



SS/WS 20.10./11.

Praktikum: (P1/P2) (Mo/Di/Mi/Do) Gruppe-Nr: 3

Name: Spinner Vorname: Michael

Name: Lang Vorname: Christian

Versuch: P1-24 Aeromechanik (mit/ohne) Fehlerrechnung

Betreuer: Thomas Damian Durchgeführt am: 23.11.

Abgabe am: 30.11.2010

Rückgabe am: Begründung:

~~A.1, A.2, 3.1: Offiziell-kompletter~~ geklärt
Allgemein: Quellenangaben

2. Abgabe am:

Ergebnis: (+/0/-)

Fehlerrechnung: ja/nein

Datum: 7.12.2010

Handzeichen: Damian

Bemerkungen:

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).

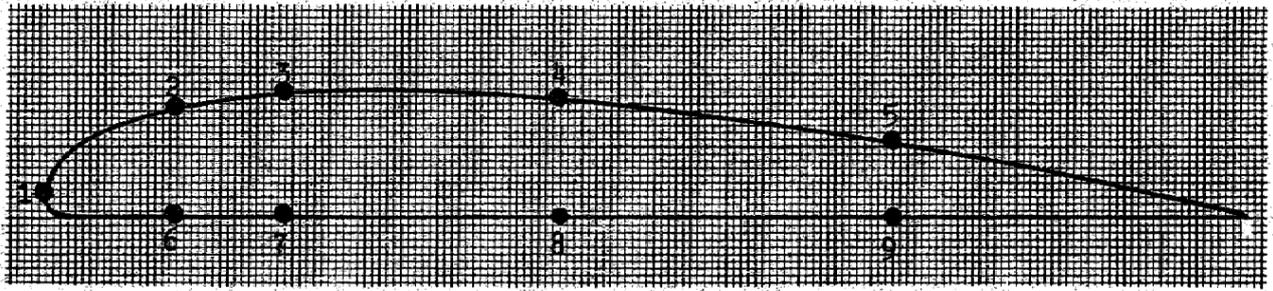


Abb. 1: Lage und Bezeichnung der Druckmeßstellen

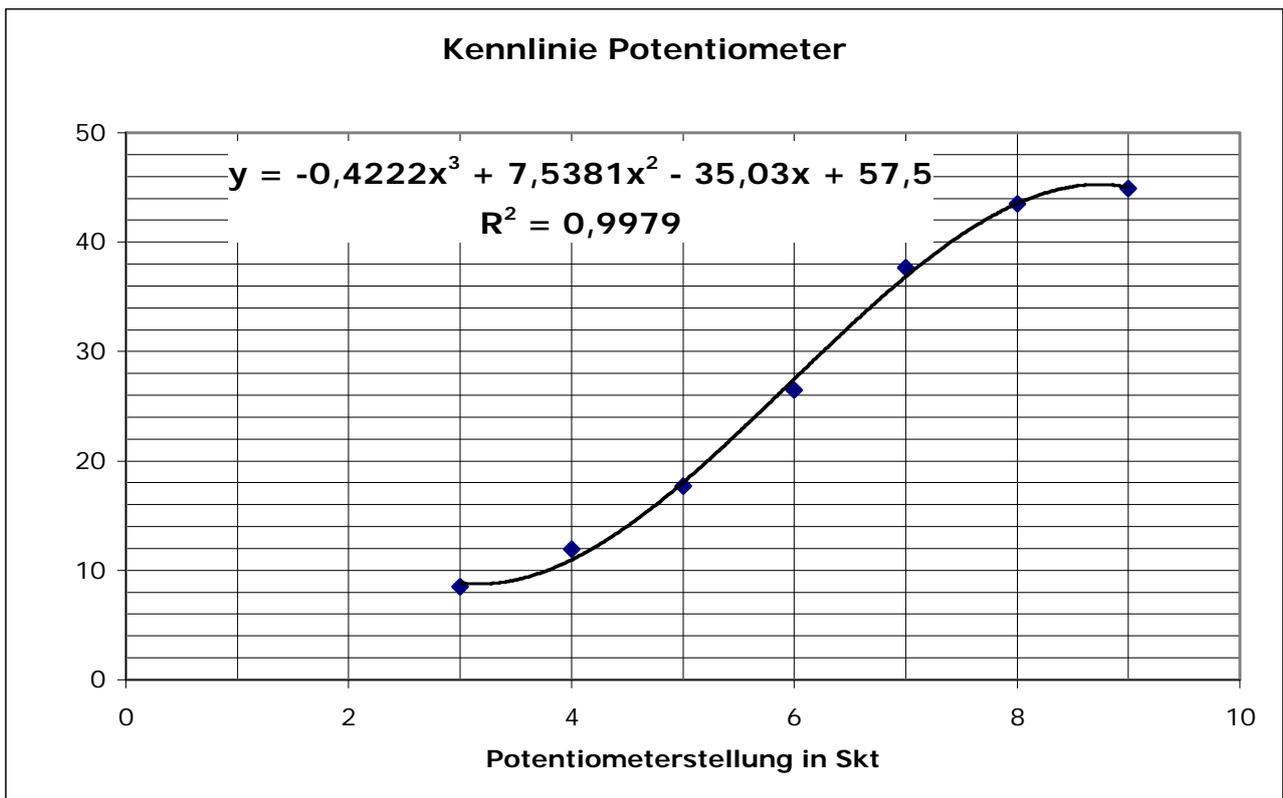


Abb. 2: Drehzahlregelung des Winderzeugers

AeromechanikVorbereitung:

In diesem Versuch geht es um die Gesetzmäßigkeiten, die ~~das~~ das Fliegen von Körpern verständlich machen und um den Umströmung von Körpern mit Flüssigkeit/Gas und die jeweiligen Kräfte, die wirken. Dazu können wir folgende Formeln verwenden:

$$F = c_w \cdot \frac{\rho}{2} \cdot u^2 \cdot A \quad \text{mit } u: \text{Geschwindigkeit des strömenden Mediums}$$

und c_w : Widerstandsbeiwert

$$A_1 u_1 \rho = A_2 u_2 \rho \quad (\text{Kontinuitätsgleichung})$$

$$p + \frac{\rho}{2} u^2 = p_0 \quad (\text{Bernoullische Gleichung})$$

statischer Druck dynamischer Druck
bzw. Staudruck Gesamtdruck

Demonstrationsversuche:

D1: Wir bringen eine Scheibensonde parallel bzw. senkrecht zur Strömungsrichtung an. Mit einem Manometer beobachten wir die Druckänderungen. Im ersten Fall erwarten wir eine ^{sehr} geringe Druckänderung, denn wir messen nur den statischen Druck. Im zweiten Fall erwarten wir eine höhere Druckänderung, denn hier wird der Gesamtdruck gemessen.

D2: Hier ändern wir in beiden Stellungen die Windgeschwindigkeit und beobachten die Manometeranzeige. Nun verwenden wir eine Rohrsonde senkrecht zur Strömungsrichtung und vergleichen das Ergebnis mit dem der Scheibensonde. Bei senkrechter Ausrichtung kann man den Gesamtdruck messen, bei parallel der statischen Druck.

D3: Wir messen und skizzieren den Verlauf des statischen Drucks und beobachten den Gesamtdruck längs der Strömung im Venturirohr.

Man kann erwarten, dass an der Engstelle in Rohr nach der Kontinuitätsgleichung die Strömungsgeschwindigkeit zunimmt, was einen erhöhten Staudruck ~~beden~~ zur Folge hat. Da der Gesamtdruck konstant bleibt, muss also an dieser Engstelle der statische Druck abfallen. ✓

D9: Wir messen und skizzieren den Druckverlauf in radialer Richtung an zwei eng aneinanderliegenden Kreisscheiben, zwischen denen radial die Luft nach außen strömt. Wir erwarten im Mittelpunkt der Scheiben einen Unterdruck, der durch die schnell strömende Luft entsteht. ~~Die Platten~~ ^{stopfen sich} Dadurch ziehen sich die Platten gegenseitig an ~~und nicht~~, wie man erwarten könnte, ab. Dieses Phänomen nennt man das Aerodynamische Paradoxon. ✓

Aufgabe 1

1.1. Wir messen den Staudruck p_d (dynamischer Druck) an verschiedenen Orten im Luftstrom und suchen dabei den Ort, an dem die Windgeschwindigkeit ~~ist~~ ausreichend ortsunabhängig ist. Nun soll der Verlauf des Staudrucks graphisch dargestellt werden. ✓

1.2. Hier messen wir die Windgeschwindigkeit v in Abhängigkeit von der Drehzahl n an im 1.1. bestimmten Ort, um ~~das~~ Verhältnis von Drehzahl und Windgeschwindigkeit ^{zu} bekommen. ✓

Aufgabe 2

2.1. Bei konstanter Strömungsgeschwindigkeit messen wir den Strömungswiderstand der drei Kreisscheiben sowie den des Halbzyls. Wir erwarten ein lineares Verhältnis von Strömungswiderstand und von der Fläche: $F \sim A$. Damit wollen wir folgende Formel experimentell bestätigen: $F = c_w \cdot \frac{\rho}{2} v^2 A$. ✓

2.2. Wir messen bei zwei Kreisröhren den Strömungswiderstand in Abhängigkeit von der Windgeschwindigkeit (Standard p_d), tragen den Widerstand über p_d auf und folgern daraus folgende Abhängigkeit: Der Strömungswiderstand F sollte sich proportional zu p_d verhalten:

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

2.3. Bei konstanter Drehzahl messen wir den Strömungswiderstand der rotationssymmetrischen Widerstandskörper in beiden Richtungen. Damit stellen wir die Widerstandsformel zusammen und bestimmen die Widerstandsbeiwerte c_w der Widerstandskörper.

$$F = c_w p_d A \Leftrightarrow c_w = \frac{F}{p_d A} \quad \checkmark$$

2.4. Wir messen den c_w Wert eines Modellautos. \checkmark

Aufgabe 3

3.1. Bei konstanter Windgeschwindigkeit messen wir den Auftrieb und F in Abhängigkeit vom Anstellwinkel α , tragen F und den Auftrieb über α auf und auch die Auftriebswerte über F in einem Polardiagramm. Daraus bestimmen wir die Gleitzahl ϵ :

$$\epsilon = \frac{F}{F_A} \quad \text{mit} \quad F_A = c_A \frac{\rho}{2} v^2 A \quad \checkmark$$

Wenn F geringer als der Auftrieb F_A ist, dann ist ϵ klein. Das würde bedeuten, dass der Flugzeug wirtschaftlicher arbeiten würde.

Um die Flugeigenschaften zu verbessern, muss also F kleiner werden, z.B. durch eine glatte Oberfläche oder F_A erhöht werden, z.B. durch eine stärkere Wölbung der Tragfläche.

3.2. Bei konstanter Windgeschwindigkeit messen wir den Druck an den Messstellen des Tragflächenmodells in Abhängigkeit von α . Durch den Verlauf der senkrecht ~~zur~~ zur Tragfläche stehenden Druckvektoren kann man bestimmen, warum ein Flugzeug fliegen kann, obwohl es schwerer als Luft ist. Die Wirkungsweise einer Tragfläche lässt sich nun folgendermaßen erklären: Aufgrund der Verdichtung der Stromlinien an der Flügeloberseite und der damit höheren Luftgeschwindigkeit an der Oberseite relativ zur Unterseite entsteht unter dem Flügel ein Überdruck, wodurch der Flügel einen Auftrieb nach oben erfährt. ✓

Vorbereitung

P1-24 Aeromechanik

Christian Lang
1544174

Bei diesem Versuch geht es darum, ein besseres Verständnis über die Kunst des Fliegens zu erlangen. Es soll gezeigt werden, warum Objekte fliegen können und was für Gesetzmäßigkeiten in der Aeromechanik gelten.

Hierzu betrachten wir zunächst 3 Formeln, welche in der Aeromechanik von besonderer Bedeutung sind.

1. Die Kontinuitätsgleichung: $A_1 u_1 \rho = A_2 u_2 \rho$ ✓

A = Querschnittsfläche, u = Strömungsgeschwindigkeit und ρ = Dichte des Gases.

Mit Hilfe dieser Gleichung lässt sich die Strömungsgeschwindigkeit berechnen, wenn sich das Medium durch Druck nicht komprimieren lässt.

2. Die Bernoullische Gleichung:

$$\underbrace{p}_i \text{ statischer Druck} + \underbrace{\frac{\rho}{2} u^2}_1 \text{ Staudruck} = \underbrace{p_0}_{\text{Gesamtdruck}} = \text{const.} \quad \checkmark$$

bzw. dynamischer Druck (ρd)

Sie besagt, dass in abgeschlossenen Systemen der statische Druck absinkt, sobald die Strömungsgeschwindigkeit des Mediums zunimmt.

In nicht abgeschlossenen Systemen ist der statische Druck normalerweise konstant.

3. Formel: $F = c_w \cdot \frac{\rho}{2} u^2 \cdot A$ ✓

Mit dieser Formel lässt sich die Kraft berechnen welche auf einen Körper wirkt. Dabei steht c_w für den formabhängigen Widerstand

Demonstrationsversuche:

01 Bei diesem Versuch wird durch die Stellung der Schreibsonde der statische bzw. der Gesamtdruck gemessen. Bei einer Stellung parallel zum Luftstrom sollte eine schwache Druckänderung zu sehen sein. Dies ist der statische Druck, Senkrecht gestellt sollte die Schreibsonde dagegen den Gesamtdruck anzeigen. ✓

02 Man wird den Druck mit varierten Windgeschwindigkeiten gemessen. Hier ist zu erwarten, dass der statische Druck konstant bleibt und der Gesamtdruck zunimmt, da der dynamische Druck von der Windgeschwindigkeit abhängt. Mit der Rohrsonde sollte senkrecht zum Luftstrom der Statische und parallel zum Luftstrom der Gesamtdruck gemessen werden. ✓

03 Hier wird nun die Änderung des statischen Drucks in einem Venturivertur gemessen. Dabei sollte der statische Druck an der Engstelle absinken. ✓

04 Schließlich ist noch der Druckverlauf bei einem Luftstrom, welcher auf zwei Kreisscheiben nach außen strömt, zu messen. Hier entsteht ein aerodynamisches Paradoxon, denn entgegen der ersten Vermutung, dass der Luftstrom die Platten auseinanderdrückt, entsteht ein Unterdruck in der Mitte, welcher die Platten anzieht. ✓

Aufgabe 1

1.1. Der Versuch wird wie in der Aufgabenstellung, aufgebaut und der Statedruck an verschiedenen Orten gemessen um den homogenen Bereich zu bestimmen. ✓

1.2. Man soll die Windgeschwindigkeit v in Abhängigkeit zur Stromstärke I des Motors bestimmt werden.

Dies lässt sich wie folgt darstellen: $v = \text{const} \cdot I^m$

wobei für die Lauffgeschwindigkeit v gilt: $v = \sqrt{\frac{2}{\rho} \cdot p_d}$

Bestimmung d. Drehzahl über Kennlinie auf

Seite 3. d. Vorlesungsmappe

Aufgabe 2:

2.1 Bei diesem Versuch soll der Strömungswiderstand von drei Kreisscheiben unterschiedlicher Größen bei konstanter Strömungsgeschwindigkeit gemessen werden. Nach Korrektur sollte ein linearer Zusammenhang zwischen Fläche (Querschnitt) und Kraft zu sehen sein.

Dies bestätigt auch die Formel: $F = c_w \frac{\rho}{2} u^2 A$ ✓

~~2.2~~

2.2 Nun wird bei 2 Scheiben der Strömungswiderstand in Abhängigkeit von der Windgeschwindigkeit (im Standrohr p_d) gemessen werden. Auch hier erwartet man eine lineare Abhängigkeit von Kraft und Windgeschwindigkeit. ✓

Dies kann man auch wie folgt sehen:

$$F = c_w \frac{\rho}{2} u^2 A \quad \text{mit } u = \sqrt{\frac{2 p_d}{\rho}}$$

$$\Rightarrow F = c_w \frac{\rho}{2} \frac{2 p_d}{\rho} A \Rightarrow F = c_w p_d A \quad \checkmark$$

2.3 Es soll jetzt der Strömungswiderstand von verschiedenen Objekten gemessen werden und mit dessen Hilfe c_w bestimmt werden.

$$c_w = \frac{2F}{\rho A v^2} = \frac{F}{p_d A}$$

$$\rho_{\text{Luft}} = 1,29 \frac{\text{kg}}{\text{m}^3} \quad \checkmark$$

2.4

Die Messung aus 2.3 soll jetzt auf ein Modellauto angewendet werden.

Aufgabe 3]

3.1 Hier soll nun noch bei einer ebenen und einer gebogenen Platte der Auftrieb und der Strömungswiderstand bestimmt werden.

Die Messwerte sind nun über ~~den~~ ^{den} Anstellwinkel in ein Polardiagramm einzutragen. Mit diesem soll nun die optimale Gleitzahl $\epsilon = \frac{F_w}{F_A}$ bestimmt werden wobei $F_w \leftarrow$ Strömungswiderstand $F_A =$ Auftrieb.

Beste Flugeigenschaften sollten bei kleinen Anstellwinkel niedrige Gleitzahlen haben. ✓

3.2]

Schließlich soll bei konstanter Windgeschwindigkeit der Druck auf dem Tragflächenmodell bei variierendem Anstellwinkel gemessen werden. Wenn man nun diese Werte vektorieil einzeichnet kann man sehen, warum ein Flugzeug durch die Tragflächen in die Luft steigen kann. ~~Dem~~ Auf der Tragfläche sollte ~~oben~~ ein Unterdruck sein, während auf der Unterseite ein Überdruck herrschen sollte. ✓

Messprotokoll Aeromechanik

off: 5 Pascal

Aufgabe 1:

1.1	$p_{t_{ref}}$	L [cm]	$p_{d_{r=0}}$ [$\frac{m^2}{Pa}$]	$p_{d_{r=1}}$	$p_{d_{r=2}}$	$p_{d_{r=3}}$	$p_{d_{r=4}}$
→ Werte ohne Offset!	65	0	135	97,25	125	105	95
	55	10	125	110	120	105	80
	48	20	117,5	108	108	85	60
	45	30	111	103	97	73	55
	43	35 35	105	98	90	70	52

Bem: Willkürliche Schwankung des Messwertes

1.2	Drehzahl [Stk.]	p_d [Pa]
Bei $L=20$ cm $\Delta r=0$ m	3	10
	4	14
	5	23
	6	35
	7	71
	8	110
	9	117,5
	10	120

Drain

Aufgabe 2:
2.1

$l = 15 \text{ cm}$

Objekt
Halterstiel
Halterstiel

Strömungswiderstand [N] | K_{str}

4 cm ϕ kl. Kreis

0,19

0,18

5,6 cm ϕ mitt. Kreis

0,33

0,32

8 cm ϕ gr. Kreis

0,56

0,55

2.2

$l = 20 \text{ cm}$

gummi
Kern

Drehzahl	3	4	5	6	7	8	9	10
$S_{\text{I}} \text{ Pkt klein}$	0,00	0,01	0,05	0,08	0,12	0,19	0,21	0,22
$S_{\text{II}} \text{ Pkt groß}$	0,03	0,04	0,11	0,16	0,3	0,53	0,57	0,20
$S_{\text{III}} \text{ Pkt ohne}$	0	0	0	0	0	0,59	0,55	0,56

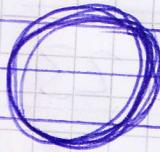
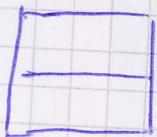
2.3

bei $l = 20 \text{ cm}$
 $\Rightarrow K_{\text{str}} \approx 0,02$

Objekt

Strömungswiderstand

Stärke: 8



0,11

K_{str}
0,09



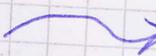
0,39

K_{str}
0,38



0,13

K_{str}



0,077

K_{str}
0,11



0,06

K_{str}
0,075

K_{str}
0,04

2.4

Bagge:

$A = 7,5 \text{ m}^2$

Schubbel oben:

$0,13 \text{ Pa}$

Schubbel unten:

$0,18 \text{ Pa}$

Autos: $0,06$

$A = 5,5 \text{ m}^2 \Rightarrow 0,04$

Don

Aufgabe 3.1

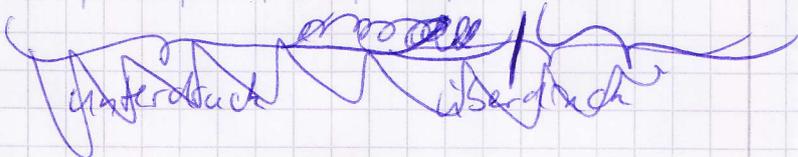
	V. 85 KT	Auftrieb \uparrow	Richttrieb \rightarrow Strömungswiderstand
3.1	0° Ra	0,1	0,07
	+5°	0,01	0,08
	-10°	-0,05	0,09
	-15°	-0,15	0,09
	-20°	-0,19	0,22
	+5°	0,15	0,08
	+10°	0,22	0,09
	+15°	0,3	0,14
	+20°	0,33	0,17

in Pa

3.2

n	1	2	3	4	5	6	7	8	9
0°	110	42,5	37,5	19,5	11	37,5	10	5	5
+20°	62,5	67,5	37,5	15	10	35	25	14	7,5
-20°	90	27,5	10	12,5	10	12,5	15	10	7,5

offen-bedeckt! 5 Pa
Windstärke 8



Dan

Versuchsauswertung

(P1-24,26,28)

Aeromechanik



Christian Lang und Michael Spinner

Gruppe Di-09, 23.11.10

Inhaltsverzeichnis

0. Demonstrationsversuche	3
• Demonstrationsversuch 1	3
• Demonstrationsversuch 2	3
• Demonstrationsversuch 3	3
• Demonstrationsversuch 4	3
1. Aufgabe	4
• Aufgabe 1.1	4
• Aufgabe 1.2	4
2. Aufgabe	5
• Aufgabe 2.1	5
• Aufgabe 2.2	6
• Aufgabe 2.3	7
• Aufgabe 2.4	8
3. Aufgabe	9
• Aufgabe 3.1	9
• Aufgabe 3.2	12

0. Demonstrationsversuche:

Diese Versuche haben wir mit der anderen Gruppe zusammen durchgeführt und haben deshalb keine Messungen durchgeführt, sondern die Ergebnisse nur beobachtet und diskutiert.

D 1:

Wir haben eine Scheibensonde parallel bzw. senkrecht zur Strömungsrichtung eines Winderzeugers gehalten und mit einem Manometer die Druckänderung gemessen. Wie erwartet haben wir im ersten Fall nur den statischen Druck, denn es gab einen nur geringen Unterdruckauschlag im Manometer und im zweiten Fall den Gesamtdruck gemessen, der aufgrund der Verwirbelungen an der Kreisscheibe zu einem stärkeren Überdruckauschlag führte.

D 2:

Veränderten wir die Windgeschwindigkeiten, dann konnten wir erkennen, dass der statische Druck ungefähr konstant blieb, der Gesamtdruck aber mit zunehmender Geschwindigkeit zunahm. Nun hielten wir eine Rohrsonde senkrecht zur Strömungsrichtung und konnten damit den Gesamtdruck messen. Bei der Scheibensonde schwankte dieser Gesamtdruck stark, was an den Luftverwirbelungen an der Scheibe lag. Deshalb kann man den Gesamtdruck mit einer Rohrsonde besser bestimmen, denn dieser Wert war keinen so großen Schwankungen ausgesetzt. Den statischen Druck haben wir nicht mit der Rohrsonde gemessen, man kann jedoch davon ausgehen, dass sie verglichen mit der Scheibensonde nicht so gut für diese Messung geeignet ist. Den dynamischen Druck haben wir mit einer Prandtlsonde gemessen, denn in diesem wirkt der statische Druck dem Gesamtdruck entgegen.

D 3:

Wir haben in einem Venturirohr mithilfe von Manometern den Verlauf des statischen Drucks längs der Strömung gemessen und konnten feststellen, dass dieser Druck bis zur Engstelle ungefähr konstant blieb, an der Engstelle der geringste statische Druck vorhanden war und zur Öffnung hin der statische Druck wieder zunahm. Der geringste statische Druck an der Engstelle kann man mithilfe der Kontinuitätsgleichung begründen. Denn an dieser Stelle ist die Windgeschwindigkeit am höchsten und deshalb muss dort der geringste statische Druck herrschen. Theoretisch sollte der statische Druck am Anfang und am Ende gleich groß sein und zur Engstelle hin gleichermaßen abnehmen, die Abweichungen bei uns waren baubedingt.

D 4:

Da die Apparatur abhanden gekommen ist, konnten wir den Versuch nur theoretisch durchführen. Die Beobachtungen und Ergebnisse haben wir schon in der Versuchsvorbereitung beschrieben.

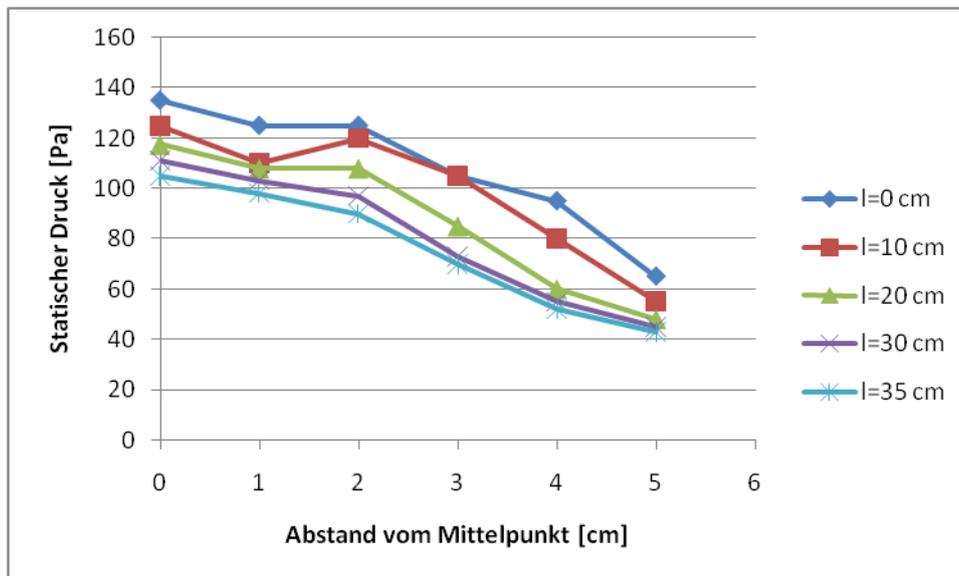
Aufgabe 1**1.1**

Wir haben den dynamischen Druck p_d an verschiedenen Orten im Luftstrom gemessen. Dazu variierten wir den Abstand von dem Winderzeuger l und auch den Abstand vom Mittelpunkt ($r_1 = 0 \text{ cm}, r_2 = 1 \text{ cm}, r_3 = 2 \text{ cm}, r_4 = 3 \text{ cm}, r_5 = 4 \text{ cm}, r_6 = 5 \text{ cm}$)

Wir erhielten folgende Messergebnisse:

$l \text{ [cm]}$	$p_{d,1} \text{ [Pa]}$	$p_{d,2} \text{ [Pa]}$	$p_{d,3} \text{ [Pa]}$	$p_{d,4} \text{ [Pa]}$	$p_{d,5} \text{ [Pa]}$	$p_{d,6} \text{ [Pa]}$
0	135	125	125	105	95	65
10	125	110	120	105	80	55
20	117,5	108	108	85	60	48
30	111	103	97	73	55	45
35	105	98	90	70	52	43

Diese Werte ergeben folgendes Schaubild:



Anhand dieses Schaubildes kann man erkennen, dass im Bereich von 20 cm Abstand von dem Winderzeuger und im radialen Abstand von bis zu 2 cm der Druck ungefähr konstant ist und deswegen werden wir die folgenden Versuche ungefähr in diesem Abstand durchführen.

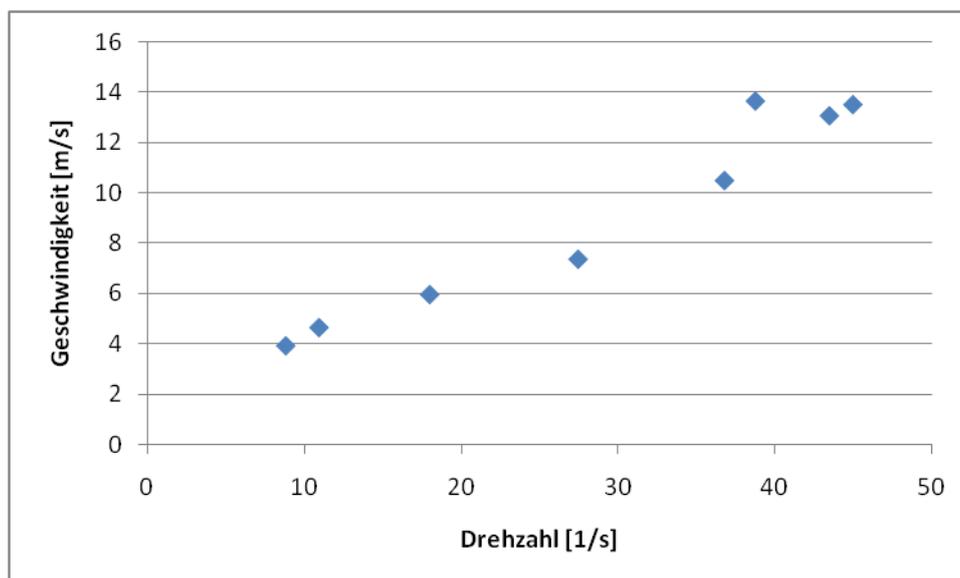
1.2

An dem in 1.1 bestimmten Ort (also bei einem Abstand von 20 cm zum Winderzeuger und dem radialen Abstand von $r = 0 \text{ cm}$) messen wir die Windgeschwindigkeiten v in Abhängigkeit von der Drehzahl. Die Drehzahl bekommen wir über das Kennlinien-Feld von dem Aufgabenblatt. Wir haben folgende Werte gemessen und benutzen die Formel für die

$$\text{Windgeschwindigkeit } v = \sqrt{\left(\frac{2}{\rho_{Luft}} * p_d\right)} \text{ mit } \rho_{Luft} = 1,29 \frac{\text{kg}}{\text{m}^3}$$

Potentiometerdarst. [Skt]	Drehzahl $[\frac{1}{s}]$	Drehzahl $[\frac{1}{min}]$	$p_a [Pa]$	$v [\frac{m}{s}]$
3	8,85	531	10	3,94
4	10,97	658,2	14	4,66
5	18,03	1081,8	23	5,97
6	27,50	1650	35	7,37
7	36,84	2210,4	71	10,49
8	43,53	2611,8	110	13,06
9	45,03	2701,8	117,5	13,50
10	38,81	2328,6	120	13,64

Diese Werte ergeben folgendes Schaubild:



Darin kann man erkennen, dass die Geschwindigkeit ungefähr proportional zur Drehzahl zunimmt, allerdings sieht man auch, dass der 10 Skt. Wert eine niedrigere Drehzahl als der 9 Skt. Wert hat. Dies liegt wohl an der Formel, mit der wir aus dem Kennlinien-Feld auf dem Aufgabenblatt unsere Drehzahl bestimmen mussten. Diese stimmt also wohl nur für 3-9 Skt.

Aufgabe 2

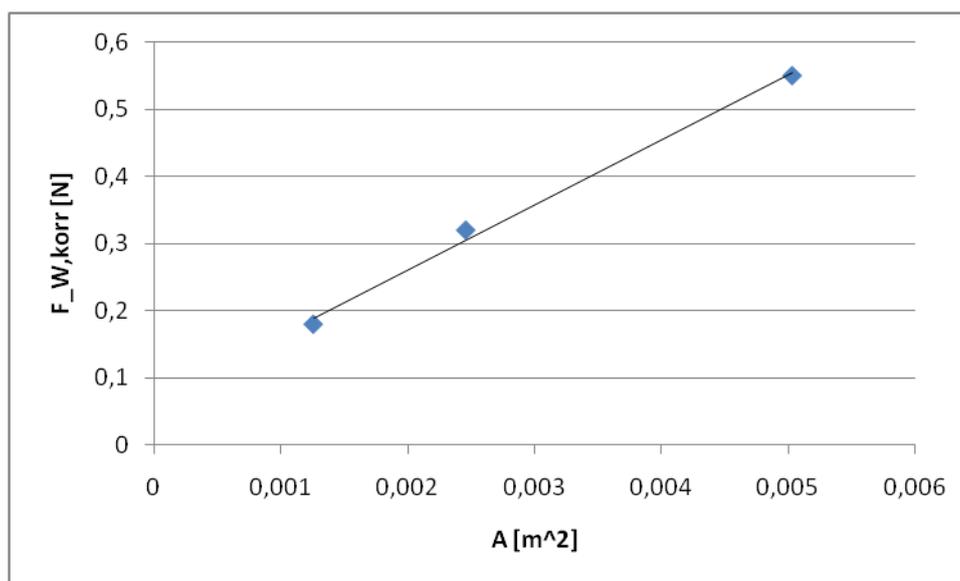
2.1

Wir haben bei konstanter Strömungsgeschwindigkeit (Pot. Bei 8 Skt.) den Strömungswiderstand F_W von drei Kreisscheiben (mit Durchmesser: $d_1 = 4 \text{ cm}$, $d_2 = 5,6 \text{ cm}$, $d_3 = 8 \text{ cm}$) sowie den des Haltestiels gemessen. Durch den F_W des Haltestiels können wir die Strömungswiderstände von den Kreisscheiben korrigieren.

Mit der Formel für $F_W = c_W * \frac{\rho_{Luft}}{2} * u^2 * A$, $A = \pi * r^2$ und $\rho_{Luft} = 1,29 \frac{kg}{m^3}$ haben wir folgende Werte gemessen:

Objekt	r [m]	A [m ²]	F_W [N]	$F_{W,korr}$ [N]	$\frac{F_{W,korr}}{A}$ [$\frac{N}{m^2}$]
Haltestiel	-	-	0,01	-	-
Kreisscheibe 1	0,02	$1,26 * 10^{-3}$	0,19	0,18	142,86
Kreisscheibe 2	0,028	$2,46 * 10^{-3}$	0,33	0,32	130,08
Kreisscheibe 3	0,04	$5,03 * 10^{-3}$	0,56	0,55	109,34

Diese Werte liefern folgendes Schaubild:



Darin kann man erkennen, dass $F_W \sim A$ ist, es besteht also ein linearer Zusammenhang zwischen F_W und A . Dies entspricht unseren Erwartungen.

2.2

Wir haben bei der kleinsten und der größten Kreisscheibe ($r_1 = 2 \text{ cm}$, $r_2 = 4 \text{ cm}$) den Strömungswiderstand F_W in Abhängigkeit von der Windgeschwindigkeit (Staudruck p_d) gemessen. Wir haben folgende Werte gemessen:

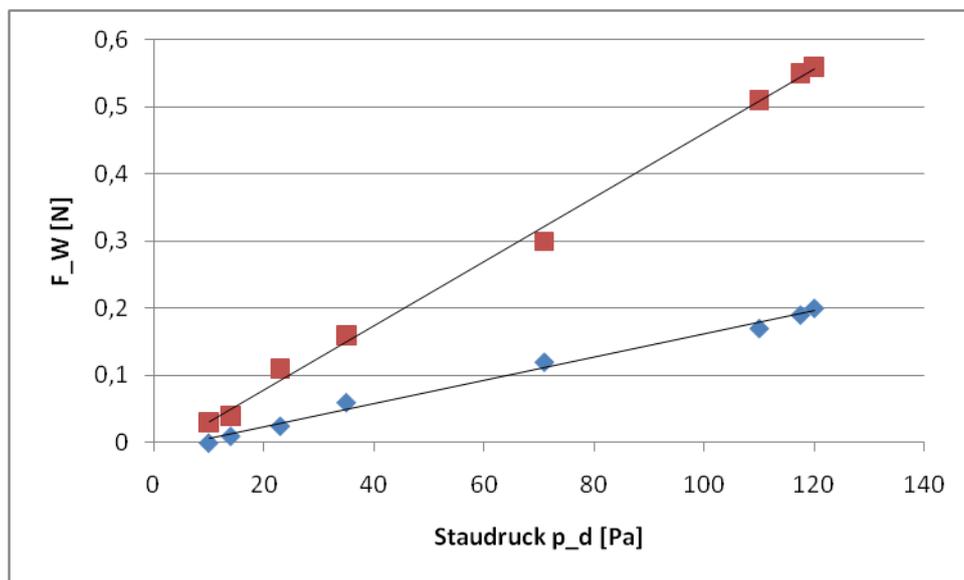
Kreisscheibe mit Radius $r_1 = 2 \text{ cm}$

Potentiometerdarst. [Skt]	v [$\frac{m}{s}$]	p_d [Pa]	F_W [N]
3	3,94	10	0,00
4	4,66	14	0,01
5	5,97	23	0,025
6	7,37	35	0,06
7	10,49	71	0,12
8	13,06	110	0,17
9	13,50	117,5	0,19
10	13,64	120	0,20

Kreisscheibe mit Radius $r_2 = 4 \text{ cm}$

Potentiometerdarst. [Skt]	$v \left[\frac{\text{m}}{\text{s}} \right]$	$p_d \text{ [Pa]}$	$F_W \text{ [N]}$
3	3,94	10	0,03
4	4,66	14	0,04
5	5,97	23	0,11
6	7,37	35	0,16
7	10,49	71	0,30
8	13,06	110	0,51
9	13,50	117,5	0,55
10	13,64	120	0,56

Damit erhalten wir das folgende Schaubild:



Darin kann man erkennen, dass $F_W \sim p_d$ ist, es besteht also ein linearer Zusammenhang zwischen F_W und p_d . Dies entspricht unseren Erwartungen.

Mit 2.1 und 2.2 folgt also: $F_W \sim p_d \cdot A$. Damit haben wir also die Formel $F_W = c_W \cdot \frac{\rho}{2} \cdot u^2 \cdot A$ experimentell bestätigt, wobei $c_W = \text{const}$ und $p_d = \frac{\rho}{2} \cdot u^2$.

2.3

Wir haben bei konstanter Drehzahl (8 Skt.) den Strömungswiderstand der rotationssymmetrischen Widerstandskörper (Kugel, Halbkugel, glatter Stromlinienkörper mit Durchmesser von jeweils 56 mm folgt für $A = \pi \cdot r^2 = 2,46 \cdot 10^{-3} \text{ m}^2$) in beiden Richtungen gemessen. Mit der in 2.2 hergeleiteten folgenden Formel können wir die Widerstandsbeiwerte c_W bestimmen: $c_W = \frac{F_W}{p_d \cdot A}$ mit $p_d = 110 \text{ Pa}$ (siehe Aufgabe 1.2)

Wir haben folgende Werte gemessen:

Objekt	F_W [N]	c_W	$c_{W,lit}^1$
Kugel	0,09	0,333	0,45
Halbkugel mit Öffnung in Windrichtung	0,37	1,367	1,33
Halbkugel mit Rücken in Windrichtung	0,11	0,407	0,34
Stromlinienkörper mit Spitze in Windrichtung	0,075	0,277	-
Stromlinienkörper mit Rücken in Windrichtung	0,04	0,148	0,05

Man kann in den Werten erkennen, dass sie teilweise recht nahe an den (von uns gefundenen) Literaturwert rankommen. Zum Beispiel weicht die Halbkugel mit Öffnung in Windrichtung nur um 0,037 vom Literaturwert ab, was einer Abweichung von nur 2,78% entspricht. Allerdings haben wir auch größere Abweichungen zu verzeichnen: Zum Beispiel weicht der Stromlinienkörper mit Rücken in Windrichtung um 0,098 ab, was einer Abweichung von 196,00% entspricht. Dies könnten wir auf die relativ kleinen c_W -Werte von dem Stromlinienkörper zurückführen, denn schon relativ kleine Abweichungen bewirken prozentual gesehen relativ große Werte. Außerdem könnte es sein, dass unser Literaturwert nicht mit dem gleichen Stromlinienkörper bestimmt wurde, z.B. könnte der Literaturstromlinienkörper einen größeren Querschnitt haben o.ä.

Anhand unserer bestimmten c_W -Werte können wir folgern, dass der Stromlinienkörper den energetisch günstigsten Zustand hat und somit dem Wind nur relativ wenig Angriffsfläche bietet.

2.4

Wir haben den c_W -Wert von zwei Modellautos bestimmt. Dabei benutzen wir einen Bagger, der, wenn er die Schaufel oben hatte, eine Windangriffsfläche von $A \approx 8,0 \text{ cm}^2$ und wenn er die Schaufel unten hatte, eine Windangriffsfläche von $A \approx 5,5 \text{ cm}^2$, und ein Modellauto mit $A \approx 5,5 \text{ cm}^2$

Wir haben folgende Werte für F_W gemessen und bestimmen wie in 2.3 c_W :

Objekt	F_W [N]	c_W
Bagger mit Schaufel oben	0,13	0,0148
Bagger mit Schaufel unten	0,16	0,0264
Modellauto	0,04	0,0066

¹ <http://de.wikipedia.org/wiki/Strömungswiderstandskoeffizient>



Man kann erkennen, dass der Bagger mit der Schaufel unten den größten c_W -Wert hat, was bedeuten würde, dass er am windanfälligen ist. Eigentlich würde man vermuten, dass der Bagger mit der Schaufel oben den größten c_W -Wert hat, denn dieser bietet die größte Windangriffsfläche. Allerdings kann man dieses Ergebnis relativ schnell erklären, denn in unserer Messung kippte der Bagger mit der Schaufel unten während der Messung nach vorne und hing dann schräg in der Apparatur. Dadurch bot er mehr Angriffsfläche, die sich allerdings leider nicht mehr genau bestimmen lässt und somit ist das Messergebnis wieder relativiert. Dass das Modellauto den geringsten c_W -Wert hatte, ist auch nicht verwunderlich, denn dieses ist stromlinienförmig angeordnet und bietet dem Wind auch durch seine geringe Größe eine nur sehr geringe Angriffsfläche.

Aufgabe 3:

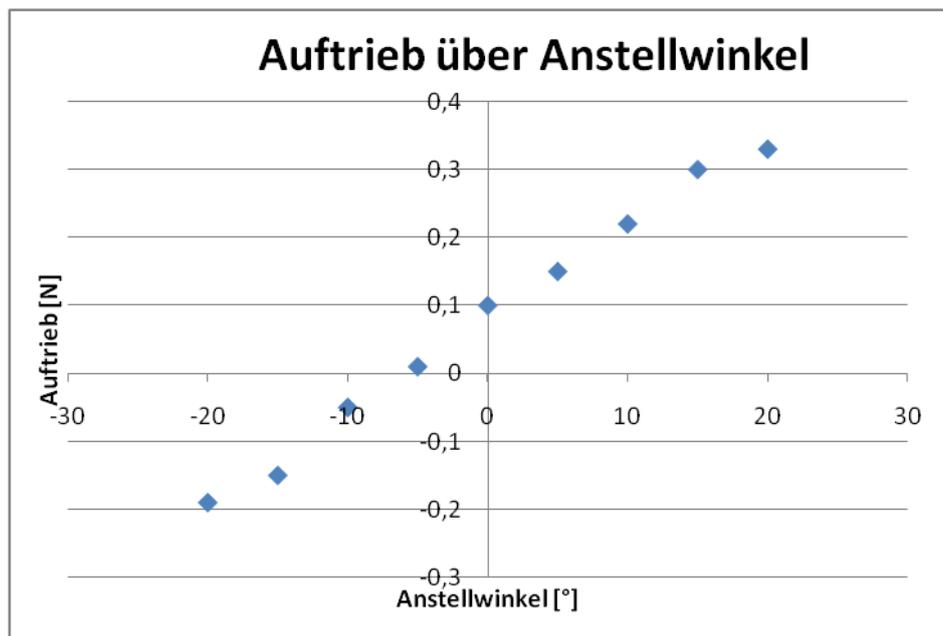
3.1

Der Versuch wurde, wie auf dem Aufgabenblatt beschrieben, aufgebaut und bei konstanter Geschwindigkeit (Einstellung des Winderzeugers: 8 Skt.) durchgeführt.

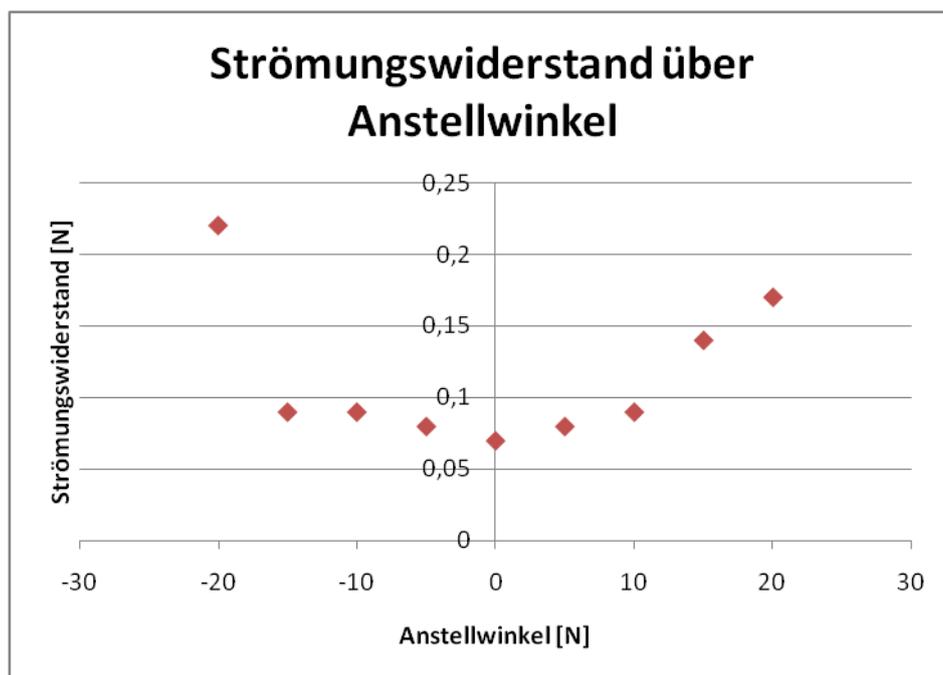
Anstellwinkel α [°]	Auftrieb(F_A) [N]	Strömungswiderstand(F_W) [N]
20	0,33	0,17
15	0,3	0,14
10	0,22	0,09
5	0,15	0,08
0	0,1	0,07
-5	0,01	0,08
-10	-0,05	0,09
-15	-0,15	0,09
-20	-0,19	0,22

Der Wert des Auftriebs bei einem Anstellwinkel von 5° sollte normalerweise nicht positiv sein. Jedoch können bei diesem Versuch durch das recht ungenaue Einstellen des Anstellwinkels und das schlechte Ablesen des Auftriebswertes durchaus Mess- Ungenauigkeiten auftreten. Die folgenden Diagramme werden jedoch nicht von diesem Messfehler beeinflusst.

Wir erhalten folgende Schaubilder, die den Auftrieb und den Strömungswiderstand über dem Anstellwinkel darstellen und ein Polarendiagramm, in dem die Auftriebskraft über den Strömungswiderstand aufgetragen wurde:

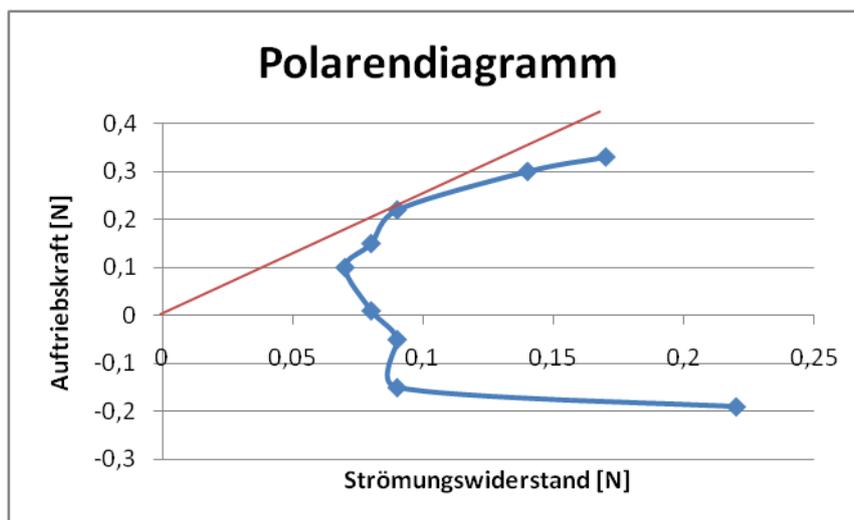


Man kann erkennen, dass die Auftriebskraft ungefähr linear zunimmt, also dass $F_A \sim \alpha$ ist.



Man kann erkennen, dass der Strömungswiderstand von ca. $\alpha = -15^\circ$ bis $+10^\circ$ relativ klein und konstant ist und mit zunehmendem α stark ansteigt.

Um die Flugeigenschaften also zu optimieren, können wir die Ergebnisse unserer Schaubilder verwenden: Der Flügelanstellwinkel muss positiv und so groß wie möglich gewählt werden (siehe Schaubild 1) um die Auftriebskraft zu maximieren. Da (siehe Schaubild 2) ab einem Winkel von $\alpha > 10^\circ$ der Strömungswiderstand stark zunimmt, können wir vermuten, dass bei ca. $\alpha = 10^\circ$ ein Flugzeug am wirtschaftlichsten wäre. Dieses Ergebnis verdeutlichen wir auch anhand eines Polarendiagramms:



Man kann erkennen, dass der Strömungswiderstand bei größerer Auftriebskraft sehr stark zunimmt. Das bedeutet, dass man um z.B. ein Flugzeug wirtschaftlich zu betreiben, den Punkt sucht, an dem das Verhältnis von F_W zu F_A so klein wie möglich wird, also dass die Auftriebskraft so groß und der Strömungswiderstand so klein wie möglich ist. Dieses Verhältnis bezeichnet sich als die Gleitzahl, die durch $\varepsilon = \frac{F_W}{F_A}$ berechnet wird:

Anstellwinkel α [°]	Gleitzahl ε
20	0,515
15	0,467
10	0,409
5	0,533
0	0,7
-5	8
-10	-1,8
-15	-0,6
-20	-1,157

Für optimale Flugeigenschaften wäre eine somit eine positive, kleinstmögliche Gleitzahl am besten. Diese finden wir in unserem Polarendiagramm, wenn wir eine Tangente, sowohl durch den Ursprung, als auch an einen Punkt unseres Schaubilds, welcher im positiven Bereich unseres Diagramms ist, anlegen, mit größtmöglicher Steigung. Wir erhalten somit die beste Gleitzahl bei einem Anstellwinkel bei ca. $\alpha = 10^\circ$, was unsere Vermutungen bestätigt. Um die Flugeigenschaften noch weiter zu verbessern, könnte man größere, dünnere, sehr glatte Tragflächen verwenden und diese stärker wölben und steiler anstellen. Allerdings muss man dabei beachten, dass die Gleitzahl so klein wie möglich sein muss, um einen optimalen Effekt zu bekommen.

3.2

Um ein besseres Verständnis über die Wirkungsweise einer Tragfläche von Flugzeugen zu bekommen, haben wir ein Tragflächenmodell vor den Winderzeuger gestellt und bei konstanter Windgeschwindigkeit Druckmessungen an unterschiedlichen Punkten des Flügels durchgeführt. Diesen Versuch haben wir für 3 verschiedene Anstellwinkel des Tragflächenmodells wiederholt.

Dabei erhielten wir folgende Werte:

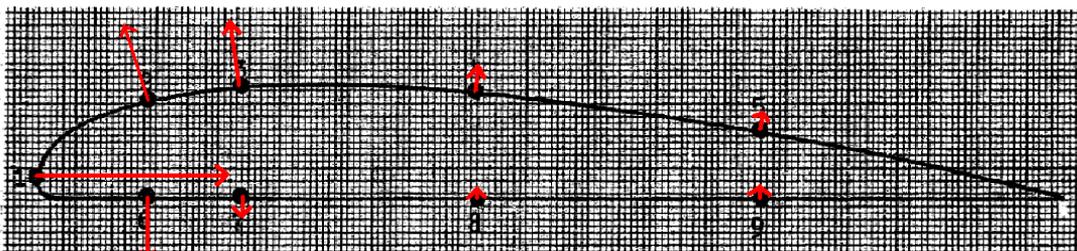
Grad/Lochnr.	1 [Pa]	2 [Pa]	3 [Pa]	4 [Pa]	5 [Pa]	6 [Pa]	7 [Pa]	8 [Pa]	9 [Pa]
0	110	-42,5	-37,5	-17,5	-11	-37,5	-10	5	5
+20°	62,5	-67,5	-37,5	-15	-10	35	25	14	7,5
-20°	90	27,5	-10	-12,5	-10	-12,5	-15	-10	-7,5

Überdruck

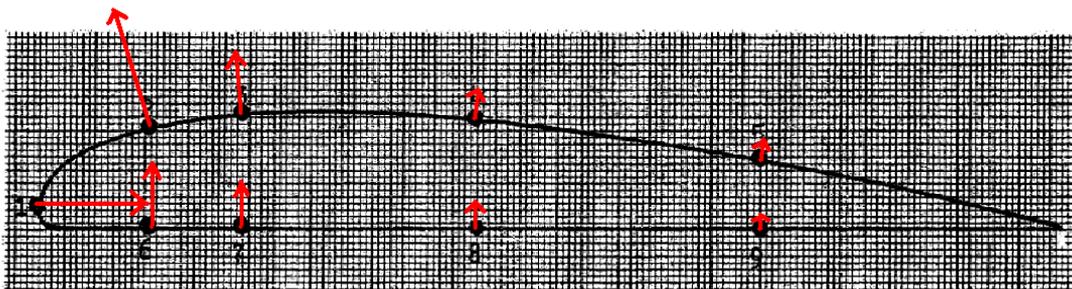
Unterdruck

Wenn man nun die Werte des Drucks als Vektoren in die Skizze des Flügels einzeichnet (für Überdruck: Pfeil in den Flügel, für Unterdruck: Pfeil aus dem Flügel) erhält man folgende Bilder:

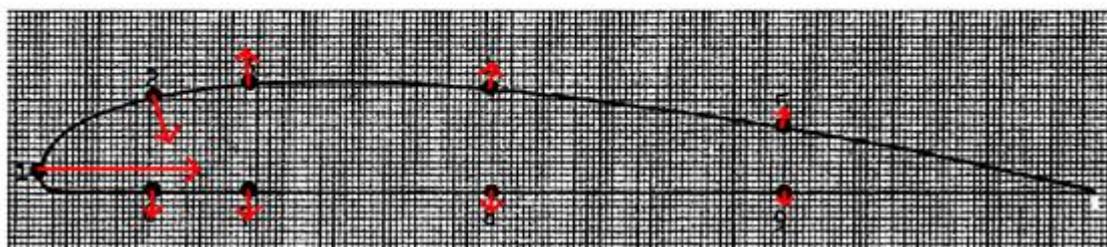
Bei Alpha = 0°



Für Alpha = +20°



Für Alpha = -20°



Wenn man nun die Werte der Druckvektoren von der Oberseite (Loch 2-5) und der Unterseite (Loch 6-9) zusammen zählt und vergleicht, sollte man eigentlich erkennen, dass sie sich bei 0° nahezu ausgleichen, bei $+20^\circ$ ein Unterdruck auf der Oberseite der Tragfläche auftritt, sowie bei -20° ein Unterdruck auf der Unterseite der Tragfläche zu erkennen ist. Somit sollte ein Flugzeug mit Flügel in 0° -Stellung weder sinken noch steigen, bei $+20^\circ$ Stellung an Höhe gewinnen und bei -20° -Stellung sinken.

Bei der $+20^\circ$ Stellung ist gut zu erkennen, dass bei einer Summe der Unterdruckvektorenwerte an der Oberseite der Tragfläche ($\sum = -140 Pa$) und der Summe der Überdruckvektorenwerte an der Unterseite ($\sum = 81,5 Pa$) der Flügel eine Kraft nach oben erfährt.

Leider erfüllen unsere andere Messungen nicht die o.g. Erwartungen. Dies ist jedoch auf folgende Probleme, welche während der Messung aufgetreten sind, zurückzuführen.

1. Der Winderzeuger lief eventuell ein wenig unrund
2. Der Schlauch, welchen wir an die Messöffnungen gehalten haben, um den Druck zu messen, hat das Loch nicht richtig abgeschlossen.
3. Durch die Lage des Schlauchs (Biegungen und Knicke) wurde das Messergebnis erheblich beeinflusst.
4. Die Messungen wurden von einem Linkshänder durchgeführt. Dadurch könnte es vorgekommen sein, dass der linke Ärmel des Pullis Verwirbelungen vor dem Tragflächenmodell verursachte, die das Messergebnis verändert haben könnten.

In der Realität drehen sich bei den Flugzeugen natürlich nicht die ganzen Tragflächen, sondern am Ende eines Flügels sind Klappen angebracht, die je nach Bedarf nach unten geklappt werden können. Durch die somit auftretende Wölbung an der Unterseite kann nun in etwa das gleiche Ergebnis erzielt werden, wie wenn man die komplette Tragfläche drehen würde.