

# 1. Aufbau eines Gleitschirms

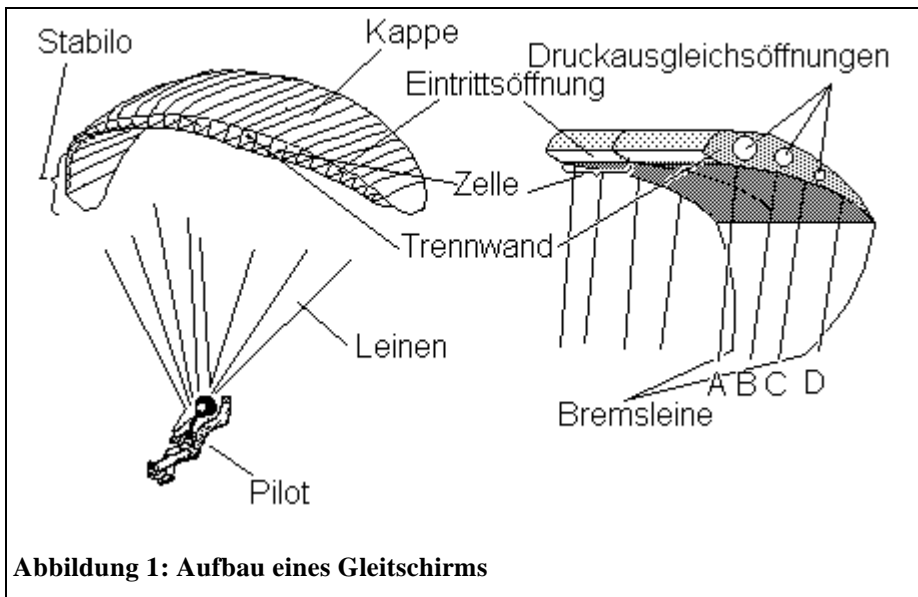


Abbildung 1: Aufbau eines Gleitschirms

Ein Gleitschirm besteht im wesentlichen aus folgenden Teilen:

◆ Die *Kappe* (auch *Segel*, *Schirm* usw. genannt) besteht aus *Polyester* oder *Polyamid* (=Nylon). Eine Imprägnierung sorgt für die Luftundurchlässigkeit des Tuches.

◆ *Leinen* und *Tragegurte* verteilen das Körpergewicht möglichst gleichmäßig auf die Kappe. Die Leinen sind in fünf Ebenen angeordnet (siehe Abb. 1) und werden als *A*, *B*, *C*, *D*-Leinen und als *Bremsleinen* bezeichnet. Bei den meisten Gleitschirmmodellen sind die Leinen im oberen Teil gegabelt, um den *Reibungswiderstand* so gering wie möglich zu halten. Die Leinen einer Gruppe (*A*, *B*, *C*, *D*) werden je nach Modell in zwei bis vier Haupttragegurte zusammengefaßt. Leinen sind meist Kern-Mantel-Konstruktionen, wobei der Kern, also der tragende Teil einer Leine, aus *Polyethylen* (=Dyneema) oder *Aramidfaser* (=Kevlar) hergestellt ist; der Mantel schützt den Kern und besteht aus ähnlichen Materialien.

◆ Die zwei *Bremsleinen* werden zuerst durch jeweils eine Öse geführt und gabeln sich zur Kappe hin einige Male, damit exakte Brems- und Richtungsmanöver erreicht werden. An ihren Enden sind sie mit der Hinterkante der Kappe fest verbunden.

◆ Weiters besteht ein Gleitschirm noch aus einem *Gurtzeug*, welches den Piloten mit zwei *Karabinern* mit den Haupttragegurten verbindet.

## 2. Physikalische Grundlagen

### 2.1. Die Reynoldszahl

Die *Reynoldszahl* (benannt nach OSBORNE REYNOLDS, 1842-1912) ist ein dimensionsloser Parameter der Strömung und dient als Kriterium für den Übergang zwischen *laminarer* und *turbulenter* Strömung. Das Symbol für die Reynoldszahl ist *Re*. Die Formel zur Berechnung der Reynoldszahl lautet:

$$Re = \frac{\bar{v} \cdot l}{\nu}$$

wobei:  $\bar{v}$  ... *mittlere Strömungsgeschwindigkeit*

... *kinematische Viskosität*

$l$  ... *Abmessung der Strömung* (im Falle einer Rohrströmung der Rohrdurchmesser)

bedeuten.

Für die *kinematische Viskosität* eines Fluids gilt:  $\nu = \frac{\eta}{\rho}$ ,

wobei  $\eta$  die *dynamische Viskosität* ist, für die wiederum gilt:  $\eta = \frac{n \cdot m \cdot \bar{v} \cdot l'}{3}$ .

Daher ergibt sich insgesamt für die Reynoldszahl:

$$\begin{aligned} Re &= \frac{\bar{v} \cdot l}{\nu} \Rightarrow \\ \Rightarrow Re &= \frac{\bar{v} \cdot l}{\frac{n \cdot m \cdot \bar{v} \cdot l'}{3}} \Rightarrow \\ \Rightarrow Re &= \frac{\bar{v} \cdot l}{\frac{n \cdot m \cdot \bar{v} \cdot l'}{3}} = \frac{3 \cdot \bar{v} \cdot l}{n \cdot m \cdot l'} \end{aligned}$$

Dabei bedeuten die Formelbuchstaben:

$l'$  ... *mittlere freie Weglänge* (in diesem Fall ist das jene Distanz, welche die Gasmoleküle im Mittel zwischen zwei Zusammenstößen zurücklegen. Für  $l'$  gilt:  $l' \sim \frac{1}{p}$ , wobei  $p$  der Druck

ist. Bei Normaldruck und Zimmertemperatur ist  $l'$  ca.  $1,5 \cdot 10^{-7}$  m).

$n$  ... *Teilchenanzahldichte* des Gases

$m$  ... *Masse* eines Gasmoleküls

... in diesem Fall die *Luftdichte*

Die Einheit von  $\eta$  ist Pa · s. Auch die abgeleitete CGS-Einheit *Poise* (Einheitenzeichen P), benannt nach JEAN-LOUIS POISEUILLE (1799-1869), wird häufig verwendet. Umrechnung: 1 Pa · s = 10 P.

wird in  $\text{m}^2 \cdot \text{s}^{-1}$  gemessen. Die abgeleitete CGS-Einheit heißt *Stokes* (Einheitenzeichen St), benannt nach GEORGE STOKES (1819-1903). Umrechnung:  $1 \text{ m}^2 \cdot \text{s}^{-1} = 10^4 \text{ St}$ .

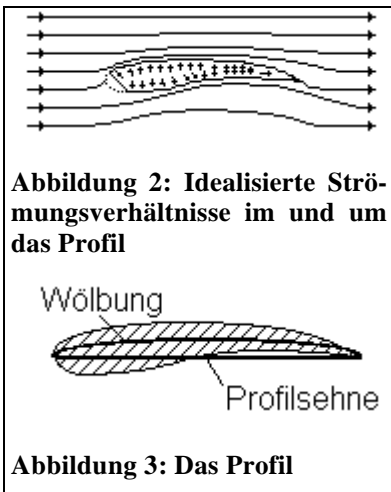
## 2.2. Grenzschicht

Ein umströmter Körper ist von vielen verschiedenen *Fluidschichten* umgeben, in welchen die Strömungsgeschwindigkeiten geringer als die tatsächliche Relativgeschwindigkeit sind. Diese Schichten (genau genommen sind es unendlich viele) zusammengenommen werden nach LUDWIG

PRANTL (1875-1953) als *Prantl-Grenzschicht* bezeichnet. Das Geschwindigkeitsgefälle in dieser Schicht ist linear, solange die Dicke  $D$  der Schicht klein gegen die Abmessung  $l$  des Körpers ist.

Für die Dicke dieser Grenzschicht gilt  $D \approx \sqrt{\frac{6 \cdot \eta \cdot l}{\rho \cdot v}}$ . Die Grenzschicht ruft einen zusätzlichen *Reibungswiderstand* hervor.

### 2.3. Warum fliegt ein Paragleiter?



Der Gleitschirm weist im Prinzip das gleiche Profil wie herkömmliches Flugzeug auf. Ein Flugzeugflügel ist jedoch stabil und selbsttragend; im Gegensatz dazu ist ein Gleitschirm nur dann stabil, wenn sich im Inneren des Flügels ein Staudruck bildet (siehe Abb.2 und 3).

Für den Staudruck gilt:

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

wobei:

$p_v$  ... *Staudruck*

... *Dichte* des Mediums (Luft:  $1,3 \text{ kg m}^{-3}$ )

$v$  ... *Relativgeschwindigkeit* des Körpers zum Medium bedeuten.

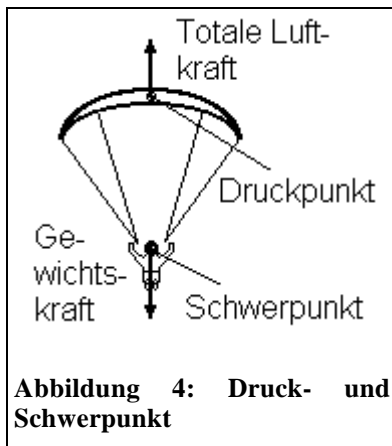
setzt man Beispieldaten eines Paragleiters ein, erhält man:

$$p_v = \frac{1,30 \text{ kg} \cdot \text{m}^{-3} \cdot (10 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1})^2}{2} = 65 \text{ kg} \cdot \text{s}^{-2} \cdot \text{m}^{-1} = 65 \text{ N} \cdot \text{m}^{-2}$$

Aus obiger Formel ist ersichtlich, daß der Staudruck nicht von der projizierten Fläche des angeströmten Körpers abhängt. Der Druck im Inneren des Gleitschirms ist wegen der geringen Geschwindigkeit folglich sehr klein, wodurch deutlich wird, daß ein Gleitschirm sehr instabil ist und es damit auch sehr leicht zum „Einklappen“, also zum Zusammenbrechen des Profils kommen kann. Weiters sinkt die *Luftdichte* mit zunehmender Flughöhe, was aber keinen allzu großen Einfluß auf den Staudruck hat, da die Geschwindigkeit entsprechend zunimmt.

#### 2.3.1. Schwerpunkt und Druckpunkt

Der *Schwerpunkt* jedes Körpers, also auch der des Paragleiters, ist der scheinbare Angriffspunkt der Gravitationskraft, das heißt, jeder Körper verhält sich so, als ob die *Gravitation* nur an diesem Punkt ansetzen würde. Bei homogenen, symmetrischen Körpern ist der Schwerpunkt im Symmetriezentrum zu finden. Tatsächlich wirkt die Erdanziehungskraft naturgemäß auf jedes einzelne Teilchen des Körpers und nicht nur auf den Schwerpunkt.



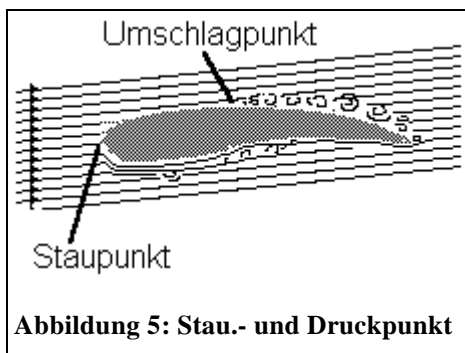
**Abbildung 4: Druck- und Schwerpunkt**

Ähnlich verhält sich der *Druckpunkt*: Die vorbeiströmenden Luftteilchen üben auf jeden Punkt der Oberfläche des Paragleiters Kräfte aus, der Schirm verhält sich jedoch so, als würde nur eine einzige Kraft, die *totale Luftkraft*, im Druckpunkt wirken. (Anmerkung: Der Ausdruck Druckpunkt ist heute veraltet, da er relativ zum Flügel nicht festliegend ist. Jedoch wird dieser in der Literatur und auch in der theoretischen Ausbildung am häufigsten verwendet. Stattdessen wird heute in der Aerodynamik der festliegende *Neutralpunkt*, siehe Kapitel 2.3.3., verwendet, der jedoch

den Nachteil hat, nicht sehr anschaulich zu sein.)

Der Schwerpunkt liegt offensichtlich sehr nahe beim Piloten (ca. beim Kopf) und der Druckpunkt nahe beim Schirm bzw. im Schirminneren (siehe Abb. 4).

### 2.3.2. Umschlagpunkt und Staupunkt



**Abbildung 5: Stau.- und Druckpunkt**

Weiters sind noch zwei markante Punkte am Profil zu erwähnen:

Der *Umschlagpunkt* ist jener Punkt, ab welchem die Strömung nicht mehr *laminar* anliegt (siehe Abb. 5). Dieser Punkt variiert je nach Anstellwinkel und Krümmung des Profils.

Der *Staupunkt* ist jener Punkt am Profil, auf welchen die Strömung im rechten Winkel zur Tangente in diesem Punkt

wirkt (siehe Abb. 5).

Beide Punkte sind relativ zum Profil nicht konstant, sondern wandern mit dem Anstellwinkel: Je größer der Anstellwinkel (siehe Kapitel 2.3.5.), desto weiter nach vor wandert der Umschlagpunkt; gleichzeitig nähert er sich dem Staupunkt, welcher wiederum am Profil weiter nach unten wandert. Bei einer Erhöhung des Anstellwinkels auf  $\approx +14^\circ$  sind Umschlagpunkt und Staupunkt ident. Das hat zur Folge, daß keine laminare Strömung am Profil mehr anhaftet, d.h. es wird kein brauchbarer *Auftrieb* mehr erzeugt, wodurch das Sinken stark zunimmt; dieser Flugzustand wird

Stall genannt. Man sollte daher dieses Manöver nicht allzu knapp in Bodennähe durchführen (siehe Kapitel 4.1.).

### 2.3.3. Neutralpunkt

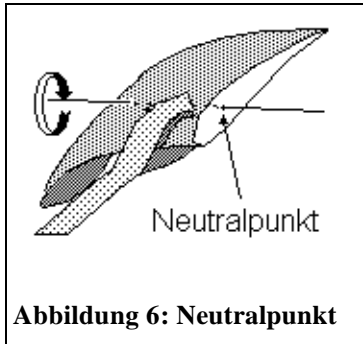


Abbildung 6: Neutralpunkt

Veranschaulichen kann man sich den Neutralpunkt mit folgendem Experiment: Man denke sich ein Modell eines Paragleiters, das auf einem Punkt am Profil drehbar um die Querachse, befestigt ist und von vorne angeblasen wird (Abb. 6). Es können folgende zwei Situationen eintreten:

- ◆ Das Modell bleibt in einem stabilen Zustand mit gegen die Strömung gerichteter „Nase“. In diesem Fall liegt der Neutralpunkt noch weiter hinten als der Befestigungspunkt.

- ◆ Das Modell dreht sich um die Querachse mit der „Nase“ nach hinten. In diesem Fall befindet sich die Aufhängung hinter dem Neutralpunkt.

Daraus folgt, daß der Neutralpunkt jener Punkt auf dem Profil ist, bei dem sich das Modell neutral verhält (daher auch der Name). Daher die Definition:

*Der Neutralpunkt ist derjenige Punkt, auf welchen bezogen das Nickmoment des Flugzeuges [Paragleiters] unabhängig vom Anstellwinkel ist.<sup>1</sup>*

Die Berechnung des Neutralpunktes ist relativ kompliziert, aber mit Computern beliebig genau durchführbar. Natürlich könnte man auch noch einen anderen Neutralpunkt definieren. Dazu braucht man das Modell nur drehbar um die Hochachse befestigen.

### 2.3.4. Widerstandsarten

Der Luftwiderstand eines Paragleiters ist proportional zum Sinken dieses Paragleiters. Für Paragleiter gibt es zwei Arten von relevanten Widerständen: erstens der induzierte Widerstand und zweitens der Reibungswiderstand. Diese sollen in den zwei folgenden Abschnitten behandelt werden.

#### ◆ Der induzierte Widerstand

Dieser Widerstand entspringt dem Auftrieb, genauer gesagt dem Drängen der Luft nach Druckausgleich über und unter dem Flügel (über dem Flügel: Unterdruck; unterhalb: Überdruck). Für den induzierten Widerstand gilt:

<sup>1</sup> Nickel, Karl und Wohlfahrt, Michael: Schwanzlose Flugzeuge, Seite 112, Stuttgart: Birkhäuser, 1987

Dabei bedeuten:

$c_{w_i}$  ... induzierter Widerstandsbeiwert

$c_A$  ... Auftriebsbeiwert

$\gamma$  ... 3,1415...

$\epsilon$  ... Streckung(= $\frac{\text{Spannweite}^2}{\text{Fläche}}$ )

$F_{ind}$  ... induzierter Widerstand

$$c_{w_i} = \frac{c_A^2}{\gamma \cdot \epsilon}$$

$$F_{ind} = \frac{c_{w_i} \cdot \rho \cdot v^2 \cdot A}{2}$$

Die Auswirkungen des induzierten Widerstandes können aber nicht nur das den Widerstand auslösende Fluggerät, sondern auch eventuell nachfliegende Piloten negativ beeinflussen, da ein starker „Wirbelzopf“ (auch: „Wirbelschleppe“) ausgebildet wird, der an der durchflogenen Stelle lange Zeit anhält (bei Segelflugzeugen bis zu über einer Minute, bei Paragleitern 30s bis 60s). Daher sollte man es vermeiden, knapp hinter anderen Flugobjekten zu fliegen. Vorsichtig sollte man daher beim Starten und Landen sein, da man in diesen Flugphasen nur knapp über Grund ist (0m-100m). Besonders sollte man es vermeiden, in Wirbelschleppen eines Fluggerätes zu gelangen, das noch dazu viel schneller als man selbst ist.

Der Anteil des induzierten Widerstandes am Gesamtwiderstand läßt sich wie folgt berechnen:

$$\frac{100}{A \cdot v^2 \cdot \rho \cdot (c_{w_i} + c_w)} \cdot A \cdot v^2 \cdot \rho \cdot c_{w_i} = \frac{100 \cdot c_{w_i}}{c_{w_i} + c_w}$$

Setzt man nun Beispieldaten ( $c_{w_i} = \frac{1}{\pi \cdot 6}$ ,  $c_w=0,15$ ) ein,

erhält man:  $\frac{100 \cdot 0,05305}{0,15 + 0,05305} = 26,13\%$ .

Der induzierte Widerstand kann durch folgende Maßnahmen minimiert werden:

- ◆ Erhöhung der Streckung ( $=\Lambda = \frac{\text{Spannweite}^2}{\text{Fläche}}$ ). Dies ist jedoch nur insofern geeignet, da sich auf diese Weise die Auftriebsverteilung verbessert. Weiters ist anzumerken, daß eine Erhöhung der Streckung immer weniger Verbesserung bringt, da gilt:  $F_{ind} \propto \frac{1}{\Lambda}$ . Daher gilt für den Leistungsanstieg die Ableitung hiervon, das heißt  $\frac{\partial F_{ind}}{\partial \Lambda} \sim -\frac{1}{\Lambda^2}$ . Folglich bringt eine Erhöhung der Streckung immer weniger.
- ◆ Günstigere Auftriebsverteilung längs der Spannweite (als Idealauftriebsverteilung gilt die elliptische Auftriebsverteilung).
- ◆ Scheiben am Ende des Flügels (= *Winglets*), die die Ausgleichsströmung zwar nicht verhindern, jedoch abschwächen können. Diese Maßnahme ist beim Gleitschirm in Form von *Stabilos*(=

umgangssprachlich: „Ohren“) verwirklicht. Gleichzeitig dienen die Stabilos, wie es der Name schon sagt, der Richtungsstabilität.

#### ◆ Reibungswiderstand

Unter Reibungswiderstand (= Formwiderstand) versteht man den Widerstand, der der Flugrichtung entgegenwirkt und von der Form des Körpers abhängt. Er entsteht aus der Reibung der Luftteilchen an der Oberfläche dieses Körpers. Dieser Widerstand wird nach der Newtonschen Reibung folgendermaßen berechnet:

$$F_N = p_v \cdot A \cdot c_w$$

die Abkürzungen bedeuten:

$F_N$  ... Widerstand

$c_w$  ... Widerstandsbeiwert; hängt von der Form und Größe des betreffenden Objekts ab

$A$  ... projizierte Anströmfläche

$p_v$  ... Staudruck

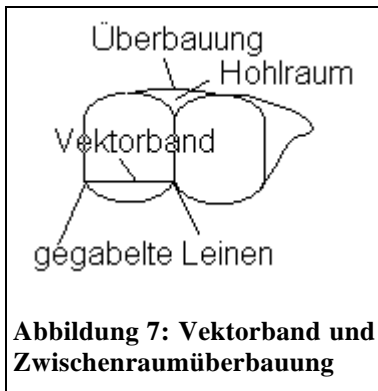
Der Reibungswiderstand wird auch oft in zwei Komponenten zerlegt: einerseits der Widerstand, der von *tragenden Teilen* (Flügel) verursacht wird, andererseits der Restwiderstand, der von *nicht tragenden Teilen* verursacht wird (z.B.: Leinen, Pilot,...).

Hier sollen einige mehr oder weniger effektive Maßnahmen zu Verminderung des Reibungswiderstandes genannt werden:

◆ Als erste und sehr effektive Maßnahme wäre die Pilotenposition zu nennen, da sich auf diese Weise zum ersten die angeströmte Fläche durch eine eher dem Liegen nahe Position verringert, und zum zweiten der  $c_w$ -Wert verbessert.

◆ Als zweite (konstruktive) Möglichkeit, den Reibungswiderstand zu verkleinern, bietet sich die Verwendung eines „schlankeren“ Profils an, d.h. man sollte versuchen, ein etwas flacheres Profil zu gestalten. Eine dritte meist für Wettbewerbe verwendete Art zur Minimierung des Reibungswiderstandes ist die sehr umstrittene Verkleinerung des Leinendurchmessers. Allerdings wird von dieser Tendenz erstens aus Stabilitätsgründen abgeraten (es kamen sogar Fälle vor, bei denen man die Leinen mit den Händen zerreißen konnte), und zweitens wird die Verkleinerung dieses Leinenradius immer uneffektiver, da die Strömung immer turbulenter wird, wie es die Reynoldszahl (2.1.) zeigt. Ein Punkt, der für diese Maßnahme spricht, ist die Gesamtleinenlänge von mehreren hundert Metern ( $17m \cdot 8 \cdot 6 \cdot 1,5 = 500m$ !).

◆ Ein vierter, meines Wissens nach noch nicht verwirklichter Lösungsvorschlag wäre die „Überbauung“ der Spalten zwischen den Zellen mit einem weiteren Obersegel (siehe Abb. 7). Dadurch würde ein nicht unbeträchtlicher Teil des Widerstandes durch Turbulenzen am Obertuch vermieden werden.



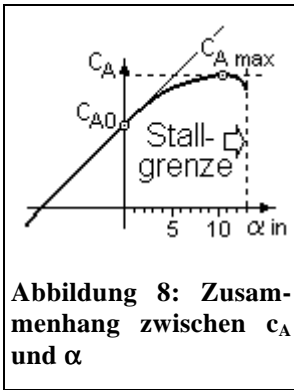
cher Teil des Widerstandes durch Turbulenzen am Obertuch vermieden werden. Aber wie schon gesagt, ist mir kein auf dem Markt befindlicher Schirmtyp mit einer solchen Konstruktion bekannt. Jedoch gibt es ein Projekt der Firma *Swing* namens *DSS* (Doppelsegelsystem), bei dem diese Überbauung in der Form verwirklicht ist, daß das Doppelsegel einige Löcher in der Gegend des Umschlagpunktes besitzt und somit mit Luft gefüllt werden kann<sup>2</sup>.

◆ Weiters wäre noch die Verringerung der Leinenanzahl zu nennen, welche natürlich weitere Probleme mit sich bringt. Eine dieser Schwierigkeiten stellt das immer „untreuer“ werdende Profil dar. Das heißt, es bilden sich starke Unregelmäßigkeiten am Profil. Jedoch wurde dieses Problem von der Firma *Swing* durch das sogenannte Vektorband gelöst, das jeweils zwei benachbarte Zellwände zusammenhält. Ein Gleitschirm mit dieser Methode und der oben angeführten Überbauung hat nach Herstellerangaben eine um 8% erhöhte Leistung.

◆ Eine letzte Möglichkeit zur Verminderung des Reibungswiderstandes sind die häufig bei Wettbewerben verwendeten „aerodynamischen“ Helme. Die Hersteller meinen damit meist Helmkonstruktionen bei welchen besonders auf einen kleinen Widerstandsbeiwert Wert gelegt wird. Jedoch ist anzumerken, daß solche Helme meistens keinen Kieferschutz besitzen und daher ein zusätzliches Verletzungsrisiko darstellen. Daher ist diese Methode, die noch dazu nicht sehr effektiv ist, nicht empfehlenswert.

### 2.3.5. Anstellwinkel und Auftriebsbeiwert

<sup>2</sup>Vgl. „drachenflieger/Fly and Glide“, Ausgabe N° 11 November 1994, Seite 30ff.

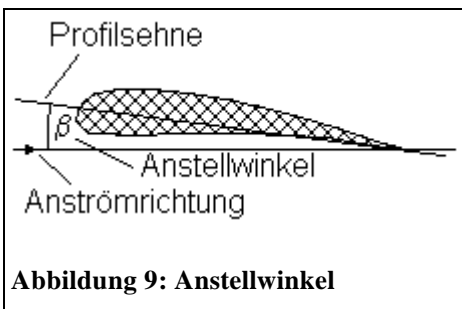


Unter dem Anstellwinkel versteht man denjenigen Winkel, welchen die Profilschne mit der Strömungsrichtung einnimmt (siehe Abb. 9). Je größer dieser Winkel ist, desto größer ist auch der Auftrieb; aber auch der Widerstand wächst mit zunehmendem Anstellwinkel. Wird der Anstellwinkel jedoch zu groß, führt dies zum im Kapitel 2.3.2. erwähnten Stall (siehe Abb. 8). Bei einem gewissen Verhältnis von Auftrieb und Widerstand, d.h. bei einem günstigen Anstellwinkel, findet man das beste Gleiten ( $\frac{c_A}{c_W} = \max$ ). Bei einem anderen Anstellwinkel wiederum findet man das

geringste Sinken (dieser Anstellwinkel ist etwas größer als der des besten Gleitverhältnisses).

Der Anstellwinkel ist eine lineare Funktion zum etwas weniger anschaulichen Auftriebsbeiwert ( $c_A \propto \beta$ ). Diese Beziehung verhält sich in reibungsloser Strömung wie folgt:

$$c_A = c_{A0} + 2\pi\beta$$



Folglich gilt für den „Auftriebsanstieg“  $\frac{dc_A}{d\beta} = 2\pi$ ; diese Formeln gelten allerdings nur im Bogenmaß; im Gradmaß gilt:

$c_A - c_{A0} \approx 0,1 \beta$ . Man beachte hierbei, daß es völlig unabhängig

von Faktoren des Profils, also Form und Größe, ist, um wieviel der Auftrieb proportional zum Anstellwinkel wächst.

Weiters ist anzumerken, daß diese Berechnungen nur sehr grobe Annäherungen an die Wirklichkeit sind, da sie für ein ideales Fluid gelten. Daher sollten sie nur für kleinere Winkel angewandt werden ( $\rightarrow$ Stallgrenze!). Den Zusammenhang zwischen  $c_A$  und  $\beta$ , wie er annähernd und vereinfacht dem Realfall entspricht, kann man aus Abb. 8 leicht ersehen. In dieser Abbildung entspricht die dicker gezeichnete Funktion dem wirklichen und die dünn gezeichnete Funktion der oben beschriebenen Annäherung. Für den Gleitschirm gibt es zwei verschiedene Möglichkeiten, um den Anstellwinkel zu vergrößern: einerseits durch beidseitiges Ziehen an den Bremsleinen, andererseits durch sogenannte „Trimmsysteme“. Es gibt einige Arten solcher Trimmsysteme, die jedoch alle das Ziel haben, durch Verkürzung der Haupttragegurte den Anstellwinkel zu verringern, um so eine mehr oder weniger hohe Geschwindigkeitszunahme zu erreichen. Die gebräuchlichsten Trimmsysteme sind die sogenannten „Beinstrecker“, bei denen man durch Strecken der Beine eine Schnur spannt, welche in weiterer Folge nacheinander A-, B- und C- Tragegurte verkürzt. Früher wurden auch Systeme verwendet, die dadurch den Anstellwinkel vergrößern, daß man mit Hilfe einer Klammer die A-Gurte verkürzt. Diese haben den Nachteil, den Anstellwinkel während des Fluges zwar verkleinern, nicht aber wieder vergrößern zu können, was ein immenses Unfallrisiko darstellen kann; dies ist erst bei moderneren Konstruktionen gelöst worden.

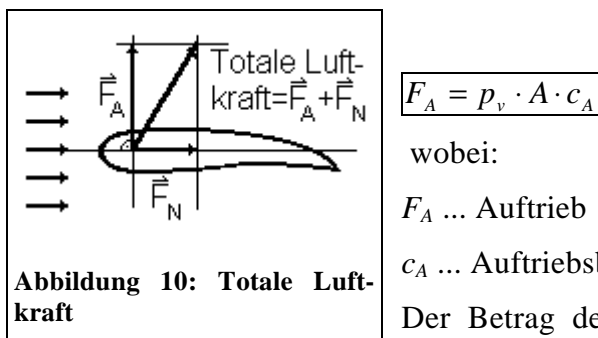
Eine wichtige Komponente für den Auftriebsbeiwert stellt neben dem Anstellwinkel und dem gewählten Profil auch die *Auftriebsverteilung* dar. Unter Auftriebsverteilung versteht man die Verteilung des Auftriebes längs der Spannweite. Im Idealfall ist diese der positive Teil, also die obere Hälfte einer Ellipse, da auf diese Weise der induzierte Widerstand minimal gehalten werden kann. Diese ideale Auftriebsverteilung läßt sich allerdings nicht zur Gänze in die Realität übertragen. Bei Gleitschirmen weicht diese sogar sehr von der idealen Verteilung ab (unregelmäßige Form, etc.). Bei Segelflugzeugen hingegen wurden schon sehr gute Annäherungen erreicht (extrem hohe Streckung bei Hochleistungsmodellen über 30, schlanke Profile, etc.).

### 2.3.6. Totale Luftkraft

Die totale Luftkraft kann in zwei Komponenten zerlegt werden:

Die erste Komponente, die, wie man in Abb.10 sehen kann, parallel zur Anströmrichtung wirkt, heißt Gesamtwiderstand. Dieser wurde bereits in Kapitel 2.3.4. näher beschrieben.

Die andere Komponente wirkt im rechten Winkel zur Strömung; diese heißt Auftrieb. Erst der Auftrieb macht das Fliegen möglich. Folgende Formel dient der Berechnung des Auftriebes (sie ist der Formel des Widerstandes sehr ähnlich):



$$F_A = p_v \cdot A \cdot c_A$$

wobei:

$F_A$  ... Auftrieb

$c_A$  ... Auftriebsbeiwert; abhängig von Profilform und Anstellwinkel

Der Betrag der totalen Luftkraft ergibt sich aus der vektoriellen

Summe von Widerstand und Auftrieb.

Daraus ergibt sich, daß Betrag und Richtung der totalen Luftkraft vor allem von der

- ◆ *Form* des Körpers;
  - ◆ *Richtung* der Anströmung (Anstellwinkel);
  - ◆ *Relativgeschwindigkeit* (wahre Eigengeschwindigkeit, airspeed) des Körpers zur Luft (der Zusammenhang ist quadratisch);
  - ◆ *Dichte* des Mediums (in diesem Fall: Luft; jedoch halbiert sich die Luftdichte ca. alle 6600m) und
  - ◆ *Größe* des Körpers
- abhängt.

## 2.4. Der stationäre Geradeausflug

Die durch die Erdanziehung erzeugte *Gewichtskraft* ( $F_G = m \cdot g$ ) wirkt senkrecht nach unten. Sie umfaßt das gesamte Startgewicht, also das Gewicht des Piloten, dessen Ausrüstung und des Gleitschirms. Zu den Vektoren der Erdanziehung und der totalen Luftkraft wird der Vektor des Vortriebes addiert, der sich aus der in *kinetische Energie* ( $E_{kin} = \frac{m \cdot v^2}{2}$ ) umgewandelten *potentiellen Energie* ( $E_{pot} = m \cdot g \cdot \Delta h$ ) ergibt. Dabei ist die kinetische Energie gleich der Änderung der potentiellen Energie; dadurch ergibt sich für die Geschwindigkeit:  $v = \sqrt{2 \cdot g \cdot \Delta h}$ . Hier muß man aber beachten, daß diese Formel nur für den ungebremsten Fall gilt. Der von uns betrachtete Fall ist aber durch den Luftwiderstand und den Auftrieb „verfälscht“, d.h. gebremst. Nach einer gewissen (kurzen) Zeit hat sich ein Gleichgewicht zwischen der Widerstands- und Auftriebskomponente, anders ausgedrückt zwischen Vorwärts- und Fallgeschwindigkeit eingestellt. Daher muß man auch vor dem Abheben, also während der Startphase durch Laufen beschleunigen. Diesen Gleichgewichtszustand nennt man den *stationären Geradeausflug*. In diesem Flugzustand gilt: