KLEIN - FLUGZEUGE

Lehrschriften für die Aus-und Weiterbildung des Personals der Zivilen Luftfahrt der DDR

AERODYNAMIK

INTERFLUG
Gesellschaft für internationalen Flugverkehr m.b.H.

Autor: Klaus-Dieter Grätzsch
Ing. für Flugzeugführung

Technische Redaktion: Bruno Lau

- Als Manuskript vervielfältigt -

Für die Betriebsschule der INTERFLUG erarbeitet und für Schulungszwecke bestimmt.
Die Lehrschrift besitzt keine Gültigkeit im Sinne von technischer Dokumentation und Betriebsdokumentation.
Nicht zum Verkauf im öffentlichen Buchhandel zugelassen. Nachdruck - auch auszugsweise - nur mit Genemigung des Verfassers bzw. des Herausgebers.

Herausgeber: INTERFLUG - Technische Dokumentationsstelle
Berlin - Schönefeld
November 1969

Ordnungs-Nummer: BB-A-4/21 Ag/130/63/69 TDZL

Inhaltsverzeichnis

		Seite
1.	Einführung	7
1.1.	Begriff der Aerodynamik/Flugmechanik	7
1.2.	Geschichte der Aerodynamik	7
1.3.	Bekanntgabe des Programms	8
2.	Wichtige Begriffe der Aerodynamik und Flugmechanik	9
2.1.	Begriffe und Bezeichnungen am Flugzeug	9
2.1.1.	TF-Formen und Aufgaben des TF	9
2.1.2.	Profilformen	11
2.1.3.	Winkel am TF	11
2.1.4.	Leitwerksformen und Aufgaben des Leitwerks	11
2.1.5.	Rumpfformen und Aufgaben des Rumpfes	11
2.2.	Achsenkreuze	12
2.2.1.	Flugzeugfestes System	12
2.2.2.	Flugwindfestes System	12
2.2.3.	Erdfestes System	12
2.3.	Luftkräfte und Luftkraftmomente	14
2.4.	Freiheitsgrade und Bewegungsformen	14
3.	Eigenschaften der Luft und Grundgesetze der Strömungslehre	16
3.1.	Trägheit	16
3.1.1.	Kontinuitätsgesetz	16
3.1.2.	Kompressibilität	17
3.1.3.	Bernoulli'sche Gleichung	19
3.2.	Zähigkeit und innere Reibung	22
3.3.	Reynold'sche Zahl	22
3.4.	Grenzschicht	22
4.	Auftrieb und Widerstand	25
4.1.	Entstehung des Auftriebes	25
4.1.1.	Statischer Auftrieb	25
4.1.2.	Dynamischer Auftrieb	26
4.2.	Widerstandsarten und Ursachen	32
4.2.1.	Induzierter Widerstand	32

		Seite
4.2.2.	Profilwiderstand	34
4.2.3.	Schädlicher Widerstand	36
4.3.	Maßnahmen zur Beeinflussung des induzierten Widerstandes (Schränkungen)	36
4.4.	Methoden der Auftriebsbeeinflussung	38
4.5.	Luftkraftbeiwerte und Polaren	38
4.6.	Querruderumkehr	42
4.7.	Rolle und Bedeutung des Bodeneffektes	44
5.	Luftschraubentheorie	48
5.1.	Geometrische Charakteristik	48
5.1.1.	Einleitung der LS	48
5.1.2.	Konstruktive Besonderheiten	48
5.1.3.	Wirkungsgrad und Fortschrittsgrad	50
5.2.	Entstehung des LS-Schubes	52
5.3.	Einfluß der LS auf das Flugzeug	52
5.3.1.	Rückdrehmoment	52
5.3.2.	Präzession	54
5.3.3.	Zentrifugalkräfte	54
5.4.	Zusammenhang zwischen Triebwerk/Luftschraube und Ladedruck/Drehzahl	55
6.	Gleichgewicht, Stabilität und Steuerbarkeit	57
6.1.	Gleichgewicht	58
6.2.	Stabilität	58
6.3.	Längsstabilität	60
6.4.	Steuerbarkeit	65
6.5.	Trimmung	66
6.6.	Lastigkeit	66
7.	Flugzustände	67
7.1.	Fachbereichsstandard Luftfahrtterminologie	67
7.2.	Start und Landung	68
7.3.	Welche Faktoren beeinflussen die Startanrollstrecke	69
7.4.	Horizontalflug	71
7.5.	Steigflug	72
7.6.	Gleitflug	74

		Seite
7.7.	Kurvenflug	74
7.8.	Überzogene Flugzustände	76
7.8.1.	Begriffsdefinition	76
7.8.2.	Strömungsvorgänge und Bewegungsformen	76
7.8.3.	Autorotation	80
7.8.4.	Das Trudeln	82
8.	Flugleistungen und Flugeigenschaften	83
8.1.	Flugeigenschaften	83
8.2.	Flugleistungen	83
8.2.1.	Kurve N_{verf} und N_{erf}	85
8.2.2.	Welche Faktoren bestimmen N_{erf}	86
8.2.3.	Rolle und Bedeutung von ΔN	88
8.3.	Kennlinien	91

Hinweis: Bei den grichischen Buchstaben wurde die senkrechte Schrift nach TGL 0-1453 in Anwendung gebracht. Dadurch ergeben sich kleine Abweichungen (Rho = ρ , Gamma = γ).

1. Einführung

1.1. Begriff der Aerodynamik/Flugmechanik

Als Spezialgebiete der Mechanik beschäftigen sich Aerodynamik und Flugmechanik mit den physikalischen Grundlagen und Zusammenhängen des Fluges.

Aerodynamik - Lehre von den Luftströmungen um feste Körper mit dem Ziel deren Kräfte und Momente nach Größe und Richtung zu ermitteln.

Dabei ist es gleichgültig, ob der feste Körper sich durch die stillstehende oder ruhende Luft fortbewegt, oder ob ein feststehender Körper von Luft umströmt wird.

Mit anderen Worten, die Relativbewegung ist entscheidend.

Für den Wirtschaftsflieger genügen Kenntnisse der sogenannten "Aerodynamik kleiner Geschwindigkeiten", bei denen die Kompressibilität vernachlässigbar klein und die Luftdichte

$$\rho = \text{constant}$$

ist, bzw. als konstant angesehen werden kann.

Dieser Bereich geht bis zu einer Geschwindigkeit von 60% der Schallgeschwindigkeit.

$$v = 0{,}6 \cdot a$$

Über diesen Bereich hinaus kann diese Einschränkung nicht mehr gemacht werden, d.h. die Kompressibilität wird berücksichtigt.

Flugmechanik - Lehre von der Bewegung der Luftfahrzeuge infolge der auf sie einwirkenden Luftkräfte. Außerdem ist die Ermittlung der auf Luftfahrzeuge einwirkenden Kräfte bei Start, Landung und Rollen am Boden Gegenstand der Untersuchungen der Flugmechanik.

Aerodynamik und Flugmechanik durchdringen einander. Sie sind Teilgebiete der Luftfahrt und liefern wichtige Grundlagen für alle übrigen Wissenszweige.

1.2. Geschichte der Aerodynamik

So alt wie die Menschheit ist auch der Gedanke des Menschenfluges. Jedoch konnten diese Gedanken erst ihre Verwirklichung finden, als Wissenschaft und Technik einen bestimm-

ten, dafür notwendigen, Stand der Entwicklung erreicht hatten.
Alle früheren Versuche, z.B. Flug des Schneiders von Ulm, mußten scheitern.

1.3. Bekanntgabe des Programms

Unter diesem Punkt sollte der Schüler mit dem Stoffumfang des Fachgebietes entsprechend dem Stoffverteilungsplan informatorisch bekannt gemacht werden.
Darüber hinaus einige Bemerkungen zur Rolle und Bedeutung der theoretischen Ausbildung.
Die Grundlage bilden die Erlaubnisordnung vom 22.06.1965 und die Richtlinie zur Prüfung für die Erlangung von staatlichen Erlaubnissen der zivilen Luftfahrt vom 08.05.1968.
Darin heißt es: "Die Ausübung aller unmittelbar mit dem Flugbetrieb in der zivilen Luftfahrt zusammenhängenden Tätigkeiten, die flugbetriebliche oder flugtechnische Kenntnisse voraussetzen, bedürfen einer staatlichen Erlaubnis.
Die Bewerber müssen ihre Eignung durch Prüfungen über ihre theoretischen Kenntnisse und praktischen Fähigkeiten nachweisen. Darüber hinaus muß ihre medizinische Tauglichkeit nachgewiesen werden."
Die theoretische und praktische Aus- und Weiterbildung erfolgt nach den von der Hauptverwaltung bestätigten Programmen. Wird bei den Prüfungen die Zensur "Genügend" (4) erreicht, kann dem Prüfungsteilnehmer in Anbetracht der hohen Verantwortung des Personals der zivilen Luftfahrt eine Erlaubnis zum praktischen Einsatz nicht erteilt werden.
Das bezieht sich jedoch nur auf die mit der praktischen Tätigkeit im unmittelbaren Zusammenhang stehenden Prüfungsfächer.
Diese sind:
- Navigation,
- Aerodynamik,
- Flugzeugtechnik,
- Flugfunksprechverkehr,
- Aufgaben und Übungen der praktischen Luftfahrzeugführung bzw. Flugleitungsverfahren.

Mit diesen Ausführungen soll dargelegt werden, daß gute Kenntnisse in den obengenannten Fächern unbedingte Voraussetzung sind. Das gilt umsomehr, da sich auch der Inhaber einer Erlaubnis bei jeder Erlaubnisverlängerung erneuten Prüfungen unterziehen muß.

2. Wichtige Begriffe der Aerodynamik und Flugmechanik

2.1. Begriffe und Bezeichnungen am Flugzeug

2.1.1. TF-Formen und Aufgaben des TF

- Rechteckflügel,
- Trapezflügel,
- Ellipsenflügel,
- Deltaflügel.

Diese Einteilung ist nach dem TF-Grundriß möglich. Darüber hinaus kann eine Unterteilung nach der Anordnung am Rumpf vorgenommen werden:
- Tiefdecker,
- Mitteldecker,
- Schulterdecker,
- Hochdecker.

In der heutigen Zeit herrscht der Eindecker vor. Doppeldeckeranordnungen kommen nur noch in sehr wenigen Fällen vor, z.B. AN-2.
Der Tragflügel ist das aerodynamisch wichtigste Bauteil des Flugzeuges, da an ihm der zum Flug notwendige Auftrieb erzeugt wird. Er dient außerdem:
- zur Aufnahme der Start- und Landehilfen und Querruder,
- zur Anbringung von Triebwerken bei mehrmotorigen Luftfahrzeugen,
- zur Aufnahme der Kraftstoffbehälter,
- zur Aufnahme der Befestigungspunkte des Fahrwerkes.

Der Tragflügel wird durch folgende geometrische Größen gekennzeichnet:
- Spannweite b,
- Fläche F,

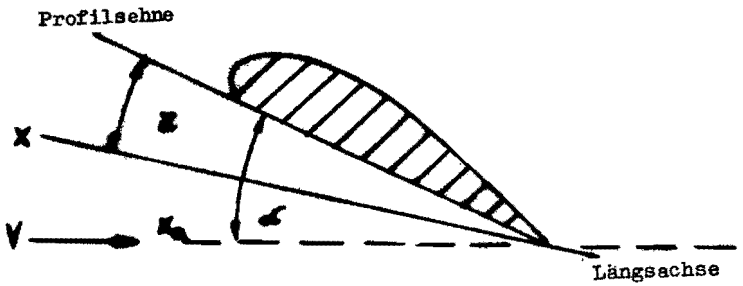


Abb. 1 Tragflügelprofil

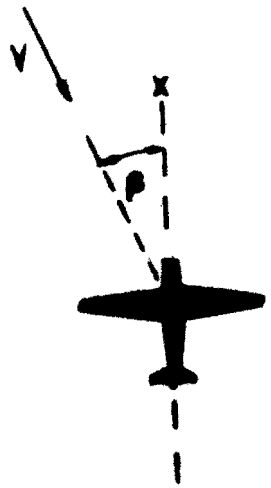


Abb. 2

- Flügeltiefe l,
- Profildicke d.

Von diesen Grundgrößen abgeleitet kennt man:

- Streckung $A = \frac{b^2}{F}$

- Zuspitzung $\frac{l_w}{l_e}$ (TF-Wurzel : TF-Endkappe)

2.1.2. Profilformen

Das Profil stellt den Querschnitt eines TF dar.
Man unterscheidet:
- konkave Unterseite,
- konvexe Unterseite,
- gerade Unterseite,
- symmetrisches Profil.

2.1.3. Winkel am TF (Abb. 1)

- Einstellwinkel $\varkappa$ (Kappa),
- Ausstellwinkel α (Alpha),
- Pfeilwinkel χ (Chi),
- v-Winkel ϑ (Nüh).

2.1.4. Leitwerksformen und Aufgaben des Leitwerks

Das Leitwerk dient zur Herstellung des Momentengleichgewichts.
Man unterteilt in:
- Seitenleitwerk,
- Höhenleitwerk.

Hinsichtlich der konstruktiven Auslegung gibt es folgende Formen:
- doppeltes Seitenleitwerk,
- einfaches Seitenleitwerk,
- dreifaches Seitenleitwerk,
- V-förmiges Leitwerk ohne gesondertes Seitenleitwerk,
- V-förmiges Leitwerk mit Seitenleitwerk.

2.1.5. Rumpfformen und Aufgaben des Rumpfes

Der Rumpf dient:
- zur Aufnahme der Ausrüstung,
- zur Aufnahme der Besatzung, Fracht und der Passagiere,

- der Verbindung sämtlicher Teile zu einem Ganzen.

Als aerodynamisch günstigste Form hat sich der spindelförmige Rumpf mit kreisförmigem Querschnitt erwiesen. Die Länge des Rumpfes wird durch den notwendigen Abstand des Leitwerks vom Schwerpunkt bestimmt.

2.2. Achsenkreuze

Innerhalb der Untersuchungen der Flugmechanik ist es notwendig Bezugssysteme für sämtliche Größen und Bewegungen zu schaffen. Diese Bezugssysteme sind Koordinatensysteme.

2.2.1. Flugzeugfestes System (Abb. 3)

- Koordinatenursprung = Schwerpunkt S,
- Längsachse Flugzeug = x-Achse, positiv nach vorn,
- Querachse Flugzeug = y-Achse, positiv nach rechts,
- Hochachse Flugzeug = z-Achse, positiv nach unten.

2.2.2. Flugwindfestes System (Abb. 4)

Dieses System wird auch aerodynamisches System genannt.
Die im Punkt 2.2.1. erläuterten Achsen erhalten den Index a.

- Koordinatenursprung = Schwerpunkt S,
- Flugwindachse = x_a-Achse, positiv nach vorn,
- Querkraftachse = y_a-Achse, positiv nach rechts,
- Auftriebsachse = z_a-Achse, positiv nach unten.

2.2.3. Erdfestes System (Abb. 5)

Dieses System wird auch geodätisches System genannt.
Die Achsen erhalten den Index g.

- Koordinatenursprung = Schwerpunkt S,
- Nordachse = x_g-Achse, positiv nach vorn,
- Ostachse = y_g-Achse, positiv nach rechts,

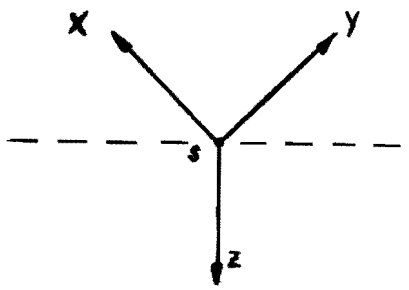


Abb. 3

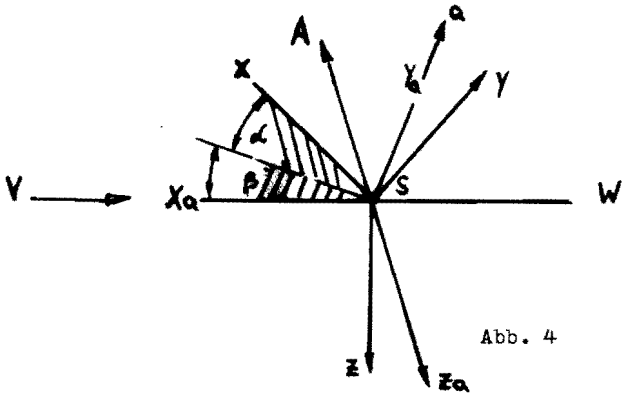


Abb. 4

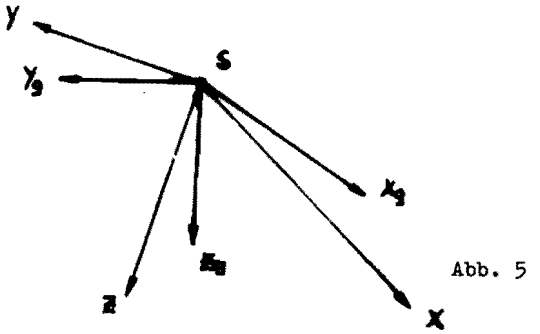


Abb. 5

- Lotachse = z_g-Achse, positiv nach unten zum Erdmittelpunkt gerichtet.

2.3. Luftkräfte und Luftkraftmomente

Die am Flugzeug vorhandenen Luftkräfte sind:

- Auftrieb A - entgegengesetzt zum Gewicht G,
- Widerstand W - entgegengesetzt zur Bewegungsrichtung,
- Gesamtluftkraft R - resultierende Luftkraft aus A und W.(Abb. 6)

Da aber in der Praxis niemals ein frontales Anblasen des Rumpfes, d.h. in Richtung der x-Achse, vorhanden ist, sondern immer eine Schräganblasung (Abb. 2) entsteht die Querkraft Q, die in Richtung y_a-Achse wirkt. (Abb. 7)
Diese erläuterten Luftkräfte gelten nur für das flugwindfeste System. Wir wollen jedoch die Kräftezerlegungen für das flugzeugfeste System nicht untersuchen.
Allen ist bekannt, daß Kräfte Momente hervorrufen, wenn ihr Angriffspunkt außerhalb des Schwerpunktes liegt. Luftkräfte erzeugen deshalb Momente um alle 3 Achsen.

Moment um die x_a-Achse - Rollmoment L_a,
Moment um die y_a-Achse - Längsmoment M_a,
Moment um die z_a-Achse - Gier- oder Wendemoment N_a.

Diese Begriffe tauchen unter Stabilitätsbetrachtungen noch einmal auf.

2.4. Freiheitsgrade und Bewegungsformen

Unter Freiheitsgrad eines Körpers versteht man seine Bewegungsmöglichkeiten.
Ein Luftfahrzeug besitzt 6 Freiheitsgrade
3 Translationsfreiheitsgrade:

- in Richtung der x-Achse : v_x,
- in Richtung der y-Achse : v_y,
- in Richtung der z-Achse : v_z.

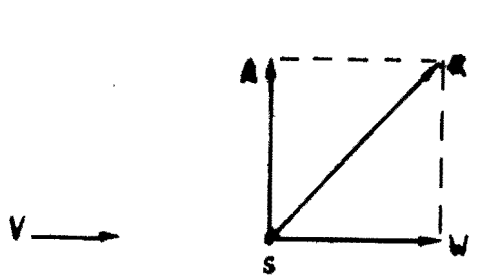


Abb. 6

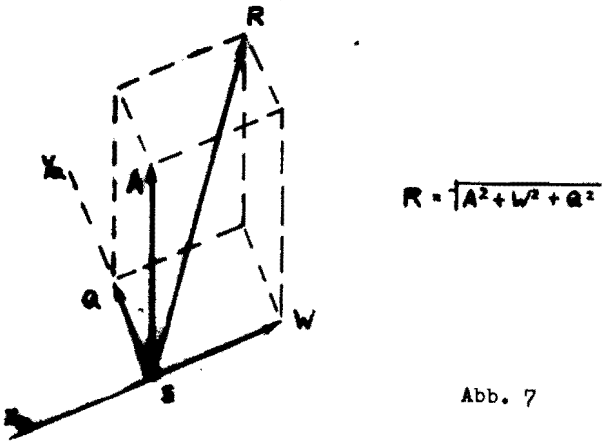


Abb. 7

3 Rotationsfreiheitsgrade:

- Drehung um die x-Achse : ω_x
- Drehung um die y-Achse : ω_y
- Drehung um die z-Achse : ω_z

Diese 6 Bewegungsmöglichkeiten werden unterteilt in:

- Längsbewegungen : v_x ; v_z ; ω_y,
- Seitenbewegungen : v_y ; ω_x ; ω_z. (Abb. 8 und 9)

3. Eigenschaften der Luft und Grundgesetze der Strömungslehre

3.1. Trägheit

Trägheit ist die Eigenschaft eines Körpers oder Mediums jeder Änderung seines Bewegungszustandes Widerstand entgegenzusetzen.
Maß der Trägheit ist die Masse „m".

3.1.1. Kontinuitätsgesetz (Abb. 10)

$$F_2 < F_1$$

$$m_1 = m_2$$

$$m_1 = \rho_1 \quad v_1 \longrightarrow \dot{m}_1 = \frac{\rho_1 \; v_1}{t_1}$$

$$m_2 = \rho_2 \quad v_2 \longrightarrow \dot{m}_2 = \frac{\rho_2 \; v_2}{t_2}$$

$$\dot{m}_1 = \dot{m}_2 \qquad \text{(Massendurchsatz pro Zeit)}$$

$$v = F \cdot s$$

$$\dot{m}_1 = \frac{\rho_1 \cdot F_1 \cdot s_1}{t_1}$$

$$\dot{m}_2 = \frac{\rho_2 \cdot F_2 \cdot s_2}{t_2}$$

$$v = \frac{s}{t}$$

$$\rho_1 \cdot F_1 \cdot v_1 = \rho_2 \cdot F_2 \cdot v_2 \quad \text{für kompressible Medien}$$

$$\rho_1 = \rho_2 \quad \text{inkompressibel}$$

$$F_1 \cdot v_1 = F_2 \cdot v_2$$

$$\boxed{\frac{v_1}{v_2} = \frac{F_2}{F_1}} \quad \text{gilt für inkomp. Medien}$$

Das Kontinuitätsgesetz zeigt den Zusammenhang zwischen Querschnitt, Geschwindigkeit und Dichte einer Strömung.
Es bringt zum Ausdruck, daß durch jeden Querschnitt einer Stromröhre in gleichen Zeiten die gleichen Mengen strömen.

3.1.2. Kompressibilität

Jedes Medium ist mehr oder weniger verdichtbar. Nach dem Gesetz von Gay-Lussac und Boyle-Mariotte gilt für ideale Case:

$$\frac{p \cdot v}{T} = \frac{p \cdot m}{T \; \rho} \quad \text{da } v = \frac{m}{\rho}$$

$$R = \frac{p}{T \cdot \rho}$$

$$\frac{p \cdot v}{T} = m \, R$$

$$p \cdot v = m \, R \, T$$

$$\frac{p}{\rho} = R \, T$$

Bei Einsetzung der INA-Bedingungen:

$$H = 0 \text{ m}$$

$$p_o = 10\,330 \text{ kp/m}^2$$

$$\rho_o = 1\,225 \text{ kg/m}^3$$

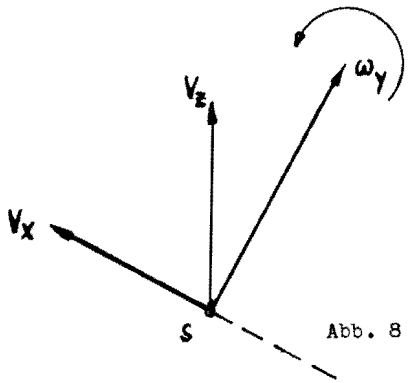


Abb. 8 Längsbewegung

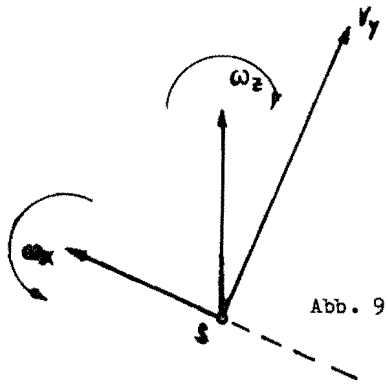


Abb. 9 Seitenbewegung

$$T_o = 288\ ^oK \quad \text{d.h.} \quad t_o = 15\ ^oC$$

ist die Gaskonstante $R_L = 29.2\ \frac{kp \cdot m}{kg \cdot grd} = 287\ \frac{N \cdot m}{kg \cdot grd}$

Dabei ist R_L die Arbeit von einem kg Gas (in unserem Falle Luft) bei Erwärmung um 1 ^oK.

Unter Kompressibilität versteht man die Dichteänderung eines Stoffes mit der Änderung des Druckes.

3.1.3. Bernoulli`sche Gleichung

Die Gesamtenergie einer Luftmasse besteht aus:

- kinetischer Energie $E_{kin} = \frac{m \cdot v^2}{2}$
- innerer Energie $E_i = m \cdot c_v \cdot T$
- potentieller Energie $E_{pot} = m \cdot g \cdot h$

Die potentielle Energie besteht aus der Druckenergie E_p und der Lageenergie. Letztere bleibt bei konstanter Höhe in ihrer Größe konstant.

$$E_p = P \cdot s = p \cdot F \cdot s$$

$$v = F \cdot s = \frac{m}{\rho}$$

$$E_p = p\ \frac{m}{\rho}$$

$$E_{kin_1} + E_{p_1} + E_{i_1} = E_{kin_2} + E_{p_2} + E_{i_2}$$

$$\frac{m_1 \cdot v^2}{2} + \frac{m_1 \cdot p_1}{\rho_1} + m_1\, c_v\, T_1 = \frac{m_2 \cdot v^2}{2} + \frac{m_2 \cdot p_2}{\rho_2} + m_2 \cdot c_v \cdot T_2$$

$$\frac{v^2}{2} + \frac{p_1}{\rho_1} + c_v\, T_1 = \frac{v^2}{2} + \frac{p_2}{\rho_2} + c_v \cdot T_2;$$

also kann man auch schreiben:

$$\frac{v^2}{2} + \frac{p}{\rho} + c_v \cdot T = 0$$

$$c_{v_L} = 718 \frac{I}{kg \cdot grd}$$ (spezif. Wärme bei konst. Volumen)

$$\boxed{\frac{v^2}{2} + \frac{p}{\rho} + 718 \cdot T = 0}$$

Diese allgemeine Form des Gesetzes von Bernoulli gilt für kompressible Medien, d.h. $v > 0{,}6 \cdot a$.

Bei

$$T = \text{const.}$$
$$\rho = \text{const.}$$

d.h. $v < 0{,}6 \cdot a$ entsteht eine Vereinfachung d.h., dann wird die bekannte Form

$$\boxed{p + \frac{\rho}{2} v^2 = 0}$$ erreicht.

Das Gesetz bringt zum Ausdruck, daß in jedem Querschnitt einer Stromröhre die Summe aus statischen und dynamischen Druck konstant ist.

p = statischer Druck

$q = \frac{\rho}{2} v^2$ = dynamischer Druck oder Staudruck

Dimensionen bei Rechnungen mit Bernoulli:

v $\left[\frac{m}{s}\right]$

T $\left[{}^{o}K\right]$

c_v $\left[\frac{I}{kg \cdot grd}\right]$

p $\left[\frac{\frac{kg\,m}{s^2}}{m^2}\right]$

ρ $\left[\frac{kg}{m^3}\right]$

Sollen in einer Stromröhre 2 unterschiedliche Querschnitte betrachtet werden, ist

$$p_1 + q_1 = p_2 + q_2$$

anzusetzen.

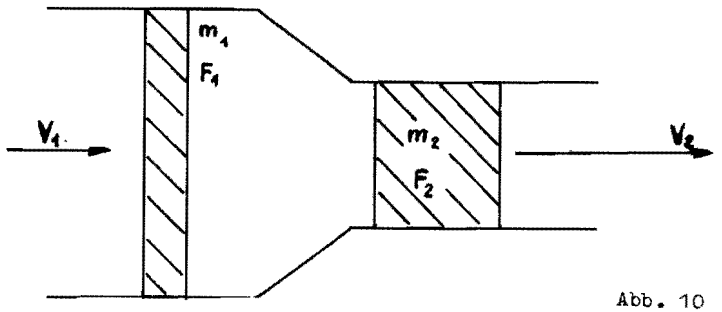


Abb. 10

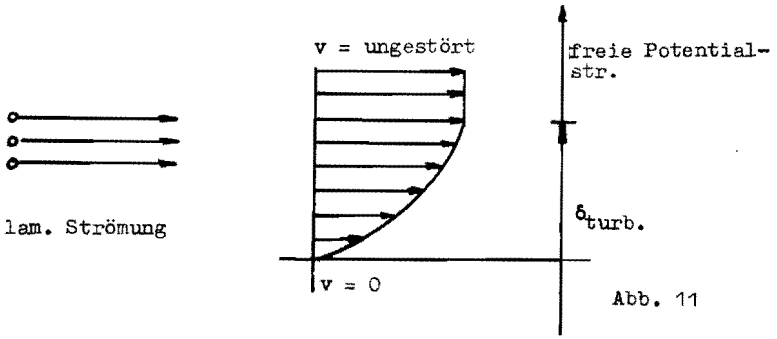


Abb. 11

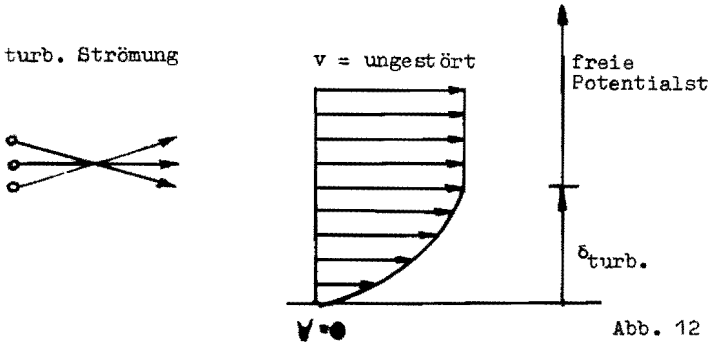


Abb. 12

3.2. Zähigkeit und innere Reibung

Zähigkeit ist die Eigenschaft eines Stoffes, jeder Verschiebung seiner Schichten einen Widerstand entgegenzusetzen. Diesen Widerstand bezeichnet man auch als innere Reibung. Diese Zähigkeit ist bei allen Flüssigkeiten und Gasen vorhanden und hat ihre Auswirkung auf die Strömungsvorgänge an Profilen.
Diese Zähigkeit nimmt mit steigenden Temperaturen bei Gasen zu, da der Molekülaustausch zwischen den einzelnen Schichten ansteigt.

3.3. Reynold'sche Zahl

Sie gibt das Verhältnis der Trägheits- zu den Zähigkeitskräften an und ist dimensionslos.

$$Re = \frac{\text{Trägheitskräfte}}{\text{Zähigkeitskräfte}}.$$

Die Re-Zahl hat ihre Bedeutung für die Berechnung des Umschlagpunktes von laminare in turbulente Strömung.

$$Re = \frac{v \cdot l}{\nu} = \frac{v \cdot l \cdot \rho}{\mu}$$

v = Geschwindigkeit
l = Abstand oder Weglänge eines Strömungsteilchens
ν = kinematische Zähigkeit (ny)
μ = dynamische Zähigkeit (my)
ρ = Dichte

3.4. Grenzschicht

Die Grenzschicht ist die Schicht in der Wandnähe eines Körpers, in der die Geschwindigkeit $v = 0$ bis zur Geschwindigkeit der freien Potentialströmung ansteigt. Die Dicke der Grenzschicht ist abhängig von:
- Profillänge,
- Oberflächengüte,
- Ausbildung der Nasenkante, da hier der Geschwindigkeitsgradient am größten ist,
- Strömungsgeschwindigkeit.

Ursache der Grenzschicht ist die Geschwindigkeitsänderung der Luftteilchen durch die Zähigkeit der Luft.

Dadurch bedingt entstehen große Reibungskräfte.
Die Strömung kann laminar oder turbulent sein.
Laminare Strömung: (Abb. 11)
- keine Verwirbelung zwischen den einzelnen Schichten,
- die laminare Strömung ist demzufolge gegenüber der turbulenten Strömung energieärmer,
- die Grenzschicht ist bei laminarer Strömung dicker.

Turbulente Strömung: (Abb. 12)
- starke Verwirbelung zwischen den einzelnen Schichten,
- dadurch bedingt entnimmt die turbulente Strömung Energie aus der freien Potentialströmung, sie ist energiereicher,
- bedingt dadurch liegt bei großen Anstellwinkeln die turbulente Strömung länger am Profil an.

Beide Strömungsarten sind gemeinsam an umströmten Körpern, z.B. Profil, vorhanden. (Abb. 13)
Der Umschlagpunkt U ist abhängig von Re und wird mit Re_{krit} bezeichnet.
In der Regel liegt Re_{krit} bei 3 bis 3,4 $\cdot 10^5$.
Die Stärke der Grenzschicht errechnet sich

$$\vartheta_{laminar} = 5 \sqrt{\frac{\nu \cdot l_{laminar}}{v}} \quad [m]$$

$$\vartheta_{turbulent} = 0{,}37 \sqrt[5]{\frac{\nu \cdot l_{turbulent}}{v}} \quad [m]$$

Re_{krit} ist in jedem Falle $\neq 0$
Es kann also niemals eine reine turbulente sondern nur eine Kombination beider Strömungsarten innerhalb der Grenzschicht geben.
Je kleiner Re_{krit}, je weiter liegt U nach vorn verlagert. Bei den sogenannten Laminarprofilen, z.B. Favorit laminar, liegt demzufolge U weit hinten.
Bei diesen Profilen liegt dann die max. Profilstärke d_{max} bei $\approx$ 50% der Profillänge l.
Die Abb. 14 stellt den Einfluß des Umschlagpunktes auf den Verlauf des Widerstandsbeiwertes c_ω dar.
Schlußfolgerungen:
- die Grenzschicht verdickt scheinbar den Körper
- das Abreißen der Grenzschicht führt zum Abriß der gesamten

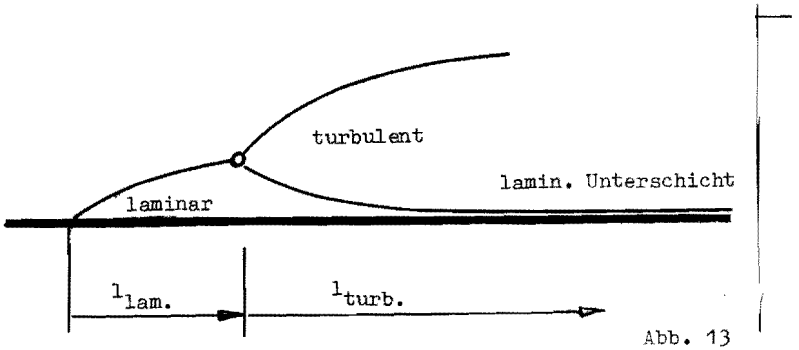


Abb. 13

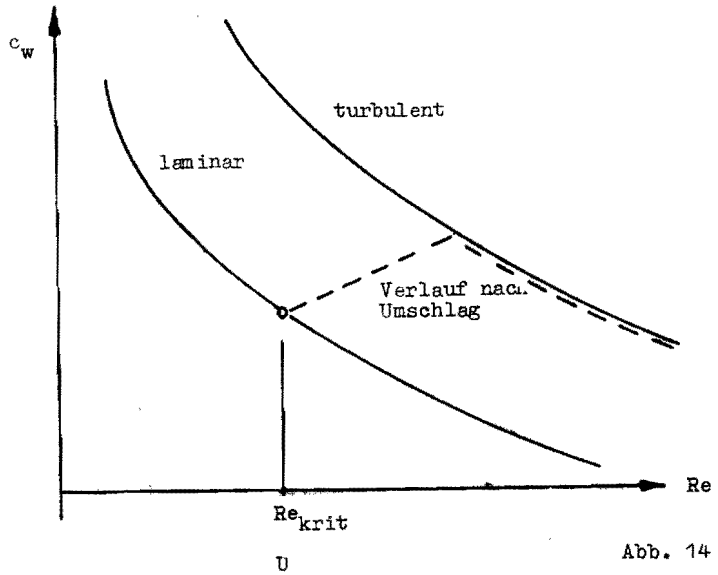


Abb. 14

Strömung

- am Umschlagpunkt tritt eine Grenzschichtverdickung auf

Der Einfluß hoher Geschwindigkeiten auf die Grenzschicht soll hier nicht untersucht werden.

4. Auftrieb und Widerstand

4.1. Entstehung des Auftriebs

4.1.1. Statischer Auftrieb

Diese Art des Auftriebs ist bei Schiffen und Ballonen anzutreffen.

Prinzip des Archimedes:

Jeder in eine Flüssigkeit oder in ein Gas eingetauchter Körper wird scheinbar um soviel leichter, als die von ihm verdrängte Flüssigkeits- oder Gasmenge wiegt.

$p = \frac{G}{F}$ | Gewicht als Sonderfall der Kraft

$G = m \cdot g$

$p = \frac{m \cdot g}{F}$

$\rho = \frac{m}{V}$

$m = \rho \cdot V$

$p = \frac{\rho \cdot V \cdot g}{F}$

$V = F \cdot H$

$p = \rho \cdot H \cdot g$

$\gamma = \rho \cdot g$

$p = \gamma \cdot H$

Wir setzen nun entsprechend Abb. 15 ein.

$$p_1 = \gamma \cdot H_1$$

$$p_2 = \gamma \cdot H_2$$

$$\Delta p = p_1 - p_2 = \gamma(H_1 - H_2)$$

$$A = P = \frac{P}{F} F = \Delta p \cdot F$$

$$= \rho \cdot g \, (H_1 - H_2) \, F$$

$$\boxed{A = \gamma \cdot V}$$

Bei Ballonen muß die Dichte des Füllmediums geringer sein als die des Umgebungsmediums.

$$\rho_a > \rho_i$$

$$\Delta\rho = \rho_a - \rho_i$$

$$A = \Delta\rho \cdot g \cdot v_{Ballon}$$

$$\boxed{A = \Delta\gamma \cdot v_{Ballon}}$$

Im Verhältnis G : A gelten folgende Bedingungen:

A	=	G	Schweben
A	>	G	Steigen
A	<	G	Sinken

In der Literatur wird der statische Auftrieb oft mit Prinzip "leichter als Luft" bezeichnet.

4.1.2. Dynamischer Auftrieb

Oft auch Prinzip "schwerer als Luft" bezeichnet.
Der Auftrieb ist die senkrecht zur Bewegungsrichtung nach oben gerichtete Kraft.
Folgende Voraussetzungen sollen vorerst gelten:
- betrachtet wird ein endloser TF,
- es liegen inkompressible (ρ = const.) und reibungsfreie

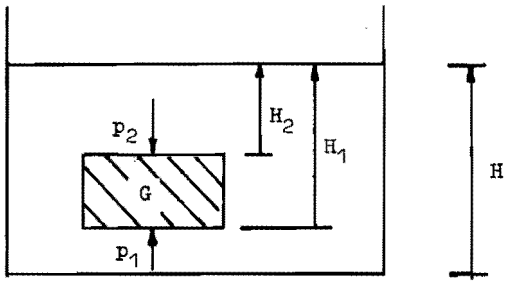
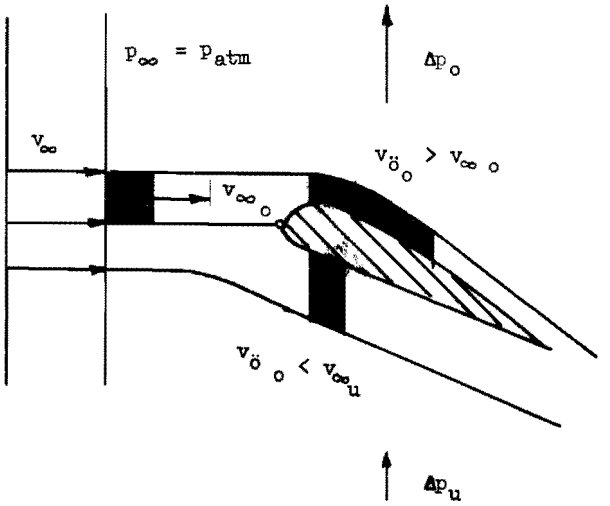


Abb. 15



Luftströmungen vor

4.1.2.1. Stromfadentheorie (Abb. 16)

v_∞ Geschwindigkeit der freien Potentialströmung

$v_{\ddot{u}_o}$ örtliche Geschwindigkeit Profiloberseite

$v_{\ddot{u}_u}$ örtliche Geschwindigkeit Profilunterseite

$v_{\ddot{u}_o} > v_{\infty\,o}$ | nach Kontinuitätsgesetz

$F_{\ddot{u}_o} < F_{\infty\,o}$

$v_{\ddot{u}_u} < v_{\infty_u}$ da $F_{\ddot{u}_u} > F_{\infty_u}$

oben: $\frac{\rho}{2} v_\infty^2 + p_{atm} = \frac{\rho}{2} v_{\ddot{u}_o}^2 + p_{\ddot{u}_o}$

daraus folgt: $p_{\ddot{u}_o} < p_{atm}$ | weil p + q = const.

unten: $\frac{\rho}{2} v_\infty^2 + p_{atm} = \frac{\rho}{2} v_{\ddot{u}_u}^2 + p_{\ddot{u}_u}$

daraus folgt: $p_{\ddot{u}_u} > p_{atm}$ | weil p + q = const.

oben: $\Delta p_o = p_{atm} - p_{\ddot{u}_o}$

$\Delta p_o < p_{atm}$ ⟶ Sog | 2/3 des Gesamtauftriebs

unten: $\Delta p_u = p_{\ddot{u}_u} - p_{atm}$

$\Delta p_u > p_{atm}$ Druck ⟶ | 1/3 des Gesamtauftriebs

$\Delta p_{ges} = |\Delta p_o| + |\Delta p_u|$ | Absolutbeträge

$\Delta A = \Delta p_{ges} \cdot \Delta F.$

Der Gesamtauftrieb ist dann die Summe aller Teilauftriebe.

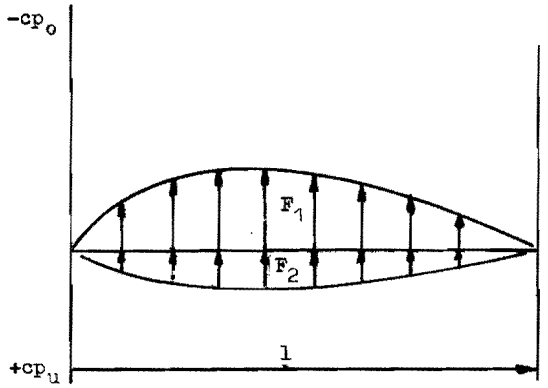


Abb. 17

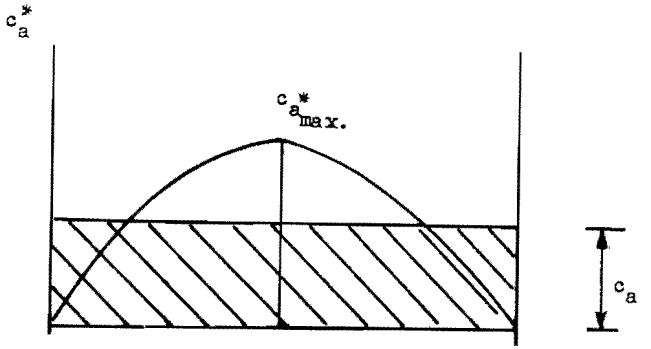


Abb. 18

$$\boxed{A = \Sigma \Delta p_{ges} \Delta F}$$

In Abb. 17 ist die Druckverteilung dargestellt.
Dabei ist c_p ein dimensionsloser Druckbeiwert.

$$c_p = \frac{\Delta p}{q} = \frac{\Delta p}{\frac{\rho}{2} v^2}$$

$$\frac{\rho}{2} v_\infty^2 + p_{atm} = \frac{\rho}{2} v_{\ddot{o}}^2 + p_{\ddot{o}}$$

$$\frac{\rho}{2} (v_\infty^2 - v_{\ddot{o}}^2) = p_{\ddot{o}} - p_{atm} = \Delta p$$

$$\Delta p = \frac{\rho}{2} v_\infty^2 \left(1 - \frac{v_{\ddot{o}}^2}{v_\infty^2}\right)$$

$$\Delta p = q \left(1 - \frac{v_{\ddot{o}}^2}{v_\infty^2}\right)$$

$$c_p = \frac{\Delta p}{q} = 1 - \frac{v_{\ddot{o}}^2}{v_\infty^2}$$

Der örtliche Auftriebsbeiwert ist

$$c_a = c_{p_u} - c_{p_o}$$

Durch Integration erhält man den Auftriebsbeiwert c_a.

$$c_a = \frac{F_1 + F_2}{l} \quad \text{(dimensionslos)}$$

(Abb. 18)

$$\boxed{A = c_a \cdot q \cdot F = c_a \frac{\rho}{2} v^2 \cdot F}$$

Wichtigste Bedingung für die Entstehung des Auftriebs ist:

$$v_{\ddot{o}_o} > v_{\ddot{o}_u}$$

4.1.2.2. Zirkulationstheorie

Diese Theorie beruht auf dem Magnus - Effekt.
Ausgangspunkt ist die Entstehung eines Auftriebs an einem Zylinder. Wird ein ruhender Zylinder tangential von Luft angeströmt, entsteht kein Auftrieb. Wird jedoch der Zylinder in Drehung versetzt und gleichzeitig tangential von Luft angeströmt, entsteht ein Auftrieb, da

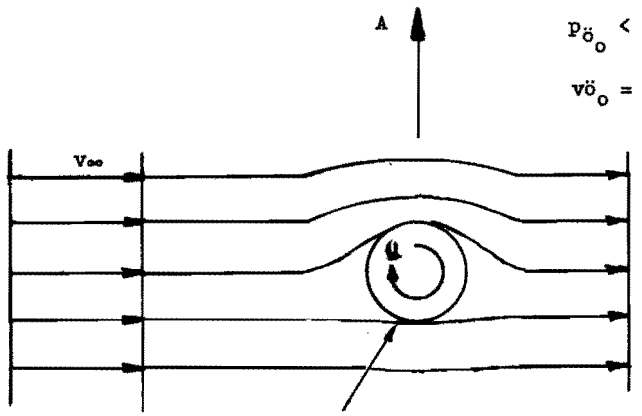


Abb. 19

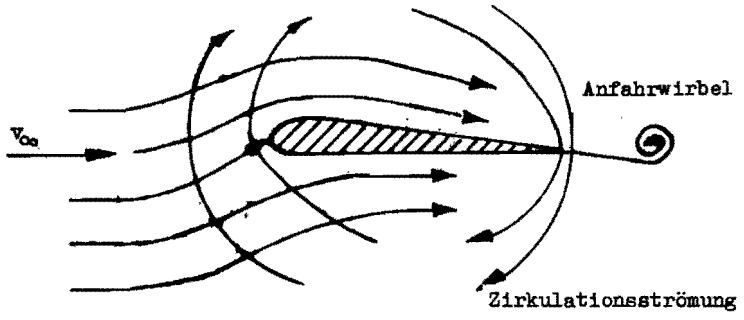


Abb. 20

$$v_{\ddot{o}_o} > v_{\ddot{o}_u}$$

wird (Abb. 19).
Eine genaue Erklärung ist nur mit den Helmholz'schen Wirbelgesetzen möglich und soll hier nicht gebracht werden. Für uns genügt es zu erkennen, daß der Auftrieb durch die Überlagerung von Translations- und Rotationsbewegung entstanden ist.
Am Tragflügel wird diese Überlagerung durch die Profilform erreicht, wobei die Profilunterkante den Punkt bildet, an dem die v_u auf die langsamere v_o trifft, da diese am hinteren Staupunkt des Oberflügels bis auf v = 0 abgebremst wurde.
Bedingt dadurch kommt es zur Ausbildung des sogenannten Anfahrwirbels, dessen Druckimpulse eine Zirkulation um den TF auslösen (Abb. 20). Damit ist das Auftreten von Parallel- und Zirkulationsströmung am TF gegeben. Die Zirkulationsströmung bewirkt, bedingt durch ihre gleiche Richtung an der Profiloberseite einen Geschwindigkeitsanstieg. An der Profilunterseite wird die Geschwindigkeit der Parallelströmung reduziert. Damit ist das gleiche Ergebnis wie bei der Stromfadentheorie vorhanden:

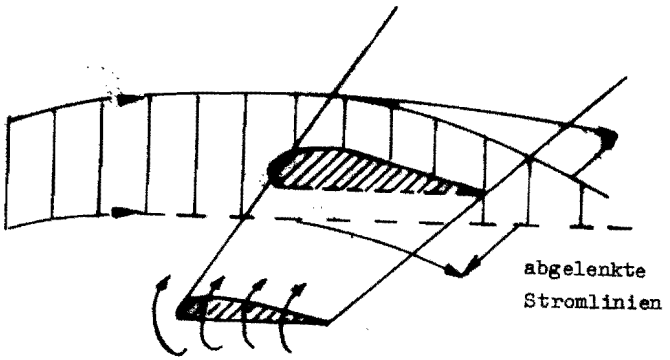
$$v_{\ddot{o}_o} > v_{\ddot{o}_u}$$

4.2. Widerstandsarten und ihre Ursachen

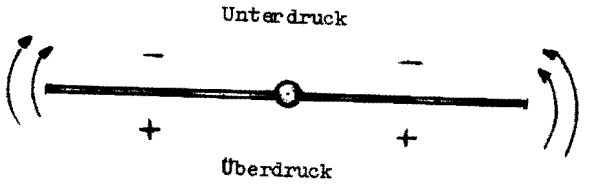
Mit Widerstand wird die der Bewegungsrichtung entgegengesetzt wirkende Kraft bezeichnet.

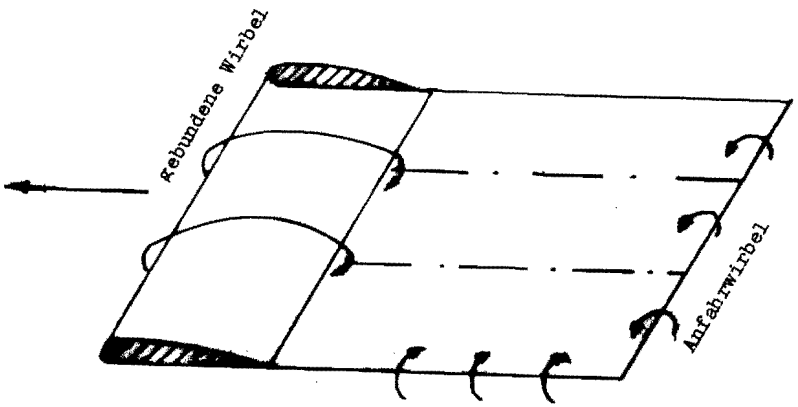
4.2.1. Induzierter Widerstand W_i

Bei der Betrachtung des Auftriebs hatten wir den endlosen TF betrachtet. Diese Bedingung ist aber tatsächlich nicht vorhanden, denn der TF ist durch seine Spannweite begrenzt. Demzufolge haben wir es am TF nicht mit ebenen, sondern mit räumlichen Strömungsvorgängen zu tun. Diese räumlichen Strömungen werden durch Druckausgleich an den Endkappen bewirkt (Abb. 21).
Diese Randwirbel an den TF-Enden bilden Wirbelzöpfe, die mit der Strömung "wegschwimmen". Randwirbel, Anfahrwirbel und Zirkulationsströmung bilden um den TF ein in sich geschlos-



Druckausgleich am Randbogen





Wirbelzopf

Abb. 21

senes Wirbelsystem, das auch als Carman'sche Wirbelstraße bekannt ist (Carman-Fließheck im Kfz-Bau).
Zur Überwindung dieser Wirbel muß Arbeit verrichtet werden. Bedingt durch die Strömungsablenkung wird die ursprüngliche Anströmrichtung und damit α verändert (Abb. 22).

$$\alpha_{eff} = \alpha - \alpha_i .$$

$\alpha_{effektiv}$ ist also der tatsächlich vorhandene Anstellwinkel am TF. Im übertriebenen Sinn muß der TF ständig Steigflug ausführen, um A zu garantieren, d.h. der erforderliche A wird nur durch Vergrößerung von α erreicht.

$$\boxed{W_i = c_{w_i} \cdot \frac{\rho}{2} v^2 \cdot F}$$

$$c_{w_i} = \frac{c_a^2}{\lambda} = \frac{c_a^2 \cdot F}{\pi \cdot b^2} .$$

Der Beiwert des induzierten Widerstands c_{w_i} steigt bei steigendem c_a.
Daraus folgt:

$$\boxed{c_{w_i} = f(\alpha^o)}$$

$$\alpha_i = \frac{c_a}{\pi \lambda}$$

$$c_{w_i} = \alpha_i \cdot c_a .$$

Dabei ist zu beachten, daß bei kleinen Fluggeschwindigkeiten der Anteil von W_i größer ist als alle übrigen Widerstandanteile zusammen.

4.2.2. Profilwiderstand W_p

Beim induzierten Widerstand hatten wir es mit einem Druckwiderstand zu tun. Der Profilwiderstand setzt sich zusammen aus:

- Druckwiderstand (Formgebung),
- Reibungswiderstand (Oberflächengüte)

$$\boxed{W_p = c_{w_p} \cdot \frac{\rho}{2} v^2 \cdot F}$$

$$\boxed{c_{w_p} = f(\alpha^o)}$$

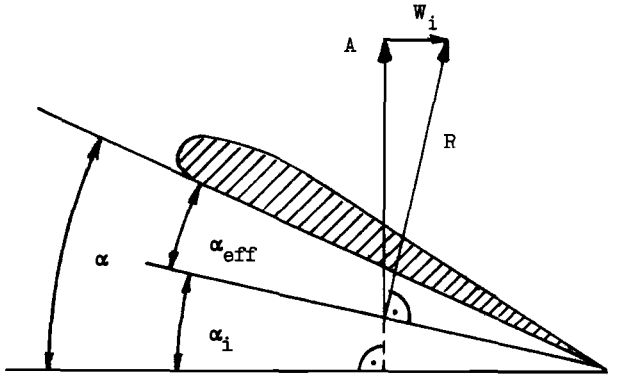


Abb. 22

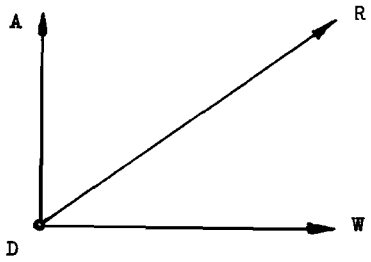


Abb. 23

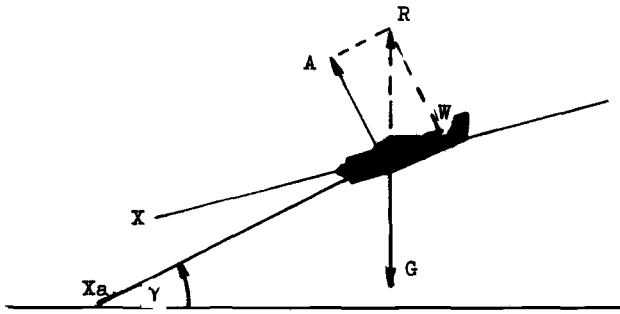


Abb. 24

4.2.3. Schädlicher Widerstand W_s

Dieser Widerstand setzt sich zusammen aus:

- dem Widerstand der nichttragenden Teile,
- den Interferrenzen zwischen:
- TF und Rumpf,
- TF und Leitwerk.

$$W_s = c_{w_s} \frac{\rho}{2} v^2 \cdot F_s$$

F_s : Fläche der schädlichen Körper

Der Widerstandsbeiwert ist unabhängig von

$$c_{w_s} \neq f(\alpha^o)$$

Zusammenfassung aller 3 Widerstandsarten:

$$W_p = c_{w_p} \cdot q \cdot F$$

$$W_{TF} = W_p + W_i = (c_{w_p} + c_{w_i})\, q \cdot F \quad \text{| TF - Widerstand}$$

$$W_{Flgz} = W_p + W_i + W_s \quad \text{| Gesamtwiderstand}$$

Der Widerstand ist maßgeblich an der Größe der erforderlichen Leistung N_{erf} beteiligt.

$$N = P \cdot v$$

$$P = W$$

$$N_{erf} = W \cdot v = c_w \frac{\rho}{2} \cdot v^3 \cdot F \; [PS]$$

4.3. Maßnahmen zur Beeinflussung des induzierten Widerstandes

Die TF-Form hat einen wesentlichen Einfluß auf die Größe des induzierten Widerstandes.

Am günstigsten liegt dabei der Ellipsenflügel mit seiner elliptischen Auftriebsverteilung. Jedoch ist seine Herstellung teuer. Daher benutzt man häufig den geschränkten Trapezflügel, der dadurch einen gelungenen Kompromiß darstellt.

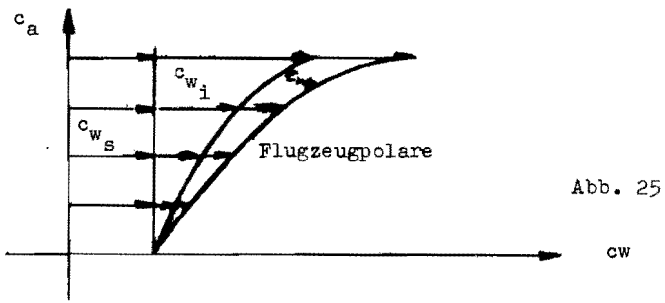


Abb. 25

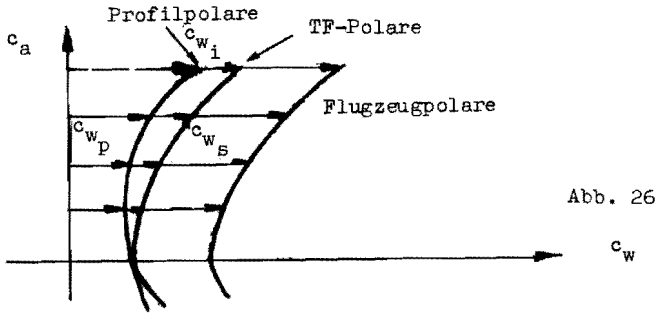


Abb. 26

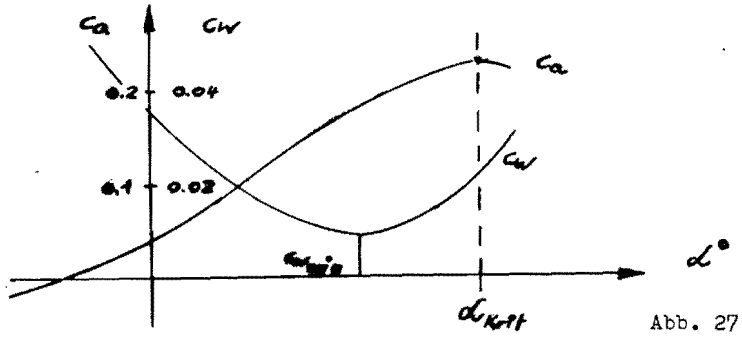


Abb. 27

Die Schränkung wird unterteilt in:

- geometrische Schränkung;
  Dabei wird der Einstellwinkel $\varkappa$ über die Spannweite verändert.
  Da $c_{w_i} = f(\alpha^o)$ ist, wird der Einstellwinkel zum TF-Ende kleiner werden (da $\varkappa$ α beeinflußt);
- aerodynamische Schränkung;
  Dabei wird die Profilform über die Spannweite verändert.
- geometrisch - aerodynamische Schränkung;
  Sie stellt eine Kombination beider Grundarten dar.

Außer der Schränkung und der Erzielung elliptischer Auftriebsverteilung gibt es noch einige weitere Methoden der Beeinflussung:

- Anbau von Endscheiben (z.B. Gavron Folen) oder
- Endkörper (z.B. Morava) oder
- der Vergrößerung der Streckung λ .

4.4. Methoden der Auftriebsbeeinflussung

Die Methoden lassen sich aus der Auftriebsformel ableiten.

$$A = c_a \cdot \frac{\rho}{2} v^2 \cdot F.$$

- Beeinflussung von c_a durch:
  Absaugen der Grenzschicht,
  Ausblasen von Druckluft,
- Vergrößerung der Fläche durch Landeklappenkombinationen;
- Vergrößerung der Strömungsgeschwindigkeit durch Vorflügel

4.5. Luftkraftbeiwerte und Polaren (c_a, c_w, ε)

Bei der Betrachtung des Auftriebs und des Widerstandes hatten wir bereits die Luftkraftbeiwerte c_a und c_w kennengelernt.

$$\boxed{c_a = \frac{A}{q \cdot F}}$$

$$\boxed{c_w = \frac{W}{q \cdot F}}$$

Für die Gesamtluftkraft R läßt sich ebenfalls ein Beiwert definieren (Abb. 23).

$$\boxed{R = c_r \cdot q \cdot F = \sqrt{A^2 + W^2}}$$

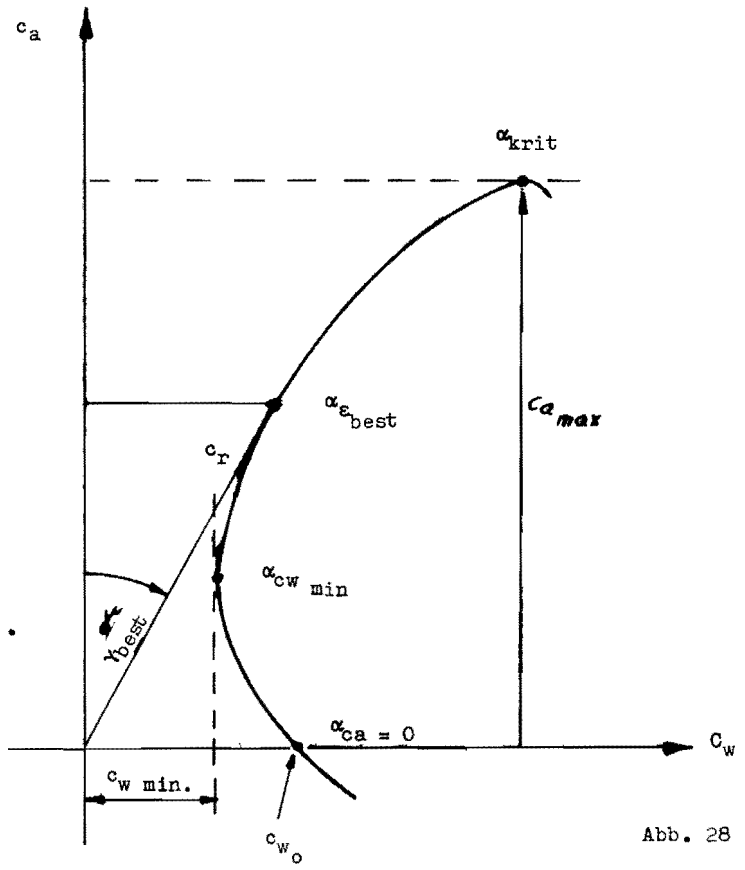


Abb. 28

$$c_r = \sqrt{c_a^2 + c_w^2}$$

Der Druckpunkt D ist bezüglich seiner Lage vom Anstellwinkel abhängig und wandert bei Anstellwinkelvergrößerung nach vorn.

$$D = f(\alpha^\circ),$$

Der Druckpunkt ergibt sich durch den Schnittpunkt der resultierenden Luftkraft R mit der Profilsehne, wobei an dem Druckpunkt die Luftkräfte des TF angreifen.
Weiterhin gelten noch folgende Verhältnisse:

Gleitzahl $$\varepsilon = \frac{c_w}{c_a} = \tan \gamma$$

Qualität $$K = \frac{1}{\varepsilon} = \frac{c_a}{c_w}$$ (auch Güte genannt)

Die Gleitzahl läßt sich an der Polaren ermitteln, wobei jedem Punkt an der Polaren eine ganz bestimmte Gleitzahl entspricht, man kann sie aber auch am Kräfteparallelogramm des Gleitfluges bestimmen, (Abb. 24) denn $\varepsilon = \frac{W}{A}$.

Die Darstellung von $c_a = f(\alpha^\circ)$

$c_w = f(\alpha^\circ)$ bzw. $c_a = f(c_w)$

erfolgt in sogenannten Polaren, bei denen zur besseren optischen Darstellung ein Streckungsverhältnis gewählt wurde.

c_a 1 cm $\hat{=}$ 0,1 c_a

c_w 1 cm $\hat{=}$ 0,02 c_w.

Eine derartige Darstellung wurde erstmalig von Lilienthal angewandt.
Die Polare stellt gewissermaßen die Kennkarte eines jeden Flugzeuges dar (Auftrieb und Widerstand in Abhängigkeit von α°).
Dabei wollen wir die 3 möglichen Formen betrachten. In Abb. 25 erscheint als Kurve nur die Flugzeugpolare.
In Abb. 26 erscheinen Profilpolare, TF-Polare und Flugzeugpolare. Abb. 27 zeigt eine aufgelöste Polare. Für c_a und c_w wird eine gemeinsame Achse aber mit unterschiedlichen Maßstäben benutzt.
Sämtliche 3 Formen sind üblich und auch in der Literatur

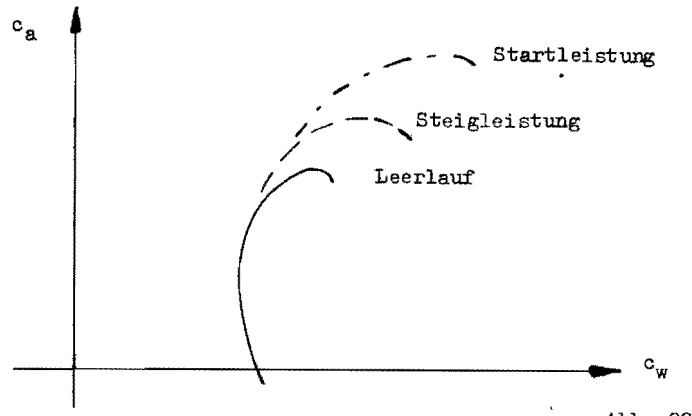


Abb. 29

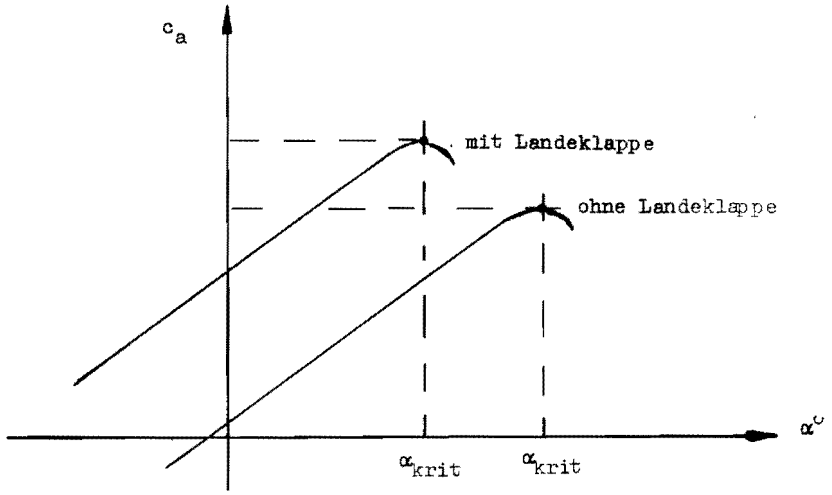


Abb. 30

anzufinden.
Innerhalb dieser Polardarstellungen gibt es einige charakteristische Punkte (Abb. 28).

$c_{a_{max}}$: Tangente parallel zur c_w-Achse an die Kurve

α_{krit} : kritischer Anstellwinkel ist der Berührungspunkt obiger Tangente, d.h. der maximale Auftriebsbeiwert entspricht dem kritischen Anstellwinkel

α_{best} : Tangente vom Koordinatenursprung an die Polare. Dabei wird der Anstellwinkel gefunden, der dem Winkel γ_{best} entspricht.

$c_{w_{min}}$: Tangente parallel zur c_a-Achse an die Kurve.

c_{w_o} : Widerstandsbeiwert bei $c_a = 0$

Die Form der Polare ist jedoch im praktischen Flugbetrieb nicht starr, sondern einer ganzen Reihe von Veränderungen unterworfen:

- Veränderung der Luftdichte z.B. durch unterschiedliche Temperaturverhältnisse $\rho = f(t^o)$;
- Polaren werden bei TW-Leerlauf ermittelt, demzufolge verändert das TW-Regime die Polare (Abb. 29);
- die Landeklappenstellung verändert die Form ebenfalls (Abb. 30)
- die Polare wird durch die Fluggeschwindigkeit ebenfalls beeinflußt, jedoch sind bei den im WF geflogenen Geschwindigkeiten diese Beeinflussung gering. Für moderne Hochgeschwindigkeitsflugzeuge gibt es ganze Polarscharen.

4.6. Querruderumkehr

Bei der Betrachtung wird von einem Flug nahe α_{krit} und bei geringer Fluggeschwindigkeit ausgegangen. Dieser Zustand trifft z.B. beim Flug im Moment des Abfangens bzw. kurz vor dem Aufsetzen zu.
Dabei soll eine Störung durch eine Bö erfolgen, die der Flugzeugführer mit einem Querruderausschlag korrigiert (Abb. 31).
Trotz dieses Querruderausschlages kippt das Flugzeug über

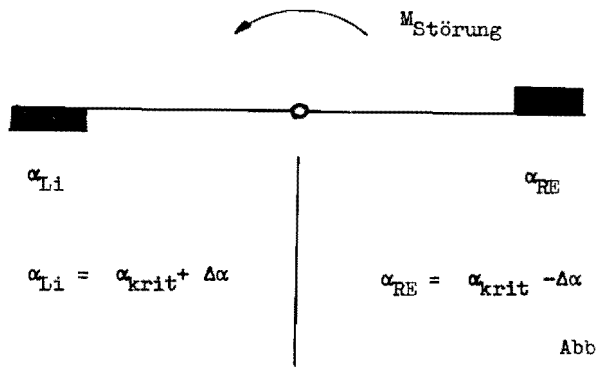
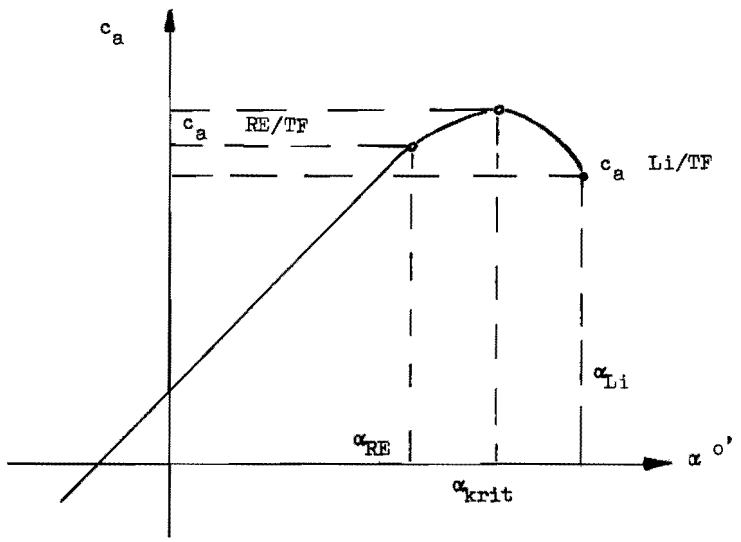


Abb. 31



$A_{Li} < A_{RE}$

Abb. 32

den linken TF ab. Am Beispiel soll $\alpha_{krit} = 14^{\circ}$ betragen und durch den Querruderausschlag soll α um 1° verändert werden. Dabei soll die Anstellwinkeländerung vom linken zum rechten TF im gleichen Verhältnis geschehen (Abb. 32). Dabei wird am linken TF α_{krit} überschritten.
In der Wirklichkeit ist jedoch die Winkeländerung durch Anwendung von Differentialquerrudern ungleich. Diese Art der Querruder gibt es jedoch nur bei unsymmetrischen Profilen. Das Differentialquerruder hält gleichzeitig die Summe aller Momente innerhalb der Drehebene und wirkt über den gesamten Anstellwinkelbereich.
Jedoch ist auch bei diesen Rudern die Querruderwirksamkeit bei großen Anstellwinkeln nur noch träge.
Welche Handlungsweise ist also notwendig:
Das gestörte Gleichgewicht über das Seitenruder auszuleiten, d.h. also in diesem Fall ist das rechte Pedal zu treten. Damit tritt eine Drehung um die Hochachse ein und der linke TF erhält eine größere Vorwärtsgeschwindigkeit.

$$A = c_a \cdot \frac{\rho}{2} v^2 \cdot F.$$

La die Geschwindigkeit im Quadrat eingeht, entsteht ein genügend großes Rückführungsmoment.

4.7. Rolle und Bedeutung des Bodeneffektes

Bei Start und Landung und bei Flügen in unmittelbarer Bodennähe erfolgt eine Beeinflussung der Strömungsverhältnisse am TF. Dadurch erfolgt eine Beeinflussung der Luftkräfte. Für den Wirtschaftsflieger, der einen relativ großen Teil seiner Flüge im Tiefstflug durchführt, ist die Kenntnis dieser Besonderheit von Bedeutung.
Bereits am ungestörten TF haben wir es mit einer Ablenkung der Strömung an der Hinterkante zu tun. Der Winkel, der sich zwischen der Richtung der ungestörten Luftströmung und der abgelenkten Luftströmung ergibt, heißt Abwindwinkel (Abb. 33).
Dieser Abwindwinkel wird beim TF mit endlicher Spannweite durch den induzierten Widerstand W_i noch vergrößert.

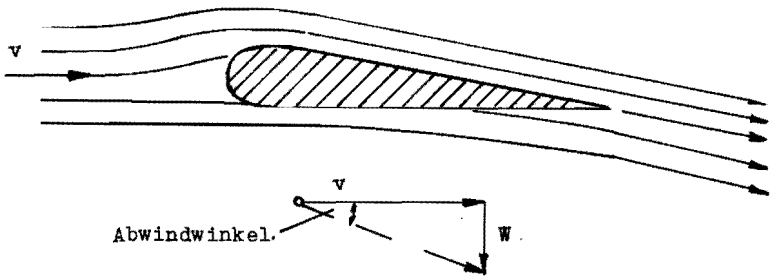


Abb. 33

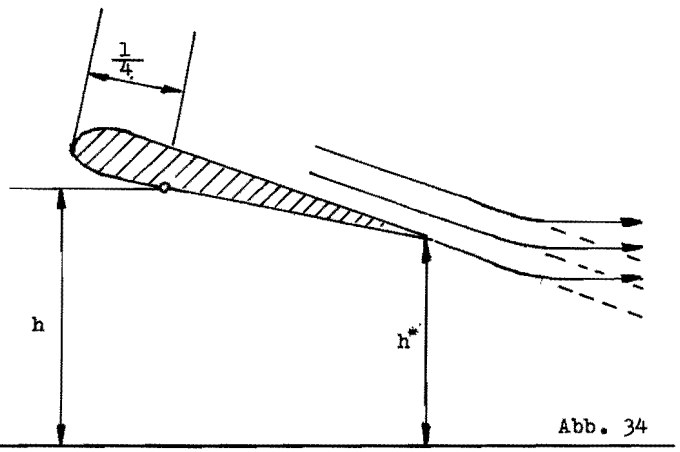


Abb. 34

In Flughöhen, die außerhalb der Beeinflussung durch den Erdboden liegen, kann sich diese Abwärtsströmung ungestört ausbreiten.
Untersuchen wir nun den Bereich in Erdbodennähe, so müssen wir feststellen, daß diese Ausbreitung der Abwärtsströmung hier nicht gegeben ist (Abb. 34).
Die Luftströmung kann beim Auftreffen auf den Erdboden keine vertikale Geschwindigkeitskomponente ausbilden, da die Stromlinien zum Erdboden parallel gekrümmt werden. Dadurch verringert sich der Abwindwinkel. Das hat zur Folge, daß der Auftrieb weniger nach hinten geneigt wird. Zusammen mit dem Abwindwinkel verringert sich gleichzeitig W_i.
Bei gleichem geometrischen Anstellwinkel erfolgt demzufolge eine Auftriebssteigerung und eine Abnahme von W_i.
Das Güteverhältnis $\frac{A}{W}$ verbessert sich.
Diesen Zusammenhang kann man sich natürlich auch bei Ziellandungen zunutze machen.
Die Größe des Bodeneffektes nimmt mit kleiner werdenden Abstand von der Erde zu.
Folgender formelmäßiger Zusammenhang besteht:

$$h_{Grenz} = 1{,}76 \cdot b$$

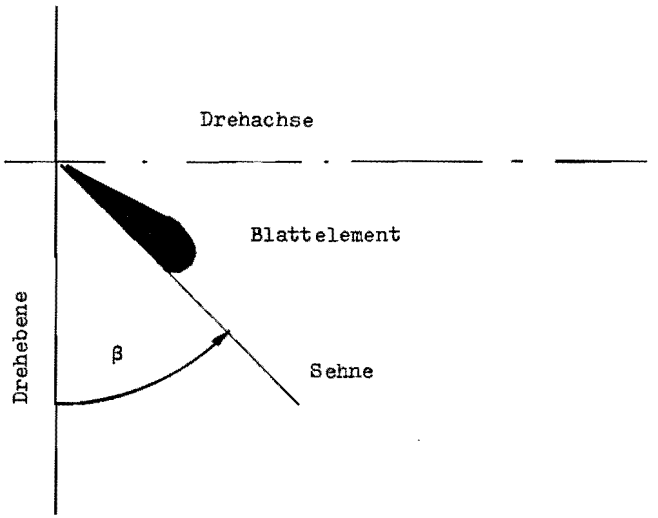
h_{Grenz} ist dabei der Bereich, indem der Bodeneffekt überhaupt wirksam ist (von O_m H bis zur H = 1,76 · b).

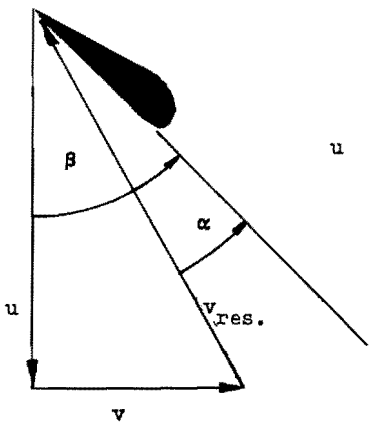
<u>Zusammenfassung - unter Bodeneffekt wird:</u>

- der Abwindwinkel kleiner,
- α_i und W_i kleiner,
- α_{eff} größer,
- Auftrieb weniger nach hinten geneigt, damit kann der geometrische Anstellwinkel bei gleichem Auftrieb kleiner gewählt werden. Daraus folgt eine geringere Antriebsleistung,
- die Güte verbessert,
- Startanrollstrecke und Beschleunigung günstig beeinflußt.

Natürlich entstehen auch Nachteile:

- Die Steuerbarkeit und Stabilität wird verringert, da es zur Neutral- und Druckpunktverlagerung kommt,
- die Wirkung des Landeklappenausschlages kann teilweise aufgehoben werden.





$$u = \frac{\pi \cdot r \cdot n}{30}$$

Abb. 35

5. Luftschraubentheorie

Aufgabe der LS ist es, das Drehmoment bzw. die Leistung des TW in Schubkraft umzuwandeln. Dieser Schub ist die zum Rollen und Flug notwendige Vortriebskraft.
Für den WF wird auch für die nächsten Jahre das Flugzeug mit Luftschraubenantrieb gültig bleiben.

5.1. Geometrische Charakteristik

5.1.1. Einteilung der LS

- Blattanzahl (jedoch keine einblätterigen),
- Drehrichtung,
- starr oder verstellbar,
- Zug- oder Druckschraube,
- koaxiale Luftschraube (zwei LS hintereinander angeordnet),
- nach dem Vorhandensein besonderer Einrichtungen z.B. Schubumkehr, Segelstellung.

5.1.2. Konstruktive Besonderheiten (Abb. 35/36)

- Drehachse,
- Drehebene,
- Einstellwinkel β
- Anstellwinkel α
- Steigung H,
- Durchmesser D,
- Radius r,
- Bezugselement (Bezugsradius r_{Bez}),
- Schlupf,
- Umfangsgeschwindigkeit.

Zu diesen Festlegungen ist es notwendig sich die Darstellung 35 anzusehen.
Als Steigung bezeichnet man den von einem Luftschraubenelement bei einer Drehung in Drehachsenrichtung zurückgelegten Weg unter der Annahme, daß die Bewegung in einem festen Medium geschieht.
Da diese Annahme bei Luft nicht gegeben ist, entsteht ein Schlupf. Bei laufendem TW und stehendem Flugzeug ist der Schlupf maximal.

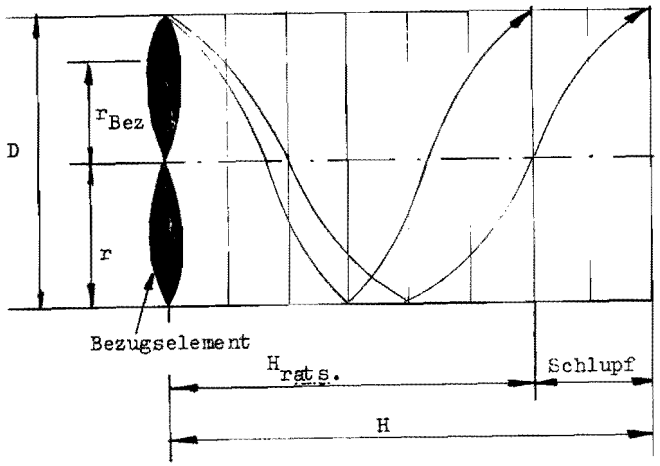


Abb. 36

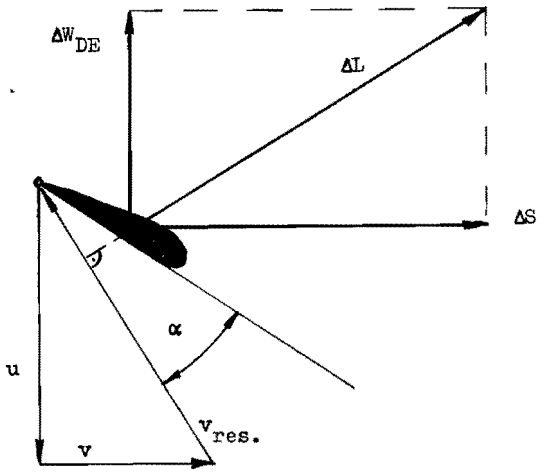


Abb. 37

$$\boxed{\text{Schlupf} = H - H_{tats}}$$ (Abb. 36)

Sämtliche Angaben der LS wie:
- Einstellwinkel,
- Wirkungsgrad usw.

werden immer auf ein bestimmtes Luftschraubenelement bezogen. Diesem Bezugselement ist ein Bezugsradius zugeordnet.

$$\boxed{r_{Bez} = 0{,}75 \cdot R}$$

5.1.3. Wirkungsgrad und Fortschrittsgrad

Der Wirkungsgrad η ist der Quotient von nutzbarer zu installierter Leistung eines TW. Bei der LS die Leistung des Schubes zur Motorleistung.

$$\boxed{\eta = \frac{N_{sch}}{N_{mot}}} < 1.$$

Angestrebt werden Wirkungsgrade $\eta = 1$, die jedoch bedingt durch Reibungs- bzw. Strömungsverluste, z.B. Schlupf nicht erreicht werden.

Man kennt bei der LS folgende Wirkungsgrade:

η_{frei} - Wirkungsgrad einer freifahrenden LS, keine Interferrenzen zu anderen Bauteilen. Hierbei werden Werte von 0,85 erreicht;

$\eta_{Einb.}$ - Einbauwirkungsgrad, Werte liegen bei 0,85 bis 0,95;

η_{LS} - Gesamtwirkungsgrad, Werte liegen bei 0,7 bis 0,8;

$\eta_{LS} - \eta_{frei} \cdot \eta_{Einbau}$

Ist bei Luftschrauben ein Wirkungsgrad angegeben, dann handelt es sich immer um η_{frei}.

Mit dem Wirkungsgrad kann man jedoch nicht viel anfangen, da es sich bei der LS um ein Bauteil handelt, an dem Umfangs- und Vorwärtsgeschwindigkeit gleichzeitig wirksam sind.

$$\boxed{\lambda = \frac{v}{u}}$$ Fortschrittsgrad.

Es ist üblich η und λ in ein gemeinsames Koordinatensystem zu bringen. (Abb. 38)

Dabei werden die Kurvenverläufe für verschiedene LS-Einstellwinkel dargestellt.

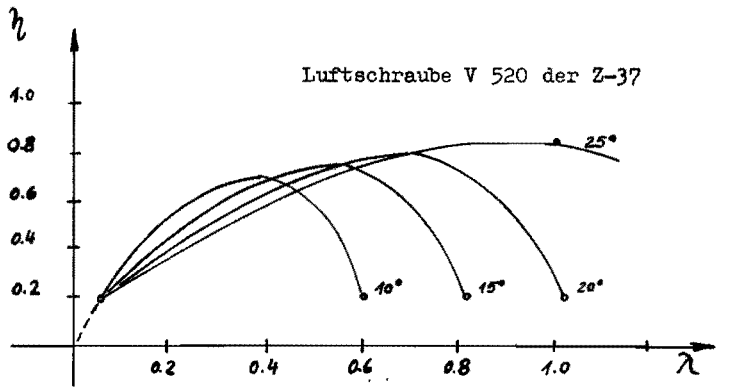
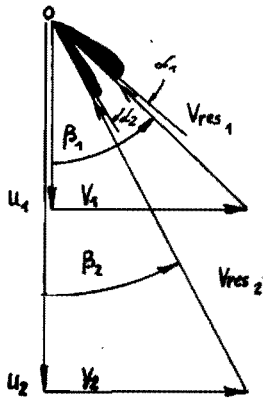


Abb. 38



$n_1 = n_2$
$u_1 < u_2$ (da $r_1 < r_2$)
$V_1 = V_2$
$\beta_1 > \beta_2$ (da $\alpha_1 = \alpha_2 = \alpha_{opt.}$)

Abb. 39

5.2. Entstehung des Luftschraubenschubes

Bei der Luftschraube handelt es sich um einen rotierenden TF und die Entstehung des Schubes ist auf die Entstehung von Luftkräften am Blattelement zurückzuführen.
In Abb. 37 ist dieser Zusammenhang nach der Theorie des isolierten Blattelementes dargestellt.
Es bedeuten:

ΔW_{DE} - Teilwiderstand in Richtung Drehebene, entsteht als Folge der Drehbewegung;

ΔL - Luftkraft am Blattelement infolge der Umströmung;

ΔS - Teilschub, Schub eines Blattelementes, resultierende Kraft.

$$\boxed{S = K \Sigma \Delta S}$$ Gesamtschub

K = Blattanzahl

Die Luftschraube arbeitet am besten, wenn alle Blattelemente mit dem gleichen Anstellwinkel ($\alpha_{optimal}$) angeblasen werden. Da mit wachsendem Abstand von der Drehachse die Umfangsgeschwindigkeit der Blattelemente ansteigt, ist die LS dementsprechend verwunden, d.h. der Einstellwinkel wird über den Radius r geringer (Abb. 39).

5.3. Einfluß der Luftschraube auf das Flugzeug

5.3.1. Rückdrehmoment

Hervorgerufen durch den Widerstand den die LS infolge ihrer Drehung erfährt, kommt es zur Ausbildung eines Rückdrehmomentes.

aktio = reaktio.

Die Größe dieses Momentes ist von der TW-Leistung abhängig. Es wirkt während des gesamten Betriebes. Eine Besonderheit ist am Boden zu beachten. Als Folge dieses Momentes kommt es entgegengesetzt zur LS-Drehrichtung zu einer einseitig stärkeren Belastung des Fahrwerkes, die besonders beim Start auftritt. Diese einseitige Belastung bringt unterschiedliche Rollwiderstände mit sich.

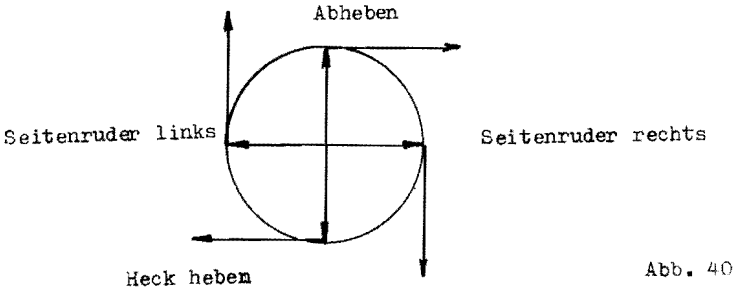


Abb. 40

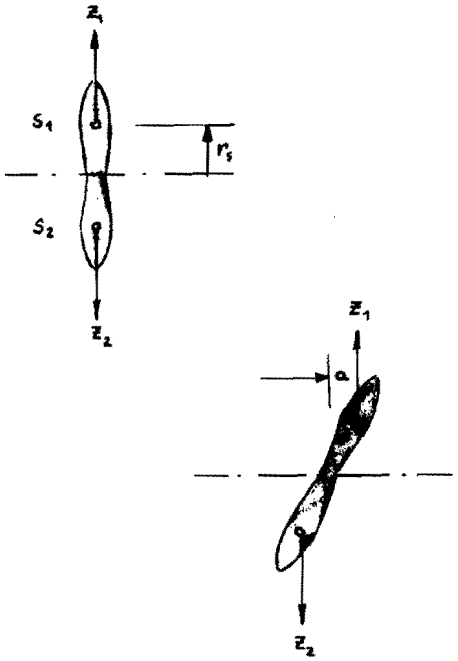


Abb. 42

5.3.2. Präzession

Die Luftschraube muß durch ihre Drehung mit einem Kreisel verglichen werden. Kreisel haben die Eigenschaft bei hoher Drehzahl die Lage ihrer Drehachse im Raum beizubehalten. Diese Eigenschaft wird mit Präzession bezeichnet.
Wirken auf einen Kreisel (oder auch Kreiselsystem) äußere Kräfte ein, so weicht er nicht der Kraftangriffsrichtung entsprechend aus.
Beim Flugzeug werden diese äußeren Kräfte durch die Ruder hervorgerufen. In Abb. 40 ist eine rechtsdrehende Luftschraube dargestellt. Die von der Drehachse abgehenden Pfeile zeigen die Ruderwirkung. Man findet die Wirkung der Präzession, indem rechtwinklig zur Ruderwirkung eine Tangente angelegt wird.
Die Präzession macht sich während der gesamten Flugdurchführung bemerkbar.

5.3.3. Zentrifugalkräfte

Diese Zentrifugalkräfte sind Massenkräfte (Abb. 41).
Folgende Bedingungen müssen erfüllt sein, wenn keine Belastungen über das TW-Gerüst auf die Zelle übertragen werden sollen:

1.) $Z_1 = Z_2$

$$Z = \frac{m \cdot u_s^2}{r_s}$$

$$v_s = \frac{\pi \cdot n \cdot r_s}{30}$$

2.) Die Luftschraube muß gerade auf der Welle befestigt sein (Abb. 42).
Ist diese Bedingung nicht erfüllt, dann kann bei Betrieb die LS und unter Umständen sogar das TW zerstört werden.
Die Zentrifugalkräfte können sehr große Werte infolge der relativ hohen Drehzahlen annehmen (z.B. IL-18 Z $\approx$ 30 bis 40 Mp).

5.4. Zusammenhang zwischen TW/LS und Ladedruck/Drehzahl

In diesem Absatz soll keine TW-Kunde getrieben, sondern der zukünftige Flugzeugführer soll auf eine wichtige Gesetzmäßigkeit hingewiesen werden.
Zu diesem Zweck ist es notwendig, einige Grundlagen zu untersuchen (Abb. 43).
In einem Koordinatensystem N_{mot}/n werden 2 charakteristische Kurvenverläufe dargestellt.
1.) Kurve der inneren Charakteristik ①——③
Sie beginnt im Pkt. 1 bei Leerlaufdrehzahl und Leerlaufleistung. Bei einer Erhöhung der Drehzahl durch die Erhöhung des Ladedruckes p_k steigt die Leistung an. Bei unseren Betrachtungen wollen wir von der Arbeitsweise einer Verstellluftschraube ausgehen. Diese ist in der Lage durch Veränderung des Einstellwinkels β innerhalb des Regelbereiches (konstruktiv bedingt) die Drehzahl konstant zu halten. Gleichzeitig entsteht damit unser diskutierter Kurvenverlauf. An unserem Beispiel (Z – 37) soll die LS bis zum Pkt. 2 ihren annähernd kleinsten β beibehalten. Erst bei weiterer Erhöhung des Ladedruckes steigt die Leistung unter gleichzeitiger Konstanthaltung der Drehzahl an. Von Pkt. 2 nach Pkt. 3 geschieht dieser Vorgang unter ständiger Vergrößerung des Einstellwinkels β.
Am Pkt. 3 hat die Luftschraube dann einen Einstellwinkel eingenommen, der größer als der kleinstmögliche, aber kleiner als der größtmögliche ist.
2.) Kurve der äußeren Charakteristik ③——④
Der Pkt. 3 entspricht der Maximalleistung der TW. Der weitere Kurvenverlauf entsteht dadurch, daß durch den Schritthebel der Einstellwinkel β bis zum Maximalwert vergrößert wird. Dadurch wird der Widerstand ΔW_{DE} der LS erhöht und das TW maximal belastet.
Durch den Anstieg von ΔW_{DE} fallen Drehzahl und Ladedruck ($p_K = f(n)$) ab.
In Abb. 43 ist der Verlauf für das TW M 462-RF der Z-37 dargestellt.
Weiterhin ist in Abb. 43 gestrichelt der Verlauf der Regel-

Innere und äußere Charakteristik M 462-RF

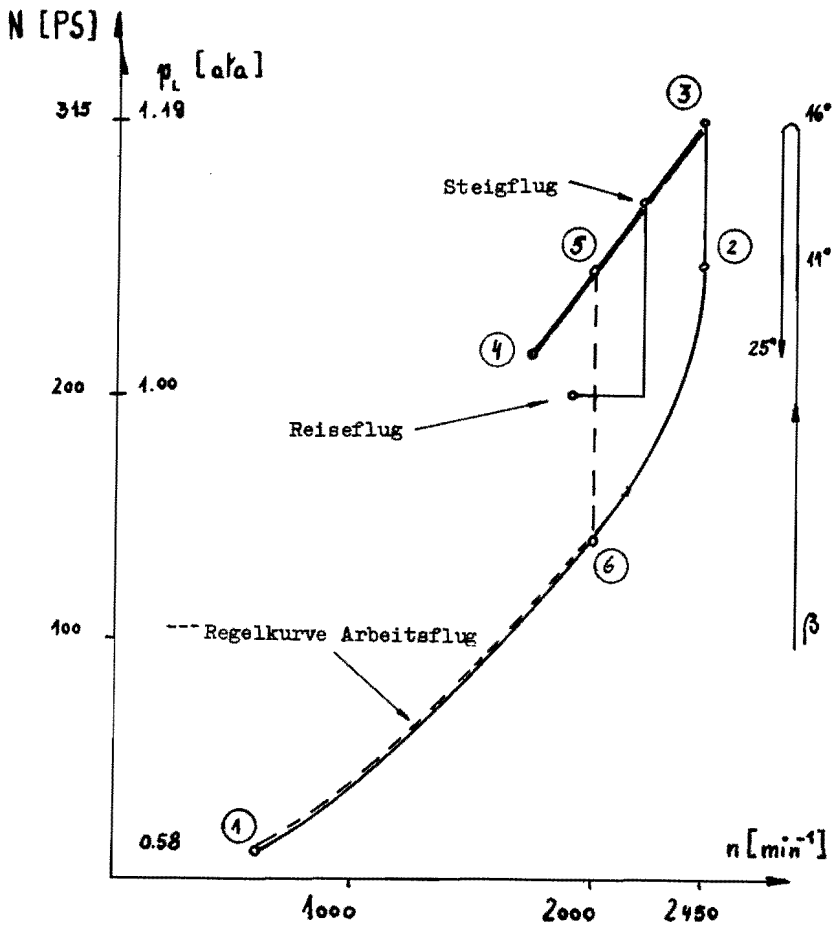


Abb. 43

kurve für den Arbeitsflug dargestellt (n = 2000 min^{-1}).
Diese Kurve hat ihr Maximum am Schnittpunkt mit der Kurve der äußeren Charakteristik (Pkt. 5).
Dieses Maximum ist jedoch nicht identisch mit dem Leistungsmaximum, d.h. trotz vorderem Gashebelanschlag kann bei n = 2000 min^{-1} nicht die volle TW-Leistung ausgenutzt werden.
In Fällen, wo die volle Leistung notwendig ist, muß über den Schritthebel das Drehzahlmaximum und über den Gashebel das Ladedruckmaximum eingestellt werden. Diese Gesetzmäßigkeit muß bekannt sein, da es im WF durchaus Situationen geben kann, bei denen man das Leistungsmaximum ausnutzen muß.
Der Pkt. 6 hat ebenfalls seine besondere Bedeutung.
Es wird häufig notwendig, beim Feldanflug (Sinkflug) kurzzeitig den Gashebel, und damit den Ladedruck, soweit zu verringern, daß die n < 2000 min^{-1} wird.
Wird im Anschluß an diesen Vorgang Gas gegeben, geht die LS nicht sofort auf 2000 min^{-1} , sondern infolge der Trägheit (auch Reglerbedingt) kommt es zu einem Pendeln.
Dieses Pendeln bringt eine Unruhe in den Flugzustand hinein. Vermeidbar nur, wenn der Pkt. 6 im Anflug nicht unterschritten wird.
Es ist deshalb zu empfehlen im Anflug die Geschwindigkeit der Arbeitsfluggeschwindigkeit und die Gashebelstellung entsprechend 2000 min^{-1} einzuregulieren.

6. Gleichgewicht, Stabilität und Steuerbarkeit

Unter dem Begriff Flugeigenschaften versteht man eine Reihe von Einzeleigenschaften, gewissermaßen einen Komplex.
Zu diesem gehören:
- Stabilität,
- Steuerbarkeit,
- Trimmung,
- Lastigkeit.

Die Flugeigenschaften hängen jedoch ebenfalls vom Flugzeugzustand ab. Der Flugzeugzustand wird charakterisiert durch:

-- Stellung der Landeklappen,
- Stellung der Kühlerklappen,
- der Motorleistung,
- der Luftschraubenstellung,
- der Lage des Schwerpunktes,
- dem Trimmzustand.

Aus diesen Gründen ist es notwendig, bei Betrachtungen immer diese gegebenen Bedingungen mit anzugeben.

6.1. Gleichgewicht

Ein System befindet sich immer dann im Gleichgewichtszustand, wenn die $\Sigma_M = 0$ ist.

Man kennt 3 Arten des Gleichgewichts (Abb. 44).

labil - hält seine Lage nur zwangsweise, kehrt bei Störung nicht zurück;

indifferent - nimmt jede beliebige Lage ein;

stabil - kehrt nach Störungen in die Ausganglage zurück.

6.2. Stabilität

Sie ist im Flugzeugbau und in der Flugzeugführung eine grundsätzliche Forderung. Stabilität, d.h. das Luftfahrzeug soll die Fähigkeit besitzen nach kleinen Störungen des stationären Ausgangszustandes diesen selbständig, d.h. ohne Zutun des Flugzeugführers, wieder herzustellen.

Als Störungen kommen z.B. Böen in Frage.

Dabei ist es gleichgültig, ob diese Rückführung

- aperiodisch stabil (Abb. 45);
- oder schwingend stabil (Abb. 46)

erfolgt.

Durch das Vorhandensein einer derartigen Stabilität wird der Flugzeugführer in ganz starken Maße entlastet. Bei einer sehr kurzen Schwingungsdauer und starker Anfachung kann ein instabiles Flugzeug vom Flugzeugführer überhaupt nicht mehr beherrscht werden. Ein Flugzeug soll also Stabilität in allen möglichen Flugzuständen besitzen. Jedoch gilt diese Forderung streng genommen nur für einen begrenzten Geschwindigkeitsbereich.

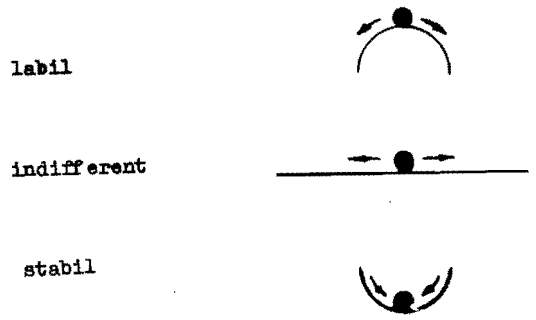


Abb. 44

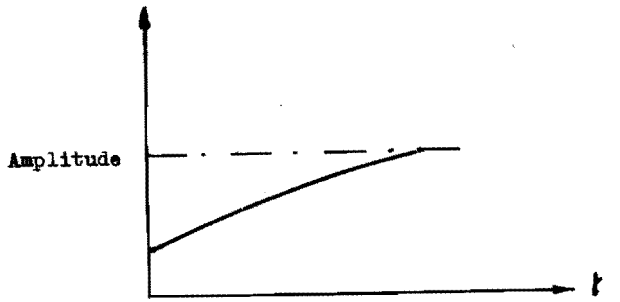


Abb. 45

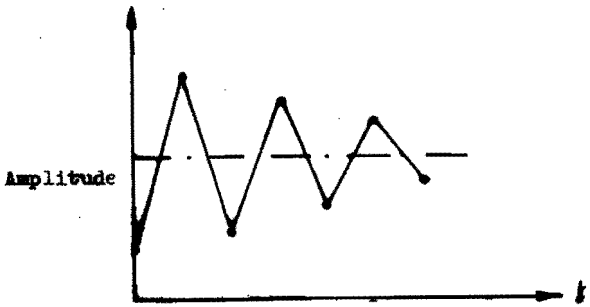


Abb. 46

Stabilität ist also die Eigenschaft eines Gleichgewichtszustandes und taucht als Begriff nicht nur in der Mechanik, sondern auch in der Elektrotechnik, Chemie, Thermodynamik usw. auf.
Entsprechend der Aufteilung der Flugzeugbewegung in Längs- und Seitenbewegung unterscheidet man in
- Längsstabilität (Drehung um die Querachse);
- Seitenstabilität (Drehung um die Hoch- und Längsachse).
Darüber hinaus unterteilt man noch in statische und dynamische Stabilität, sowie in die Stabilität bei festem und bei losem Ruder.
Es würde für unsere Betrachtungen zu weit führen, wenn wir alle diese Arten untersuchen würden. Aus diesem Grund untersuchen wir nur die Längsstabilität - genau die statische Längsstabilität -, die aussagt, ob nach einer Störung rückführende Momente vorhanden sind.

6.3. Längsstabilität

Definition des Längsmomentes

$$M_{VK} = c_{m_{VK}} \frac{\rho}{2} v^2 \cdot F \cdot l_m$$

c_m - Längsmomentenbeiwert, dimensionslos, $c_m = f(\alpha^o)$;
VK - Angabe des Bezugspunktes Profilvorderkante;
l_m - mittlere Flügeltiefe.

Festlegung:
schwanzlastige Momente - positiv
kopflastige Momente - negativ
Darüber hinaus müssen wir vorab eine genaue Aussage über einige charakteristische Punkte geben.

S - Massenschwerpunkt aller Einzelschwerpunkte, er ist abhängig von der Größe und Lage des Gewichts
$S = f(G)$

N - Gesamtneutralpunkt, Angriffspunkt der Zusatzluftkräfte bei Störungen, seine Lage wird experimentiell ermittelt.
$N \neq f(\alpha^o)$

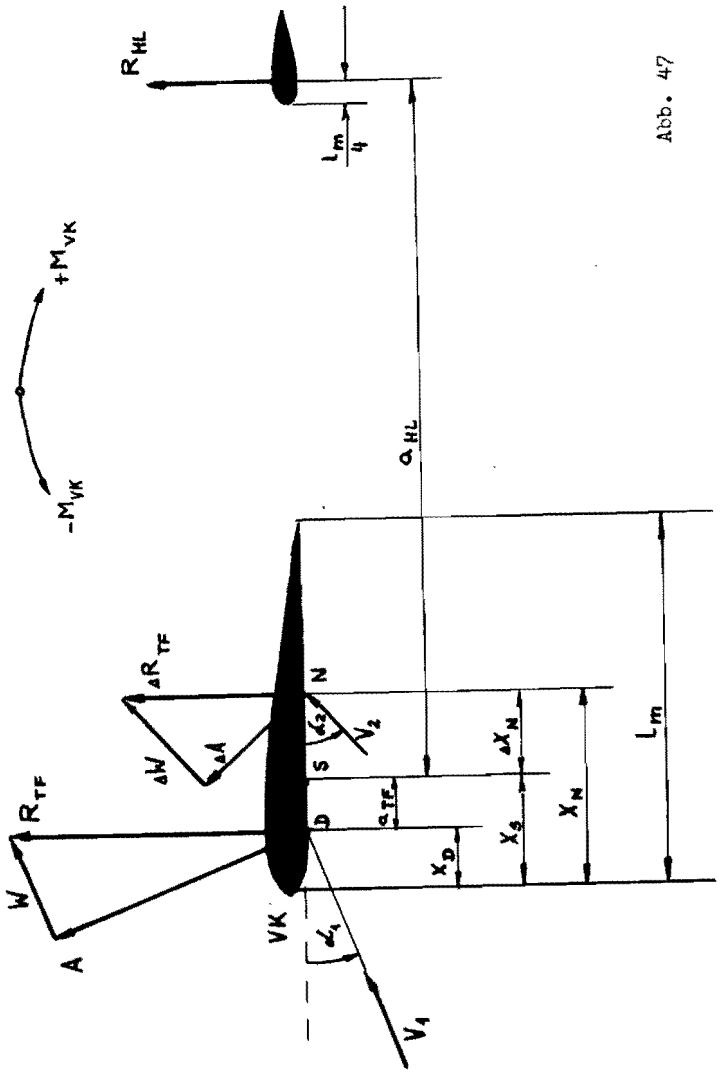


Abb. 47

er ist abhängig von:
- der Geschwindigkeit (elastische Verformung TF),
- der Profilform,
- der aerodyn. Schränkung,
- der Flügelstreckung,
- der Flügelzuspitzung l_a/l_i,
- der Pfeilform.

D - Angriffspunkt der Gesamtluftkraft, Druckpunkt

$$D = f(\alpha^o)$$

Mit Vergrößerung des Anstellwinkels wandert der Druckpunkt nach vorn, bei sehr großem Anstellwinkel jedoch wieder etwas zurück. Ursache dafür ist die Änderung der Druckverteilung am Profil bei hohen Anstellwinkeln.

In Abb. 47 werden die anzusetzenden Verhältnisse an einem TF- und Leitwerksprofil dargestellt. Betrachtet wird der Sonderfall, bei dem die Gesamtluftkraft R senkrecht auf der Profilsehne steht, um weitere Kräftezerlegungen zu vermeiden. Gleichgewicht herrscht im obigen Beispiel wenn:

$$\boxed{R_{TF} \cdot a_{TF} = R_{HL} \cdot a_{HL},}$$

da damit die Bedingung $\Sigma M = 0$ erfüllt ist.
Am dargestellten Beispiel soll es zu einer Anstellwinkelvergrößerung durch eine Böe von unten kommen. Bedingt dadurch entstehen:
- α_2,
- v_2,
- R_{TF},

die auf den Neutralpunkt bezogen werden.
Dabei wird:
- $D = f(\alpha^o)$ d.h. der Druckpunkt nach vorn wandern, a_{TF} wird sich um ein geringes Maß vergrößern ($\bar{a}_{TF}$);
- $c_a = f(\alpha^o)$ d.h. A und damit R_{TF} werden größer ($\bar{R}_{TF}$);
- am Höhenleitwerk wird R_{HL} größer, da α_2 auch hier wirksam wird ($\bar{R}_{HL}$).

Stabilität herrscht jetzt, wenn es zur Herausbildung eines

rückführenden Momentes kommt, d.h.

$$\bar{R}_{TF} \cdot \bar{a}_{TF} < \Delta x_N \cdot \Delta R_{TF} + \bar{R}_{HL} \cdot a_{HL}$$

Das sich infolge der Böe aufrichtende Luftfahrzeug wird in seine Ausgangslage zurückgeführt.
Würde im dargestellten Beispiel eine Böe von oben wirksam werden, so wird:
- der Druckpunkt nach hinten wandern, a_{TF} wird kleiner ($\bar{a}_{TF}$) und R_{TF} ebenfalls ($\bar{R}_{TF}$);
- R_{HL} wird kleiner ($\bar{R}_{HL}$).

Dabei muß obige Stabilitätsbedingung ebenfalls wirksam bleiben, denn ΔR_{TF} geht gegen Null, bzw. nimmt negative Werte an.

$$\boxed{\bar{R}_{TF} \cdot \bar{a}_{TF} > \Delta x_N \cdot \Delta R_{TF} + \bar{R}_{HL} \cdot a_{HL}} \text{ (bei pos. } R_{TF})$$

$$\boxed{\bar{R}_{TF} \cdot \bar{a}_{TF} + \Delta x_N \cdot \Delta R_{TF} > \bar{R}_{HL} \cdot a_{HL}} \text{ (bei neg. } R_{TF})$$

An die konstruktive Auslegung werden folgende Bedingungen gestellt:

$\frac{x_N}{l_m}$ = 0,24 ..... 0,27 oder 24 bis 27 %

$\Delta x_N = x_S - x_N$ als Forderung hinsichtlich der Stabilitätsreserve, wobei

$\frac{\Delta x_N}{l_m} \cdot 100 \geq 3\ \%$

betragen muß. In Worten, der Schwerpunkt muß noch genügend weit vor dem Neutralpunkt liegen.
Anders ausgedrückt ist
- $x_N > x_S$ herrscht Stabilität;
- $x_N = x_S$ Indifferenz;
- $x_N < x_S$ Labilität vor.

Unsere gesamten Betrachtungen gelten natürlich nur unter einer ganzen Reihe von Einschränkungen, z.B. haben wir die Schwerpunkthochlage unberücksichtigt gelassen. Diese Vereinfachungen stimmen mit der Praxis nicht überein, sind für unsere wesentlichen Betrachtungen jedoch vernachlässigbar. In diesem Zusammenhang ist es jedoch erforderlich ein paar Bemerkungen über die Beeinflussung der Strömungsvorgänge am

Höhenleitwerk durch den TF-Abwind zu machen.
Dabei sind zweifelsohne Analogien zum Pkt. 4.7. vorhanden, die jedoch einleuchtend sind.
Bedingt durch den TF-Abwind wird der Anstellwinkel am Höhenleitwerk in Richtung einer Verringerung beeinflußt.

$$\alpha_{HL} = \alpha_{TF} - \Delta\alpha_{Abwind}$$ (Abb. 33)

Diese Beziehung würde also gelten, wenn gleiche geometrische Ausgangsanstellwinkel vorhanden wären.
Unter Pkt. 4.2.1. hatten wir

$$\alpha_i = \frac{c_a}{\pi \cdot \lambda}$$ angegeben.

Die Größe des Abwindwinkels beträgt ca. das Doppelte des induzierten Anstellwinkels.

$$\Delta\alpha_{Abwind} \approx 2 \cdot \alpha_i$$

Bei der konstruktiven Auslegung des Höhenleitwerkes (Größe des Einstellwinkels) findet dieser Vorgang bereits seine Berücksichtigung.
Diese Abwindwinkelbeeinflussung wird durch den Landeklappenausschlag noch gesteigert.
So ist z.B. beim Typ AN-2 das Ausfahren der Landeklappen an bestimmte Maximalgeschwindigkeiten gebunden. Diese Begrenzung resultiert nicht allein aus Festigkeitsgründen, sondern auch daraus, daß bei höheren Geschwindigkeiten am Höhenleitwerk ein völliger Strömungsabriß auftritt.
Die AN-2 senkt dabei die Motorhaube unter starken Schütteln unter den Horizont und verliert Höhe.
Ein Ausleiten ist nur durch Einfahren der Landeklappe möglich, die Strömung kommt sofort zum Anliegen.
In jedem Fall schüttelt dabei das Höhenruder extrem stark.
Bei der L-60 und auch bei der AN-2 können diese Erscheinungen auch bei wesentlich geringeren Geschwindigkeiten aber großem Luftschraubenschub (extreme Schleppgaslandung) auftreten.
Dabei liegt eine Überlagerung der durch die LS nach hinten bewegten Luftmassen und des TF-Abwindes vor.
Die durch die LS bewegte Luftmasse bewegt sich auf einer spiralförmigen Bahn um den Rumpf, wobei es zu einer einseitigen Leitwerksanblasung mit nachfolgenden einseitigem Strömungsabriß kommen kann.

Bedingung ist jedoch:
- flacher Gleitwinkel;
- großer Landeklappenausschlag;
- hohe Triebwerksleistung.

Warnzeichen ist immer ein Schütteln der Ruder.
Bei der L-60 besteht bei maximalen Landeklappenausschlag und weit vorderer Schwerpunktlage die Schwierigkeit eine einwandfreie Dreipunktlage für die Landung zu erzielen.
Dazu besteht nur ein engbegrenzter Geschwindigkeitsbereich von 2 bis 4 km/h. Wird dieser Bereich, der ja nur um ein geringes über der v_L liegt, verpaßt, ist keine Dreipunktlage mit dem Höhenruder mehr herzustellen, da dessen Moment infolge der mit der Geschwindigkeit absinkenden Effektivität ebenfalls geringer wird.
Das führte bei einigen Flugzeugführern zur "Theorie der Landung mit einer Spitze Gas", da damit diese absinkende Höhenruderwirksamkeit kompensiert werden kann.
Konstruktiv gesehen sind die Höhenruderausschläge nach oben immer größer dimensioniert.

6.4. Steuerbarkeit

Die Steuerbarkeit kann als Reziprokwert der Stabilität angesehen werden. Ein sehr stabiles Flugzeug ist mit Hilfe seiner Ruder nur schwer aus dem Gleichgewichtszustand herauszubringen. Der Konstrukteur muß also zwischen beiden Eigenschaften den goldenen Mittelwert finden.
Die Steuerbarkeit soll ein Maß für die Ausführbarkeit von Flugzuständen und Flugbewegungen geben und darüber hinaus auch für die körperliche und geistige Anstrengung des Flugzeugführers bei der Bedienung der Steuer. Der Flugzeugführer muß mit Hilfe der Steuereinrichtung:
- das Flugzeug von einem Flugzustand in den anderen bringen,
- und den gewünschten Zustand aufrecht erhalten können.

Die Steuerbarkeit umfaßt folgende Hauptgebiete:
- Steuerwege und Steuerkräfte, wobei bezüglich der Kräfte folgende Abstimmung angestrebt wird:

Querruder : Höhenruder : Seitenruder = 1 : 2 : 4,
- Steuerwirksamkeit und Steuerfolgsamkeit,
- Führerraumgestaltung,
- Kopplungseffekte.

6.5. Trimmung

Aus der Konstruktion der Zelle muß der Aufbau derartiger Trimmvorrichtungen als bekannt vorausgesetzt werden.
Unter Trimmbarkeit versteht man das Einleiten von Momenten ohne Betätigung der eigentlich dafür vorgesehenen Steuerhebel.
Die Übertragung kann:
- über Seilzüge,
- oder Elektromotoren

erfolgen.
Prinzipiell können dabei
- Trimmruder bewegt,
- oder ganze Flossen verstellt werden.

Die Trimmung hat die Aufgabe, bei fixiertem Flugzustand die Steuerkräfte zu verringern und damit den Flugzeugführer zu entlasten.
Kleine Flugzeuge sind in der Regel während des Fluges nur um die Querachse, größere Flugzeuge um alle Achsen trimmbar.
Kleinflugzeuge besitzen dafür Bügelkanten, die für die Hoch- und Längsachse am Boden nach entsprechenden Angaben des Flugzeugführers verstellt werden können.
Ein Flugzeug ist vom Flugzeugführer richtig ausgetrimmt, wenn sich erst 20 s nach dem Loslassen der Ruder merkliche Abweichungen ergeben.

6.6. Lastigkeit

Unter Lastigkeit versteht man die Schwerpunktlage bezogen auf den Abstand vom Drehpunkt, als auch sämtliche anderen Störmomente, die an einem stabilen Flugzeug Veränderungen hervorrufen.
Es ist erklärlich, daß bei einem Flugzeug ein begrenzter Bereich der Lage des Schwerpunktes möglich sein muß.
Für jeden Typ wird dieser Bereich gesondert angegeben. Die Angaben erfolgen in Prozenten bezogen auf 1μ.

L-60 von 22,6 bis 30,1 % 1μ
An-2 von 17,2 bis 33 % 1μ
Z-37 von 23 bis 31 % 1μ
1μ = Länge der mittleren aerodynamischen Sehne (MAS).
Innerhalb dieser angegebenen Bereiche wird eine volle Steuerfähigkeit bei allen Flugzuständen gewährleistet.
Für die einzelnen Achsen gibt es folgende Störmomente:
1) Querachse
- Ein- bzw. Ausfahren der Landeklappe,
- Veränderung der Triebwerksparameter,
- Veränderung der Fluggeschwindigkeit,
- Verbrauch von Treibstoff,
- Ausbringen der aviochem. Nutzlast.

2) Hochachse
Hier werden bei mehrmotorigen Flugzeugen umfangreiche Momente wirksam.
3) Längsachse
Eine Veränderung der Triebwerksleistung ergibt meist eine geringe Änderung des Rollmoments.
Bei der AN-2 kommt hier noch das unsymmetr. Ausfahren der Vorflügel in Frage.
Konstruktiv wird verlangt, daß der Flugzeugführer in der Lage sein muß, sämtliche Lastigkeitsänderungen allein mit den Steuern für eine gewisse Zeit zu halten.

7. Flugzustände

7.1. Fachbereichsstandard Luftfahrtterminologie

(Unter diesem Begriff sollen einige bedeutsame Abkürzungen erläutert werden.)

v - Fluggeschwindigkeit allgemein
v_{AF} - Arbeitsfluggeschwindigkeit
v_{FE} - Fluggeschwindigkeit mit ausgefahrenen Landeklappen
v_H - Fluggeschwindigkeit im Horizontalflug mit zulässiger Dauerleistung
v_K - Fluggeschwindigkeit im Kurvenflug

v_L - Fluggeschwindigkeit beim Aufsetzen auf die Landebahn
v_{LA} - Fluggeschwindigkeit im Landeanflug
v_{LOF} - Fluggeschwindigkeit bei der das Luftfahrzeug abhebt
v_{NE} - höchste zulässige Fluggeschwindigkeit
v_{s_o} - Fluggeschwindigkeit beim Überziehen oder die geringste Fluggeschwindigkeit des stetigen Fluges (Landezustand)
v_{s_1} - wie oben (Luftfahrzeug nicht im Landezustand)
$v_{(W\ max)}$ - Fluggeschwindigkeit mit größter Steiggeschwindigkeit
$v_{(\varepsilon_{max})}$ - Fluggeschwindigkeit mit größtem Steigwinkel

Bei den aufgeführten Begriffen handelt es sich um einen Auszug aus dem TGL 177-001 Gruppe 866.
Dieser Standard ist seit 01.07.68 verbindlich.

7.2. Start und Landung

Der Start ist eine beschleunigte Bewegung vom Zustand v = 0 bis zum stationären Steigflug.
Es gliedert sich in folgende Etappen:
1) Anrollen
- Anrollen mit gesenktem Heck,
- Anrollen mit gehobenen Heck.

2) Abheben und Fahrtaufholen,
3) Übergang in den Steigflug (H = 15 m).

Diejenige Strecke, die von dem Luftfahrzeug mit den Rädern am Erdboden zurückgelegt wird, nennt man Startanrollstrecke $s_{Anr.}$.
Die Landung ist eine verzögerte Bewegung vom Zustand v_{LA} bis zu v = 0.
Sie gliedert sich in folgende Etappen:
- Anschwegen mit v_{LA} (H = 15 m),
- Abfangen und Halten,
- Aufsetzen und Ausrollen.

Diejenige Strecke, die das Luftfahrzeug bis zum Stillstand auf dem Erdboden zurücklegt, nennt man Ausrollstrecke $s_{Ausr.}$.

7.3. Welche Faktoren beeinflussen die Startanrollstrecke?

1. Gewicht

$$A = c_a \frac{\rho}{2} v^2 \cdot F \qquad |A = G$$

$$v_{LOF} = \sqrt{\frac{2\,G}{\rho \cdot c_{a_{Abh}} \cdot F}}$$

2. Triebwerksleistung

Die Angabe der TW-Leistung ist immer auf INA - Bedingungen bezogen. Diese Zustandsbedingungen treffen jedoch in der Praxis niemals zu. Demzufolge treten Leistungsschwankungen auf.

N_n - Normalleistung (bezogen auf INA),
N_e - effektive Leistung,
b - barometrischer Druck am Startort,
t - Temperatur am Startort.

$$N_e = \frac{b \quad N_n}{\sqrt{\frac{273}{273} + \frac{t}{15}}\ 760} \quad [PS]$$

3. Platzverhältnisse
- Reibungswiderstand,
- Neigungs- bzw. Steigungsgradient,

4. Landeklappenausschlag

$$c_a = f(\text{Landeklappe})$$

5. Windverhältnisse
- Windstärke,
- Windeinfallswinkel.

Der Wind hat einen ganz beträchtlichen Einfluß auf die Startanrollstrecke.

bei Windstille $s_{Anr} = \frac{v_{LOF}^2}{2\,b_x}$

bei Wind $s_{Anr} = \frac{(v_{LOF} - w)^2}{2\,b_x}$

b_x - Beschleunigung in Richtung x-Achse

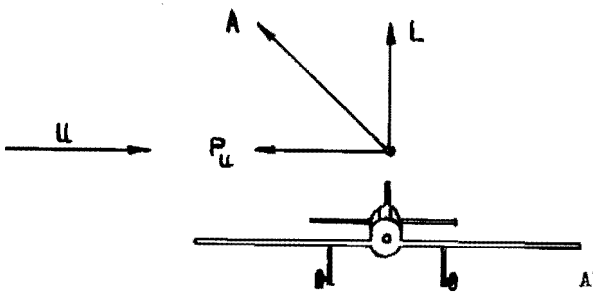


Abb. 48

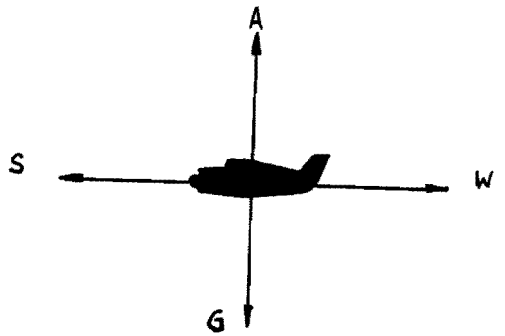


Abb. 49

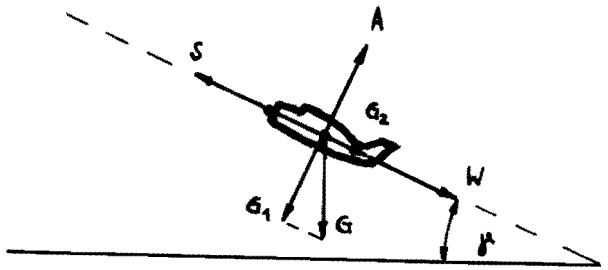


Abb. 50

ω - Längswindgeschwindigkeit

Um einen Sonderfall handelt es sich bei einem Seitenwind von 90°, da hier keine Längswindkomponente vorhanden ist.
Vergleichsweise ein paar Angaben der L-60.

ω m/s	0	5
s_{Anr} m	228	145

Bei einem Seitenwind 90° mit 5 m/s steigt s_{Anr} auf 250 m an.
Diese Erscheinung kann man dadurch erklären, daß für das Richtunghalten entgegengesetzt zur Windrichtung eine Kraft notwendig ist. Bedingt durch die Größe dieser Kraft wird der Auftrieb zur Seite geneigt (Abb. 48).
Dadurch muß die Größe des Auftriebs wachsen, demzufolge muß auch v_{LOF} größer werden.
Aus dieser Seitenwindbeeinflussung ergibt sich jedoch das:

- Flugzeug muß sich beim Endanflug und beim Ausrollen mit seinen Rudern in der Richtung halten lassen;
- für den Normalflugzeugführer bei den Landungen durch die notwendige Steuerführung keine unzumutbaren Belastungen auftreten.

Aus diesem Grund legt die britische Bauvorschrift BCAR die max. Seitenwindkomponente mit

$$0{,}2 \text{ bis } 0{,}3 \cdot v_s$$

fest.
Diese Festlegung findet ihren Niederschlag bei den Typenmaxima, die durch die HV festgesetzt werden.

7.4. Horizontalflug

G - Gewicht, wirkt zum Erdmittelpunkt
A - Senkrecht zur Bewegungsrichtung nach oben wirkend der Auftrieb
S - Schub, wirkt in Bewegungsrichtung
W - Widerstand, entgegen der Bewegungsrichtung

Für den stationären Horizontalflug
v = const. d.h. keine b
H = const. d.h. ρ = const.
gelten folgende Kräftebedingungen:

$$\boxed{\begin{array}{lll} A & = & G \\ S & = & W \end{array}}$$ (Abb. 49)

Daraus lassen sich folgende Zusatzbedingungen ableiten:

$$N_{verf_H} = S \cdot v$$

$$N_{erf_H} = W_H \cdot v = c_w \frac{\rho}{2} \cdot v_H^3 \cdot F$$

$$A = c_a \frac{\rho}{2} v^2 \cdot F$$

$$A = G$$

$$v_H = \sqrt{\frac{2\,G}{c_a \cdot \rho \cdot F}}$$

$$v_{H_{min}} = \sqrt{\frac{2\,G}{c_{a_{max}} \cdot \rho \cdot F}}$$

$c_{a_{max}}$ soll bei α_{krit} liegen.

7.5. Steigflug

Für den stationären Steigflug

v = const.

H = zunehmend

gelten folgende Kräftebedingungen:

$$\boxed{\begin{array}{lll} S & = & G_2 + W \\ A & = & G_1 \end{array}}$$ (Abb. 50)

Dafür gelten:

$$N_{erf_{ST}} = (W + G_2) \cdot v$$

$$A = G_1 = c_a \frac{\rho}{2} v^2 \cdot F$$

$$G_1 = \cos\gamma \cdot G$$

$$v_{ST} = \sqrt{\frac{2\,G_1}{c_a \cdot \rho \cdot F}} = \sqrt{\frac{2 \cdot G \cdot \cos\gamma}{c_a \cdot \rho \cdot F}}$$

Der Steigwinkel γ ist jedoch gleichzeitig durch die Bahngeschwindigkeit v_{ST} und die Vertikalgeschwindigkeit w gegeben

$$\sin\gamma = \frac{w}{v_{ST}}$$ (Abb. 51)

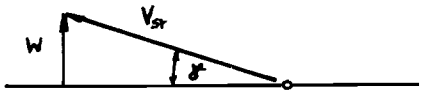


Abb. 51

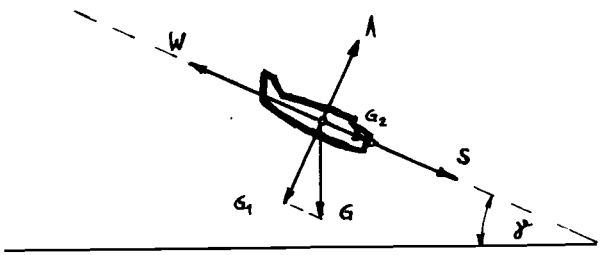


Abb. 52

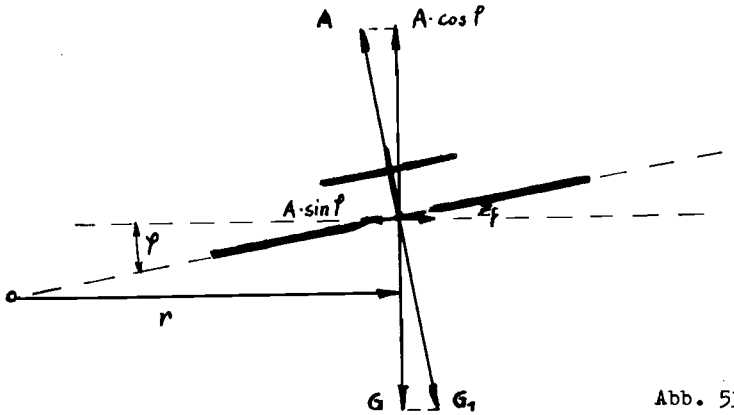


Abb. 53

7.6. Gleitflug

Für den stationären Gleitflug

v = const.

H = abnehmend

gelten folgende Kräftebedingungen:

$$\boxed{\begin{aligned} W &= S + G_2 \\ A &= G_1 \end{aligned}} \qquad \text{(Abb. 52)}$$

Dafür gelten:

$$v_{GL} = \sqrt{\frac{2 \cdot G \cdot \cos \gamma}{c_a \cdot \rho \cdot F}}$$

$$\sin \gamma = \frac{w}{v_{GL}}$$

7.7. Kurvenflug (Abb. 53)

φ - Schräglagewinkel

r - Kurvenradius

Z_f - Zentrifugalkraft = $m \cdot \frac{v^2}{r}$

Bedingungen:

in x-Richtung : $S - W = 0$

in y-Richtung : $A \sin \varphi - Z_f = 0$

in z-Richtung : $G - A \cdot \cos \varphi = 0$

$$N_{erf_K} = W \cdot v_K = c_w \frac{\rho}{2} v_K^3 \cdot F$$

$$G = A \cdot \cos \varphi = c_a \frac{\rho}{2} v_K^2 \cdot F \cos \varphi$$

$$\boxed{v_K = \sqrt{\frac{2 \cdot G}{c_a \cdot \rho \cdot F \cdot \cos \varphi}}}$$

Die erforderliche Leistung für den Kurvenflug ist dann schließlich:

$$N_{erf_K} = \frac{c_w}{\sqrt{c_a^3}} \sqrt{\frac{2 \cdot G^3}{\rho \cdot F \cdot \cos^3 \varphi}}$$

Es ist aber auch möglich, hier eine Aussage zu treffen, indem v_K mit v_H verglichen wird.

$$\frac{v_K}{v_H} = \frac{\sqrt{\frac{2 \cdot G}{c_a \cdot \rho \cdot F \cdot \cos \varphi}}}{\sqrt{\frac{2 \cdot G}{c_a \cdot \rho \cdot F}}} = \frac{1}{\sqrt{\cos \varphi}}$$

$$\boxed{v_K = v_H \frac{1}{\sqrt{\cos \varphi}}}$$

Man kann das für die erforderliche Leistung ebenfalls tun und erhält dann

$$\boxed{N_{erf_K} = \frac{N_{erf_H}}{\sqrt{\cos^3 \varphi}}}$$

Daraus folgt, daß mit steigender Schräglage

- v_K größer werden muß,
- N_{erf_K} größer werden muß.

Für die Festlegung der Flugtaktik ist die Größe des Kurvenradius von Bedeutung.

$$Z_f = m \cdot \frac{v_K^2}{r} = A \cdot \sin \varphi$$

$$m = \frac{G}{g}$$

$$A = c_a \cdot \frac{\rho}{2} \cdot v_K^2 \cdot F$$

$$m \cdot \frac{v_K^2}{r} = A \cdot \sin \varphi$$

$$\frac{G}{g} \frac{v_K^2}{r} = c_a \cdot \frac{\rho}{2} \cdot v_K^2 \cdot F \cdot \sin \varphi$$

$$\boxed{r = \frac{2 \cdot G}{c_a \cdot \rho \cdot g \cdot F \cdot \sin \varphi}}$$

In dieser Beziehung gelten:

g = const.

F = const.

dann wird der Kurvenradius r größer wenn:

- das Gewicht steigt,
- die v_K ansteigt, da dann c_a kleiner wird,
- die Luftdichte ρ geringer wird.

Jedem muß aus diesem Kapitel heraus klar werden, daß das willkürliche Vergrößern der Kurvenschräglage mit einem steigenden Leistungsbedarf verbunden ist. Dabei tritt dann für jeden Flugzeugtyp unterschiedlich einmal eine solche Schräglage ein, bei dem die erforderliche gleich der verfügbaren Leistung geworden ist (Gashebel am Anschlag).

Soll jetzt weiter horizontal geflogen werden, bei weiterer Vergrößerung der Schräglage, muß die Geschwindigkeit absin-

ken. Dieser Vorgang kann dann letztendlich zum Strömungsabriß führen.

7.8. Überzogene Flugzustände

In diesen Bereich kann man nur gelangen wenn, entweder beabsichtigt oder unbeabsichtigt, die Normalflugbedingungen nicht eingehalten wurden.

7.8.1. Begriffsdefinition

Das Überziehen ist eine Vergrößerung des Anstellwinkels α auf Werte von α_{krit} und größer, wobei c_a so stark abfällt, daß die Bedingung A = G nicht mehr erfüllt ist. Gleichzeitig sinkt die Geschwindigkeit v auf den Wert v_{s_o} bzw. v_{s_1} und kleiner ab.

7.8.2. Strömungsvorgänge und Bewegungsformen

Im praktischen Flugbetrieb befinden sich immer Teile des TF im Bereich der abgerissenen Strömung, z.B. Start, Landung, Langsamflug.
Diese Erscheinung ist jedoch nicht kritisch, da alle übrigen TF-Teile zusammen die Bedingung A = G noch erfüllen. Bei α_{krit} trifft das jedoch nicht mehr zu. Die Grenzschicht reißt ab (Abb. 54).
Diese Ablösung entsteht dadurch, daß die Luftmoleküle der Stromfäden infolge der Reibung und des sinkenden dynamischen Drucks q soweit abgebremst werden, daß sich Rückströmungen ausbilden und ihrerseits weitere Teile der Grenzschicht vom Profil ablösen.
Die Lage des Ablösepunktes ist $f(\alpha^o)$.
Diese Rückströmungen bilden lebhafte Wirbel und verwirbeln die darüberliegenden Luftschichten, was insgesamt zu einer Verdickung der abgerissenen Strömung führt.
Ebenso wie beim Übergang von laminarer zu turbulenter Strömung steigt nach dem Ablösepunkt der Widerstand an.

A ⟶ O
W ↑ .

In dem Maße wie durch Vergrößerung des Anstellwinkels der Ablösepunkt nach vorn verlagert wird, löst sich die Grenzschicht

vom Profil ab.
Sämtliche hinter dem Ablösepunkt liegenden TF-Teile sind nicht mehr auftriebswirksam.
Der Strömungsabriß kann sich durch folgende Verhaltensweisen ankündigen:
- starker Handkraftanstieg in Richtung Ziehen,
- extremer Längsneigungswinkel,
- Absinken der Fahrtgeräusche,
- Schütteln der Ruder oder gesamten Zelle.

Nach dem Überschreiten von α_{krit} und dem Unterschreiten von v_{s_o} bzw. v_{s_1} sind folgende Bewegungsformen möglich:
1.) stationärer Sackflug (Abb. 55)
Die Annäherung an α_{krit} ist durch das Ende des linearen Anstiegs erkennbar. Bei $c_{a_{max}}$ fällt die Kurve ab, bricht aber nicht ab, α_{krit} ist an diesem Kurvenverlauf nicht definierbar.
2.) kopflastige Nickbewegung (Abb. 56)
   a) Beginn des nichtlinearen Anstiegs
   b) $c_{a_{max}}$
   c) α_{krit} ist gut definierbar
3.) kombinierte Rollnickbewegung (Abb. 57).
Die Strömung reißt sehr plötzlich ab, der Anstieg bleibt bis zum Kurvenmaximum linear.
Hinsichtlich der Luftfahrttauglichkeit sind alle 3 Bewegungsformen zulässig, wobei der stationäre Sackflug ohne Zweifel die beste und ungefährlichste Form ist. Das schließt aber ein, daß die Querruderwirksamkeit noch vorhanden ist.
Folgende Faktoren beeinflussen die Überziehgeschwindigkeit und die Bewegungsformen nach dem Unterschreiten der Überziehgeschwindigkeit:
- Schiebewinkel s,
- Triebwerksleistung,
- Gewicht,
- Schwerpunktlage,
- Äußere geometr. Form.

Als eine besonders charakteristische Bewegungsform ist das Trudeln anzusehen, mit dessen Gesetzmäßigkeiten wir uns nun

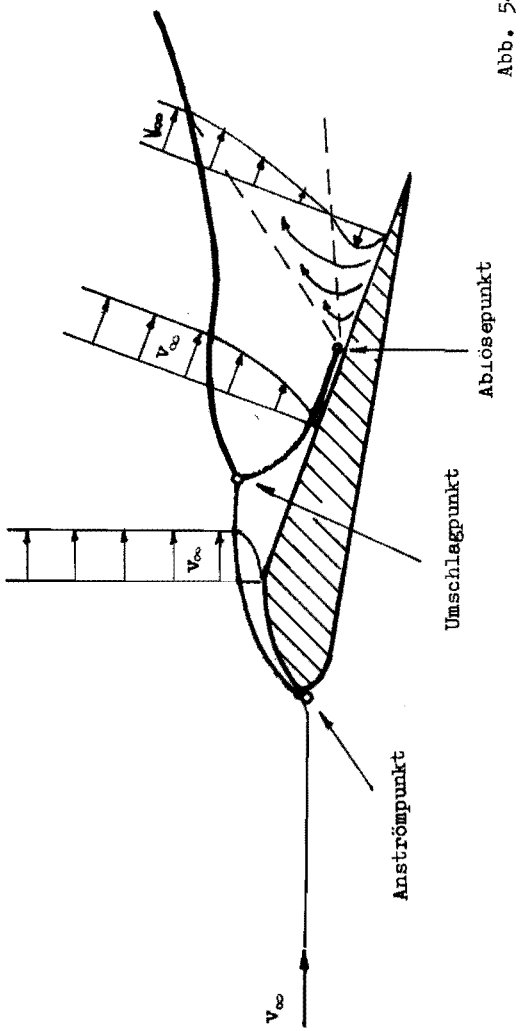


Abb. 54

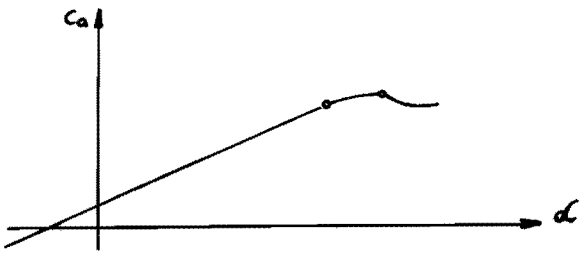


Abb. 55

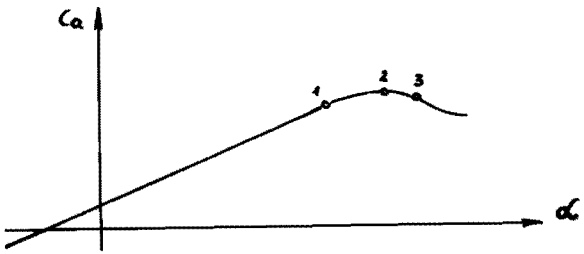


Abb. 56

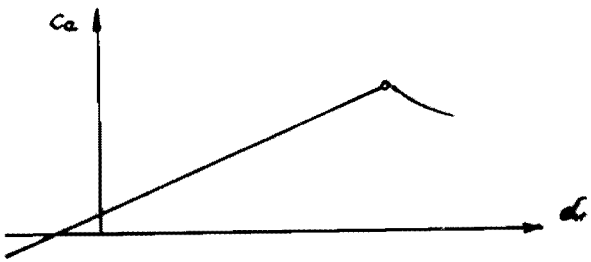


Abb. 57

beschäftigen wollen.

7.8.3. Die Autorotation

Die Entstehung der Autorotation (d.h. Selbstdrehung) am TF ist Grundvoraussetzung für das Trudeln.
Wir wollen uns die Autorotation an einer Versuchsanordnung klar machen.
In einen Windkanal wird quer zur Anströmrichtung ein um die x-Achse drehbarer TF angeordnet (Abb. 58).
Der Anstellwinkel soll $\alpha \geq \alpha_{krit}$ sein.
Durch einen Stoß versetzen wir den TF in Drehung. Dabei erfährt an der sich hebenden TF-Hälfte der Ausgangsanstellwinkel eine Verringerung, an der sich senkenden TF-Hälfte eine weitere Vergrößerung.

li TF	re TF
$\alpha_{li} = \alpha_{krit} + \Delta\alpha$	$\alpha_{re} = \alpha_{krit} - \Delta\alpha$
$\alpha_{li} > \alpha_{krit}$ (überkritisch)	$\alpha_{re} < \alpha_{krit}$

$$\begin{matrix} \alpha_{li} & > & \alpha_{re} \\ A_{li} & < & A_{re} \end{matrix}$$

Die Drehbewegung wird durch diese Bedingung bis zu dem Moment erhöht (angefacht), wo die Dämpfungsmomente gleich den Anfachungsmomenten sind.
Es stellt sich dann ein Gleichgewichtszustand mit konstanter Drehzahl ein. In der Praxis erfolgt dieser Drehimpuls durch ein unterschiedliches zeitliches Abreißen der Strömung zwischen den einzelnen TF-Hälften hervorgerufen durch den Schiebewinkel s. Bedingt dadurch wird dann die Drehbewegung eingeleitet und es kommt zur Autorotation. Der Ausgangsanstellwinkel muß in einem bestimmten Anstellwinkelbereich liegen, wenn Autorotation auftreten soll. Die Drehrichtung bei der Autorotation ist vom Schiebewinkel abhängig, die weiter vorn liegende TF-Hälfte geht immer zuerst nach oben.

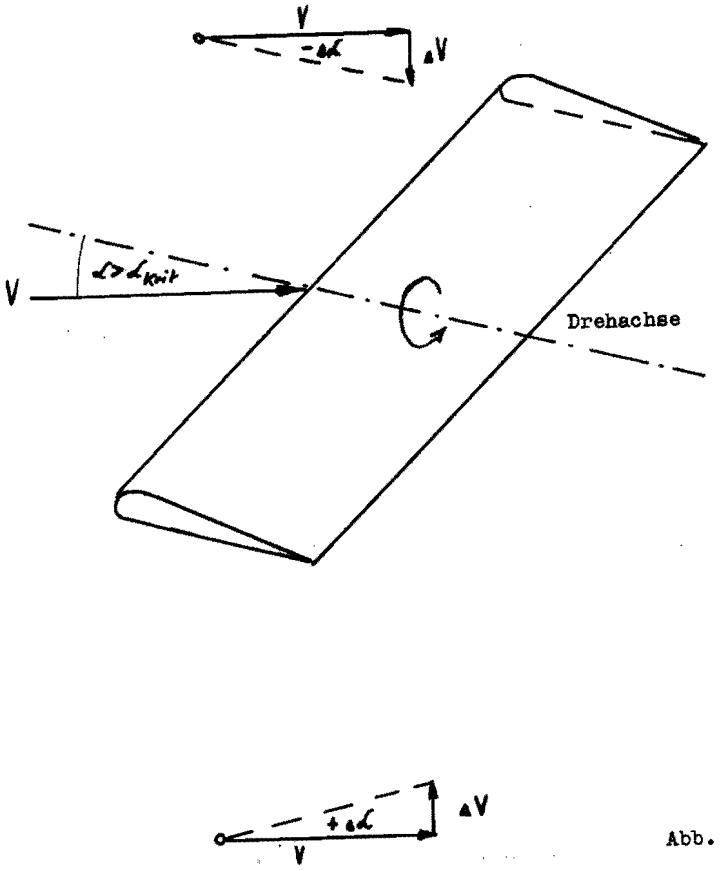


Abb. 58

7.8.4. Das Trudeln

Hierbei bewegt sich das Flugzeug auf einer um eine senkrechte Achse gewundenen Schraubenlinie abwärts.
Die Trudelachse hat zu Beginn die Form einer Wurfparabel und wird erst nach mehreren Umdrehungen senkrecht.
Von diesem Zeitpunkt an ist das Trudeln ein stationärer Zustand geworden.
Die Winkelgeschwindigkeit beträgt $\approx 90^{\circ}/s$.
Der Trudelradius beträgt nur wenige Meter.
Infolge des Schiebens ist die Flugzeuglängsachse nicht auf die Trudelachse zentriert.
Je nach dem Längsneigungswinkel unterteilt man in
- Steiltrudeln Längsneigung 45° bis 90°,
- Flachtrudeln Längsneigung 0° bis 45°.

Sämtliche z.Z. im WF vorhandenen Flugzeugtypen trudeln steil mit großer Drehintensität.
Dabei betragen die Höhenverluste je Umdrehung:
- L-60 $\approx$ 150 m,
- AN-2 $\approx$ 200 m,
- Z-37 $\approx$ 200 m.

Infolge der abwärtsgerichteten Trudelbewegung wächst die Geschwindigkeit sehr schnell an. Bei der An-2 in 14 s auf 200 km/h. Daher ist ein stationäres Trudeln auf senkrechter Bahn mit den WF-Typen aus Festigkeitsgründen nicht durchführbar.
Das Trudeln muß bereits auf der Wurfparabel ausgeleitet werden.
Natürlich kennt man:
- Normaltrudeln,
- Rückentrudeln

zum Ausleiten.
Die Bedingung für das Trudeln war die Autorotation. Die Strömung am Höhenruder/Querruder ist abgerissen. Demzufolge muß also zuerst einmal das Schieben und damit die Autorotation beendet werden.
1. Seitenruder entgegengesetzt der festgestellten Drehrichtung voll austreten,

2. Höhenruder in Neutrallage,
3. Fahrt aufholen (größer v_{s_0} bzw. v_{s_1}),
4. langsam Abfangen.

Bei dem Typ L-60 gilt eine Besonderheit. Das Höhenruder ist bis zum vorderen Anschlag zu bringen und etwas pumpen.
Die obige Aufführung trifft für das Normaltrudeln zu.
Beim Rückentrudeln:
1. Höhenruder völlig ziehen,
2. Seiten- und Querruder neutral.

Das Flugzeug geht dann ins Normaltrudeln über. Weiteres Ausleiten dann wie zuvor beschrieben.

8. Flugleistungen und Flugeigenschaften

Es ist allgemein üblich eine Beurteilung über die Kenntnis der Leistungen und Eigenschaften durchzuführen. Für den Wirtschaftsflieger ist die genaue Kenntnis der Leistungen und Eigenschaften seines Einsatztyps, besonders hinsichtlich der Flugdurchführung mit geringer Leistungsreserve, von großer Bedeutung.

8.1. Flugeigenschaften

Zu diesem Komplex wurden bereits unter Pkt.6 einige Ausführungen gemacht.
Zusätzlich kommen hinzu:
- das Verhalten beim Überziehen,
- das Verhalten beim Trudeln,
- das Verhalten im Bahnneigungsflug,
- die Rolleigenschaften am Boden,
- Start- und Landeeigenschaften.

8.2. Flugleistungen

Sie sind für die Luftfahrttauglichkeit nicht so entscheidend wie die Flugeigenschaften.
Die staatlichen Forderungen legen daher nur fest, daß die Flugleistungen ermittelt werden müssen. Forderungen über Mindestleistungen werden nur dort erhoben, wo so die Sicherheit be-

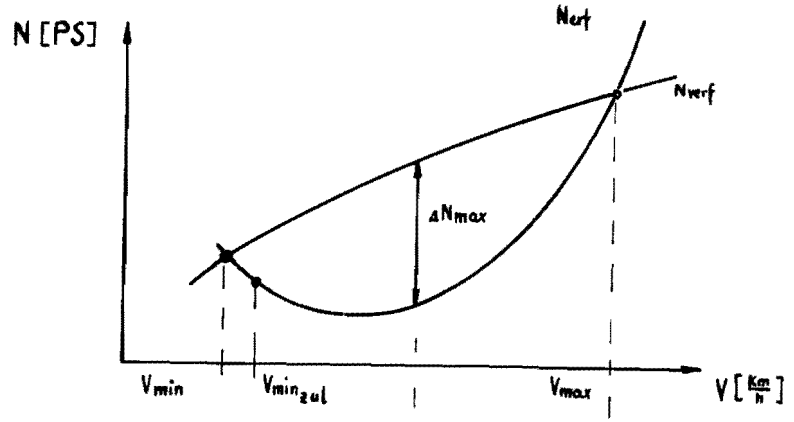


Abb. 59

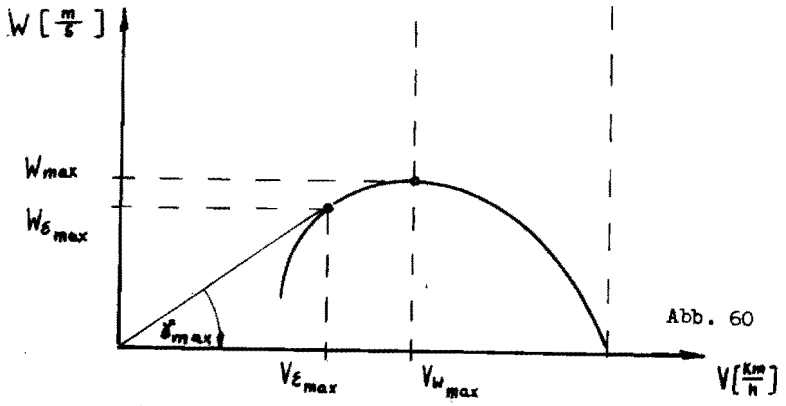


Abb. 60

einflussen wird.
Demzufolge stimmt in etwa, wenn man sagt, daß die Flugeigenschaften durch Sicherheitsforderungen und die Flugleistungen durch ökonomische Forderungen bestimmt werden.
Zu den Flugleistungen zählt man folgende Angaben:
- Maximalgeschwindigkeit,
- Minimalgeschwindigkeit,
- günstige Arbeitsgeschwindigkeit,
- Reichweite,
- Flugdauer,
- max. kommerzielle Zuladung,
- Steiggeschwindigkeit,
- Kurvengeschwindigkeit,
- Startstrecke,
- Landestrecke.

Einen ganz wesentlichen Einfluß auf alle diese Angaben hat die Triebwerksleistung, wenn man bedenkt, daß ja die Ausrüstung der gleichen Flugzeugzelle mit unterschiedlichen TW-Modifikationen möglich ist.
Dem Flugzeugführer ist aber auf solche Besonderheiten kaum eine Einflußnahme möglich. Viel wichtiger ist die Kenntnis der Parameter des vorhandenen TW.
Zu diesem Zweck wollen wir 2 Kurven betrachten, da sie gewissermaßen das Spiegelbild der Flugleistungen eines Flugzeuges darstellen. Um gute Flugleistungen erzielen zu können, müssen N_{verf} möglichst groß und N_{erf} möglichst klein sein

8.2.1. Kurve der N_{verf} und N_{erf} (Abb. 59)

N_{verf} - verfügbare Leistung, ist diejenige Leistung, die von der Luftschraube abgegeben wird und damit der Fortbewegung dient.

$$N_{verf} = N_{mot} \cdot \eta_{LS}$$

Die Motorleistung N_{mot} ihrerseits ist abhängig von der Drehzahl.

N_{erf} - erforderliche Leistung für einen bestimmten Flugzustand

Bei der Darstellung beider Kurven in einem gemeinsamen Koordinatensystem macht sich die Definition einiger Punkte notwendig.

① v_{min} - minimalste Fluggeschwindigkeit, sie ist dem Wert $c_{a_{max}}$ zugeordnet (siehe Pkt. 7.4.)

② $v_{min_{zul}}$ - minimale sichere bzw. zulässige Fluggeschwindigkeit, sie ist dem Wert von 0,9 $c_{a_{max}}$ zugeordnet.

$$v_{min_{zul}} = \sqrt{\frac{2\ G}{0{,}9 c_{a_{max}} \cdot \rho \cdot F}}$$

③ v_{max} - maximale Fluggeschwindigkeit, es ist keine Leistungsreserve mehr vorhanden.

④ Bereich der Leistungsreserve N_{max}

$$\Delta N = N_{verf} - N_{erf}$$

Durch das Anlegen von weiteren Tangenten lassen sich noch diejenigen Punkte finden, die der max. Reichweite und der max. Flugdauer zugeordnet sind. Da diese Punkte für den WF nicht von Bedeutung sind, wird darauf verzichtet.

8.2.2. Welche Faktoren bestimmen N_{erf}

$$N_{erf} = P \cdot v$$

$$P = W$$

$$N_{erf} = W \cdot v = c_w \frac{\rho}{2} v^3 \cdot F$$

Für den Horizontalflug gilt:

$$A = G$$

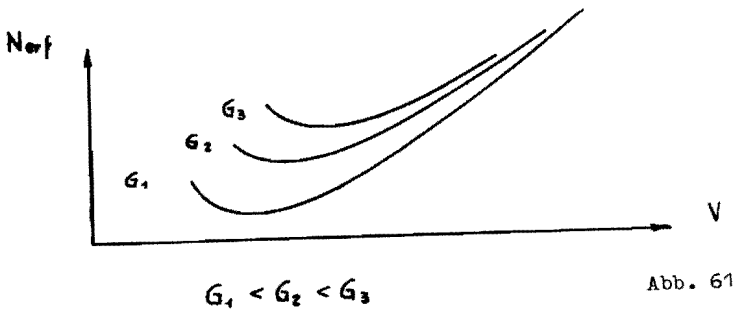
Demzufolge ist:

$$c_a = \frac{2\ G}{\rho \cdot F \cdot v^2}$$

Aus der Polaren muß nun für jeden so ermittelten c_a-Wert der dementsprechende c_w-Wert ermittelt werden. Damit ist die Errechnung der N_{erf} möglich.

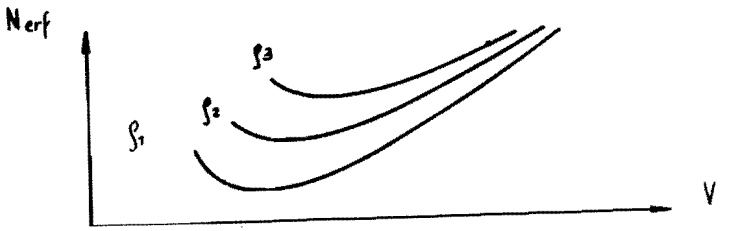
Welche Faktoren beeinflussen N_{erf}:

- Gewicht - denn bei steigendem Gewicht steigt N_{erf} an (Abb. 61)
- Luftdichte- denn mit geringer werdender Dichte steigt N_{erf} (Abb. 62)



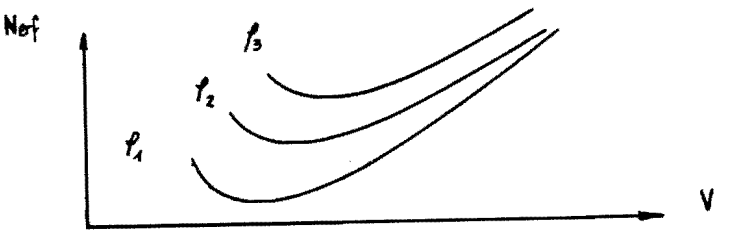
$G_1 < G_2 < G_3$

Abb. 61



$\rho_1 > \rho_2 > \rho_3$

Abb. 62



$\rho_1 < \rho_2 < \rho_3$

Abb. 63

Wir wollen dabei von einem Horizontalflug in verschiedenen Höhen ausgehen, wobei die Horizontalgeschwindigkeit constant bleiben soll.

$$A = G = c_a \frac{\rho}{2} v^2 \cdot F$$

Die Luftdichte sinkt mit steigender Höhe.
Die Bedingung A = G ist also nur zu garantieren, wenn c_a über den Anstellwinkel vergrößert wird. Demzufolge steigt auch c_w an, und zwar in stärkerem Maße als ρ absinkt.
Geht man jedoch davon aus, daß der Anstellwinkel und damit c_a constant bleiben soll, so muß v erhöht werden.
In beiden Fällen muß dann N_{erf} ansteigen.

- Kurvenschräglage – denn mit steigender Schräglage steigt N_{erf} an (Abb. 63)
- Widerstandsbeiwert- stellt keine Konstante dar. Er unterliegt Veränderungen Δc_w durch:
  - An- und Abbau von aviochem. Anlagen
  - Alterung der Flugzeugzelle (Verformung)
  - starke Verschmutzung

Die permanenten Wartungs- und Überholungsarbeiten haben den Zweck, diese Leistungsverschlechterungen auszugleichen, können aber den Ausgangszustand nicht mehr herstellen.
Die Erfassung der Veränderungen der Flugleistungen ist aufwändig, wäre aber notwendig.
Für den Flugzeugführer muß diese Leistungsverschlechterung eine bekannte Tatsache sein.

8.2.3. Rolle und Bedeutung von ΔN

Die Leistungsreserve ΔN ist derjenige Leistungsanteil, der dem Flugzeugführer zusätzlich zu der von der Fluggeschwindigkeit abhängigen erforderlichen Leistung N_{erf} zur Durchführung bestimmter Flugmanöver zur Verfügung steht (z.B. Steigflug vor Hindernissen).

$$\boxed{\Delta N = N_{verf} - N_{erf}}$$

Die Leistungsreserve ist die Differenz aus verfügbarer und erforderlicher Leistung (Abb. 60).

Die Größe von ΔN ist nicht konstant. Da sich bedingt durch äußere Einflüsse N_{erf} nach oben, N_{verf} jedoch durch schlechte TW-Parameter nach unter verlagern kann, ist ein weiter Spielraum vorhanden.
Im WF gehören die Durchführung von häufigen Starts, Steigflügen und Wendekurven zum täglichen Einerlei. Kaum jemand macht sich jedoch Gedanken, daß gerade die Durchführung der Wendekurven und Steigflüge eine Frage der Flugleistungen ist und letztlich von ΔN abhängt. Betrachten wir nochmals Abb.59 und 60 im Zusammenhang. Wir haben in Abb. 59 Leistung und Geschwindigkeit und in Abb. 60 Steiggeschwindigkeit und Geschwindigkeit dargestellt. Es ergibt sich das Maximum der Steiggeschwindigkeit w_{max} an der Stelle, wo ΔN_{max} liegt.
Dieser Zusammenhang läßt sich so ausdrücken:

$$\boxed{w = \frac{75\ \Delta N}{G} \quad \left[\frac{m}{s}\right]}$$

Diesem Wert w_{max} entspricht eine bestimmte Fluggeschwindigkeit, die mit $v_{(w_{max})}$ bezeichnet wird. (Pkt. 2)
Mit diesem Regime ist eine Höhenaufnahme in der kürzesten Zeit möglich.
Der Pkt. 1 läßt sich als Tangente an die Kurve vom Koordinatenursprung aus finden. Er entspricht einem maximalen Steigwinkel, d.h. die Höhenaufnahme erfolgt auf der kürzesten horizontalen Entfernung.
Diesem Pkt. entspricht $v_{(\varepsilon_{max})}$.
Zwischen beiden Angaben liegt eine Geschwindigkeitsdifferenz. Sie beträgt für WF-Typen ca. 10 bis 15 km/h. Die Kenntnis dieser Zusammenhänge ist für den Flugzeugführer wichtig, nicht zuletzt hat einer AN-2-Besatzung diese Unkenntnis das Leben gekostet.
Bereits im Pkt. 7.7. wird auf die Abhängigkeit der Kurvenschräglage von der Leistung hingewiesen. Letztendlich ist die Kurvenschräglage eine Frage der Größe von ΔN.

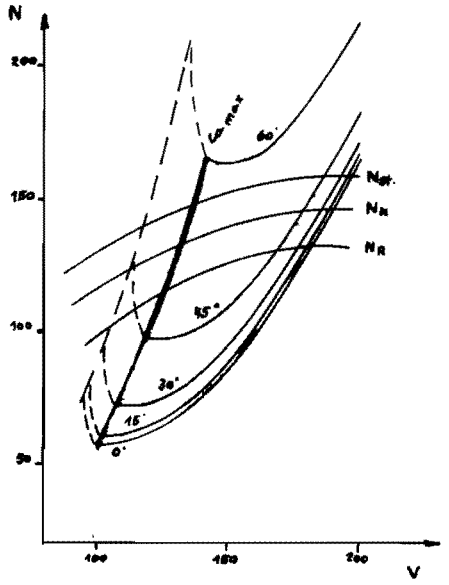


Abb. 64

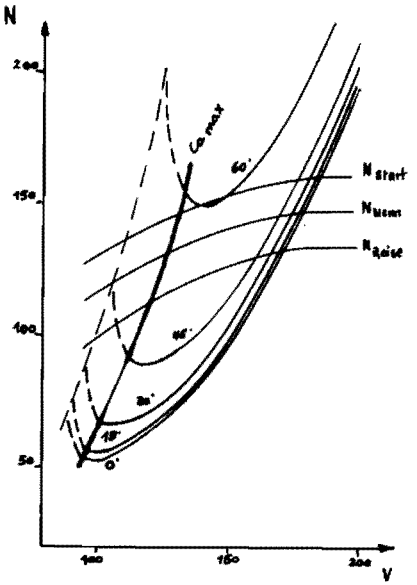


Abb. 65

8.3. Kennlinien

Unter diesem Punkt sollen aus den vorhandenen Materialien der im BT-WF eingesetzten Flugzeugtypen L-60, Z-37 und AN-2 einige charakteristische und aussagefähige Kurvenverläufe dargestellt und erläutert werden.

Abb. 64 Typ L-60

H = 0 m
G = 1560 kp
Landeklappe und Vorflügel eingefahren

Dargestellt werden:
- der Anstieg von N_{erf} in Abhängigkeit verschiedener Schräglagen,
- die Lagen der Kurven N_{verf} in Abhängigkeit vom Leistungswert.

Abb. 65 Typ L-60

H = 0 m
G = 1560 kp
LK = 15° und Vorflügel eingefahren

Dargestellt werden:
- der Anstieg von N_{erf} in Abhängigkeit verschiedener Schräglagen,
- die Lage von N_{verf} in Abhängigkeit vom Leistungswert

Abb. 66 Typ L-60

H = 0 m
G = 1560 kp
LK = 0°/15° und Vorflügel eingefahren
Kurvenverlauf gilt für Nennleistung

Der Kurvenverlauf entsteht, indem bei einem fest eingestellten Leistungswert die Kurvenschräglage vergrößert wird unter der Bedingung eines Fluges mit gleichbleibender Höhe.

Abb. 67 Typ AN-2

Dargestellt wird die Differenz zwischen den Angaben des Herstellers und den tatsächlichen Werten nach 1139 Flugstunden.

Steigpolare
G = 4900 kp
LK = 0°
Nennleistung, Flugzeug ohne aviochem. Anbauten

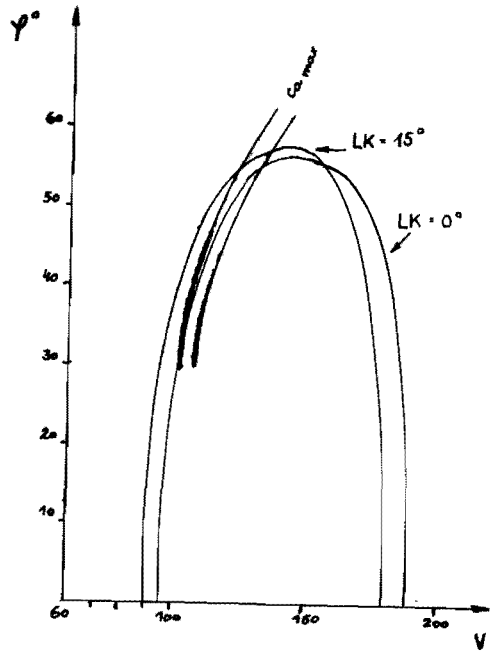


Abb. 66

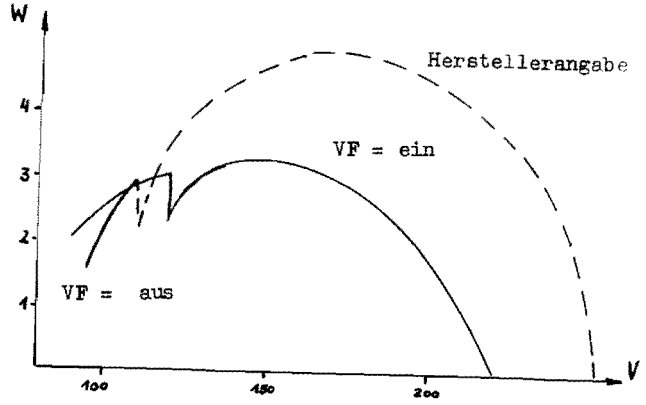


Abb. 67

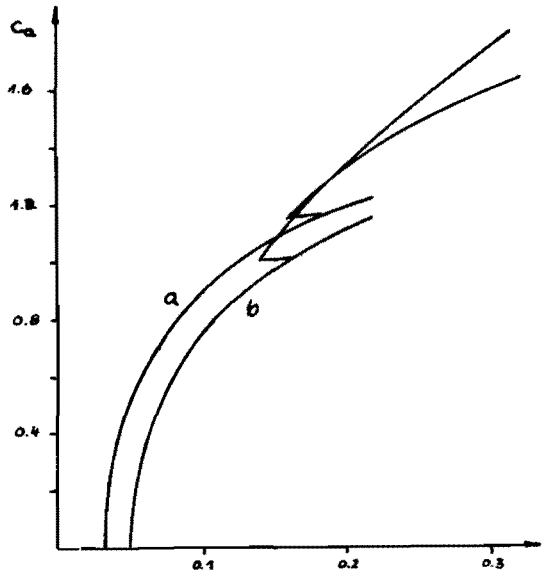


Abb. 68

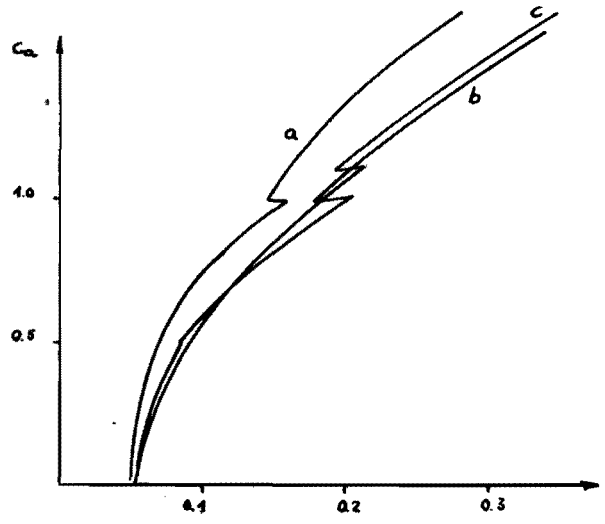


Abb. 69

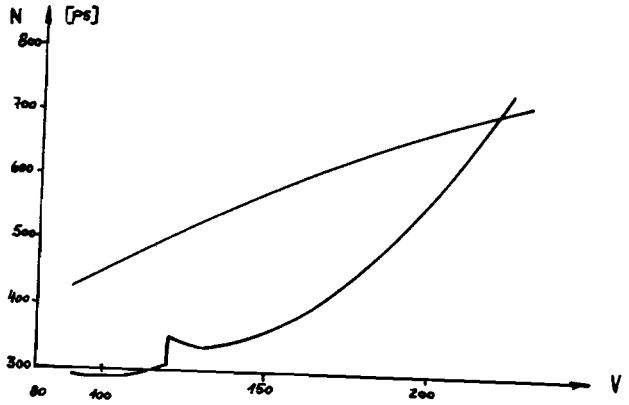


Abb. 70

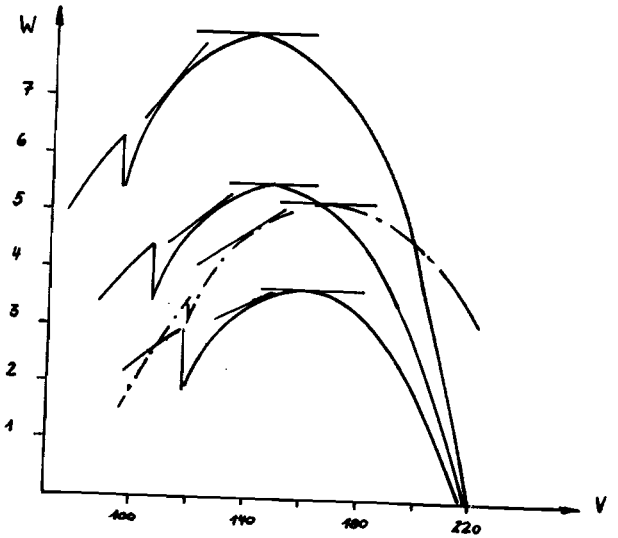


Abb. 71

Abb. 68 Typ AN-2

H = 500 m
G = 4900 kp
LK = 0^{o} und ohne aviochem. Anbauten

Dargestellt werden im Polardiagramm die Messung nach 1139 Flugstunden und die Herstellerangabe.

Abb. 69 Typ AN-2

H = 500 m
G = 4900 kp
LK = 0^{o}

Dargestellt werden die Kurven:
1. ohne aviochem Anlage
2. mit Streuanlage
3. mit Sprühanlage

Abb. 70 Typ AN-2

Dargestellt wird ein Leistungsdiagramm mit den Kurven N_{erf} und N_{verf} (Nennleistung).

H = 500 m
G = 4900 kp
LK = 0^{o} und ohne aviochem. Anbauten

Abb. 71 Typ AN-2

H = 500 m
G = 5250 kp/4325 kp/3400 kp
LK = 0^{o} ohne aviochem. Anbauten

Steigpolare bei Startleistung
W_{max} und W_{max} sind markiert.
Für 5250 kp ist die Herstellerangabe strichpunktiert eingezeichnet.

Abb. 72 Typ Z-37

Polardiagramm ohne Berücksichtigung des Vorflügels und ohne aviochem. Anbauten für verschiedene Klappenstellungen.

Abb. 73 Typ Z-37

Wie oben jedoch mit Stäubeanlage

Abb. 74 Typ Z-37

Darstellung von Schub und Luftschraubenwirkungsgrad in Abhängigkeit von der Geschwindigkeit für verschiedene Leistungsstufen

TW M 402-RF
LS V 520

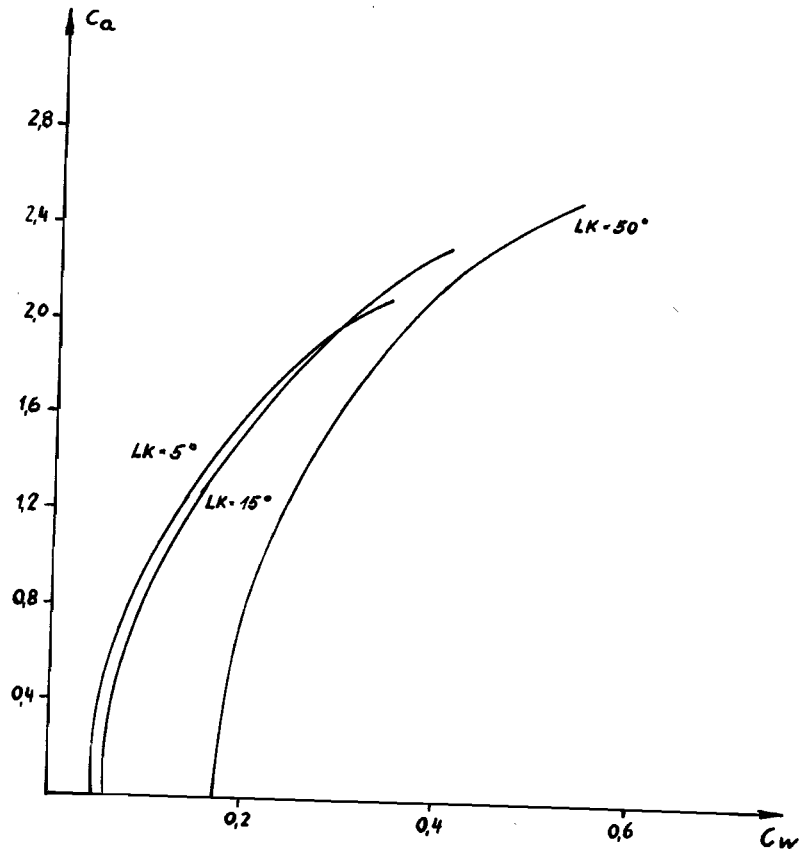

c_a
2,8
2,4
2,0
1,6
1,2
0,8
0,4
LK = 50°
LK = 5°
LK = 15°
0,2
0,4
0,6
c_w

Abb. 72

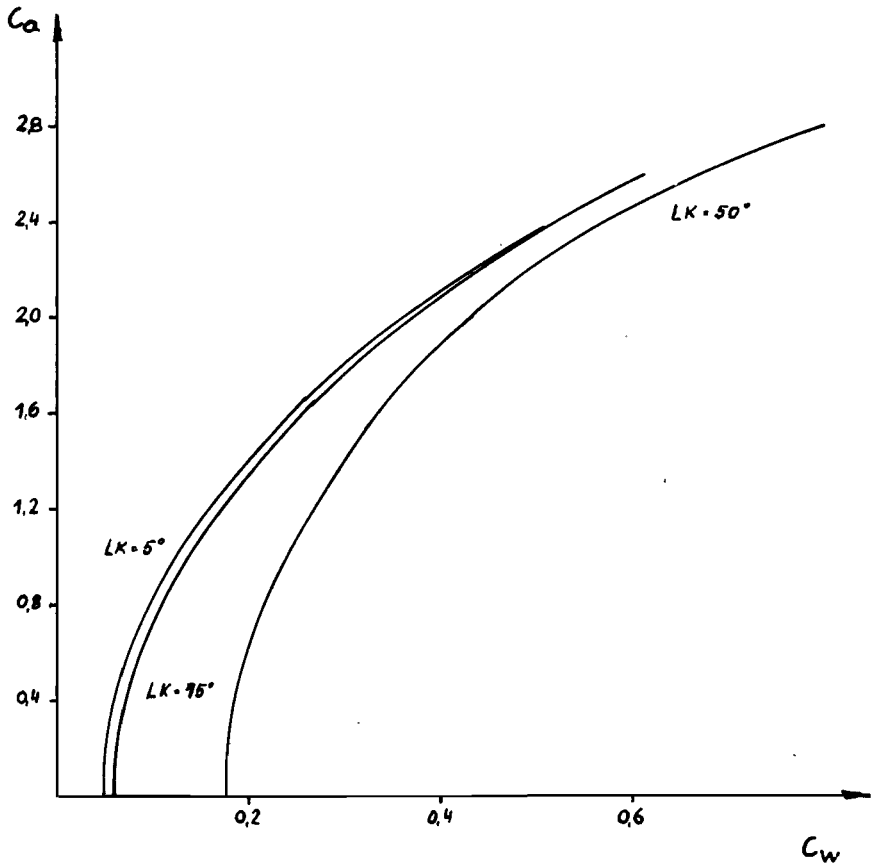

c_a
2,8
2,4
2,0
1,6
1,2
0,8
0,4
LK = 50°
LK = 5°
LK = 15°
0,2
0,4
0,6
c_w

Abb. 73

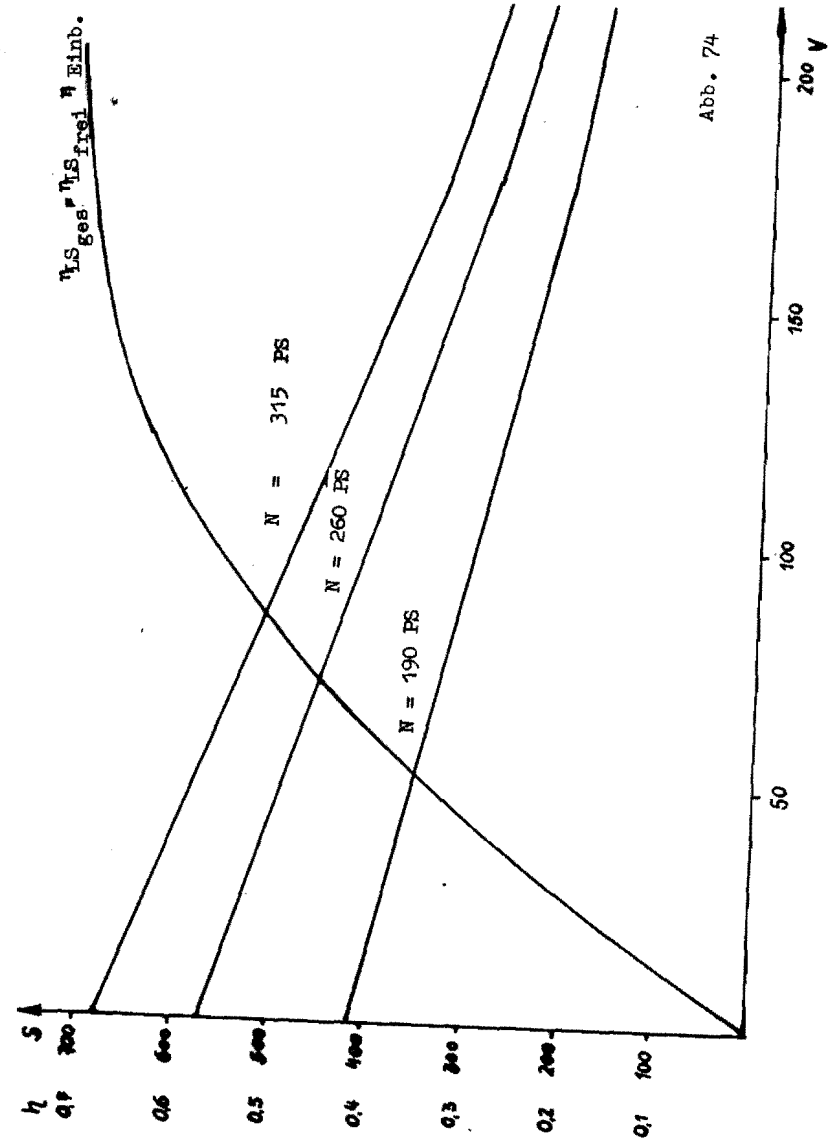


Abb. 74

Beispiele:

1. **Wie groß ist ρ_L wenn**

$p = 1033o\ kp/m^2$

$t = 15\ ^oC$

$$\rho_L = \frac{1033o\ kp/m^2 \cdot 9,81\ m/s^2}{287 \frac{J}{kg\ grd} \cdot 288\ grd} = 1,225\ \frac{kpm\ s^2\ kg\ grd}{m^2\ s^2\ kpm^2\ grd}$$

$$1J = \frac{kp\ m^2}{s^2}$$

$$\rho_L = \underline{1,225\ kg/m^3}$$

2. Ein Ballon faßt $5\ m^3$ Wasserstoff, $\rho = o,o9\ kg/m^3$

$\rho_L = 1,293\ kg/m^3$

Wie groß ist der Auftrieb des Ballons?

$$A = \Delta\rho \cdot g \cdot v$$

$$A = 1,2o3\ kg/m^3 \cdot 9,81\ m/s^2 \cdot 5\ m^3 \approx \underline{59\ kp}$$

3. Wieviel Auftriebsleistung erfordert die Überwindung des Luftwiderstands eines Pkw bei

$v = 1o8\ km/h = 3o\ m/s$

$F = 2,5\ m^2$

$c_w = o,5$

$\rho_L = 1,293\ kg/m^3$

$$N = P \cdot v = W \cdot v = c_w \frac{\rho}{2} v^2 \cdot F \cdot v$$

$$N = o,5 \frac{1,293}{2}\ kg/m^3 \cdot (3o\ m/s)^3 \cdot 2,5\ m^2$$

$$N = 2194,9\ kpm/s = \underline{29,6\ PS}$$

4. Eine Luftschraube $D = 4,2o\ m$

$n_{LS} = 1o7o\ min^{-1}$

arbeitet an einem Luftfahrzeug bei einer

$v = 67o\ km/h = 186\ m/s$

Wie groß ist die Machzahl an den Blattspitzen in
a) H = 1 km bei t = +8,5 °
b) H = 1o km bei t = -5o °

$$u_1 = \frac{\pi \cdot n \cdot r}{3o} = 236 \text{ m/s}$$

$$w_1 = \sqrt{u^2 + v^2} \approx 3oo \text{ m/s}$$

$$M_1 = \frac{v}{a} = \frac{3oo \text{ m/s}}{2o\sqrt{281,5}} = o,89$$

u_2 = 236 m/s

w_2 = 3oo m/s

M_2 = 1,o

5. Die Normalleistung eines TW beträgt 24o PS.
Wie groß ist die effektive Leistung?
H = 2ooo m
b = 598 Torr
t = +5 °

$$N_e = \frac{598 \cdot 24o \text{ PS}}{\sqrt{\frac{278}{288}}\ 76o} = \underline{198 \text{ PS}}$$

6. Wie ist die Größe des Gewichts und des Schubs eines Flugzeuges im Horizontalflug?
ρ = 1,1121 kg/m³
v = 72o km/h
F = 1oo m²
c_a = o,112
c_w = o,o312

$$G = A = c_a \frac{\rho}{2} v^2 \cdot F = \underline{254oo \text{ kp}}$$

$$S = W = c_w \frac{\rho}{2} v^2 \cdot F = \underline{7o2o \text{ kp}}$$

7. Wie groß ist die Minimalgeschwindigkeit eines Flugzeuges unter folgenden Bedingungen:
G = 1281 kp
F = 17 m²
ρ = 1,226 kg/m³
$c_{a_{max}}$ = o,92

$$v_{H_{min}} = \sqrt{\frac{2 \cdot 1281 \text{ kp} \cdot 9,81 \text{ m/s}^2}{o,92 \cdot 1,226 \text{ kg/m}^3 \cdot 17 \text{ m}^2}} \cdot 3,6 \approx \underline{13o \text{ km/h}}$$