

Auftrieb und Widerstand

Gerhard Wesp

KISS

Technologies

<http://www.kisstech.ch/>

27. Januar 2015

Inhaltsverzeichnis

1 Einführung	1
2 Die Luftkräfte	2
3 Auftrieb und Widerstand	4
4 Die Luftkräfte am Profil	4
5 Der Anstellwinkel	5
6 Auftriebs- und Widerstandsbeiwerte und Profilpolare	6
7 Entstehung des Auftriebs	7
8 Widerstand	9
8.1 Nullwiderstand	9
8.2 Grenzschicht und Reibungswiderstand	9
8.3 Druckwiderstand	10
8.4 Induzierter Widerstand	10
8.5 Gesamtwiderstand	11

1 Einführung

Auf ein Flugzeug wirken im Flug verschiedene Kräfte:

- Die Schwerkraft.
- Der Vortrieb (bei Motorflugzeugen).
- mechanische Kräfte, beispielsweise übertragen durch das Seil im F-Schlepp oder Windschlepp.
- Die Luftkraft.

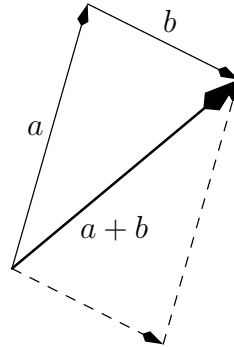


Abbildung 1: Addition zweier Vektoren

Die Disziplin, die sich mit den *Luftkräften* beschäftigt, ist die *Aerodynamik*. Dieses Wort ist eine Mischung aus lateinischen (aera) und griechischen (dynamos) Wurzeln und bedeutet soviel wie die Lehre von den Luftbewegungen bzw. -kräften.

Die Luft strömt um einen festen Körper, wenn sich entweder die Luft bewegt und der Körper stillsteht, oder umgekehrt, wenn die Luft ruht und der Körper sich durch die Luft bewegt. Beide Möglichkeiten führen zu denselben mathematischen Gleichungen, da nur die relative Geschwindigkeit des Körpers in der Luft ausschlaggebend ist.

2 Die Luftkräfte

Wenn die Luft um einen Körper strömt, entstehen an dessen Oberfläche unterschiedliche Drücke und infolgedessen Kräfte, die sogenannten *Luftkräfte*.

Eine Kraft ist ein sogenannter *Vektor*, das ist eine Grösse, die eine Richtung und einen Betrag hat. Graphisch werden Vektoren üblicherweise als Pfeile dargestellt, deren Länge proportional zum Betrag ist. Vektoren können addiert werden. Dazu wird einer der beiden Vektoren (welcher ist ohne Belang!) an die Spitze des anderen sozusagen "angehängt". Der resultierende Vektor ist der Verbindungspfeil des Ausgangspunktes des ersten mit der Spitze des zweiten. Wie das funktioniert, ist in [Abbildung 1](#) dargestellt.

Nach der Formel

$$\text{Kraft} = \text{Masse} \cdot \text{Beschleunigung}$$

bewirkt jede Kraft eine Beschleunigung. Ein Flugzeug befindet sich also genau dann im stabilen (d.h., unbeschleunigten) Geradeausflug, wenn die Summe aller Kräfte Null ergibt.

Im Prinzip bewirkt der Druck in jedem Punkt der Oberfläche eine Kraft, die dort senkrecht auf die Oberfläche steht ([Abbildung 7](#)). Die gedachte Summe all dieser Kräfte¹ bezeichnet man als *Luftkraftresultierenden* oder *Gesamtluftkraft*.

Die Gesamtluftkraft hängt ab von

- der Strömungsgeschwindigkeit,

¹Mathematisch gesehen handelt es sich eigentlich um ein Integral, da eine unendliche Anzahl unendlich kleiner Kräfte summiert wird.

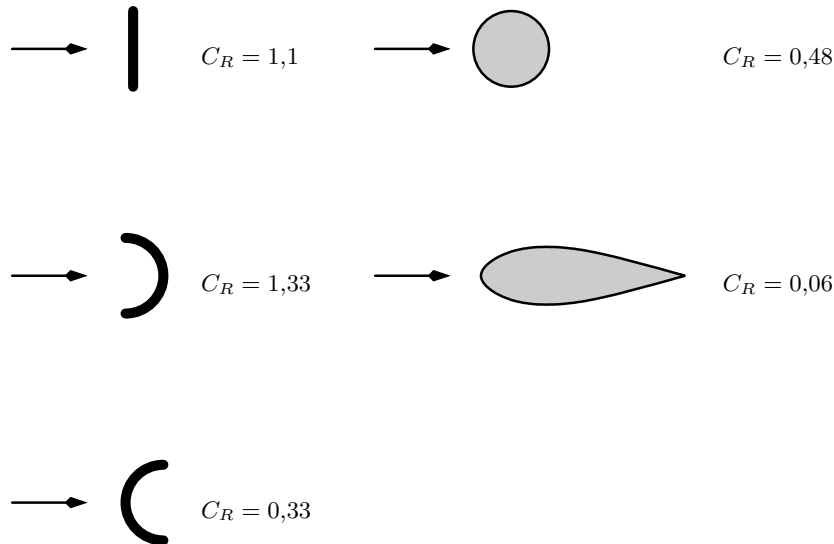


Abbildung 2: Luftkraftbeiwerte für verschiedene Körper.

- der Luftdichte,
- der Form des angeströmten Körpers,
- der Lage des angeströmten Körpers in Bezug auf die Strömung
- und der Oberflächenbeschaffenheit.

Aus Strömungsgeschwindigkeit v und Luftdichte ρ ergibt sich der *Staudruck* q gemäss

$$q = \frac{\rho v^2}{2} \quad (1)$$

Vereinfacht kann man sich den Staudruck vorstellen als die Energie, die die am Körper auftreffenden Luftteilchen haben (vgl. die Formel $E = mv^2/2$ für die kinetische Energie).

Der Betrag der Gesamtluftkraft ist dann²

$$F = C_R q S. \quad (2)$$

In dieser Formel ist S die Bezugsfläche (eine festzulegende Fläche, die für die Grösse des angeströmten Körpers charakteristisch ist) und C_R ein sogenannter *Beiwert*, der die Einflüsse der Form, Anströmrichtung und Oberflächenbeschaffenheit mit einbezieht.

Aus dieser Formel ergibt sich die wichtige Tatsache, dass die Gesamtluftkraft *quadratisch von der Geschwindigkeit abhängt*. Das heisst, bei doppelter Geschwindigkeit wird die Kraft viermal so stark.

Typische C_R -Werte für einige Körper sind in [Abbildung 2](#) dargestellt. Man beachte, dass bei der hohlen Halbkugel der Wert unterschiedlich ist, je nachdem,

²Diese Formel ist, so wie fast alle in der Aerodynamik, nur eine Näherung. Sie gilt für Machzahlen $\leq 0,3$, also Geschwindigkeiten bis etwa 300km/h.

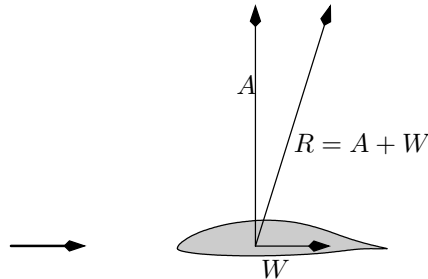


Abbildung 3: Auftrieb und Widerstand

von welcher Seite die Strömung kommt. Eine Anwendung dieser Tatsache ist das Halbschalen-Anemometer zur Messung der Windgeschwindigkeit!

3 Auftrieb und Widerstand

Machen Sie bei Gelegenheit einmal folgendes Experiment: Halten Sie die Hand aus einem fahrenden Auto (bei Geschwindigkeiten ab etwa 70 km/h) und drehen Sie sie in verschiedene Stellungen. Sie werden folgendes feststellen:

- Wenn Sie die Hand waagrecht halten (die Handfläche horizontal), ist die Kraft am geringsten.
- Wenn Sie die Hand senkrecht halten, ist die Kraft am grössten (und drückt die Hand nach hinten).
- Wenn Sie die Vorderkante der Hand leicht nach oben drehen, wird die Hand sogleich nach oben gedrückt.
- Umgekehrt, wenn Sie die Hand nach unten drehen, wird sie nach unten gedrückt.
- Die Kraft wird wesentlich geringer, wenn wir senkrechte flache Hand zur Faust ballen.

Mit Hilfe dieses einfachen Experiments können wir schon die beiden wichtigsten Begriffe der Aerodynamik überhaupt erklären: *Auftrieb* und den *Widerstand*.

Der Auftrieb ist die Komponente der Luftkraft, die senkrecht zur Anströmrichtung steht. Der Widerstand ist die Komponente, die parallel in Strömungsrichtung wirkt. Die Summe von Auftrieb und Widerstand ist die Luftkraftresultierende, vgl. [Abbildung 3](#).

Beachten Sie, dass die Körper in [Abbildung 2](#) alle symmetrisch bezüglich der Anströmrichtung sind und deshalb keinen Auftrieb erzeugen!

4 Die Luftkräfte am Profil

Die Tragflächen des Flugzeugs dienen zur Auftriebserzeugung. Den Querschnitt der Tragfläche nennt man ihr *Profil*. Die Form des Profils ist ein entscheidender Faktor

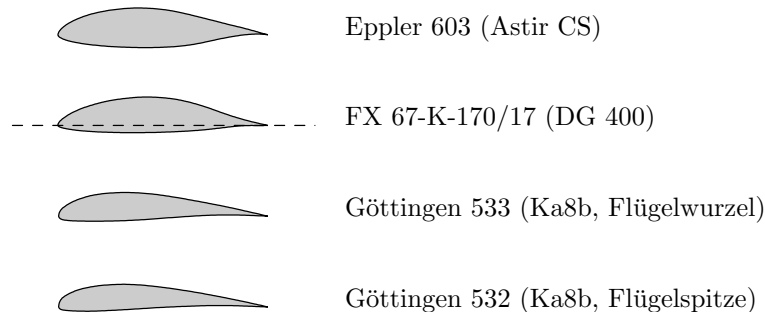


Abbildung 4: Segelflugprofile

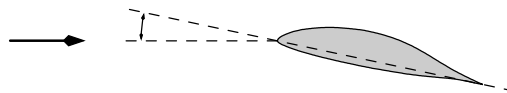


Abbildung 5: Anstellwinkel.

für die aerodynamische Qualität des Flugzeugs. Das ideale Profil würde nur Auftrieb und keinen Widerstand erzeugen. Leider ist dieses Ideal aber aufgrund der Luftreibung nicht zu verwirklichen. Man bemüht sich daher, die Profile so zu gestalten, dass sie möglichst viel Auftrieb erzeugen und die Reibung auf den geringstmöglichen Wert zu beschränken.

Es gibt auch kein Profil, das für jedes Flugzeug gut geeignet ist. Beispielsweise gibt es symmetrische Profile, die zwar im Rückenflug genauso gut funktionieren wie im Normalflug, dafür aber insgesamt etwas schlechtere Parameter haben. Aber auch der gewünschte Geschwindigkeitsbereich und die Flächenbelastung haben einen Einfluss auf die Wahl des Profils.

Die Strömung um ein Profil kann heute relativ gut (allerdings trotzdem nur näherungsweise!) berechnet werden. Man nennt den entsprechenden Forschungszweig *Computational fluid dynamics*, also die Berechnung von Flüssigkeits- oder Gasströmungen. Aus der Berechnung der Druckverteilung an der Oberfläche kann man dann Auftrieb und Widerstand des Profils ableiten.

Auftrieb und Widerstand können aber auch gemessen werden, und das ist heute trotz der in den letzten Jahren enorm angewachsenen Rechnerleistung immer noch notwendig. Im Buch von Thomas [3] sind einige der Messmethoden beschrieben.

5 Der Anstellwinkel

Einige typische Segelflügelprofile älterer und neuerer Generation (aus [9]) sind in Abbildung 4 dargestellt. Dabei steht jeweils die Bezeichnung des Profils und das Flugzeug, wo es verwendet wird. Beim DG 400-Profil ist die sogenannte Bezugslinie eingezeichnet, in diesem Fall die Profilsehne.

Der sogenannte *Anstellwinkel* ist definiert als der Winkel zwischen Profilbezugslinie und Anströmrichtung. Wenn Sie im oben beschriebenen Experiment Ihre Hand nach oben oder unten drehen, verändern Sie den Anstellwinkel der Hand. Genauso

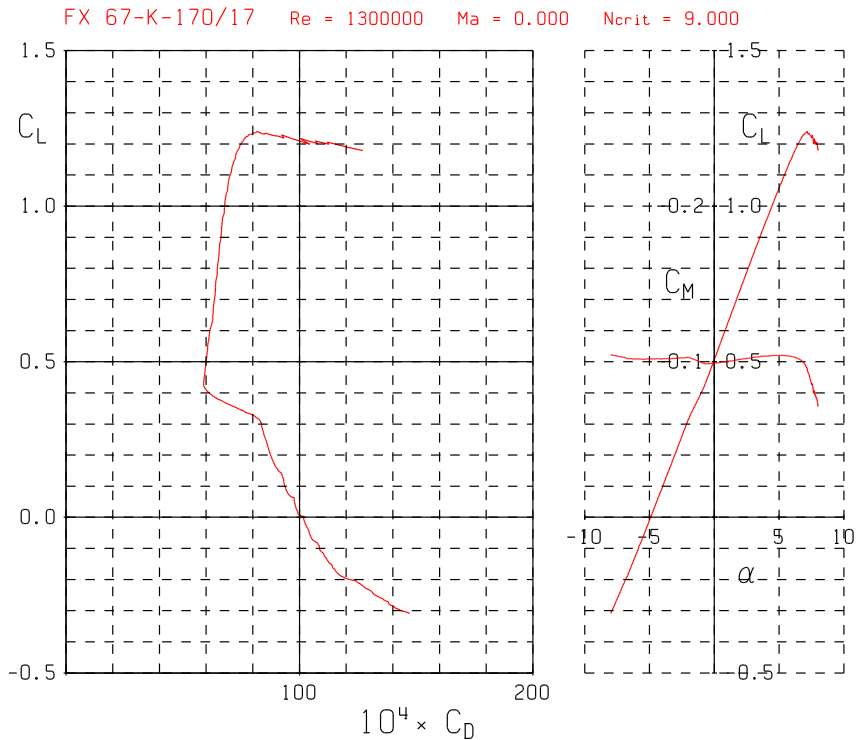


Abbildung 6: Lilienthal'sches Polardiagramm

Das linke Diagramm zeigt die Auftriebs- und Widerstandsbeiwerte (C_L und C_D entsprechend den englischen Bezeichnungen *lift* und *drag*). Rechts ist der Auftriebsbeiwert in Abhängigkeit vom Anstellwinkel α dargestellt. C_M ist ein Momentenbeiwert.

wie im Experiment verhält es sich auch beim Flugzeug: Wenn der Anstellwinkel vergrößert wird (d.h. Vorderkante nach oben), erhöht sich der Auftrieb, wenn er verkleinert wird, vermindert sich der Auftrieb (und kann sogar negativ werden, so dass die Hand nach unten gedrückt wird).

6 Auftriebs- und Widerstandsbeiwerte und Profilpolare

Analog zu Formel (2) kann man auch Auftrieb A und Widerstand W des Profils berechnen:

$$A = C_A q S \quad (3)$$

und

$$W = C_W q S. \quad (4)$$

Dabei ist C_A der *Auftriebsbeiwert* und C_W der *Widerstandsbeiwert* des Profils. S ist wieder eine festzulegende Bezugsfläche, bei Tragflügeln nimmt man typischerweise die Fläche des projizierten Grundrisses.

Die Werte C_A und C_W sind vom Anstellwinkel abhängig. Man stellt diese Abhängigkeit für gewöhnlich im sogenannten *Lilienthal'schen Polardiagramm* (Abbildung 6) dar. In diesem Diagramm wird auf der horizontalen Achse der C_W -Wert und auf der vertikalen der zugehörige C_A -Wert, jeweils für einen bestimmten Anstellwinkelbereich (z.B. hier zwischen -8° und 8°).

Aus der Profilpolare kann man schon einige wichtigen Zusammenhänge direkt ablesen. Der Auftriebsbeiwert ist sehr stark abhängig vom Anstellwinkel. Bei Vergrößerung des Anstellwinkels vergrößert sich auch der Auftrieb, aber auch der Widerstand. Ab einem gewissen Winkel (hier bei ca. 7°) geht aber der Auftrieb zurück und nur mehr der Widerstand steigt an. Dies ist der überzogene Flugzustand.

Bei einem bestimmten Anstellwinkel produziert das Profil keinen Auftrieb, sondern nur Widerstand. Der entsprechende Flugzustand ist der des schwerelosen Flugs, z.B. Parabelflug.

Auch bei negativen Anstellwinkeln wird Auftrieb erzeugt, dann allerdings nach unten. Deshalb kann ein Flugzeug auch am Rücken fliegen. Die Leistung des Profils ist allerdings bei negativen Anstellwinkeln deutlich schlechter. Gleich ist sie nur bei symmetrischen Profilen, die bei einigen Kunstflugzeugen verwendet werden.

Der Auftrieb ist (bei gegebener Luftdichte) nach Formel (3) abhängig von C_A und der Geschwindigkeit. Wenn man konstanten Auftrieb voraussetzt (wie es im stationären Flug der Fall ist), kann man sich daher aus der Geschwindigkeit C_A berechnen und in weiterer Folge den Anstellwinkel. Es ergibt sich dann die Tatsache, dass der Anstellwinkel um so grösser wird, je kleiner die Geschwindigkeit ist. Das Ausschweben bei der Landung illustriert diesen Sachverhalt: Wir erhöhen den Anstellwinkel, während die Geschwindigkeit sinkt, und das Flugzeug sollte dabei möglichst horizontal fliegen (d.h., konstanter Auftrieb).

7 Entstehung des Auftriebs

Der Auftrieb beruht auf einem wichtigen physikalischen Gesetz der Strömungsmechanik, dem sogenannten Bernoullischen Gesetz. Es besagt, dass die Summe aus Staudruck (ρ , vgl. Formel (1)) und statischem Druck konstant ist. Je höher also die Geschwindigkeit ist, desto höher wird der Staudruck und dementsprechend niedriger der statische Druck. Man kann dieses Gesetz z.B. demonstrieren, indem man zwei Blätter Papier vor den Mund hält und dazwischen durchbläst. Dabei entsteht zwischen den Blättern ein (statischer) Unterdruck, wodurch sie zusammengedrückt werden.

Ein typisches Profil ist an der Oberseite stärker gewölbt als an der Unterseite. Durch diese Asymmetrie strömt die Luft an der Oberseite schneller als an der Unterseite am Profil vorbei. Aufgrund des Bernoullischen Gesetzes ist daher der statische Druck an der Oberseite geringer als an der Unterseite. Die resultierende Druckdifferenz bestimmt den Auftrieb.

Warum die Luft an der Oberseite schneller als an der Unterseite strömt, ist wissenschaftlich immer noch nicht genau geklärt. Aufgrund praktische Erfahrung, Messungen und CFD-Berechnungen³ ist der Effekt jedoch als gesichert anzusehen.

In Abbildung 7 ist die mit dem CFD-Programm *xfoil* gerechnete Druckverteilung des DG 400-Profiles für verschiedene Anstellwinkel dargestellt.

³Computational Fluid Dynamics, zu deutsch mit *Numerische Strömungsmechanik* übersetzt

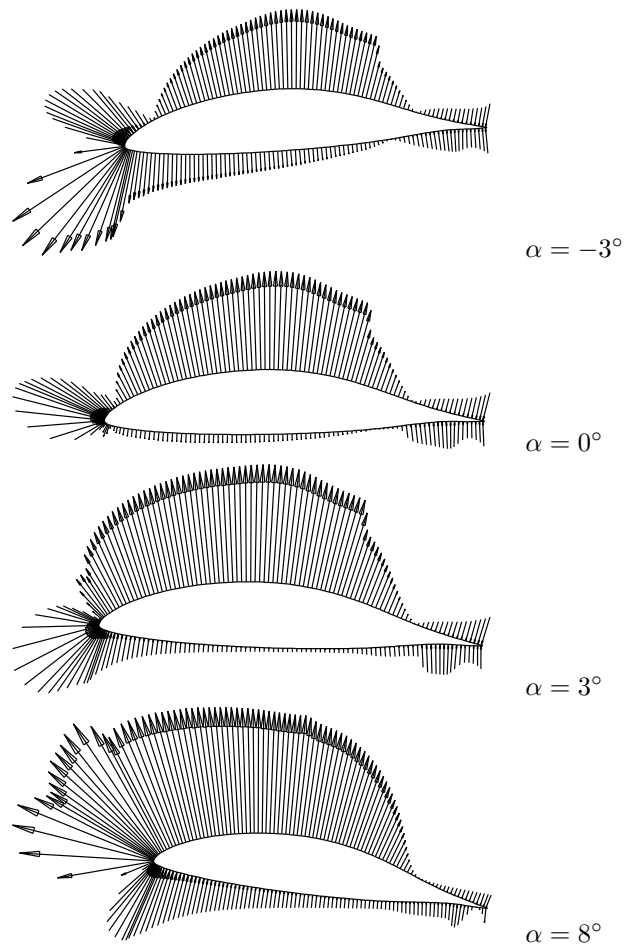


Abbildung 7: Druckverteilung

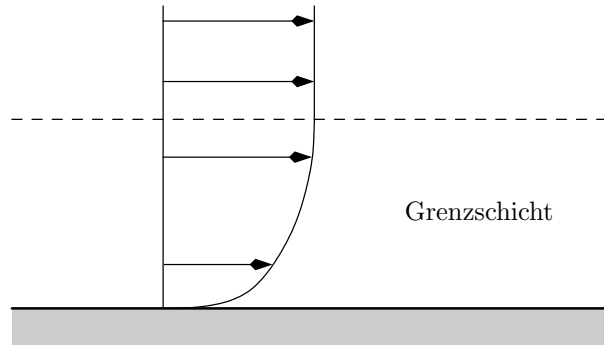


Abbildung 8: Strömungsgeschwindigkeit in der Grenzschicht.

8 Widerstand

Leider erzeugt das Profil nicht nur Auftrieb, es ist auch für den Grossteil des Widerstandes verantwortlich.

Der Widerstand am Flugzeug ist die Komponente der Gesamtluftkraft parallel zur Anströmungsrichtung. Der Widerstand ergibt sich aus einer Überlagerung sehr unterschiedlicher physikalischer Phänomene.

8.1 Nullwiderstand

Darunter versteht man den Widerstand bei $C_A = 0$, d.h. wenn der Flügel keinen Auftrieb produziert.

Der Nullwiderstand setzt sich zusammen aus dem *Reibungswiderstand* und dem *Druckwiderstand*.

8.2 Grenzschicht und Reibungswiderstand

Strömt Luft an einem Körper entlang, so reduziert sich infolge der inneren Reibung der Luftteilchen aneinander die Strömungsgeschwindigkeit innerhalb der sogenannten *Grenzschicht* von der ungestörten Geschwindigkeit ausserhalb der Grenzschicht bis auf Null direkt an der Oberfläche des umströmten Körpers Abbildung 8. Das liegt daran, dass die Luftmoleküle aufgrund der physikalischen Gesetze immer an der Oberfläche haften bleiben, und sei sie noch so glatt poliert.

Man unterscheidet laminare, turbulente, und abgelöste Grenzschicht (dargestellt ist das Geschwindigkeitsprofil bei turbulenter Grenzschicht). Der Punkt, wo die laminare Grenzschicht in die turbulente übergeht, heisst *Umschlagpunkt*. Der Punkt hinter dem Umschlagpunkt, wo sich die Strömung ablöst, heisst *Ablösepunkt*.

Der Unterschied zwischen den Grenzschichttypen besteht im Charakter der Strömung. Bei laminarer Grenzschicht strömen die Luftteilchen auf zueinander parallelen Bahnen. In der turbulenten Grenzschicht sind der mit der Aussenströmung parallelen Grundströmung hochfrequente Schwankungsgeschwindigkeiten in allen Richtungen überlagert. Durch diese Schwankungen sind die Reibungsverluste in der turbulenten Grenzschicht insgesamt wesentlich höher als im laminaren Fall. Bei abgelöster Strömung geht die Strömung hinter dem Ablösepunkt in einen chaotischen Zu-

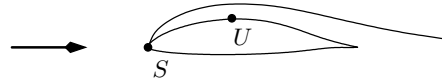


Abbildung 9: Grenzschicht bei Anstellwinkel 0.

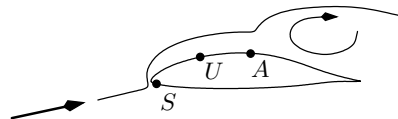


Abbildung 10: Grenzschicht bei Anstellwinkel 12°.

stand ohne erkennbare Hauptströmungsrichtung über. Dabei kommt sogar eine Rückströmung in Wandnähe vor.

Die Dicke der nicht abgelösten Grenzschicht liegt beim Segelflugzeug in der Größenordnung von einigen Millimetern im Bereich der Profilnase bis zu einigen Zentimetern im Bereich der Flügelhinterkante.

Abbildung 9 zeigt den Verlauf einer Stromlinie bei kleinem Anstellwinkel. Bis zum Umschlagpunkt U ist die Grenzschicht laminar. Danach liegt bis zur Hinterkante eine turbulente Grenzschicht an.

Abbildung 10 zeigt hingegen den Verlauf einer Stromlinie bei hohem Anstellwinkel. Die Grenzschicht ist wieder zuerst laminar, der Umschlagpunkt liegt aber schon viel weiter vorne. Von U bis zum *Ablösepunkt* A ist die Grenzschicht dann turbulent. Beim Ablösepunkt löst sich die Strömung von der Kontur des Profils und bildet Wirbel.

Die Reibung der Luftteilchen in der laminaren und turbulenten Grenzschicht bestimmen den Reibungswiderstand.

Da, wie schon erwähnt, die Reibungsverluste in der turbulenten Grenzschicht grösser sind als in der laminaren, ist man bestrebt, den Umschlagpunkt möglichst weit nach hinten zu verlagern.

Oberflächenrauigkeit in Form von Wassertropfen oder Insektenbefall können auch den Umschlagpunkt nach vorne verlagern und erhöhen damit den Widerstand.

8.3 Druckwiderstand

Bei abgelöster Strömung ist der Druck auf der Vorderseite des Körpers grösser als auf der Rückseite. Die aus diesem Druckunterschied resultierende Kraft, die der Bewegung entgegenwirkt, nennt man Druckwiderstand.

8.4 Induzierter Widerstand

Der induzierte Widerstand wird durch den Druckausgleich an den Flügelspitzen und der dadurch hervorgerufenen Wirbelbildung erzeugt.

Der induzierte Widerstand wächst mit dem Quadrat des Auftriebsbeiwertes C_A . Das bedeutet, dass er umso grösser wird, je grösser der Anstellwinkel ist, also besonders gross im Langsamflug, beispielsweise kurz vor der Landung. Dies ist insofern

wichtig, da dann auch die Randwirbel am stärksten ausgeprägt sind. Die Randwirbel von grossen Flugzeugen ("wake turbulence") im Endanflug können für ein Segelflugzeug sehr gefährlich werden.

8.5 Gesamtwiderstand

Natürlich entstehen nicht nur am Flügel, sondern auch an allen anderen Teilen des Flugzeugs, die in der Strömung liegen, Luftkräfte. Meist handelt es sich dabei nur um Reibungs- und Druckwiderstand. Induzierter Widerstand kann allerdings auch am Höhenleitwerk entstehen, falls dieses eine Auf- oder Abtrieb erzeugt, oder am Seitenleitwerk, sobald es eine seitliche Kraft erzeugt.

Der Gesamtwiderstand des Flugzeugs ist meist grösser als die Summe der Teilwiderstände. Der Grund dafür ist, dass beispielsweise die verwirbelte Luftströmung vom Rumpf her auf das Leitwerk trifft, sich Rumpf- und Flügelströmung gegenseitig beeinflussen etc. Die Differenz zwischen Gesamtwiderstand und der Summe der Teilwiderstände nennt man den *Interferenzwiderstand*.

In [3] findet sich für ein Flugzeug der Akaflieg Braunschweig, die SB 8, eine sogenannte Widerstandsbilanz, das ist ein Diagramm, in dem die einzelnen Anteile am Gesamtwiderstand für verschiedene Auftriebsbeiwerte dargestellt sind.

Der Gesamtauftrieb und -widerstand eines Segelflugzeugs ist ausschlaggebend für die Gleitzahl. Aufgrund der oben beschriebenen Interferenzen zwischen Rumpf, Flügel und Steuerflächen ist es unmöglich, die Gesamtluftkräfte exakt zu berechnen. Genaue Gleitzahlmessungen sind nur durch Vergleichsflüge mit einem geeichten Messflugzeug zu erhalten.

Literatur

- [1] Winfried Kassera. *Flug ohne Motor*. Motorbuch Verlag, Stuttgart, 1993. Dieses Buch (in der jeweils aktuellen Auflage) ist wohl das Standardwerk für alle Segelflugschüler im deutschsprachigen Raum.
- [2] Winfried Kassera. *Der lautlose Flug. Erlebnisse, Eindrücke und Tips aus dem Segelflug*. Motorbuch Verlag, Stuttgart, 1992.
- [3] Fred Thomas. *Grundlagen für den Entwurf von Segelflugzeugen*. Motorbuch Verlag, Stuttgart, 1984. Ein Buch nicht nur für den Konstrukteur, sondern auch für interessierte Piloten, die mehr über ihr Fluggerät lernen wollen.
- [4] G. Schänzer. *Einführung in die Flugphysik*. Skriptum, Institut für Flugführung der TU Braunschweig, 1984. Eine ausgezeichnete Einführung in die verschiedenen Fachgebiete, die bei der Auslegung von Flugzeugen eine Rolle spielen: Aerodynamik, Leichtbau, Triebwerkstechnik, Flugmechanik und Flugführung. Enthält auch ein Kapitel über die optimale Ausnutzung von Aufwinden für Segelflieger.
- [5] John Joss (Hrsg.). *Advanced Soaring. A handbook for future diamond pilots*. The Soaring Press, Los Altos, 1974. Eine hochinteressante Sammlung von Artikeln verschiedener Piloten. Themenbereiche sind Sicherheit, Flugtaktik in Thermik und Welle, Auswahlkriterien für Flugzeuge, und einige heitere Geschichten aus der Welt des Segelflugs. Trotz des älteren Erscheinungsdatums sehr zu empfehlen!

- [6] Die ultimative Segelflugseite mit ausführlichen Informationen und Links: <http://www.segelflug.de>
- [7] Streckenflug in Österreich. <http://www.streckenflug.at>
- [8] Ein ausgezeichnetes freies Softwarepaket zur Berechnung und grafischen Darstellung verschiedenster Profilparameter gibt es zum Herunterladen unter <http://raphael.mit.edu/xfoil>.
- [9] Eine umfangreiche Sammlung von Tragflächenprofilen als Futter für xfoil. <http://m-selig.ae.illinois.edu/ads.html>