

Prak.: P1 Semester: WS19/20 Wochentag: Di Gruppennr.: 11

Name: Hohenstein Vorname: Michael

Name: Michel Vorname: Alexis

Emailadresse(n): alexis.michel@gmx.de, michael.hohenstein@gmx.de

Versuch: Aeromechanik (P1-8) Fehlerrech.: Nein

Betreuer: Jannis Weinacker Durchgeführt am: 10.12.19

Wird vom Betreuer ausgefüllt.

1. Abgabe am: _____

Rückgabe am: _____ Begründung:

2. Abgabe am: _____

Ergebnis: + / 0 / - Fehlerrechnung: Ja / Nein

Datum: _____ Handzeichen: _____

Bemerkungen:

Inhaltsverzeichnis

D. Demonstrationsversuche	1
D.1. Messungen mit verschiedenen Messsonden in verschiedenen Positionen im Luftstrahl für verschiedene Drehzahlen	1
D.2. Druck im Venturirohr	2
D.3. Aerodynamisches Paradoxon	3
D.4. Magnuseffekt	4
1. Aufgabe	6
1.1. Messen des Staudruckes an verschiedene Orten im Luftstrom	6
1.2. Windgeschwindigkeit in Abhängigkeit von der Drehzahl	9
2. Aufgabe	11
2.1. Rücktrieb und Stirnfläche	11
2.2. Rücktrieb und Strömungsgeschwindigkeit	12
2.3. Rücktrieb und Körperform	13
2.4. Modellauto	15
3. Aufgabe	17
3.1. Messen des Auftriebs und des Strömungswiderstandes in Abhängigkeit von dem Anstellwinkel	17
3.2. Messen des Drucks an einem Tragflächenmodell	19
Literaturverzeichnis	21

Abbildungsverzeichnis

D.1. Druck im Venturirohr	3
D.2. Foto der Durchführung des Versuches mit dem Venturirohr	4
D.3. Versuchsskizze des Aerodynamischen Paradoxons	4
1.1. Skizze des Versuchsaufbaus	7
1.2. Dreidimensionaler Plot für den Druck ohne Offset in Abhängigkeit vom Radialabstand und dem Axialabstands	8
1.3. Dreidimensionaler Plot für die Windgeschwindigkeit in Abhängigkeit vom Radialabstand und dem Axialabstands	8
1.4. Plot der Messwerte von Aufgabe 1.2	9

1.5.	In die Windgeschwindigkeit umgerechnete Werte, mit Regressionsgerade . . .	10
2.1.	Widerstand über dem Staudruck für die mittlere und große Scheibe	14
2.2.	Abmessungen des Autos aus dem Foto mithilfe des 1mm-Rasters	15
2.3.	Screenshot des CAD-Programms zur bestimmung der Oberfläche einer Au- tohälften	16
3.1.	Auf den Flügel wirkende Kräfte in Abhängigkeit vom Anstellwinkel	18
3.2.	F_{Auftrieb} über $F_{\text{Strömungswiderstand}}$ aufgetragen zur Bestimmung der Gleitzahl	18
3.3.	Druckvektoren am Flügel	20

Tabellenverzeichnis

D.1.	Messwerte für den Druck in Scheiben- und Rohrsonde	1
1.1.	Messwerte	7
1.2.	Messwerte für Aufgabe 1.2	9
2.1.	Messwerte von Aufgabe 2.2 für die mittlere Scheibe	13
2.2.	Messwerte von Aufgabe 2.2 für die große Scheibe	13
3.1.	Messwerte für die Auftriebskraft und den Strömungswiderstand in Abhän- gigkeit vom Anstellwinkel. Alle Kräfte in N.	17
3.2.	Messwerte für den Druck an den Messpunkten auf dem Tragflächenmodell in Abhängigkeit vom Anstellwinkel. Alle Messwerte in Pa.	19

D. Demonstrationsversuche

Bei dieser Aufgabe soll mithilfe von anschaulichen Demonstrationsversuchen ein kurzer Überblick über die Versuchsaufbauten und eine Einführung in die Begriffe der Aerodynamik erhalten werden.

Dabei werden insbesondere auch gegenintuitive Effekte wie das Aerodynamische Paradoxon oder der Magnus-Effekt betrachtet und diskutiert.

Für den Anfang ist die Kontinuitätsgleichung

$$A_1 \cdot \rho \cdot v_1 = A_2 \cdot \rho \cdot v_2$$

sowie die Bernoullische Gleichung

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

wichtig für das Verständnis der Aeromechanik.

D.1. Messungen mit verschiedenen Messsonden in verschiedenen Positionen im Luftstrahl für verschiedene Drehzahlen

In diesem Versuch wurde die Düse auf zwei unterschiedliche Drehzahlen von circa $2600 \frac{\text{U}}{\text{min}}$ und $1600 \frac{\text{U}}{\text{min}}$ eingestellt. Die daraus entstandenen Luftströme wurden mit einer Scheibensonde und einer Rohrsonde untersucht. Für die Messungen wurden die Sonden sowohl parallel aus senkrecht zum Luftstrom ausgerichtet. In Tabelle D.1 sind die mit dem Feinmanometer gemessenen Werte zu sehen. Dabei bedeutet das Tilde-Symbol (\sim), dass das Messgerät in die andere Richtung betrieben wurde. Das Messgerät verfügte über einen Offset von 12 Pa.

Tabelle D.1.: Messwerte für den Druck in Scheiben- und Rohrsonde

Sonde	Orientierung	$\frac{\text{U}}{\text{min}}$	Messwert in Pa	Werte ohne Offset in Pa
Scheibensonde	parallel	2595	152	140
	parallel	1704	60	48
	senkrecht	2560	5	-7
	senkrecht	1648	~ 14	-2
Rohrsonde	parallel	2618	143	131
	parallel	1607	58	46
	senkrecht	2614	~ 87	-75
	senkrecht	1677	~ 40	-28

Wird eine der beiden Sonden parallel zur Strömungsrichtung gehalten, sodass die Luft in die Sonde hinein strömen kann, so wird der Gesamtdruck gemessen. In diesem Fall ist es

sinnvoll, die Rohrsonde zu verwenden, da durch den Wind entgegenstehende Oberfläche bei der Scheibensonde deutlich größer ist und der Luftwiderstand

$$F = c_w \cdot \frac{\rho}{2} \cdot v^2 \cdot A \quad (\text{D.1})$$

bei einer größeren Fläche auch größer ausfällt. Somit fallen die bei der Rohrsonde auftretenden Verwirbelungen geringer aus.

Wird eine der beiden Sonden senkrecht zur Strömungsrichtung gehalten, so handelt es sich bei dem gemessenen Druck um den statischen Druck. Dieser fällt geringer als der Umgebungsdruck aus, da aufgrund der Bewegung der Luft ein dynamischer Druck auftritt. Dabei sollten durch die Bauform bedingte Verwirbelungen des Luftstroms bei beiden Sonden nur schwach auftreten, da die dem Luftstrom zugewandte Fläche klein ausfällt. Dennoch ist in Tabelle D.1 zu erkennen, dass die Scheibensonde einen um Faktor 10 höheren Druck misst. Dies kann dadurch kommen, dass es schwierig ist, die Rohrsonde senkrecht zur Strömungsrichtung auszurichten. Bei der Scheibensonde ist dieses Unterfangen deutlich einfacher zu realisieren, da die große kreisrunde Oberfläche bei einer leichten Schräglage den Wind weiterhin senkrecht am Rohr vorbei führt. Die Messwerte bei der Scheibensonde können also mit großen Messfehlern behaftet sein. Aus diesem Grund ist die Scheibensonde zur Messung des statischen Drucks empfehlenswert.

Möchte man den dynamischen Druck messen, so kann man dies erreichen, indem man an dem einen Ende des Feinmanometers den Gesamtdruck misst während man am anderen Ende den statischen Druck misst. Das Feinmanometer zeigt die Differenz davon an, welche dem dynamischen Druck entspricht. Zur Messung des Gesamtdrucks eignet sich eine parallel zur Strömungsrichtung orientierte Rohrsonde und der statische Druck kann mithilfe einer senkrecht zur Strömungsrichtung orientierten Scheibensonde gemessen werden.

D.2. Druck im Venturirohr

In diesem Versuch wurde der Ausgang der Düse an ein Venturirohr angeschlossen. Daran befanden sich mit einer Flüssigkeit gefüllte U-Rohre. Eine Öffnung des U-Rohres befand sich im Venturirohr, während sich die andere Öffnung außerhalb davon befand. Die Verschiebung des Flüssigkeitspegels nach Einschalten der Düse diente als Messanzeige für den Druck im Innenraum des Venturirohrs. Der bei der Durchführung des Versuches zu beobachtende Sachverhalt ist in Abbildung D.1 zu sehen.

Dabei ist in Abbildung D.1 zu erkennen, dass die Druckdifferenz zwischen dem Rohrinneren und dem Umgebungsdruck in der verengten Rohrmitte deutlich größer ausfällt. Zum offenen Ende des Rohres sind die Drücke identisch. Es könnte auch eine sehr klein ausfallende Druckdifferenz erklären aber da durch Reibung der Luft im Rohrinneren Energie verloren geht, fällt diese Druckdifferenz zu schwach aus, um gesehen zu werden.

Das Verhalten der Flüssigkeitspegel lässt sich dadurch erklären, dass die Öffnungen der U-Rohre senkrecht zu der Strömungsrichtung im Venturirohr sind. Durch die Bewegung fällt der statische Druck klein aus, während der dynamische Druck groß ausfällt. Dies führt dazu, dass der mit den U-Rohren gemessene Unterschied des statischen Druckes den Flüssigkeitspegel an der sich im Rohr befindenden Öffnung anhebt. Da der Druck erhalten ist, gilt an jeder Stelle im Venturirohr:

$$\begin{aligned} p + \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v^2 &= p_0 + \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v_0^2 \\ p - p_0 &= \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot (v_0^2 - v^2). \end{aligned}$$

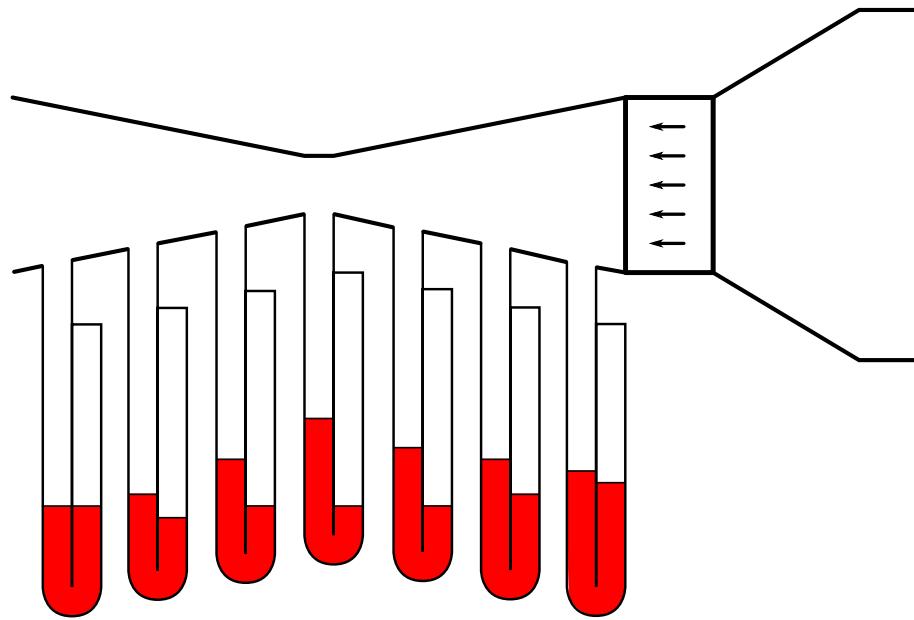


Abbildung D.1.: Druck im Venturirohr

Dabei sind p_0 und v_0 der Druck und die Geschwindigkeit, die an der Öffnung der Düse anliegen. Die Strömungsgeschwindigkeit im Rohr ist aufgrund von

$$A_1 \cdot \rho \cdot v_1 = A_2 \cdot \rho \cdot v_2 \quad (\text{D.2})$$

$$\frac{v_1}{v_2} = \frac{A_1}{A_2} \quad (\text{D.3})$$

abhängig von der Querschnittsfläche des Rohres, welche wegen $A = \pi \cdot r^2$ wiederum vom Radius abhängig ist. Da der Radius des Rohres zur Mitte hin kleiner wird, wird die Strömungsgeschwindigkeit dort größer, was zur Folge hat, dass der statische Druck klein ausfällt. Die Flüssigkeitsspiegel in den U-Rohren werden zur Mitte hin an der sich im Venturirohr befindenden Öffnung weiter nach oben gezogen. Abbildung D.2 ist ein Foto von der Versuchsdurchführung, in dem das erläuterte Phänomen deutlich zu erkennen ist.

An dem Rohrende, welches an den Ausgang der Düse angebunden ist, ist in Abbildung D.2 zu sehen, dass die Flüssigkeitsspiegel an der Öffnung, die sich im Venturirohr befindet, fallen anstatt zu steigen. Dies liegt daran, dass durch einen Baufehler die U-Rohre nicht senkrecht zur Strömungsrichtung stehen. Die U-Rohre befinden sich stattdessen senkrecht zur Schale des Venturirohres. Dies führt dazu, dass Luft in die U-Rohre hinein geblasen wird und das Wasser raus drückt.

D.3. Aerodynamisches Paradoxon

Bei diesem Versuch wurde zwischen zwei beweglichen kreisrunden Platten Druckluft herausgelassen. Diese strömte zwischen den Platten radial nach außen. Eine Skizze davon ist in Abbildung D.3 zu sehen.

Zu erwarten ist, dass der Dynamische Druck zwischen den Platten nach außen hin abnimmt, weil die Fläche zwischen den Scheiben im Mittelpunkt kleiner ist als außen. Aus Gleichung D.2 folgt, dass die Geschwindigkeit nach außen hin kleiner wird. Im Gegensatz dazu nimmt der statische Druck nach außen hin zunimmt, weil die Summe aus statischem und dynamischem Druck erhalten bleibt. Durch das radiale nach außen Strömen der Luft



Abbildung D.2.: Foto der Durchführung des Versuches mit dem Venturirohr

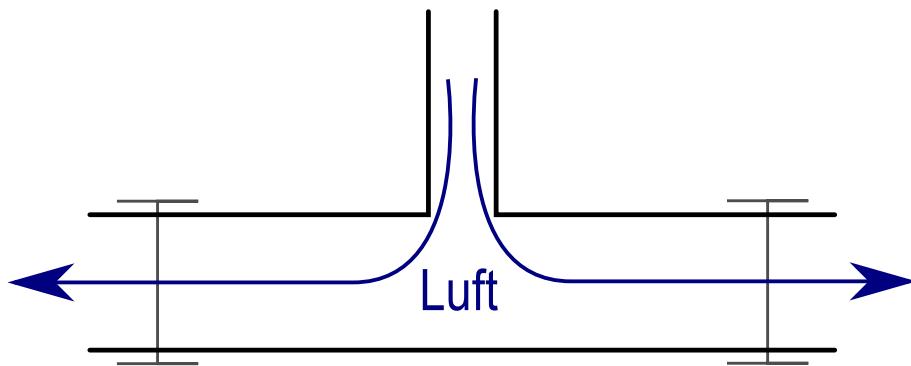


Abbildung D.3.: Versuchsskizze des Aerodynamischen Paradoxons

zwischen den Platten fällt der statische Druck dazwischen immer kleiner aus als der die Versuchsapparatur umgebende Luftdruck.

Entgegen aller Erwartungen wurden die Platten nicht auseinander gedrückt sondern zogen sich zusammen. Dies liegt daran, dass durch die Bewegung der Druckluft ein dynamischer Druck vorhanden war wodurch der statische Druck kleiner ausfiel als der Luftdruck und das führte dazu, dass die Platten zusammengezogen wurden.

Während der Durchführung traten kurze Momente auf, in denen die Versuchsapparatur einen schrillen Ton verursachte. Dies lag daran, dass der Zustand aufgetreten ist, in dem die Platten zusammengezogen wurden, wobei durch das Verengen des Abstandes zwischen den Platten weniger Luft heraus strömen konnte und die Platten wieder auseinander gedrückt wurden. Demzufolge begannen die Platten, zu schwingen und einen schrillen Ton auszusenden.

D.4. Magnuseffekt

In einem weiteren Zusatzversuch wurde der Magnus-Effekt an einer Modelleisenbahn mit einem aufgesetzten rotierenden Zylinder demonstriert. Die Modelleisenbahn befand sich auf Schienen, die verwendet wurden, um elektrischen Strom zu dem Zug zu transportieren. Der elektrische Strom wurde verwendet, um einen Zylinder in Rotation zu versetzen, der sich in einem Luftstrom befand. Daraufhin begann der Zug, sich seitwärts zu bewegen.

Dieser Effekt wird als „Magnuseffekt“ bezeichnet und tritt beispielsweise auf, wenn ein Fußball getreten wird und sich während dem Flug um seine eigene Achse dreht, wodurch er eine Krümmung seiner Flugbahn widerfährt. Der sich drehende Zylinder auf der Modell-eisenbahn dreht sich so, dass seine Rotationsachse senkrecht zur Strömungsrichtung liegt. Dadurch bewegt er sich an einer Seite in Windrichtung und an der gegenüberliegenden Seite entgegen der Windrichtung. Die Bewegung in Windrichtung und die Oberflächenreibung beschleunigen den Luftstrom an dieser Stelle und die Bewegung entgegen der Windrichtung bremst ihn ab. Dadurch wiederfährt der statische Druck eine Änderung, die den Zug in eine Bewegung, senkrecht zu der Strömungsrichtung und der Drehachse versetzt.

1. Aufgabe

Bei dieser Aufgabe wird primär der Winderzeuger, der in den weiteren Aufgaben verwendet werden soll, untersucht und geeicht. Dafür werden verschiedene Messungen des dynamischen Drucks durchgeführt. Für diese Aufgabe ist es wichtig, dass der dynamische Druck, der gemessen wird, von der Luftgeschwindigkeit abhängt, sodass aus dem dynamischen Druck p_d wieder eine Luftgeschwindigkeit v berechnet werden kann. Es gilt:

$$p_d = \frac{\rho}{2} v^2.$$

Die Anforderungen der weiteren Aufgaben sind, dass die Windgeschwindigkeit möglichst homogen und einfach aus der Drehzahl berechenbar sein soll. Das optimal zu erreichen ist das Ziel dieser Aufgabe.

1.1. Messen des Staudruckes an verschiedene Orten im Luftstrom

Bei diesem Versuch soll im Luftstrom nach der Düse der Staudruck p_d an verschiedenen Orten bestimmt werden. Dafür wird ein Prantlsches Staurohr an das Feinmanometer angeschlossen. Dieses bildet die Differenz zwischen dem Gesamtdruck p_0 und dem statischen Druck p , was dem gesuchten dynamischen Druck bzw. Staudruck entspricht.

Da das Problem nach der Düse radialsymmetrisch ist, wurde der Abstand in zwei Richtungen variiert: sowohl der Abstand l von der Düse, als auch der Abstand r von der Symmetriearchse der Anordnung wurden variiert. Dabei wurden für l die Abstände 10 cm, 20 cm, 30 cm und 35 cm verwendet. Für r wurden Abstände von 0 cm bis 5 cm in Schritten von 1 cm eingestellt, wobei 5 cm am Rand der verwendeten Düse war, da diese einen Durchmesser von 10 cm hat.

Das Prantlsche Staurohr wurde an dem Messwagen über einen Plastikklemme befestigt. Der Abstand l wurde über die Postion des Messwagen eingestellt, der Abstand r wurde über die Höhe des Staurohres zur Plastikklemme eingestellt.

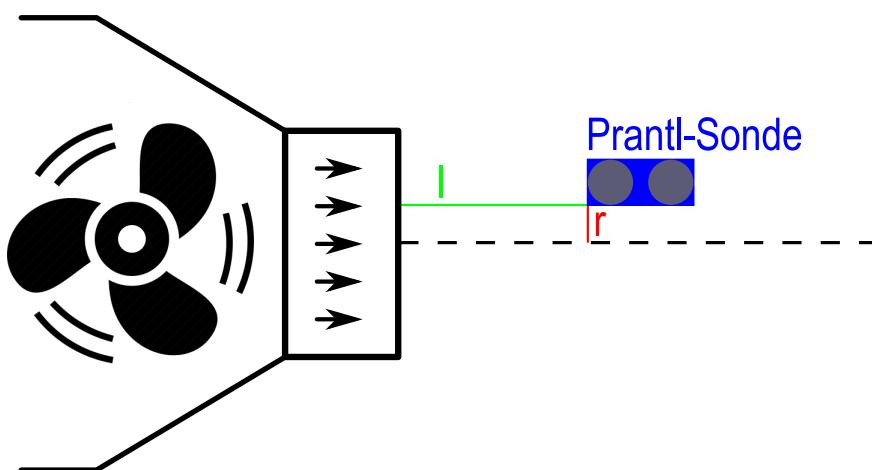
Der Versuch wurde bei rund durchschnittlich rund 2550 rpm durchgeführt, anfangs wurde die Drehzahl auf 2600 rpm eingestellt, fiel dann allerdings langsam ab. Der daraus resultierende Fehler wird hier vernachlässigt.

Das Feinmanometer hatte einen Offset von 35 Pa, welcher von allen Messwerten abgezogen werden muss.

Abbildung 1.1 skizziert den Versuchsaufbau. Die Messwerte sind in Tabelle 1.1 dargestellt.

Tabelle 1.1.: Messwerte

r in cm	l in cm	Druck in Pa	Druck ohne Offset in Pa	$\frac{U}{\text{min}}$
0	10	148	113	2599
	20	140	105	2588
	30	117	82	2580
	35	88	53	2577
1	10	144	109	2577
	20	133	98	2560
	30	107	72	2555
	35	88	53	2553
2	10	151	116	2555
	20	133	98	2550
	30	109	74	2547
	35	92	57	2545
3	10	132	97	2544
	20	115	80	2544
	30	96	61	2540
	35	88	53	2545
4	10	89	54	2540
	20	85	50	2530
	30	79	44	2530
	35	73	38	2535
5	10	63	28	2527
	20	70	35	2530
	30	70	35	2535
	35	66	31	2530

**Abbildung 1.1.:** Skizze des Versuchsaufbaus

Bei den so gemessenen Daten bietet sich ein 3-D-Plot an. Dieser ist in Abbildung 1.2 dargestellt.

Es soll nun beurteilt werden, wie homogen die Geschwindigkeit im Luftstrom ist. Dafür muss die der gemessene dynamische Druck in die Windgeschwindigkeit u umgerechnet werden. Dafür kann man die Definition des dynamischen Drucks nach u umstellen und

erhält

$$p_d = \frac{\rho}{2} \cdot u^2 \implies u = \sqrt{\frac{2p_d}{\rho}}. \quad (1.1)$$

Hier ist ρ die Dichte von Luft mit einem Wert von rund $1,2 \text{ kg} \cdot \text{m}^{-3}$ laut [Mes15, S. 128], bei einer Temperatur von 20°C und Atmosphärendruck.

Mit dieser Information lässt sich der Druck in eine Geschwindigkeit umrechnen. Dies wurde wieder in einem 3-D-Plot in Abbildung 1.3 dargestellt.

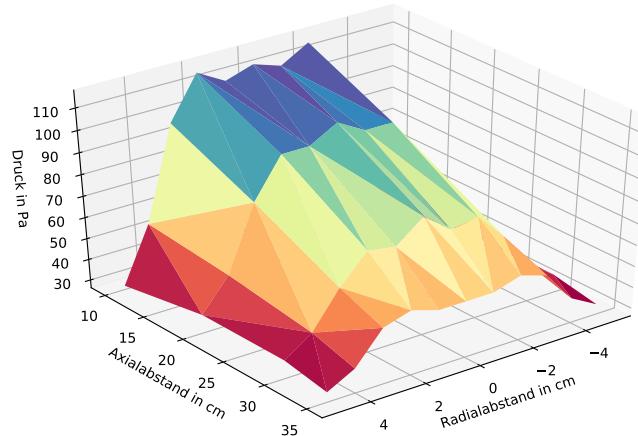


Abbildung 1.2.: Dreidimensionaler Plot für den Druck ohne Offset in Abhängigkeit vom Radialabstand und dem Axialabstands

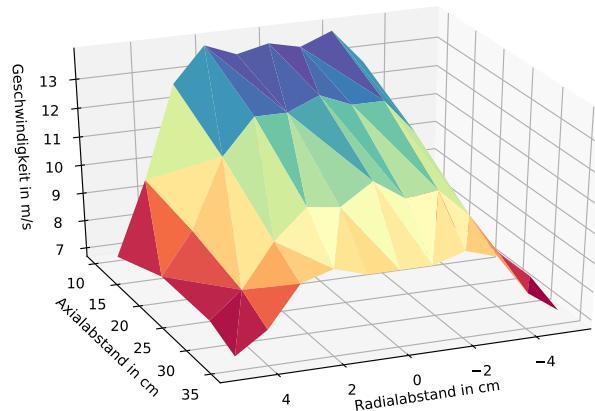


Abbildung 1.3.: Dreidimensionaler Plot für die Windgeschwindigkeit in Abhängigkeit vom Radialabstand und dem Axialabstands

An Abbildung 1.3 lässt sich erkennen, dass es für eine homogene Windgeschwindigkeit wichtig ist, dass man sich möglichst zentral vor der Düse befinden sollte ($r = 0$), da die

Luftgeschwindigkeit am Rand sehr schnell abfällt. Ebenfalls ist es gut, möglichst nah an der Düse zu sein, da hier auch die Windgeschwindigkeit relativ homogen verläuft und zudem sehr stark ist, was für die Versuche gut geeignet ist.

1.2. Windgeschwindigkeit in Abhängigkeit von der Drehzahl

Hier soll an einem festen Ort die Windgeschwindigkeit in Abhängigkeit von der Drehzahl des Winderzeugers bestimmt werden. Als fester Ort wurde nach der Messung in Aufgabe 1.1 der Ort mit $r = 0$ und $l = 10\text{ cm}$ gewählt, da dieser mittig ist und sich nah am Ausgang des Winderzeugers befindet. An dieser Stelle wurde wieder mit dem Prantlschen Staurohr und dem Feinmanometer der dynamische Druck gemessen, während die Drehzahl f_{rot} variiert wurde. Die Messwerte sind in Tabelle 1.2 dargestellt.

Tabelle 1.2.: Messwerte für Aufgabe 1.2

f_{rot} in rpm	p_d in Pa	p_d ohne Offset in Pa
600	41	6
920	48	13
1190	57	22
1514	70	35
1790	83	48
2090	100	65
2410	122	87
2690	144	109

Mit dem Tool Gnuplot lassen sich diese Messwerte plotten. Es ist darauf zu achten, dass weiterhin ein Offset von 35 Pa wegen der Befüllung des Manometers abgezogen werden muss. Die so korrigierten Messwerte sind in Abbildung 1.4 dargestellt.

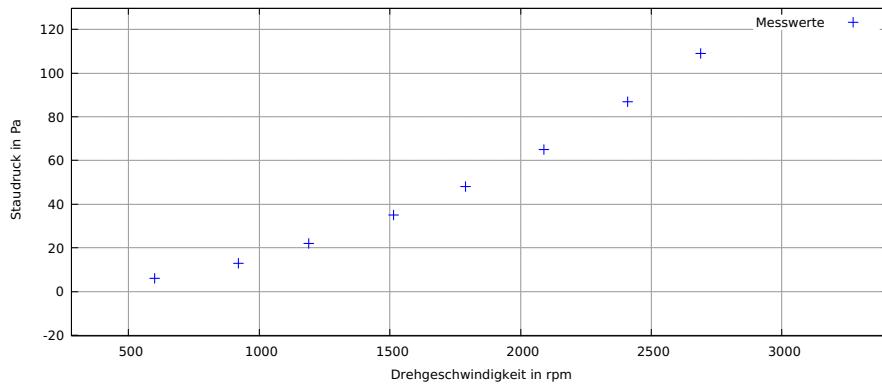


Abbildung 1.4.: Plot der Messwerte von Aufgabe 1.2

Diese Werte lassen sich nach der in Aufgabe 1.1 hergeleiteten Formel 1.1 in Geschwindigkeiten umrechnen, wie in Aufgabe 1.1. So ergibt sich die in Abbildung 1.5 gezeigte Darstellung.

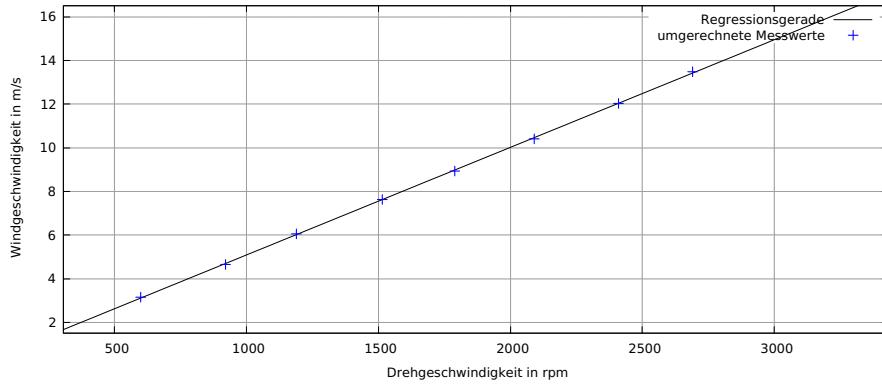


Abbildung 1.5.: In die Windgeschwindigkeit umgerechnete Werte, mit Regressionsgerade

Offensichtlich liegen die so berechneten Geschwindigkeiten in sehr guter Näherung auf einer Geraden, sodass sich eine lineare Regression anbietet.

Diese wurde mithilfe von Gnuplot in der Form $u(f_{\text{rot}}) = a \cdot f_{\text{rot}} + b$ durchgeführt. Die über die Regression berechnete Gerade ist ebenfalls in der Abbildung 1.5 eingezeichnet.

Gnuplot hat zudem die Parameter $a \approx 0,004\,929 \frac{\text{m}}{\text{s} \cdot \text{rpm}}$ und $b \approx 0,1620 \frac{\text{m}}{\text{s}}$ ausgegeben. Insgesamt ergibt sich also eine empirische Formel, mit der u in Abhängigkeit von f_{rot} ausrechnen werden kann.

$$u(f_{\text{rot}}) = 0,004\,929 \frac{\text{m}}{\text{s} \cdot \text{rpm}} \cdot f_{\text{rot}} + 0,1620 \frac{\text{m}}{\text{s}} \quad (1.2)$$

2. Aufgabe

Bei dieser Aufgabe sollen die genauen Abhängigkeiten des Strömungswiderstandes F in einer Luftströmung betrachtet werden.

Die Formel, die in dieser Aufgabe bestätigt werden soll, wird später in Formel 2.3 hergeleitet, und lautet

$$F = c_w p_d A.$$

Jede einzelne Proportionalität, zum dimensionslosen Wert c_w , zum dynamischen Druck p_d und zur Fläche A , soll im folgenden einzeln untersucht werden.

Abschließend soll noch das aerodynamische Verhalten eines Modellautos betrachtet werden.

2.1. Rücktrieb und Stirnfläche

Bei diesem Versuch wurde bei konstanter Strömungsgeschwindigkeit der Widerstand unterschiedlich großer Kreisscheiben gemessen.

Dafür wurden die Kreisscheiben (3 Stück: klein, mittler und groß) an einer Metallstange, die auf dem Messwagen befestigt war, festgeschraubt, sodass diese sich jeweils mittig im Strömungskanal befinden und der Normalenvektor der Kreisscheibe parallel zur Symmetriechse des Luftstroms verläuft.

Der Messwagen war über eine Schnur mit einem Kraftmesser verbunden, der den Luftwiderstand der Kreisscheiben gemessen hat. Die Scheiben waren in einem Abstand von $l = 11$ cm aufgehängt, da der Schlitten und der Kraftmesser keine nähre Befestigung am Winderzeuger erlaubt haben. Da der Luftstrom als homogen angenommen wird, wird dieser Fehler vernachlässigt.

Für die kleine Kreisscheibe mit Durchmesser $D = 40$ mm hat der Kraftmesser eine Kraft von $F = 0,165$ N, die mittlere Scheibe mit Durchmesser $D = 56$ mm hatte einen Widerstand von $F = 0,30$ N und die große Scheibe mit Durchmesser $D = 80$ mm hatte einen Widerstand von $F = 0,53$ N.

Zu beachten ist jedoch auch noch, dass der Aufbau auch ohne montierte Scheibe einen Widerstand erfährt, da die Metallstange, an der die Scheiben aufgeschraubt werden, ebenfalls eine Kraft erfährt. Diese Kraft wurde bestimmt zu $F_{leer} = 0,015$ N. Da diese Kraft auch in den vorherigen Messungen enthalten war, müssen die Werte korrigiert werden, d.h. der Widerstand F_{leer} muss von allen gemessenen Werten abgezogen werden. So ergeben sich die korrigierten Werte $F_{korr} = 0,150$ N für die kleine Scheibe, $F = 0,285$ N für die mittlere Scheibe und $F_{korr} = 0,515$ N für die große Scheibe.

Diese Werte sollen nun im Verhältnis zur jeweiligen Fläche betrachtet werden. Das lässt sich erreichen, indem man durch die jeweilige Fläche teilt, also die Quotienten F_{korr}/A betrachtet, wobei A als Kreisoberfläche gegeben ist als $A = \frac{\pi}{4}D^2$.

Damit lässt sich für jede der drei Kreisscheiben ein Quotient F_{korr}/A bestimmen. Für die kleine Scheibe erhält man $F_{korr}/A \approx 119,37$ Pa, für die mittlere Scheibe erhält man $F_{korr}/A \approx 115,71$ Pa und für die große Scheibe erhält man $F_{korr}/A \approx 102,46$ Pa. Die Werte

sind also alle sehr ähnlich, nahezu konstant.

Die Tatsache, dass der Quotient F/A konstant ist, deckt sich auch mit der Theorie, die das Experiment beschreibt. Umstellen der Gleichung für die Widerstandskraft ergibt

$$F = c_w \cdot \frac{\rho}{2} u^2 \cdot A \implies \frac{F}{A} = c_w \cdot \frac{\rho}{2} u^2. \quad (2.1)$$

Der dimensionslose Strömungswiderstandskoeffizient c_w ist für Objekte mit identischer Geometrie konstant. Auch die Dichte der Luft ρ war für alle drei Messungen nahezu identisch, da sich weder die Temperatur noch der Umgebungsdruck groß geändert haben. Die Strömungsgeschwindigkeit u ist auch etwa konstant für alle drei Messungen. Daraus folgt, dass nach Formel 2.1 auch der berechnete Quotient F/A konstant sein muss, was sich mit der Berechnung deckt.

Die Beobachtung, dass der Quotient etwas kleiner für die größeren Scheiben ausfällt hat vermutlich zwei Gründe, die beide mit dem ungenauen Aufbau zu tun haben.

Einerseits nehmen die größeren Scheiben eine größere Fläche in Luftstrom ein, insbesondere am Rand. Da die Windgeschwindigkeit am Rand etwas langsamer ist (vgl. Aufgabe 1), ist die gemittelte Windgeschwindigkeit an der Scheibe insgesamt etwas langsamer, was in einer schwächeren Kraft resultiert.

Dasselbe gilt für die Entfernung entlang der Windrichtung: Da der Kraftmesser die Scheiben nicht an einem Ort hält, sondern gefedert ist und nachgibt (sogar sehr viel, rund 5 cm Auslenkung bei der großen Scheibe) ist die Scheibe weiter weg vom Winderzeuger, wo auch die Windgeschwindigkeit wieder kleiner ist (vgl. Aufgabe 1), was ebenfalls in einer kleineren Kraft resultiert.

Diese Fehler ließen sich beheben: der erste Fehler wäre durch einen homogeneren Luftstrom (z.B. im Windkanal oder größerer Lüfter) gelöst, der zweite Fehler wäre deutlich kleiner, wenn man einen steiferen Sensor (z.B. Piezo-Kristall) verwendet oder nicht vorhanden, wenn man die Messung statisch (z.B. mit einem Gegengewicht, dessen Masse so erhöht wird, dass die Scheiben immer an einer Position sind) durchführt.

2.2. Rücktrieb und Strömungsgeschwindigkeit

Bei diesem Versuch sollen wieder der Strömungswiderstand bestimmt werden, dieses Mal in Abhängigkeit der Windgeschwindigkeit u bzw. des Staudrucks p_d . Dafür werden die mittlere und die große Kreisscheibe wieder am Messwagen befestigt und die Kraft F auf den Wagen wird in Abhängigkeit von der Rotationsfrequenz f_{rot} gemessen.

Die Messreihe der mittleren Scheibe ist in Tabelle 2.1 festgehalten.

Die Messwerte für die große Scheibe stehen in Tabelle 2.2.

Von diesen Messwerten soll nun ein Plot mit dem Widerstand über dem Staudruck bestimmt werden. Der Widerstand ist in den Messwerten enthalten, nur der Staudruck muss aus der Rotationsfrequenz berechnet werden. Dafür wird die empirische Formel aus Aufgabe 1.2 verwendet. Diese liefert u in Abhängigkeit von f_{rot} . Mit der Definition des Staudrucks lässt sich damit der Staudruck in Abhängigkeit von f_{rot} ausdrücken, als

$$p_d = \frac{\rho}{2} u^2 = \frac{\rho}{2} u(f_{\text{rot}})^2. \quad (2.2)$$

Mit dieser Umrechnung lässt sich F über p_d plotten. Das ist in Abbildung 2.1 für die Messwerte der großen und mittlere Scheibe gemacht worden.

Tabelle 2.1.: Messwerte von Aufgabe 2.2 für die mittlere Scheibe

f_{rot} in rpm	F in N
609	0,02
920	0,025
1200	0,05
1500	0,095
1800	0,13
2100	0,21
2400	0,27
2700	0,34

Tabelle 2.2.: Messwerte von Aufgabe 2.2 für die große Scheibe

f_{rot} in rpm	F in N
600	0,02
900	0,05
1200	0,09
1500	0,16
1800	0,25
2100	0,33
2400	0,44
2700	0,57

Offensichtlich zeigen beide Plots einen linearen Zusammenhang. Das bedeutet, dass F linear von p_d abhängt. Betrachtet man die Definition von p_d , erkennt man, dass die Kraft F proportional zum Faktor p_d ist, was hier über den linearen Zusammenhang bestätigt wurde.

$$F = c_w \frac{\rho}{2} u^2 A = c_w p_d A \quad (2.3)$$

Die Proportionalität zu A wurde im Versuch 2.1 betrachtet, hier wurde die Proportionalität zum Faktor p_d gezeigt. In den nächsten Aufgabe wird der dimensionslose Faktor c_w betrachtet.

2.3. Rücktrieb und Körperform

Bei diesem Versuch soll der Strömungswiderstand unterschiedlicher Körper bestimmt werden und daraus der c_w -Wert zu unterschiedlichen rotationssymmetrischen Geometrien bestimmt werden. Dafür werden diese, wie zuvor, im Luftstrom eingespannt und es wird die Kraft auf die Körper gemessen, während die Drehgeschwindigkeit des Winderzeugers konstant auf 2600 rpm gehalten wird. Mit dem Messwagen und dem Sektorkraftmesser wird dann wieder die Kraft gemessen.

Für das 'Zeppelin' wurde eine Kraft von $F = 0,09$ N an der flachen Seite und $F = 0,08$ N an der spitzen Seite gemessen.

An der Kugel wurde eine Kraft von $F = 0,09$ N gemessen, aufgrund der Kugelsymmetrie entfällt hier die Messung von zwei Seiten.

Bei der Halbkugel wurde auf der konkaven Seite eine Kraft $F = 0,12$ N gemessen, auf der konvexen Seite beträgt die Kraft $F = 0,38$ N.

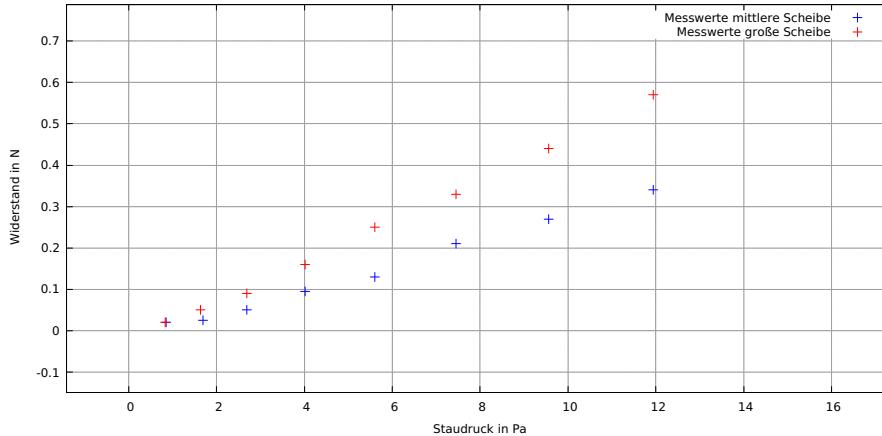


Abbildung 2.1.: Widerstand über dem Staudruck für die mittlere und große Scheibe

Auch diese Wert müssen wieder korrigiert werden, d.h. die Kraft $F_{\text{leer}} = 0,015 \text{ N}$ der Metallstange, an der die Objekte befestigt waren, muss wieder abgezogen werden.

Den c_w -Wert erhält man, wenn man die Kraftgleichung nach c_w umstellt:

$$F = c_w \cdot \frac{\rho}{2} u^2 \cdot A \implies c_w = \frac{2F}{\rho u^2 A} \quad (2.4)$$

Die Kraft F wurde gemessen, es muss mit der korrigierten Kraft gerechnet werden. Die Dichte ρ wird wie in Aufgabe 1 als $\rho = 1,2 \text{ kgm}^{-3}$ angenommen, nach [Mes15, S. 128].

Die Geschwindigkeit u lässt sich mit der in Aufgabe 1 bestimmten empirischen Formel 1.2 berechnen, durch Einsetzen von $f_{\text{rot}} = 2600 \text{ rpm}$ erhält man einen Wert von $u = 12,9774 \text{ ms}^{-1} \approx 13 \text{ ms}^{-1}$.

Die Fläche lässt sich auch berechnen, da zusätzlich bekannt ist, dass der größte Durchmesser jedes der Objekte $D = 56 \text{ mm}$ ist. Die Fläche berechnet sich dann wie zuvor zu $A = \frac{\pi}{4} D^2 \approx 0,002463 \text{ m}^2$, da die Objekte alle rotationssymmetrisch sind.

Mit diesen Informationen kann man die gesuchten c_w -Werte ausrechnen.

Für die Kugel und die flache Seite des 'Zeppelins' erhält man $c_w \approx 0,300$. Für die spitze Seite des Zeppelins erhält man $c_w \approx 0,260$.

Für die konvexe Seite der Halbkugel erhält man $c_w \approx 0,420$. Für die konkave Seite ergibt sich ein Wert von $c_w \approx 1,471$.

Diese Werte lassen sich mit den Literaturwerten vergleichen. Der Literaturwert für die Halbkugel beträgt 1,33 für die konkave Seite und 0,34 für die konvexe Seite laut [Wik20]. Diese beiden Werte wurden relativ gut getroffen, die gemessenen Werte liegen beide etwas über den Literaturwerten.

Die Literaturwerte zur Kugel schwanken sehr, von 0,45 für kleine Reynolds-Zahlen bis 0,09 für große Reynolds-Zahlen nach [Wik20]. Der gemessene Wert von 0,3 liegt jedoch in diesem Bereich und ist auch realistisch.

Der Zeppelin/Tropfenförmige Körper hat einen Literaturwert von $c_w = 0,04$ nach [Wik20]. Die Messung hier lag von beiden Seiten deutlich über diesem sehr niedrigen Wert. Das hat womöglich zwei Gründe.

Der erste Grund ist, dass der Stromlinienkörper aufgrund seiner großen Länge quasi direkt vor dem Winderzeuger war, wo die Windgeschwindigkeit größer ist und deshalb der c_w -Wert größer ausfällt, da mit einem zu kleinen Wert für u gerechnet wurde. Da c_w sogar quadratisch von u abhängt, ist dieser Fehler relativ signifikant.

Der andere Fehler liegt vermutlich an der Geometrie des Testobjekts: Da dieses von beiden Seiten eingeschraubt werden soll, hat es auf beiden Seiten Gewinde und ist teilweise abgeflacht. Dieser Hohlraum und die flache Kante zerstören teilweise die gute Stromlinienform,

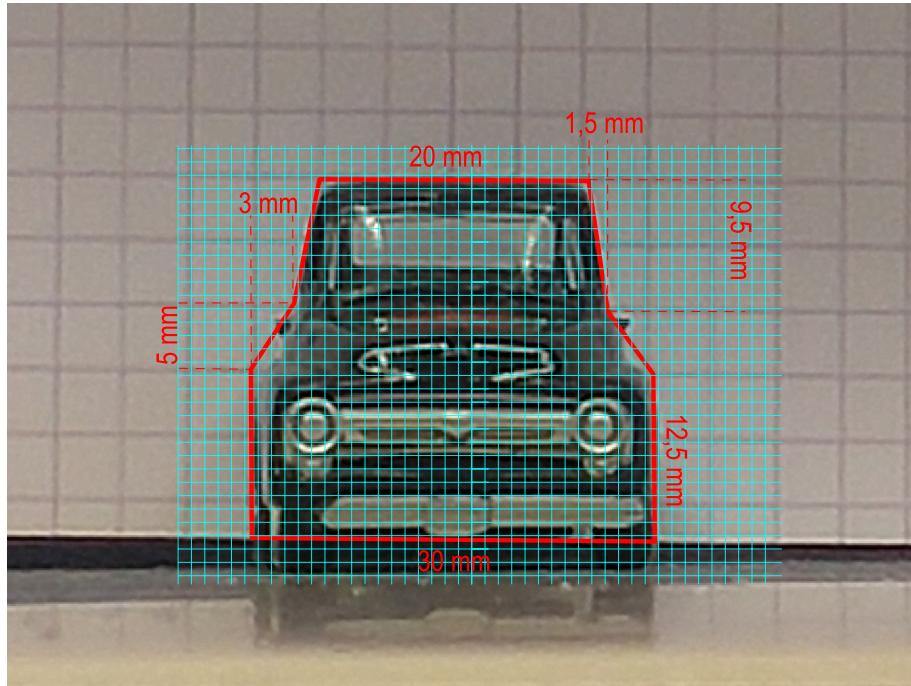


Abbildung 2.2.: Abmessungen des Autos aus dem Foto mithilfe des 1mm-Rasters

die für den niedrigen c_w -Wert verantwortlich ist, weshalb dieser ebenfalls relativ hoch ausfallen könnte.

2.4. Modellauto

Dasselbe soll nun auch für ein Modellauto gemacht werden. Dafür wird die Metallstange gegen eine kleine Plattform ausgetauscht, auf die ein Modell-Auto gestellt werden kann. Dann wird dieselbe Messung wie eben gemacht, ebenfalls bei 2600 rpm. Wie eben gilt die Formel

$$c_w = \frac{2F}{\rho u^2 A} \quad (2.5)$$

für den c_w -Wert des Modellautos. Das verwendete Modellauto ist ein kleiner Bacardi-Pick-Up-Truck. Die Kraft wurde gemessen und beträgt rund $F = 0,07$ N. Auch hier muss allerdings wieder die Kraft $F_{leer} = 0,03$ N abgezogen werden, die der Aufbau ohne Auto hat. Die Kraft, mit der gerechnet wird, beträgt folglich $F_{korr} = 0,04$ N.

Die Dichte der Luft wird wieder mit $\rho = 1,2 \text{ kgm}^{-3}$ angenommen.

Die Geschwindigkeit ist identisch zu Aufgabe 2.3, also ebenfalls rund $u = 13 \text{ ms}^{-1}$. Schwierig ist es nur, die Fläche des Autos zu bestimmen. Dafür wurde das Auto aus einem großen Abstand möglichst zentral fotografiert. Als Maßstab dient im Hintergrund ein kariert DIN A4 College-Block mit einer Kantenlänge von 5 mm an jedem Kästchen.

Mit dem Fotoprogramm Inkscape wurde das Auto dann digital vermessen. Dafür wurden die Kanten des Autos nachgefahren und die Länge gemessen. Mit der Hilfe der 5 mm-Karos auf Block im Hintergrund wurde dafür ein 1 mm-Raster über das Bild gelegt. Die Abmessungen und das Bild sind in Abbildung 2.2 zu sehen.

Die aus dem Bild gewonnenen Abmessungen des Autos wurden verwendet, um die Oberfläche mit dem CAD-Programm FreeCAD nachzuzeichnen. Das Programm konnte daraus die Oberfläche berechnen. Abbildung 2.3 ist ein Screenshot des Programms mit der bestimmten Fläche des Autos. Um genau zu sein wurde in dem Programm nur eine Hälfte des Autos

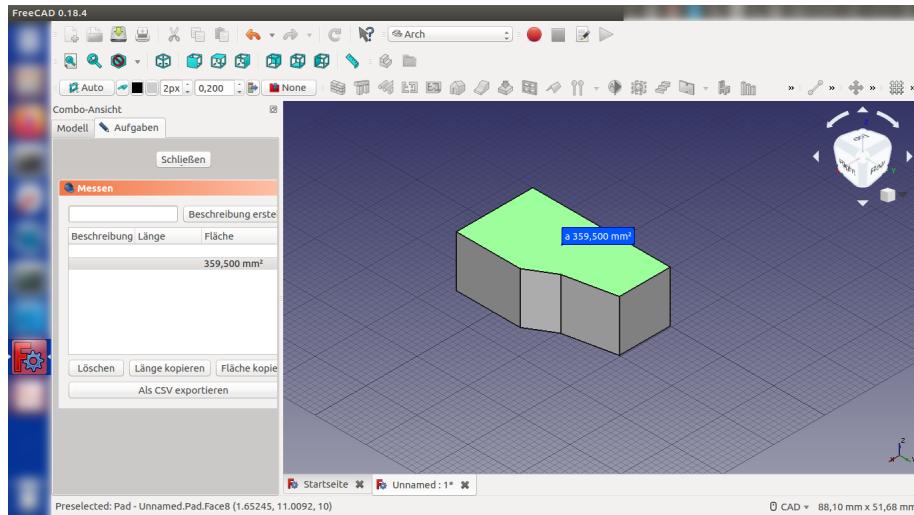


Abbildung 2.3.: Screenshot des CAD-Programms zur bestimmung der Oberfläche einer Autohälfte

modelliert, weil es zur vertikalen Achse symmetrisch ist. Die aus dem Programm bestimmte Fläche wurde verdoppelt, um die Fläche des Autos zu erhalten.

Die Fläche des Autos wurde final zu $A = 719 \text{ mm}^2$ bestimmt.

Damit lässt sich der c_w -Wert des Autos zu $c_w = 0,549$ bestimmen.

3. Aufgabe

Bei dieser Aufgabe soll die Funktionsweise von Tragflächen untersucht werden. Dafür wird sowohl Auftrieb und Widerstand gemessen, als auch der Druck an unterschiedlichen Stellen eines Flügelprofils, um zu erklären, wie ein Auftrieb an einer Tragfläche zustande kommt.

3.1. Messen des Auftriebs und des Strömungswiderstandes in Abhängigkeit von dem Anstellwinkel

In diesem Versuchsteil wurde ein Tragflächenmodell auf Auftrieb und Strömungswiderstand untersucht. Dabei wurden bei einer konstanten Motordrehzahl von $2600 \frac{\text{U}}{\text{min}}$ die Auftriebskraft und der Strömungswiderstand in Abhängigkeit vom Anstellwinkel α gemessen. Tabelle 3.1 listet die Messergebnisse auf.

Tabelle 3.1.: Messwerte für die Auftriebskraft und den Strömungswiderstand in Abhängigkeit vom Anstellwinkel. Alle Kräfte in N.

Winkel	Auftriebskraft	Strömungswiderstand
20°	0,2	0,18
15°	0,1	0,14
10°	0,05	0,09
5°	0	0,12
0°	-0,1	0,11
-5°	-0,15	0,11
-10°	-0,25	0,075
-15°	-0,3	0,075
-20°	-0,35	0,075

Die aus der Messung gewonnenen Werte für die Auftriebskraft und den Strömungswiderstand wurden in Abhängigkeit vom Anstellwinkel in Abbildung 3.1 geplottet.

In Abbildung 3.1 ist zu erkennen, dass der Auftrieb mit dem Anstellwinkel linear zuzunehmen scheint. Dieses Verhalten muss aber spätestens bei einem Winkel von 90° aufhören, weil der Flügel dann senkrecht zur Windrichtung steht. Der Strömungswiderstand des Flügels wird über die Gleichung

$$F_A = c_w \cdot \frac{\rho}{2} \cdot v^2 \cdot A \quad (3.1)$$

bestimmt und ist proportional zu dem Anteil der Flügelfläche, der der Windrichtung senkrecht entgegen steht. Ein zu erwartendes Verhalten ist, dass der Strömungswiderstand bei kleinen Winkeln minimal ist. Der Graph in Abbildung 3.1 zeigt da aber etwas anderes. Dort scheinen die Werte für den Strömungswiderstand für negative Winkel zu konvergieren.

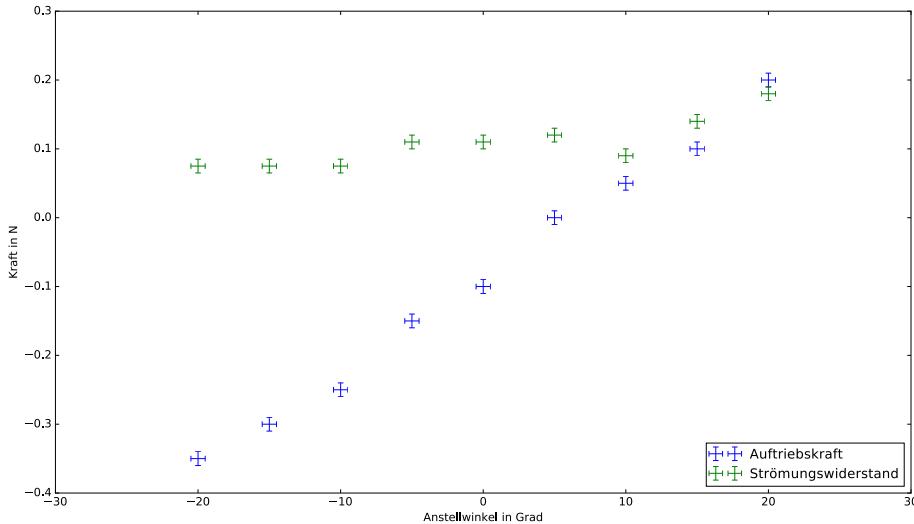


Abbildung 3.1.: Auf den Flügel wirkende Kräfte in Abhängigkeit vom Anstellwinkel

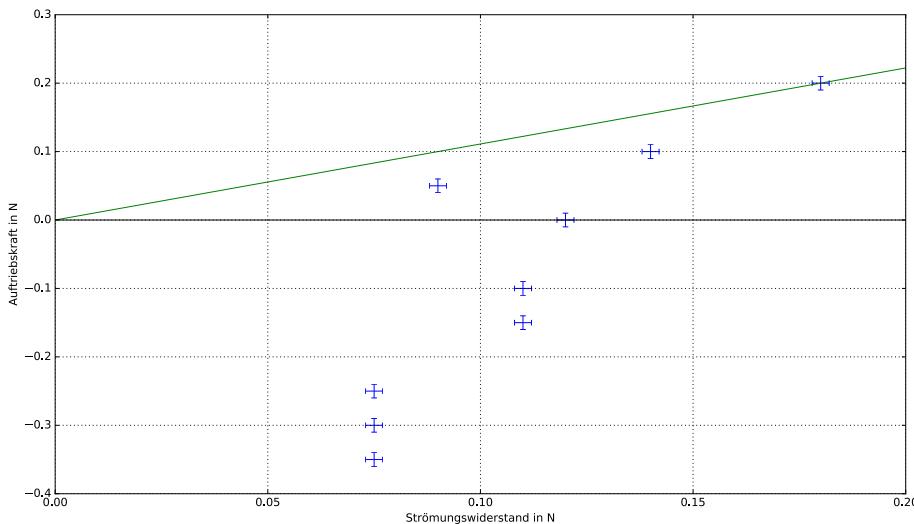


Abbildung 3.2.: F_{Auftrieb} über $F_{\text{Strömungswiderstand}}$ aufgetragen zur Bestimmung der Gleitzahl

Dieses Verhalten lässt sich durch Messfehler erklären. Fehler könnten hier nicht nur beim Ablesen des Kraftmessers entstanden sein, sondern auch weil die Tragfläche zu tief oder zu hoch im Luftstrom hing, sodass Teile der Tragfläche aus dem Luftstrom herausragten. Dennoch ist zu erkennen, dass bei positiven Winkeln der Strömungswiderstand der Tragfläche mit dem Winkel zunimmt. Eine Tragfläche scheint also am optimalsten zu agieren, wenn sie um einen möglichst kleinen positiven Winkel gedreht wird.

Um diesen Winkel zu ermitteln, wird F_{Auftrieb} über $F_{\text{Strömungswiderstand}}$ aufgetragen, um die sogenannte „Gleitzahl“ zu ermitteln. Der Plot ist in Abbildung 3.2 zu sehen.

Aufgrund von Messfehler lässt sich kein Zusammenhang für diesen Quotienten bestimmen. Dennoch lässt sich daraus ein Wert für die Gleitzahl ermitteln. Der Plot in Abbildung 3.2 geht durch den Messwert für $\alpha = 20^\circ$. Die Gleitzahl entspricht nun der Steigung der Geraden und nimmt einen Wert von

$$E = \frac{0,2 \text{ N}}{0,18 \text{ N}} \approx 0,11 \quad (3.2)$$

an.

Die im Versuch analysierte Tragfläche weiß optimale Flugeigenschaften bei einer Neigung vom 20° auf. Um die Eigenschaften zu verbessern bzw. die Gleitzahl zu erhöhen, könnte noch die Oberfläche der Tragfläche bearbeitet werden, sodass diese glatter ausfällt, wodurch der Strömungswiderstand geringer ausfällt.

3.2. Messen des Drucks an einem Tragflächenmodell

In diesem Versuchsteil wurde ein Tragflächenmodell untersucht. Das zu untersuchende Modell verfügte über Löcher an der Oberfläche, die an das Feinmanometer angebunden werden konnten. An diesen zu untersuchenden Stellen wurde der Druck mit dem Feinmanometer gemessen. Der beim Feinmanometer vorhandene Offset von 35 Pa wurde von all den Messwerten abgezogen. Die Werte sind in Tabelle 3.2 zu sehen.

Tabelle 3.2.: Messwerte für den Druck an den Messpunkten auf dem Tragflächenmodell in Abhängigkeit vom Anstellwinkel. Alle Messwerte in Pa.

Position	20°	0°	-20°
1	73	114	84
2	-80	-39	40
3	-50	-38	5
4	-9	-16	-7
5	-1	-5	-4
6	22	-49	-7
7	18	-10	-7
8	6	3	-4
9	5	2	-1

In Abbildung 3.3 wurden die Messwerte aus Tabelle 3.2 verwendet um an den Messpunkten die Druckvektoren einzuziehen. Die Druckvektoren sind dabei parallel zur Flächennormale des Flügels an dem entsprechenden Messpunkt. Außerdem können in Abbildung 3.3 die Positionen der Messpunkte am Flügel entnommen werden.

Der Auftrieb lässt sich bestimmen, indem man die zum Schwerkraftvektor parallelen Komponenten aller Vektoren der auf dem Flügel gemessenen Kräfte mittelt. Der daraus resultierende Vektor ist die Auftriebskraft und zeigt entgegen der Schwerkraft. Wenn die Auftriebskraft stärker als die Gewichtskraft ist, ist die Tragfläche flugfähig.

Das Verhalten einer Tragfläche lässt sich dadurch erklären, dass durch die Krümmung der Tragfläche ein Druckunterschied hervorgerufen wird. Nahe an der Oberfläche der Tragfläche wird die Luft gekrümmmt, während sie etwas weiter davon entfernt keiner Krümmung mehr unterliegt. Man kann zwischen diesen zwei Positionen eine Fläche bilden, die bei Betrachtung des Verlaufs der Tragfläche an der oberen Tragflächenseite kleiner wird und an der unteren Tragflächenseite je nach Neigung konstant bleibt oder sogar größer wird. Durch eine Verkleinerung der Fläche wird die Bewegung der Luft schneller, eine Erhöhung des dynamischen und somit eine Verringerung des statischen Druckes zur Folge hat. Es entsteht ein Druck-Gefällt, das die untere Seite der Tragfläche nach oben drückt.

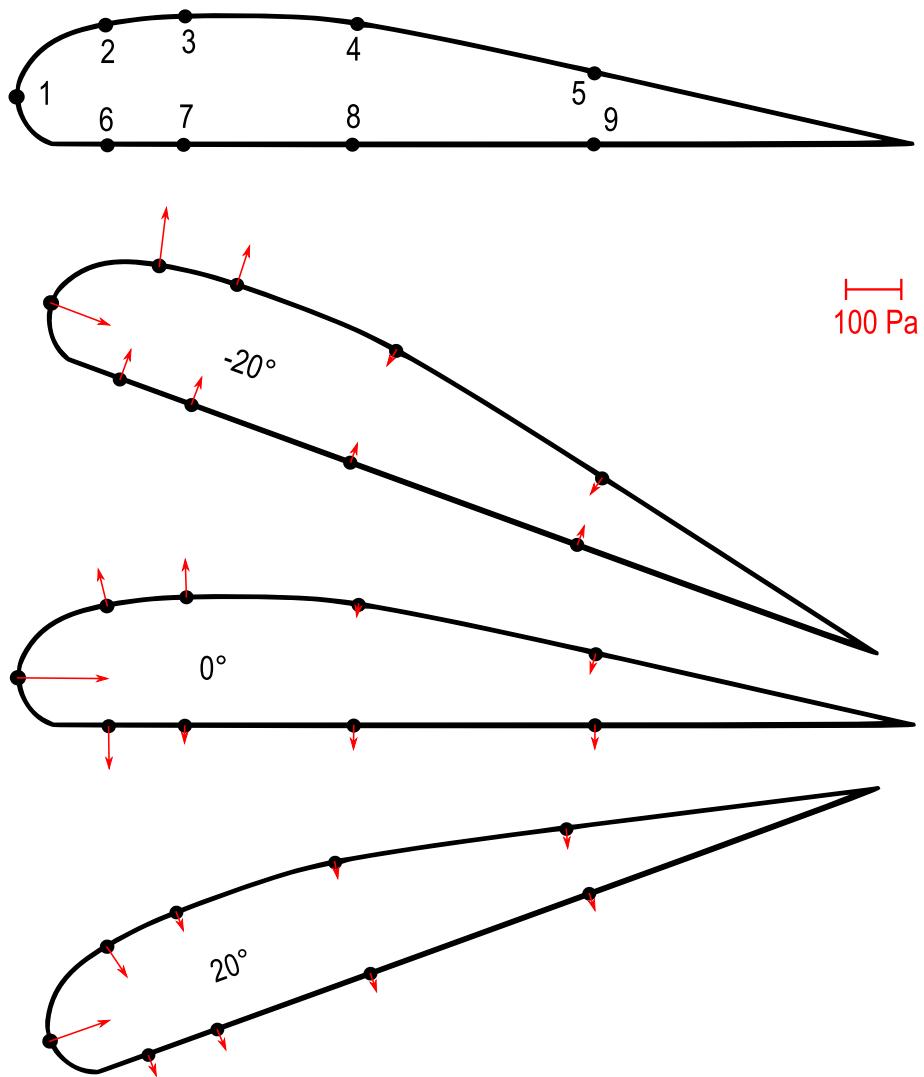


Abbildung 3.3.: Druckvektoren am Flügel

Literaturverzeichnis

- [Mes15] Meschede, Dieter: *Gerthsen Physik*. Springer-Verlag, Berlin Heidelberg New York, 25. aufl. Auflage, 2015, ISBN 978-3-662-45977-5.
- [Wik20] Wikipedia: *Strömungswiderstandskoeffizient* — Wikipedia, The Free Encyclopedia. <https://de.wikipedia.org/wiki/Strömungswiderstandskoeffizient>, 2020. [Online; accessed 20-January -2020].