

Fachbereich Maschinenbau und Verfahrenstechnik Faculty of Mechanical and Process Engineering



Institute of Sound and Vibration Engineering



Bachelor-Thesis

Energie- und Umwelttechnik

Aerodynamische Analyse von Tragflügelprofilen unter Verwendung experimenteller und numerischer Methoden

Martin Mohr MN: 727764

Düsseldorf Januar 2021

Erstprüfer

Dr.-Ing. Till Biedermann Institute of Sound and Vibration Engineering Fachbereich Maschinenbau und Verfahrenstechnik Raum 05.E057, Münsterstraße 156 40476 Düsseldorf till.biedermann@hs-duesseldorf.de

Zweitprüfer

Prof. Dr.-Ing. Frank Kameier Institute of Sound and Vibration Engineering Fachbereich Maschinenbau und Verfahrenstechnik Raum 05.E.061, Münsterstraße 156 40476 Düsseldorf frank.kameier@hs-duesseldorf.de

AUFGABENSTELLUNG

Aerodynamische Analyse von Tragflügelprofilen unter Verwendung experimenteller und numerischer Methoden

Die aerodynamischen Eigenschaften von Tragflügelprofilen sind besonders im Hinblick auf die Entwicklung neuartiger Bauformen von großer Relevanz. Diese Arbeit befasst sich mit der Analyse von grundlegenden strömungmechanischen Eigenschaften von Tragflügeln mittels experimenteller und numerischer Methoden. Dabei sollen die experimentell ermittelten Messwerte einer Mehrkomponentenwaage mit deutlich detaillierteren experimentellen Analysen des Druckverlaufes entlang der Tragflügel abgeglichen werden. Diese werden wiederum mit vergleichbaren numerischen Ergebnissen kreuzvalidiert, um so eine zuverlässige aber auch zeit- und ressourcenschonende Simulationsmethodik zu erarbeiten.

Die Analyse exemplarischer Tragflügelprofile soll für verschiedene Anströmgeschwindigkeiten und Anstellwinkel erfolgen. Dazu sollen diese in verschiedenen numerischen Programmen simuliert werden. Hierbei sollen Erkenntnisse über den Druckverlauf sowie über die wirkenden Kräfte, wie Widerstandskraft und Auftriebskraft, auf den Tragflügel gewonnen werden. Validiert werden sollen die numerischen Untersuchungen durch Vermessung der Tragflügelprofile im strömungsakustischen Windkanal des ISAVE. Zur Erfassung der resultierenden Kräfte ist hier zunächst die im ISAVE vorhandene Mehrkomponentenwaage instand zu setzen. Des Weiteren soll eine zusätzliche Analyse der Druckverläufe entlang der Tragflügeloberfläche einen direkten und detaillierten Vergleich numerischer und experimenteller Ergebnisse erlauben. Die Prototypenerstellung der Profile mit Druckmesskanälen erfolgt mittels hochgenauer 3D-Druckverfahren.

Ein besonderes Augenmerk der experimentellen als auch numerischen Untersuchungen liegt auf dem Punkt des Strömungsabrisses. Die hiermit korrespondierende geometrische Position sowie der dazugehörige Anstellwinkel des Strömungsabrisses soll über die Druckmesskanäle im Tragflügelmodell lokalisiert und mit der Simulation verglichen werden können.

Unterschrift Erstprüfer:

Unterschrift Zweitprüfer:

ABSTRACT

In this work, the basic aerodynamic characteristics of lift, stall and drag (with a focus on lift and stall) are simulated on a NACA 0012 (blunt trailing edge) using Ansys CFX (with the SST model) and Xfoil and determined experimentally on a wind tunnel. In the open-jet of the wind tunnel, the lift of a prototype with a chord length of 15 cm, winglets and pressure measurement points, is determined globally via a wind tunnel balance in the measurement section and locally via pressure measurement points on the surface of the airfoil. The results of the numerical methods are cross-validated with the experimental results and with those from a literature study on NACA 0012. Reynolds numbers of approximately 200 000 and 500 000 combined with t angles of attack up to $\pm 20^{\circ}$ are considered.

Especially the comparison of the results of the lift, determined with the wind tunnel balance and the measuring method over a discrete distribution of the pressure measuring points, is of interest. This allows to determine the lift in open jets, where a measurement with a balance is out of question. In addition, for profiles with changing cross-sections, the pressure distribution in the respective cross-section can be observed and evaluated. The pressure distribution also provides information about the stall. The determination of the lift via the pressure distribution is susceptible to the distribution of the measuring points on the airfoil and discretization method.

KURZFASSUNG

In dieser Arbeit werden die grundlegenden aerodynamischen Eigenschaften Auftrieb, Strömungsabriss und Widerstand (mit Fokus auf dem Auftrieb und Strömungsabriss) an einem NACA 0012 (stumpfe Hinterkante) mittels Ansys CFX (mit dem SST-Modell) und Xfoil simuliert und experimentell an einem Windkanal bestimmt. Im Freistrahl des Windkanals wird der Auftrieb eines Prototypen mit einer Sehnenlänge von 15 cm, seitlichen Winglets und Druckmessstellen , über eine Windkanalwaage in der Messstrecke global und über Druckmessstellen an der Oberfläche des Tragflügels lokal bestimmt. Die Ergebnisse der numerischen Methoden werden mit den experimentellen Ergebnissen und mit denen aus einer Literaturstudie zum NACA 0012 kreuzvalidiert. Es werden dabei Reynoldszahlen von ca. 200 000 und 500 000 bei Anstellwinkeln bis zu $\pm 20^{\circ}$ betrachtet.

Insbesondere der Vergleich der mit der Windkanalwaage und dem Messverfahren über eine diskrete Verteilung der Druckmesspunkte ermittelten Ergebnisse des Auftriebs ist von Interesse. Dies erlaubt es, den Auftrieb in Freistrahlen zu bestimmen, an denen eine Messung mit einer Waage nicht in Frage kommt. Zudem kann bei Profilen mit sich veränderndem Querschnitt der Druckverlauf im jeweiligen Querschnitt betrachtet und ausgewertet werden. Der Druckverlauf gibt zudem Auskunft über den Strömungsabriss. Die Bestimmung des Auftriebs über den Druckverlauf ist anfällig auf die Verteilung der Messstellen am Tragflügel und die Wahl der Art der Diskretisierung.

INHALTSVERZEICHNIS

$Aufgabenstellung\ .\ .\ .\ .\ .\ .\ i$					
Abstract					
Kurzfassung					
Abkürzungsverzeichnis vi					
Symbolverzeichnis					
1. Motivation und Ziel der Arbeit					
2. Theoretische Grundlagen					
2.1. Strömungsmechanische Grundlagen					
2.1.1. Bernoulli'sche Gleichung					
2.1.2. Kontinuitätsgleichung					
2.1.3. Reynolds-Zahl					
2.1.4. Ähnlichkeitslehre					
2.1.5. Mach-Zahl					
2.1.6. Grenzschicht					
2.1.7. Strömungsablösung					
2.2. Tragflügelprofile, Auftrieb und Beiwerte					
2.2.1. NACA-Profile					
2.2.2. Auftrieb und Auftriebsbeiwert					
2.2.3. Auftriebsbeiwerte nach Potentialtheorie					
2.2.4. Widerstandsbeiwert und Strömungswiderstand					
2.2.5. Druckbeiwert					
2.2.6. Polarendiagramm					
2.2.7. Strömungsablösung an einem Tragflügelprofil					
2.3. Grundlagen der numerischen Strömungssimulation					
2.3.1. Navier-Stokes-Gleichung					
2.3.2. Reynolds'sche Gleichung und Turbulenzmodelle					
2.3.3. Dimensionsloser Wandabstand					
3. Literaturstudie für das NACA 0012 Profil					
4. Numerische Analyse					
4.1. Randbedingungen und Einstellungen der numerischen Berechnungen 22					
4.2. Voruntersuchungen der Simulationen					
4.2.1. Domainunabhängigkeitsstudie					
4.2.2. Netzunabhängigkeitsstudie					
4.3. Ergebnisse der Simulationenen					
4.3.1. Auftriebsbeiwerte der Simulationen					
4.3.2. Widerstandsbeiwerte der Simulationen					
4.3.3. Polarendiagramme der Simulationen					
4.4. Auswertung bei instationären Lösungen					
4.5. Auftriebs- und Widerstandsbeiwert über lokal bestimmte Werte bestimmen 3					
4.5.1. Auftriebsbeiwert über die lokale Druckverteilung bestimmen					
4.5.2. Widerstandsbeiwert über lokale Drücke und Schubspannungen bestimmen . 4					

4.5.3. Bewertung der Berechnung der Beiwerte über lokal bestimmte Werte 4	6
5. Messtechnik und Messungenauigkeit	7
5.1. Tragflügel-Prototyp	7
5.2. 24-Kanal Druckmessgerät	9
5.3. Drei-Komponenten-Waage	0
5.4. Bestimmung der Strömungsgeschwindigkeit in der Messstrecke 5	1
5.5. Bestimmung des Auftriebsbeiwertes inkl. Messungenauigkeit	2
5.6. Winkelmessung	3
5.7. Korrekturen bei Freistrahlen	3
5.7.1. Winkelkorrektur bei Freistrahlen 5	4
5.7.2. Strahlhöhe bei Freistrahlen	4
6. Experimentelle Ergebnisse	6
6.1. Messplanung	6
6.1.1. Zielgrößen der Experimente 5	6
6.1.2. Einstellgrößen der Experimente	8
6.2. Versuchsaufbau im Windkanal	8
6.3. Durchführung und Messablauf 6	1
6.4. Ergebnisse der Experimente 6	2
6.4.1. Auftriebsbeiwerte der Experimente	2
6.4.2. Druckbeiwerte der Experimente	6
7. Zusammenfassung und Vergleich der Ergebnisse	0
8. Ausblick	3
Literaturverzeichnis	5
Eidesstattliche Erklärung	8
Anhang	I

ABKÜRZUNGSVERZEICHNIS

CAD	Computer Aided Design
DP	Druckpunkt
НК	Hinterkante
NACA	National Advisory Committee for Aeronautics
NASA	National Aeronautics and Space Administration
NVS	Navier-Stokes-Gleichung
RANS	Reynolds-Averaged Navier Stokes
SST	Shear-Stress-Transport
VK	Vorderkante

Symbolverzeichnis

lateinische Symbole

A	[m ²]	Fläche/Tragflügelgrundrissfläche
A_D	[m ²]	Widerstandsbezugfläche
A_L	[m ²]	Auftriebsbezugfläche
a	[m/s]	Schallgeschwindigkeit
b	[m]	Breite (des Tragflügels, der Düse)
с	[m/s]	Strömungsgeschwindigkeit
c_{∞}	[m/s]	unbeeinflusste Strömungsgeschwindigkeit/Anströmgeschwindigkeit
c_D	[-]	Widerstandskoeffizient
c _f	[-]	Wandschubspannungskoeffizient (engl. skin friction coefficient)
c_L	[-]	Auftriebskoeffizient
c_p	[-]	Druckbeiwert
d	[m]	Profildicke
F	[N]	Kraft
F_D	[N]	Widerstandskraft/Strömungswiderstand
F_L	[N]	Auftriebskraft

F_P	[N]	Druckwiderstand	
F_R	[N]	Reibungswiderstand	
f	[m]	Wölbungshöhe	
g	[m/s ²]	Erdbeschleunigung	
h	[m]	Höhe des Windkanalauslasses/Düse	
h_k	[m]	Höhe der Kernströmung bei x_k	
L	[m]	(charakteristische) Länge	
т	[kg]	Masse	
ṁ	[kg/s]	Massenstrom	
Ma	[-]	Machzahl	
т	[-]	Mischzahl	
n	[1/min]	Drehzahl	
0	[m ²]	Oberfläche	
р	[Pa]	(statischer) Druck	
p_{∞}	[Pa]	unbeeinflusster (statischer) Druck	
$p_{\rm dyn}$	[Pa]	dynamischer Druck/Staudruck	
p_o	[Pa]	Druck auf der Oberseite	
p_u	[Pa]	Druck auf der Unterseite	
R_s	[J/(kg K)]	spezifische Gaskonstante	
Re	[-]	Reynolds-Zahl	
S	[m]	Strecke	
Т	[K]	Temperatur	
t	[s]	Zeit	
и	[m/s]	Strömungsgeschwindigkeit in x-Richtung (kart. KOS)	
u_{∞}	[m/s]	unbeeinflusste Strömungsgeschwindigkeit in x-Richtung	
u_{τ}	[m/s]	(Wand-)Schubspannungsgeschwindigkeit (in x-Richtung)	
u^+	[-]	dimensionslose Strömungsgeschwindigkeit (in x-Richtung)	
V	[m ³]	Volumen	
\dot{V}	[m ³ /s]	Volumenstrom	
<i>x</i> _d	[m]	Dickenrücklage	

x_f	[m]	Wölbungsrücklage
x_k	[m]	Position der Vorderkante x-Koordinate in Relation zur Düse
x_s	[m]	Sehnenlänge
у	[m]	Wandabstand
y^+	[-]	dimensionsloser Wandabstand
Z	[m]	(geodätische) Höhe

griechische Symbole

α	[°]/[rad]	Anstellwinkel (geometrisch)
$\alpha_{ m eff}$	[°]	effektiver Anstellwinkel
γ	[°]/[rad]	Gleitwinkel
δ	[m]	Dicke der Grenzschicht
ε	[-]	Gleitzahl
е	[m ² /s ³]	turbulente Dissipation
ζ	[-]	Winkelkorrekturfaktor
η	[Pa s]	dynamische Viskosität
ν	[m²/s]	kinematische Viskosität
ρ	[kg/m³]	Dichte
σ	div.	Standardabweichung
σ_w	[-]	Windkanalformfaktor
τ	[N/m ²]	Schubspannung
τ_W	[Pa]	Schubspannung an der Wand

1. MOTIVATION UND ZIEL DER ARBEIT

Tragflügelprofile in allen möglichen Formen sind in Ventilatoren, Windkraftanlagen, Turbinen und vielem mehr verbaut. Jeder Verwendungszweck hat verschiedene Anforderungen an Eigenschaften wie Auftrieb, Widerstand, aber auch den emittierten Schal. Durch die unterschiedlichen Anforderungen, je nach Verwendungszweck, werden für die jeweiligen Anwendungsgebiete unterschiedliche Profile verwendet. Bei Segelflugzeugen ist es beispielsweise wichtig, dass diese bei geringen Geschwindigkeiten einen hohen Auftrieb erzeugen. Ventilatoren dagegen sollten, neben ihrer Hauptaufgabe, einen Volumenstrom, bzw. eine Druckerhöhung zu erzeugen, auch möglichst leise sein. Auch die Eigenschaft, ab welchem Winkel und bei welcher Geschwindigkeit die Strömung an einem Tragflügel abreißt, ist in einigen Anwendungen von Interesse.

Um die aerodynamischen und akustischen Eigenschaften von Ventilatoren, Turbinen u. v. m. zu verbessern, können neuartige Bauformen entwickelt und entworfen werden. Die Eigenschaften neuartiger Tragflügel müssen anschließend quantifiziert werden. Dafür können die Tragflügel simuliert werden. Anschließend müssen die simulierten Werte in experimentellen Untersuchungen an Prototypen validiert werden. Wenn der Querschnitt des neuen Tragflügels sich über die Breite ändert, wie es bei Tragflügelprofilen mit gezackten Vorder- oder Hinterkanten (Leading / Trailing Edge Serrations) der Fall ist, ist nicht nur der Auftrieb des gesamten Tragflügels von Interesse, sondern auch, wie sich dieser und andere Eigenschaften über die Breite des Tragflügels verhalten bzw. verteilen.

Die Bestimmung des Auftriebes über den Druckverlauf bietet eine Möglichkeit, diesen über den Querschnitt zu bestimmen. Ein solcher Prototyp kann in 3D-Druckern angefertigt werden. Die Bestimmung des Auftriebs über Druckmessbohrungen hat den Vorteil, dass das dafür benötigte Messequipment wenig Platz benötigt und auch beispielsweise in reflexionsarmen Räumen aufgebaut werden kann, da es die akustischen Messungen kaum beeinträchtigt. So können aerodynamische und akustische Messungen zeitgleich durchgeführt werden. Mithilfe von Druckmessstellen und Mikrofonarrays können aerodynamische und akustische Zusammenhänge hergestellt werden.

Eine Messmethode zur Bestimmung des Auftriebs über den Druckverlauf wird daher in dieser Arbeit mit einer Windkanal-Waage, Literaturwerten und verschiedenen Simulationen validiert. Es wird ein Tragflügelprofil (NACA 0012) vermessen, über das viel bekannt ist, da der Fokus auf der Validierung der Messmethode liegt. Simuliert und experementiert wird für Reynoldszahlen von ca. 200 000 und 500 000, was Strömungsgeschwindigkeiten von ca. 20 m/s und 50 m/s entspricht. Dies liegt im Bereich von typischen Umfanggeschwindigkeiten in Ventilatoren.

2. THEORETISCHE GRUNDLAGEN

Die theoretischen Grundlagen, die für das Grundverständnis dieser Arbeit essenziell sind, werden im folgenden Kapitel dargelegt. Darunter fallen strömungsmechanische Grundlagen, Grundlagen bei der Betrachtung von Tragflügelprofilen und Grundlagen der numerischen Strömungssimulation.

2.1. Strömungsmechanische Grundlagen

Die strömungsmechanischen Grundlagen wie die Bernoulli'sche Gleichung, die Reynolds-Zahl und die Ähnlichkeitslehre werden kurz erläutert. Zudem werden die Begriffe Grenzschicht und Ablösung mit deren physikalischen Eigenschaften dargelegt.

2.1.1. Bernoulli'sche Gleichung

Die Bernoulli'sche Gleichung (Glg. 1) bietet die Möglichkeit der energetischen Bilanzierung zweier Punkte auf einer Stromlinie zur selben Zeit. Sie wird mithilfe der Euler'schen Bewegungsgleichung durch Integration entlang einer Stromlinie hergeleitet.

$$\int_{1}^{2} \frac{\partial c}{\partial t} ds + \frac{c_{2}^{2} - c_{1}^{2}}{2} + g(z_{2} - z_{1}) + \frac{p_{2} - p_{1}}{\varrho} = 0$$
(1)

Hierbei sind die Indizes 1 und 2 sowie die Integrationsgrenzen Punkte auf der Stromlinie. Die Gültigkeit der Bernoulli'schen Gleichung in dieser Form beschränkt sich auf:

- stationäre und instationäre Strömungen
- inkompressible Fluide
- reibungsfreie Fluide
- das Schwerefeld (der Erde)
- eine Stromlinie zwischen zwei Punkten zur selben Zeit

Die jeweiligen Terme haben die Dimension einer massenspezifischen Energie [m²/s²] und können wie folgt interpretiert werden:

$$\int_{1}^{2} \frac{\partial c}{\partial t} ds$$
 spezifische B

eschleunigungsarbeit $\frac{c_2^2 - c_1^2}{2}$

Änderung der spezifischen kinetischen Energie

 $g(z_2 - z_1)$ Änderung der spezifischen potentiellen Energie

$$\frac{p_2 - p_1}{a}$$
 Änderung der spezifischen Druckenergie

Die Bernoulli'sche Gleichung ist demzufolge eine Energiebilanz der mechanischen Energie und darf nicht mit der Energiebilanz, dem ersten Hauptsatz der Thermodynamik, verwechselt werden. Da die Bernoulli'sche Gleichung aus der Impulserhaltung hergeleitet wird, enthält sie nicht alle

thermodynamischen Zustandsgrößen; beispielsweise fehlen die Temperatur¹, die Entropie oder die Enthalpie. [25] [38]

2.1.2. Kontinuitätsgleichung

Die Kontinuitätsgleichung (Glg. 2) ist die Bilanzgleichung für die Masse. Sie besagt, dass in einer stationären Stromröhre² die Masse konstant bleibt. [25] [32]

Im mittleren Teil der Gleichung 2 werden zwei Bereiche (genauer: Ebenen oder Flächen) einer Stromröhre miteinander verglichen.

$$\dot{m} = A_1 \cdot c_1 \cdot \rho_1 = A_2 \cdot c_2 \cdot \rho_2 = \text{const.}$$
⁽²⁾

Bei inkompressiblen Fluiden ist die Dichte ρ konstant und kann herausgekürzt werden. Damit wird aus einem konstanten Massenstrom \dot{m} ein konstanter Volumenstrom \dot{V} .

2.1.3. Reynolds-Zahl

Die Reynolds-Zahl *Re* ist ein wichtiges Maß für den Einfluss der Viskosität auf strömungsmechanische Effekte. Mit der Reynolds-Zahl sind beispielsweise Abschätzungen darüber möglich, ob eine Strömung laminar oder turbulent vorliegt oder, ob die Annahme der Reibungsfreiheit ($Re \rightarrow \infty$) getroffen werden kann. [25] [38]

Die Reynolds-Zahl ergibt sich aus der Anströmgeschwindigkeit c_{∞} , der charakteristischen Länge *L*, der Dichte ρ des Fluids und der dynamischen Viskosität η :

$$Re = \frac{c_{\infty} \cdot L \cdot \varrho}{\eta} = \frac{c_{\infty} \cdot L}{\nu}$$
(3)

Die kinematische Viskosität *v* ist der Quotient aus der dynamischen Viskosität η und der Dichte ρ . Ab einer kritischen Reynolds-Zahl Re_{krit} schlägt³ eine laminare Strömung in eine turbulente um. Für unterschiedliche geometrische Gegebenheiten ist die kritische Reynolds-Zahl verschieden. So beträgt sie beispielsweise bei einer Rohrströmung ca. 2300 und bei einer längsangeströmten Platte ca. $3.2 \cdot 10^5$. [25] [32]

Die charakteristische Länge L ist von der Form des betrachteten Körpers abhängig. Bei einer Kugel, einem senkrecht zur Strömung umströmten Zylinder oder einem Rohr ist dies der Durchmesser. Die charakteristische Länge eines Tragflügels ist die Sehnenlänge x_S . Bei einer längsangeströmten ebenen Platte wird die Lauflänge als charakteristische Länge eingesetzt, wodurch sich verschiedene Reynoldszahlen bei unterschiedlichen Lauflängen ergeben. So ist die Strömung an der Vorderkante immer laminar und kann dann bei zunehmender Lauflänge umschlagen. [15] [19] [25] [32]

¹Es sei angemerkt, dass die Temperatur zur Dichtebestimmung des Fluids herangezogen werden kann und in diesen Fällen Einfluss nimmt.

 ²Die Stromlinien einer stationären Strömung, die eine geschlossene Kurve durchstreifen, nennt man eine Stromröhre.
 [32] S. 4

³Bzw. umschlagen kann: bei besonders störungsfreier Außenströmung und/oder besonderer experimenteller Sorgfalt kann dafür gesorgt werden, dass eine Strömung erst bei zum Teil viel höheren Reynolds-Zahlen von laminar in turbulent umschlägt. [25] [32]

2.1.4. Ähnlichkeitslehre

Die Ähnlichkeitslehre beschreibt, wie und welche Eigenschaften sich von Modellen anderer Größe auf die Hauptausführung übertragen lassen. Hierbei spielt die Reynolds-Zahl eine wichtige Rolle; wenn die Reynolds-Zahl gleich ist, ist die Wahl des Fluids, der Modellgröße und der Strömungsgeschwindigkeit frei. Dies wird auch Reynoldsähnlichkeit genannt. [25] [31]

Wenn die Größe für ein Modell angepasst wird, so wird die charakteristische Länge *L* in Gleichung 3 geändert. Also müssen die Anströmgeschwindigkeit c_{∞} und/oder das Fluid mit dessen Eigenschaften Dichte ρ und Viskosität η geändert werden, damit die Reynolds-Zahl gleich bleibt. Bei verändertem Modellmaßstab lassen sich somit die Größen Strömungsgeschwindigkeit *c*, Volumenstrom \dot{V} , Druck *p*, Kraft *F*, Moment *M*, Leistung *P* und Drehzahl *n* auf die Hauptausführung übertragen. Bei Mach-Zahlen (s. Kap. 2.1.5) $Ma \gtrsim 0.3$ muss zusätzlich auf eine Gleichheit der Mach-Zahl geachtet werden. [25] [31]

2.1.5. Mach-Zahl

Die Mach-Zahl *Ma* beschreibt das Verhältnis von Strömungsgeschwindigkeit *c* zur Schallgeschwindigkeit *a*. Die Schallgeschwindigkeit ist vor allem vom Medium, der Dichte und der Temperatur abhängig. Die Mach-Zahl dient unter anderem zur Einschätzung der Kompressibilität und ist in Gleichung 4 definiert. [2] [38]

$$Ma = \frac{c}{a} \tag{4}$$

Die Kompressibilität des Mediums kann in erster Näherung als inkompressibel angenommen werden, wenn die relative Dichteänderung kleiner als 5% ist (Abschätzung in Gleichung 5). Daraus folgt für Mach-Zahlen bis 0.3, dass diese als inkompressibel angenährt werden können. [2]

$$\frac{1}{2} \cdot Ma^2 \approx \frac{\Delta \rho}{\rho} < 0.05 \tag{5}$$

2.1.6. Grenzschicht

Wird ein Körper von einem Fluid umströmt, so sind die Schichten des Fluids, die dem Körper sehr nah sind, von besonderem Interesse. Im wandnahen Bereich tritt der Körper mit dem bewegten Fluid in Wechselwirkung, wodurch die erste Fluidschicht an der Wand haftet. Durch diese Haftbedingung an der Wand herrscht dort eine Geschwindigkeit von 0 m/s und die entstehende Reibung zwischen unterschiedlich schnellen Fluidschichten spielt eine wesentliche Rolle. Da in diesen Schichten die Wechselwirkungen zwischen Körper und Fluid (und Fluid und Körper) stattfindet, hat diese sogenannte Grenzschicht einen starken Einfluss auf diverse physikalische Vorgänge. Einen klaren Übergang von Grenzschichtströmung zur Außenströmung gibt es nicht, es ist ein stetiger Übergang. Da der Grenzschicht aber eine besondere Bedeutung zukommt, gibt es diverse Definitionen der Grenzschichtdicke, die je nach Anwendung zum Einsatz kommen. Hier wird eine weit verbreitete Definition über die Geschwindigkeit verwendet: dort wo die Geschwindigkeit 99% der Außengeschwindigkeit erreicht, ist die Grenze zwischen Grenzschicht und Außenströmung. Dies wird Grenzschichtdicke δ_{99} oder einfach δ genannt und hat die Dimension einer Länge. Die Festlegung auf 99% ist willkürlich, hat sich aber als praktikabel erwiesen. [15] [32] In Abbildung 1 ist die Entstehung einer Grenzschicht am Beispiel einer längs angeströmten Platte zu sehen. Sobald die Strömung auf die Platte trifft, bildet sich aufgrund der Wandhaftungsbedingung ein Geschwindigkeitsgefälle bzw. Schergefälle zwischen der Strömung in Wandnähe und der unbeeinflussten freien Strömung aus. Durch Reibung und Impulsaustausch gleichen sich die Geschwindigkeitsunterschiede zwischen den Schichten immer weiter an, was zu einer immer dicker werdenden Grenzschicht entlang der Platte führt. [32]



Abbildung 1: Ausbildung einer laminaren und turbulenten Grenzschicht am Beispiel einer längsangeströmten Platte. An der Vorderkante der Platte ist der Staupunkt, es folgt die laminare Grenzschicht, die ab einer Lauflänge x_u in den Umschlagbereich übergeht. Ab diesem Punkt bildet sich die turbulente Grenzschicht aus. Im wandnahen Bereich einer turbulenten Grenzschicht ist die laminare (oder auch viskose) Unterschicht, in der die Einflüsse der Reibung bzw. der Viskosität überwiegen. Quelle: [32] S. 191

Die Grenzschicht ist am Anfang immer laminar, auch wenn die Außenströmung ein hohes Maß an Turbulenz mit sich führt. Dies ist auf den Einfluss der Reibung bzw. Viskosität in Wandnähe zurückzuführen. Ab einem gewissen Punkt x_u kann die laminare Grenzschicht über einen Umschlagbereich in eine turbulente Grenzschicht umschlagen. Eine turbulente Grenzschicht besitzt immer eine laminare Unterschicht (auch viskose Unterschicht genannt), in der die Einflüsse der Reibung bzw. der Viskosität überwiegen. [26] [31] [32]

Wie in Abbildung 1 dargestellt, ist die anschließende turbulente Grenzschicht dicker als die laminare Grenzschicht. Die Geschwindigkeit erreicht also erst bei einem größeren Wandabstand 99% der Geschwindigkeit der Außenströmung. Trotzdem ist der Geschwindigkeitsgradient in Wandnähe bei der turbulenten Grenzschicht größer, damit sind die Anteile von Schubspannung und Reibung höher. [26] [32]

2.1.7. Strömungsablösung

Mit dem Auftreffen auf einen Körper wird das Fluid verdrängt, dadurch verdichten sich wandnah die Stromlinien (somit steigt die Geschwindigkeit *c*, nach Kontinuitätsgesetz) und der Druck *p* in der Strömung sinkt (gemäß der Bernoulli-Gleichung 1). Dies ist in Abbildung 2 mit dem dazugehörigen Diagramm zu sehen. In Gebieten eines positiven Druckgradienten (steigender Druck, in Abbildung 2 ab dem Punkt G) in Strömungsrichtung an der Wand, sinkt die Geschwindigkeit (aufrgrund sich aufweitender Stromlinien nach Kontinuitätsgesetz). Wenn die Geschwindigkeitsänderung senkrecht zum umströmten Körper $\partial u/\partial n$ an der Wand null beträgt, löst die Strömung

ab. Dieser Zusammenhang ist in Gleichung 6 zu sehen. In Abbildung 2 ist dies am Punkt A der Fall. Ab diesem Punkt beginnen Rückströmungen und der sogenannte Tot- oder Wirbelraum. Toträume sind durchsetzt mit Wirbeln und verursachen sehr große Strömungsverluste. Wenn sich die Grenzschicht vom umströmten Körper ablöst, löst sich dadurch die ganze Strömung vom Körper ab. [15] [31]



Abbildung 2: Entstehung von Ablösungen am Beispiel einer gekrümmten Oberfläche mit der Verteilung der Geschwindigkeit *c* und des Drucks *p* entlang der Oberfläche. Quelle: [31] S. 101

Der Ablösepunkt ist definiert durch die Formeln in Gleichung 6. Wenn die Schubspannung an der Wand $\tau_W = 0$ ist bzw. die Geschwindigkeitsänderung an der Wand $\partial u / \partial n = 0$ ist:

$$\left. \frac{\partial u}{\partial n} \right|_{W} = 0 \qquad \qquad \tau_{W} = \eta \left. \frac{\partial u}{\partial n} \right|_{W} = 0 \tag{6}$$

Die Ablösung beginnt ab dem Ablösepunkt stromabwärts bei Geschwindigkeitsänderungen an der Wand von $\partial u/\partial n < 0$. An Stellen, an denen Ablösung herrscht, bewegt sich die wandnächste Schicht entgegen der Anströmung. Ablösungen können nur bei positivem Druckgradienten auftreten. [38]

Turbulente Strömungen haben einen höheren Austausch mit anliegenden Stromlinien und haften daher länger an der Oberfläche. Dadurch werden den wandnahen Schichten (Grenzschicht) von den äußeren Schichten (Kernströmung) kinetische Energie zugeführt. [15]

Die Strömungsablösung an einem Tragflügelprofil wird in Kapitel 2.2.7 beschreiben.

2.2. Tragflügelprofile, Auftrieb und Beiwerte

Tragflügelprofile sind Querschnitte durch einen Tragflügel. Sie bestehen aus einer Ober- und einer Unterseite, auch Saug- oder Druckseite genannt. Die Sehne ist die direkte Verbindung von der Vorder- zur Hinterkante und ist eine wichtige Bezugslinie. Die Skelettlinie hat immer den gleichen Abstand zur Ober- und Unterseite (vgl. Abbildung 3). Damit liegt die Skelettlinie bei einem symmetrischen Profil wie dem NACA 0012 auf der Sehne. Um alle wichtigen geometrischen Bezeichnungen anschaulich darzustellen, ist in Abbildung 3 kein symmetrisches Profil dargestellt. [2]



Abbildung 3: Geometrische Bezeichnungen am Profil. In Anlehnung an: [32] S. 295, 296

Dabei sind:

- c_{∞} unbeeinflusste/freie Anströmung
- d Profildicke: Dicke an der dicksten Stelle
- *F* resultierende Kraft auf das Profil (angreifend am Druckpunkt *DP*)
- F_L Auftriebskraft, Kraft normal zur freien Anströmung c_∞
- F_D Strömungswiderstand, Kraft parallel mit gleicher Orientierung zur freien Anströmung c_∞
- f Wölbungshöhe: Höchster Abstand von Skelettlinie zu Sehne
- *x*_d Dickenrücklage: Stelle der dicksten Stelle, gemessen auf der Sehne
- x_f Wölbungsrücklage: Stelle der höchsten Wölbungshöhe, gemessen auf der Sehne
- x_s Sehnenlänge
- α Anstellwinkel, Winkel zwischen Sehne und freier Anströmung c_{∞} [1] [2] [32]

Eine weitere wichtige Größe eines Tragflügels ist seine Breite *b*. Aus dieser und der Sehnenlänge x_s kann dann die Flügelgrundrissfläche *A* berechnet werden (Gleichung 7), die Bezugsfläche für den Auftriebs- und Widerstandsbeiwert für Tragflügel ist (siehe Kapitel 2.2.2, 2.2.4).

$$A = x_s \cdot b \tag{7}$$

7

2.2.1. NACA-Profile

Tragflügelprofile der NACA-Reihe zeichnen sich durch eine Zahlenfolge aus, die die geometrische Form des Profils beschreibt. Hier wird sich auf die vierstellige Systematik aus dem Jahre 1933 bezogen. Die Profilserien wurden später weiterentwickelt und verfeinert. [1] Bei der vierziffrigen Bezeichnung haben die Ziffern folgende Bedeutung für die Geometrie des Tragflügelprofils:

1. Ziffer:	Wölbungshöhe f in Prozent der Sehnenlänge x_s
2. Ziffer:	Wölbungsrücklage x_f in Zehnteln der Sehnenlänge x_s
3. und 4. Ziffer:	Profildicke d in Prozent der Sehnenlänge x_s

Die Dickenrücklage x_d liegt bei allen vierstelligen NACA-Profilen bei 30% der Sehnenlänge x_s . [1] Bei symmetrischen Profilen wie dem NACA 0012 ist die Wölbungshöhe und -rücklage 0.

2.2.2. Auftrieb und Auftriebsbeiwert

Der Auftrieb (Auftriebskraft) kann mit dem Druckunterschied zwischen Ober- und Unterseite auf einen Körper beschrieben und berechnet werden. Voraussetzung ist, dass die Strömung dem Profil folgt (Coanda-Effekt). Es muss also zumindest eine geringe Reibung vorliegen. Bei abgelöster Strömung nimmt die Auftriebskraft stark ab. Der Auftriebsbeiwert c_L ist eine dimensionslose Kennzahl, die Aufschluss darüber gibt, wie groß der Auftrieb eines Körpers in einer Strömung ist. Zur Berechnung des Auftriebsbeiwertes c_L wird die Auftriebskraft F_L benötigt. [2] [14]

Die Auftriebskraft F_L lässt sich über den dynamischen Druck p_{dyn} multipliziert mit der Auftriebsbezugsfläche A_L und dem Faktor des Auftriebsbeiwertes c_L bestimmen. Dieser Zusammenhang wird in Gleichung 9 gezeigt. Der dynamische Druck, auch Staudruck genannt, wird in Gleichung 8, definiert. Die Bezugsfläche A_L ist für Tragflügelprofile die Flügelgrundrissfläche A (Glg. 7). [25]

$$p_{\rm dyn} = \frac{\rho \cdot c_{\infty}^2}{2} \tag{8}$$

$$F_L = c_L \cdot p_{\rm dyn} \cdot A_L \quad \Leftrightarrow \quad c_L = \frac{F_L}{p_{\rm dyn} \cdot A_L} \tag{9}$$

Aus Gleichung 9 kann mit bekannter Auftriebskraft, Dichte, Anströmgeschwindigkeit und Bezugsfläche der Auftriebsbeiwert c_L bestimmt werden. Dafür kann die Auftriebskraft F_L über eine Waage oder auch, wie im Folgenden beschrieben, über die Druckverteilung auf der Oberfläche des Körpers bestimmt werden (s. Glg. 10).

Das Oberflächenelement dO kann als senkrecht zur Strömung angenommen werden, wenn die Winkel zur Anströmungsrichtung klein sind (s. Anhang B). Deshalb kann das Oberflächenelement dO in das Produkt von der Profilbreite b und dem Streckenelement dx aufgeteilt werden. Damit ist dx immer parallel zur Anströmungsrichtung und ist nicht notwendigerweise ein Stück entlang der Sehne x_s . [2]

$$F_{L} = \int_{O} (p_{u} - p_{o}) dO = b \cdot \int_{VK}^{HK} (p_{u} - p_{o}) dx$$
(10)

In Abbildung 4 sind die verwendeten Bezeichnungen aus Gleichung 10 skizziert. Das Profil wird durch die Vorder- und Hinterkante in Ober- und Unterseite geteilt. Der Druck auf der Oberseite (auch Saugseite) wird mit p_o bezeichnet und der auf der Unterseite (auch Druckseite) mit p_u . Wie aus Gleichung 10 zu entnehmen ist, trägt ein Sog auf der Oberseite und ein (positiver) Druck auf der Unterseite zu einer positiven Auftriebskraft F_L bei.



Abbildung 4: Bezeichnungen am Tragflügel zur Berechnung des Auftriebs mithilfe der Druckverteilung. In Anlehnung an: [2] S. 84

Für die Berechnung des Auftriebs wird ein unendlich breiter Tragflügel angenommen. In der Realität geschieht ein Druckausgleich der Saug- und Druckseite über die seitlichen Ränder des Tragflügels, der den Auftrieb vermindert. Durch das so entstehende Wirbelpaar entsteht ein zusätzlicher Druckwiderstand, der auch induzierter Widerstand genannt wird. Um diesen Druckausgleich zu verhindern beziehungsweise zu verringern, können beispielsweise Winglets (bei Experimenten) an den Seiten eines Tragflügels angebracht werden. In Simulationen können Symmetriebedingungen gesetzt werden, um einen unendlich breiten Tragflügel zu simulieren. [30] [31]

2.2.3. Auftriebsbeiwerte nach Potentialtheorie

Als Näherung für kleine Anstellwinkel bis 5° kann für die ebene Platte und für symmetrische Tragflügel eine Lösung aus der (reibungsfreien) Potentialtheorie herangezogen werden. Demnach kann die Gleichung 11 zur Bestimmung des Auftriebsbeiwertes genutzt werden. Dabei ist α der Anstellwinkel im Bogenmaß. [32]

$$c_L = 2 \cdot \pi \cdot \alpha \tag{11}$$

2.2.4. Widerstandsbeiwert und Strömungswiderstand

Der Widerstandsbeiwert c_D ist eine dimensionslose Kennzahl, die Aufschluss darüber gibt, wie groß der Widerstand eines Körpers in einer Strömung ist. Zur Berechnung des Widerstandsbeiwertes c_D wird die Widerstandskraft F_D benötigt. Der Strömungswiderstand F_D ist die resultierende Kraft parallel zur freien Strömung c_∞ auf einen Körper, die durch eine Strömung verursacht wird. Sie lässt sich unterteilen in den Reibungswiderstand F_R und den Druckwiderstand F_P . [32]

Die Summe aus dem Druckwiderstand F_P und dem Reibungswiderstand F_R ergibt den Strömungswiderstand F_D (vgl. Glg. 12). Dabei ist der Druckwiderstand F_P das Integral über den Druck p auf die Oberfläche O des Körpers parallel zur Strömung c_{∞} . Dieser Zusammenhang wird in Gleichung 13 beschrieben. Der Reibungswiderstand ist das Integral über die Schubspannung τ auf die Oberfläche des Körpers senkrecht zur freien Strömung. Dieser Zusammenhang wird in Gleichung 14 beschrieben. [2] [25] [32]

$$F_D = F_R + F_P \tag{12}$$

$$F_P = \oint_O p \cdot \cos(\varphi) \cdot dO \tag{13}$$

$$F_R = \oint_O \tau \cdot \sin(\varphi) \cdot dO \tag{14}$$

Wenn der auf die Strömungsrichtung projizierte Anteil von Druck bzw. Schubspannung parallel zur Strömung ist, ist der Beitrag zur Widerstandskraft positiv, wenn der Anteil antiparallel der Beitrag zur Widerstandskraft negativ.

Bei dem Druckanteil lässt sich sagen, dass der Anteil (Normalenvektor negativ) auf die Vorderseite (der Strömung zugewandt) den Druckwiderstand F_P erhöht und der Anteil (Normalenvektor negativ) auf die Kehrseite (der Strömung abgewandt) den Druckwiderstand F_P senkt. Dabei ist die Vorderseite definiert als der Teil, dessen Oberflächennormale mit der freien Strömung c_{∞} ein negatives Skalarprodukt bildet und die Oberflächennormale der Kehrseite bildet ein positives Skalarprodukt mit der freien Strömung c_{∞} (vgl. Abb. 5).

Der Strömungswiderstand F_D lässt sich auch über den dynamischen Druck p_{dyn} (Glg. 8) multipliziert mit der Widerstandsbezugsfläche A_D und dem Faktor des Widerstandsbeiwertes c_D bestimmen. Dieser Zusammenhang ist in Gleichung 15 gezeigt. Die Widerstandsbezugsfläche A_D ist für stumpfe Körper die Schattenfläche (auch Projektionsfläche) des Körpers, für schlanke Körper wie Tragflügelprofile ist die Bezugsfläche die Flügelgrundrissfläche (Glg. 7). [32]

$$F_D = c_D \cdot p_{\text{dyn}} \cdot A_D \quad \Leftrightarrow \quad c_D = \frac{F_D}{p_{\text{dyn}} \cdot A_D}$$
(15)



Abbildung 5: Schubspannung τ und Druck p auf ein Oberflächenelement dO auf einem Körper in einer Strömung mit der Strömungsgeschwindgkeit c_{∞} . In Anlehnung an: [32] S. 258, [2] S. 252

2.2.5. Druckbeiwert

Der Druckbeiwert c_p gibt Aufschluss über die Anteile von statischem Druck und dynamischen Druck an einem bestimmten Punkt, beispielsweise auf der Oberfläche eines Tragflügels. Genauer gesagt, wird der Druckunterschied an der Oberfläche zum Referenzdruck (häufig Umgebungsdruck) mit dem dynamischen Druck dividiert. In der Praxis werden oftmals direkt die Differenzdrücke gemessen.

$$c_p = \frac{p - p_{\infty}}{p_{\rm dyn}} = \frac{\Delta p}{p_{\rm dyn}} \tag{16}$$

Dabei sind p der (statische) Druck an einem bestimmten Punkt und p_{∞} der unbeeinflusste statische Druck (Umgebungsdruck). Am Staupunkt hat sich der gesamte dynamische Druck in statischen Druck umgewandelt und es ergibt sich somit ein c_p -Wert von 1. An allen anderen Punkten ergibt sich ein Wert von kleiner 1. [32]

In Abbildung 6 ist der Druckbeiwert c_p über den Anteil an der Sehnenlänge x/x_S aufgetragen. Auf der Oberseite trägt ein negativer Druckbeiwert c_p zum Auftrieb bei und auf der Unterseite ein positiver.

Anmerkung: Der dynamische Druck ist von der Dimension her ein Druck, jedoch ist es eine Größe, die nur unter bestimmten Umständen in (statischen) Druck umgewandelt werden kann. [34] Auch H. Schlichting hat in seinen Werken [2], [3] den dynamischen Druck aus diesem Grund nicht mit *p* sondern mit *q* bezeichnet.



Abbildung 6: Beispielhafte Druckverteilung an einem symmetrischen Tragflügel bei einem kleinen Anstellwinkel über eine normierte Sehne. Die rote Kurve ist der Druckbeiwertverlauf auf der Oberseite (auch Saugseite). Die blaue Kurve ist der Druckbeiwertverlauf an der Unterseite (auch Druckseite). Der Staupunkt $c_p=1$ ist auf der Unterseite des Tragflügels; der Anstellwinkel ist positiv.

2.2.6. Polarendiagramm

Eine wichtige Darstellung von aerodynamischen Messwerten eines Tragflügelprofils ist das Polarendiagramm (auch kurz Polardiagramm). Dafür wird der Auftriebsbeiwert c_L über den Widerstandsbeiwert c_D für unterschiedliche Anstellwinkel α aufgetragen. [30]

Ein beispielhaftes Polardiagramm nach Lilienthal ist in Abbildung 7 dargestellt. Der optimale Widerstandsbeiwert $c_{D,opt}$ und Auftriebsbeiwert $c_{L,opt}$ wird bei minimalem Gleitwinkel γ_{opt} erreicht. [31]



Abbildung 7: Polarendiagramm nach Lilienthal. In Anlehnung an: [26] S. 192.

Der Gleitwinkel γ und die Gleitzahl ε sind in Gleichung 17 definiert. Der Gleitwinkel γ ist der Winkel zwischen Bewegungsrichtung und Horizont, unter dem ein Profil (oder Flugzeug) ohne Schub, Thermik oder Aufwind zu Boden gleitet. Die Gleitzahl ε ist der Tangens dieses Winkels, demnach bedeutet die Gleitzahl $\varepsilon = 1/10$, dass bei 1 km Höhenverlust 10 km weit gegeleitet werden kann. [31]

$$\tan(\gamma) = \varepsilon = \frac{c_D}{c_L} = \frac{F_D}{F_L}$$
(17)

In einem aufgelösten Polardiagramm werden die Kennwerte über den Anstellwinkel α aufgetragen. Dabei kann die Skalierung der *y*-Achse für die verschiedenen Kennwerte variieren. Ein solches aufgelöstes Polardiagramm mit den Kennwerten Auftriebsbeiwert c_L , Widerstandsbeiwert c_D und der Gleitzahl ε ist in Abbildung 8 dargestellt. Es hat den Vorteil, dass die Kennwerte für einen bestimmten Anstellwinkel α schnell abgelesen werden können. Der maximale Wirkungsgrad befindet sich beim Minimum der Gleitzahl ε . [31]



Abbildung 8: Beispielhaftes aufgelöstes Polarendiagramm; Auftriebsbeiwert c_L , Widerstandsbeiwert c_D und Gleitzahl ε aufgetragen gegen den Anstellwinkel α . Dabei wird häufig eine unterschiedliche Skalierung auf der *y*-Achse für die einzelnen Werte gewählt.

2.2.7. Strömungsablösung an einem Tragflügelprofil

Die Ablösung hat bei Tragflügelprofilen einen großen Einfluss auf den Auftrieb und den Widerstand des Profils. Bei kleineren Anstellwinkeln α liegt die Strömung bei Tragflügeln auf Ober- und Unterseite an (s. Abb. 9 links) und es kann als Näherung eine reibungslose Strömung angenommen werden. Bei größeren Anstellwinkeln (s. Abb. 9 rechts) entsteht auf der Saugseite Ablösegefahr, da dort der Druckanstieg größer wird (vgl. Abb. 2). Zudem sinkt die Strömungsgeschwindigkeit *c* aufgrund des Kontinuitätsgesetztes, da sich die Stromröhre stromab des Tragflügels aufweitet. Bei steigendem Anstellwinkel weitet sich die Stromröhre schneller auf und damit hat die Geschwindigkeit nach einer kürzeren Distanz (ab der VK) einen niedrigeren Wert erreicht. Dadurch wandert der Ablösepunkt bei ansteigendem Winkel zur Vorderkante. Ist die Strömung abgelöst, steigt der Strömungswiderstand und der Auftrieb nimmt ab. [2] Um Ablösungen zu verzögern oder zu verhindern kann auf die Grenzschicht (vgl. Kap. 2.1.6) Einfluss genommen werden. Wenn die Grenzschicht turbulent ist, treten Ablösungen erst später auf, weil eine stärkere Durchmischung mit den unteren, langsameren Schichten der abbremsenden Wirkung des Druckanstiegs entgegenwirkt. [31]



Abbildung 9: Strömung um ein Tragflügelprofil nach Prandtl: Links bei anliegender Strömung und rechts bei abgelöster Strömung. Quelle: [2] S. 257

2.3. Grundlagen der numerischen Strömungssimulation

In diesem Kapitel werden die grundlegenden numerischen Gleichungen und Modelle für die Strömungssimulation erläutert, die für diese Thesis relevant sind. Darunter fallen die Navier-Stokes-Gleichung, so wie die Reynods'sche Gleichung, das hier verwendete Simulationsmodell und der dimensionslose Wandabstand. Es sei angemerkt, dass die Navier-Stokes-Gleichung für Spezialfälle auch analytisch lösbar ist und generell zur Berechnung von Strömungen dient. Auch der dimensionslose Wandabstand ist nicht nur in der numerischen Strömungssimulation wichtig, dennoch sind beide Themen in der vorliegenden Arbeit primär für die numerische Simulation relevant und daher unter diesem Kapitel eingeordnet.

2.3.1. Navier-Stokes-Gleichung

Die Navier-Stokes-Gleichung (NVS) beschreibt dreidimensionale Strömungen und bietet damit die Grundlage für die Berechnung von Strömungen. Sie besteht aus der Massenerhaltung und der Impulserhaltung. Beide sind in differentieller Form in den Gleichungen 18 und 19 aufgeführt. Diese Form der Navier-Stokes-Gleichung ist gültig für stationäre und instationäre Strömungen, inkompressible Fluide, newtonsche Fluide und eine ortsunabhängige Zähigkeit. [25]

$$\operatorname{div} \underline{c} = 0 \tag{18}$$

Die Divergenz eines Vektorfeldes (hier \underline{c}) beschreibt die Quelldichte und gibt im Falle eines Strömungsfeldes an, welche Fluidmenge, je Volulmen- und Zeiteinheit, neu entsteht [10].

substantielle Beschleunigung

$$\underbrace{\frac{\partial \underline{c}}{\partial t}}_{\substack{\text{lokale}\\ \text{Beschleunigung}}} + \underbrace{\underline{c} \cdot \operatorname{grad} \underline{c}}_{\substack{\text{konvektive}\\ \text{Beschleunigung}}} = \frac{D\underline{c}}{Dt} = \underline{f} - \frac{1}{\varrho} \operatorname{grad} p + v\Delta \underline{c}$$
(19)

Der linke Teil der Gleichung ist die substantielle Ableitung des Geschwindigkeitsfeldes \underline{c} . Die substantielle Ableitung beschreibt die Änderung in einem Ruhesystem und teilt sich auf in die lokale und konvektive Ableitung. Also ist der erste Term $\partial \underline{c}/\partial t$ die lokale Beschleunigung. Bei zeitlich konstanten Vorgängen (stationär) ist dieser Term 0. Der Term $\underline{c} \cdot \text{grad } \underline{c}$ ist die konvektive Beschleunigung und bestimmt die Veränderungen durch geometrische Einflüsse (wie bspw. eine Düse). [17]

Der rechte Teil der Gleichung 19 unterteilt sich in die Kraftdichte \underline{f} (meist Einfluss der Erdbeschleunigung), den Einfluss der Druckverteilung (Flächenkraft) $1/\rho \cdot \text{grad } p$ und den Reibungsterm $v\Delta \underline{c}$.

Anmerkung: In diesem Kapitel ist ausdrücklich gekennzeichnet, ob es sich um einen Vektor oder ein Skalar handelt, im übrigen Teil der Arbeit wird darauf verzichtet.

2.3.2. Reynolds'sche Gleichung und Turbulenzmodelle

Die Reynolds'sche Gleichung, auch RANS (engl. Reynolds-Averaged Navier Stokes) ist eine Vereinfachung der Navier-Stokes-Gleichung, bei der die Geschwindigkeit und der Druck durch ihren (niederfrequenten) Mittelwert $\overline{\rho}$, \overline{u} , \overline{v} , \overline{w} und (hochfrequenten) Schwankungsanteil ρ' , u', v', w' ersetzt wird (s. Glg. 20). Die Schwankungen bilden turbulente Schwankungen ab und werden durch Turbulenzmodelle ersetzt, um Rechenzeit zu sparen. [35]

$$\rho := \overline{\rho} + \rho', \quad u = \overline{u} + u', \quad v = \overline{v} + v', \quad w = \overline{w} + w'$$
(20)

In dieser Arbeit wird das (Turbulenzmodell) SST-Modell (Shear-Stress-Transport) verwendet. Das SST-Modell ist eine Kombination aus dem k- ω -Modell und dem k- ϵ -Modell⁴. Das k- ω -Modell wird verwendet, um in Wandnähe (bei hohen Druckgradienten an Wänden) gute Ergebnisse zu erzielen, während das k- ϵ -Modell die Kernströmung besser berechnet (als das k- ω -Modell). Das k- ϵ -Modell liefert bei hohen Druckgradienten an der Wand und die darauf folgende Ablösungen meist keine genauen Ergebnisse. Dabei bezeichnet das k in den Bezeichnungen der Modelle die kinetische Energie, das ϵ die turbulente Dissipation und das ω die turbulente Frequenz (s. Glg. 23). [21] [35]

Die turbulente Dissipation ϵ ist gemäß Gleichung 21 definiert und beschreibt die Rate der spezifischen turbulenten kinetischen Energie k (s. Glg. 22), die in innere Energie umgewandelt wird. Die turbulente kinetische Energie k kann als Intensität der Turbulenz interpretiert werden. [21]

$$\epsilon = v \frac{\overline{\partial u'_i} \, \partial u'_i}{\partial x_j} \tag{21}$$

$$k = \frac{1}{2} \cdot \left(\overline{u^{\prime 2}} + \overline{v^{\prime 2}} + \overline{w^{\prime 2}} \right) \tag{22}$$

$$\omega = \frac{k}{\epsilon} \tag{23}$$

2.3.3. Dimensionsloser Wandabstand

In Wandnähe sind die Gradienten (Veränderungen der zu bestimmenden Größen, bspw. Geschwindigkeit, Druck) sehr groß. Dieser Bereich wird auch viskose Unterschicht (vgl. Kap. 2.1.6) genannt. Ab einem gewissen Abstand werden die Gradienten kleiner und die viskose Unterschicht geht in einen logarithmischen Bereich über. Die Überschneidung wird als Übergangsbereich bezeichnet (vgl. Abb. 10). Zur Quantifizierung der Dicke der Schichten dient der dimensionslose Wandabstand y^+ , der in Gleichung 24 definiert ist. [13] [26]

Der dimensionslose Wandabstand y^+ beschreibt hier den Abstand vom ersten zu berechnenden Knoten auf der Oberfläche des simulierten Körpers. Dieser ist dimensionslos und kann daher auf alle Geometrien angewendet werden. Je nachdem welches Turbulenzmodell verwendet wird, muss der Bereich der viskosen Unterschicht berechnet werden oder darf nicht berechnet werden. Dann wird die viskose Unterschicht modelliert. Aus dem dimensionslosen Wandabstand y^+ kann der Abstand zum ersten zu berechnenden Knoten y (tatsächlicher Wandabstand im Modell) nach Gleichung 24 bestimmt werden. [13] [26]

$$y = \frac{y^+ \cdot v}{u_\tau} \tag{24}$$

⁴nicht zu verwechseln mit ε , der Gleitzahl

Die Schubspannungsgeschwindigkeit u_{τ} lässt sich nach Gleichung 25 berechnen. [25]

$$u_{\tau} := \sqrt{\frac{|\tau_W|}{\varrho}} \tag{25}$$

Die Wandschubspannung τ_W kann für turbulente Wandmodelle über die Gleichung 27 bestimmt werden [26] oder gemäß Schade/Kunz [25] direkt näherungsweise bestimmt werden. Für die Berechnung der Wandschubspannung τ_W müssen Annahmen getroffen werden, wie sich die (turbulente) Grenzschicht verhält. In Gleichung 26⁵ nach Schade/Kunz [25] liegt der 1/7-Potenzgesetz-Ansatz nach Prandtl zugrunde und gilt für eine turbulente, beidseitig benetzte Plattenströmung der charakteristischen Länge *L.* Zudem wird vorausgesetzt, dass die Grenzschicht ab der Vorderkante der Platte turbulent ist. [25]

$$\tau_W = 0.0289 \cdot \rho \cdot \nu^{1/5} \cdot u_{\infty}^{9/5} \cdot L^{-1/5}$$
(26)

Wenn die Wandschubspannung τ_W über die Gleichung 27 bestimmt wird, sind die Annahmen über die Form der Grenzschicht im Wandschubspannungskoeffizienten c_f (auch Reibungsbeiwert, engl. skin friction coefficient) enthalten. Der Wandschubspannungskoeffizienten c_f ist in Gleichung 28 definiert. [15]

Eine vereinfachte Möglichkeit zur Berechnung dieser ist nach Schlichting [6] in Gleichung 29 aufgeführt. 6

$$\tau_W := \rho \cdot u_\tau^2 = \frac{1}{2} \cdot c_f \cdot \rho \cdot u_\infty^2 \tag{27}$$

$$c_f = \frac{\tau_W(x)}{\frac{\varrho}{2}u_\infty^2} = \frac{0.664}{\sqrt{Re}}\sqrt{\frac{L}{x}}$$
(28)

$$c_f = (2 \cdot log_{10}(Re) - 0.65)^{-2.3}$$
 für $Re < 10^9$ (29)

In Abbildung 10 ist die Verteilung der dimensionslosen Geschwindigkeit u^+ in Abhängigkeit vom dimensionslosen Wandabstand y^+ aufgetragen. Dabei ist die dimensionslose Geschwindigkeit u^+ durch den Quotienten aus der Geschwindigkeit u und der Wandschubspannungsgeschwindigkeit u_{τ} definiert (s. Glg 30). [24]

$$u^+ := \frac{u}{u_\tau} \tag{30}$$

⁵Entgegen der in Deutschland geltenden Konvention als Dezimaltrennzeichen ein Komma zu verwenden, wird als Dezimaltrennzeichen der Punkt verwendet. Da für diese Arbeit diverse Programme genutzt werden, die als Dezimaltrennzeichen ausschließlich den Punkt akzeptieren (bspw. Matlab, in Teilen in Ansys), verbessert es die Kompatibilität überall auf den Punkt umzustellen. Dies hat sich in der Dokumentation niedergeschlagen. Zudem gibt es Fälle in denen sich deutsche Fachliteratur an der international durchgesetzteren Konvention, den Punkt als Dezimaltrennzeuchen zu verwenden, orientieren (bspw. Formeln + Hilfen Höhere Mathemathik des Binomi Verlages [22]).

⁶Nach cfd-online sind diverse Ansätze verbreitet: https://www.cfd-online.com/Wiki/Skin_friction_ coefficient

Nach Schlichting/Gersten [15] (s. Abb. 10 rechts) lassen sich die Wandschichten in folgende Bereiche einteilen:

Reinviskose Unterschicht: $0 \le y^+ < 5$ Übergangsschicht: $5 \le y^+ < 70$ Überlappungsschicht: $70 < y^+$

In Schmidt [24] (s. Abb. 10 links) wird der Bereich bis 30 als Übergangsbereich bezeichnet und es wird ein logarithmischer Bereich (auch wandnaher Bereich) von 30 bis etwas über 200 definiert. Dies zeigt auch, dass die Bereiche nicht exakt voneinander abzutrennen sind. Es handelt sich dabei um eine Abschätzung, in welchen Bereichen welche Effekte dominieren und welche Modelle zu bevorzugen sind. Soll die viskose Unterschicht in einer Simulation aufgelöst werden, sind ca. zehn Zellen (in Richtung der Flächennormalen) in der viskosen Unterschicht zu berechnen. Die viskose Unterschicht kann auch durch Wandfunktionen modelliert werden, wodurch der Rechenaufwand stark abnimmt. [13] [21] [26]



Abbildung 10: Verteilung der dimensionslosen Geschwindigkeit u^+ über den dimensionslosen Wandabstand y^+ . Links: nach Schmidt Quelle: [24] S. 63 Rechts: nach Schlichting/-Gersten Quelle: [15] S. 523

Bei Strömungen mit Ablösungen und Staupunkten sind Wandfunktionen (Modelle) nicht genau, weshalb in dieser Arbeit das SST-Modell verwendet wird, das die viskose Unterschicht berechnet. Dafür sollte bei dem SST-Modell der dimensionslose Wandabstand y^+ zwischen 0.001 und 1 liegen, da in diesem Bereich nahezu kein Effekt des y^+ -Wertes auf die simulierte Lösung festzustellen ist. [21] [39]

3. LITERATURSTUDIE FÜR DAS NACA 0012 PROFIL

In diesem Kapitel werden einige Literaturwerte für das NACA 0012 Profil für den Auftriebs- und Widerstandsbeiwert aufgeführt. Dabei ist darauf zu achten, dass in dieser Arbeit bei Reynoldszahlen von ca. $2 \cdot 10^5$ bis $5 \cdot 10^5$ simuliert und experimentiert wird.

Die beiden Abbildungen (Abb. 11 und 12) aus dem NASA Technical Memorandum 100019 [8] zeigen maximale Auftriebs- und minimale Widerstandsbeiwerte über einen großen Bereich von Reynoldszahlen von verschiedenen Messungen. So ist in Abbildung 11 ein maximaler Auftriebsbeiwert (für eine Reynoldszahl von $5 \cdot 10^5$) von ca. 0.85 bis etwas über 1 abzulesen. Nach Abbildung 12 liegt der minimale Widerstandsbeiwert für eine Reynoldszahl von $5 \cdot 10^5$) bei ca. 0.0075, wobei die obere Grenze bei der oberen Ausgleichsfunktion nicht genau auszumachen ist und bei ca. 0.125 liegen könnte.



Abbildung 11: Maximale Auftriebsbeiwerte bei Ma<0.25 über die Reynoldszahl. Die maximalen Auftriebsbeiwerte werden bei unterschiedlichen Anstellwinkeln erzielt. Quelle: [8] S.1-11

nem Auftrieb (Anstellwinkel α = 0°) über die Reynoldszahl. Quelle: [8] S. 1-5

Die Graphen in Abbildung 13 stammen aus dem NASA Technical Paper 1100 [5] und auch hier sind Messungen über einen großen Bereich an Reynoldszahlen zusammengefasst worden. Ein ungefährer Verlauf der Auftriebs- und Widerstandsbeiwerte ist diesen Graphen zu entnehmen. Für einen Anstellwinkel α von 10° liegt der Auftriebsbeiwert hier bei ca. 1. Auch zu sehen ist, dass der Auftriebsbeiwert mit Winglets (end plates) immer etwas über dem ohne Winglets liegt. Winglets sind Seitenbegrenzungen, die den Druckausgleich der Ober- und Unterseite eines Tragflügels verhindern. Die Strömung reißt bei ca. 15° ab. Bis über 10° ist hier der Auftriebsbeiwert linear zum Anstellwinkel. Der Widerstandsbeiwert bei 10° liegt bei ca. 0.025.



Abbildung 13: Auftriebs- und Widerstandsbeiwerte über den Anstellwinkel bei verschiedenen Reynoldszahlen. Quelle: [5] S. 29

Die beiden Graphen aus Abbildung 14 zeigen den Auftriebs- und Widerstandsbeiwert über den Anstellwinkel bei einer Reynoldszahl von $1.58 \cdot 10^5$. Die blaue Kurve *without vortex generator* ist mit dem Versuchsaufbau dieser Arbeit zu vergleichen. Hier ist ein linearer Zusammenhang bis ca. 8° zu erkennen und ein Strömungsabriss bei ca. 15°. Der Widerstandsbeiwert bei 10° liegt bei ca. 0.05.



Abbildung 14: Auftriebs- (links) und Widerstandsbeiwerte (rechts) über den Anstellwinkel bei $Re = 1.58 \cdot 10^5$. Quelle: [27]

In Abbildung 15 ist der Verlauf des Auftriebsbeiwertes über den Anstellwinkel für eine Reynoldszahl von $8.4 \cdot 10^5$ zu sehen. Die Kurve *Transition fixed* ist mit dem Versuchsaufbau dieser Arbeit zu vergleichen. Die Messpunkte beschränken sich auf den Bereich um den Ablösebereich von 11° bis 19°. Der maximale Auftriebsbeiwert von ca. 1.05 wird bei einem Winkel von ca. 12° erreicht. Danach reißt die Strömung ab und der Auftriebsbeiwert sinkt auf 0.85 und im weiteren Verlauf auf 0.65.

Die Abbildung 16 ist aus einer Veröffentlichung im IRJET (International Research Journal of Engineering and Technology) von Singh [36]. Für die Reynoldszahlen um $2 \cdot 10^5$ liegt der maximale

Auftriebsbeiwert bei ca. 0.9 und der bei 10° bei ca. 0.8 Der Strömungsabriss erfolgt bei etwas über 12°. Ein linearer Zusammenhang von Auftriebsbeiwert zu Anstellwinkel ist hier bis ca. 7° zu erkennen.





Abbildung 16: Auftriebsbeiwert über den Anstellwinkel für verschiedene, kleine Reynoldszahlen. Quelle: [36] S. 4154

Abbildung 15: Auftriebsbeiwert über den Anstellwinkel für eine Reynoldszahl von $8.4 \cdot 10^5$. Quelle: [4] S.29

In den Abbildungen 11 und 16 ist gut zu erkennen, dass bei höheren Reynoldszahlen der maximal erreichbare Auftriebsbeiwert steigt. Aufgrund eines früheren Umschlags der Grenzschicht von laminar zu turbulent (vgl. Kap. 2.1.6) reißt die Strömung erst bei höheren Anstellwinkeln ab, wodurch höhere maximale Auftriebsbeiwerte entstehen.

Aus der aufgeführten Literatur sind die zu erwartenden Wertebereiche für wichtige Kennwerte für Reynoldszahlen von ca. $2 \cdot 10^5$ bis ca. $5 \cdot 10^5$ in Tabelle 1 aufgeführt.

Tabelle 1: Kennwerte für das Profil NACA 0012 für Reynoldszahlen von ca. $2 \cdot 10^5$ bis ca. $5 \cdot 10^5$.

Eigenschaft	Minimal	Maximal
Linearität von Auftriebsbeiwert c_L zu Anstellwinkel α	70	120
bis zu einem Anstellwinkel von α		12
Strömungsabriss bei einem Anstellwinkel von α	12°	17°
Maximaler Auftriebsbeiwert c_L	0.9	1.7
Auftriebsbeiwert bei c_L bei 10°	0.8	1
Widerstandsbeiwert bei c_D 0°	0.0075	0.02
Widerstandsbeiwert bei <i>c</i> _D 10°	0.01	0.05

4. NUMERISCHE ANALYSE

In diesem Kapitel werden die Simulationen eines NACA 0012 für Anstellwinkel von -20° bis +20° und Reynoldszahlen von 200 000 (ca. 20 m/s) und 500 000 (ca. 50 m/s) behandelt. Darin werden die jeweiligen Auftriebs- und Widerstandsbeiwerte bestimmt. Der Fokus liegt hierbei auf dem Auftrieb.

Zur Simulation werden die Programme Ansys CFX der Firma Ansys Inc. in der Version 2020R1 sowie die freie Software Xfoil in der Version 6.94 verwendet. Der Schwerpunkt liegt auf der CFX Simulation über Ansys, die Ergebnisse der 2-D Simulation über Xfoil werden nur zum Vergleich herangezogen. Unter Xfoil sind die Anstellwinkel durch den Bereich begrenzt, bei dem die Strömung am Tragflügel anliegt; daher fehlen höhere Anstellwinkel, da die Strömung dort abgerissen ist.

Verwendet wird ein NACA 0012 mit stumpfer (eckiger) Hinterkante. Die Tragflügelprofile mit einer stumpfen Hinterkante (blunt trailing edge) haben verglichen mit den Versionen mit scharfer Hinterkante einen höheren Auftriebsbeiwert und ein größeres Volumen, was die Festigkeit erhöht. Vorteile hat die stumpfe Hinterkante auch bei der Berechnung mittels CFX, da hier die Strömungen der Ober- und Unterseite nicht direkt aufeinander treffen. [42]

Die Größe des simulierten Tragflügels ist an die des für das Experiment verwendeten Prototyps angepasst und hat eine Sehnenlänge x_s von 15 cm. Um Rechenzeit zu sparen wird die Dicke des Rechengebietes klein gehalten (1 cm) und über die Symmetrie-Bedingung wird so ein unendlich breiter Tragflügel simuliert. Damit werden größere Strömungen und Wirbel, die durch horizontale Wechselwirkungen entstünden, nicht berechnet und somit nicht berücksichtigt.

Des Weiteren werden eine Domain- und eine Netzunabhängigkeitsstudie durchgeführt, um eine möglichst ressourcensparende Simulationsreihe mit akuraten Ergebnissen zu erzielen.

4.1. Randbedingungen und Einstellungen der numerischen Berechnungen

Die Randbedingungen und Einstellungen für das Setup der numerischen Berechnung werden in diesem Kapitel behandelt. Die Ansys spezifischen Einstellungen befinden sich im Anhang C. Die geometrischen Eigenschaften sind in Abbildung 17 dargestellt. Der Ursprung des kartesischen Koordinatensystems liegt auf der Vorderkante des Tragflügel.

Das Rechengebiet ist in z-Richtung⁷ schmal und wird daher in Abbildung 17 nicht dargestellt. Die Ränder sind mit einer Symmetriebedingung belegt, wodurch ein unendlich breiter Tragflügel simuliert wird. Es werden keine Effekte am Rand eines Tragflügels simuliert (bspw. Druckausgleich, Wirbelbildung etc.). Außerdem gehen durch die Symmetrie drei dimensionale Effekte, die über die berechnete Breite hinausgehen, verloren.

Am Inlet strömt das Fluid mit einer definierten Anströmgeschwindigkeit c_{∞} ein. Diese wird in ihre kartesischen Faktoren zerlegt. Die Geschwindigkeitskomponente in z-Richtung wird als 0 m/s definiert. Die Anteile verändern sich bei unterschiedlichen Anstellwinkeln. Dies hat den Vorteil, dass der Anstellwinkel in eine Parametersimulation als Einstellgröße variiert werden kann und nicht für jeden Anstellwinkel eine neue Geometrie inklusive Netz erstellt werden muss.

⁷Es handelt sich um ein rechtsdrehendes kartesisches Koordinatensystem; die z-Koordinate zeigt demnach aus der xy-Ebene in Abb. 17 heraus.

Der Auslass ist als *Opening* definiert, um das System nicht überzudefinieren und die Abströmung nicht zu erzwingen, wie es bei einem *Outlet* der Fall wäre. Diese Einstellung ermöglicht ein freies Fließen des Fluids in das Rechengebiet hinein oder hinaus.

Der Tragflügel wird mit der Haftbedingung definiert, so dass an der Wand (Oberfläche des Tragflügels) 0 m/s herrschen.

Die Ober- und Unterseite des Rechengebietes sind mit einem Interface translatorisch periodisch verbunden; die beiden Seiten werden so miteinander verbunden, dass das Fluid von der einen zur anderen Interface-Seite strömen kann. Dadurch wird die Einstellung des Anströmwinkels α (physikalisch sinnvoll) ermöglicht. Es ist darauf zu achten, dass von dem Profil beeinflusste Strömungen sich nicht selbst beeinflussen. Unter anderem deshalb muss ein großer Abstand von Profil und Interface gewählt werden. Auch die Ausbreitung des Druckfeldes über das Interface hat einen Einfluss auf den Auftrieb am Tragflügel.



Abbildung 17: Geometrische Randbedingungen.

4.2. Voruntersuchungen der Simulationen

Um eine möglichst ressourcenschonende Simulation mit akuraten Ergebnissen zu gewährleisten, werden eine Domain- und Netzunabhängigkeitsstudie erstellt. Dabei wird festgestellt, ab welcher Domaingröße bzw. Knotenanzahl die primäre Zielgröße Auftriebsbeiwert c_L sich nicht mehr wesentlich ändert (weniger als 1%).

4.2.1. Domainunabhängigkeitsstudie

Eine Domainunabhängigkeitsstudie stellt sicher, dass das Ergebnis einer Simulation nicht von der Größe des berechneten Bereichs abhängt. Die Geometrie der Domain ist in Abbildung 18 skizziert. Als Bezugspunkt wird die Vorderkante des Tragflügels gewählt. Der Abstand zum Rand wird ausgedrückt durch den Faktor ξ und der Sehnenlänge x_s . Damit sagt der Faktor ξ etwas über die Domaingröße aus und wird im Folgenden als Synonym zur Domaingröße verwendet. Zum Inlet, zum *Interface-Top* und *Interface-Bottom* beträgt der Abstand $\xi \cdot x_s$ und zum *Opening* $2 \cdot \xi \cdot x_s$. Die Dicke der Domain (z-Richtung) bleibt konstant bei 1 cm.

Als repräsentative Situation für die Domain- und Netzunabhängigketsstudie wird der Anstellwinkel α 10° ausgewählt bei Anströmgeschwindigkeiten c_{∞} von 20 m/s und 50 m/s. Bei einem Anstellwinkel von 10° treten erste Ablöseffekte auf, wodurch der lineare Bereich des Auftriebsbeiwertes verlassen wird.



Abbildung 18: Skizze der Geometrie der Domain

Zur Durchführung der Domainunabhängigkeitsstudie wird das Grundnetz verwendet (vgl. Kapitel 4.2.2 Tab. 3).

Die Domaingröße ξ wird zwischen 8 und 60 variiert. Die Zielgrößen c_L und c_D für die Domaingröße $\xi = 60$ werden als Referenzwerte angenommen und dienen im Folgenden als Normalisierungfaktoren. Die Ergebnisse der Simulationen sind in den Abbildungen 19 und 20 dargestellt.

Die Veränderung der Auftriebsbeiwerte für 50 m/s wie auch für 20 m/s steigen bei niedrigen

Domaingrößen stark an und fangen ab 25 an abzuflachen. Bei der Domaingröße von 32 unterschreiten beide Kurven die 1% Marke und die Verläufe zu den höheren Domaingrößen sind stark abgeflacht.

Die Widerstandsbeiwerte für beide Anströmgeschwindigkeiten fallen erst stark ab, bis sie im weiteren Verlauf abflachen. Für die Werte der Kurve von 50 m/s wären noch höhere Domaingrößen erforderlich gewesen, um konstant im 1% Bereich zu liegen. Aber auch hier ist zu erkennen, dass sich der Verlauf auf einen Wert einpendeln wird.

Die Verläufe der beiden Beiwerte vergleichend lässt sich sagen, dass der Auftriebsbeiwert weniger starke Veränderungen durch eine veränderte Domaingröße erfährt als der Widerstandsbeiwert. Schon bei einer kleinen Domaingröße von $\xi = 8$ haben die Auftriebsbeiwerte eine Abweichung von keinen 5%, wohingegen die Widerstandsbeiwerte noch um über 30 bzw. fast 50% abweichen. Auch die 1% Abweichung wird bei den Auftriebsbeiwerten schneller erreicht.

Die Auftriebsbeiwerte unterschreiten bei $\xi = 32$ die 1% Marke und der Verlauf lässt darauf schließen, dass sich der Wert nicht mehr stark ändert. Die Widerstandsbeiwerte erfordern eine viel größere Domain, bis die Verläufe im ±1% Bereich liegen. Um die Simulationszeiten gering zu halten und da die primäre Zielgröße bei $\xi = 32$ die gewünschte Genauigkeit erreicht, wird die Domaingröße von 32 als Simulationsdomain ausgewählt, die in Abbildung 21 als finale Domain mit $\xi = 32$ maßstabsgetreu abgebildet ist.



Abbildung 19: Verläufe der normalisierten Auftriebsbeiwerte für 50 m/s (schwarz) und 20 m/s (blau). Die 1% Marke ist grün und die verwendete Domaingröße ist rot dargestellt.



Abbildung 20: Verläufe der normalisierten Widerstandsbeiwerte für 50 m/s (*Re* ≈500 000) (schwarz) und 20 m/s (*Re* ≈200 000) (blau). Die 1% Marke ist grün und die verwendete Domaingröße ist rot dargestellt.



Abbildung 21: Maßstabsgetreue Darstellung der verwendeten Domaingröße $\xi = 32$ für das Tragflügelprofil NACA0012 mit einer Sehnenlänge von 0.15 m. Abstände sind jeweils zur Vorderkante des Profils eingezeichnet.
4.2.2. Netzunabhängigkeitsstudie

Um auszuschließen, dass sich das Ergebnis auf Grund des Netzes ändert, wird eine Netzunabhängigkeitsstudie erstellt. Der generelle Aufbau des Netzes ist in Abbildung 22 skizziert. Die Größen und die Positionen der Verfeinerungen an Vorder- und Hinterkante sowie im Nahbereich bleiben konstant. Die Abmessungen sind in Tabelle 2 aufgelistet.



Abbildung 22: Nicht maßstabsgetreue Skizze der Abmessungen der Verfeinerungen mit den Abmessungen aus Tabelle 2.

Tabelle 2: Abmessungen der Geometrie	n für die Verfeinerungen	gemäß Abbildung 22.
--------------------------------------	--------------------------	---------------------

Größe	Länge [m]
l	0.36
l_x	0.06
h	0.16
r	0.03

Weitere allgemeine und konstant gehaltene Netzeinstellungen sind die Wachstumsrate mit einem Wert von 1.1 und der Erzeugung von Prismenschichten auf dem Tragflügel. Die Prismenschichten werden initiiert mit der Dicke der ersten Schicht von $y = 6.3 \cdot 10^{-6}$ m gemäß Gleichung 24 (mit Glgn. 25, 26) für eine erhöhte Strömungsgeschwindigkeit von 52 m/s, mit $y^+ = 1$, einer charakteristischen Länge von L = 0.15 m des Tragflügels und den Fluideigenschaften Dichte $\rho = 1.185$ kg/m³ und kinematischer Viskosität $v = 1.5 \cdot 10^{-5}$ m/s². Bei niedrigeren Strömungsgeschwindigkeiten ist damit gewährleistet, dass $y^+ < 1$ ist ⁸. Die Wachstumsrate der Prismenschichten wird, wie die vom restlichen Netz, auf 1.1 eingestellt und die Anzahl der Prismenschichten wird so gewählt, dass das

 $^{^{8}}$ Kleiner als 0.001 wird y^{+} in den durchgeführten Simulationen nicht, was die untere Grenze für das SST-Modell darstellt.

Verhältnis der letzten Prismenschicht zu den angrenzenden Verfeinerungen nicht zu groß wird (vgl. Abb. 25 unten links und unten Mitte). In diesem Fall ist die Anzahl der Prismenschichten 42.

Die Netzunabhängigkeitsstudie wird auf einem Grundnetz aufgebaut, das für die Domainstudie verwendet wurde. Das Grundnetz hat die Elementgrößen gemäß Tabelle 3. Die Elementgrößen (des Grundnetzes) werden mit den Faktoren in Tabelle 4 multiplizert. So entstehen neue ähnliche Netze mit einer unterschiedlichen Anzahl an Knoten.

Die Ergebnisse der Netzunabhängigkeitsstudie sind in den Abbildungen 23 und 24 normiert aufgetragen. Normiert wird hier über das Ergebnis des Netzes mit den meisten Knoten. Das Ziel ist es, eine Abweichung von $\pm 1\%$ nicht zu überschreiten. Auch hier liegt der Fokus wieder auf den Auftriebsbeiwerten.

Es ist zu erkennen, dass sich die (normierten) Auftriebsbeiwerte anfangs noch nah am bzw. im 1%-Bereich befinden, sich aber erst im Verlauf (ab ca. 800 000 Knoten) stabilisieren. Die (normierten) Widerstandswerte fallen erst stark ab, um dann gegen 1 anzustreben. Auch bei den Widerstandsbeiwerten flachen die Kurven ab ca. 800 000 Knoten ab.

Für das Netz mit 854 498 Knoten liegen die Auftriebsbeiwerte im 1-% Bereich wie auch der Widerstandsbeiwert für 20 m/s. Der Widerstandsbeiwert bei 50 m/s liegt knapp außerhalb der 1%-Marke. Daher wird dieses Netz für die folgende Parameterstudie verwendet. Ausschnitte des finalen Netzes sind in Abbildung 25 abgebildet.

Tabelle 3: Elementgrößen des Grundnetzes (Netz 3 mit dem Faktor 1, vgl. Tabelle 4), die auf den
Geometrien für die Verfeinerungen gemäß Abbildung 22 eingestellt werden.

Außenbereich	Nahbereich	Verfeinerung VK /HK
$3 \cdot 10^{-1} \text{ m}$	$1.5 \cdot 10^{-3} \text{ m}$	$5 \cdot 10^{-4} \text{ m}$

Tabelle 4: Variationen des Netzes und Anzahl der Knoten des dazugehörigen Netzes. Als Faktorist die Zahl bezeichnet, mit der die einzelnen Elementgrößen (des Grundnetzes) ausTabelle 3 multipliziert werden, um mit den so gewonnenen neuen Elementgrößen neue,ähnliche Netze zu erzeugen.

Netznummer	Faktor	Knoten
1	0.75	$1.77 \cdot 10^{6}$
2	0.875	$1.37 \cdot 10^{6}$
3	1	$1.03 \cdot 10^{6}$
4	1.1	$0.85 \cdot 10^{6}$
5	1.25	$0.66 \cdot 10^{6}$
6	1.5	$0.45 \cdot 10^{6}$
7	2	$0.26 \cdot 10^{6}$
8	2.5	$0.17 \cdot 10^{6}$
9	3	$0.13 \cdot 10^{6}$
10	4	$0.08 \cdot 10^{6}$



Abbildung 23: Verläufe der normalisierten Auftriebsbeiwerte für 50 m/s (*Re* ≈500 000) (schwarz) und 20 m/s (*Re* ≈200 000) (blau). Die 1%-Marke ist grün und die verwendete Anzahl der Knoten ist rot dargestellt.



Abbildung 24: Verläufe der normalisierten Widerstandsbeiwerte für 50 m/s (*Re* ≈500 000) (schwarz) und 20 m/s (*Re* ≈200 000) (blau). Die 1%-Marke ist grün und die verwendete Anzahl der Knoten ist rot dargestellt.



Abbildung 25: Bilder des verwendeten Netzes, oben links: Grenze Nahbereich zu Außenbereich, oben rechts: Nahbereich, unten links: Verfeinerung Vorderkante, unten mitte: Verfeinerung Hinterkante, unten rechts: Prismenschicht Hinterkante 3D.

4.3. Ergebnisse der Simulationenen

In diesen Simulationen werden der Auftriebs- und der Widerstandsbeiwert für verschiedene Anströmgeschwindigkeiten c_{∞} und Anstellwinkel α bestimmt. Betrachtet werden hier die beiden Strömungsgeschwindigkeiten 50 m/s und 20 m/s sowie Winkel zwischen -20° und +20°. Die Ergebnisse der Simulation mittels Xfoil dienen als Vergleich (kurze Beschreibung zu Xfoil und Einstellungen s. Anhang E). Bei der Simulation mittels Xfoil handelt es sich um eine zweidimensionale Simulation, die ausschließlich bei angelegter Strömung konvergiert. [9] Als weiterer Vergleich für den Auftriebsbeiwert wird dieser nach der Potentialtheorie berechnet und angegeben (nach Glg. 11). Diese Näherung liefert gute Ergebnisse bis zu einem Anstellwinkel von ca. 5°. [32]

4.3.1. Auftriebsbeiwerte der Simulationen

In diesem Kapitel sind die Auftriebsbeiwerte der Simulationen des NACA 0012 dokumentiert. Die Abbildung 26 zeigt die Auftriebsbeiwerte bei 50 m/s und die Abbildung 27 die für eine Anströmgeschwindigkeit von 20 m/s. Dabei sind die Ergebnisse der Ansys Simulationen in schwarz gekennzeichnet. Fehlerbalken sind nur bei den oszillierenden Werten angegeben (vgl. Kap. 4.4), wobei der erste Fehlerbalken die Standardabweichung darstellt und der erweiterte Fehlerbalken den maximalen bzw. minimalen Wert.

Die Werte der Ansys Simulationen ohne Fehlerbalken konvergieren gegen den angegebenen Wert. Da es sich bei dem NACA 0012 um ein symmetrisches Profil handelt, sind die Werte des Auftriebs punktsymmetrisch zum Ursprung. Daher wird der Einfachheit halber der Bereich von 0° bis 20° betrachtet und nur bei Unterschieden darauf hingewiesen.

Für die Simulation mit einer Anströmgeschwindigkeit von 50 m/s (s. Abb. 26) liegen alle Werte von -2° bis +2° quasi übereinander. Anschließend laufen die Kurven etwas auseinander, wobei die Steigung der Ergebnisse von Xfoil etwas ansteigt und bei Ansys etwas abflacht. Bei 13° bzw.

-12° Anstellwinkel bricht der Auftriebsbeiwert bei Ansys ein und bleibt dann fast konstant mit zunehmender Standardabweichung. Bei Xfoil hat der Auftriebsbeiwert bei 15° sein Maximum erreicht und fällt anschließend ab.



Abbildung 26: Auftriebsbeiwerte c_L bei 50 m/s ($Re \approx 500\,000$) für verschiedene Anstellwinkel α . In schwarz sind die Ergebnisse der Ansys Simulationen dargestellt inklusive Standardabweichung, maximalem und minimalem Wert, in blau sind die Werte der Xfoil Simulationen dargestellt und in grau die Werte nach der Potentialtheorie.

Für die Simulation mit einer Anströmgeschwindigkeit von 20 m/s (s. Abb. 27) liegen die Werte der Potentialtheorie knapp bis 2° knapp über denen von Ansys. Bei der Berechnung durch Ansys CFX werden die Effekte von Wirbelbildungen bei höheren Winkeln größer, wodurch dieser Verlauf immer unterhalb des Verlaufs der Potentialtheorie liegt. Der Verlauf der Werte von Xfoil hat eine höhere Steigung.

Anschließend laufen die Kurven weiter auseinander und nähern sich wieder an. Wobei beide Kurven (Xfoil und Ansys) etwas abflachen. Bei 11° Anstellwinkel bricht der Auftriebsbeiwert bei Ansys ein und bleibt dann fast konstant mit zunehmender Standardabweichung. Bei Xfoil hat der Auftriebsbeiwert bei 12° sein Maximum erreicht und fällt anschließend ab.

Ab einem Anstellwinkel von 11° treten bei der Berechnung durch Ansys CFX alternierende Ablösephänomene auf; die Strömung liegt nicht mehr (an der Saugseite) an. Bei der Berechnung mittels Xfoil liegt die Strömung bis 14° an (Xfoil kann ausschließlich anliegende Strömungen berechnen).



Abbildung 27: Auftriebsbeiwerte c_L bei 20 m/s ($Re \approx 200\,000$) für verschiedene Anstellwinkel α . In schwarz sind die Ergebnisse der Ansys Simulationen dargestellt inklusive Standardabweichung, maximalem und minimalem Wert, in blau sind die Werte der Xfoil Simulationen dargestellt und in grau die Werte nach der Potentialtheorie.

Nach dem Vergleich beider Anströmgeschwindigkeiten, lässt sich sagen, dass bei der höheren Strömungsgeschwindigkeit von 50 m/s das Maximum später (12° bzw. 13° und 11°) erreicht wird und das Maximum einen höheren (etwas über 1.2 und ca. 1.1) Wert hat. In beiden Fällen bricht der Auftriebsbeiwert allerdings auf in etwa den gleichen Wert (ca. 0.7) ein, daher ist der Einbruch bei 50 m/s stärker.

4.3.2. Widerstandsbeiwerte der Simulationen

In diesem Kapitel sind die Widerstandsbeiwerte der Simulation des NACA 0012 dokumentiert. Die Abbildung 28 zeigt die Widerstandsbeiwerte bei 50 m/s und die Abbildung 29 die für eine Anströmgeschwindigkeit von 20 m/s. Dabei sind die Ergebnisse der Ansys Simulation in schwarz gekennzeichnet. Fehlerbalken sind nur bei den oszillierenden Werten angegeben (vgl. Kap. 4.4), wobei der erste Fehlerbalken die Standardabweichung darstellt und der erweiterte Fehlerbalken den maximalen beziehungsweise minimalen Wert. In blau sind die Werte der Xfoil Simulation dargestellt. Die Werte der Ansys Simulation ohne Fehlerbalken konvergieren gegen den angegebenen Wert.

Da es sich bei dem NACA 0012 um ein symmetrisches Profil handelt, sind die Werte des Widerstands achsensymmetrisch zur y-Achse. Daher wird der Einfachheit halber der Bereich von 0° bis 20° betrachtet und nur bei Unterschieden darauf hingewiesen.

Für die Simulation mit einer Anströmgeschwindigkeit von 50 m/s (s. Abb. 28) verlaufen die Kurven von -12° bis 13° sehr ähnlich, bis auf die Tatsache, dass die Werte von Ansys ca. 0.005 über denen von Xfoil liegen. Danach steigt der Widerstandsbeiwert bei Ansys stark an. Bei Xfoil steigt der Widerstandsbeiwert langsamer an.



Abbildung 28: Widerstandsbeiwerte c_D bei 50 m/s ($Re \approx 500\,000$) für verschiedene Anstellwinkel α . In schwarz sind die Ergebnisse der Ansys Simulationen dargestellt inklusive Standardabweichung, maximalem und minimalem Wert. Blau dargestellt sind die Ergebnisse der Simulationen mittels Xfoil.

Für die Simulation mit einer Anströmgeschwindigkeit von 20 m/s (s. Abb. 29) verlaufen die Kurven bis 11° ähnlich. Bei 0° liegt der Widerstandsbeiwert von Ansys noch etwas über dem von Xfoil, bei 11° stimmen die Werte nahezu überein. Danach steigt der Widerstandsbeiwert bei Ansys stark an. Bei Xfoil steigt der Widerstandsbeiwert langsamer an.



Abbildung 29: Widerstandsbeiwerte c_D bei 20 m/s ($Re \approx 200\,000$) für verschiedene Anstellwinkel α . In schwarz sind die Ergebnisse der Ansys Simulationen dargestellt inklusive Standardabweichung, maximalem und minimalem Wert. Blau dargestellt sind die Ergebnisse der Simulationen mittels Xfoil.

Generell lässt sich sagen, dass die Werte der Ansys Simulation immer über denen von Xfoil liegen und stärker und früher ansteigen (Strömungsabriss). Das lässt sich damit erklären, dass ab dem Punkt des starken Anstiegs in der Ansys-Berechnung alternierende Ablösephänomene auf der Saugseite auftreten, die einen starken Einfluss auf den Widerstandsbeiwert (wie auch auf den Auftriebsbeiwert) haben. Diese Effekte werden in der Simulation mittels Xfoil nicht berücksichtigt.

4.3.3. Polarendiagramme der Simulationen

Im Polardiagramm nach Lilienthal wird der Auftriebsbeiwert c_L über den Widerstandsbeiwert c_D aufgetragen. Die Polardiagramme der Simulation sind für beide Geschwindigkeiten in Abbildung 30 dargestellt. Die höheren Anstellwinkel α mit den zugehörigen hohen Widerstandsbeiwerten c_D sind aus Anschauungsgründen nicht mehr dargestellt.

An der Symmetrie zur y-Achse ist zu erkennen, dass es sich um ein symmetrisches Profil handelt mit dem niedrigsten Widerstandsbeiwert bei einem Auftriebsbeiwert von 0. Der optimale Gleitwinkel γ_{opt} liegt bei Auftriebsbeiwerten von ca. 0.6 bis 0.8 bei beiden Geschwindigkeiten. Diese Werte gehören zu Anstellwinkeln α zwischen 6° und 8°.

Es ist gut zu erkennen, dass nach dem Erreichen des maximalen Auftriebes der Widerstand sprunghaft ansteigt (Strömungsabriss) und dann bei in etwa gleich bleibendem Auftriebsbeiwert weiter stark ansteigt.



Abbildung 30: Polardiagramm nach Lilienthal für Strömungsgeschwindigkeiten von 50 m/s (*Re* ≈500 000) (schwarz) und 20 m/s (*Re* ≈200 000) (blau) der numerischen Ergebnisse via Ansys.

In Abbildung 31 ist das aufgelöste Polardiagramm für die Anströmgeschwindigkeit c_{∞} von 50 m/s abgebildet. Darin sind die Auftriebs- c_L und Widerstandsbeiwerte c_D und die Gleitzahl ε zusammen abgebildet. Besonders interessant ist hier die Gleitzahl ε , an dessen Minimum (hier nächster Wert zur y-Achse) sich der höchste Wirkungsgrad befindet (s. Kap. 2.2.6). Der Wert bei dem Anstellwinkel von 0° ist zu ignorieren, da der Widerstandsbeiwert an der Stelle durch einen Auftriebsbeiwert von nahe 0 geteilt wird und deshalb stark ausreißt.

Die Gleitzahl ε erreicht ihr Minimum bei einem Anstellwinkel α von ca. 6° bis 8°. Diese Werte decken sich mit den optimalen Gleitwinkeln γ_{opt} aus dem Polardiagramm nach Lilienthal. Es ist zu erkennen, dass die Gleitzahl von 4° bis über 10° (bis zum Strömungsabriss) fast konstant ist.



Abbildung 31: Aufgelöstes Polardiagramm für eine Strömungsgeschwindigkeit c_{∞} von 50 m/s ($Re \approx 500\,000$).



Abbildung 32: Aufgelöstes Polardiagramm für eine Strömungsgeschwindigkeit c_{∞} von 20 m/s ($Re \approx 200\,000$).

4.4. Auswertung bei instationären Lösungen

Ab einem bestimmten Anstellwinkel α konvergieren die Zielgrößen Auftriebs- und Widerstandsbeiwert nicht mehr, sondern oszillieren. Grund für den sich periodisch ändernden Auftrieb und Widerstand sind periodisch oder alternierend auftretende Ablösephänomene auf der Saugseite des Tragflügels. Der Strömungszustand wird mit dem Verschieben des primären Ablösepunktes von der Tragflügelhinterkante zur -vorderkante mit steigendem Anstellwinkel zunehmend instationär. Bei hinreichend hohen Anstellwinkeln bestimmt der Vorderkantenwirbel (leading-edge vortex), der sich periodisch aufbaut und wieder auflöst, zunehmend die globale aerodynamische Performance. Bei voll ausgebildetem Vorderkantenwirbel wird ein Maximum an Auftrieb und Widerstand erzeugt und bei vollständig abgelöstem Vorderkantenwirbel ein Minimum an Auftrieb und Widerstand. [23] [41]

Um die oszillierenden Werte darzustellen, wird der zeitliche Mittelwert gebildet. Dafür ist in der Simulation der *timescale* auf *physical timescale* zu stellen. So kann ein ungewichteter Mittelwert gebildet werden, da die Zeiten gleich sind. Dabei ist *timescale* die zeitliche Auflösung der Simulation, also in welchen zeitlichen Abständen die Berechnungen erfolgen. Mit *physical timescale* wird der Abstand der Berechnungen festgelegt. Der *physical timescale* ist so zu wählen, dass für ein Fluidteilchen mindestens zwei Punkte am Tragflügel berechnet werden. Hier wird ein *physical timestep* von 1 ms gewählt:

$$1 \text{ ms} < \frac{0.15 \text{ m}}{50 \text{ m/s}} \cdot \frac{1}{2} < \frac{0.15 \text{ m}}{20 \text{ m/s}} \cdot \frac{1}{2}$$

In Abbildung 33 ist ein beispielhafter Verlauf über 500 statt 350 Zeitschritten gezeigt⁹. Die roten vertikalen Striche zeigen den Anfangs- und Endwert für die Bestimmung des Mittelwertes. Der Anfangswert wird an das erste Maximum des Auftriebsbeiwertes gelegt, ab dem der Verlauf optisch ähnlich verläuft. Der Endwert wird auf das letzte Maximum im berechneten Bereich gesetzt. Über alle Werte dazwischen wird gemittelt. Ausgegeben werden der Mittelwert, die Standardabweichung sowie der maximale und minimale Wert im betrachteten Bereich.

⁹500 ms bei einem *physical timestep* von 1 ms.



Abbildung 33: Beispiel für den Verlauf von oszillierenden Beiwerten bei höheren Anstellwinkeln. Hier für 52 m/s bei 20°. Die roten vertikalen Striche zeigen den Anfangs- und Endwert zur Bestimmung des Mittelwertes.

4.5. Auftriebs- und Widerstandsbeiwert über lokal bestimmte Werte bestimmen

Wie in den Kapiteln 2.2.2 und 2.2.4 beschrieben, können die Kräfte auf einen Körper über die Drücke und Schubspannungen bestimmt werden. In diesem Kapitel werden die lokalen Drücke und Schubspannungen auf der Oberfläche des Profils aus der Simulation verwendet, um daraus den Auftriebs- und den Widerstandsbeiwert zu bestimmen. Dies geschieht exemplarisch und nicht an den Ergebnissen der Parameterstudie. Anschließend werden die über die lokalen Werte bestimmen Beiwerte mit den global bestimmten Beiwerten verglichen.

Die Ergebnisse dieses Kapitels ermöglichen eine Einschätzung, wie die Druckmessstellen am Tragflügel-Prototypen in der Windkanalmessung verteilt sein müssen, um Fehler durch beispielsweise Diskretisierungen zu verringern. Ob eine Bestimmung des Druckanteils F_P im Widerstand F_D (vgl. Glg.12) am Tragflügel-Prototypen realistisch ist, wird gezeigt. Der Widerstand F_D beinhaltet zusätzlich einen Term, der über die Schubspannung (F_R) bestimmt wird, dieser wird der Vollständigkeit halber mit den Simulationsergebnissen berechnet. Die Schubspannung wird im Experiment am Windkanal nicht gemessen.

Die Druckverteilung spielt für den Auftriebsbeiwert und den Widerstandsbeiwert (bei Anstellwinkeln von 0° verschieden) eine entscheidende Rolle. In Abbildung 34 ist eine Druckverteilung für einen Anstellwinkel von 5° skizziert¹⁰.

¹⁰Das gezeigte Profil in Abbildung 34 hat einen Anstellwinkel von 4° zur Strömung, auf dem Bild ist der Anstellwinkel allerdings 5° zur skizzierten Strömung. Damit kann die Druckverteilung leicht abweichen.



Abbildung 34: Skizze von Unter- (blau) und Überdruckgebieten (gelb) bei bei einem kleinen Anströmwinkel von ca. 5°. Die Markierungen auf der Ober- und Unterseite des Profils zeigen den höchsten und tiefsten Punkt des Profils in der Strömung.

Für den Auftrieb wird das Profil in Ober- und Unterseite eingeteilt, die durch die Sehne (in Abb. 34 als schwarze Linie von VK zu HK zu sehen) geteilt werden. Ein (positiver) Druck auf die Oberseite trägt negativ zum Auftrieb bei; *er drückt das Profil nach unten*. Ein Sog ('negativer' Druck) trägt positiv zum Auftrieb bei; *dieser saugt das Profil nach oben*. Auf der Unterseite ist dies umgekehrt, dort trägt der Druck positiv zum Auftrieb bei.

Ganz ähnlich verhält es sich bei dem Strömungswiderstand. Hier wird das Profil in Vorder- und Kehrseite (vgl. Abb. 5, der Strömungsrichtung zu- bzw. abgewandt) eingeteilt. Diese werden durch den höchsten und tiefsten Punkt des Profils in der Strömung geteilt (s. Abb. 34 schwarze Markierungen auf der Ober- und Unterseite). Wobei der Druck auf die Vorderseite positiv zum Strömungswiderstand beiträgt und der Sog negativ. Auf der Kehrseite vertauschen sich die Vorzeichen.

4.5.1. Auftriebsbeiwert über die lokale Druckverteilung bestimmen

Die Ergebnisse der Auftriebsbeiwerte aus dem Kapitel 4.3.1 sind über die global ausgelesenen Kräfte bestimmt. Die Auftriebskraft lässt sich auch über die lokalen Drücke bestimmen. Die Auftriebskräfte F_L auf das simulierte Profil NACA 0012 für verschiedene Anstellwinkel werden mithilfe der Gleichung 10 aus den Drücken auf die Ober- und Unterseite des Profils bestimmt.

Auch im Experiment (s. Kap. 6) werden die Ergebnisse der Druckmessung verglichen mit denen einer Waage (s. Anh. A), die die global auftretenden Kräfte auf den Tragflügel misst, validiert. In späteren Versuchen kann dann auf eine Waage verzichtet werden, da der Auftrieb auch über den Druckverlauf bestimmt werden kann. Beispielsweise in eingebauten rotierenden Systemen (Ventilator) ist es nicht möglich, den Auftrieb über eine Waage zu bestimmen.

Für die Bestimmung des Auftriebes über den Druckverlauf nach Gleichung 10 muss das infinitesimale Oberflächenenelement *dO* diskretisiert werden:

Das Oberflächenelement dO wird als senkrecht zur Strömung (und parallel zur Sehne) angenommen, damit ist dx tangential zur Strömung. Gleichung 10 wird nun diskretisiert, um die lokalen Drücke der Simulation einer Fläche $\Delta x \cdot b$ zuzuordnen (s. Glg. 31). Δx ist dabei wie dx parallel zur Strömung. Δx ist eine Projektion einer Strecke entlang der Sehne des Profils auf die Strömungsrichtung (bei $\alpha = 0^{\circ}$ sind die Werte identisch). Bei steigendem Winkel wird diese Näherung damit ungenauer (vgl. Anh. B). Für die Auswertung in diesem Kapitel wird auf eine Korrektur auf die exakten Längen entlang der Oberfläche verzichtet. Die Diskretisierung von Gleichung 10 ist in Gleichung 32 visualisiert.

$$dO = b \cdot dx \Rightarrow b \cdot \Delta x \tag{31}$$

$$F_L = b \cdot \left(\sum_{i=VK}^{HK} p_{u_i} \cdot \Delta x_i - \sum_{i=VK}^{HK} p_{o_i} \cdot \Delta x_i \right)$$
(32)

Die Diskretisierung der auf die Strömungsrichtung projizierten Sehne erfolgt mit Gleichung 33 und der Anordnung entsprechend Abbildung 35.



Abbildung 35: Skizze zur Diskretisierung von dx_i zu Δx_i an einem Ausschnitt der Sehne x_s eines Tragflügelprofils.

Aus Gleichung 32 und der Diskretisierung aus 33 kann die Auftriebskraft F_L berechnetet werden, die mit Gleichung 9 den Auftriebsbeiwert ergibt. Die so bestimmten Werte sind in Tabelle 5 aufgelistet und in Abbildung 36 mit dem Index lokal graphisch dargestellt. Die Auftriebsbeiwerte aus den jeweiligen Simulationen, die über die global wirkende Kraft auf den Tragflügel bestimmt sind, sind mit dem Index global gekennzeichnet.

Die Simulationen erfolgen mit folgenden globalen Parametern:

$$\rho = 1.185 \, \text{kg/m}^3$$

 $c_{\infty} = 51.195 \text{ m/s}$

 $A_L = b \cdot x_s = 0.01 \text{ m} \cdot 0.15 \text{ m} = 0.015 \text{ m}^2$

Re = 496971

Die prozentuale Abweichung ist für 0° mit fast 5% groß, da die absoluten Werte sehr klein sind. Die absolute Abweichung ist dagegen sehr gering und nah an einem Auftriebsbeiwert von 0, der sich theoretisch einstellt. Ab 4° steigt die prozentuale Abweichung kontinuierlich an, was an der verwendeten Vereinfachung (Projektion auf die Sehne) liegt. Bei 16° wächst der prozentuale Fehler auf knapp 2%. Damit scheint die Vereinfachung auch bei vergleichsweise großen Anstellwinkeln eine gute Näherung zu sein. Der betrachtete Bereich ist bis 16° gewählt, da die Auftriebsbeiwerte der Simulationen bei höheren Anstellwinkeln nicht mehr konvergieren (sondern oszillieren).

α [°]	$c_{L_{ m lokal}}$	$\mathcal{C}_{L_{ ext{global}}}$	Abweichung [%]
0	9.60E-04	9.18E-04	(-4.58)
2	1.74E-01	1.74E-01	-0.26
4	3.44E-01	3.45E-01	0.08
6	5.11E-01	5.13E-01	0.27
10	8.17E-01	8.24E-01	0.87
13	9.88E-01	1.00E+00	1.47
15	1.05E+00	1.07E+00	1.82
16	1.03E+00	1.05E+00	1.85

Tabelle 5: Auftriebsbeiwerte c_L über die ausgegebenen Kräfte $c_{L_{global}}$ und über die ausgegebenenDrücke $c_{L_{lokal}}$ mit prozentualer Abweichung für verschiedene Anstellwinkel α . Bei einemAnstellwinkel von 0° ist der Auftriebsbeiwert theoretisch 0.

Es sei nochmal angemerkt, dass die Diskretisierung Δx eine Vereinfachung darstellt. Es wird vereinfacht angenommen, das das Oberflächenelement immer parallel zur Sehne ist, wodurch der Winkel, der aufgrund der Geometrie des Tragflügels entsteht, vernachlässigt wird. Zudem wird vereinfacht angenommen, dass die Projektion auf die Strömungsrichtung die gleiche Länge hat wie die Länge auf der Oberfläche (hier Sehne, s. vorangestellter Satz). Dadurch wird der Anstellwinkel vernachlässigt.



Abbildung 36: Auftriebsbeiwerte c_L über die ausgegebenen Kräfte $c_{L_{global}}$ und über die ausgegebenen Drücke $c_{L_{lokal}}$ für verschiedene Anstellwinkel α .

4.5.2. Widerstandsbeiwert über lokale Drücke und Schubspannungen bestimmen

Die Ergebnisse der Widerstandsbeiwerte aus dem Kapitel 4.3.2 sind über die global ausgelesenen Kräfte bestimmt. Die Widerstandskraft lässt sich auch über die lokalen Drücke und Schubspannungen bestimmen.

Der Strömungswiderstand F_D wird über den Druckwiderstand F_P und den Reibungswiderstand F_R gemäß Gleichung 12 bestimmt, die wiederum aus den Drücken p (Glg. 13) und Schubspannungen τ (Glg. 14) auf das Profil bestimmt werden können. Zur Bestimmung des Strömungswiderstandes wird der Winkel von der Oberfläche zur Anströmungsrichtung benötigt, da dieser nicht vereinfacht als senkrecht angenommen werden kann, wie schon in den Gleichungen 13 und 14 zu sehen ist.

In Abbildung 37 ist der Winkel φ skizziert. Dieser ist der Winkel zwischen Anströmung c_{∞} und Oberflächennormalen des Flächenelementes dO. Die Vorderseite ist immer der Anteil der Oberfläche des Tragflügels, dessen Oberflächennormale ein negatives Skalarprodukt mit der Anströmung bildet (der Strömung zugewandt) und die Kehrseite ein positives (der Strömung abgewandt). Der oberste Punkt (OP) und der unterste Punkt (UP) sind die Punkte, an denen die Vorder- zur Kehrseite wird und umgekehrt.



Abbildung 37: Druck p und Schubspannung τ an einem Tragflügel. Der Druck p, der mit einem roten Pfeil gekennzeichnet ist, zeigt in die Richtung eines positiven Drucks, in diesem Fall wäre der Druck negativ (im Vergleich zum Umgebungsdruck).

Da zur Bestimmung des Strömungswiderstandes die Länge des Oberflächenelementes nicht als Länge auf der Sehne angenommen werden kann, wird diese durch eine Länge Δs auf der Oberfläche des Tragflügels diskretisiert (s. Glg. 34). Das Streckenstück Δs entlang der Oberfläche des Profils für den ausgegebenen Wert an der Stelle x_i erfolgt mit den Gleichungen 35, 36 und 37 mit den Beziehungen aus Abbildung 38. Dabei ist die Diskretisierung Δs_1 ein Streckenstück nach dem ausgewählten Punkt, Δs_2 ein Streckenstück davor und Δs_3 ein Teilstück davor und danach (s. Abb. 38). Die Berechnung der Strecke aus den Koordinaten erfolgt über den Satz des Pythagoras.

Es werden drei verschiedene Diskretisierungen verwendet, um einen mittleren Wert mit einer Abweichung nach oben und einer Abweichung nach unten zu erhalten. So kann die Ungenauigkeit, die durch die Diskretisierung entsteht, eingeschätzt werden. Die Beiträge des Drucks zum Strömungswiderstand sind sehr groß und eine kleine Abweichung des Ortes hat einen großen Einfluss auf den Strömungswiderstand. (x_o/y_o) bezeichnen die Koordinaten auf der Oberseite. Das gleiche Verfahren wird auch für die Unterseite des Profils angewendet (Index *u*). Die Koordinaten werden über die Gleichungen zur Bestimmung von vierstelligen NACA Profilen nach Ladson/Brooks [11] berechnet (s. Anhang. Abb. G.1 und D.3).

$$dO = b \cdot ds \Rightarrow b \cdot \Delta s \tag{34}$$

$$\Delta s_{1_i} = \left[(x_{o+1} - x_o)^2 + (y_{o+1} - y_o)^2 \right]^{\frac{1}{2}}$$
(35)

$$\Delta s_{2_i} = \left[(x_o - x_{o-1})^2 + (y_o - y_{o-1})^2 \right]^{\frac{1}{2}}$$
(36)

$$\Delta s_{3_i} = \left[\left(\frac{x_{o+1} - x_o}{2} + \frac{x_o - x_{o-1}}{2} \right)^2 + \left(\frac{y_{o+1} - y_o}{2} + \frac{y_o - y_{o-1}}{2} \right)^2 \right]^{\frac{1}{2}}$$
(37)



Abbildung 38: Skizze zur Diskretisierung von ds_i zu Δs_i an einem beispielhaften Ausschnitt eines Tragflügelprofils.

Mit den gegebenen Diskretisierungen wird die Gleichung 13 für den Druckwiderstand zu Gleichung 38. Die Summation der Druckanteile erfolgt über die Vorderseite und über die Kehrseite. Beide Anteile werden anschließend addiert.

$$F_{P} = b \cdot \left(\sum_{\substack{i=UP\\\text{Vorderseite}}}^{OP} p_{i} \cdot \cos(\varphi_{i}) \cdot \Delta s_{i} + \sum_{\substack{i=UP\\\text{Kehrseite}}}^{OP} p_{i} \cdot \cos(\varphi_{i}) \cdot \Delta s_{i} \right)$$
(38)

Wenn die Winkel φ (Winkel zwischen Anströmungsrichtung und Oberflächennormale) Werte von 90° bis 180° annehmen, wird der Kosinus dieser negativ und damit wird die Summe über die Kehrseite addiert. Wenn das nicht der Fall sein sollte, muss das Vorzeichen umgekehrt werden, damit Drücke auf die Kehrseite den Strömungswiderstand verringern und so den Strömungswiderstand erhöhen. Hier wird die Annahme getroffen, dass die Strömung konstant am Tragflügel anliegt. Die Gleichung für den Reibungswiderstand 14 wird mit den genannten Diskretisierungen zu Gleichung 39. Die beiden Summen haben als Startwert den Wert an der Vorderkante *VK* und als Endwert den Wert an der Hinterkante *HK*. In der ersten Summe wird über die Werte an der Oberseite (Index *o*) aufsummiert und in der zweiten über die Unterseite (Index *u*). Der Beitrag der Scherspannung τ zum Strömungswiderstand ist positiv, wenn die Richtung der Scherspannung τ mit der Anströmung parallel ist und negativ, wenn sie antiparallel \parallel ist. Dies kann passieren, wenn sich der Staupunkt auf der Ober- bzw. Unterseite befindet. Dann trägt der Abschnitt vom Staupunkt zur Vorderkante negativ zum Strömungswiderstand bei (wenn sich der Staupunkt nicht exakt an der Vorderkante befindet).

$$F_R = b \cdot \left(\sum_{VK}^{HK} \tau_{o_i} \cdot \sin(\varphi_i) \cdot \Delta s_i + \sum_{VK}^{HK} \tau_{u_i} \cdot \sin(\varphi_i) \cdot \Delta s_i \right)$$
(39)

Mit den Gleichungen 38 und 39 zur Bestimmung des Druckwiderstandes und der Reibung kann der Strömungswiderstand F_D mit Gleichung 12 bestimmt werden und mit Gleichung 15 kann der Widerstandsbeiwert c_D berechnet werden. Die so bestimmten Werte sind in Tabelle 6 aufgelistet und in Abbildung 39 graphisch dargestellt. Neben dem über die lokalen Drücke und Schubspannungen berechneten Widerstandsbeiwert $c_{D_{\text{Druck und } r}}$, den Widerstandsbeiwert $c_{D_{\text{global}}}$, der über die global ausgelesene Kraft berechnet wird und den Anteilen des Widerstandsbeiwertes c_{D_r} und $c_{D_{\text{Druck}}}$, sind die Abweichung von 6 zu $c_{D_{\text{global}}}$ aufgeführt und die Fehler + (Δs_3 zu Δs_1) und - (Δs_3 zu Δs_2), die sich durch die Verschiebung um einen Berechnungspunkt auf der Oberfläche des Profils ergeben.

Für die Bestimmung des Widerstandsbeiwertes c_D werden folgende Daten verwendet (diese sind identisch mit denen, die Ansys für diese Simulationen verwendet hat):

 $\rho = 1.185 \text{ kg/m}^3$

 $c_{\infty} = 51.195 \text{ m/s}$

 $A_D = b \cdot x_s = 0.01 \text{ m} \cdot 0.15 \text{ m} = 0.015 \text{ m}^2$

 $Re = 496\,971$

In der verwendeten Diskretisierung haben die Differenzen Δs Abmessungen (als Anteil an der Sehne x_s) zwischen $2 \cdot 10^{-5}$ und $5 \cdot 10^{-3}$, wobei die meisten Differenzen ca. $2 \cdot 10^{-3}$ groß sind. Die Abstände ergeben sich aus dem verwendeten Netz. Die Vorgehensweise ist im Anhang D skizziert. Der Beitrag des Reibungswiderstandes $F_R (c_{D_\tau})^{11}$ bleibt nahezu konstant und nimmt leicht zu höheren Anstellwinkeln ab. Für den Winkel 0° wird die ausgelesene Kraft aus Ansys auf 19% genau reproduziert und besteht nur aus dem Anteil der Reibung (c_{D_τ}) . Da die Werte für 0° sehr klein sind, ist die absolute Abweichung gering.

¹¹Da der Widerstandsbeiwert c_D nur über hier konstante Faktoren mit den Widerstandskräften skaliert und in diesem Kapitel ausschließlich qualitativ ausgewertet wird, werden an dieser Stelle die Einflüsse der Widerstandskräfte mit den Werten der Widerstandsbeiwerte gleich gesetzt.

Für 2° nimmt der Druckwiderstand einen negativen Wert an, wobei der Fehler, der durch die Diskretisierung entsteht sehr groß ist und bis in den positiven Bereich reicht. Der Anteil des Druckwiderstands F_R nimmt mit steigendem Anstellwinkel zu, bis dieser quasi ausschließlich für den Widerstand des Profils verantwortlich ist (ab ca. 10°). Ab 13° ist der Anteil des Druckwiderstandes ($c_{D_{\text{Druck}}}$) größer als der gesamte Wert der Simulation ($c_{D_{\text{Ansys}}}$).

Im Ganzen lässt sich sagen, dass der Verlauf des Widerstandsbeiwertes $c_{D_{\text{Druck und }r}}$ gut zum Verlauf $c_{D_{\text{Ansys}}}$ passt, besonders für kleine Winkel um ca. 5°. Die prozentualen Abweichungen sind zum Teil groß (bis 40%). Dies ist unter anderem den kleinen absoluten Werte zu verschulden. Die Abweichungen, die sich ergeben, wenn die Diskretisierung um einen Berechnungspunkt auf der Oberfläche verschoben wird (Δs_1 zu Δs_2) zeigen deutlich, dass der Ort an dem der Druck auf das Profil wirkt, einen großen Einfluss auf die Berechnung hat.



Abbildung 39: Widerstandsbeiwerte c_D über die ausgegebenen Kräfte $c_{D_{global}}$, über die ausgegebenen Drücke $c_{D_{Druck}}$, über die ausgegebenen Scherspannungen $c_{D_{\tau}}$ und über die ausgegebenen Drücke und Scherspannungen $c_{D_{Druck \, und \, \tau}}$ für verschiedene Anstellwinkel α .

Tabelle 6: Widerstandsbeiwerte c_D über die ausgegebenen Kräfte $c_{D_{global}}$, über die ausgegebenen Drücke $c_{D_{Druck}}$ (Einfluss F_P), über die ausgegebenen Scherspannungen $c_{D_{\tau}}$ (Einfluss F_R) und über die ausgegebenen Drücke und Scherspannungen $c_{D_{Druck und \tau}}$ unter Variation des Anstellwinkel α . Prozentuale Abweichung von $c_{D_{Druck und \tau}}$ zu $c_{D_{global}}$ und den Fehlern + und - zu $c_{D_{Druck und \tau}}$ und $c_{D_{Druck}}$, die sich aus dem Verschieben um einen Berechnungspunkt auf der Oberfläche des Profils ergeben.

<i>α</i> [°]	$c_{D_{\text{Druck und }\tau}}$ [-]	$c_{D_{\text{global}}}$ [-]	<i>с</i> _{<i>D</i>_{<i>τ</i>} [-]}	$c_{D_{\text{Druck}}}$ [-]	Abw. [%]	- [-]	+ [-]
0	1.01E-02	1.24E-02	9.93E-03	1.45E-04	18.9	3.05E-04	1.23E-03
2	8.03E-03	1.35E-02	9.89E-03	-1.86E-03	40.6	1.52E-03	2.28E-03
4	1.57E-02	1.68E-02	9.76E-03	5.91E-03	6.7	9.75E-04	1.33E-03
6	2.26E-02	2.23E-02	9.52E-03	1.31E-02	-1.7	1.23E-03	9.28E-04
10	4.45E-02	3.93E-02	8.75E-03	3.57E-02	-13.1	1.30E-03	8.61E-04
13	6.62E-02	5.68E-02	7.81E-03	5.84E-02	-16.6	1.00E-03	2.80E-03
15	8.50E-02	7.29E-02	7.07E-03	7.79E-02	-16.6	8.39E-04	3.92E-03
16	9.87E-02	8.59E-02	6.71E-03	9.20E-02	-15.0	9.18E-04	4.04E-03

4.5.3. Bewertung der Berechnung der Beiwerte über lokal bestimmte Werte

Die Bestimmung des Auftriebes über die lokalen Drücke an der Tragflügeloberfläche durch die verwendete Näherung hat eine ausreichende Genauigkeit zum global bestimmten Auftrieb. Eine einfache Möglichkeit zur Korrektur der Diskretisierung Δx durch Anpassung des Anstellwinkels (s. Anh. B). Eine zusätzliche Berücksichtigung der Nicht-Parallelität von Oberfläche zu Sehne bietet eine weitere Korrektur. Da die Oberfläche von Tragflügeln gekrümmt ist, bleibt bei einer Diskretisierung immer ein Restfehler.

Mit einer Diskretisierung von 23 Druckmessstellen wird eine Anordnung (die Breite der Druckmessbohrung wird nicht berücksichtigt) am Tragflügel-Prototypen entwickelt, die eine möglichst geringe Abweichung zu den Ergebnissen aus Kapitel 4.5.1 hat. Das Ergebnis ist die Verteilung, die in Kapitel 5.1 gezeigt wird. Diese Anordnung (bei dieser Diskretisierung) hat bei 10° Anstellwinkel (und einer Anströmgeschwindigkeit von ca. 52 m/s) eine Abweichung von -7.4% und hat in Bereichen großer Druckänderungen eine höhere Anzahl an Messpunkten.

Wie bei dieser Voruntersuchung herauskommt, ist die Bestimmung des Widersandsanteils, der durch den Druckverlauf zu bestimmen ist, sehr sensitiv auf den Ort (und damit auch auf die Diskrektisierung) der Druckmessung. Am Tragflügel-Prototypen, der im Windkanal vermessen wird, liegen die Druckmessstellen ca. eine Größenordnung weiter auseinander als bei der Simulation. Daher wird im experimentellen Teil ausschließlich der Auftrieb über den Druckverlauf bestimmt. Der durchschnittliche (über die Sehne normierte) Abstand der Druckmessstellen bei der Simulation liegt bei $2 \cdot 10^{-3}$. Bei dem Tragflügel-Prototypen ist ein Abstand der Druckmessstellen von unter 1.5 mm nicht zu realisieren. Das entspricht einem normalisiertem Abstand von $1 \cdot 10^{-2}$.

5. MESSTECHNIK UND MESSUNGENAUIGKEIT

Die Zielgrößen der experimentellen Untersuchung sind der Auftriebsbeiwert c_L und der Druckverlauf an der Oberfläche des Tragflügels. Dabei wird der Auftriebsbeiwert ein mal über eine Windkanel-Waage bestimmt und ein mal über den Druckverlauf. Die Druckmessstellen am Tragflügel-Prototypen und der Tragflügel-Prototyp selbst sind in Kapitel 5.1 näher beschrieben. Der Druckscanner, der die Drücke auf der Oberfläche des Prototypen misst, wird in Kapitel 5.2 vorgestellt und die Windkanal-Waage in Kapitel 5.3 und im Anhang A.

Weitere Zielgrößen, die zur Einordnung der Ergebnisse dienen, sind die Strömungsgeschwindigkeit c_{∞} und die Reynoldszahl *Re*. Auf die Bestimmung der Strömungsgeschwindigkeit c_{∞} wird in Kapitel 5.4 eingegangen.

Die Einstellgrößen, die für die Experimente variiert werden, sind der Anstellwinkel α und der Staudruck p_{dyn} (s. Kap. 5.4). Der Anstellwinkel (s. Kap. 5.6) muss mit den Korrekturen aus Kapitel 5.7 verrechnet werden, um den effektiven Anstellwinkel α_{eff} zu erhalten.

Die Bestimmung des Auftriebsbeiwertes c_L inklusive Messungenauigkeiten wird in Kapitel 5.5 behandelt.

5.1. Tragflügel-Prototyp

Das zu untersuchende Tragflügelprofil NACA 0012 (mit stumpfer Hinterkante) wird als 3D Modell erstellt und mit Druckmessstellen an der Ober- und Unterseite versehen (s. Abb. 42). Die Druckaufnahme erfolgt seitlich am Modell (s. Abb. 41). Als Besfestigung dient eine Gewindestange M6 und die Fixierung des Winkels ist durch eine Aussparung für eine Sechskantmutter M6 realisiert. Die seitliche Fixierung wird durch eine Unterleg- bzw. Karosseriescheibe an der anderen Seite (von der eingelassen Mutter) umgesetzt.

Die Druckmessstellen auf der Ober- und Unterseite des Modells haben einen Durchmesser von 0.5 mm und weiten sich kurz danach auf 1 mm auf (s. Abb. 40). Die Durchmesser an der Oberfläche sind möglichst klein zu wählen, so dass die Strömung vorbei (und nicht hinein) fließt und so ausschließlich der (statische) Druck gemessen wird. An der seitlichen Druckabnahme beträgt der Durchmesser 1.6 mm. Dadurch wird gewährleistet, dass dort kleine Röhrchen/Kanüle mit ei-



stelle.

nem Außendurchmesser von 1 mm eingeschoben werden können, an die ein Silikonschlauch angeschlossen wird. Die Kanüle werden mit Flüssigkleber befestigt, so dass sie luftdicht schließen. Die Druckmessstellen sind durchnummeriert und in vorher abgeschätzten Abständen (s. Kap. 4.5.3) zur Vorderkante des Tragflügels angeordnet. Die Positionen der Messstellen sind der Abbildung 41 und der Tabelle 7 zu entnehmen. Die genaue Position der Druckmessstellen wird für die Bestimmung des Auftriebes über den Druckverlauf benötigt.



Abbildung 41: Das Prototypen-Modell mit durchnummerierten Druckmessstellen.

Tabelle 7: Positionen der Druckmessstellen am Prototypen ausgehend von der Vorderkante
(Druckmessstelle 12) als absolute Entfernung und normiert prozentual. Dabei sind
die oben aufgelisteten Druckmessstellen an der Oberseite zu finden und die unten
aufgelisteten an der Unterseite (vgl. Abb. 41).

Druck-	12	11	10	9	8	7	6	5	4	3	2	1
messstelle	12	13	14	15	16	17	18	19	20	21	22	23
Position [mm]	0	1.5	3	4.5	7.5	12	20	35	60	90	115	135
normierte Position [%]	0.0	1.0	2.0	3.0	5.0	8.0	13.3	23.3	40.0	60.0	76.7	90.0



Abbildung 42: Tragflügel-Modell eines NACA 0012 von oben mit den globalen Abmessungen Sehnenlänge und Breite. Die finalen Abmessungen des gedruckten Prototypen sind in Abbildung 44 zu sehen.

Das 3D Modell des Tragflügels ist in Abbildung 43 zu sehen. Dieses Modell wird mit dem Druckverfahren Stereolithografie (SLA) mit dem Modell Form 2 der Firma Formlabs mit einer Schichtdicke von 25 - 300 μ m gedruckt. Das Material, das für den Prototypen verwendet wird, ist *Tough Resin*. [33] [40]

Die Seiten werden mit Winglets versehen (s. Abb. 44 und 45), um den Druckausgleich der Oberund Unterseite zu verhindern. Die Winglets werden ebenfalls 3D gedruckt und luftdicht auf den Tragflügel geklebt. Die ebene Oberseite dient zur Auflage einer digitalen Wasserwaage zur Winkelbestimmung. Die Winglets sind der Form des Tragflügelprofils nachempfunden. Die Winglets haben eine Höhe von 11.9 cm, eine Breite von 3 mm und eine Länge von 30 cm. Sie werden in zwei Teilen nach dem Verfahren *Fused Deposition Modeling* (FDM) aus dem Material Polylactid (PLA) gedruckt und anschließend zusammen und an den Prototypen geklebt. Bei dem Klebevorgang ist darauf zu achten, dass der Winkel der Winglets 90° auf der Oberfläche des Tragflügels beträgt. Das fertige Modell ist in den Abbildungen 44 und 45 im Kapitel 5.2 zu sehen. Die Druckmessstellen sind mittig angeordnet, um die Einflüsse der Winglets zu minimieren. [37]



Abbildung 43: Prototyp eines Tragflügelprofils NACA 0012 als 3D Modell inklusive Druckmessstellen und Möglichkeit zur Befestigung über eine Gewindestange und Muttern.

5.2. 24-Kanal Druckmessgerät

Als Druckmessgerät dient ein 24-Kanal Druckscanner, mit dem gleichzeitig bis zu 24 Druckmessstellen bis ± 2500 Pa mit einer Abtastrate von maximal 50 Hz bedient werden können. Die Messungenauigkeit liegt dabei bei maximal $\pm 0.15\%$ (s. Anhang G) und wird im Folgenden aufgrund der hohen Genauigkeit als fehlerlos angesehen. Der Druckscanner ermittelt dabei den Differenzdruck der jeweiligen Messposition mit dem Referenzdruck (Referenzdruckmessposition s. Abb. 50).

Der Druckscanner ist mit Silikonschläuchen mit einem Innendurchmesser von 1 mm, einem Außendurchmesser von 2 mm und einer Länge von 110 mm verbunden. Die Länge der Schläuche hat einen dämpfenden Einfluss auf das System. So können schnelle Druckschwankungen nicht aufgenommen werden. Es werden 100 Messwerte (vgl. Matlab-Code zur Datenerfassung Anhang F Zeile 25) mit einer Frequenz von 50 Hz aufgenommen. Die Messfrequenz wird über eine mitgelieferte Software am Druckscanner eingestellt. Daraus ergibt sich eine Messdauer von 2 s für die Drücke. Die Drücke an den jeweiligem Messpositionen werden arithmetisch gemittelt und als Fehlerabschätzung dient die Standardabweichung. Die Silikonschläuche werden dicht mit den Kanülen des Prototypen verbunden und seitlich weggeführt (vgl. Abbildungen 44 und 45).



Abbildung 44: Der Prototyp inklusive Winglets, Kanülen und Schläuchen. Die Sehnenlänge x_s des Tragflügels beträgt 149 mm und die Breite (abzüglich der Winglets) 143 mm. Daraus ergibt sich ein über die Sehnenlänge normierter Abstand der Druckmessstellen zur seitlichen Begrenzung von 0.48.



Abbildung 45: Der Prototyp inklusive Winglets, Kanülen und Schläuchen seitlich.

5.3. Drei-Komponenten-Waage

Über eine Drei-Komponenten-Waage im Windkanal wird der Widerstand F_D und der Auftrieb F_L bestimmt. Eine genaue Beschreibung der Waage befindet sich im Anhang A.

Die Messwerte der Drei-Komponenten-Waage, ausgegeben über die Kupplung, liegen in einem Intervall von 0.1 N für den Widerstand F_D und 0.2 N für den Auftrieb F_L (s. Anhang Abb. A.10). Durch

die Ausgabe eines Mess-Intervalls kann kein einzelner Wert für den Auftrieb (und Widerstand) angegeben werden. Über die Kupplung für Bananenstecker werden Multimeter angeschlossen und über die serielle Schnittstelle RS232 werden die Daten an den Rechner zur weiteren Verarbeitung geleitet.

5.4. Bestimmung der Strömungsgeschwindigkeit in der Messstrecke

Die Strömungsgeschwindigkeit der unbeeinflussten Strömung wird mithilfe eines Prandtl'schen Staurohres nach Gleichung 40 bestimmt. Der Differenzdruck Δp wird im Staurohr direkt bestimmt und ist die Differenz von Gesamtdruck und statischem Druck. Dies entspricht dem dynamischen Druck p_{dyn} , auch Staudruck genannt. [32]

Die Dichte ρ ist in diesem Fall die Dichte der Luft ρ_L und wird mit dem idealen Gasgesetz nach Gleichung 41 bestimmt. Dazu wird der Umgebungsdruck p_{∞} , die Temperatur *T* und die spezifische Gaskonstante der Luft R_L benötigt. Die spezifische Gaskonstante der Luft R_L hat den Wert $R_L = 288 \text{ J}/(\text{kg K})$. [18]

$$c = \sqrt{\frac{2 \cdot \Delta p}{\varrho}} = \sqrt{\frac{2 \cdot p_{\rm dyn}}{\varrho}} \tag{40}$$

$$\rho_L = \frac{p_\infty}{R_L \cdot T} \tag{41}$$

Der Differenzdruck Δp wird vor den Messungen mit Tragflügel für verschiedene Drehzahlen des Ventilators im Windkanal bestimmt. Dazu wird das Staurohr an die Stelle des Tragflügels montiert. So kann die Strömungsgeschwindigkeit an der Position des Tragflügels berechnet werden, die dort ohne Tragflügel herrschen würde. Die Dichte ρ_L wird für jede Messung separat über den Umgebungsdruck p_{∞} und die Temperatur *T* bestimmt.

Der Punkt an dem der Differenzdruck exemplarisch für die Messreihe bestimmt wird, ist in Abbildung 46 skizziert. Da verschiedene Anstellwinkel eingestellt werden, wird der Staudruck möglichst zentral für die möglichen Positionen der Vorderkante bestimmt. Es wird zudem angenommen, dass die Geschwindigkeit im Kernstrahl näherungsweise konstant ist.



Abbildung 46: Position der Differenzdruckmessung (dynamischer Druck) zur Bestimmung der Anströmgeschwindigkeit (nach Glg. 40).

5.5. Bestimmung des Auftriebsbeiwertes inkl. Messungenauigkeit

Für die Zielgröße Auftriebsbeiwert c_L wird die Messungenauigkeit mithilfe der Gauß'schen Fehlerfortpflanzung (Glg. 42) bestimmt. Dafür wird angenommen, dass die Streuung der Messwerte durch eine Normalverteilung (Gauß'sche Glockenkurve) beschrieben werden können. [28]

$$\Delta y = \sqrt{\sum_{i} \left(\frac{\partial y}{\partial x_{i}}\right)^{2} \cdot \Delta x_{i}^{2}}$$
(42)

Der Auftriebsbeiwert wird nach Gleichung 9 bestimmt und wie in Kapitel 4.5.1 gezeigt (nach Glg. 33 und Abb. 35), diskretisiert. Es werden den Drücken p_i auf der Oberfläche des Tragflügels Strecken x_i entlang der Sehne zugeordnet (s. Abb. 47). Die Längen der Strecken x_i sind in Tabelle 8 aufgelistet.



Abbildung 47: Diskretisierung der Strecken *x_i* am Tragflügelprototypen beispielhaft an *x*₄.

Tabelle 8: Den Druckmesspunkten i zugeordnete Strecken x_i entlang der Sehne zur Bestimmung
der Auftriebskraft (vgl. Abb. 47 und Glg. 43).

Mess-	12	11	10	9	8	7	6	5	4	3	2	1
punkt <i>i</i>	12	13	14	15	16	17	18	19	20	21	22	23
<i>x_i</i> [mm]	1.5	1.5	1.5	2.25	3.75	6.25	11.5	20	27.5	27.5	22.5	25

Mit dieser Diskretisierung lässt sich der Auftrieb F_L an diesem Prototypen mit Gleichung 43 bestimmen. Die Strecke x_{12} , die dem Druck an der Vorderkante zugeordnet wird, teilt sich gleichmäßig in Ober- und Unterseite auf, dadurch hebt sich dieser Anteil auf.

$$F_L = b \cdot \left(\sum_{i=13}^{23} p_i \cdot x_i - \sum_{i=1}^{11} p_i \cdot x_i \right)$$
(43)

Der Auftrieb F_L wird zum Vergleich auch direkt über die Drei-Komponenten-Waage bestimmt. Der Auftriebsbeiwert c_L wird mit Gleichung 44 bestimmt und die sich daraus ergebene Fehlerfortpflanzung ist in Gleichung 45 gegeben.

$$c_L = \frac{F_L}{p_{\rm dyn} \cdot A} = \frac{F_L}{p_{\rm dyn} \cdot b \cdot x_s} \tag{44}$$

$$\Delta c_L = \sqrt{\left(\frac{1}{p_{\rm dyn} \cdot x_s \cdot b}\right)^2 \cdot \Delta F_L^2 + \left(\frac{-F_L}{p_{\rm dyn}^2 \cdot x_s \cdot b}\right)^2 \cdot \Delta p_{\rm dyn}^2 + \left(\frac{-F_L}{p_{\rm dyn} \cdot x_s^2 \cdot b}\right)^2 \cdot \Delta x_s^2 + \left(\frac{-F_L}{p_{\rm dyn} \cdot x_s \cdot b^2}\right)^2 \cdot \Delta b^2} \tag{45}$$

Auf eine Fehlerabschätzung durch den Auftrieb F_L wird hier verzichtet¹², wodurch sich Gleichung 45 zu Gleichung 46 verkürzt. Der dynamische Druck p_{dyn} ist die Druckdifferenz, gemessen mit einem Staurohr. Die Sehnenlänge x_s und die Breite *b* des Modells können mit einem Messschieber bestimmt werden.

$$\Delta c_L = \sqrt{\left(\frac{-F_L}{p_{\rm dyn}^2 \cdot x_s \cdot b}\right)^2 \cdot \Delta p_{\rm dyn}^2 + \left(\frac{-F_L}{p_{\rm dyn} \cdot x_s^2 \cdot b}\right)^2 \cdot \Delta x_s^2 + \left(\frac{-F_L}{p_{\rm dyn} \cdot x_s \cdot b^2}\right)^2 \cdot \Delta b^2} \tag{46}$$

5.6. Winkelmessung

Die Bestimmung des (goemetrischen, vgl. Kap. 5.7.1) Anstellwinkels α geschieht über eine digitale Wasserwaage mit einer Genauigkeit von ±0.1°. Der ebene Bereich der Winglets dient als Auflagefläche für die Wasserwaage. Da die Winglets am Tragflügel angeklebt sind, ist der gemessene Winkel nicht exakt der Anstellwinkel des Tragflügels. Aufgrund der Tatsache, dass es sich beim NACA 0012 um ein symmetrisches Profil handelt, muss der Auftriebsbeiwert bei einem Anstellwinkel von 0° gleich 0 sein.

Damit bei jeder Messung der gleiche (statistische) Fehler in der Winkelbestimmung entsteht, wird dieser immer an der gleichen Stelle am Winglet gemessen. Anschließend kann der lineare Bereich des Auftriebsbeiwertes aufgetragen werden und so verschoben werden, dass die Ausgleichsfunktion den Punkt (0,0) schneidet. Damit kann das Offset in der Winkelbestimmung für den gesamten Verlauf herausgerechnet werden (vgl. Anhang F Matlab Code Zeile 30).

5.7. Korrekturen bei Freistrahlen

Um die Messergebnisse des Experimentes mit denen der Simulation und der Literatur vergleichen zu können, müssen die physikalischen Eigenschaften eines Freistrahls berücksichtigt werden. Am Auslass des Windkanals mit dem Eintreten in die offene Messstrecke tritt das schnelle Fluid mit dem ruhenden Fluid in Wechselwirkung.

So verändert sich beispielsweise der Verlauf des Auftriebsbeiwertes c_L über den Anstellwinkel α . Es wird der effektive Anstellwinkel α_{eff} eingeführt, bei dem in einem Freistrahl der gleiche Auftrieb erzeugt wird wie in einer ungestörten Strömung bei einem Anstellwinkel α . Welche geometrischen Anstellwinkel α eines Tragflügels in Freistrahlen welchem effektiven Anstellwinkel α_{eff} entspricht, haben Brooks et. al. 1984 [7] bestimmt (s. Kap. 5.7.1). Für diese Berechnung wird die Höhe des Kernstrahles benötigt, die mit Hilfe des Strahlensatzes berechnet wird (s. Kap. 5.7.2).

¹²u.a. durch die Verteilung der Druckmessstellen

5.7.1. Winkelkorrektur bei Freistrahlen

Der effektive Anstellwinkel α_{eff} erzeugt in einem Freistrahl den gleichen Auftrieb wie der Anstellwinkel α eines Tragflügels in einer ungestörten Strömung. Für die Berechnung der Winkelkorrektur nach Brooks werden die Höhe der Düse h und die Sehnenlänge x_s des Tragflügels benötigt. [7] Der Winkelkorrekturfaktor ζ (Glg. 48) wird über den Windkanalformfaktor σ_w (Glg. 49) bestimmt. In den Windkanalformfaktor σ_w gehen die geometrischen Größen Düsenhöhe h und Sehnenlänge x_s ein. Über den Winkelkorrekurfaktor ζ kann der effektive Anstellwinkel α_{eff} über den (geometrischen Anstellwinkel α bestimmt werden (Glg. 47).

$$\alpha_{\rm eff} = \frac{\alpha}{\zeta} \tag{47}$$

$$\zeta = (1 + 2\sigma_w)^2 + \sqrt{12 \cdot \sigma_w} \tag{48}$$

$$\sigma_w = \frac{\pi^2}{48} \cdot \left(\frac{x_s}{h}\right)^2 \tag{49}$$

Bei dieser Korrektur wird davon ausgegangen, dass sich das Profil direkt am Auslass des Freistrahles befindet. Wenn das nicht der Fall ist, muss statt der Düsenhöhe h die Höhe des Kernstrahles h_k beim Auftreffen auf den Tragflügel eingesetzt werden.

5.7.2. Strahlhöhe bei Freistrahlen

Bei Freistrahlen sind die Abmessungen des Kernstrahles am Ort der Messung relevant; dort herrscht ein (nahezu) homogenes Geschwindigkeitsfeld. Am Austritt tritt der Strahl mit dem ruhenden Fluid der Umgebung in Wechselwirkung, wodurch dieses mitgerissen wird und den Strahl verlangsamt. So entsteht die Mischzone (vgl. Abb. 48). Dadurch flacht das Geschwindigkeitsprofil am Strahlrand ab. [16]

Die Kernstrahllänge x_0 kann für einen rechteckigen Freistrahl (rechteckige Düse) über die Gleichung 50 bestimmt werden. Dabei sind h die Höhe der Düse (Auslass) und m die Mischzahl. Die Mischzahl m liegt bei rechteckigen Freistrahlen zwischen 0.17 und 0.20. [16]

$$x_0 = \frac{h}{m} \tag{50}$$

Zur Bestimmung der Höhe des Kernstrahls an der Stelle der Messung h_k wird die Höhe des Auslasses h, die Mischzahl m und der Abstand des Auslasses zur Messstelle x_k benötigt und kann mit Gleichung 51 bestimmt werden. [16]

$$h_k = \frac{\frac{h}{m} - x_k}{\frac{h}{m}} \cdot h = \frac{x_0 - x_k}{x_0} \cdot h \tag{51}$$

Für Gleichung 51 muss die Bedingung

$$x_0 = \frac{x}{h} \ge \frac{1}{m} \cdot \frac{b}{h} \tag{52}$$

gelten, wobei b die Breite der Düse ist. [16]

Diese Betrachtungen gelten für Niederdruckfreistrahlen mit $c_{\infty} \le 50$ m/s und für Reynoldszahlen *Re* ab ca. 8500. [16]



Abbildung 48: Ausbreitung eines isothermen Freistrahls. In Anlehnung an: [16] S. 253

6. Experimentelle Ergebnisse

In diesem Kapitel werden die Experimente zur Bestimmung der aerodynamischen Eigenschaften des NACA 0012 beschrieben. Das Hauptaugenmerk wird dabei auf den Auftrieb und dessen Bestimmung über die Druckmessstellen am Tragflügel sowie über die Windkanal-Waage gelegt. Wenn die Bestimmung des Auftriebs über den Druckverlauf qualitativ und quantitativ gute Ergebnisse liefert, ist es möglich, diese Art der Messung in (Einbau-)Situationen anzuwenden, an denen eine Messung mit einer Waage nicht möglich ist. So beispielsweise in rotierenden Systemen oder in einem reflexionsarmen Raum. Dort sind alle schallreflektierenden Aufbauten so gering wie möglich zu halten, um akustische Messungen nicht zu verfälschen.

Mit den Druckmessstellen kann der Druckverlauf entlang des Tragflügels bestimmt werden und über eine Analyse des räumlichen Druckverlaufs entlang der Tragflügelsehne kann beurteilt werden, ob die Strömung anliegt oder abgerissen ist.

Vermessen wird der Tragflügel-Prototyp bei Strömungsgeschwindigkeiten von 20 m/s ($Re \approx 190\,000$) und 50 m/s ($Re \approx 470\,000$). Der effektive Anstellwinkel liegt dabei zwischen ca. $\pm 18^{\circ}$ (bei 20 m/s) und zwischen -2° bis 14° (bei 50 m/s).

6.1. Messplanung

Die Zielgrößen der experimentellen Untersuchung sind der Auftriebsbeiwert c_L und der Druckverlauf an der Oberfläche des Tragflügels. Dabei wird der Auftriebsbeiwert einmal über die Waage bestimmt, dieser Auftriebsbeiwert wird als c_{L_F} definiert und einmal über den Druckverlauf, dieser Auftriebsbeiwert wird als c_{L_p} definiert. Weitere Zielgrößen, die zur Einordnung der Ergebnisse dienen, sind die Strömungsgeschwindigkeit c_{∞} und die Reynoldszahl *Re*.

Die Einstellgrößen, die für die Experimente variiert werden, sind der Anstellwinkel α und der Staudruck $p_{\rm dyn}$. Der Anstellwinkel muss mit den Korrekturen aus Kapitel 5.7 verrechnet werden, um den effektiven Anstellwinkel $\alpha_{\rm eff}$ zu erhalten.

6.1.1. Zielgrößen der Experimente

Im Folgenden werden die Berechnungen der Zielgrößen (Auftriebsbeiwert und Druckverteilung) aufgeschlüsselt, um die Einflussgrößen zu ermitteln.

Auftriebsbeiwert über die Waage bestimmt - Index F

Zur Bestimmung des Auftriebsbeiwertes wird die Gleichung 9, die zu Gleichung 53 wird, benötigt:

$$c_{L_F} = \frac{F_{L_F}}{p_{\rm dyn} \cdot x_s \cdot b} \tag{53}$$

Dabei sind:

 $F_{L_F}\,$ Auftrieb - gemessen mit der Windkanal-Waage (vgl. Kap. 5.3 und Anh. A)

 p_{dyn} Staudruck - gemessen mit einem Staurohr (vgl. Kap. 5.4)

 $x_S = 0.149$ m Sehnenlänge - gemessen mit einem Messschieber

b = 0.143 m Breite des Tragflügels - gemessen mit einem Messschieber

Die Abmessungen des Tragflügel-Prototypen werden für die Experimente nicht variiert und sind damit konstant.

Auftriebsbeiwert bestimmt über die Drücke entlang der Oberfläche - Index p

Zur Bestimmung des Auftriebes F_{L_p} über den Druckverlauf wird die Gleichung 54 (nach Glg. 43) benötigt.

$$F_{L_p} = b \cdot \left(\sum_{i=13}^{23} p_i \cdot x_i - \sum_{i=1}^{11} p_i \cdot x_i \right)$$
(54)

Darin sind die Drücke p_i die gemessenen Druck(differenzen) mittels des Druckscanners. Einfluss auf das Ergebnis nehmen auch die Verteilung der Druckmessstellen, die die Längen x_i verändern und die Art der Diskretisierung. In diesen Experimenten wird die Diskretisierung, wie in Kapitel 4.5.1 gezeigt, verwendet. Die Längen x_i sind in Tabelle 8 aufgeführt (s. auch. Anhang Matlab Code F Zeilen 166, 191 und 194).

Der Gleichung 10 und damit auch allen Diskretisierungen dieser Gleichung liegt die Vereinfachung zu Grunde, dass die Längen auf der Oberfläche denen der Projektion auf die Sehne entsprechen, was für geometrische Anstellwinkel bis 5° eine gute Näherung darstellt. Für größere Anstellwinkel wird der Fehler größer (vgl. Kleinwinkelnäherung Anhang B). Daher wird eine (vereinfachte) Korrektur vorgenommen; Fläche, auf die die Auftriebskraft wirkt, wird mit dem Faktor $\cos \alpha$ multipliziert. Damit wird der Anstellwinkel (global) berücksichtigt¹³.

Druckverteilung

Die (Differenz-)Drücke Δp an den Druckmessstellen über die Tragflügeloberfläche werden mithilfe des Druckscanners (s. Kap. 5.2) bestimmt und als Verteilung der Druckbeiwerte (s. Kap. 2.2.5) über die Sehne aufgetragen.

Für den Druckbeiwert (Glg. 16)

$$c_p = \frac{\Delta p}{p_{\rm dyn}}$$

wird neben den gemessenen Drücken auf der Oberfläche Δp der Staudruck p_{dyn} benötigt.

Strömungsgeschwindigkeit und Reynoldszahl

Die Strömungsgeschwindigkeit c_{∞} wird mit der Gleichung 40 und der Formel für die Dichte (ideale Gasgleichung 41) der Luft bestimmt. Die Reynoldszahl *Re* wird mit der Gleichung 3 bestimmt. Die Einflussgrößen sind:

 $p_{\rm dyn}$ Staudruck - gemessen mit einem Staurohr

- p_∞ Umgebungsdruck Daten Wetterstation Düsseldorf Flughafen stündlich aktualisiert
- $R_L = 288 \text{ J/(kg K)}$ spezifische Gaskonstante für Luft Literaturwert [18]
- T Temperatur gemessen mit einem Widerstandsthermometer Pt1000

¹³Besser wäre, wenn jede Bezugsfläche einzeln mit dem Anstellwinkel inkl. des Winkels auf dem Profil korrigiert würde.

- η_L dynamische Viskosität von Luft Literaturwerte [20]
- $L = x_S = 0.149$ m als charakteristische Länge der Tragflügel-Prototypen für die Reynoldszahl

6.1.2. Einstellgrößen der Experimente

Die zu variierenden Einstellgrößen der Experimente sind der Anstellwinkel α und der Staudruck p_{dyn} , der als Maß für die Strömungsgeschwindigkeit c_{∞} dient.

Anstellwinkel

Der Anstellwinkel α wird über eine Wasserwaage bestimmt (vgl. 5.6) und muss anschließend, zur richtigen Einordnung der Auftriebsbeiwerte, korrigiert werden (vgl. 5.7). Für die Berechnung des effektiven Anstellwinkels α_{eff} nach Gleichung 47

$$\alpha_{\rm eff} = \frac{\alpha}{\zeta}$$

wird der Korrekturfaktor ζ benötigt, für den einige geometrische Eigenschaften der Windkanaldüse und des Messaufbaus benötigt werden (s. Kap. 5.7). Für den Korrekturfaktor ergibt sich der Wert

$$\zeta = 1.645$$

mit den Einflussgrößen:

- $x_s = 0.149$ m Sehnenlänge des Tragflügel-Prototypen gemessen mit einem Messschieber
- $x_k = 0.5$ m Abstand der Tragflügelvorderkante zur Düse gemessen mit einem Laser-Entfernungsmesser
- h = 0.53 m Höhe der Düse gemessen mit einem Laser-Entfernungsmesser
- m = 0.2 Mischzahl bei rechteckigen Freistrahlen Literaturwert [16]

Staudruck

Der Staudruck $p_{\rm dyn}$ wird direkt über ein Staurohr (s. Kap. 5.4) bestimmt.

6.2. Versuchsaufbau im Windkanal

Der akustische Windkanal Göttinger Bauart im ISAVE ist in Abbildung 49 skizziert. In einem Windkanal Göttinger Bauart wird die Luft im Kreis geführt. Der Windkanal genügt zudem den aeroakustischen Anforderungen in hohem Maße, da dieser komplett mit Lochblech und Absorbens verkleidet ist.

In der Messstrecke (s. Abb. 50) wird der Tragflügel inklusive Winglets platziert. Die Halterung mit Tragflügel ist in Abbildung 52 zu sehen. Der Tragflügel befindet sich komplett im Kernstrahl (vgl. Abb. 48 und Abb. 51). Der Widerstand des Tragflügelprofils kann mit diesem Aufbau nicht über die Waage bestimmt werden, da die Winglets und die Halterung einen großen Strömungswiderstand erzeugen. Die Temperaturmessung wird am Kollektor und die Referenzdruckmessung der Druckaufnahme wird oberhalb der Messstrecke vorgenommen. Der Einfluss der Höhendifferenz der Referenzdruckmessung zur Druckmessung am Tragflügel ist vernachlässigend klein.

Der Windkanal erzeugt einen maximalen Volumenstrom von 14.1 m³/s und einen maximalen Druckverlust von 1100 Pa bei 50 m/s mit einem 30 kW Antriebsmotor, der einen Radialventilator antreibt. [29]



Abbildung 49: Skizze des akustischen Windkanals Göttinger Bauart des ISAVE im Mittelschnitt. In der unteren rechten Ecke befindet sich der vom restlichen Strömungsraum entkoppelte Radialventilator. Quelle: [29] S. 64



Abbildung 50: Detail Messstrecke mit wichtigen Abmaßen und Messstellen. Die Referenzdruckmessung befindet sich außerhalb des Strömungsraumes und die Temperaturmessung erfolgt am Kollektor des Windkanals. Der Abstand der Düse zur Vorderkante des Tragflügelprofils beträgt 0.5 m.



Abbildung 51: Geschwindigkeitsprofile innerhalb der Messstrecke. Die Geschwindigkeitsverteilung im Kernstrahl kann als konstant angesehen werden. Quelle: [29] S. 90



Abbildung 52: Halterung für den Tragflügel in der Messstrecke des Windkanals. Der Abstand der Sehne des Tragflügels zur Unterkante der Halterung beträgt 0.5 m und die Innenabmessungen der Halterung 0.42 m.

6.3. Durchführung und Messablauf

Die Durchführung der Messungen ist in folgendem Kapitel der Reihe nach beschreiben.

Bestimmung des Staudrucks

Bevor der Tragflügel-Prototyp in die Halterung eingesetzt wird, wird der Staudruck p_{dyn} für die beiden Strömungsgeschwindigkeiten 20 m/s und 50 m/s gemessen (s. Kap. 5.4). Für die gewünschten Strömungsgeschwindigkeiten wird die Drehzahl des Antriebsmotors notiert. Diese Drehzahlen werden mehrfach (12 Mal) eingestellt. Jedes Mal wird der Staudruck p_{dyn} für diese Drehzahl bestimmt. Aus den ermittelten Staudrücken wird der Mittelwert gebildet. Dieser Staudruck wird für die nachfolgenden Messungen mit der Drehzahl gleichgesetzt. Die Messungenauigkeit ist der gerundete Abstand der jeweils zweithöchsten und zweitniedrigsten Werte. Die Ergebnisse der Messungen sind bei

20 m/s für eine Drehzahl $n=321 \text{ min}^{-1}$ bei (235.8 ± 4) Pa (vgl. Matlab Code Anhang F Zeilen 11 bis 13) und bei

50 m/s für eine Drehzahl $n=819 \text{ min}^{-1}$ bei (1478.3 ± 6) Pa (vgl. Matlab Code Anhang F Zeilen 16 bis 18).

Bestimmung eines Messpunktes

Die gewünschte Strömungsgeschwindigkeit wird mithilfe der Drehzahl / des Staudrucks eingestellt und für die Messungen für 20 m/s und 50 m/s jeweils konstant gehalten. Danach wird der (geometrische) Anstellwinkel eingestellt und vermessen. Anschließend wird das Programm zum Auslesen der Messwerte gestartet (s. Anhang Matlab Code F). Dieses misst den Auftrieb F_{L_F} über die Waage und die Temperatur fünfmal in Abständen von jeweils einer Sekunde, Anschließend wird der Druckscanner, der mit 50 Hz den Druck abtastet, 100-mal ausgelesen (Messzeit 2 s). Der Auftrieb F_{L_F} und die Temperatur werden danach noch einmal fünfmal gemessen. Diese Auftrennung ist notwendig, damit die Performence in der Messschleife vom Druckscanner die gewünschte Abtastrate erreicht. Bevor ein neuer Winkel eingestellt wird, wird der bereits bestimmte erneut gemessen, um eine Verstellung während des Messvorganges auszuschließen.

Die eingestellten (geometrischen) Winkel sind in der gemessenen Reihenfolge in den Tabellen H.1 und H.2 aufgelistet. Jeder Winkel ist mit mindestens einer Wiederholung (Messprogramm starten) vermessen worden.

6.4. Ergebnisse der Experimente

In diesen Experimenten wird der Auftrieb F_L über die Waage und über die Druckverteilung am Tragflügel für effektive Anstellwinkel von ca. ±18° bei einer Strömungsgeschwindigkeit von 20 m/s ($Re \approx 190\,000$) bestimmt. Die sich daraus ergebenden Auftriebsbeiwerte werden dargestellt. Für eine Strömungsgeschwindigkeit von 50 m/s ($Re \approx 470\,000$) ist der Auftriebsbeiwert c_L für effektive Anstellwinkel von -2° bis 14° hier aufgeführt. Die Druckverteilung am Tragflügel wird exemplarisch für einige Winkel dargestellt.

6.4.1. Auftriebsbeiwerte der Experimente

Die Auftriebsbeiwerte, die über den Auftrieb, bestimmt durch die Waage, berechnet sind, werden mit c_{L_F} (Force) bezeichnet. Die Auftriebsbeiwerte, denen die Druckverteilung zu Grunde liegt, werden mit c_{L_p} benannt. Die Auftriebsbeiwerte c_{L_F} (blau) und c_{L_p} (schwarz) sind in den Abbildungen 53 und 54 über den effektiven Anstellwinkel α (vgl. Kap. 5.7.1) aufgetragen. Für den Auftriebsbeiwert c_{L_F} sind zwei blaue Kurven zu sehen. Diese zeigen das Intervall, in denen der Messwert liegt (vgl. Anhang A.1.2).

Die Auftriebsbeiwerte sind in Anhang I inklusive der Ungenauigkeiten nach Kapitel 5.5 dargestellt. Der Übersicht halber sind hier nur die Messpunkte ohne Fehlerbalken abgebildet. Auch sind die einzelnen Messpunkte nur für c_{L_p} mit einem Kreuz markiert, um die Abbildung übersichtlich zu halten.

Die Messwerte sind so verschoben, dass der Auftriebsbeiwert c_{L_p} im linearen Bereich durch (0,0) verläuft.

In Abbildung 53 liegen die Anströmgeschwindigkeiten der einzelnen Messpunkte zwischen 19.8 m/s und 20.2 m/s. Dies entspricht einer Reynoldszahl von ca. 190 000 (s. auch Matlab Code Anh. F Zeile 175).

Die Auftriebsbeiwerte c_{L_p} liegen von -8° bis 13° im Messintervall von c_{L_F} . Der Auftriebsbeiwert c_{L_p} liegt dabei immer im Bereich der oberen Intervallgrenze von c_{L_F} . Bis ca. $\pm 7^\circ$ ist der Verlauf linear und hat eine Steigung von 0.085 pro Grad Anstellwinkel.

Bei 10° bis 11° ist der maximale Auftriebsbeiwert von 0.7 bis 0.8 erreicht und bricht darauf auf 0.65 (c_{L_p}) bzw. 0.55 (c_{L_F}) ein. Zwischen 11° und 13° ist aufgrund des Einbruchs des Beiwertes der Strömungsabriss zu erwarten. In diesem Bereich liegt c_{L_p} erstmals außerhalb des Intervalls von c_{L_F} .

Bei -10° bis -12° ist das Minimum von 0.7 bis 0.8 erreicht.

Da ab +12° bzw -12° die Auftriebsbeiwerte c_{L_p} vom Betrag her größer sind als das Messintervall von c_{L_F} , ist anzunehmen, dass die Bestimmung durch den Druckverlauf zu hohe Werte ausgibt.

Aufgrund der leichten Verschiebung des Auftriebsbeiwertes c_{L_p} zu höheren Werten gegenüber c_{L_F} , lässt sich ein Offset vermuten. Eine weitere Erklärung der Abweichung wäre, dass einzelne Druckmessstellen keine optimalen Messwerte liefern, was durch die Ausgabe der Druckverläufe ausgeschlossen scheint, da diese saubere Verläufe zeigen (vgl. Abb. 55 und 56). Auch durch die Diskretisierung können einzelne Druckmessstellen eine zu starke Auf- bzw. Abwertung erfahren.


Abbildung 53: Auftriebsbeiwerte c_L über die Druckmessstellen bestimmt (c_{L_p}) und über die Waage (c_{L_F}) für verschiedene (korrigierte) Anstellwinkel α bei einer Strömungsgeschwindigkeit von 20 m/s ($Re \approx 190000$).

In Abbildung 54 liegen die Anströmgeschwindigkeiten der einzelnen Messpunkte zwischen 49.9 und 50.3 m/s. Dies entspricht einer Reynoldszahl von ca. 470 000 (s. auch Matlab Code Anh. F Zeile 175).

Der Versuchsaufbau und die Halterung des Tragflügels waren für eine Anströmgeschwindigkeit von 50 m/s nicht gut geeignet. So hat sich vor allem bei höheren Anstellwinkeln der eingestellte Winkel während der Messung verändert. Einige wenige Messpunkte konnten allerdings aufgenommen werden. Diese sind in Abbildung 54 (und Abbildung I.2 im Anhang) dargestellt.

Die Auftriebsbeiwerte c_{L_p} und c_{L_F} haben bis 7° den gleichen Verlauf. Der Auftriebsbeiwert c_{L_p} liegt dabei immer nahe der oberen Intervallgrenze von c_{L_F} . Bis ca. ±7° ist der Verlauf linear und hat eine Steigung von 0.079 pro Grad Anstellwinkel.

Ab 8° sinkt c_{L_p} unter c_{L_F} und erreicht sein Maximum bei 13° und 14° mit 0.78. c_{L_f} erreicht sein Maximum bei ca. 13° leicht über 0.85 und fällt dann ab. Da das Maximum von c_{L_p} am Ende der Messreihe liegt, kann keine Aussage über den weiteren Verlauf getroffen werden.

Das Intervall von c_{L_F} fällt für diese Messreihe kleiner aus, da der Auftrieb bei einer Strömungsgeschwindigkeit von 50 m/s einen größeren Wert hat als bei 20 m/s. So wird das Messintervall prozentual kleiner. Im Ganzen stimmen die Messwerte von c_{L_F} und c_{L_p} nicht so gut überein wie bei der Messreihe von 20 m/s. Qualitativ zeigen sie einen ähnlichen Verlauf. So ist zu erkennen, dass bei den Auftriebsbeiwerten bei 20 m/s der Strömungsabriss und der damit verbundene Einbruch des Auftriebs bei 11° bis 13° stattfindet. Bei einer Strömungsgeschwindigkeit (und damit auch einer höheren Reynoldszahl) reißt die Strömung ab ca. 13° ein. So wird bei einer Strömungsgeschwindigkeit von 50 m/s ein Auftriebsbeiwert c_{L_F} von ca. 0.95 bei 12.5° erreicht, wohingegen das Maximum des Auftriebsbeiwertes c_{L_F} und c_{L_p} von ca. 0.7 bis 0.8 bei 10° bis 11° erzielt wird.

Wie bei der Messung von 20 m/s ist hier auch zu erkennen, dass c_{L_p} eher größere Werte annimmt als c_{L_F} . Ab einem Anstellwinkel von 8° sinkt c_{L_p} allerdings weit unter c_{L_F} .

Die durch die Diskretisierung am Tragflügel vorausgesagte Abweichung bei 10° (bei $c_{\infty} \approx 52 \text{ m/s}$) von ca. -7% (s. Kap. 4.5.3) für c_{L_p} wird bei einer Anströmgeschwindigkeit von ca. 50 m/s erreicht. Anhand dieses Beispiels lässt sich vermuten, dass der tatsächliche Auftriebsbeiwert c_{L_p} im Intervall von c_{L_p} liegt¹⁴.

Bei Strömungsgeschwindigkeiten von ca. 50 m/s hat sich in einigen Fällen der Anstellwinkel in der Aufhängung geändert¹⁵ und die Winglets haben sich verformt, so dass die Fläche, die die Wingletaußenkanten einschließen, auf der Druckseite größer waren als die auf der Saugseite. Dies verringert den Auftrieb, da die Saugseite einen stärkeren Anteil am Auftrieb hat. Die Stärke und Art des Einflusses auf den Messwert der Waage und des Druckscanners kann in weiteren Experimenten untersucht werden. Eine Alternative wären stabile und besser befestigte Winglets.

¹⁴Um diese Aussage weiter zu belegen, könnten weitere Winkel überprüft werden und die Ergebnisse der Simulation mit ca. 20 m/s für die Auslegung der Druckmessstellen herangezogen werden. Auch könnten die Drücke, die den Messpunkten und damit den Längen x_i zugeordnet werden anders gewichtet werden.

¹⁵Diese Messpunkte sind nicht in den Ergebnissen enthalten. Dieser Umstand hat zu dem Entschluss geführt, den Schwerpunkt der Experimente auf eine Strömungsgeschwindigkeit von 20 m/s zu legen.



Abbildung 54: Auftriebsbeiwerte c_L über die Druckmessstellen bestimmt (c_{L_p}) und über die Waage (c_{L_F}) für verschiedene (korrigierte) Anstellwinkel α bei einer Strömungsgeschwindigkeit von 50 m/s ($Re \approx 470000$).

6.4.2. Druckbeiwerte der Experimente

Der Druckbeiwert c_p gibt das Verhältnis von (statischem) Druck und dynamischem Druck an (s. Kap. 2.2.5) und wird mit Gleichung 16 bestimmt. Am Staupunkt wird der gesamte dynamische Druck p_{dyn} in (statischen) Druck p umgewandelt und der Druckbeiwert nimmt den Wert 1 an.

Bei Werten über 0 wird ein Teil des dynamischen Drucks in statischen Druck umgewandelt und am Tragflügel herrscht ein höherer (statischer) Druck als in der Umgebung p_{∞} . Bei Werten unter 0 sind die Drücke am Tragflügel unterhalb des Umgebungsdruckes p_{∞} und es kommt zu einem Sog.

Der Oberseite (Saugseite) des Tragflügels ist jeweils der untere Teil der Kurve zuzuordnen und der Unterseite (Druckseite) des Tragflügels der obere Teil der Kurve.

In Abbildung 55 sind Druckbeiwerte c_p für die Winkel 1°, 4°, 8° und 10° über die normierte Sehne des Tragflügels x/x_S aufgetragen. Zwischen diesen Winkeln wächst der Auftriebsbeiwert hin zu seinem Maximum an (s. Tab. 9).

Es ist zu erkennen, dass der Staupunkt ($c_p = 1$) auf die Unterseite des Tragflügels wandert. Bereits bei 4° befindet sich das Maximum des Druckbeiwertes bei 1% der normierten Sehne und bei 10° bei 2%. Aufgrund der diskreten Positionen der Druckmessstellen ist diese Aussage nur qualitativ zu beurteilen.

Der Bereich, in dem auf der Druckseite ein höherer Druck als der Umgebungsdruck herrscht, wächst mit steigendem Winkel an. Auch die Druckbeiwerte steigen mit höherem Winkel an. Bei niedrigen Winkeln ist auch auf der Druckseite ein leichter Sog zu verzeichnen, der auf die verdrängten Strömungslinien zurückzuführen ist (höhere Geschwindigkeit). An der Hinterkante laufen die Kurven gegen einen Druckbeiwert von 0, was dem Umgebungsdruck entspricht. Das Zusammenlaufen des Drucks zeigt, dass die Strömung anliegt (vgl. Abb. 9 links).

Auf der Saugseite (untere Kurve) sinkt der Druckbeiwert nach der Vorderkante stark ab. Bei steigendem Winkel sinkt der Druckbeiwert stärker und bleibt über den Verlauf der Sehne auf niedrigeren Werten. Also wächst der Sog bei steigendem Winkel an.

Für die Winkel von 1° bis 10° steigt bei steigendem Winkel der Druck auf der Druckseite und der Sog auf der Saugseite, wodurch der Auftrieb steigt.

Tabelle 9: Auftriebsbeiwerte c_{L_p} und c_{L_F} zu den Druckbeiwertverläufen in den Abbildungen 55und 56 mit effektiven Anstellwinkeln. Dass wie bei den Winkeln 10.0° und 10.8° für c_{L_F} identische Messwerte zustande kommen können, liegt an dem vglw. groben und
diskretisierten digitalen Datenausgang der Windkanalwaage (s. auch Abb. Anhang A.10).

$lpha_{ m eff}$ [°]	c_{L_p} [-]	c_{L_F} mir	n/max [-]
0.5	0.044	-0.020	0.040
3.8	0.325	0.258	0.318
7.7	0.648	0.616	0.676
10.0	0.772	0.736	0.805
10.8	0.773	0.736	0.805
11.5	0.744	0.696	0.756
12.6	0.633	0.577	0.636
15.4	0.579	0.497	0.557



Abbildung 55: Druckbeiwerte c_p für (effektive) Anstellwinkel α von 1° bis 10° über die normierte Sehne x/x_S - bei einer Strömungsgeschwindigkeit von 20 m/s ($Re \approx 190\,000$).

Die Druckverläufe vom maximalen Auftriebsbeiwert bei etwa 11° zum Strömungsabriss ab ca. 13° sind in Abbildung 56 zu sehen. Die Verläufe auf der Unterseite sind für die dargestellten Winkel von 11° bis 15° sehr ähnlich. Nur im Bereich der Hinterkante sinken die Drücke bei höheren Anstellwinkeln stärker ab.

Auf der Oberseite des Tragflügels dagegen sind sehr unterschiedliche Verläufe zu erkennen. Bei einem Anstellwinkel von 11° ist der Druckverlauf dem von 10° noch sehr ähnlich. Ab 12° beginnt der Druckbeiwert auf der Unterseite nicht mehr so stark abzusinken, was einen im Ganzen flacheren Verlauf zur Folge hat.

Ab Anstellwinkeln von 13° ist der Druckverlauf fast konstant, dies deutet darauf hin, dass die Strömung hier Ablöseeffekten unterliegt. Ein großer Unterschied des Druckbeiwertes an der Hinterkante bedeutet, dass die Strömung hier abgelöst ist (vgl. Abb. 9 rechts). [2]

Auch an den Auftriebsbeiwerten in Tabelle 9 ist zu erkennen, dass von 12° zu 13° (hier gerundet) der Auftriebsbeiwert stark sinkt. Von 13° zu 15° verändert sich der Verlauf des Druckbeiwertes nur sehr wenig; auf der Oberseite steigt der Druck etwas, wodurch der Auftrieb verringert wird und der Auftriebsbeiwert etwas sinkt. Die Druckbeiwertverläufe decken sich mit den Vermutungen über den Ablösebereich aufgrund des Auftriebsbeiwerteinbruchs zwischen 11° und 13°.

Im abgelösten Bereich hat die Saugseite des Tragflügels (im zeitlichen Mittel) keinen hohen Beitrag zum Auftrieb. Der Beitrag der Druckseite bleibt nahezu konstant. In diesem Bereich dominieren den Auftrieb (und den Widerstand) periodische Ablösephänomene (s. Kap. 4.4). Um diesen Effekt zeitlich auflösen zu können (*Peak to Peak* Abstand nach Abb. 33 ca. 30 μ s), müssen mindestens zwei Messpunkte in dem Bereich einer Periode liegen. Damit müsste die Druckmessung eine Abtastrate von mindestens 67 Hz haben¹⁶. Bei einer solchen Messung muss zusätzlich darauf geachtet werden, dass beispielsweise die Schläuche die Druckmessung nicht (zu sehr) dämpfen. Die Windkanalwaage mittelt aufgrund ihres Aufbaus¹⁷ den Messwert, weshalb mit dieser keine zeitlich hoch auflösenden Messungen möglich sind.

¹⁶Unter der Annahme, dass die numerisch berechneten Ablösephänomene mithilfe der vereinfachten Simulation in der Realität anzutreffen sind.

¹⁷Diverse Umlenkungen und lange Hebel, Kalibriergewichte, Teller im Ölbad; dadurch hat das System eine sehr hohe Trägheit.



Abbildung 56: Druckbeiwerte c_p für (effektive) Anstellwinkel α von 11° bis 16° über die normierte Sehne x/x_S - bei einer Strömungsgeschwindigkeit von 20 m/s ($Re \approx 190\,000$).

7. ZUSAMMENFASSUNG UND VERGLEICH DER ERGEBNISSE

Die Ergebnisse der numerischen Berechnungen sowie der experimentellen Bestimmung der aerodynamischen Eigenschaften, wie Auftriebsbeiwert und Druckverlauf, werden folgend untereinander und mit den Werten der Literaturstudie verglichen und in Hinsicht auf Unterschiede diskutiert. Der Schwerpunkt wird auf den Bereich der Linearität und dessen Steigung sowie auf den maximal erreichten Auftriebsbeiwert c_L mit dem folgenden Strömungsabriss, gelegt. Diese Eigenschaften sind in Tabelle 10 zusammengefasst und in Abbildung 57 grafisch aufbereitet.

Auf den Vergleich der Widerstandsbeiwerte wird an dieser Stelle verzichtet, da dieser mit dem experimentellen Aufbau aufgrund einer zu groben Diskretisierung¹⁸ (s. Kap. 4.5.3) und zu starken Stör-Strömungswiderständen (s. Kap. 6.2) nicht bestimmt werden konnte.

Über den Druckverlauf entlang des Tragflügels (s. Kap. 6.4.2) kann sehr gut beobachtet werden, ob und ab wann die Strömung an der Saugseite ablöst. Dies ist der Fall, wenn der Druck über die Sehne (im zeitlichen Mittel) konstant bleibt. [2]

Form des Auftriebsbeiwerteinbruchs

Nach Erreichen des maximalen Auftriebs reißt die Strömung ab. Der Auftriebsbeiwert in der Literaturstudie (s. Kap. 3) bricht bspw. in Abbildung 13 (links) und Abbildung 15 stark ein. Dieses Verhalten ist auch in der Simulation mittels Ansys (Kap. 4.3.1) zu beobachten. In anderen Fällen sinkt der Auftriebsbeiwert langsamer ab, wie in der Literaturstudie in den Abbildungen 16 und 14 (links) zu sehen ist, aber auch in den Simulationen mittels Xfoil (Kap. 4.3.1) oder in den experimentell bestimmten Auftriebsbeiwerten (Kap. 6.4.1). Ein kontinuierlicher Einbruch über den Anstellwinkel deutet darauf hin, dass sich der Ablösepunkt auf der Saugseite langsam von der Hinterkante zur Vorderkante verschiebt.

Linearer Bereich

Der lineare Bereich für den Auftriebsbeiwert gegen den Anstellwinkel α kann für kleine Winkel bis 5° durch ein Ergebnis der Potentialtheorie (Kap. 2.2.3) angenähert werden. Die Steigungen der Auftriebsbeiwerte der Literaturrecherche liegen bis zu ca. 10% über bzw. unter diesem Wert. Eine höhere Steigung haben die Werte, die durch die Simulationen mittels Xfoil erstellt sind. Auf eine Einordnung der Steigung der Werte von Xfoil wird verzichtet. Die Werte aus den Simulationen mittels Ansys CFX und die Ergebnisse der experimentellen Untersuchung haben eine geringere Steigung. Bei einer Steigung unterhalb der Potentialtheorie (reibungsfrei; kein Widerstand) entstehen Verluste durch Reibung, wodurch der Auftrieb sinkt und der Widerstand steigt. [2] [32] Bei höheren Reynoldszahlen ist die Steigung im Allgemeinen näher an der Potentialtheorie und länger im linearen Bereich, was (u.a.) an einem früheren Umschlag der laminaren zur turbulenten Grenzschicht liegt (s. Kap. 2.2.7). Eine Ausnahme in den Ergebnissen sind die Messungen bei $Re \approx 470\,000$ am Windkanal. Aufgrund einiger Schwierigkeiten (s. Kap. 6.4.1) sind die Auftriebsbeiwerte niedriger als erwartet.

Die Steigungen der experimentellen Untersuchungen sind niedriger als die der Simulationen mittels Ansys CFX, was unter anderem am Versuchsaufbau (Halterung, Winglets) und der Mess-

¹⁸Über den Druckverlauf kann der Druckwiderstand bestimmt werden. Zusammen mit dem Reibungswiderstand ergibt sich der Strömungswiderstand.

strecke (Länge und Höhe des Freistrahls) liegen kann. In der Simulation dagegen werden dreidimensionale Effekte nicht berücksichtigt (Kap. 4.1), die über die simulierte Breite von 1 cm hinaus reichen.

maximaler Auftriebsbeiwert

Die maximal erreichten Auftriebsbeiwerte $c_{L_{max}}$ befinden sich, mit Ausnahme des maximalen Wertes aus der Literaturstudie und dem Wert aus der Xfoil- Simulation bei $Re \approx 500\ 000$ im Bereich von 0.8 und 1.1. Dabei liegen die Werte der Ansys-Simulationen, wie bei den Steigungen, über den Werten der experimentell bestimmen Auftriebsbeiwerten mittels Windkanal-Waage und Druckverlauf. Die Werte der höheren Reynodszahlen sind dabei jeweils höher als bei den niedrigen. Dies ist darauf zurückzuführen, dass die Strömung später abreißt. Das ist auch am jeweils höheren Anstellwinkel erkennbar.

Tabelle 10: Zusammenfassung vom Bereich der Linearität von Auftriebsbeiwert zum Anstellwinkel
 α mit der dazugehörigen Steigung, sowie des maximal erreichten Auftriebsbeiwert
 $c_{L_{\max}}$ mit dem dazugehörigen Anstellwinkel. Nach Erreichen des maximalen Auftriebes
sinkt dieser langsam und zum Teil stark ab, wodurch der Winkel, an dem der ma-
ximale Auftriebsbeiwert erreicht wird, zugleich ein Indikator für den beginnenden
Strömungsabriss ist.

			Linearität	Steigung	<i>α</i> [°] bei	$c_{L_{\max}}$
			bis α [°]	$c_L \operatorname{pro}^{\circ}$	$c_{L_{\max}}$	[-]
T 1.		min	7	0.100	12	0.90
Literaturstu	lule	max	12	0.120	17	1.70
Potenti	altheorie		5	0.110	-	-
	xfoil	200 000	3	0.149	12	1.11
numerische		500 000	5	0.125	15	1.24
Ergebnisse	Anous	200 000	6	0.097	11	0.95
	Allsys	500 000	8	0.098	12	1.10
	Waage	190 000	7	0.087	11	0.80
experimentelle		470 000	10	0.080	13	0.87
Ergebnisse	Druck	190 000	7	0.086	11	0.78
	Druck	470 000	8	0.078	-	0.79



Abbildung 57: Linearer Bereich des Auftriebsbeiwertes c_L gegen den Anstellwinkel α als durchgezogene Linie, für die jeweils höhere Reynoldszahl und den Maximalwert der Literaturstudie und als gestrichelte Linie für die jeweils niedrigere Reynoldszahl und den Minimalwert der Literaturstudie. Der maximal erreichte Auftriebsbeiwert $c_{L_{max}}$ ist für die jeweils höhere Reynoldszahl (und Maximalwert der Literaturstudie) als Punkt gekennzeichnet und die jeweils niedrigere Reynoldszahl (und Minimalwert der Literaturstudie) als Kreis.

8. AUSBLICK

Die Auftriebsbeiwerte eines geläufigen Tragflügelprofils, des NACA 0012, die über den Druckverlauf entlang des Tragflügels bestimmt wurden, konnten mit den gemessenen Auftriebsbeiwerten über eine Windkanal-Waage validiert werden. Der Tragflügel-Prototyp wurde inklusive der Druckkanüle in einem 3D-Drucker angefertigt, was eine schnelle und kostengünstige Möglichkeit bietet, neue Tragflügel zu entwerfen und zu vermessen. Über die Bestimmung des Auftriebes über den Druckverlauf ist es möglich, den Auftrieb abseits der Waage zu bestimmen; beispielsweise in einem reflexionsarmen Raum, in dem der Aufbau einer Waage nahezu unmöglich ist und zudem die akustischen Messungen beeinträchtigen würden.

Für eine hohe Genauigkeit der Bestimmung des Auftriebes über den Druckverlauf muss auf die Diskretisierung der Messpunkte geachtet werden. Diese können mithilfe von vorherigen Simulationen lokalisiert werden. Die Gewichtung des Druckes muss unter Umständen an die vorher simulierten Verläufen angepasst werden.

In weiteren Untersuchungen kann auf den Turbulenzgrad der Strömungen eingegangen werden und inwieweit diese einen Einfluss auf den Auftrieb und die jeweilige Messmethode haben.

Die Bestimmung des Auftriebes über den Druckverlauf hat zudem den Vorteil, dass diese in nur einer Ebene gemessen wird, wohingegen die Windkanal-Waage ausschließlich den globalen Auftrieb bestimmen kann. Damit ist es auch möglich, den Auftrieb lokal, entlang eines Querschnittes, zu bestimmen. Dies kann Aufschluss über Tragflügelprofile mit unterschiedlichem Querschnitt liefern, wie zum Beispiel Tragflügel mit *Leading Edge Serrations*.

LITERATUR

- E. N. Jacobs, K. E. Ward und R. M. Pinkerton, "NACA Report No. 460 The Characteristics of 78 Related Airfoil Sections from tests in the Variable Density Wind Tunnel," 1933.
- [2] H. Schlichting und E. A. Truckenbrodt, Aerodynamik des Flugzeuges: Erster Band Grundlagen aus der Strömungsmechanik Aerodynamik des Tragflügels (Teil I). Berlin, Heidelberg, New York: Springer Berlin Heidelberg, 1967, ISBN: 9783642960468.
- [3] H. Schlichting und E. Truckenbrodt, Aerodynamik des Flugzeuges: Zweiter Band: Aerodynamik des Tragflügels (Teil II), des Rumpfes, der Flügel-Rumpf-Anordnungen und der Leitwerke. Berlin, Heidelberg, New York: Springer Berlin Heidelberg, 1969, ISBN: 9783662056196.
- G. F. Moss und P. M. Murdin, *Two-Dimensional Low-Speed Tunnel Tests on the NACA 00 I2* Section Including Measurements Made During Pitching Oscillations at the Stall, C.P. No. 1145, Farnborough: Ministry of Aviation Aupply - Aeronautical Research Council, 1971.
- [5] K. W. McAlister, L. W. Carr und W. J. McCroskey, "NASA Technical Paper 1100 Dynamic Stall Experiments 42875301," 1978.
- [6] H. Schlichting, *Boundary-Layer Theory*. New York: McGraw-Hill, New York, 1979, ISBN: 0-07-055334-3.
- [7] M. Brooks T.; Marcolini und D. Pope, "Airfoil trailing edge flow measurements and comparison with theory, incorporating open wind tunnel corrections," in *9th Aeroacoustics Conference*, (Williamsburg,VA,U.S.A), Reston, Virigina: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1984, S. 3470. DOI: 10.2514/6.1984–2266.
- [8] W. J. McCroskey, NASA Technical Memorandum 100019 A Critical Assessment of Wind Tunnel Results for the NACA 0012 Airfoil. Moffett Field, Kalifornien, 1987.
- [9] M. Drela, "XFOIL: An Analysis and Design System for Low Reynolds Number Airfoils," in Low Reynolds Number Aerodynamics, T. J. Mueller, Hrsg., Berlin, Heidelberg: Springer Berlin Heidelberg, 1989, S. 1–12, ISBN: 978-3-642-84010-4.
- [10] I. Bronstein, K. Semendjajew, G. Musiol und H. Mühlig, *Taschenbuch der Mathematik*. Thun, Frankfurt am Main: Verlag Harri Deutsch, 1993, ISBN: 3-8171-2001-X.
- [11] Charles L. Ladson, Cuyler W. Brooks, Acquilla S. Hill und Darrell W. Sproles, "Computer Program To Obtain Ordinates For NACA Airfoils," 1996. Adresse: https://ntrs.nasa. gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/19970008124.pdf.
- [12] M. Drela und H. Youngren, *Xfoil Documentation*, Massachusetts: Massachusetts Institute of Technology, 2001.
- [13] U. Hellwig und H. Nikolaus, "CFD-Simulation zur Untersuchung des Strömungsverhaltens in Strukturrohren, Technische Fachhochschule Wildau," 2004.
- [14] K. Weltner und M. Ingelman-Sundberg, "Zur physikalischen Erklärung des aerodynamischen Auftriebs," 2004.
- [15] H. Schlichting und K. Gersten, *Grenzschicht-Theorie*. Berlin, Heidelberg: Springer Berlin Heidelberg, 2006, 804 S., ISBN: 3-540-23004-1.

- W. Kümmel, *Technische Strömungsmechanik, Theorie und Praxis*. Wiesbaden: B.G. Teubner Verlag / GWV Fachverlage GmbH Wiesbaden, 2007, ISBN: 9783835101418. DOI: 10.1007/ 978-3-8351-9126-6.
- [17] H. Lesch, G. T. Birk und H. Zohm, "Skriptum zur theoretischen Hydrodynamik," Vorlesungs-Skriptum, München, 2007, Adresse: https://www.physik.uni-muenchen.de/lehre/ vorlesungen/wise_07_08/TVI_hd/vorlesung/skript.pdf.
- K. Lucas, Thermodynamik, Die Grundgesetze der Energie- und Stoffumwandlungen; mit 12 Tabellen, ger, 6., bearb. Aufl., Ser. Springer-Lehrbuch. Berlin Heidelberg: Springer-Verlag GmbH, 2007, 637 S., ISBN: 9783540735151. DOI: 10.1007/978-3-540-73516-8. Adresse: http://dx.doi.org/10.1007/978-3-540-73516-8.
- [19] D. Surek und S. Stempin, *Angewandte Strömungsmechanik, für Praxis und Studium*. Wiesbanden: B.G.Teubner Verlag / GWV Fachverlage GmbH, 2007, 449 S.
- [20] B. Wischnewski. (2007). "peace software," Adresse: http://www.peacesoftware.de/ einigewerte/calc_luft.php7 (besucht am 01.12.2021).
- [21] E. Laurien und H. Oertel, Numerische Strömungsmechanik, Grundgleichungen und Modelle - Lösungsmethoden - Qualität und Genauigkeit ; mit über 320 Wiederholungs- und Verständnisfragen, ger, 3., vollständig überarbeitete und erweiterte Auflage. Wiesbaden: Vieweg+Teubner Verlag / GWV Fachverlage GmbH Wiesbaden, 2009, 284 S., ISBN: 9783834805331. DOI: 10.1007/978-3-8348-9964-4. Adresse: http://dx.doi.org/10.1007/978-3-8348-9964-4.
- [22] G. Merziger, G. Mühlbach, D. Wille und T. Wirth, *Formeln + Hilfen Höhere Mathematik*,
 6. Aufl. Barsinghausen: Binomi Verlag, 2010, ISBN: ISBN 978-3-923923-36-6.
- [23] T. Colonius und D. R. Williams, "Control of vortex shedding on two- and three-dimensional aerofoils," *Philosophical Transactions of the Royal Society A Mathematical Physical and Engineering Sciences*, 2011.
- [24] T. Schmidt, "Untersuchung von Unsicherheiten und deren Quantifizierbarkeit bei der Grenzschichtwiedergabe mit RANS-Verfahren," Verkehrs- und Maschinensysteme, Dissertation, Technische Universität Berlin, Berlin, 2011. Adresse: https://depositonce.tuberlin.de/handle/11303/3306.
- [25] H. Schade, E. Kunz, F. Kameier und C. O. Paschereit, *Strömungslehre*, Ser. De Gruyter Studium. Berlin und Boston: De Gruyter, 2013, 561 pages, ISBN: 9783110292213.
- [26] H. Oertel, M. Böhle und T. Reviol, *Strömungsmechanik*. Wiesbaden: Springer Fachmedien Wiesbaden, 2015, 485 S., ISBN: 978-3-658-07785-3. DOI: 10.1007/978-3-658-07786-0.
- [27] M. Rahman, A. Hossain, N. Uddin und M. M. Mohammad Mashud, "Experimental Study of Passive Flow Separation Control over a NACA 0012 Airfoil, ICMERE-2011," 2015.
- H. J. Eichler, H.-D. Kronfeldt und J. Sahm, *Das neue Physikalische Grundpraktikum*. Berlin, Heidelberg: Springer Berlin Heidelberg, 2016, 469 S., ISBN: 978-3-662-49022-8. DOI: 10. 1007/978-3-662-49023-5.

- [29] P. Hesselbach, "Strömungstechnische Optimierung des neuen Akustikwindkanals am Campus Derendorf mittels CFD," Institute of Sound and Vibration Engineering, Master-Thesis, Hochschule Düsseldorf, Düsseldorf, 2016.
- [30] H. Oertel, *Prandtl Führer durch die Strömungslehre*. Wiesbaden: Springer Fachmedien Wiesbaden, 2017, 797 S., ISBN: 978-3-658-08626-8. DOI: 10.1007/978-3-658-08627-5.
- [31] H. Sigloch, *Technische Fluidmechanik*. Berlin, Heidelberg: Springer Berlin Heidelberg, 2017, 592 S., ISBN: 978-3-662-54466-2. DOI: 10.1007/978-3-662-54467-9.
- [32] S. Bschorer, *Technische Strömungslehre*. Wiesbaden: Springer Fachmedien Wiesbaden, 2018, 438 S., ISBN: 978-3-658-20036-7. DOI: 10.1007/978-3-658-20037-4.
- [33] Formlabs GmbH. (2018). "MATERIAL DATA SHEET Tough Resin," Adresse: https://cdn. freeform4u.de/media/wysiwyg/datenblatt/Formlabs-Tough-Resin-RS-F2-TOTL-TDS.pdf (besucht am 01.11.2021).
- [34] H. Herwig und B. Schmandt, *Strömungsmechanik*. Berlin, Heidelberg: Springer Berlin Heidelberg, 2018, 452 S., ISBN: 978-3-662-57772-1. DOI: 10.1007/978-3-662-57773-8.
- [35] S. Lecheler, *Numerische Strömungsberechnung*. Wiesbaden: Springer Fachmedien Wiesbaden, 2018, 207 S., ISBN: 978-3-658-19191-7. DOI: 10.1007/978-3-658-19192-4.
- [36] M. Singh, "Fabrication and Analysis of NACA 0012 Airfoil in Wind Tunnel, IRJET-V5I5927," *IRJET*, 2018.
- [37] S. Heule, "Technisches Datenblatt Polylactide (PLA)," 2019. Adresse: https://www. swissfil.ch/wp-content/uploads/2019/05/TDS_SWISSFIL_PLA_DE_V1.2.pdf (besucht am 01.11.2021).
- [38] J. Spurk und N. Aksel, *Strömungslehre*. Berlin, Heidelberg: Springer Berlin Heidelberg, 2019, 576 S., ISBN: 978-3-662-58763-8. DOI: 10.1007/978-3-662-58764-5.
- [39] ANSYS Inc. (2020). "Ansys Help," Adresse: https://ansyshelp.ansys.com.
- [40] Formlabs GmbH. (2020). "Technische Daten f
 ür Formlabs Stereolithografie 3D-Drucker," Adresse: https://formlabs.com/de/3d-printers/form-3/tech-specs/ (besucht am 01.11.2021).
- [41] Z.-Y. Li, L.-H. Feng, J. Kissing, C. Tropea und J.-J. Wang, "Experimental investigation on the leading-edge vortex formation and detachment mechanism of a pitching and plunging plate," *Journal of Fluid Mechanics*, Jg. 901, A17, 2020. DOI: 10.1017/jfm.2020.509.
- [42] K. Standish und C. van Dam, "Analysis of Blunt Trailing Edge Airfoils," in 41st Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. DOI: 10.2514/6.2003-353. eprint: https://arc.aiaa. org/doi/pdf/10.2514/6.2003-353. Adresse: https://arc.aiaa.org/doi/abs/10. 2514/6.2003-353.

Eidesstattliche Erklärung

Hiermit versichere ich, Martin Mohr, an Eides statt, die vorliegende Bachelor-Thesis selbständig verfasst und keine weiteren als die angegebenen Hilfsmittel und Quellen benutzt zu haben.

Dies ist die von der Hochschule Düsseldorf zu bewertende Version.

Ort, Datum ______ Unterschrift _____

ANHANG

A.	Drei-Komponenten-Waage im Windkanal des ISAVE	II											
	A.1. Kurzanleitung												
	A.1.1. Vorbereitung												
	A.1.2. Messdatenerfassung	III											
	A.2. Allgemeine Einstellungen	V											
	A.3. Verifizierung der Datenausgabe	V											
	A.3.1. Kontrolle Z-Komponente	VI											
	A.3.2. Kontrolle X-Komponente	Х											
B.	Kleinwinkelnäherung	XII											
C.	Einstellungen in Ansys CFX	XIII											
D.	Vorgehensweise Auswertung Druck und Schubspannung aus Ansys	XVII											
E.	Xfoil	XX											
F.	Messdatenerfassung mit Matlab	XXI											
G.	24-Kanal Druckmessgerät	XXVII											
H.	Messplan	XXVIII											
I.	Ergebnisse Experiment	XXX											

A. DREI-KOMPONENTEN-WAAGE IM WINDKANAL DES ISAVE

Mit Hilfe der Drei-Komponenten-Waage im akustischen Windkanal des ISAVE können die drei Komponenten Auftrieb, Widerstand und (Kipp-)Moment eines Objektes in der Messstrecke bestimmt werden. Das Moment wird hier allerdings nicht berücksichtigt. Der Fokus liegt auf der Messdatenerfassung der beiden Komponenten Auftrieb und Widerstand.

A.1. Kurzanleitung

In diesem Kapitel werden die wichtigsten Schritte zur Messdatenerfassung von Auftrieb und Widerstand erläutert.

A.1.1. Vorbereitung

Das zu untersuchende Objekt kann an die Messaufhängung mit einer Stange mit einem Durchmesser von ca. 14 bis 16 mm montiert werden (s. Abb. A.1). Dazu werden ca. 40 cm der Stange in die Halterung geschoben und oben mit einer Schraube fixiert.

In Abbildung A.2 ist die Messstrecke skizziert. Die Achsen *X* und *Z* zeigen, in welche Richtung eine Kraft ausgeübt werden muss, damit die aufgenommenen Werte steigen. So hat ein Auftrieb in diesem Messaufbau ein negatives Vorzeichen und Abtrieb beziehungsweise Gewicht ein positives.



Abbildung A.1: Drei-Komponenten Waage im Windkanal des ISAVE.



Abbildung A.2: Messstrecke mit Orientierung der Messaufnahme für Widerstand und Auftrieb in der Strömungsrichtung des Windkanals.

A.1.2. Messdatenerfassung

Die Messdatenerfassung kann direkt über die Digitalanzeige (s. Abb. A.3) erfolgen oder über die Kupplung für Bananenstecker, an die ein Multimeter angeschlossen werden kann. Die Digitalanzeige hat einen Messbereich von ± 100 N für den Auftrieb und ± 50 N für den Widerstand mit einer (Ablese-)Genauigkeit von jeweils 0.01 N.

Das Multimeter kann bspw. über eine RS232 Schnittstelle mit einem Rechner verbunden und ausgelesen werden. Für die Messdatenerfassung über die Kupplung muss darauf geachtet werden, dass diese nur positive Werte für die Komponenten Auftrieb *Z* und Widerstand *X* ausgeben kann. Zudem ist der Messbereich jeweils auf 500 Stufen von 0 bis 20 mA aufgeteilt. Wenn eine gewisse Kraft anliegt, springt der Strom auf die nächste Stufe (s. Kap. A.3 Abb. A.10), wodurch ein Intervall von 0.1 (Widerstand) bzw. 0.2 N (Auftrieb) entsteht, in denen der Messwert liegen kann.

Die Widerstandskraft kann über die Taste *nullen* (s. Abb. A.3) auf 0.00 N gesetzt werden. Das geht nur, wenn der Messwert bereits nah genug an 0 N liegt. Wenn das nicht der Fall ist, kann über die Justiergewichte (s. Abb. A.4) der Messbereich verschoben werden. Im Normalfall reicht die Feinjustierung aus.

Wenn der Auftrieb über ein Multimeter aufgenommen wird, muss darauf geachtet werden, dass der Messbereich nicht unter 0 N reicht. Der maximal zu erwartende Auftrieb muss demnach bei ausgeschalteter Strömung auf der Digitalanzeige (mit positiven Vorzeichen) angezeigt werden.

 Tabelle A.1: Messbereiche der Digitalanzeige in Newton und der Kupplung in Milliampere und den entsprechenden Newton.

]	Kupplung							
	min	Messstufe	max	min		Messstufe		max	
Widerstand X	-50 N	0.01 N	+50 N	0 mA 0 N		0.04 mA	0.1 N	+20 mA	+50 N
Auftrieb Z	-100 N	0.01 N	+100 N	0 mA 0 N		0.04 mA	0.2 N	+20 mA	+100 N



Abbildung A.3: Die Digitalanzeige oben mit einer Genauigkeit von 0.01 N für den Auftrieb (blau) und den Widerstand (rot). Unten zu sehen sind die Kupplungen für Bananenstecker für den Auftrieb (blau) und den Widerstand (rot).



Abbildung A.4: Justiergewichte für den Widerstand (rot).

A.2. Allgemeine Einstellungen

Allgemein sind unter anderem auf folgende Dinge zu achten:

Die Waage muss frei hängen. Dies kann mit der Grobjustierung (s. Abb. A.4) vorgenommen werden. Ein Kontakt mit den Stützen, wie in Abbildung A.6 zu sehen ist, verhindert eine Messung. Es muss darauf geachtet werden, dass in den Zylindern (s. Abb. A.5) das dafür vorgesehene Öl eingefüllt ist.



Abbildung A.5: Zylinder mit Öl.



Abbildung A.6: Kontakt von Aufhängung und Stützen.

A.3. Verifizierung der Datenausgabe

In diesem Kapitel wird die Datenausgabe der Waage verifiziert. Dazu werden Kalibriergewichte auf die Waage gelegt, um den Auftrieb zu überprüfen und Federwaagen verwendet, um den Widerstand zu überprüfen.



A.3.1. Kontrolle Z-Komponente



Abbildung A.7: Überprüfung des Auftriebs bzw. Abtriebs mithilfe von Kalibriergewichten bis etwas über 5 kg (Masse). Datenausgabe über die Anzeige (Kraft). Gleiche Messpunkte wie bei Abbildung A.9.



Abbildung A.8: Überprüfung des Auftriebs bzw. Abtriebs mithilfe von Kalibriergewichten bis etwas 100 g (Masse). Datenausgabe über die Anzeige (Kraft). Gleiche Messpunkte wie bei Abbildung A.10.



Abbildung A.9: Überprüfung des Auftriebs bzw. Abtriebs mithilfe von Kalibriergewichten bis etwas über 5 kg (Masse). Datenausgabe über den Digitalausgang. Gleiche Messpunkte wie bei Abbildung A.7.

ANHANG



Abbildung A.10: Überprüfung des Auftriebs bzw. Abtriebs mithilfe von Kalibriergewichten bis etwas 100 g (Masse). Datenausgabe über den Digitalausgang. Gleiche Messpunkte wie bei Abbildung A.8.

AERODYNAMISCHE ANALYSE VON TRAGFLÜGELPROFILEN

A.3.2. Kontrolle X-Komponente



Abbildung A.11: Überprüfung der Widerstandskraft mithilfe von Federwaagen bis 20 N (Kraft Federwaage). Datenausgabe über die Anzeige (Kraft Waage). Gleiche Messpunkte wie bei Abbildung A.12.



Abbildung A.12: Überprüfung der Widerstandskraft mithilfe von Federwaagen bis 20 N (Kraft Federwaage). Datenausgabe über den Digitalausgang. Gleiche Messpunkte wie bei Abbildung A.11.

B. KLEINWINKELNÄHERUNG

Das pojizierte Oberflächenelement dO ist proportional zu seiner Länge l, die auf die Strömungsrichtung pojizert wird. Die projizierte Länge sei x.

$$dO = l \cdot b \Rightarrow dO \propto l$$

Das Verhältnis von x zu l ist der Verkleinerungsfaktor für l und dO. Die Beziehungen von Länge l zur projizierten Länge x und dem Anstellwinkel α sind in Abbildung B.1 skizziert. Aus den Zusammenhängen ergibt sich:

$$\cos \alpha = \frac{x}{l} = \text{Verkleinerung}$$
 (55)

Wenn eine Verkleinerung von 1% nicht überschritten werden soll, so sind Winkel (geometrisch) α von unter 8° zu wählen. Bei 18° ist eine Verkleinerung des Oberflächenelementes von 5% zu verzeichnen.

Da auch die Oberfläche des Tragflügelprofils bei einem Anstellwinkel von 0° nicht parallel zur Strömungsrichtung ist, unterliegen auch diese der Abweichung und können zu dem Anstellwinkel addiert bzw. davon subtrahiert werden.



Abbildung B.1: Skizze zur Kleinwinkelnäherung

C. EINSTELLUNGEN IN ANSYS CFX

Die Einstellungen im Setup von Ansys CFX werden in diesem Kapitel behandelt. Die geometrischen Eigenschaften sind in Abbildung C.1 dargestellt und in Tabelle C.2 sind weitere wichtige Einstellungen angegeben.

Das Rechengebiet ist in z-Richtung¹⁹ schmal und wird daher in Abbildung C.1 nicht dargestellt. Die Ränder sind mit einer Symmetriebedingung belegt, wodurch ein unendlich breiter Tragflügel simuliert wird. Es werden keine Effekte am Rand eines Tragflügels simuliert (bspw. Druckausgleich, Wirbelbildung etc.). Außerdem gehen durch die Symmetrie 3-dimensionale Effekte, die über die berechnete Breite hinausgehen, verloren.

Am Inlet strömt Luft mit einer definierten Anströmgeschwindigkeit c_{∞} ein. Diese wird in ihre kartesischen Faktoren velX (velocity X direction) und velY zerlegt. Die Geschwindigkeitskomponente in z-Richtung wird als 0m/s definiert. Die Anteile verändern sich bei unterschiedlichen Anstellwinkeln. Über die Einstellung des Anstellwinkels am Inlet kann auf die Erstellung von neuen Geometrien verzichtet werden.

Da durch die Zerlegung der Anströmgeschwindigkeit die x-Richtung nicht mehr der Widerstandskraft und die y-Richtung nicht mehr der Auftriebskraft entspricht (von Anstellwinkeln von 0° verschieden), müssen die Ausgelesenen resultierenden Kräfte FX und FY in die Widerstandskraft FDrag und FLift umgerechnet werden (s. auch Tab.C.1 Spalte Definition):

$$FDrag = FX \cdot \cos\alpha + FY \cdot \sin\alpha$$

$$FLift = -FX \cdot \sin\alpha + FY \cdot \cos\alpha$$

Um eine schnellere Einstellung eines stationär (steady state) Zustandes zu erreichen, wird die restliche Domain ebenfalls mit velX und velY initialisiert (vgl. Tab. C.1).

Der Auslass ist als *Opening* definiert, um das System nicht überzudefinieren und die Abströmung nicht zu erzwingen wie es bei einem *Outlet* der Fall wäre. Diese Einstellung ermöglicht ein freies Fließen des Fluids in das Rechengebiet hinein oder hinaus.

Der Tragflügel wird als Wall mit Haftbedingung (No Slip) definiert, so dass an der Wand 0 m/s herrschen.

Die Ober- und Unterseite des Rechengebietes sind mit einem Interface verbunden. Durch die Einstellung Translational Periodicity (translatorisch periodisch) werden die beiden Seiten so miteinander verbunden, dass das Fluid von der einen zur anderen Interface-Seite strömen kann. Dadurch wird die Einstellung des Anströmwinkels α und damit *velX* und *velY* (physikalisch sinnvoll) ermöglicht. Es ist darauf zu achten, dass von dem Profil beeinflusste Strömungen nicht ein weiteres Mal auf das Profil treffen. Unter anderem deshalb muss ein großer Abstand von Profil und Interface gewählt werden. Auch die Ausbreitung des Druckfeldes über das Interface hat einen Einfluss auf den Auftrieb am Tragflügel.

Um die Ausgabe der Zielgrößen Auftriebs- und Widerstandsbeiwert leichter auslesen zu können, werden diese als Expressions nach den Gleichungen 9 und 15 definiert. Die auf den Tragflügel

¹⁹Es handelt sich um ein rechtsdrehendes kartesisches Koordinatensystem; die z-Koordinate zeigt demnach aus der xy-Ebene in Abb. C.1 heraus.

wirkenden Kräfte in x- und y-Koordinaten werden über force_x()@airfoil und force_y()@airfoil ausgelesen und den zugehörigen Variablen FX und FY zugewiesen. Über diese beiden Größen können die Auftriebs- FLift und Widerstandskraft FDrag, wie in Tabelle C.2 dargestellt, bestimmt werden. Die Dichte densityFluid wird über die Funktion areaAve(density)@inlet am Inlet flächengemittelt ausgelesen. Besser wäre eine Mittelung über den Massentrom, da es sich um eine Eigenschaft des Fluides handelt.

Als Input Parameter werden der Anströmwinkel in Grad benötigt und die Anströmgeschwindigkeit. Diese beiden Werte können anschließend in der Parameterstudie variiert werden.



Abbildung C.1: Geometrische Einstellungen im CFX-Pre.

Allgemeine Einstellungen						
Simulationstyp	Steady State					
Turbulenzmodell	Shear Stress Transport					
Transitional Turbulence	Fully Turbulent					
Turbulence	Medium (Intensity=5%)					
Heat Transfer	Isothermal					

Tabelle C.2: Einstellungen im CFX-Pre

Solver Control								
Turbulence Numerics	High Resolution							
Timescale Control	Auto Timescale							
Convergence Control								
Min. Iterations	100							
Max. Iterations	350							
Convergence Criteria								
Residual Type	MAX							
Residual Target	10^{-5}							

Domain						
Initialization	U=velX					
	V=velY					
	W=0[m s^-1]					

Inlet						
Initialization	U=velX					
	V=velY					
	W=0 [m s^-1]					

Opening							
Mass and Momentum	Opening Press. And Dirn						
Relative Pressure	0 [Pa]						

Wall (Tragflügel)						
Mass and Momentum	No Slip Wall					
Wall Roughness	Smooth Wall					

Interfaces					
Interface Type	Fluid Fluid				
Interface Model	Translational Periodicity				

Input Parameter:	velY	velX	alpha	FY	FX	FLift	FDrag	cL	cD	AAirfoil	Name	
Symbol	v_{∞}	u_∞	α	$F_{\mathbf{y}}$	F_x	F_L	F_D	c_L	c_D	A	Symbol	
	veloo*sin(alpha)	veloo*cos(alpha)	InputAngle*pi/180	force_y()@airfoil	force_x()@airfoil	-FX*sin(alpha)+FY*cos(alpha)	FX*cos(alpha)+FY*sin(alpha)	(2*FLift)/(densityFluid*AAirfoil*veloo^2)	(2*FDrag)/(densityFluid*AAirfoil*veloo^2)	0.15*0.01 [m^2]	Definition	THE THE STATE AND TOTOLOGIC
Beschreibung:	Anströmgeschwindigkeit y-Komponente	Anströmgeschwindigkeit x-Komponente	Anströmwinkel in rad	Kraft in y-Richtung	Kraft in x-Richtung	Auftriebskraft	Widerstandskraft	Auftriebsbeiwert	Widerstandsbeiwert	Bezugsfläche Tragflügel	Beschreibung	

-
<u>`</u>
5
ā
Ĕ
ົ
Ä
Ċ,
<u> </u>
••
Ш
×
ס
Ħ
8
õ
Ξ.
2
2

InputAngle veloo

 c_{∞}^{c} a

zu bestimmender Anströmwinkel in grad zu bestimmende Anströmgeschwindigkeit

D. VORGEHENSWEISE AUSWERTUNG DRUCK UND SCHUBSPANNUNG AUS ANSYS

Ansys

- polyline auf Oberfläche im Querschnitt
- chart
 - Pressure
 - Wall Shear
 - − Boundary Normal on polyline X (unter User Locations and Plots) := χ → Anteil in X-Richtung $cos^{-1}(\chi)$ = Winkel normal zur Oberfläche, Winkel zur x-Achse
- export als *.csv oder *.dat

Umrechnen, wenn x-Achse nicht Strömungsrichtung

alle Winkel in Grad °

_

- $cos^{-1}(\chi) = \varphi \varphi$ sei der Winkel normal zur Oberfläche
- φ mit Anströmwinkel α verrechnen

- US:
$$\varphi - \alpha = \varphi'$$

- OS:
$$\varphi + \alpha = \varphi'$$



Abbildung D.1: Winkel verrechnen.

$$F_P = \oint_O p \cdot \cos(\varphi) \cdot dO \qquad F_R = \oint_O \tau \cdot \sin(\varphi) \cdot dO$$

Diskretisierung der Fläche auf airfoil

- $dO = b \cdot ds$
- x-Werte aus chart in Excel o.ä. laden
- x-Werte auf Sehne = 1(m) umrechnen

- mit 4 digit Naca Formel x_u, x_l, y_u, y_l, y_t etc. in Excel oä für die x-Werte aus chart zu bestimmen http://airfoiltools.com/airfoil/naca4digit
- Maßstab zurück auf Ausgangsgröße
- Formeln wie in Kapitel 4.5.2 anwenden oder andere Diskretisierungen verwenden



Abbildung D.2: Koordinaten eines vierstelligen NACA Profil. Quelle: [1] S. 300

$$\frac{y}{c} = a_0 \left(\frac{x}{c}\right)^{1/2} + a_1 \left(\frac{x}{c}\right) + a_2 \left(\frac{x}{c}\right)^2 + a_3 \left(\frac{x}{c}\right)^3 + a_4 \left(\frac{x}{c}\right)^4$$

The constants in the equation (for t/c = 0.20) were determined from the following boundary conditions:

Maximum ordinate:

$$\frac{x}{c} = 0.30 \qquad \frac{y}{c} = 0.10 \qquad \frac{dy}{dx} = 0$$

Ordinate at trailing edge:

$$\frac{x}{c} = 1.0 \qquad \frac{y}{c} = 0.002$$

Magnitude of trailing-edge angle:

$$\frac{x}{c} = 1.0 \qquad \left|\frac{dy}{dx}\right| = 0.234$$

Nose shape:

$$\frac{x}{c} = 0.10 \qquad \frac{y}{c} = 0.078$$

The following coefficients were determined to meet these constraints very closely:

$$a_0 = 0.2969$$
 $a_1 = -0.1260$
 $a_2 = -0.3516$ $a_3 = 0.2843$
 $a_4 = -0.1015$

Abbildung D.3: Ausschnitt aus Ladson/Brooks mit den Formeln zur Bestimmung der vier stelligen NACA Profile. Quelle: [11] S. 3

E. XFOIL

Xfoil ist ein Programm zur Berechnung von Druckverteilung, Auftriebs- und Widerstandsbeiwerten von Tragflügelprofilen im Unterschallbereich. Geschrieben wurde die erste Version 1986 von Mark Drela am MIT (Massachusetts Institute of Technology). Die Berechnungen basieren auf einer numerischen zwei-dimensionalen Paneel-Methode. Die Berechnungen konvergieren nur bei anliegender Strömung. [9] [12]

Mit folgenden Einstellungen sind die Xfoil Ergebnisse simuliert.

```
n = 240; % number of discrete points
N = 9; % Ncrit turbulence
R=2e5; % Rynolds Number - miscellaneously: Re @20 m/s, @50 m/s
iAngle = 8; % Angle of Attack - miscellaneously
XCMND={'load naca12.txt';' ';...
    'ppar';['n ',num2str(n)];'t 1';' ';' ';'oper';['visc',num2str(R)];'VPAR';
    ['N ',num2str(N)];' ';...
    'iter';'100';['alfa ',num2str(iAngle)];'dump M_1.txt';'cpwr M_2.txt';' ';
    'quit';' '
};
```
F. MESSDATENERFASSUNG MIT MATLAB

Für die Messdatenerfassung und erste Berechnungen ist folgender Matlab Code verwendet worden:

```
1 clear all
2 %airfoil Windkanal - Thesis Martin Mohr 2020-12-02
5 %%%%-----INPUT vor jeder Messreihe----%%%%
6 alpha= 4.8;
                        % Anstellwinkel gemessen hinten links [ ]
                        % Umgebungsdruck [Pa] Wetterstation
8 p_oo=101320;
                        % Am Anfang einer Messung ablesen -
9 F_L_eigen= 57.79 ;
     Eigengewicht von Halterung und Modell
10
n_M=321;
                        % Drehzahl Ventilator -> Druckdiff -> c_oo
<sup>12</sup> p_dyn= 235.8;
                % Messung an der VK des airfoils - pm 4Pa
p_{13} p_{dyn_pm} = 4;
14 F_L_Halterung=0.4 ;
                       % 0.37 0.44
15
16 \ \% \ n_M = 819;
17 % p_dyn= 1478.3; % Messung an der VK des airfoils - pm 6
18 % p_dyn_pm=6;
19 % F_L_Halterung=1.6 ;
22 %%%%-----INPUT Allgemein----%%%%
23 alpha_pm=0.1;
                            % [ ]
                           % K
T_{pm}=0.5;
                           % Zähler für Schleife Auslesen PSC24 -
25 Mittelungen = 100;
     evtl umrechnen Zeit in Schritte
26 MittelungenKraefte = 10; % !!gerade Zahl!! Mittelungen für Kräfte
     und Temperatur
27 F_L_Offset=0.01;
28 F_D_Offset=0.000;
                           % Offset MultiMeter F_L [mA]
                           % Offset MultiMeter F_D [mA]
                            % Temperatur Offset [K]
29 T_Offset =0.7;
30 alpha_korr=-0.85;
                           % Winkelkorrektur (geometrisch) durch
     systematischen Fehler in der Winkelbestimmung
31 % Frequenz Druckmessung über Setup PSC 24 einstellen
32
33 %%%----Berechnungen----%%%
34 alphaMin= alpha-alpha_pm ;
                                     % Anstellwinkel Minimum
                                        % Anstellwinkel Maximum
35 alphaMax= alpha+alpha_pm ;
36
37 %%%%-----Messgeräte konfigurieren----%%%%
38 %%% PSC 24
39 s_PSC = serialport("COM3",115200); % Baudrate nach COM
40 configureTerminator(s_PSC, "CR");
                                   %
```

```
41
42 %%% Auftrieb
43 s_FL = serialport("COM11",19200, "DataBits", 7, "StopBits", 1, "
      Parity","odd"); % UT803
  configureTerminator(s_FL, "CR/LF");
44
45
46 %%% Widerstand
47 s_FD = serialport("COM10",19200, "DataBits", 7, "StopBits", 1, "
     Parity","odd"); % UT803
  configureTerminator(s_FD, "CR/LF");
48
49
  %%% Temperatur
50
  s_T = serialport("COM12",19200, "DataBits", 7, "StopBits", 1, "Parity
51
      ","odd"); % UT803
  configureTerminator(s_T, "CR/LF");
52
53
54
55 %%%%----Datenaufnahme----%%%%%
56 % Matritzen vorher anlegen für Laufzeitoptimierung
57 PSC24_Rohdaten=zeros(Mittelungen,1+1+24); % Matrix erzeugen für die
     Messwerte mit Zeit und Nr
58 F_L_Rohdaten=zeros(MittelungenKraefte,1);
59 F_D_Rohdaten=zeros(MittelungenKraefte,1);
60 T_Rohdaten=zeros(MittelungenKraefte,1);
61
62 %%% Kräfte und Temperatur vor der Druckmessung
  for i=1:MittelungenKraefte/2
63
64
      %%%%-----Daten holen----%%%%%
65
      dataString F L=readline(s FL);
66
      dataString_F_D=readline(s_FD);
67
      dataString_T=readline(s_T);
68
69
      %%%%-----Daten umwandeln----%%%%%
70
      dataString_F_L=strsplit(dataString_F_L,'?'); % Wert ist durch ?
71
          getrennt
      data_F_L=str2double(dataString_F_L(1,1))/100; % String lesen und
72
          umwandeln
73
      dataString_F_D=strsplit(dataString_F_D,'?'); % Wert ist durch ?
74
          getrennt
      data_F_D=str2double(dataString_F_D(1,1))/100; % String lesen und
75
          umwandeln
76
      data_T=str2double(dataString_T);
                                                      % String lesen und
77
          umwandeln
      data_T= ((data_T-100000000)/10000);
                                                      % umrechnen
78
79
```

```
%%%%-----Daten in Matrix speichern----%%%%
80
       T_Rohdaten(i,:)=[data_T];
                                                 % Ohm
81
       F_L_Rohdaten(i,:)=[data_F_L];
                                                 % mA
82
       F_D_Rohdaten(i,:)=[data_F_D];
                                                 % mA
83
84
       pause(1);
                             % 1 Sekunde warten
85
  end
86
87
88 %%% Druckmessung
  for i=1:Mittelungen
89
       dataString_PSC=readline(s_PSC);
                                                🔏 serial auslesen
90
91
       PSC24_Rohdaten(i,:)=[now,i,str2num(dataString_PSC)]; % Daten
92
          wegschreiben
93 end
94
  %%% Kräfte und Temperatur nach der Druckmessung
95
  for i=1:MittelungenKraefte/2
96
97
       %%%%-----Daten holen----%%%%
98
       dataString_F_L=readline(s_FL);
99
       dataString_F_D=readline(s_FD);
100
       dataString_T=readline(s_T);
101
102
       %%%%-----Daten umwandeln----%%%%%
103
       dataString_F_L=strsplit(dataString_F_L,'?'); % Wert ist durch ?
104
          getrennt
       data_F_L=str2double(dataString_F_L(1,1))/100; % String lesen und
105
          umwandeln
106
       dataString_F_D=strsplit(dataString_F_D,'?'); % Wert ist durch ?
107
          getrennt
       data_F_D=str2double(dataString_F_D(1,1))/100; % String lesen und
108
          umwandeln
109
       data_T=str2double(dataString_T);
                                                        % String lesen und
110
          umwandeln
       data_T= ((data_T-100000000)/10000);
                                                       % umrechnen
111
112
       %%%%-----Daten in Matrix speichern----%%%%
113
       T_Rohdaten(i,:)=[data_T];
                                                 % Ohm
114
       F_L_Rohdaten(i,:) = [data_F_L];
                                                 % mA
115
       F_D_Rohdaten(i,:) = [data_F_D];
                                                 % mA
116
117
                             % 1 Sekunde warten
       pause(1);
118
119 end
120
121 Zeiten=datevec(PSC24_Rohdaten(:,1));
                                                % Zeitenvektor erstellen
```

```
122
  pMittel=mean(PSC24_Rohdaten,1); pMittel(:,1:2)=[];
                                                             % Mittelwert
123
       der 24 Kanäle und dann ersten Zwei Spalten löschen
  pStd=std(PSC24_Rohdaten,1); pStd(:,1:2)=[];
                                                             %
124
      Standardabw der 24 Kanäle und dann ersten Zwei Spalten löschen
  pMax=max(PSC24_Rohdaten); pMax(:,1:2)=[];
                                                             %
125
      Maximalwert der 24 Kanäle und dann ersten Zwei Spalten löschen
  pMin=min(PSC24_Rohdaten); pMin(:,1:2)=[];
                                                             %
126
      Minimalwert der 24 Kanäle und dann ersten Zwei Spalten löschen
  PSC24_Messwert=[datevec(PSC24_Rohdaten(1,1)),datevec(PSC24_Rohdaten(
127
      Mittelungen,1)-PSC24_Rohdaten(1,1)),Mittelungen,pMittel,pStd,pMax
      ,pMin]; % Startzeit in 6 Spalten ..., Dauer in 6 Spalten YYYY, MM
      , TT ... , Anzahl Mittelungen, pMittel, pStd, pMax, pMin
128
  %T_Rohdaten in Kelvin umrechnen - PT1000
129
  A=3.9083e-3;
130
  B = -5.775e - 7;
131
  R0 = 1000;
132
  T_umrechnen=mean(T_Rohdaten);
133
134
  135
      T_umrechnen)/(R0) -1) );
  T_Messwert= T_umrechnen + 273.15 + T_Offset;
                                                  % Temperatur in
                                                                     С
136
      umrechnen
137
  %%%% Messwerte Waage umrechnen mA -> N
138
  F_L_Umrechnen=(F_L_Rohdaten-F_L_Offset).*0.99897;
                                                           % Offset
139
      verrechnen und Steigung anpassen mit: .*0.99897, da MM abweicht
  F_L_Umrechnen=F_L_Umrechnen./0.2+0.1;
                                                           %
140
      Strommessbereich=20mA mit 500 Einteilungen - Messbereich= 100N
      in 500 Einteilungen -> Intervall 0.2N - um Mitte des Intervalls
      anzugeben + 0.2/2=0.1 - mA in N % Schwankung im Strom hat nur
      einen kleinen Einfluss. Im Vergleich zum Kraft Intervall, zu dem
      ein Strom-Messwert gehört
141 F_L_Messwert=[mean(F_L_Umrechnen,1),max(F_L_Umrechnen)+0.1+0.05,min(
      F L Umrechnen)-0.1-0.05 ]; % halbes Intervall 0.2N/2 bei max und
      min wieder verrechnen - 0.05 ist Ablesegenauigkeit: 0.01/0,2
142
  F_D_Umrechnen=(F_D_Rohdaten-F_D_Offset).*0.996;
                                                         % Offset
143
      verrechnen und Steigung anpassen mit: .*0.996, da MM abweicht
<sup>144</sup> F_D_Umrechnen=F_D_Umrechnen./0.4+0.05;
                                                         % Messbereich=
      50N in 500 Einteilungen -> Intervall 0.1N - um Mitte des
      Intervalls anzugeben + 0.1/2=0.05 - mA in N % Schwankung im
      Strom hat nur einen kleinen Einfluss. Im Vergleich zum Kraft
      Intervall, zu dem ein Strom-Messwert gehört
<sup>145</sup> F_D_Messwert=[mean(F_D_Umrechnen,1), max(F_D_Umrechnen)+0.05+0.025, min
      (F_D_Umrechnen)-0.05-0.025 ]; % halbes Intervall 0.1N/2 bei max
      und min wieder verrechnen - 0.025 ist Ablesegenauigkeit: 0.01/0,4
```

```
146
  %%%-----Werte berechnen----%%%
147
148
149 %%% Abmaße und Konstanten
150 R_L = 288;
                        % spez. Gask. Luft nach Lucas 2007
151 R L pm = 1;
                        % Länge Tragflügel m
152 \quad 1=0.149;
153 l_pm=0.001;
b=0.143;
                        % Breite Tragflügel m
155 b_pm = 0.004;
156
157 H k = 0.43;
                        % Höhe Windkanal Auslass 0.53 m mit Strahlensatz
      Entfernung zu Tragflügel: Höhe Kernstrahl: 0.43m
  H_k_{pm}=0.01;
158
159
160 %%% Berechnungen
161
  % Viskosität - lin. Interpol. zwischen @25 C und @30 C
162
  eta_L= 1.859169e-5 + ((1.8827664e-5-1.859169e-5)/(5)) *(T_Messwert
163
      -273.15-25);
164
165 % Vektor der Positionen der Druckmessstellen ab Vorderkante
166 dx_vec= [0.025 0.0225 0.0275 0.0275 0.02 0.0115 0.00625 0.00375
      0.00225 0.0015 0.0015 0.0015 0.0015 0.0015 0.00225 0.00375
      0.00625 0.0115 0.02 0.0275 0.0275 0.0225 0.025 ];
167
168 % Dichte
169 rho_L=p_oo/(R_L*T_Messwert);
170
171 % Anströmgeschwindigkeit
172 c_oo=sqrt((2*p_dyn)/(rho_L)) ;
173
174 %Reynoldszahl
175 Re= (c_oo*l*rho_L)/(eta_L) ;
176
177 % Anstellwinkel korrigieren - Freistrahlkorrektur
178 alpha=alpha+alpha_korr;
  alpha_eff=(alpha)/( (1+((pi^2)/(48) * ((1)/(H_k))^2)*2)^2 + sqrt
179
      (12*((pi<sup>2</sup>)/(48) * ((1)/(H_k))<sup>2</sup>)) );
180
181 % Auftriebskraft Waage
182 F_L_Kraft_min= -(F_L_Messwert(1,3)-F_L_eigen-F_L_Halterung) ;
183 F_L_Kraft_max= -(F_L_Messwert(1,2)-F_L_eigen-F_L_Halterung) ;
184
185 % Auftriebsbeiwert Waage
186 c_L_Kraft_max= (F_L_Kraft_max)/( (rho_L * c_oo^2)/(2) * l*b
                                                                      );
187 c_L_Kraft_min= (F_L_Kraft_min)/( (rho_L * c_oo^2)/(2) * 1*b
                                                                       );
```

```
(-((F_L_Kraft_max+F_L_Kraft_min)/2)/(p_dyn^2*1
  c_L_Kraft_pm= sqrt(
188
      *b))^2*p_dyn_pm^2 + (-((F_L_Kraft_max+F_L_Kraft_min)/2)/(p_dyn*
                            (((F_L_Kraft_max+F_L_Kraft_min)/2)/(p_dyn*1
      l^2*b))^2*l_pm^2 +
      *b^2))^2*b_pm^2 );
189
  % Auftriebskraft PSC24
190
  F_L_Druck= b*( ( sum( PSC24_Messwert(1,26:36).*dx_vec(1,13:23)) )- (
191
      sum( PSC24_Messwert(1,14:24).*dx_vec(1,1:11))) ) ; % Auftrieb
      durch Druckverteilung berechnen
192
  % Auftriebsweiwert PSC24
193
  c L Druck= (F L Druck)/( (rho L * c oo<sup>2</sup>)/(2) * 1*b );
194
195 c_L_Druck_pm= sqrt( (-F_L_Druck/(p_dyn^2*l*b))^2*p_dyn_pm^2 + (-
      F_L_Druck/(p_dyn*l^2*b))^2*l_pm^2 +
                                             (-F_L_Druck/(p_dyn*l*b^2))
      ^2*b_pm^2 ) ;
196
197
  %%%%~----Write----%%%%%
198
199
  %%%% Rohdaten PSC24
200
  filename=sprintf('PSC24_Rohdaten_%d _%dn_%d-%d-%d-%d-%d.xls',
201
      round(alpha), round(n_M), Zeiten(1,1) , Zeiten(1,2), Zeiten(1,3),
       Zeiten(1,4), Zeiten(1,5), round(Zeiten(1,6)) );
                                                             % Name
      Rohdaten PSC24
   writematrix([datevec(PSC24_Rohdaten(:,1)),PSC24_Rohdaten], filename)
202
203
  %%%% Messwert
204
  filename=sprintf('Messung_%d _%dn_%d-%d-%d-%d-%d.xls',round(alpha
205
      ), round(n_M), Zeiten(1,1) , Zeiten(1,2), Zeiten(1,3), Zeiten
      (1,4), Zeiten(1,5), round(Zeiten(1,6))); % Name Messwerte
      PSC24
  writematrix([n_M,alpha,alpha_eff,c_L_Kraft_min,c_L_Kraft_max,
206
      c_L_Kraft_pm,c_L_Druck,c_L_Druck_pm,PSC24_Messwert,F_L_Messwert,
      F_D_Messwert,F_L_Kraft_max,F_L_Kraft_min,F_L_Druck,T_Messwert,
      T_pm,p_dyn,p_dyn_pm,p_oo,c_oo,alpha_pm,rho_L,Re], filename);
207
208 % serial wieder freigeben
  clear s_PSC
209
  clear s_FL
210
  clear s_FD
211
  clear s_T
212
```

G. 24-KANAL DRUCKMESSGERÄT



Abbildung G.1: PSC-Druckscanner Kalibrierung.

H. MESSPLAN

#	α [°]	#	α [°]
1	9.15	38	-16.05
2	-2.7	39	-16.65
3	1.1	40	-18.15
4	3.4	41	-19.35
5	5	42	-21.35
6	7.8	43	-23.85
7	11.4	44	-21.95
8	2.85	45	-19.85
9	16.5	46	-11.75
10	-1.45	47	-8.65
11	18.9	48	-3.05
12	-19.25	49	1.25
13	21.3	50	3.75
14	-19.25	51	6.25
15	21.3	52	9.15
16	-21.35	53	12.35
17	-29.35	54	15.75
18	-24.95	55	17.25
19	20.4	56	19.15
20	-21.75	57	21.65
21	18.1	58	23.35
22	-18.55	59	27.65
23	-15.85	60	25.85
24	15.4	61	23.15
25	-15.85	62	21.15
26	13.1	63	19.35
27	-17.15	64	18.15
28	9.6	65	16.85
29	-1.35	66	16.25
30	-12.85	67	15.35
31	-11.05	68	14.15
32	2.85	69	13.15
33	-11.05	70	11.45
34	-7.75	71	9.95
35	-5.85	72	6.65
36	-1.35	73	3.95
37	-2.75		

Tabelle H.1: Messplan für eine Anströmgeschwindigkeit von 20 m/s. Dabei ist α der geometrische
(um Offset verschobener) Anstellwinkel.

#	<i>α</i> [°]
1	9.15
2	-2.7
3	1.1
4	3.4
5	5
6	7.8
7	11.4
8	2.85
9	16.5
10	-1.45
11	18.9
12	-19.25
13	-21.35
14	21.3
15	20.4
16	18.1
17	15.4
18	-15.85
19	13.1
20	-17.15
21	9.6

Tabelle H.2: Messplan für eine Anströmgeschwindigkeit von 50 m/s. Dabei ist α der geometrische
(um Offset verschobener) Anstellwinkel..

I. ERGEBNISSE EXPERIMENT



Abbildung I.1: Auftriebsbeiwerte c_L über die Druckmessstellen bestimmt (c_{L_p}) und über die Waage (c_{L_F}) für verschiedene Anstellwinkel α bei einer Strömungsgeschwindigkeit von 20 m/s inklusive Fehlerbalken.



Abbildung I.2: Auftriebsbeiwerte c_L über die Druckmessstellen bestimmt (c_{L_p}) und über die Waage (c_{L_F}) für verschiedene Anstellwinkel α bei einer Strömungsgeschwindigkeit von 50 m/s inklusive Fehlerbalken.