

Fig. 45.

In nebenstehender Fig. 45 stellen die Kurven die Änderungen der Zugkraft und erforderlichen Motorleistung als Funktion der Geschwindigkeit dar; die Neigungen zwischen Sehne und Wind sind jeder Kurve beige-schrieben. Bemerkenswert ist, daß mit Steigerung der Geschwindigkeit die Zugkräfte und die Antriebsleistung rasch zunehmen.

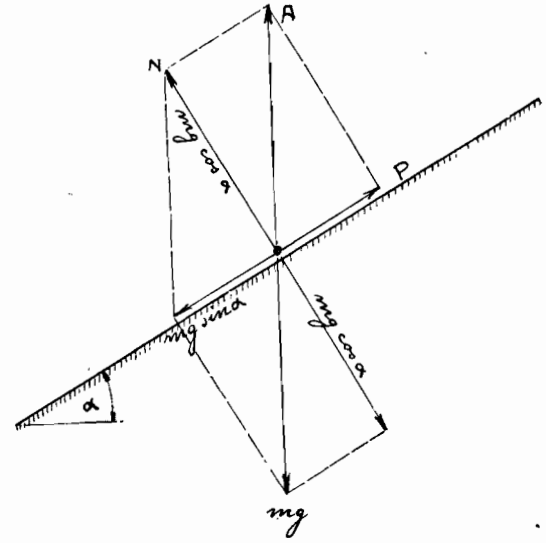


Fig. 46.

Der ansteigende Flug.

Im ansteigenden Fluge gleicht und unterliegt das Flugzeug den Kraftverhältnissen eines auf der schiefen Ebene sich mit gleichförmiger Geschwindigkeit aufwärts fortbewegenden Körpers.

Die das Flugzeug schräg aufwärts fortbewegende Propellerzug- bzw. Schubkraft Z hat außer dem Flugwiderstand W noch den Hangabtrieb Q

$$Q = G \sin \beta$$

zu überwinden; für den Gleichgewichtszustand muß sein

$$Z = W + G \sin \beta,$$

worin

W den Flug-Gesamtwiderstand,

β den Steigungswinkel

bezeichnet.

Der Steigungswiderstand allein beträgt

$$W_{stg} = G \sin \beta \text{ in kg,}$$

und die zur Überwindung desselben erforderliche Arbeit A

$$A_{stg} = G \sin \beta v \text{ mkg/sek.}$$

Für den horizontalen Flug beträgt der Gesamtwiderstand

$$W_g = W_r + W_{st} \text{ in kg,}$$

für den ansteigenden Flug

$$W_g = W_r + W_{st} + W_{stg} \text{ in kg}$$

bzw. der zur Überwindung desselben notwendige Arbeitsaufwand A

$$A_{gstg} = (W_r + W_{st} + W_{stg}) v \text{ mkg/sek.,}$$

der die Beistellung einer effektiven Motorleistung L

$$L_{gg} = \frac{A_{gstg}}{75 n_m} \text{ in PS}$$

erfordert, wobei zunächst angenommen wird, daß sich die Geschwindigkeit im ansteigenden Fluge nicht verändert.

Von den Widerständen W_r und W_{st} abgesehen, erfordert ein unter dem Winkel β mit der Geschwindigkeit v auszuführender Flug eines Flugzeugs vom Gewichte G die Beistellung der Motorleistung L

$$L_{stg} = \frac{W_{stg}}{75 n_m} \text{ in PS;}$$

bildet diese etwa den Überschuß der einem Flugzeug bereitgestellten Motorkraft, so wohnt demselben ein Arbeitsvorrat von

$$A_{stg} = L_{stg} \cdot 75 \cdot n_m \text{ mkg}$$

inne, welche bei der Bemessung der zu einem Flugzeug erforderlichen Motorkraft zur Überwindung des Steigungswiderstandes W_{stg} stets zu berücksichtigen ist; die Größe

dieses Überschusses an verfügbarer Motorkraft kommt der Steigfähigkeit des Flugzeugs zugute.

Die Größe des Widerstandes W_{stg} , welcher mittels der dieser überschüssigen Arbeitsmenge überwunden werden kann, ergibt sich aus:

$$W_{stg} = \frac{A_{stg}}{v} \text{ in kg;}$$

es muß sein:

$$G \sin \beta = W_{stg} \text{ in kg.}$$

Der mit dem Aufwand obenerwähnter Arbeitsmenge

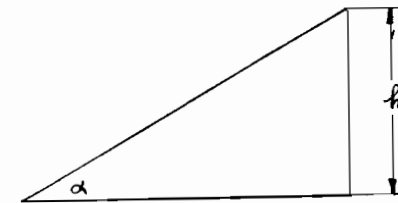


Fig. 47.

im besten Falle erreichbare Steigungswinkel β ergibt sich zu

$$\sin \beta = \frac{W_{stg}}{G}$$

und die sekundliche vertikale Steiggeschwindigkeit h aus

$$h = v \sin \beta \text{ m/sek.}$$

bzw.

$$h = \frac{A_{stg}}{G} \text{ ,,}$$

es entspricht dies, wie aus der letzten Gleichung ersichtlich, genau derjenigen Höhe, auf welche das Flugzeug vom Gewichte G mit Aufwand der zu diesem Zwecke verfügbaren Arbeitsmenge A_{stg} pro Sekunde in vertikaler Richtung gehoben werden kann.

Die zur Erreichung einer bestimmten Höhenlage H erforderliche Zeit t ergibt sich zu

$$t = \frac{H}{h} \text{ in Sek.}$$

Die Stabilisierung oder Gleichgewichtserhaltung des Flugzeugs.

Die Stabilisierung bildet eine der wichtigsten und interessantesten Fragen des Flugzeugs. Ein Flugzeug ist im Gleichgewicht, wenn die auf dasselbe einwirkenden Kräfte, Gewicht, Widerstand und Vortriebskraft, einander das Gleichgewicht halten. Der Gleichgewichtszustand kann ein sicherer oder stabiler, unsicherer oder labiler und schließlich ein unentschiedener oder indifferenter sein.

Ein Körper und somit auch ein Flugzeug ist stabil, wenn derselbe aus seiner Gleichgewichtslage gebracht stets wieder aus sich selbst in dieselbe zurückkehrt. Beim sicheren Gleichgewichtszustand liegt der Schwerpunkt des Körpers senkrecht unter dem Stützpunkte. Ein Körper ist im labilen Gleichgewicht oder kurz labil, wenn derselbe — aus seiner Gleichgewichtslage gebracht — aus sich selbst nicht wieder in diese zurückkehren vermag; bei labilen Körpern liegt also der Schwerpunkt oben. Ein Körper ist schließlich im indifferenten Gleichgewichtszustand, wenn derselbe nach jeder Lagenveränderung in Ruhe bleibt; dies trifft zu, wenn der Schwerpunkt mit dem Stützpunkt zusammenfällt.

Die Lage des Flugzeugs ist gleich jedem Körper im Raume dreidimensional, d. h. durch 3 Ebenen oder Achsen bestimmt. Die Stabilität des Flugzeugs bezieht sich auf eine Gleichgewichtserhaltung in der Längs- und der Querrichtung, und man unterscheidet dementsprechend eine Längsstabilität und eine Querstabilität; zur Erhaltung der Längsstabilität dient dem Flugzeug das Höhensteuer und die sogenannte Stabilisierungsfläche, während zur Erhaltung der Querstabilität Flügelklappen oder die Verwindung der Tragflächenränder herangezogen werden.

Die Stabilität eines Flugzeugs kann sowohl in bezug auf stabile (sichere) als auch in bezug auf indifferente Gleichgewichtslage durchgeführt werden; im ersteren Falle liegt der Schwerpunkt S des Flugzeugs unter den Tragflächen, im letzteren Falle im Widerstandsmittelpunkt.

Denkt man sich das Flugzeug in Fig. 48 a, 48 b im Punkte a aufgehängt, so findet man, daß dasselbe, einmal (durch einen Windstoß) aus einer horizontalen in die gestrichelte Lage

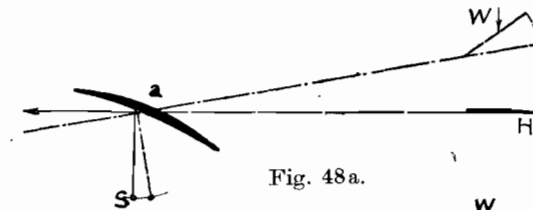


Fig. 48 a.

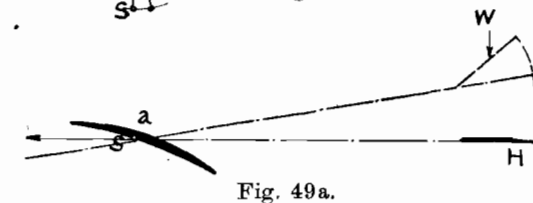


Fig. 49 a.

herausgebracht — von Nebenumständen abgesehen —, infolge der tiefen Schwerpunktlage stets wieder in seine ursprüngliche horizontale Lage zurückkehrt; trüfe jedoch ein Windstoß das in Fig. 49 a, 49 b schematisch skizzierte Flugzeug im Punkte c

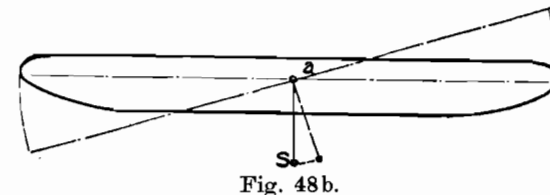


Fig. 48 b.

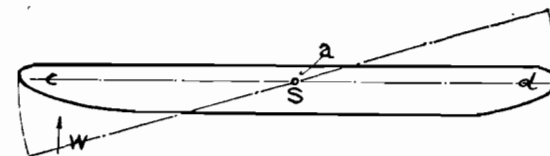


Fig. 49 b.

oder d oder am Höhensteuer H , so würde dasselbe ohne entsprechendes Zutun des Fliegers die gestrichelt dargestellte Lage dauernd beibehalten. — Um das in Fig. 48 a, 49 b dargestellte Flugzeug aus der angedeuteten Schräglage aber-

mals in die ursprüngliche horizontale Lage zurückzubringen, bedarf es der Erzeugung eines durch die Pfeile angedeuteten, im ersteren Falle durch das Höhensteuer H (punktirierte Lage), im letzteren durch Verwindung (gauchissement) des Flügels c (nach abwärts) erzeugten Druckes W .

Tatsächlich reicht indes auch der beim ersteren Flugzeuge tiefliegende Schwerpunkt — außer bei geringfügigen Gleichgewichtsstörungen — bei weitem nicht aus, und wird sonach auch der Flieger dieses Flugzeugs, um das gestörte Gleichgewicht wieder zu gewinnen, sich des eben geschilderten Hochsteuerns bzw. Verwindens keineswegs entziehen können.

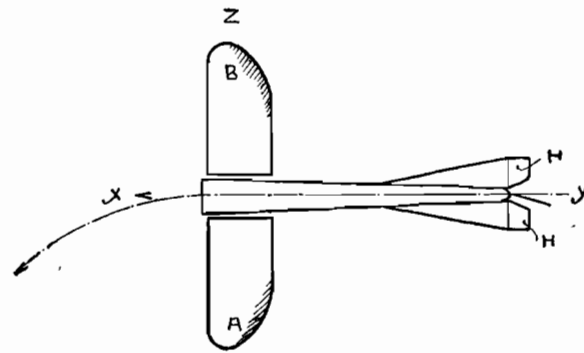


Fig. 50a.

Fig. 50a stellt den Grundriß eines Eindeckers (von oben gesehen) vor, bei dem die Erhaltung der Querstabilität durch Verwindung der äußeren (hinteren) Flügelränder bewirkt wird. Es sei angenommen, das in Fig. 50a dargestellte Flugzeug flöge in der Richtung des eingezeichneten Pfeiles und werde plötzlich am rechten Flügel B durch einen von unten kommenden Windstoß aus dem Gleichgewicht in eine schräge Lage gebracht und soll nunmehr durch die Verwindung abermals in seine ursprüngliche horizontale Lage gebracht werden. Zu diesem Zwecke „verwindet“ der Flieger den geneigten Flügel. Dieses Verwinden erfolgt derart, daß der Flieger, sei es durch einen Fuß- oder Handdruck auf den Verwindungshebel und entsprechenden Draht- oder Seilzug, den hinteren

elastischen Rand der linken Flügelspitze nach unten verzieht; hierdurch wird die Wölbung der Tragfläche und somit auch der Luftwiderstand und Auftrieb an dem so „verwundenen“ Flügel vergrößert, der hierauf das Emporheben desselben bewirkt; das gleiche Manöver muß im gleichen Falle der Flieger des in Fig. 50b dargestellten Flugzeugs ausführen, indes mit dem Unterschiede, daß er die linke Flügelklappe A des linken Flügels herabzieht und hierdurch die gleiche Wirkung erzielt wie vorhin mittels der Verwindung; beide Mittel sind ziemlich gleichwertig, doch wird die Verwindung bei Eindeckern

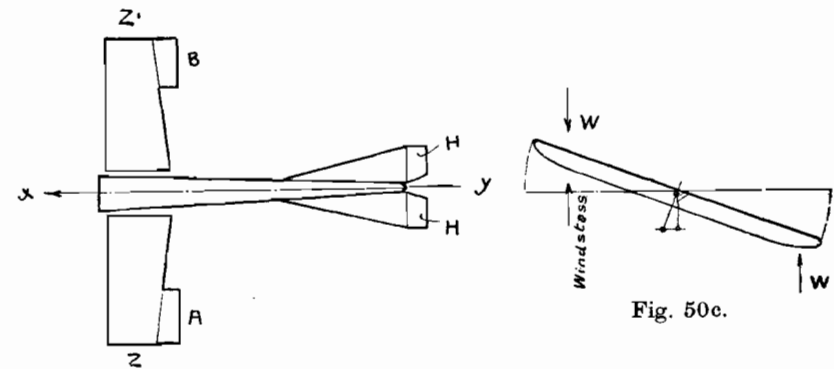


Fig. 50b.

Fig. 50c.

den Flügelklappen (Ailerons) allgemein vorgezogen. Tatsächlich erfolgt die Verwindung bzw. die Betätigung der Flügelklappe nicht an einem, sondern an beiden Flügeln, jedoch in entgegengesetzter Richtung; während im vorstehenden Falle der linke (gesenkte) Flügel nach abwärts, wird zugleich der rechte (gehobene) Flügel nach aufwärts verwunden; dies hat zur Folge, daß der rechte Flügel „Oberwind“ bekommt und einen entgegen dem Windstoß nach abwärts gerichteten Druck W erhält, der seinerseits genau die gleiche Wirkung auf das Flugzeug ausübt, d. h. dasselbe abermals in die horizontale Lage zurückbringt.

Da sich die Wirkungen der Drucke W (Fig. 50c) an den