

Segelflugtheorie

80 Grundlagen des Fluges



Inhalt

Teil 0: Grundlagen	18h10-19h
Teil 1: Aerodynamik	19h10-20h
Teil2: Flugmechanik	20h10-21h
Teil 3: Quiz und Fragen	21h10-22h

Inhalt Teil 0, Grundlagen

1. Länge resp. Strecke, Masse und Dichte, Zeit, Geschwindigkeit, Beschleunigung, Kraft, Gesetze von Newton, Massenanziehung, Erdbeschleunigung und Gewicht, Druck, Energie (potentielle, kinetische), Energieerhaltung
2. Physik der Gase, Kontinuitätsgesetz, Bernoullisches Gesetz
3. Bezugssystem

Länge resp. Strecke



Die **Länge** (**l** oder **s**) bezeichnet die Ausdehnung physikalischer Objekte und deren Abstände zueinander.

SI Einheit*: Meter [m],

Kilometer [km]: $1 \text{ km} = 1000 \text{ m}$

$1 \text{ cm} = 1/100 \text{ m}$

Andere Einheiten:

Fuss resp. Foot/Feet [ft] $1 \text{ ft} = 0.305 \text{ m}$

Seemeile [NM] $1 \text{ NM} = 1.852 \text{ km}$

Landmeile [mile] $1 \text{ mile} = 1.609 \text{ km}$

**SI Internationales Einheitssystem (Système Internationale des Unités)*

Masse und Dichte

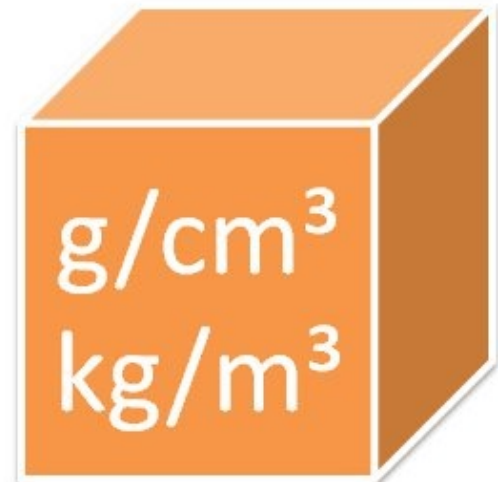
Die **Masse** (**m**) ist eine Eigenschaft der Materie.

SI Einheit: Gramm [g]

Kilogramm [kg]: $1 \text{ g} = 1000 \text{ g}$

Tonne [T]: $1 \text{ T} = 1000 \text{ kg}$

Die **Dichte** (ρ), ist der Quotient aus der Masse eines Körpers und seinem Volumen.



Zeit



Die **Zeit** (**t**) beschreibt die Abfolge von Ereignissen

SI Einheit: Sekunde [s]

Andere Einheiten:

Minute [min] 1 min = 60s

Stunde [h] 1h = 60min = 3600s

Tag [d] 1d = 24h

Geschwindigkeit



Die (mittlere) **Geschwindigkeit (v)** ist das Verhältnis aus dem Weg (s) der ein Körper zurücklegt und der Zeit (t) die er dafür benötigt.

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

SI Einheit: Meter pro Sekunde [m/s]

Andere Einheiten:

Kilometer pro Stunde [km/h]

1 km/h = 0.278 m/s

Miles per hour [mph]

1 mph = 1.61 km/h

Beschleunigung



Die (mittlere) **Beschleunigung (a)** ist das Verhältnis aus der Geschwindigkeitsänderung, die ein Körper erfährt und der dafür benötigten Zeit.

$$a = \frac{\Delta v}{\Delta t}$$

SI Einheit: Meter pro Sekunde im Quadrat [m/s²]

Andere Einheiten: Erdbeschleunigung [g] 1g = 9.81 m/s²

Kraft



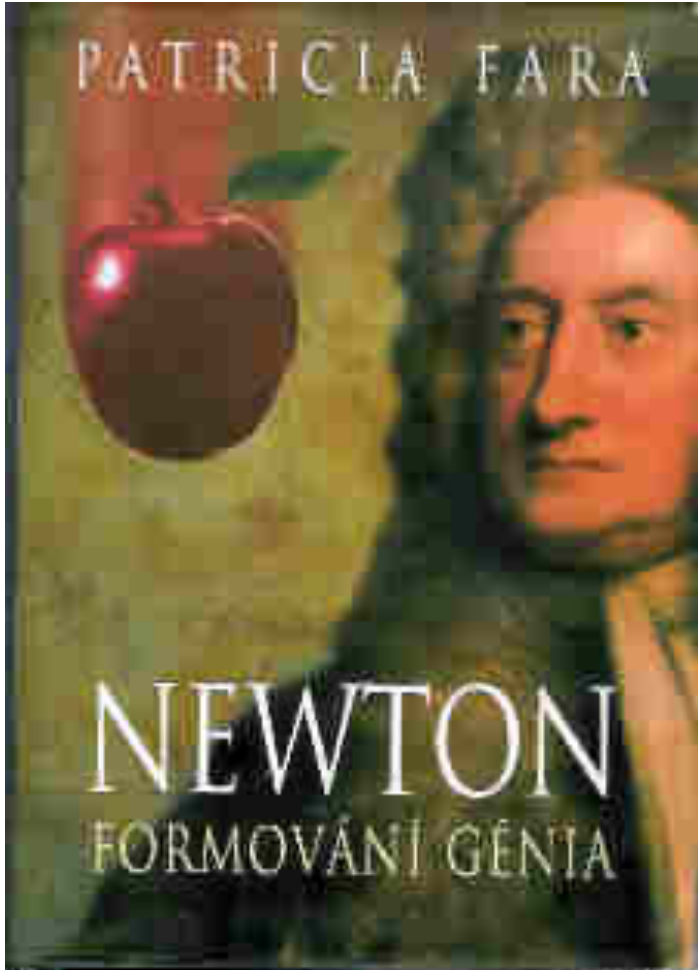
Die Kraft (F) ist eine Einwirkung, die einen beweglichen Körper beschleunigen kann. Sie errechnet sich als Produkt aus der Masse des Körpers und der Beschleunigung, die er erfährt.

$$F = m \cdot a$$

SI Einheit: Newton $[N] = [kg \cdot m/s^2]$

Andere Einheiten: Kilopond $[kp]$: $1kp = 9.81N$

Newtonsche Gesetze



Erstes Gesetz: Trägheitsgesetz

Wenn auf einen Körper keinerlei Kraft einwirkt oder wenn die Resultierende aus allen Kräften Null ist (Kräftegleichgewicht) erfolgt keine Bewegungsänderung

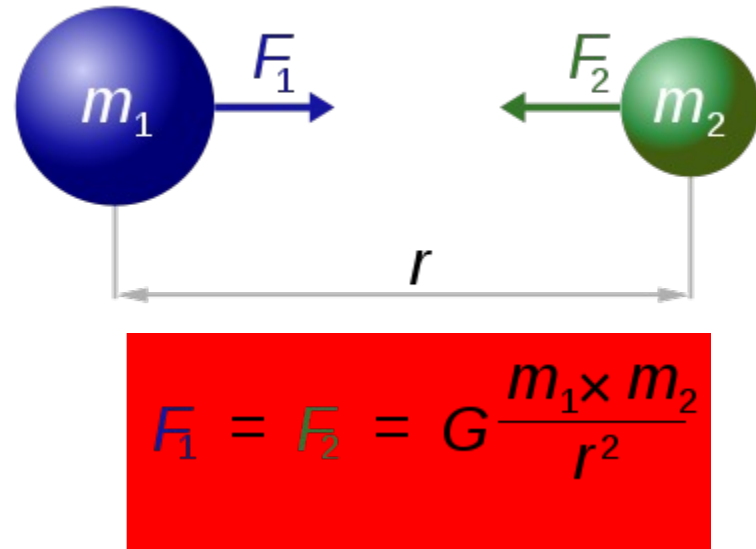
Zweites Gesetz: Bewegungsgesetz

Wird ein Körper einer Kraft unterworfen, deren Resultierende nicht Null ist, ändert sich seine Geschwindigkeit in Richtung der resultierenden Kraft.

Die Beschleunigung ist proportional zur resultierenden Kraft und umgekehrt proportional zur Masse des Körpers ($F = m \cdot a$)

Massenanziehung, Erdbeschleunigung und Gewicht

Das newtonsche Gravitationsgesetz gibt die momentane Kraft F an, mit der zwei punktförmig gedachte Körper mit den Massen m im Abstand r einander anziehen.



Die Gravitationskonstante G ist eine Fundamentalkonstante der Physik.

Die Erde

- Radius: 6400km
- Umfang; 40'200km
- Masse: $6 \cdot 10^{24}$ kg
- Erdbeschleunigung: 9.81 m/s^2
- Erdanziehungskraft auf eine Masse von 1kg:
 $9.81 \text{ m/s}^2 \bullet 1 \text{ kg} = 9.81 \text{ kgm/s}^2 = 9.81 \text{ N} = 1 \text{ kp}$

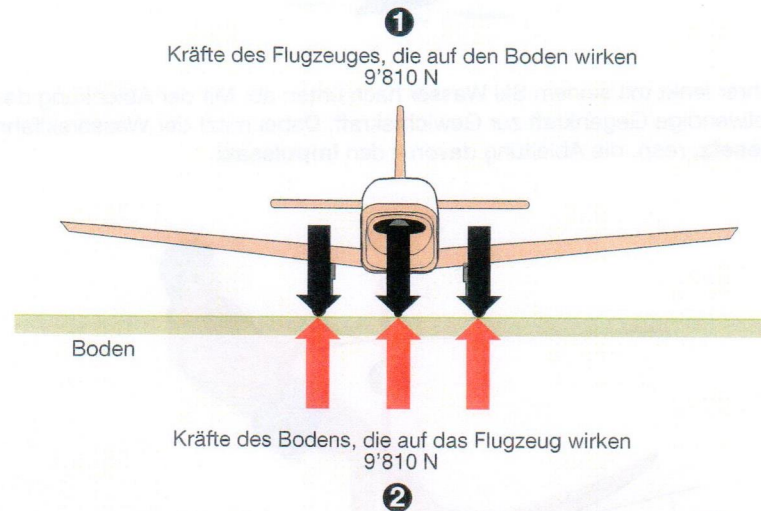
Beispiel:

Ein Flugzeug hat eine Masse von 1'000 kg

Wieviel beträgt die auf die Erde wirkende Gewichtskraft, wenn das Flugzeug parkiert ist?

$$\begin{array}{lcl} \text{Kraft} & = & \text{Masse} \quad \text{multipliziert} \quad \text{Beschleunigung} \\ \text{Kraft} & = & 1'000 \text{ kg} \quad \cdot \quad 9.81 \text{ m/sec}^2 \end{array}$$

$$\text{Gewichtskraft} = 9'810 \text{ N} \quad (\text{rund zehn mal die Masse des Flugzeuges!})$$

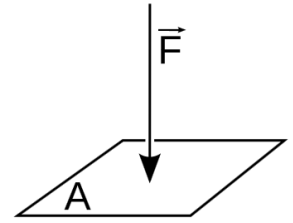


In der Technik spricht man immer von Kräftepaaren. Dies bedeutet für unser Beispiel, dass das Flugzeug mit einer Kraft von 9'810 N auf den Boden wirkt ① – der Boden wirkt mit einer Kraft von 9'810 N gegen das Flugzeug ②. Wäre der Boden nicht imstande, mit dieser Kraft gegen das Flugzeug zu wirken, würde das Flugzeug einsinken.



- Mittlere Erdbeschleunigung = 9.81 m/sec^2
- Kraft (F) = Masse eines Körpers (m) multipliziert mit der Beschleunigung (a)

Druck



Der Druck (p) ist das Verhältnis aus der senkrecht auf eine Fläche wirkende Kraft F und der Fläche A auf die die Kraft einwirkt.

$$p = \frac{F}{A}$$

SI Einheit: Pascal [Pa] = [N/m²]

Hectopascal 1hPa = 100Pa

Millimeter Quecksilber [mmHg] 1hPa = 0.75mmHg

bar respektive millibar [mb] 1mbar = 1hPa

1000mbar = 1bar = 10N/cm²

Energie (Arbeit)

Energie ist eine fundamentale physikalische Größe. Die Gesamtenergie eines abgeschlossenen Systems kann weder vermehrt noch vermindert werden (Energieerhaltungssatz). «Fähigkeit, Arbeit zu verrichten»

«Arbeit (Energie) ist Kraft mal Weg»

$$E = F \bullet s$$

SI Einheit: Joule [J] = [kg m²/s²]

Potentielle Energie, Beispiel

Kinetische Energie (Beschleunigung einer Masse auf eine Geschwindigkeit v)

$$E = m g h$$

mit

m = Masse in kg

g = Erdbeschleunigung ($\approx 9,81 \text{ m/s}^2$)

h = Höhe in m

$$E = m \frac{v^2}{2}$$

mit

m = Masse in kg

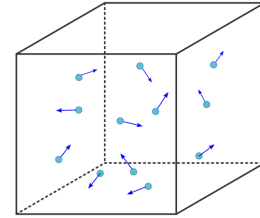
v = Geschwindigkeit in m/s

Gas



Aggregatzustand der Materie, in dem sie, infolge freier Beweglichkeit der Moleküle, keine bestimmte Gestalt hat, sondern jeden Raum, in den sie gebracht wird, völlig ausfüllt. Jeder Körper kann bei genügend hoher Temperatur (Siedepunkt) in ein Gas verwandelt werden; auch lässt sich jedes Gas bei genügend großem Druck und einer Temperatur, die unterhalb der kritischen Temperatur liegt, in eine Flüssigkeit verwandeln (Gasverflüssigung).

Gas

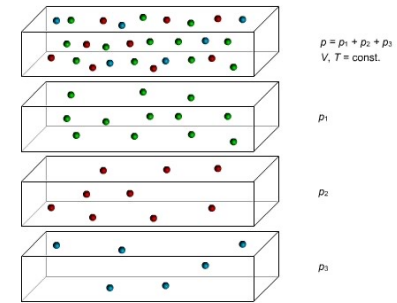


Jedes Gas übt auf die Wände des umgebenden Raums einen Druck aus, der bei Verkleinerung des Gasvolumens ansteigt („Volumenelastizität“). Den Zusammenhang zwischen Volumen, Druck und Temperatur eines Gases gibt die Zustandsgleichung an; für das (nur in der Theorie existierende) ideale Gas gilt:

$$p \cdot V = R \cdot T$$

Dabei ist p = Gasdruck, V = Volumen eines Mols des Gases, R = allgemeine Gaskonstante (= 8,314 J/mol K), T = absolute Temperatur (in Kelvin).

Gas

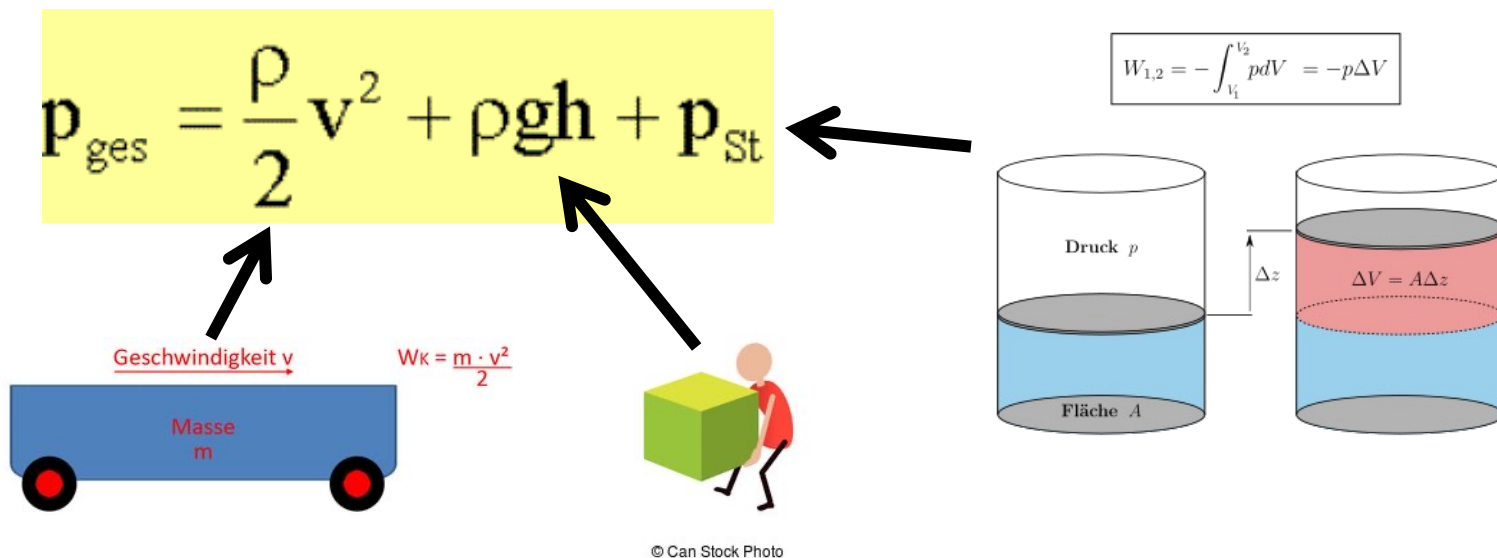


Bei Erwärmung um 1°C dehnt sich das ideale Gas um den 273. Teil seines Volumens bei 0°C aus bzw. steigt sein Druck in dem gleichen Maß, wenn es an der Ausdehnung gehindert wird (Gesetz von L. J. Gay-Lussac). Alle idealen Gase enthalten bei gleichen Bedingungen (Druck, Temperatur) gleich viele Moleküle je Volumeneinheit (Hypothese von A. Avogadro); ein Mol jedes idealen Gases nimmt bei Normalbedingungen den Raum von 22,4 l ein. Alle Gase sind unbegrenzt miteinander mischbar, dabei verhält sich jedes Gas so, als ob ihm der gesamte Raum allein zur Verfügung stände, der Gesamtdruck der Mischung ist also gleich der Summe der einzelnen „Partialdrücke“.

Energieinhalt in einem Gas

Der Energieinhalt/Volumen* in einem Gas ist die Summe aus:

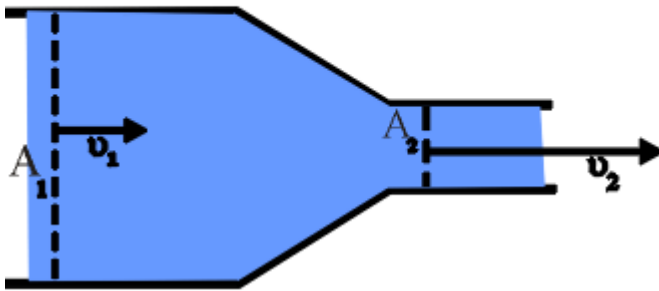
- Druck (Kompressionsenergie/Volumen, Bezeichnung statischer Druck);
- Gewicht/Volumen (Dichte) mal Höhe über einem Referenzpunkt (Hebeenergie/Volumen, meistens vernachlässigbar);
- kinetische Energie/Volumen (Bezeichnung Dynamischer Druck).



*Energieinhalt/Volumen ist identisch mit Druck (Kraft/Fläche)

Kontinuitätsgesetz

Wir betrachten eine Strömung durch ein verengtes Rohr:



Das pro Zeiteinheit fließende Volumen ist:

$$A_1 \bullet v_1 \bullet t = A_2 \bullet v_2 \bullet t$$

Da keine Teilchen verloren gehen können und wir von Kompression absehen, müssen beide Volumina gleich sein und es ergibt sich die sog. Kontinuitätsgleichung:

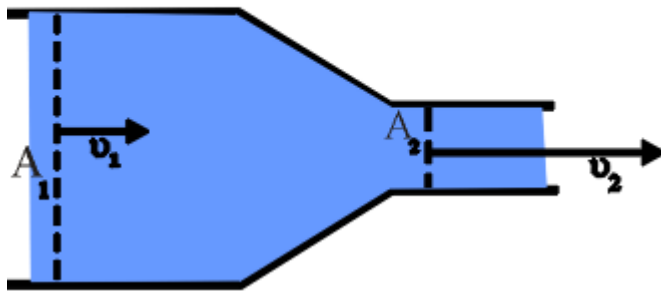
$$A_1 \bullet v_1 = A_2 \bullet v_2$$

oder

$$v_1/v_2 = A_2/A_1$$

Gesetz von Bernoulli

Wir betrachten eine Strömung durch ein verengtes Rohr:



$$v_1/v_2 = A_2/A_1$$

$$p_{\text{ges}} = \frac{\rho}{2} v^2 + \rho g h + p_{\text{st}}$$

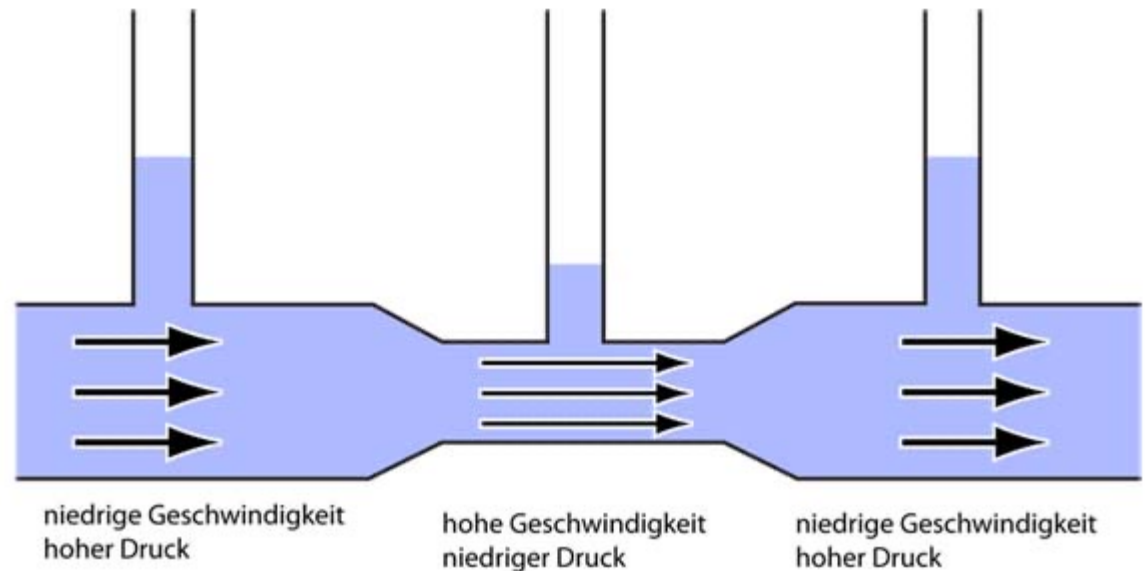
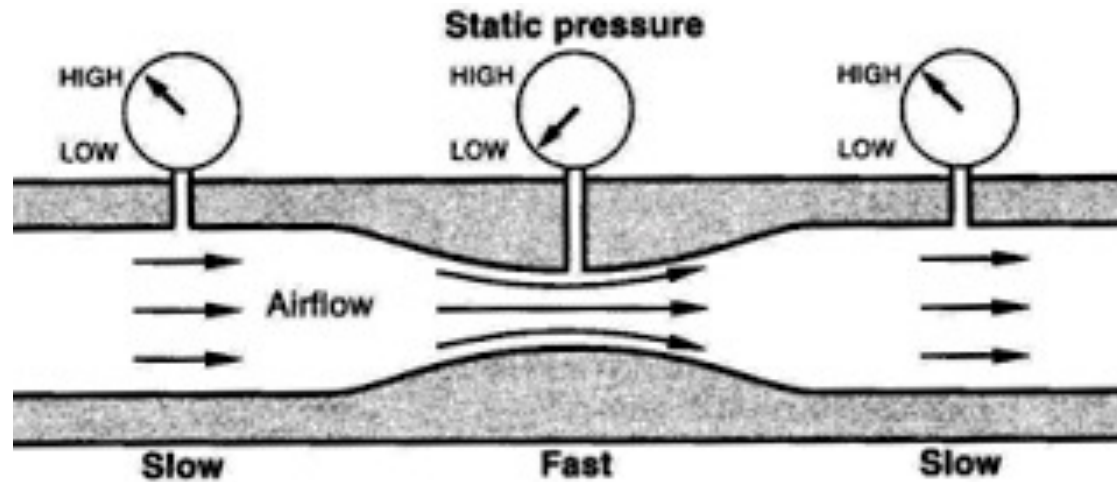
~0

Arrows point from the labels p and q to the dynamic pressure term $\frac{\rho}{2} v^2$ and the static pressure term p_{st} respectively. An arrow points from the height term $\rho g h$ down to the ~ 0 approximation.

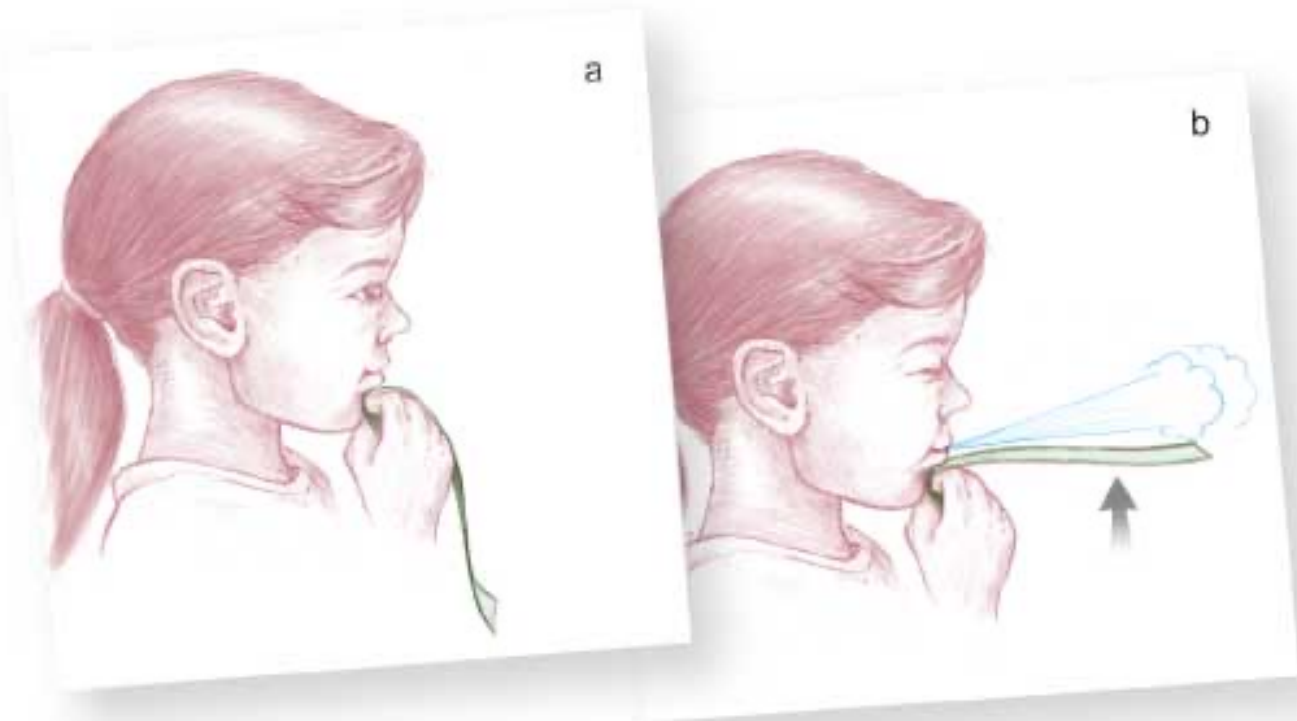
v_2 ist grösser als v_1 , das Gas gewinnt an kinetischer Energie. Von aussen wird keine Energie zugeführt, d.h. der kinetische Energiegewinn erfolgt zu Lasten der statischen Energie, d.h. des statischen Drucks. -> Gesetz von Bernoulli:

Der Gesamtdruck (p_{ges} oder oft auch mit H bezeichnet) ist die Summe aus dynamischem Druck p und statischem Druck q ($\rho g h$ wird vernachlässigt) und ist konstant.

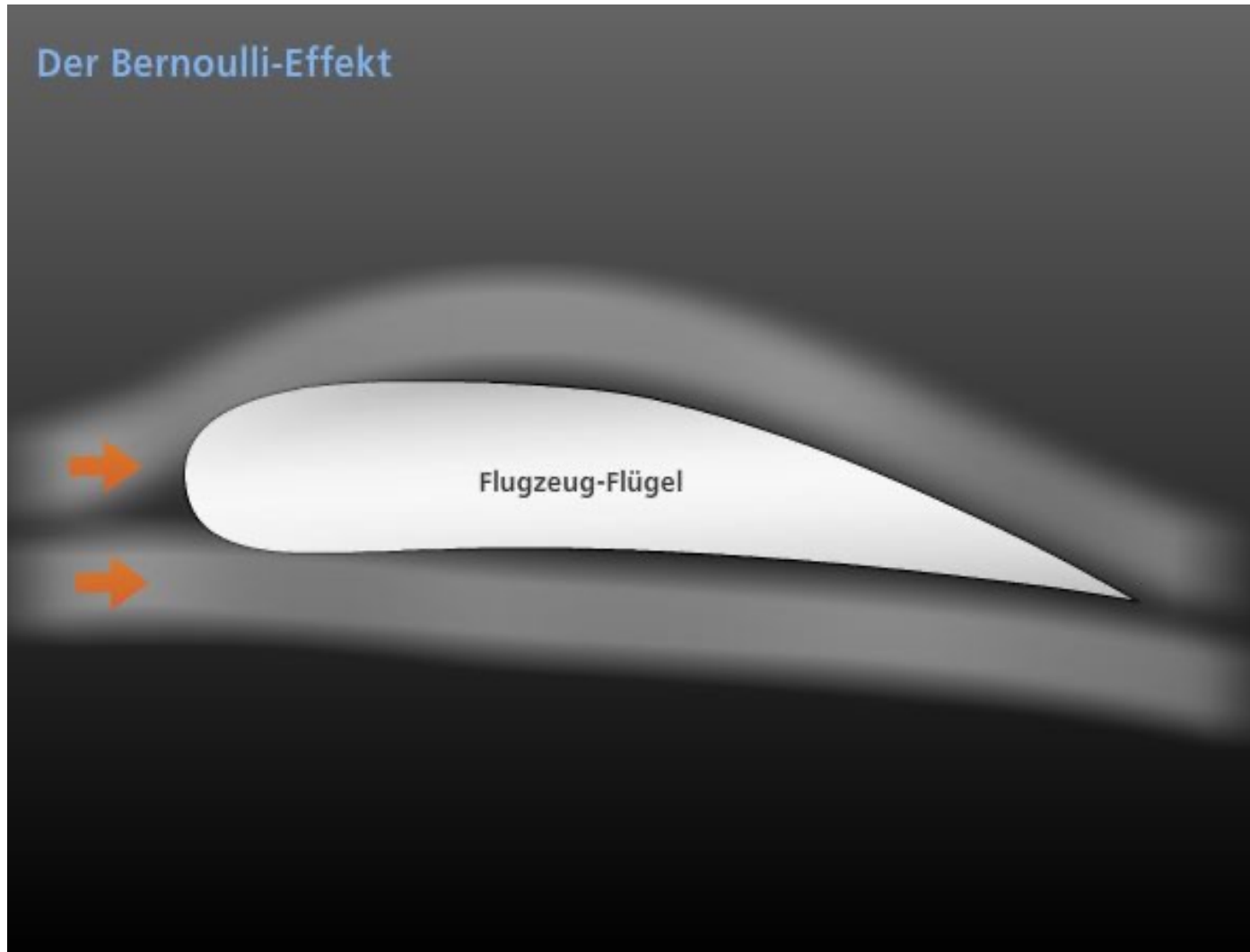
Experimente zu Bernoulli



Experimente zu Bernoulli



Anwendungen von Bernoulli



Anwendungen von Bernoulli:

Geschwindigkeitsmessung

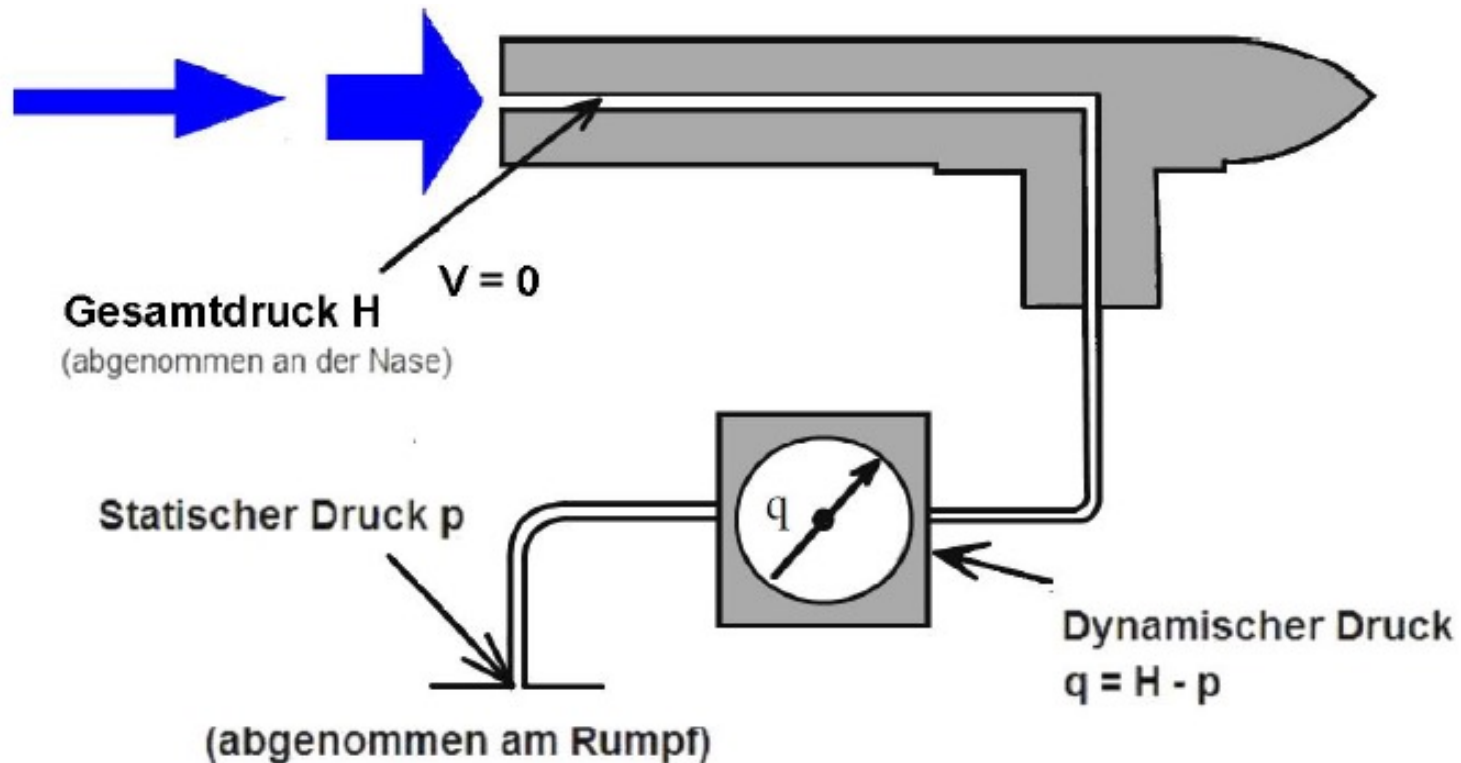


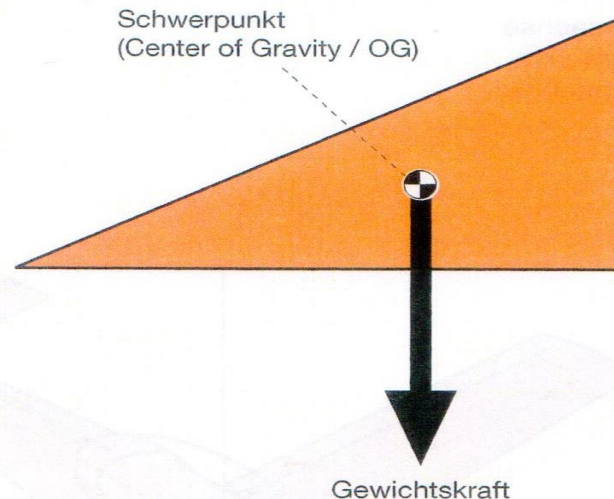
Fig. 4: Schema der Geschwindigkeitsanzeige

Das Pitotrohr misst den Gesamtdruck H , eine Abnahme gibt den statischen Druck p und das Instrument ermittelt die Differenz, den dynamische Druck q . Dieser wird in Geschwindigkeitseinheiten angezeigt. (z.B. in km/h in Segelflugzeugen)

Bezugssysteme

3.2.1 Schwerpunkt, Massemittelpunkt (Center of Gravity / CG, Symbol)

Die Gewichtskraft eines Körpers geht durch seinen Schwerpunkt.



Der Schwerpunkt wird in der Flugmechanik als Ursprung (Mittelpunkt) verschiedener Koordinatensysteme verwendet. Durch den Schwerpunkt verlaufen die drei Flugzeugachsen.

Wichtig für die Stabilität und Steuerbarkeit eines Flugzeuges sind die Schwerpunktlage sowie die Schwerpunktwanderung:

Schwerpunktlage:

Die Schwerpunktlage ist die Lage des Schwerpunktes in bezug auf die konstruktiv festgelegten Achsen des Flugzeuges.

Schwerpunktwanderung:

Veränderung der Schwerpunktlage eines Flugzeuges während des Fluges durch Verbrauch von Treibstoff oder Abwurf von Lasten.

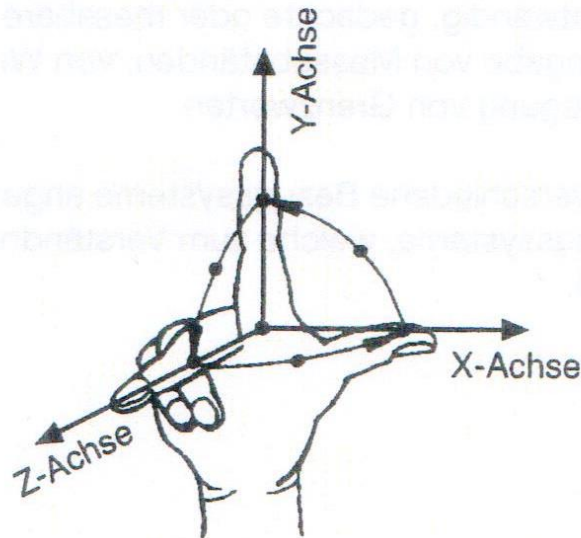
Bezugssysteme

3.2.2 Flugzeugachsen

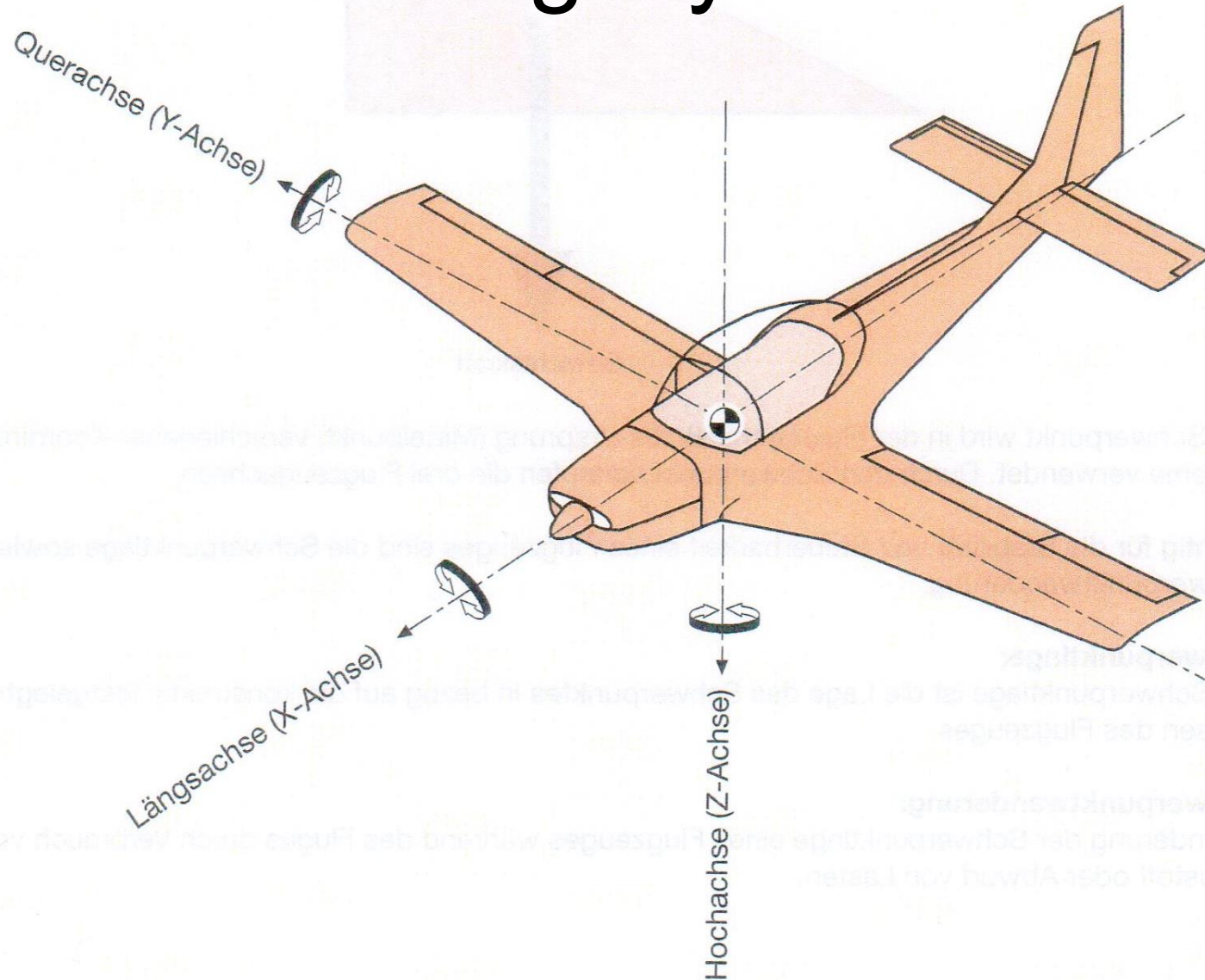
(Flugzeugbezogenes Koordinatensystem)

In der Technik kennt man die Konvention (Abmachung) des rechtwinkligen (kartesischen) Koordinatensystems im dreidimensionalen Raum. Es besteht aus drei aufeinander senkrecht stehende Achsen. Diese drei Achsen werden X-, Y- und Z-Achse genannt.

Zur besseren Vorstellung kann das Modell der rechten Hand mit den drei Fingern dienen:



Bezugssysteme



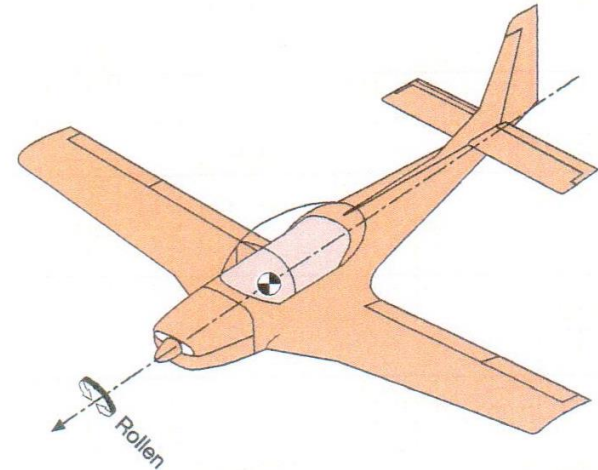
Bezugssysteme

Beschreibung der Flugzeugachsen

X-ACHSE / FLUGZEUGLÄNGSACHSE

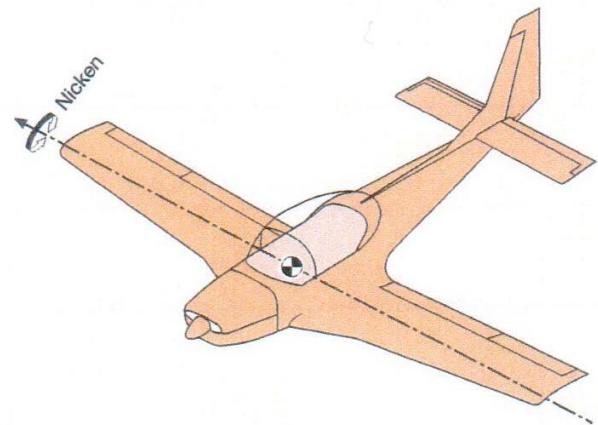
Die X-Achse (Flugzeuglängsachse) zeigt in der Symmetrieebene des Flugzeuges nach vorn.

Flugzeugrümpfe sind in den seltensten Fällen symmetrische Körper. Aus diesem Grund ist der Flugzeughersteller gezwungen, die Flugzeuglängsachse als Bezugslinie zu definieren. Angaben, wie die Flugzeuglängsachse definiert ist, finden sich in den technischen Unterlagen.



Y-ACHSE / FLUGZEUGQUERACHSE

Die Y-Achse (Flugzeugquerachse) steht im rechten Winkel zur Flugzeuglängsachse in der Ebene der Tragflügel. Sie zeigt nach rechts.

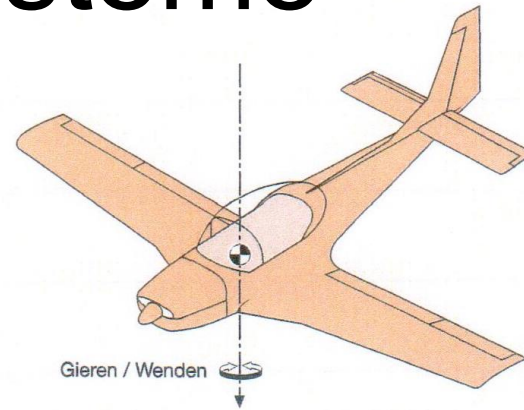


Bezugssysteme

Z-ACHSE / FLUGZEUGHOCHACHSE

Die Z-Achse (Flugzeughochachse) steht im rechten Winkel zur Flugzeuglängsachse und zur Flugzeugquerachse. Sie zeigt nach unten.

Alle drei Achsen verlaufen durch den Schwerpunkt.



Bewegungen um die Flugzeugachsen

Die Bewegungen um die flugzeugfesten Achsen sind wie folgt festgelegt:

- Drehungen um die X-Achse (Flugzeuglängsachse) nennt man «Rollen»
- Drehungen um die Y-Achse (Flugzeugquerachse) nennt man «Nicken»
- Drehungen um die Z-Achse (Flugzeughochachse) nennt man «Gieren» oder «Wenden»

Bedeutung der Flugzeugachsen

Das flugzeugbezogene Koordinatensystem (Flugzeugachsen) dient zur theoretischen Erklärung verschiedener Abläufe, z.B. bei

- Flugmechanik: Stabilität und Steuerbarkeit
- Flugverfahren: Steuerabläufe



- Die Flugzeugachsen verlaufen durch den Schwerpunkt → das Flugzeug dreht um seinen Schwerpunkt

Inhalt Teil 1, Aerodynamik

1. Die Atmosphäre
2. Die Aerodynamischen Kräfte
3. Der Druckpunkt
4. Der Induzierte Widerstand

Die Atmosphäre

- Stickstoff
 - Sauerstoff
 - Kohlendioxid,
Wasserdampf,
Edelgase
- 78%
 - 21%
 - 1%

Luftdruckmessung

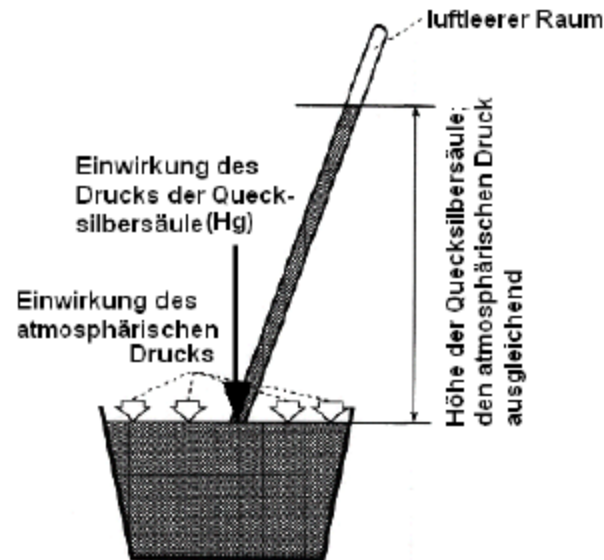


Fig. 1: Quecksilberbarometer

Der Druck der Quecksilbersäule ist im Gleichgewicht mit jenem der Luftsäule.

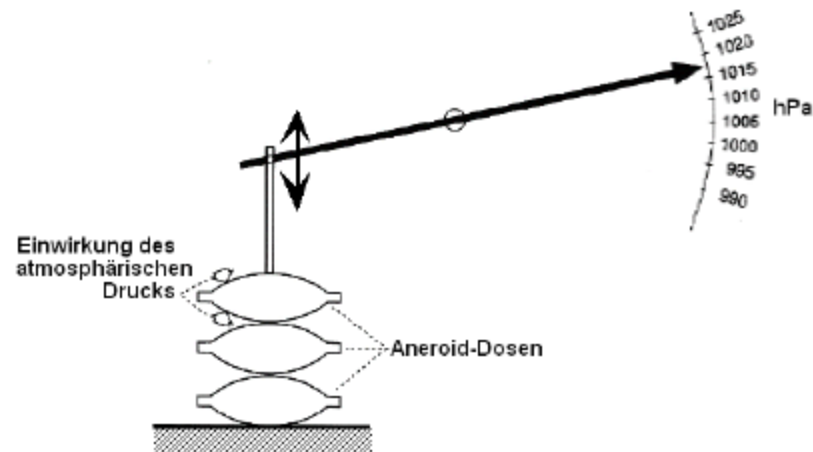


Fig. 2: Aneroid Barometer

Die (luftdicht verschlossenen) Aneroiddosen dehnen sich aus, wenn der atmosphärische Druck sinkt und werden zusammengedrückt, wenn er steigt.

Druck: Kraft pro Fläche [N/m^2] oder [Pascal resp. Hectopascal]

Standardatmosphäre

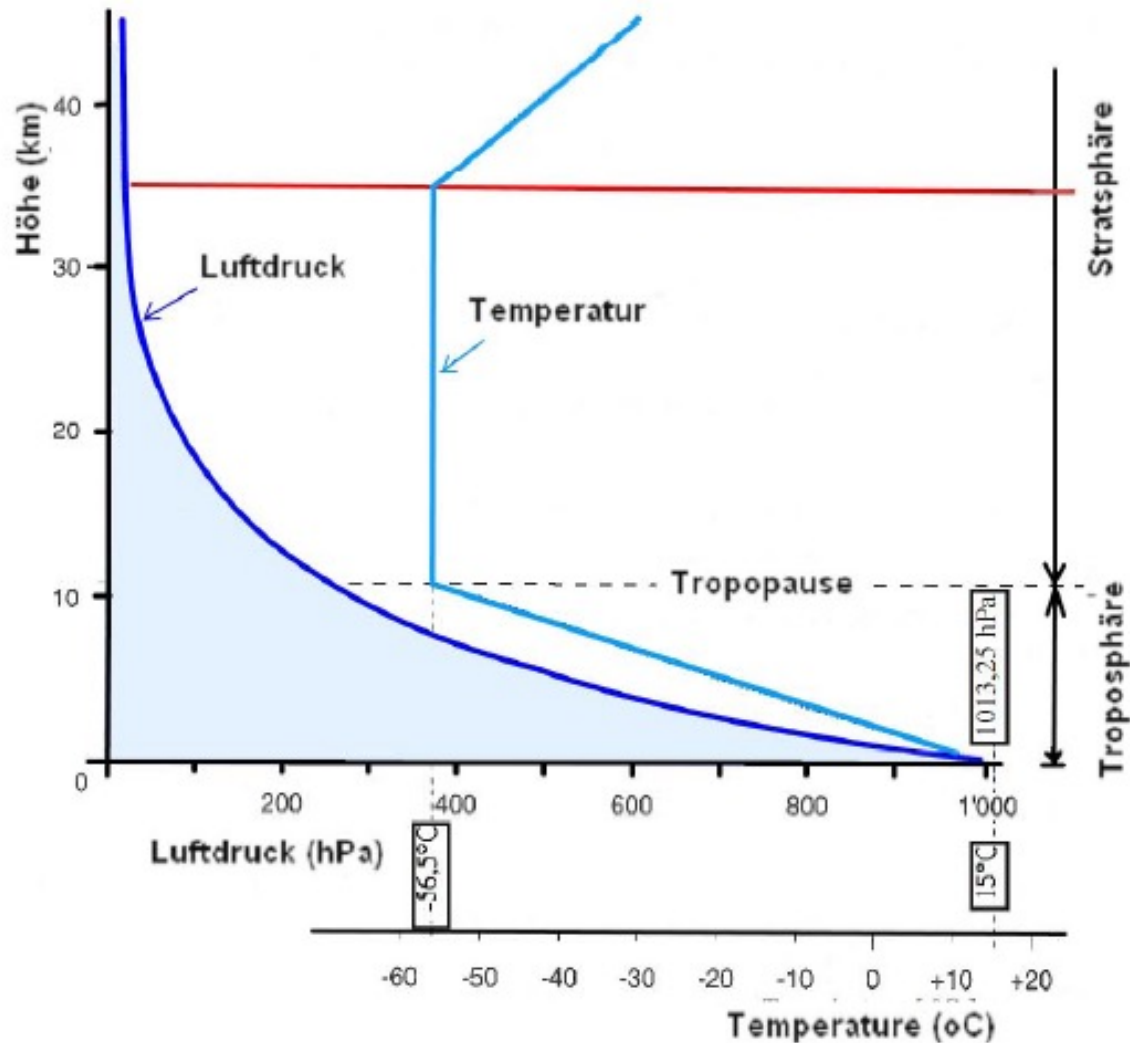


Fig. 3: Temperatur und Druckprofil nach ICAO-Standardatmosphäre
Mit den Werten dieser genormten Atmosphäre werden Höhenmesser geeicht und eingestellt.

Standarddruck in Abhängigkeit der Höhe

- Standarddruck auf Meereshöhe (bei 15°C)
 - 1013.25hPa oder 760 mmHg
- Druckabnahme mit der Höhe:
 - Alle 5500m um die Hälfte

Angezeigte Geschwindigkeit (IAS), wahre Geschwindigkeit (TAS) und Geschwindigkeit über Grund (GS)

$$TAS = IAS \cdot \sqrt{\frac{\rho_0}{\rho}} \text{ (+ Korrektur aus Instrumenten- und Positionsfehler)}$$

Dabei entspricht ρ der Dichte der Luftmasse in der wir fliegen und ρ_0 der Standarddichte auf Meereshöhe.

Im Flughandbuch (AFM) eines Flugzeugs, beziehen sich die verschiedenen Geschwindigkeitsangaben immer auf die IAS (angezeigte Geschwindigkeit).

Wenn man hingegen von der Geschwindigkeit für den Reiseflug spricht, dann handelt es sich um die *Geschwindigkeit über Grund* (GS: Ground speed).

Die Geschwindigkeit über Grund errechnet sich aus der wahren Geschwindigkeit und der Geschwindigkeit der uns umgebenden Luftmasse (Wind).

Fluggeschwindigkeiten

Die auf dem ASI (**A**ir-**S**peed-**I**ndicator) angezeigte Geschwindigkeit dient als Basis zur Berechnung der wahren Fluggeschwindigkeit (TAS).

Dabei sind folgende Fehler und Umrechnungen zu berücksichtigen:

- Der Instrumentenfehler (**I**nstrument **E**rror / IE)
- Der Positionsfehler (**P**osition **E**rror / PE)
- Die Korrektur für die Kompressibilität (ΔV_c)
- Die Luftdichte (Density / ρ)

Angezeigte Fluggeschwindigkeit IAS

(Indicated Air Speed / IAS)

IAS ist die am Geschwindigkeitsmesser abgelesene Geschwindigkeit.

Berichtigte Fluggeschwindigkeit CAS

(Calibrated Air Speed / CAS)

CAS = IAS korrigiert um den Instrumenten- und Positionsfehler.

- Den **Instrumentenfehler** (Instrument **E**rror / IE) kennt der Pilot nicht, er ist vernachlässigbar klein.
- Der Einbaufehler (**P**ositions**f**ehler / **P**osition **E**rror / PE) entsteht durch kleine Fehler in der Abnahme des statischen Druckes. Im Sichtflug kann er vernachlässigt werden.

Der Positionsfehler ist im Flughandbuch (AFM)¹ für verschiedene Flugzustände aufgeführt.

☑ Repetiere im Fach 000 Atmosphäre das Kapitel «Statischer Luftdruck».

$$\text{CAS} = \text{IAS} - (\text{IE} + \text{PE})$$

Man beachte, dass Fehler generell abgezogen werden!

Äquivalente Fluggeschwindigkeit EAS

(Equivalent Air Speed / EAS)

EAS = CAS korrigiert mit dem Kompressibilitätseinfluss.

Für Fluggeschwindigkeiten bis 150 kt und Flughöhen bis 15'000 ft ist der Kompressibilitätseinfluss vernachlässigbar klein.

$$\text{EAS} = \text{CAS} - \Delta V_c$$

ΔV_c = Korrektur der Kompressibilität

Wahre Eigengeschwindigkeit TAS

(True Air Speed / TAS)

TAS = EAS korrigiert für die aktuelle Luftdichte.

TAS ist die Geschwindigkeit des Flugzeuges relativ zur ungestörten Luft. Sie entspricht der Strömungsgeschwindigkeit und ist die Ausgangsgeschwindigkeit für die Navigation.

$$\text{TAS} = \text{EAS} \cdot \sqrt{\frac{\rho_0}{\rho}}$$

$$\sqrt{\frac{\rho_0}{\rho}} = \text{Korrektur für die Luftdichte}$$

ρ_0 = Luftdichte auf Meereshöhe
 ρ = aktuelle Luftdichte

Die Ermittlung der TAS wird mit Hilfe von Tabellen, speziellen Rechnern oder mittels Faustformel vorgenommen.

Auf Meereshöhe bei ISA-Bedingungen (QNH = 1013.25 hPa, OAT = +15° C) gilt:

$$\text{CAS} = \text{EAS} = \text{TAS}$$

1) Flughandbuch («Airplane Flight Manual /AFM» oder auch «Airplane Operating Manual /AOM» genannt): Betriebsanleitung des Flugzeugherstellers für das Flugzeug.

Was man wissen muss

- keine Formell
- der (ungefähre) Umfang der Erde
- die Beschleunigung
- die chemische Zusammensetzung der Atmosphäre
- der Standarddruck und die Standardtemperatur auf Meereshöhe
- Abnahme des Druckes mit der Höhe
- Abnahme der Luftdichte mit der Höhe

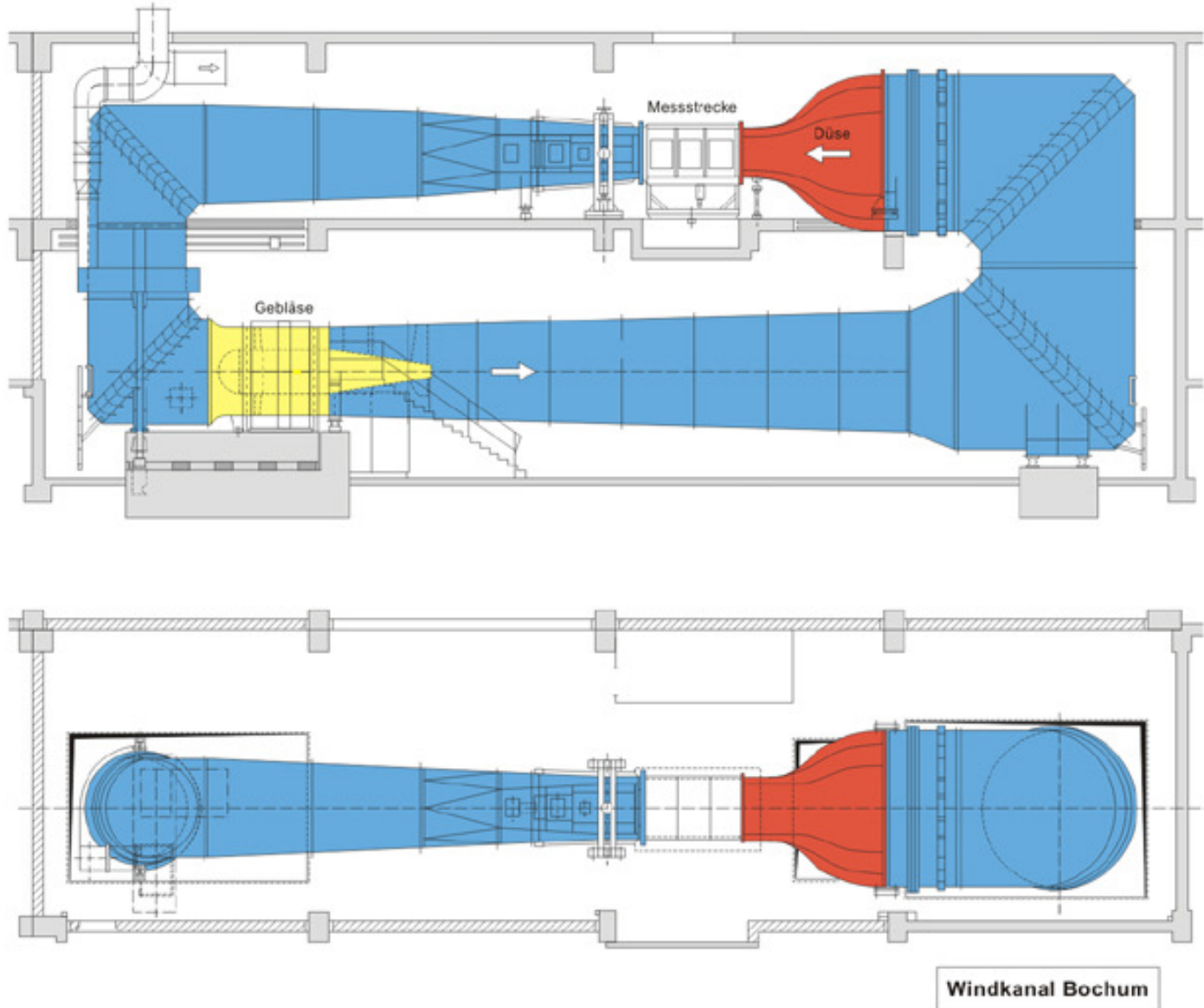
Was wir wissen müssen:

- Keine Formeln
- Strömungsgesetze (Prinzipien)
- Definition der Drücke H , p und q
- Definition der Geschwindigkeiten IAS, TAS und GS
- Einfluss der Höhe auf die IAS (angezeigte Geschwindigkeit)

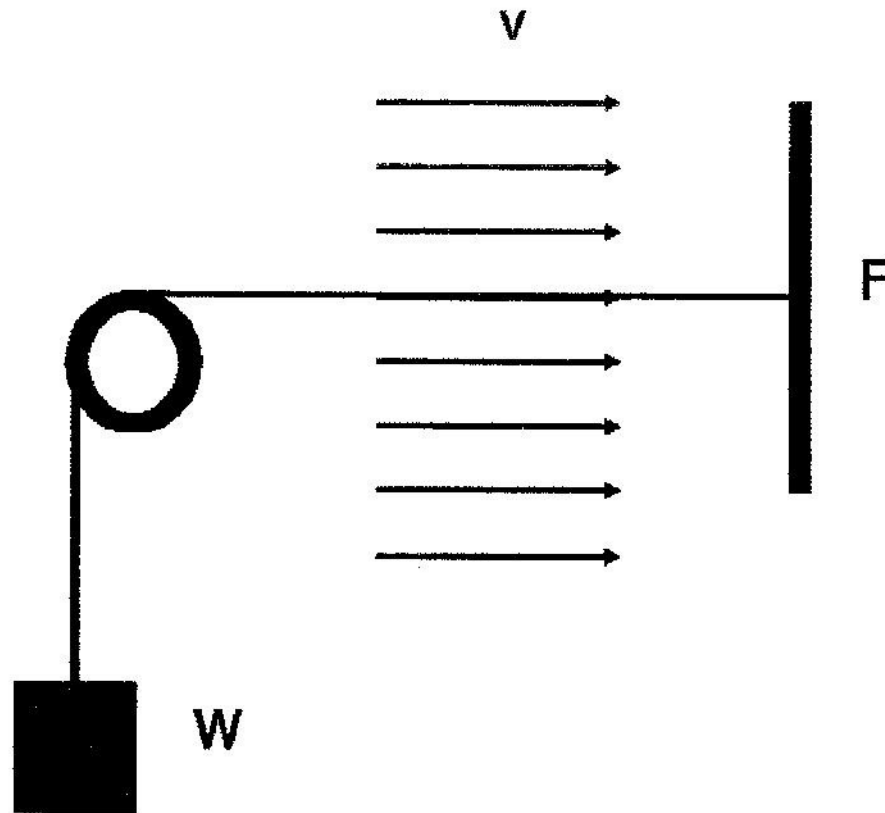
Inhalt Teil 1

1. Die Erde und ihre Atmosphäre
2. Die Gesetze der Strömung und der Geschwindigkeit
- 3. Die Aerodynamischen Kräfte**
4. Der Druckpunkt
5. Der Induzierte Widerstand

Der Luftwiderstand

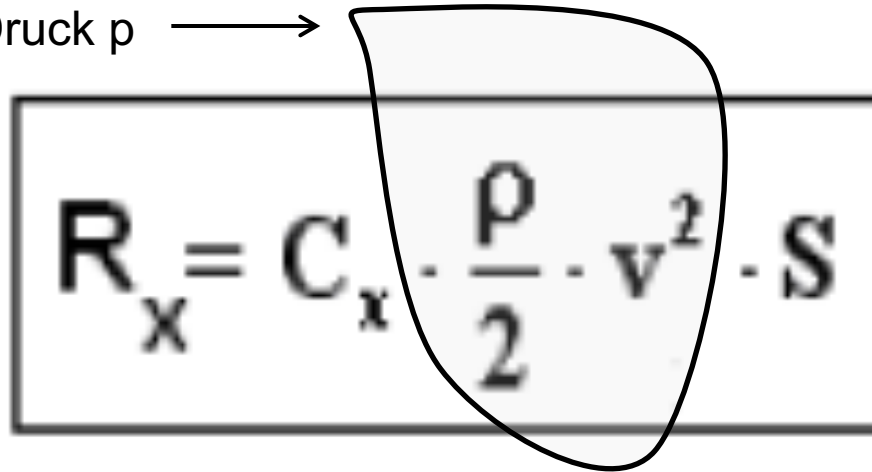


Der Luftwiderstand



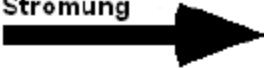
Der Luftwiderstand

Dynamischer Druck $p \longrightarrow$


$$R_x = C_x \cdot \frac{\rho}{2} \cdot v^2 \cdot S$$

- R_x : Luftwiderstand (manchmal auch W)
- C_x : Widerstandsbeiwert (manchmal auch c_w)
- ρ : Luftdichte in kg/m^3
- S : Fläche (manchmal auch F)

Der Luftwiderstand wirkt parallel zur Strömungsrichtung und ist das Produkt aus dynamischem Druck, Widerstandsbeiwert und Fläche

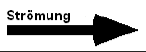
Körper	Strömung 	C_x
Scheibe		1.11
Halbkugel		1.33
Halbkugel		0.35
Kugel		0.15 à 0.45
Ellipsoid		0.2 à 0.4
Stromlinienform		0.1 à 0.2

Beispiele

1. Eine Scheibe  mit einer Fläche von $0,01\text{m}^2$ befindet sich in einer Strömung von 10 m/s (d.h. bei 36 km/h). Die Luftdichte beträgt 1.23 kg/m^3 .

2. Die zweite Halbkugel  mit dem gleichen Durchmesser, in der gleichen Strömung und der gleichen Luftdichte:

3. Ein Strömungskörper  mit $C_x = 0,15$:

Körper	Strömung 	C_x
Scheibe		1.11
Halbkugel		1.33
Halbkugel		0.35
Kugel		0.15 à 0.45
Ellipsoid		0.2 à 0.4
Stromlinienform		0.1 à 0.2

Auftrieb

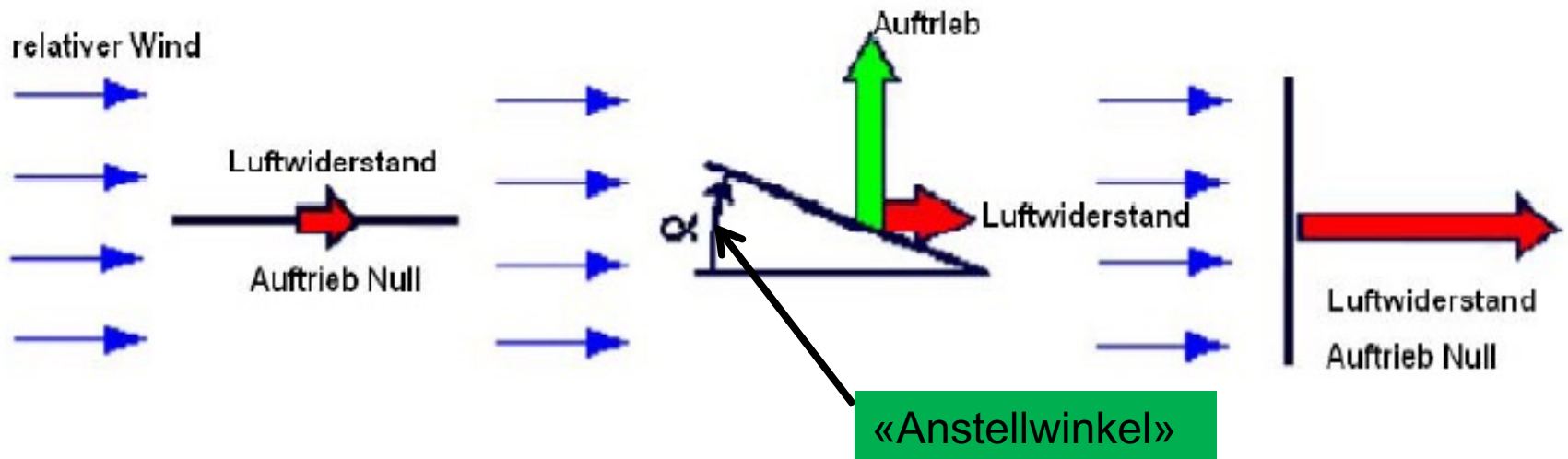
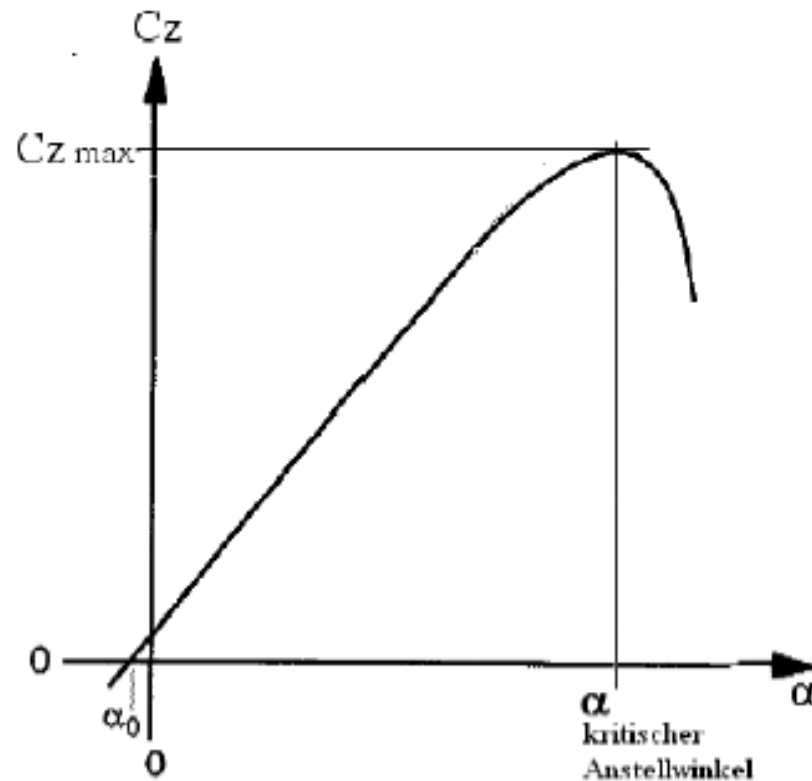


Fig 3: Flache Scheibe in der Strömung

Am Anfang wird der Auftrieb durch den steigenden Anstellwinkel geschaffen, danach nimmt er ab und verschwindet.

Auftrieb

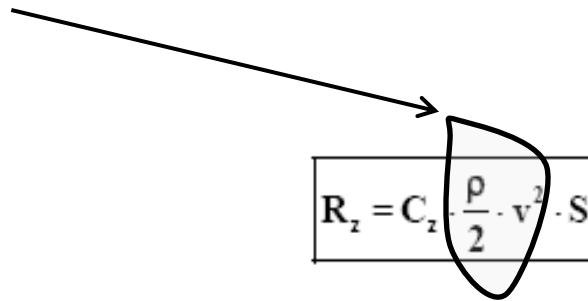


Figur 6: Der Auftriebskoeffizient in Funktion des Anstellwinkels.

Er steigt mit dem Anstellwinkel. Ab dem kritischen Anstellwinkel vermindert er sich und verschwindet dann.

Auftrieb

Dynamischer Druck p



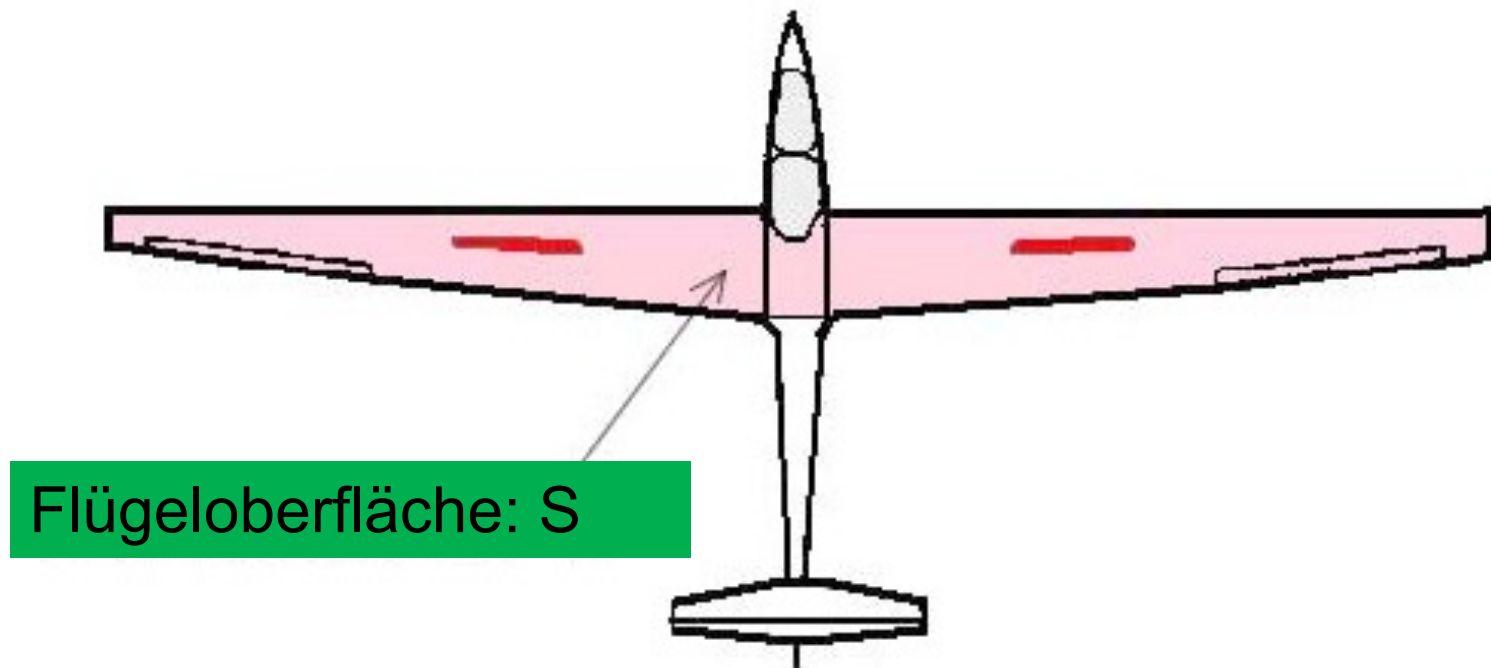
dabei gilt:

R_z : Auftrieb. Er wird in Newton [N] angegeben

C_z : Auftriebskoeffizient (ohne Einheit). Er steigt zunächst mit zunehmendem Anstellwinkel α an und fällt brüsk ab, nachdem er einen *kritischen Anstellwinkel* überschritten hat. Dieses Phänomen bezeichnen wir als «*Abreißen*».

- ρ : Luftdichte in kg/m^3
- S : Fläche (manchmal auch F)

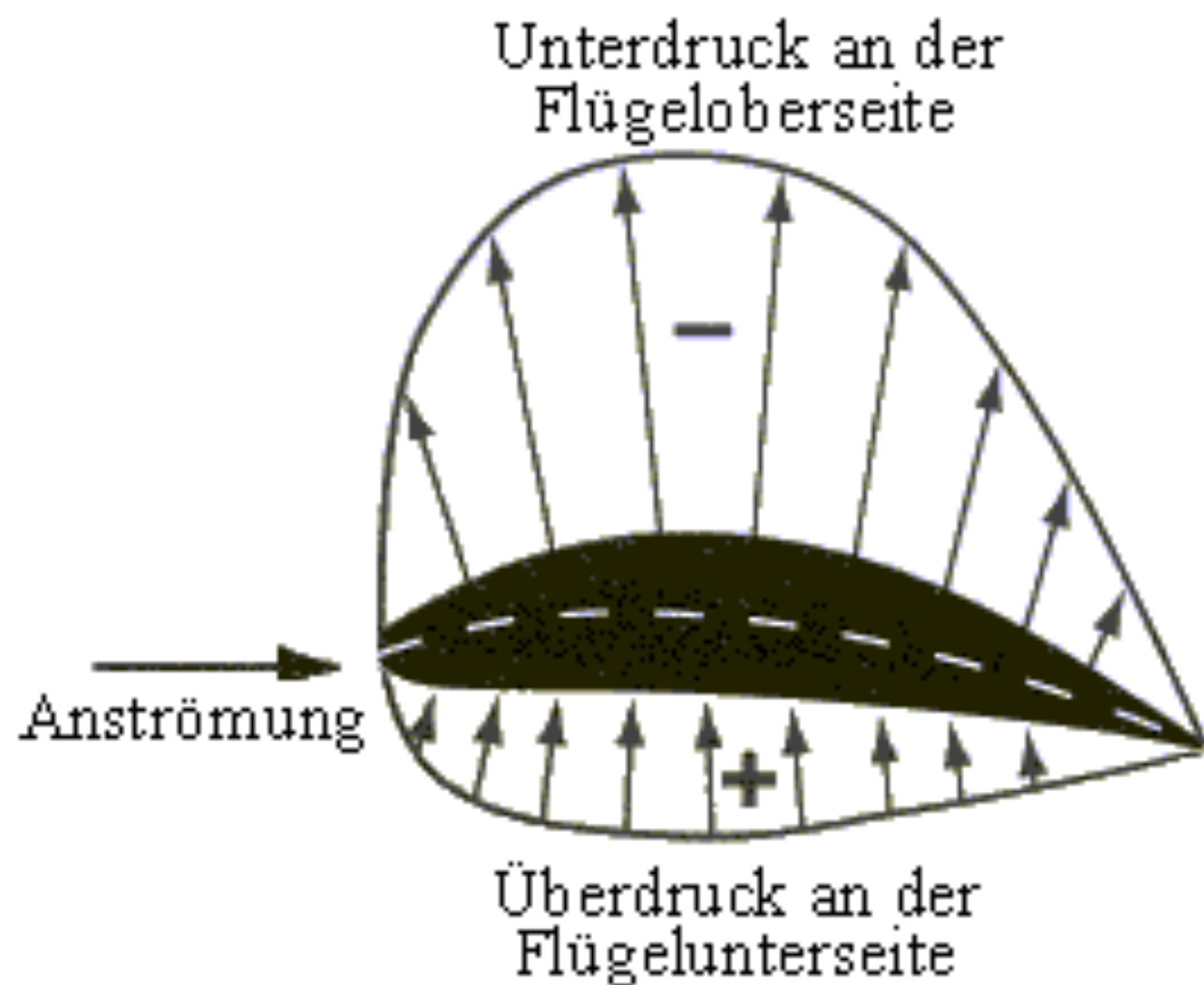
Der Auftrieb wirkt senkrecht zur Strömungsrichtung und ist das Produkt aus dynamischem Druck, Auftriebskoeffizient und Fläche



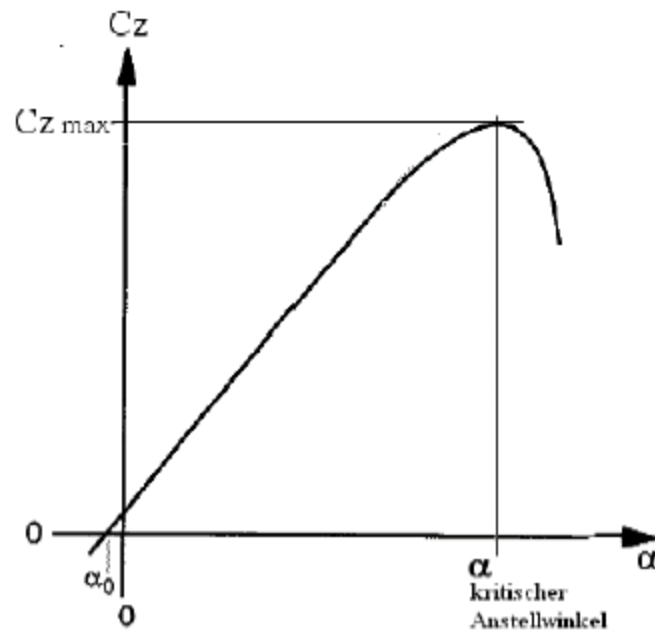
Flügeloberfläche: S

Fig. 2: Definition der Flügeloberfläche

Druckverteilung am Flügelprofil



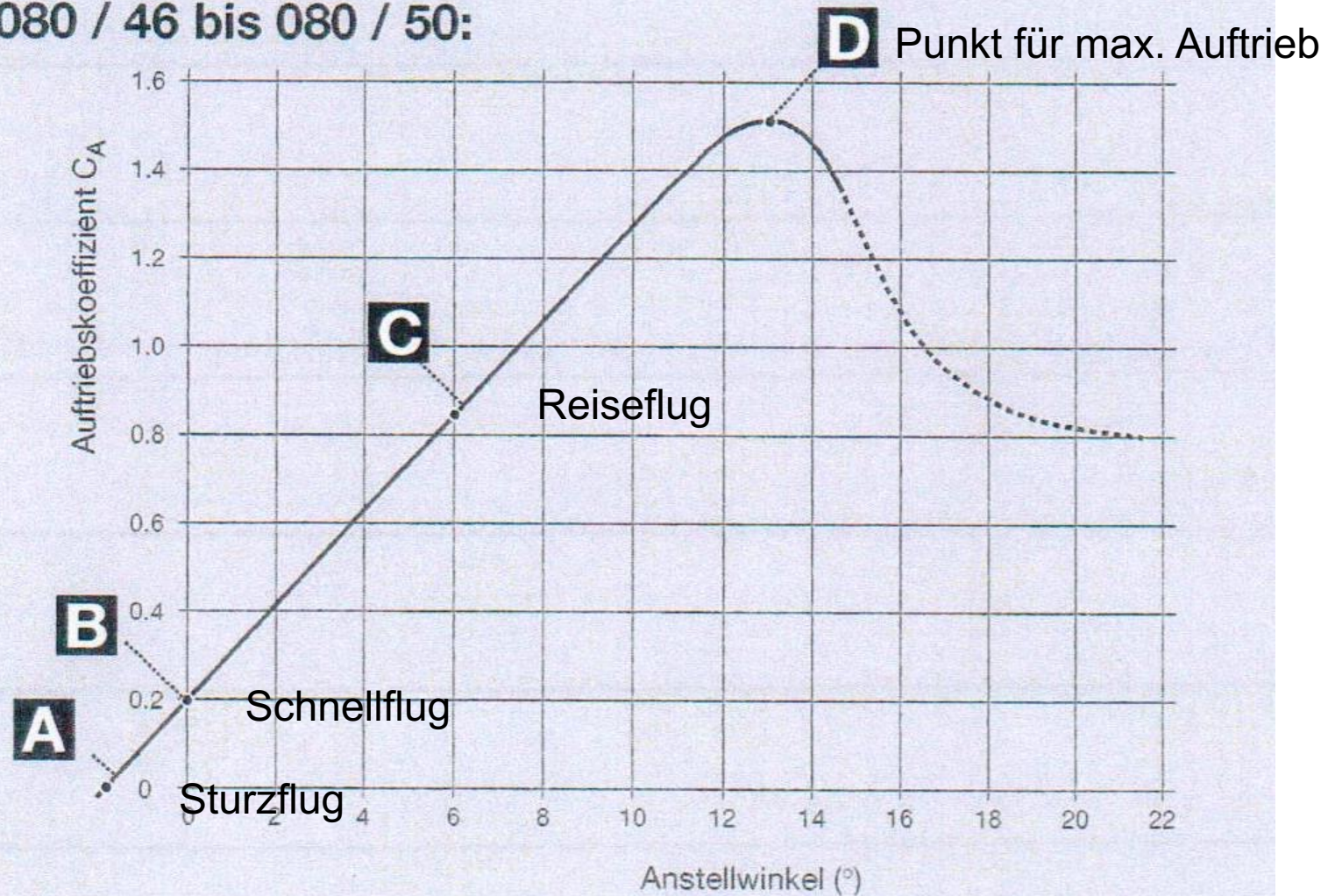
Auftrieb



Figur 6: Der Auftriebskoeffizient in Funktion des Anstellwinkels.

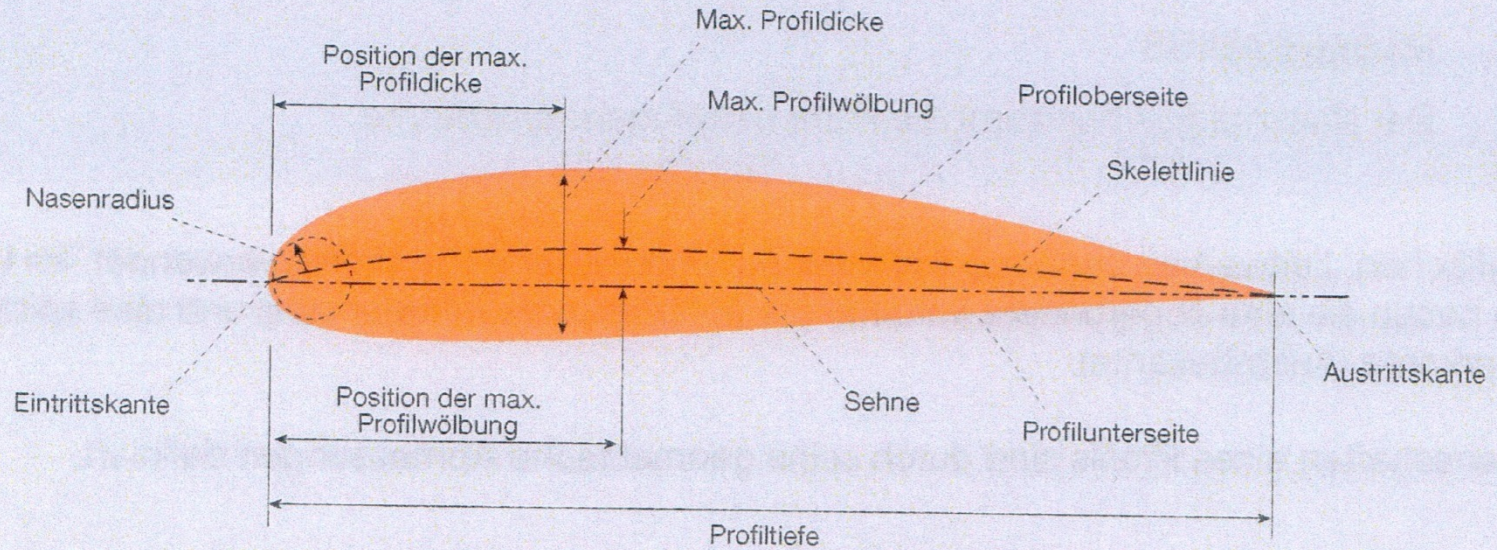
Er steigt mit dem Anstellwinkel. Ab dem kritischen Anstellwinkel vermindert er sich und verschwindet dann.

080 / 46 bis 080 / 50:



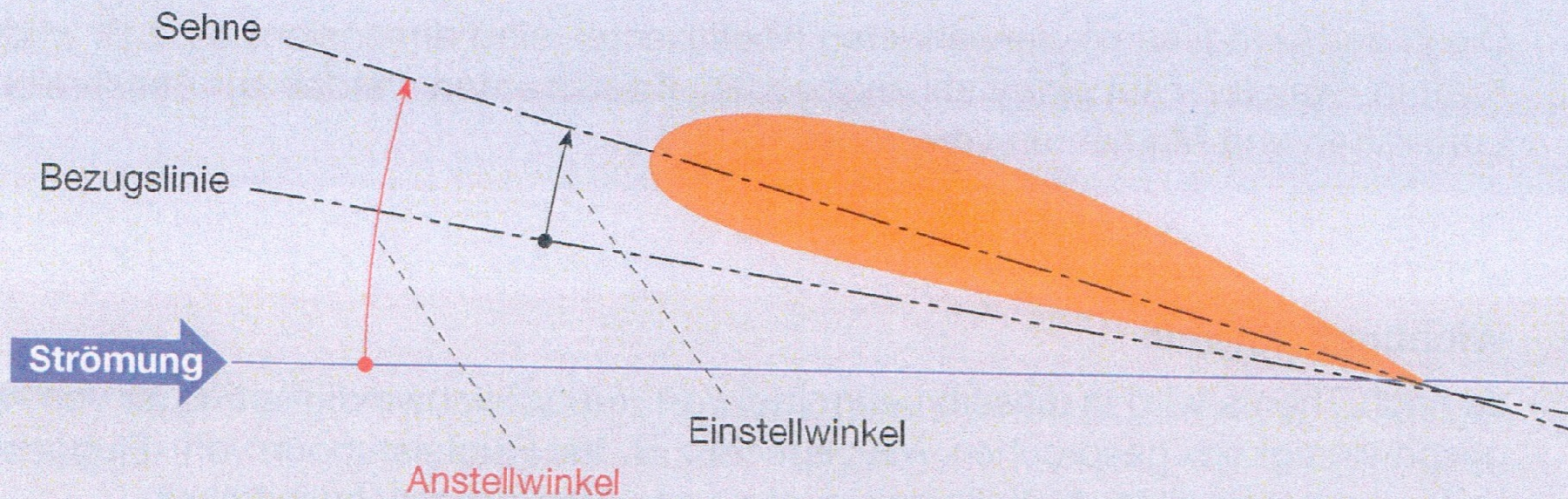


Definierte Ausdrücke zur Bestimmung eines Profils:



PROFILSEHNE

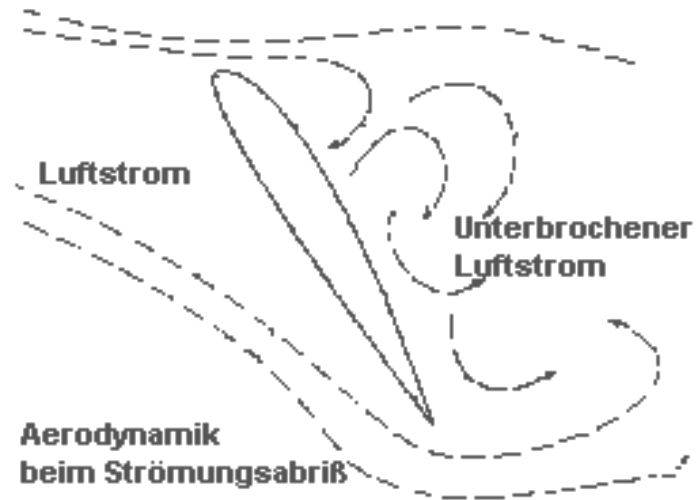
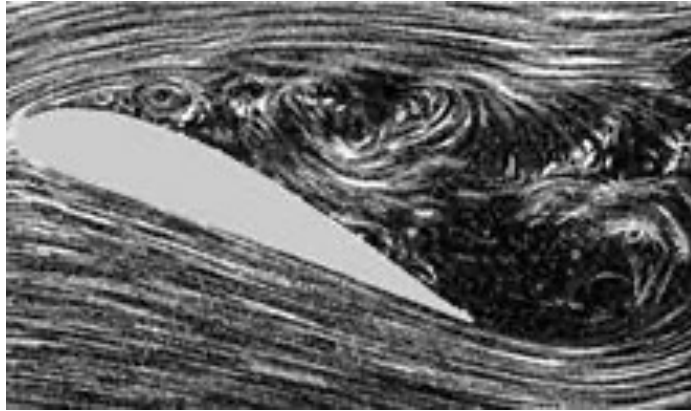
Bei Tragflügelprofilen wird die Verbindungslinie von der Vorderkante (Eintrittskante) zur Hinterkante (Austrittskante) als «Profilsehne» bezeichnet. Sie ist die Basis zur Bestimmung von Anstellwinkel und Einstellwinkel.



Der Anstellwinkel α (angle of attack) eines Profils wird aus dem Winkel von Profilsehne und Anströmrichtung (Flugbahn) gebildet.

Der Einstellwinkel β (rigging angle) wird aus dem Winkel von Profilsehne und einer vom Konstrukteur bestimmten Bezugslinie gebildet (z.B. der Rumpflängsachse). Mit diesem Winkel ist der Tragflügel an den Flugzeugrumpf montiert.

Strömungsabriss, kritischer Anstellwinkel



Beim «kritischen Anstellwinkel» reißt die Strömung ab und der Auftrieb bricht zusammen!

Die Aerodynamischen Kräfte

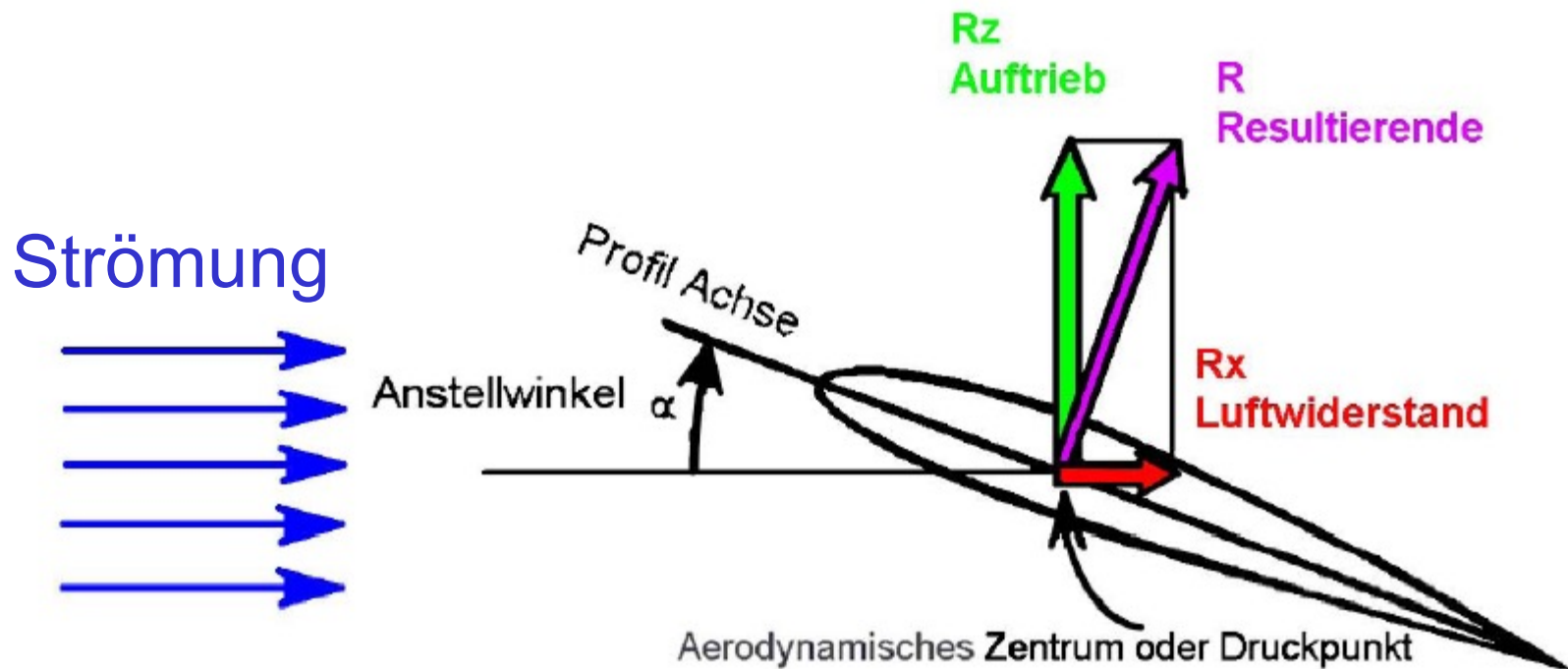
Was wir wissen müssen:

- Keine Formeln
- Wovon und von welchen Gesetzmässigkeiten hängt der Luftwiderstand ab (keine Berechnungen).
- Definition der Flügeloberfläche
- Ursachen des Auftriebs
- Definition des Anstellwinkels und des kritischen Anstellwinkels.
- geometrische Definitionen des Flügelprofils.

Inhalt Teil 1

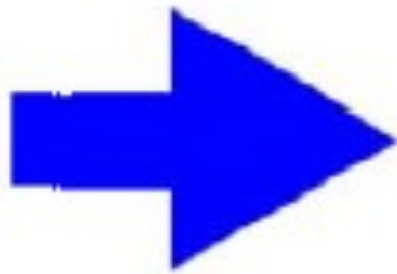
1. Die Erde und ihre Atmosphäre
2. Die Gesetze der Strömung und der Geschwindigkeit
3. Die Aerodynamischen Kräfte
- 4. Der Druckpunkt**
5. Der Induzierte Widerstand

Die Aerodynamischen Kräfte und ihre Resultierende (Druckpunkt)

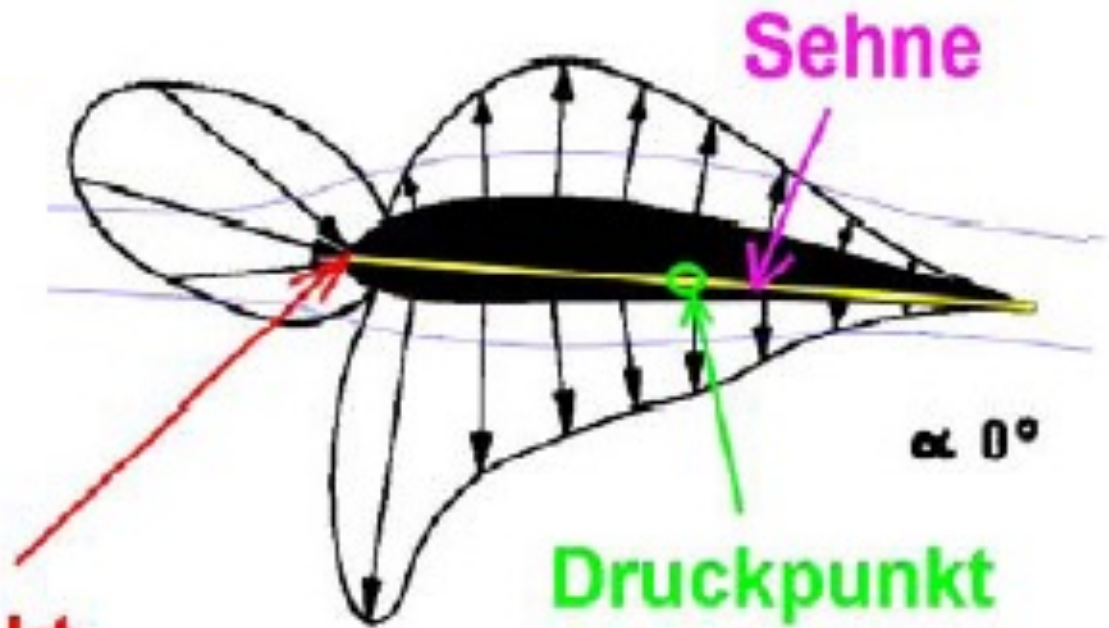


Druckkräfte in Abhängigkeit vom Anstellwinkel

Strömung



Staupunkt



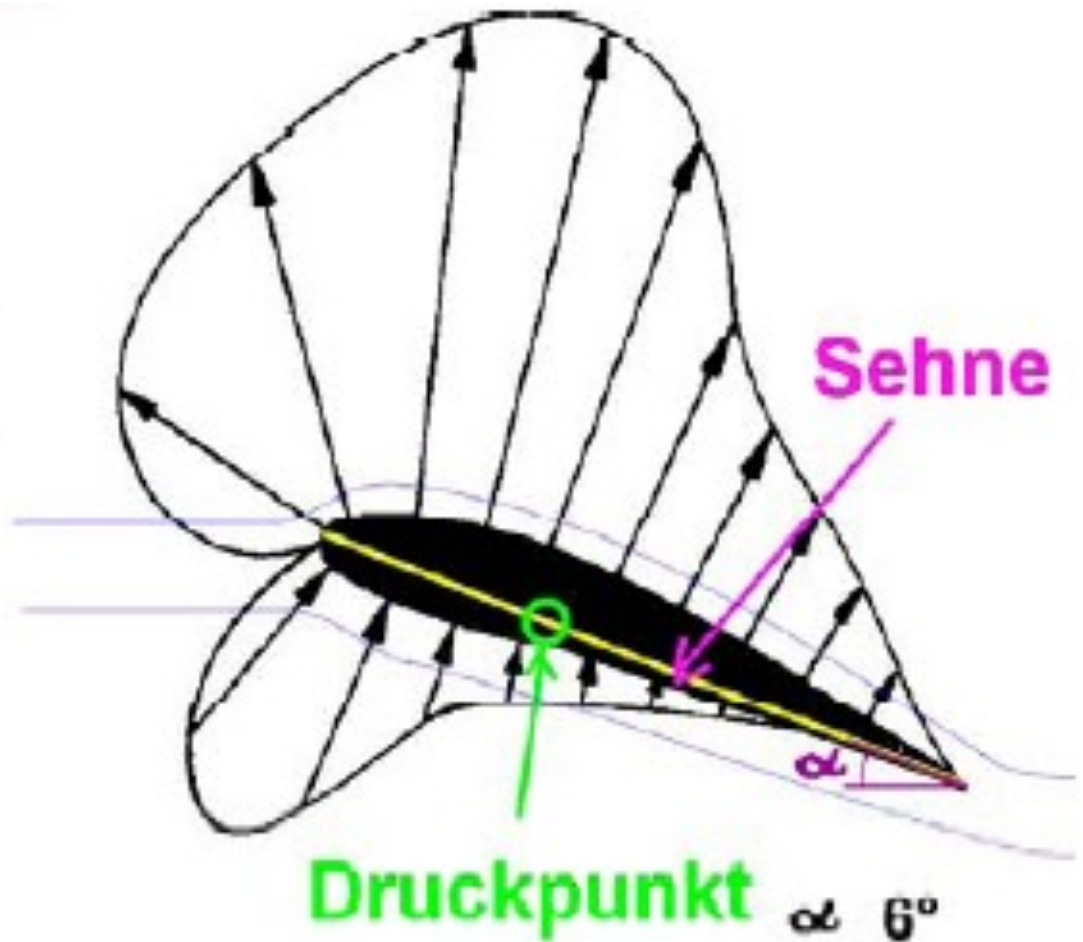
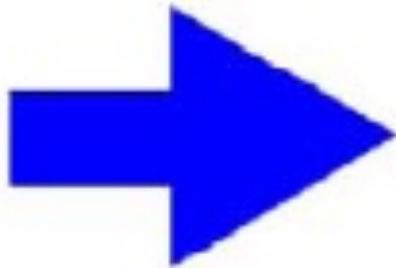
$\alpha = 0^\circ$

Druckpunkt

Sehne

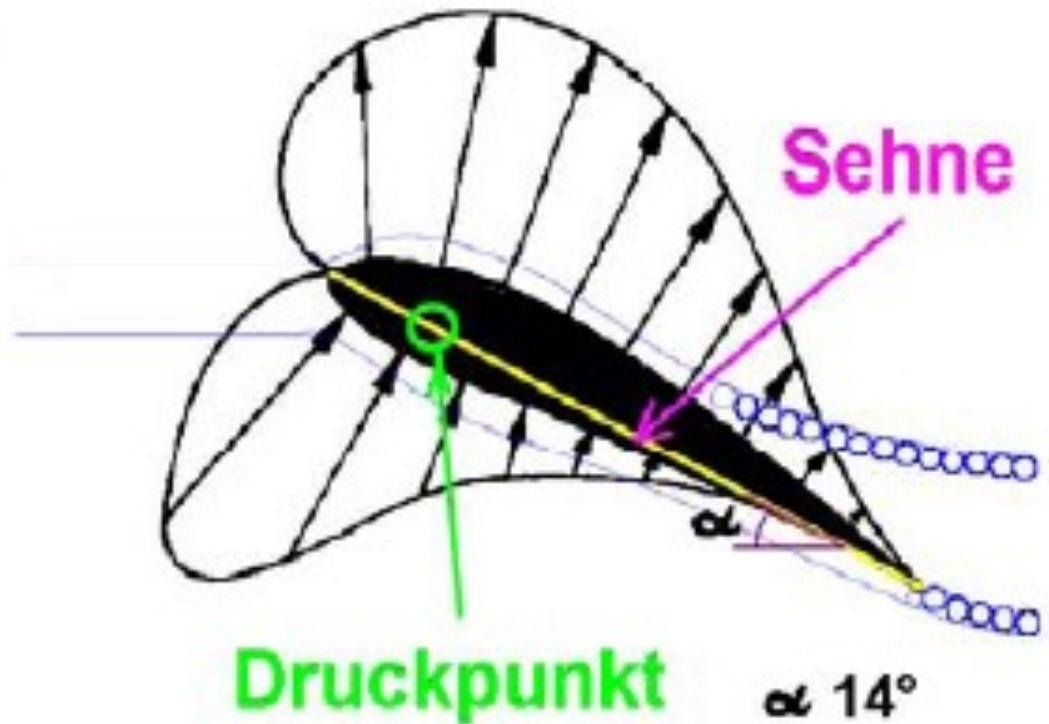
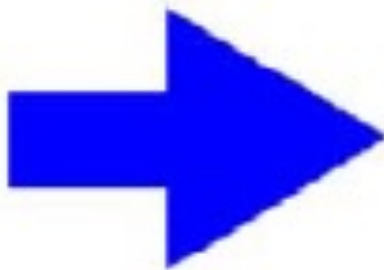
Druckkräfte in Abhängigkeit vom Anstellwinkel

Strömung

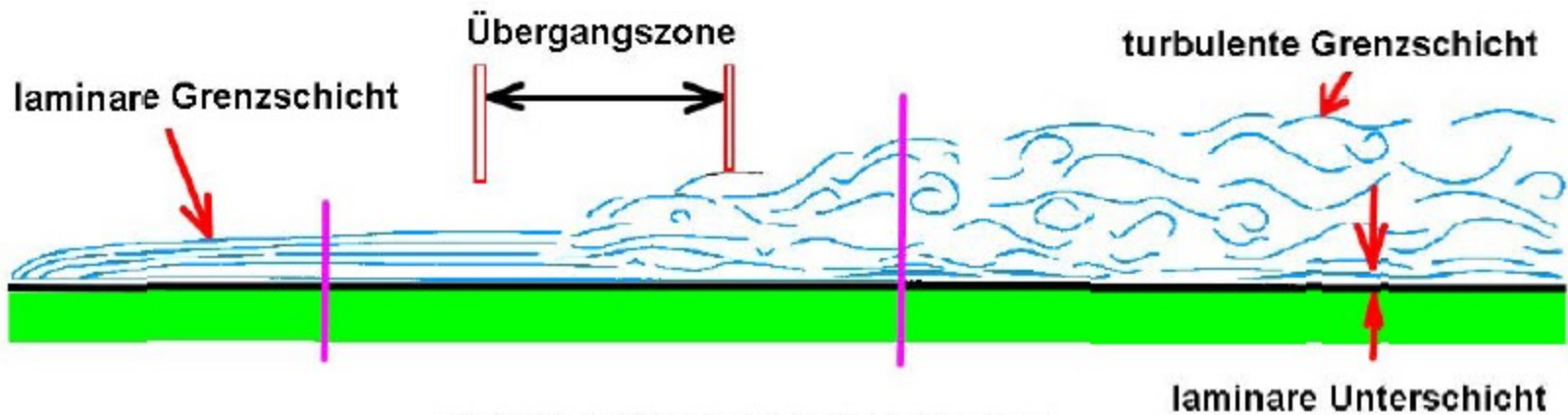


Druckkräfte in Abhängigkeit vom Anstellwinkel

Strömung

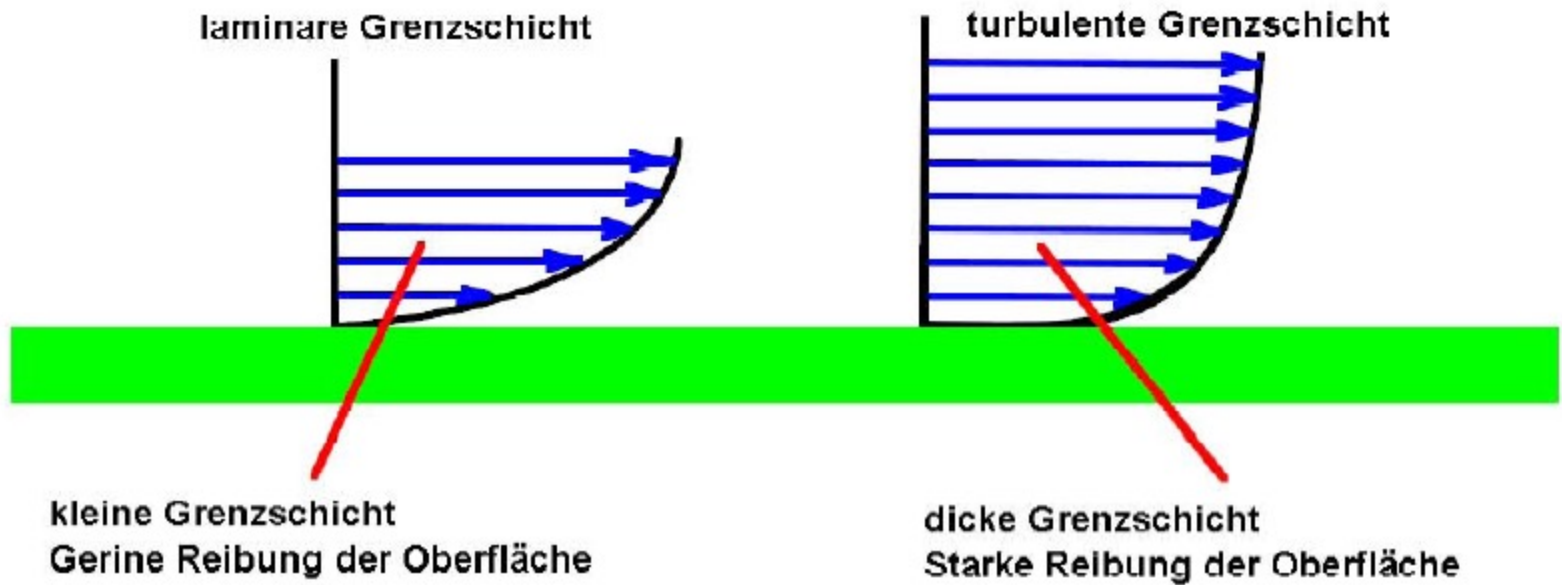


Reibungskräfte



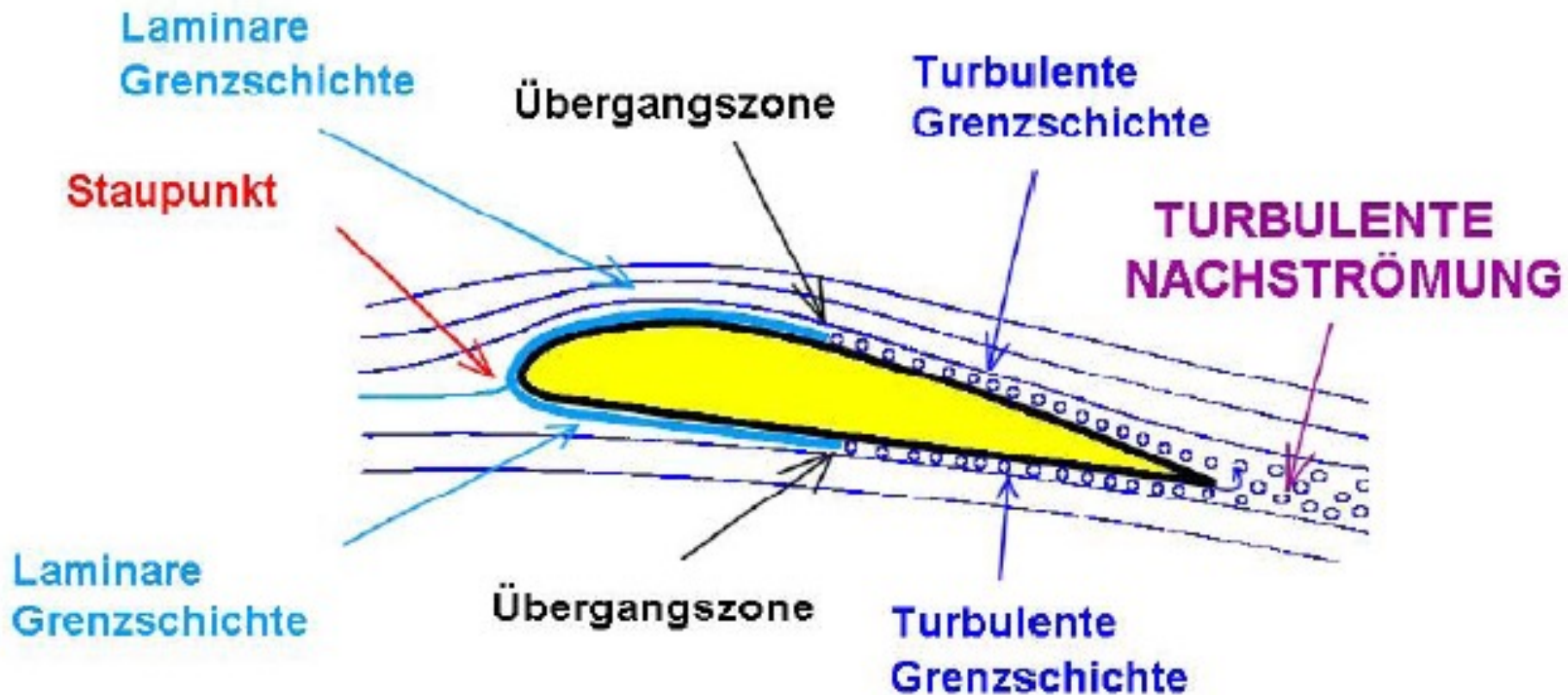
Reibungskräfte

GESCHWINDIGKEITSPROFILE

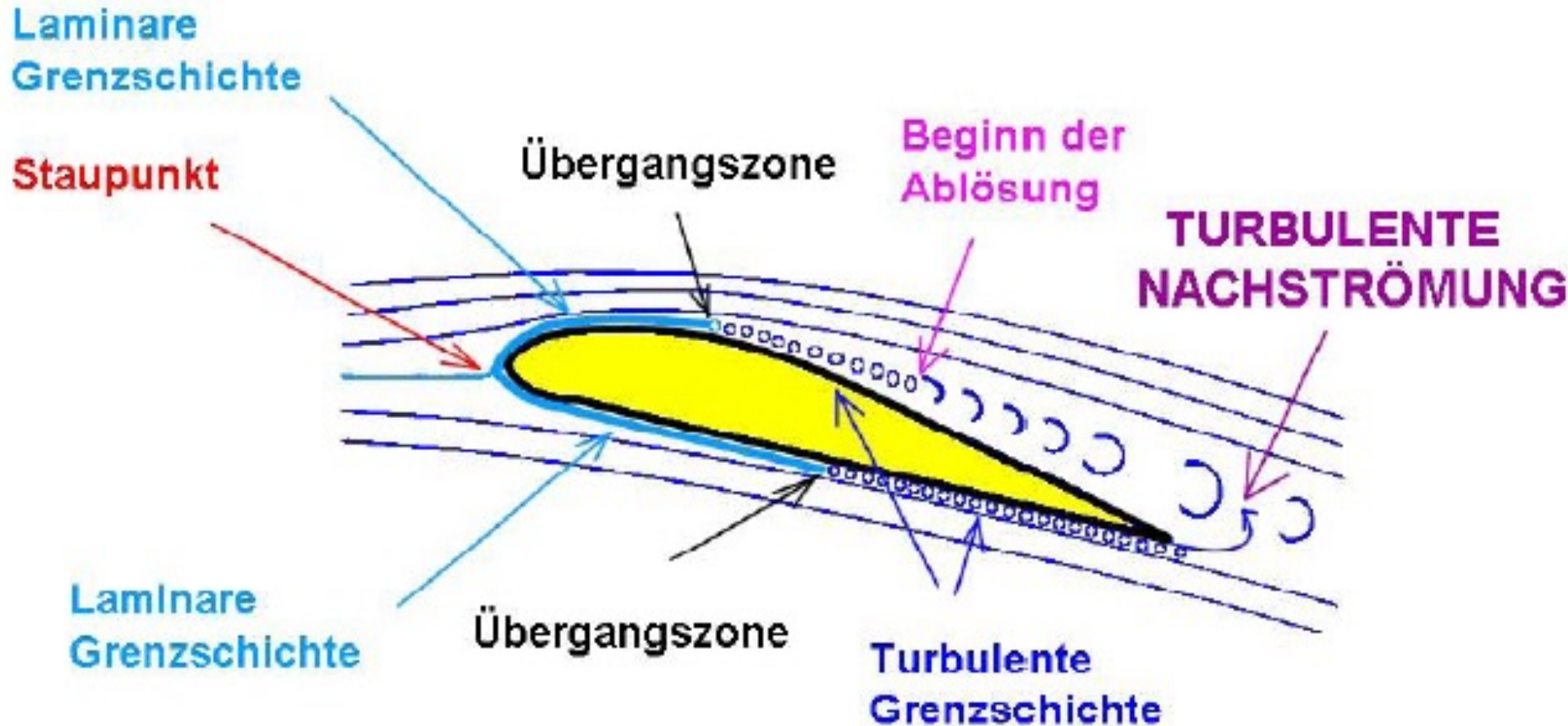


Bernoulli gilt in der Grenzschicht nicht, kein Anstieg des statischen Druckes mit zunehmender Nähe zur Oberfläche

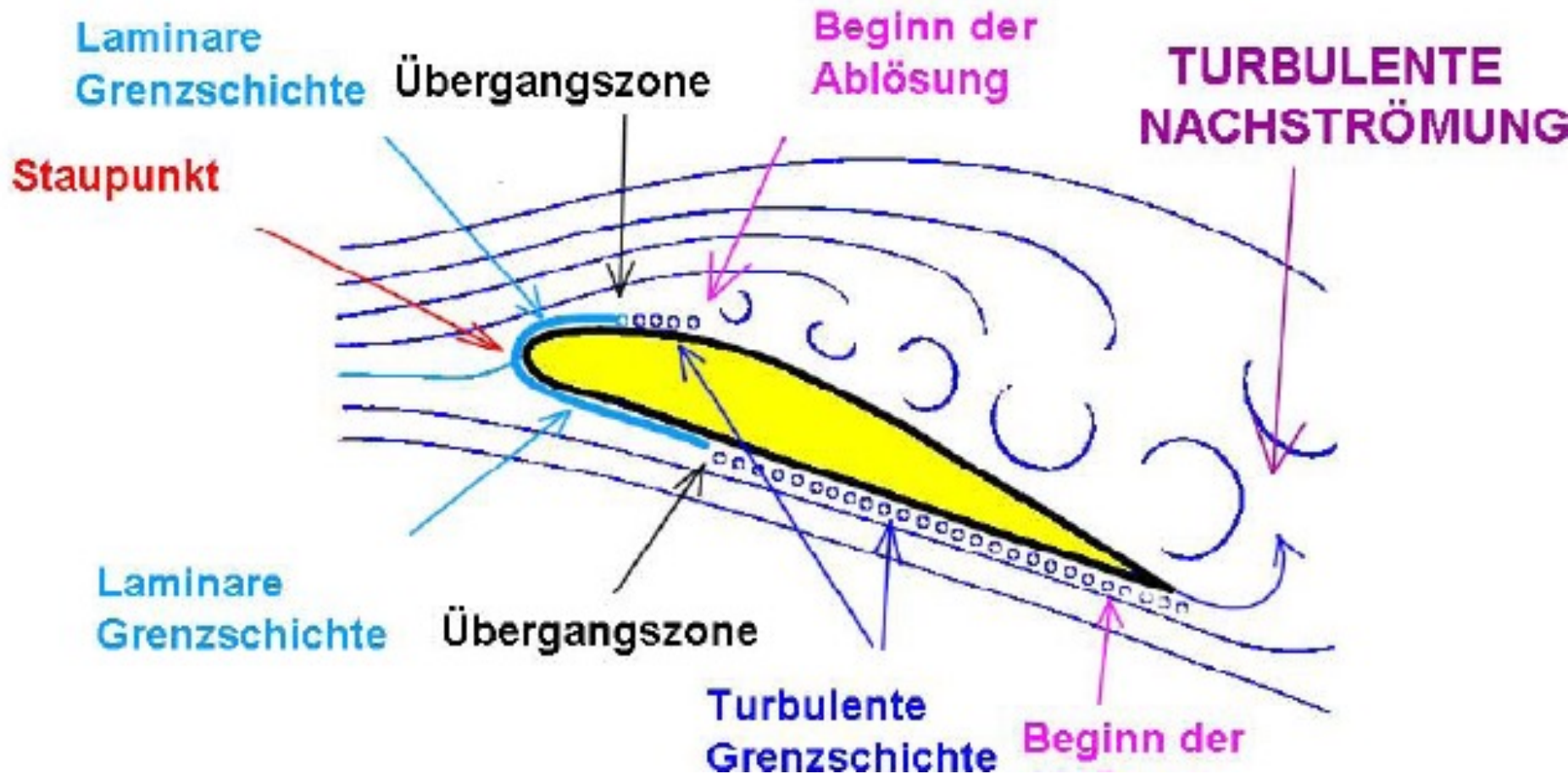
Grenzschicht in Funktion des Anstellwinkels



Grenzschicht in Funktion des Anstellwinkels



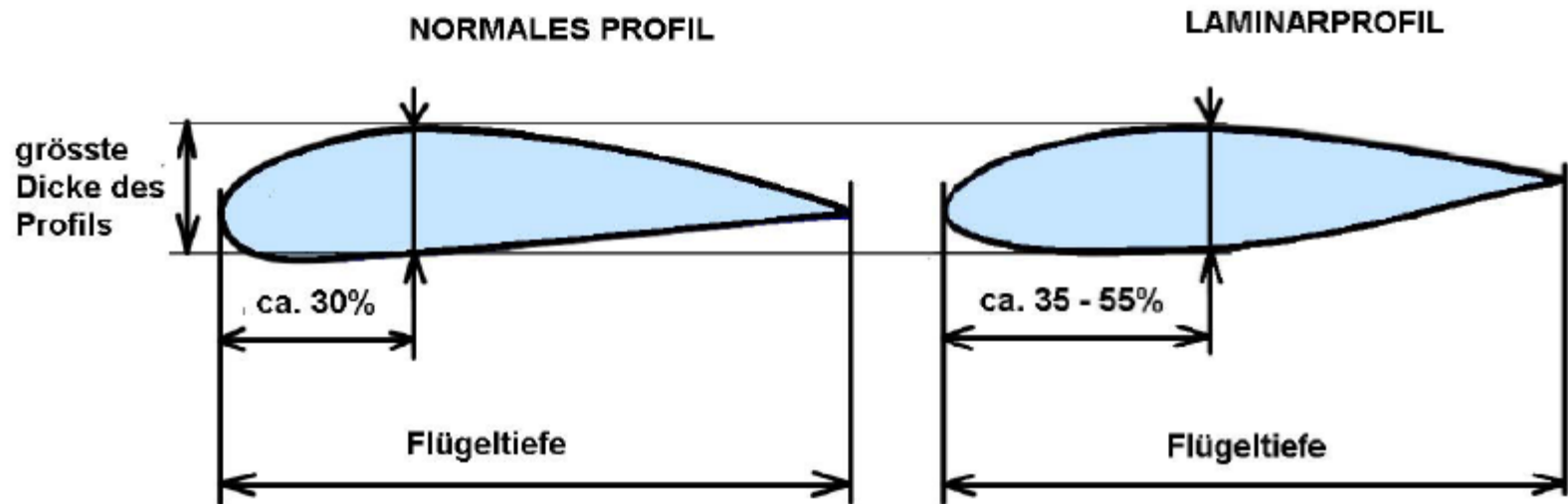
Grenzschicht in Funktion des Anstellwinkels



Spuren der Strömung auf Flügelunterseite mit/ohne Zackenband



Normales Profil, laminares Profil



Normales Profil (K-8)



Laminarprofil (Ventus)



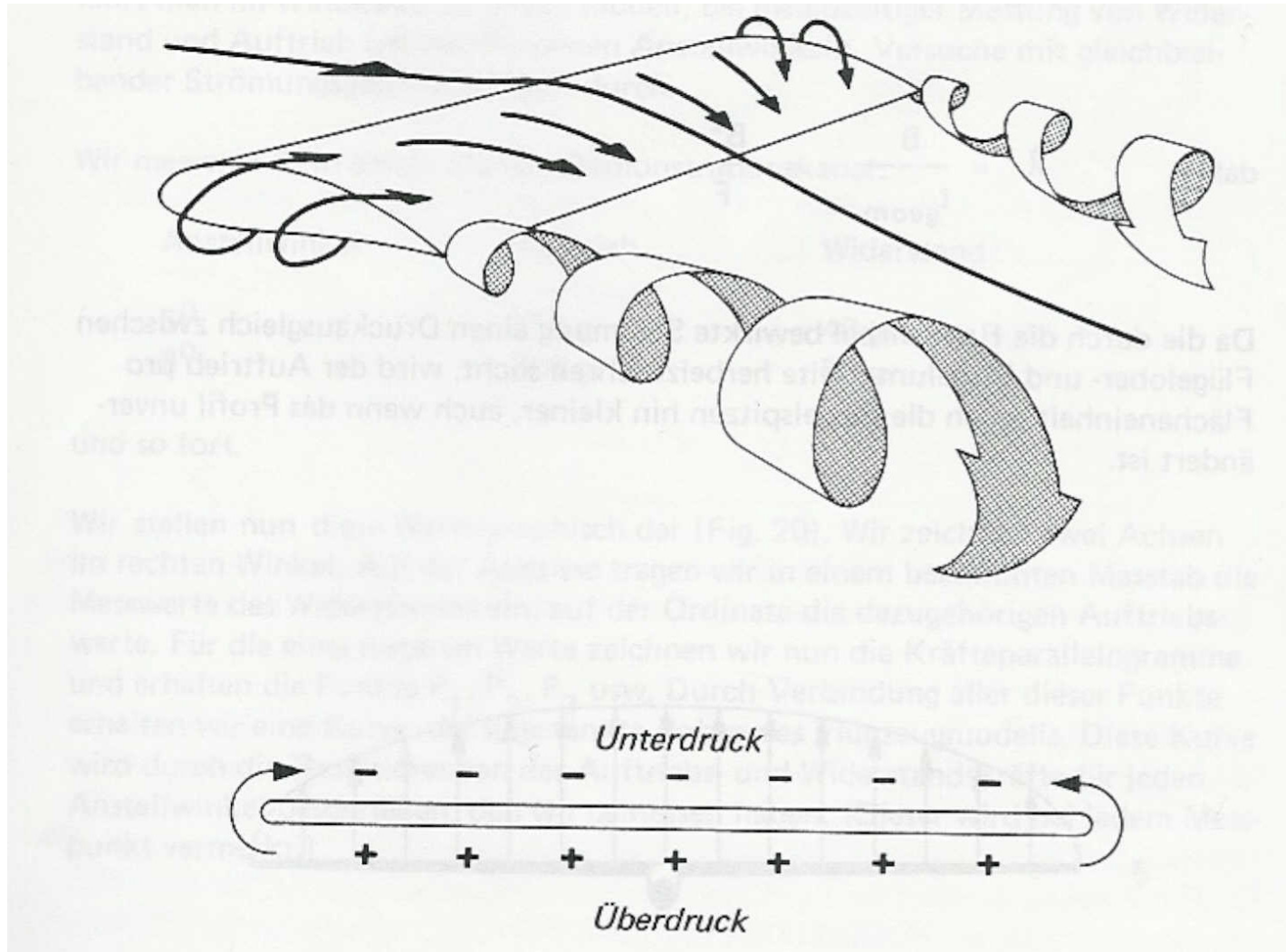
Was wir wissen müssen:

- Der Druckpunkt
- Welche Kräfte auf den Druckpunkt wirken
- Druckpunkt und Anstellwinkel.
- Druckverteilung um ein Profil.
- Strömungsabriss und kritischer Anstellwinkel.
- Grenzschicht und Laminarprofile.

Inhalt Teil 1

1. Die Erde und ihre Atmosphäre
2. Die Gesetze der Strömung und der Geschwindigkeit
3. Die Aerodynamischen Kräfte
4. Der Druckpunkt
- 5. Der Induzierte Widerstand**

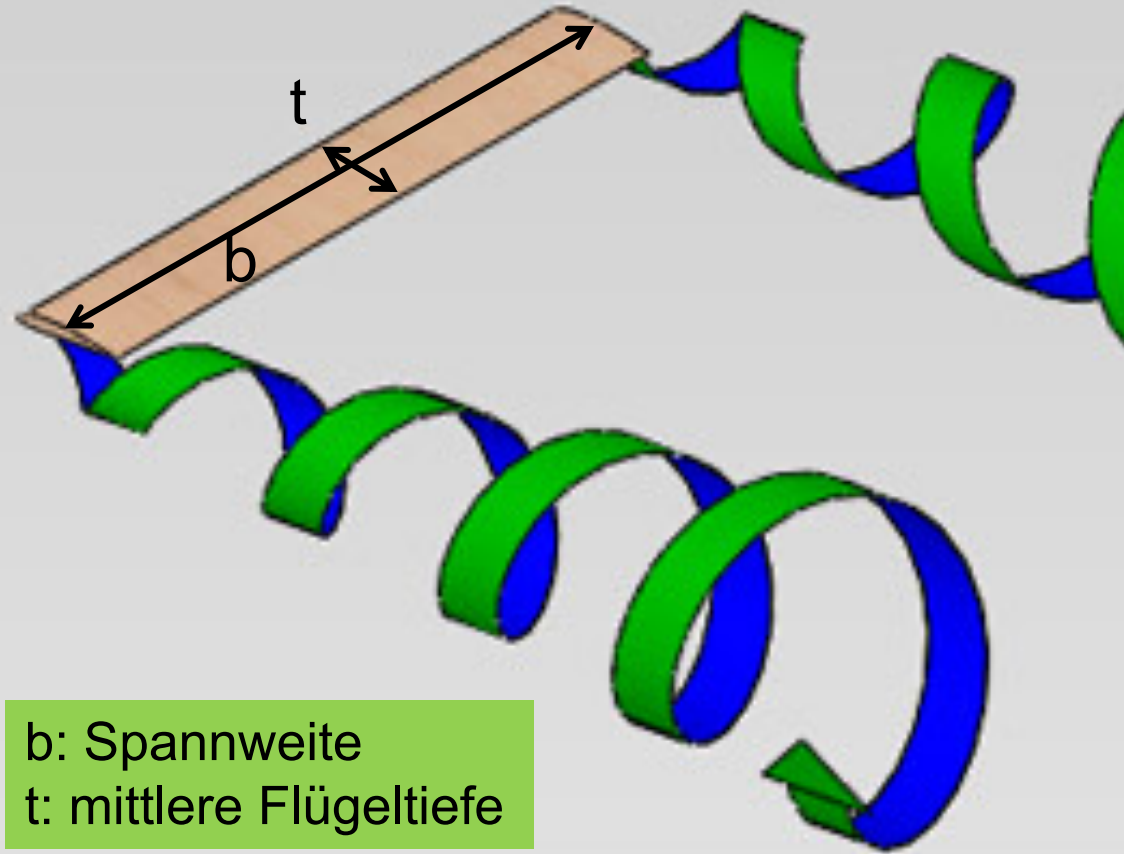
Induzierter Widerstand



Induzierter Widerstand



Einfluss der Spannweite auf den Induzierten Widerstand



Die **Streckung** Λ ist eine dimensionslose Kennzahl für die Schlankheit eines Tragflügels. Sie ist definiert als das Verhältnis des Quadrats der Flügelspannweite zur Flügelfläche oder alternativ auch als Verhältnis der Spannweite zur mittleren Tragflügeltiefe.

b: Spannweite
t: mittlere Flügeltiefe

Flügelstreckung

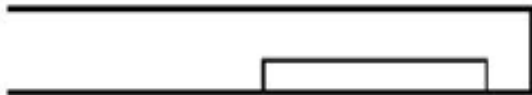
$$\Lambda = \frac{b}{t} = \frac{b^2}{A} \quad \text{mit } A \text{ (Flügelfläche)} = b \bullet t$$



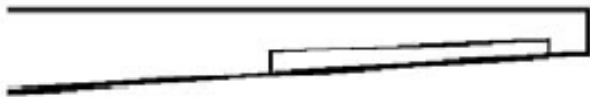
TECHNISCHE DATEN

Spannweite	18 m	15 m
Flügelfläche	11.03 m ²	9.67 m ²
Flügelstreckung	29.5	23.3
Leermasse ca.	310 kg	290 kg
Höchstmasse	600 kg	525 kg
Flächenbelastung	34.9 - 54.4 kg/m ²	37.7 - 54.3 kg/m ²
Höchstzul. Geschwindigkeit	285 km/h	

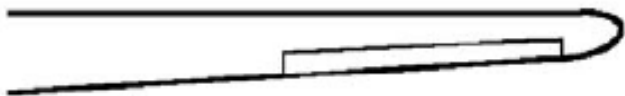
Massnahmen zur Reduktion des induzierten Widerstandes



Rechteckig



Trapezförmig



Elliptisch



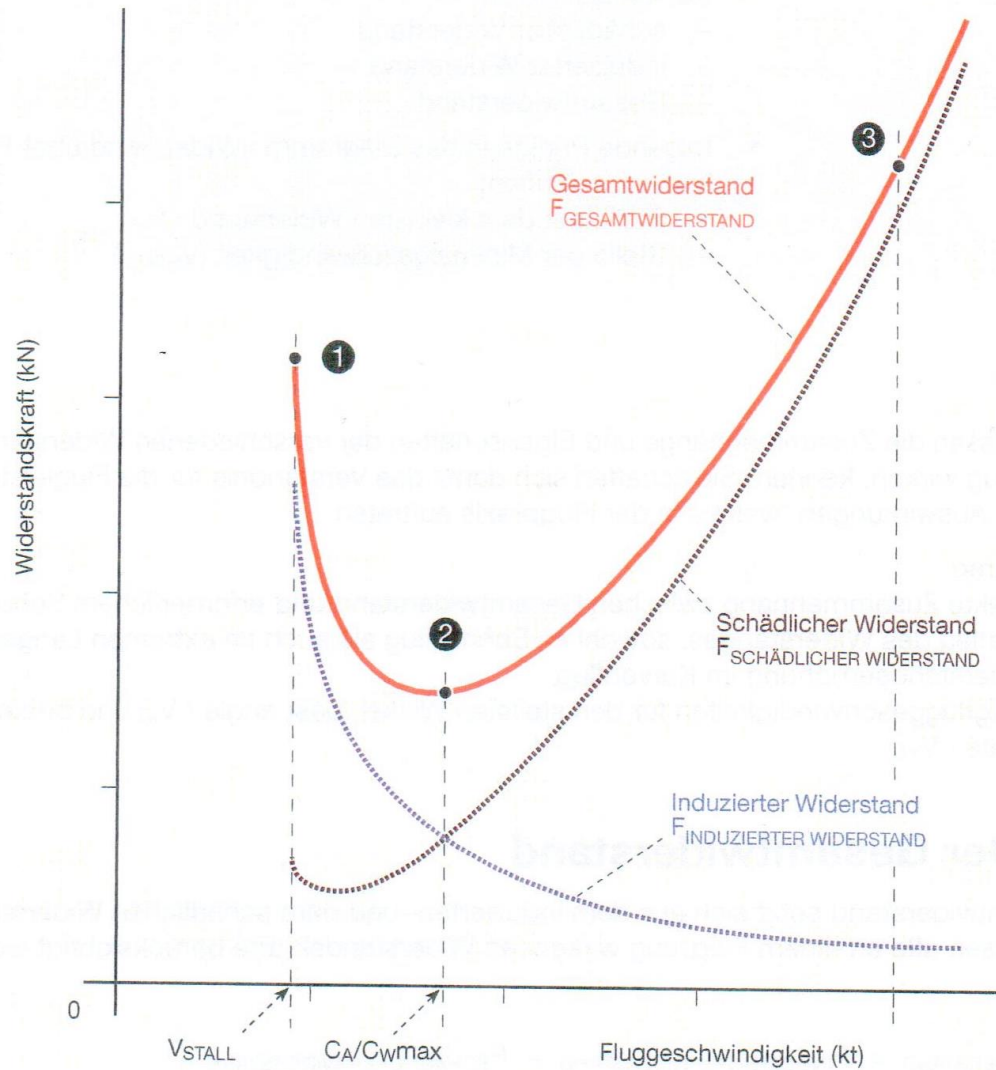
Gesamtwiderstand eines Flugzeuges

Die Berechnung des gesamten Luftwiderstand eines Flugzeuges in Funktion der Geschwindigkeit ist nicht trivial. Vereinfachend kann angenommen werden, dass sich der Gesamtwiderstand aus zwei Hauptkomponenten zusammensetzt:

- Dem **schädliche Widerstand** als dem Luftwiderstand, der quasi durch die Frontfläche des Flugzeuges verursacht wird. **Er steigt mit dem Quadrat der Geschwindigkeit an** (s. Formel zur Berechnung des Luftwiderstands)
- Dem **induzierten Widerstand**, der durch die Randwirbel entsteht und mit zunehmendem Anstellwinkel (zunehmende Druckdifferenz zwischen Flügelunter- und Oberseite) **also abnehmender Geschwindigkeit zunimmt**

Widerstandskräfte über Fluggeschwindigkeit

Das folgende Diagramm stellt die Abhängigkeit der drei Widerstandskräfte von der Fluggeschwindigkeit dar. Das Diagramm gilt für den Horizontalflug, bei welchem die beiden Kräfte Auftrieb und Widerstand gleich gross sind.



- Im Schnellflug besteht der Hauptanteil des Gesamtwiderstandes aus dem schädlichen Widerstand.
- Im Langsamflug besteht der Hauptanteil des Gesamtwiderstandes aus dem induzierten Widerstand.

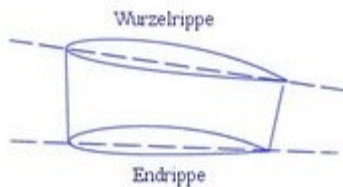
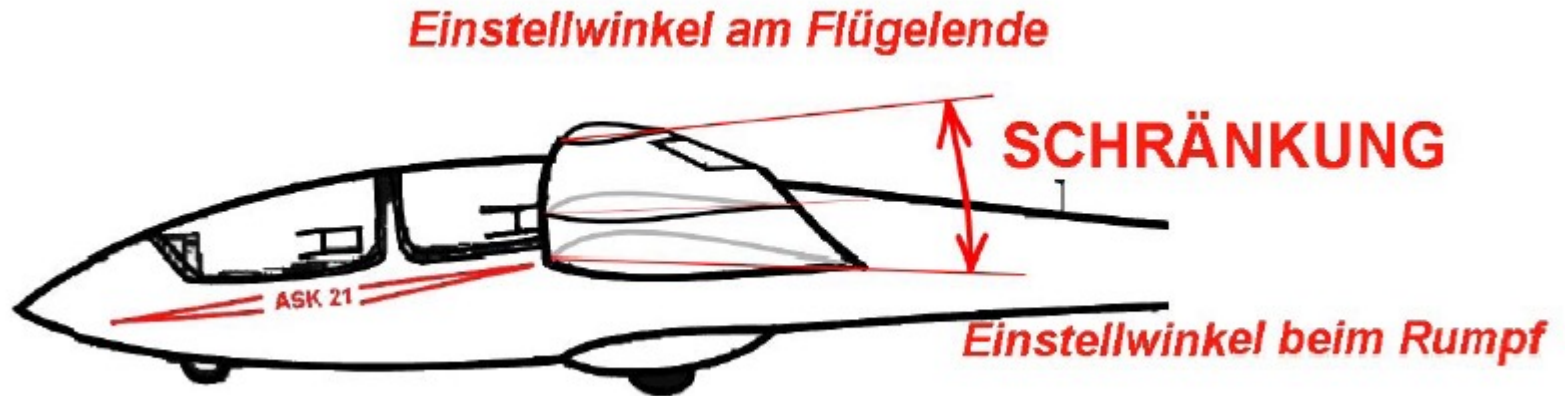
Auf der Kurve für den Gesamtwiderstand sind folgende Punkte von Interesse:

- 1 Widerstand bei der Minimalgeschwindigkeit (V_{STALL})
- 2 Punkt mit dem kleinsten Gesamtwiderstand. Diese Stelle entspricht dem grössten Verhältnis von Auftriebskoeffizient zu Widerstandskoeffizient (C_A/C_{Wmax}). Hier ist der induzierte Widerstand gleich gross wie der schädliche. Der Punkt definiert die Geschwindigkeit für den besten Gleitwinkel.
- 3 Widerstand bei hoher Fluggeschwindigkeit

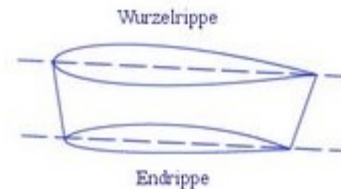
Aus dem Verlauf der Kurve für den Gesamtwiderstand lassen sich folgende Erkenntnisse ableiten:

1. Der Gesamtwiderstand nimmt mit hohen Fluggeschwindigkeiten stark zu
2. Der tiefste Punkt der Kurve für den Gesamtwiderstand entspricht der kleinsten Widerstandskraft
3. Bei der Minimalgeschwindigkeit (V_{STALL}) ist der Gesamtwiderstand **nicht** am kleinsten. Ursache dafür ist der starke Anstieg des induzierten Widerstandes bei kleinen Geschwindigkeiten

Flügelschränkung



Geometrische Schränkung



Aerodynamische Schränkung

Was man wissen muss:

- Ursachen der Randwirbel
- Auswirkungen der Randwirbel
- Faktoren, die den induzierten Widerstand beeinflussen
- Definition des Einstellwinkels
- Definition und Gründe der Flügelschränkung

Ende Teil 1 Aerodynamik



Teil 2, Flugmechanik

6. Der Geradeausflug

7. Der Kurvenflug

8. Strömungsabriss und Trudeln

9. Die Steuerung

10. Stabilität

11. Bemerkungen zum Propeller

Der Geradeausflug

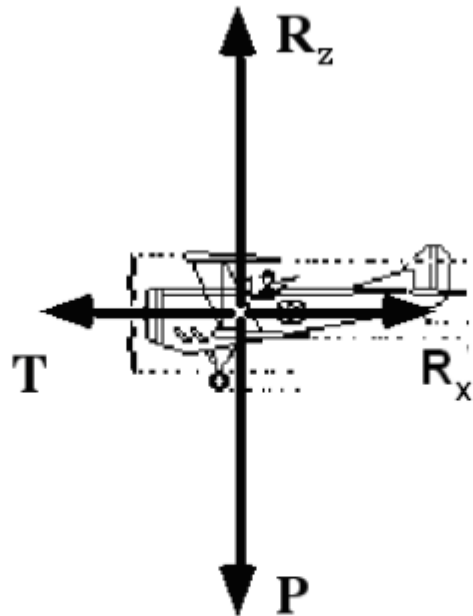


Fig. 1: Kräftegleichgewicht beim stationären Horizontalflug

Der Auftrieb gleicht bei verschiedenen grossen Geschwindigkeiten das Gewicht aus. Wie wir aus der Formel

$$R_z = C_z \cdot \frac{\rho}{2} \cdot v^2 \cdot S$$

entnehmen, hängt die Grösse R_z von den Werten v und C_z ab. Und R_z muss im stationären Geradeausflug dem Wert P entsprechen.



Der Geradeausflug

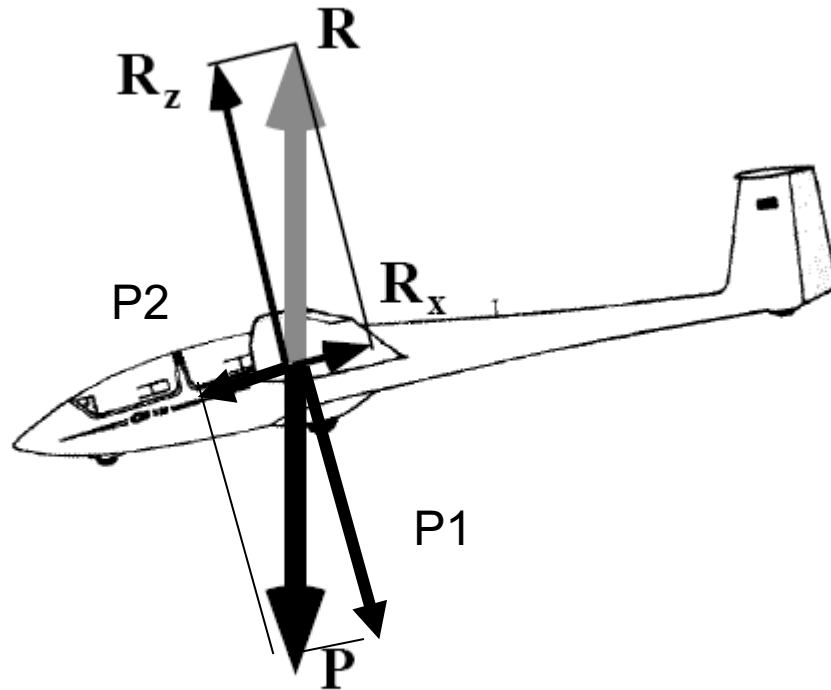
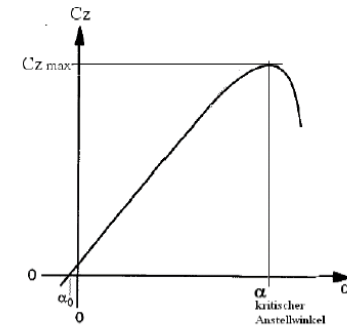


Fig. 2: Kräftegleichgewicht beim stabilisierten Gleitflug



Figur 6: Der Auftriebskoeffizient in Funktion des Anstellwinkels.
Er steigt mit dem Anstellwinkel. Ab dem kritischen Anstellwinkel vermindert er sich und verschwindet dann.

Die Geschwindigkeitspolare

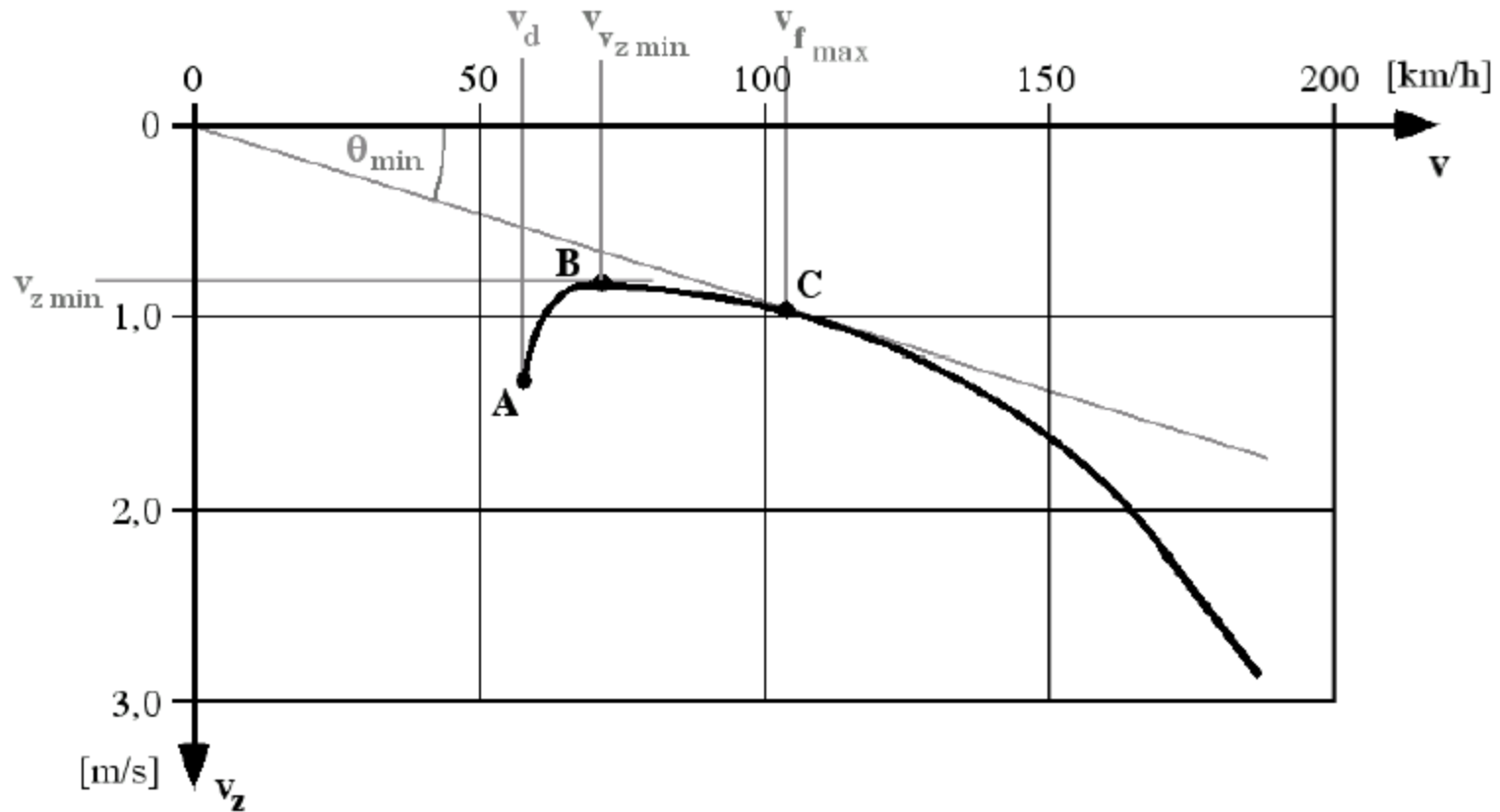


Fig. 3: Geschwindigkeitspolare.

Die Geschwindigkeitspolare

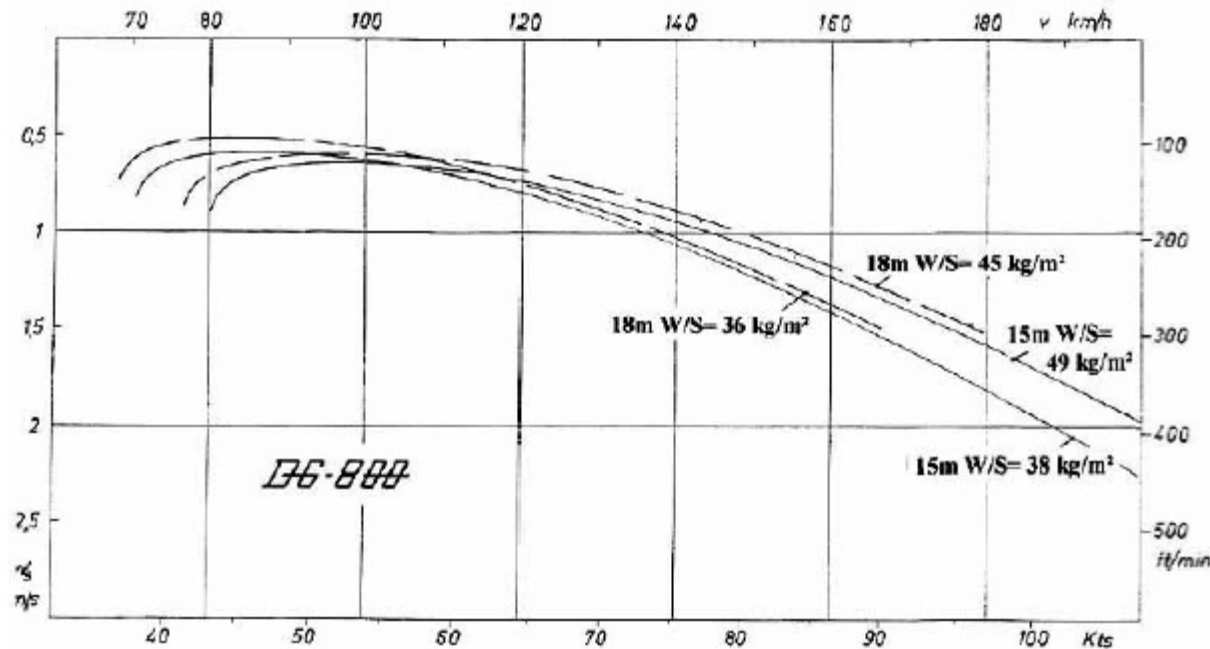


Fig. 4: Polare DG-800

Werte für 15 und 18 m Spannweite. Ebenso für unterschiedliche Flächenbelastungen (hier mit W/S gekennzeichnet).

Was wir wissen müssen:

Bewegungsgesetze:

Kräftegleichgewicht (Resultierende ist Null)



Keine Änderung der Bewegung

Kräfteungleichgewicht (Resultierende ist nicht Null)



Die Geschwindigkeit ändert (Intensität oder Richtung).

Stationärer Horizontalflug

Für alle Geschwindigkeiten herrscht beim stationären Horizontalflug Kräftegleichgewicht (Resultierende ist Null).

Gleichgewicht der Kräfte im Gleitflug

Auftrieb und Widerstand gleichen das Gewicht aus.

Geschwindigkeitspolare

Charakteristische Punkte der Polare und Definition der Gleitzahl

Teil 2, Flugmechanik

6. Der Geradeausflug

7. Der Kurvenflug

8. Strömungsabriss und Trudeln

9. Die Steuerung

10. Stabilität

11. Bemerkungen zum Propeller

Kurvenflug, Zentripetalkraft



$$F_Z = \frac{m \cdot v^2}{r}$$

Kurvenflug, Zentripetalkraft

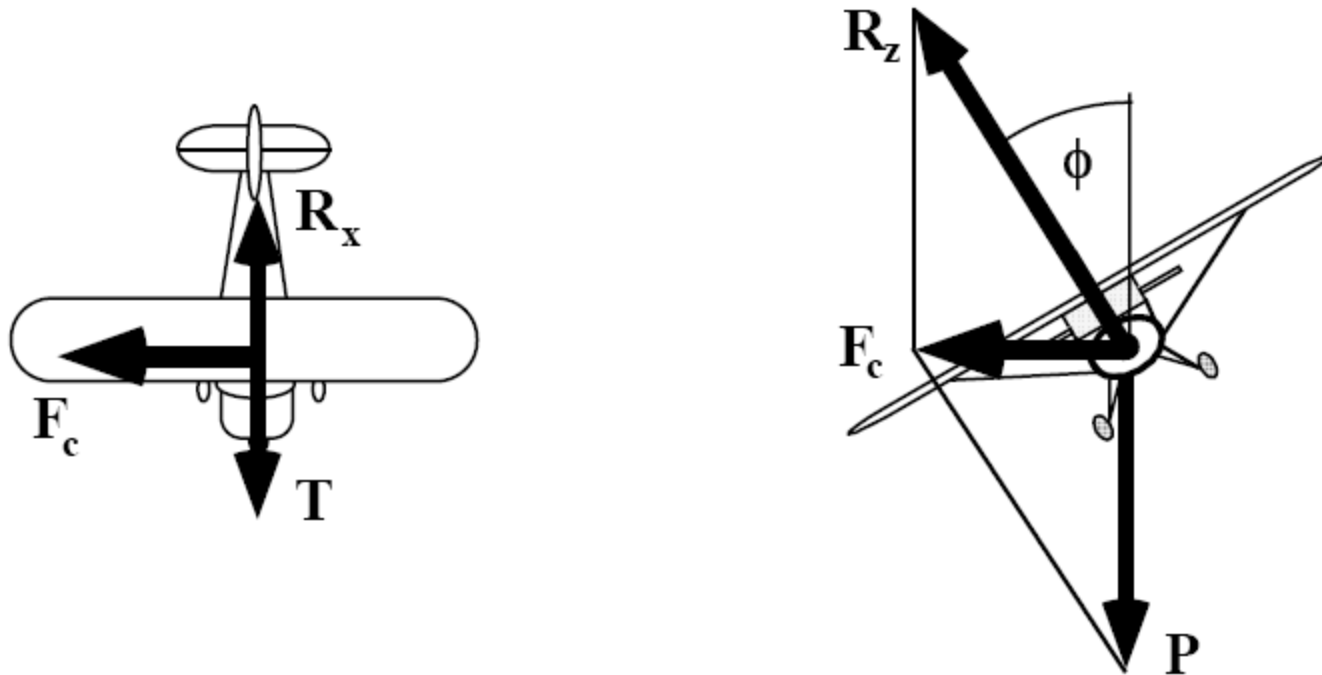


Fig. 1: Kräfte, die beim gleichförmigen, horizontalen Kurvenflug auf das Flugzeug einwirken.

Von vorne gesehen (rechte Zeichnung) unterscheiden wir zwei Kräfte: Der Auftrieb R_z und das Gewicht P , die zusammen die Resultierende F_c ergeben, deren Kraft nach dem Kurveninnern wirkt. Diese Kraft nennt man Zentripetalkraft. In Flugrichtung (linke Zeichnung) gleicht der Schub T des Motors den Widerstand R_x aus.

Kurvenflug, Zentripetalkraft

Im Geradeausflug: Auftrieb = Gewicht

Im Kurvenflug: Der Auftrieb muss auch die Zentripetalkraft erzeugen

-> Erhöhen des Anstellwinkels, Auftrieb und Widerstand nehmen zu

-> Man spricht von Lastvielfachen (z.B. eine 2g Kurve)

Kurvenflug, Zentripetalkraft

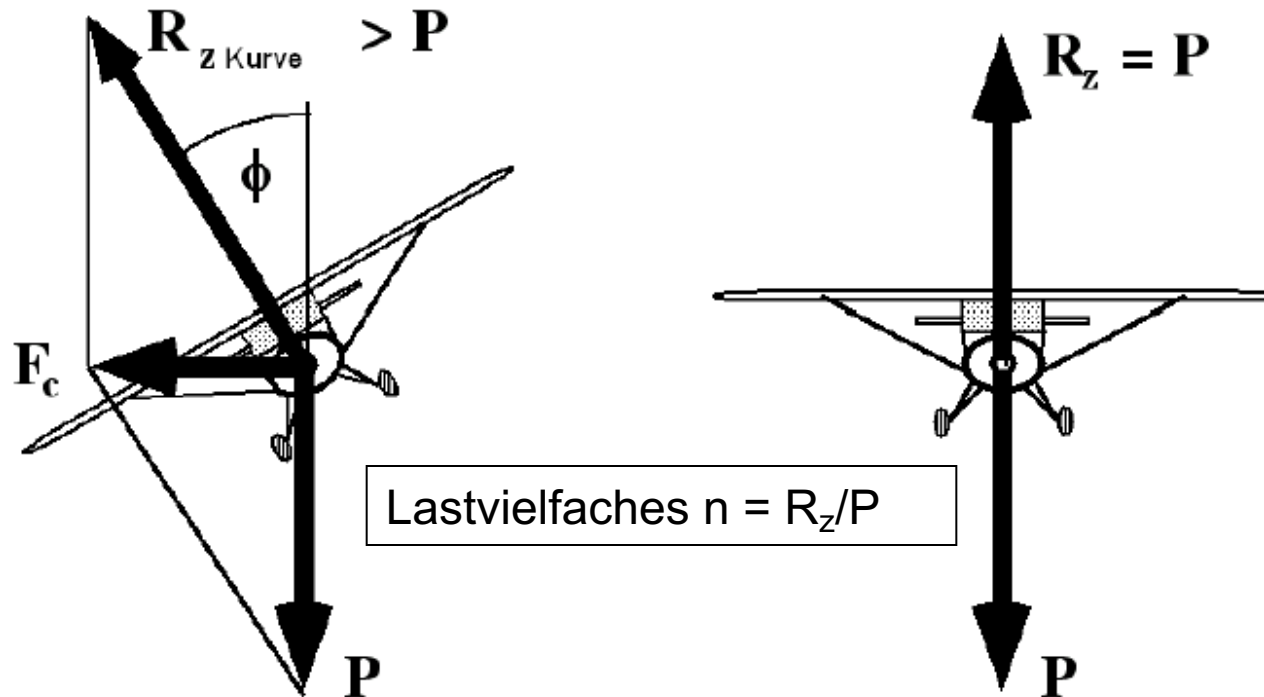


Fig. 2: Auftrieb beim Kurvenflug.

Er muss grösser sein als beim Geradeausflug, denn er muss nicht nur die Kraft erzeugen um das Gewicht auszugleichen, sondern zusätzlich die Zentripetalkraft aufbauen.

Kurvenflug, Lastvielfaches

	Lastvielfaches	nötige Auf- triebserhöhung
ϕ [°]	n	[%]
15	1.04	4
30	1.15	15
45	1.41	41
60	2.00	100
75	3.86	286

Vergrößerung $v_{\min}$

8%

19%

42%

Fig. 3: Lastvielfaches und Kurvenflug.

Hochziehen, Lastvielfaches

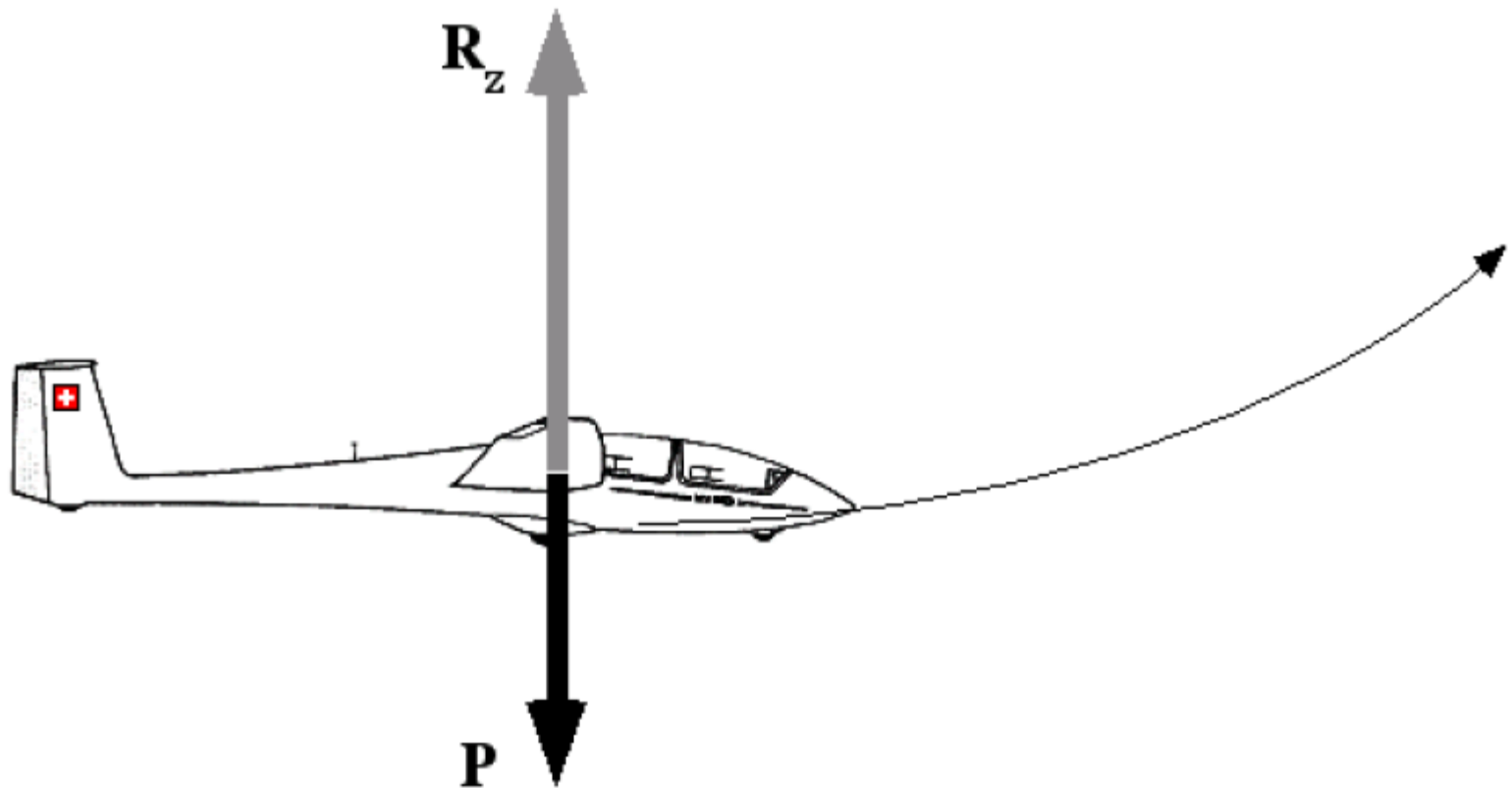


Fig. 4: Kräfte beim « Hochziehen ».

Hochziehen, Lastvielfaches

$$v_{d \text{ Kurvenflug}} = \sqrt{n} \cdot v_{d \text{ Gleitflug}}$$

Also: Im Kurvenflug und bei Hochziehen ist die Abreissgeschwindigkeit höher als beim Geradeausflug !

Kreisflugpolare

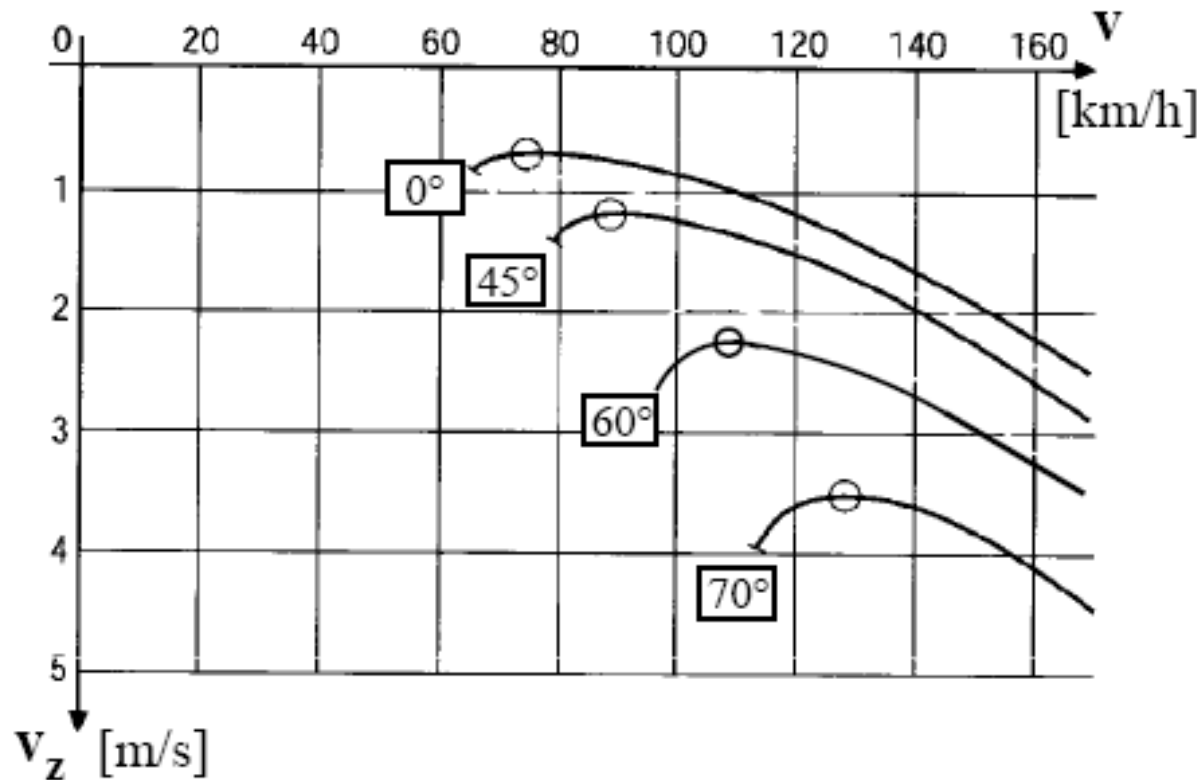


Fig. 5: Kurvenflugpolare.

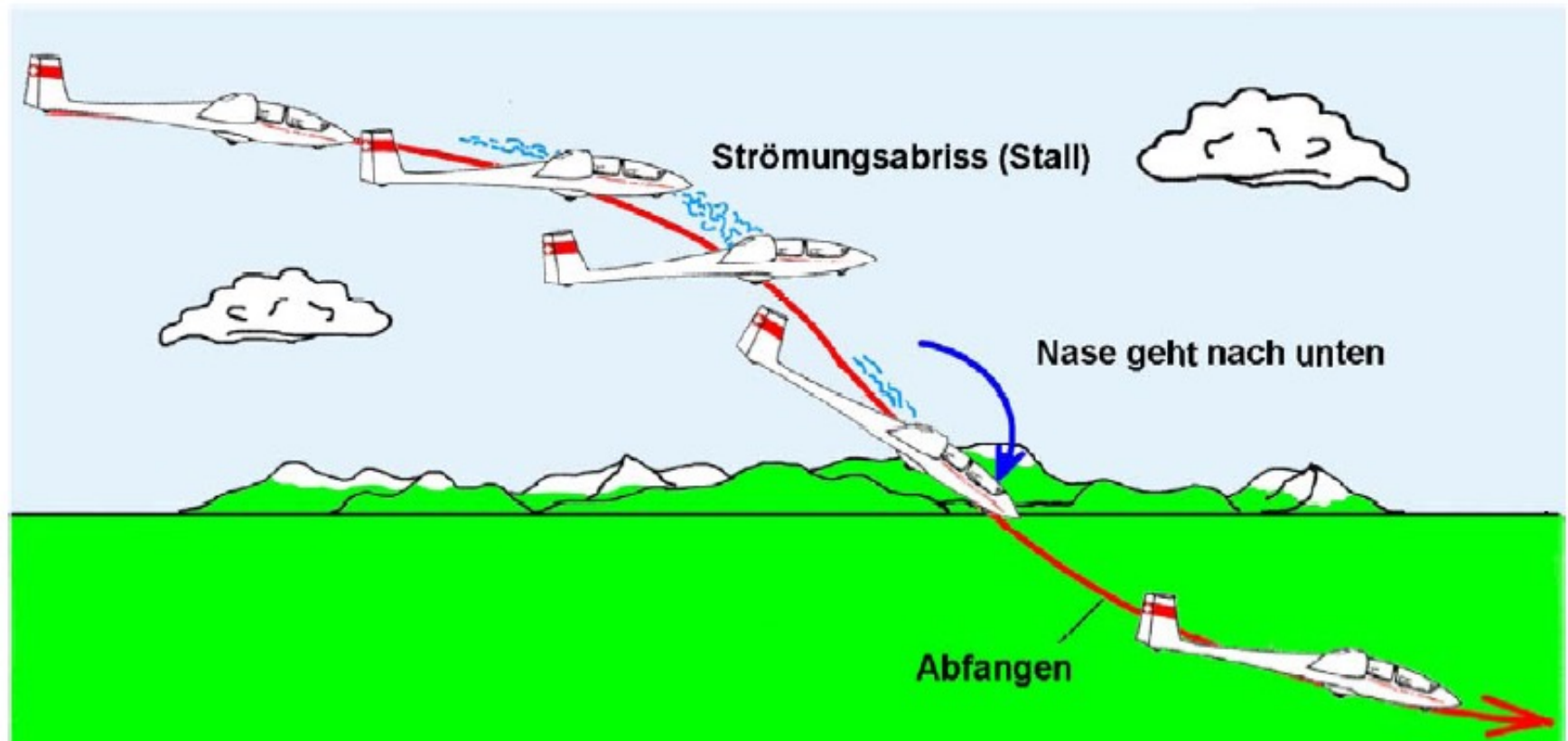
Was man wissen muss:

- Keine Formeln
- Die Kräfte im Kurvenflug
- Lastvielfaches im Kurvenflug
- Einfluss des Gewichtsfaktors auf die Abreissgeschwindigkeit.

Teil 2, Flugmechanik

- 6. Der Geradeausflug
- 7. Der Kurvenflug
- 8. Strömungsabriss und Trudeln
- 9. Die Steuerung
- 10. Stabilität
- 11. Bemerkungen zum Propeller

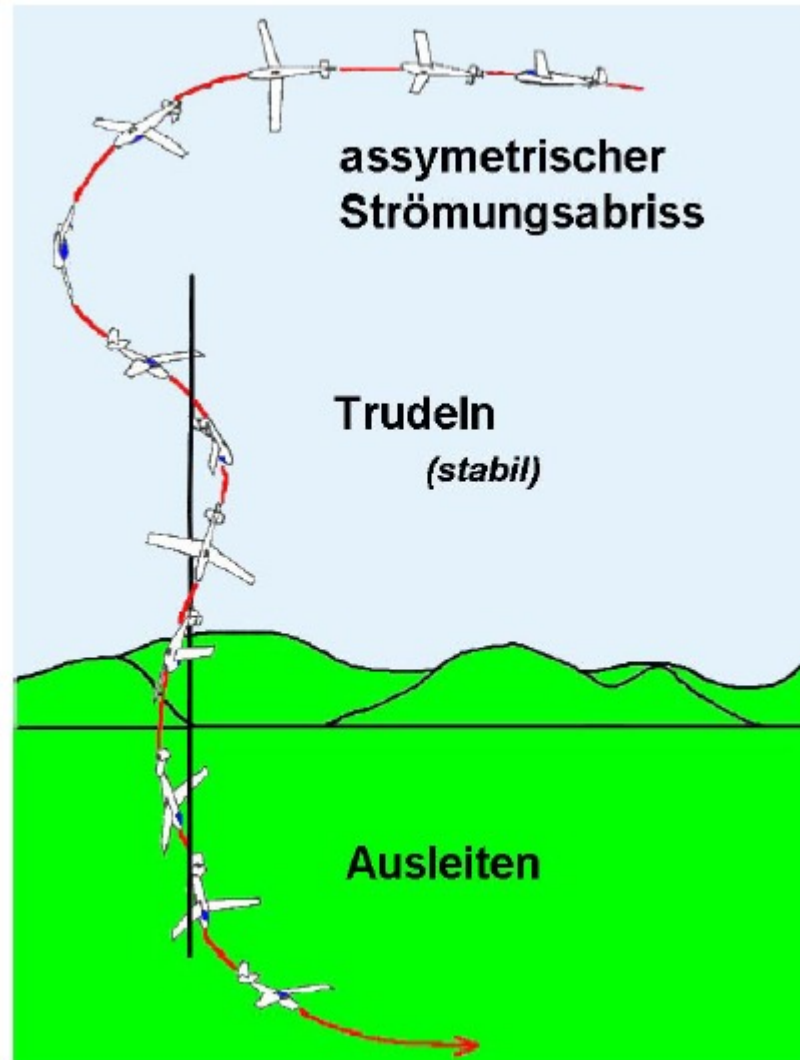
Strömungsabriss



Dynamischer Strömungsabriss

- Im Kurvenflug
- Beim Abfangen
- Durch vertikale Böen

Trudeln



Was man wissen muss:

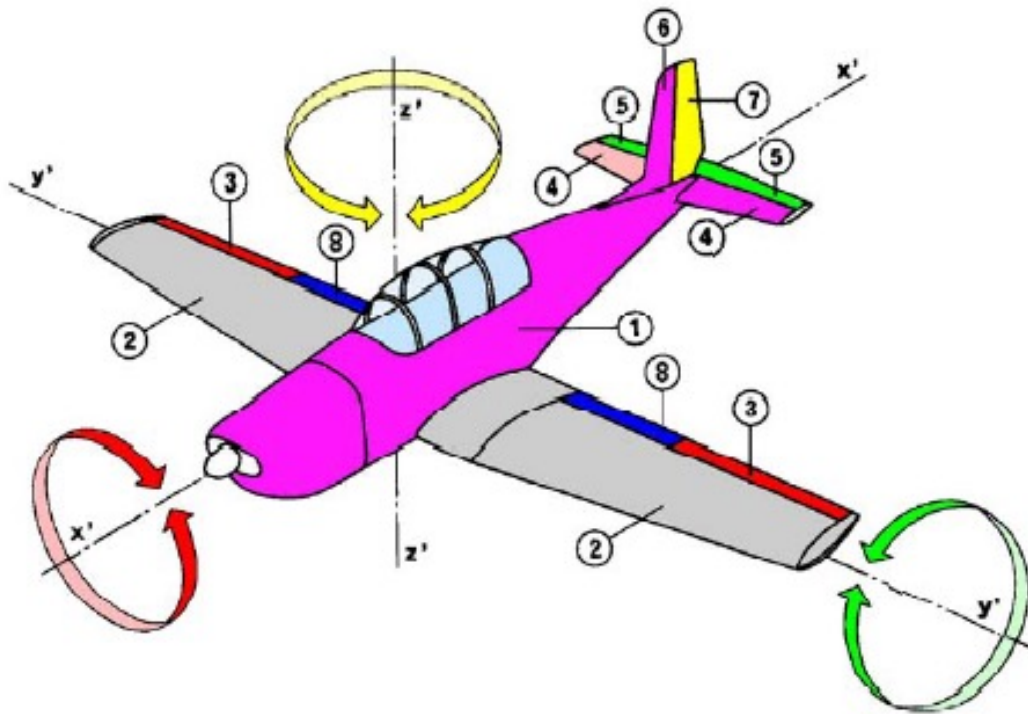
- kritischer Anstellwinkel
- Verhalten in überzogenem Flugzustand
- Erkennen des Trudelns

Teil 2, Flugmechanik

- 6. Der Geradeausflug
- 7. Der Kurvenflug
- 8. Strömungsabriss und Trudeln
- 9. Die Steuerung
- 10. Stabilität
- 11. Bemerkungen zum Propeller

Die Steuerung

- Mit dem Höhensteuer um seine Querachse
- mit den Querrudern um seine Längsachse und
- mit dem Seitensteuer um seine Hochachse.



$x'-x'$: Längsachse

$y'-y'$: Querasche

$z'-z'$: Hochachse

1 : Rumpf

2 : Flügeln

3 : Querruder

4 : *plan fixe horizontal*

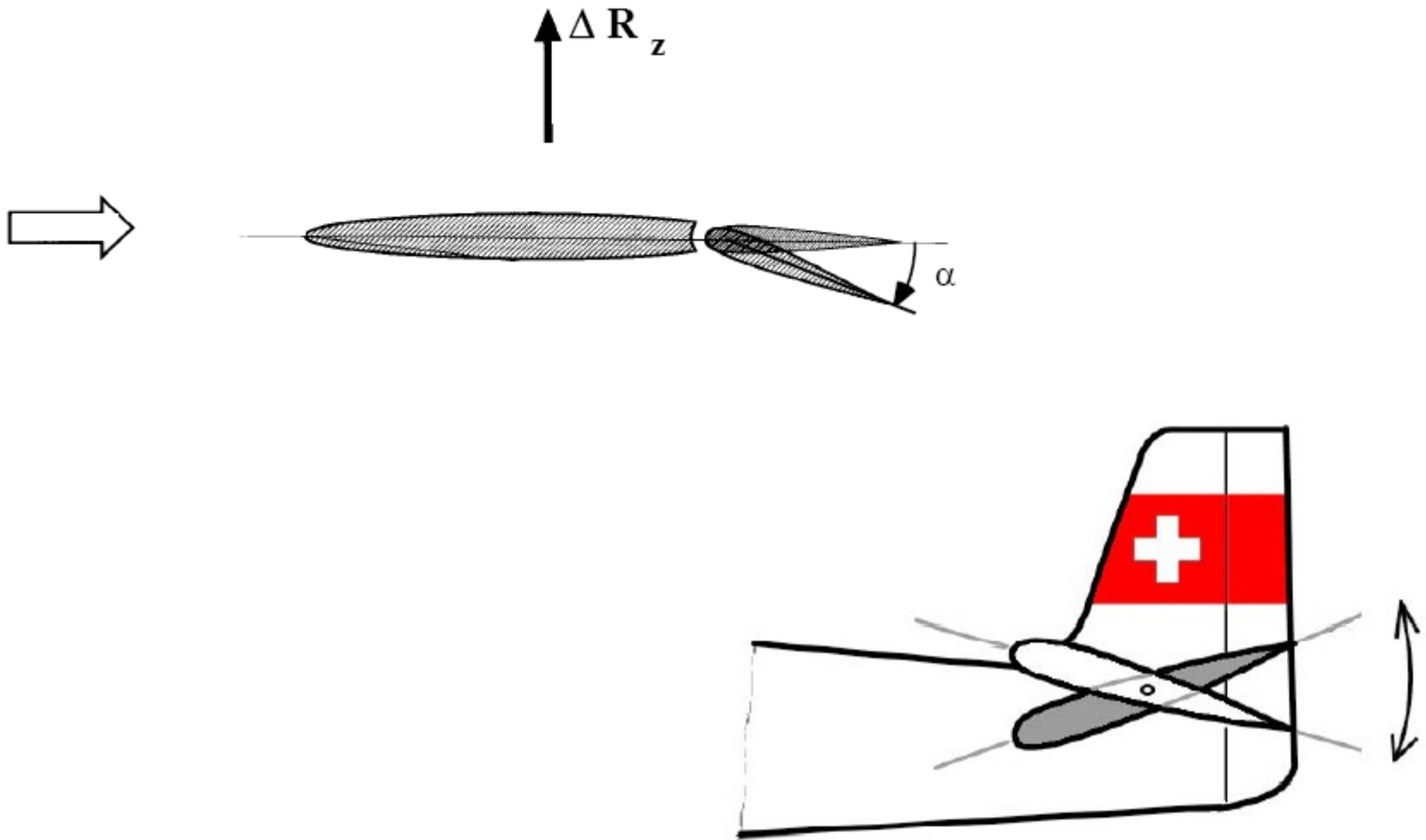
5 : Höhenruder

6 : *plan fixe vertical*

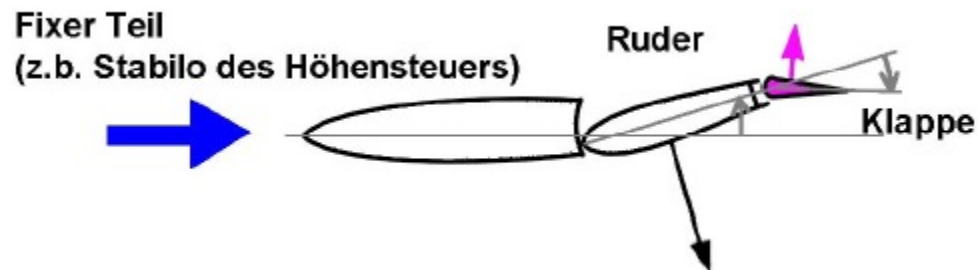
7 : Seitenruder

8 : Landeklappen (Flaps)

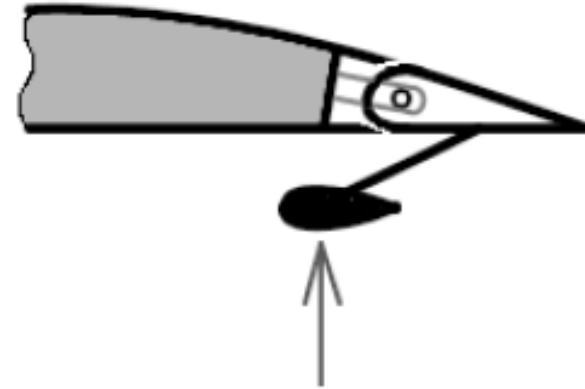
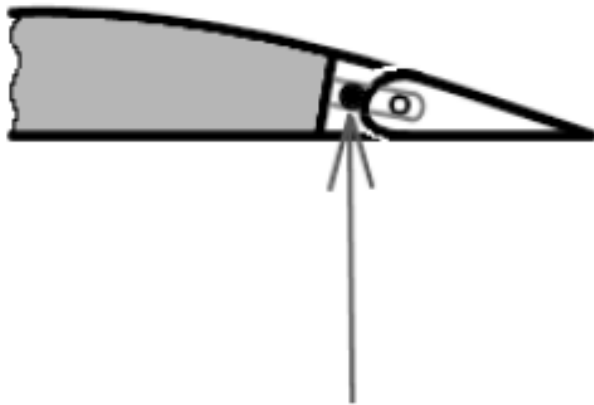
Funktion der Steuerelemente



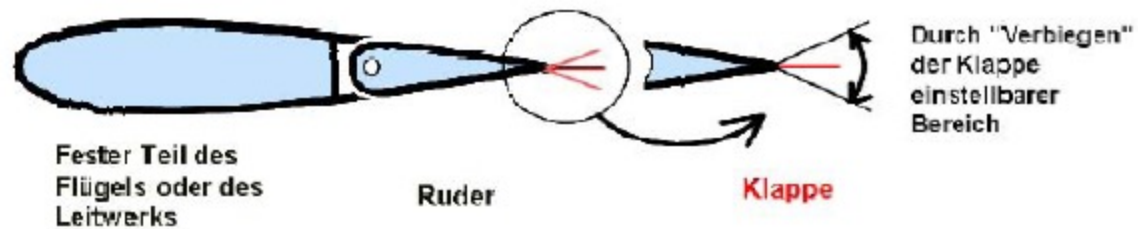
Ausgleich des Steuerdrucks



Ausgleich der Masse



Trimmung



Oder: Federtrimmung!

Sekundäre Steuerelemente

Wölbklappen

Negativer Ausschlag: für hohe Geschwindigkeiten



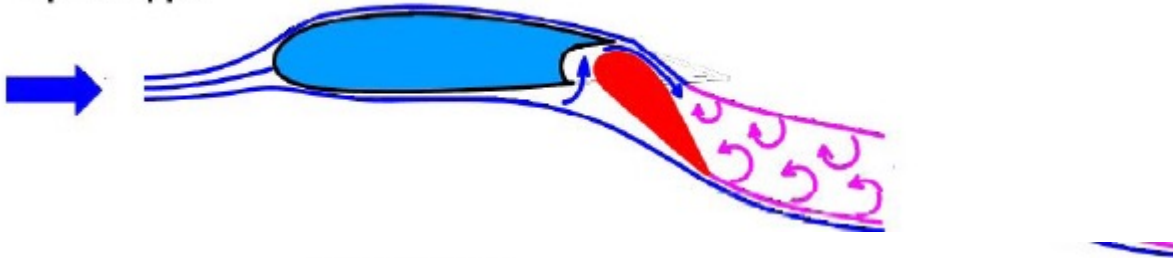
Sekundäre Steuerelemente

Wölbklappen

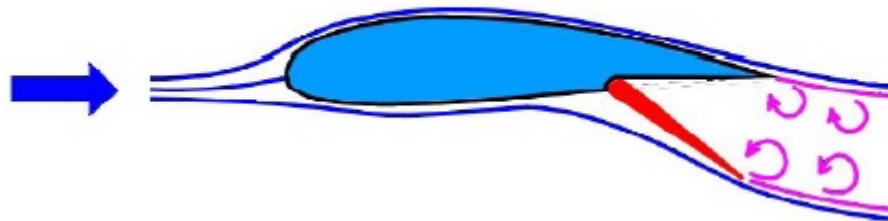


Diverse Auftriebshilfen (Motorflug)

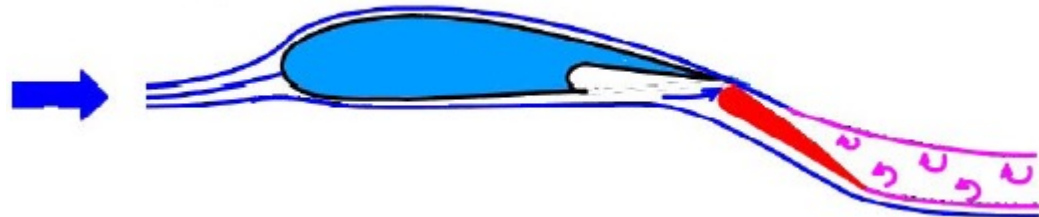
Spaltklappe



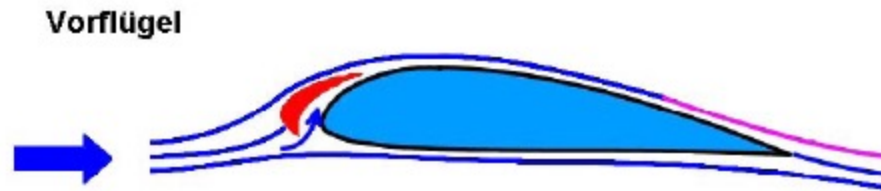
Spreizklappe



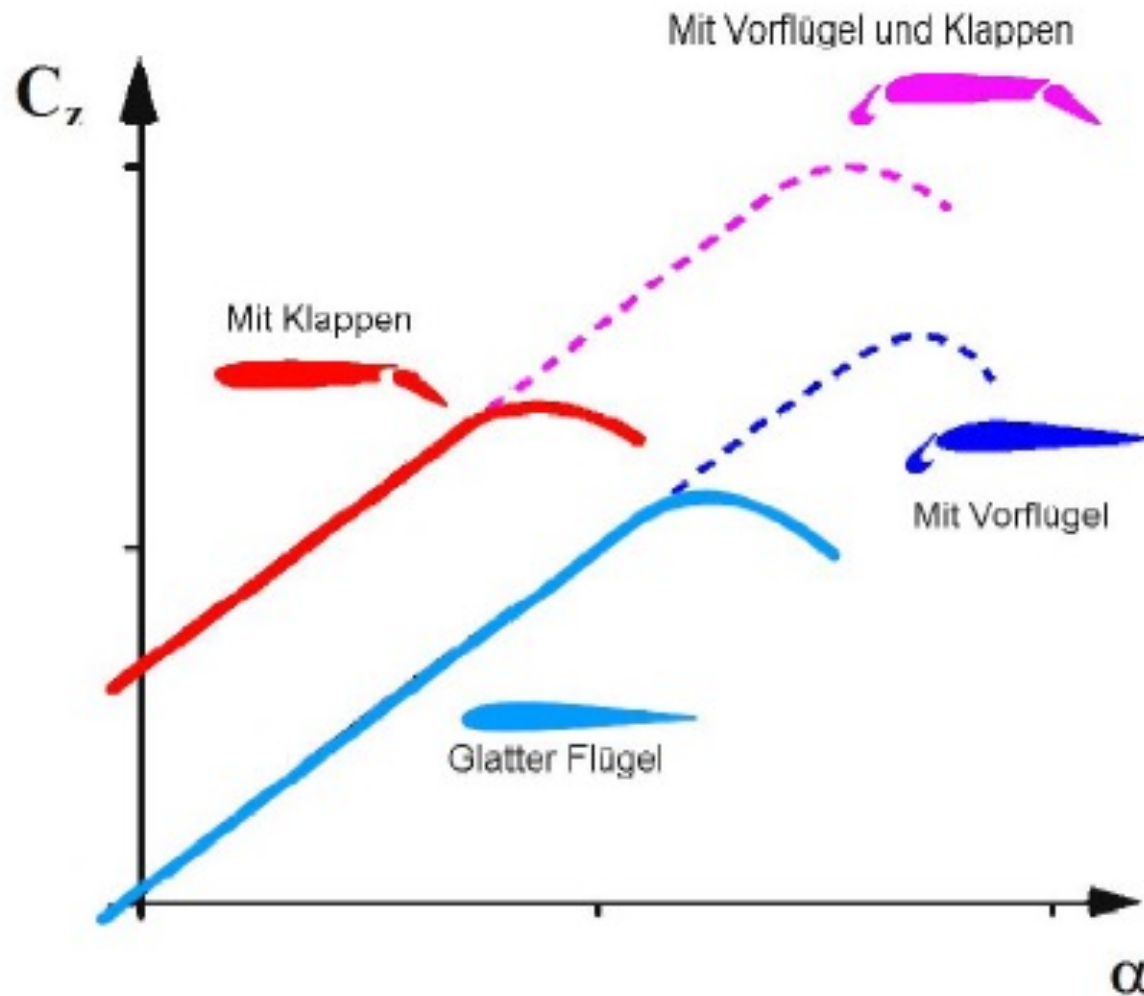
Fowler Klappe



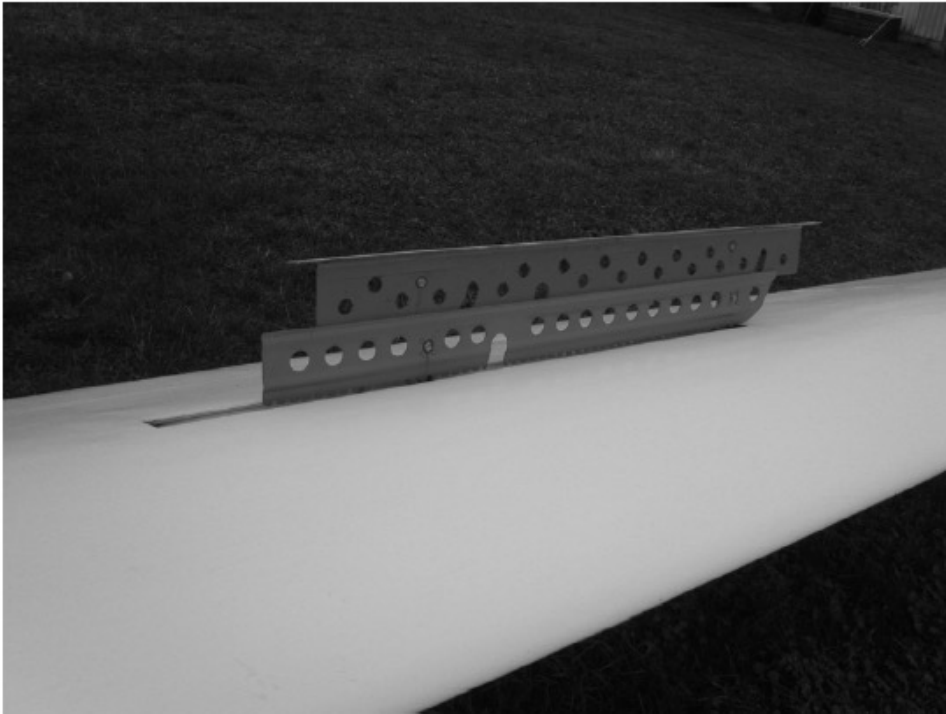
Diverse Auftriebshilfen (Motorflug)



Diverse Auftriebshilfen (Motorflug)



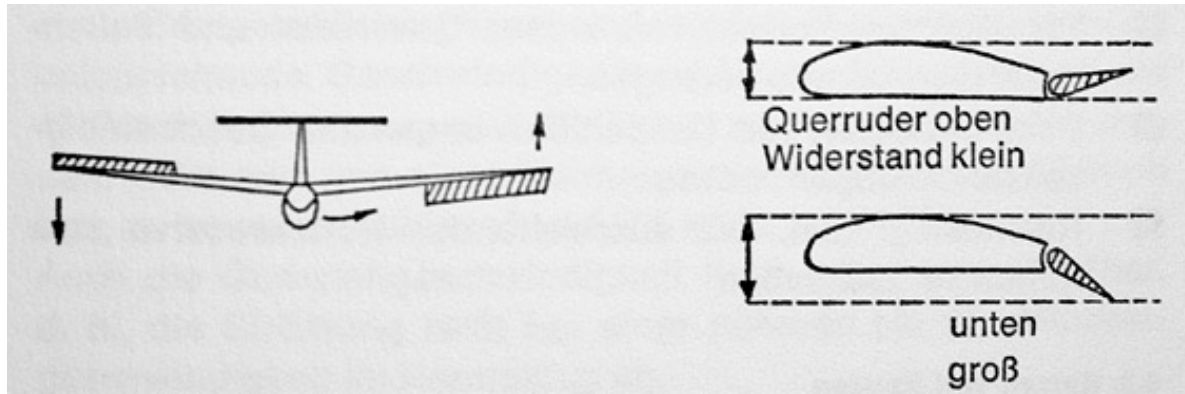
Bremsklappen



Besonderheiten

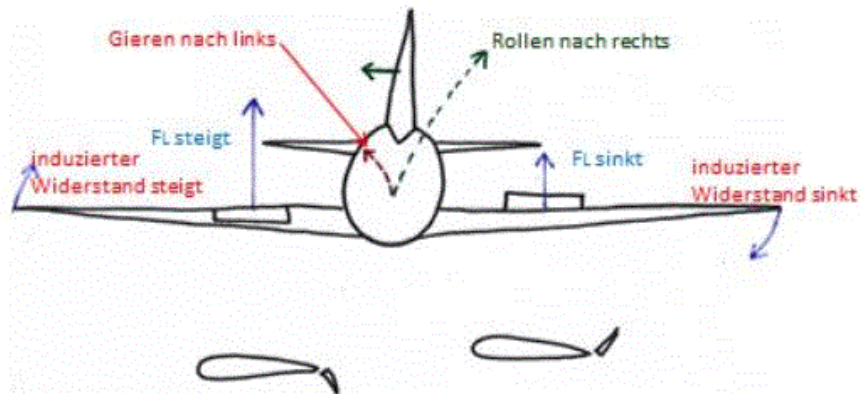
- Negatives Wendemoment
- Wenderollmoment
- Induziertes Drehmoment

Negatives Wendemoment



Zwei Effekte:

- Frontwiderstand der Ruder (bei Ausschlag nach unten mehr als nach oben)
- Induzierter Widerstand (Differenz links, rechts)



Abhilfe: Differenzierter Ruderausschlag (nach oben mehr als nach unten)

Wenderollmoment (Gierrollmoment)

Durch das **Gieren** (Ausschlag Seitenruder) wird ein Flügel Stärker und der andere schwächer angeblasen. An einem Flügel entsteht ein zusätzlicher Auftrieb und am anderen Abtrieb. Dadurch entsteht ein Moment um die Längsachse, das als Gier oder Wenderollmoment bezeichnet wird. Es ist positiv wenn es die eingeleitete Gierbewegung unterstützt.

Ein Wenderollmoment tritt auch beim **Kreisen** auf. Der Kurvenäussere Flügel hat im Mittel eine höhere Geschwindigkeit als der innere Flügel. Das Flugzeug will die Querlage erhöhen und muss durch Gegenquerruder «gestützt» werden.

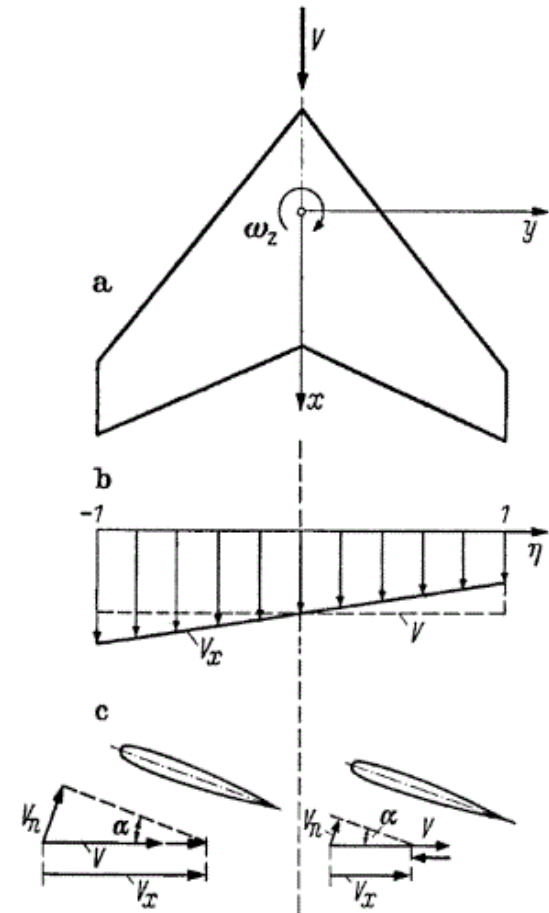


Abb. 7.74.
Zur Aerodynamik des gierenden Flügels.
a) Flügelgrundriß; b) Geschwindigkeitsverteilung; c) resultierende Anströmrichtung der beiden Flügelhälften.

Induziertes Drehmoment

Das induzierte Drehmoment entsteht durch den grösseren Widerstand des Kurvenausenflügels (höhere Geschwindigkeit) und führt dazu, dass das Flugzeug „nicht weiterdrehen will“.

Wird durch einen ständigen leichten Seitenruderausschlag in Drehrichtung behoben.

Insbesondere bei Flugzeugen mit grosser Spannweite (18m und mehr) führen das Wenderollmoment und das induzierte Drehmoment im stabilen Kurvenflug zu leicht gekreuzten Rudern (Querruder leicht nach aussen, «stützen» damit die Querlage nicht immer steiler wird, etwas Fuss in Drehrichtung, damit das Flugzeug das Drehen beibehält).

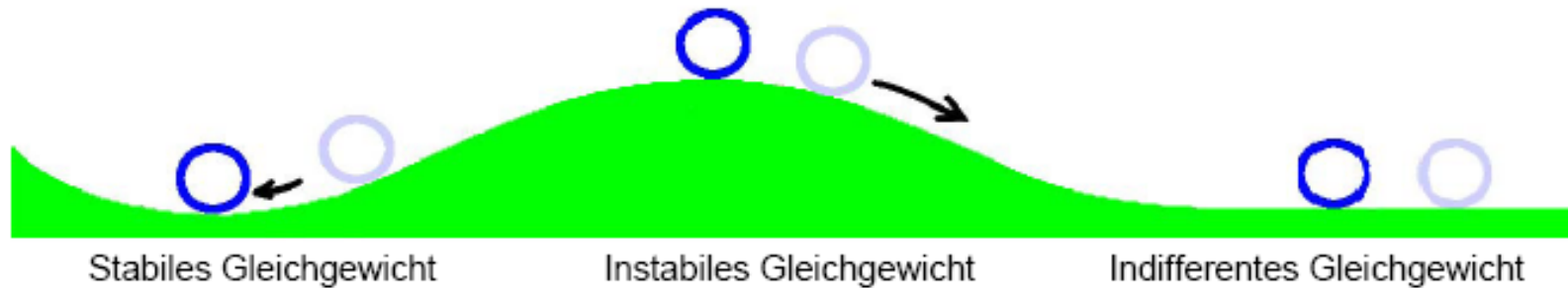
Was man wissen muss:

- Definitionen: Achsen, Steuerung und Bewegungen des Flugzeugs.
- Grundsätze der Wirkung der Steuerung
- die verschiedenen Auftriebshilfen kennen
- die Anwendungsgebiete der verschiedenen Auftriebshilfen kennen
- Verständnis des negativen Wendemoments

Teil 2, Flugmechanik

- 6. Der Geradeausflug
- 7. Der Kurvenflug
- 8. Strömungsabriss und Trudeln
- 9. Die Steuerung
- 10. Stabilität
- 11. Bemerkungen zum Propeller

Stabilität



Ein Flugzeug ist im **Gleichgewicht**, wenn sich die angreifenden Kräfte aufheben und die Summe aller Drehmomente null ist.

Es ist **Stabil**, wenn es nach einer Störung wieder in den Gleichgewichtszustand zurückkehrt.

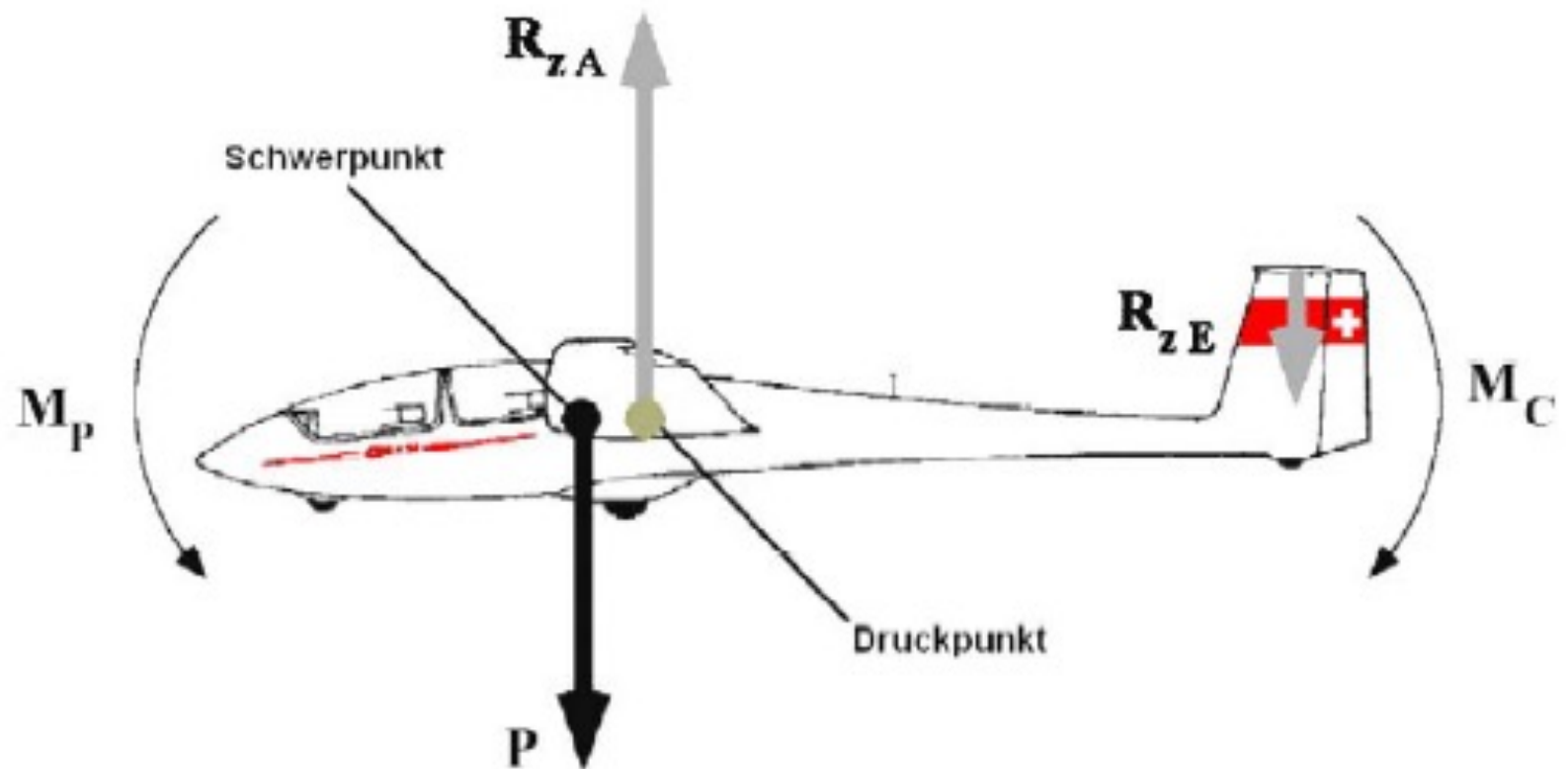
Statische Stabilität

Dynamische Stabilität

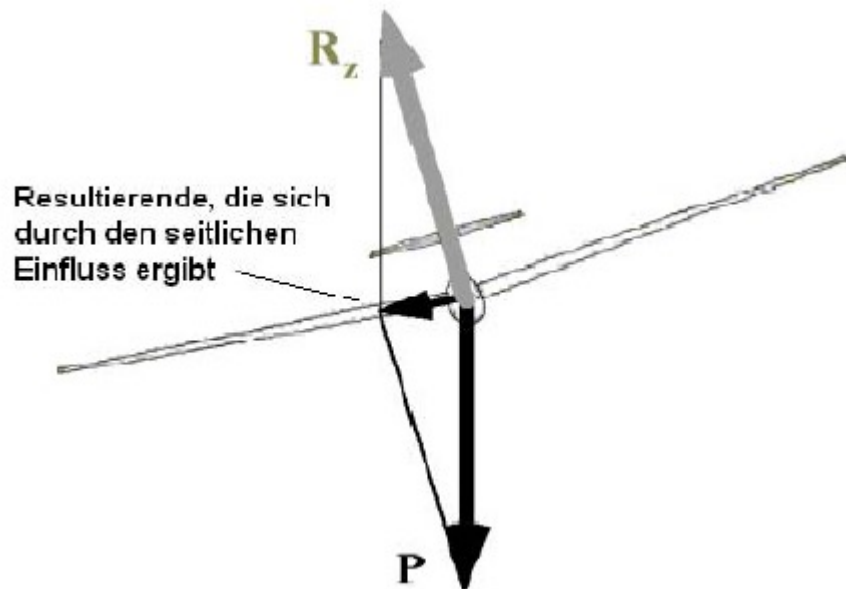
Stabilität mit blockierter Steuerung

Stabilität mit freier Steuerung

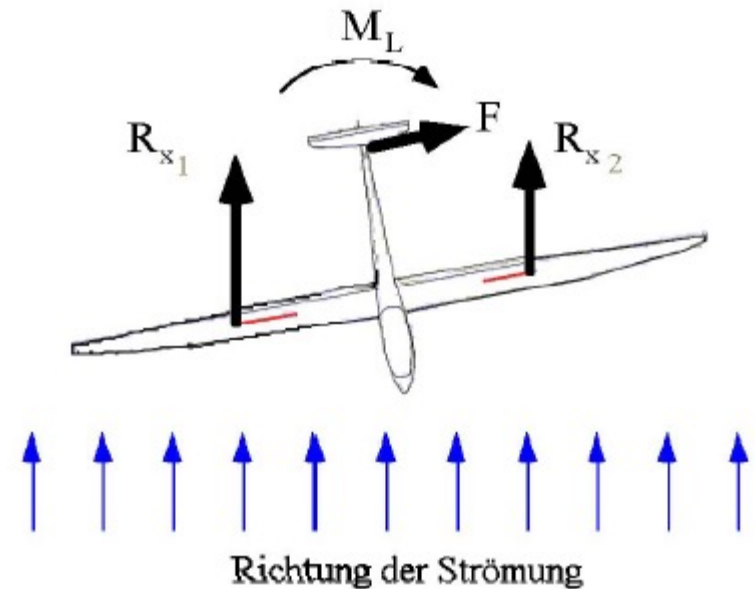
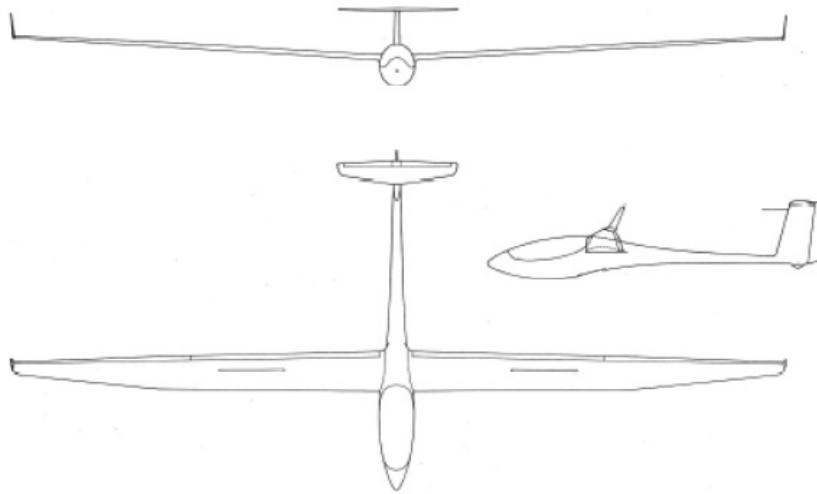
Stabilität um die Querachse



Stabilität um die Längsachse



Stabilität um die Hochachse



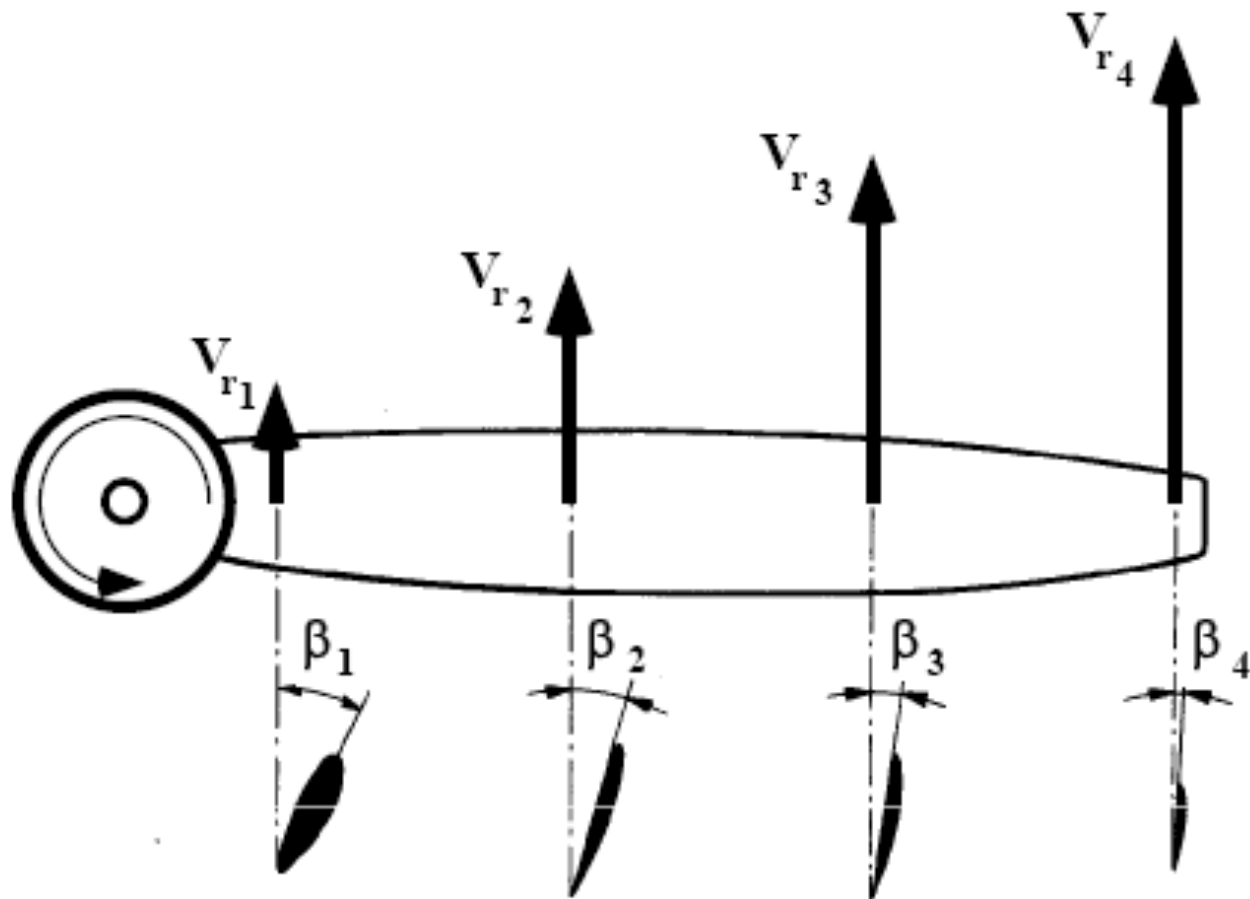
Was man wissen muss:

- Bedeutung der Begriffe Stabilität und Gleichgewicht
- Beschreiben der verschiedenen Stabilitätszustände
- Die wichtigsten Faktoren, welche diese Stabilitäten beeinflussen

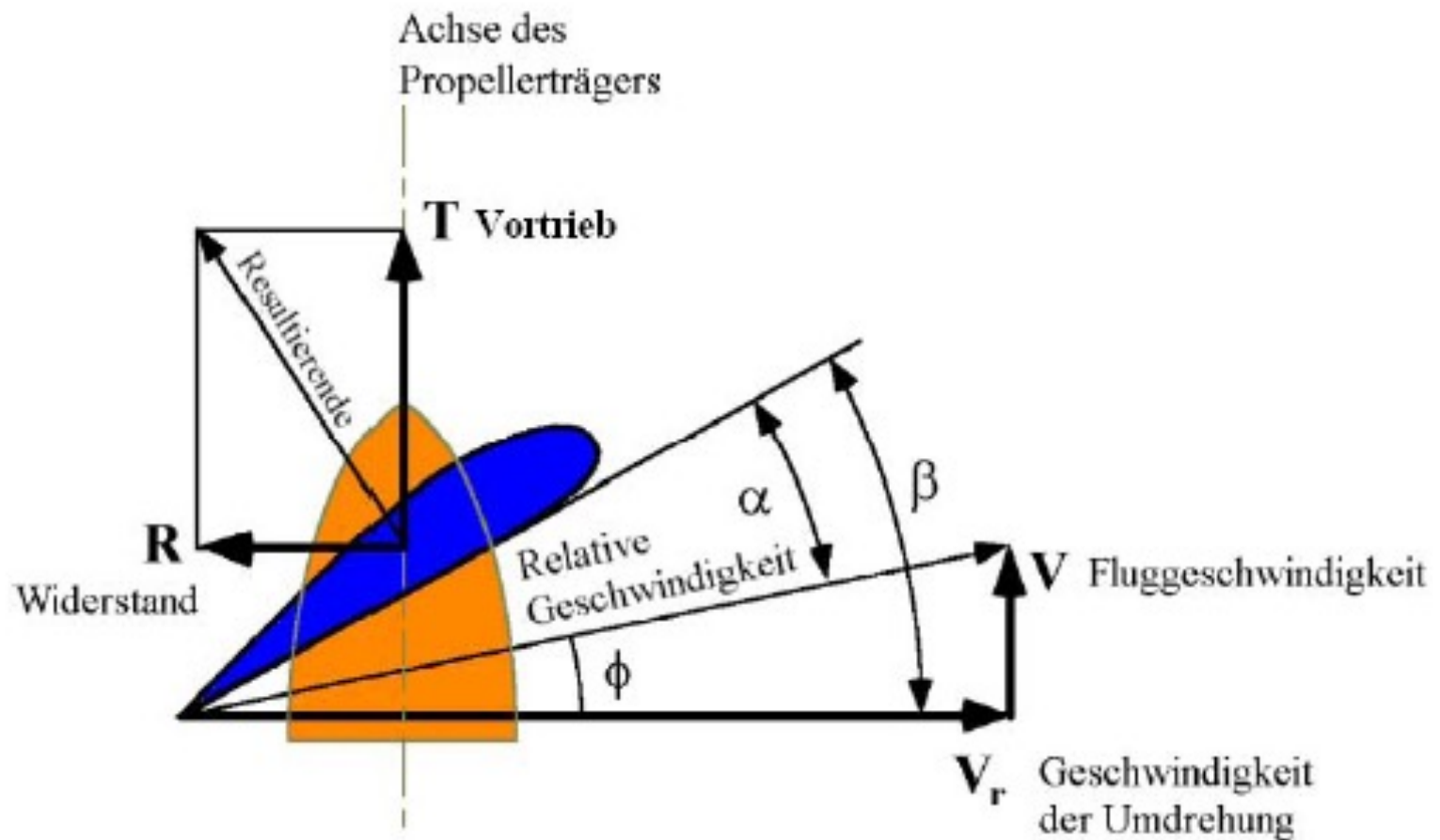
Teil 2, Flugmechanik

- 6. Der Geradeausflug
- 7. Der Kurvenflug
- 8. Strömungsabriss und Trudeln
- 9. Die Steuerung
- 10. Stabilität
- 11. Bemerkungen zum Propeller

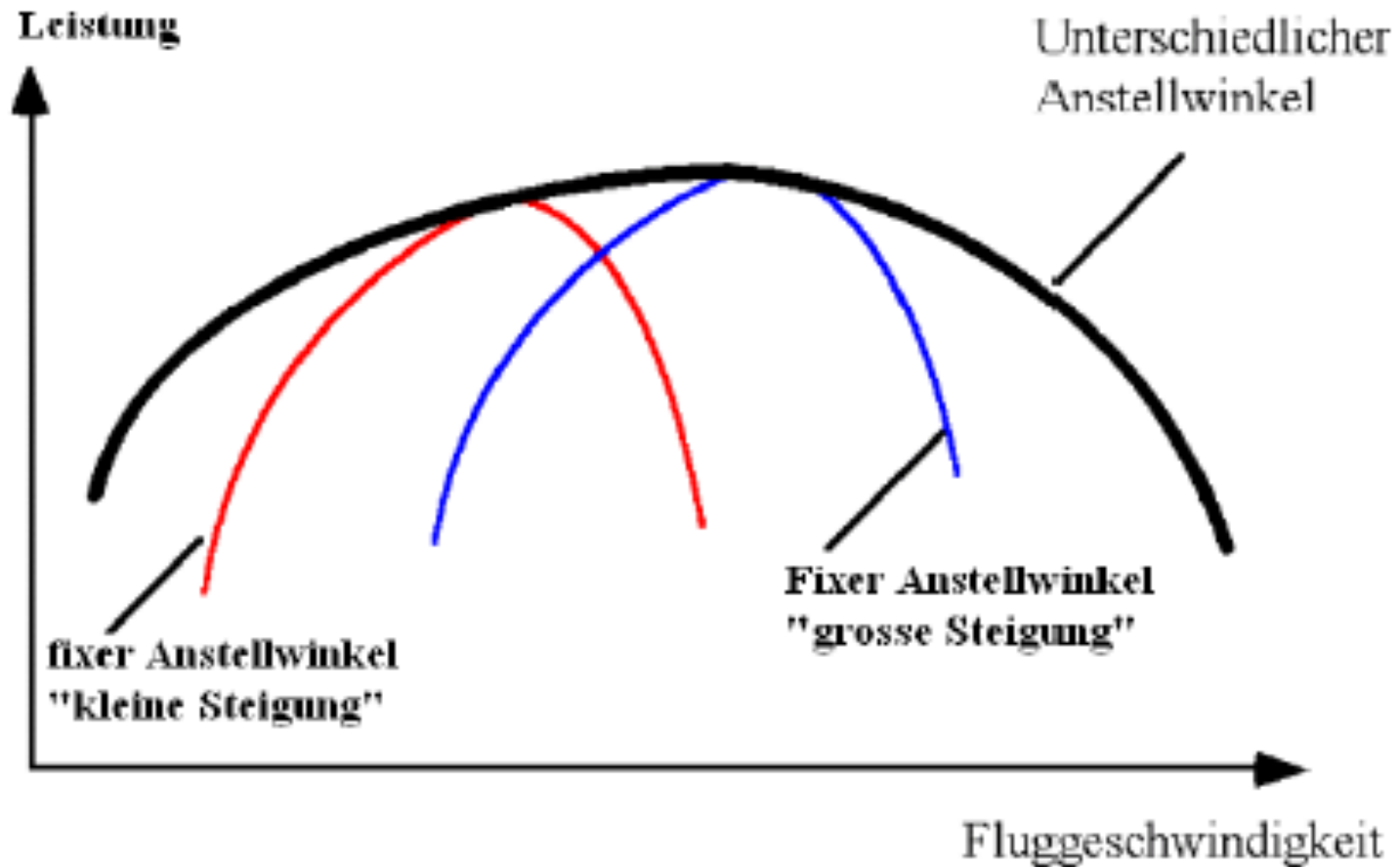
Propeller



Propeller



Propeller







Ende Teil 2 Flugmechanik



Viel Spass bei der Ausbildung

