

# Auftrieb durch die Massenträgheit der Luft

Ein durch die Luft bewegter Körper drängt die Luft zur Seite und schiebt und zieht Luft mit sich. Aufgrund der Massenträgheit der Luft wirkt auf die Oberfläche des Körpers so eine Luftkraft. Die seitliche Verdrängung erzeugt eine Kraftkomponente quer zur Flugbahn. Bei einer überwiegend nach unten umgelenkten Luftmasse entsteht Auftrieb. Das Mitnehmen von Luftmasse (aufgrund der Form des Körpers und aufgrund der Wandreibung) erzeugt eine Kraftkomponente gegen die Bewegungsrichtung, den Widerstand.

Wie der Auftrieb durch das Umlenken von Luftmasse nach unten entsteht, wird durch ein Zentrifugalkraft-Modell veranschaulicht. Details, die das Zentrifugalkraft-Modell nicht berücksichtigt, werden anhand der Umströmung eines Profils erläutert. Schließlich werden interessante Aspekte bei der Umströmung einer Tragfläche betrachtet, wie z.B. der Auftriebsverlust durch Pfeilung, die Umströmung der Flügelspitze und die Besonderheiten des Gleitschirmflügels.

Bernhard Wienand, April 2015, überarbeitet Juni 2015

Inhalt	Seite
1 Das Zentrifugalkraft-Modell .....	1
2 Umströmung eines Profils .....	3
2.1 Staupunkt und wandnahe Stromlinien .....	4
2.2 Druckfeld und Stromlinien .....	5
2.3 Druckfeld und Geschwindigkeitsfeld.....	5
2.4 Bernoulli-Gleichung und Tragflügeltheorie.....	6
2.5 Strömungsablösung .....	6
2.6 Fazit und weitere Einflüsse.....	6
3 Umströmung einer Tragfläche .....	6
3.1 Auftriebsverlust durch Pfeilung.....	7
3.2 Umströmung der Flügelspitze.....	8
3.3 Der Flügel des Gleitschirms .....	8

## 1 Das Zentrifugalkraft-Modell

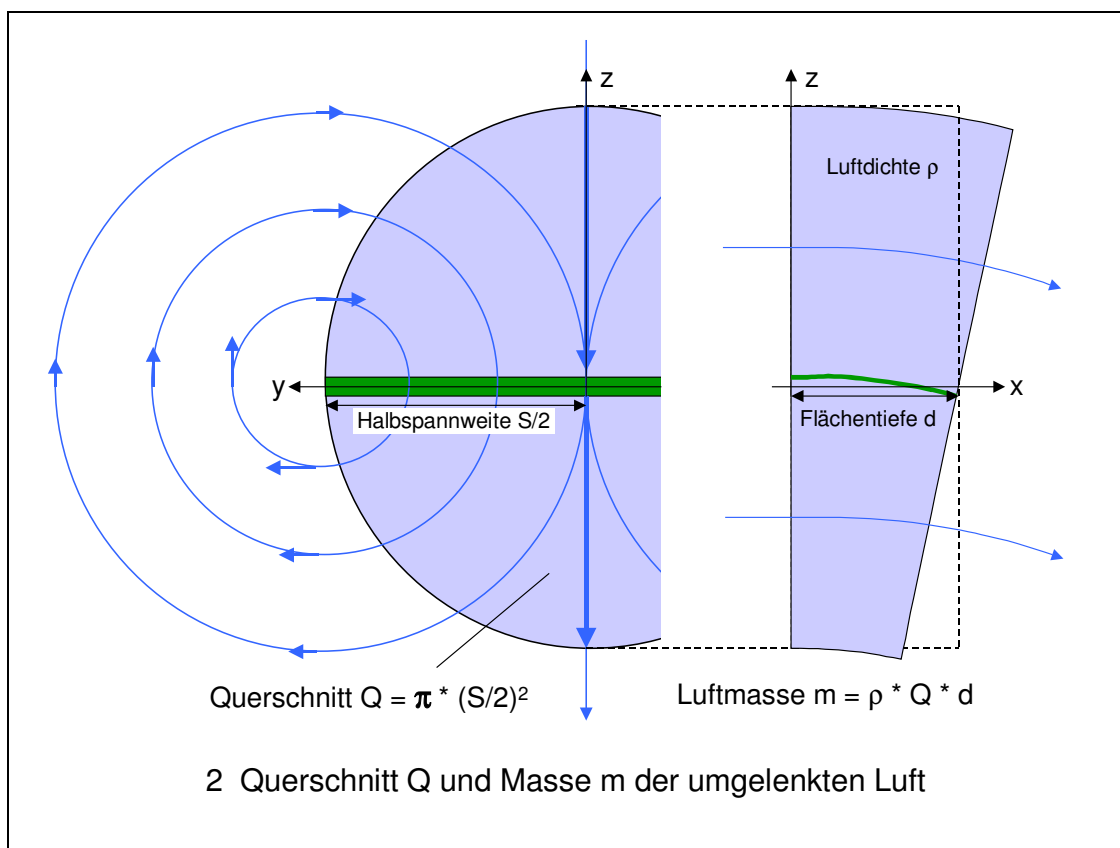
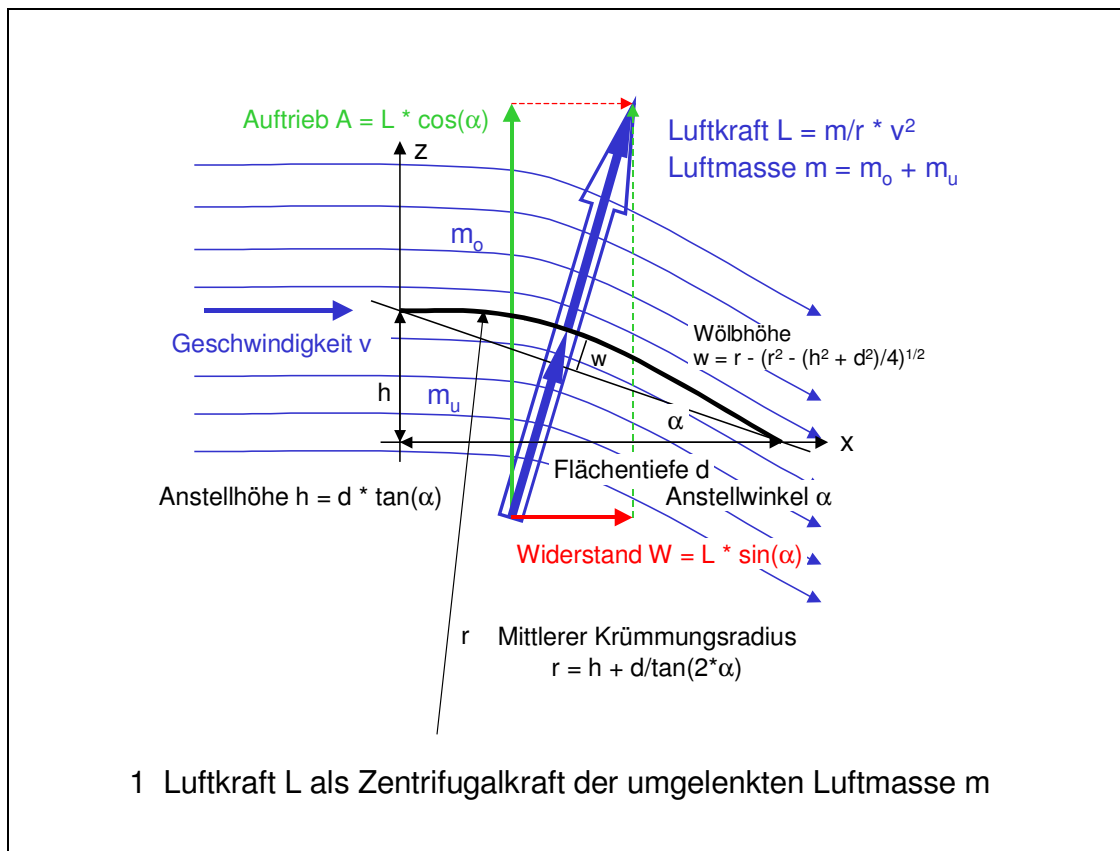
Wird eine Masse beschleunigt, abgebremst oder umgelenkt, so widersetzt sie sich durch ihre Trägheitskraft aufgrund ihrer Massenträgheit.

Eine uns geläufige Kraft, die auf der Massenträgheit beruht und auch den dynamischen Auftrieb bewirkt, ist die Fliehkraft bzw. Zentrifugalkraft  $Z = m \cdot v^2/r$ , z.B. in einer Zentrifuge. Sie entsteht, wenn eine Masse  $m$  mit der Geschwindigkeit  $v$  auf einer Kreisbahn mit dem Radius  $r$  gehalten und damit ständig zu einer Änderung ihrer Bewegungsrichtung gezwungen wird.

Wird wie im **Bild 1** ein Luftstrom von einer gewölbten Fläche mit dem Krümmungsradius  $r$  umgelenkt, wirkt auf die Fläche die Luft-Zentrifugalkraft  $L = m/r \cdot v^2$  aus der Umlenkung der Luftmasse  $m = m_u + m_o$ , die die Geschwindigkeit  $v$  hat. Unten drückt die Luftmasse  $m_u$  gegen die Fläche, oben zieht die Masse  $m_o$  an der Fläche. Dass auch oben die Strömung der Wölbung der Fläche folgt und an der Fläche zieht, liegt wesentlich an dem umgebenden Luftdruck (auf Meereshöhe gut 1 Tonne/m<sup>2</sup>), der beidseitig die Strömung andrückt. Hinzu kommt die Adhäsion (lateinisch 'adhaesio' = Anhaftung) zwischen der Luft und der Fläche.

Der mit dem Anstellwinkel  $\alpha$  nach hinten zeigende Luftkraftvektor  $\underline{L}$  lässt sich in eine Komponente senkrecht zur Strömungsrichtung, den Auftrieb  $A = L \cdot \cos(\alpha)$ , und in eine Komponente in Strömungsrichtung, den Widerstand  $W = L \cdot \sin(\alpha)$ , zerlegen. Die Gleitzahl ist dann  $Gz = A/W = 1/\tan(\alpha)$ , und nimmt mit kleinerem Anstellwinkel zu (wobei die Luftkraft  $L$  abnimmt). Der mit dem Auftrieb verbundene Widerstand wird 'Induzierter Widerstand' (lateinisch 'inducere' = herbeiführen) genannt, im Unterschied zum Reibungswiderstand aus Scherkräften

im Strömungsfeld, insbesondere in der Grenzschicht. Der Begriff wurde aufgrund von Analogien zwischen Strömungsfeldern und elektromagnetischen Feldern (Induktion) vmtl. durch Hermann von Helmholtz ca. 1873 eingeführt.



Anhand weniger Annahmen, lässt sich die Luft-Zentrifugalkraft auch berechnen:

Bei tangentialer Anströmung der Fläche ergibt sich der mittlere Krümmungsradius aus dem Anstellwinkel  $\alpha$  und der Flächentiefe  $d$ :  $r = h + d/\tan(2 * \alpha)$  mit der Anstellhöhe  $h = d * \tan(\alpha)$ , bzw.  $r = d * (\tan(\alpha) + 1/\tan(2 * \alpha))$ .

Die umgelenkte Luftmasse  $m = \rho * d * Q$  erhält man aus der Luftdichte  $\rho$  (auf Meereshöhe bei 15 Grad  $1,225 \text{ kg/m}^3$ ), der Flächentiefe  $d$  und einem Strömungsquerschnitt  $Q$ , der sich aus den folgenden Überlegungen ableiten lässt:

1. Die Umlenkung der Luft nimmt mit dem Abstand von der Fläche ab.
2. Die unten gegen die Fläche drückende Luft drückt auch Luft zur Seite, nach außen, die oben an der Fläche ziehende Luft zieht auch Luft von der Seite an, von außen.

Für  $Q$  wird daher eine Ellipse mit der Spannweite  $S$  als Durchmesser angenommen, für übliche Anstellwinkel und Spannweiten ein Kreis mit  $Q = \pi * (S/2)^2$ , siehe **Bild 2**. Diese Annahme wird auch durch plausible Rechenergebnisse für  $L = \rho * d * \pi * (S/2)^2 * v^2/r = \rho/2 * v^2 * F * c_L$  gerechtfertigt (Staudruck  $q = \rho/2 * v^2$ , Fläche  $F = S * d$ , Luftkraftbeiwert  $c_L = \pi/2 * S/r$ ). Die Luftkraft  $L$  bzw. ihr Beiwert  $c_L$  wird also maßgeblich von der Spannweite  $S$  bzw. Streckung  $S^2/F = S/d$  beeinflusst. Der elliptische bzw. kreisförmige Strömungsquerschnitt führt bei konstanter Flächentiefe  $d$  und konstantem Krümmungsradius  $r$  bzw. Anstellwinkel  $\alpha$  zu einer elliptischen Auftriebsverteilung über der Spannweite.

Obwohl dieses einfache Zentrifugalkraft-Modell keine Wechselwirkung zwischen Druck und Geschwindigkeit, keinen Reibungswiderstand und keine weiteren Effekte (z.B. Ablösungen) und Einflussgrößen (z.B. Pfeilung) berücksichtigt, lassen sich mit ihm bereits recht plausible Werte berechnen. So ergibt sich z.B. für einen Flügel mit einer Spannweite von 10 m und einer Fläche von  $14 \text{ m}^2$  (Streckung 7,14) bei einem Anstellwinkel von 3 Grad, einer Geschwindigkeit von 11 m/s bzw. 40 km/h und einer Luftdichte von  $1,225 \text{ kg/m}^3$  eine Luftkraft  $L = 125 \text{ kp}$  und eine Gleitzahl  $Glz = 19$ . Erhöht man die Spannweite bei gleicher Fläche von 10 auf 12 m (Streckung 10,29), so genügt für eine gleich große Luftkraft  $L = 125 \text{ kp}$  bereits ein Anstellwinkel von 2,1 Grad, mit dem man eine Gleitzahl  $Glz = 27$  erreicht.

Die unten gegen die Fläche drückende Luft drückt aber nicht nur auch Luft zur Seite, nach außen, wie oben für den Strömungsquerschnitt  $Q$  berücksichtigt, sondern auch noch nach vorne und nach hinten, so dass die Strömung unter der Fläche vor dem Überdruckgebiet gebremst und dahinter wieder beschleunigt wird. Die oben an der Fläche ziehende Luft zieht nicht nur auch Luft von der Seite an, von außen, sondern auch noch von vorne und von hinten, so dass die Strömung über der Fläche vor dem Unterdruckgebiet beschleunigt und dahinter wieder gebremst wird. So ist es jedenfalls bei Unterschall-Geschwindigkeit bzw. wenn die Luft durch den Flugkörper nicht nennenswert komprimiert wird.

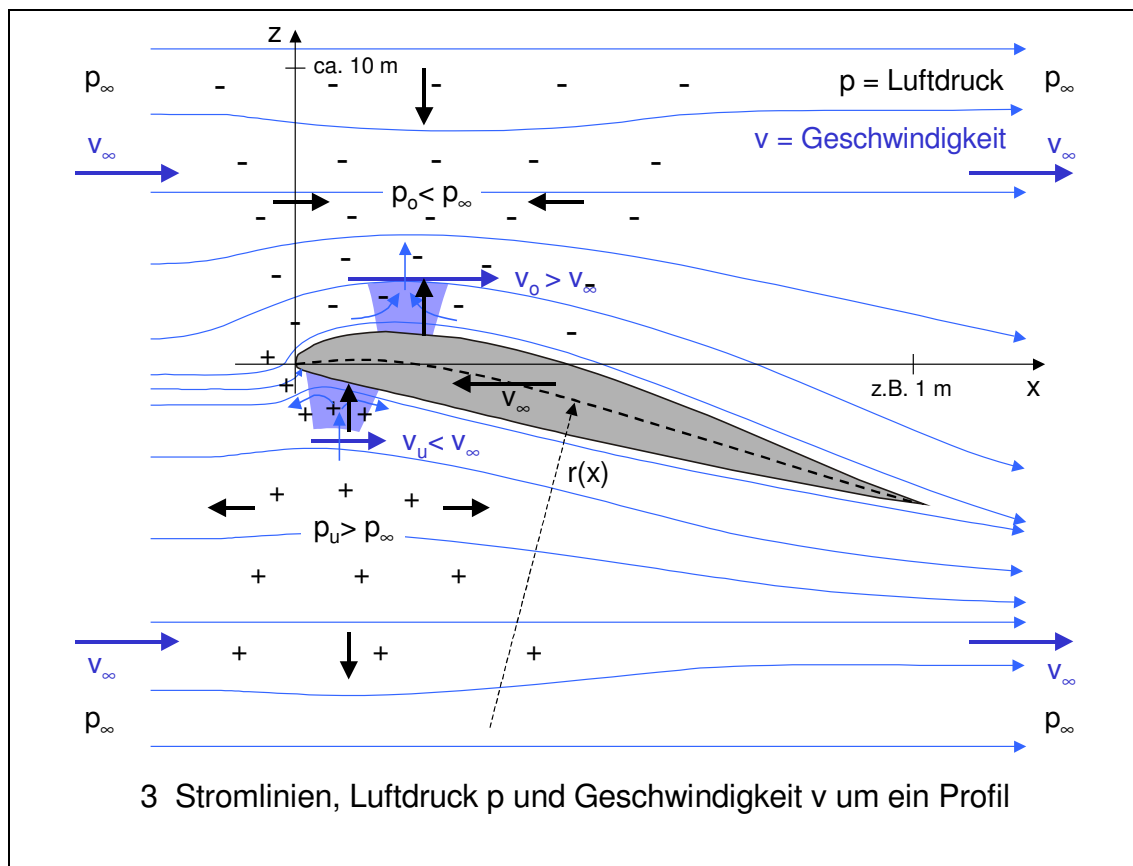
Somit strömt auch Luft aus dem Überdruckgebiet unter der Fläche um ihre vordere Kante, die Anströmkante, herum in das Unterdruckgebiet über der Fläche. An einer scharfen Anströmkante, also einer Kante mit einem sehr kleinen Krümmungsradius, wie z.B. bei einer einfachen Platte, entsteht so eine extrem starke Sogspitze, die die wandnahe Luft (Grenzschicht) gegen die Strömung anzieht, so dass sich hinter der Kante ein flacher Wirbel bildet, der die Umströmung von der Wand drängt (ablöst). Dies hat zu der runden Anströmkante bzw. Profilnase geführt, die solche frühen Ablösungen verhindert bzw. reduziert, und daraus weiter zur 'Stromlinienform' bzw. 'Tropfenform'. Eine Umströmung einer angestellten bzw. gewölbten Platte wie in Bild 1 kann es also physikalisch bei Unterschall-Geschwindigkeit so nicht geben. Für eine genauere Vorstellung von der Luftkraft aus umgelenkter Luftmasse wird folglich die Umströmung eines Profils betrachtet.

## 2 Umströmung eines Profils

Bei einem üblichen Profil nimmt die Profildicke nach der runden Profilnase, z.B. mit einem Krümmungsradius von 1 – 2% der Profiltiefe, aus der sich die Anfangsdicke ergibt, weiter zu, und erreicht bei einer Dickenrücklage von etwa 25% (Drachenprofil) bis etwa 50% (Laminarprofil eines Segelflugzeugs) ihren Maximalwert, z.B. 12% der Profiltiefe. Danach nimmt die Profildicke wieder kontinuierlich ab, hinten meist linear, so dass am Ende eine scharfe Abrisskante entsteht, um bei einem ggf. hinten noch bestehenden Druckgefälle zwischen Unter-

und Oberseite ein Umströmen der Hinterkante zu vermeiden. Außerdem hat ein übliches Tragflächenprofil eine Wölbung, zu erkennen an seiner Skelett- bzw. Mittellinie, siehe **Bild 3**, mit einer Wölbhöhe (Wölbmaximum) von z.B. 6% der Profiltiefe bei einer Wölbungsrücklage, die sich an der Dickenrücklage orientiert.

Überträgt man das Zentrifugalkraft-Modell auf ein Profil bzw. eine profilierte Fläche, genügt für eine erste einfache Betrachtung die Krümmung bzw. der Verlauf des Krümmungsradius  $r(x)$  der Skelett- bzw. Mittellinie des Profils. Die Luftkraft hängt aber letztlich davon ab, auf welchen Bahnen mit welcher Krümmung die Luftteilchen einen Körper wie schnell umströmen. Und dies ergibt sich nicht nur aus der Form des Körpers, sondern auch aus der Anströmrichtung. Eine ebene, also nicht gewölbte bzw. gekrümmte, aber angestellte Platte lenkt nämlich ebenfalls Luft nach unten und erzeugt so Auftrieb. Bei stationärer Strömung sind die Teilchenbahnen mit den Stromlinien übrigens identisch.



## 2.1 Staupunkt und wandnahe Stromlinien

Der wesentliche Unterschied der in **Bild 3** dargestellten Umströmung eines Profils gegenüber der in Bild 1 angenommenen Umströmung einer gewölbten Platte, ist die Berücksichtigung eines Staupunktes. Im Staupunkt trifft die Luft genau senkrecht auf die Anströmkante und wird auf die Geschwindigkeit  $v_q = 0$  abgebremst, so dass dort nach der Bernoulli-Gleichung, siehe unten, die Luft den maximal möglichen Druck ausübt, nämlich  $p_q = p_\infty + q$  [N/m<sup>2</sup>], bestehend aus dem Umgebungsdruck der Atmosphäre  $p_\infty$  und dem Staudruck  $q = \rho/2 * v_\infty^2$ , mit der Geschwindigkeit der unbeeinflussten Strömung  $v_\infty$  [m/s] bzw. der Geschwindigkeit des Flugkörpers.

Da auch Luft aus dem Überdruckgebiet unter der Fläche um die Anströmkante herum in das Unterdruckgebiet über der Fläche strömt, wird die Staupunkt-Stromlinie vor dem Profil etwas nach oben gezogen, so dass der Staupunkt etwas unterhalb bzw. hinter der Vorderkante des Profils liegt. Dies geschieht umso mehr, je größer der Anstellwinkel ist, mit dem der Unterdruck über dem Flügel nach vorne wandert und sich dabei zuspitzt. Durch eine runde Anströmkante werden so frühe Strömungsablösungen vermieden. Die Wirkung eines Körpers auf die Luft vor ihm, lässt mit Annäherung an die Schallgeschwindigkeit jedoch nach. Bei Überschall nimmt die

Luft den herankommenden Körper erst mit seinem Eintreffen wahr. Die Anströmkannte kann und sollte dann scharfkantig sein.

Beiderseits des Staupunktes verzweigen sich die Stromlinien und werden dabei stark konkav gekrümmt, was Überdruck bedeutet. Erst hinter dem Staupunkt folgen die Stromlinien der Profilkontur, was im Bereich konvexer Krümmung Unterdruck bedeutet. So kann schon aus den Krümmungen (Krümmungsradien)  $r_u(x)$  und  $r_o(x)$  der unteren und oberen Stromlinien nahe der Kontur der Druckverlauf über der Profiltiefe ungefähr abgelesen werden.

## 2.2 Druckfeld und Stromlinien

Die Gegenkraft zum Sog auf der Oberseite des Flügels ergibt sich aus der Trägheit der über dem Flügel nach unten gezogenen Luftmasse, die Gegenkraft zum Druck auf die Unterseite aus der Trägheit der unter dem Flügel nach unten gedrückten Luftmasse.

Der Sog bzw. Unterdruck pro Fläche  $p_o < p_\infty$  [N/m<sup>2</sup>] auf der Oberseite verteilt sich mit dem Abstand vom Flügel über eine immer größere Luftfläche im Strömungsfeld und schwächt sich so ab. Für den Druck bzw. Überdruck  $p_u > p_\infty$  [N/m<sup>2</sup>] auf der Unterseite gilt Entsprechendes. Der Ausdruck  $p - p_\infty > 0$  wird als Atmosphären-Überdruck (atü) bezeichnet. Im Allgemeinen wird mit dem relativen Druck  $(p - p_\infty)/p_\infty$  gearbeitet.

Durch diese radiale Ausbreitung der Druckunterschiede glätten sich die Stromlinien mit dem Abstand vom Flügel zunächst, um sich anschließend etwas in die Gegenrichtung zu krümmen, bis sich schließlich in großer Entfernung die geradlinige unbeeinflusste Strömung einstellt. Die Stromlinien über dem Flügel ziehen sich durch den Unterdruck zusammen, die Stromlinien unter dem Flügel fächern sich durch den Überdruck auf (m Bild stark zusammengedrängt dargestellt).

Wird die nach unten gedrückte Luft durch einen Boden (unendlich hohe Masse) aufgehalten, erhöht sich der Gegendruck und somit der Auftrieb, was als Bodeneffekt bezeichnet wird. Entsprechendes würde auch für eine Decke über dem Flügel gelten. Solche Randeffekte sind für Windkanal-Versuche zu berücksichtigen.

## 2.3 Druckfeld und Geschwindigkeitsfeld

Da der Unterdruck über dem Flügel die ankommende Luft ansaugt und beschleunigt, strömt sie dort schneller als in der unbeeinflussten Strömung,  $v_o > v_\infty$ . Hinter dem Unterdruckgebiet wird der Luftstrom wieder abgebremst. Unter dem Flügel dagegen wird durch den Überdruck die ankommende Strömung zuerst gebremst, so dass sie dort langsamer strömt als in der unbeeinflussten Strömung,  $v_u < v_\infty$ . Hinter dem Überdruckgebiet wird der Luftstrom dann wieder beschleunigt. Siehe hierzu die schraffierten Luftpakete in **Bild 3**.

Die Luft in einer gewissen Strömungsschicht über dem Flügel überholt dadurch die Luft in der unbeeinflussten Strömung und kommt trotz eines längeren Weges eher hinter dem Flügel an, während die Luft unter dem Flügel gegenüber der unbeeinflussten Strömung zurückbleibt und später ankommt. Hinter dem Flügel sind die Strömungsgeschwindigkeiten wieder angeglichen. Die Gegenkräfte zu den Druckunterschieden bzw. dem Druckausgleich längs der Stromlinien bzw. Profilkontur ergeben sich aus der Trägheit der durch diese Druckunterschiede beschleunigten bzw. gebremsten Luftmassen (Kräftegleichgewicht der stationären Strömung).

Für eine genauere Bestimmung des Druckverlaufs über der Profiltiefe sind also neben den Krümmungen bzw. Krümmungsradien der Profilwölbung  $r(x)$  bzw. der wandnahen Stromlinien  $r_u(x)$  und  $r_o(x)$  auch die Abweichungen der Strömungsgeschwindigkeiten  $v_u(x)$  und  $v_o(x)$  im Bereich der Krümmungen von der Geschwindigkeit der unbeeinflussten Strömung  $v_\infty$  zu berücksichtigen.

Der Druckausgleich längs der Stromlinien schwächt das Unterdruckgebiet über und das Überdruckgebiet unter dem Flügel ab, was eine Schwächung der Luftkraft bzw. des Auftriebs bedeutet. Über dem Flügel wird dabei jedoch die Geschwindigkeit im Bereich der Krümmung erhöht, was die Abschwächung wieder ausgleicht. Unter dem Flügel wird die Geschwindigkeit dagegen reduziert, was die Luftkraft zusätzlich mindert. Dadurch und durch die über dem Flügel stärker gekrümmten Stromlinien entsteht etwa 2/3 des Auftriebs über und nur 1/3 unter dem Flügel.

## 2.4 Bernoulli-Gleichung und Tragflügeltheorie

Dass der Druck  $p$  an einer Stelle eines Strömungsfeldes abnimmt, wenn die dortige Geschwindigkeit  $v$  zunimmt, und umgekehrt, so dass die Summe aus statischer Energie und dynamischer Energie konstant bleibt, wurde schon 1738 von Daniel Bernoulli in seiner Hydrodynamica beschrieben.

Wir kennen den Zusammenhang heute als Bernoulli-Gleichung  $p + \rho/2 * v^2 = \text{konstant} = p_\infty + \rho/2 * v_\infty^2$ . Der Einfluss der Luftmasse geht über die Dichte  $\rho$  (Masse/Volumen) ein.

Durch Annahme eines Geschwindigkeitsfeldes um eine Tragfläche bzw. um ein Profil kann so ein Druckfeld und daraus durch Integration der auf die Oberfläche wirkende Luftkraftvektor errechnet werden. Ein Geschwindigkeitsfeld, dessen Stromlinien der Umströmung einer Profilkontur entsprechen, erhält man, wenn man der unbeeinflussten Strömung Potentialwirbel überlagert. Diese 1919 von Ludwig Prandtl entwickelte Tragflügeltheorie ermöglichte erstmals brauchbare Berechnungen des Auftriebs von profilierten Tragflächen, und wird noch heute in Programmen für den Modellbau angewandt, z.B. in Nurflügel und FLZ\_Vortex von Frank Ranis. Durch ungenauen Sprachgebrauch führte sie allerdings auch zu dem Missverständnis, Auftrieb beruhe auf der Bernoulli-Gleichung und auf einem Wirbelring (gemäß Helmholtzschem Wirbelsatz von 1860), der sich aus einer 'Zirkulationsströmung' bzw. dem 'tragenden Wirbel' um den Flügel, den Randwirbeln und dem Anfahrwirbel zusammensetzt.

## 2.5 Strömungsablösung

Der hinter der Sogspitze auf der Oberseite des Flügels wieder ansteigende Druck erzeugt eine Kraft gegen die Strömungsrichtung. Während die zuvor beschleunigte Umströmung dadurch lediglich wieder abgebremst wird, kann in der durch die Reibung an der Wand verlangsamten Strömung, der Grenzschicht, ein Gegenstrom entstehen, der die Umströmung von der Wand drängt bzw. ablöst. Ein Gegenstrom in der vorne noch laminaren Grenzschicht kann durch das Umschlagen in eine turbulente Grenzschicht stromabwärts begrenzt werden, da die flatternde Grenzschichtströmung die schnelle Umströmung wieder dicht an die Wand bringt. Es entsteht ein flacher Wirbel, der als Ablöseblase bezeichnet wird. Ein Gegenstrom in turbulenter Grenzschicht führt zu einer stromabwärts offenen Ablösung. Zwischen der Hinterkante des Flügels und der oberen abgeflachten Umströmung entsteht eine Wirbelschicht. Auf der Oberseite des Flügels wird die Luft weniger nach unten gezogen, der Auftrieb ist schwächer. Aber auch Ablöseblasen beeinträchtigen den Auftrieb bereits. Größere Anstellwinkel führen zu steileren Sogspitzen, hinter denen der Druck stärker wieder ansteigt. Die Wahrscheinlichkeit und das Ausmaß von Ablösungen nehmen zu, bis zu einem regelrechten Auftriebseinbruch.

## 2.6 Fazit und weitere Einflüsse

Krümmungen der Profilkontur bzw. der Stromlinien in der senkrechten x-z-Ebene vermitteln uns aufgrund der damit verbundenen Fliehkräfte der Luftmassen, die zu Druckunterschieden führen, eine erste Vorstellung über die Luftkraft an einem Flügel, über ihre Richtung und ihre Verteilung über der Flügeltiefe. Ein genaueres Bild ergibt sich, wenn wir außerdem die Beschleunigung und Verzögerung der Umströmung durch die Druckunterschiede beachten. Dass die Fernwirkung von Druckunterschieden gegen die Strömung mit deren Geschwindigkeit abnimmt und durch die Schallgeschwindigkeit begrenzt wird, wurde hier vernachlässigt. Noch zu bedenken wäre ggf., dass durch Unterdruck die Luftdichte abnimmt bzw. durch Überdruck zunimmt. Für Geschwindigkeiten, die deutlich unter der Schallgeschwindigkeit liegen, wird die Luft aber i.d.R. als inkompressibel betrachtet. Die Temperatur  $T$ , aufgrund der Gasgleichung  $p = R_s * \rho * T$  ( $R_s$  = spezifische Gaskonstante,  $T$  = absolute Temperatur) noch verbliebene Zustandsgröße von Strömungsfeldern, ist fast immer zu vernachlässigen.

## 3 Umströmung einer Tragfläche

Ebenso wie in der x-z-Ebene, wie z.B. bei Profilschnitten, sind auch die Luftkräfte in der x-y-Ebene, z.B. über die Spannweite, zu ermitteln.

Da Druck/Sog in alle Richtungen wirkt, wirken sich Druckunterschiede über der Längsachse (x-Achse) bzw. der Flügel- und Profiltiefe auch seitlich in Richtung Querachse (y-Achse) bzw. der Spannweite aus und umgekehrt. Die seitliche Auswirkung wurde ja bereits bei der Annahme eines Strömungsquerschnittes  $Q$  in der x-y-Ebene für die durch eine gewölbte Fläche nach unten abgelenkte Luftmasse berücksichtigt, siehe Bilder 1 und 2.

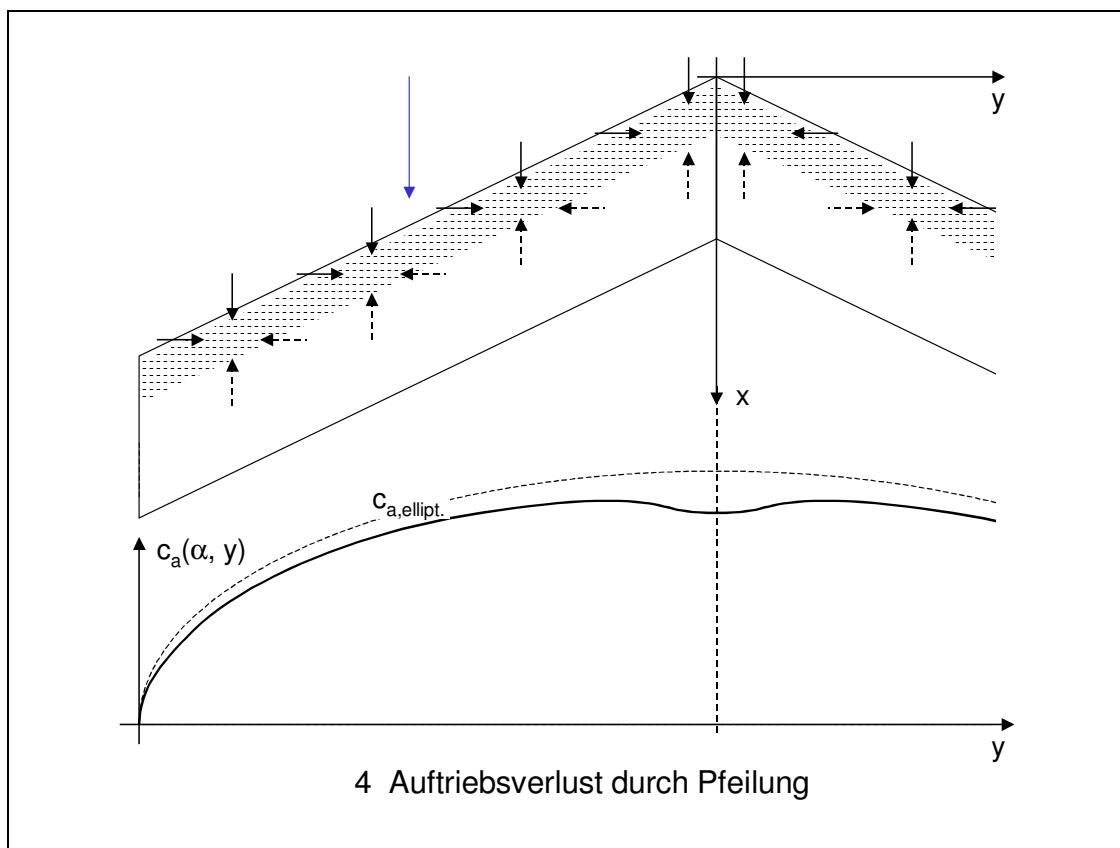
Der Unterdruck über der Fläche zieht nicht nur Luft von oben an, von vorne und von hinten, sondern auch seitlich von außen. Der Überdruck unter der Fläche drückt nicht nur Luft nach unten, nach vorne und nach hinten, sondern auch zur Seite nach außen. Das seitliche Ansaugen über dem Flügel und das seitliche Verdrängen unter dem Flügel führt zu Rotationen der Umströmung um die Halbflügel in der x-y-Ebene, mit den korkenzieherartigen Randwirbeln an den Flügelspitzen in den Zentren der Rotationen.

Schließlich sind auch Konturen eines umströmten Körpers, z.B. des Rumpfes, in der x-y-Ebene (waagerechte Schnitte) zu berücksichtigen. Die sich hieraus ergebenden Kräfte überlagern sich (Interferenz) mit den Kräften aus den Konturen in der x-z-Ebene (senkrechte Schnitte, Profile).

Die Druckverteilung über dem Flügel erklärt auch den Auftriebsverlust durch Pfeilung. Für die Umströmung der Flügelspitze ist zusätzlich zur Dichte der Luft auch ihre Viskosität (Zähflüssigkeit) zu beachten. Schließlich werden Besonderheiten des Gleitschirmflügels, wie vor allem seine Wölbung, betrachtet.

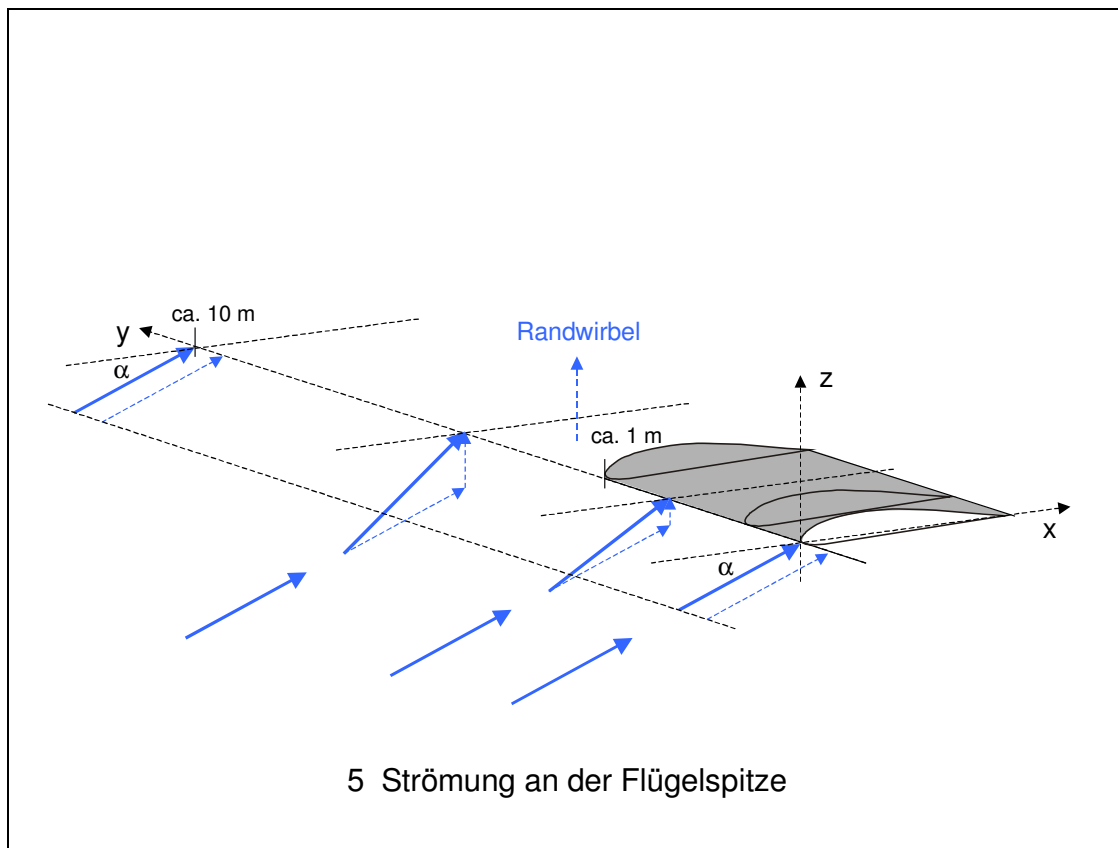
### 3.1 Auftriebsverlust durch Pfeilung

Durch Pfeilung eines Flügels ergeben sich über die Spannweite in Strömungsrichtung versetzte Profilschnitte, so dass die Druckverläufe über die Flügeltiefe nicht von gleichen Verläufen seitlich flankiert sind. Insbesondere der Unterdruckbereich über der Anströmkante hat so, ähnlich wie an der Flügelspitze, eine offene Flanke, über die ein Druckausgleich erfolgt, siehe **Bild 4**. Dadurch wird weniger Luft von oben herunter gezogen, was den Auftrieb mindert. Beidseitig davon betroffen ist die Mitte eines nach hinten gepfeilten Nurfügels, was als Mitteneffekt bezeichnet wird. In der Mitte der Auftriebsverteilung  $c_a(\alpha, y)$  über der Spannweite ergibt sich eine Delle. Querströmungen verlängern zudem die Strömungswege über einer Fläche, was einen höheren Reibungswiderstand verursacht.



### 3.2 Umströmung der Flügelspitze

Auch durch die Viskosität (Zähflüssigkeit) der Luft, die zusammen mit der Adhäsion den Reibungswiderstand erzeugt, beeinflussen sich Strömungen durch Tangential- bzw. Scherkräfte. So zieht z.B. die neben der Flügelspitze nach oben strömende Luft (Randwirbel), siehe **Bild 5**, die Luft unter der Flügelspitze ein wenig mit hoch, so dass die Flügelspitze etwas steiler angeströmt wird (im Bild übertrieben dargestellt). Das macht die Flügelspitzen so anfällig für einen Strömungsabriss, der das gefährliche seitliche Abschmieren auslösen kann. Dem kann durch negative Schränkung und eine besondere Ausführung der Flügelspitzen (Winglets ...) begegnet werden.



### 3.3 Der Flügel des Gleitschirms

Der Flügel des Gleitschirms, die 'Kappe', ist über die Spannweite stark gewölbt, so dass getrennte 2-dimensionale Betrachtungen wie bei üblichen Flügeln, nämlich einmal für das Profil in der x-z-Ebene und einmal für den Flügel in der x-y-Ebene, nicht mehr ausreichen. So sind u.A. die Luftkraftvektoren der äußeren Flächen (Stabilos) nach außen geneigt. Dadurch tragen sie zwar weniger direkt zum Auftrieb bei, ziehen aber die Kappe in die Breite und sorgen so für eine höhere Streckung und damit indirekt für mehr Auftrieb.

Hilfsweise werden für den Flügel jeweils zwei Angaben für die Fläche und die Spannweite gemacht, projiziert, was für die Umlenkung der Luft nach unten relevant ist, und ausgelegt. Bei einem A-B-Schirm z.B. ist das Verhältnis von projizierter zu ausgelegter Fläche etwa 0,87, das Verhältnis von projizierter zu ausgelegter Spannweite etwa 0,81 (Angaben von Swing zum Arcus). Gut 10% der Fläche und knapp 20% der Spannweite dienen also dazu, die Kappe in die Breite zu ziehen. Die Streckung beträgt projiziert 3,9.

Die Längsstabilität wird durch den etwa 8 m unter der Kappe hängenden Piloten erreicht (Pendelstabilität). Der Flügel selbst, das Profil, erzeugt im Neutralpunkt, dem Angriffspunkt der Luftkraft bei ca. 1/4 der Flächentiefe, ein kopflastiges Moment, so dass das Gewicht des Piloten etwas dahinter angreifen muss, z.B. 15 cm. Mit einem noch weiter hinten hängenden Piloten (z.B. bei stark gezogenen Bremsleinen) steigt jedoch das Risiko, in einen Sackflug zu geraten.