

Fachbereichsarbeit im Fach

Physik

zum Thema

Die Physik des Paragleitens

BRG XVI Schuhmeierplatz

8A

1994/95

Martin Polak

Betreuender Lehrer:

Mag. Albert Jaros

1. Aufbau eines Gleitschirms

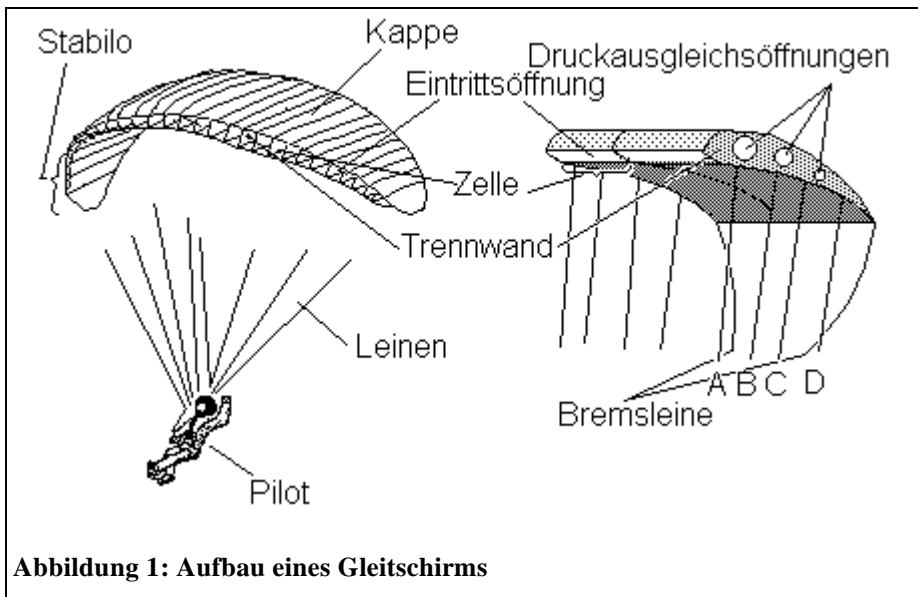


Abbildung 1: Aufbau eines Gleitschirms

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 η 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 η 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?

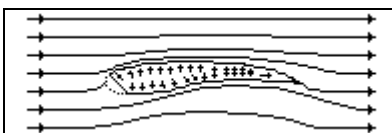


Abbildung 2: Idealisierte Strömungsverhältnisse im und um das Profil

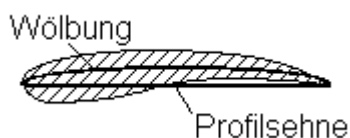


Abbildung 3: Das Profil

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.

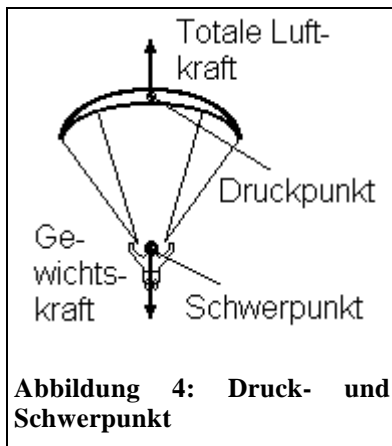


Abbildung 4: Druck- und Schwerpunkt

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

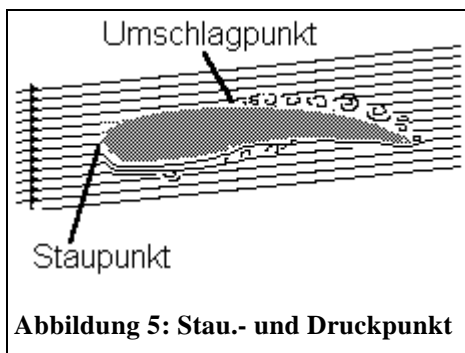


Abbildung 5: Stau.- und Druckpunkt

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

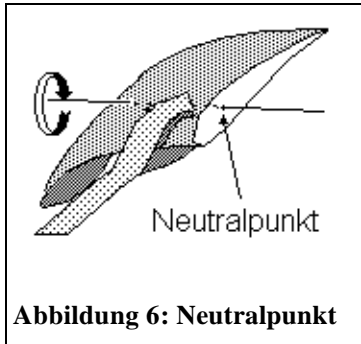


Abbildung 6: Neutralpunkt

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.¹

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:

¹ Nickel, Karl und Wohlfahrt, Michael: Schwanzlose Flugzeuge, Seite 112, Stuttgart: Birkhäuser, 1987

Dabei bedeuten:

c_{w_i} ... induzierter Widerstandsbeiwert

c_A ... Auftriebsbeiwert

γ ... 3,1415...

ϵ ... 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

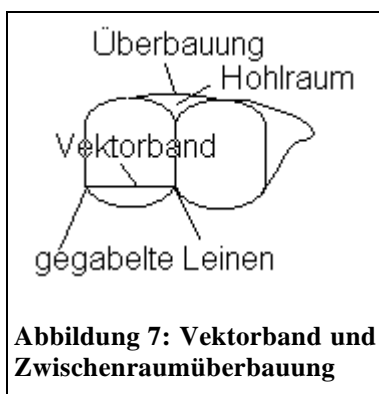
Der Reibungswiderstand wird auch oft in zwei Komponenten zerlegt: einerseits der Widerstand, der von *tragenden Teilen* (Flügel) verursacht wird, andererseits der Restwiderstand, der von *nicht tragenden Teilen* verursacht wird (z.B.: Leinen, Pilot,...).

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. 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 kann².

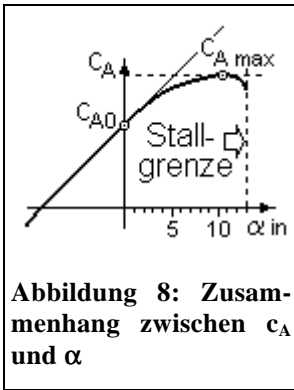


◆ Weiters wäre noch die Verringerung der Leinenanzahl zu nennen, welche natürlich weitere Probleme mit sich bringt. Eine dieser Schwierigkeiten stellt das immer „untreuer“ werdende Profil dar. Das heißt, es bilden sich starke Unregelmäßigkeiten am Profil. Jedoch wurde dieses Problem von der Firma *Swing* 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

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

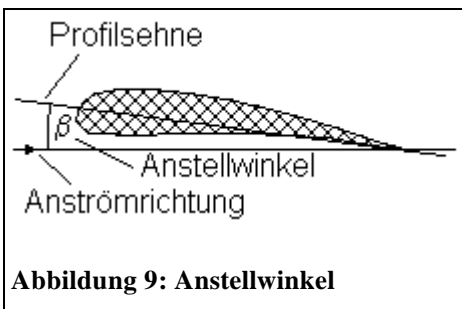


Unter dem Anstellwinkel versteht man denjenigen Winkel, welchen die Profilschne mit der Strömungsrichtung einnimmt (siehe Abb. 9). Je größer dieser Winkel ist, desto größer ist auch der Auftrieb; aber auch der Widerstand wächst mit zunehmendem Anstellwinkel. Wird der Anstellwinkel jedoch zu groß, führt 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 β , 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):

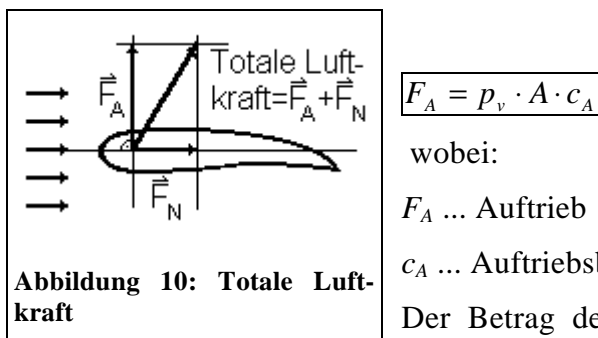


Abbildung 10: Totale Luftkraft

$$F_A = \rho \cdot v \cdot A \cdot c_A$$

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:

$$F_A = \frac{A \cdot c_A \cdot \rho \cdot v^2}{2} = m \cdot g$$

$$v = \sqrt{\frac{2 \cdot m \cdot g}{A \cdot c_A \cdot \rho}}$$

für die Horizontalgeschwindigkeit.

Aus dem Energieerhaltungssatz ergibt sich für den Gleitwinkel α :

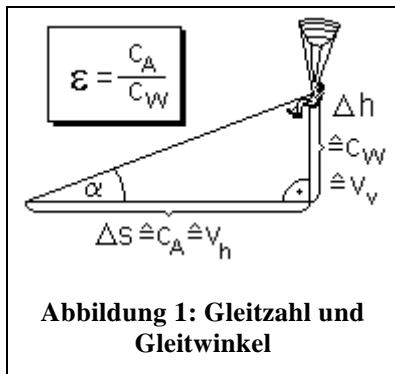
$$\frac{v_v}{v_h} = \frac{F_N}{F_A} = \frac{c_W}{c_A} = \tan \alpha \Rightarrow$$

$$\Rightarrow \alpha = \tan^{-1} \frac{c_W}{c_A}$$

Die Gleitzahl gibt das Verhältnis von geflogener Strecke zu Höhendifferenz an ($Gleitzahl = \frac{F_A}{F_W}$)

und ist in der Luftfahrt auch heute noch als Alternative zum Gleitwinkel im Gebrauch (siehe Abb.

11).



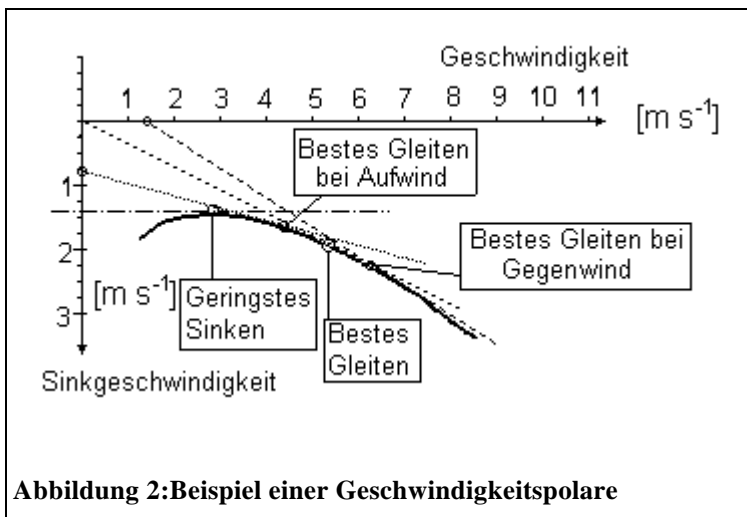
Nun kennt man einen Winkel und eine Kathete eines rechtwinkligen Dreiecks, woraus man sich die andere Kathete ausrechnen

kann: $\tan \alpha = \frac{v_v}{v_h} \Rightarrow v_v = v_h \cdot \tan \alpha$. Setzt man nun weiter für \tan und v_h

ein, erhält man: $v_v = \sqrt{\frac{2 \cdot m \cdot g}{\rho \cdot c_A \cdot A}} \cdot \frac{c_W}{c_A} = \sqrt{\frac{2 \cdot m \cdot g \cdot c_W^2}{\rho \cdot c_A^3 \cdot A}}$. Mit dieser Formel

kann man folglich die Sinkgeschwindigkeit annähernd berechnen.

2.5. Die Geschwindigkeitspolare



Unter der Geschwindigkeitspolare versteht man den Graphen, der entsteht, wenn man die Sinkgeschwindigkeit als Funktion der Fluggeschwindigkeit darstellt (siehe Abb. 12). Mit Hilfe dieser Polare kann man die Geschwindigkeiten des besten Gleitens und des minimalen Sinkens herausfinden. Üblicherweise wird diese Geschwindigkeitspolare „erflogen“, das heißt, daß der Pilot mit verschiedenen eingestellten Brems-

leinen auf dem *Variometer* (= Gerät zur Erfassung der aktuellen Sinkgeschwindigkeit) die Sinkgeschwindigkeit abliest und auf irgendeine Weise speichert (z.B. auf Band sprechen, aufschreiben, zu einem am Boden befindlichen Helfer funken,...). Eine Eigenheit dieser in der Luftfahrt häufig verwendeten Diagramme ist, daß die Sinkgeschwindigkeit nach unten gezeichnet, aber positiv beschriftet ist.

Der Grund für die Form der Polare liegt im Verhältnis zwischen Auftrieb und Widerstand: Bei einer kleinen Geschwindigkeit ist der Auftrieb gering, der Widerstand jedoch relativ groß, da die angeströmte Fläche groß ist. Mit zunehmender Geschwindigkeit verringert sich der Widerstand, der Auftrieb nimmt solange langsam zu, bis das geringste Sinken erreicht ist. Die Polare hat dort ein lokales Maximum und dieses ist auch als solches deutlich erkennbar, indem man eine waagrechte Tangente auf den Graphen legt. Im folgenden nimmt der Auftrieb wieder ab, ebenso der

Widerstand. Bei einem gewissen Punkt jedoch ist die Funktion $\frac{c_A}{c_w}$ maximal; dort findet man die

Geschwindigkeit des besten Gleitens. Graphisch findet man den Punkt wie folgt: man legt eine Tangente so auf den Graphen, daß diese durch den Ursprung des Koordinatensystems verläuft.

Beachten muß man allerdings bei der Betrachtung einer Polare, die vom Gleitschirmhersteller mitgeliefert wird, daß diese für eine andere Flächenbelastung anders aussieht. Bei einer höheren Flächenbelastung verschiebt sich die Polare nach rechts und unten, da sowohl die Sinkgeschwindigkeit als auch die Vertikalgeschwindigkeit zunehmen. Weiters verändert sich die Geschwindigkeit des besten Gleitens bei veränderter Windgeschwindigkeit: Bei Aufwind muß die Tangente durch den Punkt auf der Ordinate verlaufen, der die Geschwindigkeit des Aufwindes angibt. Bei Gegenwind muß der x-Achsenabschnitt längs der Abszisse verschoben werden. Dies betrifft klarerweise nur den Gleitwinkel relativ zum Grund, also nicht relativ zur Luft.

2.6. Der Kurvenflug

Beim Kurvenflug wird die Gewichtskraft erheblich durch die *Zentrifugalkraft* (F_Z) verstärkt. Aus der Summe der Zentrifugalkraft und der *Gewichtskraft* (F_G) ergibt sich die *Kurvengewichtskraft* (F_{KG}):

$$\boxed{F_{KG} = F_Z + F_G}$$

Zu beachten ist, daß diese Kräfte gerichtet sind, d.h. sie entsprechen Vektoren.

Das Kurvengewicht ist also deutlich größer als die „normale“ Gewichtskraft. Damit die totale Luftkraft das höhere Gewicht kompensieren kann, müssen Auftrieb und Widerstand in der Kurve

zunehmen. Das kann wiederum nur unter Energieverlust geschehen. Diese Energie muß notgedrungen von der potentiellen Energie des Paragleiters genommen werden. Das heißt: Kurvenflug bedeutet unter anderem einen stärkeren Verlust von Höhe.

Die Gewichtserhöhung hat aber auch andere negative Konsequenzen, da das Material einer höheren Beanspruchung unterworfen ist. Wenn dazu noch der Radius der Kreisbewegung immer kleiner und die Geschwindigkeit immer größer wird (z.B. durch „Ohren anlegen“, d.h. Fläche in Form von Einholen der äußersten Zellen verringern), kann es sogar zu Leinenrissen oder Leinenserienrissen (umgangssprachlich: „ausleinen“) und in Folge Abstürze mit tödlichem Ausgang herbeiführen.

2.6.1. Steuern mit den Bremsleinen

Die Steuerung eines Gleitschirms erfolgt über zwei mit der Hinterkante des Schirms verbundene Leinen, die sich, um einen besseren und gleichmäßigeren Effekt zu erzielen, einige Male verzweigen. Um zum Beispiel eine Rechtskurve zu fliegen, zieht man einfach mit der rechten Hand an der rechten Bremsleine. Dadurch wird die rechte Hinterkante des Gleitschirms hinuntergezogen, wodurch auf dieser Seite der Reibungswiderstand kurzfristig ansteigt und somit eine Rechtskurve eingeleitet wird.

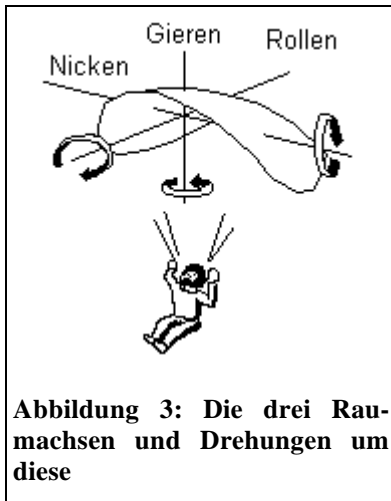
Beim leichten Ziehen beider Bremsleinen tritt zuerst eine Auftriebserhöhung ein, aber der Schirm wird durch den erhöhten Auftrieb klarerweise auch langsamer. Versucht man jetzt, beide Bremsleinen soweit wie möglich durchzuziehen, ist irgendwann der Punkt erreicht, bei dem die Strömung abreißt, das heißt, es liegt nur turbulente Strömung am Flügel an. Dieser, schon im Kapitel 2.3.2. erwähnte Flugzustand heißt Stall.

2.6.2. Steuern durch Gewichtsverlagerung

Moderne Paragleiter können durch Gewichtsverlagerung des Pilotengewichts relativ wirksam um die Längsachse gesteuert werden. Dadurch müssen die Bremsen nicht so stark eingesetzt werden, wodurch der Widerstand gering gehalten wird. Zwei Aspekte sind für diese Art, Kurven zu fliegen, wichtig:

- ◆ Durch das Kippen des Sitzbrettes kann der Pilot seinen Schwerpunkt besser verschieben.
- ◆ Im Schirm entsteht ein Knick; dieser Knick verursacht ein zusätzliches Rollmoment (siehe Kapitel 2.7).

2.7. Nicken, Gieren und Rollen



Wie jedes dreidimensionale Objekt ist auch der Paragleiter um drei Raumachsen drehbar (siehe Abb. 13):

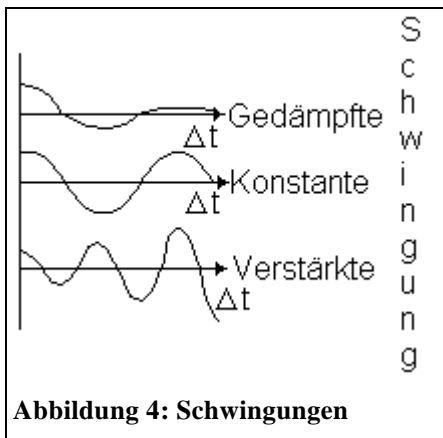
Um die Querachse (nicken)

Um die Hochachse (gieren)

Um die Längsachse (rollen)

Die Stabilität, d.h. die Tendenz, sich nicht um diese Achsen zu drehen, nennt man demnach Nick- (= Quer-), Gier- (= Richtungs-) und Rollstabilität- (= Längsstabilität). Daher gilt: *Nach einer Störung (Turbulenz, Lenken,...) des stationären Geradeausfluges kehrt ein*

um alle Achsen stabiler Paragleiter wieder von selbst in eine stationäre Fluglage zurück, Pendelbewegungen klingen ab (gedämpfte Oszillation)!¹



Nick und Rollstabilität werden größtenteils durch den tief unter dem Druckpunkt liegenden Schwerpunkt erreicht. Jedoch liegt ein großes Problem darin, ob, wie oben beschrieben, die Pendelbewegungen abklingen und somit im Realfall irgendwann der Ruhezustand erreicht ist. Es hängt sehr stark von der Konstruktion des Fluggerätes ab, ob dies überhaupt geschieht, oder das Gerät anhaltend um die Solllage oszilliert oder ob sich diese Schwingung sogar verstärkt (siehe Abb.14).

Gierstabilität (= Richtungsstabilität) wird durch eine (positive *oder* negative!) Pfeilung erreicht. Jedoch sollte darauf geachtet werden, daß durch die Pfeilung auch der induzierte Widerstand anwächst, was sich vor allem bei kleinen Geschwindigkeiten negativ auswirkt ($v < 50 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}$); weiters ergibt sich ein „Auftriebsloch“ bei der Spitze (dieses nimmt mit der Pfeilung zu); somit sollte ein Kompromiß aus Stabilität und Leistung erreicht werden. (Jedes reale Fluggerät ist ein Kompromiß aus Leistung und Steuerbarkeit. Das „ideale“ oder „optimale“ Fluggerät gibt es nicht!) Weiters spielt auch bei der Richtungsstabilität (= *Windfahnenstabilität*) der relativ zum Druckpunkt sehr tief liegende Schwerpunkt eine große Rolle.

¹ vgl. Jursa, Martin, Paragleiter Sonderpilotenkurs, Seite 63, ohne Ort, ohne Jahr

2.8. Verbesserungsvorschlag: Der Kline-Fogleman-Flügel

Im Herbst 1972 wurde ein neues Flügelprofil in den USA patentiert, welches die US-Patentnummer 3706430 trägt. Dieses wurde zufällig von Richard Kline und Churchill Fogleman beim Papierfliegerbasteln erfunden². Die Besonderheit dieses Profils liegt in der „Stufe“ an der Unterseite *oder* Oberseite, gegen welche die Luft durch den auftretenden Wirbel drückt und da-

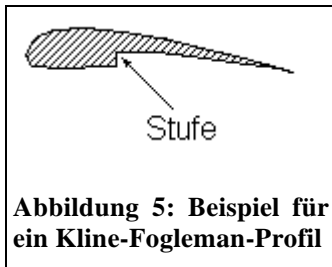


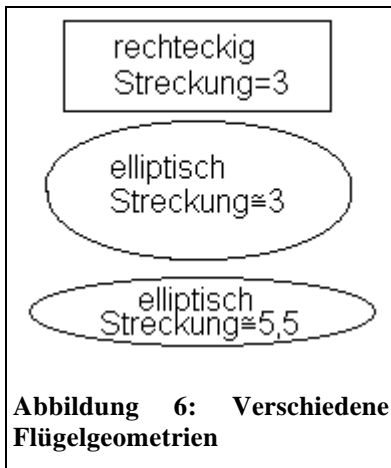
Abbildung 5: Beispiel für ein Kline-Fogleman-Profil

durch Vortrieb erzeugt (siehe Abb. 15). Es zeichnet sich durch einen sehr hohen Winkel aus, bei dem es noch Auftrieb erzeugt; ob es für so kleine Geschwindigkeiten, wie sie beim Gleitschirmfliegen auftreten, geeignet ist, ist noch nicht geklärt. Der Grund für den geringen Bekanntheitsgrad dieses Profils ist darin zu suchen, daß es nur sehr selten bei großen Flugzeugen verwendet wird, da durch den verformten Flügel die Tragflächen weniger Treibstoff aufnehmen können. Da es noch keine Messungen über die Wirksamkeit dieses Flügels für Paragleiter gibt, kann man nicht mit Sicherheit sagen, ob dieses Profil für Gleitschirme überhaupt praktikabel ist. Beispielsweise könnte die Kappe eines Gleitschirms zu instabil für ein solches Profil sein.

3. Die verschiedenen Schirmtypen

Die derzeit angebotenen Gleitschirme kann man grob so unterteilen:

²Kline, Richard: Überflieger aus Papier, München: Hugendubel, 1989



◆ **Schul-/Anfängerschirme** : Sie sind sehr einfach zu fliegen und verhalten sich in den meisten Situationen sehr gutmütig, d.h. man kann sich bei der Steuerung eines solchen Gerätes kleinere Fehler erlauben, ohne in Schwierigkeiten zu geraten. Viele Geräte älterer Bauart werden dieser Kategorie zugerechnet; ihre Leistungsdaten sind deutlich schlechter als jene von modernen Mittelklasseschirmen. Für Anfänger ist dies jedoch nicht relevant. Ihre Streckung liegt etwa bei 3,0 bis 3,5 (siehe Abb. 16), die Gleitzahl bei 4-5.

◆ **Einsteiger/Mittelklasseschirme** : Bei diesen Schirmtypen ist die Leistung schon etwas besser, jedoch sind sie immer noch sehr „bedienungsfreundlich“. Der Übergang zur nächsten Klasse ist sehr verschwommen und daher nicht eindeutig festzulegen. In der Literatur ist die mittlere Klasse immer wieder anders eingeteilt zu finden. Sehr oft werden auch sogenannte Bergsteigerschirme, welche sich durch geringes Packvolumen und durch ihre Leichtigkeit auszeichnen, in diese Kategorie eingereiht. Meistens reicht jedoch die Spannweite der Mittelklasseschirme hinein in den Bereich der Intermediates. Die Streckung liegt ungefähr bei 3,4 bis 4,0, die Gleitzahl bei etwa 5-6.

◆ **Intermediates** : Der Bereich dieser Klasse reicht von besseren Einsteigerschirmen bis zu leistungsstarken Superklasseschirmen, bei denen das „Handling“ (=„Bedienungsfreundlichkeit“) schon sehr anspruchsvoll ist. Die Streckung liegt zwischen 3,5 und 4,6.

◆ **Hochleister** : Diese Schirme sind meist für Wettkämpfe konstruiert, daher wird hier mehr auf Leistungssteigerung als auf Sicherheit Wert gelegt. Die Streckung liegt zwischen 3,7 und 7,2.

3.1. Grundlegende aerodynamische Unterschiede

Die Gründe, warum die verschiedenen Schirmtypen so unterschiedlich sind, liegen zum allergrößten Teil in der Aerodynamik. Folgende Tabelle soll einen Überblick über die äußerlichen Unterschiede und ihre Auswirkungen geben:

	je größer	je kleiner
Streckung	<ul style="list-style-type: none"> • Größere Staudruckdifferenz zu den Enden hin 	<ul style="list-style-type: none"> • Höherer Staudruck bei schnelleren Schirmen

	<ul style="list-style-type: none"> • Geringerer induzierter Widerstand \Rightarrow „bessere“ Leistung 	<ul style="list-style-type: none"> • Besseres Verhalten in der Thermik
Flächenbelastung	<ul style="list-style-type: none"> • Stabileres Flugverhalten • Größere Vorwärts- und Sinkgeschwindigkeit 	<ul style="list-style-type: none"> • Langsamer • Geringere Stabilität \Rightarrow Einklappgefahr bei Turbulenzen
Krümmung des Profils	<ul style="list-style-type: none"> • Leichter Start • Langsamer • Geringere Stallgrenze 	<ul style="list-style-type: none"> • Schneller • Anspruchsvolleres Flugverhalten
Profilhöhe	<ul style="list-style-type: none"> • Langsamer • Gutmütigere Eigenschaften • Schlechtere Leistung 	<ul style="list-style-type: none"> • Schneller • Anspruchsvolleres Flugverhalten

3.2. Schul- und Anfängerschirme

Wie bereits erwähnt, haben Schirme dieser Klassifikation ein einfaches, ruhiges Flugverhalten, wodurch sich jedoch die Leistung verschlechtert.

Ein Grund, warum ein Schirm dieser Kategorie eine schlechtere Leistung hat, ist das Anwachsen des Widerstands durch das eher dicke Profil. Der c_w -Wert ist höher als bei leistungsstärkeren Schirmen. Weiters sind die niedrige Streckung und ein dadurch auch erhöhter induzierter Widerstand verantwortlich für eine geringere Leistung. Meist ist auch die Form eher einem Rechteck als einer Ellipse ähnlich, wodurch sich natürlich auch die Auftriebsverteilung verschlechtert.

Ein weiterer Grund für die eher schlechtere Leistung ist, daß nur wenige, dicke Leinen der Gewichtsverteilung am Schirm dienen. Dadurch ist das Profil nicht sehr genau und der Reibungswiderstand erhöht sich wesentlich durch Verwirbelungen.

3.3. Mittelklasse- und Einsteigerschirme

Gleitschirme dieser Klasse zeigen ein etwas anspruchsvolleres Verhalten als Schirme der vorhergehenden Kategorie, die Leistung steigt dementsprechend auch etwas an. Das Profil ist schon um einiges besser geformt, das heißt, es ist etwas schlanker, wodurch die Gleitzahl steigt (der Widerstandsbeiwert wird kleiner, die angeströmte Fläche verringert sich ebenfalls). Weiters ist anzu-

merken, daß ein Gleitschirm dieser Klasse um einiges mehr Leinen besitzt, wodurch die Profiltreue der Kappe zunimmt und Verwirbelungen vermieden werden. Auch die Streckung wird etwas größer, wodurch der induzierte Widerstand absinkt. Die Schirme dieser Art haben immer einen elliptischen Grundriß, was auch zur Leistungssteigerung beiträgt (bessere Auftriebsverteilung und geringerer Reibungswiderstand)

3.4. Intermediates

Diese Gruppe von Paragleitern zeichnet sich einerseits durch ein gutmütiges Verhalten und andererseits auch eine sehr gute Leistung aus. Die meisten auf dem Markt befindlichen Gleitschirme werden dieser Kategorie zugezählt. Sie unterscheiden sich von den Hochleistern und Wettkampfschirmen nur durch eine geringfügig kleinere Streckung und dadurch, daß sie etwas weniger Leinen besitzen.

3.5. Hochleister und Wettkampfschirme

Wie schon erwähnt, existieren nicht sehr viele Unterschiede zu den Intermediates. Jedoch sollte noch hinzugefügt werden, daß die Kappen solcher Schirme sehr dazu neigen, einzuklappen, da meist die Flächenbelastung sehr niedrig ist. Man kann auch oft beobachten, daß besonders dünne Leinen verwendet werden, um den zusätzlich durch die Leinen hervorgerufenen Reibungswiderstand zu vermindern.

4. Außerordentliche Flugzustände

Unter *außerordentlichen Flugzuständen* versteht man vom normalen stationären Geradeaus- bzw. Kurvenflug stark abweichende Fluglagen. Die meisten dieser Flugzustände treten nur bei Gleitschirmen auf. Man kann diese Zustände in zwei Gruppen untergliedern:

- ◆ Vom Piloten absichtlich herbeigeführte Flugzustände; diese werden auch als *Extremflugmanöver* bezeichnet. Sie dienen meist dem Schnellabstieg.
- ◆ Andere besondere Flugzustände, die unabsichtlich herbeigeführt werden (sei es durch eine Fehlreaktion des Piloten oder durch vom Piloten unabhängige Ereignisse, wie zum Beispiel Turbulenzen). Solche werden als *Störzustände* bezeichnet.

4.1. Extremflugmanöver

4.1.1. „Ohren anlegen“

Unter „Ohren anlegen“ versteht man eine Reduktion der Flügelfläche, indem man die äußersten A-Leinen einholt, sodaß links und rechts jeweils $\frac{1}{4}$ bis $\frac{1}{3}$ der Fläche eingeklappt sind. Dadurch erhöht sich die Sinkgeschwindigkeit auf ca. 4 bis 5 $\text{m} \cdot \text{s}^{-1}$. Durch die geringere angeströmte Fläche erhöht sich natürlich auch die Horizontalgeschwindigkeit. Dieses Extremflugmanöver eignet sich auch, um bei starkem Gegenwind trotzdem noch relativ schnell vorwärts zu kommen. Nimmt man eine Reduktion der Fläche von $\frac{1}{4}$ an, ergibt sich aus folgender Berechnung nach der Formel

aus Kapitel 2.4. für die veränderte Geschwindigkeit: $v' = \sqrt{\frac{2 \cdot m \cdot g}{\frac{3A}{4} \cdot c_A \cdot \rho}} = \sqrt{\frac{8 \cdot m \cdot g}{3A \cdot c_A \cdot \rho}}$. Das Ohrenan-

legen ist eine materialschonende Möglichkeit, Höhe abzubauen, jedoch gibt es wirkungsvollere Maßnahmen, dies zu tun; sollte man es einmal wirklich eilig haben, ist es eher nicht anzuraten, die „Ohren“ anzulegen. Dazu kommt noch das Unfallrisiko, das man bei turbulenten Flugbedingungen eingeht, da bei einer zusätzlichen Verkleinerung der Fläche durch einen Einklapper in Bodennähe Gefahren entstehen (vgl. „drachenflieger“ August 1993, Seite 39f).

4.1.2. Steilspirale

Die Steilspirale ist eine sehr effektive Art des Schnellabstieges. Man leitet diese Phase damit ein, eine Steuerleine langsam immer weiter zu ziehen. Dadurch steigt die den Gleitschirm zu Boden ziehende Kraft; daraus folgt, daß die Sinkgeschwindigkeit zunimmt, wodurch auch der Kurvenradius abnimmt, daher nimmt auch die Zentrifugalkraft zu (erhöhte „g-Belastung“, d.h. Beschleunigungskraft, siehe Abb. 17)... d.h. die Vertikalgeschwindigkeit nimmt immer weiter zu, jedoch sind relativ schnell die Grenzen erreicht. Es gibt mehrere Möglichkeiten, daß dieses Zunehmen der Sinkgeschwindigkeit ein Ende nimmt, jedoch scheint nur einer davon für die Physik

interessant. Dieser Fall ist, daß ein stabiler Zustand des Systems erreicht ist, das heißt, Sinkgeschwindigkeit und Kurvenradius sind konstant. Es tritt ein Gleichgewicht zwischen Gewichtskraft, Auftrieb, Widerstand und Zentrifugalkraft ein; man befindet sich gleichsam im stationären extremen Kurvenflug. Dabei schließt die Neigungsachse mit Vertikalen den Winkel ϑ ein. Dieser Neigungswinkel läßt sich berechnen:

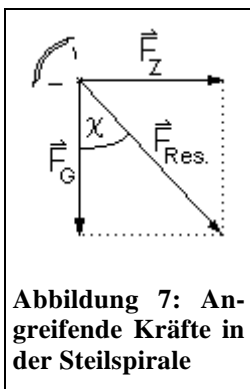


Abbildung 7: Angreifende Kräfte in der Steilspirale

$$\tan \vartheta = \frac{F_Z}{F_G} = \frac{\frac{m \cdot v^2}{r}}{m \cdot g} = \frac{m \cdot v^2}{r \cdot m \cdot g} = \frac{v^2}{r \cdot g} \Rightarrow \vartheta = \tan^{-1}\left(\frac{v^2}{r \cdot g}\right)$$

Also kann man auch die am Körper angreifende Beschleunigung (= g-Belastung) berechnen, da man ja nun den Neigungswinkel kennt. Aus Abbildung 17 geht hervor, daß $\cos\chi = \frac{m \cdot g}{Bel}$. Hierbei bedeutet die Variable *Bel* (in der Abbildung mit F_{Res} bezeichnet) die absolute Belastung. Durch Umformen folgt, daß $Bel = \frac{m \cdot g}{\cos\chi}$. Um die g-Belastung ($Bel_{relativ}$), also die wirkende Beschleunigung am Körper gemessen an der Erdbeschleunigung, zu errechnen, muß man noch durch $m \cdot g$ dividieren. Dadurch erhält man $Bel_{relativ} = \frac{1}{\cos\chi}$ als g-Belastung. Setzt man nun den Term für ϑ in diese Gleichung ein, ergibt sich $Bel_{relativ} = \frac{1}{\cos(\tan^{-1} \frac{v^2}{g \cdot r})}$. Aus diesen Berechnungen ist ersichtlich, daß die Querneigung und die g-Belastung eines Paragleiters samt Piloten unabhängig von ihrer Masse sind.

Setzt man in die letzte Gleichung Beispieldaten ($v=10\text{m} \cdot \text{s}^{-1}$; $r=15 \text{ m}$), erhält man :

$$Bel_{relativ} = \frac{1}{\cos(\tan^{-1} \frac{100}{9,81 \cdot 15})} = \frac{1}{\cos(\tan^{-1} 0,68)} = \frac{1}{\cos(34,21)} = \frac{1}{0,82} = 1,21$$

Das heißt, auf einem Piloten mit den entsprechenden Daten lastet eine Beschleunigung, die 1,21 mal so stark wie die Erdbeschleunigung ist. Dabei beträgt der Neigungswinkel, wie ersichtlich, etwa 34°.

4.1.3. B-Stall

Bei diesem Extremflugmanöver erreicht man eine relativ hohe Sinkgeschwindigkeit bei einer relativ kleinen Materialbelastung. Man leitet den B-Stall ein, indem man, wenn ein eigener Tragegurt für die B-Leinen vorhanden ist, diese herabzieht. Dadurch verändert sich die Profilform so, daß nahezu kein Auftrieb mehr erzeugt wird, das heißt, es liegt keine laminare Strömung an der Oberseite des Schirms mehr an. Daher wird auch kaum noch Vortrieb erzeugt. Die einzige Kraft, die noch bewirkt, daß man nicht ungebremst wie ein Fallschirmspringer zu Boden rast, ist der hohe Luftwiderstand des Gleitschirms, der jedoch vom üblichen Reibungswiderstand beim Normalflug insofern abweicht, daß die projizierte Flügelfläche um etwa ¼ kleiner ist. Daher kann man bei diesem Flugzustand die Gewichtskraft gleich dem Luftwiderstand setzen. Es gilt also:

$$m \cdot g = \frac{A \cdot \rho \cdot c_w \cdot v^2}{2}. \text{ Dabei bedeutet die Variable } v \text{ die Sinkgeschwindigkeit, da es ja keine Horizontalgeschwindigkeit gibt. Löst man die Gleichung nach } v^2 \text{ auf, erhält man } v^2 = \frac{2 \cdot m \cdot g}{A \cdot \rho \cdot c_w}.$$

man jetzt noch die Wurzel, fällt das Quadrat weg: $v = \sqrt{\frac{2 \cdot m \cdot g}{A \cdot \rho \cdot c_w}}$. Dabei muß man jedoch beachten, daß mit A die projizierte Anströmfläche des „B-gestalteten“ Gleitschirms und mit c_w in etwa der Widerstandsbeiwert einer frontal angeströmten Platte gemeint sind (1,00). Setzt man Beispieldaten ein ($m=70\text{kg}$, $A=18\text{m}^2$), um ungefähr die Sinkgeschwindigkeit zu errechnen, erhält man:

$$v = \sqrt{\frac{2 \cdot 70 \cdot 9,8066}{18 \cdot 1,3 \cdot 1,00}} = \sqrt{\frac{1372,931}{23,4}} = \sqrt{58,6723} \cong 7,7\text{m} \cdot \text{s}^{-1}. \text{ Man sieht also, daß die Sinkgeschwindigkeit, gemessen an der des stationären Gleitfluges, relativ groß ist und sich der B-Stall daher relativ gut als Abstiegshilfe geeignet ist, abgesehen davon, daß dieser Flugzustand relativ gut kontrollierbar ist. Die einzige Belastung, der das Material unterworfen ist, stellt das Beenden (auch Ausleiten) dieses Extremflugmanövers dar, bei dem man darauf achten sollte, die B-Tragegurte relativ zügig und symmetrisch zurückzuführen.}$$

Man sieht also, daß die Sinkgeschwindigkeit, gemessen an der des stationären Gleitfluges, relativ groß ist und sich der B-Stall daher relativ gut als Abstiegshilfe geeignet ist, abgesehen davon, daß dieser Flugzustand relativ gut kontrollierbar ist. Die einzige Belastung, der das Material unterworfen ist, stellt das Beenden (auch Ausleiten) dieses Extremflugmanövers dar, bei dem man darauf achten sollte, die B-Tragegurte relativ zügig und symmetrisch zurückzuführen.

4.1.4. Fullstall

Ziel dieses Extremflugmanövers ist der volle Strömungsabriß. Dieser wird durch 100%iges Durchziehen der Bremsleinen erzielt. Die physikalische Beschreibung dieses Vorganges ist der des B-Stalles sehr ähnlich und wird daher nicht näher beschrieben. Einen Unterschied zum B-Stall gibt es dennoch: Dieses Extremflugmanöver sollte nicht als Abstiegshilfe benützt werden, da sich der Schirm sehr unruhig verhalten kann und dies oft mit einem unkontrollierten Sturzflug endet, da die Fläche je nach Staudruck (also abhängig von der Geschwindigkeit) immer kleiner werden kann. Es besteht auch die Möglichkeit, daß sich einige Leinen mit dem Tuch und untereinander verknoten oder verhängen (*Leinentwist*, vgl. „*drachenflieger*“ August 1993, Seite 40). Dazu kommt noch die stark erhöhte Belastung des Materials bei der Wiederöffnung des Schirms, vergleichbar mit dem Öffnungsstoß beim Fallschirm, nur schwächer. Daher können auch mehr oder weniger starke Pendelbewegungen folgen, die bei einer Fehlreaktion des Piloten leicht zu gefährlichen Situationen führen können.

4.1.5. Spirale mit angelegten Ohren

Dieses, früher öfters als Abstiegshilfe gebrauchte, Extremflugmanöver, wird heute kaum mehr verwendet, da es zu einer Serie schwerer Unfälle kam. Durch die erhöhte Geschwindigkeit, die sich gemäß der Formel aus dem Kapitel *Ohren anlegen* ergibt, wird die Belastung der Leinen stärker. Dieser Belastung sollten diese zwar gewachsen sein, jedoch übersieht man dabei leicht, daß diese Belastung sehr asymmetrisch verteilt sein kann, wodurch es zu gefährlichen Rissen

kommen kann. Zum Beispiel könnten die linken A-Leinen besonders stark belastet sein; wenn diese ruckartig reißen, kann es zu Rissen in einer weiteren Leinengruppe kommen usw. Dieser Vorgang wird in Fachzeitschriften auch oft als „ausleinen“ oder „Leinenserienriß“ bezeichnet.

4.2. Störzustände

4.2.1. Seitliches Einklappen

Die Ursache für diesen Störzustand ist, außer er wird durch den Piloten herbeigeführt, ausschließlich Turbulenz. Seitliches Einklappen (kurz auch Klappen) bedeutet, daß die äußersten Zellen des Paragleiters nicht mit Luft gefüllt sind und daher auch kein Profil mehr besitzen und keinen Auftrieb mehr erzeugen. Dadurch neigt der Gleitschirm dazu, zur eingeklappten Seite hin zu lenken. Im Extremfall folgt eine Steilspirale mit reduzierter Fläche; dies geschieht allerdings nicht, wenn man sofort gegensteuert und versucht, durch kräftiges Ziehen der Bremsleine (= Pumpen) auf der eingeklappten Seite, um in den noch mit Luft gefüllten Zellen den Staudruck im Inneren zu erhöhen, damit sich dieser durch die Druckausgleichsöffnungen in die eingefallenen Bereiche fortpflanzt. Bei Anfängerschirmen, die zwar durch den höheren Staudruck weniger häufig klappen, öffnen sich die geschlossenen Zellen meist von selbst.

4.2.2. Frontstall

Beim Frontstall klappt der vordere Teil des Gleitschirmes ein, wodurch die Horizontal- und Vertikalgeschwindigkeit zunehmen. Ursachen für diesen Störzustand können sowohl Turbulenzen als auch Fliegen mit kleinem Anstellwinkel (also mit Trimmssystem, siehe Kapitel 2.3.5.) sein. Meist jedoch ist die Ursache eine Kombination aus beiden. Man sollte daher vermeiden, bei Turbulenzen den Beschleuniger zu betätigen (bei Fußbeschleunigern löst sich das Problem von selbst, da man beim Erschrecken vor kleineren Störungen automatisch die Füße anzieht). Der Vorgang, der zum Frontstall führt, erklärt sich wie folgt: eine Luftströmung „bläst“ von oben auf die Vorderkante des Gleitschirms, wodurch diese zusammenfällt, da der Staudruck p_v außerhalb des Schirmes größer als der Staudruck im Inneren ist. Durch kleine Anstellwinkel wird dieser Vorgang begünstigt, woraus sich auch das Gebot zur Nichtbetätigung ergibt. Dieser Störzustand kann nur durch beidseitiges, mäßiges Bremsen behoben werden. Dieses Bremsen führt zu einer Verringerung des Innenraumes der Kappe, wodurch die Luft Druck auf die Umgebung ausübt und sich der Schirm wieder öffnet.

4.2.3. Sackflug

Der Sackflug ist ein Phänomen, das eher bei älteren Paragleitern auftritt, aber auch bei Gleitschirmen jüngerer Generationen kann dieser Stöorzustand eintreten. Hauptursache ist stark gebremstes Fliegen in Turbulenzen, oft auch kombiniert mit einem schon relativ luftdurchlässigen Segel. Dadurch kann der Staudruck im Inneren des Gleitschirmes stark abnehmen, wodurch sich die Segelform so verändert, daß keine laminare Strömung an der Oberseite der Kappe mehr anliegen kann. Daher kann nahezu kein Auftrieb mehr erzeugt werden (deswegen auch oft die Bezeichnung Fallschirmeffekt). Der Schirm steht etwas faltig über dem Piloten; es tritt ein ähnlicher Flugzustand ein, wie es beim B-Stall der Fall ist, die Sinkgeschwindigkeit ist nur vom Widerstandsbeiwert des Gleitschirmes abhängig. Die Gleitzahl beträgt in diesem Zustand maximal 0,5, die Sinkgeschwindigkeit liegt, wie aus der Formel im Kapitel 4.1.3. ersichtlich, bei $5-8\text{m}\cdot\text{s}^{-1}$.

4.2.4. Negativkurve, Trudeln

Dieser Stöorzustand tritt eher selten auf, ist aber stets mit einem Fehlverhalten des Piloten verbunden. Die Negativkurve ist nicht einfach zu beschreiben, da die auftretenden Phänomene nicht alle geklärt sind. Vereinfacht könnte man jedoch sagen, daß die Strömung auf einer Seite des Schirmes abreißt. Daher wirkt auf dieser Seite nurmehr der Reibungswiderstand, wodurch diese Seite abrupt langsamer wird; die andere Seite hingegen behält seine Geschwindigkeit. Die Folge davon ist, daß die Kappe sehr schnell dreht, meistens sogar schneller als der Pilot. Es können sich dabei die Leinen ineinander verhängen (*Leinentwist*), was meist böse endet. Zum Beispiel kamen Unfälle vor, bei denen der Pilot „gefesselt“ und somit nicht in der Lage war, den Rettungsschirm zu werfen.