

Facharbeit aus der Physik

Thema:

Warum können Flugzeuge fliegen?



Verfasser: Michael Gerl

Kursleiter: Herr Bayramli

Kollegstufenbetreuer: Herr Thalheim

Abgabetermin: 25. Januar 2008

Inhalt	Seite
I. Allgemeine Theorie des Fliegens	3
1) Vorwort	3
2) Erklärungen zur Entstehung von Auftrieb	4
a) Das Auftriebsprinzip nach Newton	4
b) Das Auftriebsprinzip nach Bernoulli	4
c) Das Prinzip der Zirkulationsströmung	6
d) Zusammenhang zwischen Zirkulationsströmung und Newtonschem Auftrieb	7
e) Auftriebssteigerung bei halbsymmetrischen und vollsymmetrischen Profilen	8
3) Zusammenhänge im Kräftesystem Flugzeug	9
a) Das Kräftesystem am Flugzeug	9
b) Luftwiderstand und Auftrieb, Gleitzahl	10
c) Die Flugzeugsteuerung	12
d) Formeltechnische Erfassung von Horizontalflug, Gleitflug und Steigflug	15
e) Druckpunktwanderung – Problematik der Längsstabilität eines Flugzeuges während dem Flug mit Anstellwinkel	16
f) Theoretische Betrachtung des stationären Kurvenfluges	17
g) Einfluss von Geschwindigkeit und Anstellwinkel auf die Effizienz eines Tragflächenprofils beim Segelfliegen	18
4) Aerodynamik	21
a) Die verschiedenen Strömungsarten	21
b) Strömungsverhältnisse am Tragflügel	22
c) Aerodynamik des Starten und Landens – Der Einsatz von Landehilfen	23
II. Modellbau und Experimente	25
1) Grundlagen eines RC-Modells	25
a) Materialien und Werkstoffe	25
b) Auffinden des Schwerpunkts	26
c) Einstellwinkel und Einstellwinkeldifferenz	27
2) Vorstellung des EasyGliders	28
a) Technische RC-Komponenten des EasyGlider	28
b) Flugunterstützung durch Automatisierung – Experimente mit Programmierungen	29
3) Modellflug ohne Grenzen – Das Kameraprojekt	31
a) Das Prinzip der Drohne	31
b) Sichtbarmachen von Luftströmungen unter realen Bedingungen	32
c) Auswertung – Erkenntnisse aus den Videoaufnahmen	33
III. Schlusswort	34
IV. Anhang	35

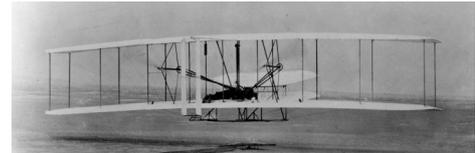
I. Allgemeine Theorie des Fliegens

1) Vorwort

Gegen Ende des 19. Jahrhunderts erhoben sich die ersten Menschen in die Luft. Ziel war es, dem Vogel nachzueifern und die Schwerkraft der Erde zu überwinden.

Otto Lilienthal baute um 1890 mehrere Hängegleiter und konnte bereits einige 100 m im Flug zurücklegen. Bei seinen Experimenten stellte er bereits fest, dass eine gewölbte halbsymmetrische Tragfläche den Auftrieb seiner Gleiter begünstigt. 1896 stürzte er bei einem Flugversuch ab und erlag seinen tödlichen Verletzungen.

Aufbauend auf Lilienthals Erkenntnissen über den Gleitflug setzten sich die Gebrüder Wright das Ziel des motorisierten Flugs. Der Wright-Flyer One vom Dezember 1903 hatte 12-16 PS und legte mit über 260 m die längste Flugstrecke der damaligen Zeit zurück.



*Abbildung 1
Flyer One der Gebrüder Wright*

Die Pioniere der Luftfahrt standen allesamt vor dem grundsätzlichen Problem aus einer horizontalen Bewegung eine nach oben wirkende Auftriebskraft zu erzeugen.

Um einen Körper in der Schwebelage zu halten, muss die nach unten wirkende Gewichtskraft durch eine betragsgleiche Auftriebskraft kompensiert werden.

Weil jeder bewegte Körper durch „Kollisionen mit Luftteilchen“ auch eine verzögernde Kraft erfährt, muss die Luftreibungskraft ebenfalls ausgeglichen werden. Dies geschieht durch eine Vortriebskraft.

Damit ein Flugzeug überhaupt fliegen kann muss also ein Kräftegleichgewicht aus Gewichtskraft-Auftriebskraft und Luftreibungskraft-Vortriebskraft herrschen, sodass die resultierende Kraft gleich Null ist. In diesem Fall ist ein Flugzeug in der Lage horizontal mit konstanter Geschwindigkeit zu fliegen.

Ziel der Facharbeit ist es zu erklären weshalb Flugzeuge fliegen können und einige theoretische Erkenntnisse anhand eines flugfähigen ferngesteuerten Modells zu veranschaulichen.

Am bedeutungsvollsten für die Luftfahrt ist wohl die Frage nach der Entstehung der Auftriebskraft bei der Anströmung einer geeigneten Tragfläche.

2) Erklärung zur Entstehung von Auftrieb

Grundsätzlich gibt es *drei wesentliche Theorien*, die sich auf das Phänomen des Fliegens anwenden lassen und eine Antwort auf die Frage der Auftriebsentstehung liefern:

Die **Erklärung nach Newton** basiert auf dem Prinzip des Rückstoßes.

Die **Argumentation Bernoullis** fußt auf der Betrachtung der verschiedenen Druckverhältnisse.

Die wohl aktuellste Betrachtungsweise beschäftigt sich mit der **Erforschung von Zirkularströmungen**.

a) Das Auftriebsprinzip nach Newton

Die mechanischen Prinzipien des Physikers *Isaak Newton (1642-1727)* scheinen die einfachste Erklärung für die Entstehung von Auftrieb zu geben. Prallt Luft gegen die Unterseite eines Flügels, so werden die Luftteilchen von diesem zurückgeworfen – ähnlich kleinen Bällen, die von der Wand abprallen. Durch den Rückstoß der Luftmoleküle erfährt der Tragflügel eine Kraftwirkung nach oben.

Luft verhält sich allerdings in der Realität anders als ein Newton'sches Massenpunktgefüge. Sie bildet eher einen zusammenhängenden Verband, der sich bei unterschiedlichen Druck- und Geschwindigkeitsverhältnissen anders als viele an die Wand geschleuderte Massenkügelchen verhält. Die Bewegung von Gasteilchen lässt sich daher wohl nur in grober Näherung mit den Gesetzen der Punktmechanik erklären.

Mit Newtons Axiom „Actio gegengleich Reactio“ kann man zwar eine anschaulich verständliche und auch richtige Aussage treffen, es lässt sich allerdings der wesentlich stärkere Auftrieb eines gewölbten asymmetrischen Profils gegenüber einem „geraden Brett“ nicht nachvollziehen.

Bezüglich dieser Problemstellung gelang dem Schweizer Physiker *Daniel Bernoulli (1700-1782)* eine weiterführende Erkenntnis.¹

b) Das Auftriebsprinzip nach Bernoulli

Die wohl zentralste Erkenntnis Bernoullis besagt:

In einer stationären Strömung ist die Summe aus dem statischen Druck und dem dynamischen Druck konstant. Sie entspricht dem hydrostatischen Gesamtdruck der ruhenden Flüssigkeit.

Formuliert in der Bernoulli-Gleichung und umgestellt nach dem statischen Druck ergibt sich:

$$p = p_0 - \frac{\rho \cdot v^2}{2}$$

Formel 1
Bernoulli-Gleichung

Wobei p als *statischer Druck*,

p_0 als konstanter *hydrostatischer Gesamtdruck* und

$1/2 \cdot \rho \cdot v^2$ als so genannter *dynamischer Staudruck* bezeichnet wird.

Als wichtige Folgerung aus der Bernoulli-Gleichung ergibt sich folgender Satz:

Steigt die Geschwindigkeit einer strömenden Flüssigkeit oder eines Gases, so nimmt dessen Staudruck zu und der statische Druck ab.

Wird ein Körper von Gas auf der einen Seite schneller umströmt als auf der anderen Seite, so ergibt sich zwischen beiden Seiten ein Unterschied des statischen Drucks.

Diese Erkenntnis ist wohl zu einer der *wesentlichen Grundlagen der Luftfahrt* geworden.

¹ Nach [6]: SWR Warum? Fliegen: <http://www.wissen.swr.de/warum/fliegen/themenseiten/t4/s2.html>

Betrachtet man die Strömungsgeschwindigkeiten eines asymmetrischen Profils, so stellt man zunächst erstaunlicherweise fest, dass sich die Luftteilchen auf der gewölbten Seite des Profils wesentlich schneller als auf der geradlinigen Seite bewegen.

Die rein anschauliche Erklärung, dass die Luftteilchen auf der gewölbten Seite in gleicher Zeit einen längeren Weg zurücklegen müssen und damit auch eine höhere Geschwindigkeit besitzen, erweist sich als Trugschluss! Der Wegunterschied würde noch keine ausreichende Geschwindigkeitsdifferenz bewirken.

Da die Luftteilchen oberhalb und unterhalb des asymmetrischen Profils unabhängig voneinander zu betrachten sind, kann nicht zwingend gefolgert werden, dass diese Teilchen gleichzeitig das Ende des angeströmten Profils erreichen.

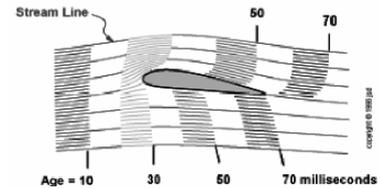


Abbildung 2
Zeitlicher Verlauf der Stromlinien

Versuche und Simulationen (siehe Abb. 2) zeigen, dass Luftteilchen, die entlang der Wölbung des Profils strömen, sogar trotz des längeren Wegs deutlich vor den Teilchen, die geradlinig entlang der Unterseite strömen, am Flügel-Ende ankommen.

Eine Erklärung für diese relativ hohe Geschwindigkeitsdifferenz gelingt erst zu einem späteren Zeitpunkt.

Nach Bernoulli verursacht der experimentell nachgewiesene Unterschied der Strömungsgeschwindigkeiten zwischen Ober- und Unterseite der Tragfläche einen Druckunterschied:

Auf der von Luftteilchen schneller umströmten Oberseite entsteht ein Unterdruck und damit ein Sog, während unterhalb des Profils ein Überdruck entsteht. – Die Tragfläche erfährt eine nach oben wirkende Kraft.²

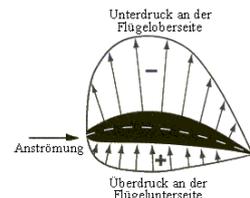


Abbildung 3
Druckverteilung am Flügelprofil

Aus experimentellen Druckmessungen weiß man, dass die Kraftwirkung des Unterdrucks an der Flügeloberseite wesentlich größer ist als die des Überdrucks an der Flügelunterseite. (siehe Abb. 3) Daraus ist ersichtlich, dass der Hauptanteil der Auftriebskraft (ca. 2/3) entgegen den Überlegungen nach Newton auf der Flügeloberseite entsteht.

Beide bisher vorgestellte Erklärungsversuche weisen jedoch deutliche Schwierigkeiten auf: Während es mit der Argumentation nach Newton, die unter Annahme eines Massenpunktgefüges aus Luftteilchen völlig die moderne Strömungslehre außer Acht lässt, nicht möglich ist, den wesentlich größeren Auftrieb einer gewölbten Tragfläche gegenüber einem geraden Brett zu erklären, gibt die Überlegung nach Bernoulli keine Begründung für die experimentell festgestellten Unterschiede der Strömungsgeschwindigkeiten über bzw. unter einem halbsymmetrischen Tragflächenprofil.

Eine weitere Schwierigkeit offenbart sich in der Betrachtung eines vollsymmetrischen Profils. Es erzeugt mehr Auftrieb als ein gerades Brett; der offensichtliche Unterschied der Strömungsgeschwindigkeiten scheint aber wegen der symmetrischen Form wenig plausibel.

Besonders beim vollsymmetrischen Profil fehlt es demnach noch an plausiblen Erklärungen für die Entstehung der Auftriebskraft.

Eine weiterführende Argumentation bietet das von der Wissenschaft favorisierte Modell – die Zirkulationsströmung.

² Die Begriffe Überdruck und Unterdruck beziehen sich auf den Unterschied zum Umgebungsdruck.

c) Das Prinzip der Zirkulationsströmung³

Nach heutigen Erkenntnissen bildet sich beim angeströmten Flugzeugflügel eine so genannte Zirkulationsströmung aus. Diese zirkuliert fortwährend um den gesamten Flügel herum und sorgt letztendlich dafür, dass die Flügeloberseite schneller umströmt wird als die Flügelunterseite – nach der Formel von Bernoulli also Auftrieb entsteht.

Aber wie kommt es zur Entstehung dieser Zirkulationsströmung?

Einen wesentlichen Anhaltspunkt zur Klärung des Phänomens bietet die Betrachtung der Luftreibung an der Oberfläche des Flügels während der Beschleunigung eines Flugzeugs:

Bei niedrigen Anströmungsgeschwindigkeiten strömt die Luft ober- und unterhalb des halbsymmetrischen Tragflächenprofils noch entlang der Hinterkante der Tragfläche und es kann sich noch keine Zirkulationsströmung ausbilden.

Steigert sich die Anströmgeschwindigkeit, so wird die Luftschicht die direkt auf der Tragflügelhinterkante aufliegt durch Reibung mit der Tragflügeloberfläche verzögert. Ab einer bestimmten Geschwindigkeit kann diese Luftschicht der Bewegung um die Hinterkante nicht mehr folgen, sodass sie sich vor Erreichen der Hinterkante vom Flügel ablöst. Diese abgelöste Luftschicht rollt sich zum so genannten Anfahrtswirbel auf, der sich eigenständig vom Tragflächenprofil ablöst.

Aus der Beobachtung von Widerstandswirbeln ist bekannt, dass abgehende Wirbel stets paarweise auftreten.⁴ Dem davon strömenden Anfahrtswirbel wirkt deshalb ein entsprechender Ausgleichswirbel mit umgekehrtem Drehsinn entgegen.

Bei diesem ausgleichenden Wirbel handelt es sich um die Zirkulationsströmung, die sich um die gesamte Tragfläche herum ausbildet.

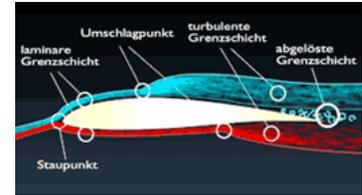


Abbildung 4
Grenzschichten eines angeströmten Profils

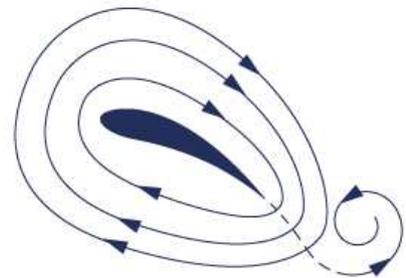


Abbildung 5
Zirkulations- und Anfahrtswirbel

³ Nach [4]: Quarks & Co: http://www.wdr.de/tv/quarks/sendungsbeitraege/2003/1209/002_fliegen.jsp

Nach [6]: SWR Wissen: <http://www.wissen.swr.de/warum/fliegen/themenseiten/t4/s4.html>

⁴ Der theoretische Hintergrund für diese Erkenntnis kann mit dem Drehimpulserhaltungssatz gefunden werden.

Mit den gewonnenen Erkenntnissen lässt sich nun auch der Geschwindigkeitsunterschied ober- und unterhalb des Flügels erklären:

Man kann sich vorstellen, dass sich zwei Strömungen überlagern.⁵ Zum einen gibt es die „Fahrtwindströmung“ (siehe A), zum anderen die Zirkulationsströmung (siehe B). Beide zusammen sorgen dafür, dass oberhalb des Flügels die Luft schneller strömt und unterhalb des Flügels die Strömungsgeschwindigkeit geringer ist (siehe C). Wie bereits erläutert, entsteht durch den Unterschied der Strömungsgeschwindigkeiten der Druckunterschied zwischen oberer und unterer Tragflächenseite und damit Auftrieb. **Der für den Bernoullischen Auftrieb ausreichend hohe Geschwindigkeitsunterschied kann also nur mit dem Modell der Zirkulationsströmung hinreichend erklärt werden.**

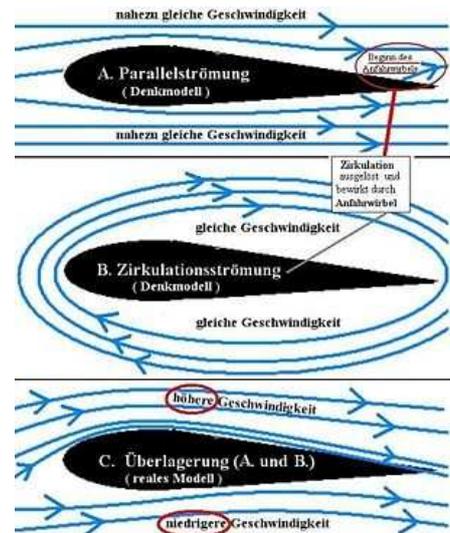


Abbildung 6
Schematische Erklärung zur Entstehung des Geschwindigkeitsunterschieds

d) Zusammenhang zwischen Zirkulationsströmung und Newtonschem Auftrieb

Erst die dreidimensionale Betrachtung der Strömungsverhältnisse an einem Tragflügel und die Betrachtung der so genannten Randwirbel lässt einen Zusammenhang zwischen Zirkulationsmodell und dem Auftriebsprinzip nach Newton ersichtlich werden. Auf die genaue Entstehung der Randwirbel soll allerdings erst zu einem späteren Zeitpunkt eingegangen werden.

„Vereinfacht gesagt kann der Wirbelfaden (siehe Abb. 7), um den die Luft bei der Zirkulationsströmung herumströmt, an den Flügel-Enden nicht aufhören. Er muss über den Tragflächenrand hinaus weitergeführt werden.“⁶ Diese Randwirbel sorgen für zusätzlichen Abwind hinter der Tragfläche und verstärken dabei die Ausbildung des tragenden Zirkulationswirbels erheblich.

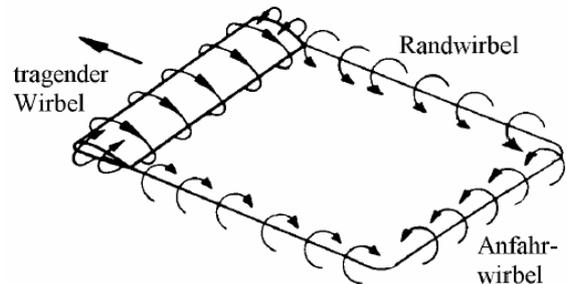


Abbildung 7
Abwind hinter einem Profil durch Randwirbel und Anfahrtswirbel

Wie diese Überlegung zeigt, werden Luftteilchen hinter einer Tragfläche durch Anfahrtswirbel und Randwirbel stark nach unten beschleunigt. Damit ist bereits ein Zusammenhang zwischen der Zirkulationsströmung und der Newtonschen Erklärung von Auftrieb gefunden. Nach Newtons Axiom „Actio gegengleich Reactio“ erfährt eine angeströmte Tragfläche, die auf Grundlage des Zirkulationsmodells Luft nach unten beschleunigt, eine gegengleiche Beschleunigung nach oben. Entscheidend ist allerdings, dass die Luftteilchen weniger durch elastische Stöße an der Tragflächenunterseite Auftrieb erzeugen, sondern eher aufgrund ihrer im Zirkulationsmodell begründeten nach unten gerichteten Bewegungsrichtung. Das Zirkulationsmodell ist also gut geeignet, um sowohl die Auftriebserklärung nach Bernoulli als auch die Auftriebserklärung nach Newton nachzuvollziehen.

⁵ Nach [8]: Wikipedia Fliegen (Fortbewegung), Kapitel aerodynamische Grundlagen: [http://de.wikipedia.org/wiki/Fliegen_\(Fortbewegung\)](http://de.wikipedia.org/wiki/Fliegen_(Fortbewegung))

⁶ Zitat [5]: Rita Wodzinski; „Wie erklärt man das Fliegen in der Schule“, S.19 <http://www.wissen.swr.de/warum/fliegen/themenseiten/t10/s1822.pdf>

e) Auftriebssteigerung bei halbsymmetrischen und vollsymmetrischen Profilen ⁷

Von wesentlicher Bedeutung für die Ausbildung der Auftrieb erzeugenden Zirkulationsströmung ist eine geeignete Profilgeometrie. Bisher wurden nur halbsymmetrische Profile mit gleich starker Wölbung betrachtet. Untersucht man den Auftrieb von unterschiedlich stark gewölbten halbsymmetrischen Profilen im Windkanal, so stellt man fest, dass eine stärkere Wölbung auch einen höheren Auftrieb verursacht. Daraus kann man schließen, dass die Zirkulationsströmung durch eine stärkere Profilwölbung gesteigert wird. ⁸

Die gewonnen Erkenntnisse bei halbsymmetrischen Profilen lassen sich nun auch auf das vollsymmetrische Profil übertragen:

Wie Experimente bestätigen, entsteht bei angeströmten vollsymmetrischen Profilen ohne Anstellwinkel keine Auftrieb erzeugende Zirkulationsströmung.

Eine Tragfläche mit vollsymmetrischem Profil muss also grundsätzlich angestellt werden, um Auftrieb zu erzeugen.

Dabei wird die Flügelunterseite, wie bei einem gewölbten halbsymmetrischen Profil, der Strömung zugedreht, sodass eine Zirkulationsströmung entstehen kann. Bedingt durch diese Zirkulationsströmung entsteht ein „ausreichend großer“ Unterschied der Strömungsgeschwindigkeiten zwischen Profilober- und -unterseite und damit letztendlich „Bernoullischer Auftrieb“.

Wird nun ein gewölbtes halbsymmetrisches Profil positiv angestellt, so wird die Zirkulationsströmung ebenfalls kräftiger und die Auftriebskraft größer.

Daraus lässt sich folgern, dass beim asymmetrischen Profil die Wölbung des Profils ausschlaggebend für die Stärke von Zirkulationsströmung und Auftrieb ist.

Während beim vollsymmetrischen Profil einzig und allein der Anstellwinkel den Auftrieb gewährleistet, produziert jedes halbsymmetrische Profil auch ohne Anstellung bereits Auftrieb.

Notwendig für die Ausbildung der Auftrieb erzeugenden Zirkulationsströmung sind in beiden Fällen eine „asymmetrische Anströmung“ der Tragfläche und eine scharf begrenzte Tragflächenhinterkante. ⁹

Das vollsymmetrische Profil findet vordergründig im Kunstflug Anwendung, weil es ein gleichmäßiges, neutrales und präzises Flugverhalten des Kunstflugzeugs in allen Fluglagen und einem breiten Geschwindigkeitsspektrum ermöglicht. Im Rückenflug beispielsweise muss es nicht so stark angestellt werden wie ein halbsymmetrisches Profil, das in dieser Situation ja Abtrieb erzeugen würde. Der große Nachteil des vollsymmetrischen Profils ist allerdings, dass es bei gleicher Anstellung wesentlich weniger Auftrieb als das halbsymmetrische Profil erzeugt.



*Abbildung 8
Durch Anstellung eines vollsymmetrischen Profils
entsteht Auftrieb.*



*Abbildung 9
Auftriebssteigerung durch Anstellung eines
halbsymmetrischen Profils*

⁷ Vergleiche Versuche: Interaktiver Windkanal: <http://www.wissen.swr.de/warum/fliegen/themenseiten/t2/s1.html>

⁸ Bei Profilen mit stärkerer Wölbung löst sich die Strömung bereits früher von der Tragfläche ab, wodurch die Bildung von Anfahrts- und Zirkulationswirbel verstärkt wird.

⁹ Experimentelle Untersuchungen mit rundnasigen Tragflächenhinterkanten ergeben eine geringe Zirkulationsströmung bei erhöhtem Luftwiderstand.

3) Zusammenhänge im Kräftesystem Flugzeug

Um die Auftriebserscheinung für die Anwendungen auf das Prinzip des Fliegens brauchbarer zu machen, werden im Folgenden die wesentlichen auf ein Flugzeug wirkenden Kräfte näher betrachtet und anschließend ihre Zusammenhänge in den verschiedenen Flugphasen nachvollzogen.

a) Das Kräftesystem am Flugzeug

Die folgenden Kräfte sind bei einem Flugzeug von entscheidender Bedeutung:

1. Die Gewichtskraft $G = m \cdot g$

Sie wirkt vom Schwerpunkt aus vertikal nach unten.

2. Die Zugkraft des Propellers oder Schubkraft des Strahltriebwerks

Die Schub- oder Zugkraft wirkt dem Luftwiderstand in horizontaler Richtung entgegen.

Eine Möglichkeit der Erzeugung einer Zugkraft ist eine Luftschraube, die Luftmassen nach hinten „schaufelt“. Der Vortrieb entsteht dadurch, dass die Propellerblätter Luftteilchen nach hinten beschleunigen und im Gegenzug nach Newtons 3. Axiom selbst eine gegengleiche Beschleunigung erfahren.

Die mittlerweile gebräuchlichste Methode der Schuberzeugung lässt sich bei modernen Strahltriebwerken beobachten:

Beispielsweise wird im Mantelstrahltriebwerk, vereinfacht ausgedrückt, die Luft angesaugt, verdichtet und zusammen mit einem Treibstoffgemisch gezündet. Die sehr stark expandierenden Verbrennungsgase treten mit hoher Geschwindigkeit aus und treiben das Flugzeug ebenfalls nach Newtons Axiom „Actio gegenleich Reactio“ an.

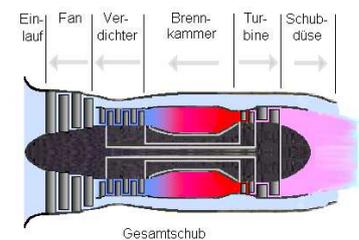


Abbildung 10
Prinzip der Schuberzeugung beim Strahltriebwerk

Unter Verwendung des Impulserhaltungssatzes ergibt sich folgende Formel für die Schubkraft F_{Schub} eines Flugzeuges, das sich mit der konstanten Geschwindigkeit v_{Flug} geradlinig bewegt und von einem Strahltriebwerk, welches pro Sekunde die Luftmasse m_{Luft} mit der Geschwindigkeit v_{Luft} ausstößt, angetrieben wird:

$$F_{\text{Schub}} = m_{\text{Luft}} \cdot (v_{\text{Luft}} - v_{\text{Flug}})$$

3. Luftwiderstandskraft und Auftriebskraft

Die bedeutsamsten Kräfte, sind die entlang des Profils wirkende Luftwiderstandskraft F_w und die auf dem Profil senkrecht stehende Auftriebskraft F_A . Diese beiden Kräfte werden im nächsten Kapitel detaillierter dargestellt.

4. Die Luftkraft

Die Luftkraft F_L lässt sich vektoriell aus Auftriebskraft und Widerstandskraft zusammensetzen und in einem Kräfteparallelogramm veranschaulichen.

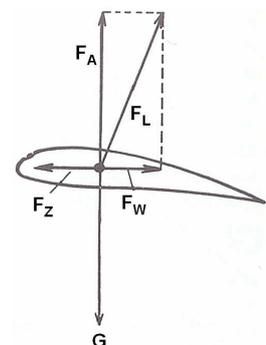


Abbildung 11
Kräfteparallelogramm

b) Luftwiderstand und Auftrieb, Gleitzahl

Die Luftwiderstandskraft:¹⁰

Grundsätzlich kann man sich vorstellen, dass der Luftwiderstand durch Reibung der einzelnen Luftteilchen untereinander und durch Reibung der Luftteilchen an der Oberfläche des umströmten Körpers entsteht.

Die Luftwiderstandskraft setzt sich aus folgenden drei Komponenten zusammen:

1. Der Formwiderstand:

Anschaulich ist sofort klar, dass unterschiedliche Formen bei gleicher Anströmung auch unterschiedliche Luftwiderstandskräfte erfahren. So erfährt beispielsweise eine Tropfenform einen geringeren Formwiderstand als ein gerades Brett. Eine genaue physikalische Erklärung gelingt mit der Betrachtung der Strömungsverhältnisse. Mehr ungeordnete Verwirbelungen verursachen stets eine höhere Reibung zwischen den einzelnen Luftteilchen.

2. Der Grenzschichtwiderstand:

Tragflügel unterscheiden sich allerdings nicht nur in ihren Formwiderständen.

Auch die Oberflächenbeschaffenheit beeinflusst die Strömungsverhältnisse und damit die Luftreibung.

Der so genannte Grenzschichtwiderstand ist bei glatten Oberflächen wesentlich geringer als bei Oberflächen höherer Rauigkeit.

3. Der induzierte Randwiderstand:

Eine weitere entscheidende Komponente des Luftwiderstandes ist der so genannte Randwiderstand oder induzierte Widerstand, der durch den Ausgleich des statischen Drucks am äußeren Rand einer Tragfläche entsteht:

Betrachtet man einen angeströmten Flügel, dann muss sich der Druckunterschied zwischen Tragflächenober- und -unterseite zum Rand hin ausgleichen. Die Luft strömt deshalb auf der Oberseite der Tragfläche immer etwas zum Flugzeugrumpf hin und auf der Unterseite etwas zu den Flügelspitzen hin.¹¹

Diese Querströmungen auf beiden Seiten der Tragfläche verursachen die bereits angesprochenen Randwirbel oder auch Wirbelzöpfe¹², die sich fortwährend komplett von der Tragfläche lösen und permanente Reibungsverluste mit sich bringen.

Resultat dieser turbulenten Luftverwirbelung sind starke Abwinde:

Die von der Tragfläche losgelösten Randwirbel bilden so genannte Wirbelschleppen, die mit ihren extremen Abwinden für direkt nachfolgende Flugzeuge gefährlich werden können.

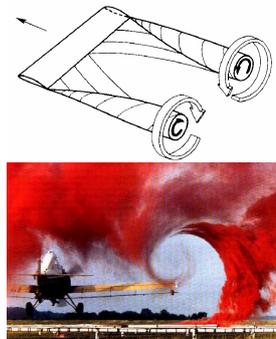


Abbildung 12
Randwirbel

¹⁰ Nach [7]: <http://www.thuro.at/aerodynamik3.htm>

¹¹ Luft strömt stets vom Überdruck zum Unterdruck.

¹² Im beiliegenden Filmmaterial sind die Wirbelzöpfe deutlich erkennbar.

Wichtige Aufgabe von Ingenieuren ist es daher diese Ausbildung von Randwirbeln und Wirbelschleppen zu verhindern. Hierbei wurden bereits große Erfolge mit dem Anbau von Winglets an die Tragflächenenden verbucht. Bei dieser Technologie macht man sich die Natur mit ihrem enormen Innovationsreichtum zum Vorbild: Man imitiert die abgespreizten Federspitzen der Vögel mit Hilfe nach oben und teilweise auch nach unten gerichteter Flügelohren an den Tragflächenenden. Diese Winglets hemmen ein seitliches Ablösen von Wirbeln und führen dazu, dass sich kleinere Wirbelzöpfe bilden. Dies spart bis zu 5 Prozent an Treibstoff und verhindert zusätzlich die Ausbildung der gefürchteten Wirbelschleppen.



Abbildung 13
Die gespreizten
Flügelspitzen von
Flugzeug und Milan
sparen Energie

Die Luftwiderstandskraft lässt sich aufgrund der Erkenntnisse von Bernoulli quantitativ herleiten:

Aus der Definition des Druckes und der Bernoulli-Gleichung ergibt sich die folgende Formel für die Luftwiderstandskraft F_w :

$$F = p \cdot S \Rightarrow F_w = \frac{c_w \cdot \rho \cdot v^2 \cdot S}{2}$$

Analoge Überlegung führt zur entsprechenden Formel für die Auftriebskraft F_A , sodass sich zusammenfassen lässt:

$$F_w = 1/2 \cdot \rho \cdot v^2 \cdot c_w \cdot S$$

$$F_A = 1/2 \cdot \rho \cdot v^2 \cdot c_A \cdot S$$

Formel 2

F_w ist die Widerstandskraft (in horizontale Richtung),
 F_A die Auftriebskraft (in senkrechte Richtung),
 c_w die Widerstandsziffer oder der Widerstandsbeiwert,
 c_A die Auftriebsziffer oder der Auftriebsbeiwert,
 S die Tragfläche,
 v die Geschwindigkeit des Flugzeugs und
 ρ die Dichte der Luft.

Interpretation der Formeln:

Der Widerstand hängt vom Staudruck $1/2 \cdot \rho \cdot v^2$, der auf die Fläche S wirkt und von deren Formeigenschaften ab, die durch den Widerstandsbeiwert c_w mit einfließen.

Der Widerstandsbeiwert gibt also an, wie „aerodynamisch“ ein Körper geformt ist. Je kleiner er ist, desto weniger Luftwiderstand entsteht. Der Widerstandsbeiwert c_w wird nicht direkt errechnet, sondern durch Experimente im Windkanal empirisch untersucht. Dies kann beispielsweise mit einer Zweikomponentenwaage erfolgen. Sowohl Widerstandskraft als auch Auftriebskraft hängen von der Tragfläche S und quadratisch von der Anströmgeschwindigkeit des Tragflügels ab.

Ähnlich wie die Widerstandskraft ist auch die Auftriebskraft F_A von einem Formfaktor abhängig, allerdings ist für ein Flugzeug ein hoher Auftriebsbeiwert günstiger als ein niedriger.

Beim komplexen Flugzeug müssen alle Oberflächenstrukturen in aufwendigen Experimenten auf ihre Formfaktoren hin untersucht werden, um mit mathematischen Mitteln den genauen Auftrieb und Widerstand errechnen zu können: Gesamtauftrieb $F_{A,Ges} = 1/2 \rho \cdot v^2 \cdot \Sigma(A_i \cdot c_{A,i})$

Daraus kann dann auf eine Auftriebsverteilung für ein Flugzeug geschlossen werden:

Wie die nebenstehende Abbildung 14 verdeutlicht, ist der Auftrieb entgegen dem Luftwiderstand verteilt.

An den Flügelspitzen wirkt hoher Randwiderstand aufgrund der Bildung von Wirbelzöpfen und gleichzeitig niedriger Auftrieb. Außerdem ist der Formwiderstand des Rumpfes gegenüber der Tragfläche deutlich erhöht, sodass der Auftrieb entlang des Flugzeugrumpfs merklich reduziert ist.

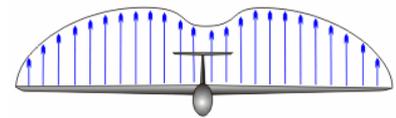


Abbildung 14
Auftriebsverteilung eines Flugzeugs

Für einen leichteren Umgang mit beiden Beiwerten definiert man nun die Gleitzahl ε :

$$\varepsilon := \frac{F_W}{F_A} = \frac{c_W}{c_A}$$

Formel 3

ε nimmt bei modernen Flugzeugen Werte kleiner 0,05 an.

Je kleiner die Gleitzahl, umso wirtschaftlicher fliegt ein Flugzeug. Die Gleitzahl wird deshalb auch als aerodynamische Güte eines Flugzeugs bezeichnet.

Aus der obigen Beziehung ist leicht ersichtlich, wie eng Widerstand und Auftrieb miteinander zusammenhängen. Wird beispielsweise der Anstellwinkel zur Steigerung der Auftriebskraft erhöht, so wird zwangsläufig auch der Luftwiderstand größer. Dies ermöglicht den einfachen Schluss:

Auftriebserhöhung bedeutet immer eine Erhöhung des Luftwiderstandes

Für eine präzisere Darstellung der physikalischen Sachverhalte müsste die Auftriebskraft eigentlich sogar als Funktion der Widerstandskraft angegeben werden. Diese wirklichkeitsnähere Betrachtungsweise soll allerdings zu Gunsten des wesentlich einfacheren Umgangs mit obigen Formeln hier nicht praktiziert werden.

Mit den bisherigen Erkenntnissen über Auftriebs- und Widerstandskraft kann nun nachvollzogen werden, wie sich ein Flugzeug steuern lässt.

c) Die Flugzeugsteuerung

Fast jedes moderne Flugzeug wird über drei Achsen gesteuert:

Die Querachse, die Längsachse und die Hochachse. Mit einem Steuerhorn werden Höhen- und Querruder angelenkt und damit die Neigung um die Querachse (Rollfunktion) und die Längsachse (Höhenruderfunktion) kontrolliert.

Das Seitenruder wird mithilfe von zwei Pedalen bedient und steuert die so genannte Gierfunktion, also die Neigung um die Hochachse.

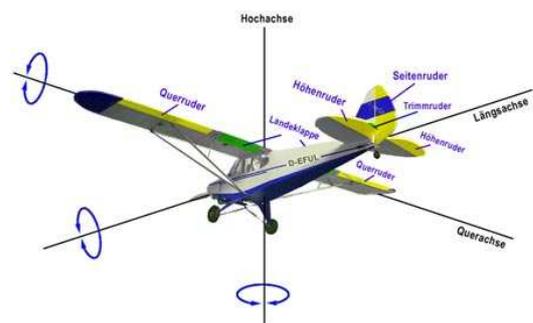


Abbildung 15
Steuerruder eines Flugzeugs und Bezeichnung der Achsen am Beispiel einer Piper PA-18

Im Folgenden sollen die einzelnen Steuerfunktionen kurz erklärt werden:

1. Die Querruder- oder Rollfunktion

Wird das Steuerhorn nach links bewegt, so soll eine Neigung um die Längsachse nach links herbeigeführt werden. Dazu muss das linke Querruder nach oben und das rechte nach unten gestellt werden.

Einerseits verursacht dies auf der linken Tragfläche die Ausbildung von turbulenten Wirbeln und damit erhöhtem Luftwiderstand, andererseits wird durch die Wirkung eines stark nach oben gestellten Querruders der Auftrieb der linken Tragfläche extrem abgeschwächt. Die rechte Tragfläche erfährt durch die negative Anstellung des Querruders eine zusätzliche Wölbung, welche ihren Auftriebsbeiwert entsprechend erhöht. Im Resultat erhält das Flugzeug das gewünschte Rollmoment nach links.

Zu beachten ist allerdings, dass zu stark nach unten angestellte Querruder ebenso einen erhöhten Luftwiderstand erfahren! Damit beim Flug einer Linkskurve nur das Rollmoment am Flugzeug angreift, muss ein Weggieren des Flugzeuges nach rechts verhindert werden. Zum Verkleinern des unerwünschten Roll-Gier-Moments muss der Querruderausschlag nach unten begrenzt werden. Dies geschieht mit der so genannten Querruderdifferenzierung.

2. Die Höhenruderfunktion

Zieht ein Pilot das Steuerhorn zu sich, so beabsichtigt er eine Erhöhung des Anstellwinkels. Dazu bewegt sich das Höhenruder nach oben.

Grundsätzlich kann das Höhenruder zwar auch als Tragfläche aufgefasst werden und damit Auf- und Abtrieb erzeugen, allerdings haben die damit verbundenen Effekte meist relativ geringe Auswirkungen auf die Höhenruderfunktion.

Diese Feststellung drängt sich besonders bei Flugzeugen mit symmetrisch profiliertem Höhenleitwerk auf.

Viel entscheidender ist, dass durch positive Anstellung des Höhenruders Luftschichten nach oben abgelenkt werden und nach dem Newtonschen Axiom „Actio gegengleich Reactio“ das Höhenleitwerk eine entgegen gesetzte Kraft nach unten erfährt. Das Höhenruder wird in der Regel relativ stark angeströmt und besitzt eine große Entfernung vom Schwerpunkt, sodass durch die gute Hebelwirkung die entstehende „Newtonsche Kraft“ ausreicht, um die Längsneigung des Flugzeuges entsprechend zu steuern.

3. Die Seitenruderfunktion

Mit einem Druck ins linke Fußpedal soll ein Gieren des Flugzeuges nach links hervorgerufen werden. Dazu bewegt sich das Seitenruder nach links.

Da Seitenruder immer vollsymmetrisch geformt sind, kann die Plausibilisierung analog dem Höhenruder erfolgen.

Das Leitwerk dient aber nicht nur zur Steuerung, es trägt auch wesentlich zur Eigenstabilisierung des Flugzeuges bei. Wird ein Flugzeug beispielsweise durch eine Böe um die Hochachse gedreht, sodass es sich schräg zur Bewegungsrichtung ausrichtet, tritt der eigenstabilisierende Effekt des Seitenleitwerks auf. Das Seitenleitwerk ist in dieser Situation wie eine Tragfläche angestellt und erzeugt daher eine Kraft, die dieser Anstellung entgegenwirkt, wodurch der Flug schräg zur Bewegungsrichtung automatisch korrigiert wird.

Auch das Höhenleitwerk stabilisiert das Flugverhalten wesentlich: Wird ein Flugzeug beispielsweise durch eine aufwärts gerichtete Böe stark angestellt, so erzeugt das ebenso mit angestellte Höhenleitwerk eine Auftriebskraft F_{AH} nach oben. Dadurch erfährt das Flugzeug ein Nickmoment, das der Anstellung entgegenwirkt und das Flugzeug um die Querachse dreht und wieder in den Horizontalflug bringt.

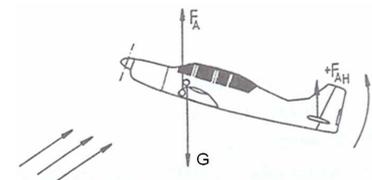


Abbildung 16
Längsstabilität

Das Leitwerk eines Flugzeugs bewirkt demzufolge eine Eigenstabilisierung bezüglich der Quer- und der Hochachse.

Im Weiteren sollen die Zusammenhänge zwischen Luftwiderstand und Auftrieb in verschiedenen Flugphasen untersucht werden.

d) Formeltechnische Erfassung von Horizontalflug, Steigflug und Gleitflug ¹³

Für den optimalen geradlinigen und ausgewogenen Horizontalflug sollte die resultierende Kraft stets Null sein. Geht man davon aus, dass sich das Flugzeug mit konstanter Geschwindigkeit bewegt, so müssen die horizontalen Kräfte F_Z und F_W betragsgleich sein. Beim neutralen Geradeausflug sollte das Flugzeug zusätzlich nicht an Höhe gewinnen und daher $|F_A| = |G|$ gelten.

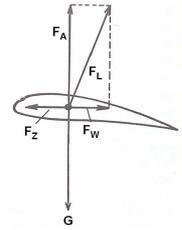


Abbildung 17
Kräfte-Parallelogramm
beim Horizontalflug

Somit ergibt sich für die Zugkraft, die nötig ist, um ein motorisiertes Flugzeug der Gewichtskraft G mit der Gleitzahl ε im **konstanten geradlinigen Reiseflug** zu halten:

$$\varepsilon = \frac{F_W}{F_A} = \frac{F_Z}{G} \Rightarrow F_Z = \varepsilon \cdot G = \frac{c_w}{c_A} \cdot G$$

Formel 4
Zugkraft für den konstanten Horizontalflug

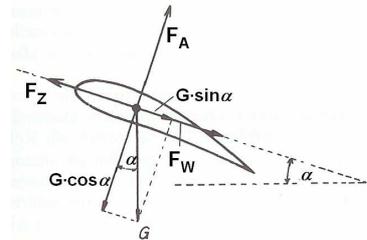
Daraus lässt sich folgern: Je kleiner die Gleitzahl, desto weniger Arbeit muss der Antrieb des Flugzeuges verrichten und desto wirtschaftlicher arbeitet das Flugzeug.

Für einen konstanten Steigflug unter dem Winkel α ergibt sich:

$$F_Z = F_W + G \cdot \sin \alpha ; F_A = G \cdot \cos \alpha$$

Formel 5
Zug- und Auftriebskraft für den konstanten Steigflug

Abbildung 18
Kräfte-Parallelogramm
beim Steigflug



Denn wie aus der Abbildung ersichtlich ist,

wirkt dann außer F_W noch die Komponente des Gewichtes, $G \cdot \sin \alpha$, der Zugkraft entgegen; während die zweite Komponente von G , nämlich $G \cdot \cos \alpha$, den Auftrieb kompensiert.

Beim **unmotorisierten Flug** entfällt die Komponente der Vortriebskraft.

Das Kräftegleichgewicht kann daher nur durch einen **abwärts gerichteten Gleitflug** realisiert werden:

Hierfür gilt analog mit $F_Z = 0$:

$$F_W = G \cdot \sin \alpha ; F_A = G \cdot \cos \alpha \Rightarrow \varepsilon = \frac{F_W}{F_A} = \frac{\sin \alpha}{\cos \alpha} = \tan \alpha$$

Formel 6
Gleitwinkel

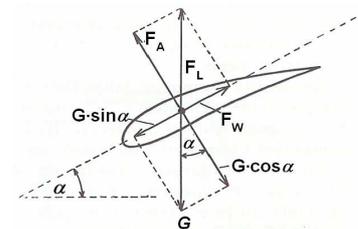


Abbildung 19
Kräfte-Parallelogramm für den
Gleitflug

D.h.: Je kleiner ε ist, desto kleiner ist der Gleitwinkel α , den die Flugrichtung mit der Horizontalen bildet; je kleiner aber der Gleitwinkel α ist, eine umso größere Strecke kann das Flugzeug noch durchfliegen bevor es am Boden aufsetzt.

¹³ Nach [3]: Bergmann Schäfer: Mechanik, Akustik, Wärme S.342/343

Zur besseren Anschaulichkeit wird die Gleitzahl meist als Quotient in der Form 1:Gleitzahl angegeben. Diese Angabe des *Gleitverhältnisses* ist wesentlich verständlicher und wird deshalb in der Praxis sehr häufig verwendet:

Das Gleitverhältnis gibt an welche Strecke ein Flugzeug in waagerechter Richtung gleitet während es einen Meter an Höhe verliert.

Das Gleitverhältnis von modernen Verkehrs- und Reiseflugzeugen beträgt üblicherweise *15 bis 30*. Moderne Hochleistungssegelflugzeuge wie die ASW 22 oder der Nimbus erreichen Gleitverhältnisse von *bis zu 60*.

Grundsätzlich sollte aber bei jeder dieser theoretischen Berechnungen ausreichend Sicherheit einkalkuliert werden und deshalb sämtliche errechneten Daten mit zusätzlichen „Realitätsfaktoren“ bestückt werden, um wirklich aussagekräftige Ergebnisse zu erhalten. Ebenso entscheidend ist es auch, präzise Werte für die Widerstands- und Auftriebsziffern, die vom Anstellwinkel und der Geschwindigkeit abhängen, zu verwenden. Diese können für einige Profiltypen aus Tabellen herausgelesen oder für komplexe Körperformen experimentell im Windkanal ermittelt werden.

e) **Druckpunktwanderung – Problematik der Längsstabilität eines Flugzeuges beim Flug mit Anstellwinkel**¹⁴

Bei der vorhergehenden Betrachtung von Horizontalflug, Steigflug und Gleitflug wurde stillschweigend vorausgesetzt, dass sich das Flugzeug im Gleichgewicht befindet und die Angriffspunkte von Luftkraft und Gewichtskraft, also Druckpunkt und Schwerpunkt, zusammenfallen.

Ist ein Flugzeug positiv oder negativ angestellt, so verändert sich allerdings der Hauptangriffspunkt der Luftkraft. Bei positivem Anstellwinkel wandert der Druckpunkt in Richtung Profilnase (siehe Abb. 20); bei negativer Anstellung wandert er in Richtung Profilhinterkante. Der Schwerpunkt des Flugzeuges bleibt allerdings unabhängig vom Anstellwinkel an gleicher Position.

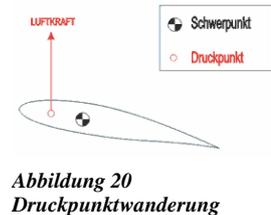


Abbildung 20
Druckpunktwanderung

Es ist daher zunächst nicht mehr möglich die obigen Kräftebeziehungen aufzustellen, weil kein entsprechendes Kräfteparallelogramm gezeichnet werden kann. Aufgrund der unterschiedlichen Angriffspunkte von Luftkraft und Gewichtskraft ergibt sich ein Drehmoment um die Querachse.

Je größer der Abstand von Druckpunkt und Schwerpunkt ist, umso stärker ist auch das resultierende Drehmoment. Liegt der Druckpunkt viel zu weit vorne, so erfährt das Flugzeug ein Drehmoment, das eine zusätzliche Anstellung hervorruft. Liegt der Druckpunkt zu weit hinten, so erfährt das Flugzeug ein Drehmoment, das den Anstellwinkel weiter verringert.

In beiden Fällen ergibt sich eine dynamische Labilität, das bedeutet, dass sich das Flugzeug, wie in nebenstehender Abbildung, immer extremer aufschaukelt und grundsätzlich nicht ruhig geflogen werden kann.



Abbildung 21
Dynamische Labilität

Um das durch die Druckpunktwanderung entstehende Drehmoment auszugleichen bedarf es der geeigneten Wahl des Schwerpunkts und einer konstruktiven Maßnahme, der so genannten Einstellwinkeldifferenz (EWD).

¹⁴ Nach [7]: <http://www.thuro.at/aerodynamik5.htm>

Die Zusammenhänge zwischen EWD und Schwerpunkt und deren wesentlicher Beitrag zur Stabilität eines Flugzeuges sollen nicht weiter theoretisch verfolgt werden, sondern im praktischen Teil der Facharbeit am Modell nachvollzogen werden. (siehe Kapitel: II.1.b/c)

f) Theoretische Betrachtung des Kurvenflugs ¹⁵

Bisher wurden nur die Flugphasen ohne Querneigung betrachtet. Weitaus komplizierter wird es allerdings, wenn sich ein Flugzeug im Kurvenflug befindet:

Fliegt ein Flugzeug eine Kurve, so nimmt es zunächst mit Hilfe der Querruderfunktion eine bestimmte Querneigung β ein. Damit fliegt dieses Flugzeug dann aber noch keine saubere Kurve, sondern es verliert beständig an Höhe, weil sich die Auftriebskraft aufgrund der Querneigung in eine horizontale und eine vertikale Komponente aufteilt, wobei der Auftrieb in vertikale Richtung geringer wird. Der Pilot muss also bereits während dem Einleiten der Querneigung mit dem Höhenruder den Anstellwinkel erhöhen, um für zusätzlichen Auftrieb zu sorgen. Hält er das Höhenruder gezogen, so stellt sich im Idealfall ein stationärer Kurvenflug ein.

Das Flugzeug bewegt sich auf einer horizontalen Kreisbahn vom Radius r . Physikalisch gesehen ist sofort klar, dass das Flugzeug bei dieser Kreisbewegung die Zentrifugalkraft $F_z = \frac{m \cdot v^2}{r}$ erfährt.

Wie die nebenstehende Abbildung 22 verdeutlicht, ist diese Zentrifugalkraft horizontal zum Kurvenäußeren gerichtet und wird durch die Teilkraft F_{zP} , eine Komponente der Luftkraft F_L , ausgeglichen. Das Flügelprofil muss also wie bereits angesprochen durch zusätzliche Anstellung oder höhere Fluggeschwindigkeit mehr Auftrieb produzieren als im Geradeausflug.

Im Kurvenflug erfährt das Flugzeug zudem eine größere Kurvengewichtskraft F_{GK} bestehend aus Gewichtskraft F_G und Zentrifugalkraft F_z . Die erhöhte Kurvengewichtskraft muss von der Luftkraft F_L kompensiert werden.

Qualitativ ist also ein Kurvenflug stets mit einem erhöhten „Energieverbrauch“ verbunden.

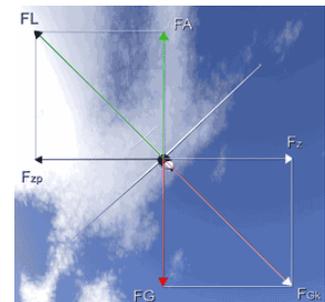


Abbildung 22
Das Kräftesystem des Kurvenflugs

¹⁵ Nach [7]: <http://www.thuro.at/aerodynamik5.htm>

g) Einfluss von Geschwindigkeit und Anstellwinkel auf die Effizienz eines Tragflächenprofils beim Segelfliegen

Aus der bereits kennen gelernten Formel für die Luftwiderstandskraft beim Gleitflug lässt sich ein Zusammenhang für Geschwindigkeit, Anstellwinkel und Widerstandsbeiwert finden:

Für den Segelflug gilt:

$$F_w = G \cdot \sin \alpha \Rightarrow \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v^2 \cdot c_w \cdot S = m \cdot g \cdot \sin \alpha$$

Nach Umformung ergibt sich der gesuchte Zusammenhang:

$$v_{\text{gleit,eff}} = \sqrt{\frac{2 \cdot m \cdot g \cdot \sin \alpha_{\text{gleit,eff}}}{S \cdot \rho \cdot c_{w\text{gleit,eff}}}}$$

Formel 7
Formel für die optimale Geschwindigkeit des Gleitfluges

Diese Formel zeigt auch, dass die effizienteste Gleitgeschwindigkeit durch den Quotienten G/S wesentlich beeinflusst werden kann. Bei diesem Verhältnis handelt es sich um die so genannte Flächenbelastung. Fällt die Flächenbelastung niedriger aus, so ergibt sich auch eine niedrigere effiziente Gleitgeschwindigkeit.

Bei modernen Hochleistungssegelflugzeugen besteht eine wesentliche Herausforderung der Entwickler und Konstrukteure im minimalisieren der Flächenbelastung.

Aus der Formel ist ebenso ersichtlich, dass der Anstellwinkel $\alpha_{\text{gleit,eff}}$ sowie der Widerstandsbeiwert für den optimalen Gleitflug $c_{w\text{gleit,eff}}$ als Unbekannte zu bestimmen sind.

Zur experimentellen Bestimmung dieser voneinander abhängigen Größen ist der Umgang mit dem **Lilienthal'schen Polardiagramm** erforderlich. Die Grundzüge dieser graphischen Darstellung sollen im Folgenden zunächst erklärt werden:

Aufgrund von Messungen aus dem Windkanal ergeben sich folgende Diagramme:

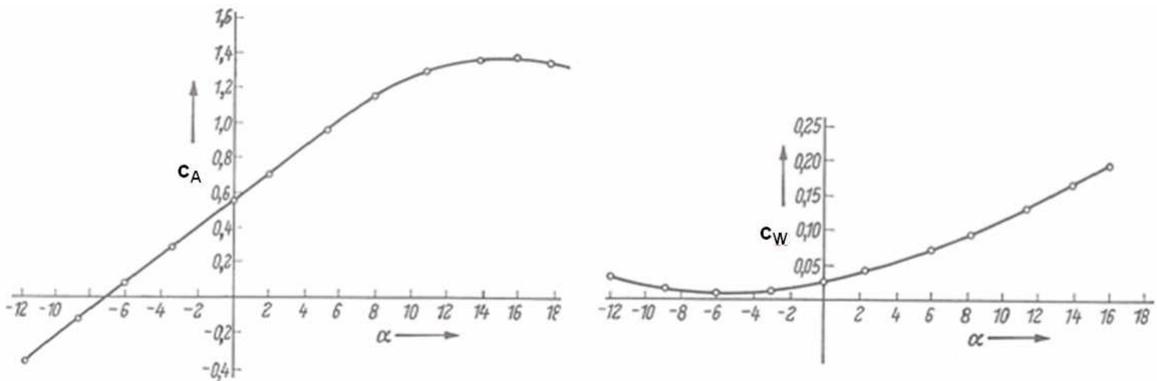


Diagramm 1

a) Auftriebsziffer c_A als Funktion des Anstellwinkels α (links); b) Widerstands-ziffer c_W als Funktion des Anstellwinkels α (rechts)

Führt man diese beiden Diagramme zum Lilienthal'schen Polardiagramm zusammen, so ergibt sich eine höhere Anschaulichkeit:

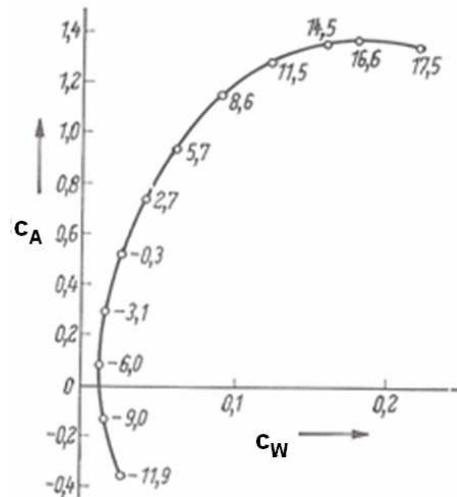


Diagramm 2
Lilienthal'sches Polardiagramm

Man erkennt aus dem Diagramm, dass Auftriebsbeiwert und ebenso Widerstandsbeiwert mit wachsendem Anstellwinkel zunehmen. Für $\alpha = 16,6^\circ$ erreicht der Auftriebsbeiwert ein absolutes Maximum.

Wird dieser Wert überschritten, so kommt es zum **Strömungsabriss**.

Aus dem Verlauf der Kurve, der so genannten **Polaren**, ist ersichtlich, dass sich beim Strömungsabriss Luftwiderstand erhöhende Verwirbelungen ausbilden.

Der turbulente Luftstrom äußert sich in hohen Widerstandsbeiwerten bei gleichzeitig stagnierenden Auftriebsbeiwerten.

Ein zusätzliches Polardiagramm soll die weiterführende Auswertung verdeutlichen:

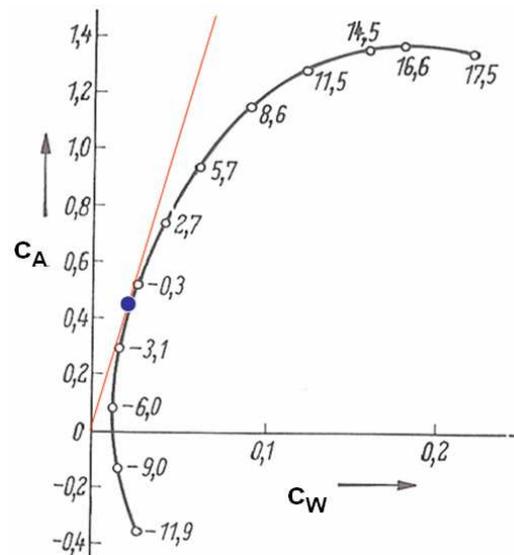


Diagramm 3
Lilienthal'sches Polardiagramm

Um dabei nicht ständig mit beiden Beiwerten argumentieren zu müssen, soll die bereits vorher besprochene Definition des Gleitverhältnisses zum Einsatz kommen: Das Gleitverhältnis kann als Quotient c_A / c_W aufgefasst werden. Weil der Auftriebsbeiwert im Polardiagramm die Ordinate und der Widerstandsbeiwert die Abszisse darstellt, ist es ersichtlich, dass der Winkel zwischen Abszisse und Ursprungtangente ein Maß für das Gleitverhältnis ist:

Es gilt: $\tan \alpha = c_A / c_W$

Um den Anstellwinkel mit dem größten Gleitverhältnis zu ermitteln, muss die Ursprungtangente in positive Richtung an die Polare gezeichnet werden und der entsprechende Anstellwinkel anhand der Skala abgelesen werden.

Im Beispiel ergibt sich: $\alpha \approx -0,4^\circ$ bei $c_a \approx 0,45$ und $c_w \approx 0,02$.

Dieses Ergebnis ist allerdings nur für genau die Strömungsgeschwindigkeit zutreffend mit der das Polardiagramm aufgezeichnet wurde!

Um nun im Sinne der Fragestellung eine Aussage über die effizienteste Geschwindigkeit und den zugehörigen Anstellwinkel treffen zu können müssen mehrere solcher Polardiagramme für verschiedene Geschwindigkeiten aufgezeichnet werden. Die dabei verwendeten Geschwindigkeiten sollten sich im Bereich der vermuteten Eigengeschwindigkeit des Flugzeuges bewegen. Der enorme Arbeitsaufwand bei der Aufnahme von zahlreichen Polen lässt sich am leichtesten mit einem automatisierten Messsystemen und entsprechendem Computerprogramm bewältigen.

Um die Polare für den effizienten Gleitflug zu finden, lässt man alle Polen vom Computer in ein Diagramm einzeichnen und anschließend die Winkel zwischen Ursprungstangenten und der Abszisse vergleichen.

Die Polare mit der größten Ursprungstangentensteigung stellt aufgrund vorheriger Feststellungen die Polare mit dem absolut größten Gleitverhältnis dar.

Jetzt kann anhand dieser gefundenen Polen der effiziente Anstellwinkel $\alpha_{\text{gleit,eff}}$, sowie die effizienten Beiwerte für den Gleitflug abgelesen werden. Die effiziente Geschwindigkeit steht aufgrund der Vorgehensweise bereits fest (Geschwindigkeit der Polare mit dem größten Ursprungstangentenwinkel).

Diese Überlegung verdeutlicht die Komplexität des Einflusses von Geschwindigkeit und Anstellwinkel auf das Gleitverhältnis. Einfache Folgerungen können aus dieser empirischen Problemlösung leider kaum gezogen werden. Vielmehr muss im Einzelfall durch dementsprechend aufwendige Messungen entschieden werden.

Fliegt man ein Segelflugzeug möglichst konstant, mit der meist vom Hersteller angegebenen Eigengeschwindigkeit und dem daraus resultierenden Anstellwinkel, so erreicht man das größte Gleitverhältnis und damit die maximale Flugstrecke.

In der Praxis kann der geübte Pilot die Eigengeschwindigkeit seines Segelflugzeuges abschätzen und erfiegen. Die Eigengeschwindigkeit moderner Segelflugzeuge beträgt 60-140 km/h, üblicherweise aber 80 km/h.

4) Aerodynamik

Für ein besseres Verständnis der Strömungsvorgänge am Tragflügel soll im Folgenden ein kleiner Einblick in die Grundlagen der Strömungslehre gegeben werden und dabei kurz auf die verschiedenen Strömungsarten am Tragflügel eingegangen werden.

a) Die verschiedenen Strömungsarten ¹⁶

1. Laminare Strömung ¹⁷

Laminare Strömung ist die Bewegung von Fluiden, in unserem Fall von Gasen, bei der keine Turbulenzen, also Verwirbelungen oder Querströmungen, auftreten.

Bei laminarer Strömung besitzen alle Fluidteilchen die gleiche Geschwindigkeit und bewegen sich auf geradlinigen Bahnen. Laminare Strömung wird deshalb auch als Parallelströmung bezeichnet. Dies bedeutet, dass die einzelnen Flüssigkeitsteilchen in geordneter Bewegung nebeneinander auf ihren Stromlinien gleiten ohne sich gegenseitig zu beeinflussen.

Die laminare Strömung ist in der Aerodynamik der erstrebenswerte Idealfall.

2. Turbulente Strömung

Die turbulente Strömung ist die Bewegung von Flüssigkeiten oder Gasen, bei der nicht-laminare Verwirbelungen auftreten.

Diese Strömungsform ist gekennzeichnet durch scheinbar zufällige Bewegungen der Fluidteilchen in alle Richtungen. Anschaulich betrachtet tritt zusätzlich zur Längsbewegung eine deutliche Querbewegung der Strömungsteilchen auf. Dabei werden die nebeneinander liegenden Strömungsschichten infolge des Hin- und Herschwingens der Strömungsteilchen miteinander vermischt. In diesem Fall spricht man von einer turbulenten Querdiffusion.

Diese turbulente Querdiffusion von Luftteilchen ist stets mit „Reibungsverlusten“ verbunden, die beispielsweise den Wirkungsgrad eines Flugzeugs deutlich absenken.

¹⁶ Nach [8]: Wikipedia:

http://de.wikipedia.org/wiki/Laminare_Str%C3%B6mung (Laminar)

http://de.wikipedia.org/wiki/Turbulente_Str%C3%B6mung (Turbulent)

Nach [2]: F. Dubs: Aerodynamik der reinen Unterschallströmung, S.58ff

¹⁷ Im beiliegenden Videomaterial ist sowohl laminare als auch turbulente Strömung deutlich erkennbar.

b) Strömungsverhältnisse am Tragflügel

„Bei der Umströmung von Tragflügeln, welche üblicherweise unsymmetrische rundnasige Profile aufweisen, entstehen immer sowohl laminare als auch turbulente Grenzschichtzonen.“¹⁸

Die Grenzschicht ist eine dünne Luftschicht zwischen der Flügeloberfläche und der umströmenden Luft. Nahe oder direkt auf der Flügeloberfläche befinden sich Luftteilchen, die gegenüber der übrigen Luftströmung eine geringere Geschwindigkeit einnehmen und an der Oberfläche sogar haften. Der Grund dafür ist die Reibung zwischen Luftteilchen und Flügeloberfläche.

Da auch Luft eine gewisse Zähigkeit aufweist, werden die darüber liegenden Luftteilchen ebenfalls abgebremst.

Ist diese Grenzschicht dünn, so sind die Strömungsverhältnisse annähernd laminar, man spricht auch von einer laminaren Grenzschicht. Umgekehrt folgt aus einer dicken Grenzschicht eine turbulente Strömung.

Oberhalb und unterhalb des Tragflügels kommt es zur Ausbildung von verschiedenen Strömungsschichten, die durch so genannte *Umschlagpunkte* voneinander abgegrenzt werden können.

Die Lage der Umschlagpunkte sowie die Ausprägung der verschiedenen Grenzschichten wird durch typische Profileigenschaften, wie Materialbeschaffenheit, Geometrie (v. A. Wölbung), aber auch durch Anströmgeschwindigkeit und damit Luftdruck und -dichte bestimmt. Aufgrund dieser Vielfältigkeit an beeinflussenden Faktoren werden die Strömungsverhältnisse meist experimentell im Windkanal untersucht. Dabei ergeben sich die rechts dargestellten *Stromlinienbilder*.

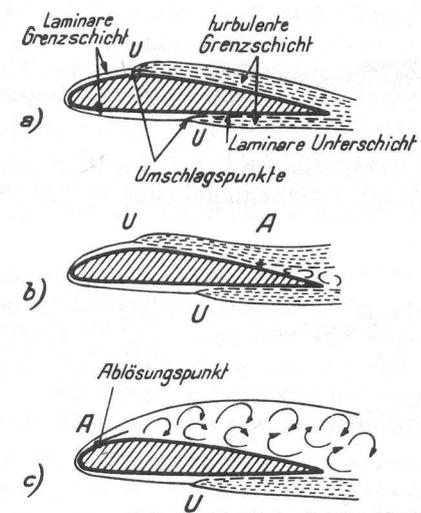


Abbildung 23
Laminare und turbulente Grenzschichtzonen

Während **Grenzschichtablösungen** bei Normalflugzuständen (siehe Abb. a) auf der Profilunterseite kaum zu befürchten sind, ist die Situation auf der Flügeloberseite weitaus kritischer: Die durch die starke Geschwindigkeitszunahme in Richtung der Hinterkante hervorgerufene Zunahme des Staudrucks kann zu einer Ablösung der Strömung beim Ablösepunkt A führen. (siehe Abb. b).

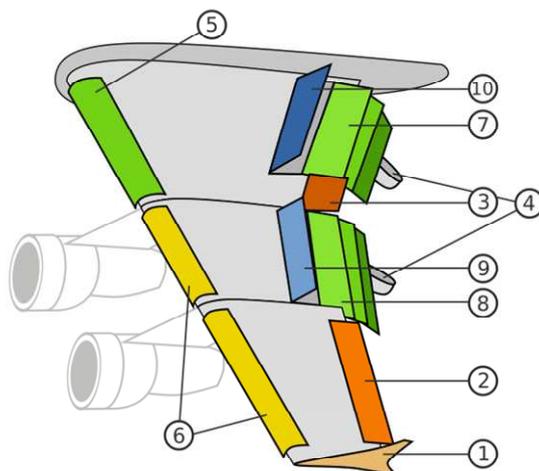
Äußerst gefährliche Flugzustände können sich einstellen, wenn sich die Grenzschicht vollständig ablöst, wodurch praktisch die gesamte Anströmung der Flügeloberseite abreißt.

Dieser in Abbildung c) beschriebene Strömungsabriss auf der Flügeloberseite kann auch durch zu hohen Anstellwinkel hervorgerufen werden. Zu starker Anstellwinkel unterbindet eine Strömung der Luftteilchen entlang der Hinterkante und verursacht turbulente Verwirbelungen.

Besonders kritisch wird es, wenn ein Flugzeug beim Starten oder Landen, also bei Flugsituationen mit hohem Anstellwinkel und geringer Fluggeschwindigkeit in diese Situation des Strömungsabrisses gerät, weil der gesamte Auftrieb schlagartig zum Erliegen kommt und deshalb eine Bruchlandung oft unvermeidbar wird. Durch komplexe Klappensysteme können die verheerenden Folgen eines Strömungsabrisses verhindert werden. Im nächsten Kapitel soll daher auf die Wirkungsweise von Landehilfen eingegangen werden.

¹⁸ Zitiert und nach [2]: F. Dubs: Aerodynamik der reinen Unterschallströmung, S.78ff

c) Aerodynamik des Starten und Landens – Der Einsatz von Landehilfen



Legende:

- 1) Winglet
- 2) Low Speed Querruder
- 3) High Speed Querruder
- 4) Flap track Verkleidung
- 5) Krügerklappe
- 6) Vorflügel
- 7) innere Flaps
- 8) äußere Flaps
- 9) Spoilers
- 10) Luftbremse

Abbildung 24
Schematische Übersicht über die Landehilfen eines modernen Verkehrsflugzeugs

Bei modernen Flugzeugen kommt es immer mehr auf ein perfektes Flugverhalten in einem möglichst breiten Geschwindigkeits- und Anstellwinkelbereich an.

Um auch in extremen Flugsituationen wie dem Langsamflug unmittelbar vor der Landung ein möglichst sicheres Flugverhalten zu gewährleisten, bedient man sich unterschiedlicher

Landehilfen:

Bereits im frühen Stadium des Landeanflugs werden die so genannten **Wölbklappen**, also die *inneren und äußeren Flaps* (7; 8) leicht gesetzt. Dadurch wird letztendlich das Tragflächenprofil entscheidend verändert. Die erhöhte Wölbung verursacht zwar auf der einen Seite einen höheren Luftwiderstand und erfordert daher auch mehr Schubkraft, andererseits wird dabei der Auftriebsbeiwert um bis zu 50%, bei speziellen Spreizklappen sogar bis zu 80% erhöht. Insgesamt resultiert daraus eine geringere Fluggeschwindigkeit bei erhöhtem „Energieverbrauch“.

Durch die komplizierte Ansteuerung der modernen Landeklappen gelingt es außerdem den Tragflächeninhalt entscheidend zu vergrößern. Die Formel für die Auftriebskraft zeigt, dass dies wesentlich zu einer Auftriebserhöhung beiträgt. Durch die nach hinten und unten ausfahrbaren **Fowlerklappen** kann bei modernen Airlinern die Auftriebskraft um bis zu 90% gesteigert werden.¹⁹

Wie auch häufig zu beobachten ist, nimmt das Flugzeug durch das Setzen der Landeklappen die Nase nach oben. Dabei handelt es sich um einen angenehmen Nebeneffekt der Veränderung der Profilgeometrie: Durch die Anstellung der Tragfläche wird das Profil „noch asymmetrischer“ angeströmt, sodass sich die Zirkulationsströmung verstärkt und zusätzlicher Auftrieb entsteht. Wie bereits die Auseinandersetzung mit Polardiagrammen zeigte, kann der Auftrieb steigernde Einfluss des Anstellwinkels allerdings nur bis zu einem Maximalwinkel ausgereizt werden. Im Falle des Überziehens droht ein Strömungsabriss und damit ein unkontrollierbares seitliches Wegkippen des Flugzeugs.

¹⁹ 90%ige Auftriebssteigerung aus [1]: Klaus Engmann; Technologie des Flugzeugs, S.312

Um dem Strömungsabriss in dieser Situation vorzubeugen, werden zusätzlich zu den Wölbklappen noch die **Vorflügel** und **Krügerklappen** gesetzt.

Diese befinden sich an der Nasenleiste der Flugzeugtragfläche, besitzen die Form eines halbsymmetrischen Profils und beschreiben im gesetzten Zustand mit der Vorderkante des Hauptprofils einen kleinen Spalt. Abbildung 25 veranschaulicht die Strömungsverhältnisse mit gesetzten Vorflügeln während eines drohenden Überziehens durch starken Anstellwinkel.

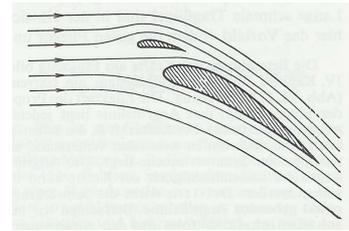


Abbildung 25
Einfluss der Vorflügel auf die Strömungsverhältnisse

Deutlich erkennbar ist die laminare Strömung, die durch die Zirkularströmung und Trichterwirkung des Vorflügels in dieser Situation künstlich aufrechterhalten wurde.

Die laminare Strömung ist essentielle Grundlage für optimalen Auftrieb bei möglichst geringem Luftwiderstand. Die Vorflügel verbessern demzufolge die Strömungsverhältnisse in der Extremsituation des Langsamfluges.

Der Langsamflug stellt allerdings ebenso wieder besondere Anforderungen:

Um die optimale Steuerbarkeit des Flugzeugs sicherzustellen werden in dieser Flugphase automatisch die Querruderausschläge etwas erhöht und die **Low-Speed-Querruder** angesteuert. Diese befinden sich weiter außen auf der Tragfläche und rufen daher ein stärkeres Rollmoment hervor.

Ist das Flugzeug aufgesetzt, so kommt es darauf an den Auftrieb möglichst schnell und einfach zu vernichten, um ein unnötiges „aufhüpfen“ des Flugzeugs zu verhindern und ein gefahrloses Abbremsen zu gewährleisten. Dazu bedient man sich erneut der Aerodynamik. Die Strömung oberhalb des Tragflügels muss möglichst vollständig turbulent gemacht werden, um den Auftrieb zu minimieren und gleichzeitig den Luftwiderstand zu erhöhen.

Diese nicht zu verachtende Aufgabe übernehmen die so genannten **Spoiler** oder auch **Luftbremsen**. Bei den Spoilern handelt es sich um einfache Klappen, die inmitten der Tragfläche senkrecht nach oben ausgefahren werden. Durch ausgefahrene Spoiler wird aus den annähernd laminaren Strömungsverhältnissen eine extrem turbulente Strömung. Es entstehen starke turbulente Wirbel, die letztendlich mit dafür verantwortlich sind, dass sich die Zirkulationsströmung auflöst und schließlich der Bernoullische Druckunterschied zwischen Ober- und Unterseite des Profils zum Erliegen kommt. Das Tragflächenprofil produziert keinen nennenswerten Auftrieb mehr. Nun gilt es „nur noch“ das Flugzeug mithilfe von Radbremsen und ggf. durch Umkehrschub abzubremsen.

Beim Start eines Flugzeugs macht man sich grundsätzlich die Auftrieb steigernden Eigenschaften der Landehilfen analog zu Nutze. Lediglich die Anstellwinkel der Klappen sind deutlich geringer, um den Luftwiderstand in der Beschleunigungsphase gering zu halten und die Startgeschwindigkeit leichter erreichen zu können.

Grundsätzlich ist aber nie außer Acht zu lassen, dass die Landehilfen keine absoluten Wundermittel für perfekten Auftrieb sind. Beim Einsatz von Klappen und dem bewussten Hervorrufen von hohen Anstellwinkeln können die Auftriebsverhältnisse zwar verbessert werden, allerdings ist dies auch immer mit einer ebenso drastischen Steigerung des Luftwiderstandes verbunden. Starts und Landungen unter Einsatz von Landehilfen verursachen demzufolge einen stark erhöhten „Energieverbrauch“, der allerdings zu Gunsten der Sicherheit gerne in Kauf genommen wird.

II. Modellbau und Experimente

Ein Modellflugzeug unterliegt im Wesentlichen den gleichen physikalischen Hintergründen wie ein manntragendes Flugzeug. Auch der gesamte Umgang mit Modellflugzeugen gleicht den Arbeitsweisen in der bemannten Luftfahrt.

Die Komplexität beim Bau, der innovative und anspruchsvolle Umgang mit den Werkstoffen, das kreative Zusammenspiel zwischen Mechanik und moderner Mikrocontroller-Technologie, aber auch das ständige Modifizieren und Optimieren des Modells, häufig nach dem Prinzip „Trial and Error“, gehören zu den Herausforderungen des Modellbauers.

1) Grundlagen eines RC-Modells

Im folgenden Teil der Facharbeit sollen einige Experimente und Erfahrungen mit Modellflugzeugen geschildert werden, die dazu beitragen die theoretischen Hintergründe der Flugphysik zu veranschaulichen. Doch zunächst werden die Grundlagen eines RC-Modells aufgezeigt:

a) Materialien und Werkstoffe

Zu Beginn beim Bau eines Modellflugzeugs sind häufig nur einige Ideen vorhanden. Um diese dann in die Tat umzusetzen werden verschiedenste Werkstoffe verwendet: Einige Tragflächen bestehen beispielsweise aus einer Sandwichbauweise aus Styropor und Glasfaser. Durch Spantformen werden aus dem vollen Styroporblock Flächenprofile mit einem heißen Draht ausgeschnitten und anschließend mit Glasfasermatten überzogen.

Eine weitere Möglichkeit bietet sich im Umgang mit Holz.

Aus speziellen Holzsorten wie z.B. dem leichten Balsa- bis hin zum stabilen Kiefernholz können verschiedenste Anforderungen der Rippenbauweise bewältigt werden.

Im Mittelpunkt jeder Konstruktion sollte möglichst ein geringes Gewicht bei gleichzeitig hoher Belastbarkeit stehen. Ein bisher relativ neuer Werkstoff, der dieses Kriterium erfüllt, ist das so genannte EPP (Expandiertes Polypropylen). Aus diesem Werkstoff besteht auch der im Rahmen dieser Facharbeit gebaute EasyGlider electric der Firma Multiplex. Die Vorzüge des EPP liegen vor allem in der starken Elastizität und hohen Belastbarkeit. EPP ermöglicht außerdem eine einfache und schnelle Verarbeitung mit Sekundenkleber und lässt sich relativ gut verschleifen.

Mehr und mehr Modelle aus EPP, wie der EasyGlider, werden in Bausätzen angeboten. Der Modellbauer kann sich jedoch keinesfalls immer auf die Vorgaben des Bausatzes verlassen. Häufig sind radikale Anpassungen von Nöten damit es gelingt die Modelle schrittweise immer weiter zu perfektionieren.

So sind beispielsweise Schwerpunkt und Einstellwinkeldifferenz (EWD) beim Bau eines Modells entscheidende Größen, die mit dem Ziel des optimalen Flugverhaltens individuell angepasst werden müssen. Ein Flugmodell, das in diesen Parametern grob falsch eingestellt ist, wird den Erstflug kaum überstehen.

b) Auffinden des Schwerpunkts

Wie bereits der theoretische Teil zeigte, sollte der Schwerpunkt des ausgewogenen Flugzeuges möglichst in allen Flugphasen mit dem Druckpunkt (Angriffspunkt der Luftkraft) optimal zusammenfallen. Diese Bedingung stellt, wie das Kapitel I.3.e ergab, die Grundvoraussetzung für ein stabiles Flugverhalten dar.

Nach dem Bau eines neuen Modells steht man vor dem grundsätzlichen Problem der Schwerpunktwahl. Mithilfe spezieller Schwerpunktwagen kann zwar scheinbar leicht die Schwerpunktangabe des Herstellers umgesetzt werden, meist wird aber erst nach den Testflügen klar, ob der Schwerpunkt stimmt oder ob dieser weiter optimiert werden muss.

Praktische Flugversuche geben Aufschluss über die Stabilität bzw. Instabilität des Flugzeuges und tragen damit wesentlich zum Auffinden des optimalen Schwerpunkts bei.

Verhält sich das Flugzeug entlang der Längsachse dynamisch instabil, so tendiert es zum so genannten Pumpen. Das Flugzeug fliegt bei neutraler Höhenrudertrimmung keinen konstanten Gleitpfad, sondern bäumt sich beliebig oft bis zum Strömungsabriss auf. In diesem Fall ist das Flugzeug hecklastig und der Schwerpunkt liegt zu weit hinten. Im umgekehrten Fall sinkt das Flugzeug bei neutraler Höhenrudertrimmung zu schnell und es stellt sich kein optimaler Gleitpfad ein.²⁰ Grundsätzlich sollte ein Modell jedoch zunächst eher kopflastig eingeflogen werden, weil dieser Zustand für den Piloten wesentlich leichter zu beherrschen ist. Durch Verwendung von Trimmblei kann eine schrittweise Annäherung an die Bedingung Schwerpunktposition = Mittlere Druckpunktposition erfolgen.

Im 3D-Kunstflugsektor wird der Schwerpunkt allerdings bewusst sehr weit nach hinten gelegt, um das Modell noch agiler und wendiger zu machen. Der weit hinten liegende Schwerpunkt ist ein wesentlicher Aspekt, der den teilweise radikal übermotorisierten Kunstflugmodellen selbst extremste Kunstflugmanöver, wie Überschläge oder Sackflug ermöglicht, indem er das Einnehmen extremer Anstellwinkel wesentlich beschleunigt. In dieser Sparte des Modellflugs kommt es auf das gezielte Ausnutzen des maximalen Auf- und Abtriebs an.

Eine ähnliche Entwicklung ist derzeit beim Eurofighter Typhoon festzustellen.

Der Schwerpunkt dieses „Deltas“ liegt so weit hinten, dass sich der Jet grundsätzlich in einer dynamisch instabilen Flugsituation befindet. Dadurch wird der Jet zwar extrem wendig, der Pilot ist bei der Steuerung allerdings völlig auf ein komplexes Computersystem angewiesen, welches geringste Fluglageveränderungen frühzeitig erkennt und eigenständig gegensteuert, um das Flugzeug „künstlich“ zu stabilisieren.

²⁰ Die Erklärung für diese Schlussfolgerung basiert auf den Ergebnissen der Drehmoment-Überlegungen im Kapitel I.3.e

c) Einstellwinkel und Einstellwinkeldifferenz

Neben der Bedeutung der Schwerpunktklage können die beim angestellten Profil auftretenden Drehmomente (siehe Kapitel I.3.e Druckpunktwanderung) auch durch die so genannte **Einstellwinkeldifferenz**, kurz **EWD**, ausgeglichen werden.

Definition:

Unter dem Einstellwinkel der Tragfläche versteht man den Schnittwinkel zwischen der Längsachse des Flugzeuges und der Profilschneide der Tragfläche.

Analog bezeichnet der Einstellwinkel des Höhenleitwerks den Schnittwinkel der Längsachse des Flugzeuges und der Profilschneide des Höhenleitwerks.

Der Einstellwinkel für die Tragfläche und der Einstellwinkel für das Höhenleitwerk ergeben zusammen die EWD.

Gemessen wird diese zwischen der Profilschneide der Tragfläche und der Profilschneide des Höhenleitwerks.

Ist das Höhenleitwerk gegenüber der Tragfläche negativ angestellt, so ist die EWD positiv.



Abbildung 26
Einstellwinkeldifferenz

Aufgabe und Wirkungsweise der optimalen EWD:

Die EWD soll ein vom Anstellwinkel abhängendes Ausgleichsdrehmoment verursachen, das dem aus der Druckpunktwanderung bekannten Drehmoment entgegenwirkt:

Das relativ zur Tragfläche positiv (oder negativ) angestellte Höhenleitwerk liefert je nach Anstellwinkel des Flugzeuges, Auftrieb beziehungsweise Abtrieb, sodass die Längsneigung automatisch stabilisiert wird.

Das Flugzeug besitzt dann bezüglich der Längsneigung die so genannte dynamische Stabilität.²¹

Im Flugverhalten zeigt sich der rechts dargestellte Bewegungsablauf, der einer gedämpften Schwingung gleicht.



Abbildung 27
Prinzipische Skizze zur dynamischen Stabilität

Die Ausprägung der Druckpunktwanderung ist abhängig vom Tragflächenprofil und dem vorgesehenem Geschwindigkeitsbereich des Flugzeuges. Daher erfordern unterschiedliche Profile auch unterschiedlich starke Ausgleichsdrehmomente und damit unterschiedliche EWD's.

Bei Modellflugzeugen bewegt sich die EWD von -2 bis +6 Grad.

Bei manntragenden Flugzeugen liegt die EWD zwischen +5 und +7 Grad.

Um eine gute Flugstabilität um die Querachse zu erreichen erzeugt das Höhenleitwerk bei konventionellen Flugzeugen in Normalfluglage einen leichten Abtrieb (negative Anstellung). Aus diesem Grund ist der Einstellwinkel des Höhenleitwerks in der Regel kleiner als der der Tragflügel, also die EWD positiv.

Die EWD eines Modellfliegers kann zwar mit speziellen EWD-Waagen gemessen werden. Das Auffinden der geeigneten EWD ist, vergleichbar mit dem Vorgehen beim „Erfliegen des Schwerpunkts“, eine sehr feinfühligke Angelegenheit und basiert auf dem Erkennen der dynamischen Stabilität.

²¹ Prinzip der dynamischen Stabilität nach [7]: <http://www.thuro.at/aerodynamik6.htm>

Zur Überprüfung der dynamischen Stabilität kann beispielsweise der so genannte Abfangbogen-Test durchgeführt werden. Dazu lässt man das Modell aus ausreichend Höhe in einen Sturzflug mit etwa 30-40° negativem Anstellwinkel übergehen. Schließlich wird dann das Höhenruder in die für den Horizontalflug vorgesehene Neutralstellung gebracht und das Verhalten des Flugzeugs beobachtet. Bei richtig eingestellter EWD sollte das Flugzeug die Flugbahn einer stark gedämpften Schwingung, wie sie in Abbildung 27 skizziert ist, durchlaufen und möglichst schnell in die Horizontalfluglage übergehen. Fängt das Flugzeug zu hart ab und kommt es dabei ins Pumpen, so durchfliegt es keine eigenstabilisierende Flugbahn. Dies ist ein typisches Kennzeichen dafür, dass das auf Normalflug getrimmte Höhenleitwerk zu viel Abtrieb erzeugt und demzufolge zu stark negativ angestellt ist, also die EWD zu groß ist. Fängt das Flugzeug überhaupt nicht ab, so erzeugt das Höhenleitwerk zu geringen Abtrieb und ist demzufolge zu wenig negativ angestellt, die EWD also zu klein. Die Einstellwinkeldifferenz kann mithilfe kleiner Korrekturen nach diesem Versuch immer weiter angepasst werden.

Eine genau eingestellte EWD und der passende Schwerpunkt entscheiden also maßgeblich über das Flugverhalten und müssen für jedes Modell mit großer Sorgfalt ermittelt werden.

2) Vorstellung des EasyGlider

Beim EasyGlider electric handelt es sich um ein aus EPP gefertigtes Motorsegelflugzeug mit einer Spannweite von 1,8 m und einer Länge von 1,13 m. Die Tragflächen besitzen ein halbsymmetrisches Profil mit einer maximalen Profiltiefe von 22 mm. Der Tragflächeninhalt beträgt 41,6 dm².

Die Tragfläche besitzt keine V-Form und verjüngt sich erst kurz vor den Flügel-Spitzen schräg nach hinten. Dort befinden sich ergonomisch geformte Winglets, die der Ausbildung von Randwirbeln entgegenwirken und somit den Luftwiderstand gering halten sollen.

Das Abfluggewicht beträgt ohne „Videofunk-Zuladung“ ca. 800 g und mit ca. 1.000 g.

Der Schwerpunkt liegt ca. 62 mm hinter der Nasenleiste der Tragfläche.

Das Modell besitzt eine relativ niedrige Flächenbelastung von ca. 20 - 25 g/dm².



Abbildung 28
EasyGlider electric mit montierter Videokamera

Schließlich bleibt nun noch zu klären, wie ein Modellflieger überhaupt vom Boden aus gesteuert werden kann. Im Folgenden soll daher am Beispiel des Motorseglers EasyGlider electric ein kurzer Überblick über die technischen Komponenten eines RC-Modells gegeben werden:

a) Technische RC-Komponenten des EasyGlider

Zur Ansteuerung von Höhen-, Seiten- und Querruder dienen Servos.

Diese bestehen aus einem Stellmotor, der über eine Elektronik angesteuert wird und eine relativ komplizierte Mechanik bestehend aus Zahnrädern antreibt. Der EasyGlider benötigt kleine und schnelle Mikroservos. Die Servos werden über dreipolige Kabel (+, -, Signal) mit dem Empfänger verbunden, welcher für den Empfang und die Dekodierung der elektromagnetischen Funkwellen zuständig ist. Gesendet wird vom Boden aus mit einer Fernsteuerung, dem so genannten Sender, der im 35 Mhz-Band arbeitet. Der Empfänger wird entweder über einen separaten Empfängerakku mit Energie versorgt, oder wie beim EasyGlider direkt über das BEC-System (konstante Ausgangsspannung 5V) des Drehzahlstellers gespeist.

Bei den Drehzahlstellern handelt es sich mittlerweile vorwiegend um Mikrokontroller, die mit entsprechender Elektronik ausgestattet, den für bürstenlose Motoren nötigen Drehstrom bereitstellen.

Auch der EasyGlider besitzt solch einen innovativen Antrieb, der ohne die konventionellen Kohlen mit viel geringerer Reibung und Funkenbildung auskommt und daher hohe Wirkungsgrade erreicht.

Schlussendlich gehört zu einem Elektrosegler wie dem EasyGlider noch ein leistungsstarker Akku. Hierbei werden Lithium-Polymer-Akkus mit einer Kapazität von 1800 mAh bei einem extrem niedrigen Gewicht von nur 120 g verwendet. Diese moderne Antriebskombination aus LiPo und Brushless Motor ermöglicht dem EasyGlider in nur 45 Sekunden eine Höhe von etwa 130 m zu erreichen. Also eine beeindruckende Steigleistung von etwa 2,9 m/s.

b) Flugunterstützung durch Automatisierung – Experimente mit Programmierungen

Der Computersender mc-24 bietet umfangreiche Möglichkeiten in der Programmierung. Zur Unterstützung des Flugverhaltens wurden mit dem Computersender über so genannte Linearmischer kleine Automatisierungen der Flugzeugsteuerung programmiert.



Abbildung 29
Computersender mc-24 von
Graupner

1. Snapflap:

Zum Höhenruder bewegen sich die beiden Querruder linear mit etwa 10% Weg in entgegengesetzter Richtung mit.

Dies sorgt für den nötigen Auftrieb in extremen Flugsituationen durch zusätzliche Anwölbung des Profils und dem daraus resultierenden höheren Auftriebsbeiwert.

Die Snapflap erweist sich besonders beim engen und langsamen Kreisen in einer Thermikblase oder im Aufwind als sehr vorteilhaft.

2. Mischer Querruder → Seitenruder:

Zum Querruder bewegt sich das Seitenruder linear mit etwa 50% Weg mit.

Dieser Mischer ermöglicht ein extrem enges Kreisen und sorgt für ein ausgewogenes Flugverhalten in Kurven. Der Segler muss im Kurvenflug nicht mehr zusätzlich mit dem Seitenruder nachgedrückt werden sondern fliegt eigenständig gleichmäßig verlaufende Kreisbahnen.

Besonders auffallend ist auch, dass der Segler mit dieser Funktion im Langsamflug deutlich weniger zum „seitlichen abdriften“ tendiert. Das bereits angesprochene Rollgiermoment wird durch diesen Mischer vollkommen ausgeglichen.

3. Automatische Flugphasenerkennung

Wird der Motorsegler mit laufendem Motor auf Höhe gebracht, so benötigt er eine andere Höhenrudertrimmung als im normalen Gleitflug. Die Fluggeschwindigkeit während dem Steigen mit laufendem Motor ist wesentlich höher als die Eigengeschwindigkeit, sodass die Tragfläche stärker angeströmt wird und dadurch auch erhöhten Auftrieb erzeugt. Folglich steigt der Motorsegler grundsätzlich beim Gas geben an.

Ein Geberschalter stellt die Höhenrudertrimmung beim Einschalten des Motors um ca. 6% Weg negativ an, sodass ein gleichmäßiger und besonders effizienter Steigflug ermöglicht wird.

4. Thermikeinstellung

Über einen analogen Schalter kann während dem Flug eine Thermikeinstellung aufgerufen werden. In dieser Einstellung werden die Querruder zur zusätzlichen Anwölbung des Profils leicht nach unten (um ca. $1-2^\circ$) gestellt und gleichzeitig zum Ausgleich des dabei entstandenen Drehmoments das Höhenruder ganz leicht positiv angestellt.

Durch die Wölbung des Profils vergrößert sich der Auftrieb. Dies ermöglicht eine langsamere Fluggeschwindigkeit mit hohem Auftrieb und leichtem Anstellwinkel. Der Segler verhält sich demzufolge besonders in thermischen Aufwinden wesentlich besser, weil die Thermikempfindlichkeit merklich erhöht wird.

5. Spoiler

Als Landehilfe können mit dem Proportionschieberegler beide Querruder mit einem Weg von 70% nach oben angestellt werden. Dies dient vordergründig dazu, um den Auftrieb im Landeanflug zu vernichten und durch einen gleichmäßigen Sinkflug präzise Ziellandungen zu ermöglichen. Damit das Flugverhalten des Modells in dieser Situation weiterhin gut kontrollierbar bleibt, ist ein weiterer Mischer nötig, der zusätzlich linear das Höhenruder negativ um 9% Weg beimischt. Dies dient dazu, um das Drehmoment, das aufgrund der stark nach oben angestellten bremsenden Querruder entsteht, auszugleichen.

Durch diese relativ komplexe Mischung gelingt ein perfekt ausgewogener Gleitpfad mit positiv angestellter Nase, der ideal für einen hohen Landeanflug mit anschließender Ziellandung geeignet ist.

Die präzise Einstellung obiger Mischer verlangt sehr viel Gefühl und Erfahrung:

Zunächst müssen alle Mischer auf ungefähre Erfahrungswerte eingestellt werden und dann im Flug wirklich alles so lange optimiert werden, bis sich das Flugzeug auch wie gewünscht verhält.

Schließlich kann man aber feststellen, dass sich die aufwendige Programmierung der elektronischen Mischer bewährt und dem Piloten auch einiges an „Arbeit“ abnimmt, was sich in einem harmonischeren und gleichmäßigeren Flug äußert.

Noch stärker als beim EasyGlider ist die Wirkung solcher „Flugunterstützungssysteme“ beim Hochleistungssegler Joker.

Der offensichtliche Grund dafür ist wohl, dass dieses Modell zusätzlich noch mit Wölbklappen ausgestattet ist, die sich

zusammen mit den Querrudern nahezu über die gesamte

Tragflächenspannweite erstrecken. Beim EasyGlider können sich durch die im Vergleich kurzen Querruder ja auch viel mehr Verwirbelungen bilden, die als Störungen in der laminaren Strömung wirken. Softwaregestützte Flugunterstützung bewährt sich im Modell und verbessert auch bei mantragenden Flugzeugen das Flugverhalten und die Steuerbarkeit erheblich.



*Abbildung 30
Motorsegler Joker von Multiplex mit einer
Spannweite von 3,50 m*

3) Modellflug ohne Grenzen – Das Kameraprojekt

Eine große Herausforderung für einen Modellpiloten ist es, das Fliegen nicht nur vom Boden aus mitzuerleben, sondern die Welt direkt aus der Vogelperspektive erkunden zu können. Von großem Interesse ist aber nicht nur das Ergebnis, sondern vor allem die technische Umsetzung dieser Idee.

a) Das Prinzip der Drohne

Mittlerweile ist der technische Fortschritt so weit, dass es möglich ist eine drahtlose Funkübertragung von Video- und Audio-Signalen zu realisieren.

Zum Einsatz kommt ein 2,4 GHz–Videofunksystem, bestehend aus einem CCD Farbkameramodul mit TV-Auflösung, welches seine Stromversorgung direkt vom Sendefunkmodul bezieht.

Das Sendemodul strahlt die modulierten Video und Audiosignale über eine kurze Wendelantenne ab. Am Boden wird das Signal mit einer ähnlichen Antenne aufgefangen und über ein abgeschirmtes Kabel zum Receiver geleitet. Dieser Receiver dekodiert das Videosignal und wandelt es in ein Standard PAL-Signal um. Über ein Cinch-Kabel wird das Signal zu einer TV-Karte geleitet. Die TV-Karte setzt das Audio- und Videosignal wiederum in das für den Computer lesbare Signal um. Letztendlich wird über ein USB-Kabel das Video-Signal ins Notebook eingespeist und dort digital mittels entsprechender Software aufgezeichnet.

Die Umsetzung meiner Idee brachte jedoch einige Schwierigkeiten mit sich:

Zunächst habe ich das Videofunksystem in ein größeres Modell mit Verbrennungsmotor eingebaut. Aufgrund der starken Vibrationen war das Videosignal zunächst extrem schlecht.

Nach zahlreichen mehr oder weniger erfolglosen Versuchen mit Schaumstoff zur Dämpfung der hochempfindlichen Bauteile des Funkmoduls, habe ich beschlossen das Videofunksystem in ein Segelflugzeug einzubauen.

Der bereits vorgestellte EasyGlider verfügt über extrem gutmütige und eigenstabile Flugeigenschaften sowie eine langsame Fluggeschwindigkeit und eignet sich deshalb perfekt für das Videofunk-Projekt.

Beim Einbau des Videofunksystems ergaben sich allerdings erhebliche Platzprobleme:

Als einzige Möglichkeit bot sich nur, das Sendemodul in der Haube direkt über den Servos zu platzieren.

Für die Befestigung des Kameramoduls blieb nur die wenig aerodynamisch-günstige Montage auf einem zugeschliffenen Balsaholzblock mit der Kontur des Rumpfes. Diese Anordnung wird mithilfe von Klettband sicher am Rumpf befestigt. Durch einen kleinen zusätzlichen Servo ist die Kamera horizontal um $\pm 90^\circ$ schwenkbar, sodass auch Filmaufnahmen der Tragfläche gemacht werden können.

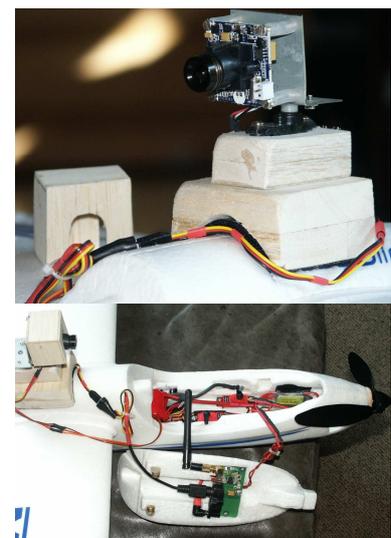


Abbildung 31
Detailansicht der Videofunk-Technologie

Somit konnten alle nötigen Voraussetzungen geschaffen werden, um einen Flug über das Display des Computers durchzuführen.

Im Prinzip kann der EasyGlider, ähnlich wie eine moderne Drohne, völlig unabhängig vom Sichtkontakt des Piloten fliegen. Begrenzt ist das System lediglich durch die Reichweite des Videofunk-Signals und der RC-Fernsteuerung, die höchstens 1,2 km beträgt.

Aus Sicherheitsgründen behält allerdings bei jedem Flug über das Display ein Beobachter den EasyGlider in den Augen.



*Abbildung 32
Überblick über das gesamte
Video-Funk-Equipment.
Die Aufzeichnung des Funksignals
erfolgt direkt digital per Notebook*

b) Sichtbarmachen von Luftströmungen unter realen Bedingungen

Das Videofunk-System ermöglicht Untersuchungen der Strömungsverhältnisse unter realistischen Bedingungen am Modell:

Die rechte Tragfläche des EasyGlider wurde hierfür mit extrem leichten und feinen Carbonfasern bestückt, um die Umströmung der Tragfläche im Flug sichtbar zu machen.



*Abbildung 33
Tragfläche mit aufgeklebten Carbonfasern*

Problematisch dabei war allerdings, dass die Carbonfasern, sozusagen als schwingende Dipole, die Übertragungsgüte des Videofunksignals verschlechtert haben. Trotz der häufigen Bildstörungen konnten jedoch typische Flugphasen anhand des aufgezeichneten Videomaterials näher untersucht werden.

Zur Verbesserung der Qualität der Filmaufnahmen wurden für einen weiteren Flug die Carbonfasern durch Garnfäden ersetzt. Die Garnfäden zeigen die Strömungsverhältnisse aufgrund ihrer größeren Masse zwar nicht ganz so optimal an wie die Carbonfasern aber die qualitativen Beobachtungen gelangen trotzdem.

In den beiliegenden Videoaufzeichnungen wurden folgende Flugmanöver durchgeführt:
Schnellflug mit niedrigem Anstellwinkel, Langsamflug mit hohem Anstellwinkel,
Strömungsabriss, Looping, Rolle, Landeanflug mit Spoilern

c) Auswertung – Erkenntnisse aus den Videoaufnahmen

Im Folgenden soll eine kurze Auswertung des Videomaterials durchgeführt werden:

Besonders gut erkennbar ist die laminare Strömung während dem normalen Geradeausflug. An den Carbonfasern waren dabei keinerlei Verwirbelungen oder Turbulenzen ersichtlich. Bei genauer Betrachtung fällt auf, dass die Carbonfasern leicht in Richtung Rumpf zeigen. Dies könnte ein Anzeichen auf die Querströmung sein, die aus den unterschiedlichen Druckverhältnissen ober- und unterhalb der Tragfläche resultiert.

Obwohl das Modell mit Winglets ausgestattet ist sind starke Randverwirbelungen deutlich erkennbar. Besonders beim Schnellflug wurden die Wirbelzöpfe durch die spiralförmig kreisenden äußeren Carbonfasern gut sichtbar. Die Drehrichtung der Randwirbel stimmt mit den theoretischen Überlegungen überein. Erstaunlich ist vor allem, dass die Randwirbel in nahezu jedem Geschwindigkeitsbereich auftreten. Selbst kurz vor dem Strömungsabriss. Daraus ist ersichtlich, wie groß der durch die Randwirbel bedingte Luftwiderstand ist. Aufgrund der Winglets hätte man eigentlich geringeren Randwiderstand erwartet.

Im schnellen Kurvenflug sind stärkere Randwirbel auf der schneller umströmten kurvenäußeren Tragfläche zu beobachten. Demzufolge erfährt die kurvenäußere Tragfläche einen höheren Luftwiderstand als die Kurveninnere. Durch diese einseitige Verzögerung der Tragflächen erfährt das Flugzeug ein Giermoment, sodass es beim Kurvenflug zum schrägen Weggieren tendiert. Dieses Wegschieben kann durch zusätzliche Seitenruderbetätigung in Kurvenrichtung vermindert werden, sodass ein gleichmäßiger Kurvenflug möglich wird.

Beim Langsamflug mit gesetzten Spoilern ist die zunehmend turbulente Luftströmung deutlich sichtbar geworden. Im hinteren Bereich der Tragfläche schmiegen sich die Carbonfasern zwar noch bis auf einen Abstand von ca. 8 mm gut ans Querruder an, allerdings wird bereits unmittelbar danach eine zunehmende Turbulenz sichtbar. Insbesondere direkt hinter den Querrudern bewegen sich die Carbonfasern ziemlich unruhig in vertikale und horizontale Richtung. Vor Allem im Bereich des Querruderspaltens sind unerwartet starke Verwirbelungen erkennbar. Erhöhter Luftwiderstand im Bereich der Spoiler kann daraus gefolgert werden.

Beim Durchfliegen eines Strömungsabrisses ist besonders erstaunlich, dass sich das Ablösen der Strömung von der Flügeloberseite im Langsamflug kaum ankündigt. Der Ablösepunkt wandert nicht wie zunächst erwartet langsam in Richtung Profilnase, sondern die Strömung reißt erst unmittelbar im Moment des Durchsackens schlagartig ab. Der Strömungsabriss tritt also plötzlich und scheinbar unangekündigt ein. Das späte Einsetzen des Strömungsabrisses ist ein wünschenswertes Merkmal eines gutmütigen und anfängertauglichen Flugmodells.

Während der Aufzeichnung wurde mehrmals ein Looping durchflogen.

Beim ersten Looping konnte ein starker Strömungsabriss beobachtet werden. Die Fluggeschwindigkeit war demzufolge zu gering. Beim zweiten Looping hingegen reichte die Geschwindigkeit aus, sodass die Tragfläche während dem gesamten Looping nahezu laminar umströmt wurde. Besonders gut ersichtlich ist auch die relativ starke Durchbiegung der Tragfläche durch die erhöhte Belastung während des Loopings.

III. Schlusswort

Das Flugzeug ist in den letzten Jahrzehnten mehr und mehr zum Massentransportmittel geworden. Immer leistungsfähigere, schnellere und sparsamere Flugzeuge werden entwickelt und der Innovationsreichtum scheint schier unbegrenzt. Umso erstaunlicher ist es, dass es immer noch Kontroversen über die grundsätzliche Erklärung des Auftriebs gibt.

Im Verlauf der Facharbeit wurde klar, dass die weit verbreitete Erklärung nach Newtons 3. Axiom zunächst unzureichend ist. Die Annahme, dass Luftteilchen als Massenpunkte Stöße mit der Tragflächenunterseite ausführen, nach unten abgelenkt werden und dabei die Auftriebskraft auf die Tragfläche ausüben steht im Widerspruch zur experimentellen Erkenntnis, dass der Hauptanteil der Auftriebskraft auf der Tragflügeloberseite entsteht.

Auch die häufig propagierte Erklärung für den Geschwindigkeitsunterschied der Luftteilchen ober- und unterhalb eines angeströmten Profils per Weg-Überlegung erweist sich als einfacher Trugschluss.

Die scheinbar einfache Frage „Warum kann ein Flugzeug fliegen?“ wird also häufig unter falschen Annahmen beantwortet.

Erst das Zirkulationsmodell gibt eine plausible Begründung für die Auftriebsentstehung.

Die Theorie des Zirkulationswirbels lässt eine logische Erklärung für den Geschwindigkeitsunterschied zwischen Profilober und -unterseite zu und ermöglicht dadurch die Auftriebserklärung mithilfe des Bernoulli-Prinzips. Andererseits folgt aus dem Wirbelsystem des Zirkulationsmodells auch ein starker Abwind hinter dem Tragflächenprofil, der wiederum einen Zusammenhang zum Erklärungsversuch nach Newton bietet. Weil ein Tragflügel durch sein Wirbelsystem viele Luftteilchen nach unten beschleunigt, erfährt er eine Auftriebskraft nach oben.

Am besten geeignet für eine hinreichende Erklärung der Entstehung von Auftrieb ist das Zirkulationsmodell, da es Bernoulli-Effekt und die Auftriebserklärung nach Newton vereint.

Das Zirkulationsmodell ermöglicht eine genaue mathematische Betrachtung der Auftriebs- und Strömungsverhältnisse am Flugzeug und ist Grundlage für Computersimulationen.

Heute entsteht ein Flugzeug fast ausschließlich am Computer und auch die ersten Tests werden in der Flugzeugentwicklung mithilfe von Computersimulationen durchgeführt.

Schließlich wird ein Modell gefertigt, um die theoretischen Ergebnisse der Computersimulation in der Praxis zu verifizieren. Mit dem Modell können Flugeleistungen untersucht werden und zahlreiche Verbesserungen erreicht werden. Das Modell stellt demnach eine wichtige Grundlage für die weitere Entwicklung eines Flugzeugs dar, weil es schnell und relativ kostengünstig aussagekräftige Entwicklungsergebnisse liefert. Bevor sich ein Prototyp in die Luft erhebt müssen durch unzählige Versuche und Tests mit Modellen alle Schwachstellen ausgeschaltet werden, um gravierende Probleme beim Erstflug auszuschließen.

IV. Anhang

1) Literaturverzeichnis

a) Schriftliche Quellen

1. K. Engmann (Hrsg.), Technologie des Flugzeugs, in: Leuchtturm-Verlag, Alsbach/Bergstraße, 2. erweiterte Auflage, 1994, Kapitel 8 Aerodynamik und Flugmechanik: S.257-282
2. D. Fritz, Aerodynamik der reinen Unterschallströmung, in: Birkhäuser, Basel u.a., 5.Auflage, 1987
3. Prof. Dr.-Ing. H. Gobrecht: Bergmann-Schäfer, Lehrbuch der Experimentalphysik, Band I: Mechanik, Akustik, Wärme, Walter de Gruyter & Co, Berlin, 9.Auflage, Juli 1969, Kapitel: Mechanik der Flüssigkeiten und Gase: S.265-344, insbesondere: S.302ff

b) Webseiten

4. Quarks & Co:
http://www.wdr.de/tv/quarks/sendungsbeitraege/2003/1209/001_fliegen.jsp?pbild=7
http://www.wdr.de/tv/quarks/sendungsbeitraege/2003/1209/002_fliegen.jsp
5. Rita Wodzinski; „Wie erklärt man das Fliegen in der Schule“
<http://www.wissen.swr.de/warum/fliegen/themenseiten/t10/s1822.pdf>
6. SWR Wissen Warum? Fliegen:
<http://www.wissen.swr.de/warum/fliegen/themenseiten/t4/s2.html>
Virtueller Windkanal:
<http://www.wissen.swr.de/warum/fliegen/themenseiten/t2/s1.html>
7. Thuro Aerodynamische Grundlagen:
<http://www.thuro.at/aerodynamik1.htm> (bis 9.htm)
8. Wikipedia
Fliegen (Fortbewegung), Kapitel Aerodynamische Grundlagen:
[http://de.wikipedia.org/wiki/Fliegen_\(Fortbewegung\)](http://de.wikipedia.org/wiki/Fliegen_(Fortbewegung))
Laminare und turbulente Strömung:
http://de.wikipedia.org/wiki/Laminare_Str%C3%B6mung (Laminar)
http://de.wikipedia.org/wiki/Turbulente_Str%C3%B6mung (Turbulent)

c) Bildnachweis

Seite	Abbildung
3	Abb. 1: Flyer One der Gebrüder Wright http://www.wdr.de/tv/quarks/sendungsbeitraege/2003/1209/001_fliegen.jsp?pbild=7
5	Abb. 2: Zeitlicher Verlauf der Stromlinien http://www.wissen.swr.de/warum/fliegen/themenseiten/t4/images_content/stroemungsgeschwindigkeit.gif
5	Abb. 3: Druckverteilung am Flügel http://www.wissen.swr.de/warum/fliegen/themenseiten/t4/images_content/stroemungsgeschwindigkeit.gif
6	Abb. 4: Grenzschichten eines angeströmten Profils http://www.thuro.at/anim/abloesung.gif
6	Abb. 5: Zirkulations- und Anfahrtswirbel http://www.wissen.swr.de/warum/fliegen/themenseiten/t4/images_content/1.jpg
7	Abb. 6: Schematische Erklärung zur Entstehung des Geschwindigkeitsunterschieds http://upload.wikimedia.org/wikipedia/de/thumb/a/a4/Stroemungsmodell.jpg/479px-Stroemungsmodell.jpg
7	Abb. 7: Abwind hinter einem Profil durch Randwirbel und Anfahrtswirbel http://www.wissen.swr.de/warum/fliegen/themenseiten/t10/s1822.pdf
8	Abb. 8: Durch Anstellung eines vollsymmetrischen Profils entsteht Auftrieb http://www.wissen.swr.de/warum/fliegen/themenseiten/t4/images_content/4.jpg

- 8 Abb. 9: Auftriebssteigerung durch Anstellung eines halbsymmetrischen Profils
http://www.wissen.swr.de/warum/fliegen/themenseiten/t4/images_content/6b.jpg
- 9 Abb. 10: Prinzip der Schuberzeugung beim Strahltriebwerk
<http://de.wikipedia.org/wiki/Bild:TL-Schnitt.PNG>
- 9 Abb. 11: Kräfteparallelogramm
 Bergmann Schäfer: Mechanik, Akustik, Wärme, S. 342
- 10 Abb. 12: Randwirbel
<http://www.wissen.swr.de/warum/fliegen/themenseiten/t10/s1822.pdf>
- 11 Abb. 13: Die gespreizten Flügelspitzen von Flugzeug und Milan sparen Energie
http://www.wdr.de/tv/quarks/sendungsbeitraege/2003/1209/009_fliegen.jsp
- 12 Abb. 14: Auftriebsverteilung eines Flugzeugs
<http://www.thuro.at/grafiks/elliptavert.gif>
- 12 Abb. 15: Steuerruder eines Flugzeugs und Bezeichnung der Achsen...
http://www.ful-damme.de/wissen/images/steuer_2.jpg
- 14 Abb. 16: Längsstabilität
 [1]: K. Engmann (Hrsg.), Technologie des Flugzeugs, Kapitel 8 Aerodynamik und Flugmechanik: S.342
- 15 Abb. 17: Kräfte-Parallelogramm beim Horizontalflug
 Bergmann Schäfer: Mechanik, Akustik, Wärme S.342/343
- 15 Abb. 18: Kräfte-Parallelogramm beim Steigflug
 Bergmann Schäfer: Mechanik, Akustik, Wärme S.342/343
- 15 Abb. 19: Kräfte-Parallelogramm für den Gleitflug
 Bergmann Schäfer: Mechanik, Akustik, Wärme S.342/343
- 16 Abb. 20: Druckpunktwanderung
<http://www.thuro.at/grafiks/druckpunktwanderung.gif>
- 16 Abb. 21: Dynamische Labilität
<http://www.thuro.at/animations/dynlabil.gif>
- 17 Abb. 22: Das Kräftesystem des Kurvenflugs
<http://www.thuro.at/grafiks/kurvenkraefte.gif>
- 18 Diagramm 1: Auftriebs- und Widerstandsziffer als Funktion des Anstellwinkels
 Bergmann Schäfer: Mechanik, Akustik, Wärme S.341
- 19 Diagramm 2: Lilienthal'sches Polardiagramm
 Bergmann Schäfer: Mechanik, Akustik, Wärme S.341
- 19 Diagramm 3: Lilienthal'sches Polardiagramm
http://www.thuro.at/grafiks/lili_polardgr.gif
- 22 Abb.: 23: Laminare und turbulente Grenzschichtzonen
 F. Dubs: Aerodynamik der reinen Unterschallströmung, 5. Auflage, 2 S.78
- 23 Abb.: 24: Schematische Übersicht über die Landehilfen eines modernen Verkehrsflugzeugs
http://de.wikipedia.org/wiki/Bild:Control_surfaces_at_the_wing_of_a_plane.svg
- 24 Abb.: 25: Einfluss der Vorflügel auf die Strömungsverhältnisse
 Bergmann Schäfer: Mechanik, Akustik, Wärme S.341
- 27 Abb.: 26: Einstellwinkeldifferenz
http://www.mfvstauden.de/Unser_Hobby/Aerodynamik/EWD.gif
- 27 Abb.: 27: Prinzipskizze zur dynamischen Stabilität
<http://www.thuro.at/animations/dynstabil.gif>
- 28ff Abb.: 28 – 33: Eigene Fotos

2) CD mit Echtzeit Videoaufnahmen aus der Perspektive eines Flugmodells und Untersuchung der Strömungsverhältnisse an der Tragfläche

3) Erklärung über die eigenständige Anfertigung der Facharbeit

Ich erkläre hiermit, dass ich die Facharbeit ohne fremde Hilfe angefertigt und nur die im Literaturverzeichnis aufgeführten Quellen und Hilfsmittel verwendet habe.

_____, den _____
Ort Datum Unterschrift