Aerodynamisches Verhalten von Flügelprofilen bei Unterschallgeschwindigkeit

Facharbeit in Physik

vorgelegt von

Raphael Weniger

Gymnasium Zitadelle Jülich

Jülich 2002

Inhaltsverzeichnis:

Seite		Titel
3	1.	Einleitung
3	2.	Grundwissen
3	2.1	Geometrische Vermessung von Flügelprofilen
4	2.2	Verhalten von Gasen (Druck und Dichte)
6	2.3	Herleitung von Bernoullis Gleichung
8	2.3.1	Anpassung von Bernoullis Gleichung für den Gebrauch in der Luftfahrt
9	2.4	Resistance Formula (Luftwiderstands Formel)
10	3.	Aerodynamik eines Flügelprofils
10	3.1	Luftströmung über ein Flügelprofil
10	3.1.1	Luftströmung im Einflussbereich des Flügelprofils
11	3.1.2	Luftströmung direkt an der Oberfläche des Flügels
11	3.1.3	Strömungsabriss
12	3.2	Luftdruck und Kräfte
12	3.2.1	Änderung des Luftdrucks und Druckverteilung
13	3.2.2	Kräfte an einem Flügelprofil
14	4.	Berechnung von Lift, Drag und Pitching Moment und ihre Graphen
14	4.1	Herleitung der Formeln für Lift, Drag und Pitching Moment
15	4.2	Die Graphen von Lift und Drag
16	4.2.1	Graph des Drag Koeffizienten
16	4.2.2	Graph des Lift Koeffizienten
17	4.2.3	Graph des Lift - Drag Ratio
17	5.	Testreihe zum ermitteln vom Drag Koeffizienten eines Flügelprofils
17	5.1	Versuchsaufbau und Beschreibung
18	5.2	Versuchs Ergebnis und Fehlersuche
19	6.	Schlusswort
20		Anhang
21		Quellenangabe

1. Einleitung

Das Fliegen war schon immer ein Traum des Menschen. In dieser Facharbeit geht es aber nicht um das Träumen vom Fliegen, sondern **warum** ein Flugzeug fliegt, genauer gesagt: **Wie sich die Luftströmung über ein Flügelprofil bei Unterschallgeschwindigkeit verhält**. Damit ist das Thema formuliert: „Aerodynamisches Verhalten von Flügelprofilen bei Unterschallgeschwindigkeit“.

Das gesamte Thema ist zu komplex, als das es in einer 21seitigen Facharbeit abgehandelt werden kann. Deshalb ist Ziel dieser Arbeit einen möglichst flächendeckenden Überblick über „die Luftströmung über eine Tragfläche“ zu vermitteln. Auch währe es viel zu kompliziert einen kleinen Ausschnitt sehr eingehend und exakt zu erläutern, da oft genug exakte wissenschaftliche Versuche und Kenntnisse fehlen. Die Daten wie Auftrieb, Luftwiderstand, aber besonders die Luftströmung selbst, werden meist durch Tests ermittelt und könne schwer in allgemein gültige Formeln umgesetzt werden.

2. Grundwissen

Um tiefer in die Materie einzutauchen, müssen erst einige grundlegende Formeln und Bezeichnungen erläutert werden.

2.1 Geometrische Vermessung von Flügelprofilen

Die Vermessung eines Flügels ist relativ einfach zu verstehen. Hier werden die für diese Facharbeit wichtigen Begriffe erklärt. Die einzelnen Begriffe sind auch in Abb. 1 und 2 kenntlich gemacht.

Eine wichtige „Orientierungs-Linie“ ist die „**Chord-Line**“, kurz „**chord**“, (Abk.: C ; auf Deutsch: Sehne), sie verläuft normalerweise von der **Leading Edge** (Abk.: LE; Vorderkante) zur **Trailing Edge** (Abk.: TE; Hinterkante). Diese Chord-Line besitzt einfacher halber keine Dimension, sondern fängt an der LE mit 0 an und endet mit 1 an der TE. Dieses Verfahren hilft besonders bei der Anfertigung von Modellen, da nicht in

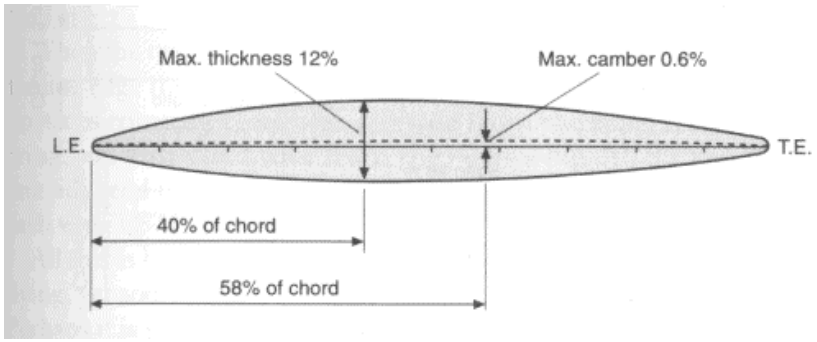


Abb. 1

eine andere Einheit umgerechnet werden muss, sondern das Modell durch prozentuale Angaben angefertigt werden kann.

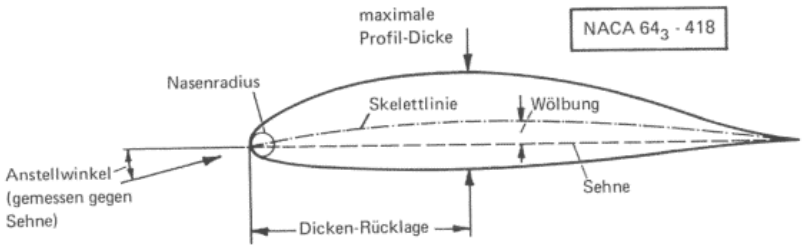


Abb. 2

Noch ein sehr wichtiger Wert ist der „**Angle of Attack**“ (Abk.: AoA; Anstellwinkel). Dieser Wert wird in Grad angegeben und entspricht den Winkel zwischen der Chord-Line und der Luftströmung.

Eine Angabe die am offensichtlichsten ist, da man sie sofort sieht, ist die **„Camber“** (Wölbung). Sie wird durch die Differenz von Chord-Line und Mittellinie (Skelettlinie) angegeben. Diese Differenz wird auch nicht in einer Dimension angegeben, sondern orientiert sich an dem chord. Sie wird somit prozentual zur Chord-Länge bemessen. Die Position der maximalen Wölbung wird wieder im prozentualen Abstand, entlang des chords, von der LE angegeben.

Die **Mittellinie** (Skelettlinie) ist die Mitte der Flügeldicke an jeden einzelnen Punkt entlang der Sehne.

Die **Flügelfläche** ist natürlich auch wichtig. Sie wird aus der Chord-Line (diesmal in eine Dimension umgerechnet) und der Spannweite ermittelt. Wie bei Flächen üblich hat sie die Einheit „m²“.

Da es schon sehr viele verschiedene „Standardflügelprofile“ gibt, zu denen es ertestet Werte gibt, fing man an, sie nach ihren wichtigsten Merkmalen zu bezeichnen. Ein Flügel aus dieser großen Menge heißt z.B. NACA 4412. Die erste 4 gibt die prozentuale Größe der maximalen Camber an, also hier: 4% der Chord-Länge. Die nächste 4 gibt die Position dieser Maximalstelle in zehntel Prozent an, somit ist sie bei 40% des chords. Die letzten zwei Zahlen geben die maximale Dicke des Flügels an, hier also 12% der Chord-Länge.

2.2 Verhalten von Gasen (Druck und Dichte)

In der Physik kann man Gase und Flüssigkeiten gut vergleichen, da sie sich meist nur durch ihre Dichte unterscheiden, damit sind die Formeln auch die selben. Aber einen wichtigen Unterschied, der auch in der Luftfahrt von Bedeutung ist, ist: **Gase lassen sich sehr viel einfacher komprimieren und dehnen**. Somit ändert sich auch die

Dichte und der Druck. Dies kommt daher, dass bei Flüssigkeiten die Moleküle näher aneinander sind als bei Gasen. Durch diesen Effekt ändert sich auch die Dichte und der Druck der Atmosphäre. **Je höher man steigt desto geringer wird die Dichte und der Druck**. Man kann dies so erklären, dass in der Höhe eine immer kleinere Luftsäule auf der unteren Luftsäule drückt. Um wissenschaftliche Arbeit an der Atmosphäre zu erleichtern wurde eine „International Standard Atmosphere“ (Abk.: ISA) eingeführt. In Abb. 3 sehen sie die einzelnen Werte für Druck, Dichte und andere Angaben, bei bestimmten Höhen.

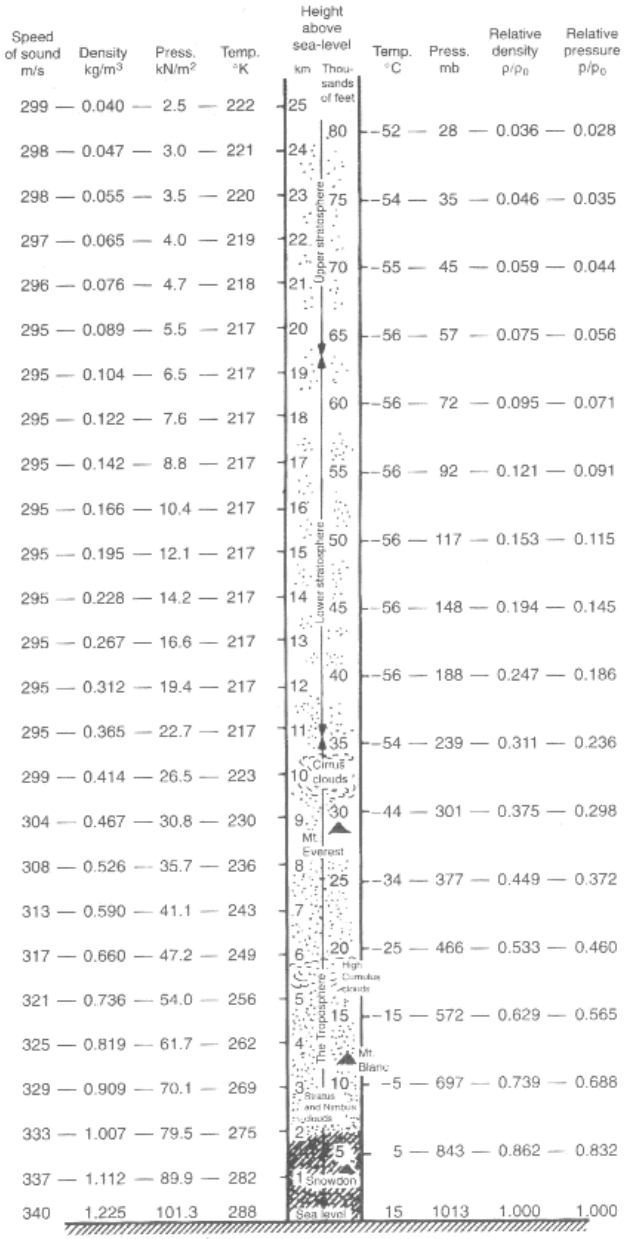


Abb. 3

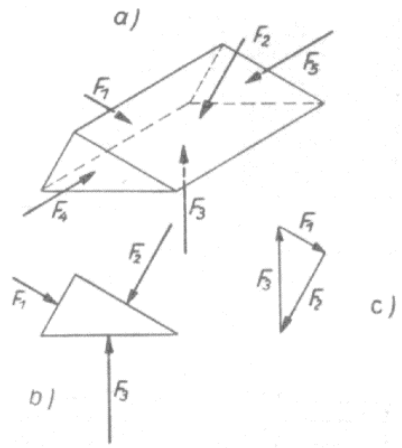


Abb. 4

Eine noch wichtigere Eigenschaft, die Gase und Flüssigkeiten betrifft ist, dass die Kraft welche auf eine Oberfläche wirkt, immer senkrecht zur Oberfläche steht und, dass diese Kraft aus jeder Richtung wirken kann. Das heißt, dass auch eine bestimmte Kraft von unten nach oben wirken kann (Abb. 4). Ein Beispiel ist ein Floß das auf dem Wasser schwimmt. Durch den stärkeren Druck, den das Wasser nach oben ausübt als die Luft nach unten, wird das Floß auf dem Wasser gehalten.

2.3 Herleitung von Bernoullis Gleichung

So sieht Bernoullis Gleichung aus:

$$\frac{\rho \times v^2}{2} + p + g \times \rho \times h = c$$

Das ist somit das Ziel dieses Abschnitts.

Um diese Gleichung herzuleiten, werde ich auf ein „Grundgesetz der Dynamik“ welches Euler „endgültig formuliert“ hat, zurückgreifen: [1]

Masse x Beschleunigung = Kraft

$$\boxed{\rho \times A \times ds \times \frac{dv}{dt} = -\frac{dp}{ds} \times A \times ds - g \times \rho \times A \times \frac{dh}{ds} \times ds}$$

Um die Formel als ersten Schritt etwas zu verdeutlichen, sollte man sie durch die Masse teilen. Damit ergibt Kraft / Masse = Beschleunigung. Die Kraft ist dabei der Luft- oder Wasserdruck der auf die Masse ausgeübt wird. Anders gesagt, **Kraft pro Masse ergibt eine Beschleunigung** (positive oder negative).

Als erstes wird wahrscheinlich „dv“, „ds“, „dt, „dp“ und „dh“ auffallen und fremd wirken. „dv/dt“ ist eine „Abkürzung“ für den Differenzenquotienten, somit ist die Geschwindigkeit „v“ nach der Zeit „t“ abgeleitet. Genauso verhält es sich mit „dp/ds“, der Druck nach der Strecke abgeleitet, und „dh/ds“, die Höhe nach der Strecke abgeleitet.

Nun muss erst einmal die Formel mit Hilfe des Bildes (Abb. 5) erläutert werden.

Dabei ist **ρ (rho) die Dichte** der Luft, in kg/m³. **A ist die Fläche** des Wasserteilchens, senkrecht zum Weg s, auf die der Druck p wirkt. Das „ds“ zu erklären ist ein wenig komplexer. **„ds“ ist die unendlich kleine Länge des Wasserteilchens**. Warum unendlich? - In der Graphik erkennt man, dass die Strecke, die das Wasserteilchen zurücklegt, möglicherweise eine Kurve sein kann. Dadurch würde bei einer bestimmten Länge des Teilchens selbiges nicht mehr eine

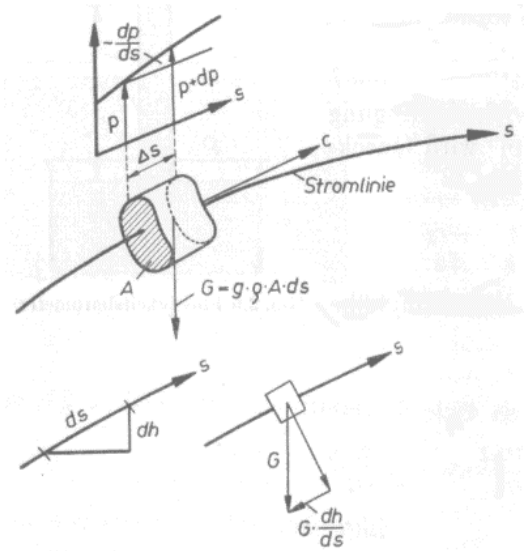


Abb. 5 **c ist hier die Geschwindigkeit v!**

[1] W. Albring; Angewandte Strömungslehre; Seite 8

Momentaufnahme an einer bestimmten Stelle der Stromlinie darstellen, sondern „Hinten“ höher sein als „Vorne“. Dieser Gedanke wird in einem anderen Teil der Gleichung noch deutlicher. Damit ergeben diese drei Angaben die Masse des Teilchens.
Wie schon oben erklärt ist „**dv/dt**“ die Ableitung der Geschwindigkeit nach der Zeit, somit **die Beschleunigung**.
Als nächstes ist die rechte Seite der Gleichung dran. Dabei werde ich auf die negativen Vorzeichen später eingehen.
Alle drei Faktoren des ersten Terms wurden schon weiter oben erläutert, aber was bedeuten sie im Zusammenhang? – **Durch „dp/ds“ ermittelt man den Druckunterschied pro Strecke**. Da die Strecke die Länge des Teilchen ist (das einzelne „ds“ in dem Term), heißt dies nichts anderes als, welcher Druckunterschied zwischen der „vorderen“ Fläche A und der „hinteren“ Fläche A besteht**. Durch die Multiplikation von Δp und A wird der erste Teil der Kraft ermittelt** die auf das Teilchen wirkt.
Der zweite Teil der Kraft steht im zweiten Term. Diese bezieht sich auf eine **Höhenänderung**, wie, schon oben erklärt, **„dh/ds“** andeutet. Bis auf die Gravitationskonstante wurden die anderen Größen des Terms schon erklärt und angewandt. Aber was hat die Gravitationskonstante in der Gleichung zu tun? – Durch die Multiplikation von ρ, A, ds und der Gravitationskonstante bekommt man **eine bestimmte Gravitationskraft** heraus. Dort wird dann der Höhenunterschied wichtig. Wenn das Wasserteilchen durch einen bestimmten Druck nach „oben“ gedrückt wird, muss die Erdanziehungskraft überwunden werden, und je größer der Höhenunterschied ist desto mehr Kraft muss aufgebracht werden. Damit ist die zweite Kraft definiert.
Die erste Kraft bezieht sich auf die s-Achse, die zweite auf die senkrecht zur s-Achse liegenden h-Achse.
Was ist nun mit den negativen Vorzeichen? – Wenn zum Beispiel im ersten Term der Druck pro zurückgelegtem Weg größer wird, wird die erste Kraft auch größer. Da aber der größere Druck „vor“ dem Wasserteilchen liegt, wird das Teilchen durch diese Kraft **nicht beschleunigt sondern abgebremst.** Ähnlich verhält es sich mit dem zweiten Term und deren Kraft. Wenn das Teilchen nach oben „gedrückt“ wird, die Höhenänderung positiv ist, wird mehr Kraft für diesen Vorgang benötigt. Diese kann natürlich nicht zu der Beschleunigung addiert werden, sondern muss ebenfalls abgezogen werden.

Nachdem die Ursprungsformel nun erklärt wurde, kann man sie „bearbeiten“.
Als ersten Schritt wird in der Gleichung „A“ gekürzt. Anschließend kann man „ds“ auf der rechten Seite kürzen. Zudem kann man „ds * (dv / dt)“ umformen in „(ds / dt) * dv“. Und da „ds / dt“ die Strecke nach der Zeit abgleitet ist, somit nichts anderes als die Geschwindigkeit v, kann man „ds/dt = v“ setzen.
Daraus ergibt sich folgende Gleichung:

$$\rho \times v \times dv = -dp - g \times \rho \times dh$$

Wenn man nun diese Gleichung integriert und dabei ρ als eine Konstante behandelt, ist das Ergebnis:

$$\frac{\rho \times v^2}{2} = -p - g \times \rho \times h + c$$

Diese Gleichung nach „c“, der Integrations-Konstante, aufgelöst ergibt folgende Gleichung:

$$\boxed{\frac{\rho \times v^2}{2} + p + g \times \rho \times h = c}$$

Damit ist Bernoullis Gleichung hergeleitet und kann nun angewandt werden.

2.3.1 Anpassung von Bernoullis Gleichung für den Gebrauch in der Luftfahrt

Um die Gleichung für unseren Gebrauch besser nutzen zu können sollte noch eine kleine Änderung durchgeführt werden. Da „g * ρ * h“ sich auf den Höhenunterschied bezieht und dieser bei der Umströmung von Flügeln relativ klein ist, kann man diesen Teil der Gleichung vernachlässigen. Wenn man zum Beispiel für die Dichte 1,225kg/m³ (ISA auf Meereshöhe), für die Geschwindigkeit 100m/s, für den Druck 101,3kN/m² (ISA auf Meereshöhe) und für die Höhe 15m (ungefähre Höhe eines Großraum Flugzeuges) annimmt, beträgt die Abweichung zwischen beiden „c“-Werten nur ca.0,05%.

$$\boxed{p + \frac{1}{2}\rho \times v^2 = c}$$

$$\boxed{p + \frac{1}{2}\rho \times v^2 = c}$$

Zum Abschluss kann man die einzelnen Teile der Gleichung noch benennen:

- p ist der „static pressure“ (statischen Druck), da es der konstante (mit g*ρ*h würde er leicht variieren) Druck in einer bestimmten (Flug-) Höhe ist.
- „½ * ρ * v²“ ist der „dynamic pressure“ (Staudruck), da hier die Geschwindigkeit ein wichtiger „dynamischer“ Faktor ist, durch die sich die Luft auf der Oberfläche „staut“.

2.4 Resistance Formula (Luftwiderstands Formel)

Die „Resistance Formula“ (Luftwiderstands Formel) sieht wie folgt aus:

$$R = K \times \rho \times A \times v^2$$

Hergeleitet wird sie durch schon bekannte Formeln:

$$W = \frac{1}{2} \times m \times v^2 = \frac{1}{2} \times \rho \times A \times s \times v^2 = F \times s$$

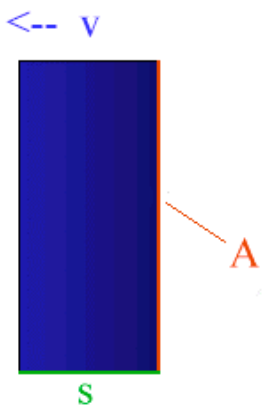


Abb. 6

Wie Abb. 6 zeigt, berechnet man erst wieviel Energie W oder Kraft F gebraucht wird um eine bestimmte Masse (hier Luft) bei einer bestimmten Geschwindigkeit zu bewegen. Da die Formel aber nur angibt wieviel Kraft in einem „freien“ Raum benötigt wird, fehlt nun ein Faktor „K“ der das zu umfließende Objekt charakterisiert. Wenn man nun „s“ kürzt bekommt man bei Verbindung der ½ und K die Resistance Formula:

$$\boxed{R = K \times \rho \times A \times v^2}$$

Der Faktor K wird meist durch Versuche ermittelt, da die Berechnung für einzelne Körper zu komplex ist.

3. Aerodynamik eines Flügelprofils

Nachdem nun die einzelnen Begriffe und Formeln erklärt und hergeleitet wurden, wird nun dieses Wissen auf ein Flügelprofil angewandt.

3.1 Luftströmung über ein Flügelprofil

Die Luftströmung über eine Tragfläche ist natürlich das wichtigste Thema, ohne dies würde ein Flugzeug nicht fliegen. Deshalb ist es auch sehr komplex. In den folgenden Unterpunkten wird auf die wichtigsten Verhalten bei „normalen“ Situationen, wie auch bei „extremen“, eingegangen. Das Strömungsverhalten der Luft ist einer der Punkte zu denen es selten „Formeln“ gibt. Man hat dieses Verhalten größtenteils durch Versuche herausgefunden.

3.1.1 Luftströmung im Einflussbereich des Flügelprofils

In Abb. 7 erkennt man verschieden Verhalten der Luft wenn sie über die Tragfläche strömt. Das Entscheidende ist, dass die Luft beim fließen **über der Tragfläche beschleunigt** wird und **unter der Tragfläche verlangsamt**. Daraus entwickelt sich der Auftrieb. In Punkt 3.2 wird darauf noch genauer eingegangen. Warum fließt aber die Luft an der Oberseite schneller? – Man erkennt anhand der Abbildung, dass die Strömung oberhalb der Tragfläche „enger“ ist. Durch diese „Enge“ wird die Luft, wie bei einem Flaschenhals, schneller, da mehr Luft, wegen der höheren Dichte, in der gleichen Zeit, den gleichen Weg zurücklegen muss.

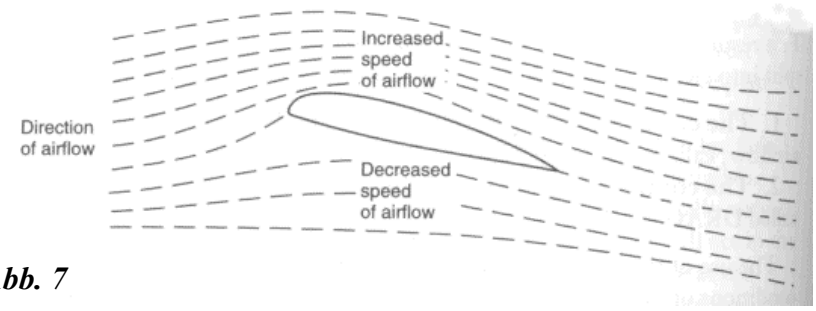


Abb. 7

Andere Verhalten die interessant sind, sind zum Beispiel, dass sich der obere Luftstrom nicht direkt an der LE trennt, sondern schon vorher eine „Aufwärtsbewegung“ macht. Der untere Luftstrom trennt sich sogar erst hinter der LE von der Anströmrichtung.

Nachdem die Luft über den Flügel geströmt, ist erkennt man auch eine Strömung nach unten.[2]

[2] A.C. Kermode; Mechanics of Flight; Seite 72-73

3.1.2 Luftströmung direkt an der Oberfläche des Flügels

Man kann sich vorstellen, dass während die Luft über und unter dem Flügel fliehst der Fluss auf irgendeine Weise von der Oberfläche beeinflusst wird. Der Effekt besteht hauptsächlich darin, dass durch die Oberfläche ein gewisser **Widerstand (skin friction)** erzeugt wird. Dieser verlangsamt die Luft desto näher man an die Oberfläche kommt. Der Grund warum die Geschwindigkeit nur langsam abnimmt desto näher man kommt ist, dass die oberen Luftschichten nicht direkt durch die Oberfläche beeinflusst werden, sondern von ihrer darunterliegenden Luftströmung. Diese wurde wieder durch die darunter liegende beeinflusst. Dies wird dann bis zur Oberfläche und damit den letzten Luftstrom fortgesetzt (Abb.8 (a)). Der Bereich zwischen der Oberfläche und dem Abstand wo die Luft unbeeinflusst von diesem Effekt ist, nennt man **„Boundary Layer“** (**Grenzschicht**).

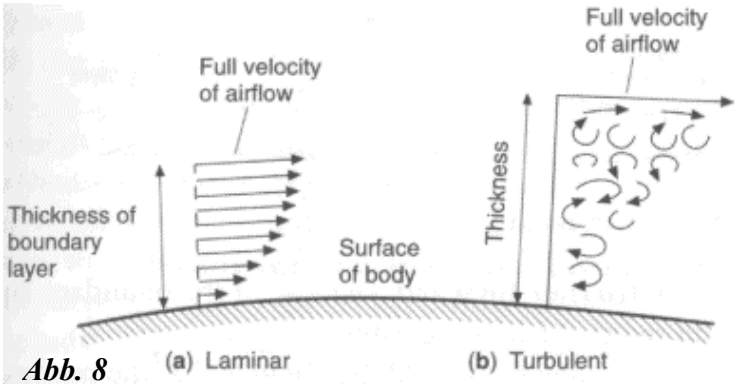


Abb. 8

In dieser Grenzschicht spielt sich auch noch eine weitere Sache ab. Dort kann die Luftströmung **laminar** (glatt, weich) oder **turbulent** sein (Abb. 8). Der Übergang von laminar zu turbulent wird als „**transition point**“ bezeichnet. Dieser „wandert“ immer weiter nach vorne desto schnell die Luftströmung ist. Man kann dies gut selbst probieren, indem man einen flachen Gegenstand, aber am besten mit Wölbung, einmal langsam und einmal schnell, mit einem leichten Winkel zur Bewegungsrichtung, durch das Wasser bewegt. Wenn die Geschwindigkeit langsam ist sieht man keine „Verwirbelung“, wenn sie aber hoch ist bemerkt man Verwirbelungen, die auch, desto schneller man den Gegenstand bewegt, weiter nach vorne wandern.

3.1.3 Strömungsabriss

Dieses Wort hat der Ein oder Andere möglicherweise schon gehört, aber was ist der Strömungsabriss (in Englisch „stall“) genau und wann passiert er?

Es gibt einen Sachverhalt der möglicherweise verblüffend ist, der Stall ist nicht direkt abhängig von der Geschwindigkeit! Normalerweise vermutet man, dass der Stall bei niedrigen Geschwindigkeiten auftritt.

Wenn man den deutschen Ausdruck genau betrachtet heißt es, dass die Strömung abreißt. Dort würde der Widerspruch auftauchen, bei langsamer Geschwindigkeit müsste die Luftströmung ehr besonders gut anliegen (wie man schon in den kleinen „Versuch“ von 3.1.2 sehen konnte) und nicht „abreißen“. Der Strömungsabriss tritt daher bei bestimmten Angle of Attack auf, der um 15° liegt. [3]

In Abb. 9 erkennt man wie die Verwirbelungen auf der Oberseite des Flügels „auftauchen“. Diese sind vergleichbar mit denen einer Platte, die senkrecht in einen Luftstrom gehalten wird. Daraus kann man auch ableiten, dass die Form des Flügels bei dem AoA des Stalls keine große Rolle spielt. Auf der oft unterschiedlichen oberen Seite des Flügels gibt es keine laminare Strömung mehr und die untere Fläche die „in den Wind“ steht ist bei 15° fast bei jedem Flügelprofil gleich.

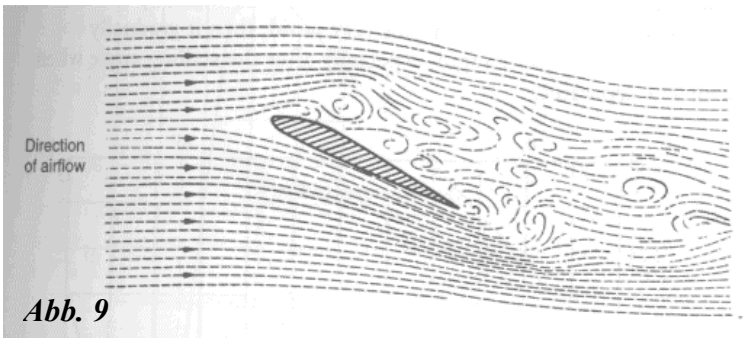


Abb. 9

3.2 Luftdruck und Kräfte

In diesem Abschnitt werden nun die Auswirkungen der in 3.1 besprochenen Luftströmung erläutert.

3.2.1 Änderung des Luftdrucks und Druckverteilung

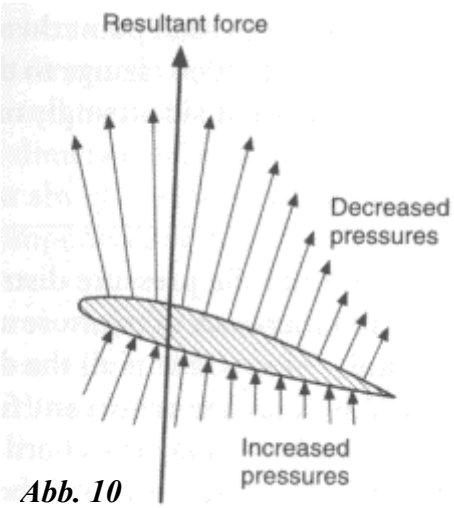


Abb. 10

In 3.1.1 wurde schon angesprochen, dass die Luft auf der Oberseite schneller fließt. Dies hat auch einen Effekt auf den statischen Luftdruck. Bernoullis Gleichung verdeutlicht dies:

$$p + \frac{1}{2}\rho \times v^2 = c$$

Dadurch das immer eine Konstante als Ergebnis raus kommen muss, und die Dichte und Geschwindigkeit auf der Oberseite steigt, muss der statische Druck p kleiner werden.

[3] A.C. Kermode; Mechanics of Flight; Seite 86

Auf der Unterseite passiert genau das Gegenteil, die Geschwindigkeit ist geringer und die Dichte auch (siehe dazu auch Abb. 7). Somit steigt der statische Druck.

An dieser Stelle kann man wieder das Floß als „Vorbild“ nehmen. Es schwimmt, weil das Wasser stärker nach Oben drückt als die Luft nach Unten. Bei der Tragfläche ist es ähnlich, da auf der Unterseite ein höhere Druck herrscht wird die Tragfläche nach Oben gedrückt, und durch den geringen Druck auf der Oberseite auch nach oben „gezogen“, oder deutlicher gesagt „gesaugt“. Wie Abb. 10 zeigt, ist die Druckabnahme auf der Oberseite höher als die Druckzunahme auf der Unterseite.

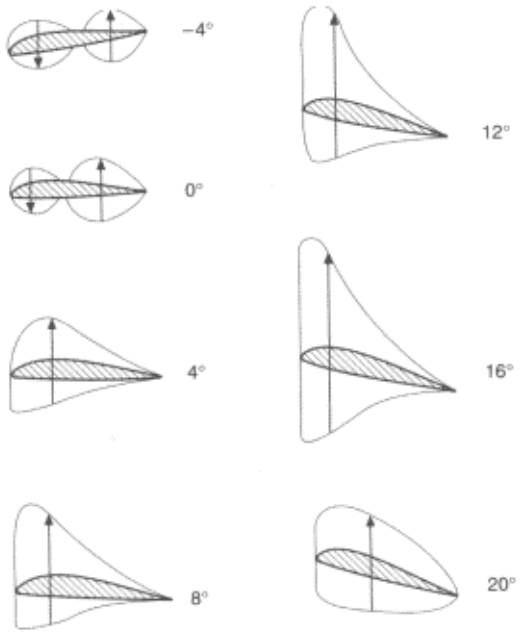


Abb. 11

Ebenfalls in Abb. 10 erkennt man die „Resultant Force“, die resultierende Kraft, der wirkenden Drücke. Der Schnittpunkt dieser Kraft mit der Chord-Line nennt man **„centre of pressure“**.

Bei verschiedene Anstellwinkeln ist auch die Druck- und damit Kraftverteilung unterschiedlich aber auch die Position des „centre of pressure“, wie Abb. 11 veranschaulicht. Aus den resultierenden Kräften die dort eingezeichnet sind, kann man sich schon ein Bild machen, welcher der ideale AoA, für den höchsten Auftrieb, ist.

3.2.2 Kräfte an einem Flügelprofil

Aus zwei verschiedene Kräften wird die gesamte resultierende Kraft ermittelt. Es sind der **Auftrieb (Lift)** und der **Luftwiderstand (Drag)**.

Auf den Auftrieb wurde ja schon in 3.2.1 ausführlich eingegangen, aber was ist mit dem Drag?

Der Luftwiderstand besteht aus vielen Einzelkomponenten, darunter sind „skin friction“, der Widerstand des Flügels als ein Objekt (siehe dazu: Herleitung der „Resistance Formula“) und die turbulente Luftströmung. Hauptkomponente ist aber der Luftwiderstand des Flügels selber. Die anderen Komponenten kann man vernachlässigen.

Nun muss den Lift und Drag nur noch eine Richtung zugeordnet werden. - Der Lift wirkt senkrecht und der Drag parallel zur Luftströmung (Abb. 12). Aus diesen beiden Kräften lässt sich nun auch eine resultierende Kraft (hier: „Net force“) ermitteln, die ebenfalls in Abb. 12 eingezeichnet ist. Die resultierende Kraft wirkt an der Stelle des „centre of pressure“.

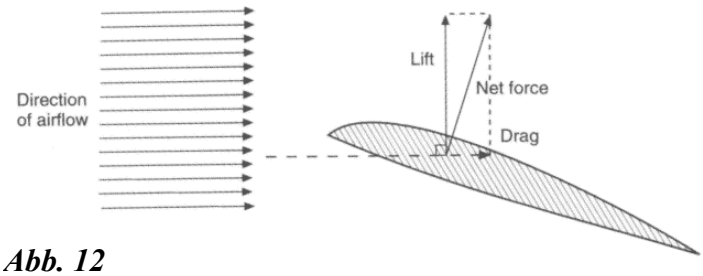


Abb. 12

Anhand des Abb. 12 erkennt man auch, dass diese resultierende Kraft weder senkrecht zum chord noch senkrecht zur Strömung steht. Sie wirkt aber nach „hinten“, kann in anderen Fällen aber auch nach „vorne“ wirken. Was bedeutet dies nun? – Durch diese Kraft nach hinten (oder vorne), wird auch die Tragfläche nach hinten (o. vorne) „gedrückt“. Auf die Tragfläche wirkt somit ein bestimmtes „Moment“. Dieses Moment nennt man „Pitching Moment“ (Drehmoment). Das Moment wird bekanntermaßen mit F * s berechnet. F ist hierbei die resultierende Kraft und s ist die Chord-Länge, in Metern. Um dieses Moment ständig auszugleichen, um einen „Level-Flight“ (Flug ohne Höhenänderung) zu ermöglichen, wurde ein Trimmruder an dem Höhenleitwerk befestigt. Er wird bei jeder Geschwindigkeitsänderung angepasst, da sich dabei der centre of pressure verschiebt und somit das Moment sich verändert.

4. Berechnung von Lift, Drag und Pitching Moment und Graphen

Bis jetzt wurden die Kräfte nur beschrieben, jetzt sollen sie auch ausgerechnet werden.

4.1 Herleitung der Formeln für Lift, Drag und Pitching Moment

Um den Lift (Auftrieb), Drag (Widerstand) und den Pitching Moment (Drehmoment) auszurechnen, muss Bernoullis (vereinfachte) Gleichung und die Resistance Formula „zusammengesetzt“ werden.

Dies besteht daraus, dass der Druck „$\rho * v^2$“ der Resistance Formula durch den Dynamischen Druck „$\frac{1}{2} * \rho * v^2$“ aus Bernoullis Gleichung ersetzt wird. Dies geschieht, da die „Konzeption des Dynamischen Drucks“ [4] sehr wichtig ist. Somit sieht die Formel wie folgt aus:

$$R = 2K \times \frac{1}{2} \times \rho \times v^2 \times A$$

[4] A.C. Kermode; Mechanics of Flight; Seite 61

$$R = 2K \times \frac{1}{2} \times \rho \times v^2 \times A$$

„2K“ kann man nun durch die Konstante C ersetzten. Damit kann man die drei Formeln für Lift, Drag und Pitching Moment formulieren:

$$D = C_D \times \frac{1}{2} \times \rho \times v^2 \times A$$

Das „D“ steht für „Drag“ und die Konstante C mit dem Index „D“ ist der Drag Koeffizient.

$$L = C_L \times \frac{1}{2} \times \rho \times v^2 \times A$$

Das „L“ steht für „Lift“ und die Konstante C mit dem Index „L“ ist der Lift Koeffizient.

$$PitchingMoment = C_M \times \frac{1}{2} \times \rho \times v^2 \times A \times s$$

Die Konstante C mit dem Index „M“ ist der „Pitching Moment“ Koeffizient. Zusätzlich kommt noch die Länge des chords in Form von „s“ hinzu, da es sich hier um ein Moment handelt.

Alle Koeffizienten ändert sich je nach Form des Flügels und nach dem Angle of Attack. Die anderen Variablen sind: A die Fläche des Flügels (chord * Spannweite); ρ die Dichte der Luft; v die Geschwindigkeit. Anders als man vermuten könnte, soll sich die Fläche **nicht** an den Anstellwinkel anpassen, um die theoretische Fläche zu errechnen, die senkrecht zur Luftströmung steht. Dies wird so gehandhabt, da die wichtigste Kraft, der Auftrieb, senkrecht zur Luftströmung steht und somit auch fast immer senkrecht zur Fläche.[5]

4.2 Die Graphen von Lift und Drag

Wie schon in 4.1 erwähnt, ist der Lift und Drag Koeffizient von dem Anstellwinkel und der Form des Flügels abhängig, deshalb wird der AoA auf der x-Achse liegen und der Koeffizient auf der y-Achse . Für die folgenden Beispiele wird der katalogisierte Flügel „NACA 4412“ benutzt. Die einzelnen Werte sind im Anhang in verschiednen Tabellen zusammengefasst, ein Bild des Flügelprofils ist auch dort zu finden.

[5] A.C. Kermode; Mechanics of Flight; Seite 83

4.2.1 Graph des Drag Koeffizienten

Wie man an den „Drag coefficient“ Graphen erkennt (Abb. 13), steigt er vor und nach ca. 0° AoA an. Mit der Drag Formel im Hinterkopf folgt daraus, dass der Luftwiderstand, wie erwartet, ansteigt je mehr Fläche senkrecht zur Luftströmung steht. Auch sieht man, dass die Kurve nie die x-Achse berührt. Dies liegt natürlich daran, dass der Flügel immer Luftwiederstand erzeugt.

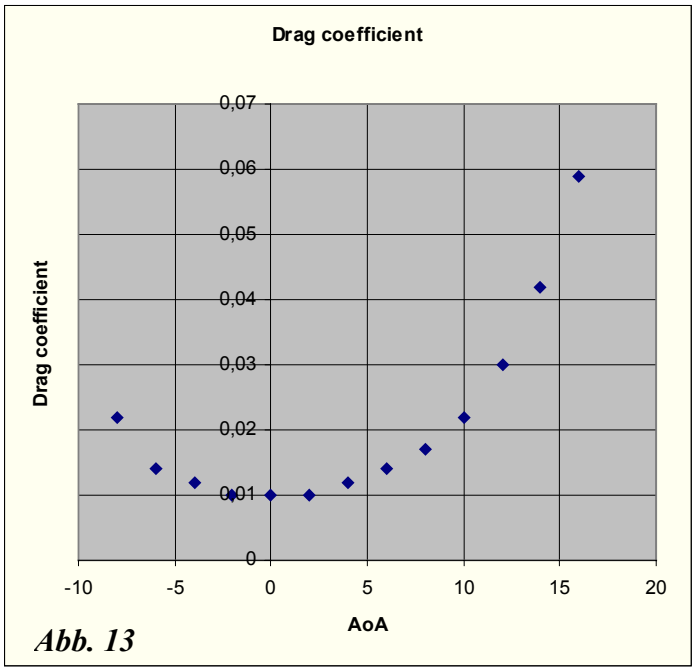


Abb. 13

4.2.2 Graph des Lift Koeffizienten

Bei den „Lift coefficient“ Graphen (Abb. 14) fallen mehrere Dinge auf. Einmal das er in den negativen Bereich runter geht und das er bei ca. 13° AoA ein Maximum hat und anschließend abfällt. Was hat dies nun zu bedeuten?

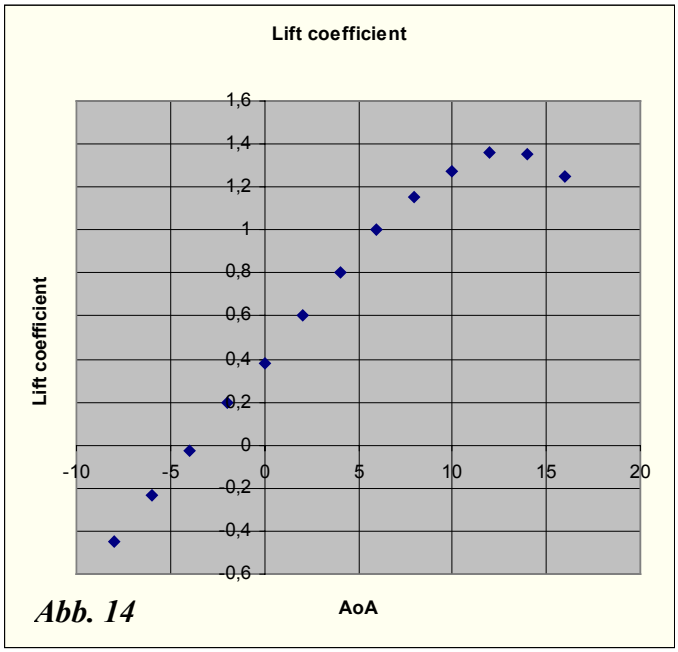


Abb. 14

Wenn der Lift Koeffizient negativ wird heißt das nichts anderes als, dass der Auftrieb negativ wird. Somit wird die Tragfläche nach unten „gedrückt“. Der Schnittpunkt mit der x-Achse gibt zusätzlich den Angle of Attack an, bei dem der Auftrieb 0 ist (hier ca. –4°).

Die Ursache des Abfalls, nach dem Maximum, des Graphen ist schon bekannt. Es ist der Stall, der Strömungsabriss. Wie in 3.1.3 schon beschrieben ist er meist um 15° und hier ungefähr 12°. Man erkennt an den relativ langsamen Abfall des Graphen aber auch,

dass der Auftrieb nicht „zusammenbricht“. Bei extremen Manövern, wie beim Start eines Flugzeugs, wird dies auch ausgenutzt. Der AoA ist dann bis zu 20° groß, um schnell an Höhe zu gewinnen. Den Stall den man geläufig „kennt“ tritt dann auf, wenn der Auftrieb kleiner ist als das Gewicht des Flugzeuges.

4.2.3 Graph des Lift - Drag Ratio

Der Graph des „Lift-Drag Ratio“ (Abb. 15) ist auch sehr interessant. Er zeigt das Verhältnis vom Auftrieb pro Widerstand, in Abhängigkeit des Angle of Attack an. Man kann sich gut vorstellen welchen Zweck der Graph hat. Er soll den „optimalen“ AoA zeigen. Durch das Verhältnis ist der optimale Anstellwinkel beim maximalen Lift/Drag Wert. In unserem Beispiel beträgt der Winkel ca. 6°.

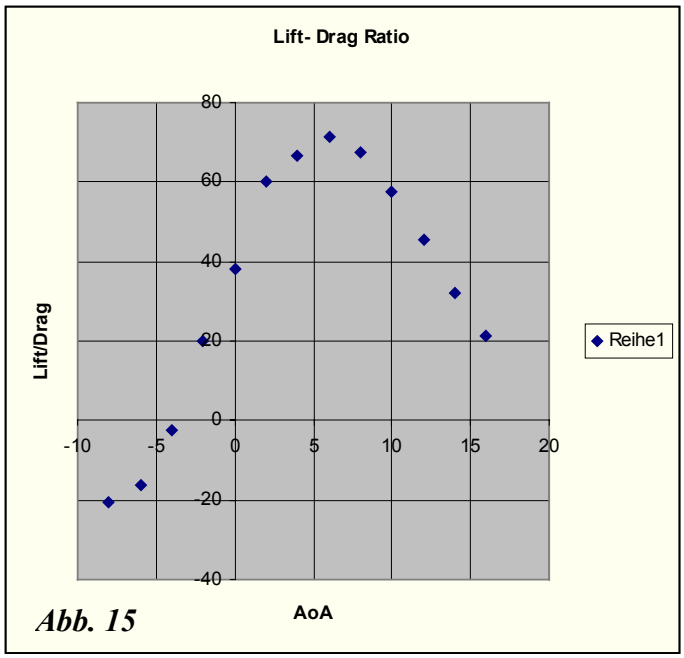


Abb. 15

5. Testreihe zum ermitteln vom Drag Koeffizienten eines Flügelprofils

Da die meisten Erkenntnisse in der Luftfahrt und Aerodynamik auf Versuche beruhen, wollte ich auch ein kleines Experiment machen. Ziel war es den Luftwiderstand bei verschiedenen Geschwindigkeiten und Anstellwinkeln zu messen und daraus den Drag Koeffizienten zu ermitteln.

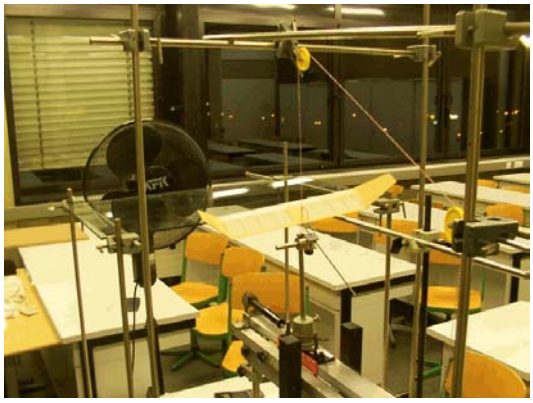


Abb. 16

5.1 Versuchsaufbau und Beschreibung

Um den Versuch durchzuführen habe ich eine „Luftkissen“ - Schiene benutzt, auf dessen Wagen ein Modellflügel aus Holz befestigt war. Der Wagen war an einer Federwaage befestigt um die Kraft zu messen die auf den Flügel wirkt. Der Luftstrom wurde durch einen einfachen Ventilator erzeugt. Da diese Luft verwirbelt war, habe ich

zwischen den Ventilator und dem Flügel eine (Glas-)Platte in Strömungsrichtung befestigt (Abb. 16).

Nun habe ich die Strömungsgeschwindigkeit durch eine senkrecht zu ihr befestigten Platte ermittelt. Dazu habe ich die Drag Formel benutzt. Der Drag Koeffizient (Abk.: Cd) beträgt bei einer flachen Platte senkrecht zur Luftströmung ungefähr 1.2. [6]

5.2 Versuchs Ergebnis und Fehlersuche

Das Ergebnis ist nicht so wie ich es mir erhofft habe. An den Graphen (Abb. 17) erkennt man zwar, dass die Kurven stetig steigen, was auch bei normalen Platten so sein wird, aber theoretisch müssten die Cd – Werte bei den einzelnen AoA ungefähr gleich sein.

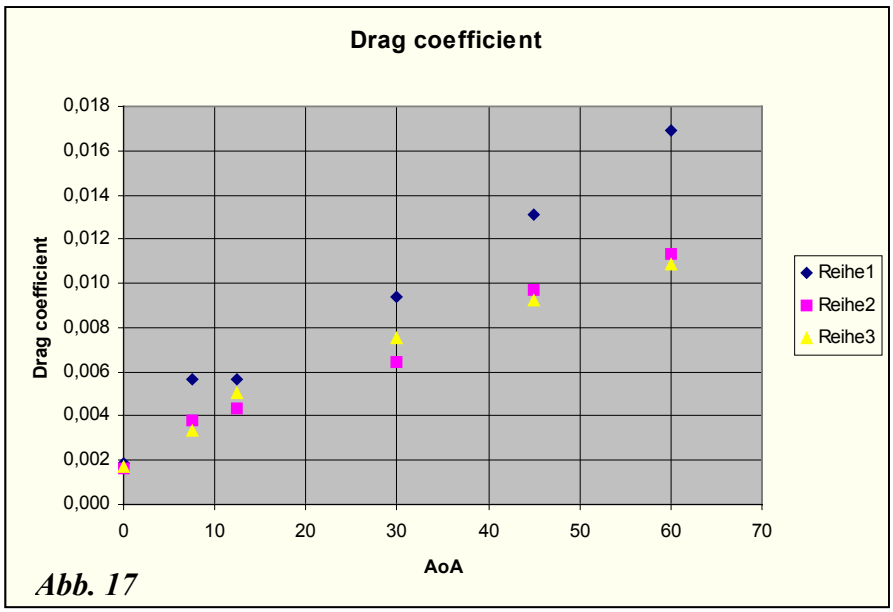


Abb. 17

Die teilweise stark abweichenden Cd – Werte müssen deshalb aus Messfehlern und anderen Einflüssen resultieren.

Das größte Problem wird dabei der Luftstrom gewesen sein. Da die Geschwindigkeit zu gering war, konnte keine differenzierte Kraft-Messung durchgeführt werden. Die Kraftwerte sind zu nah aneinander. Zusätzlich kommt hinzu, dass trotz der Platte der Luftstrom noch immer stark verwirbelt war. Dies lässt den Flügel zu stark hin und her schwingen.

Die genauen Zahlen sind im Anhang zusammengefasst.

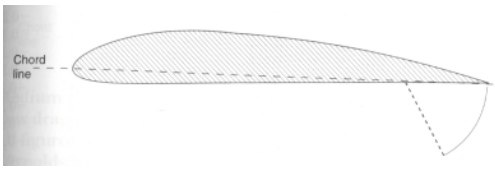
	Geschwindigkeit in m/s
Reihe 1	1,243
Reihe 2	1,64
Reihe 3	1,862

[6] A.C. Kermode; Mechanics of Flight; Seite 62

6. Schlusswort

Wie schon in der Einleitung erwähnt, kann man nicht den kompletten Bereich dieses komplexen Themas in einer Facharbeit zusammenfassen. Deshalb habe ich mich bewusst auf die elementaren Punkte der Aerodynamik eines Flügelprofils beschränkt. Es gibt noch weitere Bereiche die in eine größeren Facharbeit eingebracht werden könnten. Darunter währen zum Beispiel die Optimierung eines Flügelprofils, die Wirbelschleppen (Luftverwirbelungen hinter der Tragfläche; engl.: trailing vortices) oder der Einfluss von Landeklappen. Auch müsste man professionelle Mittel, wie Windkanal, zur Verfügung haben, um durch eigene Tests die Aerodynamik eines Flügels selbst zu ertesten und zu erfahren. Dadurch könnte man auch beschreieben wie die Angehensweise ist um z.B. die Druckverteilung zu messen. Für diese Facharbeit musste ich somit die, von Anderen ertesteten, Resultate übernehmen.

Somit denke ich, dass die Facharbeit, im Rahmen meiner Möglichkeiten, einen groben und guten Einblick zum „aerodynamischen Verhalten von Flügelprofilen bei Unterschallgeschwindigkeit" verschaffen konnte.



Anhang:

Daten zum Flügelprofil NACA 4412

(aus „Mechanics of Flight“; Seite 453):

Angle of Attack	Lift coefficient	Drag coefficient	Lift/Drag
-8	-0,45	0,022	-20,455
-6	-0,23	0,014	-16,429
-4	-0,03	0,012	-2,500
-2	0,2	0,01	20,000
0	0,38	0,01	38,000
2	0,6	0,01	60,000
4	0,8	0,012	66,667
6	1	0,014	71,429
8	1,15	0,017	67,647
10	1,27	0,022	57,727
12	1,36	0,03	45,333
14	1,35	0,042	32,143
16	1,25	0,059	21,186

Daten zur eigenen Messreihe:

Angle of Attack	V in m/s	Drag in N	Drag coefficient	Durchschnitt pro AoA
0	1,243	0,000049050	0,0018786534	
0	1,64	0,000073575	0,0016187974	0,0017239507
0	1,862	0,000098100	0,0016744014	
7,5	1,243	0,000147150	0,0056359603	
7,5	1,64	0,000171675	0,0037771939	0,004253986
7,5	1,862	0,000196200	0,0033488027	
12,5	1,243	0,000147150	0,0056359603	
12,5	1,64	0,000196200	0,0043167930	0,004991986
12,5	1,862	0,000294300	0,0050232041	
30	1,243	0,000245250	0,0093932672	
30	1,64	0,000294300	0,0064751895	0,007801088
30	1,862	0,000441450	0,0075348062	
45	1,243	0,000343350	0,0131505740	
45	1,64	0,000441450	0,0097127842	0,010690855
45	1,862	0,000539550	0,0092092075	
60	1,243	0,000441450	0,0169078809	
60	1,64	0,000515025	0,0113315816	0,013041024
60	1,862	0,000637650	0,0108836089	

<u>Quellenangabe:</u>

Bücher:

Kermode, A. C.
Mechanics of Flight
10th Edition
Essex, England 1972[10]

Albring, W.
Angewandte Strömungslehre
Dresden 1961[4]

Hünecke K.
Die Technik des modernen Verkehrsflugzeuges
Stuttgart 2000[2]

Bilder:

Aus „Mechanics of Flight“:
Abb. 1;3;7;8;9;10;11;12

Aus „Angewandte Strömungslehre“:
Abb. 4;5

Aus „Die Technik des modernen Verkehrsflugzeuges“
Abb. 2

Selbsterstellte Bilder:
Beide Bilder auf dem Deckblatt
Abb. 6;13;14;15;16;17

Erklärung

Hiermit erkläre ich, dass ich die vorliegende Arbeit selbständig und ohne fremde Hilfe verfasst und keine anderen als die im Literaturverzeichnis angegebenen Hilfsmittel verwendet habe.

Insbesondere versichere ich, dass ich alle wörtlichen und sinngemäßen Übernahmen aus anderen Werken als solche kenntlich gemacht habe.

Ort, Datum Unterschrift