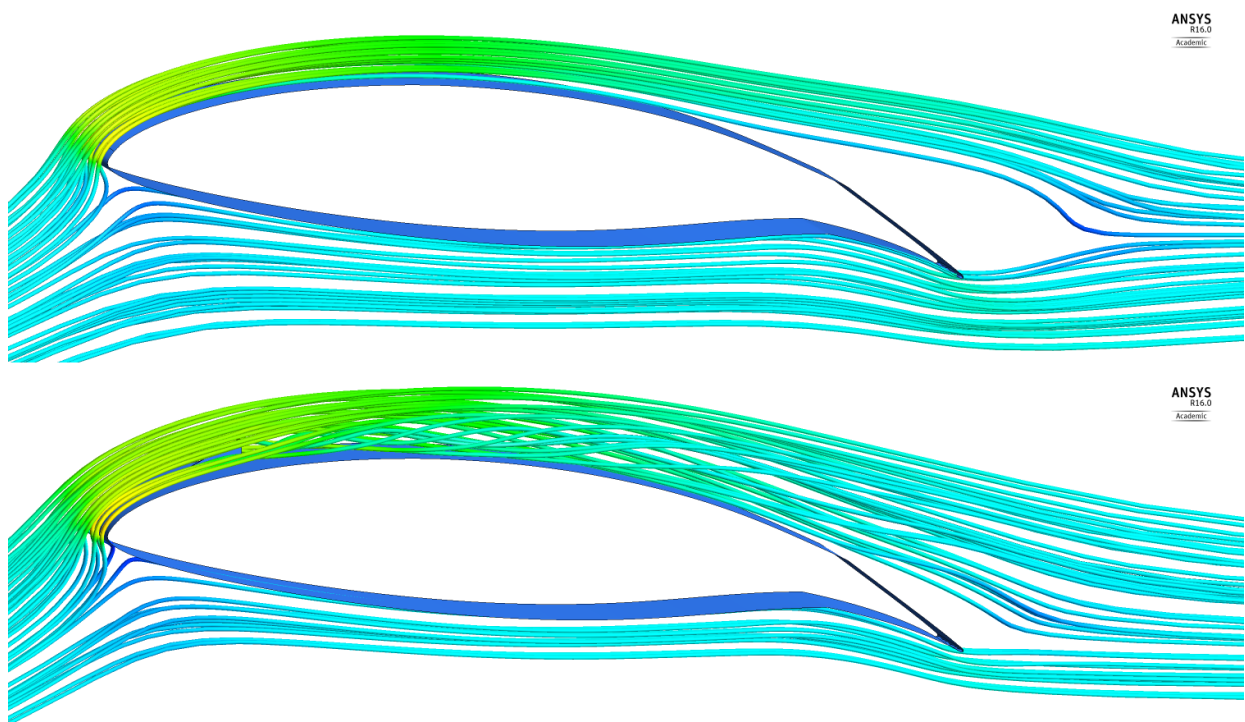


# Strömungssimulationen zur Untersuchung von Auftriebshilfen beim Leichtflugzeug FK12 Comet



**Tim Federer und Ramon Zoller**

07. August 2015

**Referent:** Prof. Dr. habil. Michael Schreiner  
**Koreferent:** Prof. Dr. Christoph Würsch

## Danksagungen

An dieser Stelle möchten wir all jenen danken, die durch ihre fachliche und persönliche Unterstützung zum Gelingen dieser Diplomarbeit beigetragen haben.

Besonderen Dank gilt Herrn Prof. Dr. habil. Michael Schreiner und Herrn Prof. Dr. Christoph Würsch für das Bereitstellen dieses interessanten Themas für die Bachelorarbeit. Zudem gaben Sie uns durch kritisches Hinterfragen immer wieder wertvolle Hinweise. Auch Ihre moralische Unterstützung und kontinuierliche Motivation haben einen grossen Teil zur Vollendung dieser Arbeit beigetragen. Sie haben uns dazu gebracht, über unsere Grenzen hinaus zu denken und zeigten uns immer wieder, wie wissenschaftliches Arbeiten abläuft. Ausserdem standen sie uns jederzeit für Fragen zur Verfügung. Vielen Dank für die Geduld und Mühen.

Ein weiterer Dank gilt den Mitarbeitern des ICE, die uns jeder Zeit bei der Bachelorarbeit zu verschiedenen Fragestellungen geholfen haben. Dabei geht ein besonderer Dank an Thomas Meier, Erich Carelli, Claudio Wolfer, Marco Lüchinger und Simon Härdi.

Ein Dank geht auch an Peter Funk von FK-Lightplanes, welcher uns Daten zum Flugzeug, den Flügelprofilen und Fotos von den Vortexgeneratoren zur Verfügung gestellt hat.

Ausserdem ist ein Dank an Frau Dr. Clara Marika Velte von der technischen Universität Dänemark auszusprechen, welche uns Ihre Doktorarbeit «Characterization of Vortex Generator Induced Flow» zur Verfügung gestellt hat und per E-Mail zur Verfügung stand.

Zusätzlich geht ein Dank an Herrn Dr. Simon Reitze, der unsere Arbeit auf Rechtschreibung und Grammatik hin korrigiert hat.

Ramon Zoller und Tim Federer, im August 2015

## Abstrakt

Die vorliegende Arbeit beschäftigt sich mit Strömungssimulationen um das Laminarflügelprofil des Flugzeugs FK12 Comet S1. Sie geht der Frage nach, wie die Flügelprofile modifiziert werden können, damit sie bessere Langsamflugeigenschaften aufweisen. In dieser Arbeit wird als erstes die Modifikation des Flügelprofils mit einer anderen Landeklappen betrachtet, welche beim neuen Flugzeugmodell S2 umgesetzt wurde. Die Ergebnisse zeigen den positiven Einfluss der Landeklappen auf die Langsamflugeigenschaften. Als zweites wird das Aufrüsten des Flügels S1 mit Vortexgeneratoren betrachtet. Vortexgeneratoren sind einfache geometrische Teile, welche auf der Flügeloberfläche platziert werden. Bei dieser Untersuchung wird eine Parameterstudie durchgeführt, um die Vortexgeneratoren optimal auszulegen. In den Ergebnissen ist die Wirkung deutlich zu erkennen und es können auch Rückschlüsse auf die richtige Auslegung gezogen werden. Die Strömungsuntersuchungen werden mit ANSYS-CFX durchgeführt; dabei ist speziell das verwendete  $\gamma - Re\Theta$  Modell zu erwähnen. Dieses empirische Modell ermöglicht eine Abbildung des Umschlags von der laminaren zur turbulenten Grenzschicht.

## Abstract

The present work deals with flow simulations around the laminar airfoil of the airplane FK12 Comet S1. It examines the question, how the airfoil can be modified to improve the slow flight characteristics. To start, this work looked at the modification of the wingprofile with another landing flap which is in use with the new airplane model S2. The results show the positive influence of the landing flaps on the slow flight characteristics. Secondly, the upgrade of the wing profile S1 with turbulators was observed. Turbulators are simple geometrical parts that are placed on the airfoil surface. With this investigation a parameter study was performed, to lay out the turbulators optimally. The effect is clearly recognisable in the results and conclusions on the right placement can be drawn. The flow investigations are carried out with ANSYS-CFX; in the investigation process the  $\gamma - Re\Theta$  model was used. This model allows an exact picture of the turn from the laminar to the turbulent border layer.

# Inhaltsverzeichnis

<b>1</b>	<b>Aufgabenstellung</b>	<b>1</b>
<b>2</b>	<b>Motivation</b>	<b>2</b>
<b>3</b>	<b>Strömungsmechanik und CFD</b>	<b>4</b>
3.1	Theorie . . . . .	4
3.2	CFD Aspekte . . . . .	9
<b>4</b>	<b>Algorithmen</b>	<b>14</b>
4.1	Graph Basierte Algorithmen . . . . .	14
4.1.1	Dijkstra . . . . .	14
4.1.2	A* . . . . .	14
4.1.3	Bellman-Ford . . . . .	14
4.2	Non Graph Basierte Algorithmen . . . . .	15
4.2.1	RAPTOR . . . . .	15
4.2.2	Connection Scan Algorithm . . . . .	15
4.3	Transfer Pattern . . . . .	16
<b>5</b>	<b>Programme</b>	<b>17</b>
5.1	Traintickets.to . . . . .	17
5.2	Open Trip Planner . . . . .	17
5.3	R5 . . . . .	18
<b>6</b>	<b>Vortexgenerator auf dem Flügelprofil S1</b>	<b>19</b>
6.1	Modellierung . . . . .	19
<b>7</b>	<b>Zusammenfassung und Ausblick</b>	<b>20</b>

# 1 Aufgabenstellung

Bei dieser Bachelorarbeit werden die Flügelprofile des Ultraleichtdoppeldeckers FK12 Comet der Firma FK-Lightplanes untersucht. Die FK12 Comet ist weltweit der einzige in Serie hergestellte Ultraleichtdoppeldecker. Seit 2012 wird die FK12 Comet in der modifizierten Variante S2 hergestellt. Ultraleichtflugzeuge müssen in der Lage sein, mit der Geschwindigkeit von 65 km/h (18.055 m/s) ohne Strömungsabriss fliegen zu können, woraus sich das zugelassene Abflug- und Landegewicht ergibt. Das maximal zugelassene Abflug- und Landegewicht für das Flugzeug FK12 Comet S2 beträgt 472.5 kg und für das Flugzeug FK12 Comet S1 450 kg.

Das Ziel der Bachelorarbeit ist, mit Hilfe von Strömungssimulationen herauszufinden, wie Vortexgeneratoren auf dem Flugzeugflügel S1 zu positionieren sind, damit bei der Geschwindigkeit von 65 km/h ein höherer Auftrieb entsteht. Für das Ziel einer optimalen Aufrüstung des Flügelprofils S1 mit Vortexgeneratoren wird eine Parameterstudie durchgeführt, um herauszufinden, an welcher Position die Vortexgeneratoren platziert und welche Dimension die Vortexgeneratoren haben müssen. Mit dem höheren Auftrieb soll erreicht werden, dass das Flugzeug FK12 Comet S1 mit mehr Abflug- und Landegewicht zugelassen werden kann. Um die Wirkung der Vortexgeneratoren und den Übergang von laminarer zu turbulenter Strömung kennenzulernen, werden Simulationen mit Experimenten der technischen Universität von Dänemark [Bac67] verglichen. Zusätzlich soll der Unterschied zwischen den Landeklappenarten des Flugzeuges FK12 Comet S1 und S2 auf verschiedene Flugeigenschaften in der zweidimensionalen Simulation untersucht und verglichen werden. Aus dem Vergleich soll ersichtlich werden, welchen Einfluss die Modifizierung der Landeklappe auf den Auftrieb hat. Zusätzlich zum Vergleich der Landeklappen werden die Ergebnisse der zweidimensionalen Simulation mit den Messergebnissen der Flügelprofile aus dem Windkanal der Universität Stuttgart [Bay00] verglichen.

## 2 Motivation

In dieser Bachelorarbeit werden die Auswirkungen von Vortexgeneratoren auf dem Flugzeugflügel am Beispiel des Flugzeuges FK12 Comet S1 untersucht. Dabei soll das Flugzeug FK12 Comet S1 mit Vortexgeneratoren ausgerüstet werden, damit ein besserer Auftrieb entsteht und somit mit mehr Gewicht beladen werden darf. Zusätzlich wird die unterschiedliche Landeklappenart der Flugzeuge FK12 Comet S1 und S2 auf die verschiedenen Flugeigenschaften getestet. Beim Flügel mit einem Spalt zwischen Landeklappe und Flügelprofil wird in der folgenden Bachelorarbeit vom Flügelprofil S2 gesprochen. Beim Flügelprofil S1 handelt es sich um den Flügel, bei dem die Landeklappen in das Flügelprofil integriert sind. In Folge wird genauer auf das Flugzeug eingegangen, auf das Wirkungsprinzip der Vortexgeneratoren sowie auf die Flügelprofile S1 und S2.

### Flugzeug

Folgende Beschreibung trifft laut der Firma FK-Lightplanes [Bac67] auf das Flugzeug zu: «Die FK12 COMET S2 ist der einzige ultraleichte, in Serie produzierte, Doppeldecker weltweit; handgefertigt für den ultimativen Flugpass. Sie ist ein sehr agiles, dabei aber gutmütiges Flugzeug für den sportlichen Piloten. Sie ist die konsequente Weiterentwicklung der erfolgreichen FK12 Comet S1, die bereits in 100 Exemplaren weltweit fliegt.

Die FK12 COMET S2 ist unvergleichlich, nicht nur in Ihrem sportlichen Design, sie ist zudem der schnellste Doppeldecker weltweit, im Verhältnis zu Ihrer Leistung von 100 PS. Die Tragflächen lassen sich von einer Person in wenigen Minuten anklappen, so dass sie überall Platz findet.

Das moderne Querruder/Flaperon System ermöglicht der FK12 Comet S2 ein sehr agiles Flugverhalten, mit hoher Rollrate, bei gleichzeitig sehr guten Langsamflugeigenschaften. So kann die FK12 Comet S2 von jedem Piloten mit etwas Erfahrung sicher geflogen werden.»

In Tabelle 1 sind die technischen Spezifikationen des Flugzeuges FK12 Comet S2 aufgelistet. In Abbildung 1 ist ein Flugzeug FK12 Comet zu sehen.

<b>Kenngösse</b>	<b>Daten</b>
Sitze	2
Länge	5.955 m
Höhe	2 m
Spannweite	6.36
Flügelfläche	13.4 m <sup>2</sup>
Leergewicht	ca. 290 kg
max. Startgewicht	540 kg
max. Startgewicht in CH/DE	472.5 kg
Höchstgeschwindigkeit	220 km/h

Tabelle 1: Flugzeugdaten vom Flugzeug FK12 Comet S2 [Bay00]



Abbildung 1: Flugzeug FK12 Comet S1 [Bay00]

... und so weiter ...



### 3 Strömungsmechanik und CFD

In diesem Kapitel wird auf die grundlegende Theorie der Strömungsmechanik und die CFD eingegangen, wobei nur die für die Arbeit benötigte Theorie erklärt wird. Für weitere Theorie zur Strömungsmechanik wird auf die Bücher «Strömungsmechanik» von Hendrik Kuhlmann [Bac67], «Technische Fluidmechanik» von Herbert Sigloch [Bac66] und «turbulence» von P.A. Davidson [Bay00] verwiesen.

Bei den CFD-Aspekten werden die allgemeinen Einstellungen für die durchgeführten Simulationen aufgelistet und erklärt, wobei speziell die Randbedingungen und das Setup zur Sprache kommen.

#### 3.1 Theorie

In diesem Abschnitt werden die wichtigsten Formeln und Begriffe dieser Arbeit genauer erklärt und beschrieben.

##### Strömungsarten

In der Strömungslehre existieren zwei verschiedene Strömungsarten von Gasen und Flüssigkeiten:

- Laminare Strömung
- Turbulente Strömung

Unter einer laminaren Strömung wird die Bewegung von Flüssigkeiten und Gasen verstanden, bei der sich die Schichten nicht miteinander vermischen. Dies ist in Abbildung 2 unter «laminar Flow» ersichtlich. Die Bewegung von Fluiden, bei der Verwirbelungen auftreten, wird als turbulente Strömung bezeichnet. Dabei gibt es eine starke Vermischung der Schichten, wie in Abbildung 2 unter «turbulent Flow» zu erkennen ist.

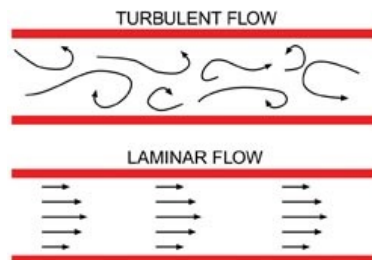


Abbildung 2: Beispiel für eine laminare und turbulente Strömung [Bac66]

Strömungen, die in der Realität auftreten, bestehen aus den beiden Strömungstypen. Damit eine Strömung turbulent wird, muss eine genügend hohe Reynoldszahl vorhanden sein, welche bei der Strömung über eine ebene Platte oder einem Flügelprofil bei ca.  $3 \cdot 10^5$  liegt. Jedoch reisst beim Flügelprofil bei grossem Anstellwinkel die Strömung früher ab. Überschreitet die Reynoldszahl diesen Wert, egal ob über der ebenen Platte oder über dem Flügelprofil, so wird ein Übergang zwischen laminar und turbulent stattfinden. Wie aus der Formel für

die Reynoldszahl (1) ersichtlich ist, wird der Wert desto grösser, je grösser der Abstand zur Anfangskante ist. Zusätzlich hängt dieser Übergang von der Strömungsgeschwindigkeit  $U_\infty$  ab. Ist dieser Wert in der Umgebung bereits hoch, kann es sein, dass die Strömung gleich nach Eintreffen über der Platte turbulent wird.

Um das Verständnis und die Rechnungen für diese Thematik zu erhalten, wurde das Buch *Strömungsmechanik* von Hendrik Kuhlmann [Bac67, Kap. 7] und die Bachelorarbeit von Michael Schuler und Kyle Axel Elford [Bay00] beigezogen. Nachfolgende Formeln werden alle aus den oben erwähnten Werken entnommen.

### Reynoldszahl

Die Reynoldszahl ist eine dimensionslose Kennzahl, die zur Beschreibung der Charakteristik einer Strömung verwendet wird. Mit der Reynoldszahl lässt sich erkennen, ob eine laminare oder turbulente Strömung vorliegt. Sie berechnet sich aus dem Verhältnis zwischen Trägheitskraft und Reibungskraft in einer Strömung.

$$\text{Re} = \frac{U \cdot L}{\nu} = \frac{\rho \cdot v \cdot x}{\eta} \quad (1)$$

Re ... Reynoldszahl [–]  
 $\rho$  ... Dichte  $\left[\frac{\text{kg}}{\text{m}^3}\right]$   
 $v$  ... Strömungsgeschwindigkeit  $\left[\frac{\text{m}}{\text{s}}\right]$   
 $x$  ... Abstand zum Profilanfang [m]  
 $\eta$  ... dynamische Viskosität  $\left[\frac{\text{kg}}{\text{ms}}\right]$

### Randschichtdicke

Eine Randschicht, oder auch Grenzschicht genannt, ist der Bereich einer Strömung, welcher in Wandnähe von der Reibung beeinflusst wird. Die Randschicht ist solange vorhanden, wie die Reibung einen Einfluss auf die Geschwindigkeit senkrecht zur Wand hat, was in Abbildung 3 die gestrichelte Linie darstellt. In der Randschicht sind grosse Geschwindigkeitsgradienten der Strömung vorhanden, denn unmittelbar an der Wand beträgt die Geschwindigkeit null. Mit (2) kann die Randschichtdicke für die laminare Strömung und mit (3) für die turbulente Strömung berechnet werden. Die Randschichtdicke ist hier so definiert, dass die Geschwindigkeitskomponenten in X-Richtung 99% von der Strömungsgeschwindigkeit am Einlass beträgt. Die Randschichtdicke ist in Abbildung 3 gestrichelt dargestellt.

$$\delta_{lam} = 5.0 \cdot \sqrt{\frac{\nu \cdot x}{U_\infty}} \quad (2)$$

$\delta_{lam}$  ... Randschichtdicke laminar [m]  
 $\nu$  ... kinematische Viskosität  $\left[\frac{\text{m}^2}{\text{s}}\right]$   
 $x$  ... Abstand zum Profilanfang [m]  
 $U_\infty$  ... Geschwindigkeit am Einlass  $\left[\frac{\text{m}}{\text{s}}\right]$

$$\delta_{turb} = 0.37 \cdot \left[ \frac{\nu (x - x_0)^4}{U_\infty} \right]^{\frac{1}{5}} \quad (3)$$

$\delta_{turb}$  ... Randschichtdicke turbulent [m]

$\nu$  ... kinematische Viskosität  $\left[ \frac{m^2}{s} \right]$

$x$  ... Abstand zum Plattenanfang [m]

$x_0$  ... fiktive Vorderkante der turbulenten Grenzschicht [m]

$U_\infty$  ... Geschwindigkeit am Einlass  $\left[ \frac{m}{s} \right]$

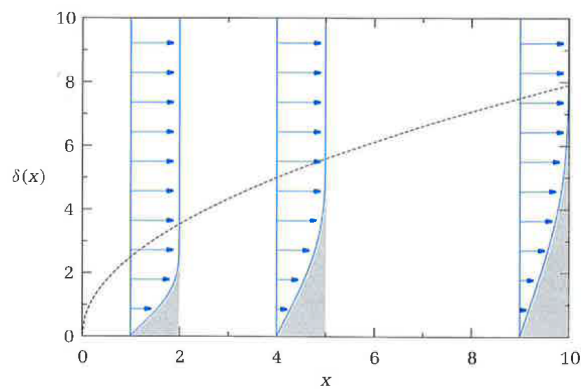


Abbildung 3: Randschichtdicke (gestrichelt) als Funktion des Abstands  $x$  zur Vorderkante einer angeströmten Platte. Die Geschwindigkeitsprofile sind blau angedeutet. Die Geschwindigkeitsdifferenz ist grau angedeutet. [Bac66, Kap.7, S. 223]

### Verdrängungsdicke

Eine weitere Möglichkeit, die Randschicht zu betrachten, bietet die Verdrängungsdicke. Mit dem Anwachsen der Grenzschicht über den Verlauf der Oberfläche wird eine immer dickere Schicht des Fluids (Luft) verlangsamt. Durch die geringere Geschwindigkeit in der Randschicht (graue Fläche in Abbildung 3) wird der Volumenstrom in X-Richtung verkleinert. Um den gleichen Volumenstrom wie am Einlass beizubehalten, muss das Fluid nun seitlich ausweichen, was zu einer Geschwindigkeitskomponente in Y-Richtung führt. Dieses Ausweichen des Fluids wird als Verdrängungsdicke deklariert. Die Verdrängungsdicke ist physikalisch eindeutig definiert und kann mit (4) und (5) für den laminaren und den turbulenten Fall berechnet werden.

$$\begin{aligned}
 \delta_{lam,1}(x) &:= \frac{1}{U_\infty} \int_0^\infty (U_\infty - u) dy \\
 &= \int_0^\infty (1 - f') dy \\
 &= \sqrt{\frac{\nu x}{U_\infty}} \int_0^\infty (1 - f') d\eta \\
 &= \sqrt{\frac{\nu x}{U_\infty}} \underbrace{\lim_{\eta \rightarrow \infty} [\eta - f(\eta)]}_{\rightarrow 1.72} \\
 &\simeq 1.72 \sqrt{\frac{\nu x}{U_\infty}} \\
 &\approx 0.3444 \cdot \delta(x)
 \end{aligned} \tag{4}$$

$\delta_{lam,1}$  ... Verdrängungsdicke laminar [m]  
 $U_\infty$  ... Geschwindigkeit am Einlass [ $\frac{m}{s}$ ]  
 $u$  ... Geschwindigkeit in X-Richtung [ $\frac{m}{s}$ ]  
 $f'$  ... Balsius-Gleichung =  $\frac{u}{U_\infty}$  [-]  
 $\nu$  ... kinematische Viskosität [ $\frac{m^2}{s}$ ]  
 $x$  ... Abstand zum Profilanfang [m]  
 $\eta$  ... dynamische Viskosität [ $\frac{kg}{ms}$ ]  
 $\delta(x)$  ... Randschichtdicke an der Stelle x [m]

$$\begin{aligned}
 \delta_{turb,1} &= \frac{1}{U_\infty} \int_0^\infty (U_\infty - \bar{u}) dy \\
 &\approx \frac{\delta}{8}
 \end{aligned} \tag{5}$$

$\delta_{turb,1}$  ... Verdrängungsdicke turbulent [m]  
 $U_\infty$  ... Geschwindigkeit am Einlass [ $\frac{m}{s}$ ]  
 $\bar{u}$  ... mittlere Geschwindigkeit in X-Richtung [ $\frac{m}{s}$ ]

### Definition von Auftrieb und Widerstand

Beim Umströmen eines Flügelprofils entstehen Kräfte auf der Flügeloberfläche. Diese Kräfte können äquivalent im sogenannten Druckpunkt zusammengefasst werden. Im Druckpunkt ist das wirkende Drehmoment null. Die Position des Druckpunktes eines Flügels ist vom Anstellwinkel abhängig. Damit die Berechnung vereinfacht werden kann, werden alle Kräfte auf den  $t/4$ -Punkt zusammengefasst. Durch den Abstand zwischen dem Druckpunkt und dem  $t/4$ -Punkt entsteht das Drehmoment. In Abbildung 4 ist ein Flügelprofil dargestellt, bei dem die Kräfte auf den Flügel eingezeichnet sind. Daraus ist die resultierende Kraft  $R$ , welche aus dem Auftrieb  $A$  und dem Widerstand  $W$  besteht, ersichtlich. Der Auftrieb ist senkrecht zur Anströmrichtung, der Widerstand ist parallel zur Anströmrichtung. Zudem ergibt sich noch ein Drehmoment im  $t/4$ -Punkt, da der Druckpunkt ganz leicht abweicht. Der Auftrieb für das Flügelprofil entsteht fast ausschliesslich aus den Druckunterschieden an der oberen und unteren Flügeloberfläche. Der Widerstand entsteht bei kleinen Anstellwinkeln hauptsächlich aus der Reibung zwischen dem Flügelprofil und der strömenden Luft. Bei grösseren Anstellwinkeln beginnt der Druckunterschied auch auf den Widerstand zu wirken.

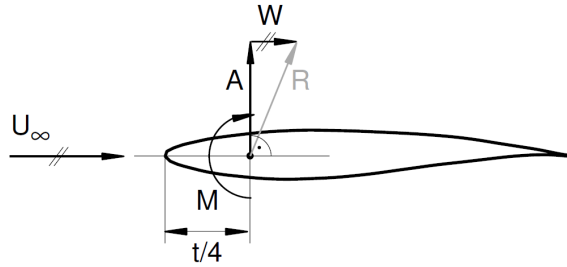


Abbildung 4: Definition von Auftriebskraft, Widerstandskraft und Drehmoment [ESA98]

In der Flugzeugindustrie werden anstelle des Drehmomentes und der Auftriebs- und Widerstandskräfte die dimensionslosen aerodynamischen Beiwerte verwendet. Mit diesen Beiwerten lassen sich Flügelprofile besser vergleichen als mit den Kräften. Ein wichtiger Faktor für die Beiwerte ist der Staudruck, welcher wie bei (6) berechnet wird.

Mit (7), (8) und (9) werden die verschiedenen Beiwerte berechnet.

$$q_\infty = \frac{\rho_\infty}{2} \cdot U_\infty^2 \quad (6)$$

$$c_A = \frac{A}{q_\infty \cdot F} = \frac{A}{\frac{\rho_\infty}{2} \cdot U_\infty^2 \cdot F} \quad (7)$$

$$c_W = \frac{W}{q_\infty \cdot F} = \frac{W}{\frac{\rho_\infty}{2} \cdot U_\infty^2 \cdot F} \quad (8)$$

$$c_M = \frac{M}{q_\infty \cdot F} = \frac{M}{\frac{\rho_\infty}{2} \cdot U_\infty^2 \cdot F} \quad (9)$$

$q_\infty \dots$  Staudruck  $\left[\frac{kg}{s^2 \cdot m}\right]$   $\rho_\infty \dots$  Dichte  $\left[\frac{kg}{m^3}\right]$   
 $U_\infty \dots$  Umgebungsgeschwindigkeit  $\left[\frac{m}{s}\right]$   
 $c_A \dots$  Auftriebsbeiwert  
 $F \dots$  Flügelfläche  $[m^2]$   
 $c_W \dots$  Widerstandsbeiwert  
 $c_M \dots$  Momentbeiwert

### Turbulenzen im Fluid

Turbulenz ist in der Natur kein seltenes, sondern ein alltägliches Phänomen. Turbulenzen treten in allen Fluiden auf, jedoch ist es in der Realität schwierig, eine Turbulenz zu beschreiben und die Parameter dafür in ein Simulationsprogramm zu übergeben.

## 3.2 CFD Aspekte

Folgend werden die Begriffe für die CFD-Simulation genauer erläutert und anschliessend die allgemeinen Einstellungen erklärt, welche bei allen Simulationen beibehalten werden, sofern nichts anderes erwähnt wird.

### Y-Plus Wert

Damit eine genaue Berechnung in der Wandnähe entsteht und die Ablösung der Strömung oder der Widerstandsbeiwert richtig berechnet werden, muss darauf geachtet werden, dass die erste Schicht der Vernetzung genügend fein gewählt wird. Die Dicke der ersten Vernetzungsschicht kann mit dem  $y^+$  Wert untersucht werden und daraus die Schlüsse gezogen werden, ob die Vernetzung senkrecht zur Wand oder zum Flügel genügend fein ist. Mit der Vernetzung der Geometrie wird die Grösse jedes einzelnen Elementes, welches bei der Simulation berechnet wird, definiert. Das heisst je feiner die Vernetzung wird, desto mehr Elemente entstehen und desto länger braucht das Programm, um die Simulation durchzuführen. Die Vernetzung wird in den einzelnen Kapiteln noch genauer erklärt.

Bei einer Simulation, bei der eine Ablösung stattfinden kann und der Widerstandsbeiwert berechnet werden soll, sollte darauf geachtet werden, dass der  $y^+$  Wert ca. eins beträgt. Mit (10), welche aus der Bachelorarbeit von Michael Schuler und Kyle Axel Ford [ESA98] entnommen wurde, kann die Dicke der ersten Vernetzungsschicht geschätzt werden.

$$\Delta y = d y^+ \sqrt{74} Re^{-\frac{13}{14}} \quad (10)$$

$\Delta y \dots$  Dicke der ersten Vernetzungsschicht  $[m]$   
 $d \dots$  spezifische Länge  $[m]$   
 $y^+ \dots$  gewünschter  $y^+$  Wert  $[-]$   
 $Re \dots$  Reynoldszahl  $[-]$

### Turbulenzmodelle

Im Simulationstool ANSYS Workbench existieren verschiedene Turbulenzmodelle, welche für die Berechnungen eingestellt werden können. Dabei ist darauf zu achten, ob die Simulationen

laminar bleiben oder ein Übergang in die turbulente Strömung erfolgen kann. Folgend werden die benutzen Modelle kurz erklärt.

**SST (Shear Stress Transport):** Das SST-Modell ist die Kombination des  $\kappa - \epsilon$  und  $\kappa - \omega$  Modells. Das SST Modell verhält sich in der Wandnähe wie das  $\kappa - \omega$  Modell und etwas abseits der Wandnähe verhält es sich wie das  $\kappa - \epsilon$  Modell. Dieses Modell wird vor allem für die genauere Berechnung der Schubspannungen verwendet. Zusätzlich wird für die Berechnung das  $\gamma - Re\theta$  Modell, welches in Ansys  $\gamma - \theta$  Modell genannt wird, eingestellt. Die Einstellung dieses Modells erlaubt es, den Übergang von der laminaren zur turbulenten Strömung zu simulieren und zu untersuchen. So kann nachvollzogen werden, welche Wirkung die Vortexgeneratoren auf der Oberseite des Flügelprofils haben.

In ANSYS wird die Turbulenz mit den Einstellungen «Turbulence Intensity» und «Turbulence length scale» definiert, welche folgend genauer erklärt werden. Die **Turbulenz Intensität bzw. turbulence level** ist ein dimensionsloses Mass für die Intensität der Verwirbelung des Fluids. Bei der **turbulence length scale** handelt es sich um die Grösse der Verwirbelung am Inlet (Einlass). Je grösser die turbulence length scale ist, desto grösser ist die Verwirbelungsform. In Tabelle 2 sind einige typische Werte eingetragen.

High	5% - 20%	Wärmetauscher, rotierende Maschinen
Medium	1% - 5%	Rohrströmungen, Ventilation
Low	< 1%	Luft um Autos, Flugzeug

Tabelle 2: Beispiele für Turbulenz Intensitäten [Bac66, S. 5]

**Randbedingungen**

Für die Simulationen wurden die vier folgenden Randbedingungseinstellungen vorgenommen, welche zusätzlich in Abbildung 5 dargestellt sind.

Der **Inlet** ist der Einlass des Fluids in die Simulationsumgebung und kann beliebig eingestellt werden. Beim Einlass werden die Einlassgeschwindigkeit, die Einlassrichtung und die Turbulenz eingestellt. Auf die genauen Inleteinstellungen wird vor der Simulation eingegangen.

**Opening oben** und **Opening hinten** wird für den Übergang zur Umgebung verwendet. Bei einem Opening kann das Fluid sowohl hinein- als auch hinausströmen. Bei den Opening-Einstellungen wurde ein Entrainment gewählt mit einem relativen Druck von 0 Pa. Bei den turbulenten Simulationen wurde zusätzlich beim Entrainment die Einstellung für die Turbulenz mit Zero Gradient gewählt. Durch diese Einstellung wird an beiden Openings keine Turbulenz vorgegeben. Dadurch werden die Resultate im interessanten Bereich kaum verfälscht.

Die **Wall** wurde verwendet, um die Oberfläche zu modellieren, die tatsächlich mit dem Fluid in Kontakt tritt. Es wird eine No Slip Wall verwendet, was bedeutet, dass das Fluid an der Oberfläche haftet und somit die Geschwindigkeit des Fluids direkt an der Oberfläche null beträgt. Durch den Geschwindigkeitsunterschied zwischen der Geschwindigkeit direkt an der Oberfläche und der Umgebung entsteht Reibung im Fluid. Aus der Reibung bildet sich die Randschicht über der Oberfläche.

Die **Symmetry** wird für die Ränder benutzt, die lediglich als Begrenzung zum restlichen Fluid dienen. Dabei gibt es kein Hinein- oder Hinausströmen des Fluids und die Geschwindigkeit senkrecht zur Randfläche ist null.



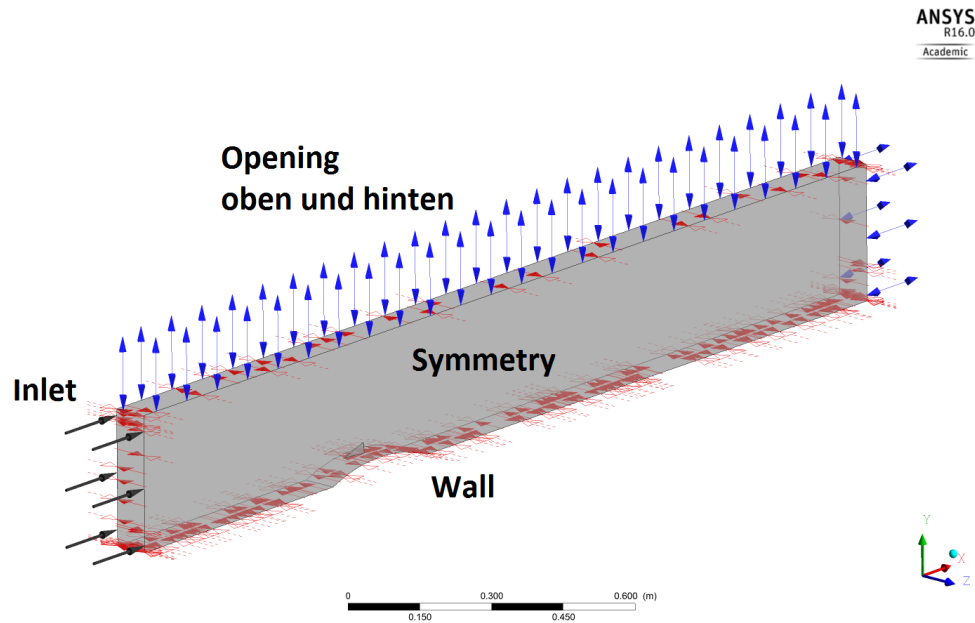


Abbildung 5: Randbedingungen für die Simulation einer Wölbung mit einem Vortexgenerator

### Setup

Im folgenden Abschnitt werden die Simulationseinstellungen dargestellt, welche für alle Simulationen beibehalten werden, sofern nichts anderes erwähnt wird. Die Profilsimulationen werden als transiente Simulation durchgeführt mit einer maximalen Simulationszeit von 2 s. Als Zeitschritte werden zuerst  $50 \times 0.0001$  s und danach, bis zum Ende der Simulation, ein Zeitschritt von 0.001 s gewählt.

Die Simulationen werden isotherm bei  $25^\circ\text{C}$  durchgeführt und als Turbulenzmodell wird auf Shear Stress Transport mit  $\gamma - \theta$  Modell eingestellt.

Die Fluideinstellungen für Luft sind wie folgt:

- Isothermische Simulation
- Temperatur  $T = 25^\circ\text{C}$
- Referenzdruck  $p = 1 \text{ [atm]}$
- Molare Masse  $M = 0.02896 \left[ \frac{\text{g}}{\text{mol}} \right]$
- Dichte  $\rho = 1.185 \left[ \frac{\text{kg}}{\text{m}^3} \right]$
- Dynamische Viskosität  $\eta = 18.31 \cdot 10^{-6} \left[ \frac{\text{kg}}{\text{m s}} \right]$

Beim Solver werden die folgenden Einstellungen gewählt:

- Advection Scheme = High Resolution

- Transient Scheme = Second Order Backward Euler
- Timestep Initialization = Automatic
- Turbulence Numerics = High Resolution

#### Convergence Control

- Min. Coeff. Loops = 1
- Max. Coeff. Loops = 15

#### Convergence Criteria

- Residual Type = Max
- Residual Target =  $1e^{-4}$

Bei transienten Rechnungen müssen unter Default Domain im Register Initialization bei den Einstellungen für die Turbulence folgende Einstellungen vorgenommen werden:

- Turbulence Option: Intensity and Length Scale mit:
- Fractional Intensity = 0.00035[–]
- Eddy Length Scale = 0.05[m]

## 4 Algorithmen

Das für einen Journey Planner zu lösende Problem ist das Shortest-Path Problem. Um dieses Problem zu lösen gibt es mehrere Herangehensweisen.

### 4.1 Graph Basierte Algorithmen

Graph-Basierte Algorithmen bilden einen Graphen aus Punkten. Die Verbindungen zwischen den Punkten werden mit einer Gewichtung versehen. Der Algorithmus iteriert nun über den Graphen und findet die Verbindung zwischen dem Start- und End-Punkt mit dem niedrigsten kombinierten Gewicht.

#### 4.1.1 Dijkstra

Der Dijkstra Algorithmus ist ein Single-Source-Shortest-Path Algorithmus. Er berechnet den kürzesten Weg von einem Startnode zu jedem anderen Node im Graphen. Er iteriert über alle möglichen Verbindungen und speichert das Gewicht eines Zielnodes. Wenn eine weitere Verbindung zum gleichen Node gefunden wird so wird die Verbindung mit dem geringsten Gewicht behalten. Es wird immer die Node mit dem geringsten Gewichtswert zum Startnode als nächstes berechnet. Wenn auch der Zielnode bekannt ist wird der Algorithmus gleichzeitig vom Start und Zielnode aus gestartet, so dass sie sich in der Mitte treffen.

Der Dijkstra Algorithmus ist der Basisalgorithmus mit dem die anderen Algorithmen verglichen werden. Er ist konzeptionell einfach, jedoch in keiner Weise Optimiert. Die Laufzeit erhöht sich exponentiell mit der Anzahl der Nodes und Verbindungen, weshalb er für grosse Netzwerke ungeeignet ist.

#### 4.1.2 A\*

Der A\* Algorithmus ist eine Erweiterung des Dijkstra Algorithmus. Er sucht nicht wie der Dijkstra Algorithmus linear in alle Richtungen, sondern gezielt in Richtung des Zielnodes. Dazu wird jedem Punkt im Graph eine Entfernung zum Zielnodes zugewiesen. Nun wird dieser Wert mit dem Gewichtswert des Abstandes zum Startnode kombiniert. Der als nächstes zu berechnende Punkt wird nun aufgrund dieses Wertes entschieden. Dadurch werden Verbindungen welche in Richtung des Zieles führen präferiert und es werden viele überflüssige Rechenschritte eingespart.

Obwohl der A\* Algorithmus mehr Operationen pro Node durchführen muss hat er dennoch eine höhere Performance als der Dijkstra Algorithmus da viel weniger Nodes untersucht werden müssen. Der Nachteil vom A\* Algorithmus ist, dass er mehr Memory benötigt.

#### 4.1.3 Bellman-Ford

Der Bellman-Ford Algorithmus verwendet das gleiche Grundkonzept wie der Dijkstra Algorithmus. Er achtet jedoch nicht auf den geringsten Gewichtswert zum Startnode, sondern geht der Reihe nach alle Nodes durch. Wenn nun für einen Node nicht alle Zwischennodes

zum Starnode schon berechnet wurden, so scheint dieser Node unerreichbar. Um diese Problematik zu lösen wird dieser Prozess  $x-1$  mal wiederholt, wobei  $x$  die Anzahl der Nodes ist.

Der Bellman-Ford algorithmus ist langsamer als der Dijkstra Algorithmus, da er mehrere Durchläufe über alle Nodes benötigt. Dies bietet ihm jedoch den Vorteil, dass auch eine negative Gewichtung einer Verbindung möglich ist.

## 4.2 Non Graph Basierte Algorithmen

In diesem Abschnitt werden Algorithmen erläutert, welche nicht auf das Grundkonzept des Dijkstra Algorithmus aufbauen.

### 4.2.1 RAPTOR

Der Round-Based Public Transit Routing Algorithmus, auch RAPTOR Algorithmus genannt, ist eine Rundenbasierter, auf öffentliche Verkehrsnetzwerke zugeschnittener Algorithmus welcher auf die vorgegebenen Zuglinien achtet.

Der RAPTOR Algorithmus durchläuft mehrere Runden um von der Startstation zur Zielstation zu finden. in der ersten Runden werden alle Zuglinien gescannt, welche durch die Startstation verlaufen. Wenn eine andere Zuglinie die gescannte Zuglinie Kreuzt so wird die andere Zuglinie sowie die Kreuzungsstation markiert. In der nächsten Runde werden nun alle markierten Zuglinien gescannt. Dieser Prozess wird so lange Weitergeführt, bis sich die Zielstation in einer gescannten Zuglinie befindet. Nun kann anhand der Kreuzungsstationen die Route erstellt werden.

Der RAPTOR Algorithmus hat besitzt eine höhere Performanz als alle Graph Basierten Algorithmen.

### 4.2.2 Connection Scan Algorithm

Der Connection Scan Algorithm, kurz CSA, ist schon vom Grundkonzept auf Zeitplanbasierte Netzwerke zugeschnitten. Er arbeitet mit Stations, Connections, Trips und Footpaths. Eine Connection ist die Verbindung zwischen zwei Stationen während ein Trip den gesamten Weg eines Zuges darstellt.

In einem Ersten Schritt werden die Daten in die benötigte Timetable-Form gebracht und alle Connections nach der Abfahrtszeit sortiert. Diese Schritte werden preprocessed. Danach wird über alle Connections iteriert. Eine Connection wird als erreichbar markiert, wenn sie an bereits als erreichbar Markierte Connections anschliesst oder mit der Startstation verbunden ist. Dies wird dann solange durchgeführt bis die Zielstation erreicht ist. Anschliessend wird von der Zielstation aus der verfolgte Weg zusammengesetzt, so dass ein Journey von der Startstation zur Zielstation entsteht.

Für grosse Netzwerke kann der CSA mit eine Quadtree-Preprocessing schritt erweitert werden. Dabei wird das Netzwerk in immer kleiner werdende Quadrate unterteilt. Für Quadrate welche nicht die Start- oder Zielstation enthalten müssen nun nur noch die Connections beachtet werden, welche über die Ränder des Quadrates hinaus gehen. Somit können für Fernverbindungen die Lokalen Connections ignoriert werden.

Im gegensatz zum Dijkstra müssen beim CSA die Connections nicht nach dem nächsten Schritt durchsucht werden, da die Abfolge durch die Preprocessing-Schritte schon definiert wurde. Dies führt zu einer Performanceverbesserung im mehrstelligen Bereich. Ein Nachteil ist jedoch, dass Preprocessing-Schritte von nöten sind und so nicht in echtzeit auf Verspätungen reagiert werden kann. Da diese Schritte jedoch nur wenige Sekunden benötigen ist dies kein schwerwiegender Nachteil. Mit der Erweiterung des Quadtree-Preprocessings können auch Anfragen in landesweite Netzwerke in wenigen Millisekunden berechnet werden. Im Vergleich zum RAPTOR Algorithmus bietet der CSA eine höhere Performance.

### 4.3 Transfer Pattern

Transfer Pattern ist eine Algorithmusstrategie welche auf Preprocessing setzt. Alle möglichen Verbindungen werden mithilfe eines der zuvor genannten Algorithmen berechnet und in einem Datensatz gespeichert. Die eigentliche Anfrage beschränkt sich dann auf eine Query-Abfrage auf diesen Datensatz.

Um das Preprocessing zu beschleunigen können mehrere Erweiterungen hinzugefügt werden. Eine davon ist die Verwendung von Hubs. Dabei werden die grössten Stationen als Hubs markiert. Zwischen diesen Hubs werden alle Transfer Pattern berechnet. Bei Stationen welche keine Hubs sind werden nur die Verbindungen bis zum nächsten Hub berechnet. Sollte nach drei Zugwechseln kein Hub erreicht sein so wird die Verbindung verworfen. Dies kann zwar zu Fehlern führen, ist aber vernachlässigbar, da die Fehlerrate laut Experimenten bei drei Promill liegt.

Der Preprocessing kann je nach Grösse und Struktur des Netzwerks eine lange Zeit in Anspruch nehmen. Selbst mit allen Erweiterungen braucht das Preprocessing für das CH-Netzwerk vier Stunden. Dafür benötigen die Query-Anfragen nur wenige Millisekunden. Der Nachteil ist jedoch, dass mit Transfer Pattern nicht auf Zugverspätungen und Fahrplanänderungen reagiert werden kann.

## 5 Programme

Es gibt viele Journey-Planning-Softwares, doch nur wenige davon besitzen eine OpenSource-Lizensierung. Wir werden uns im Rahmen dieses Projektes auf die OpenSource Anwendungen beschränke.

### 5.1 Traintickets.to

Traintickets.to ist ein von Linus Norton entwickelter Journey Planner für das englische Zugnetzwerk. Linus Norton ist CTO der Firma Assertis, welche das Projekt betreibt.

Traintickets.to basiert auf einem modifizierten CSA kombiniert mit TransferPattern. In einem preprocessing Schritt werden aus einem modifizierten GTFS-datasheet die TransferPattern mit dem CSA generiert. Diese werden dann von Hauptprogramm gefiltert und über eine API zur Verfügung gestellt. Assertis ist von der ATOC (Association of Train Operation Companies) lizenziert, so dass sie Ticketpreise anzeigen können sowie Tickets direkt verkaufen können.

Traintickets.to besitzt zwei verschiedene Lizensierungen. Die TransferPattern generierung sowie das Filterprogramm stehen unter einer GNU GPLv3 Lizenz. Die WebAPI ist technisch gesehen ein eigenes Projekt und steht unter exclusive copyright.

Vorteil der Traintickets.to Anwendung ist, dass dieser schon Landesweit implementiert und getestet ist und deshalb auf der Schweiz ohne Skalierung anwendbar ist.

Nachteile der Traintickets.to Anwendung sind, dass modifizierte GTFS-Daten verwendet werden und diese so nicht direkt von der OpenData platform bezogen werden können, dass der Code schlecht Strukturiert ist und dass die Anwendung aufgrund des preprocessing-Aufbaus nicht auf Verspätungen und Fahrplanänderungen reagieren kann.

### 5.2 Open Trip Planner

Der OpenTripPlanner kurz OTP ist eine auf der Maven-Repository aufbauende Multimodale trip planning Software welche anfangs für Städte ausgelegt war, nun aber auch in ersten landesweiten Netzwerken Anwendung findet. Er wurde von einem OpenSource-Kollektiv aus mehr als 100 Personen in acht Jahren entwickelt.

Der OTP basiert auf dem A\*-Algorithmus und verwendet GTFS-Daten und OpenStreetMap Daten in Form einer pbf-Datei. In einem preprocessing Schritt wird der Graph für den Algorithmus erstellt. Dieser kann in einer Datei gespeichert werden oder direkt im RAM des Servers gelagert werden. Selbiges wird für die OpenStreetMap-Daten gemacht. Während dem Betrieb kann der Graph angepasst werden, so dass das Programm auf verspätete Züge reagieren kann.

OTP steht unter einer GNU Lesser General Public License.

Voreile des OTP sind, dass er in Echtzeit auf Fahrplanänderungen und Verspätungen reagieren kann, dass OTP schon seit mehreren Jahren in verschiedenen Städten implementiert und getestet ist und dass unsere Arbeit vom OpenSource-Kollektiv in den Hauptcode aufgenommen werden könnte.

Nachteile des OTP sind, dass landesweite Implementationen erst in der Beta-Phase sind und somit noch nicht ausreichen getestet sind und dass das Programm unheimlich gross und verzweigt ist, so dass eine lange Einarbeitungszeit von Nöten ist.

### 5.3 R5

Rapid Realistic Routing on Real-world and Reimagined networks oder kurz R5 ist ein multimodales Trip-Planning-Tool. Er wurde von der Firma Conveyal entwickelt und basiert auf dem OTP.

R5 hat die Grundstruktur des OTP übernommen, jedoch verwendet R5 den RAPTOR-Algorithmus anstelle des A\*-Algorithmus. Dadurch wurden einige Programmstrukturen verändert, da der RAPTOR-Algorithmus nicht auf den Dijkstra-Algorithmus aufbaut und auch keinen Graphen verwendet.

R5 steht unter der MIT License.

Vorteile des R5 sind, dass er in Echtzeit auf Fahrplanänderung und Verspätungen reagieren kann und dass der RAPTOR-Algorithmus eine bessere Performance als die Dijkstra-basierten Algorithmen bietet.

Nachteile des R5 sind, dass er unter einer MIT License steht und dass der R5 von einer Firma entwickelt wurde, welche unsere Arbeit nicht übernehmen werden.

## 6 Vortexgenerator auf dem Flügelprofil S1 mit Klappenstellung $10^\circ$

Nun wird untersucht, wie sich ein Vortexgenerator auf dem Flügel des Flugzeuges FK12 Comet S1 auswirkt; das heisst nur ein Teil eines Flügels mit Vortexgenerator wird untersucht. Die Simulationen werden bei einem Flügelanstellwinkel von  $15^\circ$ ,  $17^\circ$  und teils  $19^\circ$  durchgeführt, da bei diesen Winkeln der maximale Auftrieb bei den zweidimensionalen Simulationen mit dem Flügelprofil S1 im Kapitel ?? erreicht wurde, was in Abbildung ?? zu erkennen ist. Mit Hilfe der Vortexgeneratoren soll der Auftrieb bei diesen Winkeln erhöht werden und die Strömung um den Flügel soll weiter hinten abreissen.

### 6.1 Modellierung

Damit aussagekräftige Ergebnisse entstehen, werden die Umgebungsgrösse, die Vernetzung und die Randbedingungen bei allen Simulationen beibehalten, sofern nichts anderes erwähnt wird. Ausserdem wird bei allen folgenden Simulationen transient gerechnet. und so weiter



## 7 Zusammenfassung und Ausblick

und so weiter

## Abbildungsverzeichnis

1	Flugzeug FK12 Comet S1 [Bay00] . . . . .	3
2	Beispiel für eine laminare und turbulente Strömung [Bac66] . . . . .	4
3	Randschichtdicke (gestrichelt) als Funktion des Abstands $x$ zur Vorderkante einer angeströmten Platte. Die Geschwindigkeitsprofile sind blau angedeutet. Die Geschwindigkeitsdifferenz ist grau angedeutet. [Bac66, Kap.7, S. 223] . .	6
4	Definition von Auftriebskraft, Widerstandskraft und Drehmoment [ESA98] .	8
5	Randbedingungen für die Simulation einer Wölbung mit einem Vortexgenerator	12

## Literatur

- [Bac66] Backus, G.E.: Potentials for Tangent Tensor Fields on Spheroids. *Arch. Ration. Mech. Anal.*, 22, 210–252 (1966)
- [Bac67] Backus, G.E.: Converting Vector and Tensor Equations to Scalar Equations in Spherical Coordinates. *Geophys. J.R. Astron. Soc.*, 13, 61–101 (1967)
- [Bay00] Bayer, M.: Geomagnetic field modelling from satellite data by first and second generation wavelets. Doctoral Thesis, Geomathematics Group, University of Kaiserslautern, Shaker, Aachen (2000)
- [ESA98] ESA: European views on dedicated gravity field missions: GRACE and GOCE. ESD-MAG-REP-CON-001 (1998)
- [ESA99] ESA: Gravity field and steady-state ocean circulation missions. ESTEC, Noordwijk, SP-1233(1) (1999)

# Eidesstattliche Erklärung

Hiermit versichern wir, die vorliegende Arbeit selbstständig und nur unter Verwendung der von uns angegebenen Quellen und Hilfsmittel verfasst zu haben. Sowohl inhaltlich als auch wörtlich entnommene Inhalte wurden als solche kenntlich gemacht. Die Arbeit hat in dieser oder vergleichbarer Form noch keinem anderem Prüfungsgremium vorgelegen.

Datum: \_\_\_\_\_ Unterschrift: \_\_\_\_\_

Dr. No

Datum: \_\_\_\_\_ Unterschrift: \_\_\_\_\_

Goldfinger