingungsmäßig gesehen, kann man sich eine Flugzeugzelle als ein System vorstellen, das im allgemeinen aus zwei großen, sich kreuzenden elastischen Balken, dem Rumpf und dem Flügel, besteht, wobei noch kleinere elastische Balken, das Höhenleitwerk und der Triebwerksträger mit der Motormasse angeschlossen sind.

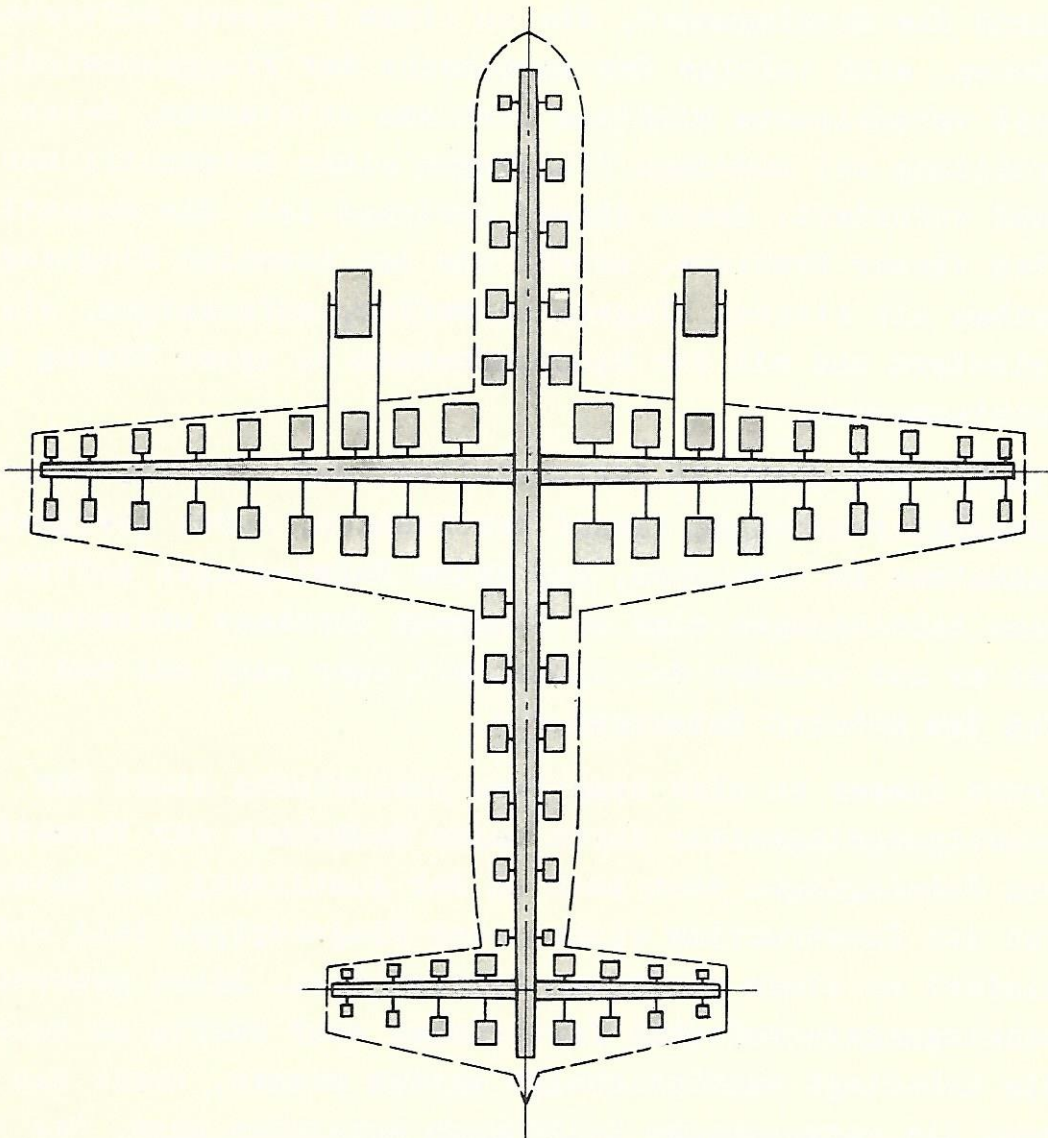


Bild 1: Idealisiertes Schwingungssystem eines Flugzeugs

Jeder Balken ist masselos gedacht und symbolisiert die Steifigkeit, die dem Flügel, dem Rumpf usw. entspricht und zwar jeweils um die drei Hauptachsen für vertikale Biegung, hori-



zontale Biegung und Verdrillung um die Balkenachse.

Auf den Balken sind an Querträgern Massen angebracht, die dem Konstruktionsgewicht mitsamt den Einbauten für den in einzelne Streifen aufgeteilt gedachten Flügel bzw. Rumpf entsprechen. Die Massen sind dabei auf den Querträgern so verteilt, daß ihr Schwerpunkt und ihr Massenträgheitsmoment um die Balkenachse für jeden Querträger den Werten des Flügel- bzw. Rumpfstreifens entsprechen. Jeder Balken kann vertikale und horizontale Biegeschwingungen und auch Drillschwingungen ausführen.

Ein solches System aus ungleichförmigen Balken und zahlreichen Massen hat eine ganze Reihe verschiedener Schwingungsmöglichkeiten mit entsprechend vielen Eigenfrequenzen und zugehörigen Schwingungsformen. Bei kontinuierlicher Massenverteilung wie beim wirklichen Flugzeug gibt es mit allen Oberschwingungen zusammen sogar unendlich viele Eigenfrequenzen, aber praktisch interessieren nur die Grundschwingungen, die ersten Oberschwingungen und in einigen Fällen auch die zweiten Oberschwingungen. Infolge der besonders bei Metallflugzeugen geringen Dämpfung sind diese Schwingungen leicht anzuregen.

## 2. Die Eigenschwingungen der Ein- und Anbauten

### a) Triebwerkeigenschwingungen

Außer den Eigenschwingungen der eigentlichen Flugzeugzelle sind aber noch die Schwingungsmöglichkeiten der Ein- und Anbauten zu beachten. Bei den Anbauten sind vor allem die Triebwerke zu erwähnen, die an einem elastischen Vorbau angebracht sind. Ein Beispiel für die Aufhängung eines Kolbenmotors ist im Bild 2 gezeigt. Das Triebwerk stellt gewissermaßen eine räumliche Masse an einer räumlichen Federung dar. Ein solches System hat allgemein s e c h s F r e i h e i t s g r a d e, nämlich Verschiebung entlang den drei Achsen (Hochachse, Querachse, Längsachse) und drei Verdrehungen um jede dieser drei Achsen. Dementsprechend gibt es also auch s e c h s E i g e n s c h w i n g u n g e n, die natürlich stark miteinander gekoppelt sind, weil die Massenkräfte und Federkräfte nicht an einem Punkt angreifen.



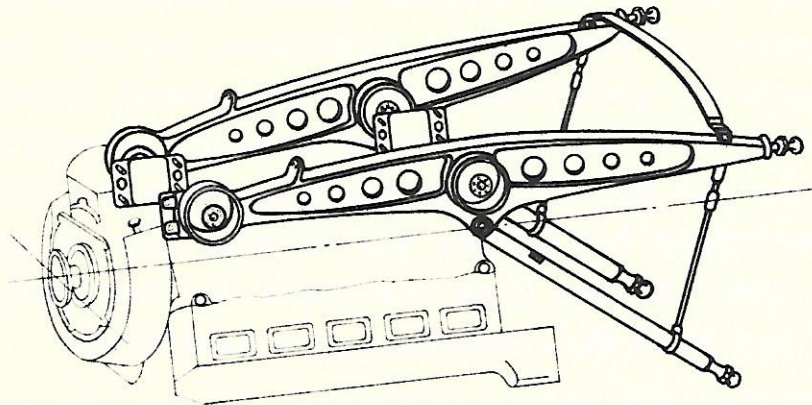


Bild 2: Beispiel einer Triebwerkaufhängung

b) Rudereigenschwingungen

Weitere schwingungsfähige Gebilde stellen die Ruder und Hilfs-  
ruder einschließlich ihrer Steuerung dar.

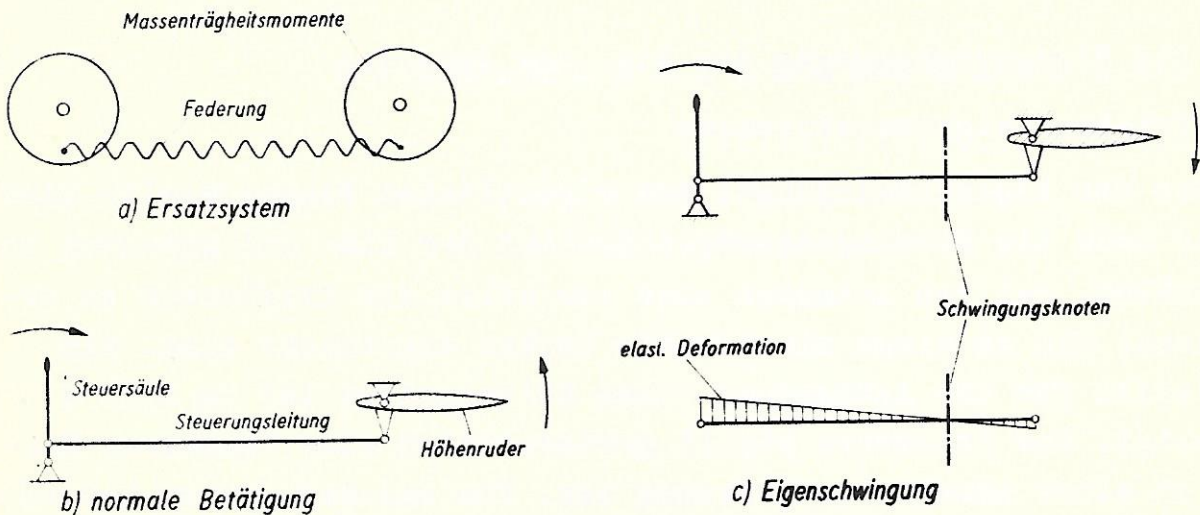


Bild 3: Höhensteuerung

Wie die Prinzipskizze (Bild 3a) zeigt, setzt sich z.B. die Höhensteuerung, schwingungstechnisch gesehen, aus zwei Massenträgheitsmomenten zusammen: dem Höhenruder und der Steuersäule, die beide durch eine Feder, nämlich die lange und daher elastische Steuerungsleitung, verbunden sind. Ein solches System hat eine Eigenfrequenz.



Bei langsamer Betätigung bewegt sich das System rein kinematisch entsprechend den angegebenen Pfeilen (Bild 3b); bei einer irgendwie, z.B. an der Steuersäule erregten Schwingung mit der Frequenz der Eigenschwingung bewegt sich das Höhenruder entgegengesetzt der kinematischen Bewegung unter Deformation der Steuerungsleitung (Bild 3c). Genauso gibt es eine Eigenschwingung des Systems *S e i t e n r u d e r - S t e u e r u n g - P e d a l e*, bei der das Seitenruder gegen die Pedale schwingt.

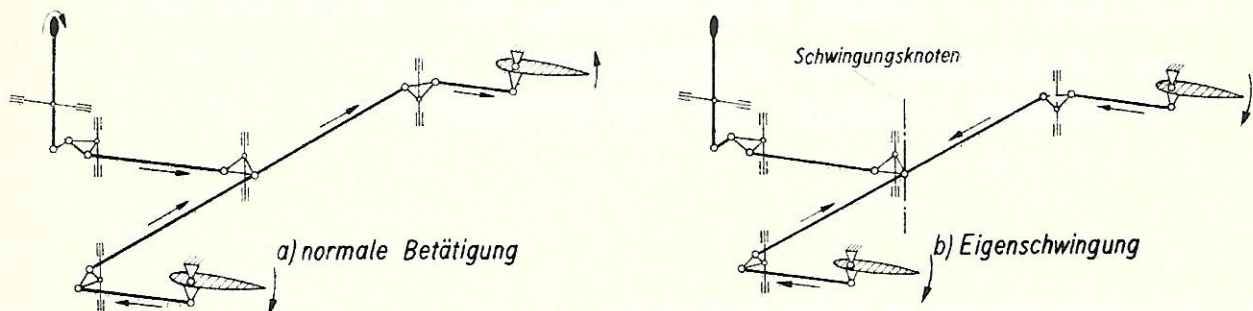


Bild 4: Quersteuerung

In ähnlicher Weise ist auch eine Schwingung des *r e c h t e n Q u e r r u d e r s* gegen das *l i n k e Q u e r r u d e r* möglich, bei der die Federung durch den Steuerungszug zwischen den beiden Querrudern im Flügel gebildet wird. Der Schwingungsknoten liegt hierbei in der Mitte dieses Steuerungszugs (Bild 4). Ebenso kann das *l i n k e H ö h e n r u d e r* gegen das *r e c h t e H ö h e n r u d e r* schwingen, wobei die Verbindung der Ruder als Federung wirkt. Wenn Hilfsruder vorhanden sind, treten auch Eigenschwingungen der Hilfsruder an ihrer Steuerung auf. Außerdem können die Ruder und Hilfsruder selbst *B i e g e s c h w i n g u n g e n* zwischen den einzelnen Ruderlagern und *V e r d r i l s c h w i n g u n g e n* um eine der Drehachse parallele Achse ausführen.

#### c) Eigenschwingungen kleinerer Bauteile

Schließlich sind noch häufig die Schwingungen folgender kleinerer Bauteile wichtig: Steuerstangen, Kühler, Instrumentenbretter, Geräte der Funkausrüstung, Auslegerarme von Rudermassenausgleichen und Hautfelder von Brennstofftanks. Bei manchen dieser Bauteile ist nur *e i n e* ausgeprägte Eigenfrequenz vorhanden, bei anderen jedoch *m e h r e r e*.



### III. Die Erregung

Damit sind in großen Zügen die möglichen Eigenschwingungsformen des Flugzeugs und seiner Einzelteile aufgezählt. Ihre Zahl ist also recht groß, und es ist nur die Frage, ob sie irgendwie so erregt werden können, daß die Schwingungen unangenehm oder womöglich für die Sicherheit des Flugzeugs gefährlich werden. Dazu ist es notwendig, sich über die m ö g l i c h e Erregung klar zu werden.

Grundsätzlich kommen beim Flugzeug zwei Formen der Erregung in Betracht: die Erregung durch T r i e b w e r k e (mechanische Erregung) und die Erregung durch L u f t - k r ä f t e .

#### B Triebwerkerregte Schwingungen =====

##### I. Allgemeine Bemerkungen

Zuerst soll die m e c h a n i s c h e E r r e g u n g betrachtet werden, die im Flug vom T r i e b w e r k ausgeht (triebwerkerregte Schwingung). Sie wird durch nicht ganz ausgeglichene M a s s e n k r ä f t e mit der Frequenz der Kurbelwellendrehzahl hervorgerufen, ferner durch G a s k r ä f t e , bei deren Frequenz Zylinderzahl, Drehzahl und Vielfache der Drehzahl eine Rolle spielen, und schließlich auch durch die L u f t s c h r a u b e mit der Frequenz der Luftschraubendrehzahl, die häufig wegen des zwischen Kurbelwelle und Luftschraube geschalteten Untersetzungsgetriebes niedriger ist als die Kurbelwellendrehzahl.

Von diesen verschiedenen Erregerfrequenzen erfordern im allgemeinen im Zellenbau nur diejenigen Aufmerksamkeit, die mit der Drehzahl des Motors oder der Luftschraube erfolgen. Die Erregung mit höheren Frequenzen ist gewöhnlich zu schwach, um als störend empfunden zu werden.

Bei der Untersuchung der Schwingungen mit diesen Drehzahlen kann man sich ferner auf die Drehzahlbereiche beschränken, die im Betrieb längere Zeit hindurch auftreten, also



die Bereiche der R e i s e d r e h z a h l e n , der S t a r t d r e h z a h l e n usw.; denn die anderen im Betrieb vorkommenden Drehzahlen werden in so kurzer Zeit durchfahren, daß die Störungen von etwa durch sie erregten Schwingungen hingenommen werden können und auch nicht zu Brüchen Anlaß geben können. Infolge der guten Auswuchtung von Motor und Luftschraube ist die Erregung außerdem verhältnismäßig schwach, so daß selbst bei den Hauptbetriebsdrehzahlen nachteilige Wirkungen normalerweise nur dann beobachtet werden, wenn eine der Eigenfrequenzen des Flugzeugs oder eines Bauteils mit der Triebwerksdrehzahl, also der Erregerfrequenz, fast genau übereinstimmt, d.h., wenn der Fall der R e s o n a n z vorliegt.

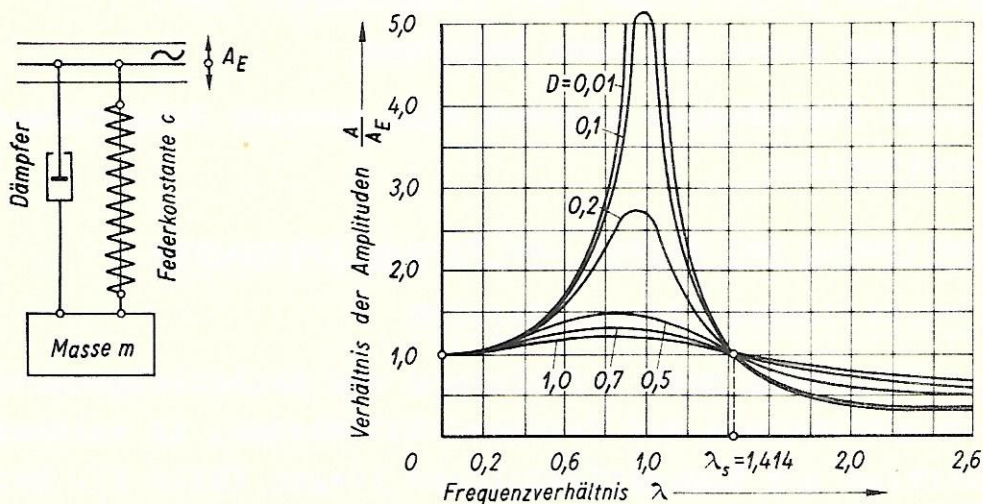


Bild 5: Amplituden als Funktion der Erregerfrequenz für ein System mit e i n e m Freiheitsgrad

$A$  Amplitude der Schwingungsmassen

$A_E$  Amplitude der Erregung  $A_E \cos \omega_E t$

Eigenfrequenz (ohne Dämpfung)  $\omega = \sqrt{\frac{c}{m}}$

Frequenzverhältnis =  $\frac{\text{Erregerfrequenz}}{\text{Eigenfrequenz}}$

$$\lambda = \frac{\omega_E}{\omega}$$

Wie ungünstig der Fall der Resonanz ist, erkennt man aus dem bekannten Diagramm "Amplituden als Funktion der Erregerfrequenz" für ein einfaches Schwingungssystem, das aus einer Masse und einer Feder besteht und mit konstanter



Amplitude an seiner Aufhängung erregt wird (Bild 5). Die Kurven gelten für verschiedene Dämpfungen  $D$ . Man erkennt die ausgeprägte Amplitudenspitze, die auftritt, wenn die Erregerfrequenz etwa gleich der Eigenfrequenz des Systems ist und wenn gleichzeitig die Dämpfung gering ist.

## II. Maßnahmen zur Verminderung von triebwerkerregten Schwingungen

Zur Erzielung einer möglichst *v i b r a t i o n s f r e i e n* Konstruktion müssen demnach folgende Forderungen erhoben werden:

1. Vermeidung von Frequenznachbarschaften zwischen den Eigenfrequenzen der einzelnen Bauteile und der Erregerfrequenz,
2. Verminderung der erregenden Kraft, da die resultierende Amplitude proportional der Erregerkraft ist,
3. Schaffung einer gewissen Dämpfung.

Aus diesen Forderungen ergeben sich gewisse Folgerungen für die Konstruktion.

### 1. Verstimmung der Eigen- und Erregerfrequenzen

#### a) Zu vermeidender Frequenzbereich

Bei der Forderung nach Verstimmung von Bauteileigenfrequenz und Erregerfrequenz muß festgestellt werden, in welchem Frequenzbereich die Erregerfrequenzen liegen (Bild 6). Bei einem Kolbenmotor liegen z.B. die wichtigsten Drehzahlen zwischen  $2\,400$  und  $1\,700\text{ min}^{-1}$ . Diese Drehzahlen sind auf der oberen Drehzahlachse aufgetragen. Außerdem wird, wie bei stärkeren Triebwerken üblich, zwischen Motor und Luftschraube ein Untersetzungsgetriebe mit einem Verhältnis von  $1 : 0,6$  angenommen. Dementsprechend ergeben sich niedrigere Luftschraubendrehzahlen, die ebenfalls auf derselben Achse aufgetragen sind.

Um auf jeden Fall das Auftreten von Resonanz zu vermeiden, müssen die Eigenfrequenzen der Bauteile um einen Sicherheitsbetrag von 10 Prozent von der Hauptbetriebsdrehzahl abweichen. Die sich daraus ergebenden zu vermeidenden Bereiche für die Eigenfrequenz der Bauteile sind auf der unteren Achse aufgetragen. Man sieht, daß sich die einzelnen Berei-



che überschneiden und daß ein größerer Frequenzbereich vorhanden ist, in dem die Bauteileigenfrequenzen nicht liegen dürfen. Die Gefahr von Dauerbrüchen ist allerdings nur bei Resonanz mit der am meisten benutzten Sparreise-drehzahl vorhanden. Eine solche Resonanz ist also unbedingt zu vermeiden. Der entsprechende Bereich ist besonders gekennzeichnet. Resonanzen mit den anderen Betriebsdrehzahlen können eventuell dann zugelassen werden, wenn keine besonderen Ansprüche an die Vibrationsfreiheit des Flugzeugs gestellt werden.

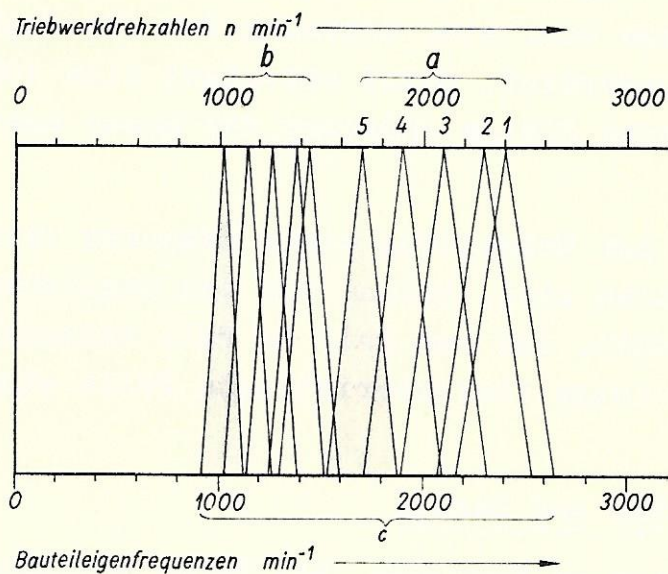


Bild 6: Zusammenhang zwischen Triebwerkdrehzahlen und Bauteileigenfrequenzen

$$\text{Übersetzungsverhältnis} = \frac{n_{\text{Luftschr.}}}{n_{\text{Motor}}} = 0,6$$

Nr.	Leistung	$n_{\text{Motor}}$ $\text{min}^{-1}$
1	Start-Leistung	2400
2	Kurz-Leistung	2300
3	Dauer-Leistung	2100
4	Reise-Leistung	1900
5	Sparreise-Leistung	1700

a) Motordrehzahl

b) Luftschraubendrehzahl

c) Zu vermeidender Bereich für Eigenfrequenzen

von Bauteilen ( $0,9$  bis  $1,10 \times n_{\text{Motor}}$  bzw.  $n_{\text{Luftschr.}}$ )



b) Möglichkeiten zur Vermeidung der Resonanz

Eine in dem zu vermeidenden Bereich liegende Bauteileigenfrequenz kann sowohl durch Erhöhung als auch durch Erniedrigung aus dem Bereich gebracht werden, wobei eine Erniedrigung grundsätzlich besser ist.

Eine Erniedrigung der Eigenfrequenz läßt sich entweder durch V e r g r ö ß e r u n g der s c h w i n g e n d e n M a s s e des Bauteils oder durch e l a s t i s c h e A u s - b i l d u n g seiner B e f e s t i g u n g erreichen. Umgekehrt ist zur Erhöhung der Eigenfrequenz eine Verminderung der schwingenden Masse oder eine Erhöhung der Steifigkeit seiner Befestigung erforderlich. Dabei erfordert eine 10%ige Frequenzänderung eine rund 20%ige Änderung der Masse oder der Steifigkeit.

Man sieht also, daß zur Vermeidung einer Resonanz verschiedene Möglichkeiten vorhanden sind. Welche von den Möglichkeiten man zweckmäßigerweise wählt, ist von Fall zu Fall verschieden. Deshalb soll kurz auf einige charakteristische Fälle eingegangen werden.

α) Instrumentenbretter und Geräte

Zu den Einzelbauteilen am Flugzeug, bei denen möglichst im ganzen Hauptdrehzahlbereich keine Schwingungen auftreten sollen, gehören die Geräte- und Instrumentenbretter, weil sonst ihre genaue Funktion und ihre gute Ablesbarkeit leiden. Deshalb müssen ihre durch die Befestigung verursachten Eigenfrequenzen zweckmäßigerweise sämtlich unter dem Hauptdrehzahlbereich liegen. Dazu wurden für verschiedene Gerätegewichte und Elastizitäten genormte Federelemente, meist mit Gummifederung, entwickelt.

β) Sonstige Teile

Bei einer weiteren Gruppe von Bauteilen kann das Auftreten gewisser Schwingungsamplituden gestattet werden, solange nur nicht die D a u e r f e s t i g k e i t ihrer Befestigung überschritten wird. Bei ihnen genügt es, die Resonanz mit der Reisedrehzahl zu vermeiden. Solche Bauteile sind z.B. die Kühler für die Triebwerke, ferner eine Reihe von Bauteilen, die im we-



sentlichen nur eine ausgeprägte Biegeeigenschwingung aufweisen - wie die Steuerstangen zur Betätigung der Ruder, die Ruder selbst, die Massenausgleiche von Rudern, sofern sie an langen Hebeln angeordnet sind, Antennenmaste und Hautfelder, besonders bei Brennstofftanks. Ein Bruch dieser Teile würde die Sicherheit des Flugzeugs nennenswert gefährden und muß deshalb unbedingt vermieden werden. Eine etwa notwendige Verschiebung der Eigenfrequenz läßt sich bei diesen Teilen am besten durch eine Änderung ihrer Länge erreichen.

## 2. Verminderung der erregenden Kraft

### a) Grundsätzliche Möglichkeiten

Das wichtigste Bauteil, dessen Eigenfrequenz untersucht werden muß, ist das T r i e b w e r k ; denn erstens ist es ein Schwingungssystem mit sechs Eigenschwingungen, so daß die Gefahr der Übereinstimmung einer dieser Frequenzen mit einer der Hauptbetriebsdrehzahlen besonders groß ist, und zweitens stellt das Triebwerk das Bauteil dar, von dem die Erregung ausgeht. Aus diesem Grund muß nicht nur das Auftreten von Resonanz vermieden werden, sondern es müssen auch die Kräfte möglichst klein sein, die bei einer Schwingung des Motors in den Angriffspunkten der Feder und des Dämpfers am Flügel entstehen, denn diese Kräfte versetzen das ganze Flugzeug mit allen anderen einzelnen Bauteilen in Schwingungen (Bild 7).

Das neben das System gezeichnete Diagramm zeigt, wie die Verhältnisse dafür grundsätzlich liegen. Hier ist der sogenannte I s o l i e r u n g s g r a d - das ist das Verhältnis der vom Motor auf den Flügel übertragenen Kräfte zu der Erregerkraft infolge z.B. unausgeglichener Massen am Motor selbst (Störungskraft) - über dem Frequenzverhältnis  $\lambda$  aufgetragen, das wieder dem Verhältnis von Erregerfrequenz zur Eigenfrequenz des Systems Triebwerk/elastische Aufhängung entspricht. Die verschiedenen Kurven gelten für verschiedene Grade der Dämpfung  $D$ . Aus dem Diagramm geht hervor, daß zur Erzielung einer geringen Erregung des Flugzeugs unbedingt die Resonanz vermieden werden muß. Weiter wird deutlich, daß die auf das Flugzeug übertragene Kraft nur dann kleiner als die erregende Massen-



kraft ist ( $\varepsilon < 1$ ), wenn  $\lambda$  größer als 1,4 wird. Die Eigenfrequenz der Aufhängung muß also dazu weniger als 70 Prozent der Erregerfrequenz betragen.

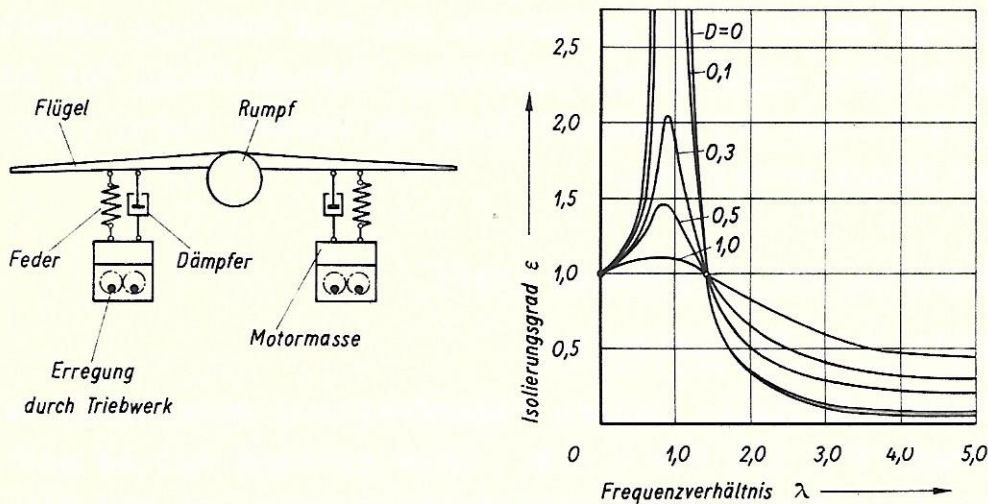


Bild 7: Isolierung der Flugzeugzelle von den Triebwerkschwingungen

$$\text{Isolierungsgrad } \varepsilon = \frac{\text{übertragene Kraft}}{\text{Störungskraft}}$$

Im übrigen kann natürlich die übertragene Kraft bei gleichem Isolierungsgrad durch Erniedrigung der Störungskraft gesenkt werden.

#### b) Elastische Triebwerkaufhängung

Eine Änderung der Eigenfrequenz des Triebwerks durch Änderung der schwingenden Masse, also der Masse des Triebwerks, scheidet offenbar aus, weil die erforderliche Zusatzmasse viel zu groß wäre. Es kommt daher nur eine Änderung der *S t e i f i g k e i t* der *A u f h ä n g u n g* in Frage. Die Aufhängung besteht beim Flugzeug im allgemeinen aus einem räumlichen Gerüst, dem sogenannten *M o t o r v o r b a u*, an dem der Motor befestigt ist. Im Bild 8a ist die Aufhängung eines Sternmotors und im Bild 8b die Aufhängung eines 12-Zylinder-Reihenmotors mit in V-Form hängenden Zylindern zu sehen.

Die Steifigkeit der Aufhängung läßt sich durch Änderung der räumlichen Lage der Streben zueinander verändern, ferner durch Änderung der Steifigkeit der Streben selbst, und - soweit das



festigkeitsmäßig möglich ist - schließlich als wichtigste Maßnahme durch Einbau von Federn in die Streben. Die Federung muß natürlich auch eine gewisse Dämpfung besitzen, weil beim Anlassen und Hochfahren des Triebwerks für kurze Augenblicke Resonanz auftritt.

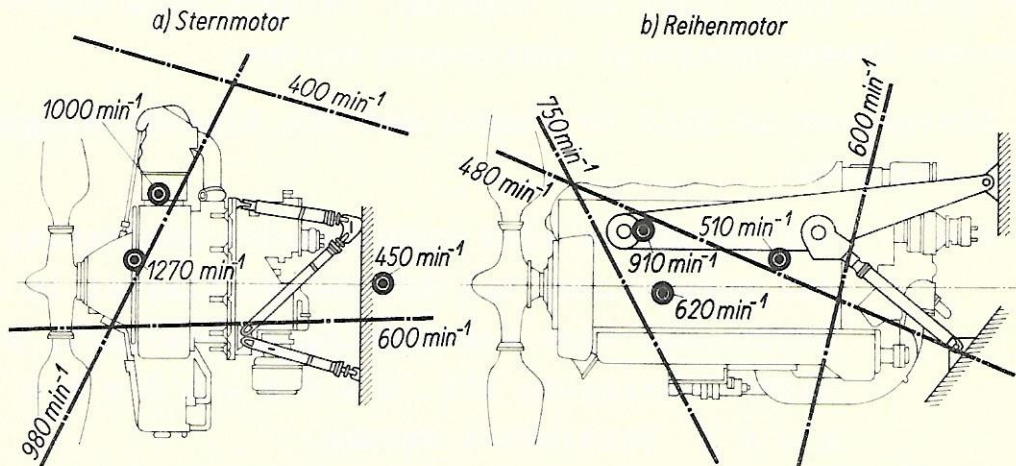


Bild 8: Triebwerkeigenschwingungen und Eigenfrequenzen

Als geeignete Federn mit einer gewissen Dämpfung erwiesen sich Gummifedern und Stahltellerfedern. Die verschiedenen Möglichkeiten der Aufhängung zeigen die Beispiele im Bild 8. Das Rohrgerüst in Bild 8a wird nur auf Zug und Druck beansprucht, während bei dem Gerüst in Bild 8b der Motor an einem auf Biegung beanspruchten Träger aufgehängt wurde, der von sich aus wegen der anderen Beanspruchung wesentlich elastischer ist. Im Bild 8a sind Stahltellerfedern in den Streben eingebaut, während im Bild 8b an den Befestigungsstellen des Motors am Biegebalken Gummifedern angeordnet wurden. Die Knotenlinien der Eigenschwingungen der Triebwerke an dieser Aufhängung, wie sie durch einen Versuch ermittelt wurden, sind in Bild 8 - unter gleichzeitiger Angabe der Eigenschwingungszahl - eingetragen. Jede Knotenlinie entspricht der Achse, um die das Triebwerk bei einer der Eigenschwingungen schwingt. An der Stelle der Knotenlinie hat das Triebwerk also keine Verschiebeamplitude.

Da die am Schwerpunkt des Triebwerks angreifenden Massenkräfte außer einer Verschiebung des Triebwerks gleichzeitig auch eine Drehung hervorrufen, weil die Resultierende der Rückstellkräfte



der Aufhängung nicht durch den Schwerpunkt des Triebwerks geht, so sind - wie bereits erwähnt - die Translationsschwingungen und die Drehschwingungen miteinander gekoppelt. Sämtliche Eigenschwingungen weisen also einen Translations- und einen Drehannteil auf. Eine Zuordnung der Eigenschwingungen zu den sechs Freiheitsgraden kann daher nur ungefähr entsprechend dem vorherrschenden Bewegungsanteil angenommen werden.

Bei dem Sternmotor im Bild 8a könnte man die Eigenschwingungen wie folgt zuordnen:

Bei  $400 \text{ min}^{-1}$ : Schwingung um eine hochliegende Längsachse. Da der Schwerpunkt des Triebwerks hierbei im wesentlichen eine Querschwingung ausführt, kann diese Schwingung mit *Q u e r s c h w i n g u n g* bezeichnet werden.

Bei  $450 \text{ min}^{-1}$ : Schwingung um eine Querachse hinten, entsprechend der Schwerpunktsbewegung *V e r t i k a l s c h w i n g u n g* genannt.

Bei  $1000 \text{ min}^{-1}$ : Schwingung um hochliegende Querachse in der Mitte, die man mit *L ä n g s s c h w i n g u n g* bezeichnen kann.

Bei  $600 \text{ min}^{-1}$ : Schwingung u m L ä n g s a c h s e .

Bei  $980 \text{ min}^{-1}$ : Schwingung u m H o c h a c h s e .

Bei  $1270 \text{ min}^{-1}$ : Schwingung u m Q u e r a c h s e .

Die Eigenschwingungen des Reihenmotors im Bild 8b können folgendermaßen zugeordnet werden:

Bei  $510 \text{ min}^{-1}$ : Schwingung um Querachse, die der *V e r t i k a l s c h w i n g u n g* entspricht.

Bei  $600 \text{ min}^{-1}$ : Schwingung um Hochachse, entsprechend etwa der *Q u e r s c h w i n g u n g* .

Bei  $910 \text{ min}^{-1}$ : Schwingung um hochliegende Querachse, die die *L ä n g s s c h w i n g u n g* darstellt.

Bei  $480 \text{ min}^{-1}$ : Schwingung u m L ä n g s a c h s e .

Bei  $620 \text{ min}^{-1}$ : Schwingung u m Q u e r a c h s e .

Bei  $750 \text{ min}^{-1}$ : Schwingung u m H o c h a c h s e .

In beiden Fällen liegt also die höchste Eigenfrequenz mit 1270 bzw. 910 Schwingungen je Minute nennenswert unter der niedrig-



sten Hauptbetriebsdrehzahl von Motor oder Propeller, die für das linke Triebwerk etwa  $1800 \text{ min}^{-1}$  und für das rechte Triebwerk mit Untersetzungsgetriebe etwa  $1100 \text{ min}^{-1}$  beträgt. Beide Triebwerke sind also, wie man sagt, vollelastisch aufgehängt. Beim Reihenmotor ist hervorzuheben, daß die niedrigste Frequenz um 20 Prozent höher liegt. Dadurch ist für den Leerlauf des Triebwerks ein größerer, von Eigenfrequenzen freier Bereich vorhanden. Außerdem ist diese Ausführung mit den Gummifederelementen günstiger, weil hier keine metallische Verbindung zwischen Triebwerk und Zelle besteht und dadurch die Übertragung des Körperschalls vom Triebwerk auf die Zelle behindert wird.

#### c) Auswuchten .....

Neben der elastischen Lagerung ist es selbstverständlich, daß man die erregenden Kräfte im Triebwerk selbst möglichst klein hält, sei es durch g u t e s A u s w u c h t e n oder durch Übergang zu Motoren mit g r o ß e r Z y l i n d e r z a h l oder durch Verwendung von M e t a l l - L u f t s c h r a u b e n. Holzluftschrauben geben leicht zu Schwierigkeiten Anlaß, da sie dazu neigen, sich im Lauf der Zeit etwas zu verändern und damit den Auswuchtzustand zu verschlechtern.

### 3. Dämpfung

Als dritte Maßnahme zur Verminderung der Schwingungsamplituden war die Schaffung einer Dämpfung genannt worden. Wie bereits erwähnt, werden aus diesem Grund vielfach Gummielemente verwendet. Es gibt aber auch Fälle, in denen man es für billiger und zweckmäßiger fand, zur Unterdrückung einer gefährlichen Resonanzschwingung einfach einen starken Dämpfer anzubauen. Das bereits gezeigte Diagramm (Bild 7) ließ erkennen, daß das Vorhandensein einer starken Dämpfung sogar im Resonanzfall genügt, um eine hinreichende Verminderung der Schwingungen zu erzielen, ohne die Abfederung des Systems ändern zu müssen. Allerdings läßt sich diese Methode nur in bestimmten Fällen anwenden.



## C Aerodynamisch erregte Schwingungen =====

### I. Schwingungen infolge von Böen

Bei allen bisher besprochenen Schwingungen gingen die erregenden Kräfte vom Triebwerk aus, wobei vor allem an Kolben-triebwerke mit Luftschrauben gedacht war, bei denen das Auftreten von Resonanzerscheinungen viel mehr zu befürchten ist als bei den Turbinentriebwerken mit ihrer weit höheren Drehzahl. Solche Schwingungen beobachtet man vorwiegend an einzelnen Bauteilen des Flugzeugs, deren Dämpfung gering ist, so daß besonders im Fall der Resonanz große Amplituden dieser Bauteile möglich sind.

Über Schwingungen des T r a g w e r k s oder L e i t w e r k s infolge der Erregung durch die Triebwerke wurde bisher nicht gesprochen, weil sie nämlich kaum zu Schwierigkeiten Anlaß geben. Das hat seinen Grund darin, daß an diesen Flächen außer der Werkstoffdämpfung schon im Stand auch eine Luftdämpfung durch die bei einer Schwingung hin- und herzubewegenden Luftmassen auftritt. Infolgedessen sind die Ausschläge selbst im Resonanzfall nicht allzu groß. Im Flug wird sogar die Dämpfung einer solchen Schwingung, sei es eine vertikale Biegeschwingung oder eine Drehschwingung, durch die bei der Schwingung entstehenden zusätzlichen Luftkräfte noch stärker, so daß auf gar keinen Fall große Amplituden zu erwarten sind.

Bei den durch Luftkräfte erregten Schwingungen ist zunächst an eine E r r e g u n g durch B ö e n und durch die Turbulenz in der Luft zu denken. In beiden Fällen wird der Flügel mit einer anderen Geschwindigkeit und unter einem anderen Anstellwinkel angeblasen und erfährt dadurch eine Änderung des Auftriebs, was eine elastische Verformung des Flügels nach sich zieht. Anschließend wird der Flügel bei plötzlichem Verschwinden der Bö unter dem Einfluß seiner Steifigkeit wieder zurückfedern, also eine B i e g e s c h w i n g u n g oder eine D r i l l s c h w i n g u n g , ausführen. Wie bereits gesagt, werden aber solche Schwingungen im Flug durch die Luftkräfte stark gedämpft, so daß sie schnell abklingen.



Die durch die T u r b u l e n z verursachten Schwingungen rufen normalerweise nur kleine Amplituden hervor, da es sich um schnelle und unregelmäßig aufeinander folgende Stöße handelt. Deshalb ist auch keine besondere Untersuchung dieser Erscheinung erforderlich.

Bei großräumiger Turbulenz, die zu einzelnen starken Böen führt, muß dagegen natürlich die Frage der Festigkeit bzw. Zeitfestigkeit geprüft werden, da der erste Ausschlag des Flügels beim Eintritt in die Bö sehr groß sein kann. Die Größe dieses ersten Ausschlags kann vermindert werden, indem man schwere Massen - wie z.B. Triebwerke - vor der Flügelnase anordnet. Bei plötzlicher Auftriebserhöhung durch eine Bö werden nämlich die bei der resultierenden Flügelbewegung entstehenden Massenkräfte eine negative Anstellung des Flügels bewirken und damit zu einer Verminderung der Auftriebskräfte führen.

Bei Großflugzeugen mit niedrigen Eigenfrequenzen des Flügels und hoher Geschwindigkeit kann es eventuell in seltenen Fällen vorkommen, daß zwei oder drei Einzelböen in entsprechendem Abstand voneinander am fliegenden Flugzeug im Takt einer dieser Eigenfrequenzen aufeinander folgen. Hierdurch tritt ein resonanzähnlicher Effekt auf, so daß sich zwei oder drei Schwingungen von beträchtlichem Ausschlag ergeben. Auch diese Schwingungen klingen dann natürlich wieder schnell ab.

## II. Flattern

Mit einer a n d e r e n Art von Schwingungen, die ebenfalls durch Luftkräfte erregt wird, muß man sich bei jedem neuen Flugzeugmuster beschäftigen. Es handelt sich um die sogenannten F l a t t e r s c h w i n g u n g e n , die zu der Klasse der selbsterregten, angefachten Schwingungen zählen.

### 1. Allgemeine Erläuterungen

#### a) Erklärung der selbsterregten, angefachten Schwingungen

Um das Wesen einer solchen Schwingung zu klären, sei zunächst an ein normales Schwingungssystem aus M a s s e , F e d e r und D ä m p f e r erinnert, dessen Masse man



aus seiner Gleichgewichtslage auslenkt und dann sich selbst überläßt. Die Masse wird daraufhin eine sogenannte *f r e i e g e d ä m p f t e S c h w i n g u n g* mit der Eigenfrequenz des Systems ausführen, d.h., die Schwingungsausschläge werden infolge der Dämpfung dauernd kleiner (Bild 9a).

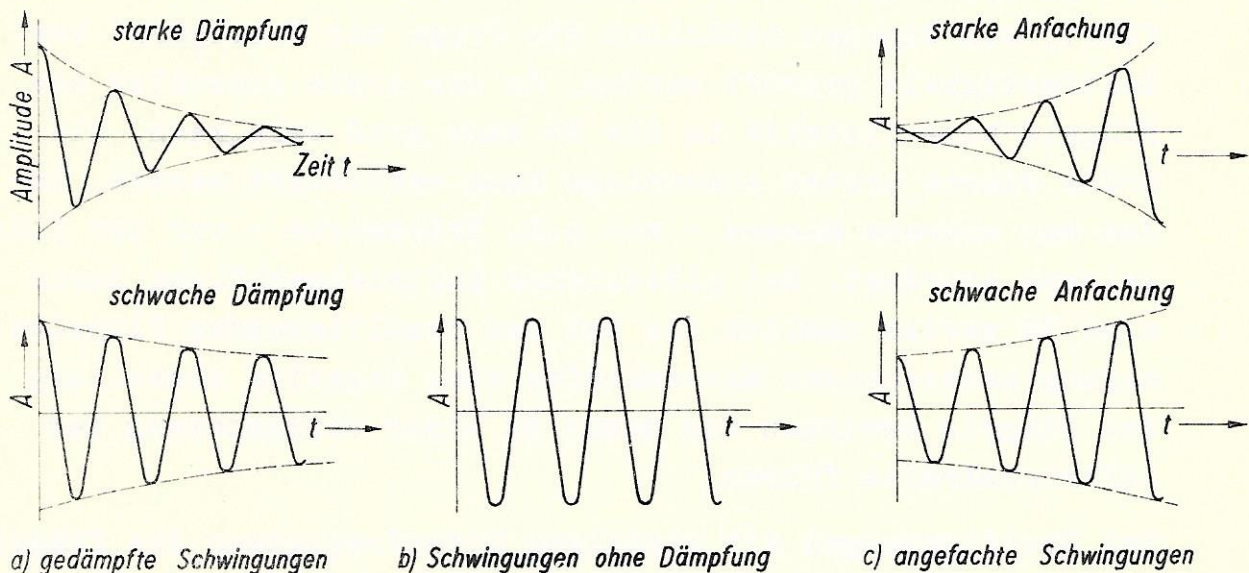


Bild 9: Gedämpfte und angefachte Schwingungen

Bei starker Dämpfung klingen die Schwingungen rasch ab, bei schwacher Dämpfung langsamer. Bei der Dämpfung null würden die Schwingungen mit konstanter Amplitude weitergehen (Bild 9b). Da es praktisch kein System ohne Dämpfung gibt, tritt dieser Fall der konstanten Amplitude nur bei einem System auf, das von außen ständig erregt wird. Der Schwingungsausschlag entspricht dann dem Gleichgewicht zwischen zugeführter Energie und der Verlustenergie durch die Dämpfung.

Theoretisch kann man sich nun statt der Dämpfung auch eine *n e g a t i v e* Dämpfung, eine *A n f a c h u n g* (Bild 9c) vorstellen, d.h., eine Vorrichtung, die, statt wie ein Dämpfer bei jeder Schwingung Energie *a u s* dem System *h e r a u s* - zunehmen, Energie *h i n e i n* pumpt. Die Ausschläge der Schwingungen werden dann *s t ä n d i g a n s t e i g e n*, und zwar entsprechend der Menge der je Schwingung zugeführten Energie langsamer oder schneller. Man spricht in diesem Fall von *a n g e f a c h t e n S c h w i n g u n g e n*.



Ein Beispiel für solche angefachten Schwingungen ist die Kinderschaukel. Durch geschickte Schwerpunktverlagerung erreicht das Kind, daß der Schaukel bei jeder Schwingung mehr Energie zugeführt als durch Reibung und Luftdämpfung vernichtet wird. Die Schaukelausschläge werden dadurch bei jeder Schwingung größer; sie werden, wie man sagt, aufgeschaukelt. Daß die Energiezufuhr bzw. der Antrieb der Schaukel gerade immer im richtigen Augenblick in Richtung der Bewegung der Schaukel erfolgt, hängt von der Geschicklichkeit des Kindes ab, also von äußeren Faktoren.

Es läßt sich jedoch auch vorstellen, daß ein System durch geeignete Maßnahmen die Energiezufuhr durch seine Schwingungen selbst steuert, wie z.B. bei einer Uhr die Federkraft durch die hin- und herschwingende Unruhe gerade immer so gesteuert wird, daß sie die Bewegung der Unruhe unterstützt, also Energie in das System hineinpumpt. Auch der Wagnersche Hammer einer elektrischen Klingel ist ein Beispiel für eine selbsterregte Schwingung. Bei diesen beiden Systemen, Uhr und Klingel, ist allerdings die Schwingungsamplitude begrenzt, so daß eine Anfachung im Sinne einer ständigen Amplitudenvergrößerung nicht möglich ist.

Ein Flugzeugflügel oder eine Leitwerkfläche kann im Fluge ebenfalls unter gewissen Voraussetzungen selbsterregte Schwingungen ausführen, und zwar dadurch, daß durch die Schwingungsbewegung solche Luftkräfte entstehen, die die gerade vorhandene Schwingungsbewegung unterstützen. Der Antrieb durch die Luftkräfte kann dabei viel größer als die geringe Werkstoffdämpfung des Flügels sein, so daß also angefachte, selbsterregte Schwingungen entstehen. Die Voraussetzung für das Entstehen solcher Schwingungen ist natürlich eine erstmalige kleine Auslenkung des Flügels, die eine Anfangsschwingung zur Folge hat. Wegen der Turbulenz der Luft sind stets solche kleinen Anfangsstörungen vorhanden. Aber das Auftreten solcher Schwingungen ist, wie schon gesagt, an gewisse Voraussetzungen gebunden.



b) Erklärung der kritischen Geschwindigkeit

Eine wesentliche Voraussetzung für das Entstehen von angefachten, selbsterregten Schwingungen ist das Zusammenwirken von zwei verschiedenen Eigenschwingungen, einer B i e g e s c h w i n g u n g und einer D r e h s c h w i n g u n g .

Trägt man die Dämpfung einer dieser Schwingungen über der Fluggeschwindigkeit auf (Bild 10), so ist bei der Geschwindigkeit null bereits eine Dämpfung vorhanden, die der W e r k s t o f f d ä m p f u n g des Flügels und der L u f t d ä m p f u n g infolge der Verdrängung der umgebenden Luft entspricht. Mit steigender Fluggeschwindigkeit bleibt die Werkstoffdämpfung unverändert, während die Dämpfung durch die Luft größer wird.

Jede einzelne Schwingung des Flügels für sich, sei es die Biegeschwingung oder die Drillschwingung, wird durch die dabei entstehenden Luftkräfte in ihrer Bewegung gehindert, also gedämpft. Mit Steigerung der Geschwindigkeit wachsen diese Kräfte an und bewirken eine Deformation des Flügels derart, daß bei anfänglicher Biegeschwingung eine zusätzliche Verdrillschwingung hervorgerufen wird und umgekehrt.

Bei einer solchen zusammengesetzten Biege- und Verdrehschwingung können auch anfachende Luftkräfte auftreten, und zwar umso mehr, je mehr die Phase zwischen dem Biegeschwingsungsanteil und dem Drehschwingsungsanteil nach  $90^{\circ}$  hinwandern kann. Wenn bestimmte Voraussetzungen erfüllt sind, wird das geschehen, und zwar aus folgenden Gründen:

1. Die anfachenden Luftkräfte steigen mit dem Quadrat der Geschwindigkeit an, also schneller als die dämpfenden Luftkräfte, die nur proportional der Geschwindigkeit anwachsen.
2. Die Eigenfrequenzen der Drillschwingungen verändern sich durch die entstehenden Luftkräfte. Hierdurch können sie sich den Eigenfrequenzen der Biegeschwingungen annähern, und dann genügen natürlich kleinere Kräfte zur Erzielung einer Phasenverschiebung.

Bei der Steigerung der Geschwindigkeit wird sich daher für die Resultierende aus dämpfenden und anfachenden Luftkräften das gezeigte Bild ergeben: zuerst nimmt die Dämpfung schnell zu, dann wird sie infolge des rascheren Anwachsens des anfachenden



Anteils der Luftkräfte langsamer zunehmen, wird sogar wieder kleiner werden, und bei einer gewissen Geschwindigkeit, die man die *k r i t i s c h e* Geschwindigkeit des Flatterns nennt, wird die Gesamtdämpfung gerade gleich null sein. Fliegt man mit dieser Geschwindigkeit, so wird eine einmal angestoßene Schwingung mit konstanter Amplitude weitergehen. Bei jeder höheren Geschwindigkeit ist aus der positiven Dämpfung eine negative Dämpfung, also eine Anfachung geworden, und eine einmal angestoßene Schwingung wird durch die im Luftstrom enthaltene Energie angefacht und erreicht schnell Ausschläge, die zum Bruch des Flügels oder Leitwerks und damit meist zum Absturz des Flugzeugs führen.

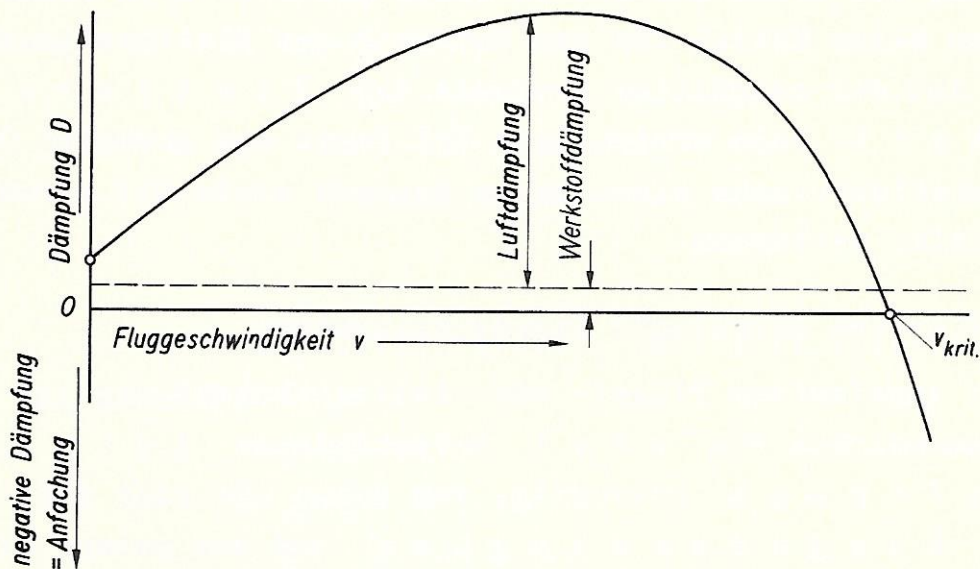


Bild 10: Erläuterung des Begriffs der kritischen Geschwindigkeit des Flatterns am Verlauf der Dämpfungskurve

Es handelt sich um eine äußerst gefährliche Form von Schwingungen, deren Auftreten unter allen Umständen vermieden werden muß, weil der Vorgang des Aufschaukelns der Schwingungsamplitude bis zum Bruch nach unbewußtem Überschreiten der kritischen Geschwindigkeit innerhalb von ein bis zwei Sekunden oder noch schneller erfolgen kann. Man muß also zu erreichen versuchen, daß die kritische Geschwindigkeit *o b e r h a l b* der je vorkommenden Höchstgeschwindigkeit des Flugzeugs liegt. Die Höhe der kritischen Geschwindigkeit, von der ab solche angefachten, selbsterregten Schwingungen, kurz *F l a t t e r s c h w i n g u n g e n* genannt, auftreten können, ist von den zahlreichen Baugrößen



eines Flugzeugs abhängig und demnach für Flugzeuge eines bestimmten Musters etwa gleichgroß.

Wenn man den Nachweis führen kann, daß die kritische Geschwindigkeit eines bestimmten neuen Flugzeugmusters um einen gewissen Sicherheitsabstand oberhalb seiner Höchstgeschwindigkeit liegt, so ist bei allen Flugzeugen des gleichen Musters nicht mit dem Auftreten von Flatterschwingungen zu rechnen. Dieser Nachweis ist jedoch häufig nicht ganz einfach, denn Rechnungen hierfür sind umfangreich und ungenau und Versuche sehr kostspielig. Da jedoch durch einen Flutterfall sowohl Mensch als Maschine aufs äußerste gefährdet sind und auch der rechtzeitige Abschluß der Entwicklung des neuen Musters in Frage gestellt sein kann, scheut man keine Mittel für den Nachweis der Flattersicherheit. Trotzdem ist der endgültige Nachweis der *F l a t t e r s i - c h e r h e i t* beim erstmaligen Erfliegen des gesamten Geschwindigkeitsbereichs eines neuen Musters stets mit einem gewissen Risiko verbunden.

#### c) Beim Flattern beteiligte Eigenschwingungen

Bei einer angefachten Flügel- oder Leitwerkschwingung ist also das Zusammenwirken von *z w e i* verschiedenen *S c h w i n - g u n g s f o r m e n* notwendig, von denen die eine eine vorwiegende *B i e g e s c h w i n g u n g* und die andere eine vorwiegende *D r i l l s c h w i n g u n g* darstellt. Es erhebt sich die Frage, wie viele solcher Kombinationen möglich sind. Dazu muß erst festgestellt werden, welche Eigenschwingungen in Frage kommen.

Die wichtigsten Eigenschwingungen für Flügel sind auf Bild 11 in vereinfachter Form dargestellt. Man sieht auf der linken Seite die sogenannten symmetrischen Formen und auf der rechten Seite die antisymmetrischen Formen.

*S y m m e t r i s c h e* Formen nennt man diejenigen, bei denen in jedem Augenblick die Amplituden an entsprechenden Stellen der rechten und der linken Flugzeugseite gleichgroß sind und keine Phasenverschiebung zueinander aufweisen.

Bei den *a n t i s y m m e t r i s c h e n* Formen haben die Amplituden beider Seiten zwar auch gleiche Größe, besitzen aber  $180^\circ$  Phasenverschiebung zueinander.



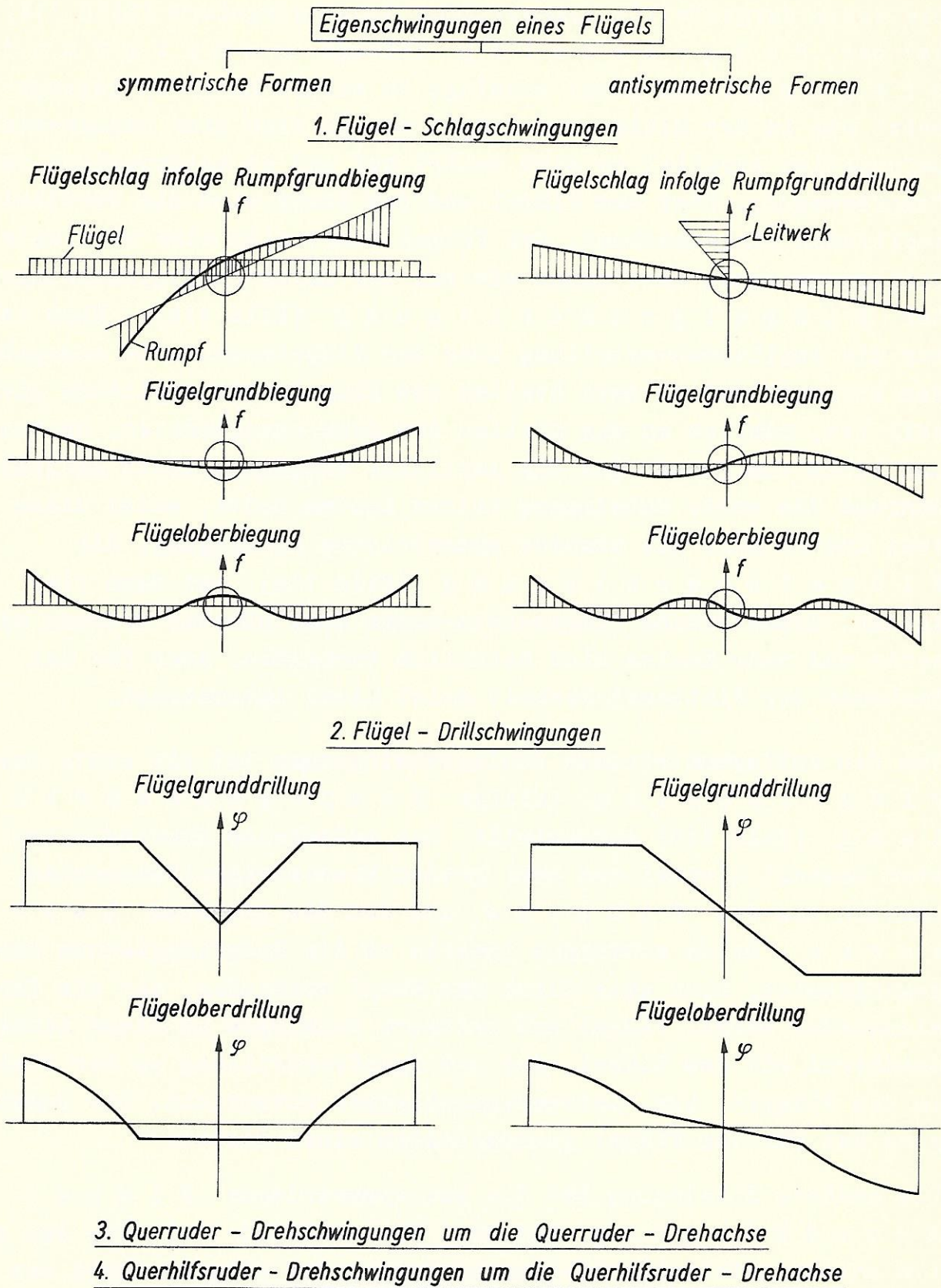


Bild 11: Eigenschwingungen eines Flügels



Die erste dargestellte symmetrische Schwingungsform (Bild 11a) ist der *F l ü g e l s c h l a g* infolge *R u m p f g r u n d - b i e g u n g*. Der Rumpf schwingt an seinen Enden entgegengesetzt wie in der Mitte. Der Flügel bewegt sich ohne nennenswerte Deformation parallel zu sich selbst auf und ab entsprechend der Rumpfbewegung. Über dem Flügel und dem Rumpf sind die Vertikalamplituden eingezeichnet. Der Flügel führt also eine vertikale Schlagschwingung aus, genau wie bei der nächsten Eigenschwingung, der *F l ü g e l g r u n d b i e g u n g* (Bild 11b). Hier ist nur die Amplitudenverteilung über der Flügelspannweite angegeben. Man erkennt, daß an zwei Stellen des Flügels die Amplitude gleich null ist, nämlich an den Stellen der Schwingungsknoten. Rechts und links vom Knoten ist die Amplitude entgegengesetzt gerichtet. Während die erste Schwingung keinen Knoten hatte, weist diese zwei Knoten auf. Die nächste symmetrische Schwingung, die *F l ü g e l o b e r b i e g u n g* (Bild 11c), hat dann vier Knoten. Symmetrische Biegeschwingungen noch höherer Ordnung mit sechs und mehr Knoten sind natürlich vorhanden, aber für den Nachweis der Flattersicherheit meist nicht interessant.

Von den antisymmetrischen Schlagschwingungen ist als erste der *F l ü g e l s c h l a g* infolge *R u m p f g r u n d r i l l u n g* (Bild 11d) dargestellt. Das maßgebende Schwingungssystem besteht hierbei aus zwei großen Massenträgheitsmomenten, nämlich dem des *F l ü g e l s* und dem des gesamten *L e i t w e r k s*. Beide schwingen jeweils um die Rumpflängsachse entgegengesetzt, sind aber durch den Rumpf verbunden, der als Torsionsfeder wirkt. Flügel und Leitwerk schwingen um diese Achse annähernd mit dem Winkel, der der Rumpfverdrillung an der Stelle des Flügel- bzw. Leitwerkanschlusses entspricht. Die Schwingung hat für den Flügel gewissermaßen einen Knoten.

Die nächste Schwingung ist die antisymmetrische *F l ü g e l g r u n d b i e g u n g* mit drei Knoten (Bild 11e). Wie bei allen antisymmetrischen Biegeschwingungen des Flügels führt der Rumpf keine Vertikalschwingungen aus, sondern liegt an der Stelle eines Knotens. Die Knotenzahl ist daher bei den antisymmetrischen Schwingungen ungerade, während sie bei den symmetrischen gerade ist. Schließlich ist noch die *F l ü g e l o b e r b i e -*



g u n g mit fünf Knoten (Bild 11f) angeführt. Damit sind die wichtigsten Biegeschwingungen genannt.

Von den D r i l l s c h w i n g u n g e n des F l ü g e l s werden in Bild 11 vier Arten angeführt wobei angenommen wird, daß sich am Flügel in der Nähe des Rumpfs Seitenmotoren befinden. Aufgetragen ist der Verdrillwinkel  $\varphi$  über der Flügelspannweite. Sowohl bei der symmetrischen F l ü g e l g r u n d - d r i l l u n g , als auch bei der antisymmetrischen, findet die Zunahme des Verdrillwinkels, also die V e r f o r m u n g , vornehmlich im Bereich vom Rumpf bis zum Triebwerk statt. Bei der symmetrischen Schwingung schwingt der Rumpf um eine Querachse gegen den Flügel. Bei der antisymmetrischen Schwingung ist der Rumpf unbeteiligt, und es schwingt der rechte gegen den linken Flügelaußenteil.

Bei der F l ü g e l o b e r d r i l l u n g schwingt und verformt sich im wesentlichen nur der Außenflügel vom Triebwerk ab. Das Triebwerk wirkt dabei gewissermaßen als Einspannung. Damit sind die wichtigsten Drilleigenschwingungen des Flügels aufgezählt.

Als dritte Art sind die D r e h s c h w i n g u n g e n des Q u e r r u d e r s um seine Drehachse erwähnt, die sowohl antisymmetrisch - entsprechend der normalen Betätigung der Querruder - möglich sind, als auch - wie bereits erwähnt - symmetrisch infolge der Elastizität des Verbindungsgestänges zwischen den beiden Querrudern im Flügel.

Schließlich ist noch als vierte Art die D r e h s c h w i n g u n g des oder der H i l f s r u d e r um ihre Drehachse angeführt, die, da die Hilfsruder meist voneinander getrennt sind, ebenfalls sowohl symmetrisch als auch antisymmetrisch sein können. Damit sind alle interessierenden Eigenschwingungen des Flügels aufgeführt.

Da grundsätzlich jede Kombination einer symmetrischen Biege- mit einer symmetrischen Drehschwingung und ebenso jede Kombination von antisymmetrischen Biege- und Drehschwingungen zum Flattern führen können, so ergibt sich eine beträchtliche Zahl von möglichen Flatterfällen.



Eine weitere Anzahl von möglichen Kombinationen existiert auch für das H ö h e n - und das S e i t e n l e i t w e r k. Jede Kombination ist auf die Größe ihrer kritischen Geschwindigkeit zu untersuchen. Die niedrigste aller dieser kritischen Geschwindigkeiten ist die kritische Geschwindigkeit des Flugzeugs. Diese hat demnach größer zu sein als die höchstzulässige Geschwindigkeit. Eine Reihe von Kombinationen ist sich jedoch recht ähnlich gegenüber irgendwelchen Änderungen, so daß sie bei den folgenden Betrachtungen in Gruppen zusammengefaßt werden können. Auch die wichtigsten Regeln für Erhöhung oder gar Vermeidung der kritischen Geschwindigkeit sind innerhalb dieser Gruppen ähnlich, so fern man in erster Näherung die Betrachtung auf idealisierte Tragflächen beschränkt, die längs der Spannweite eine konstante Tiefe und Amplitude aufweisen und damit ein charakteristisches Ersatzsystem nur für einen schmalen Streifen eines wirklichen Flügels darstellen. Die unter dieser Voraussetzung für die verschiedenen Gruppen aufstellbaren Regeln sollen kurz betrachtet werden.

Im einzelnen handelt es sich um folgende G r u p p e n v o n F l a t t e r f ä l l e n :

1. Die Kombination einer Biegeschwingung des Flügels oder Leitwerks mit einer Drehschwingung des Ruders an dem betreffenden Teil, also zum Beispiel Flügel- und Querruderdrehung. Man bezeichnet diesen Fall mit B i e g e - R u d e r - Flattern.
2. Die Kombination einer Drehschwingung des Flügels oder Leitwerks mit einer Drehschwingung des dazugehörigen Ruders, kurz V e r d r e h - R u d e r - Flattern genannt.
3. Die Kombination einer Flügel- oder Leitwerkschwingung mit einer Drehschwingung des dazugehörigen Ruders und des Hilfsruders, die mit H i l f s r u d e r - Flattern bezeichnet wird.
4. Die Kombination einer Biege- und einer Verdrehschwingung des Flügels oder Leitwerks, die man mit B i e g e - V e r d r e h - Flattern bezeichnet.

## 2. Biege-Ruder-Flattern

Zu der ersten Kombination, dem B i e g e - R u d e r - F l a t t e r n , gehören also alle Flatterfälle, bei denen eine symmetrische oder antisymmetrische B i e g e s c h w i n g u n g des F l ü g e l s mit der D r e h u n g des Q u e r r u d e r s zusammenwirkt und ebenso die entsprechenden Schwingun-







gie, die der Flügel jetzt besitzt, wird er über diese Lage hinaus nach unten schlagen, aber mit sich verzögernder Geschwindigkeit, weil sich die Elastizitätskräfte der Bewegung entgegenstellen. Das Ruder, das seine nun erhaltene Vertikalgeschwindigkeit beibehalten möchte, wird wegen der rückwärtigen Schwerpunktlage gegenüber dem sich verzögernden Flügel voreilen und daher seinen Ausschlag bezüglich des Flügels vermindern. Die zusätzliche Luftkraft verringert sich dementsprechend, und in der unteren Lage des Flügels sind der Querruderausschlag und die Luftkraft gleich null. Der gleiche Vorgang wiederholt sich nun bei Bewegung nach oben.

Es stellt sich also eine Bewegung ein, bei der der Flügel und das Ruder um  $90^\circ$  phasenverschoben schwingen. Der Flügel wird dabei durch eine im Takt mit seiner Eigenschwingungsfrequenz wechselnde Luftkraft immer in Bewegungsrichtung angetrieben, d.h. erregt. Weil neben den erregenden Luftkräften auch der Bewegung entgegengerichtete, also dämpfende Luftkräfte entstehen, so ist der Vorgang des Flatterns erst von einer gewissen Geschwindigkeit - nämlich der kritischen Geschwindigkeit - möglich, wenn die mit wachsender Geschwindigkeit ansteigenden erregenden Luftkräfte die langsamer größer werdenden, dämpfenden Kräfte übersteigen.

#### b) Wirkung des Massenausgleichs

Bei Betrachtung des Bewegungsablaufs ergibt sich sofort, daß die r ü c k w ä r t i g e L a g e des Ruderschwerpunkts, die bei allen aerodynamisch möglichen Ruderrehachslagen vorhanden ist, eine maßgebende Größe für das Zustandekommen des Biege-Ruders-Flatterns darstellt. Wenn man den Schwerpunkt in die Ruderdrehachse verlegt, so verschwindet offenbar das Moment, das den Ruderausschlag und damit die Entstehung der antreibenden Luftkraft hervorruft. In dem Diagramm "kritische Geschwindigkeit über der Ruderschwerpunktlage" ist dieser Zusammenhang zu erkennen (Bild 13).

Mit Vorverlegung der Ruderschwerachse steigt die kritische Geschwindigkeit erst langsam, dann schneller an bis zu einem Punkt mit sehr kleiner Rücklage des Schwerpunkts, von dem ab bei weiterer Vorverlegung des Schwerpunkts überhaupt kein Biege-Ruder-



Flattern mehr möglich ist. Das Diagramm ist dabei für den Fall des lose angeschlossenen Ruders gedacht, der z.B. der antisymmetrischen Querruderdrehung entspricht.

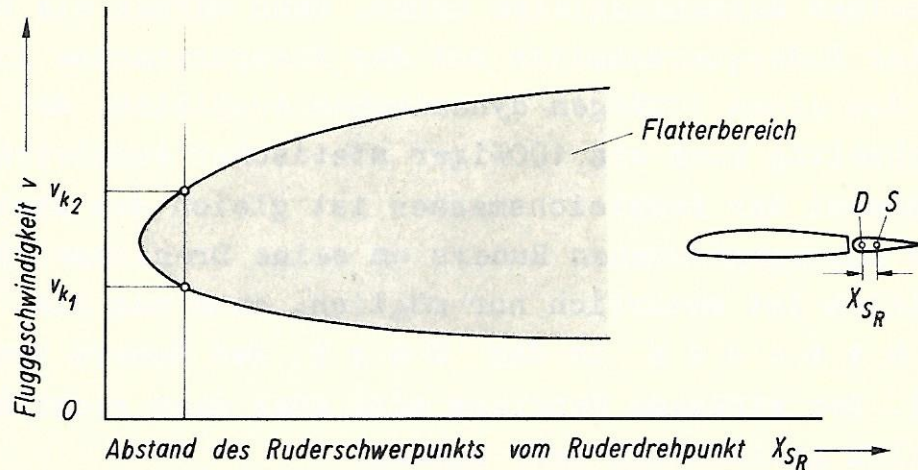


Bild 13: Einfluß der Ruderschwerpunktlage beim Biege-Ruder-Flattern

Das Diagramm zeigt ferner, daß man bei flatterndem Ruder durch weitere Steigerung der Geschwindigkeit wieder in einen flatterfreien Bereich gelangt. Das hängt damit zusammen, daß die Luftkräfte im Vergleich zu den übrigen Feder- und Massenkräften angestiegen sind, so daß die Phasenlage zwischen Flügel- und Ruderbewegung größer wird als die für das Flattern günstige von  $90^\circ$ . Dadurch werden die Relativbewegungen zwischen Flügel und Ruder und auch die Erregung kleiner. Man könnte also über den Flutterbereich hinauskommen, wenn man das Ruder während des Flugs in diesem Geschwindigkeitsbereich festhalten dürfte.

#### c) Ausbildung des Massenausgleichs

Die offensichtlichste Maßnahme zur Verhütung des Biege-Ruder-Flatterns ist also die **V o r v e r l e g u n g** des **S c h w e r p u n k t s** durch entsprechende Gegengewichte vor die Ruderdrehachse, durch die das normalerweise rücklastige Moment des Konstruktionsgewichts des Ruders gerade aufgehoben wird. Man unterscheidet dabei den direkten und den indirekten Ausgleich.

Bei den **d i r e k t e n** Rudermassenausgleichen sind Ruder und Ausgleich **s t a r r** miteinander verbunden und drehen sich um die gleiche Achse (Bilder 14 und 15).



Hierfür gibt es eine Reihe von Konstruktionen, die alle ihre Vor- und Nachteile haben. Wegen der längs der Spannweite veränderlichen Amplituden müßte theoretisch jeder einzelne Ruderabschnitt für sich seinen Massenausgleich haben, dann würden die Schwerpunkte aller Ruderquerschnitte auf der Ruderdrehachse liegen. Man nennt das einen 100%igen dynamischen Ausgleich, der natürlich gleichzeitig auch ein 100%iger statischer Ausgleich ist; denn das Moment der Ausgleichsmassen ist gleich dem statischen Moment des unausgeglichenen Ruders um seine Drehachse. Ein solcher Ausgleich ist natürlich nur möglich, wenn man die Ausgleichsmasse in der Nase des Ruders verteilt (Bild 14a). Der wirksame Hebelarm wird aber dann recht klein und der Ausgleich gewichtlich sehr schwer.

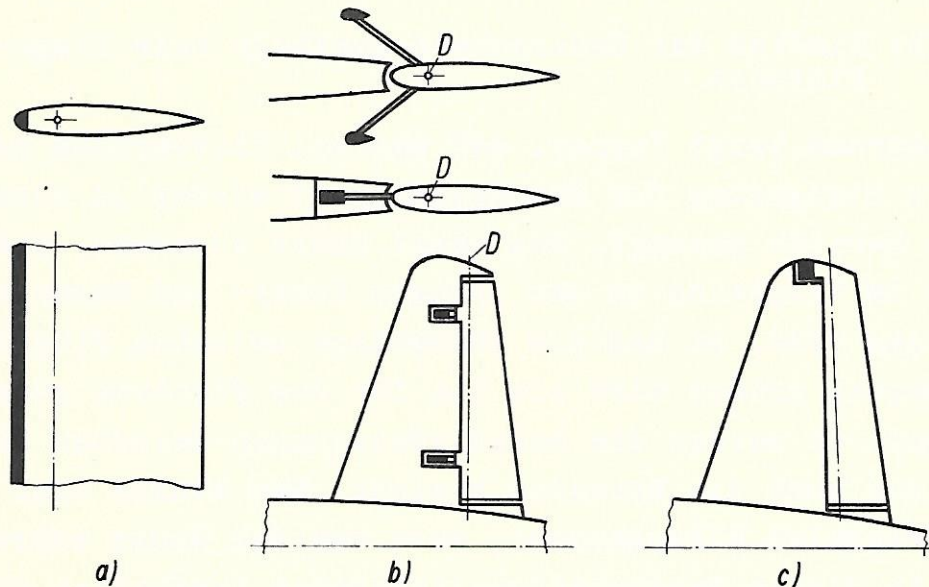


Bild 14: Direkte Rudermassenausgleiche

Größere Hebelarme kann man erreichen, wenn man die Ausgleichsmassen an einzelnen Auslegern anbringt (Bild 14b). Der Ausgleich wird dann gewichtlich leichter, seine Wirksamkeit ist jedoch nicht bei allen Schwingungsformen gewährleistet, und außerdem besteht die Gefahr der Vereisung der Ausleger.

Wenn es darauf ankommt, in besonderen Fällen bei bestimmten Schwingungsformen eine ausreichende Wirksamkeit zu erzielen, so genügt es auch, den Ausgleich nur an einer Stelle, z.B. am äußeren Ruderende, in einem sowieso vorhandenen aerodynamischen Hornausgleich einzubauen (Bild 14c).



Da der Ausgleich an dieser Stelle wegen der hier vorhandenen großen Amplituden dynamisch sehr wirksam ist, kommt man zur Erzielung eines 100%igen dynamischen Ausgleichs mit wesentlich weniger als 100%igem statischen Ausgleich aus; denn der größte Teil des Ruders liegt im Bereich kleiner Amplituden und daher auch kleiner Massenbeschleunigungen und Massenmomente um die Drehachse. Ein solcher Ausgleich wird also besonders leicht, ist aber nicht überall anwendbar.

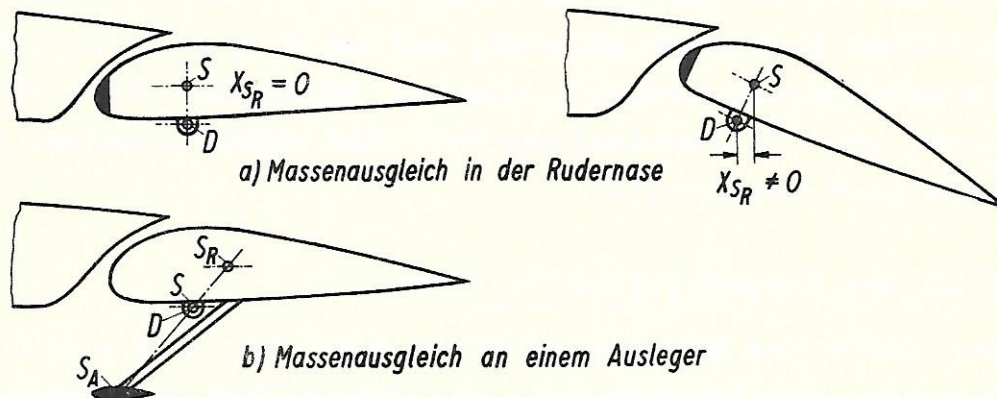


Bild 15: Direkter Rudermassenausgleich bei Spaltrudern

Bei tiefliegender Ruderdrehachse, also bei Spaltrudern (Bild 15), gestattet die Anbringung des Massenausgleichs an einem Ausleger, die Ausgleichsmasse derart anzuordnen, daß der Gesamtschwerpunkt von Ruder und Ausgleich in die Drehachse fällt (Bild 15b), was bei diesen Rudern mit Hilfe eines Ausgleichs in der Rudernase (Bild 15a) nicht möglich ist. Das hätte sonst zur Folge, daß ein in Null-Lage gerade ausgeglichenes Ruder in der ausgeschlagenen Stellung nicht mehr ausgeglichen wäre.

Beim indirekten Rudermassenausgleich sind die Ausgleichsmassen auf einer besonderen Drehachse gelagert und über ein bewegliches Gestänge mit dem Ruder verbunden (Bild 16).

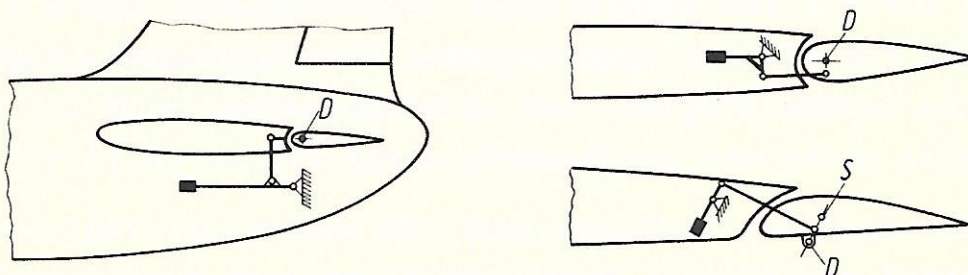


Bild 16: Indirekter Rudermassenausgleich



Diese Methode wendet man erstens dann an, wenn dadurch die Anordnung größerer Hebelarme mit naturgemäß leichteren Ausgleichgewichten möglich ist.

Beispielsweise kann man den neben dem Rumpf sitzenden Teil des Ausgleichs von Höhen- und Seitenrudern im Rumpf unterbringen, wo genügend Platz ist.

Zweitens wendet man diese Methode bei Schnellflugzeugen an, wenn der direkte Ausgleich wegen der Hoch- oder Tieflage der Ruderdrehachse im freien Luftstrom liegen müßte. Es sind dann zwar keine größeren Hebelarme möglich, und es wird also auch keine Gewichtsverminderung erzielt, aber es vermindert sich der Luftwiderstand, und die Vereisungsgefahr des außenliegenden direkten Ausgleichs wird beseitigt.

#### d) Einfluß des Frequenzverhältnisses

Neben der Größe des Massenausgleichs sind die *E i g e n f r e -*  
*q u e n z e n* des Flügels bzw. der Flosse und des Ruders an der Steuerung von maßgebendem Einfluß auf die Größe der kritischen Geschwindigkeit. Eine Änderung der Eigenfrequenz der Flügelbiegeschwingung verursacht bei sonst gleichen Verhältnissen, d.h. unter anderem auch bei konstantem Verhältnis von Ruderfrequenz zur Flügelfrequenz, eine direkt proportionale Änderung der kritischen Geschwindigkeit.

Ist z.B. die Querruderfrequenz gleich null, wie etwa im Falle der antisymmetrischen Querruderbewegung, bei der die Ruder frei beweglich sind, so ist das Verhältnis der Eigenfrequenz der Querruder zur Eigenfrequenz des Flügels stets gleich null, unabhängig von der Höhe der Frequenz der antisymmetrischen Biegeschwingung des Flügels. Daraus folgt, daß die kritische Geschwindigkeit des antisymmetrischen Falls umso höher liegt, je höher die Flügeleigenfrequenz ist, und daß ferner die kritische Geschwindigkeit für die antisymmetrische Grundbiegeschwingung niedriger liegt als für die antisymmetrischen Oberbiegeschwingungen. Die kritische Geschwindigkeit der Grundbiegeschwingung ist also die niedrigste unter den antisymmetrischen Fällen (Bild 17).

Bei Änderungen des Verhältnisses von Rudereigenfrequenz zu Flügelfrequenz ergibt sich demgegenüber kein so einfacher Zusammenhang. Wie aus dem typischen Diagramm "kritische Geschwindigkeit



über dem Frequenzverhältnis" (Bild 17) zu erkennen ist, sinkt die kritische Geschwindigkeit, ausgehend von dem Frequenzverhältnis 0, also losem Ruder, mit steigender Ruderfrequenz bei konstanter Flossenfrequenz zunächst langsam, dann schneller ab, um in der Nähe des Frequenzverhältnisses 1 einen Minimalwert zu erreichen. Bei weiterer Steigerung des Frequenzverhältnisses steigt die kritische Geschwindigkeit schnell an. Normalerweise ist dann von einem Frequenzverhältnis von wenig über 1 ab der anfachbare Bereich zu Ende. Eine kritische Geschwindigkeit tritt gar nicht mehr auf.

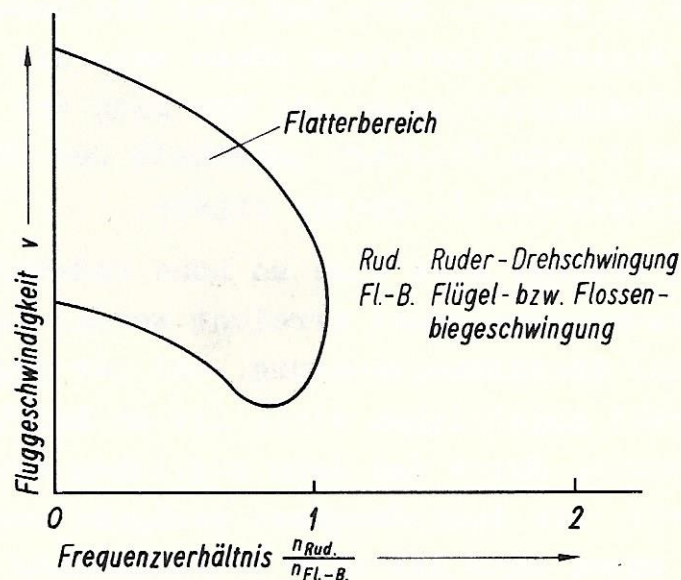


Bild 17: Einfluß des Frequenzverhältnisses (Ruder:Flügel) beim Biege-Ruder-Flattern

Ihr Absinken in der Nähe des Frequenzverhältnisses 1 erklärt sich daraus, daß bei diesem einer Resonanz ähnlichen Zustand schon die Luftkräfte bei geringer Geschwindigkeit genügen, um den zur Erzielung einer Energieaufnahme des Systems aus dem Luftstrom günstigen Phasenwinkel von etwa  $90^\circ$  zwischen den Bewegungen von Ruder und Flosse zu erhalten.

Man muß also ein Frequenzverhältnis von etwa 1 vermeiden, weil es besonders ungünstige Verhältnisse ergibt, und zwar sogar dann, wenn wegen eines hinreichenden Massenausgleichs bei allen Frequenzverhältnissen gar kein Flattern auftreten dürfte. Das liegt daran, daß die Empfindlichkeit gegenüber kleinen Bauabweichungen



in solchen Fällen zu groß ist.

Eine Änderung des Frequenzverhältnisses kann natürlich nur durch Änderungen an der Steuerung erreicht werden, da eine Änderung irgendwelcher Flügel- oder Flossenfrequenzen aus Gewichtsgründen von vornherein ausscheidet.

Als Mittel zur Änderung der Ruderfrequenz kommen zwei Maßnahmen in Frage: Änderung des Massenträgheitsmoments des Ruders um seine Drehachse und Änderung der Steuerungssteifigkeit.

Grundsätzlich zeigt das Diagramm die Möglichkeit auf, durch Wahl einer hohen Ruderfrequenz ohne Einbau eines Massenausgleichs zur Flatterfreiheit zu kommen. Dazu muß aber die Ruderfrequenz um einen gewissen Sicherheitsabstand höher sein als die höchste Flügelbiegeschwingungsfrequenz, mit der sich bei einem Frequenzverhältnis unter 1 noch Flattern unterhalb der Höchstgeschwindigkeit des betreffenden Flugzeugs ergäbe.

Diese Forderung bedingt aber eine so hohe Ruderfrequenz, wie sie bei normalen Steuerungen nicht erreicht werden kann. Lediglich bei Anwendung der Maschinensteuerung, bei der jedes Ruder durch einen Motor direkt angetrieben wird, ist an Erfüllung dieser Forderung zu denken. Durch den dann möglichen selbsthemmenden Antrieb kann evtl. die Ruderfrequenz genügend hoch getrieben werden. Jedoch macht auch das noch beträchtliche Schwierigkeiten. Außerdem ist eine solche Steuerung irreversibel, d.h., die Ruderbewegung kann nur von der Pilotenseite erfolgen, dagegen nicht von der Ruderseite her, wodurch dem Piloten das Gefühl für das auf dem Ruder lastende Luftkraftmoment genommen wird. Dieses Gefühl muß ihm dann erst wieder durch besondere Zusatzeinrichtungen vorgetäuscht werden.

Neben den beiden genannten Größen, Massenausgleich und Frequenzverhältnis, gibt es natürlich noch eine ganze Reihe anderer Faktoren, die auf die Höhe der kritischen Geschwindigkeit des Biege-Ruder-Flatterns Einfluß haben. Jedoch kann hier nicht im einzelnen darauf eingegangen werden.

### 3. Verdreh-Ruder-Flattern

Bei der zweiten Gruppe von Flatterfällen, nämlich dem Verdreh-Ruder-Flattern, führt die Kombination einer D r e h s c h w i n -



gung des Flügels oder Leitwerks mit einer Drehschwingung des dazugehörigen Ruders zum Flattern.

Während das Biege-Ruder-Flattern bei fehlendem oder ungenügendem Massenausgleich bereits bei niedrigen Geschwindigkeiten zum Flattern führt und deswegen auch bei verhältnismäßig langsamen Flugzeugen unbedingt beachtet werden muß, tritt das Verdreh-Ruder-Flattern erst bei höheren Flugeschwindigkeiten auf. Das hängt damit zusammen, daß die niedrigste Drillfrequenz des Flügels im allgemeinen höher als die niedrigste Biegefrequenz liegt, so daß die kritische Geschwindigkeit in erster Näherung auch in einem ähnlichen Verhältnis größer sein muß. Außerdem ist diese Kombination grundsätzlich wegen der etwas anderen Wirkung der Luftkräfte weniger leicht anfachbar. Es ist also ein Flutterfall, dem besonders bei schnelleren Flugzeugen Aufmerksamkeit geschenkt werden muß.

Die maßgebenden Größen für den Wert der kritischen Geschwindigkeit des Verdreh-Ruder-Flatterns sind die gleichen wie beim Biege-Ruder-Flattern, nämlich der Rudermassenausgleich und das Verhältnis von Ruderfrequenz zur Frequenz des Flügels, in diesem Fall also zur Verdrillfrequenz des Flügels (Bild 18).

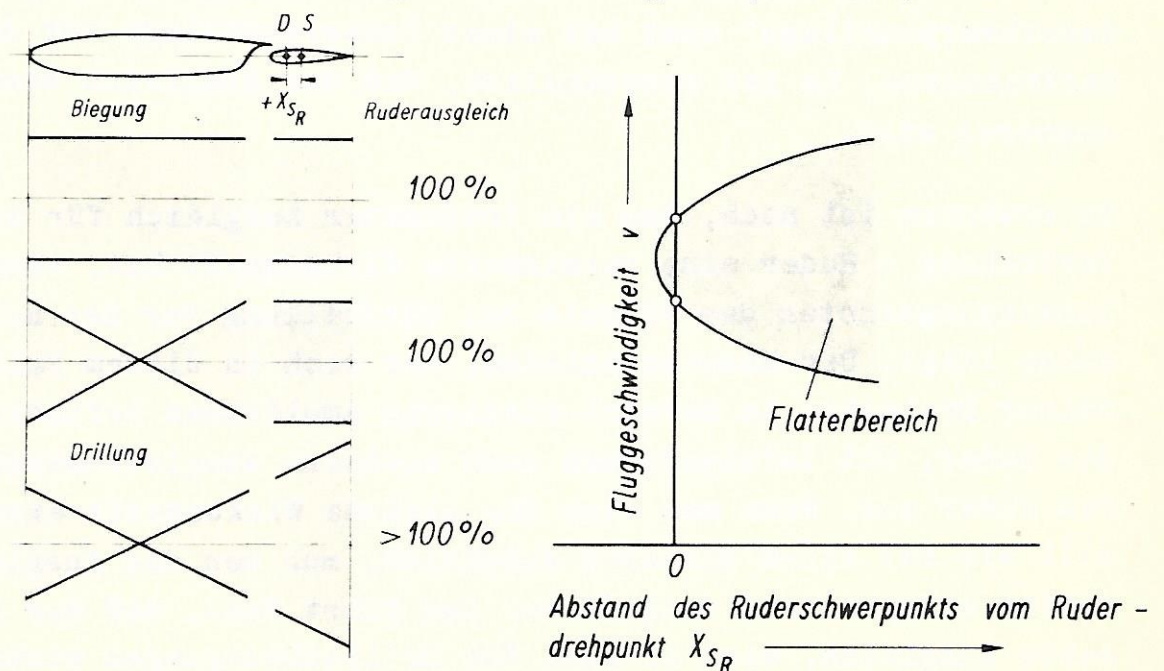


Bild 18: Einfluß der Ruderschwerpunktlage beim Verdreh-Ruder-Flattern



Bezüglich des Rudermassenausgleichs besteht allerdings ein kleiner, aber wesentlicher Unterschied.

Wenn man einen Flügel mit lose angebrachtem, aber 100%ig massenausgeglichenem Ruder im Stand in Biegeschwingungen versetzt, so wird das Ruder parallel zu sich selbst hin- und herschwingen und gewissermaßen wie ein Brett mit dem Flügel mitgehen, weil die Kopplung zwischen Flügelbewegung und Ruderdrehung ausgeschaltet ist.

Versetzt man aber einen Flügel mit einem solchen Ruder in Drillschwingungen, so wird das Ruder zwar auch parallel zu sich selbst auf- und abschwngen, aber gegenüber dem Flügel eine Relativbewegung ausführen, da der Flügel eine Drehbewegung macht. Flügel und Ruder schwingen also nicht wie ein Brett, und entsprechend den Relativausschlägen des Ruders entstehen im Flug zusätzliche Luftkräfte, die dazu führen, daß zwischen Flügel und Ruder eine Luftkraftkopplung entsteht. Diese bewirkt, daß das Verdreh-Ruder-Flattern auch bei 100%ig massenausgeglichenem Ruder zum Flattern führen kann. Erst wenn man den **S c h w e r p u n k t** des **R u d e r s** durch Hinzufügen weiterer Ausgleichsmassen **v o r** die **R u d e r d r e h a c h s e** verlegt, wird das Ruder bei einem bestimmten Ausgleich brettartig mit dem Flügel mitschwingen.

Entsprechend dieser Überlegung verschwindet der flatterfähige Bereich in dem Diagramm "kritische Geschwindigkeit über der Ruderschwerpunktlage" erst bei einer Schwerpunktlage vor der Ruderdrehachse. Es ist verständlich, daß der Ausgleich wesentlich schwerer wird.

Zu erwähnen ist noch, daß ein indirekter Ausgleich für den Fall Verdrehung - Ruder eine verminderte Wirksamkeit hat, wenn der Schwingungsknoten des Flügels bei der Drillung vor der Ruderdrehachse liegt. Der Massenausgleich, der sich in diesem Fall mit seiner Drehachse im Bereich kleinerer Amplituden befindet als das Ruder, übt infolgedessen auch kleinere Ausgleichskräfte auf das Ruder aus. Wenn man also die gleiche Wirksamkeit erreichen will wie bei einem direkten Ausgleich, muß man das Ausgleichsmoment entsprechend vergrößern. Das führt dazu, daß der indirekte Ausgleich, wenn er auch für Drillschwingungen wirksam sein soll, gewichtlich schwerer wird.



Da im übrigen für das Verdreh-Ruder-Flattern ähnliche Grundsätze wie für das Biege-Ruder-Flattern gelten, vor allem auch bezüglich des sehr ungünstigen Einflusses einer Frequenznachbarschaft zwischen Flügel und Ruder, kann zur Betrachtung der nächsten Gruppe von Flatterfällen übergegangen werden, dem Hilfsruderflattern.

#### 4. Hilfsruder-Flattern

Wenn an einem Ruder H i l f s r u d e r angeordnet sind, so bedeutet das, daß außer den Bewegungsmöglichkeiten Biegung und Verdrillung des Flügels und Drehung des Ruders noch die Bewegungsmöglichkeit Drehung des Hilfsruders um seine Drehachse vorhanden ist. Je nach Art der Hilfsrudersteuerung - ob das Hilfsruder als Trimmruder dient, als weggesteuertes oder als federgesteuertes Hilfsruder zur Verminderung der Rudersteuerkräfte - wird das Hilfsruder ähnlich wie das Ruder an seiner als Feder wirkenden Steuerung eine oder mehrere Eigenfrequenzen aufweisen.

Es ist klar, daß das Flattersystem durch Anordnung eines Hilfsruders komplizierter wird und daß die kritische Geschwindigkeit eines Flügel-Rudersystems durch das Hinzutreten eines Hilfsruders erniedrigt werden kann. Überhaupt können neue Flatterbereiche auftreten, wenn das System Flügel-Ruder allein flatterfrei ist. Ein solcher neuer Flatterbereich tritt auf, wenn der Schwerpunkt des Hilfsruders h i n t e r seiner Drehachse liegt, ein anderer, wenn er etwas v o r der Drehachse liegt. Außerdem wird das System empfindlicher, und zwar dadurch, daß ein kleines Spiel im Antriebsgestänge des Hilfsruders bereits nennenswerte Ausschläge des Hilfsruders erlaubt, was wiederum auf das davorliegende Ruder Einfluß hat. Das Spiel des Hilfsruders muß deshalb im Flugbetrieb laufend überwacht werden. Wie wichtig das ist, geht daraus hervor, daß das Hilfsruder früher bei einem wesentlichen Anteil aller beobachteten Flatterfälle maßgeblich beteiligt war.

Zur Vermeidung der Hilfsruderflatterfälle ist es notwendig, die gleichen Maßnahmen zu treffen wie bei den Ruderflatterfällen, d.h., das Hilfsruder muß einen vollen Massenausgleich erhalten. Dieser erfordert natürlich wegen seines rücklastigen Moments um die Ruderdrehachse einen zusätzlichen Gewichtsaufwand für den



Ruderausgleich, der nicht unbeträchtlich ist. Ebenso muß auf die Vermeidung von Frequenznachbarschaften geachtet werden, da sich sonst evtl. ganz besonders niedrige kritische Geschwindigkeiten ergeben.

Bei reinen Trimmrudern und weggesteuerten Hilfsrudern mit steifem Antrieb ist es möglich, daß die Hilfsruderfrequenz hinreichend hoch liegt, um auf den Hilfsrudermassenausgleich verzichten zu können. Bei irgendwelchen Schäden an der empfindlichen Hilfsrudersteuerung besteht dann allerdings die Gefahr des Flatterns.

## 5. Biege-Verdreh-Flattern

### a) Allgemeines

Als letzter Flatterfall sei noch das Biege-Verdreh-Flattern genannt. Wenn man für einen gegebenen Flügel z.B. über der Ruder-Schwerpunktlage die jeweils niedrigste kritische Geschwindigkeit der verschiedenen Flatterfälle den Grundschrwingungen des Flügels entsprechend aufträgt, so ergibt sich ein Diagramm, in dem die drei maßgebenden Flatterbereiche gemäß den drei Hauptfällen in ihrer typischen gegenseitigen Lage zueinander eingetragen sind (Bild 19).

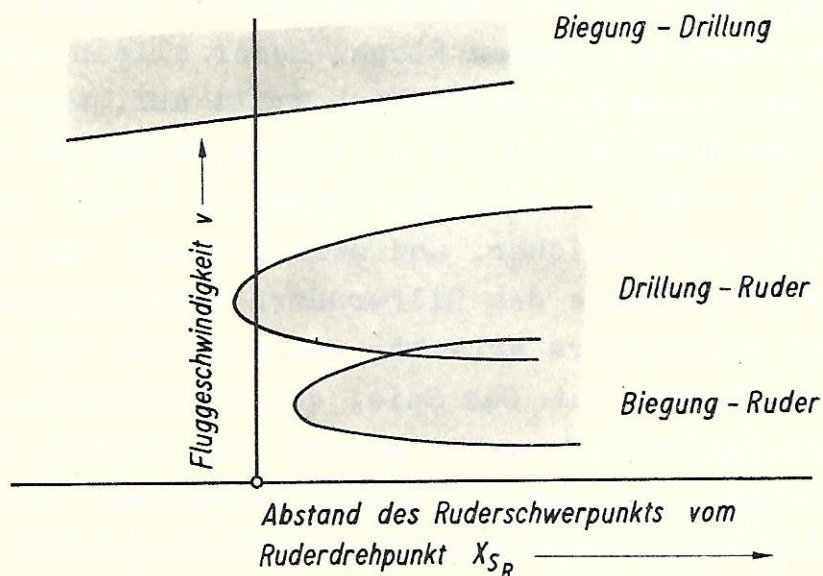


Bild 19: Kritische Geschwindigkeiten verschiedener Flatterfälle

Die niedrigste kritische Geschwindigkeit liefert der Fall Biegung - Ruder. Er ist bei nicht massenausgeglichenen Rudern der entscheidende Fall. Bei 100 % ausgeglichenen Rudern tritt er nicht mehr auf.



Entscheidend wird jetzt der Fall Verdrehung - Ruder. Bei überausgeglichenen Rudern tritt aber auch der Fall Verdrehung - Ruder nicht mehr auf.

Die entscheidende niedrigste kritische Geschwindigkeit liefert jetzt der Fall Biegung - Drillung, der bei einem solchen Flügel auch dann auftreten würde, wenn gar kein Ruder vorhanden wäre. Man sieht, daß die Größe des Massenausgleichs keinen wesentlichen Einfluß auf die Höhe der kritischen Geschwindigkeit dieses Falls hat.

Es handelt sich also um einen Flatterfall, der erst eintreten kann, wenn alle anderen Flatterfälle beseitigt sind und der vorwiegend bei Schnellflugzeugen von Bedeutung ist. Bei einem Flügel mit Seitenmotoren muß man bei dieser Gruppe von Flatterfällen z.B. folgende Kombinationen von Eigenschwingungsformen untersuchen:

1. Grundbiegung mit Grundverdrillung des Flügels,
2. Grundbiegung mit erster Oberverdrillung des Flügels,
3. erste Oberbiegung mit erster Oberverdrillung des Flügels,

und zwar alle drei Fälle sowohl für die symmetrischen als auch für die antisymmetrischen Schwingungen. Für das Höhenleitwerk und das Seitenleitwerk müssen ebenfalls verschiedene Kombinationen untersucht werden. Da der Belastungszustand des Flugzeugs wesentlich die hier beteiligten Eigenschwingungen beeinflusst, ist es notwendig, die Untersuchung für die wichtigsten Beladezustände durchzuführen.

Die n i e d r i g s t e k r i t i s c h e G e s c h w i n d i g k e i t aller dieser Fälle muß dann um einen gewissen Sicherheitsbetrag ü b e r der h ö c h s t e n vorgesehenen F l u g g e s c h w i n d i g k e i t liegen.

#### b) Erläuterung des Flattervorgangs

Um abschätzen zu können, welche Baugrößen wesentlichen Einfluß auf diesen Flatterfall haben, soll der Bewegungsvorgang näher betrachtet werden (Bild 20).

Bei jedem Profilschnitt gibt es an jedem beliebigen Punkt der Spannweite eines schwingenden Flügels d r e i A n g r i f f s p u n k t e der verschiedenen Kräfte. Der vorderste Punkt am Profil ist der Angriffspunkt der L u f t k r ä f t e  $N$ ; er



liegt auf etwa 25 Prozent der Profiltiefe. Der nächste ist im allgemeinen der Angriffspunkt der elastischen Rückstellkräfte  $E$ , der bei üblichen Konstruktionen zwischen 30 und 40 Prozent der Flügeltiefe liegt. Der letzte Punkt ist der Angriffspunkt der Massenkkräfte; das ist der Schwerpunkt  $S$  der in dem betrachteten Flügelstreifen vorhandenen Massen. Er befindet sich etwa zwischen 40 und 50 Prozent der Flügeltiefe (Bild 20).

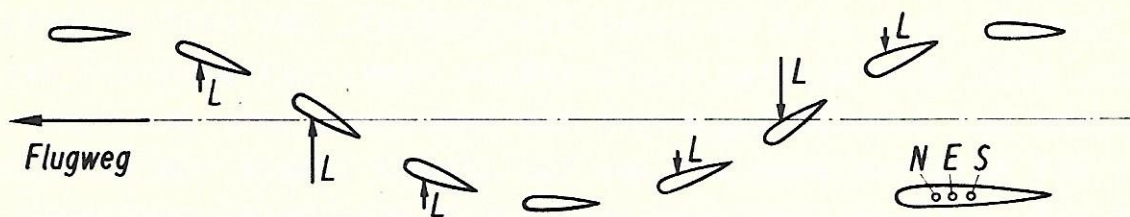


Bild 20: Flattern mit Biegung und Drillung

Im Bild 20 ist die Bewegung eines Flügelquerschnitts längs des Flugwegs von rechts nach links aufgetragen. Der Flügel sei aus seiner Gleichgewichtslage um einen gewissen Betrag infolge einer Anfangsstörung nach oben ausgelenkt und dann sich selbst überlassen. Infolge der elastischen Rückstellkräfte wird der Flügel nach unten beschleunigt. Dabei treten am Schwerpunkt Massenkkräfte auf, die wegen der Rücklage des Schwerpunkts hinter dem Elastizitätspunkt eine negative Anstellung des Profils bewirken. Hierdurch entsteht eine Luftkraft  $L$ , die in Bewegungsrichtung und damit anfachend wirkt und außerdem wegen der Vorlage ihres Angriffspunkts vor dem Elastizitätspunkt ebenfalls zur Vergrößerung des Anstellwinkels und damit der Luftkraft beiträgt.

Sobald das Profil durch seine Null-Lage hindurchgegangen ist, wird seine Bewegung durch die der Bewegung jetzt entgegenwirkenden elastischen Kräfte verzögert, und seine Verdrillung wird wegen des jetzt rückdrehenden Massenmoments und wegen des elastischen Rückstellmoments kleiner werden. In der unteren Lage ist die Verdrillung infolge dieser Einflüsse gerade wieder gleich null geworden, und es beginnt eine entsprechende Bewegung nach oben.



c) Einfluß der Schwerpunktlage

Das Nichtzusammenfallen der drei Kraftangriffspunkte hat also bestimmenden Einfluß auf das Zustandekommen der Flatterbewegung. Insbesondere ist die Rücklage des Schwerpunkts - ähnlich wie die Schwerpunktrücklage beim Ruderflattern - flatterbegünstigend. Daraus ergibt sich als erste Forderung zur Erhöhung der kritischen Geschwindigkeit des Biege-Verdreh-Flatterns, den Schwerpunkt der Flügelschnitte möglichst nach vorn zu verlegen.

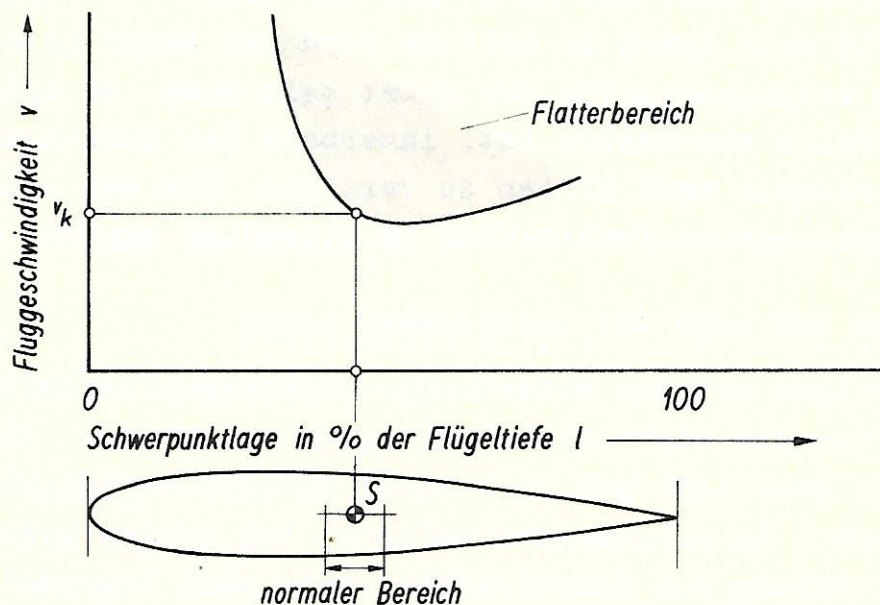


Bild 21: Einfluß der Schwerpunktlage beim Flattern mit Biegung und Drillung

Bild 21 zeigt den Zusammenhang zwischen der Lage der Schwerlinie und der kritischen Geschwindigkeit für eine übliche Lage der elastischen Linie. Es ist erkennbar, daß man sich bei den normalen Schwerpunktlagen ungefähr im Minimum der Kurve befindet. Bei Vorverlegung der Schwerlinie wird erst ein langsamer, dann steiler werdender Anstieg der kritischen Geschwindigkeit erreicht, wobei festzustellen ist, daß vollkommene Flatterfreiheit nicht etwa beim Zusammenfallen der Schwerlinie mit der elastischen Linie gewährleistet wird, sondern erst bei weiter vorn liegendem Schwerpunkt. Das hängt damit zusammen, daß außer den erwähnten, vom Anstellwinkel abhängigen Luftkräften noch weitere erregende Luftkräfte auftreten, die durch die Änderungsgeschwindigkeit des Anstellwinkels bedingt sind.

Die Rückverlegung des Schwerpunkts bringt nur eine geringfügige Erhöhung der kritischen Geschwindigkeit.



Eine V o r v e r l e g u n g des Flügelschwerpunkts ist also günstig. Sie kann in gewissem Maße durch entsprechende Anordnung der tragenden Glieder, also der Holme, durch Erleichterungen der Flügellendkästen und vor allem der Ruder und durch Vorverlegung von Einzellasten am äußeren Flügel, wie Tanks, Motorgondeln usw. erreicht werden.

Die Wirksamkeit einer solchen Schwerpunktverlagerung ist aber umso geringer, je weiter die betreffende Stelle von der Flügelspitze entfernt ist. Das hängt mit der Größe der Amplitude zusammen, die nach innen zu kleiner wird und sogar je nach Schwingungsform entgegengesetzt gerichtet sein kann, so daß es also gegebenenfalls zweckmäßig ist, innerhalb der Schwingungsknoten die Schwerpunkte nach hinten zu verlegen. Das muß jedoch für jede Freiheitsgrade-Kombination im einzelnen geprüft werden.

d) Einfluß der Lage der elastischen Achse  
.....

Von den beiden anderen maßgebenden Kraftangriffspunkten kann nur noch der für die elastische Kraft geändert werden. Dieser Punkt ist jedoch praktisch nur in kleinen Grenzen verschiebbar und liegt deshalb im allgemeinen zwischen den beiden anderen Punkten. Bei Verschiebung des Elastizitätspunkts nach irgendeiner Seite wird zwar der Hebelarm z.B. der Massenkräfte verkleinert, der für die Luftkräfte aber vergrößert und umgekehrt, so daß nur ein sehr geringer Einfluß auf die Größe der kritischen Geschwindigkeit besteht. Trotzdem kann auch eine geringe Vorverlegung der elastischen Achse vorteilhaft sein. Weil sie nur durch weiter vorn liegende Anordnung der tragenden Bauglieder zu erreichen ist, bewirkt sie nämlich eine Vorverlegung der Schwerlinie. Unterstützt wird dieser Effekt noch dadurch, daß eine Bauweise in dieser Art meist ein geringeres Massenträgheitsmoment um die Querachse aufweist, wodurch eine ebenfalls vorteilhafte Erhöhung der Drillfrequenz zu erreichen ist.

e) Einfluß der Eigenfrequenzen  
.....

Die Änderung der beteiligten Eigenfrequenzen ist überhaupt eine weitere Möglichkeit zur Änderung der kritischen Geschwindigkeit. Wie beim Ruderflattern wächst auch hier die kritische Geschwindigkeit theoretisch proportional der Erhöhung beider Frequenzen,



wenn man alle übrigen Verhältnisse konstant läßt. Für den häufigen Fall, daß die Frequenz der Drillschwingung größer ist als die der Biegeschwingung, bekommt man eine ähnliche Erhöhung meist bei alleiniger Erhöhung der Frequenz der Verdrillschwingung, während die Erhöhung der Biegefrequenz allein nur wenig Einfluß hat.

Man muß also nach einer möglichst hohen Frequenz der Drillschwingung streben - bei gleichzeitig großem Verhältnis der Frequenzen von Drillschwingung zur Biegeschwingung. Diese Methode ist ein sicheres Mittel zur Erhöhung der kritischen Geschwindigkeit, aber sie kostet natürlich Gewicht, zumal die erforderliche Drillsteifigkeit theoretisch mit dem Quadrat der Frequenz ansteigt, praktisch sogar wegen der Zunahme der Massen infolge der Versteifung noch etwas mehr.

Eine Erhöhung der Drillfrequenz läßt sich allerdings auch durch günstige Verteilung der Massen und Steifigkeiten längs der Spannweite und der Tiefe erreichen. Vor allem muß man versuchen, den Flügel zur Spitze hin möglichst leicht zu bauen und die schweren Bauglieder möglichst nahe zur elastischen Achse anzuordnen, d.h., man muß das Massenträgheitsmoment vermindern, indem man die vorn- und hintenliegenden Teile, also Flügel Nase, Endkasten und Ruder, möglichst leicht baut. Besonders niedriges Massenträgheitsmoment wird natürlich erreicht, wenn die Tiefe des Flügels nach außen hin stärker abnimmt, also bei Zuspitzung des Flügels.

#### f) Verhältnisse bei Schnellflugzeugen

Nachdem somit die wichtigsten Einflußgrößen angeführt wurden, soll noch kurz auf die besonderen Verhältnisse eingegangen werden, denen man bei Flugzeugen für hohe Unterschallgeschwindigkeit begegnet.

α) Die Veränderung der Luftkräfte bei Annäherung an die Machzahl 1 verursacht eine Herabsetzung der kritischen Geschwindigkeit gegenüber dem Wert, den man erhalten würde, wenn man mit den Luftkräften für kleine Machzahlen rechnete. Eine gewisse Erhöhung der kritischen Geschwindigkeit in den hohen Unterschallbereich hinein erfordert also einen erhöhten Aufwand an Maßnahmen.



β) Da Hochgeschwindigkeitsflugzeuge aus Gründen der Brennstoffersparnis ausgesprochene Höhenflugzeuge darstellen, genügt es, die Flugzeuge festigkeitsmäßig für einen Staudruck zu bauen, der der Höchstgeschwindigkeit in großer Höhe entspricht. Dieser Staudruck ist wegen der verminderten Luftdichte natürlich wesentlich niedriger als für die gleiche Geschwindigkeit in Bodennähe.

Durch diese Maßnahme werden die Steifigkeit und als Folge davon auch die Eigenfrequenzen und die kritische Geschwindigkeit herabgesetzt. Die Erzielung einer genügend hohen kritischen Geschwindigkeit wird also dadurch erschwert, zumal die Machzahl für eine gegebene Geschwindigkeit in großer Höhe größer ist als in geringer Höhe. Gemildert wird dieser Einfluß durch das Ansteigen der kritischen Geschwindigkeit bei sinkender Luftdichte.

γ) Auch die Vorverlegung der Schwerpunktlinie wird bei Hochgeschwindigkeitsflugzeugen durch die Notwendigkeit erschwert, für die Ruder mindestens vollen Massenausgleich, wahrscheinlich sogar Überausgleich vorzusehen und auch die Hilfsrunder auszugleichen.

δ) Die Forderung nach großer Zuspitzung des Flügels kann bei schnellen Flugzeugen mit Pfeilflügeln ebenfalls nicht berücksichtigt werden. Im Gegenteil, der Pfeilflügel verlangt zur Erzielung günstiger aerodynamischer Eigenschaften eine besonders geringe Zuspitzung.

ε) Schließlich ist noch ein ungünstiger Punkt zu erwähnen. Er betrifft den Einfluß des Pfeilflügels bei Flugzeugen mit Seitentriebwerken. Während gerade Flügel mit Seitentriebwerken für den Fall der symmetrischen Grundbiegung und Grundverdrillung meist keine Flatterneigung besitzen, ist das bei gepfeilten Flügeln und ähnlicher Triebwerksanordnung wegen der geänderten Lage der Schwingungsknotenlinie nicht mehr der Fall.

g) Erzielung der Flattersicherheit bei Schnellflugzeugen

.....  
Es fragt sich, wie einer solchen Fülle von ungünstigen Faktoren begegnet werden kann. Die Anwendung des Schalenflügels bietet eine Möglichkeit, bei gleichem Gewicht eine größere Steifigkeit zu erzielen. Ferner wird man das Äußerste an zweckmäßiger Ver-



teilung der Massen längs der Spannweite und in Richtung der Flügeltiefe zu erreichen versuchen, um ein geringes Massenträgheitsmoment im äußeren Bereich und eine günstige Lage der Schwerlinie zu erhalten.

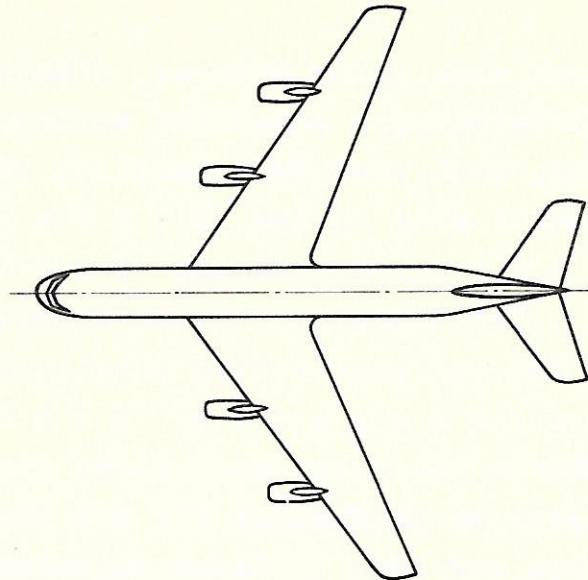


Bild 22: Boeing 707

Im Zug dieser Bestrebungen ist es sehr wichtig geworden, etwa vorhandene Seitentriebwerke so anzuordnen, daß sie mit ihrer Schwerpunktslage dazu beitragen, das Flatterproblem zu lösen (Bild 22). Man erkennt daher auf den Bildern moderner Großflugzeuge bestimmte ähnliche Anordnungen von Triebwerken, die nicht nur aus Gründen der Aerodynamik, des Schwerpunkts usw., sondern auch wesentlich aus flattertechnischen Gründen so gewählt wurden. Natürlich gibt es dafür keine festen Regeln, und die zweckmäßigste Lage muß in jedem einzelnen Fall genaustens untersucht werden; denn die Zahl der verschiedenen und miteinander gekoppelten Faktoren, die die Flattersicherheit beeinflussen, ist dafür viel zu groß.

Damit sind in kurzen Zügen die wichtigsten Flatterprobleme gekennzeichnet. Für die modernen Schnellflugzeuge ist also der Flatterfall Biegung - Verdrehung von großer Bedeutung geworden, vor allem deshalb, weil die besprochenen Maßnahmen schon sehr frühzeitig im Entwurfsstadium getroffen werden müssen. Eine nachträgliche Änderung würde einen beträchtlichen, teuren und zeitraubenden Eingriff darstellen. Trotzdem dürfen aber auch



bei Hochgeschwindigkeitsflugzeugen die Probleme des Ruder- und Hilfsruderflatterns nicht unbeachtet bleiben, da ihre Lösung erst die Voraussetzung zum Vordringen zu hohen Geschwindigkeiten schafft.

Es sollen nun noch eine Reihe anderer, ebenfalls aerodynamisch erregter Schwingungen angeführt werden, die dem Flattern ähnlich sind, sich aber doch deutlich von ihm unterscheiden. Es handelt sich um das *B u f f e t i n g*, das *A b r e i ß f l a t t e r n* und das *B u f f e t i n g - f l a t t e r n*. Der Charakter dieser Schwingungen entspricht weniger dem von angefachten Schwingungen, als vielmehr dem von *e r z w u n g e n e n S c h w i n g u n g e n*. Daher führen sie meist auch nicht gleich zum Bruch und sind nicht ganz so gefährlich wie die Flatterschwingungen. Ihr Auftreten muß aber trotzdem unbedingt vermieden werden.

### III. Buffeting

Als erste dieser Schwingungserscheinungen soll das *B u f f e t i n g* betrachtet werden. Hierunter versteht man in erster Linie *S c h w i n g u n g e n* des *L e i t w e r k s*, die durch Wirbel der Luftströmung im Bereich des Leitwerks erregt werden. Der Ursprung der Wirbel liegt in der Strömung der Luft um die Flugzeugteile *v o r* dem Leitwerk.

Die Wirbel können infolge der Auftrieberzeugung am Flügel, infolge von *D r u c k s t ö ß e n* bei Annäherung an die Schallgeschwindigkeit, infolge von *G r e n z s c h i c h t - a b l ö s u n g e n* bei hohen Geschwindigkeiten, infolge des *T r i e b w e r k l u f t s t r a h l s* oder infolge der *S t ö r u n g* der *L u f t s t r ö m u n g* an ausgefahrenen Fahrwerken und Luftbremsen entstehen. Bei all diesen Wirbelablösungen wechselt die Frequenz der Aufeinanderfolge der Wirbel und ihre Stärke dauernd, so daß sie das Leitwerk zu erzwungenen unregelmäßigen Schwingungen anregen. Da diese Erscheinungen unterhalb der kritischen Flattergeschwindigkeit des Leitwerks auftreten, sind die Leitwerkschwingungen gedämpft, und die Größe ihrer Amplituden ist im



wesentlichen nur von der Stärke der das Leitwerk beeinflussenden Wirbel abhängig.

Da das Buffeting also eine Schwingung des Leitwerks in einer nichtstationären Strömung ist, ergeben sich zwei Möglichkeiten, die Buffetingschwingungen zu vermeiden, nämlich

1. das Leitwerk an einer solchen Stelle anzuordnen, daß es nicht im Bereich der vom Flügel usw. abgehenden gestörten Strömung liegt,
2. die Entstehung einer gestörten Strömung vor dem Leitwerk zu vermeiden oder wenigstens hinauszuzögern.

Die extreme Durchführung der ersten Möglichkeit führt zu der Anordnung des Höhenleitwerks am oberen Ende des Seitenleitwerks, einer Anordnung, die in allen Ländern an verschiedenen Mustern angewandt wurde (Bild 23).

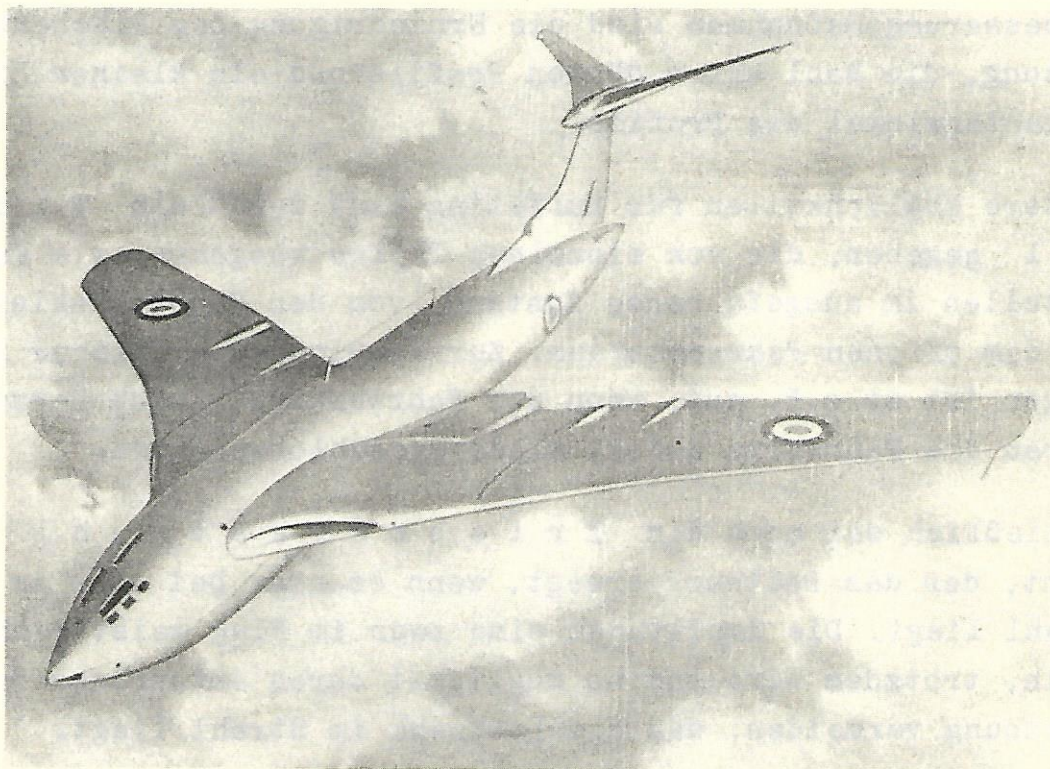


Bild 23: Handley-Page "Victor"

Die zweite Methode führt zu Maßnahmen an der Quelle dieser Störungen, d.h. vor allem am Flügel, aber auch am Triebwerk usw.

Nach der Art der Entstehung der Wirbel unterscheidet man verschiedene Arten von Buffeting. Als erste sei das Buffeting in-



folge großer Flügelanstellwinkel bei Start und Landung genannt. Hier muß man zu erreichen versuchen, daß das Abreißen der Strömung erst bei einem Anstellwinkel auftritt, der normalerweise nicht mehr benötigt wird. Entsprechende Maßnahmen hierfür sind die zweckmäßige Ausführung des Flügelprofils, die Verringerung des Anstellwinkels der Landeklappen und der Anbau eines Vorflügels im inneren Teil des Flügels.

Eine zweite Möglichkeit für Buffeting ist das Auftreten von Druckstößen am Flügel im Schnellflug beim örtlichen Erreichen der Schallgeschwindigkeit am Flügelprofil. Diese Erscheinung tritt besonders im Kurvenflug in großen Höhen auf, wo zur Erzielung des erforderlichen Auftriebs größere Anstellwinkel benötigt werden. Hierdurch wird natürlich die Manövrierbarkeit des Flugzeugs eingeengt. Verbesserungsmaßnahmen sind die Erniedrigung der Flächenbelastung, die Wahl eines dünnen Profils und ein kleiner Hinterkantenwinkel des Profils.

Weitere Möglichkeiten für Buffeting sind durch die Wirbel gegeben, die von einzelnen Teilen ausgehen, wie Fahrstellen im ausgefahrenen Zustand, von den Fahrwerksklappen und dem offenen Fahrwerksraum. Zur Verminderung solcher Störungen ist es z.B. gut, wenn der Fahrwerksraum nach Herausfahren des Fahrwerks sofort wieder geschlossen wird.

Schließlich sei noch der Triebwerkstrahl erwähnt, der das Leitwerk erregt, wenn es nahe bei oder im Strahl liegt. Die Amplituden sind zwar im Flug meist recht klein, trotzdem wird man es möglichst durch entsprechende Anordnung vermeiden, daß das Leitwerk im Strahl liegt.

#### IV. Abreißflattern

Nach dem Buffeting soll kurz das Abreißflattern besprochen werden. Wie der Name sagt, handelt es sich hier um eine durch den Körper selbst hervorgerufene Schwingung. Während beim normalen Flattern stets zwei Freiheitsgrade beteiligt sein müssen, ist hier nur eine Bewegungsform -



entweder eine Biegeschwingung oder eine Drehschwingung - notwendig. Die Anfachung geschieht durch eine gewisse Hysteresiserscheinung der bei der Bewegung entstehenden Auftriebskräfte.

Diese Hysterese tritt z.B. schon bei kleinen Anstellwinkeln bei dicken Profilen oder Körpern mit schlechter aerodynamischer Form auf, und zwar als Folge einer Phasenverschiebung zwischen dem Abreißen und Wiederanliegen der Strömung und der Hin- und Herbewegung des Körpers. Auf diese Weise kommt wie beim Flattern ein gewisser Antrieb zustande. Die Amplituden müssen jedoch nicht immer bis zum Bruch ansteigen. Solche Schwingungen wurden z.B. an verhältnismäßig dicken Antennenmasten beobachtet, die bei sehr hoher Drillsteifigkeit praktisch reine Biegeschwingungen ausführten, und zwar besonders im Schiebeflug oder bei Störung des Profils durch Eisansatz.

Auch außenliegende Rudermassenausgleiche sind in dieser Weise gefährdet und können bei Eisansatz zum Abreißflattern neigen. Solche Fälle sind sehr gefährlich, weil sie bei etwaigem Dauerbruch des Auslegerarms und Verlust des Massenausgleichs möglicherweise richtiges Ruderflattern mit eventuellem Verlust der ganzen Maschine zur Folge haben können.

Das Abreißflattern tritt aber auch an dünnen Flügelprofilen auf als Folge des Abreißens der Strömung bei großen Anstellwinkeln. Die Bewegung des Flügels ist dabei verhältnismäßig regelmäßig und erfolgt meist im Takt der Eigenfrequenz der Drillschwingung, durch die der Abreißvorgang gesteuert wird.

Maßnahmen zur Vermeidung des Abreißflatterns sind alle Maßnahmen, die zum Anliegen der Strömung bis zum größten für das Flugzeug vorgesehenen Anstellwinkel beitragen.

#### V. Buffetingflattern

Schließlich bleibt noch das sogenannte B u f f e t i n g - f l a t t e r n zu erwähnen. Damit ist ein Schwingungsvorgang gemeint, der besonders im Bereich hoher Unterschallgeschwindigkeiten am Flügel oder am Leitwerk als Folge von



Strömungsablösungen und Druckstößen bei örtlicher Erreichung der Schallgeschwindigkeit auftritt. Je nach Höhe der Machzahl wandert der Punkt am Profil, von dem ab sich die Strömung ablöst, und je nachdem, ob die Ablösung im Bereich des Ruders oder davor erfolgt, treten verschiedene Formen des Buffetingflatterns auf, die zwischen einer Abreißflatterschwingung, dem richtigen Buffetingflattern von meist unregelmäßigen Biegeschwingungen und dem Querruder-Buzz, einer hochfrequenten Ruderschwingung, liegen. Die Amplituden können recht groß sein und zu ernststen Schäden führen.

Da die Grenzschichtablösung die Hauptursache ist, sind gegen das Buffetingflattern alle Maßnahmen günstig, die die Ablösung verhindern, also vor allem eine ideal glatte, schlanke, aerodynamisch günstige Formgebung, dünne Profile mit kleinem Hinterkantenwinkel, genügende Pfeilung und kleines Seitenverhältnis.

#### D Versuche =====

Mit diesen Hinweisen sind die wesentlichen Schwingungerscheinungen am Flugzeug, soweit sie die eigentliche Zelle betreffen, aufgezählt.

Es sollen zum Schluß noch einige Bemerkungen über die Versuche gemacht werden, die man im Zusammenhang mit der Vermeidung von Schwingungen durchführt.

#### I. Standschwingungsversuche

Der wichtigste Versuch ist der S t a n d s c h w i n -  
g u n g s v e r s u c h , der dazu dient, die Eigenschwingungsfrequenzen und -formen des fertigen Flugzeugs im Stand zu bestimmen. Die Kenntnis dieser Schwingungen ist sowohl für die Arbeiten zur Verminderung der mechanisch erregten Schwingungen als auch der durch aerodynamische Kräfte erregten Schwingungen von großer Wichtigkeit. Außerdem läßt sich dabei kontrollieren, ob der Rudermassenausgleich in der vorgesehenen Weise wirkt.



Zu dem Versuch wird das Flugzeug auf irgendeine Weise elastisch gelagert, damit die Eigenschwingungen des Flugzeugs nicht durch die Kräfte von der Lagerung des Flugzeugs beeinflußt werden. Dazu muß die Eigenfrequenz des Flugzeugs in der Lagerung nennenswert niedriger sein als die niedrigste Eigenfrequenz des Flugzeugs selbst. Es genügt häufig, wenn das Flugzeug auf seinen Gummireifen steht; in anderen Fällen muß man es z.B. an Gummiseilen aufhängen oder auf Spezialvorrichtungen lagern. Das Flugzeug wird dann an einem geeigneten Punkt, z.B. am Rumpf, durch einen Vibrator, bestehend aus umlaufenden, unwichtigen Massen, erregt. Die Erregung wird für symmetrische und für antisymmetrische Schwingungen getrennt durchgeführt. Zur Messung wird der gesamte in Frage kommende Frequenzbereich mit der Erregung langsam durchfahren, und dabei werden die Amplituden charakteristischer Punkte, z.B. der Flügel-, Rumpf- und Leitwerkspitze, gemessen. Diese Amplituden werden dann in einem Diagramm über der Erregerfrequenz aufgetragen. Die erhaltenen Kurven sind die Resonanzkurven des Flugzeugs (Bild 24).

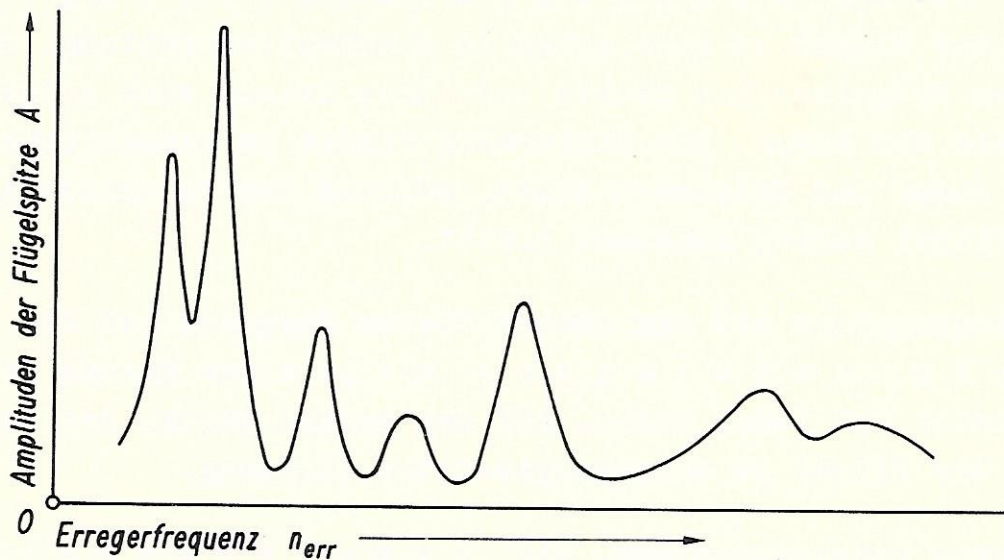


Bild 24: Resonanzkurve der Flügelspitze bei einem Stand-schwingungsversuch

Die Stellen der Maximalamplituden sind offenbar Resonanzstellen, d.h. Stellen, an denen die Eigenfrequenz des Flugzeugs gleich der Erregerfrequenz ist. Damit sind also die Eigenfrequenzen des Flugzeugs gefunden. Die Eigenschwingungsformen des Flugzeugs findet man, indem man die Erregerfrequenz der Reihe nach auf die einzelnen Eigenfrequenzen einstellt und für diese Frequenzen je-



weils die Amplituden an allen Stellen des Flugzeugs mißt. Trägt man diese Amplituden sinngemäß in einem Grundrißbild des Flugzeugs ein, so kann man daraus die Amplitudenverteilung über dem Flugzeug ablesen (Bild 25).

Auf Bild 25 sind als Beispiel die wichtigsten Schwingungsformen bei symmetrischer Erregung dargestellt. Die in Wirklichkeit vertikalen Amplituden sind dabei in die Zeichenebene geklappt und von einer Grundlinie aus derart aufgetragen, daß man aus der Auftragsrichtung nach rechts oder links erkennt, ob der betreffende Punkt in einem Augenblick der Schwingung gerade gleich oder entgegengesetzt schwingt wie die anderen Punkte. Stellen, an denen die Amplitude null ist, sind durch eine strichpunktier- te Linie verbunden. Die Linie stellt den Schwingungsknoten dar. Auf die Einzeichnung der Amplituden des Ruders wurde aus Gründen der Übersichtlichkeit verzichtet.

Die erste Schwingungsform mit der niedrigsten Frequenz von  $275 \text{ min}^{-1}$  ist die **F l ü g e l g r u n d d r i l l u n g**. Dabei schwingt der Flügel um eine Achse in Spannweitenrichtung, und die beiden Flügelhälften rechts und links drehen sich entgegengesetzt wie der Rumpf. Die Verformung findet im wesentlichen zwischen Rumpf und Triebwerk statt, während der Verdrillwinkel im Außenflügel nahezu konstant bleibt.

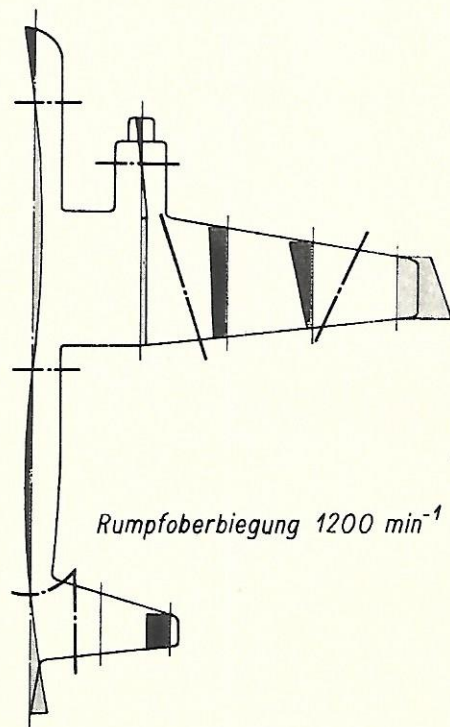
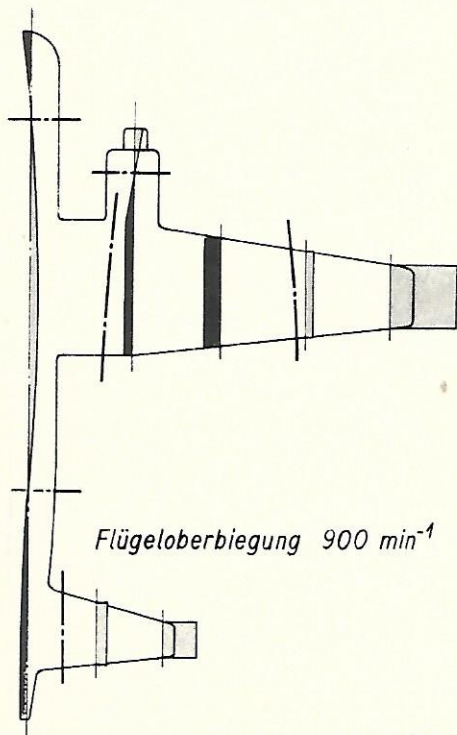
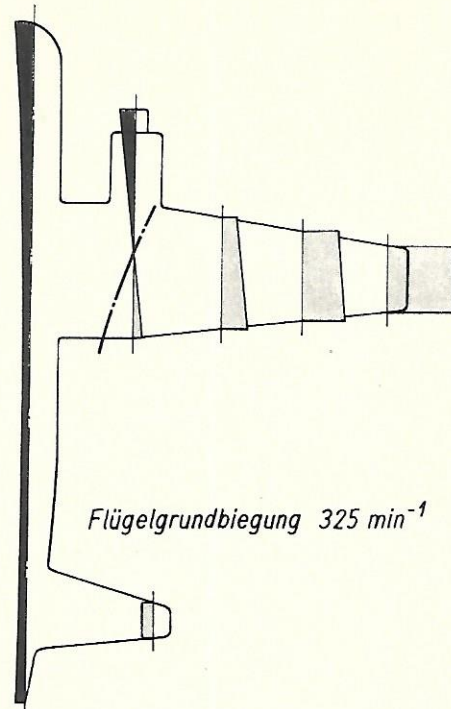
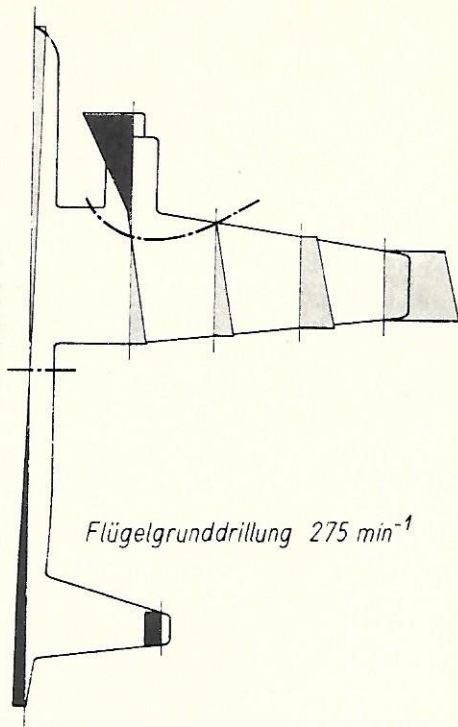
Die Schwingungsform mit der nächsthöheren Frequenz ist die **F l ü g e l g r u n d b i e g u n g** mit je einem Knoten neben dem Triebwerk auf jeder Seite. Auf den beiden Seiten des Knotens schwingt der Flügel in entgegengesetzter Richtung.

Die folgende Schwingungsform, die **R u m p f g r u n d b i e g u n g**, weist auch im Rumpf zwei Knoten auf. Die Flügelknoten sind etwas weiter außen.

Die nächste Schwingungsform unterscheidet sich von der vorigen im wesentlichen durch Biegeknoten im Höhenleitwerk. Es ist die **H ö h e n f l o s s e n g r u n d b i e g u n g**.

Anschließend folgt die **F l ü g e l o b e r b i e g u n g** mit je zwei Knoten auf jeder Flügelseite.







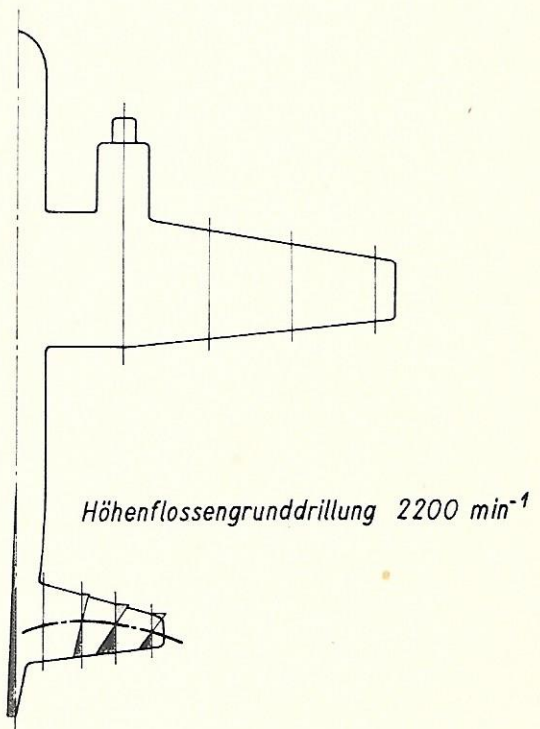
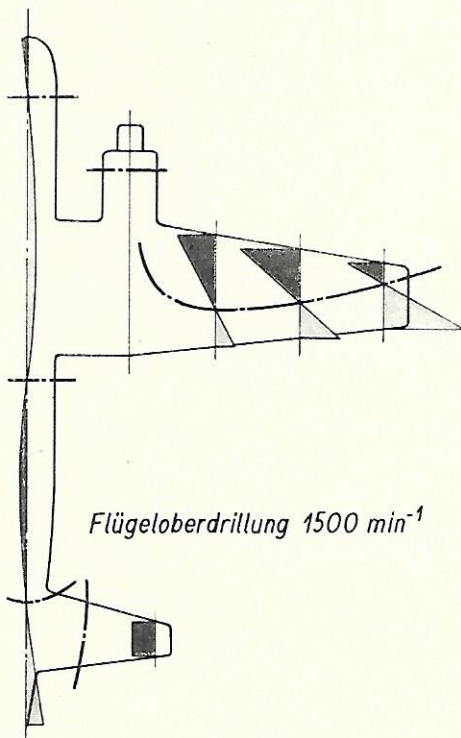
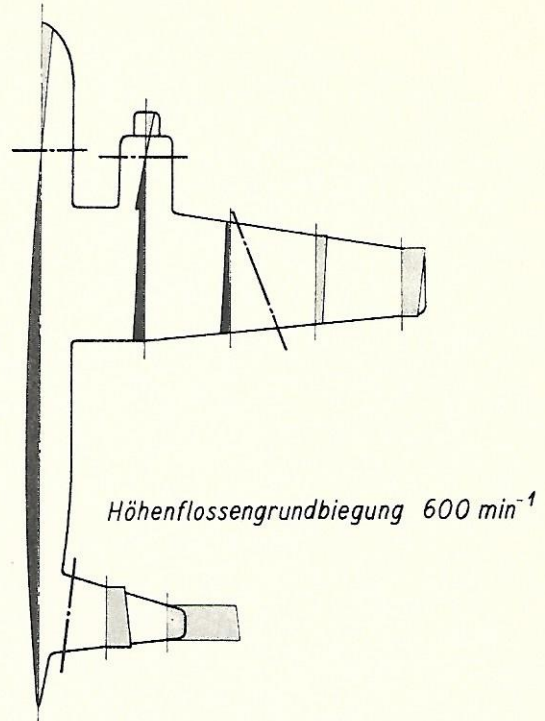
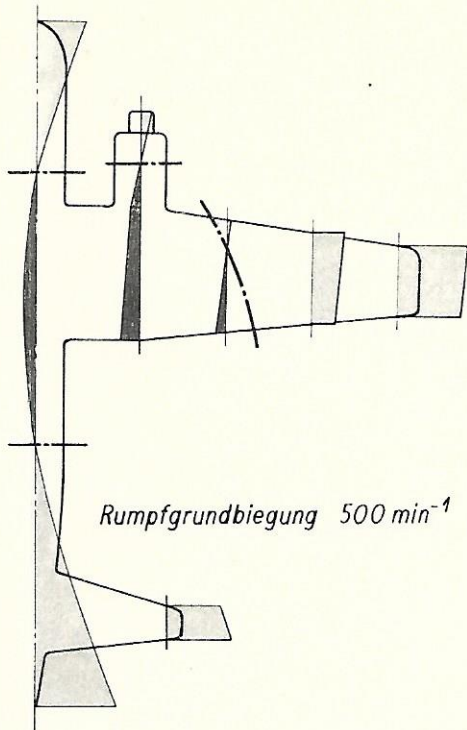


Bild 25.  
Symmetrische Schwingungsformen



Die nächste Schwingungsform ist ähnlich: Es ist die R u m p f o b e r b i e g u n g mit drei Knoten im Rumpf.

Schließlich sind noch die zwei Verdrillschwingungen, nämlich die F l ü g e l o b e r d r i l l u n g und die H ö h e n f l o s s e n g r u n d d r i l l u n g , eingezeichnet. Bei beiden Schwingungsformen zieht sich ein Schwingungsknoten entlang der Spannweite durch den Flügel bzw. das Höhenleitwerk.

Man erkennt an diesen Bildern, daß bei einer Drillschwingung infolge des Abstands zwischen Schwerlinie und elastischer Linie auch stets eine Biegeverformung auftritt und umgekehrt. Die frequenzmäßige Aufeinanderfolge der Eigenschwingungen ist natürlich bei den verschiedenen Flugzeugtypen nicht gleich.

Der Standschwingungsversuch wird heute bei jedem neuen Muster durchgeführt, weil er in einfacher und sicherer Weise über die Eigenschwingungen Auskunft gibt, deren Kenntnis für die Beurteilung aller Schwingungseigenschaften notwendig ist.

## II. Flugschwingungsversuche

Trotzdem kann man natürlich aus den Ergebnissen des Standschwingungsversuchs nicht die Größe der kritischen Flattergeschwindigkeit ableiten. Es wurde deshalb nach Methoden gesucht, um diese Geschwindigkeit durch den Flugversuch direkt zu bestimmen. Eine solche Methode fand sich im sogenannten F l u g s c h w i n g u n g s v e r s u c h .

Der Grundgedanke dieses Versuchs ist in dem Diagramm "Dämpfung über der Fluggeschwindigkeit" begründet, das bereits erwähnt wurde (Bild 10). Das Diagramm (s.a. Bild 26) zeigt, daß die Gesamtdämpfung zunächst bei steigender Geschwindigkeit zunimmt und dann wieder abnimmt. Die Geschwindigkeit für gerade verschwindende Dämpfung ist die kritische Geschwindigkeit. Die Größe der Dämpfung eines Schwingungssystems läßt sich leicht aus der Amplitudenvergrößerung bei Erregung mit der Eigenfrequenz, also bei Resonanz, erkennen.



Die Amplitudenvergrößerung ist nämlich umgekehrt proportional der Dämpfung. Dies war auch aus den zu Anfang gezeigten Resonanzkurven für einen einfachen Schwinger zu erkennen. Dem entsprechend muß also die bei einer bestimmten Erregerstärke in Resonanz - z.B. für die Flügelbiegung - erzielbare Amplitude bei steigender Fluggeschwindigkeit laufend abnehmen, um später bei kleiner werdender Dämpfung wieder zuzunehmen und schließlich bei Dämpfung null den Wert unendlich zu erreichen.

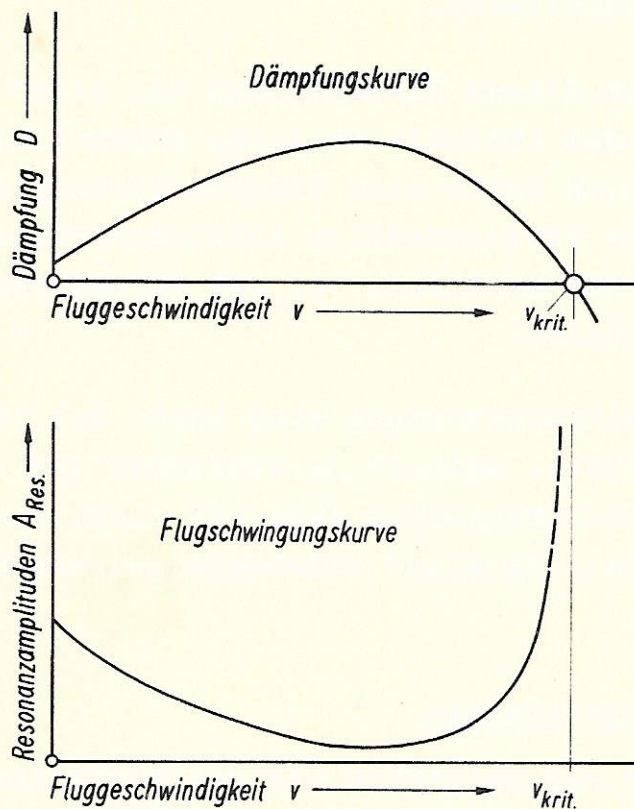


Bild 26: Flugschwingungsversuch

Trägt man diese Resonanzamplituden über der Geschwindigkeit auf, so erhält man die sogenannte *Flugschwingungskurve* (Bild 26), aus der bei einem steilen Anstieg der Amplituden durch Extrapolation auf die kritische Geschwindigkeit geschlossen werden kann, bevor die Amplituden gefährliche Werte angenommen haben.

Natürlich muß für jede einzelne Schwingungsform eine solche Flugschwingungskurve ermittelt werden. Das geht so vor sich, daß man in das Flugzeug eine automatische Erreger- und Meßanlage einbaut und die Amplituden der charakteristischen Punkte des Flugzeugs aufzeichnet. Die Erregeranlage muß in einer bestimmten Zeit das gesamte interessierende Frequenzspektrum durchfahren, und zwar getrennt symmetrisch und antisymmetrisch.



Man führt den Versuch zunächst im Stand durch, ähnlich einem Standschwingungsversuch, und erhält für jeden Meßpunkt eine Resonanzkurve. Jede einzelne Maximalamplitude der Resonanzkurven für die einzelnen Meßstellen gibt jeweils den ersten Punkt einer Flugschwingungskurve für die Geschwindigkeit null. Der Versuch wird dann im Fluge bei niedriger Geschwindigkeit wiederholt, und die Auswertung ergibt die zweiten Punkte aller Flugschwingungskurven. Solange nicht die Annäherung an die kritische Geschwindigkeit durch stärkeren Anstieg der Resonanzamplitude erkennbar ist, wird jeweils nach erfolgter Auswertung der nächste Versuch bei etwas erhöhter Geschwindigkeit durchgeführt.

Die Methode erwies sich für eine Reihe von Flatterfällen als durchaus brauchbar. Ein wesentlicher Vorteil ist, daß wegen der stets vorhandenen Erregung eine einmal erflogene Geschwindigkeit als flattersicher gelten kann, was bei einem normalen Flug ohne Erregung nicht ohne weiteres der Fall zu sein braucht; denn zufälligerweise kann ein entsprechender Anstoß durch Luftunruhen gefehlt haben.

Trotzdem hat das Verfahren wesentliche Mängel, da es umständlich, teuer und zeitraubend und besonders die Extrapolation für den Fall Biegung-Drillung wegen der scharfen Änderung der Dämpfung nicht zuverlässig ist. Deshalb wird es z.Z. nur noch in besonderen Fällen angewandt.

### III. Modellversuch

Ein anderer Versuch hat dagegen mehr und mehr Eingang gefunden: Es ist der Versuch mit dynamisch ähnlichen Modellen des Flugzeugs im Windkanal.

Die Modelle können als Teilmodelle und auch als Gesamtmodell des Flugzeugs gebaut werden. Sie müssen der Großausführung ähnlich sein bezüglich der äußeren geometrischen Form, bezüglich der Massen, ihrer Schwerpunkte, der Massenträgheitsmomente und bezüglich ihrer Steifigkeiten, so daß die Eigenschwingungen und ihre Frequenzen ebenfalls ähnlich sind. Außerdem muß das Verhältnis von Massenkräften und Luftkräften



gleich sein, so daß schließlich auch die kritische Geschwindigkeit entsprechend den gewählten Maßstäben ähnlich ist.

Natürlich ist auch der Bau und die Untersuchung eines solchen Modells teuer, aber die Zuverlässigkeit der Ergebnisse, die Möglichkeit des frühzeitigen Erkennens einer zu niedrigen kritischen Geschwindigkeit, das verminderte Risiko beim Ausfliegen und die gegenüber dem Flugschwingungsversuch dadurch wesentlich kürzere Flugerprobungszeit rechtfertigen in vielen Fällen die Ausgaben.

#### E Schlußbetrachtungen

=====

Abschließend ist zu sagen, daß diese teuren Untersuchungsmethoden erst durch die stete Steigerung der Fluggeschwindigkeiten und das Vordringen zu Flatterfällen mit Biegung und Drillung notwendig geworden sind. Der Grund dafür ist, daß die kritische Geschwindigkeit nicht mehr ohne weiteres am fertigen Flugzeug geändert werden kann, weil hierzu Maßnahmen erforderlich sind, die wesentliche Änderungen des Flugzeugaufbaus darstellen. Man muß deshalb rechtzeitig Untersuchungen anstellen, um diese Maßnahmen zu treffen, solange das Flugzeug noch nicht gebaut ist.

Der Aufwand für die Ruder-Flatterfälle ist demgegenüber wesentlich kleiner, und die Schwierigkeiten bei der Verminderung der mechanisch erregten Schwingungen sind seit Einführung von Turbinentriebwerken ganz beträchtlich zurückgegangen, nachdem gerade auf diesem Gebiet bei Kolbenmotoren viel Arbeit notwendig war. Es hat sich also eine Verlagerung des Arbeitsaufwands zum Flattergebiet hin vollzogen, und es ist wohl zu erwarten, daß dieses Gebiet auch bei weiterer Steigerung der Fluggeschwindigkeit erhebliche Arbeit beansprucht.



## B i l d v e r z e i c h n i s

Seite

Bild 1	Idealisiertes Schwingungssystem eines Flugzeugs	2
Bild 2	Beispiel einer Triebwerkaufhängung	4
Bild 3	Höhensteuerung	4
Bild 4	Quersteuerung	5
Bild 5	Amplituden als Funktion der Erregerfrequenz für ein System mit e i n e m Freiheitsgrad	7
Bild 6	Zusammenhang zwischen Triebwerkdrehzahlen und Bauteileigenfrequenzen	9
Bild 7	Isolierung der Flugzeugzelle von den Triebwerkschwingungen	12
Bild 8	Triebwerkeigenschwingungen und Eigenfrequenzen	13
Bild 9	Gedämpfte und angefachte Schwingungen	18
Bild 10	Erläuterung des Begriffs der kritischen Geschwindigkeit des Flatterns am Verlauf der Dämpfungskurve	21
Bild 11	Eigenschwingungen eines Flügels	23
Bild 12	Biege-Ruder-Flattern	27
Bild 13	Einfluß der Ruderschwerpunktlage beim Biege-Ruder-Flattern	29
Bild 14	Direkte Rudermassenausgleiche	30
Bild 15	Direkter Rudermassenausgleich bei Spaltrudern	31
Bild 16	Indirekter Rudermassenausgleich	31
Bild 17	Einfluß des Frequenzverhältnisses (Ruder:Flügel) beim Biege-Ruder-Flattern	33
Bild 18	Einfluß der Ruderschwerpunktlage beim Verdreh-Ruder-Flattern	35
Bild 19	Kritische Geschwindigkeiten verschiedener Flatterfälle	38
Bild 20	Flattern mit Biegung und Drillung	40
Bild 21	Einfluß der Schwerpunktlage beim Flattern mit Biegung und Drillung	41
Bild 22	Boeing 707	45
Bild 23	Handley-Page "Victor"	47
Bild 24	Resonanzkurve der Flügelspitze bei einem Standschwingungsversuch	51
Bild 25	Symmetrische Schwingungsformen	53
Bild 26	Flugschwingungsversuch	56



### Vortragsreihe der Kammer der Technik 1957

- |                            |   |
|----------------------------|---|
| 1. Obering. Strobel:       | Neuzeitliche Konstruktionen und Bauweisen   |
| 2. Prof. Dr.phil. Cordes:  | Das Strahltriebwerk als Flugzeugantrieb   |
| 3. Prof.Dr.-Ing. Backhaus: | Einführung in Probleme der aerodynamischen Flugzeuggestaltung   |
| 4. Dipl.-Ing. Freytag:     | Entwicklungstendenzen in der Flugzeugfertigung  |
| 5. Dipl.-Ing. Schmitt:     | Schwingungsprobleme im Flugzeugbau  |
| 6. Obering. Günther:       | Festigkeitsprobleme des modernen Flugzeugbaus   |
| 7. Dipl.-Ing. Jürgens:     | Diesseits und jenseits der Schallmauer.<br>Aerodynamische Vorgänge bei Unter- und Überschallgeschwindigkeit |

### Vortragsreihe der Kammer der Technik 1958

- |                          |  |
|--------------------------|--|
| 8. Dr.-Ing. Claussnitzer | Flugzeuggeräte und die elektrische Ausrüstung von Flugzeugen - ein Überblick |
| 9. Dr.-Ing. Mansfeld     | Organisation und Technik der Flugsicherung                                   |
| 10. Dipl.-Phys. Schubart | Grundlagen der gegenwärtigen und zukünftigen Raketenantriebe                 |
| 11. Dr.-Ing. Strauss     | Windkanäle im Blickwinkel des Flugzeugbaus                                   |

Bereits erschienen: Nr. 1, 2, 3 - 1958 erscheinen noch 4, 5, 10, 11 - 1959 erscheinen Nr. 6, 7, 8, 9.

Die Bände der Vortragsreihe der K.d.T. können durch das Technische Kabinett der K.d.T. im VEB Flugzeugwerke Dresden-Klotzsche, Haus 27, oder als Sammelbestellungen auch durch die Zentralstelle für Literatur und Lehrmittel, Archiv, Dresden-N 2, Postfach 40, bezogen werden.