



SS/WS 20.10./...11

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

Name: Hankmüller Vorname: Florian

Name: Schütz Vorname: Anne

Versuch: Aeromechanik (mit/ohne) Fehlerrechnung

Betreuer: Christoph Martens Durchgeführt am: 9.12.10

Abgabe am: 16.12.10

Rückgabe am:	Begründung:
--------------------	-------------

2. Abgabe am:

Ergebnis: (+/0/-)	Fehlerrechnung: ja/nein
Datum: 13.01.2011	Handzeichen: <i>Ch. St.</i>
Bemerkungen: <i>Ein sehr schönes Protokoll!</i> <i>⇒ Mögt ihr es vielleicht für die Homepage zur Verfügung stellen?</i>	

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 α ($\Delta\alpha = 5^\circ$; $-20^\circ \leq \alpha \leq 20^\circ$). 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 α . 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).

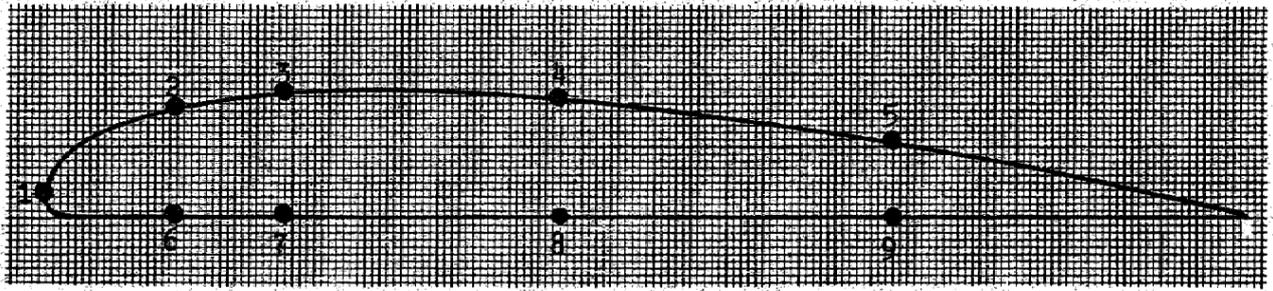


Abb. 1: Lage und Bezeichnung der Druckmeßstellen

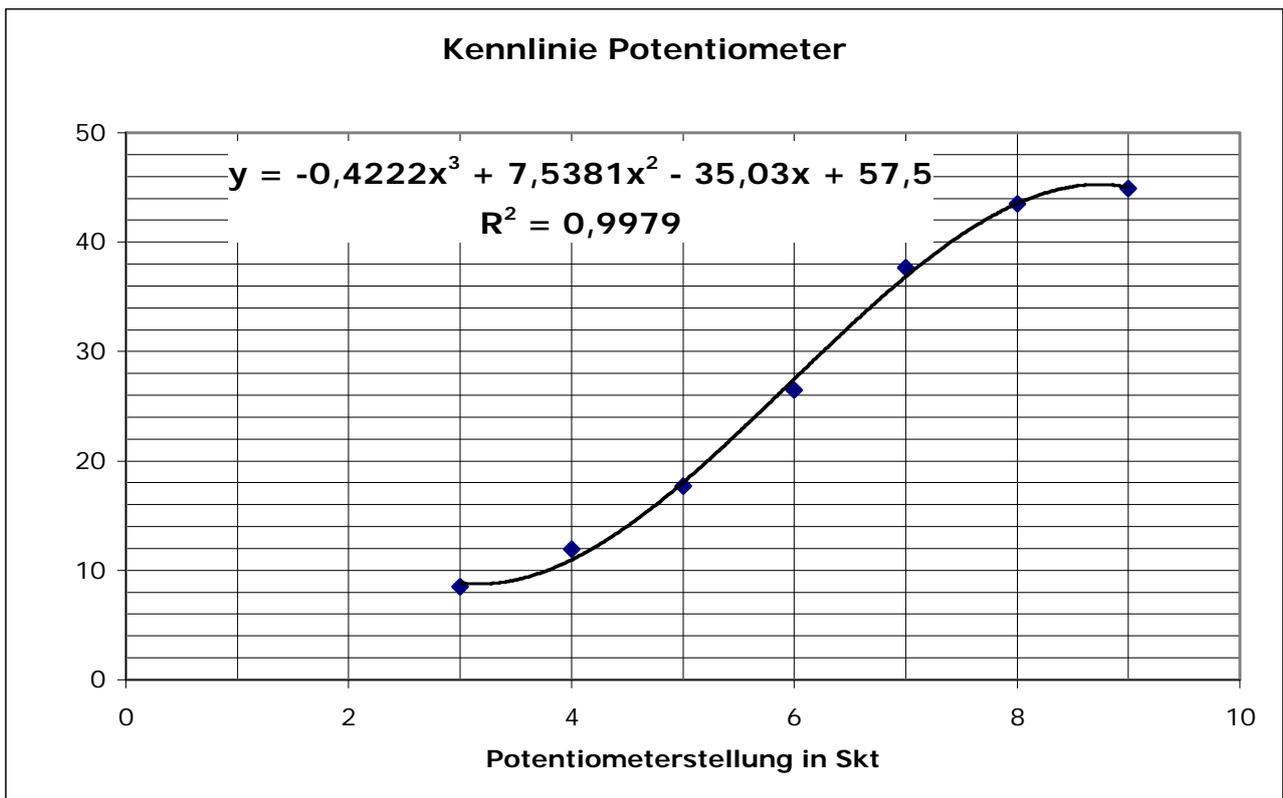


Abb. 2: Drehzahlregelung des Winderzeugers

Praktikum Klassische Physik 1

Anne Schütz

Versuchsvorbereitung zu:

P1-26

Aeromechanik

0. Theoretische Grundlagen

In diesem Versuch soll das Fliegen von Körpern untersucht werden, die schwerer als Luft sind. Zunächst werden einige aeromechanische Gesetzmäßigkeiten erläutert.

Im abgeschlossenen System gilt die Bernoullische Gleichung: „Der statische Druck in Verbindung mit dem dynamischen Druck oder dem Staudruck ergibt den Gesamtdruck.“ Die potentielle Energiedichte $\rho \cdot gh$ wird dabei vernachlässigt:

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

Der Staudruck wirkt nur auf Flächen, die senkrecht zur Fließrichtung stehen. Andernfalls darf nur die zur Fläche senkrechte Komponente des Druckes zur Berechnung hinzugezogen werden. Im Allgemeinen entstehen bei strömenden Medien (Gase oder Flüssigkeiten) durch Druckgefälle Kraftwirkungen, sodass ein niedrigerer Druck an Orten größerer Fließgeschwindigkeit herrscht.

Ist das Medium inkompressibel, so wird durch die Kontinuitätsgleichung ausgedrückt, dass in einem engeren Querschnitt die Fließgeschwindigkeit höher ist:

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

Allerdings berücksichtigt die Gleichung die Reibung an den Rohrwänden nicht.

Die Kraft, die auf einen Körper, der von einem inkompressiblen Medium umströmt wird, wirkt, rührt von der Druckdifferenz vor und hinter dem Körper her.

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

(A ist die zur Fließrichtung senkrechte Komponente der Oberfläche des Körpers)

Die Kraft wird als Strömungswiderstand mit dem von der Form und der Oberflächenbeschaffenheit abhängigen Widerstandsbeiwert c_w bezeichnet.

D. Demonstrationsversuche

D.1 Scheibensonde parallel und senkrecht

Der Versuch ist bei konstanter Motorspannung durchzuführen.

Ist die Ausrichtung der Sonde parallel zur Strömungsrichtung, wird der statische Druck gemessen, in der senkrechten Ausrichtung wird der Gesamtdruck gemessen. Folglich wird das Manometer in der senkrechten Stellung einen höheren Wert anzeigen.

D.2 Verschiedene Windgeschwindigkeiten

Nun soll der Motorstrom und damit die Windgeschwindigkeit variiert werden. Dabei sollen wir für folgende Fälle die Manometeranzeige beobachten:

- a) Scheibensonde \parallel Strömungsrichtung
- b) Scheibensonde \perp Strömungsrichtung
- c) Rohrsonde \parallel Strömungsrichtung
- d) Rohrsonde \perp Strömungsrichtung

Erwartete Erkenntnisse:

- Es werden Abweichungen zwischen den Messergebnissen durch die Scheiben- und durch die Rohrsonde auftreten.
- Mit höherer Geschwindigkeit wird der Gesamtdruck zunehmen.
- In den Fällen a) und d) wird der *statische Druck* gemessen. Wegen auftretenden Verwirbelungen ist Fall a) effektiver.
- In den Fällen b) und c) wird der *Gesamtdruck* gemessen. Hier ist Fall c) zu bevorzugen, da die Rohrsonde weniger Widerstand gegen den Luftstrom mit sich bringt.
- Um den *dynamischen Druck* zu messen, muss eine Kombination aus Fall a) und c) herangezogen werden. Das bedeutet, dass die Scheibensonde parallel und die Rohrsonde senkrecht zur Strömungsrichtung jeweils optimal zu positionieren sind. Somit ist ein geringfügiger Messfehler gewährleistet.

Damit das Manometer die Differenz von Gesamtdruck und statischem Druck misst, werden die beiden Sonden gegeneinander an das Manometer angeschlossen.

D.3 Venturirohr

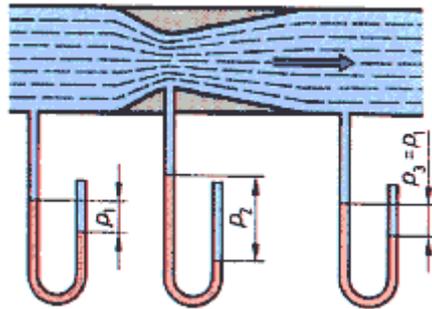


Abb. 1: Venturirohrⁱ

In diesem Versuchsteil wird der Verlauf des statischen Drucks innerhalb eines Venturirohrs gemessen. An der Engstelle ist ein Absinken des statischen Drucks zu erwarten; der Anteil des dynamischen Drucks wird hier am größten sein, da die Geschwindigkeit an dieser Stelle am größten ist.

Das Venturirohr ermöglicht es, die Differenz des statischen Drucks Δp dort zu messen. Der Druck wird sich $\sim r^{-4}$ verhalten, wobei mit starken Messabweichungen auftreten werden. Der Grund dafür ist, dass Luft kompressibel ist und dass Reibung jeglicher Art vernachlässigt wird. So ist es durchaus möglich, dass aufgrund der Luftreibung der Druck am Ende und am Anfang des Rohres nicht übereinstimmt. Für den Gesamtdruck erwarten wir ein besseres Ergebnis, da das Venturirohr im Idealfall als abgeschlossenes System keinen Druckausgleich mit der Umgebung zulässt.

D.4 Druckverlauf an zwei Kreisscheiben, aerodynamisches Paradoxon

Zwei Kreisscheiben sind im kleinen Abstand voneinander positioniert. Die Luft strömt zwischen ihnen radial nach außen. In der Mitte der Scheibe erwartet man einen Unterdruck, der durch die schnell strömende Luft entsteht. Dadurch werden die Platten aneinander gezogen und nicht abgestoßen. Außerdem ist zu erwarten, dass der dynamische Druck nach außen hin abnimmt, während der statische steigt: Im Inneren des Rohres ist die Fläche zwischen den Scheiben kleiner als außen. Mit der Kontinuitätsgleichung folgt daraus, dass die Fließgeschwindigkeit nach außen hin abnimmt.

ⁱ Quelle: <http://www.pepe-tuning.de/vergaser/Venturirohr.gif>

Da ein quadratischer Zusammenhang zwischen dynamischen Druck und Geschwindigkeit vorliegt, nimmt der Staudruck quadratisch mit dem Radius ab. Indem nun der Gesamtdruck konstant bleibt, muss der statische Druck steigen.

1. Prandtl'sches Staurohr

1.1. Ortsunabhängige Windgeschwindigkeit

Es soll der Staudruck an mehreren Stellen im Luftstrom bestimmt werden. Ziel ist es, einen Bereich zu finden, in dem die Luftgeschwindigkeit für folgende Versuche ausreichend konstant ist. Allerdings ist zu beachten, dass es an Orten nahe der Düse Verwirbelungen an Messgerät geben kann, an weiter entfernten Orten ist der Abfall der Geschwindigkeit vermutlich zu groß.

Außerdem ist zu den Rändern des Luftstroms hin eine Abnahme des Druckes zu erwarten, während entlang der Mittelachse mit einem homogenen Luftstrom, d.h. mit einem konstanten dynamischen Druck, zu rechnen ist.

1.2. Windgeschwindigkeit in Abhängigkeit von der Drehzahl

Wir messen an der in 1.1 festgelegten Position den dynamischen Druck. Dieser steht mit der

Geschwindigkeit u in Relation:

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

Über die Bernoulli-Gleichung kann man die Windgeschwindigkeit in Abhängigkeit von der Motordrehzahl erhalten. Dabei ist es ratsam die Luftdichte zu kennen: $\rho = 1,293 \text{ kg/m}^3$ ⁱⁱ

2. Kräfte auf einen Testkörper

2.1. Rücktrieb und Stirnfläche

Der Strömungswiderstand von drei Kreisscheiben verschiedener Größe soll bei konstanter Strömungsgeschwindigkeit gemessen werden. Nach der Korrektur um den Widerstand des Haltestiels sollte ein linearer Zusammenhang zwischen Querschnittsfläche und Kraft erkennbar sein:

$$F_{W,\text{korrr}} = F_{W,\text{gemessen}} - F_{W,\text{Haltestiel}}$$

$$F \sim A$$

Denn es gilt:

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

2.2. Rücktrieb und Strömungsgeschwindigkeit

Bei zwei Kreisscheiben ist nun der Strömungswiderstand in Abhängigkeit zum Staudruck zu messen. Aus diesem dynamischen Druck erhält man einen Wert für die Strömungsgeschwindigkeit. Folgender Zusammenhang ist Ausschlag gebend:

$$F \sim p_d = \frac{\rho}{2} u^2 \Rightarrow F = c_w \cdot p_d \cdot A$$

ⁱⁱ Quelle: Paul A. Tipler, Gene Mosca; „Physik für Wissenschaftler und Ingenieure“; 6. Auflage; Seite 494

2.3. Rücktrieb und Körperform

Es gilt nun die Proportionalitätskonstante, also den Widerstandbeiwert, zu bestimmen. Er ist von der Körperform und der Oberflächenbeschaffenheit abhängig.

Wir möchten die c_w -Werte für Kugel, Halbkugel, Stromlinienkörper glatt erhalten. Dabei wird jede Messung nach einer 180°-Drehung des Körpers wiederholt.

Mit der gemessenen Kraft und dem Staudruck, bestimmt man den Beiwert über:

$$c_w = \frac{F}{p_d \cdot A}$$

2.4. c_w eines Modellautos

Wie in 2.3 beschrieben kann der Widerstandbeiwert eines beliebigen Körpers bestimmt werden, wie z.B. der eines Modellautos.

3. Tragflügel

3.1. Auftrieb

Bei konstanter Windgeschwindigkeit soll der Auftrieb und der Strömungswiderstand in Abhängigkeit vom Anstellwinkel α ($-20^\circ < \alpha < +20^\circ$) gemessen werden.

Aus dem erstellten Polarendiagramm soll die bestmögliche Gleitzahl herausgefunden werden. Der kleinste Quotient aus Widerstand und Auftrieb ist sodann die gesuchte Gleitzahl:

$$\varepsilon = \frac{F_w}{F_a}$$

Das entspricht im Polarendiagramm dem Punkt, an dem der Graph die größte Steigung aufweist.

Damit die Flugeigenschaften des Flügels verbessert werden, ist es einerseits möglich, die Auftriebskraft zu erhöhen, und andererseits den Strömungswiderstand zu reduzieren.

Das erstere wird erreicht durch eine größere Wölbung der Oberfläche. Dadurch wird über dem Flügel Unterdruck, und somit Auftrieb erzeugt.

Letzteres kann man durch Glättung der Oberfläche ermöglichen.

3.2. Druck

Nun soll der Druck in Abhängigkeit vom Anstellwinkel bei konstanter Windgeschwindigkeit an verschiedenen Punkten der Tragfläche gemessen werden.

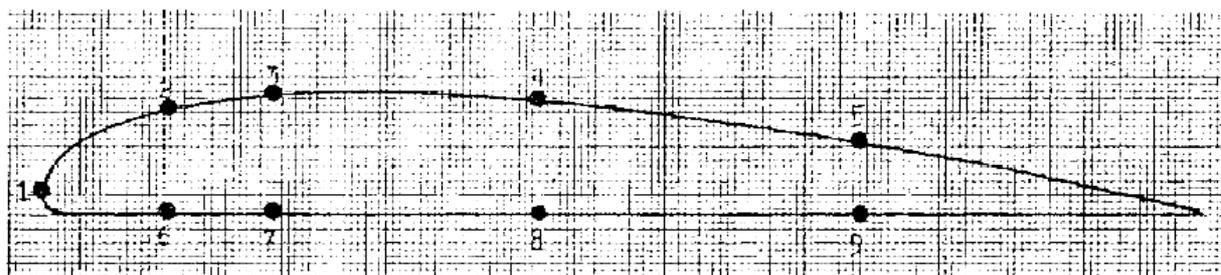


Abb. 2: Lage und Bezeichnung der Druckmessstellenⁱⁱⁱ

ⁱⁱⁱ Quelle: Vorbereitungshilfe

Für jeden Anstellwinkel erhalten wir also neun Messwerte, wobei der Druckvektor jeweils senkrecht auf der Fläche steht, auf der sich der Messpunkt befindet. Die Länge des Vektors ist der skalare Wert des Drucks, den man an der jeweiligen Stelle ermittelt hat.

Bei Überdruck zeigen die Vektoren in die Fläche hinein, bei Unterdruck aus ihr heraus. Ist die Summe aller Vektoren positiv (d.h. zeigt die Mehrzahl nach oben), kann man vorhersagen, dass das Flugzeug steigen wird; ist sie negativ (Mehrzahl zeigt nach unten), wird es dagegen an Höhe verlieren. Soll das Flugzeug steigen, muss also über der Tragfläche ein Unterdruck herrschen (Sinken des statischen Drucks als Folge von größerer Wölbung und damit von Erhöhung der Fließgeschwindigkeit) und unter ihr ein Überdruck (durch Strömungswiderstand, regelbar durch den Anstellwinkel).

Aeromechanik Vorbereitung

Florian Wankmüller, Gruppe Do-20
9. Dezember 2010

0. Theoretische Grundlagen

0.1. Bernoulli Gleichung

Die Bernoulli Gleichung drückt den Gesamtdruck in Abhängigkeit von dynamischen Druck (Staudruck) und statischem Druck aus. Beachtet man, dass in einem abgeschlossenen System der Gesamtdruck konstant ist und verwendet man die Dichte ρ und die Geschwindigkeit v des fließenden Mediums, ergibt sich:

$$p_{ges} = p_{stat} + p_{dyn} = p_{stat} + \frac{1}{2} \rho v^2 \quad (1)$$

Hierbei bezieht sich der Staudruck auf Flächen, die senkrecht zur Fließrichtung stehen. Bei einer abweichenden Anordnung muss der senkrechte Teil der Fläche ermittelt werden.

0.2. Instrumente zur Druckmessung

Je nach Aufgabenstellung müssen verschiedene Instrumente zur Druckmessung verwendet werden. Den statischen Druck ermittelt man mit einer Drucksonde, den Staudruck mit dem Prandtl'schen Staurohr und die Summe der Drücke mit dem Pitot-Rohr.

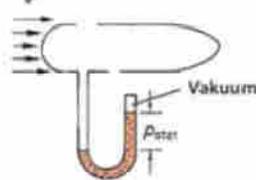
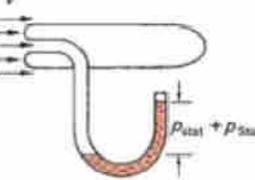
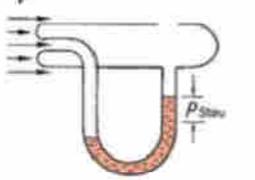
Bezeichnung	Drucksonde	Pitot-Rohr	Prandtl'sches Staurohr
Skizze			
Messgröße	statischer Druck	statischer Druck und Staudruck	Staudruck, Strömungsgeschwindigkeit
Berechnungsformel	$p = p_{stat}$	$p_{ges} = p_{stat} + \frac{\rho v^2}{2}$	$p_{dyn} = p_{stat} + p_{dyn}$ $p_{dyn} = p_{ges} - p_{stat} = \frac{1}{2} \rho v^2$ $v = \sqrt{\frac{2 \cdot (p_{ges} - p_{stat})}{\rho}}$ $= \sqrt{\frac{2 \cdot p_{dyn}}{\rho}}$

Abb.1 Instrumente zur Druckmessung (Quelle: Hering et al., Physik für Ingenieure)

0.3. Kontinuitätsgleichung

Die Kontinuitätsgleichung setzt die Querschnittsfläche A_i , Die Strömungsgeschwindigkeit v_i und die Dichte eines strömenden, inkompressiblen Mediums in Relation. Es gilt:

$$A_1 v_1 \rho = A_2 v_2 \rho \quad (2)$$

Fließt beispielsweise Wasser reibungsfrei durch ein Rohr mit unterschiedlichen Querschnittsflächen, so ist die Fließgeschwindigkeit im engeren Teil höher als im weiten

Rohrabschnitt. Zu beachten ist außerdem, dass die Gleichung die Reibung an den Rohrwänden vernachlässigt.

Luft wiederum ist ein kompressibles Gasgemisch. Daher kann die Kontinuitätsgleichung nur eingeschränkt verwendet werden.

0.4. Kraft auf einen umströmten Körper

Wird ein Körper von einem inkompressiblen Medium umströmt, so wirkt auf diesen aufgrund der Druckdifferenz vor und hinter dem Körper eine Kraft.

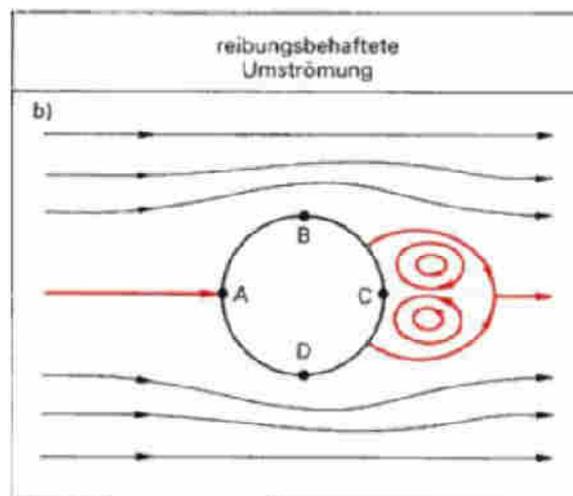


Abb.2 Druckwiderstandskraft eines umströmten Körpers
(Quelle: Hering et al., Physik für Ingenieure)

Für den Betrag der Druckwiderstandskraft F_W gilt:

$$F_W = p_{dyn} c_W A = \frac{1}{2} c_W v^2 \rho A \quad (3)$$

Mit der zur Fließrichtung senkrechten Komponente der Oberfläche des Körpers A und dem Widerstandsbeiwert c_w .

D. Vorversuche

D.1. Scheibensonde

In diesem Vorversuch wird mit Hilfe einer Scheibensonde der Druck parallel (1) und senkrecht (2) zur Strömungsrichtung gemessen. Da bei der Messung (1) nur der statische Druck, bei Messung (2) jedoch der Gesamtdruck gemessen wird, sollte bei Messung (2) ein größerer Ausschlag am Manometer erkennbar sein.

D.2. Rohrsonde

Hier wird der Druck über eine Rohrsonde in Senkrechtstellung bei variierender Windgeschwindigkeit gemessen.

D.3. Venturirohr

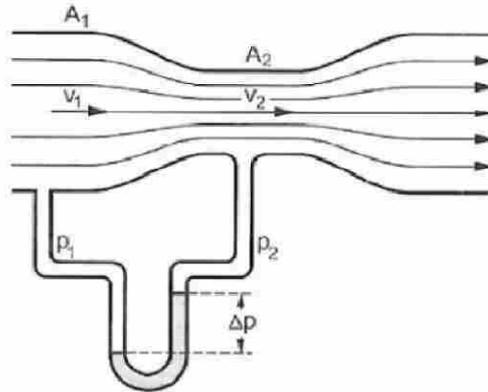


Abb.3 Venturirohr (Quelle: Hans J. Paus, Physik)

Über einen U-Rohr-Manometer werden der statische Druck und der Gesamtdruck an verschiedenen Positionen im Venturirohr betrachtet. Der Gesamtdruck sollte konstant sein, außerdem sollte begründet durch die Bernoulli-Gleichung im engen Rohrteil der dynamische Druck am größten sein.

Da jedoch sehr viele Annahmen gemacht wurden (s.o.), kann es im Experiment sehr starke Abweichungen geben.

D.4. Aerodynamisches Paradoxon

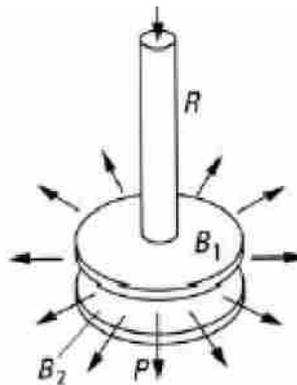


Abb. 4 Aerodynamisches Paradoxon
(Quelle: Bergmann-Schaefer, Experimentalphysik, Bd.1)

Dieser Vorversuch widmet sich dem Aerodynamischen Paradoxon. Dazu lässt man analog zur Skizze Luft zwischen zwei eng beieinanderliegenden Scheiben radial nach außen strömen. Dadurch entsteht ein Unterdruck bezüglich des Umgebungsdruckes, die untere Scheibe wird nach oben gedrückt.

Bei verschiedenen Radien soll der Verlauf des Drucks in radialer Richtung gemessen und grafisch dargestellt werden.

1. Prandtl'sches Staurohr

1.1. Konstante Windgeschwindigkeit

In diesem Versuch soll der Ort im Versuchsaufbau bestimmt werden, an dem die Windgeschwindigkeit am wenigsten variiert. Mit Hilfe des Prandtl'schen Rohres wird der dynamische Druck an verschiedenen Positionen im Luftstrom gemessen.

Es gilt:

$$v = \sqrt{\frac{2p_{dyn}}{\rho}} \quad (4)$$

Man erkennt, dass die Windgeschwindigkeit dort am wenigsten ortsabhängig ist, wo sich der dynamische Druck am wenigsten verändert. Die ermittelte Position wird in den nächsten Versuchen verwendet.

1.2. Berechnung der Windgeschwindigkeit

Über Gleichung (1) kann die Windgeschwindigkeit in Abhängigkeit von der Motordrehzahl bestimmt werden ($\rho_{Luft} \approx 1,293 \frac{kg}{m^3}$, Quelle: Paul A. Tipler, Gene Mosca; „Physik für Wissenschaftler und Ingenieure“, 6. Auflage; Seite 494).

2. Kräfte auf einen Testkörper

2.1. Rücktrieb und Stirnfläche

Mit einem Sektorkraftmesser wird die Druckwiderstandskraft auf drei unterschiedlich große Kreisscheiben gemessen. Da die Kreisscheiben mit einem Haltestiel in den Luftstrom gehalten werden, verfälscht der Haltestiel die Messung. Daher muss auch die Druckwiderstandskraft des Stiels bestimmt werden.

Für den korrigierten Wert ergibt sich:

$$F_{W,korr} = F_{W,gemessen} - F_{W,Haltestiel} \quad (5)$$

Wegen Gleichung (3) erwartet man für alle Kreisscheiben einen ähnlich großen Proportionalitätsfaktor. Es sollte also gelten:

$$F_W \sim A$$

2.2. Rücktrieb und Strömungsgeschwindigkeit

Analog zu 2.1 wird der Rücktrieb zweier Kreisscheiben gemessen, hier jedoch bei variablen Windgeschwindigkeiten. Der Druckwiderstand soll gegen den Staudruck (p_{dyn}) aufgetragen werden. Aufgrund von (3) erwartet man eine Ursprungsgerade, da gilt:

$$F_W \sim p_{dyn}$$

2.3. Rücktrieb und Körperform

Jetzt beobachten wir die Abhängigkeit des Druckwiderstandes von der Körperform. Im Versuch werden jeweils der Rücktrieb einer Halbkugel, einer Vollkugel und eines glatten Stromlinienkörpers gemessen.

Man erhält vermutlich

$$F_W \sim c_w$$

Wie zuvor unter (3) in den theoretischen Grundlagen erläutert, erhält man die Widerstandsformel:

$$F_W = p_{dyn} c_w A$$

Der Widerstandsbeiwert lässt sich somit durch Messung der übrigen Größen bestimmen:

$$c_w = \frac{F_W}{p_{dyn} A} \quad (6)$$

2.4. c_w eines Modellautos

Analog zu 2.3 wird der Widerstandsbeiwert eines Modellautos bestimmt.

3. Tragflügel

3.1. Auftrieb und Strömungswiderstand

In Abhängigkeit vom Anstellwinkel werden mit einer Antriebswaage und einem Kraftmesser Strömungswiderstand und Auftriebskraft gemessen. Im Bereich konstanter Winkelgeschwindigkeit wird der Anstellwinkel in 5°-Schritten von -20° bis 20° variiert. Aus den Messwerten sollen drei verschiedene Diagramme erstellt werden: Widerstand/Anstellwinkel, Auftrieb/Anstellwinkel und Auftrieb/Widerstand (Polarendiagramm).

Die günstigste Gleitzahl lässt sich aus dem Polarendiagramm errechnen:

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

Besonders gute Gleiteigenschaften besitzt der Flügel für sehr kleine ε . Übertagen auf das Polarendiagramm ist das der Punkt, an dem der Graph die größte Steigung besitzt. Möchte man die Flugeigenschaften eines Tragflügels verbessern, hat man folgende zwei Möglichkeiten:

- Vergrößern der Auftriebskraft, z.B. durch Wölbung der Oberfläche, was zu einem Unterdruck über dem Flügel führt und somit für zusätzlichen Auftrieb führt
- Verringern des Strömungswiderstandes, z.B. durch eine glattere Oberfläche
-

3.2. Druckmessung

Bei verschiedenen Anstellwinkeln wird unter konstanter Windgeschwindigkeit der Druck an neun verschiedenen Messpunkten des Tragflächenmodells gemessen.

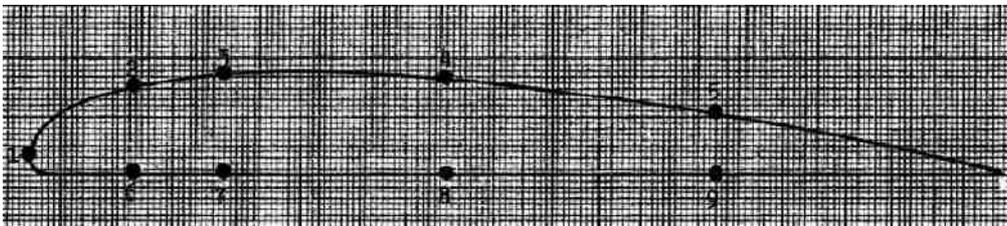


Abb. 5 Messpunkte am Tragflächenmodell (Quelle: Vorbereitungshilfe)

Es werden jeweils „Druckvektoren“ in die Skizze der Tragfläche eingezeichnet. Zwar ist der Druck eigentlich eine skalare Größe, aber da Druckdifferenzen immer auch zu Kräften führen, ist es sinnvoll, „Druckvektoren“ zu verwenden. Die Pfeile sind bei Überdruck in die Tragfläche hinein gerichtet, bei Unterdruck aus der Tragfläche heraus und stehen überall senkrecht auf ihrer Oberfläche. Ihre Länge steht für den Betrag des jeweiligen Unter- oder Überdrucks. Addiert man alle dieser Vektoren, so erhält man eine Aussage darüber, ob das Flugzeug sinkt (Summe zeigt nach unten) oder steigt (Summe zeigt nach oben).

Im Steigflug muss also über der Tragfläche ein Unterdruck herrschen (Erhöhung der Fließgeschwindigkeit durch Wölbung) und unter ihr ein Überdruck (durch den Anstellwinkel).

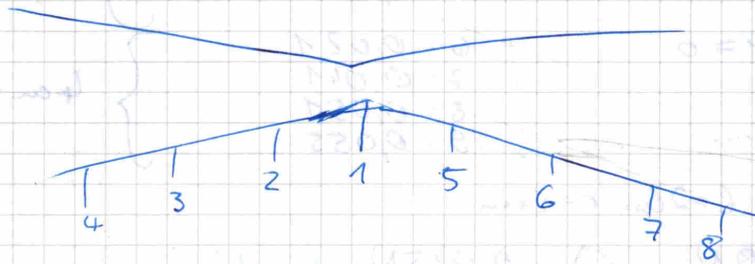
Messwerte:

D_1 : schiebe // 185 Pa off-set 33 Pa

L-49 Pa \rightarrow näher an off-set \rightarrow besser

D_2 Rohr: L-175 Pa
// 180 Pa

D_3 Venturi-Rohr:



1: -9,5 cm
2: -2,7 cm
3: -0,8 cm
4: -0 cm

5: -0,2 cm
6: +1,4 cm
7: +2,0 cm
8: +1,9 cm

Teil Staudruck wird mitgemessen \rightarrow deswegen Überdruck

1.1

10 $\hat{=}$ 7,5 cm
6,5 cm

$l=10$: $r=1$ cm
 $p_d = 135$ Pa

Motor drehrad auf 9,35 (voll aufgedreht)
Offset 0 Pa

$r=0$ cm: $p_d = 130$ Pa, $r=2$ cm: $p_d = 133$ Pa, $r=3$ cm: $p_d = 121$ Pa

$l=20$:	$r=0$ cm	$r=2$ cm	$r=3$ cm	$r=4$ cm	$r=5$ cm
$p_d = 125$ Pa	$p_d = 130$ Pa	$p_d = 129$ Pa	$p_d = 120$ Pa	$p_d = 87$ Pa	$p_d = 51$ Pa
$l=30$:	$r=0$ cm	$r=2$ cm	$r=3$ cm	$r=4$ cm	$r=5$ cm
$p_d = 120$ Pa	$p_d = 130$ Pa	$p_d = 122$ Pa	$p_d = 115$ Pa	$p_d = 92$ Pa	$p_d = 61$ Pa
$l=35$:	$r=0$ cm	$r=2$ cm	$r=3$ cm	$r=4$ cm	$r=5$ cm
$p_d = 107$ Pa	$p_d = 126$ Pa	$p_d = 117$ Pa	$p_d = 111$ Pa	$p_d = 92$ Pa	$p_d = 64$ Pa

1.2

$l=20$ cm $r=0$ cm

3 Slot (v in Tabelle nachschauen): 3 Pa
4 Slot: 6 Pa
5: 11 Pa
6: 33 Pa
7: 89 Pa

8: 116 Pa
9: 125 Pa

2.1.

8 Stk

Halter = 0,01 N

4cm- \emptyset -Kreisscheibe : 0,065 N
 5,6 - : 0,105 N
 8cm - : 0,145 N

bei großer Scheibe nix korrigieren
 ganz Stiel
 halb

2.2.

3: 0 N
 4: 0,003 N
 5: ~~0,003~~
 0,01 N

6: 0,025 N
 7: 0,1 N
 8: 0,14 N
 9: 0,15

3: 0,0001 = 0
 4: 0,002
 5: 0,011

6: 0,021
 7: 0,041
 8: 0,051
 9: 0,055

} 8cm- \emptyset -Scheibe
 } 4cm- \emptyset -Scheibe

2.3 8 Stk $l=20\text{cm}$ $r=0\text{cm}$

 : 0,10 N
 D

 : 0,035 N
 D

 : 0,003 N
 3

 : ~~0,015~~
 0,015 N

 : 0,02 N

2.4

3.1 $\alpha=0$

F_w [N]

F_A [N]

0,02 N

0,25

$\alpha=5^\circ$

0,02 N

0,03

$\alpha=10^\circ$

0,035

0,038

$\alpha=15^\circ$

0,045

0,047

$\alpha=20^\circ$

0,06

0,55

$\alpha=-5^\circ$

0,02

0,15

$\alpha=-10^\circ$

0,02

0,06

$\alpha=-15^\circ$

0,025

0,01

$\alpha=-20^\circ$

0,025

0



3.2
 $\alpha = 0^\circ$

8 Skt

Offset: 0

1: +95 Pa	6: -8 Pa
2: -53 Pa	7: +3 Pa
3: -49 Pa	8: 2 Pa
4: -21 Pa	9: 3 Pa
5: -10 Pa	

$\alpha = -20^\circ$



1: 68 Pa	6: -10 Pa
2: 26 Pa	7: -11 Pa
3: -10 Pa	8: -1 Pa
4: -11 Pa	9: -4 Pa
5: -6 Pa	

$\alpha = +20^\circ$



1: +37 Pa	6: 6 Pa
2: -95 Pa	7: 25 Pa
3: -52 Pa	8: 48 Pa
4: -16 Pa	9: 3 Pa
5: -8 Pa	

ES

Aeromechanik

Auswertung

Florian Wankmüller, Anne Schütz
 Gruppe Do-20
 16. Dezember 2010

D. Vorversuche

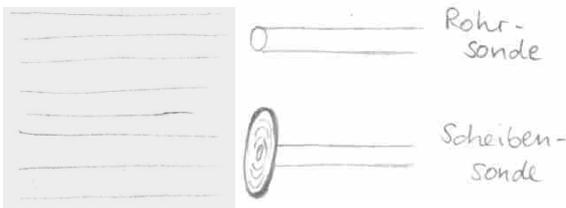
D.5. u D.2.

Zuerst maßen wir den Off-Set-Druck am Manometer. Er betrug 39 Pa. Anschließend wurde mit Hilfe einer Scheibensonde und einer Rohrsonde der Druck parallel und senkrecht zur Strömungsrichtung gemessen.

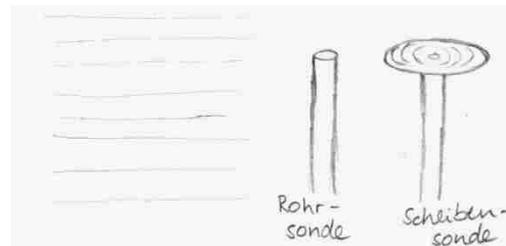
Ausrichtung	Scheibensonde	Rohrsonde
parallel	185 Pa	180 Pa
senkrecht	-49 Pa	-135 Pa

Tab. 1

parallel:

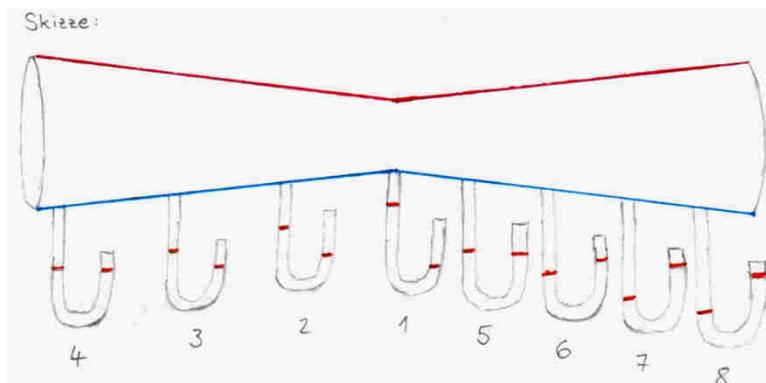


senkrecht:



Die Messung parallel zur Strömungsrichtung ermittelte den Gesamtdruck, die Messung senkrecht zur Strömungsrichtung hingegen nur den statischen Druck. An den Messwerten ist zu erkennen, dass sich die Scheibensonde besser zur Bestimmung des statischen Druckes eignet, da der gemessene Wert näher am Off-Set-Druck liegt. Physikalisch kann das dadurch begründet werden, dass bei der Rohrsonde die Luft stärker an der Kante des Rohres verwirbelt wird. Bei der Scheibensonde aber wird der Luftstrom an der Öffnung nahezu unverwirbelt vorbeigeleitet.

D.3. Venturirohr



Die obere Linie (rot) entspricht anschaulich dem Verlauf des statischen Drucks innerhalb des Venturirohrs, analog dazu entspricht die untere Linie (blau) dem Verlauf des dynamischen Druckes.

Messpunkt	Höhendifferenz [cm]
1	-9,5
2	-2,7
3	-0,8
4	0,0
5	-0,2
6	1,4
7	2,0
8	1,9

Tab. 2

Über einen U-Rohr-Manometer wird der Höhenunterschied des verdrängten Wassers (Anschluss des U-Rohres senkrecht zur Fließrichtung) im Venturirohr betrachtet. Das negative Vorzeichen bei der Höhendifferenz bedeutet, dass an dieser Stelle im Rohr ein Unterdruck herrschte. Dadurch wurde die Flüssigkeit im U-Rohr in Richtung Venturirohr gezogen. Dadurch kann man erkennen, dass der statische Druck in der Rohrmitte am geringsten ist. Da der Gesamtdruck immer gleich groß ist, folgt, dass der dynamische Druck hier wie erwartet am größten ist. An Messpunkt 4 ist der Druckunterschied Null, da die Querschnittsfläche mit der Anfangsquerschnittsfläche des Luftstroms übereinstimmt.

An den Messpunkten 6, 7, 8 messen wir deshalb einen Überdruck, weil der Luftstrom nicht genau parallel zu den Wänden des Venturirohrs fließt. Dadurch drückt ein Teil des Luftstroms direkt in die U-Rohröffnungen. Wir messen dadurch einen höheren Druck.

2. Prandtl'sches Staurohr

3.3. Konstante Windgeschwindigkeit

In diesem Teilversuch notierten wir den Staudruck in verschiedenen Abständen zum Düsenrand mit Hilfe des Staurohrs. Außerdem variierten wir die Messposition orthogonal zur Fließrichtung ($r = 0\text{cm}$ entspricht dem Mittelpunkt).

Wir suchten den Abstand und die Höhe, bei denen der Staudruck und damit auch die Windgeschwindigkeit annähernd konstant waren.

Dabei ließen wir das Drehrad, über das die Motordrehzahl geregelt wurde, voll aufgedreht (bei 9,35). Der Off-Set-Wert lag stets bei 0 Pa.

Trägt man unsere Messwerte für den Staudruck über den Abstand l auf, so erhalten wir folgendes Diagramm:

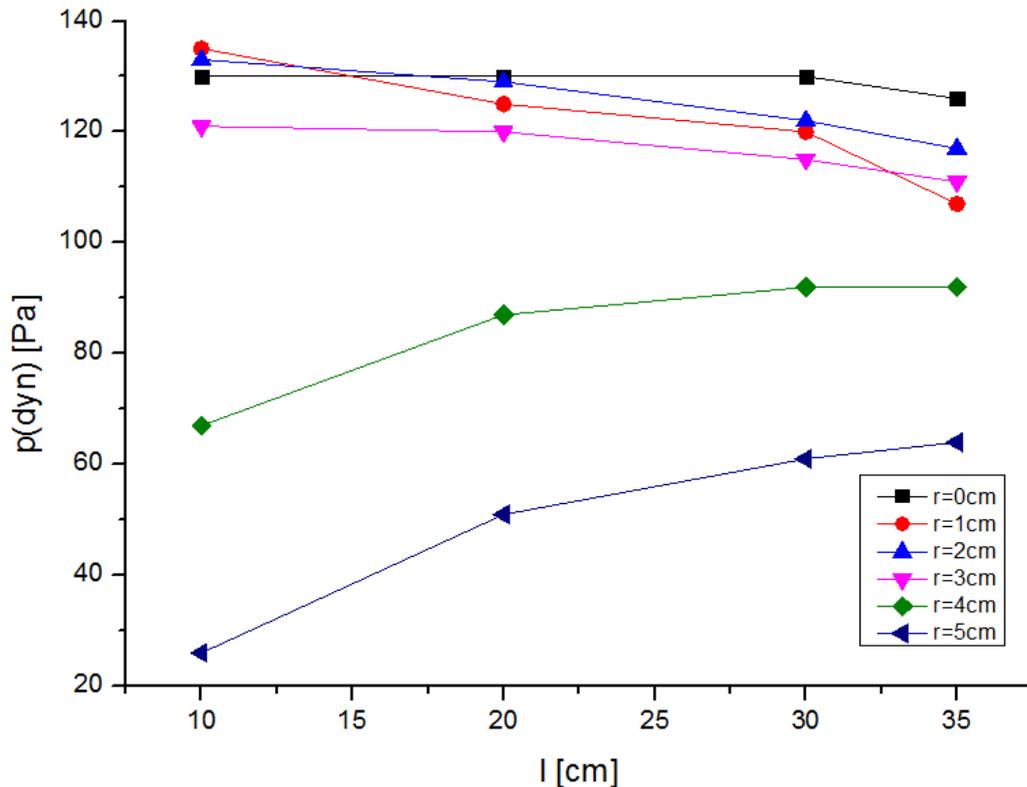


Abb.1 Staudruck bei variierenden Abständen

Im Allgemeinen liest man dem Diagramm ab, dass bei den vier Messfolgen (bei $r = [0, 1, 2, 3]$ cm) der Staudruck mit zunehmendem Abstand sinkt. Dies liegt daran, dass der Luftstrom auseinanderdivergiert.

Das ist auch der Grund weshalb die beiden unteren Graphen ($r = [4, 5]$ cm) stetig steigen. In der Nähe der Düse erfährt man nur wenig Druck durch den Luftstrom, in weiterer Entfernung divergiert dieser allerdings soweit auseinander, dass immer mehr Staudruck registriert werden kann.

Schön zu erkennen ist außerdem, dass bei $r = 0$ cm, also auf der verlängerten Mittellachse der Düse, der Staudruck über einen weiten Abstand hinreichend konstant ist.

Wir einigten uns also, im Folgenden alle Messungen bei $l = 20$ cm und $r = 0$ cm durchzuführen.

3.4. Berechnung der Windgeschwindigkeit

In diesem Aufgabenteil haben wir den Staudruck in Abhängigkeit von der Drehzahl gemessen. Wir regelten also das Drehrad in 1Skt.-Schritten rauf und notierten den dazugehörigen dynamischen Druck. Aus diesem kann dann die Windgeschwindigkeit berechnet werden über:

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

Dabei ist ρ die Luftdichte mit dem Wert $1,29 \text{ kg/m}^{3iv}$.

^{iv} Quelle: Paul A. Tipler, Gene Mosca; „Physik für Wissenschaftler und Ingenieure“; 6. Auflage; S. 494

Potentiometerstellung [Skt]	Drehzahl [1/s]	Staudruck [Pa]	Windgeschwindigkeit [m/s]
3	8,5	3	2,16
4	12	6	3,05
5	17,5	11	4,13
6	26,5	33	7,15
7	37,5	89	11,75
8	43,5	116	13,41
9	45	125	13,92

Tab. 3

Anschließend trugen wir die Windgeschwindigkeit v über die Motordrehzahl auf. Wir erhielten folgende Graphik:

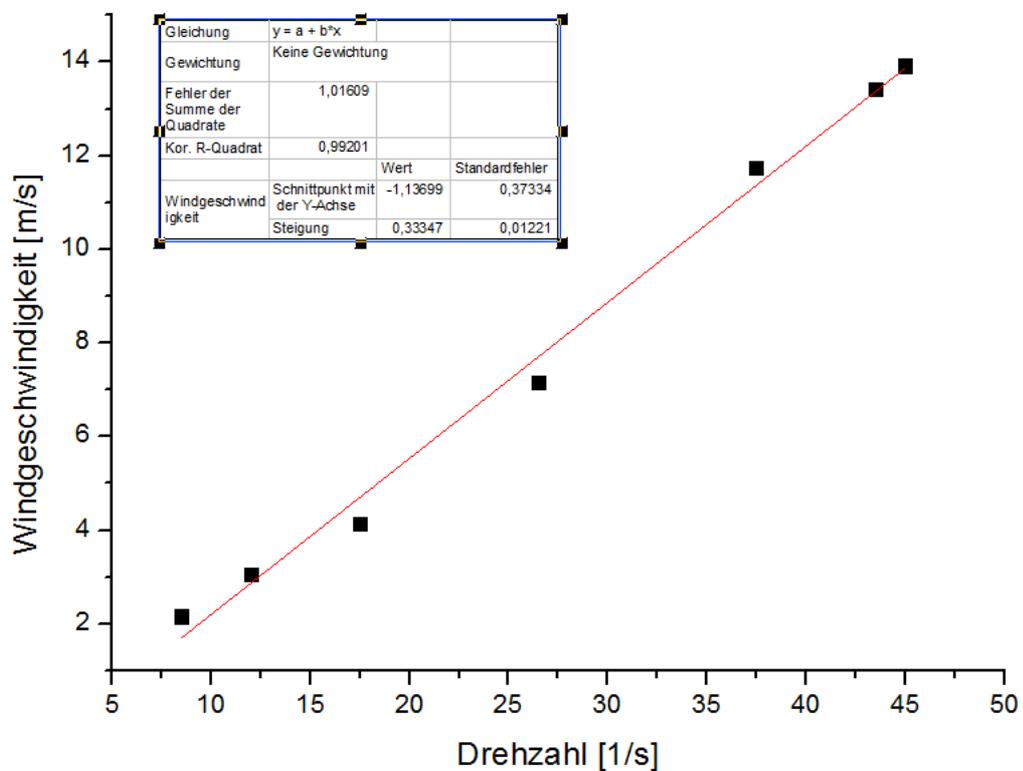


Abb. 2: v in Abhängigkeit von der Drehzahl

Wir erkennen einen linearen Zusammenhang. Je höher die Motordrehzahl, desto größer ist die Windgeschwindigkeit.

4. Kräfte auf einen Testkörper

4.1. Rücktrieb und Stirnfläche

Mit einem Sektorkraftmesser wird die Druckwiderstandskraft auf drei unterschiedlich große Kreisscheiben gemessen. Da die Kreisscheiben mit einem Haltestiel in den Luftstrom gehalten werden, verfälscht der Haltestiel die Messung.

Für den korrigierten Wert ergibt sich bei der kleinsten Kreisscheibe:

$$F_{W,korr} = F_{W,gemessen} - F_{W,Haltestiel}$$

Halten wir die Mittelgroße Kreisscheibe in den Luftstrom, so verdeckt die Scheibe den Haltestiel schon zur Hälfte. Dadurch korrigieren wir unseren gemessenen Wert nur noch um die Hälfte der Gesamtkraft auf den Haltestiel ($F_{H,ges} = 0,01 \text{ N}$). Bei der großen Kreisscheibe wird der komplette Haltestiel verdeckt. Unser Messwert hierfür muss nicht mehr korrigiert werden.

Im Versuch wurde der Luftstrom konstant auf 8 Skt. gestellt.

Durchmesser Kreisscheibe	Fläche Kreisscheibe [m ²]	Kraft	Korrektur	resultierende Kraft [N]	Verhältnis Kraft-Fläche [N/m ²]
4 cm	0,00503	0,065 N	-0,01 N	0,055	10,93
5,6 cm	0,00985	0,105 N	-0,005 N	0,1	10,15
8 cm	0,02011	0,145 N	0 N	0,145	7,21

Tab. 4: Verhältnis Kraft-Fläche

Theoretisch sollte durch diese Messung die Proportionalität von Kraft zu Fläche bewiesen werden, d.h. das Verhältnis sollte konstant sein. An den Messwerten ist jedoch zu erkennen, dass dies nur für die beiden kleineren Kreisscheiben der Fall ist. Die Abweichung bei der großen Kreisscheibe liegt vermutlich an Ablesefehlern bei der Messung und einer ungenauen Korrektur. Im Folgenden nehmen wir jedoch an, dass $F_W \sim A$.

4.2. Rücktrieb und Strömungsgeschwindigkeit

In diesem Versuchsteil galt es, herauszufinden in welcher Form der Strömungswiderstand vom Staudruck abhängig ist. Wir maßen für zwei unterschiedlich große Kreisscheiben für jede Potentiometerstellung die Widerstandskraft mit der Kraftwaage.

In 1.2 haben wir bereits herausgefunden, wie die Windgeschwindigkeit von der Motordrehzahl abhängt. Dies machen wir uns jetzt zu Nutze, da bekannter Maßen gilt:

$$p_{dyn} = \frac{1}{2} \rho v^2.$$

Potentiometerstellung [Skt]	Staudruck [Pa]	8cm-Durchmesser-Scheibe	4cm-Durchmesser-Scheibe
		Strömungswiderstand [mN]	Strömungswiderstand [mN]
3	3	0	0
4	6	3	2
5	11	10	11
6	33	25	21
7	89	100	41
8	116	140	51
9	125	150	55

Tab. 5: Strömungswiderstand in Abhängigkeit von der Windgeschwindigkeit

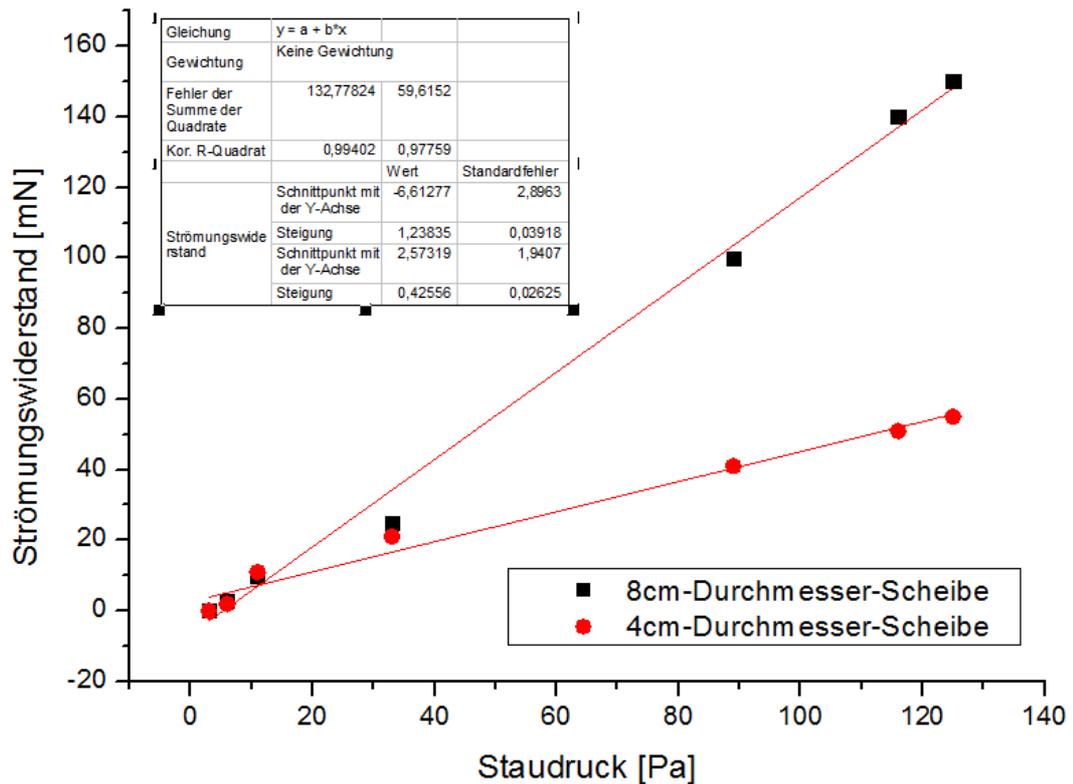


Abb. 3: Strömungswiderstand über Staudruck

Es wird durch das Diagramm deutlich, dass die größerer Kreisscheibe auch einen größeren Strömungswiderstand hervorruft, was natürlich logisch erscheint. Viel wichtiger ist, dass man ablesen kann, dass -wie erwartet- ein linearer Zusammenhang zwischen Strömungswiderstand und Staudruck vorliegt:

$$F_W \sim p_{dyn}$$

4.3. Rücktrieb und Körperform

Jetzt werden jeweils der Rücktrieb einer Halbkugel, einer Vollkugel und eines glatten Stromlinienkörpers (größter Durchmesser jeweils 56mm) in beiden Ausrichtungen zum Luftstrom gemessen.

In der Vorbereitung wurde bereits die Widerstandsformel erstellt.

Den Widerstandsbeiwert erhalten wir durch:

$$c_w = \frac{F_W}{p_{dyn}A}$$

Hierbei beträgt die Querschnittsfläche bei allen Körpern $24,6 \text{ cm}^2$ und $p_{dyn} = 116 \text{ Pa}$ (siehe 1.2 bei 8Skt).

Ausrichtung	Strömungswiderstand [N]	Strömungswiderstand korrigiert [N]	c_w [N/(Pa*m ²)]	Vergleich Literaturwert*
	0,035	0,03	0,11	0,34
	0,1	0,095	0,33	1,33
	0,03	0,025	0,09	0,45
	0,015	0,01	0,04	0,05
	0,02	0,015	0,05	0,05

*Quelle: <http://de.wikipedia.org/wiki/Strömungswiderstandskoeffizient>

Tab.6 Widerstandsbeiwert

Vergleicht man unsere Werte für den Widerstandsbeiwert mit den Literaturwerten, erkennt man, dass unsere Werte für Halbkugel und Vollkugel zu niedrig sind. Dies liegt wiederum vermutlich an Ablesefehlern bei der Messung und einer ungenauen Justierung der Körper im Luftstrom. Die Werte des Stromlinienkörpers stimmen in etwa überein.

Im Allgemeinen lässt sich jedoch sagen, dass der strömlinienförmige Körper die besten Strömungseigenschaften (unabhängig von der Stellung) besitzt. Die Kugel und Halbkugel in konvexer Stellung besitzen ähnliche Widerstandsbeiwerte, welche jedoch schon deutlich höher als die des strömlinienförmigen Körpers sind. Die hohle Halbkugel in konkaver Stellung hat aufgrund ihrer Beschaffenheit mit Abstand die schlechtesten Strömungseigenschaften. Dies ist klar, denn die strömende Luft wird sozusagen „eingefangen“. Es kommt zu starken Verwirbelungen.

5. Tragflügel

5.1. Auftrieb und Strömungswiderstand

Wir haben bei einem Modellflügel den Anstellwinkel in 5°-Schritten variiert und jeweils den Strömungswiderstand und die Auftriebskraft gemessen:

Anstellwinkel [°]	Strömungswiderstand [mN]	Auftriebskraft [mN]
-20	25	0
-15	25	10
-10	20	60
-5	20	150
0	20	250
5	20	300
10	35	380
15	45	470
20	60	550

Tab. 7: Widerstand und Auftrieb in Abhängigkeit vom Anstellwinkel

Zunächst haben wir den Widerstand über den Anstellwinkel aufgetragen:

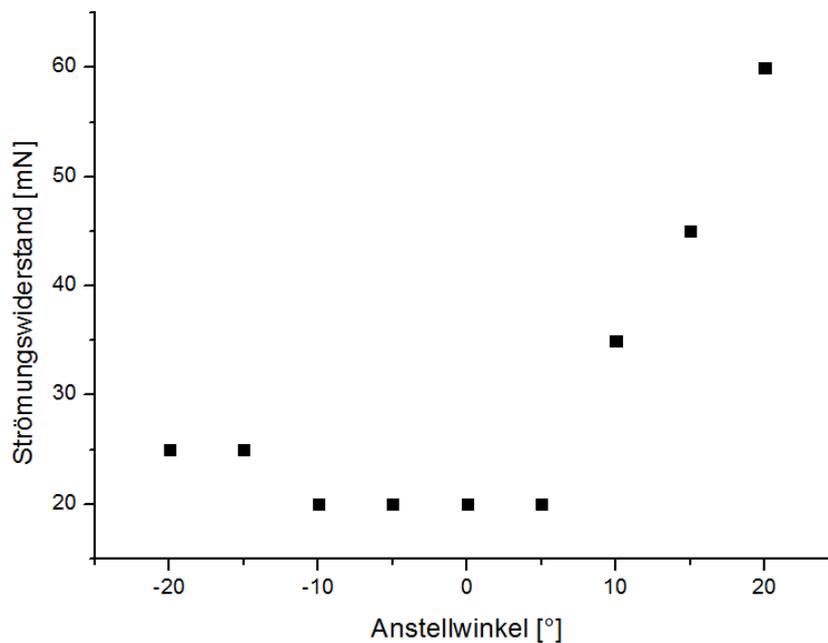


Abb. 4

Es ist zu erkennen, dass bei kleinen Anstellwinkeln der Strömungswiderstand auch gering ist. Das ist klar, denn in solchen Positionen ist der Tragflügel am stromlinienförmigsten.

Ist der Tragflügel um einen positiven Anstellwinkel geneigt, so wirkt er in der Projektion wie eine flache Wand. Es ist klar, dass bei negativen Anstellwinkeln der Luftstrom leichter durch die Wölbung des Flügels an ihm vorbeigeführt wird. Dass so der Strömungswiderstand bei positiven Anstellwinkeln deutlich größer ist als bei negativen, sieht man auch bei Betrachtung der Abb. 4.

Dann haben wir den Auftrieb über den Anstellwinkel aufgetragen:

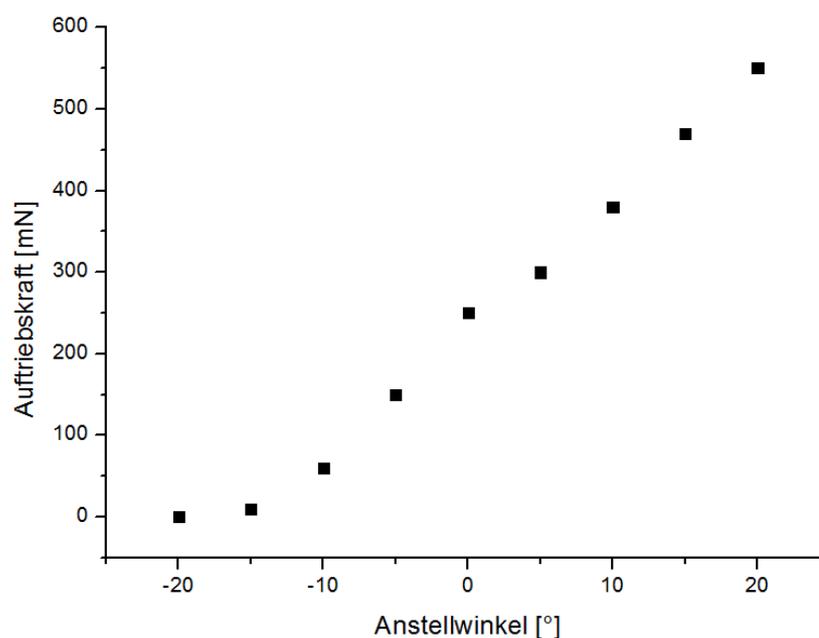
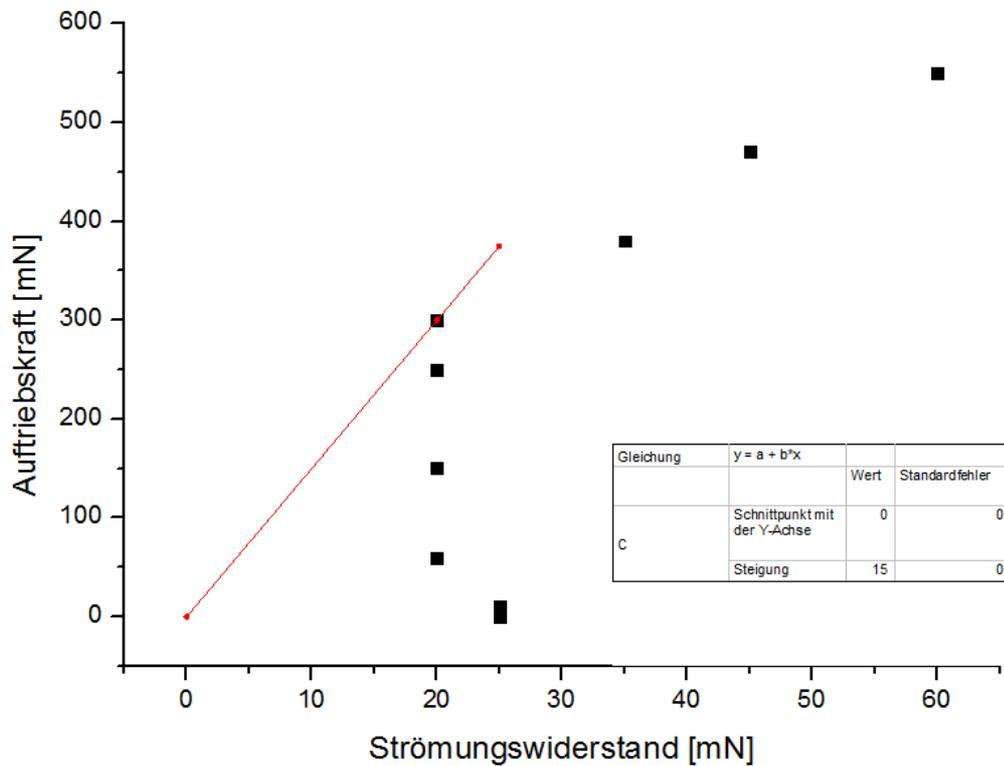


Abb. 5

Die Auftriebskraft steigt bei größer werdendem Anstellwinkel. Der Luftstrom gelangt unter den Flügel. Es liegt somit hier Überdruck vor, sodass ein imaginäres Flugzeug nun steigen würde.

Wir haben zudem ein Polarendiagramm erstellt:



Die Steigung der Ursprungsgeraden, die gerade noch den Graphen schneidet, entspricht dem Kehrwert unserer Gleitzahl. Somit ergibt sich für die kleinste Gleitzahl: $\varepsilon = 0,067$.

Eine geringe Gleitzahl bedeutet gute Flugeigenschaften und somit eine hohe Auftriebskraft im Vergleich zum Strömungswiderstand.

Ein Pilot könnte über diese Gleitzahl im Falle eines Maschinenausfalls berechnen, wie tief das Flugzeug über eine gewisse Strecke hinweg absinken würde. Nähme er den Kehrwert dieser Gleitzahl, so könnte er zudem vorhersagen, wie weit das Flugzeug mit einer bestimmten Fluggeschwindigkeit noch vor Auftreffen auf en Erdboden in der Luft bleiben könne.

5.2. Druckmessung

Nun maßen wir den Druck an 9 vorgegeben Punkten am Tragflächenmodell bei verschiedenen Anstellwinkeln.

Position	Druck bei 0°	Druck bei -20°	Druck bei 20°
	[Pa]	[Pa]	[Pa]
1	95	68	37
2	-53	24	-95
3	-49	-10	-52
4	-21	-11	-16
5	-10	-6	-8
6	-8	-10	6
7	3	-11	25
8	2	-1	4
9	3	-4	3

Tab. 8

Trägt man die Druckvektoren in die Skizze ein (siehe Anhang) wird deutlich, dass bei unseren Messungen bei einem Anstellwinkel von +20° der Auftrieb am größten und bei einem Anstellwinkel von -20° der Auftrieb am geringsten ist.

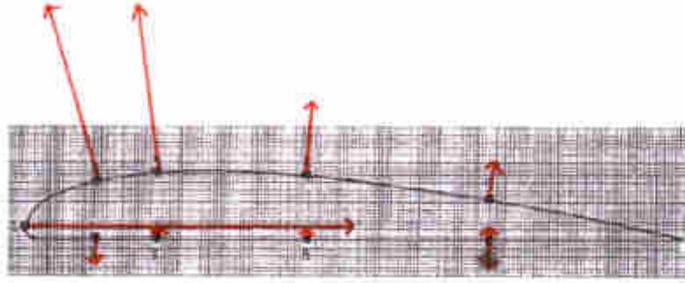
Überträgt man diese Ergebnisse auf die Realität, erkennt man sofort, dass sie stimmen müssen, da z.B. ein Flugzeug im Sinkflug einen geringeren Auftrieb als im Steigflug besitzen sollte.

In unseren Skizzen entspricht ein Pfeil weg vom Tragflächenmodell einem Unterdruck, ein Pfeil hin zum Tragflächenmodell dagegen einem Überdruck. Die Länge jedes Pfeiles entspricht dem jeweiligen Druckbetrag.

ANHANG

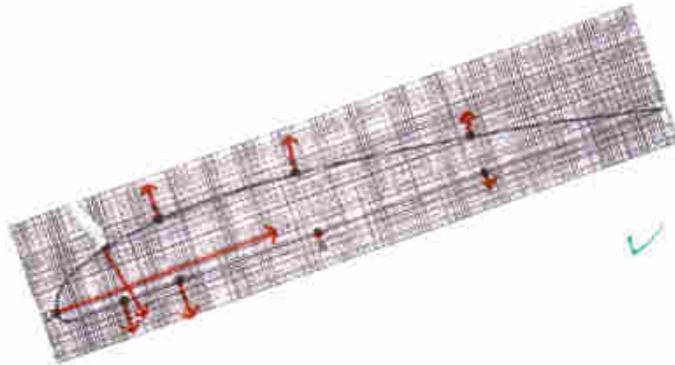
$\alpha = 0^\circ$:

Wind \rightarrow



$\alpha = -20^\circ$:

Wind \rightarrow



$\alpha = 20^\circ$:

Wind \rightarrow

