



SS/WS 20.11.../...12..

Praktikum: (P1/P2) (Mo/Di/Mi/Do) Gruppe-Nr: 20...

Name: Netzer ..... Vorname: Felix .....

Name: Köhler ..... Vorname: Gregor .....

Versuch: 24, 26, 28 ..... (mit/ohne) Fehlerrechnung

Betreuer: Jan Fischer ..... Durchgeführt am: 24.11.2011

Abgabe am: 01.12.2011 .....

Rückgabe am: .....

Begründung:

2. Abgabe am: .....

Ergebnis: (+ / 0 / -)

Fehlerrechnung: ja / nein

Datum: 08.12.2011 .....

Handzeichen: .....

Bemerkungen:

sehr, sehr gutes Protokoll!



**Aufgabe 2:** Messaufbau: Düse 10cm Ø, Laufstrecke, Messwagen, Testkörper, Sektorkraftmesser.

**2.1.** Rücktrieb und Stirnfläche: Messen Sie bei konstanter Strömungsgeschwindigkeit (Pot. bei ~8 Skt) den Strömungswiderstand der drei Kreisscheiben sowie den des Haltestiels. Korrigieren Sie die Werte und setzen Sie diese zu den jeweiligen Flächen ins Verhältnis. Welche Folgerungen können Sie aus dieser Messung ziehen?

**2.2.** Rücktrieb und Strömungsgeschwindigkeit: Messen Sie bei zwei Kreisscheiben den Strömungswiderstand in Abhängigkeit von der Windgeschwindigkeit (Staudruck  $p_d$ ). Tragen Sie den Widerstand über dem Staudruck auf und schließen Sie auf die Form der Abhängigkeit.

**2.3.** Rücktrieb und Körperform: Messen Sie bei konstanter Drehzahl den Strömungswiderstand der rotationssymmetrischen Widerstandskörper (Kugel, Halbkugel, Stromlinienkörper glatt) in beiden Richtungen. Stellen Sie nun die Widerstandsformel zusammen und bestimmen Sie die Widerstandsbeiwerte  $c_w$  der Widerstandskörper. Diskutieren Sie das Ergebnis und vergleichen Sie mit Tabellenwerten.

**2.4.** Bestimmen Sie den  $c_w$  Wert eines Modellautos. Sie können auch ein eigenes Modell mitbringen (Die Stellfläche ist ungefähr  $8 \times 10 \text{ cm}^2$  groß).

**Aufgabe 3:** Nachdem die Faktoren bekannt sind, die den schädlichen Widerstand beeinflussen, wenden Sie sich dem Aufbau und der Wirkungsweise eines Tragflügels zu. Installieren Sie die Auftriebswaage und den Treibflügel gemäß der Gebrauchsanweisung.

**3.1.** Messen Sie bei konstanter Windgeschwindigkeit den Auftrieb und den Strömungswiderstand in Abhängigkeit vom Anstellwinkel  $\alpha$  ( $\Delta\alpha = 5^\circ$ ;  $-20^\circ \leq \alpha \leq 20^\circ$ ). Tragen Sie den Widerstand sowie den Auftrieb über dem Anstellwinkel auf und außerdem die Auftriebswerte über dem Widerstand (Polarendiagramm). Bestimmen Sie aus dem Polarendiagramm die günstigste Gleitzahl. Diskutieren Sie die Bedeutung dieser Größe. Was sollte zur Verbesserung der Flugeigenschaften unternommen werden?

**3.2.** Messen Sie bei konstanter Windgeschwindigkeit den Druck an den Meßstellen des Tragflächenmodells in Abhängigkeit vom Anstellwinkel  $\alpha$ . Zeichnen Sie der Anschaulichkeit wegen in Querschnittsskizzen der Tragfläche bei einigen Anstellwinkeln die 'Druckvektoren' an den Meßstellen ein. Der Druck ist eine skalare Größe; welche Richtung ist gemeint? Schließen Sie auf den Auftrieb. Erklären Sie mit Hilfe der Ergebnisse aus Aufgabe 3.1. und 3.2. die Wirkungsweise einer Tragfläche.

#### **Literatur:**

Bergmann-Schäfer: *Experimentalphysik, Bd.1*, 9.Aufl., Kap.6

Bohl,W.: *Technische Strömungslehre* (Abschnitte Grundbegriffe, Umströmung von Körpern, Tragflügel, Geschwindigkeitsmessung, Tafeln Widerstandsziffern. Tafel Polaren eines Tragflügels)

K.Heidemann (Fa.PHYWE): *Weshalb Ballone, Drachen und Flugzeuge fliegen können* (für Schulunterricht und Schulpraktika gedacht)

PHYWE-Hochschulpraktikum Physik: *Auftrieb und Strömungswiderstand*

Thomas,F.: *Segelflug und Segelflugzeuge*, Spektrum der Wissenschaft, Juli 1985

#### **Zubehör:**

Winderzeuger mit stufenloser Drehzahleinstellung, maximale Drehzahl 2550 U/min (siehe Abbildung 2), Einlaufzeit Motor ca. 3 min., Einstellzeit bei Drehzahländerung ca. 30 sec.

Düse zum Aufstecken (Ø 100 mm) mit anschraubbarer Messstrecke (Länge 500 mm) für passenden Messwagen

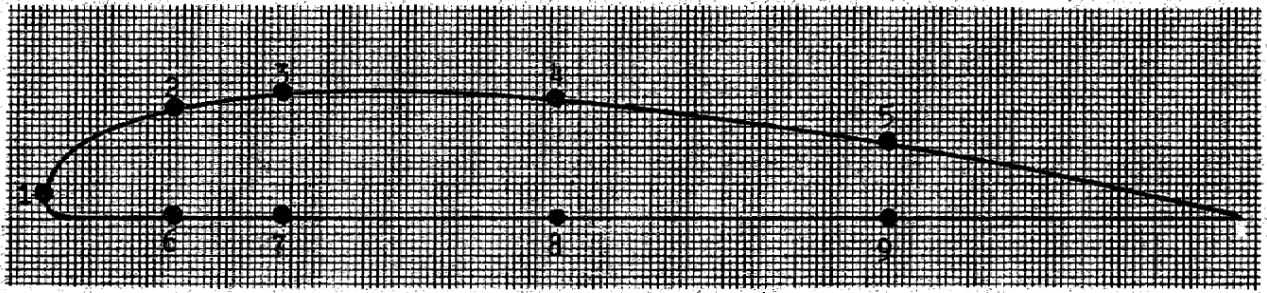
Sektor-Kraftmesser 0,6 N und Auftriebswaage aufsteckbar auf den Messwaagen

Feinmanometer (mit gefärbter Petroleumfüllung, 0 bis 310 Pa und Skala zum Ablesen der Windgeschwindigkeit, Manometerröhre beidseitig über Schläuche anschließbar); Prandtl'sches Staurohr

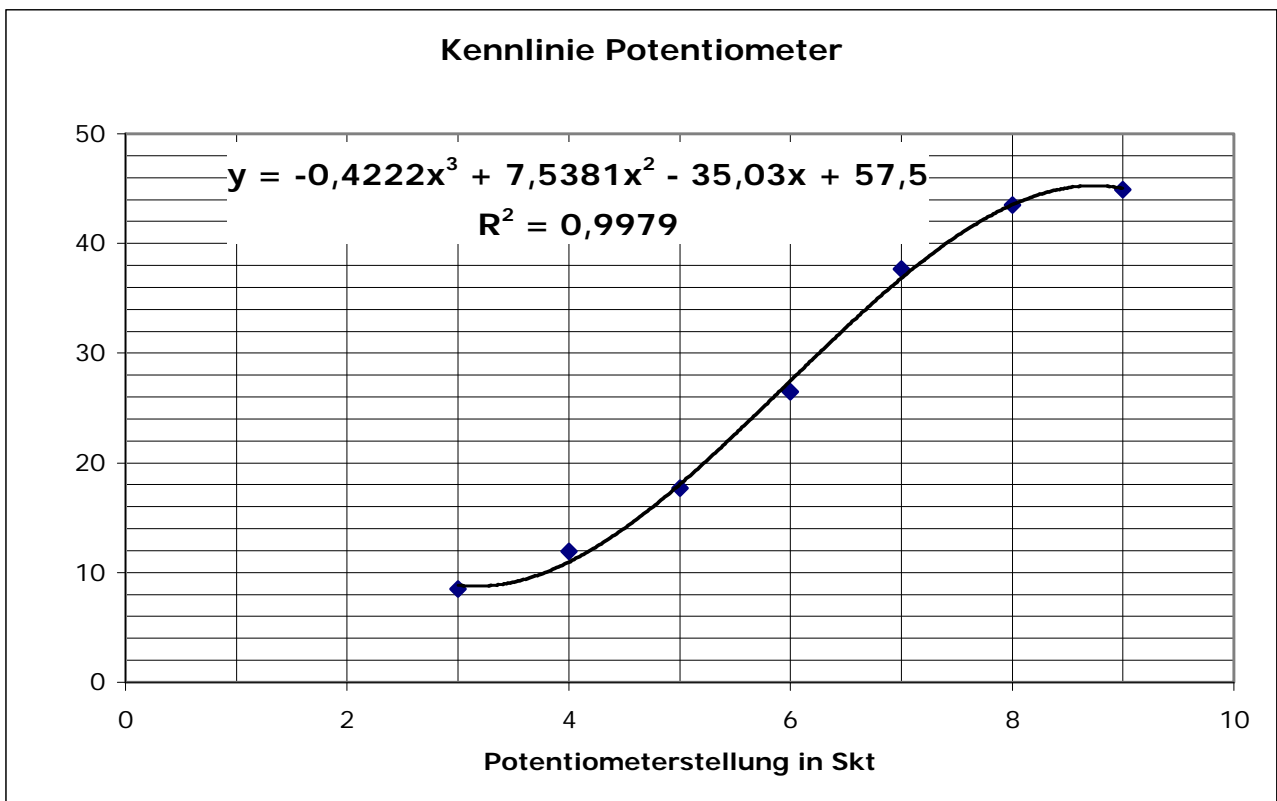
Tragflächenmodell (Skizze unten); Satz Kreisscheiben (Ø 40 mm, 56 mm, 80 mm); Satz Widerstandskörper (Halbkugel, Vollkugel, Stromlinienkörper glatt, grösster Durchmesser jeweils 56 mm)

Stellfläche für Modellauto

Gemeinsam werden benutzt: 10cm-Düse (max. 19cm/s); 5cm-Düse (max. 22cm/s); Venturidüse mit montierten acht U-Rohr-Manometern an den Druck-Messstellen; spezielle Platte mit Distanzstiften und Meßbohrungen zum 'Aerodynamischen Paradoxon'; Scheibensonde; Rohrsonde; Modelldüse (Paar gebogene Leitbleche mit Meßbohrungen), Torsions-Federwaage (Meßbereiche 0.8N und 1.6N).



**Abb. 1:** Lage und Bezeichnung der Druckmeßstellen



**Abb. 2:** Drehzahlregelung des Winderzeugers

Karlsruher Institut für Technologie  
Praktikum der Klassischen Physik I

P1 Versuche 24, 26, 28  
Gruppe DO-20

# Aeromechanik - Vorbereitung

Durchzuführen am 24.11.2011  
Student: Gregor Köhler

# Inhaltsverzeichnis

<b>1 Grundlagen</b>	<b>2</b>
1.1 Kontinuitätsgleichung . . . . .	2
1.2 Bernoulli-Gleichung . . . . .	2
1.3 Druckwiderstandskraft . . . . .	3
1.4 Druckmessinstrumente . . . . .	3
<b>2 Demonstrationsversuche</b>	<b>4</b>
2.1 Scheibensonde bei konstanter Windgeschwindigkeit . . . . .	4
2.2 Scheiben- und Rohrsonde bei variabler Windgeschwindigkeit . . . . .	5
2.3 Venturirohr . . . . .	5
2.4 Aerodynamisches Paradoxon . . . . .	5
<b>3 Aufgaben</b>	<b>6</b>
3.1 Untersuchung des Luftstroms . . . . .	6
3.1.1 Ortsabhängigkeit der Windgeschwindigkeit . . . . .	6
3.1.2 Spannungsabhängigkeit der Windgeschwindigkeit . . . . .	7
3.2 Strömungswiderstand . . . . .	7
3.2.1 Rücktrieb und Stirnfläche . . . . .	7
3.2.2 Rücktrieb und Strömungsgeschwindigkeit . . . . .	8
3.2.3 Rücktrieb und Körperform, Oberflächenbeschaffenheit . . . . .	8
3.2.4 $c_W$ -Wert eines Modellautos . . . . .	9
3.3 Untersuchung eines Tragflügels . . . . .	9
3.3.1 Auftrieb und Strömungswiderstand . . . . .	9
3.3.2 Druck . . . . .	10
<b>4 Quellen</b>	<b>11</b>

# 1 Grundlagen

Der Versuch der Aeromechanik beschäftigt sich mit den Eigenschaften von strömenden Medien ( Gasen / Flüssigkeiten ) und den daraus resultierenden Druckverhältnissen. Er soll die Beziehung der einzelnen Größen untereinander aufzeigen und gleichzeitig die Auswirkungen klarmachen, die unterschiedliche Körperformen auf die jeweiligen Kräfteverhältnisse haben.

## 1.1 Kontinuitätsgleichung

Ausgehend von der Tatsache, dass es innerhalb einer räumlich begrenzten Strömung keinen plötzlichen Massenverlust geben kann, lässt sich leicht begründen, dass sich bei der Änderung des Strömungsquerschnitts gleichzeitig auch die Strömungsgeschwindigkeit ändern muss. Somit ist gewährleistet, dass das Strömungsvolumen konstant bleibt. Dies lässt sich in folgender Kontinuitätsgleichung ausdrücken:

$$A_1 \cdot v_1 = A_2 \cdot v_2 \quad (1)$$

Die Strömungsgeschwindigkeit eines Mediums verhält sich damit umgekehrt proportional zur Querschnittsfläche.

## 1.2 Bernoulli-Gleichung

Die Kraft zur Beschleunigung des Mediums an Orten mit geringerem Querschnitt lässt sich auf ein Druckgefälle zurückführen. An Orten mit höherer Geschwindigkeit herrscht ein niedrigerer Druck. Dieser Zusammenhang wird durch die Bernoulli-Gleichung beschrieben ( $\rho \hat{=}$  Dichte des strömenden Mediums, hier Luft):

$$\underbrace{p_0}_{\text{Gesamtdruck}} = \underbrace{p}_{\text{statistischer Druck}} + \underbrace{\frac{1}{2}\rho v^2}_{\text{dynamischer Druck}} \quad (2)$$

Hierbei ist noch zu beachten, dass der statische Druck in jede Richtung wirken kann, während der dynamische Staudruck immer nur in Strömungsrichtung wirkt.

Die Bernoulli-Gleichung kann auch nach der Geschwindigkeit aufgelöst ausgedrückt werden:

$$v = \sqrt{\frac{2 \cdot (p_0 - p)}{\rho}} \quad (3)$$

### 1.3 Druckwiderstandskraft

Betrachtet man nun einen Körper innerhalb einer Strömung, so wird klar, dass er eine Rücktreibende Kraft erfährt, welche im Strömungswiderstand begründet ist. Dieser Widerstand steht sowohl zur Strömungsfläche als auch zum Staudruck in direkter Beziehung. Hinzu kommt jedoch noch eine weitere Beziehung, der Strömungswiderstandskoeffizient ( $c_W$ -Wert). Er beschreibt den Einfluss, den Form und Oberflächenbeschaffenheit des umströmten Objektes auf die Kraft haben.


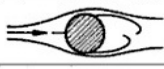


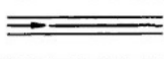
Körper	Widerstand	
	Druck	Reibung
	100%	0%
	90%	10%
	60%	40%
	10%	90%
	0%	100%

Abbildung 1: Strömungswiderstand

Für den Betrag der Druckwiderstandskraft gilt:

$$F_W = p_{dyn} \cdot c_W \cdot A = \frac{1}{2} \rho v^2 \cdot c_W \cdot A \quad (4)$$

### 1.4 Druckmessinstrumente

In den verschiedenen Versuchen werden unterschiedliche Instrumente zur Druckmessung verwendet:

Zur Messung des statischen Drucks wird eine Drucksonde verwendet:

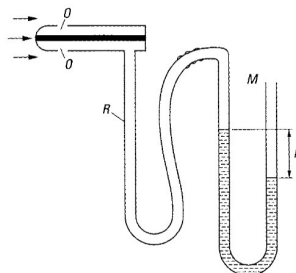


Abbildung 2: Drucksonde



Der Staudruck wird mit dem Prandtl'schen Staurohr gemessen:

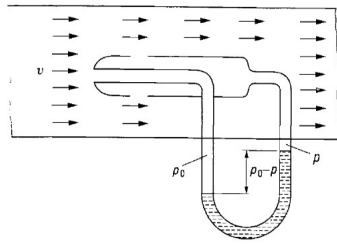


Abbildung 3: Prandtl'sches Staurohr

Zur Ermittlung des Gesamtdrucks (Summe von statischem Druck und Staudruck) wird das Pilot-Rohr verwendet:

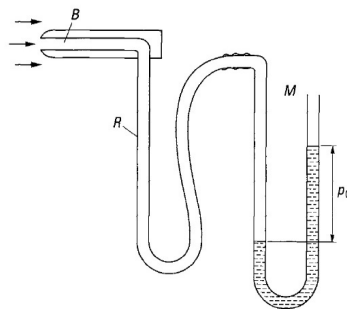


Abbildung 4: Pilot-Rohr

## 2 Demonstrationsversuche

### 2.1 Scheibensonde bei konstanter Windgeschwindigkeit

Zur Messung des Luftdrucks wird eine Scheibensonde in ein von einem Motor erzeugtes Strömungsfeld gehalten. Hält man die Scheibe parallel zur Strömungsrichtung, so wird nur der statische Druck gemessen. Der dynamische, durch die Bewegung der Luft erzeugte Druck wird so nicht erfasst. Hält man sie jedoch senkrecht zur Strömungsrichtung, so wird zusätzlich der dynamische Druck und somit der Gesamtdruck gemessen. Folglich sollte bei der senkrechten Anordnung ein größerer Ausschlag am Manometer erkennbar sein.

## 2.2 Scheiben- und Rohrsonde bei variabler Windgeschwindigkeit

Durch Variation der am Motor angelegten Spannung ändert man die Windgeschwindigkeit. Da der statische Druck unabhängig von der Strömungsgeschwindigkeit ist, sollte sich dieser Wert bei paralleler Sondenausrichtung nicht ändern. Der dynamische Druck hängt jedoch wie man in Gleichung (2) erkennt quadratisch von der Windgeschwindigkeit ab. Somit sollte man bei senkrecht stehender Sonde einen Unterschied verzeichnen.

Für die Rohrsonde erwartet man bei senkrechter Ausrichtung Abweichungen aufgrund von Wirbeleffekten. Die Rohrsonde misst, im Gegensatz zur Scheibensonde, bei paralleler Ausrichtung den Gesamtdruck und bei senkrechter den statischen Druck.

## 2.3 Venturirohr

Nun soll ein Venturirohr in die Strömung gehalten und der Druck in dessen Längsrichtung gemessen werden. Nach der Kontinuitätsgleichung (1) ist das Produkt aus Fläche und Strömungsgeschwindigkeit konstant. Man erwartet deshalb an Stellen mit kleinerem Durchmesser eine höhere Geschwindigkeit und daher einen höheren dynamischen Druck.

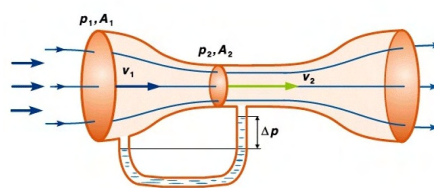


Abbildung 5: Venturirohr

## 2.4 Aerodynamisches Paradoxon

In diesem Versuchsteil soll die Luft an zwei eng aneinanderliegenden Kreisscheiben radial nach außen strömen. Die Druckmessung soll ebenfalls radial erfolgen. Es ist zu erwarten, dass der dynamische Druck nach außen hin abnimmt, während der statische steigt.

Dies liegt daran, dass im Inneren die Fläche zwischen den Scheiben weit kleiner ist als außen, woraus mit der Kontinuitätsgleichung (1) folgt, dass die Geschwindigkeit nach außen hin abnimmt.

Da der dynamische Druck quadratisch von der Geschwindigkeit abhängt (2), nimmt er quadratisch mit dem Radius ab. Als abgeschlossenes System sollte der Gesamtdruck konstant bleiben, was mit (2) einen steigenden statischen Druck bedingt.

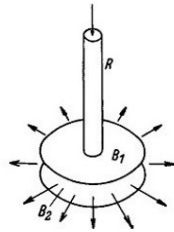


Abbildung 6: Aerodynamisches Paradoxon

Der Effekt, dass sich die zwei Platten durch die hindurchströmende Luft nicht etwa abstoßen, sondern anziehen, wird das „Äerodynamische Paradoxon“ genannt.

Die Anziehung der Platten kommt daher, dass die schnell vorbeifließende Luft einen Unterdruck hervorruft.

## 3 Aufgaben

### 3.1 Untersuchung des Luftstroms

#### 3.1.1 Ortsabhängigkeit der Windgeschwindigkeit

In den folgenden Versuchen ist eine möglichst ortsunabhängige Windgeschwindigkeit wünschenswert. Man misst deshalb für mehrere Abstände vom Düsenrand den dynamischen Druck und überprüft, in welchem Bereich dieser konstant ist. Für die Windgeschwindigkeit gilt:

$$v = \sqrt{\frac{2p_{dyn}}{\rho}} \quad (5)$$

mit der Luftdichte  $\rho \approx 1,299 \frac{kg}{m^3}$  bei  $T = 300K$ .

In Gleichung (5) erkennt man, dass sich die Windgeschwindigkeiten dort am wenigsten ortsabhängig ist, wo der dynamische Druck  $p_{dyn}$  am wenigsten variiert wird. Die hier ermittelte Position wird für den folgenden Versuch wieder verwendet.

### 3.1.2 Spannungsabhängigkeit der Windgeschwindigkeit

An der zuvor ermittelten Position wird nun der dynamische Druck in Abhängigkeit von der Geschwindigkeit gemessen. Dafür werden der stufenlose Drehzahlregler des Motors in Abständen von 1 Skt eingestellt und die verschiedenen Druckwerte notiert (siehe Abbildung 2 der Versuchsbeschreibung). In Gleichung (5) ist die Abhängigkeit der Geschwindigkeit vom dynamischen Druck dargestellt. Unter Verwendung der Bernoulli-Gleichung wird anschließend die Windgeschwindigkeit in Abhängigkeit von der Motordrehzahl bestimmt.

## 3.2 Strömungswiderstand

### 3.2.1 Rücktrieb und Stirnfläche

Nun werden verschiedene Kreisscheiben mit Hilfe eines Haltestils in den Luftstrom gehalten und mit einem Sektorkraftmesser die Druckwiderstandskraft auf drei verschieden große Kreisscheiben gemessen. Der Wert für die Druckwiderstandskraft  $F_W$  muss aufgrund des Haltestiels mit folgender Beziehung korrigiert werden:

$$F_{W,korr} = F_{W,gemessen} - F_{W,Haltestiel} \quad (6)$$

Deshalb messen wir auch  $F_W$  vom Haltestil allein, sodass wir die für die Körper ermittelten Kräfte korrigieren können.

Für  $F_W$  gilt:

$$F = \frac{1}{2} \rho v^2 \cdot c_W \cdot A = p_{dyn} \cdot c_W \cdot A$$

Zur Ermittlung des Widerstandswerts  $c_W$  wird die Kraft  $F$  gemessen.  $p_{dyn}$  ist bekannt, da wir in einem Gebiet messen, dessen dynamischer Druck wir bereits in Aufgabe 3.1.1 ermittelt haben.  $A$  ist abhängig vom jeweiligen Körper, aber auch bekannt.

Wegen Gleichung(4) erwarten wir für die korrigierten Messwerte einen linearen Zusammenhang zwischen der Fläche A der Kreisscheiben und der durch den Luftstrom auf sie wirkenden Kraft F:

$$F_W \sim A$$

### 3.2.2 Rücktrieb und Strömungsgeschwindigkeit

Bei zwei der Scheiben wird nun der Strömungswiderstand  $c_W$  wie oben beschrieben in Abhängigkeit von der Strömungsgeschwindigkeit gemessen. Beide Größen werden übereinander aufgetragen und in einem Diagramm dargestellt. So kann man auf die Art der Abhängigkeit schließen.

Mit den Formeln:

$$F = \frac{1}{2}\rho v^2 \cdot c_W \cdot A \text{ und } v = \sqrt{\frac{2p_{dyn}}{\rho}} \quad (7)$$

lässt sich ein linearer Zusammenhang vermuten:

$$F_W \sim p_{dyn}$$

### 3.2.3 Rücktrieb und Körperform, Oberflächenbeschaffenheit

Wie in den Aufgaben zuvor wird der Strömungswiderstand gemessen. Jetzt aber sollen verschieden geformte Körper betrachtet werden. Bei konstanter Windgeschwindigkeit wird nun die Kraft F notiert, die auf den jeweiligen Körper durch den Luftstrom ausgeübt wird. Da wir  $p_{dyn}$  bereits bestimmt haben, kann man den  $c_W$ -Wert einfach durch Umstellen der Gleichung(4) erhalten:

$$c_W = \frac{F_W}{p_{dyn} \cdot A} \quad (8)$$

Vermutet wird wieder eine lineare Abhängigkeit:

$$F_W \sim c_W$$

Falls nun die  $c_W$ -Werte der verschiedenen Körper mit den Literaturangaben übereinstimmen, haben wir Gleichung(4) experimentell bestätigt.

Folgende Körper werden unter Beachtung ihrer Drehung an die Messposition im Luftstrom gebracht:

- Kugel
- Halbkugel mit runder Stirnfläche nach Vorne
- Halbkugel um 180° gedreht (vergleichbar mit einem Fallschirm)
- Stromlinienkörper glatt, mit großer Stirnfläche nach Vorne
- Stromlinienkörper glatt, mit kleiner Stirnfläche nach Vorne

### 3.2.4 $c_W$ -Wert eines Modellautos

Analog zu Aufgabe 3.2.3 soll nun der  $c_W$ -Wert eines Modellautos oder eines mitgebrachten Modells bestimmt werden.

## 3.3 Untersuchung eines Tragflügels

### 3.3.1 Auftrieb und Strömungswiderstand

In diesem Versuchsteil werden Auftrieb und Strömungswiderstand in Abhängigkeit vom Anstellwinkel  $\alpha$  des Flügels bei konstanter Strömungsgeschwindigkeit gemessen und anschließend über dem Anstellwinkel aufgetragen. Die Messung erfolgt mit einer Auftriebswaage und einem Sektor-Kraftmesser.

Wenn man nun zusätzlich den Auftrieb über dem Widerstand aufträgt, so erhält man das sogenannte Polarendiagramm. Der Quotient  $\epsilon$  aus Widerstand und Auftrieb wird Gleitwert genannt:

$$\epsilon = \frac{F_W}{F_{\text{Auftrieb}}}$$

Dieser Gleitwert lässt sich aus dem Polarendiagramm bestimmen. Er gibt an, wieviel Strecke der Körper in der Zeit zurücklegt, in der er einen Meter Höhe verliert. Will man optimale Flugeigenschaften, so muss man also diesen Gleitwert minimieren. Im Polarendiagramm ist dies die Tangente an das Schaubild, die die größte Steigung aufweist.

Der geringste Höhenverlust sollte bei relativ kleinen Winkeln ( $\alpha \approx 0^\circ$ ) zu beobachten sein.

Eine Verbesserung der Flugeigenschaften ließe sich beispielsweise durch eine größere Wölbung zur Steigerung der Auftriebskraft oder durch die Verwendung einer glatten Oberfläche zur Verringerung des Strömungswiderstands bezwecken.

### 3.3.2 Druck

An den Messstellen des Tragflügels wird nun der Druck gemessen. Der Anstellwinkel wird wieder variiert. Es gilt:

$$P = \frac{|\vec{F}|}{A} \quad (9)$$

Die Kraft wirkt senkrecht auf die Fläche. Folglich steht der „Druckvektor“ also auch senkrecht auf der Oberfläche. Die Vektorpfeile zeigen bei Überdruck in die Tragfläche hinein, bei Unterdruck aus der Tragfläche heraus.

Eine vektorielle Addition aller „Druckvektoren“ zeigt an, ob ein Flugzeug steigt (Summe zeigt nach oben) oder sinkt (Summe zeigt nach unten).

Die Druckmessung erfolgt an den folgenden 9 Stellen der Tragfläche:

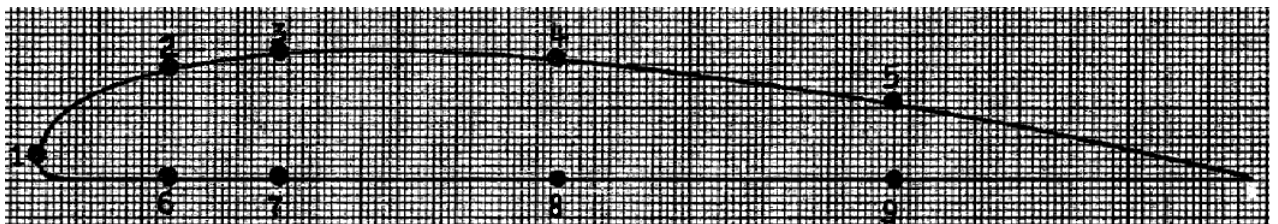


Abbildung 7: Tragfläche

Wir bekommen so für jeden Anstellwinkel neun Druck-Messwerte. Für den Druckverlauf erwarten wir an den Stellen, wo die Luft direkt auf die Tragfläche prallt (z.B. Position 1+2) einen Überdruck und dort, wo die Luft schneller an der Öffnung vorbeistreicht einen Unterdruck.

#### Wirkungsweise eines Tragflügels:

Da der Weg über den Flügel länger ist, als der unter ihm durch, muss die Luft oberhalb des Flügels schneller fließen. Aus der Bernoulligleichung (2) folgt somit, dass der statische Druck unter dem Flügel größer ist als oben, da der Gesamtdruck konstant bleibt. Folglich wird der Flügel nach oben gesogen.

Für einen Steigflug sollte also über der Tragfläche durch die Wölbung ein Unterdruck und unter der Tragfläche durch den Anstellwinkel ein Überdruck herrschen.

## 4 Quellen

**Allgemein: Vorbereitungsmappe, bzw. Online-Literaturmappe:**

<http://cms-ka.fzk.de/praktikum-restricted/Physiker-Literatur/P1/Aeromechanik/Lit-Mappe-Aeromechanik.pdf>

**Abbildung 1: Strömungswiderstand**

<http://upload.wikimedia.org/wikipedia/de/f/f1/WiderstStrömkörper.png>

**Abbildung 2: Drucksonde** <http://cms-ka.fzk.de/praktikum-restricted/Physiker-Literatur/P1/Aeromechanik/Lit-Mappe-Aeromechanik.pdf> - Seite 8

**Abbildung 3: Prandtl'sches Staurohr** <http://cms-ka.fzk.de/praktikum-restricted/Physiker-Literatur/P1/Aeromechanik/Lit-Mappe-Aeromechanik.pdf>  
- Seite 9

**Abbildung 4: Pilot-Rohr** <http://cms-ka.fzk.de/praktikum-restricted/Physiker-Literatur/P1/Aeromechanik/Lit-Mappe-Aeromechanik.pdf>  
- Seite 9

**Abbildung 5: Venturirohr**

[http://sprott.net/science/physik/taschenbuch/daten/bild.3/06\\_0440.gif](http://sprott.net/science/physik/taschenbuch/daten/bild.3/06_0440.gif)

**Abbildung 6: Aerodynamisches Paradoxon**

<http://eeh06.physik.hu-berlin.de/lectures/demos1/demos/img55.gif>

**Abbildung 7: Tragfläche** Versuchsblatt Aeromechanik, Abbildung 1: Lage und Bezeichnung der Druckmessstellen



Karlsruher Institut für Technologie  
Praktikum der Klassischen Physik I

P1 Versuche 24, 26, 28  
Gruppe DO-20

# Vorprotokoll

# Aeromechanik

Durchzuführen am: 24.11.2011  
Name: Felix Metzner

# Inhaltsverzeichnis

<b>1</b>	<b>Theoretische Grundlagen [1]</b>	<b>1</b>
<b>2</b>	<b>Demonstrationsversuche [1]</b>	<b>2</b>
2.1	Die Scheibensonde . . . . .	2
2.2	Die Rohrsonde . . . . .	2
2.3	Das Venturirohr . . . . .	3
2.4	Aerodynamisches Paradoxon . . . . .	3
<b>3</b>	<b>Aufgaben</b>	<b>4</b>
3.1	Vorbereitende Maßnahmen . . . . .	4
3.1.1	Ortsunabhängigkeit der Strömungsgeschwindigkeit . . . . .	4
3.1.2	Beziehung zwischen Drehzahl und Strömungsgeschwindigkeit . . . . .	4
3.2	Kräfte auf einen Testkörper . . . . .	5
3.2.1	Abhängigkeit von der Stirnfläche . . . . .	5
3.2.2	Abhängigkeit von der Strömungsgeschwindigkeit . . . . .	5
3.2.3	Der Widerstandsbeiwert . . . . .	6
3.2.4	Das Modell . . . . .	6
3.3	Der Tragflügel . . . . .	6
3.3.1	Auftrieb und Strömungswiderstand . . . . .	6
3.3.2	Der Druck an einem Tragflügel . . . . .	7

# 1 Theoretische Grundlagen [1]

In der Aeromechanik wird das Verhalten von Körpern in strömenden Flüssigkeiten bzw. Gasen untersucht. Im Idealfall sind diese Strömungen wirbelfrei, in der Realität jedoch sind Verwirbelungen nicht zu vermeiden. Sie entstehen z.B. durch Reibung an der Oberfläche des umströmten Körpers und sind von dessen Form und Beschaffenheit abhängig. In diesem Versuch wird das Verhalten verschiedener Körper in Luftströmungen untersucht. Die dabei behandelten Gesetzmäßigkeiten sind die Grundlage für fliegende Körper.

Eine der Grundlegenden Gesetzmäßigkeiten ist die Kontinuitätsgleichung aus der Strömungslehre. Sie stellt die Geschwindigkeit eines Stromes in eine Beziehung zu dem Querschnitt des Stromes. Da der Volumenfluss eines Stromes überall konstant ist, muss sich die Geschwindigkeit des Stroms reziprok zu dem lokalen Querschnitt  $A$  verändern:

$$\frac{dV}{dt} = konst \quad \Rightarrow \quad \frac{d(l \cdot A)}{dt} = A \cdot \frac{dl}{dt} = A \cdot v = konst.$$

Ist die Dichte  $\rho$  der umströmenden Flüssigkeit konstant, so ergibt sich für zwei Stellen mit den Querschnitten  $A_1$  und  $A_2$  und die Geschwindigkeiten der Flüssigkeit an den Stellen  $u_1$  und  $u_2$  die Beziehung:

$$A_1 u_1 \rho = A_2 u_2 \rho$$

Analog steigt der Druck mit abnehmender Geschwindigkeit und umgekehrt. Der Zusammenhang zwischen der lokalen Geschwindigkeit einer einen Körper umströmenden Flüssigkeit und dem Gesamtdruck an dieser Stelle wird durch die Bernoullische Gleichung gegeben. Sie lautet:

$$p + \frac{\rho}{2} u^2 = p_0,$$

wobei es sich bei  $p$  um den statischen Druck, bei  $p_0$  um den Gesamtdruck und bei dem Ausdruck  $\frac{\rho}{2} u^2$  um den dynamischen oder Staudruck handelt. Bei dem Gesamtdruck handelt es sich um den Druck des ruhenden Strömungsmediums. In einem strömenden inkompressiblen Medium setzt sich der Gesamtdruck aus dem statischen und dynamischen Druck zusammen. Die Anteile der beiden Drücke am Gesamtdruck variieren mit der Strömungsgeschwindigkeit. Der dynamische Druck, der aus der Impulsübertragung der Teilchen im strömenden Medium auf eine Oberfläche  $A$  herrührt, ist direkt proportional zum Quadrat der Strömungsgeschwindigkeit. Der statische Druck hat seinen Ursprung in der Relativbewegung der Teilchen zueinander. Der Gesamtdruck sollte unter den Bedingungen dieses Versuches als konstant angenommen werden können.

Durch den Druckunterschied vor und hinter einem von einem inkompressiblen Medium umströmten Körper wirkt eine Kraft in Richtung des Druckgefälles auf den Körper. Sie hängt von der Umströmungsgeschwindigkeit  $u$ , der Dichte des Mediums  $\rho$  und der zur Strömungsrichtung senkrecht stehenden Querschnittsfläche des Körpers ab:

$$F = c_W \cdot \frac{\rho}{2} u^2 \cdot A.$$

Bei der auftretenden Konstante  $c_W$  in der Gleichung für die Druckwiderstandskraft handelt es sich um den sogenannten Widerstandsbeiwert. Dieser bringt Eigenschaften des Körpers, wie z.B. die Form und die Oberflächenbeschaffenheit, mit in Beziehung ein.

Alle Gesetze gelten auch dann, wenn nicht das Medium in Bewegung ist, sondern sich der Körper in einem Medium bewegt.

## 2 Demonstrationsversuche [1]

Folgende Versuche sollen zum Verständnis der Gesetzmäßigkeiten dienen.

### 2.1 Die Scheibensonde

Durch senkrechte und parallele Ausrichtung der Scheibensonde in einer Luftströmung soll bei konstanter Strömungsgeschwindigkeit die Messung von Gesamt- und statischem Druck demonstriert werden. Liegt die Scheibensonde parallel zur Strömungsrichtung wird nur der statische Druck gemessen. Dieser sollte weit kleiner ausfallen als der Gesamtdruck, der durch senkrechte Ausrichtung der Sonde gemessen wird.

### 2.2 Die Rohrsonde

Nun soll bei senkrechter und paralleler Ausrichtung die Strömungsgeschwindigkeit variiert werden. Die Messungen sollen mit der Scheiben- und mit der Rohrsonde durchgeführt werden. Durch eine Erhöhung der Strömungsgeschwindigkeit wird der Staudruck steigen und im gleichen Maße der statische Druck sinken. Weiterhin werden Unterschiede bei den Messergebnissen der beiden Sonden zu beobachten sein.

## 2.3 Das Venturirohr

Bei einem Venturirohr handelt es sich um ein Rohr dessen Durchmesser der Länge entlang variiert. Die Änderung des Durchmessers ist kontinuierlich, um Verwirbelungen zu vermeiden. An verschiedenen Stellen des Rohrs sind U-Manometer - mit Flüssigkeit gefüllte U-Rohre an denen der Druck durch Messung der Auslenkung der Flüssigkeitssäule aus der Ruhelage abgelesen werden kann - angebracht. An diesen ist im Idealfall der lokale statische Druck zu beobachten. An dieser Vorrichtung ist die Abhängigkeit des statischen Drucks von dem Querschnitt des Stromes und somit von dessen Geschwindigkeit zu beobachten. Bei einem Rohr ist die Beziehung zwischen Strömungsgeschwindigkeit und lokalem Radius über die Kontinuitätsgleichung mit  $u \sim \frac{1}{r^2}$  gegeben. Demnach ergibt sich für den statischen Druck anhand der Bernoullischen Gleichung die Proportionalität  $p \sim \frac{1}{r^4}$  zum Radius. Wie in der Aufgabenstellung bereits erwähnt wird, ist, aufgrund von Verwirbelungen die von der Geometrie herrühren, mit einer Abweichung von dieser Proportionalität zu rechnen.

Mit einer Rohrsonde wird auch der Gesamtdruck im System gemessen. Dieser sollte konstant sein.

## 2.4 Aerodynamisches Paradoxon

In diesem Versuch tritt das sogenannte Aerodynamische Paradoxon auf. Im Mittelpunkt einer kreisrunden Platte wird eine Zuleitung angebracht. Durch diese strömt Luft welche anschließend zwischen der genannten und einer weiteren Platte selbiger Form und ohne Zuleitung radial nach außen strömt. Zwischen den Platten soll der statische Druck an verschiedenen Radien gemessen werden.

Da das Volumen zwischen den Scheiben vom Mittelpunkt zum Umfang der Scheiben hin größer wird, ist zu erwarten, dass die Strömungsgeschwindigkeit nach außen hin sinkt und dementsprechend der statische Druck zunimmt.

Bei ausreichend hoher Strömungsgeschwindigkeit ist der statische Druck im Zentrum der beiden Platten so gering gegenüber dem Umgebungsdruck, sodass die dadurch verursachte Kraft zwischen den beiden Platten der Schwerkraft entgegenwirken kann.

## 3 Aufgaben

### 3.1 Vorbereitende Maßnahmen

Diese ersten beiden Aufgaben dienen der Vorbereitung der folgenden Versuche. Die dabei anfallenden Druckmessungen werden mithilfe des Prandtl'schen Staurohrs gemessen. Dabei handelt es sich um eine geschickte Kombination aus Scheiben- und Rohrsonde. Damit ist es möglich über die Scheibensonde den statischen, über die Rohrsonde den gesamten Druck zu messen. Durch geschicktes Anschließen an ein Feinmanometer ist es so möglich an diesem direkt den dynamischen Druck abzulesen.

Für die Gesamtheit der Versuche wird die Raumtemperatur  $T$  mit  $T = 300\text{ K}$  und die Luftdichte  $\rho_L$  mit  $\rho_L = 1,293 \frac{\text{kg}}{\text{m}^3}$  als konstant angenommen. (Entnommen aus: Tipler, P. A.: 'Physik für Wissenschaftler und Ingenieure'; 6. Auflage).

#### 3.1.1 Ortsunabhängigkeit der Strömungsgeschwindigkeit

Um reproduzierbare Ergebnisse gewahren zu können ist es notwendig eine ortsunabhängige Strömung als Basis der Versuche vorweisen zu können. Mithilfe des Prandtl'schen Staurohrs soll der Bereich der aus der Düse austretenden Strömung bestimmt werden, in dem die Strömungsgeschwindigkeit ortsunabhängig, also konstant ist. Das den Luftströmungserzeuger regelnde Potentiometer wird dazu auf den Skalenwert 8 eingestellt. Durch eine Messung des dynamischen Drucks  $p_d$ , der von der Strömungsgeschwindigkeit  $u$  abhängt, kann der Bereich in dem  $u = \textit{konst.}$  gilt untersucht werden. Dazu werden die Staudrücke an den in der Angabe angegebenen Messpunkte gemessen. Die dabei aufgenommenen Werte sollen graphisch dargestellt werden.

#### 3.1.2 Beziehung zwischen Drehzahl und Strömungsgeschwindigkeit

Für einige Versuche ist es nötig die Strömungsgeschwindigkeit zu variieren. Dies geschieht über das Potentiometer als Regler der Drehzahl des Strömungserzeugers. Der Zusammenhang zwischen der Einstellung des Potentiometers und der Drehzahl ist bereits vorgefertigt der Aufgabenstellung beigeheftet. Nun ist es notwendig die Beziehung zwischen Drehzahl und Windgeschwindigkeit zu untersuchen. Dazu wird der dynamische Druck  $p_d$  an einem vorher festgelegten Ort im in Aufgabe 1.1 bestimmten Bereich gemessen. Dies soll für Potentiometereinstellungen  $\geq 3$  Skt. geschehen.

Die Beziehung zwischen dem dynamischen Druck und der Strömungsgeschwindigkeit ist aus der Bernoulligleichung ersichtlich:

$$p_d = \frac{\rho}{2}u^2 \quad \Rightarrow \quad u = \sqrt{2\frac{p_d}{\rho}}$$

Für  $\rho$  ist in diesem Fall die Luftdichte zu setzen:  $\rho_L = 1,293 \frac{\text{kg}}{\text{m}^3}$ .

## 3.2 Kräfte auf einen Testkörper

Im folgenden soll die in den Grundlagen bereits aufgezeigte Druckwiderstandskraft auf ihre Abhängigkeit von den verschiedenen Parametern untersucht werden. Die Beziehung lautet:

$$F = c_W \cdot \frac{\rho}{2}u^2 \cdot A.$$

### 3.2.1 Abhängigkeit von der Stirnfläche

Zuerst soll der Einfluss der Größe der Querschnittsfläche senkrecht zur Strömungsrichtung untersucht werden. Dazu wird bei konstanter Strömungsgeschwindigkeit (Potentiometereinstellung: 8 Skt.) der Strömungswiderstand auf drei Kreisscheiben unterschiedlichen Durchmessers gemessen. Dies geschieht mithilfe des Sektorkraftmessers. Da die aufgenommenen Werte um die Druckwiderstandskraft auf die Haltevorrichtung verfälscht sind, wird die Kraft auf diese separat gemessen, um die Werte zu korrigieren. Die notierten Kraftwerte werden zur Auswertung ins Verhältnis zur jeweiligen Fläche gestellt. Um die obige Gesetzmäßigkeit zu bestätigen sollte hierbei für jede der drei Flächen die selbe Konstante auftreten.

$$\frac{F}{A} = \textit{konst.}$$

### 3.2.2 Abhängigkeit von der Strömungsgeschwindigkeit

Die Beziehung zwischen Strömungsgeschwindigkeit und Widerstandskraft soll an zwei Kreisscheiben, also für zwei verschiedene Strinflächen überprüft werden. Da die Strömungsgeschwindigkeit wie bereits erläutert mit dem dynamischen Druck in Beziehung steht kann folgende Gleichung untersucht werden:

$$\text{mit } p_d = \frac{\rho}{2}u^2 \quad \Rightarrow \quad F = c_W \cdot p_d \cdot A.$$

Durch Messung von Widerstandskraft und dynamischem Druck kann diese Beziehung gezeigt werden und somit indirekt der Zusammenhang zwischen Widerstandskraft und Strömungsgeschwindigkeit.

### 3.2.3 Der Widerstandsbeiwert

Nun soll der Widerstandsbeiwert  $c_W$  untersucht werden. Dieser ist, wie bereits erwähnt, von der Form und Beschaffenheit des Körpers abhängig. In diesem Versuch soll die Abhängigkeit von der Körperform genau betrachtet werden. Dazu werden verschiedene rotationssymmetrische Körper bei konstanter Windgeschwindigkeit in die Strömung positioniert. Die auftretende Druckwiderstandskraft wird bei Ausrichtung des Körpers in beide Richtungen notiert. Anhand der gemessenen Rücktriebskraft und der Windgeschwindigkeit wird der Widerstandsbeiwert der Körper bestimmt. Die Ergebnisse und die Bedeutung des  $c_w$ -Werts sollen anschließend diskutiert werden und die Werte mit Literaturwerten verglichen werden.

### 3.2.4 Das Modell

Abschließend soll der Widerstandsbeiwert eines Modellautos bestimmt werden. Dies ist analog zum vorhergehenden Versuch möglich.

## 3.3 Der Tragflügel

In den vorhergehenden Versuchen wurden die Gesetzmäßigkeiten der Aeromechanik anhand einfacher Körper überprüft. Nun soll ein spezieller Körper, der dem Menschen das Fliegen ermöglicht, genauer unter die Lupe genommen werden - der Tragflügel.

### 3.3.1 Auftrieb und Strömungswiderstand

Es sollen der Auftrieb und der Strömungswiderstand der Tragfläche bei verschiedenen Anstellwinkel gemessen werden. Dazu wird der Anstellwinkel  $\alpha$  in fünf-Grad-Schritten zwischen  $-20^\circ$  und  $20^\circ$  variiert. Die so ermittelten Werte für den Auftrieb  $F_A$  und den Widerstand  $F_R$  sollen in Abhängigkeit des Anstellwinkels graphisch dargestellt werden. Weiterhin soll ein Polarendiagramm angefertigt werden, in dem der Auftriebswert über den Strömungswiderstand aufgetragen wird. Anhand dieses Diagramms soll die Gleitzahl  $\epsilon$  bestimmt werden. Diese ist der Quotienten aus Strömungswiderstand und Auftreibskraft

$$\epsilon = \frac{F_W}{F_A}$$



mit den Werten aus dem Polarendiagramm an die Tangente des Graphen durch den Ursprung verläuft. Die Gleitzahl ist ein Maß für das optimalste Flugverhalten der Tragfläche: Maximaler Auftrieb bei minimalem Luftwiderstand. Um diesen Wert zu verbessern ist es einerseits möglich die Druckwiderstandskraft auf die Tragfläche zu reduzieren oder den Auftrieb zu erhöhen. Ersteres ist durch eine Verbesserung des  $c_W$ -Werts möglich, also z.B. eine optimalere Form oder eine glattere Oberfläche, oder durch eine Verkleinerung der Strinfläche des Tragflügels. Letzteres kann durch eine stärkere Wölbung der oberen Fläche des Flügels erreicht werden. Die beiden Eigenschaften stehen natürlich eng miteinander in Beziehung, weshalb man einen Kompromiss finden muss.

### 3.3.2 Der Druck an einem Tragflügel

Zuletzt soll der statische Druck  $p$  an den verschiedenen Messpunkten der Tragfläche bei konstanter Strömungsgeschwindigkeit gemessen werden. Dies soll für verschiedene Anstellwinkel durchgeführt werden. An einem Querschnitt der Tragfläche sollen "Druckvektoren" eingezeichnet werden. Diese haben die Richtung der durch den jeweiligen Druck auf die Tragfläche ausgeübten Kraft und den Betrag des gemessenen statischen Drucks. Anhand der Ergebnisse soll auf den Auftrieb der Tragfläche geschlossen werden.

Abschließend sind die aus den beiden Versuchen zur Tragfläche gewonnenen Ergebnisse zusammenzufassen. Anhand der Beobachtungen ist die Wirkungsweise einer Tragfläche zu erklären.

## Literatur

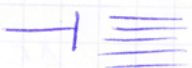
- [1] Vorbereitungshilfe zum Versuch Aeromechanik für das P1

# Messprotokoll - Aeromechanik

Offset des Manometers :  $p = 41 \text{ Pa}$  ist Nullpunkt.

D 1

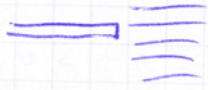
Scherbiansonde : Parallel :  $p = 32 \text{ Pa}$  

Senkrecht :  $p_{\text{max}} = 752 \text{ Pa}$  

D 2

Scherbiansonde : parallel  $p$  nimmt ab

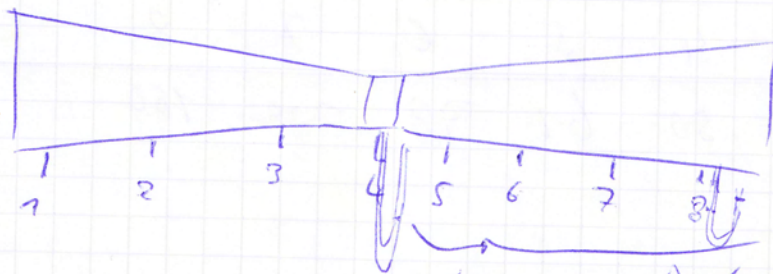
senkrecht  $p$  nimmt zu

Rohrsonde Parallel  $p$  nimmt zu  
 $p_{\text{max}} = 760 \text{ Pa}$  

senkrecht  $p$  nimmt ab  
 $p_{\text{min}} = -772 \text{ Pa}$

$p_{\text{max}}$  Scherbiansonde  
 $< p_{\text{max}}$  Rohrsonde  
 wegen Staupunkt  
 bei Scherbiansonde

D 3: Venturirohr



erweitertes Durch wird teilweise mitgemessen

$$\begin{aligned} \Delta x_3 &= -2,3 \text{ cm} & \Delta x_6 &= 1,3 \text{ cm} \\ \Delta x_1 &= -0,35 \text{ cm} & \Delta x_4 &= -2,6 \text{ cm} & \Delta x_7 &= 1,9 \text{ cm} \\ \Delta x_2 &= -0,9 \text{ cm} & \Delta x_5 &= -0,5 \text{ cm} & \Delta x_8 &= 3,1 \text{ cm} \end{aligned}$$

D 4 Aeromech. Paradoxon

Kann nicht durchgeführt werden.



# Aufg. 1

## 1.1

Abstand vom Düsenende =  $l$  in cm

Abstand von der Symmetrieachse: Radius  $\Delta r$  in cm

Nulllage des Manometers:  $p_0 = 42 \text{ Pa}$

	dynamische Druck $p_d$ in Pa beim Abstand $l$ in cm		
$\Delta r$ in cm	10	20	30
0,0	<del>162</del> 170	<del>168</del>	<del>168</del> 1
1,0	<del>162</del> 170	168	160
2,0	170	168	158
3,0	<del>160</del> 3	160	151
4,0	161	146	140
5,0	142	133	128

Für die weiteren Versuche wird der Abstand  $l = 20 \text{ cm}$  und der Radius  $\Delta r = 0$  gewählt.

## 1.2

Manometer-Nulllage:  $p_0 = 42 \text{ Pa}$

Rechzahlinst. in Skt.	3	4	5	6	7	8
$p_d$ in Pa	47	50	61	78	108	160

Fehler bei Messung durch:

- Ausrichtung der Sonde und Positionierung
- Einstellung des Rotors sehr ungenau
- Skala am Manometer ungenau

Aufg. 2

$p_0 = 42 \text{ Pa}$

2.18 SktScheibendurchmesser:  $d$ Druckwiderstandskraft:  $F$ 

$d$ in mm	$F$ in N
40	0,18
56	0,34
80	0,53
Halterung	0,09

2.2

$d$ in mm	$F$ in N	Motor-einstellung in Skt
80	0,04	3
80	0,05	4
80	0,11	5
80	0,22	6
80	0,41	7
80	0,53	8
56	0,05	3
56	0,08	4
56	0,12	5
56	0,19	6
56	0,28	7
56	0,34	8

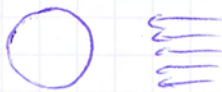
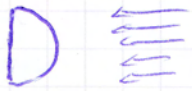



Werte sind zu korrigieren (Halterung)



2.3

Rotoreinstellung  $\approx$  8 Stk

Körper Stirnflächendurchmesser jeweils 56 mm

Körperform	F in N
	0,11
	0,14
	0,40
	0,04
	0,05

Alle Werte sind durch den Wert für die Halterung zu korrigieren!

2.4

Flash-Modell mit Sockel

F in N: 0,13

Ausrichtung zum Sockel:



Das Flash-Modell verdeckt die genaue Halterung!  
Dieser Wert ist also nicht abzuziehen.

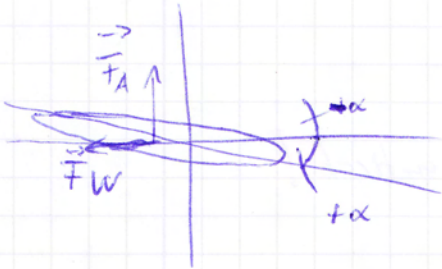
Autg. 3

3.1

Motoreinstellung = 8 skt

 $F_A$ : Auftriebskraft;  $F_W$  Widerstandskraft.

$\alpha$ in Grad	$F_A$ in N	$F_W$ in N
-20	-0,15	0,13
-15	-0,05	0,12
-10	0,10	0,12
-5	0,20	<del>0,09</del> 0,11
0	0,25	0,12
5	0,40	0,13
10	0,50	0,16
15	0,55	0,20
20	0,65	0,27



Die Einstellung / Messung der Anstellwinkel konnte nur sehr ungenau durchgeführt werden.

Motoreinst. ungenau etc.






3.2

$\alpha$ in Grad	Druck $p$ in Pa an den Messstellen								
	1	2	3	4	5	6	7	8	9
-20	8	36	8	-6	-3	-42	-41	-8	2
<del>-25</del>						<del>-55</del>	<del>-46</del>	<del>-1</del>	<del>5</del>
<del>-30</del>									
<del>-5</del>									
0	94	-33	-34	-18	-7	-12	-4	1	2
<del>5</del>									
<del>10</del>									
<del>15</del>									
20	208	-78	-44	-14	-5	22	14	5	3

} nicht notwendig

Offset =  $\underline{\underline{p_0 = 42 \text{ Pa}}}$

Die Werte wurden bereits korrigiert! 

Karlsruher Institut für Technologie  
Praktikum der Klassischen Physik I

P1 Versuche 24, 26, 28  
Gruppe DO-20

# Aeromechanik

Durchgeführt am: 24.11.2011  
von den Studenten: Gregor Köhler und Felix Metzner



# Inhaltsverzeichnis

<b>1</b>	<b>Demonstrationsversuche</b>	<b>1</b>
1.1	Die Scheibensonde . . . . .	1
1.2	Rohr- und Scheibensonde . . . . .	1
1.3	Das Venturirohr . . . . .	2
1.4	Das Aerodynamisches Paradoxon . . . . .	4
<b>2</b>	<b>Aufgaben</b>	<b>4</b>
2.1	Vorbereitende Maßnahmen . . . . .	4
2.1.1	Windgeschwindigkeit in Abhängigkeit vom Ort . . . . .	5
2.1.2	Windgeschwindigkeit in Abhängigkeit von der Drehzahl . . . . .	6
2.2	Kräfte auf einen Testkörper . . . . .	7
2.2.1	Abhängigkeit von der Stirnfläche . . . . .	8
2.2.2	Abhängigkeit von der Strömungsgeschwindigkeit . . . . .	9
2.2.3	Der Widerstandsbeiwert . . . . .	10
2.2.4	Der Widerstandsbeiwert von FLASH . . . . .	12
2.3	Untersuchung eines Tragflügels . . . . .	13
2.3.1	Auftrieb und Strömungswiderstand . . . . .	13
2.3.2	Druck . . . . .	17

# 1 Demonstrationsversuche

Zu Beginn des Versuchs Aeormechanik wurden in der Gruppe vier Demonstrationsversuche durchgeführt die einen ersten Einblick in die anzuwendenden Messmethoden und den Beziehungen zwischen Druck und Strömungsgeschwindigkeit liefern sollten.

## 1.1 Die Scheibensonde

Zuerst wurde eine Druckmessung mithilfe einer Scheibensonde durchgeführt. Diese wurde an ein Feinmanometer angeschlossen und mit der Scheibe parallel sowie senkrecht zur Strömungsrichtung in eine durch einen Winderzeuger gegebene Strömung eingeführt. Der Motor des Winderzeugers wurde auf  $8\text{ Skt.}$  eingestellt. Der Offset des Feinmanometers betrug  $p_{\text{off}} = 41\text{ Pa}$ . Bei den beiden Ausrichtungen der Scheibensonde in der Strömung konnten bei der Messung des Drucks  $p$  deutliche Druckunterschiede beobachtet werden:

Ausrichtung	$p_{\text{mess}} [\text{Pa}]$	$p_{\text{korr}} [\text{Pa}]$
parallel	31	-10
senkrecht	152	111

Bei den korrigierten Werten  $p_{\text{korr}}$  handelt es sich um die Messwerte  $p_{\text{mess}}$  unter Beachtung des Offsets des Feinmanometers.

Wie zu erwarten war, wurde bei der parallelen Ausrichtung der Scheibensonde nur der statische Druck gemessen. Dieser war negativ und betragsmäßig deutlich kleiner als der Gesamtdruck, der bei senkrechter Ausrichtung gemessen wurde.

## 1.2 Rohr- und Scheibensonde

Nun soll die Scheibensonde mit der sogenannten Rohrsonde verglichen werden. Außerdem wird die Motordrehzahl variiert. Bei der Rohrsonde ist anzumerken, dass die Angabe der Ausrichtung genau gegensätzlich zu der der Scheibensonde zu verstehen ist. Eine parallele Ausrichtung bedeutet bei der Scheibensonde, dass die Scheibe parallel zur Strömungsrichtung ist, bei der Rohrsonde, dass das Rohr parallel zur Strömungsrichtung ist. Eine senkrechte Ausrichtung bedeutet bei der Scheibensonde, dass die Scheibe Senkrecht zur Strömungsrichtung steht, bei der Rohrsonde, steht das Rohr senkrecht zu ihr.

Es wurden folgende Beobachtungen gemacht:

Ausrichtung	Scheibensonde			Rohrsonde		
	$p_{mess}$ [Pa]	$p_{korr}$ [Pa]	$u \uparrow$	$p_{mess}$ [Pa]	$p_{korr}$ [Pa]	$u \uparrow$
parallel	31	-10	$p \downarrow$	160	119	$p \uparrow$
senkrecht	152	111	$p \uparrow$	-172	-121	$p \downarrow$

Eine Erhöhung der Strömungsgeschwindigkeit  $u$  ist in der Tabelle durch  $u \uparrow$ , eine Verringerung durch  $u \downarrow$  gekennzeichnet. Dementsprechend verhält es sich auch mit dem dazu korrespondierenden Verhalten der gemessenen Drücke. Es wurde also beobachtet, dass durch eine Erhöhung der Strömungsgeschwindigkeit der statische Druck abnimmt. Dieser wurde mit der Rohrsonde bei senkrechter, mit der Scheibensonde bei paralleler Ausrichtung gemessen. Der Gesamtdruck verhält sich ebenfalls den Erwartungen entsprechend: Bei einer Erhöhung der Strömungsgeschwindigkeit nimmt dieser zu. Dies stimmt mit der Theorie überein.

Die angegebenen Druckwerte wurden jeweils bei der maximalen Strömungsgeschwindigkeit beobachtet. Diese wurde bei einer Einstellung der Motordrehzahl auf 8 *Skt.* gewählt. Es ist eine große Differenz bei den Werten für den statischen Druck bei Rohr- und Scheibensonde erkennbar. Dies ist dadurch zu erklären, dass die Rohrsonde nur schwer perfekt senkrecht in der Strömung ausgerichtet werden kann. Durch Verwirbelungen an der Spitze der Sonde werden die Messergebnisse stark verfälscht. Bei einer leichten Abweichung von einer senkrechten Ausrichtung werden stets auch Anteile des dynamischen Drucks gemessen. Die Messung des statischen Drucks ist an einer Scheibensonde weit besser möglich. Durch die Scheibe wird ein gleichmäßiger Luftstrom über die Öffnung der Sonde gestattet. Eine Scheibensonde eignet sich daher besser zur Messung des statischen Drucks.

Bei senkrechter Ausrichtung der Scheibensonde, bzw. paralleler Ausrichtung der Rohrsonde wird der Gesamtdruck gemessen. Dabei stellt man eine kleine Abweichung der Messergebnisse fest. Dies ist dadurch zu erklären, dass sich bei einer Scheibensonde die Luft an der großen Fläche der Scheibe aufstaut. Der effektiv gemessene Druck nimmt dadurch ab. Dies ist bei einer Rohrsonde nicht der Fall. Eine Rohrsonde eignet sich daher besser zur Messung des Gesamtdrucks.

Eine Kombination der beiden Sondenarten ist das Prandtl'sche Rohr.

### 1.3 Das Venturirohr

Anhand eines Venturirohrs kann die Abhängigkeit des statischen Drucks von dem Durchmesser eines durchströmten Rohrs einfach veranschaulicht werden. Mit dem

Wissen, dass der Gesamtdruck im Rohr stets konstant ist, und der Bernoullischen Gleichung die in de Vorbereitungen erläutert wurde, kann man so auch auf die Beziehung zwischen Strömungsgeschwindigkeit und dem Durchmesser des Rohrs schließen, die durch die Kontinuitätsgleichung gegeben ist.

An dem verwendeten Venturirohr waren an 8 Messpunkten U-Rohr-Manometer angebracht. Eine qualitative Skizze des Rohrs mit den Flüssigkeitsständen während der Messung folgt zugleich. An den U-Rohr-Manometer wurde die erzeugte Höhendifferenz  $\Delta x$  an den Flüssigkeitssäulen gemessen:

Messstelle	$\Delta x$ [cm]
1	-0,35
2	-0,9
3	-2,8
4	-9,6

Messstelle	$\Delta x$ [cm]
5	-0,5
6	1,3
7	1,9
8	3,1

Es ist anzumerken, dass die Messungen mit einem Geodreieck durchgeführt wurden, und somit nur für die Veranschaulichung des qualitativen Verlaufs des statischen Drucks verwendet werden sollte. Weiterhin ist zu bemerken, dass durch die Geometrie des Venturirohrs an den Messpunkten Fünf bis Acht auch Anteile des dynamischen Drucks gemessen werden.

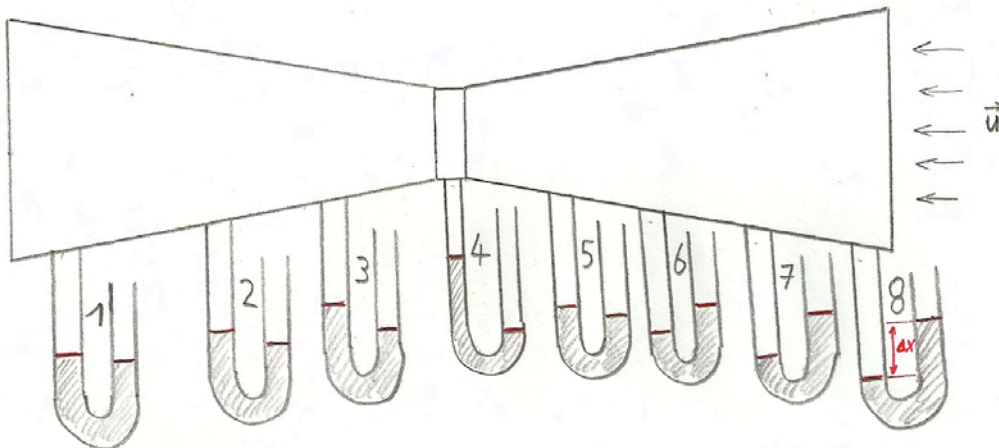


Abbildung 1: Das Venturirohr mit den U-Rohr-Manometern

Es ist deutlich zu erkennen, dass der statische Druck im Bereich des geringsten Rohrdurchmessers sein Minimum erreicht. Dies wiederum lässt auf eine maximale Strömungsgeschwindigkeit schließen. In der Skizze ist anhand der Flüssigkeitsstände der Verlauf des statischen Drucks erkennbar. Am Anfang des Rohrs herrscht Überdruck, was jedoch durch die Anteile des dynamischen Drucks verursacht wird. Der

statische Druck sinkt bis zur Mitte des Rohrs wo er sein Minimum erreicht. An dieser Stelle herrscht Unterdruck. Zum Ende des Rohrs fällt der Betrag des statischen Drucks wieder ab.

Der durch die Theorie gegebene Zusammenhang zwischen Rohrdurchmesser und statischem Druck wird besonders im hinteren Bereich des Rohres deutlich.

## 1.4 Das Aerodynamische Paradoxon

Der Versuch der das Aerodynamische Paradoxon aufzeigen sollte, konnte aufgrund von fehlendem Equipment nicht durchgeführt werden. In der Vorlesung „Klassische Experimentalphysik I“ wurde er jedoch bereits vorgeführt. Dabei konnte der Auftretende Effekt beobachtet werden, und somit die in den Vorbereitungen erläuterte Theorie betätigt werden. Eine selbständige Durchführung war jedoch nicht möglich.

## 2 Aufgaben

Nachdem in den Demonstationsversuchen die Grundgesetze und grundlegenden Messtechniken behandelt wurden folgen nun die eigentlichen Aufgaben des Versuchs.

Es sollen zuerst auf allgemeine Fehlerquellen hingewiesen werden, die die Ergebnisse der folgenden Versuche beeinträchtigen konnten. Zuerst ist hier die Einstellung des Motors des Winderzeugers zu nennen, die nur sehr ungenau vorgenommen werden kann. Weiterhin ist jede Druckmessung von der Ausrichtung der Messsonde in der Strömung abhängig. Da die Messsonden immer mit der Hand gehalten wurden, ist die Ausrichtung immer ungenau und auf keinen Fall konstant gewesen. Auch die Skala des Feinmanometers ist mit Skalenschritten von  $10 \text{ Pa}$  recht ungenau.

### 2.1 Vorbereitende Maßnahmen

In diesem Versuch sollte vorbereitend für die folgenden Versuche ein Bereich mit annähernd ortsunabhängiger Windgeschwindigkeit, sowie ein Zusammenhang der Windgeschwindigkeit  $u$  und der Drehzahl des Winderzeugers ermittelt werden. Hierfür wird der dynamische Druck mithilfe des Prandtl'schen Staurohrs und einem Feinmanometer gemessen.

### 2.1.1 Windgeschwindigkeit in Abhängigkeit vom Ort

Es sollte durch Messungen des dynamischen Drucks an verschiedenen Orten im Luftstrom eine Position ermittelt werden, für die  $p_{dyn}$  und somit auch die Windgeschwindigkeit  $u$  annähernd konstant ist.

Die Messungen erfolgten in den Abständen  $l=10, 20, 30\text{cm}$  vom Düsenrand (in der Aufgabenstellung war außerdem noch eine Messung mit dem Abstand  $l=35\text{cm}$  vorgesehen, diese konnte jedoch im Versuchsaufbau nicht realisiert werden). Zudem wurde noch die Messposition senkrecht zur Fließrichtung variiert, wobei der Abstand  $\Delta r=0\text{cm}$  dem Mittelpunkt der Düse entspricht.

Am Feinmanometer wurde ein Offset von  $42\text{Pa}$  verzeichnet. Nun wurde die Motordrehzahl über das an der Oberseite angebrachte Drehrad auf  $8\text{ Skt}$  eingestellt. Es ergaben sich folgende (korrigierte) Messwerte:

	Dynamischer Druck $p_{dyn}$ in Pa beim Abstand $l$ in cm		
$\Delta r$ in cm	10	20	30
0	128	126	119
1	128	126	118
2	128	126	116
3	121	118	109
4	119	104	98
5	100	91	86

Im Folgenden wurde der Verlauf des Staudrucks/dynamischen Drucks mithilfe von OriginPro 8.5G graphisch dargestellt:

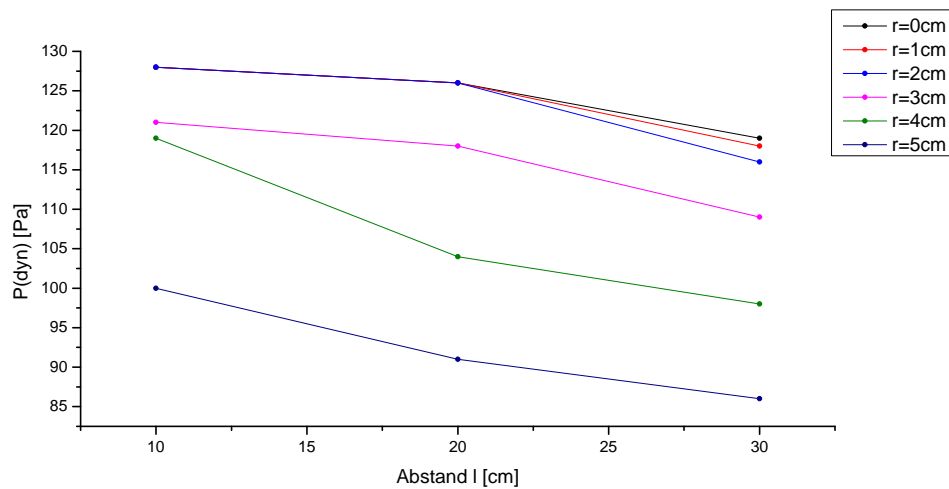


Abbildung 2: Verlauf des Staudrucks

Wie man vermuten konnte lässt sich im Graph erkennen, dass mit zunehmendem Abstand der Staudruck und somit auch die Geschwindigkeit sinkt.  $\left(u = \sqrt{\frac{2p_{dyn}}{\rho}}\right)$  Außerdem lässt sich sagen, dass für einen möglichst geringen Abstand zum Mittelpunkt  $\Delta r = 0cm$  die Windgeschwindigkeit über weite Abstandsbereiche  $l$  hin annähernd konstant ist. Folglich wurden in den folgenden Versuchen alle Testkörper möglichst zentral vor dem runden Düsenrand positioniert. Für den Abstand  $l$  einigten wir uns auf  $l=20cm$ .

Es bleibt anzumerken, dass wie bereits erwähnt der Druck am Feinmanometer nur verhältnismäßig ungenau abgelesen werden konnte und man die Position des Prandtl'schen Staurohrs bezüglich des Abstandes zum Düsenmittelpunkt und Düsenrand nur sehr schwer einstellen konnte.

### 2.1.2 Windgeschwindigkeit in Abhängigkeit von der Drehzahl

Anschließend sollte die Motordrehzahl variiert werden und erneut der dynamische Druck am vorher festgelegten Ort (Abstand  $l=20cm$ , radialer Abstand  $\Delta r=0cm$ ) gemessen werden.

Wir regelten hierfür am Drehrad in 1Skt-Schritten im Bereich von 3 bis 8 Skt und notierten den jeweils gemessenen dynamischen Druck. Über die bereits in der Vorbereitung erwähnte Beziehung

$$u = \sqrt{\frac{2p_{dyn}}{\rho}}$$

lässt sich damit die Windgeschwindigkeit  $u$  berechnen. Dabei ist  $\rho$  die Luftdichte ( $\rho_L \approx 1,299 \frac{kg}{m^3}$  bei  $T = 300K$ )

Die Motordrehzahl konnte über das im Anhang der Versuchsanleitung gegebene Kennlinien-Feld bestimmt werden. Der Offset des Manometers lag wiederum bei 42Pa. Die Messungen und Korrekturen ergaben folgende Werte:

Potentiometerstellung [Skt]	Motordrehzahl $[\frac{1}{s}]$	$p_{dyn}$ [Pa]	$u$ $[\frac{m}{s}]$
3	8,85	5	2,77
4	10,97	8	3,51
5	18,03	19	5,41
6	27,50	36	7,44
7	36,84	66	10,08
8	43,53	118	13,48

Nun lässt sich die Windgeschwindigkeit  $u$  über die Motordrehzahl auftragen und graphisch darstellen(OriginPro 8.5G):

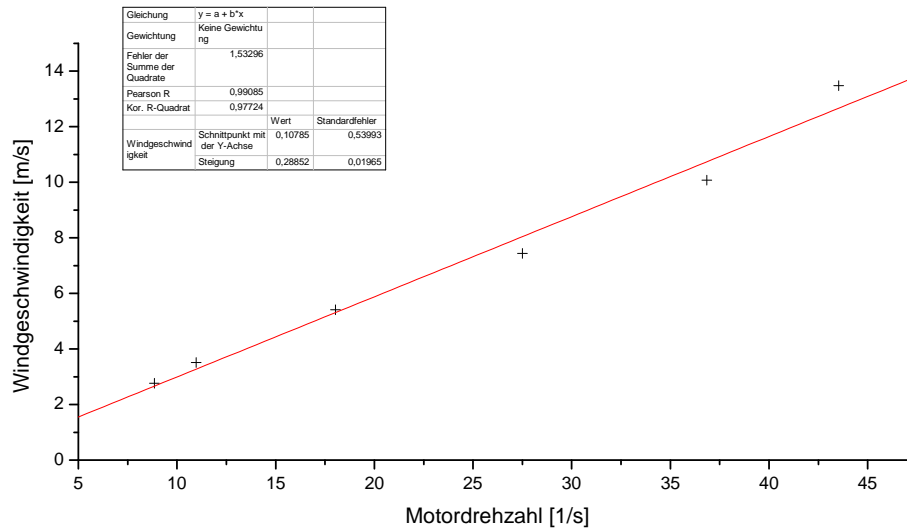


Abbildung 3: Windgeschwindigkeit  $u$  in Abhängigkeit von der Motordrehzahl

Hier lässt sich klar erkennen, dass ein linearer Zusammenhang zwischen Windgeschwindigkeit und Motordrehzahl vorliegt.

Abweichungen können durch folgende Fehlerquellen bei der Messung verursacht worden sein:

- Ausrichtung des Staurohrs und Positionierung
- Einstellung des Motors sehr ungenau (Skalierung am Drehrad von Hand aufgetragen)
- Skala des Manometers ungenau

## 2.2 Kräfte auf einen Testkörper

In diesem Versuch soll die Theorie der Druckwiderstandskraft  $F$  untersucht werden. Hierzu werden verschiedene Parameter in der Gleichung der Druckwiderstandskraft variiert, während jeweils alle anderen konstant gehalten werden. Die zu untersuchende Beziehung lautet:

$$F = c_W \cdot \frac{\rho}{2} u^2 \cdot A,$$

wobei es sich bei  $A$  um die Stirnfläche, bei  $\rho$  um die Dichte des strömenden Mediums und bei  $c_W$  um den Widerstandsbeiwert handelt.

Die Messungen wurden in dem in Aufgabe 1.1 festgelegten Bereich durchgeführt.



### 2.2.1 Abhängigkeit von der Stirnfläche

Zunächst soll die Abhängigkeit der Druckwiderstandskraft von der Größe der Querschnittsfläche  $A$  des Körpers senkrecht zur Strömungsrichtung untersucht werden. Dazu wurde die Druckwiderstandskraft auf Kreisscheiben verschiedenen Durchmessers  $d$  mithilfe eines Sektorkraftmessers gemessen. Die Messung wurde bei einer Motordrehzahleinstellung von  $8 \text{ Skt.}$  gemessen. Da auch die Halterung der Scheiben in der Strömung liegt, wirkt auch auf diese eine Druckwiderstandskraft. Diese wurde extra gemessen, um die Druckwiderstandskräfte auf die verschiedenen Scheiben mit diesem Wert zu korrigieren. Da sich die Halterung durch die verschiedenen Durchmesser immer nur zu verschiedenen Anteilen in der Strömung befindet, wurde diese Korrektur für diesen Versuch nicht durchgeführt. Die Widerstandskraft auf die Halterung wurde jedoch trotzdem gemessen, da sie später verwendet wird:

$$F_{\text{Halterung}} = 0,01 \text{ N}$$

Es wurden folgende Messwerte aufgenommen:

$d$ [mm]	$F$ [N]	$A$ [m <sup>2</sup> ]	$\frac{F}{A}$ [ $\frac{N}{m^2}$ ]
40	0,18	$1,257 \cdot 10^{-3}$	143
56	0,34	$2,463 \cdot 10^{-3}$	138
80	0,53	$5,027 \cdot 10^{-3}$	105

Theoretisch müsste der Quotient in der dritten Spalte konstant sein. Um diesen zu bilden wurde die Stirnfläche  $A = \pi \cdot \left(\frac{d}{2}\right)^2$  berechnet. Anhand einer graphischen Auswertung ist die Beziehung besser überprüfbar:

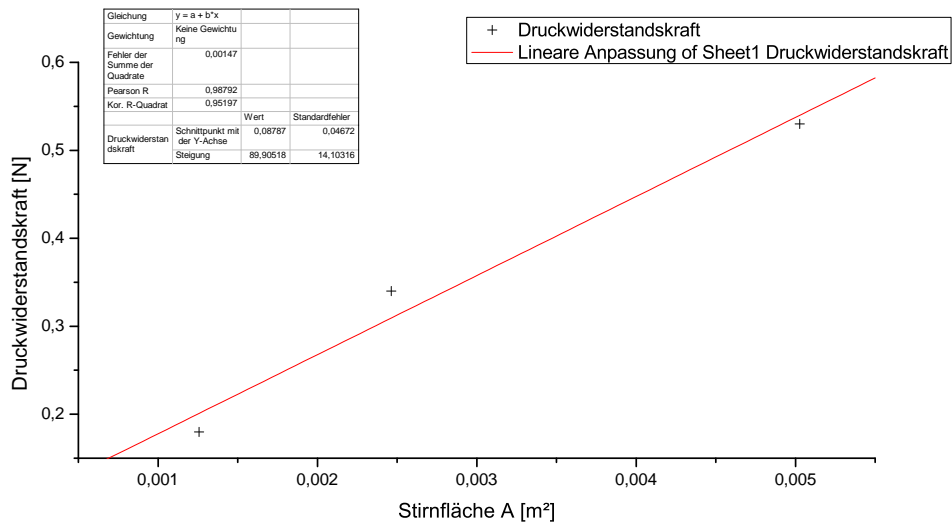


Abbildung 4:  $F$ - $A$ -Diagramm

In dem Diagramm, das mit OriginPro 8.5G erstellt wurde, wurde ein Linear-Fit durchgeführt, der eine Ausgleichsgerade der Form  $y = (0,08787 \pm 0,04672) + (89,90518 \pm 14,10316)x$  lieferte. Diese ist in Anbetracht der Messungenauigkeit eine Ursprungsgerade. Somit ist die direkte Proportionalität der Druckwiderstandskraft  $F$  zur Stirnfläche  $A$  bestätigt.

### 2.2.2 Abhängigkeit von der Strömungsgeschwindigkeit

Die Beziehung zwischen Strömungsgeschwindigkeit  $u$  und Widerstandskraft  $F$  soll an zwei Kreisscheiben untersucht werden. Hierzu wurden die Kreisscheiben mit den Durchmessern  $d = 56 \text{ mm}$  und  $d = 80 \text{ mm}$  verwendet. Da die Strömungsgeschwindigkeit mit dem dynamischen Druck  $p_{dyn}$  in Beziehung steht kann analog auch folgende Gleichung untersucht werden:

$$\text{mit } p_{dyn} = \frac{\rho}{2}u^2 \quad \Rightarrow \quad F = c_W \cdot p_{dyn} \cdot A.$$

Wie in den Vorbereitungen erläutert reicht es also aus diese Beziehung durch Messung von Widerstandskraft  $F$  und dynamischen Druck  $p_{dyn}$  zu bestätigen. Da in Aufgabe 1.2 die Beziehung zwischen Motordrehzahleinstellung und der Strömungsgeschwindigkeit bzw. dem dynamischen Druck aufgezeigt wurde, ist es auch ohne weiteres möglich die Beziehung mit der Strömungsgeschwindigkeit zu überprüfen. Da diese jedoch aus den Werten des dynamischen Drucks berechnet wurden, wählen wir diesen zur Überprüfung der Beziehung. Es wurde folgendes gemessen:

Motoreinstl. [Skt.]	$p_{dyn}$ [Pa]	$d = 56 \text{ mm}$		$d = 80 \text{ mm}$	
		$F$ [N]	$\frac{F}{p_{dyn}}$ [ $m^2$ ]	$F$ [N]	$\frac{F}{p_{dyn}}$ [ $m^2$ ]
3	5	0,05	0,01	0,04	0,008
4	8	0,08	0,01	0,05	0,0063
5	19	0,12	0,0063	0,11	0,0058
6	36	0,19	0,0053	0,22	0,0061
7	66	0,28	0,0042	0,41	0,0062
8	118	0,34	0,0029	0,53	0,0045

Erneut werden die Messdaten mithilfe von OriginPro 8.5G graphisch dargestellt um die Beziehung zu bestätigen. Mithilfe der „Linear Fit“-Methode wurden die beiden Ausgleichsgeraden an die entsprechenden Messwerte für die Scheibe mit  $d = 56 \text{ mm}$  und die mit  $d = 80 \text{ mm}$  angepasst. Es ist deutlich zu erkennen, dass die Messwerte starke Schwankungen um die Ausgleichsgeraden aufweisen. Dies ist durch die

Reibung des Messwagens auf der Laufstrecke zu erklären. Bei der Durchführung des Versuchs ist bereits aufgefallen, dass diese Reibung zu stark voneinander abweichenden Ergebnissen bei Messungen an dem selben Messkörper mit konstanter Strömungsgeschwindigkeit führen. Außerdem ist eine Einstellung der Motordrehzahl via dem von hand beschrifteten Potentiometers nur bedingt genau möglich.

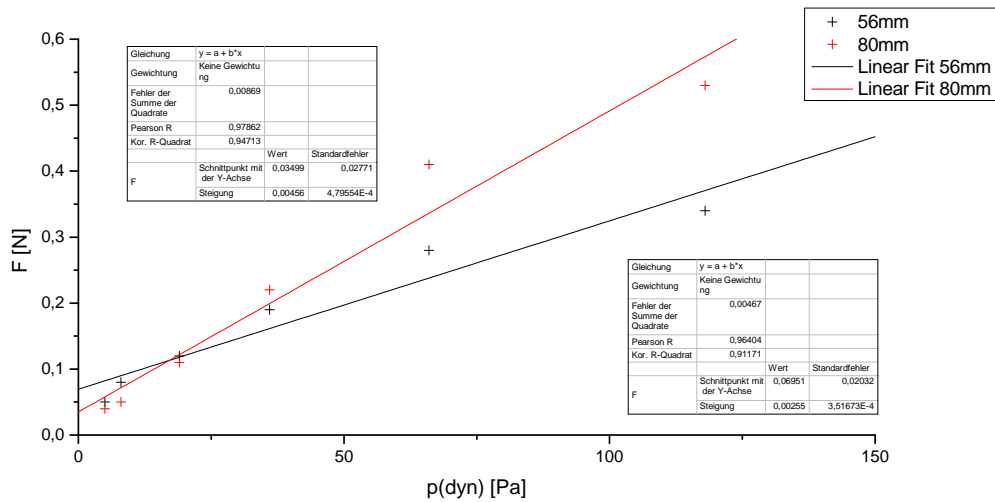


Abbildung 5:  $F$ - $p_{dyn}$ -Diagramm

Im Rahmen dieser Einschränkungen in Bezug auf die Messgenauigkeit kann man die Ausgleichsgeraden als Ursprungsgeraden ansehen und somit die Beziehung als bestätigt ansehen. Für einen besseren Nachweise der Gesetzmäßigkeit sind mehrere Messreihen, sowie eine bessere Messapparatur nötig.

### 2.2.3 Der Widerstandsbeiwert

Nun soll die direkte Proportionalität der Druchwiderstandskraft  $F$  zu dem einheitslosen Widerstandsbeiwert  $c_W$  überprüft werden. Wie in den Vorbereitungen bereits erläutert wurde, hängt dieser von der Form und der Oberflächenbeschaffenheit des Körpers ab. Deshalb wurden in dem Versuch die Druckwiderstandskraft  $F$  auf Körper unterschiedlicher Form bei konstanter Motoreinstellung gemessen. Bei den in diesem Versuch verwendeten rotationssymmetrischen Körpern handelte es sich um eine Kugel, einen stromlinienförmigen Körper und eine Halbkugel mit jeweils der selben Strinfläche  $A = 2,463 \cdot 10^{-3} m^2$  bzw. einem Durchmesser von  $d = 56 mm$ . Die letzten beiden Körper wurden in zwei unterschiedlichen Richtungen in der Luftströmung platziert: Bei der Halbkugel wurde einmal die Kugelseite in Richtung der Düse ausgerichtet. Andersherum ausgerichtet wirkte dieser Körper wie eine Schüssel in Richtung der Düse. Der stromlinienförmige Körper wurde zum einen

mit der Kugelseite zum anderen mit der schmal zulaufenden Seite in Düsenrichtung ausgerichtet. Skizzen der Ausrichtung der Körper finden sich im Messprotokoll.

Bei einer konstanten Strömungsgeschwindigkeit von  $u = 13,48 \frac{m}{s}$  bzw. einem dynamischen Druck von  $p_{dyn} = 118 Pa$  (entnommen aus Aufgabe 1.2) bei der Motoreinstellung von 8 *Skt.* wurden folgende Druckwiderstandskräfte auf die verschiedenen Körper gemessen:

Körperform	$F$ [N]	$F_{korr}$ [N]	$c_{Wexp}$	$c_{Wlit}$
Kugel	0,11	0,10	0,344	0,35
Halbkugel	0,14	0,13	0,447	0,25
Schüssel	0,40	0,39	1,34	1,3
Stromlinienkörper stumpf	0,04	0,03	0,103	0,05
Stromlinienkörper spitz	0,05	0,04	0,138	-

Die gemessenen Werte für die Druckwiderstandskraft  $F$  wurden durch den Wert für die Halterung  $F_{Halterung} = 0,01 N$ , der in Aufgabe 2.1 gemessen wurde, korrigiert:  $F_{korr} = F - F_{Halterung}$ . Anhand der Beziehung  $F = c_W \cdot p_{dyn} \cdot A$  lässt sich nun der Widerstandsbeiwert  $c_W$  der jeweiligen Körper wie folgt bestimmen:

$$c_W = \frac{F}{p_{dyn} A}$$

Dieser ist bereits in der obigen Tabelle aufgeführt. Betrachtet man die ermittelten Werte für sich alleine, so erkennt man, dass sie mit den Erwartungen einhergehen. Der größte Wert ist der der Schüsselform, was durch die Tatsache, dass sich bei dieser Form am meisten Luft aufstaut gerechtfertigt ist. Bei einer Halbkugel treten gegenüber einer Vollkugel an den Kanten mehr Verwirbelungen auf. Dies lässt einen höheren  $c_W$ -Wert vermuten, was hier bestätigt wurde. Die stromlinienförmigen Körper erreichen bei weitem die besten Widerstandsbeiwerte. Der mit der stumpfen Seite in Richtung der Düse ausgerichtete Körper (in der Tabelle mit Stromlinienkörper stumpf bezeichnet) hat den geringsten  $c_W$ -Wert. Dies ist dadurch zu erklären, dass bei dieser Körperform die Luftströmung am Ende des Körpers wieder zusammengeführt wird, und somit nur geringfügig Verwirbelungen auftreten. Wird der Körper mit der spitz zulaufenden Seite in Richtung der Düse ausgerichtet (in der Tabelle mit Stromlinienkörper spitz bezeichnet), so endet der Körper abrupt, wodurch vermehrt Verwirbelungen entstehen. Dies rechtfertigt den geringfügig größeren Widerstandsbeiwert.

Die experimentell bestimmten Werte sollen nun auch mit Literaturwerten verglichen werden. Dazu wurden bereits in der Tabelle die entsprechenden Literaturwerte beigefügt. Diese wurden folgendem Lehrbuch entnommen: Bergmann, Schäfer: Band

1: „Mechanik“ 12. Auflage; Abb. 11.25 auf Seite 419. Ein Wert für den stromlinienförmigen Körper bei einer Ausrichtung mit der spitz zulaufenden Seite in Richtung Düse konnte leider nicht gefunden werden. Die experimentell bestimmten Widerstandsbeiwerte für die Kugel und die Schüssel liegen sehr nahe bei den entsprechenden Literaturwerten. Die Abweichung liegt bei 1,7 Prozent bei der Kugel und 3,1 Prozent bei der Schüssel. Der Wert für den stromlinienförmigen Körper ist etwas schlechter. Auch wenn er prozentual eine große Abweichung von 49 Prozent aufweist liegt er jedoch noch sehr nahe am Literaturwert. Der Wert für die Halbkugel weicht sehr stark vom Literaturwert ab (Abweichung: 79 %). Zieht man jedoch Literaturwerte aus dem Lehrbuch „Demtröder: Experimentalphysik I“ (4. Aufl.; Abb. 8.36; Seite 245) zum Vergleich heran, so erhält man für die hohle Halbkugel einen Literaturwert von  $c_W = 0,3$  bis  $0,4$  (Abweichung ca. 27,7 %) und für den stromlinienförmigen Körper einen Wert von  $c_W = 0,06$  (Abweichung 72 %). Diese Vergleichswerte liegen etwas näher an den experimentell ermittelten. Die Auftretenden Fehler können erneut z.B. durch Ungenauigkeiten bei der Motoreinstellung und der Kraftmessung erklärt werden.

#### 2.2.4 Der Widerstandsbeiwert von FLASH

Als Abschluss dieses Teils des Versuchs zur Aeromechanik wird nun der Widerstandsbeiwert eines Modells bestimmt. Hierzu wurde ein Modell des Comic-Helden „Flash“ gewählt. Das Modell wurde an die Halterung am Messwagen angebracht und bei der Potentiometereinstellung 8 *Skt.* in die Luftströmung positioniert. Die Figur verdeckte dabei einen Großteil der Halterung, sodass erneut angenommen wird, dass diese keinen Einfluß auf die gemessene Druckwiderstandskraft hat.



Abbildung 6: Flash-Modell

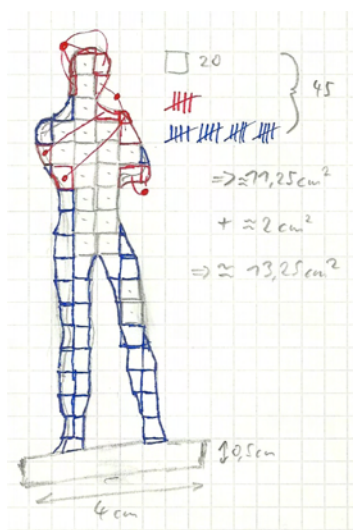


Abbildung 7: Stirnflächenbestimmung

Da die Figur nicht symmetrisch ist, wurde die Ausrichtung der Figur bei der Messung notiert. Anhand der Ausrichtung wurde im Nachhinein die Stirnfläche der Figur bestimmt. Dazu wurde sie über ein kariertes Blatt Papier gehalten und mit einer weit entfernten Lampe, deren Lichtbündel also nahezu senkrecht auf das Papier getroffen sind, beleuchtet. Der Schatten den die Figur geworfen hat wurde nachgezeichnet und im Anschluss die Kästchen innerhalb der nachgezeichneten Linien gezählt (siehe Abbildung 7). Auf diese Weise gelang es relativ einfach eine gute Näherung für die Stirnfläche der Figur zu erhalten:  $A \approx 13,5 \cdot 10^{-4} \text{ m}^2$ . Da der Sockel der Figur auch in der Strömung liegt, wird dessen Oberfläche natürlich auch miteinbezogen.

Die gemessene Druckwiderstandskraft betrug  $F = 0,13 \text{ N}$ . Der zur Motoreinstellung auf  $8 \text{ Skt.}$  korrespondierende dynamische Druck beträgt  $p_{dyn} = 118 \text{ Pa}$ . Anhand der vorliegenden Daten lässt sich nun der Widerstandsbeiwert berechnen:

$$c_W = \frac{F}{p_{dyn}A} \approx \frac{0,13 \text{ N}}{13,5 \cdot 10^{-4} \text{ m}^2 \cdot 118 \frac{\text{N}}{\text{m}^2}} = \underline{0,82}.$$

## 2.3 Untersuchung eines Tragflügels

Im letzten Versuch sollten die Eigenschaften eines Tragflächenmodells hinsichtlich des Auftriebs untersucht werden und abschließend die Wirkungsweise der Tragfläche erklärt werden.

### 2.3.1 Auftrieb und Strömungswiderstand

Zur Bestimmung des Auftriebs wurde zusätzlich zum Messaufbau der vorherigen Aufgaben eine Auftriebswaage installiert. Dann wurde bei konstanter Windgeschwindigkeit ( $8 \text{ Skt.}$ ) der Auftrieb und der Strömungswiderstand bei verschiedenen Anstellwinkeln gemessen.

Dabei wurden folgende Messwerte aufgenommen:

Anstellwinkel $\alpha$ [°]	Auftrieb $F_A$ [N]	Strömungswiderstand $F_W$ [N]
-20	-0,15	0,13
-15	-0,05	0,12
-10	0,10	0,12
-5	0,20	0,11
0	0,25	0,12
5	0,40	0,13
10	0,50	0,16
15	0,55	0,20
20	0,65	0,27

Diese Werte haben wir nun mit OriginPro 8.5G graphisch dargestellt. Für den Strömungswiderstand in Abhängigkeit vom Anstellwinkel ergab sich damit folgender Graph:

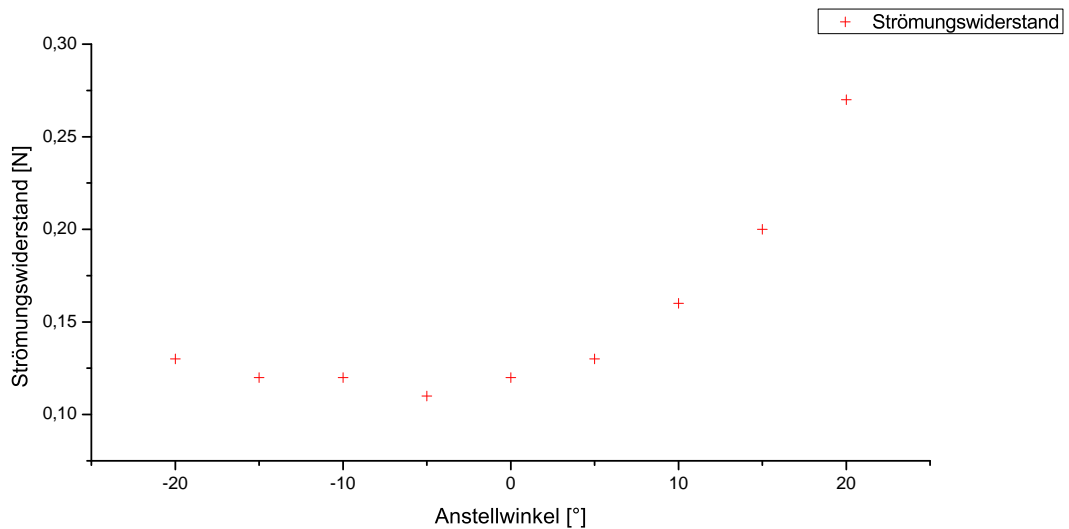


Abbildung 8: Strömungswiderstand in Abhängigkeit vom Anstellwinkel

Hier kann man erkennen, dass der Strömungswiderstand für negative Anstellwinkel deutlich geringer ausfällt als für positive. Diese Beobachtung lässt sich mit der Wölbung des Tragflügels erklären. Der Auftrieb durch die Wölbung wirkt entgegen der durch den negativen Winkel vergrößerten Stirnfläche und kompensiert diese weitgehend. Bei positiven Anstellwinkeln ist dieser Effekt gerade umgekehrt. Die Stirnfläche wird auch hier vergrößert, jedoch wirkt hier die Wölbung des Tragflügels nicht begünstigend wie zuvor. Daraus resultiert ein deutlich größerer Strömungswiderstand.

Wollte man die Flugeigenschaften nur anhand der Deutung dieses Graphen verbessern, so sollte ein möglichst kleiner Anstellwinkel gewählt werden, da ein möglichst geringer Strömungswiderstand wünschenswert ist.

Für den Auftrieb in Abhängigkeit vom Anstellwinkel ergab sich dieser Graph:

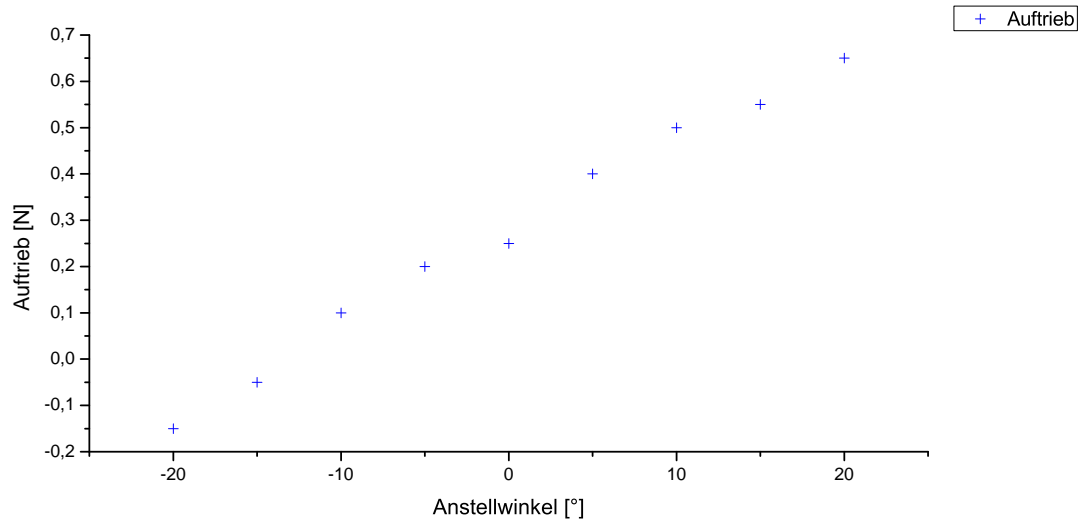


Abbildung 9: Auftrieb in Abhängigkeit vom Anstellwinkel

Es ist eine annähernd lineare Abhängigkeit zu erkennen ( $F_A \sim \alpha$ ). Diese Beobachtung kann folgendermaßen erklärt werden: Durch den Tragflügel wird die Luft nach unten umgelenkt, also beschleunigt. Der abwärts gerichteten Kraft auf die Luft entspricht als Gegenkraft der aufwärts gerichtete Auftrieb. Bei größeren (positiven) Anstellwinkeln wird die Luft stärker nach unten abgelenkt, also wird der senkrechte Anteil der abwärts gerichteten Kraft und somit auch des Auftriebs größer.

Für optimale Flugeigenschaften sollte ein hoher Auftrieb und zugleich niedriger Strömungswiderstand erzielt werden. Bei unseren Messungen lässt sich hierfür der Anstellwinkel  $\alpha = 10^\circ$  vermuten, da der Strömungswiderstand für Winkel  $\alpha > 10^\circ$  stark zunimmt.



Der Quotient aus Strömungswiderstand und Auftrieb wird Gleitzahl  $\epsilon$  genannt. Die optimalen Flugeigenschaften liegen bei einer minimalen Gleitzahl vor. Zur Bestimmung der günstigsten Gleitzahl haben wir ein sogenanntes Polarendiagramm erstellt:

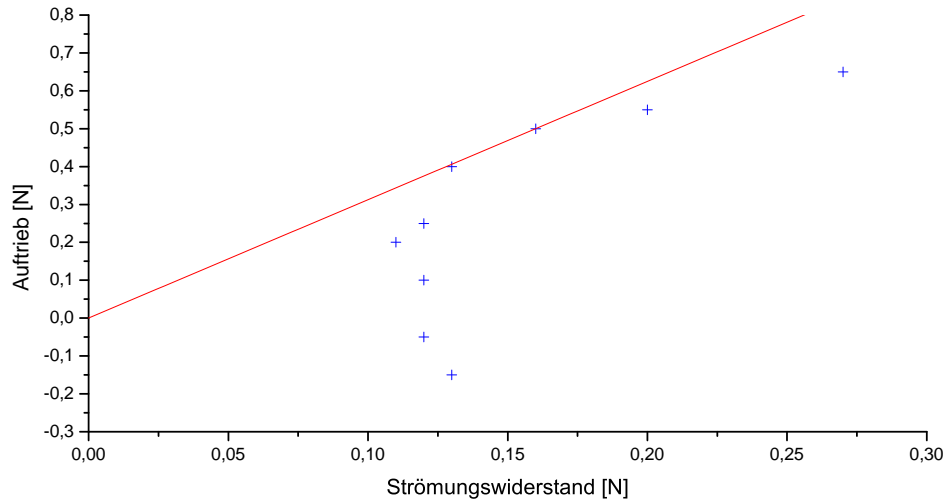


Abbildung 10: Polarendiagramm

Wie bereits erwähnt ist die Gleitzahl  $\epsilon$  als Quotient aus Strömungswiderstand und Auftrieb definiert ( $\epsilon = \frac{F_W}{F_A}$ ). Im Polarendiagramm wird die günstigste Gleitzahl  $\epsilon_{min}$  der Kehrwert aus der Steigung der Ursprungsgeraden, die gerade noch den Graphen schneidet. Diese Ursprungsgerade ist im Graphen in Rot dargestellt. Die günstigste Gleitzahl liegt somit für  $\alpha = 10^\circ$  vor, was unsere Vermutung bestätigt.

Verdeutlicht wird dies, wenn man für alle Anstellwinkel die Gleitzahl berechnet:

$\alpha$ [°]	Gleitzahl $\epsilon$
-20	0,866
-15	2,4
-10	1,2
-5	0,55
0	0,48
5	0,325
10	0,32
15	0,364
20	0,415

Zur weiteren Verbesserung der Flugeigenschaften muss die Gleitzahl weiter verkleinert werden. Dies wäre durch folgende Maßnahmen möglich:

- Erhöhung der Tragflügelwölbung
- Glättung der Oberfläche des Tragflügels
- Anbringen sogenannter Winglets zur Reduzierung des Strömungswiderstands
- Anbringen von Auftriebshilfen wie z.B. einer Kippnase

### 2.3.2 Druck

Im letzten Teilversuch sollte an 9 verschiedenen Messstellen eines Tragflächenmodells der Druck in Abhängigkeit vom Anstellwinkel  $\alpha$  gemessen werden. Die Messpunkte finden sich in folgender Abbildung.

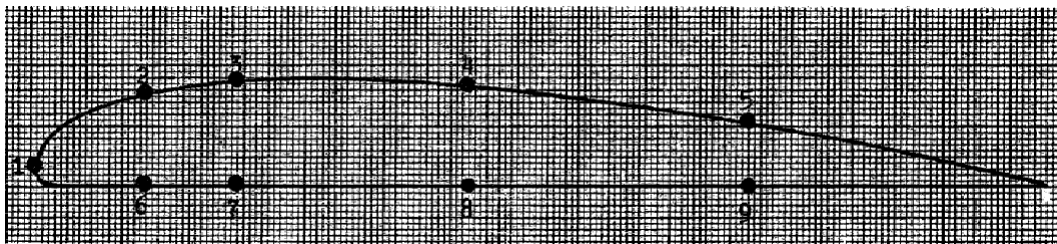

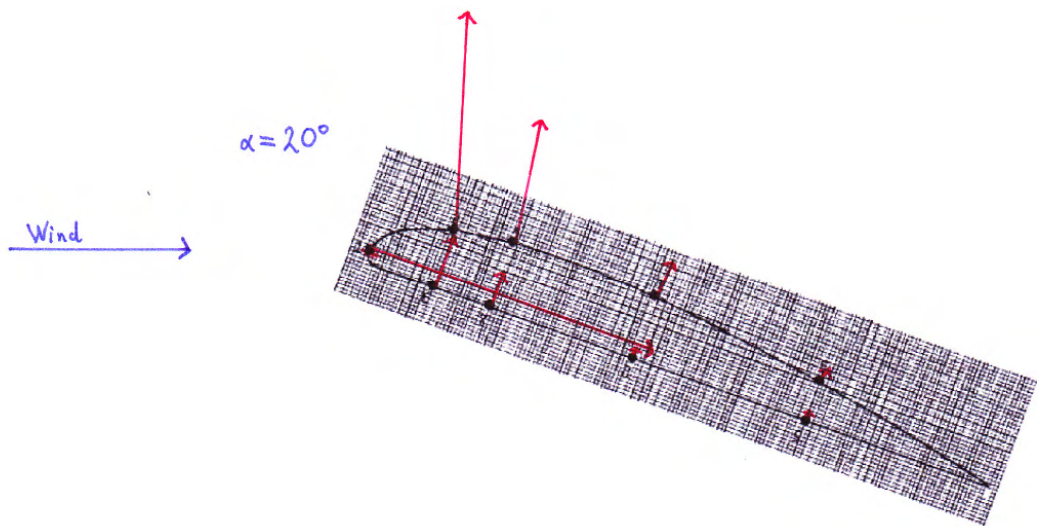
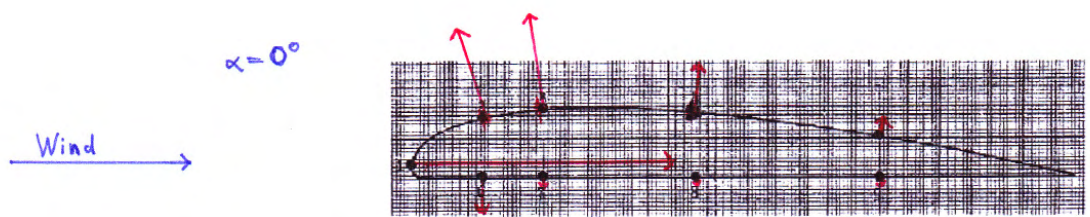
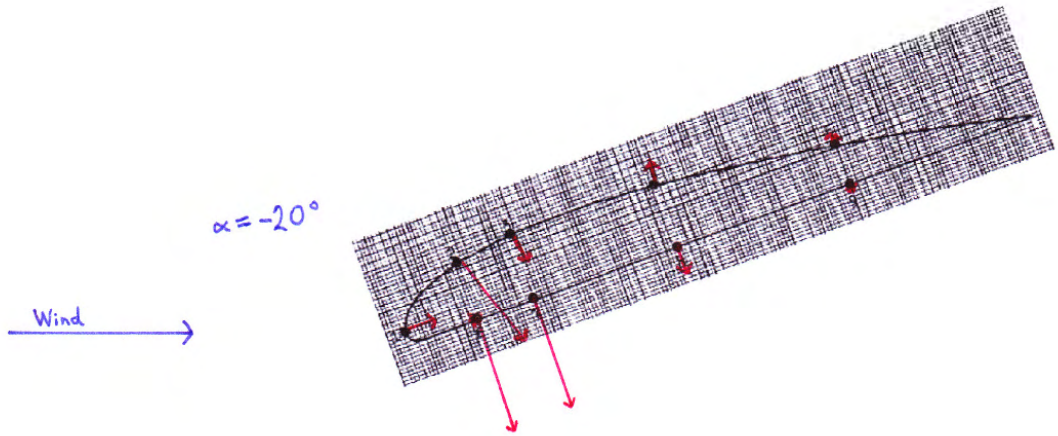


Abbildung 11: Messstellen am Tragflächenmodell

Es wurde erneut bei konstanter Windgeschwindigkeit (8Skt) gemessen. Dabei wurden folgende (korrigierte) Werte aufgenommen:

	Druck $p$ an den Messstellen 								
$\alpha$ [°]	1	2	3	4	5	6	7	8	9
-20	8	36	8	-6	-3	-42	-41	-8	2
0	94	-33	-34	-18	-7	-12	-4	1	2
20	108	-78	-44	-14	-5	22	14	5	3

Diese Werte sollten anschließend als 'Druckvektoren' in die Querschnittsskizzen eingezeichnet werden. Anhand dieser Skizzen kann man Rückschlüsse über den Auftrieb für die drei vorgegebenen Anstellwinkel ziehen. Die Druckvektoren stehen stets senkrecht auf der Oberfläche, wobei ein Pfeil, der in den Flügel hineinzeigt für einen positiven Druckwert (also Überdruck) steht. Ein Pfeil nach außen symbolisiert also Unterdruck. Dabei entstehen folgende Skizzen:



Auch bei dieser Messung gab es mehrere Fehlerquellen, die womöglich unser Ergebnis beeinflusst haben:

- Wir mussten den Schlauch, der zum Feinmanometer führte direkt an die Messöffnung halten, wobei sich kaum überprüfen lies, ob das Schlauchende die komplette Öffnung abdeckt.
- Der Schlauch wurde während der Messung unweigerlich gebogen, was eventuell zu Knicken geführt hat.
- Die Skala des Manometers war wie bereits erwähnt recht ungenau.
- Möglicherweise kam es zu kleineren Beeinflussungen des Luftstroms oder zu einer leichten Schrägstellung des Tragflächenmodells, da aufgrund des Messaufbaus manche Messöffnungen nur schwer zu erreichen waren.

In der Skizze erkennt man jedoch trotz dieser Messungenauigkeit deutlich, dass der Auftrieb für den Anstellwinkel von  $\alpha = 20^\circ$  der größte Auftrieb vorliegt, was auch unseren Erwartungen entsprach. Anhand diesem Winkel lässt sich auch die Wirkungsweise einer Tragfläche gut erklären. Durch die Wölbung entsteht an der Oberseite der Tragfläche ein klar erkennbarer Unterdruck und unterhalb ein Überdruck. Durch dieses Druckverhältnis wird ein Flugzeug nach oben 'gezogen'. Dass der Unterdruck oberhalb der Tragfläche durch die Wölbung entsteht, lässt sich mit der Skizze für  $\alpha = 0^\circ$  belegen. Ohne die Ergebnisse von Aufgabe 3.1 könnte man nun aber die Frage stellen, warum man als Tragfläche nicht etwa eine Form mit einer noch stärkeren Wölbung - z.B. eine Art Halbrohr - verwendet. Der Grund hierfür ist einfach, dass eine solche Form auch eine viel Stirnfläche und somit einen größeren Strömungswiderstand mit sich ziehen würde, was das Flugzeug unwirtschaftlich machen würde. Solche Wölbungen kommen daher eher in anderen Gebieten zum Einsatz (siehe Rundkappenfallschirme).

In der Realität wird ein solcher Auftrieb allerdings nicht durch einen größeren Anstellwinkel des Flügels erreicht, sondern durch verstellbare Höhen- bzw. Querruder. Der Einsatz solcher Ruder zeigt sich besonders deutlich beim Start eines Passagierflugzeuges. Hier wird durch eine solche extreme Profiländerung am Tragflügel das Abheben bei relativ niedriger Geschwindigkeit ermöglicht.