

Projektarbeit Qualifikationsphase I

Abgabe: 07.03.2017

---

## Betrachtung des Strömungsabrisses bei Luftfahrzeugen aus theoretischer und praktischer Sicht

---



**Verfasst von:** Fynn-Malte Dellinger

**Erstgutachter:** Kai Kraushaar

**Zweitgutachter:** Daniel Pache

# Inhaltsverzeichnis

1	Einführung / Einleitung .....	1
2	Theoretische Grundlagen der Aerodynamik.....	2
2.1	Physikalische Gesetze .....	3
2.1.1	Das Gesetz von Bernoulli .....	3
2.1.2	Der Magnus-Effekt .....	4
2.1.3	Newtons drittes Gesetz .....	5
3	Entstehung des Auftriebs.....	6
3.1	Regulierung des Auftriebs.....	8
3.2	Geradeausflug.....	10
3.3	Kurvenflug .....	12
4	Flugversuche.....	15
5	Fazit .....	17
6	Literaturverzeichnis.....	19
	Eidesstaatliche Erklärung.....	21

# 1 Einführung / Einleitung

Das im Folgenden behandelte Thema des provozierten Strömungsabrisses bei Luftfahrzeugen überprüft die Allgemeingültigkeit der spezifischen Handbuchangaben zu Mindestfluggeschwindigkeiten am Beispiel des einmotorigen Sportflugzeuges „Robin DR400-180“.

Der Begriff Strömungsabriss beschreibt das Abreißen der Strömung am Tragflügel, welches einen Zusammenbruch des zum Fliegen benötigten Auftriebs zur Folge hat.<sup>1</sup>

„Provoziert“ bezieht sich in diesem Fall auf die praktischen Flugversuche. Dabei wird der vorab theoretisch beschriebene Auftriebszusammenbruch gewollt hervorgerufen, um die genaue Geschwindigkeit des Strömungsabrisses zu ermitteln.

Immer wieder wird von Flugunfällen deren Ursache auf einen Strömungsabriss zurückzuführen ist berichtet. Die Bundesstelle für Flugunfalluntersuchung veröffentlicht diesbezüglich seit vielen Jahren Berichte: „1992 [mussten] allein 10 Motorflieger, 5 Motorsegler, 10 Segelflieger sowie zwei Ultraleichtpiloten [einen Strömungsabriss] mit dem Leben bezahlen“<sup>2</sup>. Diese erschreckenden Zahlen, sowie mein persönlicher Bezug zur Fliegerei und dem damit verbundenen Sicherheitsinteresse haben mich dazu veranlasst, dieses Phänomen genauer zu betrachten. Die mir zur Verfügung stehenden Mittel erlauben die praktische Durchführung von Flugversuchen, welche es ermöglichen die im Rahmen dieser Arbeit berechneten Werte unter realen Bedingungen zu verifizieren. Ziel dieser Arbeit ist es, die physikalischen Hintergründe zum Thema „Aerodynamik“ zu erläutern, sowie dem Handbuch entnommene Tabellen zu Angaben von Strömungsabrissgeschwindigkeiten zu überprüfen. Dazu sollen mathematische Rechenmodelle theoretisch hergeleitet und ihre Gültigkeit anschließend experimentell anhand von Flugversuchen nachgewiesen werden. Die Ergebnisse helfen dem Piloten ein besseres Situationsbewusstsein gegenüber seiner Geschwindigkeit zu entwickeln und somit einen Beitrag zur Sicherheit im Flugbetrieb für Pilot und Maschine zu leisten.

---

<sup>1</sup> W. Kühr, 2000, S.15

<sup>2</sup> www.BFU-Web.de, 1993

## 2 Theoretische Grundlagen der Aerodynamik

Der erste Teil dieser Arbeit beschäftigt sich damit, warum ein Flugzeug überhaupt fliegt. Es ist allgemein bekannt, dass warme Luft, aufgrund ihrer geringeren Dichte als kalte Luft, nach oben steigt. Analog dazu steigen andere Gase mit einer geringeren Dichte als Luft, ebenfalls nach oben. Nach diesem Prinzip des statischen Auftriebs fliegen Heißluftballone und Zeppeline.<sup>3</sup> Da ein Flugzeug allerdings eine deutlich höhere Dichte als Luft aufweist, muss der Auftrieb auf einem anderen Wege erzeugt werden. Flugzeuge generieren ihren Auftrieb durch Bewegung, also mit dynamischem Auftrieb. Oft wird das Phänomen Fliegen mit der unzureichenden und banalen Erklärung beschrieben, dass die Luftteilchen, welche vorne auf den Tragflügel prallen, am Ende wieder gleich schnell ankommen wollen, was dazu führt, dass auf der oberen Seite des Flügels die Luftteilchen schneller strömen und somit einen „Sog“ erzeugen. Die Realität sieht hingegen um einiges komplexer aus.

Am folgenden Beispiel lassen sich die wesentlichen Kräfte an einem Tragflügel vereinfacht darstellen. Wird eine Hand während der Fahrt aus dem Auto gehalten und dabei schräg zum Fahrtwind gestellt, lassen sich dieselben Kräfte feststellen: Die Hand wird nach oben und hinten gedrückt. Die Komponente der Kraft die nach oben, also senkrecht zur Anströmungsrichtung wirkt ist der Auftrieb, die nach hinten der Widerstand.<sup>4</sup> Auftriebs- und Widerstandskraft findet man so auch am Flugzeug wieder. Der im Beispiel erwähnte Fahrtwind entsteht im Fall des Flugzeugs durch seine Relativbewegung gegenüber der Umgebungsluft. Die Luftschraube und der Motor dienen dazu, eine Vortriebskraft zu erzeugen und das Flugzeug so durch die Luft zu bewegen.

Betrachtet wird hier überwiegend der sogenannte Auftrieb, da dies für die eigentliche Betrachtung der Arbeit von größerer Relevanz ist.

Für die Entstehung des Auftriebes sind drei überlagernd wirkende Effekte verantwortlich. Diese Effekte werden im folgenden Kapitel erklärt und anschließend zusammengeführt.

---

<sup>3</sup> Kämpf, 2004, S.1

<sup>4</sup> Kühn, 2000, S. 9

## 2.1 Physikalische Gesetze

### 2.1.1 Das Gesetz von Bernoulli

Der Energieerhaltungssatz besagt vereinfacht, dass in einem geschlossenen System die Summe aus kinetischer Energie und potentieller Energie immer konstant ist.<sup>5</sup>

Der Mathematiker und Physiker Daniel Bernoulli stellte 1738 analog dazu fest, dass die Summe aus statischem Druck, Schweredruck und Staudruck für eine reibungsfreie Strömung konstant ist.<sup>6</sup>

Der Schweredruck ist der aufgrund des Gewichts des Fluids entstehende Druck, der allerdings nur dann relevant ist, wenn die Strömung nicht horizontal verläuft. Er ist in diesem Fall also zu vernachlässigen. Der statische Druck ist der senkrecht zur Anströmungsrichtung gemessene Druck. Der Staudruck wirkt aufgrund der Strömungsgeschwindigkeit und wird deshalb auch dynamischer Druck genannt. Er ergibt sich aus der Differenz des statischen Drucks und des Drucks am Staupunkt. Der Staupunkt ist der Punkt an einem Körper an dem die Strömung senkrecht auf ihn trifft, die Strömungsgeschwindigkeit also null ist. Daraus ergibt sich ein wichtiger Zusammenhang:

Wenn sich die Geschwindigkeit eines Fluids erhöht (Staudruck/dynamischer Druck wird höher), verringert sich der statische Druck. Andersherum steigt der statische Druck, wenn die Geschwindigkeit geringer wird (Staudruck/dynamischer Druck wird geringer) Dieses Prinzip kann in einem Venturi-Rohr veranschaulicht werden (Abb. 1). Hier strömt das Fluid, in diesem Falle Luft, anfangs mit einer konstanten Geschwindigkeit  $v$ - und einem konstantem Druck  $P+$ . Wird der Querschnitt des Rohres nun verengt, muss die gleiche Luftmasse pro Zeiteinheit an Luft auf weniger Raum strömen. Aufgrund dessen erhöht sich die Strömungsgeschwindigkeit ( $v+$ ), der Druck verringert sich ( $P-$ ) und wird zu einem Unterdruck.<sup>7</sup>

Der Begriff Luftdichte beschreibt dabei, wie Masse pro Volumeneinheit in  $m^3$  vorhanden ist. Obwohl ein einzelnes Luftmolekül ein verschwindend geringes Gewicht hat, drücken diese in der Vielzahl die darunterliegende Luft in der Atmosphäre nach unten. Dieser Druck ist der Luftdruck. Aufgrund der Tatsache, dass auf die Luftmoleküle in geringen Höhen mehr Luftmoleküle von oben drücken, ist dort der Luftdruck höher. Die Luftdichte ist als konstant anzunehmen, da bei dieser Betrachtung von einer gleichbleibend geringen Höhe des Flugzeugs ausgegangen wird. Des Weiteren werden keine

---

<sup>5</sup> Hesse, 1978, S. 263

<sup>6</sup> Kuchling, 1969, S.129

<sup>7</sup> Kühr, 2000, S. 9

Kompressionseffekte betrachtet, da die Luft bei Strömungsgeschwindigkeiten unter Mach 0,3 als inkompressibel angenommen werden kann.<sup>8</sup>

Mathematisch ausgedrückt ergibt sich folgende Gleichung von Bernoulli:

$$\frac{\rho}{2} \cdot v^2 + p = konst.^9$$

$\rho$  = Luftdichte,  $v$  = Strömungsgeschwindigkeit,  $p$  = Luftdruck

Dieses Bild steht aus rechtlichen Gründen leider nicht zur Verfügung

Abbildung 1: Strömung im Venturi-Rohr, *Der Privatflugzeugführer, Band 1*, Wolfgang Kühr, Luftfahrtverlag 2000

Ein klassisches Anwendungsbeispiel dieses Prinzips sind Buhnen in Flüssen, die dazu dienen, die Strömungsgeschwindigkeit des Flusses zu erhöhen und so durch verstärkte Erosion den Grund abzutragen, welches eine Vertiefung des Flusses zur Folge hat.

Praktisch kann dieses Gesetz mit einem einfachen Versuch nachgewiesen werden: Wird zwischen zwei Blätter hindurch gepustet, werden diese aufgrund des Unterdrucks zusammengedrückt.

### 2.1.2 Der Magnus-Effekt

Aus dem Fußball bekannte Effet-Schüsse und auch angeschnittene Angaben im Tennis und Tischtennis haben einen gemeinsamen physikalischen Effekt zur Grundlage.

Diesen Effekt entdeckte erstmals der Physiker Gustav Magnus, bei der Untersuchung von Abweichungen der Flugbahnen von rotierenden Projektilen<sup>10</sup>. Der Magnus-Effekt besagt, dass ein sich drehender Zylinder in einer laminaren Luftströmung, eine Kraft senkrecht zur Anströmungsrichtung entwickelt (Abb. 2).<sup>11</sup> Durch die Überlagerung der

<sup>8</sup> Sigloch, 2015, S. 63

<sup>9</sup> Schweredruck wird hier nicht berücksichtigt, da dieser nur in nicht horizontal verlaufenden Strömungen relevant ist

<sup>10</sup> Magnus, 1853, S. 1

<sup>11</sup> Kassera, Flug ohne Motor, 1975, S. 18

laminaren, parallelen Strömung (Abb. 2 a) und der zirkulierenden Strömung (Abb. 2 b) ergibt sich das endgültige Strömungsbild (Abb. 2 c). Dabei ist die Richtung der Drehbewegung des Zylinders entscheidend. In diesem Fall addieren sich auf der Oberseite des Zylinders Parallel- und Zirkulationsströmung. Auf der Unterseite subtrahieren sich diese Strömungen hingegen<sup>12</sup>. Auf der Oberseite herrscht also eine höhere Strömungsgeschwindigkeit als auf der Unterseite. Nach dem Gesetz von Bernoulli herrscht auf der Oberseite dementsprechend ein geringerer Druck (Sog) und auf der Unterseite ein höherer Druck (Überdruck)<sup>13</sup>. Würde sich der Zylinder andersherum drehen, würde die Kraft in die entgegengesetzte Richtung wirken.



Abbildung 2: Strömung am rotierenden Zylinder, *Praktische Aerodynamik*, <http://www.toeing.net/flieger/profi/aerodyn.htm>

### 2.1.3 Newtons drittes Gesetz

Das dritte Gesetz Newtons, ist das wohl Bekannteste. Bereits im Jahre 1687 postulierte der Physiker Sir Isaac Newton das Gesetz des Wechselwirkungsprinzips. „*Actio gleich Reactio*“ lautet es stark zusammengefasst. Damit beschreibt es die Tatsache, dass Kräfte immer nur paarweise auftreten. Eine Kraft („Actio“) die auf einen Körper einwirkt steht immer eine gleich große in entgegengesetzter Richtung wirkende Gegenkraft entgegen („Reactio“).<sup>14</sup> Somit ist laut des Physikers die Summe aller Kräfte in einem geschlossenen System immer null.



Abbildung 3: Newton's 3. Gesetz, *Motorflug Kompakt*, Winfried Kassera, Motorbuchverlag 2008

<sup>12</sup> Dubs, 1975, S. 100,101

<sup>13</sup> Thomas, 1992

<sup>14</sup> Wachter/Hoerber, 1998, S. 7

Ein praktisches Beispiel dafür ist das des Raketenantriebs. Durch Verbrennung von Treibstoff wird Stützmasse<sup>15</sup> nach hinten ausgestoßen. Die Gegenkraft dieses Ausstoßes ist der Schub der die Rakete nach vorne beschleunigt. Raketenantriebe arbeiten also nach dem Rückstoßprinzip.

### 3 Entstehung des Auftriebs

Das Zusammenspiel der drei im vorigen Kapitel beschriebenen Effekte bzw. Gesetze, sind die Grundlagen des dynamischen Auftriebs. Diese werden nun auf den Flügel übertragen, um die Entstehung des Auftriebs differenziert erläutern zu können.

Das Profil, also der Querschnitt eines Flügels, ist durch eine Wölbung bzw. Krümmung nach unten gekennzeichnet. Diese Wölbung wirkt ähnlich wie die Verengung in einem Venturi-Rohr (Abb. 1).<sup>16</sup> Sie bewirkt ein Zusammendrücken der Stromlinien oberhalb des Profils. Die strömende Luft hat also einen kleineren Bereich zur Verfügung, was zur Folge hat, dass entsprechend des Gesetzes von Bernoulli, die Strömungsgeschwindigkeit erhöht wird und es so zu einem Druckabfall (Sog) kommt. Auf der Unterseite hingegen hat die Luft einen größeren Bereich zur Verfügung, weshalb sie langsamer strömt und somit einen höheren Druck (Überdruck) erzeugt (Abb. 4).



Dieses Bild steht aus rechtlichen Gründen  
leider nicht zur Verfügung

Abbildung 4: Strömung ohne Zirkulation, *Der Segelflugzeugführer*, Breidenbach, Verlag Hesse 1978

Wie der Strömungsforscher Ludwig Prandtl schon 1914 feststellte, kann eine parallele Strömung (Abb. 4) allein an einem Profil noch nicht genug Auftrieb erzeugen. Es bedarf dazu einer weiteren Zirkulationsströmung um die Tragfläche.

<sup>15</sup> Nach hinten ausgestoßene Masse bei Raketenantrieben

<sup>16</sup> Kühn, 2000, S. 10

Die Zirkulationsströmung bei einem Flugzeug ist auf den am Start entstehenden Anfahrwirbel zurückzuführen<sup>17</sup>. Durch das Bestreben der Luft, den oben beschriebenen, am Start entstehenden Druckunterschied von Flügelober- und Unterseite auszugleichen (Abb. 4), entsteht an der Flügelhinterkante der sog. Anfahrwirbel (Abb. 5.1). Mit zunehmender Strömungsgeschwindigkeit schwimmt der Anfahrwirbel nach hinten ab, da die Luft die Hinterkante nicht mehr umströmen kann (Abb. 5.2). Da ein Wirbel immer einen Gegenwirbel in umgekehrter Drehrichtung erzeugt<sup>18</sup>, bildet dieser als Gegenbewegung die Rotationsströmung um das Profil, die den ganzen Flug über bestehen bleibt (Abb. 5.3/4)/(Abb.6). Diese Rotationsströmung wie sie im Kapitel „Magnus-Effekt“ am Beispiel eines Zylinders dargestellt wurde, kann also auch auf einen Flügel übertragen werden.



Abbildung 5: Entstehung der Zirkulation, *Der Segelflugzeugführer*, Breidenbach, Verlag Hesse 1978,

Kommen wir nun auf das 3. Newton'sche Gesetz zurück. Dieses beschreibt die Tatsache, dass die vom Flügel nach unten abgelenkten Luftteilchen eine Gegenkraft nach oben erzeugen (siehe Abb. 3).

Durch das Zusammenspiel aller im vorigen Kapitel erläuterten Kräfte ergibt sich der Gesamtauftrieb eines Flügels und das endgültige Strömungsbild (Abb. 6).

<sup>17</sup> Kassera, Flug ohne Motor, 1975, S. 17/18

<sup>18</sup> experimentis.de, Hofmann, 2017



Abbildung 6: Luftströmung am Profil, Zirkulation Der Segelflugzeugführer, Breidenbach, Verlag Hesse 1978

### 3.1 Regulierung des Auftriebs

Der Auftrieb eines Profils wie er bereits dargestellt wurde, wird durch zwei, bzw. drei maßgebliche Faktoren beeinflusst. Zum einen durch die Form und zum anderen durch den Anstellwinkel, bzw. die Geschwindigkeit.

Da das Profil vom Hersteller baulich vorgegeben ist, bleibt für die Regulierung während des Fluges nur die Veränderung des Anstellwinkels und/oder der Geschwindigkeit. Es gibt jedoch die Möglichkeit das Profil bei gängigen Flugzeugtypen während des Fluges durch den Einsatz von Landeklappen zu verändern. Diese bewirken eine stärkere Wölbung des Profils und erzeugen somit einen höheren Auftrieb.<sup>19</sup> Sowohl mit als auch ohne gesetzte Landeklappen, bleibt für die weitere Regulierung des Auftriebs nur die Geschwindigkeit bzw. der Anstellwinkel. Als Anstellwinkel bezeichnet man den Winkel zwischen der Anströmungsrichtung der Luft und der Profilbezugslinie. (Abb. 7).



Abbildung 7: Anstellwinkel, Motorflug Kompakt, Winfried Kassera, Motorbuchverlag 2008

---

<sup>19</sup> www.aopa.de, 2014

Der durch das Profil erzeugte Auftrieb wird unter anderem durch den sog. Auftriebsbeiwert  $C_a$  beschrieben. Der Auftriebsbeiwert, der sich aus Form und Stellung des Körpers in der Luftströmung ergibt, wird für jeden Flugzeugtypen bzw. für jedes Profil berechnet oder experimentell im Windkanal bestimmt.

Dieses Bild steht aus rechtlichen Gründen  
leider nicht zur Verfügung

Abbildung 8: Verlauf des Auftriebsbeiwertes  $C_a$  in Abhängigkeit vom Anstellwinkel  $\alpha$ , Der Segelflugzeugführer, Breidenbach, Verlag Hesse 1978

In Abb. 8 wird der Verlauf des Auftriebsbeiwertes in Bezug auf den Anstellwinkel  $\alpha$  veranschaulicht. Mit höher werdendem Anstellwinkel  $\alpha$  steigt der Auftriebsbeiwert und damit auch der Auftrieb durch die stärkere Krümmung der Stromlinien und dem dadurch resultierenden längeren Weg der Luft entsprechend des Gesetzes von Bernoulli. Dies geschieht bis zu einem kritischen Punkt bei dem sich die Strömung am Profil abzulösen beginnt (Abb. 8/9), da die Strömung dem gekrümmten Profil nicht mehr folgen kann.<sup>20</sup> Im unterem Beispiel geschieht dies bei  $\alpha \approx 15^\circ$ . Die Ablösung am Profil beginnt am sog. Ablösungspunkt. Ab diesem Punkt laufen die Luftteilchen in Wirbeln über das Profil anstatt der Hauptströmung zu folgen<sup>21</sup>. Es kommt zum Strömungsabriss.

<sup>20</sup> www.aopa.de, 2014

<sup>21</sup> Kassera, Motorflug kompakt, 2008, S. 17

Dieses Bild steht aus rechtlichen Gründen  
leider nicht zur Verfügung

Abbildung 9: Luftströmung am Profil bei verschiedenen Anstellwinkeln

Ein Verringern der Geschwindigkeit kann bis zu einem bestimmten Punkt mit einer Erhöhung des Anstellwinkels kompensiert werden, um den benötigten Gesamtauftrieb beizubehalten.

### 3.2 Geradeausflug

Um nun zum Kern der Arbeit zu kommen, der spezifischen Bestimmung von Werten für eine DR400-180, wird in diesem Kapitel der Auftrieb bzw. die Mindestfluggeschwindigkeit für dieses Muster bestimmt.

Verschiedene Profilformen haben immer unterschiedliche Auftriebskräfte. Diese unterschiedlichen Auftriebskräfte werden durch den sog. Auftriebsbeiwert beschrieben, der Profile so vergleichbar macht. Der Auftriebsbeiwert berechnet sich aus der Auftriebskraft, der Strömungsgeschwindigkeit, der Luftdichte und der Größe der Bezugsfläche. Die Bezugsfläche beschreibt die Fläche der Tragflügel (Länge\*Tiefe). Da die Luftdichte und die Bezugsfläche konstant ist und die Strömungsgeschwindigkeit vom Anstellwinkel abhängt, hängt auch der Auftriebsbeiwert nur noch vom Anstellwinkel ab. Dies kann in einem aufgelösten Polardiagramm dargestellt werden (Abb. 10).

Die Formel für den Auftriebsbeiwert  $C_a$  lautet:

$$C_a = \frac{F_a}{q \cdot A} = \frac{F_a}{\left(\frac{1}{2}\right) \cdot \rho \cdot v^2 \cdot A}$$

$C_a =$  Auftriebsbeiwert,  $A =$  Bezugsfläche,  $q =$  Staudruck,  
 $\rho =$  Luftdichte;  $v =$  Strömungsgeschwindigkeit,  $F_a =$  Auftriebskraft

Der Staudruck  $q$  beschreibt die kinetische Energie eines Luftkörpers pro Volumeneinheit.<sup>22</sup>



Abbildung 10: Polardiagramm Dr400 ( $C_a$  vs  $\alpha$ ), <http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=naca23015-il>

Aus der Formel für den Auftriebsbeiwert ergibt sich umgestellt die Formel für den Auftrieb  $F_a$

$$F_a = \frac{\rho}{2} \cdot v^2 \cdot A \cdot C_a$$

- $\rho$  = Luftdichte in Meereshöhe der Standardatmosphäre
- $v$  = Unkorrigierte Eigengeschwindigkeit (IAS (=Indicated Airspeed)); entspricht relativen Geschwindigkeit zur Luft
- $A$  = Flügelfläche (Länge \* Tiefe des Flügels)

Der Gesamtauftrieb ist beim stabilen, also unbeschleunigten Geradeausflug gleich der Gewichtskraft des Flugzeugs, also

$$F_a = G$$

$$F_a = m \cdot g$$

<sup>22</sup> Kassera, Motorflug kompakt, 2008, S.19

Bei maximalem Auftriebsbeiwert ist aufgrund der Abhängigkeit vom Anstellwinkel die Geschwindigkeit minimal. Der maximale Auftriebsbeiwert kann aus dem Polardigramm in Abb.10 abgelesen werden. Er beträgt  $C_a = 1,46$ .

$$m \cdot g = \left(\frac{1}{2}\right) \cdot \rho \cdot v_{min}^2 \cdot A \cdot C_{a \max}$$

Umgestellt nach  $v_{min}$  ergibt sich aus der Formel folgende Gleichung

$$v_{min} = \sqrt{\frac{2 \cdot g \cdot m}{\rho \cdot A \cdot C_{a \max}}}$$

Bei einer DR400 gelten folgende Parameter die aus dem Handbuch entnommen wurden:

$$\rho = 1,225 \text{ kg/m}^3 \text{ (allgemein)}$$

$$A = 14,2 \text{ m}^2$$

$$m = 1100 \text{ kg}^{23}$$

$$g = 9,81 \text{ m/s}^2$$

$$C_a = 1,46 \text{ (siehe Abb. 10)}$$

spezifische Parameter eingesetzt:

$$v_{min} = \sqrt{\frac{2 \cdot 9,81 \text{ m/s}^2 \cdot 1100 \text{ kg}}{1,225 \text{ kg/m}^3 \cdot 14,2 \text{ m}^2 \cdot 1,46}}$$

$$v_{min} \approx 29 \text{ m/s} \approx 105 \text{ km/h}$$

Das heißt, 105 km/h ist bei maximalem Auftriebsbeiwert die minimale Fluggeschwindigkeit. Wird die Geschwindigkeit darüber hinaus verringert, also der Anstellwinkel  $\alpha$  vergrößert, kommt es zum Strömungsabriss am Profil und somit zum Auftriebszusammenbruch.

### 3.3 Kurvenflug

Im vorherigen Kapitel wurde die Mindestfluggeschwindigkeit im Geradeausflug bestimmt. Im Flug „passiert es am häufigsten im Endanflug, dass der überzogene Flugzustand zum Unfall führt“, urteilt das Luftfahrt-Bundesamt in ihren Statistiken zu Flugun-

<sup>23</sup> Masse des Flugzeuges (MTOW = maximales Abfluggewicht) = 1100kg

falluntersuchungen. Grund dafür ist die sog. Endanflugkurve, in der das Flugzeug während des Sinkfluges an der Landebahn ausgerichtet wird. Doch warum ist diese Kurve so gefährlich? Es ist nicht „diese“ Kurve die so gefährlich ist, sondern jede im unteren Geschwindigkeitsbereich geflogene Kurve, da die Mindestgeschwindigkeit in einer Kurve zunimmt.<sup>24</sup> In Abb. 11 ist die Zunahme der Überziehggeschwindigkeit in Abhängigkeit von der Querneigung dargestellt.



Dieses Bild steht aus rechtlichen Gründen  
leider nicht zur Verfügung

*Abbildung 11: Überziehggeschwindigkeiten im Kurvenflug, Luftfahrt-Bundesamt, Braunschweig 1982, Flugsicherheitsmitteilung*

Grund für die Zunahme der Mindestgeschwindigkeit ist die Querneigung. Der vorher senkrecht wirkende Auftrieb wirkt nur noch anteilig vertikal und muss aufgrund des gleichbleibenden Gewichts entsprechend erhöht werden. Physikalisch betrachtet bewirkt eine Kurve das Kippen des Auftriebsvektors um den Querneigungswinkel  $\varphi$ . Aus den Fliehkräften, physikalisch beschrieben als sog. Lastvielfache, und dem eigentlichen Gewicht  $G$  ergibt sich das resultierende Kurvengewicht  $K$ .

---

<sup>24</sup> [www.aopa.de](http://www.aopa.de), 2014

Dieses Bild steht aus rechtlichen Gründen leider nicht zur Verfügung

Abbildung 12: Auftriebserhöhung in der Kurve, *Der Segelflugzeugführer*, Breidenbach, Verlag Hesse 1978

$$A_k \triangleq F_k$$

$$\alpha \triangleq \varphi$$

In Abb. 12 ist anhand von Vektoren zu sehen, dass das Kurvengewicht mit zunehmender Querneigung  $\varphi$  größer wird, was zu einem erhöhten Auftrieb  $A_k$  führt. Dieses Kurvengewicht lässt sich mit folgender Formel ausrechnen.

$$K = \frac{G}{\cos \varphi}$$

Das Kurvengewicht  $K$  erhöht sich folgendermaßen um den Lastfaktor  $n$  (-), der das Verhältnis von Auftriebs- und Gewichtskraft beschreibt:

für:	$\varphi = 20^\circ$	$K = G \cdot 1,06$
	$\varphi = 30^\circ$	$K = G \cdot 1,15$
	$\varphi = 40^\circ$	$K = G \cdot 1,31$
	$\varphi = 60^\circ$	$K = G \cdot 2,00$

Dieses Kurvengewicht kann nun als Parameter in der bereits bekannten Formel für die Mindestgeschwindigkeitsbestimmung eingesetzt werden. (siehe Seite 8) Dabei wird nun anstatt der eigentlichen Masse  $m$ , das Kurvengewicht  $K$  verwendet. Daraus resultiert eine Zunahme der Mindestgeschwindigkeit  $v_{min}$ . Bei einer Querneigung von  $20^\circ$  steigt die Mindestgeschwindigkeit um 3%, bei  $30^\circ$  um 7,5% und bei  $40^\circ$  sogar um 15%.

Anders lässt sich die Kurvengeschwindigkeit  $v_k$  für verschiedene Querneigungen  $\varphi$  aus der Formel für den Auftrieb folgendermaßen berechnen:

$$F_a = k \cdot v^2$$

Wobei unter  $k$  die in diesem Fall konstanten Größen der Flügelfläche  $A$ , des Anstellwinkels  $\alpha$ , und der Luftdichte  $\rho$  zusammengefasst sind.

Umgestellt ergibt sich:

$$v^2 = \frac{F_a}{k} ; \quad v_k^2 = \frac{F_k}{k}$$

Dementsprechend ist:

$$\frac{v_k^2}{v^2} = \frac{F_k}{F} = \frac{K}{G} = \frac{\frac{G}{\cos \varphi}}{G} = \frac{1}{\cos \varphi}$$

und

$$v_k = v \cdot \sqrt{1/\cos \varphi}$$

Entsprechende Werte eingesetzt mit Querneigungswinkel  $\varphi = 20^\circ$ :

$$v_k = 29\text{m/s} \cdot \sqrt{\frac{1}{\cos 20}} \approx 29,9\text{m/s} \approx 108\text{km/h}$$

## 4 Flugversuche

In diesem Kapitel geht es um die praktische Überprüfung der zuvor berechneten Werte. Für die Flugversuche wurde das Flugzeug mit kleinen Wollfäden, welche auf die Tragfläche geklebt wurden, präpariert. Damit kann die Luftströmung am Tragflügel visualisiert werden.

Der erste Versuch wurde im Geradeausflug geflogen (Abb. 13 oben links). Dabei wurde der Schub auf Leerlauf reduziert und gleichzeitig die Höhe durch Ziehen am Höhenruder (Erhöhung des Anstellwinkels) beibehalten. Bei einer Geschwindigkeit von ungefähr 105 km/h begann das Flugzeug unruhig zu werden und der Pilot verlor an Steuerfähigkeit. Bei einer Geschwindigkeit von 95km/h (Abb. 16) konnte die Strömung aufgrund des hohen Anstellwinkels der Krümmung des Profils nicht mehr folgen und riss ab. Dies kann man am Umschlagen der Wollfäden sehen (Abb. 15). Danach kippte das Flugzeug von selbst über die Nase nach vorne weg. Nachdem es dadurch wieder an Fahrt gewonnen und sich die Strömung angelegt hatte, konnte es wieder im Geradeausflug stabilisiert werden.



Abbildung 13: Strömung liegt an



Abbildung 14: Fahrtmesser im Normalflug



Abbildung 15: Strömung ist abgerissen



Abbildung 16: Fahrtmesser bei Strömungsabriss

Der gleiche Versuch wurde danach in einer 20° Linkskurve geflogen (Abb. 17 oben links). Auch hier wurde bei gleichbleibender Höhe der Schub wieder auf Leerlauf reduziert. Ab einer Geschwindigkeit von ca. 110km/h begann das Flugzeug unruhig und instabil zu werden. Bei 100km/h (Abb.20) riss die Strömung ab (Abb.19) und das Flugzeug kippte über den linken Flügel nach unten weg. Auch hier konnte das Flugzeug, nachdem sich die Strömung angelegt hatte, wieder stabilisiert werden.



Abbildung 17: Strömung liegt an



Abbildung 18: Fahrtmesser im normalen Kurvenflug



Abbildung 19: Strömung ist abgerissen



Abbildung 20: Fahrtmesser bei Strömungsabriss im Kurvenflug

## 5 Fazit

Wie man im Kapitel „Flugversuche“ sehen kann, weichen die Werte bzw. Geschwindigkeiten in der Praxis von den theoretisch errechneten (siehe Kapitel „Geradausflug“/ „Kurvenflug“) ab. Die berechnete Mindestfluggeschwindigkeit für den Geradausflug beträgt 105km/h. In der Praxis ist die Strömung allerdings erst bei einer Geschwindigkeit von 95km/h abgerissen. Im Kurvenflug liegt die Mindestgeschwindigkeit bei einer Querneigung von 20° bei ca. 108km/h. Bei den Flugversuchen kam es allerdings erst bei einer Geschwindigkeit von 100km/h zum Strömungsabriss.

Zuerst mag dies zu der Schlussfolgerung führen, die Rechenmodelle seien nicht korrekt, oder für die Praxis nicht brauchbar. Die Angaben im Handbuch gelten jedoch für das maximale Abfluggewicht des Flugzeuges und nicht das tatsächliche. Dadurch kommt es in der Praxis zu Abweichungen. Bei den Flugversuchen betrug das tatsächliche Abfluggewicht ca. 900kg. Dieses setzt sich zusammen aus dem Leergewicht des Flugzeuges, dem Treibstoffgewicht, dem Gewicht der Insassen und des Gepäcks.

$$v_{stall} = \sqrt{\frac{2 \cdot 9,81m/s^2 \cdot 900kg}{1,225kg/m^3 \cdot 14,2m^2 \cdot 1,46}}$$

$$v_{stall} \approx 26,4m/s \approx 95 km/h$$

Die Abweichung der Abrissgeschwindigkeit für den Geradeausflug aus den Flugversuchen ist also nachvollziehbar. Gleiches gilt daher auch für den Kurvenflug:

$$v_{stall} = 26,4 \text{ m/s} \cdot \sqrt{\frac{1}{\cos 20}} \approx 27,2 \text{ m/s} \approx 98 \text{ km/h}$$

Für die Praxis ist stellt dies einen wichtiger Zusammenhang dar. Wenn der Pilot die Geschwindigkeit während des Landeanflugs auf ein Minimum reduziert, und dann in der Endanflugkurve das Flugzeug an der Landebahn ausrichtet, kann es durch die nun auch in der Praxis bewiesene Erhöhung der Mindestfluggeschwindigkeit in der Kurve zu einem Strömungsabriss kommen. In geringen Höhen kann dies fatale Auswirkungen haben.<sup>25</sup> Reagiert der Pilot nicht sofort, kann es zum sog. Trudeln kommen. Dabei dreht sich das Flugzeug um die eigene Achse und befindet sich in einem unkontrollierten Sinkflug. Oft reicht die Höhe während des Anflugs nicht mehr aus um diesen unkontrollierten Flugzustand auszuleiten. Nicht ohne Grund ermahnt das Luftfahrt-Bundesamt: „Geschwindigkeit ist das halbe Leben“<sup>26</sup>. Jeder Pilot sollte also ein ausgeprägtes Situationsbewusstsein gegenüber seiner Geschwindigkeit haben, um Unfällen vorzubeugen und so die Sicherheit im Flugbetrieb zu erhöhen.

---

<sup>25</sup> www.havarikommissionen.dk, 2013

<sup>26</sup> Luftfahrt-Bundesamt, Geschwindigkeit ist das halbe Leben, 1982

## 6 Literaturverzeichnis

- Dubs, F. (1975). *Aerodynamik der reinen Unterschallströmungen*. Basel, Schweiz: Springer-Verlag. S. 100/101
- Hesse, F. H. (1978). *Der Segelflugzeugführer* (3. überarbeitete Auflage). Breidenbach, Deutschland: Verlag Hesse. S. 263
- Kühr, W. (2000). *Der Privatflugzeugführer* (überarbeitete Auflage, Bd. I). Bergisch Gladbach, Deutschland: Luftfahrtverlag. S. 9/10/15
- Kämpf, B. G. (2004). *Flugmechanik und Flugregelung von Luftschiffen*. München, Deutschland: Herbert Utz Verlag. S. 1
- Kassera, W. (1975). *Flug ohne Motor* (4. überarbeitete Auflage). Stuttgart, Deutschland: Motorbuchverlag. S.17/18
- Kassera, W. (2008). *Motorflug kompakt* (2. überarbeitete Auflage). Stuttgart: Motorbuchverlag. S. 17/19
- Kuchling, H. (1969). *Physik - Formeln und Gesetze*. Mittweida: Buch- und Zeit-Verlagsgesellschaft. S. 129
- Magnus, G. (1853). *Annalen der Physik und Chemie* (Bd. 88). Berlin, Deutschland. S. 1
- Sigloch, H. (2015). *Technische Fluidodynamik*. Berlin-Heidelberg, Deutschland: Springer-Verlag. S. 63
- Wachter, A. H. (1998). *Repertorium Theoretische Physik*. Berlin-Heidelberg, Deutschland: Springer-Verlag. S. 7

### *Internetquellen*

- European Aviation Safety Agency (EASA). (11 2013). *Havarikommissionen*. Abgerufen am 2.04.2017 von URL: [http://www.havarikommissionen.dk/images/Bibliotek\\_luftfahrt/General\\_Aviation/GA8.pdf](http://www.havarikommissionen.dk/images/Bibliotek_luftfahrt/General_Aviation/GA8.pdf)
- Hofmann, D. H. (2017). *Experimentis - Physik für alle*. Abgerufen am 02. 04 2017 von URL: <http://www.experimentis.de/experimente-versuche/gas-wasser-luft/warum-fliegen-flugzeuge/>
- Luftfahrt-Bundesamt, Flugunfalluntersuchungsstelle. (03 1993). *Reißt erstmal die Strömung ab, macht selbst das beste Flugzeug schlapp*. Abgerufen am 03.04.2017 von URL: [http://www.bfu-web.de/DE/Publikationen/Flugunfallinformationen/Berichte/V109\\_Flugunfallinfo\\_Stroemungsabriss.pdf;jsessionid=D636C781BA2FE7946F03FAA5569693AD.live21302?\\_\\_blob=publicationFile](http://www.bfu-web.de/DE/Publikationen/Flugunfallinformationen/Berichte/V109_Flugunfallinfo_Stroemungsabriss.pdf;jsessionid=D636C781BA2FE7946F03FAA5569693AD.live21302?__blob=publicationFile)

- Mies, J. (02 2014). Überziehen. Aircraft Owners and Pilot Association (*AOPA*) *Safety-Letter* (12). Abgerufen am 03.04.2017 von URL:  
[https://aopa.de/entwicklung/upload/PDF/Publikationen/AOPA\\_Safety\\_Letter/12\\_ASL\\_Ueberziehen.pdf](https://aopa.de/entwicklung/upload/PDF/Publikationen/AOPA_Safety_Letter/12_ASL_Ueberziehen.pdf) S. 1/2/3
- Pfeffer, G. (2005). *Website von Gerd Pfeffer*. Abgerufen am 01.04.2017 von URL:  
[http://www.gerd-pfeffer.de/atm\\_luftdichte.html](http://www.gerd-pfeffer.de/atm_luftdichte.html)

### *Sonstige Quellen*

- Thomas, D. (1992). Vortrag im Rahmen einer Fluglehrerweiterbildung. Frankfurt.
- Luftfahrt-Bundesamt. (1978). *Geschwindigkeiten und Flugverhalten - Eine Betrachtung über Zusammenhänge und Auswirkungen*. Braunschweig:  
Flugsicherheitsmitteilung.
- Luftfahrt-Bundesamt. (1982). *Geschwindigkeit ist das halbe Leben*. Braunschweig:  
Flugsicherheitsmitteilung.

## Eidesstaatliche Erklärung

Ich versichere, dass ich die vorgelegte Projektarbeit selbstständig verfasst und keine anderen als die angegebenen Hilfsmittel verwendet habe.

Bremen, den 5. April 2017