

Versuch P1-24

Aeromechanik

Vorbereitung

Gruppe Mo-19
Yannick Augenstein

Inhaltsverzeichnis

Einführung	2
Demonstrationsversuche	2
D.1 Druckmessung parallel und senkrecht	2
D.2 Druckabhängigkeit der Windgeschwindigkeit	2
D.3 Venturirohr	3
D.4 Aerodynamisches Paradoxon	3
Aufgabe 1	3
1.1 Homogenität des Luftstroms	3
1.2 Windgeschwindigkeit in Abhängigkeit vom Motorstrom	3
Aufgabe 2	3
2.1 Rücktrieb und Stirnfläche	3
2.2 Rücktrieb und Strömungsgeschwindigkeit	4
2.3 Rücktrieb und Körperform sowie Oberflächenbeschaffenheit	4
Aufgabe 3	4
3.1 Auftrieb	4
3.2 Druck an den Tragflächen	4

Einführung

In der Versuchsreihe zur Aeromechanik geht es darum zu untersuchen, wie Körper, die schwerer als Luft sind, fliegen können. Es sollen zunächst einige aeromechanische Gesetzmäßigkeiten untersucht und verifiziert werden. In abgeschlossenen Systemen gilt die Bernoulli-Gleichung:

$$p + p_d = p_0 = k \quad \text{mit} \quad p_d = \frac{\rho}{2} \cdot u^2 \quad (1)$$

Hierbei bezeichnet ρ die Dichte und u die Geschwindigkeit des Mediums, p_d bezeichnet den dynamischen bzw. den Staudruck. k bezeichnet eine Konstante. Diese Gleichung sagt aus, dass der statische Druck sinkt, wenn die Strömungsgeschwindigkeit des Medium erhöht wird. In offenen Systemen kann sich der Gesamtdruck zwischen Luftstrahl und unbewegter Luft unterscheiden, normalerweise ist hier jedoch der statische Druck konstant. Zur Berechnung der Strömungsgeschwindigkeit kann man oft die Kontinuitätsgleichung verwenden:

$$A_1 \cdot u_1 \cdot \rho = A_2 \cdot u_2 \cdot \rho \quad (2)$$

Wobei $A_{1/2}$ die Querschnittsfläche (z.B. eines Rohres, durch das die Luft strömt) ist. Da der Druck bei einem inkompressiblen Medium konstant ist, kann man diesen aus obiger Gleichung herauskürzen. Die Gesamtkraft, die auf einen Körper wirkt, lässt sich mit Hilfe des formabhängigen Widerstandsbeiwerts c_w berechnen:

$$F = c_w \cdot p_d \cdot A \quad (3)$$

Demonstrationsversuche

D.1 Druckmessung parallel und senkrecht

Wir stellen den Motorstrom der Windmaschine auf $I = 1 \text{ A}$ und beobachten die Manometeranzeige der Scheibensonde. Es ist zu erwarten, dass der Druck auf der Scheibe bei senkrechter Ausrichtung höher ist.

D.2 Druckabhängigkeit der Windgeschwindigkeit

Wir wiederholen die Messung aus Unterabschnitt D.1 mit einer Rohrsonde und variieren nun die Windgeschwindigkeit. Es ist zu erwarten, dass der statische Druck konstant bleibt, da dieser sich mit dem Umgebungsdruck ausgleicht. Allerdings müsste der Gesamtdruck zunehmen, da der dynamische Druck von der Windgeschwindigkeit abhängt. Hält man die Rohrsonde senkrecht zum Luftstrom, sollte man den statischen Druck messen können, parallel dazu den Gesamtdruck.

D.3 Venturirohr

Wir messen den Verlauf des statischen Drucks innerhalb eines Venturirohrs. Ein Venturirohr ist ein Rohr mit einer Verengung in der Mitte. Zu erwarten ist ein Überdruck am Anfang des Venturirohrs, Unterdruck in der Verengung und ein mit dem Umgebungsdruck ausgeglichener Druck am Ende des Rohrs.

D.4 Aerodynamisches Paradoxon

Wir beobachten den Druckverlauf zwischen zwei eng aneinander liegenden Platten, zwischen denen die Luft vom Mittelpunkt aus radial nach außen strömt. Wir erwarten in der Mitte der Scheibe einen Unterdruck wegen der dort schnell strömenden Luft. Durch diesen werden die Platten aneinandergezogen statt abgestoßen.

Aufgabe 1

1.1 Homogenität des Luftstroms

Wir sollen in diesem Versuch den Staudruck an mehrere Stellen im Luftstrom bestimmen. Das Ziel dieses Versuchs ist es, einen Bereich (im Luftstrom) zu finden, in dem die Luftgeschwindigkeit konstant ist. Alle Folgeversuche werden in diesem Bereich durchgeführt. Dabei ist darauf zu achten, dass dieser Bereich nicht zu nahe an der Düse liegen sollte (Verwirbelungen), andererseits sollte er auch nicht zu weit von dieser entfernt sein, da sonst der Geschwindigkeitsabfall zu groß wäre.

1.2 Windgeschwindigkeit in Abhängigkeit vom Motorstrom

Für die folgenden Versuche müssen wir die Abhängigkeit der Windgeschwindigkeit vom Motorstrom kennen. Diese Abhängigkeit bestimmen wir, indem wir den Staudruck messen. Aus diesem kann dann die Winkelgeschwindigkeit berechnet werden. Wir erwarten, dass $\omega = k \cdot I^m$, also müssen wir nur den Exponenten m bestimmen. Die Beziehung lässt sich umformen zu $\ln(\omega) = \ln(k) + m \cdot \ln(I)$. Tragen wir nun $\ln(\omega)$ über $\ln(I)$ auf und bestimmen mittels linearer Regression eine passende Gerade aus unseren Messwerten, so ist m die Steigung dieser Geraden.

Aufgabe 2

2.1 Rücktrieb und Stirnfläche

Nun sollen wir den Strömungswiderstand von drei verschiedenen großen Kreisscheiben bei konstanter Strömungsgeschwindigkeit messen. Die Ergebnisse dieser Messung müssen wahrscheinlich noch um den Strömungswiderstand des Haltestiels korrigiert werden. Auf Grund

der in der Einführung besprochenen Zusammenhänge erwarten wir hier, dass sich die Kraft proportional zur Querschnittsfläche verhält.

2.2 Rücktrieb und Strömungsgeschwindigkeit

Nun messen wir die Abhängigkeit des Strömungswiderstands vom Staudruck bei der kleinen Scheibe. Aus dem Staudruck können wir die Strömungsgeschwindigkeit errechnen. Es ist ein linearer Zusammenhang zwischen Rücktrieb und Staudruck zu erwarten.

2.3 Rücktrieb und Körperform sowie Oberflächenbeschaffenheit

Nun soll der Strömungswiderstand von verschiedenen Körpern gemessen werden. Jede Messung wird nach einer 180° Drehung des Körpers wiederholt. Für die unterschiedlichen Körper können wir nun den Proportionalitätsfaktor c_w aus Gleichung 3 bestimmen.

Aufgabe 3

3.1 Auftrieb

In diesem Versuch soll der Auftrieb und der Strömungswiderstand einer ebenen und einer gebogenen Platte in Abhängigkeit vom Anstellwinkel gemessen werden. Die Messwerte sind jeweils über den Anstellwinkel und in ein Polardigramm einzutragen. Aus dem Polardigramm soll die günstigste Gleitzahl bestimmt werden. Die Gleitzahl ist das Verhältnis von Strömungswiderstand und Auftrieb. Aus dem Polardigramm erhalten wir diesen Wert an dem Punkt, dessen Verbindung mit dem Ursprung den größten Winkel (im ersten Quadranten) zur x-Achse bildet. Es ist zu erwarten, dass die Tragfläche bessere Flugeigenschaften als die ebene Platte hat.

3.2 Druck an den Tragflächen

Wir sollen nun (bei konstanter Windgeschwindigkeit) den Druck an mehreren Stellen am Tragflächenmodell in Abhängigkeit vom Anstellwinkel messen. Durch den Verlauf der Druckvektoren sollten wir dann in der Lage sein zu erklären, warum ein Flugzeug, das doch wesentlich schwerer ist als Luft, fliegen kann. Die Druckvektoren stehen immer Senkrecht auf der Tragfläche und haben den Betrag des gemessenen Drucks. Zu erwarten ist, dass an der Oberseite der Tragfläche ein Unterdruck und an der Unterseite ein Überdruck herrscht.

Theoretisch kann man auch die Kraft bestimmen, mit der der Tragflügel nach oben gedrückt wird, in dem man über alle Druckvektoren $\vec{p}$ integriert:

$$\vec{F} = \oint_A \vec{p} dA$$

Versuch P1-15

Aeromechanik

Auswertung (verbessert)

Gruppe Mo-19
Yannick Augenstein
Patrick Kuntze

12.12.11

Inhaltsverzeichnis

0	Vorversuche	3
0.1	D.1, D.2	3
0.2	D.3 (Venturirohr)	3
0.3	D.4	4
1	Strömungsgeschwindigkeit	5
1.1	Ortsunabhängigkeit	5
1.2	Drehzahl-Abhängigkeit	6
2	Probekörper im Luftstrom	7
2.1	Strömungswiderstand	7
2.2	Geschwindigkeitsabhängigkeit des Strömungswiderstands	8
2.3	Widerstandsbeiwert	10
2.4	Modellflugzeug	11
3	Flugzeugflügel	12
3.1	Auftrieb und Strömungswiderstand	12
3.2	Druck an der Tragfläche	14

0 Vorversuche

Zunächst wollen wir uns mit einigen Demonstrationsversuchen einen Überblick über die Messmethoden und ein Verständniss der physikalischen Gesetzmäßigkeiten verschaffen.

Vorweg sollte noch erwähnt werden, dass der Off-Set-Druck am Manometer für alle Versuche außer 3.2 bei 41 Pa lag. Bei den hier angegebenen Werten ist dieser bereits berücksichtigt, d.h. sie entsprechen der Abweichung vom Normaldruck der Versuchsumgebung.

0.1 D.1, D.2

Als erstes haben wir bei unterschiedlichen Windstärken Scheiben- und Rohrsonde getestet. Dabei positionierten wir beide sowohl senkrecht wie auch parallel zur Strömungsrichtung und beobachteten den Ausschlag des Manometers.

Wir erhielten folgende Ergebnisse:

Windstärke	Positionierung	Manometerausschlag (in Pa) bei:	
		Scheibensonde	Rohrsonde
6	parallel	0	30
6	senkrecht	29	-21
8	parallel	-6	134
8	senkrecht	149	-59

An Hand der Messtabelle kann man die Unterschiede zwischen den beiden Sonden, aber auch den unterschiedlichen Anwendungen, deutlich erkennen. Wir kommen nun zu dem Schluss, dass der statische Druck am effizientesten mit einer Scheibensonde, parallel zur Strömungsrichtung gemessen wird. Den Gesamtdruck misst man stattdessen am genauesten mit der Rohrsonde, indem man sie ebenfalls parallel ausrichtet. Dies stimmt mit unseren Vorhersagen aus der Vorbereitung überein.

0.2 D.3 (Venturirohr)

Nun maßen wir, bei Düsenstärke 7, den Druck an unterschiedlichen Stellen eines luftdurchströmten Venturirohrs, indem wir die Höhe von daran befestigten Wassersäulen beobachteten. Diese wurden durch Unterdruck im Rohr nach oben gesaugt. Die Höhendifferenzen lauten wie folgt:

Messpunkte	Höhe (in cm)
1	0
2	0.5
3	1.9
4	7.5
5	0.3
6	1.2
7	1.6
8	1.8

Messstelle 4 ist die engste Stelle des Rohrs, was dazu führte, dass die Luft dort am schnellsten strömte. Deshalb entstand auch an dieser Stelle der größte Unterdruck und wir stellten die höchste Wassersäule fest. Stelle 1 war die am weitesten von der Turbine entfernte, Stelle 8 demnach der nächste Messpunkt. Der Gesamtdruck im Rohr ist an jedem dieser Punkte gleich. Also ist der statische Druck abhängig von der Geschwindigkeit der Luft, was unmittelbar auf den Querschnitt des Rohres zurückzuführen ist. Die Unstimmigkeiten an den Stellen 6,7 und 8 (zu hohe Wassersäulen) sind vermutlich auf äußere Einflüsse, wie Strömungsrichtung und Verwirbelungen am Rohreingang, zurück zu führen.

0.3 D.4

Diesen Versuch haben wir lediglich theoretisch besprochen. Unsere Diskussion in der Vorbereitung stimmte mit unseren Ergebnissen überein.

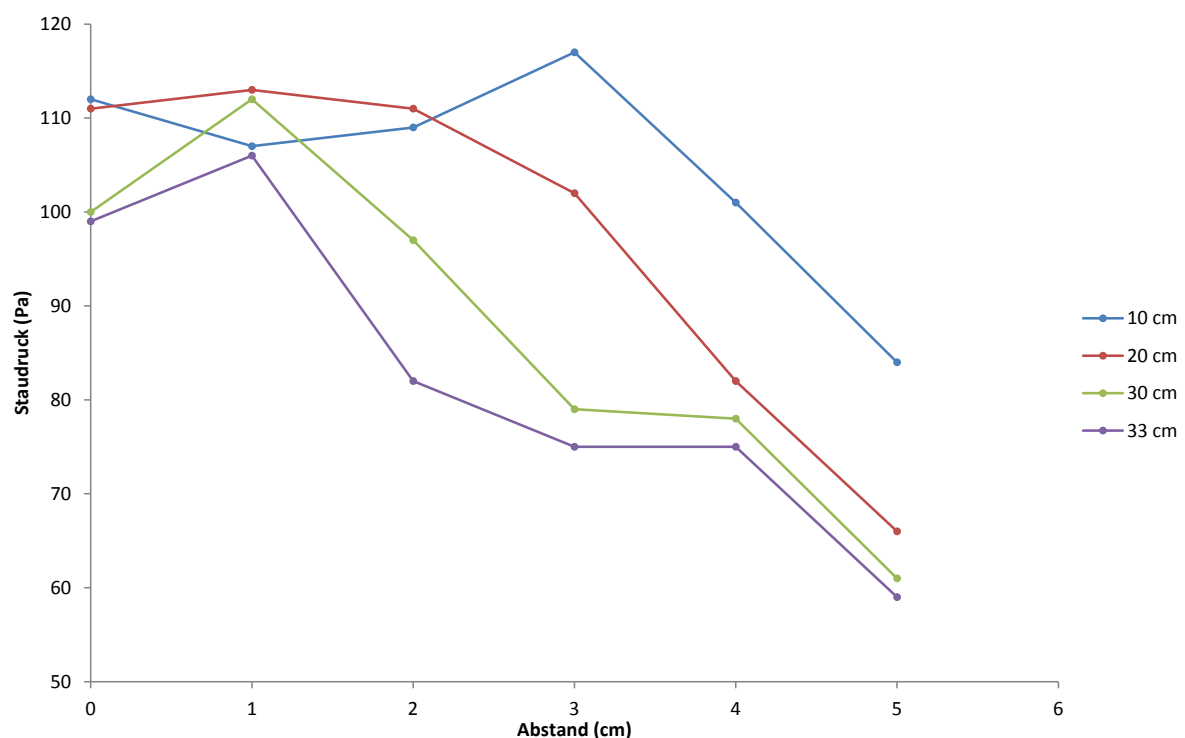
1 Strömungsgeschwindigkeit

1.1 Ortsunabhängigkeit

Für die nächsten Versuche brauchten wir eine möglichst ortsunabhängige Windgeschwindigkeit. Um in dieser Hinsicht eine ideale Position in Bezug auf die Düse zu finden maßen wir den Staudruck an verschiedenen Orten im Luftstrom bei konstanter Stromgeschwindigkeit (Stk 8).

Entfernung zur Düse	Staudruck (in Pa) im Abstand (in cm) zum Mittelpunkt des Luftstroms					
	0	1	2	3	4	5
10 cm	112	107	109	117	101	84
20 cm	111	113	111	102	82	66
30 cm	100	112	97	79	78	61
33 cm [35 cm]	[99]	[107]	82	75	75	59

Das Ergebniss graphisch dargestellt sieht wie folgt aus:

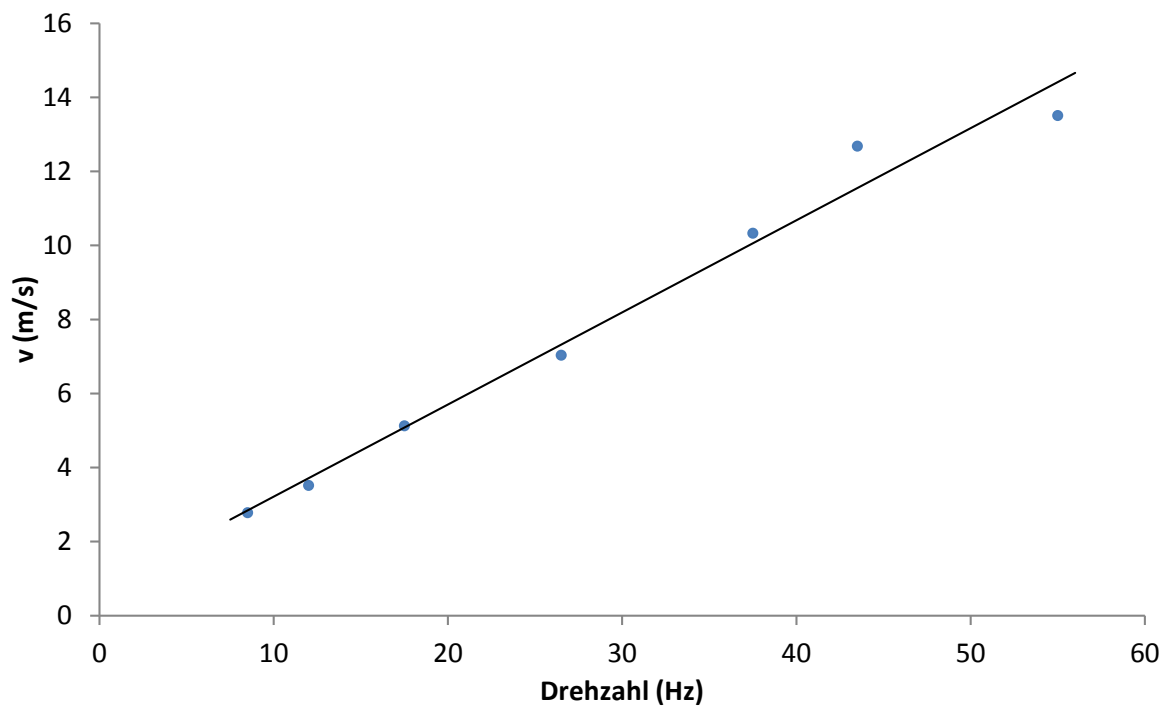


Unsere Entscheidung für die folgenden Aufgaben den Ort zentral in 20 cm Entfernung zur Düse zu verwenden scheint im Nachhinein in Ordnung, doch zeigt die Grafik, dass 1 cm vom Mittelpunkt des Luftstroms noch besser gewesen wäre.

1.2 Drehzahl-Abhängigkeit

An dem von uns bestimmten Ort maßen wir die Windgeschwindigkeit v in Abhängigkeit zur Drehzahl der Düse. Die Drehzahl erhalten wir durch die Kennlinie im Aufgabenanhang. Die Windgeschwindigkeit berechnen wir über den dynamischen Druck mit der Formel aus der Vorbereitung.

Düsenstärke	Drehzahl (in $\frac{1}{s}$)	Dyn. Druck (in Pa)	$(\approx) v = \sqrt{\frac{2 \cdot P_d}{1.293 \frac{kg}{m^3}}} \text{ (in } \frac{m}{s} \text{)}$
3	8.5	5	2.781
4	12	8	3.5177
5	17.5	17	5.1279
6	26.5	32	7.0354
7	37.5	69	10.331
8	43.5	104	12.6833
9	55	118	13.51



In der Grafik erkennt man, dass die Geschwindigkeit linear ansteigt. Demnach wäre die Strömungsgeschwindigkeit proportional zur Drehzahl.

2 Probekörper im Luftstrom

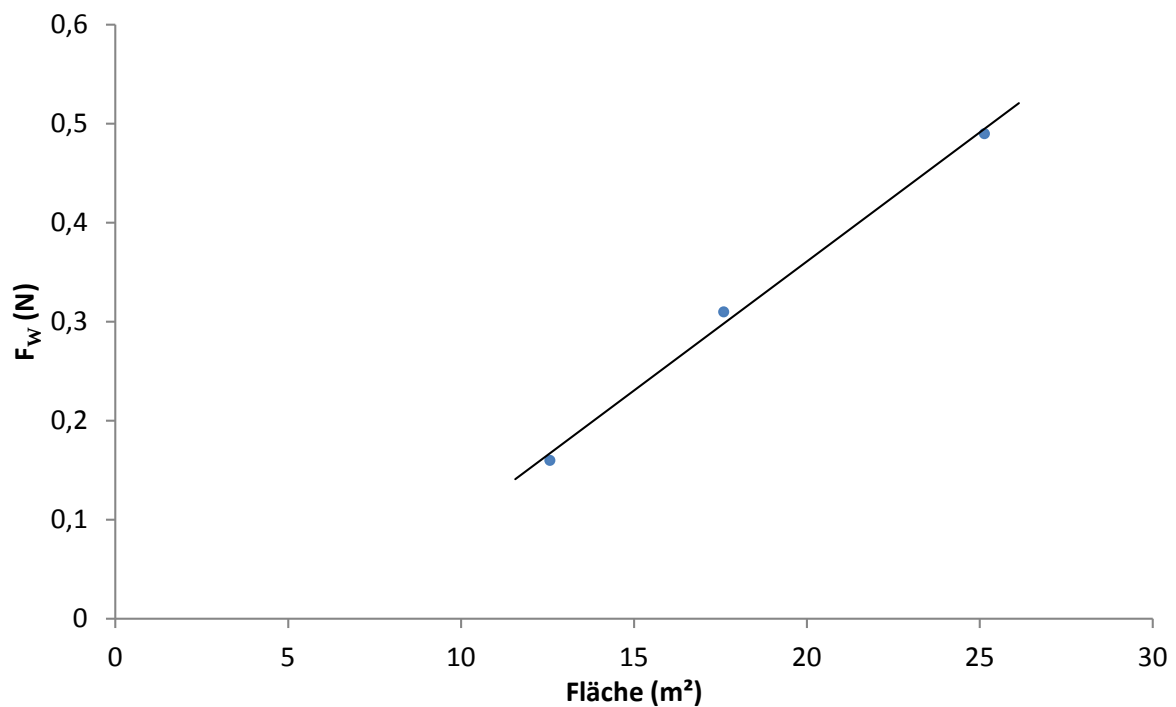
2.1 Strömungswiderstand

Für diesen Versuch positionierten wir eine kleine, eine mittelgroße und eine große Kreisscheibe an dem von uns ausgesuchten Ort im Luftstrom, um ihre Strömungswiderstände zu bestimmen. Dabei korrigierten wir die gemessenen Kräfte auf die Scheiben, in dem wir die auf die Halterung wirkende Kraft abzogen.

Die Düsenstärke betrug 8. Die Durchmesser der Platten lauten wie folgt: $D_k = 4\text{cm}$; $D_m = 5,6\text{cm}$; $D_g = 8\text{cm}$. Die Messwerte sind:

Modell	Kraft (in N)	korrigierter Wert (in N)
Halterung	0.02	/
kleine Scheibe	0.18	0.16
mittlere Scheibe	0.33	0.31
große Scheibe	0.51	0.49

In folgendem Schaubild bestätigt sich unsere Annahme aus der Vorbereitung:



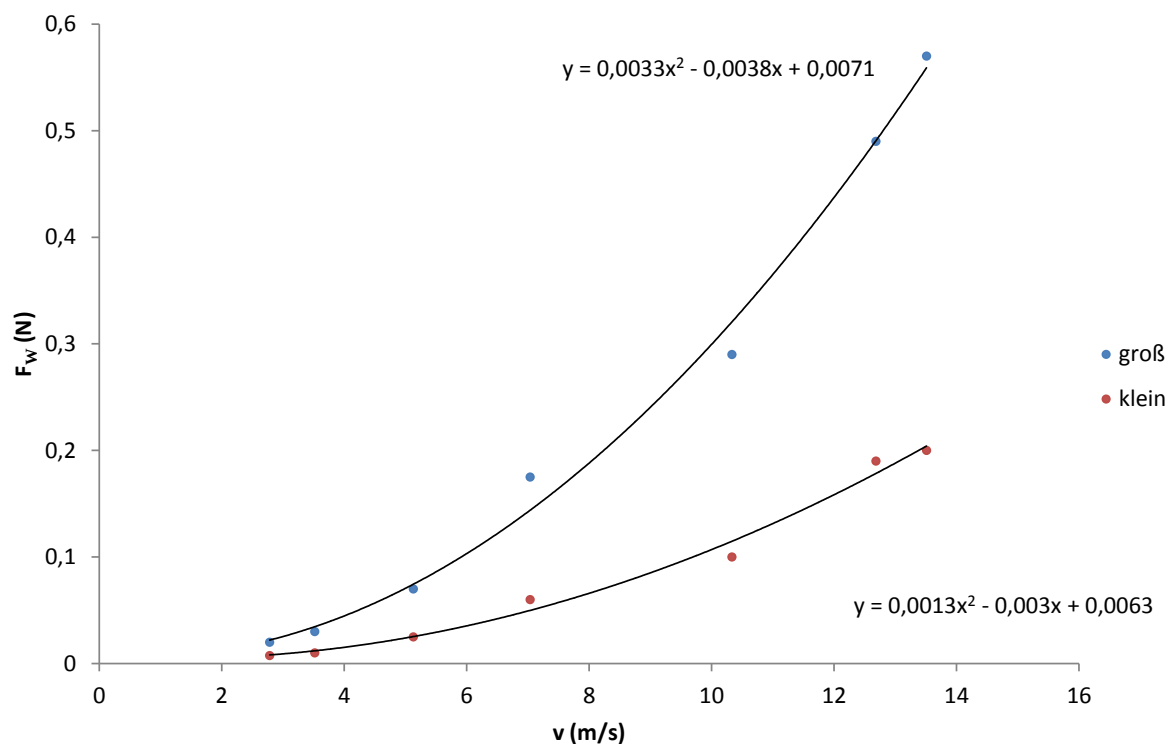
$$\Rightarrow F \propto A$$

2.2 Geschwindigkeitsabhängigkeit des Strömungswiderstands

Nun untersuchen wir den Strömungswiderstand der großen und kleinen Kreisscheibe darauf, wie er sich bei Veränderung der Windgeschwindigkeit verhält:

Düsenstärke	Windgeschwindigkeit v (in m/s)	v^2 proportional zu P_d	Widerstandskraft [in N]	
			große Scheibe	kleine Scheibe
3	2,781	7,733961	0,02	0,0075
4	3,5177	12,37421329	0,03	0,01
5	5,1279	26,29535841	0,07	0,025
6	7,0354	49,49685316	0,175	0,06
7	10,331	106,729561	0,29	0,1
8	12,6833	160,8660989	0,49	0,19
9	13,51	182,5201	0,57	0,2

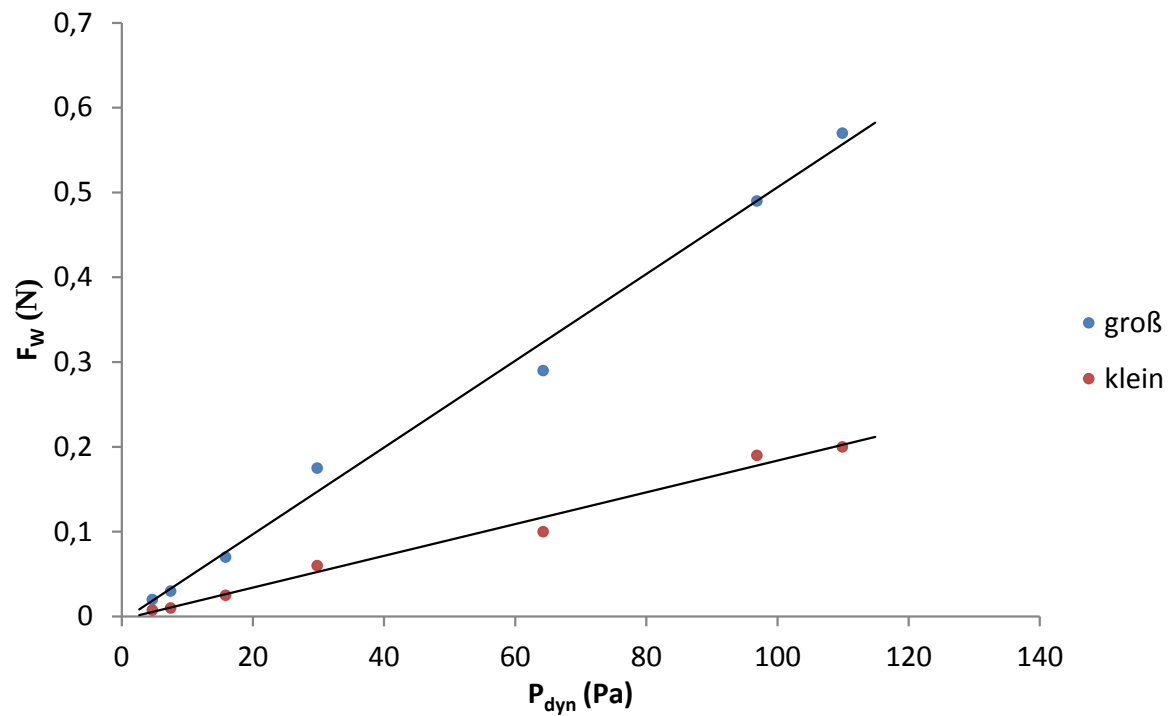
Daraus folgt für den Zusammenhang zwischen der Widerstandskraft und der Windgeschwindigkeit:



Das Schaubild zeigt deutlich den quadratischen Zusammenhang.

$$\Rightarrow F \propto v^2$$

Trägt man nun F_W über P_{dyn} auf, so ergibt sich folgendes:



$$\Rightarrow \frac{\rho \cdot v^2}{2} = P_d \propto F$$

Dies entspricht exakt unseren Erwartungen aus dem Vorprotokoll.

2.3 Widerstandsbeiwert

Für diesen Versuch sollten wir bei konstanter Windgeschwindigkeit (Stk 8) den Widerstandskoeffizienten für verschiedene Stromlinienförmige Objekte ermitteln. Dafür haben wir zunächst die Widerstandskraft, für alle Probekörper in beiden Richtungen, wie in 2.1 bestimmt.

Modell	Kraft (in N)	korrigierter Wert (in N)
Halterung	0.02	/
Kugel	0.11	0.09
Halbkugel mit Rücken im Wind	0.15	0.13
Halbkugel mit Öffnung im Wind	0.41	0.39
Stromlinienkörper mit Rücken im Wind	0.035	0.015
Stromlinienkörper mit Spitze im Wind	0.06	0.04

Aus den Werten für korrigierte Widerstandskraft, Querschnittsfläche der Körper (für alle: $\approx 2,463 \cdot 10^{-3} m^2$) und den gemessenen Staudruck aus 1.1 ($111 Pa$) lässt sich nun der Widerstandsbeiwert berechnen:

$$c_w = \frac{F_W}{P_d \cdot A}$$

Modell	c_w (in $\frac{N}{Pa \cdot m^2}$)	c_w (Literaturwert)	Abweichung
Kugel	≈ 0.3292	0.35*	$\approx 5.9\%$
Halbk. mit Rücken im Wind	≈ 0.4755	0.25*	90.2%
Halbk. mit Öffnung im Wind	≈ 1.4265	1.3*	$\approx 9.7\%$
Stromlin. mit Rücken im Wind	≈ 0.0549	.05*	$\approx 9.8\%$
Stromlin. mit Spitze im Wind	≈ 0.1463	$0.16 < 0.2^{**}$	$\approx 8.6 < 26.85\%$

* Literaturmappe/ Bergmann Schaefer, Band 1, 12. Auflage, Seite 419

** Physik für Ingenieure, 10. Auflage, Seite 157 (Kegel mit Halbkugel)

Die Tabelle zeigt uns das unsere berechneten Werte, abgesehen von der Halbkugel mit Rücken zur Strömung, sehr gut mit den Literaturwerten übereinstimmen. Die eine grobe Ungenauigkeit ist daher zu erklären, dass unsere Justierung des Körpers im Luftstrom sehr schwer war, da dieser, wie in 1.1 deutlich erkennbar, sehr unregelmäßig war. In Verbindung mit den besonders vielen Verwirbelungen hinter der Halbkugel ist dies eine große Fehlerquelle.

Unsere Ergebnisse zeigen uns außerdem, dass der Stromlinienkörper mit Abstand den kleinsten c_w -Wert aufweist. Der Grund hierfür ist die extrem geringe Verwirbelung, die dieser Körper verursacht. Den größten Strömungswiderstandskoeffizienten finden wir bei der Halbkugel mit Öffnung zum Luftstrom, die wie ein Fallschirm die Luft in ihrer Vertiefung aufnimmt.

2.4 Modellflugzeug

Nun wollen wir den Strömungswiderstandskoeffizienten für ein Modellflugzeug betimmen. Dabei gingen wir vor wie in 2.3.

Wir maßen eine Widerstandskraft von $0.08N$ und berechneten eine Querschnittsfläche (Rumpf, 2 Tragflächen) von $4.2106 \cdot 10^{-4}m^2$ Daraus folgt für den c_w -Wert:

$$c_w = \frac{F_W}{P_d \cdot A} = \frac{0.08N}{111Pa \cdot 4.2106 \cdot 10^{-4}m^2} \approx 1.7117 \frac{N}{Pa \cdot m^2}$$

Dieser Wert ist verglichen mit den Probekörpern aus 2.3 sehr groß. Dies kann unter anderem daran liegen, dass es sich um ein einfaches Modellflugzeug handelt, was nicht mit Berücksichtigung von Arodynamischen Effekten gebaut wurde.

Als Vergleich wollen wir hier noch erwähnen, dass für ein echtes Flugzeug nur die Flügelfläche als Referenz dient. Ein typischer c_w -Wert eines Flugzeugflügels ist $0.08 \frac{N}{Pa \cdot m^2}$.

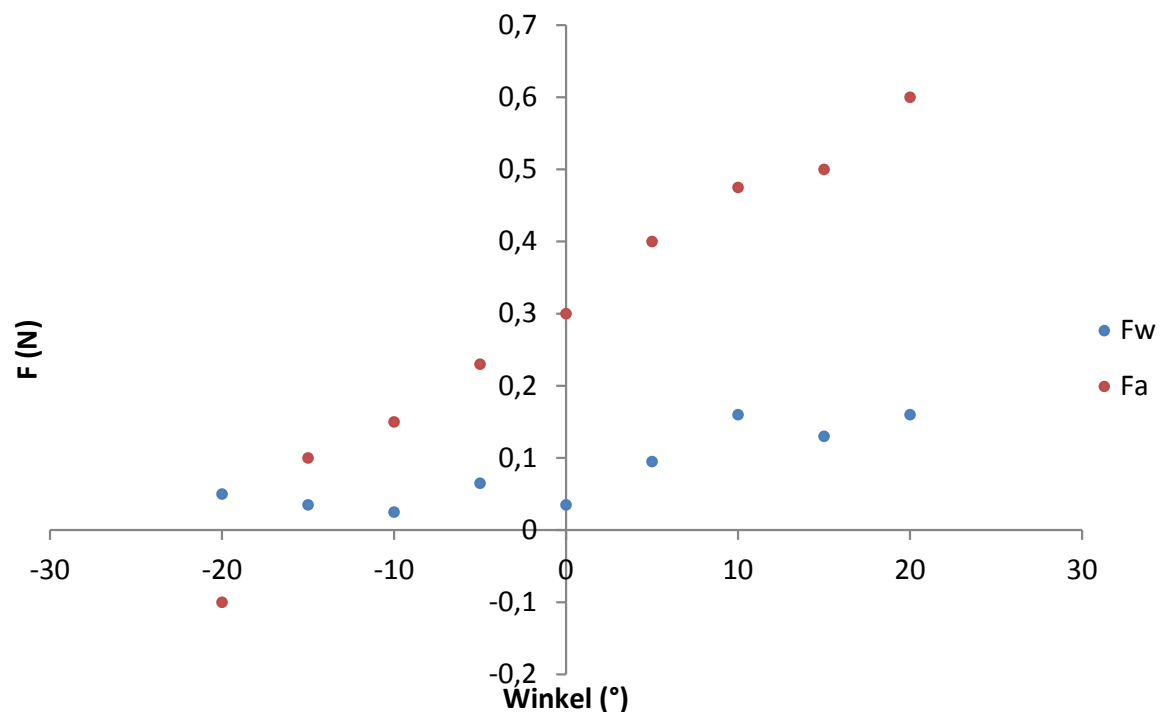
3 Flugzeugflügel

3.1 Auftrieb und Strömungswiderstand

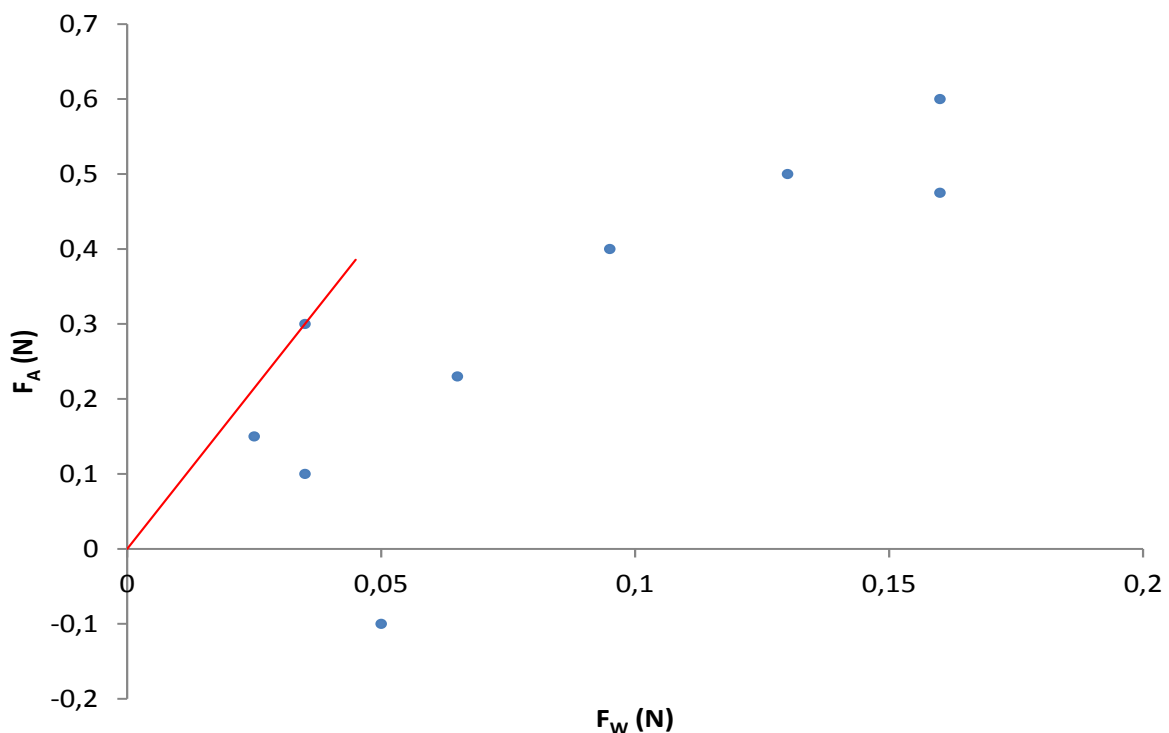
Hier ist die Aufgabe den Auftrieb und die Widerstandskraft eines Flugzeugflügels in Abhängigkeit zu seiner Stellung im Luftstrom, bei konstanter Windgeschwindigkeit (Stk 8), zu untersuchen. Zunächst maßen wie also folgende Werte:

Winkel (in °)	Kraft F_W (in N)	Auftrieb F_A (in N)
-20	0.05	-0.1
-15	0.035	0.1
-10	0.025	0.15
-5	0.065	0.23
0	0.035	0.3
5	0.095	0.4
10	0.16	0.475
15	0.13	0.5
20	0.16	0.6

Mit unseren Messwerten können wir nun die Abhängigkeiten grafisch darstellen.



Zunächst sehen wir, dass der Auftrieb annähernd linear mit dem Winkel der Tragfläche zunimmt. Je größer also der Winkel, desto größer wird auch der Auftrieb. Geht er allerdings gegen 90° , so verringert sich der Auftrieb wieder, da der Flügel sich allmählich senkrecht stellt. Der Widerstand des Flügels nimmt mit der angreifbaren Fläche zu. Das Schaubild zeigt, dass bei kleinen Winkeln auch der Widerstand relativ klein bleibt. Nimmt die Schrägstellung zu, so steigt die Widerstandskraft, wobei man erkennen kann, dass sie bei positiven Winkeln stärker zunimmt, als bei kleinen. Demnach ist eine Tragfläche am effektivsten, wenn sie nur einen geringen (positiven) Winkel zur Luftströmung einnimmt. In der nächsten Grafik wollen wir den Auftrieb über der Widerstandskraft auftragen, und über das Verhältniss $\frac{F_W}{F_A}$ die günstigste Gleitzahl ermitteln.



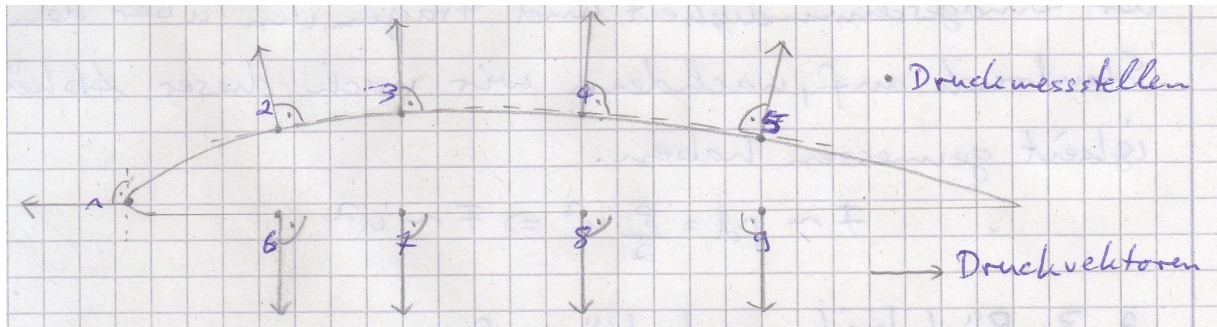
Da unsere Messwerte mehr oder weniger fehlerhaft sind kann man aus dem Schaubild keine generelle Abhängigkeit zwischen F_A und F_W herausdeuten. Allerdings können wir sagen, dass der Punkt bei etwa (0,04, 0,3) die höchste Steigung zum Ursprung einnimmt. Damit ist es uns möglich festzustellen bei welchem verwendeten Winkel die Gleitzahl den kleinsten Wert annimmt.

$$\text{Winkel: } 0^\circ \Rightarrow \epsilon = \frac{F_W}{F_A} = \frac{0,035N}{0,3N} \approx 0,1167$$

Um eine möglichst kleine Gleitzahl zu erhalten bräuchte man einen großen Auftrieb und einen kleinen Widerstand. Dies erreicht man durch dünne, lange, leicht nach unten gewölbte, glatte Flügel mit leichter Schräglage.

3.2 Druck an der Tragfläche

Als letztes maßen wir den statischen Druck an den Stellen 1 - 9 in Abhängigkeit vom Winkel der Tragfläche. Dabei entspricht der Messwert dem Betrag der Vektoren.



Die Messung wurde bei Düsenstärke 8 vorgenommen. Bei dem hier verwendeten Manometer musste ein Off-Set-Wert von 6 Pa berücksichtigt werden. Gemessen wurde sowohl für 0° , als auch für 20° und -20° .

Position	Druck (in Pa) bei		
	-20°	0°	20°
1	104	114	52
2	0	-44	-59
3	-19	-34	-26
4	-14	-12	-9
5	-6	-7	-4
6	-37	-19	38
7	-44	-1	18
8	-24	-1	4
9	6	-1	-1

Wenn man bedenkt, dass die Positionen 2 - 5 sich auf der Oberseite und die Positionen 6 - 9 sich auf der Unterseite der Tragfläche befinden wird klar, dass ein großer Auftrieb dann zustande kommt, wenn über dem Flügel Unterdruck und unter dem Flügel Überdruck herrscht. Dann würden alle Vektoren nach oben zeigen und diesen anheben. In unserer Messung tritt der stärkste Auftrieb bei $+20^\circ$ auf. Bei -20° stattdessen würde der Flügel sinken, da überhalb zwar immernoch ein geringer Unterdruck herrscht, dieser aber von dem weit größeren Unterdruck unterhalb mehr als ausgeglichen wird.

Dies bestätigt sich auch durch unsere Überlegungen, Lande- und Startverhalten von Flugzeugen betreffend. So neigt sich ein Flugzeug zum Landen nach vorne, was einem negativen Winkel in unserem Versuchsaufbau entspräche. Beim Starten dagegen hebt zuerst die Spitze des Flugzeugs ab, äquivalent zu unserem positiven Winkel.