

Auswertung P1-26 – Aeromechanik

Michael Prim & Tobias Volkenandt

31. Oktober 2005

Demonstrationsversuche

Die Demonstrationsversuche wurden gemeinsam mit den anderen Teilnehmern des Praktikums durchgeführt.

D1)

Für den ersten Versuch hielten wir eine Scheibensonde parallel zum Luftstrom und konnten am angeschlossenen Manometer einen Unterdruck feststellen. Es handelte sich hierbei um den statischen Druck.

Als wir die Scheibensonde senkrecht zum Luftstrom einbrachten, beobachteten wir einen Überdruck. Es handelte sich hierbei um den dort vorliegenden Gesamtdruck P_0 , welcher sich nach Bernoulli aus Staudruck P_s und statischem Druck P zusammensetzt.

Bernoulli-Gleichung: $P + P_s = P_0$ bzw. $P + \frac{\rho}{2}v^2 = P_0$

D2)

Wir führten die in D1 beschriebene Messung für verschiedene Strömungsgeschwindigkeiten erneut durch und konnten feststellen, dass bei zunehmender Strömungsgeschwindigkeit der statische Druck konstant blieb, der Gesamtdruck jedoch zunahm. Dies ist auf die Zunahme des Staudrucks zurückzuführen, welcher mit der Strömungsgeschwindigkeit zunimmt.

Anschließend führten wir die obige Messung mit der Rohrsonde durch und konnte hierbei beobachten, dass die Rohrsonde wie zu erwarten, beim senkrechten Einhalten in den Luftstrom den statischen Druck misst und beim parallelen Einhalten den Gesamtdruck. Entgegen der Erwartung, war der statische Druck hierbei jedoch auch bei zunehmender Strömungsgeschwindigkeit nicht konstant, sondern nahm zu. Dies führen wir auf die bei der Rohrsonde entstehenden Turbulenzen zurück.

Daher ist die Scheibensonde für Messungen des statischen Drucks besser geeignet. Für die Messung des Gesamtdrucks eignet sich die Rohrsonde besser. Beide Messmethoden finden im Prandtlischen Messrohr ihre Vereinigung, welches die direkte Messung des Staudrucks erlaubt, indem dort der statische Druck dem Gesamtdruck entgegenwirkt.

D3)

Bei diesem Versuch wurde ein Venturirohr an die Turbine angeschlossen (siehe Skizze). Beim Hochfahren der Turbine konnte beobachtet werden, dass in den angeschlossenen Manometern, welche den statischen Druck messen, ein Unterdruckgefälle zur engsten Stelle des Venturirohrs hin entstand.

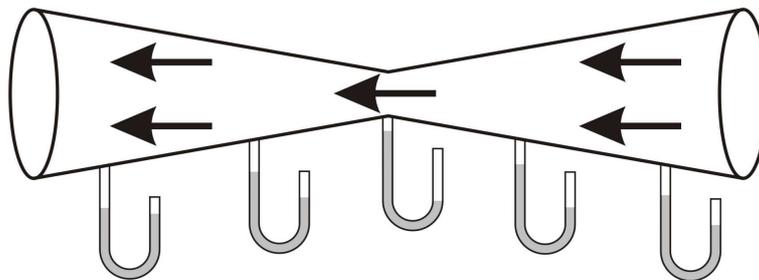
Aus der Kontinuitätsgleichung ergibt sich, dass an der verengten Stelle die Strömungsgeschwindigkeit maximal ist und daher dort der geringste statische Druck herrscht.

Kontinuitätsgleichung: $A_1 v_1 \rho = A_2 v_2 \rho$

In der Theorie sollten am Ein- und Ausgang des Venturirohrs die selben statischen Drücke herrschen, jedoch kommt es innerhalb des Rohres zu Luftreibungen, welche die Strömungsgeschwindigkeit zum Ausgang hin reduzieren. Weiterhin findet am Ausgang ein Druckaustausch mit der Atmosphäre statt.

Daraus ergibt sich, dass am Ausgang nicht der selbe Druck wie am Eingang herrscht, sondern fast schon Atmosphärendruck.

Es wurden bei der Demonstration keine genauen Messwerte aufgenommen.



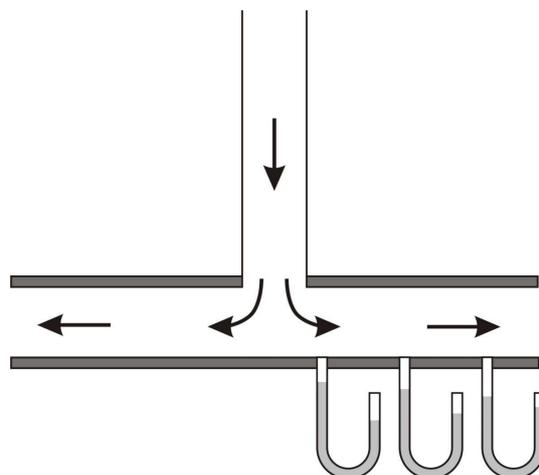
D4)

Bei diesem Versuch wurde das aerodynamische Paradoxon untersucht. An die Turbine, welche mit konstanter Spannung lief, wurde eine doppelte Kreisscheibe angebracht. Diese hatte auf der nach außen hin gewandten Seite einige Löcher zur Messung des zwischen den Scheiben herrschenden statischen Drucks (siehe Skizze).

Es konnte beobachtet werden, dass die Scheiben sich gegenseitig anzogen. Das Paradoxon ist hierbei, dass man hierbei eigentlich erwartet, dass die äußere Scheibe durch den Luftstrom weggedrückt wird.

Die Erklärung hierfür ist, dass die durch die Öffnung der inneren Scheibe ausströmende Luft, sich radial nach außen zwischen den Scheiben ausbreitet. Die durchströmte Fläche nimmt hierbei nach außen hin zu und laut der Kontinuitätsgleichung nimmt der Staudruck daher nach außen hin ab. Der statische Druck nimmt folglich nach außen hin zu.

In der Kreismitte, bei maximaler Strömungsgeschwindigkeit, herrscht der minimale statische Druck. Der im Vergleich dazu höhere Atmosphärendruck drückt die Scheiben daher zusammen.



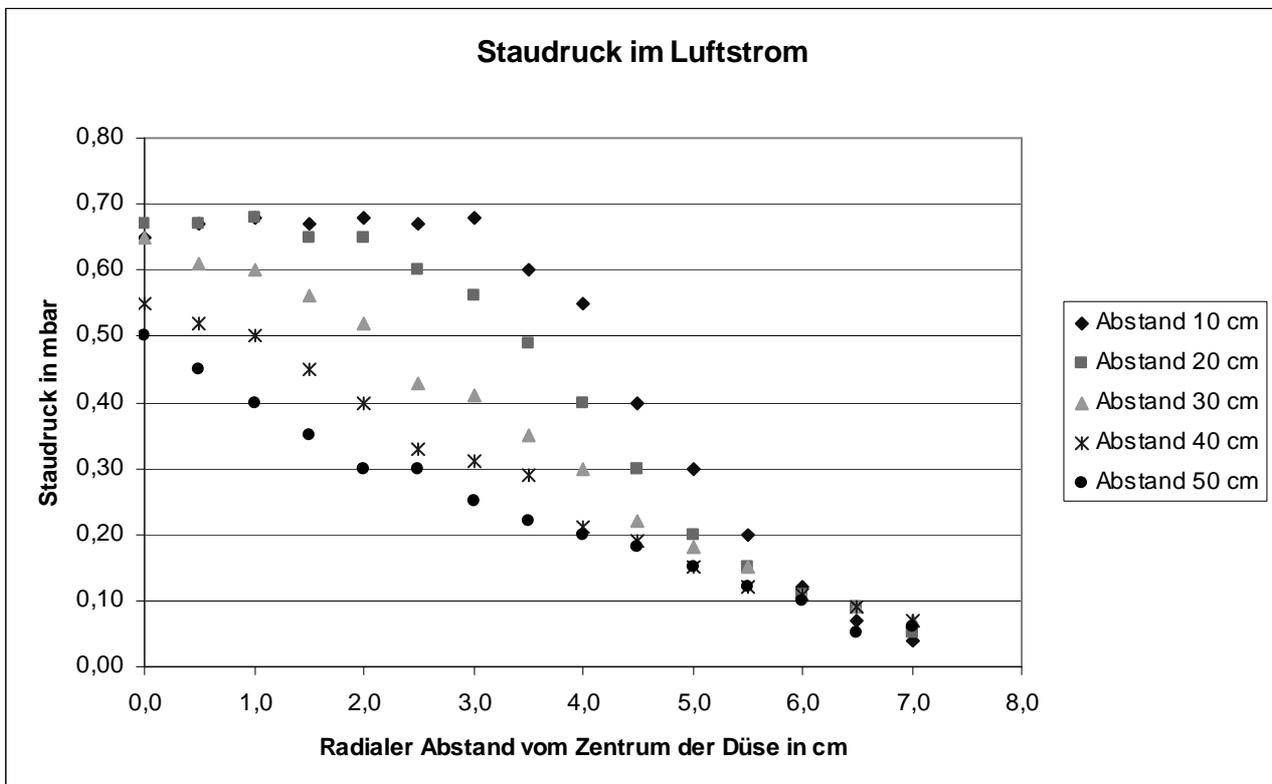
Aufgabe 1)

Versuch 1.1)

Mit Hilfe des Prandtl'schen Staurohrs haben wir den Staudruck an verschiedenen Orten gemessen. Der Abstand l zum Düsenrand wurde hierbei zwischen 10cm und 50cm in 10cm Schritten variiert. Der radiale Abstand r vom Zentrum der Düse betrug zwischen 0cm und 7cm und wurde in 0,5cm Schritten variiert. Die angelegte Spannung an der Turbine betrug für den gesamten Versuch 200V.

Ziel dieses Versuchs war es, einen möglichst homogenen Bereich zu finden, in welchem alle weiteren Messungen stattfinden sollten.

Staudruck in mbar für diverse l und r					
r in cm	$l=10$ cm	$l=20$ cm	$l=30$ cm	$l=40$ cm	$l=50$ cm
0,0	0,65	0,67	0,65	0,55	0,50
0,5	0,67	0,67	0,61	0,52	0,45
1,0	0,68	0,68	0,60	0,50	0,40
1,5	0,67	0,65	0,56	0,45	0,35
2,0	0,68	0,65	0,52	0,40	0,30
2,5	0,67	0,60	0,43	0,33	0,30
3,0	0,68	0,56	0,41	0,31	0,25
3,5	0,60	0,49	0,35	0,29	0,22
4,0	0,55	0,40	0,30	0,21	0,20
4,5	0,40	0,30	0,22	0,19	0,18
5,0	0,30	0,20	0,18	0,15	0,15
5,5	0,20	0,15	0,15	0,12	0,12
6,0	0,12	0,11	0,11	0,11	0,10
6,5	0,07	0,09	0,09	0,09	0,05
7,0	0,04	0,05	0,07	0,07	0,06



Anhand der Messdaten haben wir beschlossen, dass bei einem Abstand von 20cm und einem radialen Abstand von 0-2 cm das für die weiteren Versuche beste homogene Strömungsfeld herrscht. Soweit im Folgenden nichts anderes angegeben wird, wurde dieser Messbereich bei den weiteren Messungen verwendet.

Versuch 1.2)

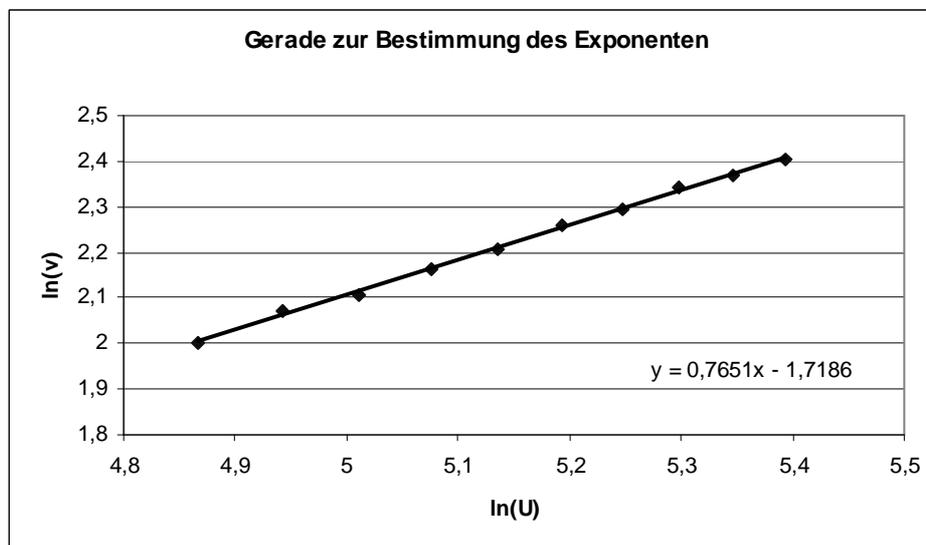
Ziel dieses Versuchs war es, die Strömungsgeschwindigkeit in Abhängigkeit der Motorspannung zu ermitteln. Dazu haben wir im Abstand von 20cm den Staudruck bei verschiedenen Motorspannungen gemessen. Daraus lies sich dann die Strömungsgeschwindigkeit v errechnen.

$$\text{Staudruck } P_s = \frac{\rho}{2} v^2 \quad \rightarrow \quad v = \sqrt{\frac{2P_s}{\rho}} \quad \text{mit } \rho_{\text{Luft}} = 1,293 \frac{\text{g}}{\text{cm}^3}$$

Spannung U in V	Staudruck in mbar	Berechte Geschwindigkeit v in m/s
130	0,34	7,408304134
140	0,39	7,934355371
150	0,42	8,233869696
160	0,47	8,710202936
170	0,51	9,073282493
180	0,57	9,592167911
190	0,61	9,923029036
200	0,67	10,39960265
210	0,71	10,70553853
220	0,76	11,07608145

Uns war gegeben, dass sich die Geschwindigkeit in der Form $v = cU^m$ aus der Motorspannung ergibt. Der Exponent m wurde von uns annähernd linear erwartet und war grafisch zu bestimmen.

Dazu logarithmierten wir die Gleichung zu der Form $\ln v = \ln c + m \cdot \ln U$, was als Gleichung einer Geraden aufgefasst werden kann. Der Exponent lies sich dann durch die Steigung der Geraden bestimmen.



Dies lieferte uns $c = e^{-1,7186} \approx 0,17931$ und $m \approx 0,7651$

Aufgabe 2)

Versuch 2.1)

Bei diesem Versuch beschäftigte uns die Abhängigkeit des Strömungswiderstandes von der Stirnfläche. Dazu nahmen wir von drei Kreisscheiben mit den Durchmessern 5cm, 3,5cm und 2,5cm bei konstanter Strömungsgeschwindigkeit Messwerte der rücktreibenden Kraft auf. Messort war hierbei ein Abstand von 20cm zum Düsenrand. Die Turbine wurde mit konstanter Spannung von 200V betrieben.

Da bei kleineren Durchmessern der Strömungswiderstand des Haltestils stärker zu berücksichtigen ist, als bei größeren, musste dieser zusätzlich allein ausgemessen werden um damit die Werte der vorher gemessenen Kreisscheiben durch Subtraktion des Haltestilwiderstands korrigieren zu können.

	Strömungswiderstand in N
Große Scheibe	0,175
Mittlere Scheibe	0,090
Kleine Scheibe	0,050
Haltestil	0,004
Große Scheibe - korrigiert	0,171
Mittlere Scheibe - korrigiert	0,086
Kleine Scheibe - korrigiert	0,046

Vergleicht man die Verhältnisse der Flächen mit jenen der Strömungswiderstände, ergibt sich ein annähernd lineares Verhältnis. Sehr gut ist an den Verhältnissen der korrigierten Werte auch noch einmal zu erkennen, dass der Haltestil sich deutlich auswirkt. Wir schließen daraus, wie von uns erwartet, dass der Strömungswiderstand linear von der angeströmten Fläche abhängt.

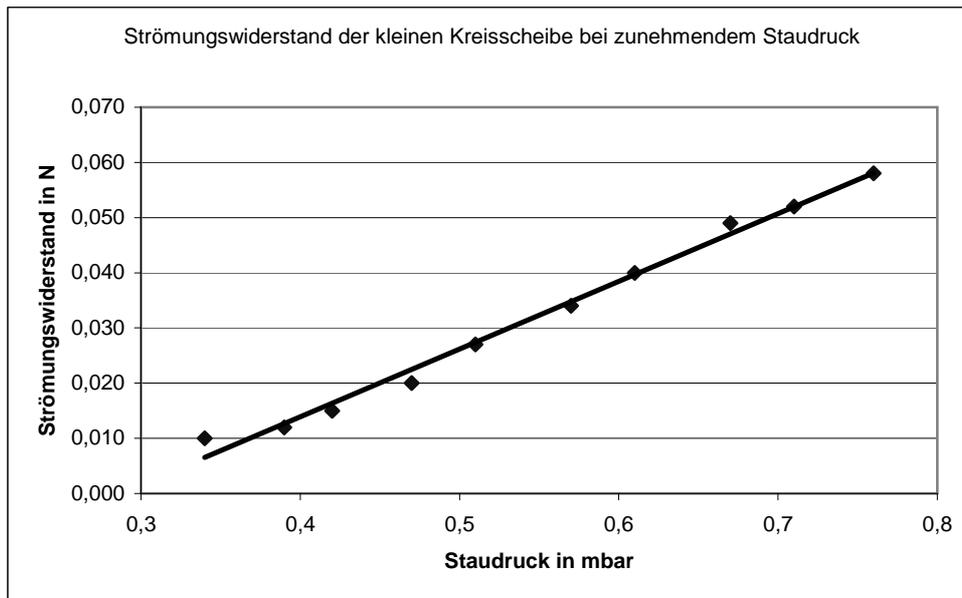
	Kleine Scheibe	Mittlere Scheibe	Große Scheibe
Verhältnisse Flächen	1,000	1,960	4,000
Verhältnisse Widerstand	1,000	1,800	3,500
Verhältnisse Widerstand - korrigiert	1,000	1,870	3,717

Versuch 2.2)

Beim zweiten Versuch untersuchten wir die Abhängigkeit des Strömungswiderstands von der Strömungsgeschwindigkeit. Bei verschiedenen Geschwindigkeiten haben wir die Kraft auf die kleinste der Kreisscheiben gemessen. Der Staudruck am Messpunkt, 20cm Abstand vom Düsenrand, bei verschiedenen Geschwindigkeiten wurde bereits in Aufgabe 1.2 gemessen.

Spannung U in V	Strömungswiderstand in N	Staudruck in mbar (Versuch 1.2)
130	0,010	0,34
140	0,012	0,39
150	0,015	0,42
160	0,020	0,47
170	0,027	0,51
180	0,034	0,57
190	0,040	0,61
200	0,049	0,67
210	0,052	0,71
220	0,058	0,76

Trägt man nun den Strömungswiderstand über dem Staudruck auf, lässt sich sofort an der Trendlinie, wie von uns erwartet, der lineare Zusammenhang zwischen beiden erkennen.



Versuch 2.3)

Beim dritten Versuch sollte die Abhängigkeit des Strömungswiderstandes von der Körperform und der Körperoberfläche untersucht werden. Dazu haben wir die Kraft auf verschieden geformte Körper gemessen. Die Stirnfläche aller Körper hatte den Durchmesser von 2,5cm, der Messort lag 20cm vom Düsenrand entfernt. Die Strömungsgeschwindigkeit war dabei konstant bzw. die angelegte Spannung an der Turbine war konstant bei 200V. Wir haben die Messungen nach Drehung der Körper um 180° wiederholt. Zum Schluss haben wir zum Vergleich einen der Körper mit glatter, wie auch mit rauher Oberfläche gemessen.

	Strömungswiderstand in N, normal	Strömungswiderstand in N, 180°gedreht
Kugel	0,0200	0,0200
Halbkugel	0,0150	0,0500
Halbkörper mit Spitze	0,0130	0,0300
Halbkörper mit Rundung	0,0100	0,0300
Stromlinienkörper, glatt	0,0020	0,0025
Stromlinienkörper, rau	0,0120	0,0125

Da uns aus Versuch 2.1 bekannt war, dass $F \sim A$ und aus Versuch 2.2 $F \sim P_S$, konnten wir den noch übrig bleibenden Proportionalitätsfaktor c_w bestimmen.

$$F = c_w P_S A \text{ bzw. } F = c_w \frac{\rho}{2} v^2 A \quad \rightarrow \quad c_w = \frac{F}{P_S A}$$

	Widerstandsbeiwert, normal	Widerstandsbeiwert, 180°gedreht	Literaturwert, normal	Literaturwert, 180°gedreht
Kugel	0,61	0,61	0,45	0,45
Halbkugel	0,46	1,52	0,31	1,35
Halbkörper mit Spitze	0,40	0,91	-	-
Halbkörper mit Rundung	0,30	0,91	0,35	1,16
Stromlinienkörper, glatt	0,06	0,08	0,07	0,12
Stromlinienkörper, rau	0,36	0,38	0,17	0,24

Es zeigte sich, wie zu erwarten, dass ein stromlinienförmiges Profil den Faktor besonders klein hält und dadurch den Widerstand minimiert. Zusätzlich sollte der Körper eine möglichst glatte Oberfläche besitzen.

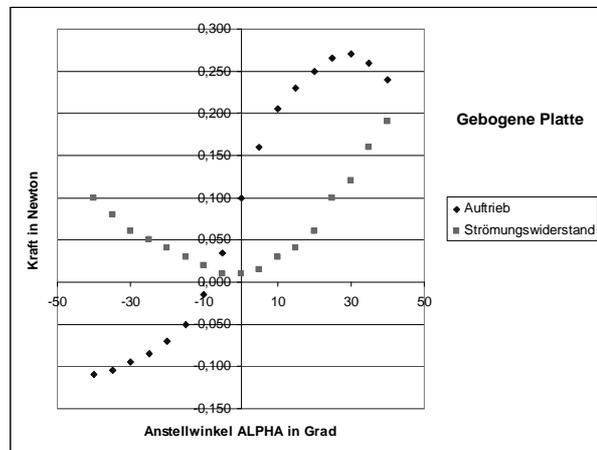
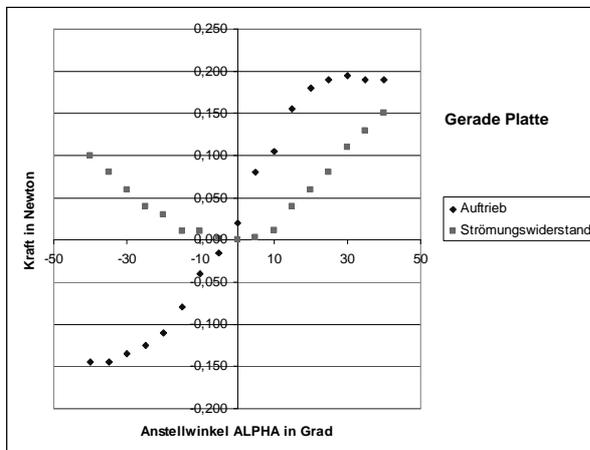
Aufgabe 3) Versuch 3.1)

Dieser Versuch hatte das Ziel, die Wirkungsweise eines Flugzeugflügels zu untersuchen. Zuerst beschäftigten wir uns daher mit den Auf- und Rücktriebseigenschaften einer geraden, wie einer gebogenen Platte.

Bei konstanter Strömungsgeschwindigkeit bzw. konstanter Spannung von 200V an der Turbine haben wir beide Kräfte (Auftrieb F_A und Strömungswiderstand F_W) bei verschiedenen Anstellwinkeln α und konstantem Abstand von 20cm zum Düsenrand gemessen.

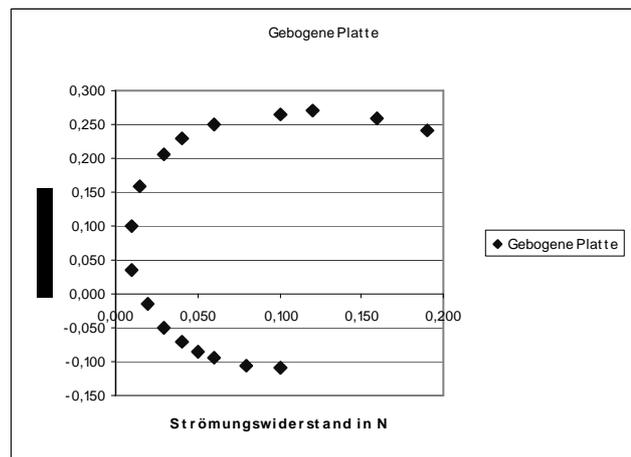
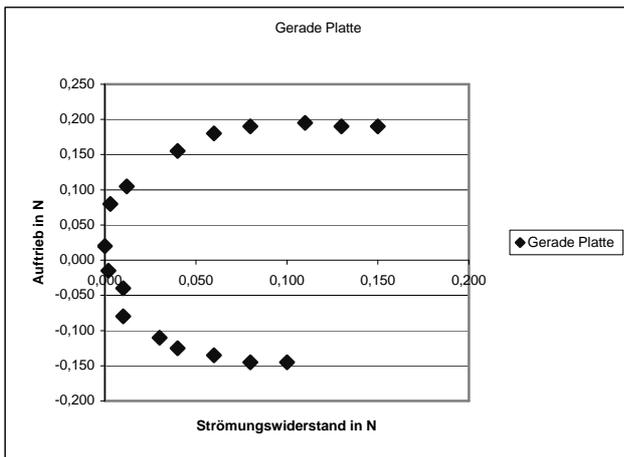
gerade Platte		
α in °	Auftrieb in N	Strömungswiderstand in N
-40	-0,145	0,100
-35	-0,145	0,080
-30	-0,135	0,060
-25	-0,125	0,040
-20	-0,110	0,030
-15	-0,080	0,010
-10	-0,040	0,010
-5	-0,015	0,002
0	0,020	0,000
5	0,080	0,003
10	0,105	0,012
15	0,155	0,040
20	0,180	0,060
25	0,190	0,080
30	0,195	0,110
35	0,190	0,130
40	0,190	0,150

gebogene Platte	
Auftrieb in N	Strömungswiderstand in N
-0,110	0,100
-0,105	0,080
-0,095	0,060
-0,085	0,050
-0,070	0,040
-0,050	0,030
-0,015	0,020
0,035	0,010
0,100	0,010
0,160	0,015
0,205	0,030
0,230	0,040
0,250	0,060
0,265	0,100
0,270	0,120
0,260	0,160
0,240	0,190



Trägt man die auftriebende Kraft über der rücktreibenden auf, so erhält man ein sog. Polarendiagramm. Aus diesem lässt sich die günstigste Gleitzahl bestimmen. Diese verrät dann den besten Anstellwinkel, so dass der Auftrieb maximal bei geringstem Rücktrieb ist.

Wir haben die Werte zusätzlich nach der Formel $\varepsilon = \frac{F_W}{F_A}$ berechnet. Je kleiner ε umso besser sind die Flugeigenschaften des Körpers.



α in °	Gerade Platte	Gebogene Platte
-40	-0,690	-0,909
-35	-0,552	-0,762
-30	-0,444	-0,632
-25	-0,320	-0,588
-20	-0,273	-0,571
-15	-0,125	-0,600
-10	-0,250	-1,333
-5	-0,133	0,286
0	0,000	0,100
5	0,038	0,094
10	0,114	0,146
15	0,258	0,174
20	0,333	0,240
25	0,421	0,377
30	0,564	0,444
35	0,684	0,615
40	0,789	0,792

Zu erwarten wäre, dass die Gleitzahl der gebogenen Platte geringer ist und deren Flugeigenschaften damit besser sind. Im Versuch war dies jedoch nur für große positive Winkel der Fall, was wir uns dadurch erklären, dass eine genaue Gradeinstellung nicht möglich war und die gerade Platte wohl bei einigen Messungen dadurch stärker von unten angeströmt wurde. Hieraus resultierte ein übermäßig hoher Auftrieb.

Versuch 3.2)

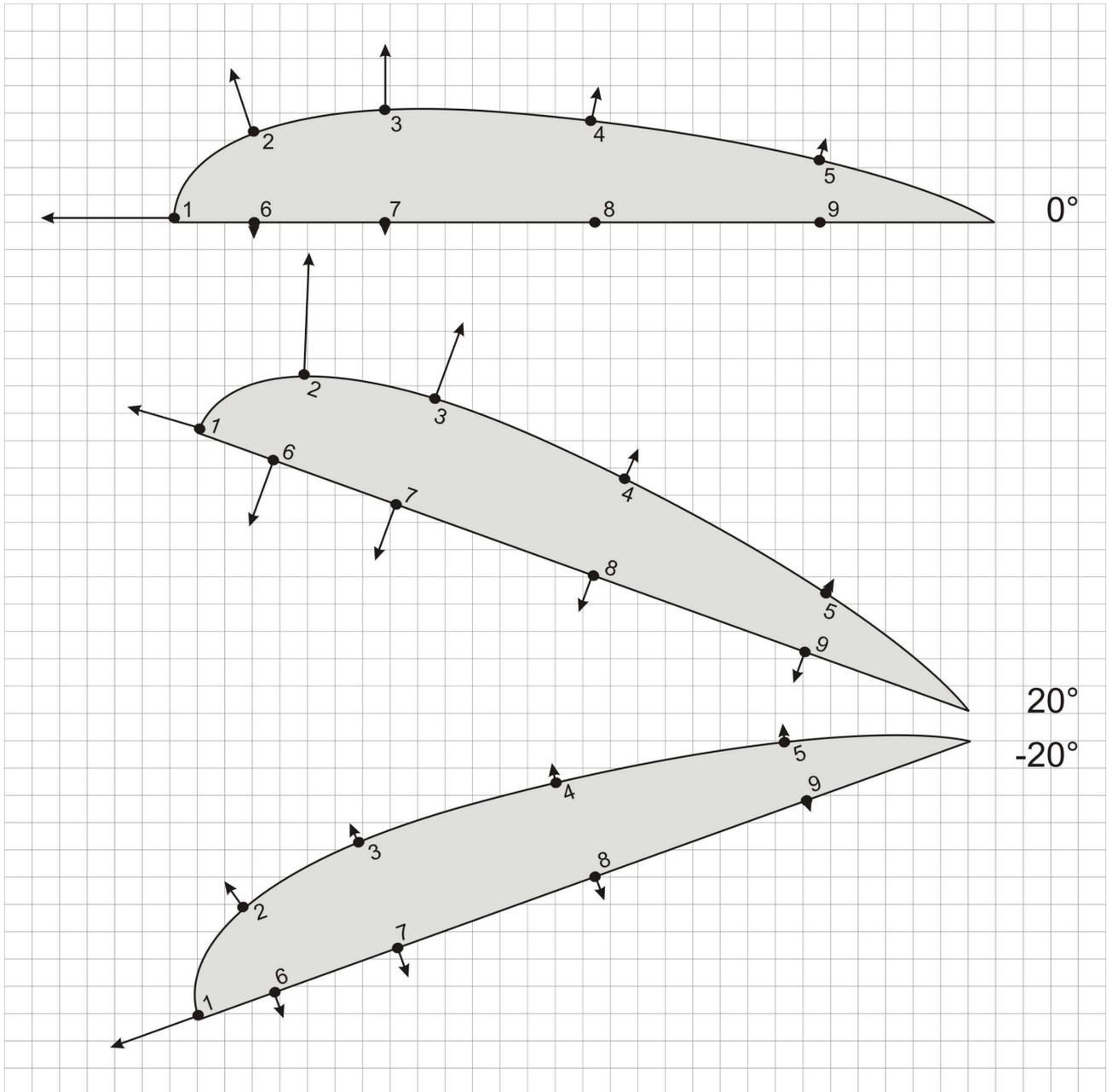
Im letzten Versuch hatten wir ein Tragflächenmodell zur Verfügung. Dieses war mit Bohrungen versehen, die den Anschluss eines Manometers erlaubten. So konnten wir den Druck an verschiedenen Punkten der Tragflächenoberfläche messen. Diese Messung führten wir bei konstanter Strömungsgeschwindigkeit, aber unter drei Anstellwinkeln durch. Die Ergebnisse lassen sich in einer Skizze der Tragfläche als Vektoren darstellen. Dabei gibt die Länge des Vektors den Betrag des Druckes an. Der Vektor steht stets senkrecht auf der angeströmten Fläche.

$\alpha = 0^\circ$	
Messstelle	Druck in mbar
1	0,790
2	-0,410
3	-0,400
4	-0,210
5	-0,120
6	-0,100
7	0,040
8	0,030
9	0,020

$\alpha = 20^\circ$	
Messstelle	Druck in mbar
1	0,450
2	-0,750
3	-0,500
4	-0,200
5	-0,100
6	0,430
7	0,350
8	0,230
9	0,200

$\alpha = -20^\circ$	
Messstelle	Druck in mbar
1	0,560
2	0,200
3	-0,100
4	-0,120
5	-0,110
6	-0,170
7	-0,190
8	-0,150
9	-0,050

Da auch bei diesem Versuch eine exakte 0° -Einstellung nicht möglich war, wurde hier das Flügelmodell teilweise von unten angeströmt. Hierdurch könnten Turbulenzen entstanden sein, welche die Messergebnisse verfälschten. Weiterhin wurde durch die leichte Schiefelage nicht nur der statische Druck gemessen, sondern zu einem geringen Anteil auch der Staudruck. Dies führte zu einer weiteren Verfälschung der Messwerte.



Nach den beiden Versuchen ist die Funktion eines Flügels klar. Durch die Krümmung der Oberseite wird der Weg den die strömende Luft nehmen muss länger. Dies hat zur Folge, dass sie dort schneller strömen muss, was eine Zunahme des Staudrucks bewirkt. Durch diese Zunahme muss, um der Bernoulli-Gleichung gerecht zu werden, der statische Druck sinken. Unterhalb der Tragfläche herrscht also ein höherer statischer Druck, der die Tragfläche nach oben drückt. Zu diesem auftriebenden Effekt kommt hinzu, dass bei einer Schrägstellung der Tragfläche die anströmende Luft auf der Unterseite zusätzliche Kraft ausübt. Deren Komponente nach oben unterstützt den Auftrieb.