



Hochschule für Angewandte Wissenschaften Hamburg
Hamburg University of Applied Sciences

Bachelorarbeit

Dennis Winckler

Strömungsanalyse des Seitenleitwerkes eines BWB-Modells mit Hilfe des CFD- Programmes „XFlow“

*Fakultät Technik und Informatik
Department Fahrzeugtechnik und Flugzeugbau*

*Faculty of Engineering and Computer Science
Department of Automotive and
Aeronautical Engineering*

Dennis Winckler

**Strömungsanalyse des Seitenleitwerkes
eines BWB-Modells mit Hilfe des CFD-
Programmes „XFlow“**

Bachelorarbeit eingereicht im Rahmen der Bachelorprüfung

im Studiengang Flugzeugbau/Entwurf und Leichtbau
am Department Fahrzeugtechnik und Flugzeugbau
der Fakultät Technik und Informatik
der Hochschule für Angewandte Wissenschaften Hamburg
Berliner Tor 9
20099 Hamburg

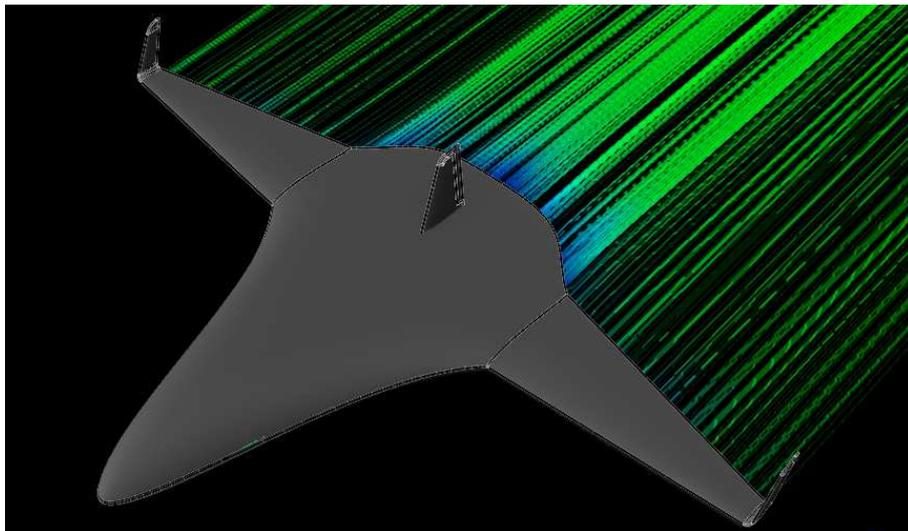
In Zusammenarbeit mit:
qpunkt Deutschland GmbH
Wolfsburg
Heinenkamp 24A
D-38444 Wolfsburg

Erstprüfer/in:	Prof. Dr.-Ing. Thomas Netzel
Zweitprüfer/in :	Dipl.-Ing Joan Malagarriga Duarte
Industrielle/r Betreuer/in:	Dipl.-Ing Joan Malagarriga Duarte

Abgabedatum: 14.04.2014

Bachelorarbeit

Strömungsanalyse des Seitenleitwerkes eines BWB-Modells mit Hilfe des CFD-Programmes „XFlow“



Abgabedatum:	14.04.2014
Verfasser:	Dennis Winckler
1. Prüfer:	Prof. Dr.-Ing. Thomas Netzel
2. Prüfer:	Dipl. -Ing Joan Malagarriga Duarte
Industrieller Betreuer:	Dipl. -Ing Joan Malagarriga Duarte

Kurzreferat (Abstract):

Im Rahmen von Projekten untersuchen Studenten an der HAW-Hamburg die Flugeigenschaften einer Blended Wing Body Konfiguration. Das neueste Projekt beschäftigt sich mit der Analyse eines manntragenden Flugzeuges, dem BWB-X.

In dieser Bachelorarbeit wird eine numerische Strömungsanalyse des BWB-X mit XFlow durchgeführt, um eine Vorstellung über die Flugeigenschaften zu gewinnen. Die gewonnenen Erkenntnisse sollen als Vorlage für eine weitere Auslegung dienen.

Der Schwerpunkt der Betrachtung liegt in der Optimierung des Seitenleitwerkes, in Bezug auf Widerstand und Effektivität. Zu diesem Zweck werden unterschiedliche Positionen und Größen von einem und zwei Seitenleitwerken simuliert, miteinander verglichen und hinsichtlich ihrer Realisierbarkeit untersucht.

Zur Umsetzung dieser Bachelorarbeit wird außerdem ein 3D-Modell des BWB-X mithilfe des SMDW-Modelles erstellt und eine Validierung des verwendeten CFD-Programmes XFlow, vorgenommen.



FAKULTÄT TECHNIK UND INFORMATIK

DEPARTMENT FAHRZEUGTECHNIK UND FLUGZEUGBAU

Prof. Dr.-Ing. Thomas Netzel

Aufgabenstellung Bachelorarbeit

Name: Dennis Winckler

Thema: Strömungsanalyse des Seitenleitwerkes eines BWB-Modells mit Hilfe des CFD-Programmes „XFlow“

1. Kurzbeschreibung:

Die HAW (Hochschule für angewandte Wissenschaften) Hamburg forscht an einer Nurflügler-Konfiguration als Antwort auf die Herausforderungen des Wachstums in der Luftfahrt.

Hierfür ist ein Prototyp eines mantragenden Nurflüglers in Planung, um dessen Flugeigenschaften zu analysieren.

In dieser Bachelorarbeit sollen erste Strömungsanalysen der aerodynamischen Eigenschaften dieses Prototyps erstellt werden, um erste Eindrücke für die Auslegung zu gewinnen.

Der Schwerpunkt der Arbeit liegt auf der Optimierung des Seitenleitwerkes in Bezug auf Widerstand und Effektivität.

2. Arbeitsinhalte in Stichworten:

Grundlagen Strömungsberechnung, Grundlagen XFlow, Grundlagen Aerodynamik, Konstruktion, Simulation, Auswertung der Daten und Optimierung.

3. Unterstützung:

Die Bearbeitung der Bachelorarbeit erfolgt in Zusammenarbeit mit:
Dipl.-Ing. Joan Malagarriga Duarte, qPunkt Deutschland GmbH, Zweigstelle
Wolfsburg, Heinenkamp 24a, 38444 Wolfsburg, Tel.: 015161317972,
joan.malagarriga@qpunkt.at

4. Arbeitsschritte:

1. Simulation des BWB AC20.30 zur Validierung von XFlow
 - a. Ermittlung der Auftriebs- und Widerstandspolaren bei einer Geschwindigkeit von 20m/s und Vergleich mit alten Studien,
 - b. Ermittlung der Gleitzahl und Vergleich mit alten Studien,
 - c. Stabilitätsuntersuchung und Vergleich mit alten Studien,
2. Erstellen eines ersten CATIA Modells des BWB-X mit den Maßvorgaben aus der Masterarbeit von Stefan Schwart
3. Analyse des BWB-X mit XFlow
 - a. Ermittlung der Auftriebs- und Widerstandspolaren bei einer Geschwindigkeit von 55m/s,
 - b. Ermittlung der Gleitzahl,
 - c. Stabilitätsuntersuchung und Auslegung eines möglichen Schwerpunktes,
4. Testen verschiedener Variationen des Seitenleitwerks bei 55m/s und verschiedener Ruderanstellungen
 - a. ein Seitenleitwerk wie nach der Vorgabe von Stefan Schwart,
 - b. ein Zwilling Seitenleitwerk wie bei dem bisherigen BWB,
 - c. Variation der Größe von einem und zwei Seitenleitwerken,
 - d. Optimierung der Anbaulage des Zwilling Seitenleitwerks bei 55m/s in Bezug auf Gesamtwiderstand und Giermoment.

Inhaltsverzeichnis

Abbildungsverzeichnis	I
Diagrammverzeichnis	III
Tabellenverzeichnis	V
Variablenübersicht	VII
1. Einleitung	1
1.1. Vorgeschichte	1
1.2. Blended-Wing-Body	1
1.3. BWB-Team	3
1.4. BWB-X.....	3
1.5. Ziel der Arbeit	4
2. Theoretische Grundlagen	5
2.1. Strömungsmechanik	5
2.2. Flugmechanik	7
2.3. Numerische Strömungssimulation	10
2.3.1. Reynolds-gemittelten Navier-Stokes-Gleichungen	11
2.3.2. Teilchenbasierte Ansätze	12
2.3.3. Turbulenzmodellierung	15
2.3.4. Wandmodelle	18
3. Verwendete Software	19
3.1. SMDW-Modell	19
3.2. XFlow.....	20
3.2.1. Pre-Processor	20
3.2.2. LBM-Solver	23
3.2.3. Post-Processor	24
3.3. Excel.....	25
4. Simulationseinstellungen	26
4.1. Geometrie	26
4.2. Simulationsraum	27
4.3. Strömungseigenschaften	27
4.4. Simulationszeit	28
4.5. Verfeinerung	29
4.5.1. Verfeinerungsstufen	29
4.5.2. Wandmodell	31
4.5.3. Turbulenzmodell.....	33
4.5.4. Verfeinerungsvarianten	34
4.5.5. Kontrolle bei größerem Anstellwinkel	35
4.5.6. Umsetzung des Anstellwinkels.....	36
4.5.7. Abschließende Beurteilung	37
5. Validierung von XFlow	39
5.1. Vergleichswerte aus alten Studien	39
5.2. Ergebnisse des AC20.30	42
5.2.1. Auftriebsbeiwert für den AC20.30	43

5.2.2.	Widerstandsbeiwert für den AC20.30.....	45
5.2.3.	Gleitzahl des AC20.30	46
5.2.4.	Stabilitätsuntersuchung des AC20.30	47
5.3.	Fehlerabschätzung	49
5.3.1.	Fehlerquellen	50
5.3.2.	Fehlerbetrachtung.....	51
5.3.3.	Bewertung.....	55
5.4.	Simulation bei größerer Reynoldszahl.....	55
6.	Geometrieerzeugung des BWB-X.....	57
6.1.	Anforderungen.....	57
6.2.	Modellerstellung	57
6.3.	Bewertung	60
7.	Strömungsanalyse des BWB-X.....	61
7.1.	Simulationseinstellungen	61
7.2.	Kontrolle der Einstellungen.....	62
7.2.1.	Kontrolle Voll- und Halbmodell.....	62
7.2.2.	Plausibilitätscheck.....	63
7.3.	Ergebnisse des BWB-X	64
7.3.1.	Auftriebsbeiwert des BWB-X.....	64
7.3.2.	Widerstandsbeiwert des BWB-X	68
7.3.3.	Gleitzahl des BWB-X.....	69
7.3.4.	Stabilitätsuntersuchung des BWB-X	69
7.4.	Horizontalflug unter Reiseflugbedingungen	72
7.4.1.	Anstellwinkel für den Horizontalflug	72
7.4.2.	Optimaler Schwerpunkt für den Reiseflug.....	72
7.5.	Fehlerbetrachtung	73
7.5.1.	Vergleich Halb- und Vollmodell	74
7.5.2.	Fehlerbetrachtung der Verfeinerungsstufen.....	75
7.5.3.	Variation der Transition Length	77
7.5.4.	Fazit der Fehlerbetrachtung.....	79
8.	Optimierung des Seitenleitwerkes	80
8.1.	Betrachtung des Seitenleitwerkes	80
8.1.1.	Verfeinerungsstufen	81
8.1.2.	Ruderanstellungen.....	82
8.1.3.	Ergebnis.....	83
8.2.	Variation der Anbaulage des Seitenleitwerkes	83
8.2.1.	Variante 1.....	84
8.2.2.	Variante 2.....	87
8.2.3.	Variante 3.....	90
8.2.4.	Variante 4.....	94
8.2.5.	Variante 5.....	96
8.2.6.	Variante 6.....	100
8.2.7.	Variante 7.....	104
8.3.	Vergleich der Varianten	106
8.3.1.	Richtungsstabilität.....	106
8.3.2.	Steuerbarkeitsforderung.....	108
8.3.3.	Bewertung.....	109
9.	Zusammenfassung und Ausblick.....	111

Literaturverzeichnis	113
Anhang A: Geometrieparameter des AC20.30	116
Anhang B: Simulationseinstellungen	117
Anhang C: Simulationsergebnisse des AC20.30	119
Anhang D: Geometrie des BWB-X	122
Anhang E: Simulationsergebnisse des BWB-X	125
Anhang F: Vorschläge für weitere Arbeiten	127
Anhang G: Weitere Literaturquellen	129

Abbildungsverzeichnis

Abbildung 1-1:	Airbus A380 [WIKIPEDIA 2014].....	1
Abbildung 1-2:	Boeing X-48B [WIKIPEDIA 2014]	2
Abbildung 1-3:	AC2030 im Windkanal [BRUNSWIG 2006]	3
Abbildung 1-4:	Dreiseitenansicht BWB-X 1. Entwurf [SCHWART 2013].....	3
Abbildung 1-5:	BWB-X in XFlow.....	4
Abbildung 2-1:	Durchströmtes infinitesimal kleines Fluidteilchen [SCHULZE 2010]	5
Abbildung 2-2:	Turbulente Plattengrenzschicht [SCHULZE 2010].....	6
Abbildung 2-3:	Laminare Plattengrenzschicht [SCHULZE 2010].....	6
Abbildung 2-4:	Momente am Flugzeug [NGUEWO 2013]	8
Abbildung 2-5:	Instabiler und stabiler Nickmomentenverlauf [NGUEWO 2013]	9
Abbildung 2-6:	Längsstabilität beim Flugzeug [NGUEWO 2013].....	9
Abbildung 2-7:	Häufigste Zweidimensionale Systeme der LBM [XFLOW 2012] ..	14
Abbildung 2-8:	Häufigste Dreidimensionale Systeme der LBM [XFLOW 2012] ...	14
Abbildung 2-9:	Turbulenzmodellierung [XFLOW 2012]	16
Abbildung 3-1:	Ablauf einer numerischen Strömungssimulation	19
Abbildung 3-2:	Ablauf einer Konstruktion mit dem SMDW-Modell.....	20
Abbildung 3-3:	Verfeinerung einer Box mit Near Walls-Funktion und Verfeinerung in Strömungsrichtung	22
Abbildung 3-4:	Verfeinerung mit der Adapt to walls and dynamically adapt to wake Funktion	22
Abbildung 3-5:	Transition Length 4 bei der Near Walls-Funktion	23
Abbildung 3-6:	Strömungsfeld bei einer Zylinderumströmung.....	24
Abbildung 3-7:	Ablauf der Auswertung mittels Excel	25
Abbildung 4-1:	Auftriebsbeiwert der einzelnen Zeitschritte in XFlow	28
Abbildung 6-1:	Dreiseitenansicht des 1. Entwurfs des BWB-X mit festgelegten Bemaßungen [SCHWART 2013]	57
Abbildung 7-1:	Strömungslinien und Geschwindigkeiten in Oberflächennähe des BWB-X bei 10° Anstellwinkel	66
Abbildung 7-2:	Strömungslinien und Geschwindigkeiten in Oberflächennähe des BWB-X bei 12° Anstellwinkel	66
Abbildung 7-3:	Strömungslinien und Geschwindigkeiten in Oberflächennähe des BWB-X bei 14° Anstellwinkel	67
Abbildung 8-1:	Seitenleitwerk auf reibungsfreiem Untergrund (Variante 0).....	80
Abbildung 8-2:	Variante 1	84
Abbildung 8-3:	Vergleich des Strömungsfeldes nahe der Oberfläche des Seitenleitwerkes von Variante 0 (links) und Variante 1 (rechts) .	85
Abbildung 8-4:	Vergleich des Strömungsfeldes nahe der Oberfläche des Seitenleitwerkes von Variante 1 bei 2,1° (links) und 6° (rechts) Anstellwinkel.....	85
Abbildung 8-5:	Variante 2	87
Abbildung 8-6:	Vergleich des Strömungsfeldes nahe der Oberfläche des Seitenleitwerkes bei 2,1° Anstellwinkel zwischen Variante 1 (links) und Variante 2 (rechts)	88
Abbildung 8-7:	Vergleich des Strömungsfeldes nahe der Oberfläche des Seitenleitwerkes bei 6° Anstellwinkel zwischen Variante 1 (links) und Variante 2 (rechts)	88
Abbildung 8-8:	Variante 3	90

Abbildung 8-9:	Vergleich des Strömungsfeldes nahe der Oberfläche des Seitenleitwerkes der Variante 3 bei $2,1^\circ$ Anstellwinkel zwischen Innen- (links) und Außenseite (rechts).....	90
Abbildung 8-10:	Vergleich des Strömungsfeldes nahe der Oberfläche des Seitenleitwerkes der Variante 3 bei 6° Anstellwinkel zwischen Innen- (links) und Außenseite (rechts)	91
Abbildung 8-11:	Variante 4	94
Abbildung 8-12:	Vergleich des Strömungsfeldes nahe der Oberfläche des Seitenleitwerkes der Variante 4 bei $2,1^\circ$ Anstellwinkel zwischen Innen- (links) und Außenseite (rechts)	94
Abbildung 8-13:	Vergleich des Strömungsfeldes nahe der Oberfläche des Seitenleitwerkes der Variante 4 bei 6° Anstellwinkel zwischen Innen- (links) und Außenseite (rechts)	95
Abbildung 8-14:	Variante 5	96
Abbildung 8-15:	Vergleich des Strömungsfeldes nahe der Oberfläche des Seitenleitwerkes der Variante 5 bei $2,1^\circ$ Anstellwinkel zwischen Innen- (links) und Außenseite (rechts)	97
Abbildung 8-16:	Vergleich des Strömungsfeldes nahe der Oberfläche des Seitenleitwerkes der Variante 5 bei 6° Anstellwinkel zwischen Innen- (links) und Außenseite (rechts)	97
Abbildung 8-17:	Turbulenzintensität nahe der Oberfläche des Seitenleitwerks 2 (links) und 1 (rechts) der Variante 5 bei 30° Ruder ausschlag	99
Abbildung 8-18:	Variante 6	100
Abbildung 8-19:	Vergleich des Strömungsfeldes nahe der Oberfläche des größeren Seitenleitwerkes nach Variante 0 (links) und Variante 6 (rechts).....	101
Abbildung 8-20:	Vergleich des Strömungsfeldes nahe der Oberfläche des Seitenleitwerkes von Variante 6 bei $2,1^\circ$ (links) und 6° (rechts) Anstellwinkel	101
Abbildung 8-21:	Variante 7	104
Abbildung 8-22:	Vergleich des Strömungsfeldes nahe der Oberfläche des Seitenleitwerkes der Variante 7 bei $2,1^\circ$ Anstellwinkel zwischen Innen- (links) und Außenseite (rechts).....	104
Abbildung 8-23:	Vergleich des Strömungsfeldes nahe der Oberfläche des Seitenleitwerkes der Variante 7 bei 6° Anstellwinkel zwischen Innen- (links) und Außenseite (rechts).....	105
Abbildung A-1:	Skizze AC20.30 [BRUNSWIG 2006]	116
Abbildung B-1:	Simulationsraum.....	117
Abbildung B-2:	Simulationseinstellungen: Strömungsbereich.....	117
Abbildung B-3:	Simulationseinstellungen: Material	117
Abbildung B-4:	Simulationseinstellungen: Geometrie	118
Abbildung B-5:	Simulationseinstellungen: Simulation	118
Abbildung E-1:	Strömungsfeld in Oberflächennähe des BWB-X (Geschwindigkeit/Oberseite)	125
Abbildung E-2:	Strömungsfeld in Oberflächennähe des BWB-X (Geschwindigkeit/Unterseite).....	126

Diagrammverzeichnis

Diagramm 4-1: Widerstandsbeiwert der Verfeinerungsstufen bei WE	30
Diagramm 4-2: Auftriebsbeiwert der Verfeinerungsstufen bei WE	30
Diagramm 4-3: Rechenzeit der Verfeinerungsstufen	31
Diagramm 4-4: Widerstandsbeiwert der Verfeinerungsstufen bei WE und WN ..	32
Diagramm 4-5: Auftriebsbeiwert der Verfeinerungsstufen bei WE und WN	32
Diagramm 4-6: Widerstandsbeiwert der Verfeinerungsstufen bei WN und SN ...	33
Diagramm 4-7: Auftriebsbeiwert der Verfeinerungsstufen bei WN und SN	33
Diagramm 4-8: Abweichung Widerstandsbeiwert der Verfeinerungsvarianten zum Windkanalergebnis	34
Diagramm 4-9: Abweichung Auftriebsbeiwert der Verfeinerungsvarianten zum Windkanalergebnis	34
Diagramm 4-10: Rechenzeiten der Verfeinerungsvarianten	35
Diagramm 4-11: Rechenzeit eines Zeitschrittes im Verlauf der Simulation mit AW bei einem Anstellwinkel von 14°	35
Diagramm 4-12: Widerstandsbeiwert der beiden Möglichkeiten zur Umsetzung des Anstellwinkels	36
Diagramm 4-13: Auftriebsbeiwert der beiden Möglichkeiten zur Umsetzung des Anstellwinkels	37
Diagramm 4-14: Abweichung Widerstandsbeiwert zum Windkanal von Verfeinerungsstufe 7, 8 sowie VX bei TL4 und TL7 im Vergleich zu Fluent	37
Diagramm 4-15: Abweichung des Auftriebsbeiwertes zum Windkanal von Verfeinerungsstufe 7, 8 sowie „VX“ bei TL4 und TL7 im Vergleich zu Fluent	38
Diagramm 5-1: Reynoldszahl, Parameter Anstellwinkel [ZINGEL 2005]	40
Diagramm 5-2: Auftriebsbeiwert des AC20.30 über den Anstellwinkel aus den drei Versuchen	43
Diagramm 5-3: Auftriebsgradient des AC20.30 aus den drei Versuchen	44
Diagramm 5-4: Widerstandsbeiwert des AC20.30 über den Anstellwinkel aus den drei Versuchen	45
Diagramm 5-5: Gleitzahl des AC20.30 über den Anstellwinkel aus den drei Versuchen	47
Diagramm 5-6: Nickmomentenbeiwert des AC20.30 über den Auftriebsbeiwert aus den drei Versuchen	48
Diagramm 5-7: Nickmomentenbeiwert des AC20.30 über den Anstellwinkel aus den drei Versuchen	49
Diagramm 5-8: Abweichung des Auftriebsbeiwertes zum Windkanalergebnis bei Geometrischer Schränkung	53
Diagramm 5-9: Abweichung des Widerstandsbeiwertes zum Windkanal- ergebnis bei Geometrischer Schränkung	53
Diagramm 5-10: Abweichung der Beiwerte von Voll- zu Halbmodell beim AC20.30	54
Diagramm 5-11: Vergleich Voll- zu Halbmodell unter Betrachtung der Abweichung zum Windkanal	54
Diagramm 7-1: Auftriebsbeiwert über den Anstellwinkel des BWB-X	64
Diagramm 7-2: Auftriebsgradient über den Anstellwinkel des BWB-X	64

Diagramm 7-3:	Auftriebsbeiwert des Rumpfes, der Flügel, der Winglets und des Seitenleitwerkes des BWB-X über den Anstellwinkel aufgetragen	65
Diagramm 7-4:	Auftriebsgradient des Rumpfes, der Flügel, der Winglets und des Seitenleitwerkes des BWB-X	65
Diagramm 7-5:	Widerstandsbeiwert über den Anstellwinkel des BWB-X	68
Diagramm 7-6:	Widerstandsbeiwert des Rumpfes, der Flügel, der Winglets und des Seitenleitwerkes des BWB-X	68
Diagramm 7-7:	Gleitzahl des BWB-X über den Anstellwinkel	69
Diagramm 7-8:	Nickmomentenbeiwert des BWB-X um den skalierten Schwerpunkt über den Auftriebsbeiwert	70
Diagramm 7-9:	Nickmomentenbeiwert des BWB-X um den skalierten Schwerpunkt über den Anstellwinkel	71
Diagramm 7-10:	Nickmomentenbeiwert des BWB-X um den optimalen Schwerpunkt über den Anstellwinkel	73
Diagramm 7-11:	Auftriebsbeiwert der Verfeinerungsstufen bei 2° Anstellwinkel ...	75
Diagramm 7-12:	Auftriebsbeiwert der Verfeinerungsstufen bei 6° Anstellwinkel ...	76
Diagramm 7-13:	Widerstandsbeiwert der Verfeinerungsstufen bei 2° Anstellwinkel	76
Diagramm 7-14:	Widerstandsbeiwert der Verfeinerungsstufen bei 6° Anstellwinkel	77
Diagramm 7-15:	Auftriebsbeiwert über den Anstellwinkel bei TL4 und TL7	78
Diagramm 7-16:	Widerstandsbeiwert über den Anstellwinkel bei TL4 und TL7	78
Diagramm 8-1:	Widerstandsbeiwert der Variante 0 bei den Verfeinerungsstufen	81
Diagramm 8-2:	Auftriebsbeiwert der Variante 0 bei den Verfeinerungsstufen	81
Diagramm 8-3:	Widerstandsbeiwert der Variante 0 bei Ruderanstellung	82
Diagramm 8-4:	Seitenbeiwert der Variante 0 bei Ruderanstellung	83
Diagramm 8-5:	Giermomentenbeiwert des BWB-X im Horizontalflug bei Schiebewinkel	108
Diagramm C-1:	Auftriebsbeiwert aufgetragen über die Verfeinerungsstufen der untersuchten Kombinationen für Wand- und Turbulenzmodell	119
Diagramm C-2:	Widerstandsbeiwert aufgetragen über die Verfeinerungsstufen der untersuchten Kombinationen für Wand- und Turbulenzmodell	120
Diagramm C-3:	Widerstandspolare des AC20.30	121
Diagramm E-1:	Widerstandspolare des BWB-X	126

Tabellenverzeichnis

Tabelle 2-1:	Elementanzahl bei entsprechender Reynoldszahl [XFlow 2012]... 16
Tabelle 4-1:	Strömungs- und Geometrieparameter aus BRUNSWIG 200627
Tabelle 4-2:	Verfeinerungsstufen29
Tabelle 5-1:	Vergleichswerte aus dem Windkanalversuch.....39
Tabelle 5-2:	Vergleichswerte der Fluent-Simulation.....41
Tabelle 5-3:	Reynoldszahlenvergleich der drei Strömungsanalysen des AC20.3042
Tabelle 5-4:	Ergebnisse Auftriebsbeiwert des AC20.30 mit prozentuale Abweichungen.....44
Tabelle 5-5:	Ergebnisse Widerstandsbeiwert des AC20.30 mit prozentuale Abweichungen.....46
Tabelle 5-6:	Ergebnis Gleitzahl des AC20.3046
Tabelle 5-7:	Fehlerbewertung55
Tabelle 5-8:	Strömungsparameter und Beiwerte bei höherer Reynoldszahl56
Tabelle 7-1:	Auftriebs- und Widerstandsbeiwert eines Voll- und Halbmodelles des BWB-X bei 6° Anstellwinkel.....62
Tabelle 7-2:	Vergleich BWB-X und AC20.30 bei gleichen Reynoldszahlen63
Tabelle 7-3:	Auftriebsbeiwert des BWB-X und seiner Bauteile bei Halb- und Vollmodell mit 6° Anstellwinkel.....74
Tabelle 7-4:	Widerstandsbeiwert des BWB-X und seiner Bauteile bei Halb- und Vollmodell mit 6° Anstellwinkel.....74
Tabelle 7-5:	Beiwerte der verschiedenen Transition Length bei 6° Anstellwinkel79
Tabelle 8-1:	Simulationen bei denen Transition Length 5 verwendet wurde84
Tabelle 8-2:	Geometrieparameter Variante 184
Tabelle 8-3:	Widerstandsbeiwert Variante 186
Tabelle 8-4:	Seitenbeiwert Variante 186
Tabelle 8-5:	Geometrieparameter Variante 2.....87
Tabelle 8-6:	Widerstandsbeiwert Variante 289
Tabelle 8-7:	Seitenbeiwerte Variante 289
Tabelle 8-8:	Geometrieparameter Variante 3.....90
Tabelle 8-9:	Widerstandsbeiwert der Variante 391
Tabelle 8-10:	Seitenbeiwert der Variante 3.....92
Tabelle 8-11:	Geometrieparameter Variante 4.....94
Tabelle 8-12:	Widerstandsbeiwert Variante 495
Tabelle 8-13:	Seitenbeiwert Variante 495
Tabelle 8-14:	Geometrieparameter Variante 5.....96
Tabelle 8-15:	Widerstandsbeiwert Variante 598
Tabelle 8-16:	Seitenbeiwert der Variante 5.....98
Tabelle 8-17:	Geometrieparameter Variante 6.....100
Tabelle 8-18:	Widerstandsbeiwert Variante 6102
Tabelle 8-19:	Seitenbeiwert Variante 6102
Tabelle 8-20: Veränderung des Widerstandsbeiwertes infolge Größen- oder Anzahlveränderung103
Tabelle 8-21: Veränderung des Auftriebsbeiwertes infolge Größen- oder Anzahlveränderung103
Tabelle 8-22:	Geometrieparameter Variante 7104
Tabelle 8-23:	Widerstandsbeiwert Variante 7105

Tabelle 8-24:	Seitenbeiwert Variante 7	106
Tabelle 8-25:	Giermoment des BWB-X im Schiebeflug	107
Tabelle 8-26:	Bewertung der Optimierungsmöglichkeiten des Seitenleitwerkes	109
Tabelle A-1:	Parameter des AC20.30 [BRUNSWIG 2006]	116
Tabelle C-1:	Auftriebsbeiwert der Verfeinerungsstufen für die untersuchten Kombinationen Wand- und Turbulenzmodell	119
Tabelle C-2:	Widerstandsbeiwert der Verfeinerungsstufen für die untersuchten Kombinationen Wand- und Turbulenzmodell.....	119
Tabelle C-3:	Auftriebsbeiwert der untersuchten Verfeinerungsvarianten bei 2° Anstellwinkel	120
Tabelle C-4:	Widerstandsbeiwert der untersuchten Verfeinerungsvarianten 2° Anstellwinkel	120
Tabelle C-5:	Auftriebsbeiwert der untersuchten Verfeinerungsvarianten bei 14° Anstellwinkel	120
Tabelle C-6:	Widerstandsbeiwert der untersuchten Verfeinerungsvarianten bei 14° Anstellwinkel	120
Tabelle C-7:	Ergebnisse der Untersuchung des AC20.30 mit XFlow	121
Tabelle D-1:	Allgemeine Entwurfparameter des BWB-X.....	122
Tabelle D-2:	Rumpfparameter des BWB-X.....	122
Tabelle D-3:	Flügelparameter des BWB-X.....	122
Tabelle D-4:	Wingletparameter des BWB-X	122
Tabelle D-5:	Seitenleitwerkparameter des BWB-X	123
Tabelle D-6:	Rumpfparameter des BWB-X, des AC20.30 und des 1:30 Modelles für das SMDW-Modell.....	123
Tabelle D-7:	Flügelparameter des BWB-X, des AC20.30 und des 1:30 Modelles für das SMDW-Modell.....	123
Tabelle D-8:	Wingletparameter des BWB-X, des AC20.30 und des 1:30 Modelles für das SMDW-Modell.....	124
Tabelle D-9:	Seitenleitwerkparameter des BWB-X, des AC20.30 und des 1:30 Modelles für das SMDW-Modell.....	124
Tabelle E-1:	Ergebnisse der Untersuchung des BWB-X mit XFlow.....	125

Variablenübersicht

a	= Schallgeschwindigkeit	N	= Giermoment
A	= Auftriebskraft	p	= beteiligte Partikel
b	= Spannweite	q	= Staudruck
c_a	= Auftriebsbeiwert	r	= Position im Lattice
$c_{a\alpha}$	= Auftriebsgradient	Re	= Reynoldszahl
c_{CR}	= Anstellwinkel im Reiseflug	Re_M	= Reynoldszahl des Modells
c_F	= Beiwert der Kraft F	Re_{max}	= maximale Reynoldszahl
C_{FM}	= Beiwert der Kraft F des Modells	S	= Referenzfläche/Bezugsfläche
c_l	= Rollmomentenbeiwert	\hat{S}_{ij}	= Kollisionsmatrix
C_m	= Nickmomentenbeiwert	t	= Zeit
C_n	= Giermomentenbeiwert	T	= Temperatur
$C_{n\beta}$	= Giermomentenanstieg aufgrund von Schiebewinkel	v	= Geschwindigkeit
C_s	= Smagorinsky-Konstante	v_∞	= Anströmgeschwindigkeit
c_w	= Widerstandsbeiwert	V	= Elementgröße/Verfeinerungsstufe
c_Y	= Seitenbeiwert	W	= Widerstandskraft
D	= Dehnungsratentensor	x	= Position in X-Richtung
f_i^{eq}	= Gleichgewichtsfunktion	Y	= Seitenkraft
F	= Kraft	α	= Anstellwinkel
E	= Gleitzahl	α_0	= Nullauftriebswinkel
L	= Rollmoment	α_{eff}	= effektiver Anstellwinkel
l_{mac}	= mittlere aerodynamische Flügeltiefe	β	= Schiebewinkel
l_{ref}	= Bezugs/Referenzlänge	δ	= Kronecker-Delta
m	= Masse	Ω	= Kollisionsoperator
m_i^{eq}	= Gleichgewichtszustand von m_i	ϑ	= kinematische Viskosität
m_i	= Moment	μ	= Dynamische Viskosität
M	= Nickmoment	η	= Ruderwinkel
M_{ij}	= Transformationsmatrix	ρ	= Dichte
n	= Anzahl/Stufe	τ	= Relaxationszeit
		Δ	= Filterwert

1. Einleitung

1.1. Vorgeschichte

Jahrhundertlang strebte die Menschheit nach der Eroberung der Lüfte. Die Entwicklung des Flugzeuges hat diesen Traum verwirklicht und es den Menschen ermöglicht, auch den Luftraum für den Verkehr zu nutzen. Seitdem sorgen unterschiedliche Flugzeugtypen für einen stark wachsenden Luftverkehr und somit für einen schnellen Transport von Menschen und Gütern auf der ganzen Welt. Es verbindet die Menschen rund um den Globus und ist somit ein wichtiger Faktor für die Globalisierung. Der Luftverkehr ist in der heutigen Zeit nicht mehr wegzudenken und benötigt aufgrund seines Wachstums gerade in Bezug auf den Klimaschutz und die Ressourcenknappheit immer neuere Technologien. [TORENBEEK/WITTENBERG 2009]

Das traditionelle Flugzeug basiert auf der „Drachenflugzeug-Konfiguration“ (*Abbildung 1-1*). Es besteht vereinfacht beschrieben aus einem röhrenförmigen Rumpf, zwei mittig angebrachten Flügeln, rechts und links, sowie einem Höhen- und einem Seitenleitwerk am hinteren Ende des Rumpfes.



Abbildung 1-1: Airbus A380 [WIKIPEDIA 2014]

Eine andere Konfiguration, die noch nicht so weit erforscht ist, ist die „Blended-Wing-Body-Konfiguration“ (BWB). Um diese näher untersuchen und erforschen zu können, wurde an der HAW Hamburg das „BWB-Team“ gegründet, das eine solche Konfiguration, den AC20.30, entwickelt und untersucht. Der nächste Schritt ist die Entwicklung einer manntragenden Version des AC20.30. Dieses Projekt trägt den Namen „BWB-X“ und soll neue Erkenntnisse hervorbringen.

1.2. Blended-Wing-Body

Ein Flugzeug der Blended-Wing-Body-Konfiguration (*Abbildung 1-2*) besteht aus einem aerodynamisch geformten Rumpf, der in die Tragflügel übergeht. Des Weiteren weist es keinen „Schwanz“ und auch kein Höhenleitwerk auf, wodurch es wie ein einziger großer Flügel wirkt. Solche Flugzeugtypen werden gemäß NICKEL/WOHLFAHRT 1990 als „schwanzlose Flugzeuge“ bezeichnet. Auch die Bezeichnung „Nurflügler“ ist bei Flugzeugen der Blended-Wing-Body-Konfiguration anzutreffen. Der

Unterschied zwischen den Bezeichnungen ist auf das Seitenleitwerk zurückzuführen. Während „Nurflügler“ per Definition kein Seitenleitwerk besitzen dürfen, wird es für „schwanzlose Flugzeuge“ toleriert. In der Literatur wird dieser Unterschied häufig ignoriert.



Abbildung 1-2: Boeing X-48B [WIKIPEDIA 2014]

Der Blended-Wing-Body weist laut SCHWART 2013 entscheidende Vorteile gegenüber anderen Konfigurationen auf. Die Vorteile resultieren aus seiner speziellen Rumpf-Flügel Kombination und dem Wegfallen von für den Auftrieb unwichtiger Bauteile wie zum Beispiel dem „Schwanz“. Diese besondere Bauform führt zu einer Erhöhung des Auftriebs, einer Verbesserung der Auftriebsverteilung über die Spannweite, geringeren Strukturlasten und einem geringeren Widerstand des Flugzeuges. Durch diese Verbesserungen verspricht man sich eine höhere Gleitzahl zu erhalten, den Treibstoffverbrauch zu senken und durch den größeren Rumpf eine größere Ladekapazität zu ermöglichen.

Allerdings besitzt diese Konfiguration auch gravierende Nachteile, wodurch sie in der Vergangenheit keinen großen Nutzen fand. Die schwerwiegendsten Nachteile entstehen gemäß SCHOENHERR 2014 durch den Wegfall des „Schwanzes“ und der Höhenleitwerke. Dies hat Auswirkungen auf das Flugverhalten, da die Stabilität nicht gewährleistet ist. Um dies zu kompensieren müssen bei dem Blended-Wing-Body spezielle Techniken, wie ein „S-Schlag Profil“, „Flügelverwindung“ oder zusätzliche Stabilisierungsflächen verwendet werden. Dies führt jedoch zu einer Leistungsminderung und ist auch nur mit „spezieller Flugsteuerungssoftware“ möglich.

Des Weiteren entstehen nach SCHWART 2013 durch die besondere Rumpfform Probleme bei der Kabinenintegration. Die sich verändernde Querschnittsfläche entlang der Längsachse führt gerade bei kleineren Flugzeugen dazu, dass der Vorteil der großen Kapazität verschwindet, da diese nicht optimal genutzt werden kann. Außerdem können die Vorschriften zur Evakuierung erschwert eingehalten werden. Auch der Komfort ist bei einer derartigen Konfiguration nicht gewährleistet. Der breite Rumpf führt im Kurvenflug zu hohen Beschleunigungen an den Außensitzen, besitzt verhältnismäßig wenige Fensterplätze und trägt zu wenig Privatsphäre bei.

1.3. BWB-Team

Das BWB-Team wurde laut AC2030 2014 im Jahre 2001 an der HAW Hamburg gegründet. Es hat sich zur Aufgabe gemacht, die Blended-Wing-Body-Konfiguration zu erforschen, um sie für den Passagiertransport nutzbar zu machen.

Zu diesem Zweck entstand das Forschungsprojekt AC20.30, ein Flugzeug mit einer Blended-Wing-Body-Konfiguration, an welchem die Realisierbarkeit nachgewiesen werden soll. Zur Untersuchung der Flugtauglichkeit und der aerodynamischen Eigenschaften wurde ein ferngesteuertes Modell mit dem Maßstab 1:30 gebaut (*Abbildung 1-3*). Mit diesem wurden gemäß SCHOLZ 2006 Flugversuche, ein Windkanaltest sowie unterschiedliche CFD Analysen durchgeführt, durch die das BWB Team eine Flugtauglichkeit nachweisen konnte.



Abbildung 1-3: AC2030 im Windkanal [BRUNSWIG 2006]

Weiterführend untersuchte das Team die Schwierigkeiten der Kabinenintegration und versuchte optimale Lösungen dafür zu erstellen. Aktuell beschäftigen sich die Mitglieder des BWB-Teams mit dem Antriebskonzept und der Leitwerksanordnung.

1.4. BWB-X

Im nächsten Schritt, so ist es in SCHWART 2013 beschrieben, entstand 2011 die Projektidee BWB-X (*Abbildung 1-4*). Hierbei handelt es sich um eine Variation des AC20.30, die von einer Person geflogen werden kann. Die Entwicklung und die Fertigung sollen in Zusammenarbeit zwischen Industrie und der HAW-Hamburg erfolgen.

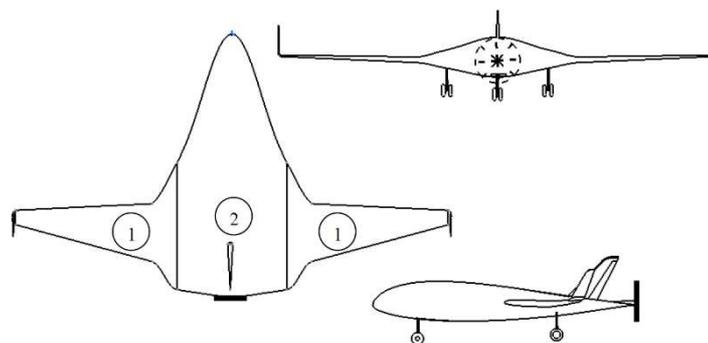


Abbildung 1-4: Dreiseitenansicht BWB-X 1. Entwurf [SCHWART 2013]

Dieses Projekt befindet sich noch in der Entwurfsphase. Bisher wurden eine Projektplanung, die Festlegung der ersten Entwurfsanforderungen und die Entwicklung eines Antriebskonzeptes durchgeführt. Weiterführend wird nun in dieser Bachelorarbeit ein 3D Modell erstellt und mittels CFD-Simulation auf seine aerodynamischen Eigenschaften getestet.

1.5. Ziel der Arbeit

Bei der Entwicklung eines Flugzeuges ist die Ermittlung der Strömungseigenschaften von entscheidender Bedeutung. Durch sie erhält man wichtige Informationen wie zum Beispiel über die Leistung oder Steuerbarkeit. Während es in der Vergangenheit nur mit aufwändigen Experimenten wie Windkanaltests oder Messungen an einem Prototyp möglich war, kann man in der heutigen Zeit die Strömungseigenschaften auch mittels computerbasierten Strömungssimulationen (CFD) erhalten.

Ziel der Arbeit ist es, erste Eindrücke der aerodynamischen Eigenschaften des BWB-X mithilfe des CFD-Programmes XFlow zu gewinnen (*Abbildung 1-5*). Diese sollen die ersten Annahmen, die für das neue Flugzeug getroffen wurden, bestätigen oder widerlegen und für die weitere Auslegung als Vorlage dienen.

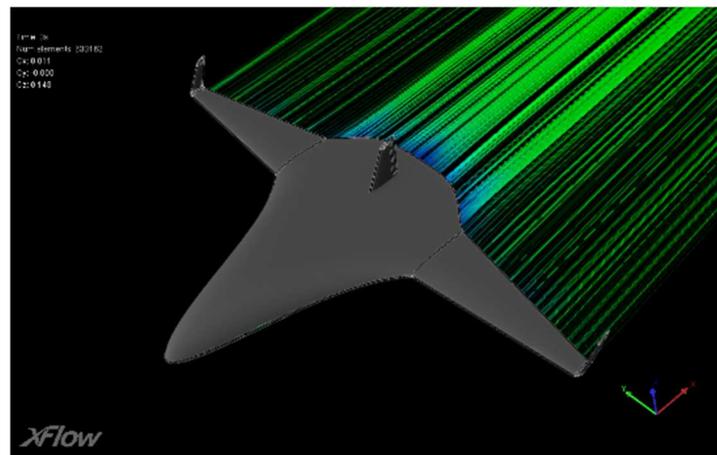


Abbildung 1-5: BWB-X in XFlow

Ein wichtiger Aspekt für die Realisierung eines Blended Wing Bodys ist die Berücksichtigung der Stabilität und Steuerbarkeit. Aufgrund des fehlenden konventionellen „Schwanzes“ als verlängerter Hebelarm mindert sich die Effektivität des Seitenleitwerkes, welches gemäß HÜNECKE 2000 für die nötige Richtungsstabilität und Steuerbarkeit eines Flugzeuges verantwortlich ist. Zusätzlich bewirkt die besondere Rumpfform eine Flugzeugumströmung, die nicht mit der eines konventionellen Flugzeuges zu vergleichen ist. Aus diesem Grund wird in der vorliegenden Bachelorarbeit der Schwerpunkt auf die Optimierung des Seitenleitwerkes, in Bezug auf Widerstand und Effektivität der Anbaulage, der Anzahl und der Größe, gelegt.

2. Theoretische Grundlagen

Für die Durchführung und das Verständnis der Arbeit ist es nötig, die nachfolgenden theoretischen Grundlagen zu kennen. Zu beachten ist, dass lediglich die wichtigsten Punkte aufgezeigt sind und kurz erklärt werden. Für vertiefende Informationen können die verwendeten Quellen herangezogen werden.

2.1. Strömungsmechanik

Die Strömungsmechanik ist laut SCHULZE 2010 ein Teil der Mechanik. Mit ihrer Hilfe können die Zustandsgrößen für jeden Bereich eines Strömungsfeldes angegeben werden. In der „Eulerschen Betrachtungsweise“ wird ein infinitesimal kleines Fluidteilchen durchströmt (*Abbildung 2-1*) und seine Zustandsgrößen angegeben. Auf diese Weise wird die Strömung für jeden Ort des Strömungsfeldes beschrieben.

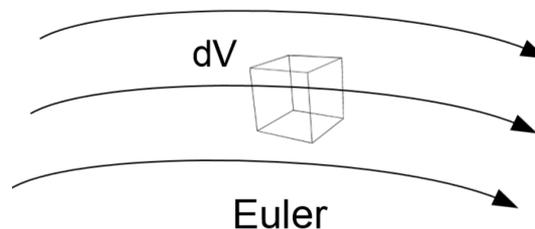


Abbildung 2-1: Durchströmtes infinitesimal kleines Fluidteilchen [SCHULZE 2010]

Bei der zeitlichen Betrachtung unterscheidet man nach SCHULZE 2010 zwischen:

1. instationäre Strömung: Eine Strömung ist instationär, wenn sich die Zustandsgrößen mit der Zeit ändern.
2. stationäre Strömung: Eine Strömung gilt als stationär, wenn die Zustandsgrößen unabhängig von der Zeit sind.

Bei der räumlichen Betrachtung unterscheidet man nach BOHL/ELMENDORF 2008 zwischen:

1. zweidimensionale oder ebene Strömung: Es handelt sich um eine Zweidimensionale oder ebene Strömung, wenn die Zustandsgrößen nur von zwei Koordinaten abhängen.
2. dreidimensionale Strömung: Es handelt sich um eine Dreidimensionale Strömung, wenn die Zustandsgrößen von drei Koordinaten abhängig sind.

Reynoldszahl:

Die Reynoldszahl ist nach SCHULZE 2010 und NGUEWO 2013 die dimensionslose Kennzahl einer Strömung und beschreibt das Verhältnis ihrer Trägheits- und Reibungskräfte. Sie wird berechnet mit:

$$Re = \frac{v_{\infty} * l_{ref}}{\vartheta} \quad \text{mit} \quad \vartheta = \frac{\mu}{\rho}$$

Wenn Strömungen näherungsweise gleiche Reynoldszahlen aufweisen, obwohl sie unterschiedliche geometrische und physikalische Größen beinhalten, werden sie als mechanisch ähnlich bezeichnet.

Turbulente und laminare Strömung:

Die laminare Strömung verläuft gemäß SCHULZE 2010 nur in Hauptrichtung der Strömung. Das bedeutet, dass sie keine Querbewegung der Fluidteilchen aufweist. Sie tritt in der Grenzschicht nur bei niedrigen Reynoldszahlen auf. Überschreitet die Reynoldszahl die sogenannte kritische Reynoldszahl, entsteht eine turbulente Strömung. Diese zeichnet sich im Gegensatz zur Laminaren durch Querbewegungen aus. Das bedeutet sie verläuft in Hauptrichtung, es findet aber auch ein Austausch zwischen den Strombahnen statt.

Grenzschicht:

Bei der Umströmung eines ablösefreien Objektes kann laut SCHULZE 2010 das Strömungsfeld zum einen in die „reibungsfreie“ Außenströmung und zum anderen in die Grenzschichtströmung aufgeteilt werden. Die Grenzschicht entsteht durch die reibungsbedingte Wechselwirkung zwischen Fluidteilchen und der Körperoberfläche. Direkt auf der Körperoberfläche weist die Strömung keine Geschwindigkeit auf. Mit zunehmender Entfernung steigt sie jedoch an, bis sie in die Außenströmung übergeht. Bei den Grenzschichten wird zwischen der turbulenten- und der laminaren Grenzschicht unterschieden (Abbildungen 2-2 und 2-3).

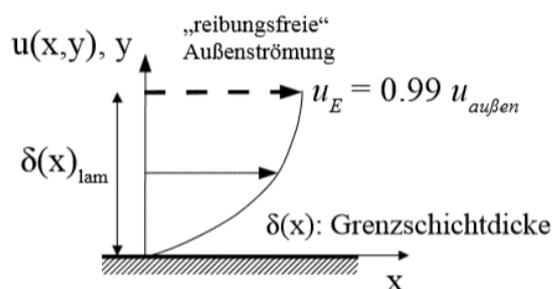


Abbildung 2-3: Laminare Plattengrenzschicht
[SCHULZE 2010]

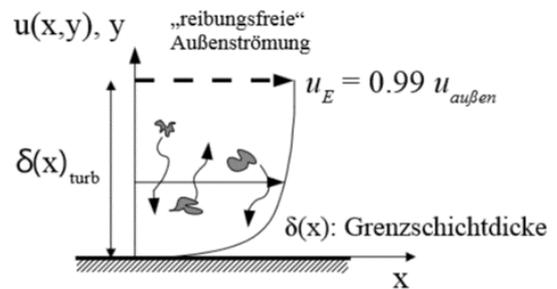


Abbildung 2-2: Turbulente Plattengrenzschicht
[SCHULZE 2010]

Strömungsablösungen:

In SCHLICHTING/TRUCKENBRODT1 1969 ist beschrieben, dass sich die Grenzschicht stromabwärts stark verdicken und Rückwärtsströmung auftreten kann. Dies hat zur Folge, dass die Strömung vom Körper abgedrängt wird und sich ablöst. Ein vollständiges Umströmen des Körpers ist aufgrund des resultierenden Druckanstiegs nicht mehr möglich, da die Strömung ab einem gewissen Punkt nicht mehr ausreichend Energie besitzt. Die dadurch veränderte Druckverteilung führt zu Widerstandsanstieg und Auftriebsverlust.

Die Strömungsablösung ist beim Auftrieb eines Tragflügels zu beachten. Für kleine Anstellwinkel (bis etwa 10°) entstehen auf Ober- und Unterseite keine Ablösungen,

da die Strömung ausreichend Energie hat um den Körper zu umströmen. Bei größeren Anstellwinkeln ist es möglich, dass der Druckanstieg auf beiden Seiten zu steil wird und Ablösungsgefahr besteht.

Beiwerte

Durch die Umströmung eines Körpers entsteht gemäß SCHULZE 2010 eine resultierende Kraft, die auf den Körper wirkt. Diese kann man nach SCHLICHTING/TRUCKENBRODT 1969 in drei Komponenten aufteilen:

1. Widerstandskraft: Die Widerstandskraft (W) wirkt in Anströmrichtung.
2. Auftriebskraft: Die Auftriebskraft (A) wirkt senkrecht zur Anströmrichtung entlang der vertikalen Achse.
3. Seitenkraft: Die Seitenkraft (Y) wirkt senkrecht zur Anströmrichtung entlang der Querachse.

Die Kräfte sind laut BRÜNING/HAFER 1978 proportional dem Staudruck (q) sowie der Bezugsfläche (S) und können damit in dimensionslose Beiwerte umgerechnet werden:

$$c_F = \frac{F}{qS} \quad \text{mit} \quad q = \frac{\rho}{2} v_\infty^2$$

Diese Beiwerte können gemäß SCHULZE 2010 für den Vergleich zweier mechanisch ähnlicher Körper verwendet werden. Das Modelgesetz besagt:

$$C_F = C_{FM}, \text{ wenn } Re = Re_M$$

2.2. Flugmechanik

Die Flugmechanik beschäftigt sich laut NGUEWO 2013 mit der Flugleistung und dem Flugverhalten eines Flugzeuges. Für die Analyse des Strömungsverhaltens eines Flugzeuges sind daher auch in diesem Bereich einige Grundkenntnisse erforderlich, die im Folgenden kurz erläutert werden.

Anstellwinkel:

Der Anstellwinkel (α) eines Profils ist gemäß HAFER/SACHS 1987 der Winkel zwischen der Profilversehne und Anströmrichtung der Luft. Der effektive Anstellwinkel (α_{eff}) ist der tatsächliche Winkel der durch eine veränderte Anströmung entsteht.

Auftriebsgradient:

Der Auftriebsgradient ($c_{a\alpha}$) beschreibt die Veränderung des Auftriebs abhängig vom Anstellwinkel und ist für kleine Anstellwinkel konstant. Daraus folgt nach NGUEWO 2013:

$$c_{a\alpha} = \frac{dc_a}{d\alpha}$$

Nullauftriebswinkel:

Eine wichtige Größe eines Flügelprofils ist sein Nullauftriebswinkel (α_0), der auch als Nullanstellwinkel bezeichnet wird. Nach NGUEWO 2013 handelt es sich hierbei um den Anstellwinkel des Profils, bei dem kein Auftrieb entsteht ($c_a = 0$). Aufgrund der Symmetrie liegt er für symmetrische Profile bei 0° . Für die Berechnung gilt:

$$C_a = \frac{dc_a}{d\alpha} * (\alpha - \alpha_0)$$

Mithilfe des Auftriebsgradienten sowie einem bekannten Auftriebsbeiwert und einem Winkel kann durch Umstellung der Formel der Nullauftriebswinkel bestimmt werden.

Gleitzahl:

Für die Bewertung der aerodynamischen Güte eines Flugzeuges wird die sogenannte Gleitzahl (E) betrachtet. Sie ist das Verhältnis von Auftrieb zu Widerstand eines Flugzeuges. Es ist gewünscht, dass ein Flugzeug einen möglichst geringen Widerstand und einen möglichst hohen Auftrieb erzeugt. Daraus folgt nach NGUEWO 2013:

$$E = \frac{A}{W} = \frac{c_a}{c_w}$$

Je größer die Gleitzahl, desto effektiver ist das Flugzeug. Aktuelle Verkehrsflugzeuge weisen gemäß SCHOLZ FM 2012 eine Gleitzahl von ~ 20 auf.

Momente am Flugzeug

Neben den Kräften treten auch Momente am Flugzeug auf. Hierbei handelt es sich gemäß NGUEWO 2013 um die sogenannten Rollmomente (L), Nickmomente (M) und Giermomente (N) (*Abbildung 2-4*). Aus dem Zusammenspiel der Kräfte und Momente resultiert die Bewegung eines Flugzeuges und dessen Stabilität. Die *Abbildung 2-4* ist in englischer Sprache. Für die Bezeichnungen der Momente liegen gemäß SCHLICHTING/TRUCKENBRODT 1969 keine Unterschiede zur deutschen Sprache vor.

Für den Beiwert der Momente gilt:

$$\text{Rollmomentenbeiwert: } C_l = \frac{L}{\frac{\rho}{2} v_\infty^2 S \frac{b}{2}}$$

$$\text{Nickmomentenbeiwert: } C_m = \frac{M}{\frac{\rho}{2} v_\infty^2 S l_{mac}}$$

$$\text{Giermomentenbeiwert: } C_n = \frac{N}{\frac{\rho}{2} v_\infty^2 S \frac{b}{2}}$$

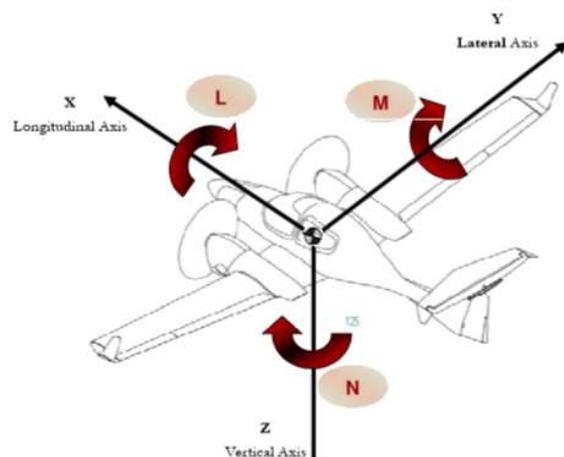


Abbildung 2-4: Momente am Flugzeug [Nguewo 2013]

Stabilität:

Die Stabilität eines Flugzeuges wird laut NGUEWO 2013 durch seine Reaktion auf Störungen bestimmt. Entscheidend hierbei ist der Gleichgewichtszustand, in dem die Summe aller Momente um den Schwerpunkt „0“ beträgt und sich die Lage des Flugzeuges somit nicht eigenständig verändert. Ein Flugzeug gilt als stabil, wenn es nach einer Störung selbstständig in den Gleichgewichtszustand zurückfällt. Für die Betrachtungen in dieser Arbeit sind die Längsstabilität und die Richtungsstabilität von besonderem Interesse.

Die Längsstabilität eines Flugzeuges erkennt man gemäß NGUEWO 2013 an der Steigung der Nickmomentenkurve. Weist diese Kurve eine positive Steigung auf, erhöht sich das schwanzlastige Moment (auf nicken), wenn die Störung den Anstellwinkel erhöht. Dies würde bedeuten, dass der Anstellwinkel immer größer werden würde, das Flugzeug also instabil ist. Im Falle einer negativen Steigung würde sich der Anstellwinkel in Folge des kleiner werdenden schwanzlastigen Momentes verringern und das Flugzeug ist stabil. (Abbildung 2-5)

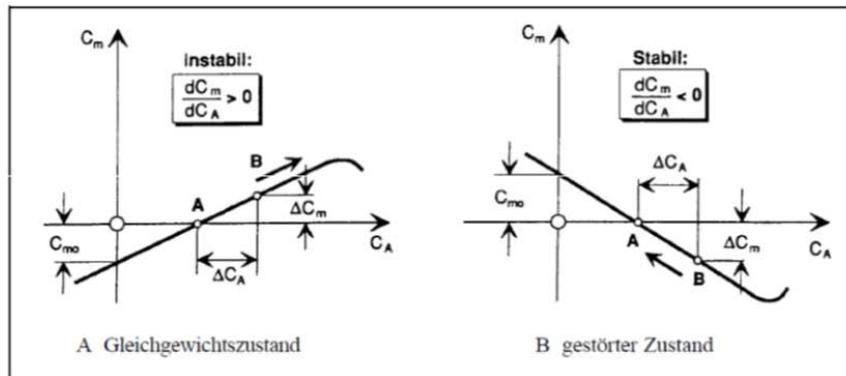


Abbildung 2-5: Instabiler und stabiler Nickmomentenverlauf [NGUEWO 2013]

Ein Flugzeug gilt somit als stabil, wenn es eigenständig ein Moment erzeugt, dass es nach einer Störung zurück in die Ausgangslage führt (Abbildung 2-6) Fall (a).

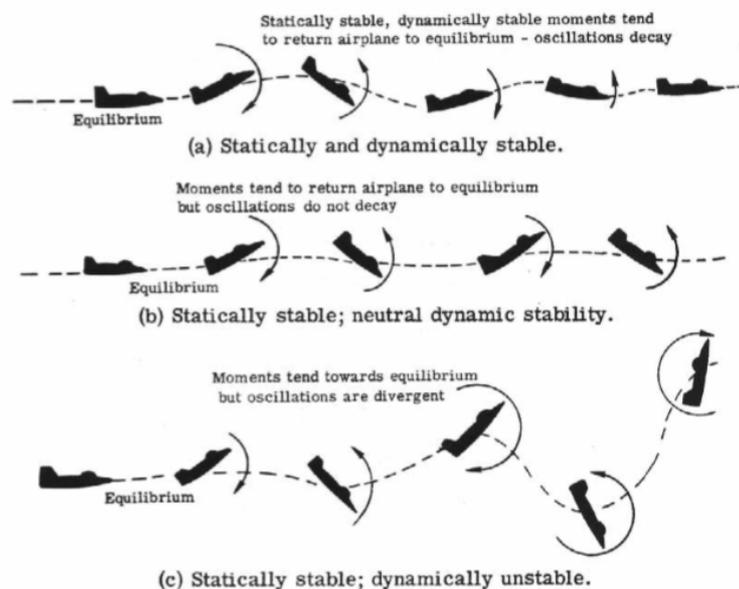


Abbildung 2-6: Längsstabilität beim Flugzeug [NGUEWO 2013]

In Fall (b) ist das Flugzeug nur zum Teil stabil. Es weist statische Stabilität auf, ist jedoch neutral in Bezug auf die dynamische Stabilität. Dadurch wird es nicht in die Ausgangslage zurückgeführt, sondern erzeugt eine zu große Gegenbewegung, so dass es „hin- und herschwinkt“. Somit klingt die Schwingung im Laufe der Zeit nicht ab und das Flugzeug ist nach STÜMKE 1969 nicht stabil. Wenn es dynamisch weder neutral noch stabil ist, Fall (c), wird der Anstellwinkel immer größer und die Strömung reißt ab.

Die Richtungsstabilität gilt gemäß HÜNECKE 2000, wenn ein Flugzeug bei Drehung um die Hochachse eigenständig ein ausreichendes Giermoment erzeugt, um es in die Ausgangslage zurückzubringen. Dies ist bei Schiebeflug zu beachten, bei dem gemäß SCHLICHTING/TRUCKENBRODT2 1969 neben dem Anstellwinkel (α) auch der Schiebewinkel (β) für die Anströmung zu berücksichtigen ist. Für das nötige Giermoment bietet ROSKAM II einen Richtwert:

$$C_{n\beta} \geq 0,001 \frac{1}{\text{Grad}} = 0,0571 \frac{1}{\text{rad}}$$

2.3. Numerische Strömungssimulation

Die Darstellung eines Strömungsfeldes erfordert gemäß LECHER 2008 die Berechnung eines nichtlinearen Differentialgleichungssystems. Diese Berechnung ist nur in sehr einfachen Fällen wie zum Beispiel der eindimensionalen Strömung um eine ebene Platte analytisch durchführbar. Mit Hilfe von numerischen Strömungssimulationen (CFD) an einem Computer ist es jedoch möglich, Strömungen in einem angemessenen Zeitraum näherungsweise zu berechnen. Es wird unterschieden zwischen komplexen und vereinfachten CFD-Programmen. Sie alle basieren aber dennoch auf den fünf Erhaltungsgleichungen:

1. Massenerhaltung
2. Impulserhaltung in x-Richtung
3. Impulserhaltung in y-Richtung
4. Impulserhaltung in z-Richtung
5. Energieerhaltung

Die fünf Erhaltungsgleichungen werden gemäß LECHER 2008 als Navier-Stokes-Gleichungen bezeichnet und können in Skalarform, Vektorform oder Divergenzform angegeben werden. Die CFD Programme lösen diese Gleichungen. In der Praxis werden sie jedoch oft durch Annahmen vereinfacht und sind nicht immer allgemein gültig. Es wird zum Beispiel in einigen Programmen eine inkompressiblen Strömung angenommen, wodurch die Kopplung von Dichte und Druck vernachlässigt wird. Vereinfachte Programme sind einfacher umzusetzen, zeitlich gesehen effektiver und können dennoch ausreichend genaue Resultate liefern. Dies führt dazu, dass der Nutzen und der erforderliche Aufwand für die Wahl des zu verwendenden Programmes durch den Anwender gegeneinander abgewogen werden.

Neben diesen fünf Gleichungen werden laut LECHLER 2008 allerdings noch weitere zwölf benötigt, da es ansonsten mehr Unbekannte als Gleichungen gibt. Diese zusätzlichen Gleichungen sind:

- Die „Thermische Zustandsgleichung“ (koppelt Druck, Dichte und Temperatur)
- Die zwei „kalorischen Zustandsgleichungen“ (koppeln die spezifische innere Energie und die spezifische Enthalpie mit der Temperatur)
- Die neun „Stokes’schen Beziehungen“ (koppeln die Spannungen mit den Geschwindigkeiten)

Die spezifische Wärmekapazitäten und der Wärmeleitkoeffizient sowie die dynamische Viskosität sind temperaturabhängig und werden laut LECHLER 2008 im Normalfall aus Tabellen interpoliert oder als konstant angenommen.

Die dynamische Viskosität von Luft kann gemäß LECHLER 2008 und NGUEWO 2013 näherungsweise auch mit der Sutherland-Formel berechnet werden:

$$\mu = 1,458 * 10^{-6} * \left(\frac{T^{1,5}}{T + 110,4} \right) \text{ mit } T \text{ in } [K]$$

Mit den vollständigen Navier-Stokes-Gleichungen werden laut LECHLER 2008 die kleinsten Wirbel und Turbulenzen beschrieben und numerisch gelöst. Allerdings vergrößern diese den Rechenaufwand erheblich. Um den Rechenaufwand zu minimieren, basieren heutige CFD-Programme meist auf den Reynolds-gemittelten Navier-Stokes-Gleichungen.

2.3.1. Reynolds-gemittelten Navier-Stokes-Gleichungen

Die Reynolds-gemittelten Navier-Stokes-Gleichungen werden gemäß LECHLER 2008 in Englisch „Reynolds-averaged-Navier-Stokes“ genannt und sind daher besser bekannt unter der Kurzform RANS. Sie sind eine Vereinfachung der vollständigen Navier-Stokes-Gleichungen. Die RANS führen zu akzeptablen Rechenzeiten und geben die Physik noch genau genug wieder.

Kleine Turbulenzen werden in den RANS laut LECHLER 2008 durch sogenannte Turbulenzmodelle modelliert und müssen daher nicht mehr berechnet werden. Die einzelnen Strömungsgrößen werden durch ihre hochfrequenten Schwankungsgrößen sowie der Summe ihrer niederfrequenten Mittelwerte ersetzt. Die Turbulenzmodelle ersetzen die hochfrequenten Schwankungsterme, welche die turbulenten Schwankungen in der Strömung erfassen. Hierdurch müssen die kleinen turbulenten Schwankungen nicht mehr aufgelöst werden, wodurch Rechenzeit gewonnen werden kann.

In den Reynolds-gemittelten Navier-Stokes-Gleichungen stehen gemäß LECHLER 2008 nur die niederfrequenten Mittelwerte, mit denen die „normalen“ zeitlichen Schwankungen der Strömung erfasst werden. Die Turbulenzen werden von den Turbulenzmodellen modelliert.

2.3.2. Teilchenbasierte Ansätze

Neben den RANS gibt es laut XFLOW 2012 auch viele teilchenbasierte Ansätze zur Lösung der CFD. Sie können in drei Kategorien klassifiziert werden:

1. Algorithmen, die das Verhalten der Flüssigkeit auf molekularer Ebene modellieren (z.B. Monte-Carlo-Direktsimulation (DSMC))
2. Algorithmen, die Gleichungen auf einer makroskopischen Ebene lösen (z.B. „Smoothed Particle Hydrodynamics“ (SPH) oder „Vortex Particle Method“ (VPM))
3. Methode, die auf einer mesoskopischen Struktur basiert (z.B. Lattice-Gas-Automaten (LGA) und Lattice Boltzmann Methoden (LBM))

Die Algorithmen, die auf molekularer Ebene arbeiten, haben gemäß XFLOW 2012 einen begrenzten Anwendungsbereich und werden hauptsächlich in der theoretischen Analyse benutzt. Die Algorithmen, die auf makroskopischer Ebene arbeiten, werden am häufigsten angewendet. Die mesoskopisch arbeitenden Programme sind derzeit noch nicht stark vertreten, werden jedoch intensiv studiert, da sie vielversprechende Ergebnisse im Bereich der numerischen Berechnung liefern.

Im Rahmen dieser Arbeit erfolgt eine Untersuchung mit dem Programm XFlow, das gemäß XFLOW 2012 auf den Lattice-Gas Automaten und die Lattice Boltzmann Methode zurückgreift.

Lattice-Gas-Automaten:

Lattice-Gas-Automaten (LGA), nach HÄNEL 2004 auch „Lattice-Gas-Methoden“ oder „Zellulare Automaten“ genannt, sind Mitte der achtziger Jahre erstmalig erschienen und sind einfache Modelle, die das Verhalten von Gasen ermitteln. Sie basieren gemäß HÄNEL 2004 und XFLOW 2012 auf dem Transport und der Kollision von Einzelpartikeln und geben damit die Dynamik der Moleküle wieder.

Der Lattice-Gas-Algorithmus für einen Zeitschritt besteht laut HÄNEL 2004 aus zwei Schritten:

1. Transportschritt: Im Transportschritt bewegen sich die Partikel entsprechend ihrer Geschwindigkeitsrichtung auf vorgeschriebenen Bahnen von einem Knoten zum nächsten. Er benötigt lediglich Informationen vom nächsten Knoten.
2. Kollisionsschritt: Der Kollisionsschritt ist lokal auf den Knoten begrenzt. Unter Berücksichtigung der Impulserhaltung erhalten die Partikel im Kollisionsschritt jeweils neue Geschwindigkeitsrichtungen. Für den Impulsaustausch gilt somit:

$$\sum_i m * v_{ivor} = \sum_i m * v_{inach}$$

Gibt es nach der Kollision unterschiedliche Geschwindigkeitsrichtungen, die möglich sind, so wird eine Richtung zufällig ausgewählt.

Mithilfe der Momente an einem Knoten können nach HÄNEL 2004 und XFLOW 2012 die makroskopischen Größen für Masse und Impuls berechnet werden:

$$\rho(x, t) = m * \sum_{i=1}^n p_i$$

$$\rho v(x, t) = m * \sum_{i=1}^n v_i * p_i$$

Die Bilanzgleichung eines Partikels kann gemäß HÄNEL 2004 und XFLOW 2012 wie folgt beschrieben werden:

$$p_i(x + v_i \Delta t, t + \Delta t) = p_i(x, t) + \Omega_i(p_1, \dots, p_n)$$

In dieser Gleichung beschreibt der erste Teil den Transportschritt und der Operator Ω den Kollisionsschritt. Der Kollisionsoperator berechnet für jede Konfiguration die darauffolgende. Dabei berücksichtigt er die Massen-, Impuls und Energieerhaltung.

Das Verfahren wird mittels „Taylorreihen- und Chapman-Enskog-Entwicklungen“ durchgeführt. Dabei wird angenommen, dass die makroskopischen Variablen einen stetigen Verlauf aufweisen.

Der große Vorteil der Lattice-Gas-Automaten ist gemäß XFLOW 2012, dass sie gut mit einem Computer berechnet werden können. Sie sind einfach zu programmieren und sehr effizient. Nachteile sind zum Beispiel, dass nur kleinere Reynoldszahlen untersucht werden können oder die Ergebnisse starke Fluktuationen aufweisen, wodurch hohe Gitterpunktzahlen und Mittellungen benötigt werden.

Lattice-Boltzmann-Methode:

Aufbauend auf die Lattice-Gas-Methoden ist laut HÄNEL 2004 die Lattice-Boltzmann-Methode (LBM) entwickelt worden. Der grundlegende Unterschied besteht gemäß XFLOW 2012 darin, dass die LGA Variablen und die LBM statistische Verteilungsfunktionen verwenden, um die Partikel zu beschreiben.

Der Transportschritt erstellt Partikelverteilungsfunktionen entlang diskreter Richtungen, während der Kollisionsoperator die physikalischen Reaktionen modelliert. Für den Kollisionsoperator verwendet die Lattice-Boltzmann-Methode laut HÄNEL 2004 und XFLOW 2012 in den meisten Fällen den Kollisionsoperator des „Bhatnagar-Gross-Krook“ (BGK)-Modells:

$$\Omega_i^{BGK} = \frac{1}{\tau} (f_i^{eq} - f_i)$$

Die „Multiskalen-Chapman-Enskog Theorie“ gibt laut XFLOW 2012 die Beziehung zwischen der makroskopischen Viskosität und der Relaxationszeit wieder:

$$\vartheta = a^2 \left(\tau - \frac{1}{2} \right)$$

Für die Gleichgewichtsfunktion gibt XFlow 2012 folgenden Ausdruck an:

$$f_i^{eq}(x, t) = t_i \rho \left(1 + \frac{a_{i\alpha} v_\alpha}{a^2} + \frac{v_\alpha v_\beta}{2a^2} \left(\frac{a_{i\alpha} a_{i\beta}}{a^2} - \delta_{\alpha\beta} \right) \right)$$

Aufgrund ihrer Einfachheit wird gemäß HOLMANN 2013 für gewöhnlich die einfache Relaxationszeit verwendet. Dies ist aber nicht sonderlich gut für hohe Machzahlen geeignet und anfällig für numerische Instabilitäten. Einige BGK verwenden für den Kollisionsoperator eine „Multiple Relaxationszeit“. Hierbei wird der Kollisionsprozess über die Momente bestimmt und nicht über die Geschwindigkeiten:

$$\Omega_i^{MRT} = M_{ij}^{-1} \hat{S}_{ij} (m_i^{eq} - m_i)$$

LBM lassen sich nach XFlow 2012 über die räumliche Dimension „d“ und die Anzahl von Verteilungsfunktionen „b“ klassifizieren. Angegeben werden sie mit DdQb. Die häufigsten 2D Systeme sind die D2Q7 und D2Q9 (siehe Abbildung 2-7).

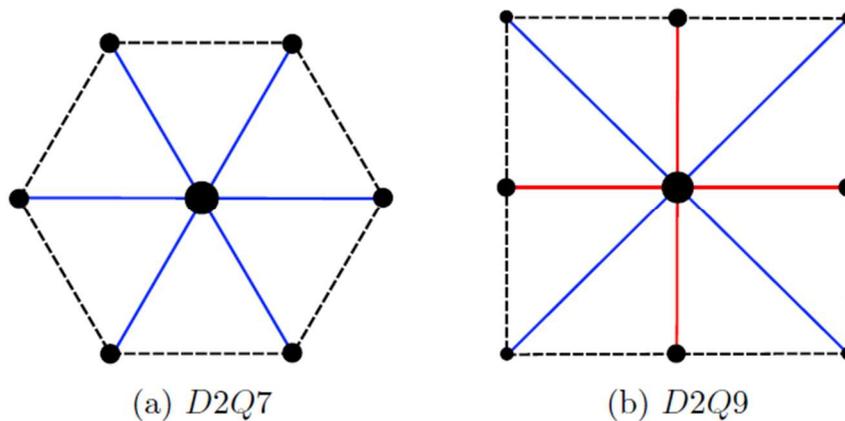


Abbildung 2-7: Häufigste Zweidimensionale Systeme der LBM [XFlow 2012]

In 3D sind die D3Q13, D3Q15, D3Q19 und D3Q27 die am häufigsten verwendeten Systeme. (siehe Abbildung 2-8)

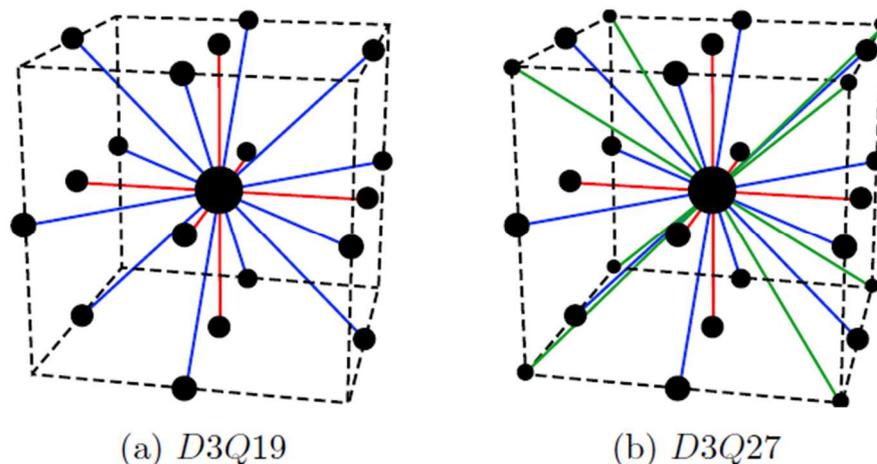


Abbildung 2-8: Häufigste Dreidimensionale Systeme der LBM [XFlow 2012]

Für eine positive Viskosität muss die Relaxationszeit gemäß XFLOW 2012 größer als 0,5 sein. Diese Systeme sind in der Lage, eine breite Palette von Viskositäten ($0 : \infty$) auf effiziente Weise und mit expliziten Formulierungen modellieren zu können.

In XFlow basiert der Kollisionsoperator laut HOLMANN 2008 auf der „Multiplen Relaxationszeit“. Hierbei wird die diskrete Partikelgeschwindigkeit mit der lokalen makroskopischen Geschwindigkeit verschoben, wodurch der Relaxationsprozess in einem bewegten Bezugssystem durchgeführt wird. Dies führt zu einer Verbesserung der numerischen Stabilität und der Ermittlung von Isotropie für eine gegebene Geschwindigkeit.

2.3.3. Turbulenzmodellierung

Um die Rechenzeit zu verkürzen, werden gemäß LECHLER 2008 häufig Turbulenzmodelle verwendet, die kleine Turbulenzen und Wirbel modellieren. In diesen Fällen hängt die Genauigkeit der gesamten Simulation vom Turbulenzmodell ab. Besonders der Punkt des Umschlags von laminarer- zur turbulenten Strömung sowie der Ort der Strömungsablösung wird von vielen Turbulenzmodellen nicht genau genug berechnet.

Die Genauigkeit der numerischen Lösung aber auch die Rechenzeit steigt mit zunehmender Komplexität der Turbulenzmodelle. Dabei fällt der Nutzen der Modelle schlecht aus, wenn feine Rechnetze benötigt werden.

Typische Turbulenzmodelle sind nach LECHLER 2008:

- Die Wirbelviskositätsmodelle
 - Reynolds-Spannung wird durch eine turbulente Zähigkeit oder Wirbelviskosität ersetzt
 - Typische Vertreter:
 - Baldwin-Lomax-Modell (Null-Gleichungsmodell)
 - Spalart-Allmaras-Modell (Ein-Gleichungsmodell)
 - $k-\varepsilon$, $k-\omega$ und SST-Modelle (Zwei-Gleichungsmodell)
- Reynolds-Spannungsmodelle
 - berechnen einzelne Komponenten des Reynolds-Spannungstensors
 - berücksichtigen die Richtungsabhängigkeit der Turbulenz
- Wirbelsimulationsmodelle
 - verzichten auf die Reynolds-Mittelung
 - lösen die vollständigen Navier-Stokes-Gleichungen instationär
 - Typische Vertreter:
 - Detached Eddy Simulation (DES)
 - Large Eddy Simulation (LES)
 - Direct Numerical Simulation (DNS)

In XFLOW 2012 wird beschrieben, dass gemäß der Dimensionsanalyse von „Kolmogorov“ eine Strömung bei hohen Reynoldszahlen dazu neigt in kleinere Wirbel zu

brechen, um die kinetische Energie in innere Energie umzuwandeln. Dieser Vorgang wird als „Kolmogorov Kaskade“ bezeichnet und erklärt das Phänomen von Turbulenzen.

Gemäß XFLOW 2012 lässt sich mithilfe der „Kolmogorov Kaskade“ die benötigte Elementzahl einer Simulation mit folgender Formel abschätzen:

$$\frac{V_{crit}}{V_{eddy}} \sim Re_{eddy}^{-\frac{3}{4}}$$

Dies auf den dreidimensionalen Fall angewendet ergibt:

$$N_{elements} \sim \left(\frac{V_{eddy}}{V_{crit}}\right)^3 \sim Re_{eddy}^{\frac{9}{4}}$$

In der *Tabelle 2-1* wird die Elementanzahl ($N_{elements}$) aufgelistet, die benötigt wird um die Turbulenzen bei entsprechender Reynoldszahl auf direktem Weg und ohne Modelle berechnen zu können.

Tabelle 2-1: Elementanzahl bei entsprechender Reynoldszahl [XFlow 2012]

Problem	Blood flow Bioengineering	Vehicle airflow at low speed	Vehicle airflow	Plane airflow
Re	$10^3 - 10^4$	$10^5 - 10^6$	$10^7 - 10^8$	$> 10^9$
$N_{elements}$	$10^6 - 10^9$	$10^{11} - 10^{13}$	$10^{15} - 10^{18}$	$> 10^{20}$

Die *Tabelle 2-1* zeigt, dass die „Direkte Numerische Simulation“ von Turbulenzen nur bei kleinen Reynoldszahlen wirtschaftlich nutzbar ist. Eine große Elementanzahl bewirkt eine große Rechenzeit, die nach dem Motto „Zeit ist Geld“ B. FRANKLIN 1748 nicht tragbar ist.

Im Rahmen der vorliegenden Bachelorarbeit werden Turbulenzmodelle der Large Eddy Simulation verwendet. Im Gegensatz zu den RANS modellieren sie gemäß XFLOW 2012 die Turbulenzen nicht auf globaler, sondern lokaler Ebene. Sie modellieren nur die kleinsten Werte und sind näher an der Physik (*Abbildung 2-9*).

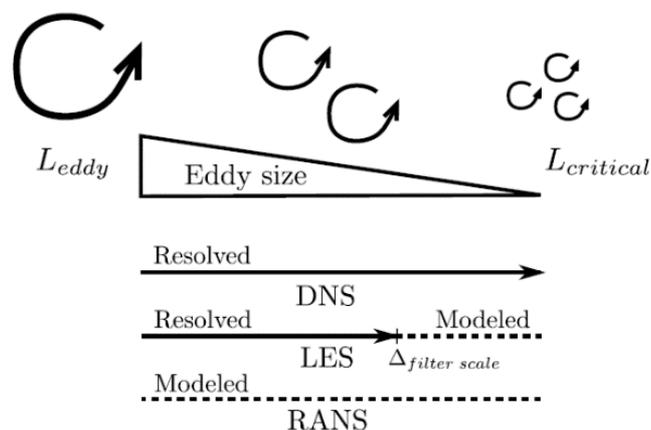


Abbildung 2-9: Turbulenzmodellierung [XFlow 2012]

Bei den Turbulenzmodellen der Large Eddy Simulation gibt es einen Filter, der vorgibt, bis zu welcher Größe die Turbulenzen simuliert und ab wann sie modelliert werden (*Abbildung 2-9*). Im Rahmen dieser Bachelorarbeit wird hierfür der Standard verwendet.

Im Folgenden werden die in der vorliegenden Bachelorarbeit verwendeten Turbulenz- und Wandmodelle kurz erläutert.

Smagorinsky:

Nach XFLOW 2012 wird die Wirbelviskosität im Smagorinsky Modell wie folgt berechnet:

$$\begin{aligned}\vartheta_{turbulent} &= \Delta^2 |D| \\ \Delta &= C_s Vol^{\frac{1}{3}} \\ S &= \sqrt{2 * D_{\alpha\beta} * D_{\alpha\beta}}\end{aligned}$$

C_s ist hierbei die „Smagorinsky-Konstante“, die vom Anwender direkt eingegeben werden wird. Sie liegt immer zwischen 0,1 und 0,2 und ist standardmäßig bei XFlow auf $C_s = 0,12$ eingestellt.

Wall-Adapting Local Eddy:

Das Wall-Adapting Local Eddy Modell (WALE) weist gemäß XFLOW 2012 sowohl in Wandnähe als auch weiter entfernt von der Wand bei laminaren und turbulenten Strömungen gute Eigenschaften auf. Das Modell modelliert das asymptotische Verhalten der turbulenten Grenzschicht, wenn diese Schicht direkt gelöst werden kann und muss nicht künstlich turbulente Viskosität aus den Schubfeldern erzeugen.

WALE wird folgendermaßen formuliert:

$$\begin{aligned}\vartheta_{effective} &= \vartheta_{molecular} + \vartheta_{turbulent} \\ \vartheta_{turbulent} &= \Delta^2 * \frac{(G_{\alpha\beta}^d * G_{\alpha\beta}^d)^{\frac{3}{2}}}{(D_{\alpha\beta} D_{\alpha\beta})^{\frac{5}{2}} + (G_{\alpha\beta}^d * G_{\alpha\beta}^d)^{\frac{5}{4}}} \\ D_{\alpha\beta} &= \frac{1}{2} * \left(\frac{\partial v_\alpha}{\partial r_\beta} + \frac{\partial v_\beta}{\partial r_\alpha} \right) \\ G_{\alpha\beta}^d &= \frac{1}{2} * (g_{\alpha\beta}^2 + g_{\beta\alpha}^2) - \frac{1}{3} \delta_{\alpha\beta} g_{\gamma\gamma}^2 \\ g_{\alpha\beta} &= \frac{\partial v_\alpha}{\partial r_\beta} \\ \Delta &= C_w Vol^{\frac{1}{3}}\end{aligned}$$

Für WALE ist „ C_w “ die Konstante, die in XFlow eingestellt werden kann. Standardmäßig ist für sie 0,325 angegeben. In den folgenden Kapiteln wird die Variable C_w ausschließlich für den Widerstandsbeiwert verwendet.

2.3.4. Wandmodelle

Um die turbulente Grenzschicht vereinfacht modellieren zu können und somit Rechenzeit zu sparen, gibt es gemäß XFLOW 2012 die sogenannten Wandmodelle. Diese Modelle lösen die Grenzschicht auch unter Berücksichtigung der Einflüsse durch Krümmung und Druckgefälle. Sie ist folgendermaßen definiert:

$$\begin{aligned} \frac{U}{u_c} &= \frac{U_1 + U_2}{u_c} = \frac{u_\tau * U_1}{u_c * u_\tau} + \frac{u_p * U_2}{u_c * u_p} \\ &= \frac{\tau_w * u_\tau}{\rho * u_\tau^2 * u_c} * f_1 * \left(y^+ * \frac{u_\tau}{u_c}\right) + \frac{\frac{dp_w}{dx} * u_p}{\left|\frac{dp_w}{dx}\right| * u_c} * f_2 * \left(y^+ * \frac{u_p}{u_c}\right) \\ y^+ &= \frac{u_c * y}{\nu} \\ u_c &= u_\tau + u_p \\ u_\tau &= \sqrt{\frac{\tau_w}{\rho}} \\ u_p &= \left(\frac{\nu}{\rho} * \left|\frac{dp_w}{dx}\right|\right)^{\frac{1}{3}} \end{aligned}$$

Die von XFlow bereitgestellten Wandmodelle, die für diese Arbeit verwendet wurden, sind zum einen die „Enhanced wall-function“ und zum anderen die „Non-equilibrium enhanced wall-function“. Der Unterschied der beiden liegt lediglich im Druckgradient. Dieser wird nur bei „Non-equilibrium enhanced wall-function“ berücksichtigt.

3. Verwendete Software

Für die Realisierung dieser Bachelorarbeit wurden drei unterschiedliche Programme verwendet (*Abbildung 3-1*), die im Folgenden vorgestellt werden. Der Schwerpunkt der Beschreibung der einzelnen Programme beschränkt sich auf die für die Arbeit notwendigen Features. Auf die Darstellung aller Möglichkeiten der Programme wird verzichtet. Nähere Informationen sind in XFLOW 2012 und MEIER/WINCKLER 2013 nachzulesen.

Die wichtigste Software ist das CFD-Programm XFlow, mit dem die Strömungsanalyse durchgeführt wurde. Für die Umsetzung ist ein CAD-Modell des zu simulierenden Objekts notwendig, das jedoch noch nicht existierte. Um es zu erstellen, wurde das SMDW-Modell verwendet. Für eine schnelle Auswertung der Simulationsergebnisse von XFlow wurden in Excel vorkonfigurierte Berechnungstabellen benutzt.

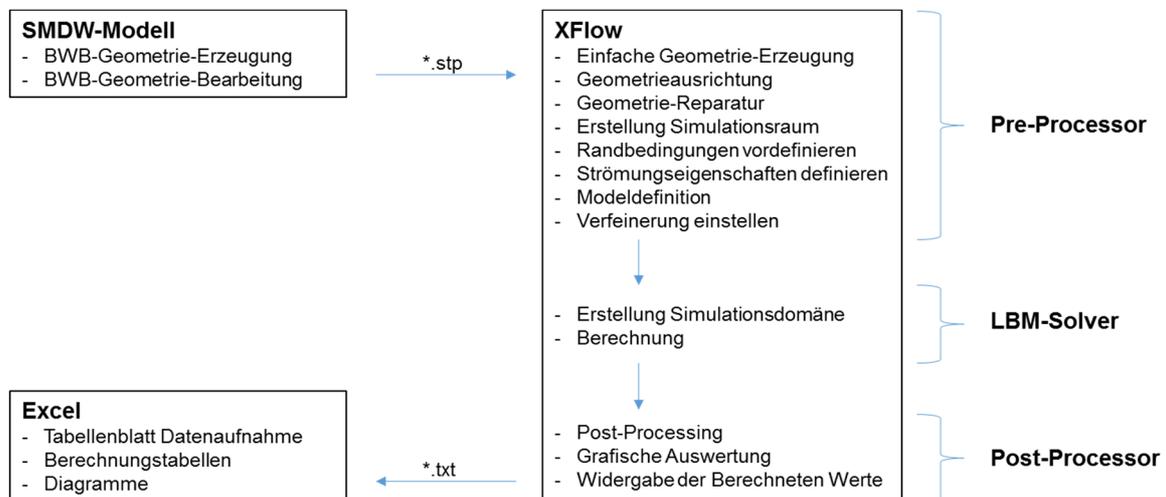


Abbildung 3-1: Ablauf einer numerischen Strömungssimulation

3.1. SMDW-Modell

Bei dem SMDW-Modell handelt es sich um ein parametergesteuertes CATIA Modell, das auf Basis des AC2030 entwickelt wurde. Die Entwicklung erfolgte im Zuge der Schwerpunktarbeit MEIER/WINCKLER 2013 und ermöglicht es dem Anwender, auf schnellem und einfachem Wege, einen „Blended-Wing-Body“ zu konstruieren (*Abbildung 3-2*). Zusätzlich ermöglicht es Veränderungen mit vereinfachtem Zugriff vornehmen zu können.

Dateneingabe:

Mittels einer in Excel erstellten Konstruktionstabelle werden die flugzeugspezifischen Parameter aufgenommen. In ihr sind alle Bemaßungen einzusehen, veränder- und skalierbar. Die erforderlichen Profildaten werden in einer separaten Excel Tabelle eingegeben und mittels eines Makros an CATIA zur Erstellung des Profils übergeben.

CATIA-Modell:

Das CATIA-Modell besteht aus drei Adaptern, vier Einzelteilen und einem Zusammenbau. Im Hauptadapter werden alle Daten aus der Konstruktionstabelle sowie die Profildaten eingelesen. In den anderen beiden Adaptern, dem Fuselage- (Rumpf) und Wing- (Flügel) Adapter, werden die entsprechenden Daten aus dem Hauptadapter herausgezogen und die benötigte Geometrie erzeugt. Die erstellten Geometrien werden anschließend an die vier Einzelteile weitergegeben, in denen aus der Geometrie die gewünschten Bauteile erstellt werden. Im Zusammenbau erfolgt ein automatisches zusammenfügen der Einzelteile und die Ausgabe des vollständigen Modells.

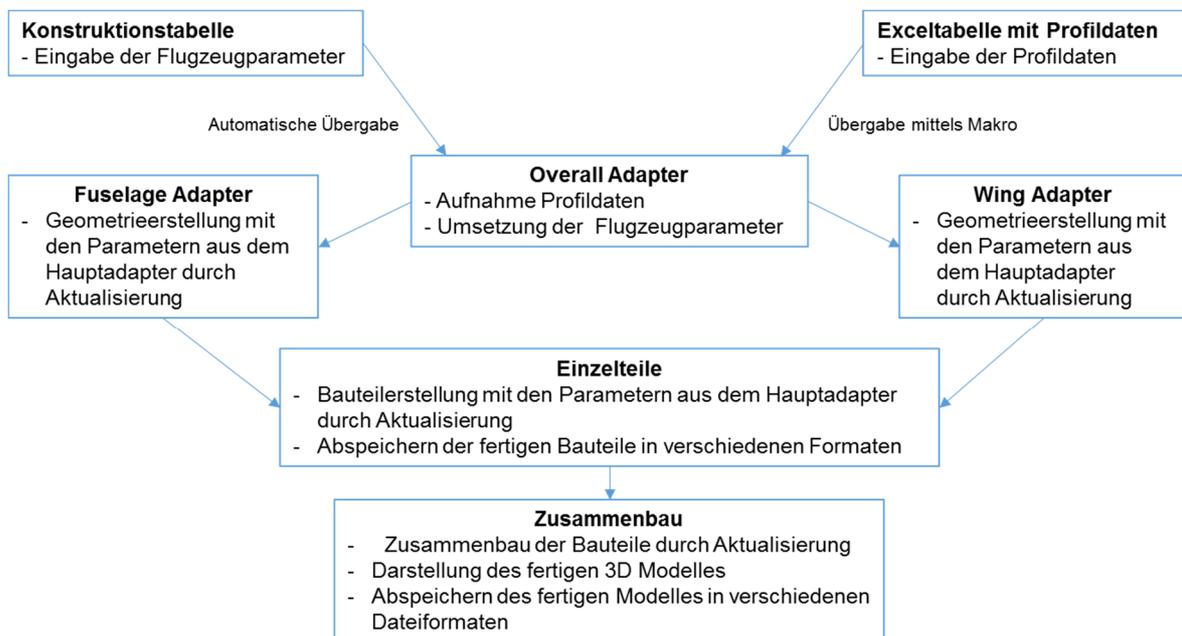


Abbildung 3-2: Ablauf einer Konstruktion mit dem SMDW-Modell

3.2. XFlow

XFlow ist gemäß XFLOW 2012 ein teilchenbasiertes CFD-Programm, das auf der Lattice-Boltzmann-Methode basiert. Es umfasst einen „Pre-Processor“, „LBM-Solver“ und einen „Post-Processor“. Das Programm löst die Strömungsdynamik instationär und ermöglicht keine stationäre Betrachtung.

3.2.1. Pre-Processor

Im Pre-Processor werden die für die Simulation nötigen Simulationseinstellungen festgelegt und das zu simulierende Modell vorbereitet.

Erstellen des Simulationsraumes:

Der in XFlow verwendete Simulationsraum kann im Programm selbst erstellt oder wie bei anderen CFD-Programmen extern aufgebaut und importiert werden. Der XFlow interne Simulationsraum besteht aus einem Quader, für den die Seitenlängen

und die Position angegeben wird. Des Weiteren werden für den gewählten Simulationsbereich die gewünschten Strömungseigenschaften und Randbedingungen angegeben.

Erstellen des Simulationskörpers:

Das direkte Konstruieren eines neuen Körpers ist in XFlow nicht möglich. Um einen Simulationskörper zu erstellen, bietet das Programm vorgefertigte Geometrien sowie die Möglichkeit, konstruierte Geometrien einzufügen, mit denen der Körper erstellt wird. Zu beachten ist jedoch, dass die Positionierung der Bauteile in manchen Situationen umständlich sein kann. Das lokale Koordinatensystem bezieht sich auf das in der Konstruktion vorgegebene. Wird das Bauteil auf die gewünschte Position verschoben, kann es nicht mehr durch Angabe des gewünschten Winkels abhängig vom globalen Koordinatensystem gedreht werden.

Für die Gewährleistung fehlerfreier Geometrien bietet XFlow die „Complete Healing“ Funktion. Bei vielen CFD-Programmen müssen die verwendeten Körper auf verschiedene Makel getestet werden, wie zum Beispiel falsche Ausrichtung der Flächennormalen oder überflüssige Flächenkanten. Gemäß XFLOW 2012 bereinigt XFlow diese Makel durch Ausführen dieser Funktion selbstständig und erspart damit zusätzliche Arbeitszeit.

Verfeinerung:

Die Verfeinerungsstufe wird über die Größe der Elemente definiert. Angegeben wird die Kantenlänge. Um möglichst genaue Ergebnisse zu erhalten, dürfen sie nicht zu groß sein, da ansonsten nicht alle Veränderungen der Strömung in der Berechnung berücksichtigt werden. Würde zum Beispiel eine Bohrung im Bauteil vorliegen und die Elemente an der Stelle wären größer als die Bohrung selbst, so würde XFlow sie nicht als solche erkennen und es würde kein Massenstrom durch diese Bohrung verlaufen. Dies hat aber auch den Vorteil, dass ungewollte Lücken zwischen Bauteilen nicht umständlich geschlossen werden müssen, da XFlow sie ignoriert.

Jede Verfeinerungsstufe halbiert die Kantenlänge der Elemente der Vorstufe. Somit entstehen im dreidimensionalen Raum aus einem Element in der nächsthöheren Verfeinerungsstufe acht Elemente. Mit jeder zusätzlichen Verfeinerungsstufe wird in Abhängigkeit der Rechnerleistung die Rechenzeit um circa das Achtfache erhöht. Wie bei anderen „LBM“ bzw. „Navier-Stokes Lösern“ ist demnach hier ebenfalls keine unendliche Verfeinerung möglich, um alle Details der Strömung aufzulösen. Des Weiteren können ausschließlich Verfeinerungen verwendet werden, die mit dem Faktor „2ⁿ“ zueinander stehen.

Um gute Ergebnisse bei annehmbarem Rechenaufwand zu erhalten, bietet XFlow dem Anwender die Möglichkeit, die Elementgröße für einzelne Bereiche des Simulationsraumes zu variieren. Neben der Option, den gesamten Simulationsraum mit einem „äquidistanten Lattice“ zu repräsentieren, stellt XFlow weitere Verfeinerungsmöglichkeiten zu Verfügung.

Near Walls:

Durch die Near Walls-Funktion ist es dem Anwender möglich den Bereich um den zu simulierenden Körper mit kleineren Elementen zu versehen. Außerdem gibt es die Option, den Verfeinerungsbereich in Strömungsrichtung (englisch: Refinement in wind direction (WD)) zu vergrößern (*Abbildung 3-3*).

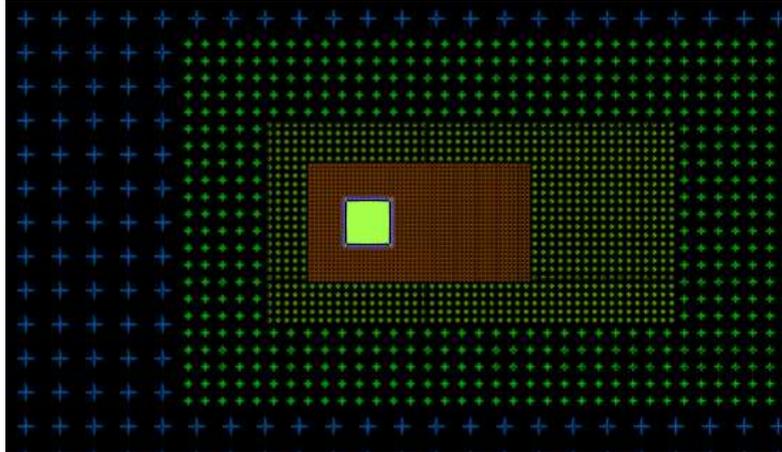


Abbildung 3-3: Verfeinerung einer Box mit Near Walls-Funktion und Verfeinerung in Strömungsrichtung

Adapt to walls and dynamically adapt to wake:

Die Funktion Adapt to walls and dynamically adapt to wake (AW) ist eine Erweiterung der Near Walls-Funktion. Sie bietet die gleichen Möglichkeiten, verbessert jedoch die Verfeinerung in Strömungsrichtung, indem sie lediglich die Bereiche, in denen große Turbulenzen auftreten, verfeinert (*Abbildung 3-4*). Der Verfeinerungsgrad der Turbulenzen und die Verfeinerungssensibilität können direkt angegeben werden.

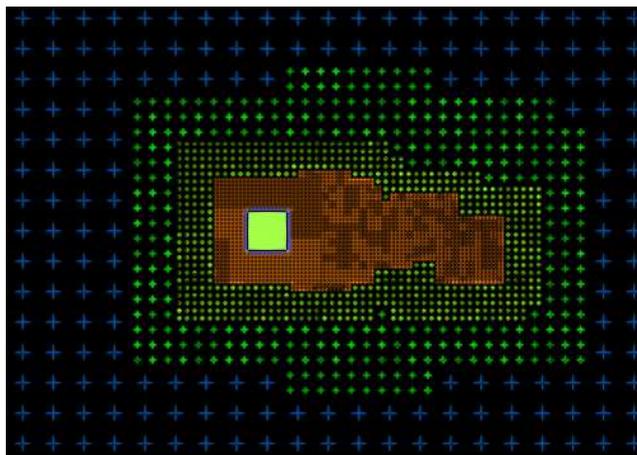


Abbildung 3-4: Verfeinerung mit der Adapt to walls and dynamically adapt to wake Funktion

Region:

Zusätzlich zu den beiden oben angegebenen Möglichkeiten können gewünschte Bereiche im Simulationsraum ausgewählt und die dortige Verfeinerung definiert werden.

Refinement transition length:

Bei zusätzlichen Verfeinerungen werden an den zu verfeinernden Gebieten die Elemente auf die vorgegebene Größe geteilt. Der Übergang von einem feinen in einen groben Lattice-Bereich erfolgt nicht plötzlich. Die Elemente vergrößern sich von dem verfeinerten Gebiet in Richtung des gröberen Bereiches um den Faktor „2“. Mit der Refinement transition length (Transition Length) (TL) kann angegeben werden, wie lange die Elemente eine bestimmte Größe haben sollen. Wird zum Beispiel die Länge „4“ gewählt, so vergrößern sich die Elemente nach vier weiteren Elementen nach außen (*Abbildung 3-5*).

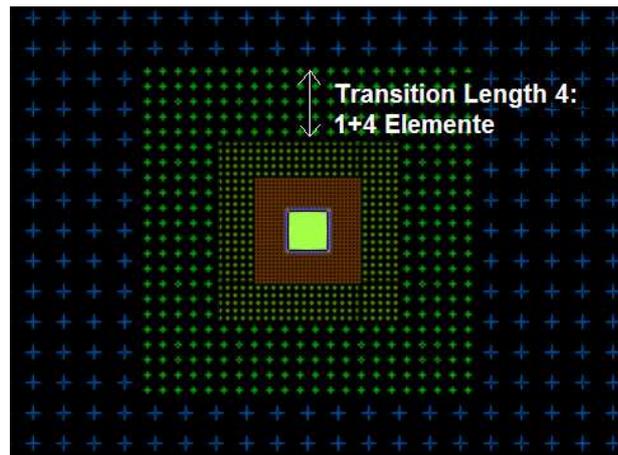


Abbildung 3-5: Transition Length 4 bei der Near Walls-Funktion

Turbulenz- und Wandmodelle:

Die in XFlow verwendeten Turbulenz- und Wandmodelle sind in den theoretischen Grundlagen (*Kapitel 2*) aufgeführt und werden daher nicht erneut erläutert.

3.2.2. LBM-Solver

Nach Abschluss des „Pre-Processing“ wird die Simulation gestartet. Die Simulationsparameter werden übernommen und die Domäne wird erstellt. Das Programm teilt dabei den Simulationsraum in die einzelnen Elemente auf. Dies kann sich wie folgt vorgestellt werden:

1. Zuerst wird die Domäne in gleichgroße Elemente aufgeteilt. Die entsprechende Größe entspricht der Einstellung des Fernfeldes.
2. Anschließend werden die Elemente vom Körper ausgehend und mit der angegebenen „Transition Length“ um eine Verfeinerungsstufe erhöht. Dies wird solange wiederholt, bis die gewünschte Verfeinerung am Körper anliegt.
3. Nach dem Aufbau der Domäne werden die gesuchten Strömungsgrößen der einzelnen Elemente für jeden Zeitschritt nach der „Lattice-Boltzmann-Methode“ berechnet und abgespeichert. Die resultierenden Beiwerte, Kräfte und Momente werden separat in einer Textdatei (wallsFrzHistory.txt) eingetragen.

3.2.3. Post-Processor

Nach der Simulation bzw. auch während der Simulation ist es möglich, die Ergebnisse einzusehen und auszuwerten. Dies erfolgt über den „Function Viewer“ und dem „Graphic Viewer“.

Function Viewer:

Im „Function Viewer“ können die berechneten Kräfte, Momente und Beiwerte dargestellt werden. Zusätzlich können auch noch andere Daten wie zum Beispiel der „Stability Parameter“ oder Elementwerte entlang einer vorgegebenen Linie im Raum eingesehen und exportiert werden.

Graphic Viewer:

Im „Graphic Viewer“ ist es möglich, das simulierte Modell, den Simulationsraum und das Strömungsfeld einzusehen. Hier können die Elemente, das Volumenfeld und die Körperoberfläche hinsichtlich der auftretenden Geschwindigkeiten, Drücke, etc. näher betrachtet werden (*Abbildung 3-6*). Zusätzlich stehen im Menüpunkt „Post-Processing“ noch weitere Features wie Schnittebenen, „Stream Tracers“ und vieles mehr zur Verfügung. Hiermit wird eine grafische Auswertung der Strömungssimulation ermöglicht. Die erzeugten Grafiken können als Bilder abgespeichert werden.

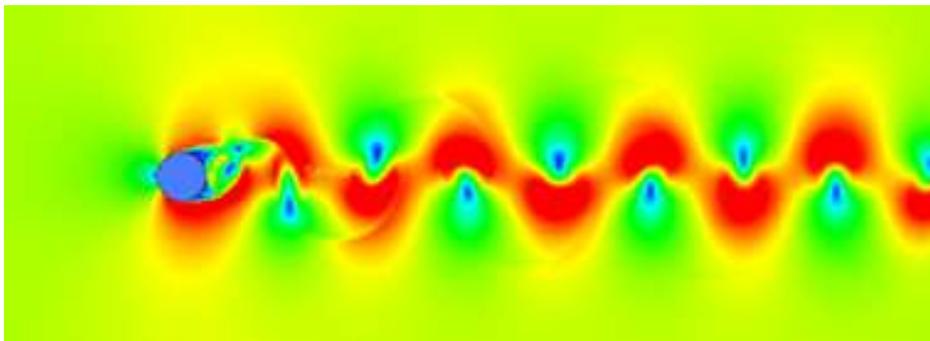


Abbildung 3-6: Strömungsfeld bei einer Zylinderumströmung

Vor- und Nachteile:

Der Vorteil des Programmes liegt gemäß XFlow 2012 in der selbstständigen Elementerzeugung. Hierdurch entfällt die bei Navier-Stokes-Solvern verhältnismäßig zeitaufwändige Netzerzeugung durch den Anwender und ermöglicht es, den Körper auch während der Simulation beliebig zu bewegen oder bewegen zu lassen, ohne das Netz zu verzerren.

Bei der Bewegung der Körper in XFlow wirkt sich nachteilig aus, dass sich die Verfeinerungen teilweise verändern. Außerdem erhöht sich die Rechenzeit bei Bewegungen während der Simulation nicht unerheblich. Hierdurch wird der Vorteil, der selbstständigen Elementerzeugung, zumindest beim derzeitigen Entwicklungsstand, teilweise wieder aufgehoben, da die Genauigkeit der Ergebnisse sinken kann.

Darüber hinaus ist der Fall aufgetreten, dass eine gewählte Verfeinerung nicht mehr verwendet werden konnte, wenn der Körper gedreht oder verschoben wurde. In diesem Fall ist es XFlow nicht möglich, die Verfeinerung des Raumes korrekt durchzuführen, so dass ungenaue Ergebnisse erzeugt werden. Dieser Fehler kann bei XFlow weder direkt erkannt noch korrigiert werden, da eine Korrektur des Rechenetz nicht möglich ist. Die Simulation muss in diesem Fall mit einer veränderten Einstellung wiederholt werden.

3.3. Excel

Um zusätzliche Möglichkeiten des Post-Processing zu erhalten, wird das Tabellenprogramm Excel eingesetzt (*Abbildung 3-7*). Mit Hilfe von Excel wird eine Datei mit verschiedenen Tabellenblättern für Datenaufnahme und -auswertung konfiguriert.

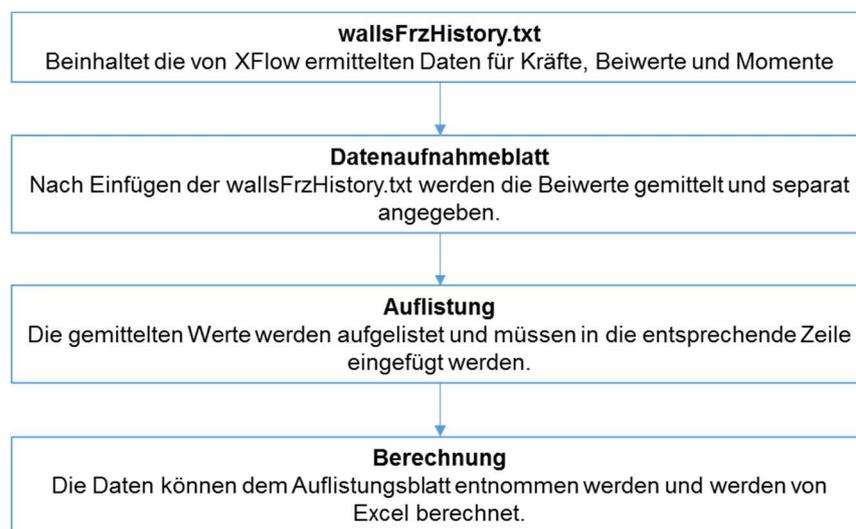


Abbildung 3-7: Ablauf der Auswertung mittels Excel

Datenaufnahme:

Ein Tabellenblatt einer Datei wird in der Form konfiguriert, dass der Inhalt der Textdatei mit den Kräften, Beiwerten und Momenten (wallsFrzHistory.txt) in einen vorgegebenen Bereich kopiert werden kann. Dabei ist darauf zu achten, dass für die deutsche Excel-Version der Dezimalpunkt der Textdatei nach dem Import in ein Komma gewandelt werden muss. Die gewünschten Mittelwerte der verschiedenen Zeitschritte werden anschließend selbstständig ermittelt und können mithilfe vorbereiteter Variablen in der Excel Tabelle aufgerufen oder in dem Tabellenblatt „Auflistung“ eingesehen und kopiert werden.

Berechnungstabellen:

Zur weiteren Auswertung für die Ermittlung von zum Beispiel Gleitzahl oder Giermoment werden die Werte in die entsprechenden Berechnungstabellen kopiert. Die zu ermittelnden Ergebnisse werden anschließend von Excel berechnet.

4. Simulationseinstellungen

Für die Simulation eines Körpers sind geeignete Simulationseinstellungen erforderlich. Es müssen die passenden Randbedingungen, Strömungseigenschaften und Verfeinerungen eingestellt werden. Dabei ist zu berücksichtigen, dass zum Beispiel die Simulation eines Flugzeuges andere Einstellungen als die einer Rohrdurchströmung erfordert. Am einfachsten wäre es, einen unendlich großen Simulationsraum, die genauen Strömungseigenschaften und eine unendlich feine Verfeinerung zu verwenden. Dies würde theoretisch die bestmöglichen Werte ergeben, ist jedoch im Normalfall aufgrund der damit verbundenen extrem hohen Rechenzeiten nicht realistisch. Aus diesem Grund ist es notwendig, die optimalen Einstellungen, in Bezug auf Rechenzeit und Genauigkeit, für die Simulationen zu ermitteln.

Um Aussagen über die Genauigkeit einer CFD-Analyse tätigen zu können, ist es nötig, ihre Ergebnisse mit denen aus anderen Versuchen zu vergleichen. Für den BWB-X liegen jedoch keine Vergleichswerte vor. Auch für XFlow liegt keine Simulation eines Blended-Wing-Bodys vor, an der man sich orientieren könnte. Es gibt somit weder einen Nachweis, dass das CFD-Programm für eine solche Simulation zuverlässig ist, noch kann man nachweisen, dass die Ergebnisse eine gute Näherung ergeben.

Um dieses Problem zu umgehen, wurde zunächst eine Strömungsanalyse des AC20.30 durchgeführt. Für dieses Flugzeug existiert sowohl ein Test im Windkanal (ZINGEL 2005) als auch eine CFD Simulation mit Fluent (BRUNSWIG 2006). Die Ergebnisse aus diesen beiden Untersuchungen wurden als Vergleichswerte für die Validierung von XFlow verwendet (*Kapitel 5*). Auf Grundlage dieser Versuche wurde im Folgenden eine geeignete Simulationseinstellung ermittelt, an dem man sich für die Simulationen des BWB-X orientieren kann.

4.1. Geometrie

Eine CFD-Simulation soll die Realität möglichst genau wiedergeben. Um dies erreichen zu können, sollte das simulierte Modell mit dem echten übereinstimmen. Dies ist niemals möglich, da in der Fertigung minimale Abweichungen nicht zu vermeiden sind. Feinheiten wie zum Beispiel Fenster oder Sonden am Flugzeug werden für das Modell vernachlässigt. Die Abweichungen der Fertigung sowie die kleinen Feinheiten am Flugzeug könnten mittels aufwändiger Konstruktionen im Modell realisiert werden. Dies würde jedoch zu sehr großen Rechenzeiten führen, so dass in den meisten Fällen ein vereinfachtes Modell verwendet wird.

Um eine Vergleichbarkeit erreichen zu können, wurde das AC20.30 Modell verwendet, das auch bereits von BRUNSWIG 2006 in der Fluent-Simulation zum Einsatz kam. Bei diesem Modell handelt es sich um ein Halbmodell, das anstelle eines Vollmodells verwendet wurde. Dies ist eine gängige Methode in der CFD, um gute Ergebnisse bei einer geringen Rechenzeit zu erhalten. Die in BRUNSWIG 2006 angegebenen Parameter für dieses Modell sind im *Anhang A* einzusehen.

4.2. Simulationsraum

Als Vorlage für die Simulationseinstellungen wurde HOLMAN 2013 verwendet. Bei dieser Arbeit handelt es sich um die Strömungsanalyse eines Kleinflugzeuges, die im Zuge des „High Lift Prediction Workshop“ erstellt wurde.

Die Randbedingungen, die für die Strömungsanalyse eines Flugzeuges benötigt wurden, konnten aus der Vorlage übernommen werden. Ein wichtiger Faktor, der sich von Flugzeug zu Flugzeug unterscheiden kann, ist die Größe des Simulationsraumes. Dieser Raum muss groß genug sein, damit die Ränder nicht im Einflussbereich des Flugzeuges liegen. Ist der Bereich um das Flugzeug nicht ausreichend groß, würde dies die Strömungsgrößen verfälschen. Da jedoch die Elementzahl und somit die Rechenzeit von der Größe des zu simulierenden Bereiches abhängig ist, darf dieser nicht zu groß ausgeführt werden.

Durch die Validierung der Vorlage in HOLMAN 2013 ist sichergestellt, dass der benutzte Simulationsraum groß genug ist, um starke Abweichungen zu vermeiden. Zur Gewährleistung korrekter Ergebnisse wurde der Simulationsraum, „Dimensions: (40, 15, 30)m“, in diesem Fall übernommen. Das in der Vorlage analysierte Flugzeug ist größer als der AC20.30, wodurch sichergestellt wird, dass der Simulationsraum keine großen Auswirkungen auf die Ergebnisse hat. Durch eine Verkleinerung wäre es möglich, die Rechenzeit der Simulation zu verkürzen. Dies war in diesem Fall nicht nötig, da die dadurch erreichbare Reduzierung im Verhältnis zur Gesamtzeit sehr gering wäre. Darüber hinaus wären dafür weitere Tests erforderlich, die zeitaufwändiger sind als die bei der Simulation eingesparte Rechenzeit. Ein Bild des Simulationsraumes ist im *Anhang B* enthalten.

4.3. Strömungseigenschaften

Um die Vergleichbarkeit zu gewährleisten, müssen in der Simulation die gleichen Strömungseigenschaften vorliegen. In ZINGEL 2005 sind nicht alle notwendigen Strömungseigenschaften (Dichte, dynamische Viskosität, etc.) enthalten. Aus diesem Grund werden die Parameter aus BRUNSWIG 2006 verwendet (*Tabelle 4-1*). Der zu simulierende Anstellwinkel des Flugzeuges wurde anfangs wie auch in der Fluent-simulation über die Anströmrichtung idealisiert (F), indem man die Anströmgeschwindigkeit in die entsprechenden x und y Werte aufteilt.

Tabelle 4-1: Strömungs- und Geometrieparameter aus BRUNSWIG 2006

Anströmgeschwindigkeit	20 m/s
Dichte	1,225 kg/m ³
maximale Flügeltiefe	1,951 m
Dynamische Viskosität	1,7894*10 ⁻⁵ Pa*s
Turbulenzgrad	0,5 %
Flügelfläche	2,08 m ²
mittlere aerodynamische Flügeltiefe	1,149 m

4.4. Simulationszeit

XFlow benötigt für den Aufbau der Flugzeug-Umströmung eine Vorlaufzeit. Erst bei konstanter Strömung können Ergebnisse entnommen werden. Aus diesem Grund muss eine ausreichend lange Simulationszeit gewählt werden. Zu beachten ist jedoch, dass die Simulationszeit direkte Auswirkungen auf die gesamte Rechenzeit hat.

Um die benötigte Simulationszeit zu bestimmen, wurde eine Simulation über einen längeren Zeitraum durchgeführt. Wie in *Abbildung 4-1* zu erkennen ist, stellt sich ab einer Simulationszeit von zwei Sekunden ein relativ konstantes Ergebnis ein. Im Idealfall würde eine Simulation solange laufen bis die Werte nahezu keine Abweichungen mehr aufweisen. Der zeitliche Aufwand steht jedoch in keinem Verhältnis zu der damit verbesserten Genauigkeit, so dass ein Mittelwert aus den folgenden Werten gebildet wird. Es ist darauf zu achten, dass bei der Wahl der Simulationszeit ein passender Zeitschritt gewählt wird.

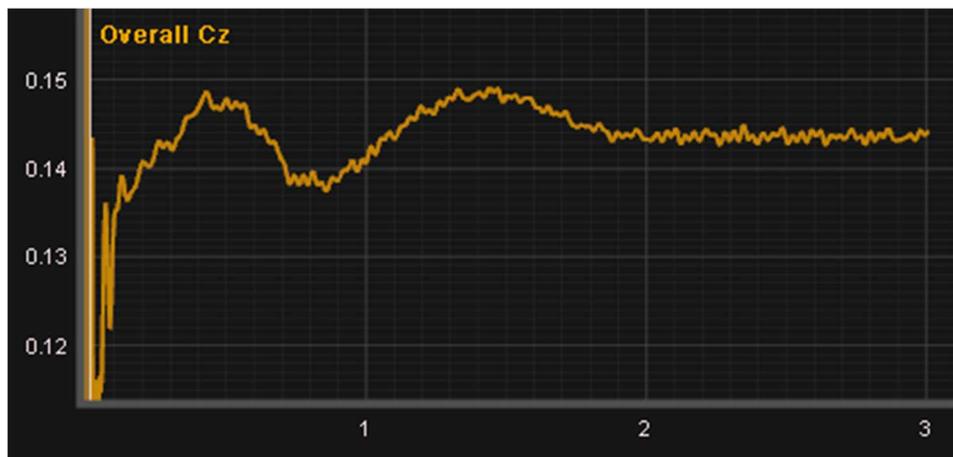


Abbildung 4-1: Auftriebsbeiwert der einzelnen Zeitschritte in XFlow

Zeitschritt:

Der Zeitschritt oder auch Frame bezeichnet, bestimmt den zeitlichen Abstand, in dem die Strömungsgrößen der Elemente berechnet werden. Auch von diesem Wert ist der Rechenaufwand direkt abhängig. Wählt man ihn zu groß, so können die Veränderungen der Strömung nicht richtig aufgenommen werden und führen zu falschen Ergebnissen. Um dies zu vermeiden, gibt es den sogenannten Stabilitätsparameter. Sobald dieser größer als „1“ wird, kann davon ausgegangen werden, dass die Rechnung zu falschen Ergebnissen führt. Um einen Richtwert des benötigten Zeitschrittes zu erhalten, wurde eine Simulation kurz gestartet, bei der XFlow den Zeitschritt von 0,00333 automatisch gewählt hat. Um die Rechenzeit zu verkürzen wurden größere Zeitschritte getestet. Hierbei ist ein Zusammenspiel der Simulationszeit und des Zeitschrittes zu beachten. Wird ein zu großer Zeitschritt gewählt, werden weniger Ergebnisse pro Sekunde ermittelt und es muss eine längere Simulationszeit verwendet werden. Der Zeitschritt wurde nach diversen Tests auf 0.004 Sekunden festgelegt. Für jede simulierte Sekunde werden damit 250 Ergebnisse erzeugt. Dies ist eine akzeptable Anzahl, um einen Mittelwert zu bilden und führt zu einer Simulationszeit von drei Sekunden.

4.5. Verfeinerung

Ein wirtschaftlich gesehen wichtiger Faktor einer CFD-Analyse ist das Verhältnis von Zeitaufwand zur Genauigkeit. Die Wahl der Verfeinerung hat einen großen Einfluss sowohl auf die Rechenzeit als auch auf die Genauigkeit. Zur Gewährleistung einer ausreichenden Anzahl an Simulationen muss die Verfeinerung abhängig von der Zeit gewählt werden. Die Fluent-Simulation weist laut BRUNSWIG 2006 eine Rechenzeit von ungefähr sieben Stunden auf. Dieser Wert wurde als Richtwert verwendet, um die Einstellung der Verfeinerung für XFlow zu ermitteln.

4.5.1. Verfeinerungsstufen

Zur Ermittlung der nutzbaren Verfeinerung wurden zuerst die Verfeinerungsstufen getestet. HOLMANN 2013 liefert die in *Tabelle 4-2* aufgelisteten Verfeinerungsstufen:

Tabelle 4-2: Verfeinerungsstufen

Verfeinerungsstufen (n)	1	6	7	8	9
Berechnung ($h/2^{n-1}$)	h	$h/2^{6-1}$	$h/2^{7-1}$	$h/2^{8-1}$	$h/2^{9-1}$
Near Wall	1,28	0,04	0,02	0,01	0,005

Die Verfeinerungsstufe 1 ist in dieser Bachelorarbeit die Verfeinerung des Fernfeldes (h). Die Transition Length wurde auf 4 gesetzt. Soll die Verfeinerung ausführlich getestet werden, müsste im ersten Schritt die gesamte Domäne mit diesen Verfeinerungen und ohne Wand- oder Turbulenzmodelle simuliert werden.

Es ist bekannt, dass diese Art der Verfeinerung einen enormen Rechenaufwand verursacht und das Fehlen von Hilfsmodellen eine schlechte Genauigkeit ergibt bzw. eine noch größere Verfeinerungsstufe nötig wäre. Für die Simulation eines Flugzeuges wäre der Rechenaufwand untragbar.

Auch die Verfeinerung mit der Region-Funktion wurde ausgeschlossen, da die Near Wall-Funktion alle wichtigen Bereiche abdeckt.

Um unnötige Simulationen zu vermeiden, wurde daher schon bei der ersten Simulation für diese Bachelorarbeit die „Near Wall Funktion“ ausgewählt und die Standard Wand- und Turbulenzmodelle verwendet, das Turbulenzmodell „WALE“ und das Wandmodell „Enhanced Wall Function“ (WALE und Enhanced = WE). Als Einstieg für die Ermittlung der bestmöglichen Verfeinerung wurde ein Anstellwinkel von 2° gewählt.

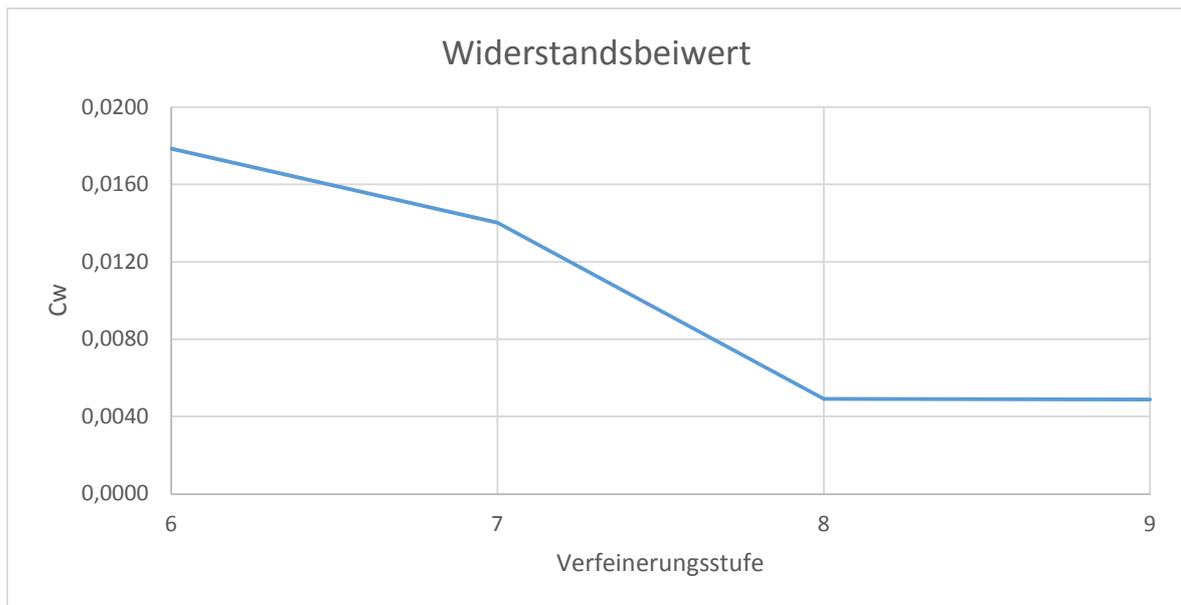


Diagramm 4-1: Widerstandsbeiwert der Verfeinerungsstufen bei WE

Die aus der Simulation resultierenden Ergebnisse für den Widerstandsbeiwert sind im *Diagramm 4-1* in Abhängigkeit der Verfeinerungsstufe dargestellt. Es ist eine sehr gute Konvergenz der Ergebnisse mit zunehmender Verfeinerungsstufe zu erkennen.

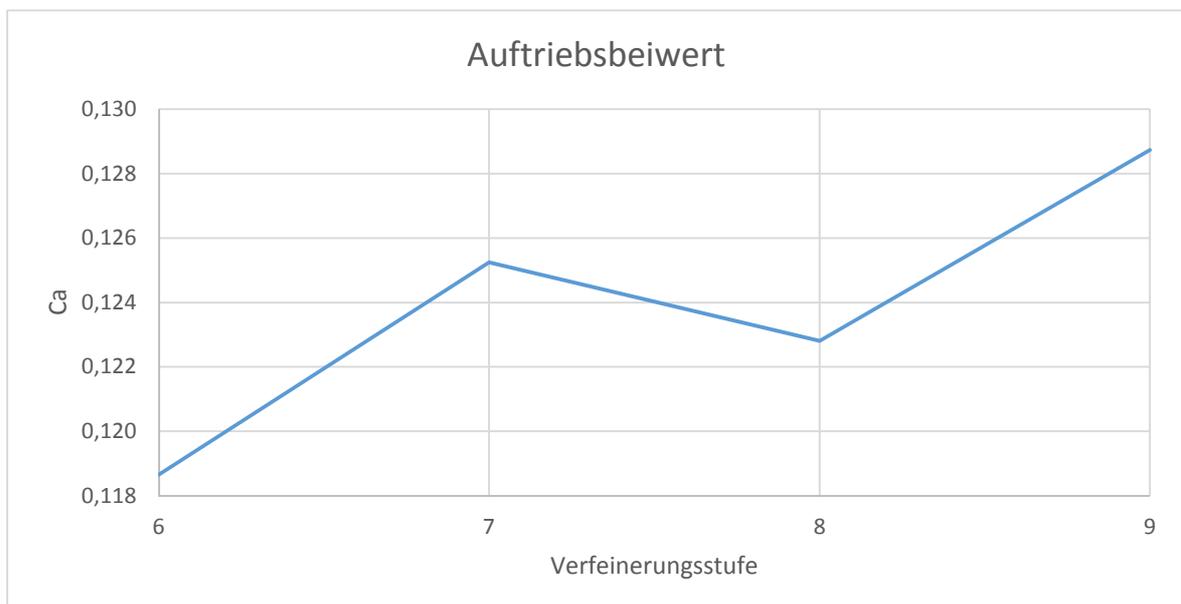


Diagramm 4-2: Auftriebsbeiwert der Verfeinerungsstufen bei WE

Der Auftriebsbeiwert in Abhängigkeit der Verfeinerungsstufe, dargestellt in *Diagramm 4-2*, zeigt weder Konvergenz, noch einen konstanten Verlauf. Aus diesem Grund lässt sich auf den ersten Blick keine genaue Aussage treffen, wie exakt der Auftriebsbeiwert ist. Bei näherer Betrachtung ist jedoch zu erkennen, dass die Abweichungen in Abhängigkeit der Verfeinerungsstufen maximal 8% betragen. Die einzelnen Verfeinerungsstufen bewirken somit keine allzu großen Veränderungen. Ob dies positiv oder negativ zu bewerten ist, lässt sich an dieser Stelle nicht endgültig sagen.

Unter der Voraussetzung, dass sich der tatsächliche Wert innerhalb dieser 8% Abweichung bewegt, würde sich der Auftriebsbeiwert sehr gut und auch schon bei relativ grober Verfeinerung realisieren lassen. Sollte die Wirklichkeit jedoch weit außerhalb liegen, so würde für den Auftriebsbeiwert eine viel größere Verfeinerung benötigt werden.

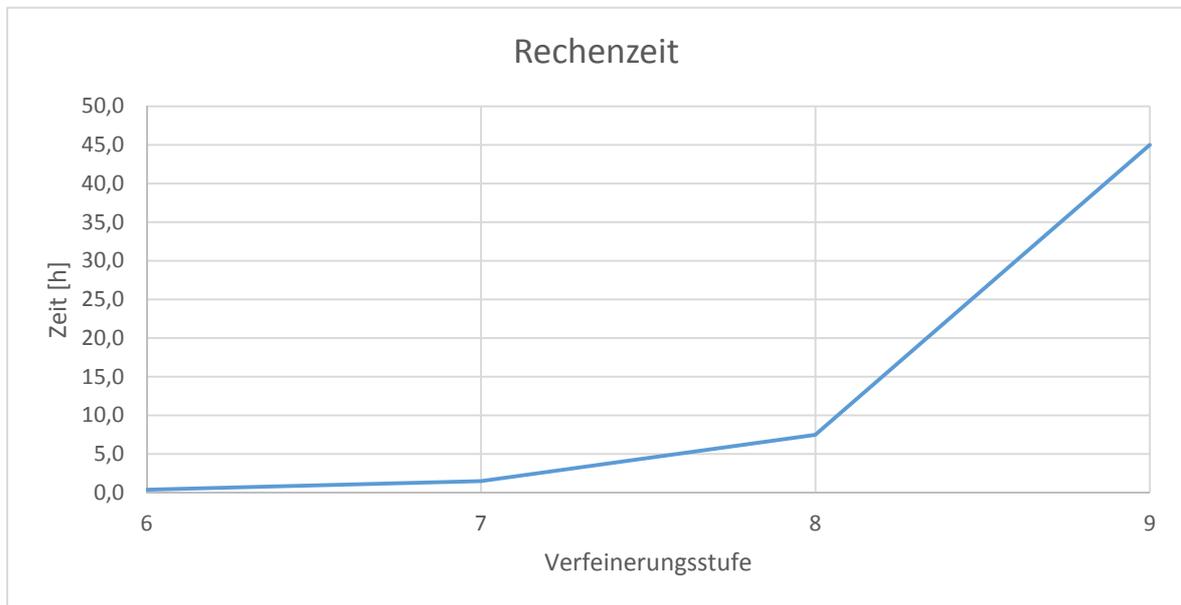


Diagramm 4-3: Rechenzeit der Verfeinerungsstufen

Die für die einzelnen Verfeinerungsstufen benötigte Rechenzeit ist im *Diagramm 4-3* abgebildet und lässt erkennen, dass die Zeit für die Berechnung mit größeren Verfeinerungsstufen stark zunimmt. Die Verfeinerungsstufe 9 fällt mit rund 45 Stunden komplett aus dem nutzbaren Bereich heraus. Die zu verwendende Verfeinerung sollte im Bereich von Stufe 7 und 8 liegen, da diese mit Rechenzeiten von eineinhalb und acht Stunden zeitlich gesehen durchführbar sind.

4.5.2. Wandmodell

Das Wandmodell soll die Genauigkeit der Simulation verbessern. Im nächsten Schritt wurden die Verfeinerungsstufen mit dem Turbulenzmodell „WALE“ und dem Wandmodell „Non-equilibrium enhanced wall-function“ simuliert (WALE und Non-equilibrium = WN). Um zu prüfen, welches Modell für die Simulation des „Blended Wing Bodys“ besser geeignet ist, werden die Ergebnisse der beiden Wandmodelle mit den Vergleichswerten verglichen.

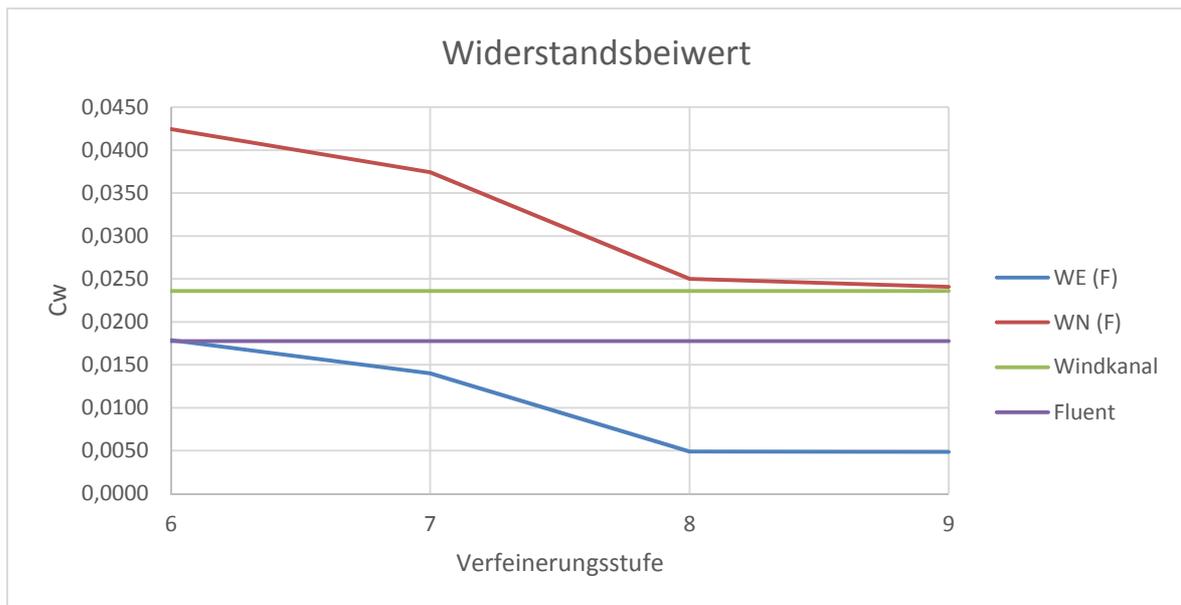


Diagramm 4-4: Widerstandsbeiwert der Verfeinerungsstufen bei WE und WN

Im *Diagramm 4-4* wird der Widerstandsbeiwert der Wandmodelle in Abhängigkeit der verschiedenen Verfeinerungsstufen gemeinsam mit den Vergleichswerten dargestellt. Das Diagramm zeigt deutlich, dass sich die Ergebnisse mittels des Wandmodelles „Non-equilibrium enhanced wall-function“ den Windkanal-ergebnissen annähern. Im Gegensatz hierzu weist das „Enhanced wall-function“ Wandmodell bei zunehmender Verfeinerungsstufe steigende Differenzen auf.

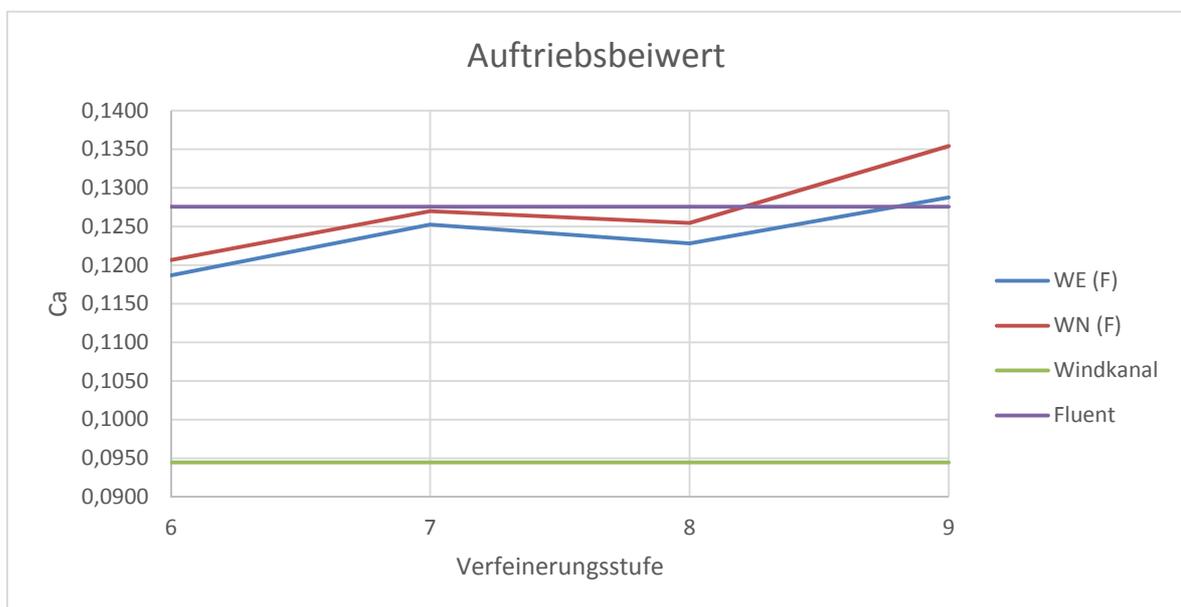


Diagramm 4-5: Auftriebsbeiwert der Verfeinerungsstufen bei WE und WN

Im *Diagramm 4-5* ist der Auftriebsbeiwert der Wandmodelle in Abhängigkeit der Verfeinerungsstufen mit den Vergleichswerten aufgetragen. Wie schon zuvor bemerkt, weisen die Kurven keine Konvergenzen auf. Allerdings ist zu erkennen, dass die Ergebnisse beider Modelle sehr nah an der Kurve der Fluent-Simulation liegen. Die Ergebnisse des Windkanalversuches weichen dagegen komplett ab.

Aufgrund der Resultate wurde für die weiteren Untersuchungen das „Non-equilibrium enhanced wall-function“ gewählt, da es für den Widerstandsbeiwert ein sehr gutes Ergebnis und beim Auftriebsbeiwert keinen großen Unterschied zum „Enhanced Wall model“ aufweist.

4.5.3. Turbulenzmodell

Fortsetzend wurde das Turbulenzmodell variiert. Es wurden zusätzlich Simulationen mit dem Turbulenzmodell „Smagorinsky“ und dem Wandmodell „Non-equilibrium enhanced wall-function“ durchgeführt (Smagorinsky und Non-equilibrium = SN).

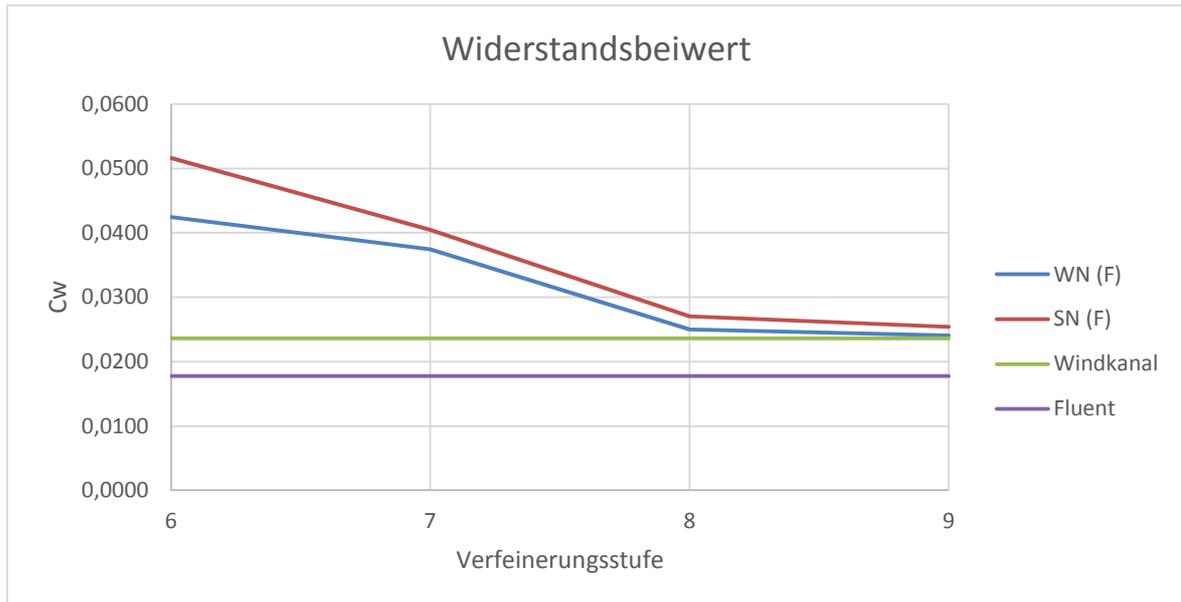


Diagramm 4-6: Widerstandsbeiwert der Verfeinerungsstufen bei WN und SN

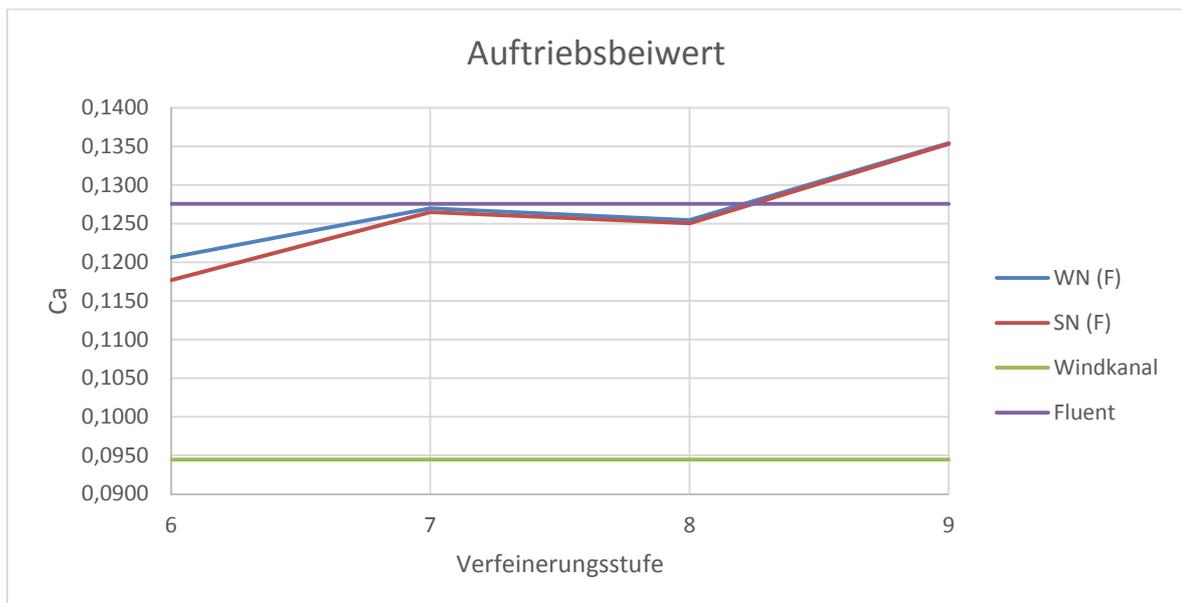


Diagramm 4-7: Auftriebsbeiwert der Verfeinerungsstufen bei WN und SN

Wie in den *Diagrammen 4-6 und 4-7* zu erkennen ist, hat das Turbulenzmodell keine großen Auswirkungen auf die Genauigkeit. Im Falle des Widerstandsbeiwertes ist WALE minimal besser geeignet und wird daher weiter verwendet.

4.5.4. Verfeinerungsvarianten

Bis zu diesem Entwicklungsstand wurde das Flugzeug einheitlich verfeinert. Zur weiteren Verbesserung der Ergebnisse und Rechenzeit wurde das Flugzeug in seine vier Hauptkomponenten zerteilt. Der Rumpf ist im Vergleich zu Flügel, Triebwerk und Seitenleitwerk viel größer. Je größer das Bauteil ist, desto grober kann die Verfeinerungsstufe gewählt werden. Aus diesem Grund erhielt der Rumpf die Stufe 7 und die übrigen Bauteile die Verfeinerungsstufe 8.

Durch die Aufteilung des Flugzeuges in die einzelnen Bauteile konnte bei nahezu gleichbleibender Genauigkeit die Rechenzeit von acht auf fünf Stunden reduziert werden. Dies ermöglicht weitere Optimierungsmöglichkeiten, um die Genauigkeit zu verbessern. Im weiteren Verlauf wird diese Verfeinerungsstufe als „VX“ bezeichnet.

Die Features, Verfeinerung in Windrichtung (WD) und „Adapt to walls and dynamically adapt to wake“ (AW) sowie die Vergrößerung der „Transition Length“ (TL), wurden ausgewählt und simuliert.

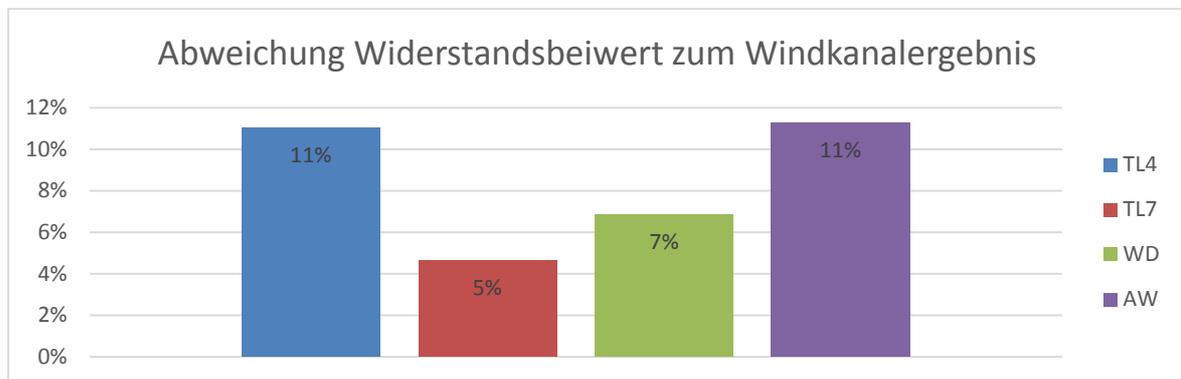


Diagramm 4-8: Abweichung Widerstandsbeiwert der Verfeinerungsvarianten zum Windkanalergebnis

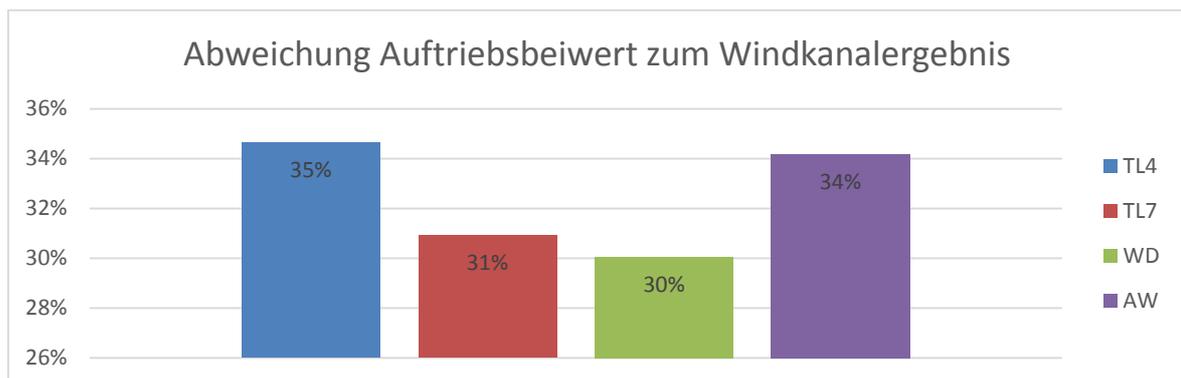


Diagramm 4-9: Abweichung Auftriebsbeiwert der Verfeinerungsvarianten zum Windkanalergebnis

In den *Diagrammen 4-8 und 4-9* sind die prozentualen Abweichungen der Beiwerte gegenüber dem Windkanalergebnis angegeben. Es ist sehr gut zu sehen, dass die Vergrößerung der „Transition Length“ und die Verfeinerung in Strömungsrichtung eine Verbesserung der Ergebnisse aufweist. Die „Adapt to walls and dynamically adapt to wake“ zeigt im Vergleich dazu schlechtere Resultate. Für den Auftriebsbeiwert gibt es eine minimale Verbesserung, während sich bei dem Widerstandsbeiwert sogar eine Verschlechterung einstellt.

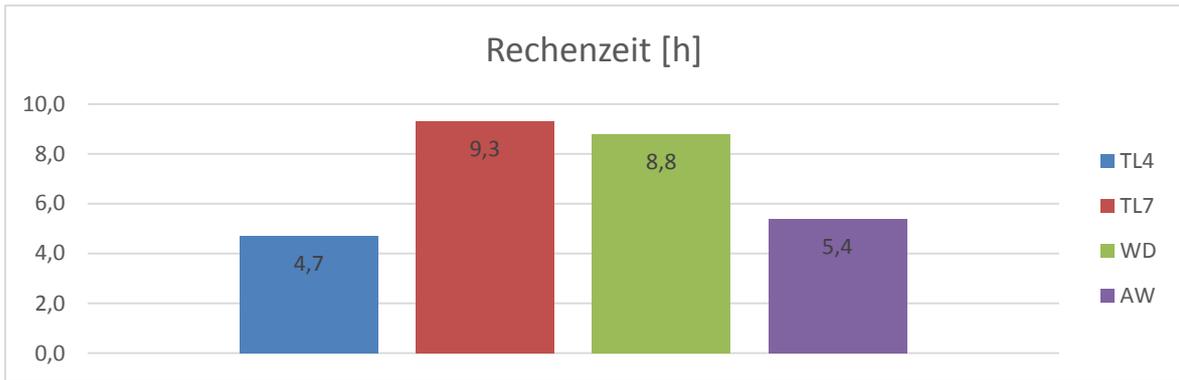


Diagramm 4-10: Rechenzeiten der Verfeinerungsvarianten

Bei der Betrachtung der Rechenzeiten im *Diagramm 4-10* ist zu erkennen, dass die Verbesserung der Ergebnisse mit einer Steigerung der Simulationszeit einhergeht. Lediglich die „Adapt to walls and dynamically adapt to wake“ zeigt hier keine allzu große Veränderung der Rechenzeit. Aufgrund der geringen Unterschiede zwischen Verfeinerung in Strömungsrichtung und Erhöhung der „Transition Length“ auf 7 in allen Bereichen wurde WD für die weitere Untersuchung ausgeschlossen.

4.5.5. Kontrolle bei größerem Anstellwinkel

Für die endgültige Wahl der idealsten Variante wird die Rechenzeit bei größeren Anstellwinkeln betrachtet. Bei theoretischer Betrachtung ist bei AW ein größerer Rechenaufwand zu vermuten. Mit größerem Anstellwinkel vergrößert sich das zu verfeinernde Nachlaufgebiet in Strömungsrichtung. Außerdem entstehen mehr Turbulenzen, die durch die „Adapt to walls and dynamically adapt to wake“ Funktion verfeinert werden. Die Turbulenzen können im Verlauf der Simulation so lange zunehmen, bis sich die Strömung konstant eingestellt hat. Die zusätzlich durch die Turbulenzen erzeugten Elemente wirken sich negativ auf die Rechenzeit aus.

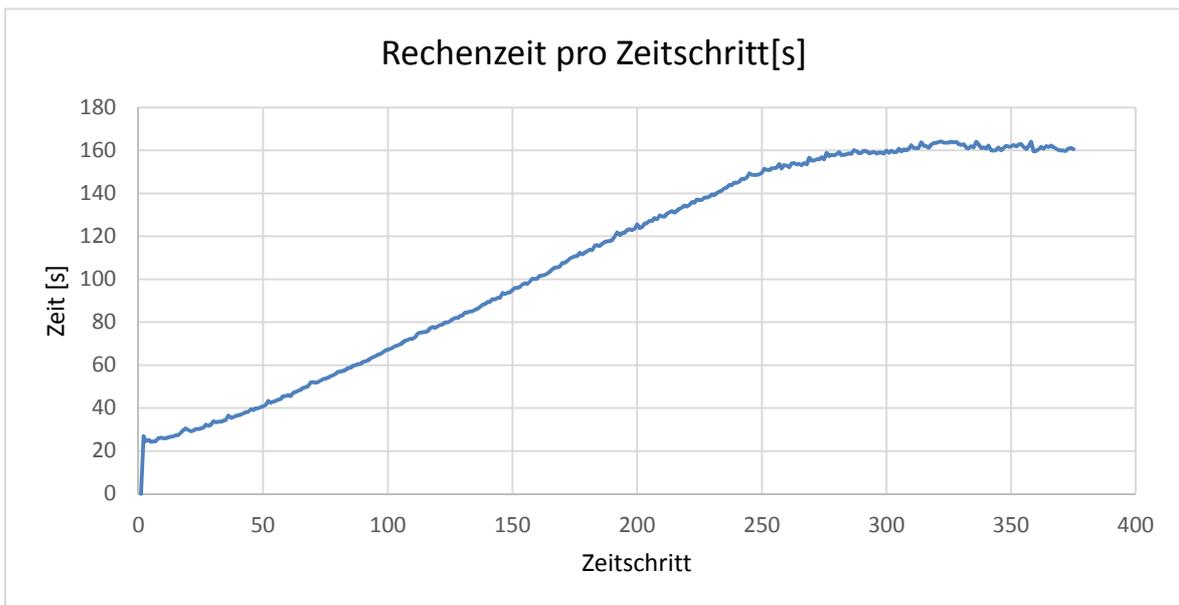


Diagramm 4-11: Rechenzeit eines Zeitschrittes im Verlauf der Simulation mit AW bei einem Anstellwinkel von 14°

Wie im *Diagramm 4-11* zu sehen ist, steigt die Rechenzeit für einen Zeitschritt anfangs linear an. Nach rund 300 Frames stellt sich dann eine konstante Zeit ein. Für die Hälfte der gesamten Simulation wird ein Rechenaufwand von ungefähr elf Stunden benötigt. Wird im besten Fall davon ausgegangen, dass in der zweiten Hälfte die Rechenzeit pro Frame konstant bleibt, wird für die gesamte Simulation eine Zeit von ungefähr 28 Stunden benötigt. Damit ist diese Variante nicht tragbar. Die Simulation wurde daher schon nach der Hälfte der Zeit abgebrochen.

4.5.6. Umsetzung des Anstellwinkels

In der Fluent-Simulation wurde der Anstellwinkel über die Anströmrichtung realisiert (F). Aufgrund der Erkenntnis, dass eine Winkeländerung die Verfeinerung verändern könnte, wurde dies auch in den XFlow Simulationen bisher so durchgeführt. Da der Simulationskörper jedoch in jedem Fall Schrägen aufweist, in denen die Verfeinerung schlechter dargestellt wird, kann keine perfekte Ausrichtung des Flugzeuges gefunden werden.

Zusätzlich ist eine Umrechnung der gewonnenen Beiwerte auf das globale Koordinatensystem notwendig. Diese Umrechnung kann zu Abweichungen führen, da beide Beiwerte in die Endergebnisse eingehen. Ein schlechtes Ergebnis für den Auftriebsbeiwert würde unweigerlich zu einer Verschlechterung des Resultats des Widerstandsbeiwertes führen.

In XFlow ist es möglich den Anstellwinkel direkt durch die Drehung des Körpers zu realisieren (X). Da mit dieser Einstellung Rechenfehler vermieden werden können und außerdem eine einfachere Generierung verschiedener Simulationen möglich ist, wird diese Möglichkeit bevorzugt. Im Folgenden wird geprüft, inwieweit es anwendbar ist, den Körper anstelle der Strömungsrichtung zu drehen.

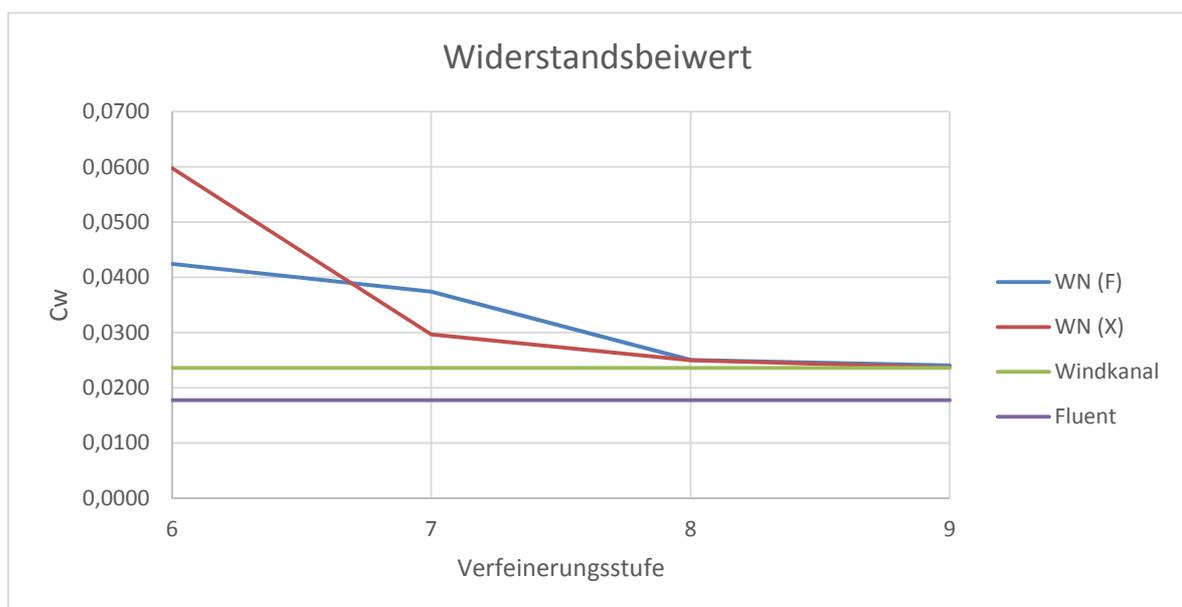


Diagramm 4-12: Widerstandsbeiwert der beiden Möglichkeiten zur Umsetzung des Anstellwinkels

Das *Diagramm 4-12* zeigt den Widerstandsbeiwert der beiden Möglichkeiten zur Umsetzung des Anstellwinkels, in Abhängigkeit der Verfeinerungsstufe sowie die

Vergleichswerte. Die Kurven weisen bei hoher Verfeinerungsstufe (8 und 9) keine deutlichen Abweichungen auf. Während die Körperdrehung schon bei Verfeinerungsstufe 7 ein deutlich besseres Ergebnis aufweist, liegt es bei Verfeinerungsstufe 6 deutlich entfernter als die Drehung der Strömungsrichtung.

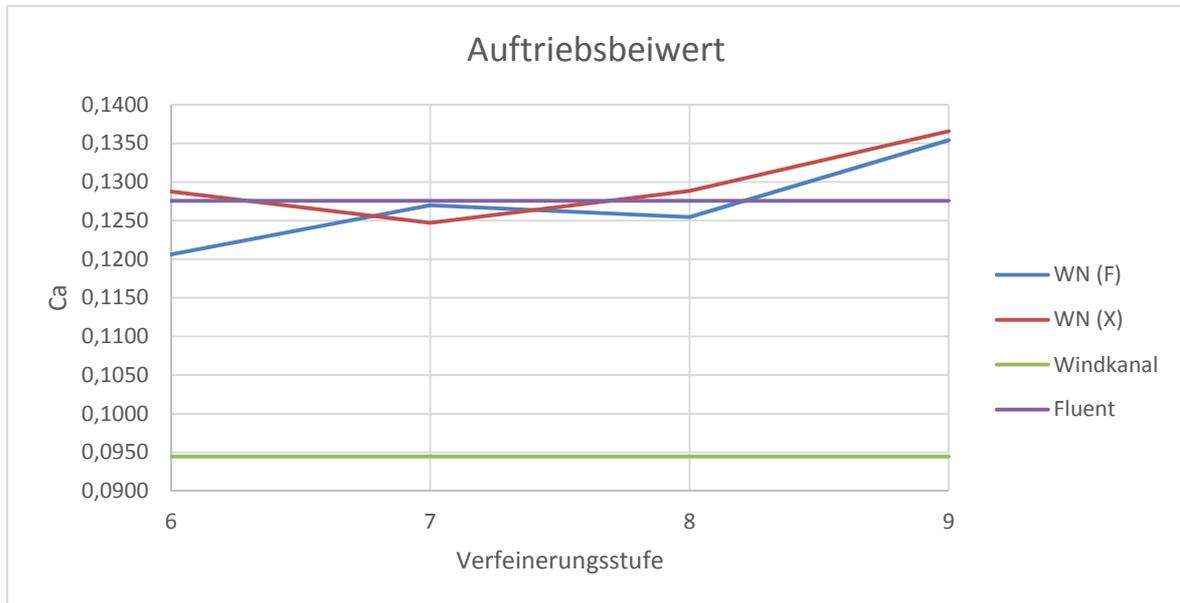


Diagramm 4-13: Auftriebsbeiwert der beiden Möglichkeiten zur Umsetzung des Anstellwinkels

Der Auftriebsbeiwert, dargestellt im *Diagramm 4-13*, weist keine großen Abweichungen zwischen den beiden Kurven auf. Da keine Verschlechterung der Resultate entstanden ist, sondern im Bereich zwischen Verfeinerungsstufe 7 und 8 eher eine Verbesserung eingetreten ist, wird die Drehung des Körpers ausgewählt.

4.5.7. Abschließende Beurteilung

Zur abschließenden Beurteilung der Auswahl der für diese Arbeit zu verwendenden Verfeinerung wurden die Ergebnisse der drei möglichen Verfeinerungsstufen (7, „VX“, 8), der möglichen Verfeinerungsvariante und der Fluent-Simulation miteinander verglichen.

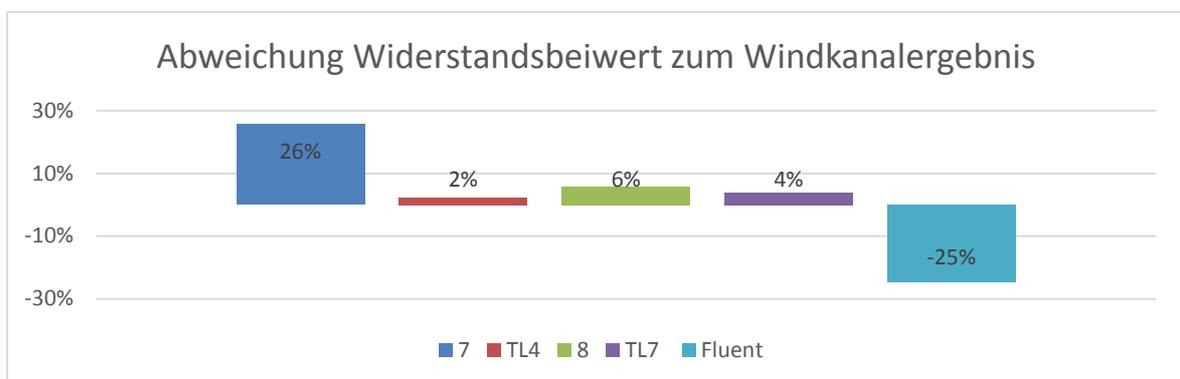


Diagramm 4-14: Abweichung Widerstandsbeiwert zum Windkanal von Verfeinerungsstufe 7, 8 sowie VX bei TL4 und TL7 im Vergleich zu Fluent

Die Abweichungen des Widerstandsbeiwertes werden im *Diagramm 4-14* aufgezeigt. Die Verfeinerungsstufe 7 und die Fluentsimulation zeigen eine sehr

große Abweichung zum Windkanalergebnis. Die anderen drei wiederum weisen einen sehr kleinen Unterschied auf. Nicht so gut ist, dass die Verfeinerungsstufe 8 und die Version mit der „Transition Length“ 7 theoretisch gesehen ein besseres Ergebnis haben müssten, als die gewählte Verfeinerung mit „Transition Length“ 4. Eine mögliche Erklärung wäre der Unterschied zwischen realem und virtuellem Modell oder eine schlechte Verfeinerung an bestimmten Bauteilen, wie zum Beispiel den Triebwerksgondeln. Da der Unterschied sehr gering ist und der Widerstand dennoch um einiges besser wiedergegeben wird als in der Fluent simulation, kann diese Anomalie akzeptiert werden.

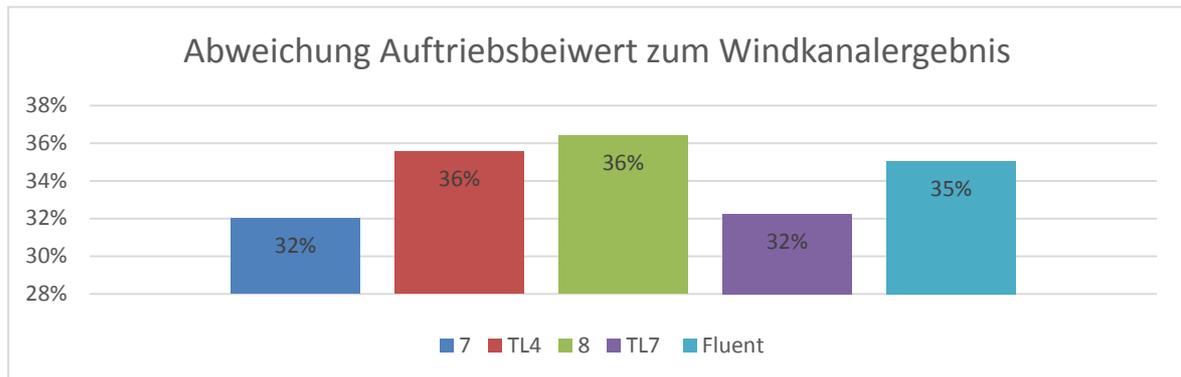


Diagramm 4-15: Abweichung des Auftriebsbeiwertes zum Windkanal von Verfeinerungsstufe 7, 8 sowie „VX“ bei TL4 und TL7 im Vergleich zu Fluent

Das *Diagramm 4-15* zeigt die Abweichung des Auftriebsbeiwertes zum Windkanalergebnis bei den verschiedenen Fällen für 2° Anstellwinkel. Mit der „Transition Length“ 4 ist bei jeder Verfeinerung eine größere Abweichung als bei der Fluent simulation zu erkennen. Mit der „Transition Length“ von 7 ist eine Verbesserung der Resultate realisierbar.

Für die Validierung des CDF-Programmes XFlow wird im Folgenden die „Transition Length“ 7 verwendet. Mit ihren unter zehn Stunden Rechenzeit ist sie für die Simulationen geeignet und liefert bestmögliche Ergebnisse. Eine Übersicht über die Simulationseinstellungen in XFlow ist in *Anhang B* einzusehen.

Die Simulationseinstellungen wurden auf die Weise gewählt, dass sie brauchbare Ergebnisse in einem annehmbaren Zeitaufwand liefern. Durch Optimierung der einzelnen Einstellungen wäre es möglich die Rechenzeit weiter zu verkürzen. Diese Optimierung ist im Zeitrahmen dieser Arbeit jedoch nicht umsetzbar. Für weiterführende Arbeiten sind im *Anhang C* die wichtigsten Ergebnisse aus den AC20.30 Simulationen aufgeführt. Die Auflistung beinhaltet die Ergebnisse für alle getesteten Kombinationen von Wand- und Turbulenzmodellen, die ausgeschlossen aber dennoch überprüft wurden.

5. Validierung von XFlow

Für den AC20.30 wurden in früheren Studien Fluent-Simulationen und Versuche im Windkanal durchgeführt, analysiert, gegenübergestellt und dokumentiert. Um aussagekräftige Ergebnisse für eine Strömungsanalyse eines BWB-Modells mithilfe des CFD-Programmes XFlow erhalten zu können, war es im ersten Schritt erforderlich, Simulationen am AC20.30 durchzuführen, um eine entsprechende Validierung des Programmes unter Verwendung der Ergebnisse der alten Studien (Vergleichswerte) durchführen zu können. Bei der Validierung des Programmes sollte auch eine annehmbare Rechenzeit Berücksichtigung finden. In den nachfolgenden Ausführungen werden die einzelnen Schritte der Umsetzung beschrieben.

Bei der Betrachtung der aerodynamischen Eigenschaften eines Flugzeuges ist es besonders wichtig, die Auftriebs- und Widerstandsbeiwerte bei unterschiedlichen Anstellwinkeln zu berechnen. Mit diesen Werten lassen sich Aussagen über das Flugverhalten, die Effektivität und die Stabilität des Flugzeuges bestimmen. Bei der Untersuchung der geeigneten Simulationseinstellung (*Kapitel 4*) wurde nachgewiesen, dass es möglich ist, den AC20.30 mit XFlow in einer annehmbaren Rechenzeit simulieren zu können. Um eine vollständige Validierung des Programmes durchzuführen, wurde der AC20.30 mit der gewonnenen Einstellung für 20m/s bei Anstellwinkeln von -2° ; 0° ; 2° ; 4° ; 6° ; 8° ; 10° ; 12° und 14° simuliert. Im Folgenden werden die Ergebnisse der Simulationen mit den Werten der Fluent-Simulation aus BRUNSWIG 2006 und des Windkanalversuchs aus ZINGEL 2005 (den Vergleichswerte) gegenübergestellt und detailliert analysiert.

5.1. Vergleichswerte aus alten Studien

Vergleichswerte des Windkanalversuches:

Die Daten der Windkanalversuche wurden in BRUNSWIG 2006 hinsichtlich ihres effektiven Anstellwinkels korrigiert. Diese Werte wurden in die vorliegende Bachelorarbeit übernommen und für den Vergleich verwendet. Die für die zu simulierenden Anstellwinkel benötigten Vergleichswerte (*Tabelle 5-1*) wurden ermittelt, indem die für die effektiven Anstellwinkel vorhandenen Werte interpoliert wurden.

Tabelle 5-1: Vergleichswerte aus dem Windkanalversuch

$\alpha_{\text{eff}} [^\circ]$	c_a	c_w	$c_{m,CG}$	$dc_a/d\alpha$	$dc_{m,CG}/dc_a$	Druckpunkt [m]	Schwerpunkt [m]	Gleitzahl
0	-0,0039	0,0244	0,0153	2,8108	-0,0483	5,671	1,210	-0,16
2	0,0945	0,0236	0,0103	3,0449	-0,0832	1,085	1,210	4,00
4	0,1983	0,0287	0,0016	2,6115	-0,0824	1,201	1,210	6,92
6	0,2906	0,0346	-0,0055	2,7489	-0,0598	1,232	1,210	8,39
8	0,3857	0,0449	-0,0115	2,6697	-0,0714	1,244	1,210	8,59
10	0,4699	0,0613	-0,0151	1,9983	0,0168	1,247	1,210	7,66
12	0,5183	0,0945	-0,0155	0,6135	-0,1023	1,244	1,210	5,48
14	0,5357	0,1336	-0,0155	0,3613	0,2026	1,243	1,210	4,01

Die Reynoldszahl, die wichtigste Kenngröße einer Strömungsanalyse, wird in ZINGEL 2005 nicht angegeben. Auch die Angabe der Temperaturen und Drücke, die während der Versuche vorherrschten, fehlt. Aus diesem Grund ist eine direkte Angabe oder Berechnung der Reynoldszahl nicht möglich.

Reynoldszahleinfluß

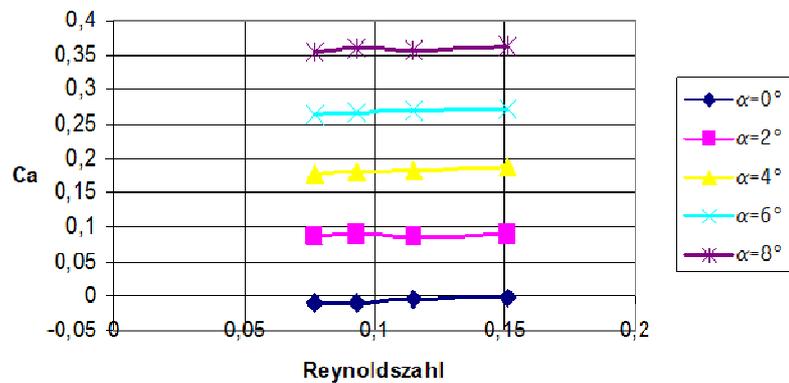


Diagramm 5-1: Reynoldszahl, Parameter Anstellwinkel [ZINGEL 2005]

Das *Diagramm 5-1* wurde ZINGEL 2005 entnommen und enthält den einzigen Hinweis, neben dem Diagramm für den Widerstandsbeiwert der auf die gleiche Weise dargestellt wird, auf eine angegebene Reynoldszahl. In beiden Diagrammen ist der Beiwert für unterschiedliche Anstellwinkel für die entsprechende Reynoldszahl und den Anstellwinkel des Flugzeuges aufgetragen.

Die angegebenen Reynoldszahlen liegen dabei in einem Bereich von 0,05 und 0,16. Ein Wert kleiner als 0,16 ist im Flugzeugbau nicht nachvollziehbar und eine Erklärung der Diagramme liegt nicht vor. Darüber hinaus ist nicht erkennbar, für welchen Strömungsfall die einzelnen Punkte stehen.

Mithilfe der gegebenen Strömungsgeschwindigkeiten sowie der möglichen Referenzlängen des AC20.30 aus ZINGEL 2005 und theoretisch möglichen Werte wird im Folgenden eine mögliche Reynoldszahl ermittelt.

Die niedrigste untersuchte Anströmgeschwindigkeit liegt bei 13m/s und die kleinste bekannte Länge des Flugzeuges an den Flügelspitzen beträgt 0,11m. Unter Standardbedingungen, bei 25°C, beträgt die Luftdichte 1,184kg/m³ und die dynamische Viskosität nach der Sutherlandformel gerundet 1,84e-5Pa*s. Mit diesen Werten erhält man eine Reynoldszahl von 92.017. Dies wäre die kleinste dimensionslose Kennzahl, die mit realistischen Werten möglich ist. Der Vergleich mit dem Wertebereich von 0,05 und 0,16 zeigt, dass der angegebene Wertebereich unwahrscheinlich ist.

Mithilfe der beigefügten Excel-Tabellen von ZINGEL 2005 wurde anschließend die dortige Bestimmung der Reynoldszahlen nachvollzogen. In den Tabellen wurde die Berechnung angegeben. Im Fall der Windkanaluntersuchung sinkt angeblich die Reynoldszahl bei steigender Geschwindigkeit. Dies ist theoretisch nicht möglich und

wird durch eine nicht nachvollziehbare Rechnung, in der der Staudruck verwendet wurde, hervorgerufen. In keinen der für diese Bachelorarbeit verwendeten Literaturquellen konnte diese Berechnungsmöglichkeit gefunden werden. Alle Quellen bestätigen, dass für die Berechnung der Reynoldszahl die kinematische Viskosität bzw. die Dichte und dynamische Viskosität verwendet wird.

Da weder die Dichte noch die dynamische Viskosität gegeben sind, müssen diese Werte zusätzlich berechnet werden. Der angegebene Staudruck beinhaltet die Dichte und ist in den Rohdaten für alle getesteten Varianten angegeben. Für eine Geschwindigkeit von 20,5m/s bis 20,7m/s liegt er im Bereich zwischen ungefähr 248Pa und 250Pa, damit wird ein Wertebereich für die Dichte zwischen 1,158 kg/m³ und 1,1898 kg/m³ berechnet. Mit der Annahme, dass die Temperatur während des Versuches im Bereich zwischen 10°C und 30°C gelegen haben muss, wird nach Sutherland eine dynamische Viskosität von 1,765e-5Pa*s oder 1,86e-5Pa*s ermittelt. Bei Verwendung dieser Werte sowie der Länge des AC20.30 ergibt sich für die kleinste und größte maximale Reynoldszahl:

$$Re_{max,min} = \frac{1,158 \frac{kg}{m^3} * 20,5 \frac{m}{s} * 1,951 m}{1,86 * 10^{-5} \frac{kg}{m * s}} = 2.490.042$$

und

$$Re_{max} = \frac{1,1898 \frac{kg}{m^3} * 20,7 \frac{m}{s} * 1,951 m}{1,765 * 10^{-5} \frac{kg}{m * s}} = 2.722.431$$

Damit wurden die noch für einen Vergleich erforderlichen Werte der Reynoldzahl des Windkanalversuches als Zahlenbereich bestimmt. Die dimensionslose Kennzahl der Strömung im Windkanal liegt zwischen 2.490.042 und 2.722.431.

Vergleichswerte der Fluent-Simulation:

Die Ergebnisse der Fluent-Simulation wurden BRUNSWIG 2006 entnommen und sind in *Tabelle 5-2* aufgeführt.

Tabelle 5-2: Vergleichswerte der Fluent-Simulation

α [°]	C_a	C_w	$C_{m,CG}$	$dc_a/d\alpha$	$dc_{m,CG}/dc_a$	Druckpunkt [m]	Schwerpunkt [m]	Gleitzahl
-2	-0,0989	0,0193	0,0183	3,2313	-0,0973	1,423	1,210	-5,12
0	0,0139	0,0171	0,0074	3,2552	-0,0985	0,602	1,210	0,81
2	0,1276	0,0178	-0,0038	3,2576	-0,0950	1,244	1,210	7,18
4	0,2413	0,0214	-0,0146	3,1651	-0,0900	1,280	1,210	11,30
6	0,3518	0,0280	-0,0246	2,9245	-0,0760	1,290	1,210	12,55
8	0,4538	0,0386	-0,0323	1,6493	-0,0009	1,292	1,210	11,75
10	0,5114	0,0558	-0,0324	1,6609	0,0212	1,283	1,210	9,17
12	0,5694	0,0753	-0,0312	-0,0322	9,5160	1,273	1,210	7,56
14	0,5683	0,1094	-0,0419	-0,1095	-2,0569	1,295	1,210	5,20

Für die Durchführung eines Vergleiches ist es erforderlich, dass die entsprechende Reynoldszahl bekannt ist. Die für den Vergleich notwendige Reynoldszahl für die Simulation wurde in BRUNSWIG 2006 wie folgt angegeben:

$$Re_{max} = \frac{1,225 \frac{kg}{m^3} * 20 \frac{m}{s} * 1,951 m}{1,7894 * 10^{-5} \frac{kg}{m * s}} = 2.672.158$$

Vergleich der Reynoldszahlen

Um eine Vergleichbarkeit der Simulationen zu gewährleisten, wurden im ersten Schritt die Reynoldszahlen verglichen. Um Ergebnisse für den Auftriebsbeiwert und den Widerstandsbeiwert von CFD-Simulationen und Windkanalversuchen vergleichen zu können, ist es erforderlich, dass ihre Reynoldszahlen näherungsweise gleich sind. Mit den Werten der XFlow-Simulationen ergibt sich für die maximal auftretende Reynoldszahl:

$$Re_{max} = \frac{1,225 \frac{kg}{m^3} * 20 \frac{m}{s} * 1,951 m}{1,7894 * 10^{-5} \frac{kg}{m * s}} \approx 2.671.259$$

Tabelle 5-3: Reynoldszahlenvergleich der drei Strömungsanalysen des AC20.30

Reynoldszahlen		
XFlow	Fluent	Windkanal
2.671.259	2.672.158	2.490.042 - 2.722.431

In den beiden CFD-Programmen wurden die gleichen Strömungsparameter verwendet. Damit war zu erwarten, dass sich die gleiche Reynoldszahl ergibt. Eine Differenz von 899 kann als näherungsweise gleich bezeichnet werden. Dieser Unterschied ist auf mögliche Rundungs- bzw. Rechenfehler zurückzuführen. Die Reynoldszahlen der CFD Versuche passen sehr gut in den für den Windkanalversuch ermittelten Reynoldszahlenbereich. Durch die vorhandenen Abweichungen ist dennoch mit kleinen Unterschieden in den weiteren Ergebnissen zwischen den Simulationen und dem Windkanal zu rechnen.

5.2. Ergebnisse des AC20.30

Die aus der Simulation errechneten Werte für Auftriebs- und Widerstandsbeiwert sowie die für das angreifende Moment um den in XFlow definierten „0“-Punkt werden in der Datei *wallsFrzHistory.txt* im Ordner *result* einer jeden Simulation aufgelistet. Die Auswertungen und zusätzlichen Berechnungen erfolgten mithilfe der Excel-Tabellen.

Für die Bewertung und den Vergleich der Werte aus XFlow mit den Vergleichswerten werden die jeweiligen Daten für Auftriebsbeiwert und Widerstandsbeiwert sowie die sich daraus ergebenden Ergebnisse für Gleitzahl und Stabilität im Einzelnen betrachtet.

In Anlehnung an BRUNSWIG 2006 wird auch in dieser Bachelorarbeit für Auftriebs- und Widerstandspolare der entsprechende Beiwert über den Anstellwinkel aufgetragen. Dies ermöglicht eine separate Betrachtung von Auftrieb und Widerstand sowie einen einfachen Vergleich der Ergebnisse. Die eigentliche Widerstandspolare, bei der der Auftriebsbeiwert über den Widerstandsbeiwert aufgetragen wird [NGUEWO 2013; SCHLICHTING/TRUCKENBRODT 1967], wird der Vollständigkeit halber im *Anhang C* aufgeführt. Außerdem finden sich dort alle Ergebnisse der AC20.30 Simulationen.

5.2.1. Auftriebsbeiwert für den AC20.30

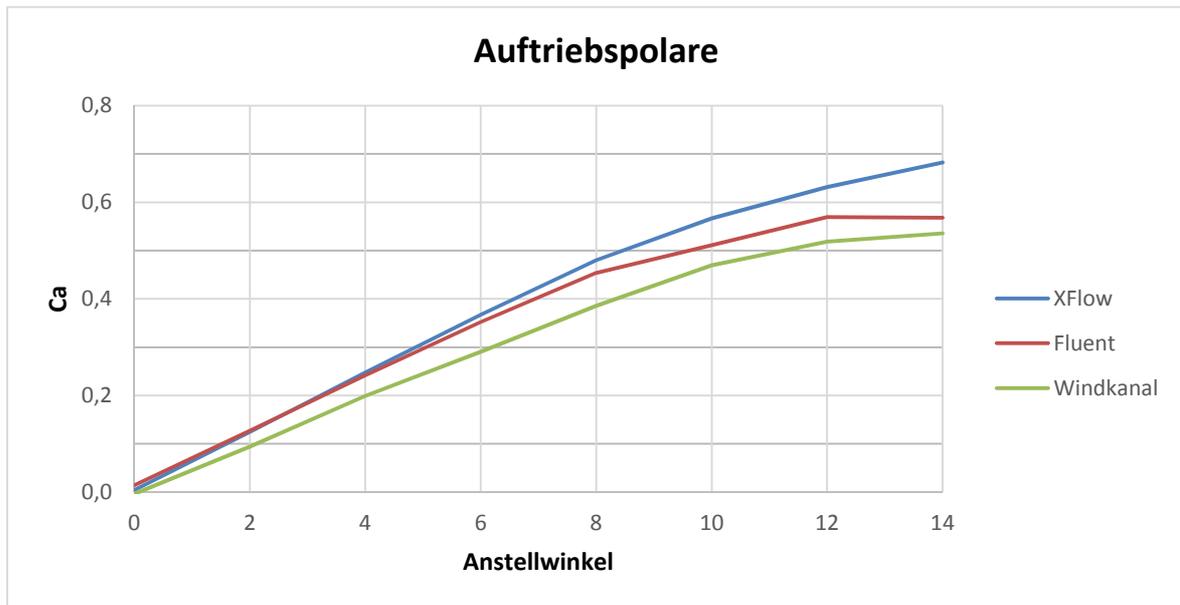


Diagramm 5-2: Auftriebsbeiwert des AC20.30 über den Anstellwinkel aus den drei Versuchen

Die im *Diagramm 5-2* angegebenen Kurven beschreiben den Auftriebsbeiwert der einzelnen Versuche in Abhängigkeit des Anstellwinkels. Alle drei Kurven weisen, wie es für die Auftriebskurve normal ist, bei niedrigen Anstellwinkeln einen linearen und bei größeren einen abflachenden Verlauf auf. Die Abflachung bei größeren Anstellwinkeln resultiert aus der beginnenden Strömungsablösung.

Beim Vergleich der Kurven ist festzustellen, dass die beiden CFD-Simulationen bei kleinen Anstellwinkeln übereinstimmen. Mit Beginn der Strömungsablösung nähert sich jedoch die Fluent Kurve der des Windkanalversuches. Um dies genauer zu analysieren, wird der Auftriebsgradient betrachtet. Hierfür wird die Steigung zwischen zwei Anstellwinkeln jeweils bei dem größeren Anstellwinkel angegeben, wodurch verdeutlicht wird, bis zu welchem Punkt eine konstante Steigung vorherrscht.

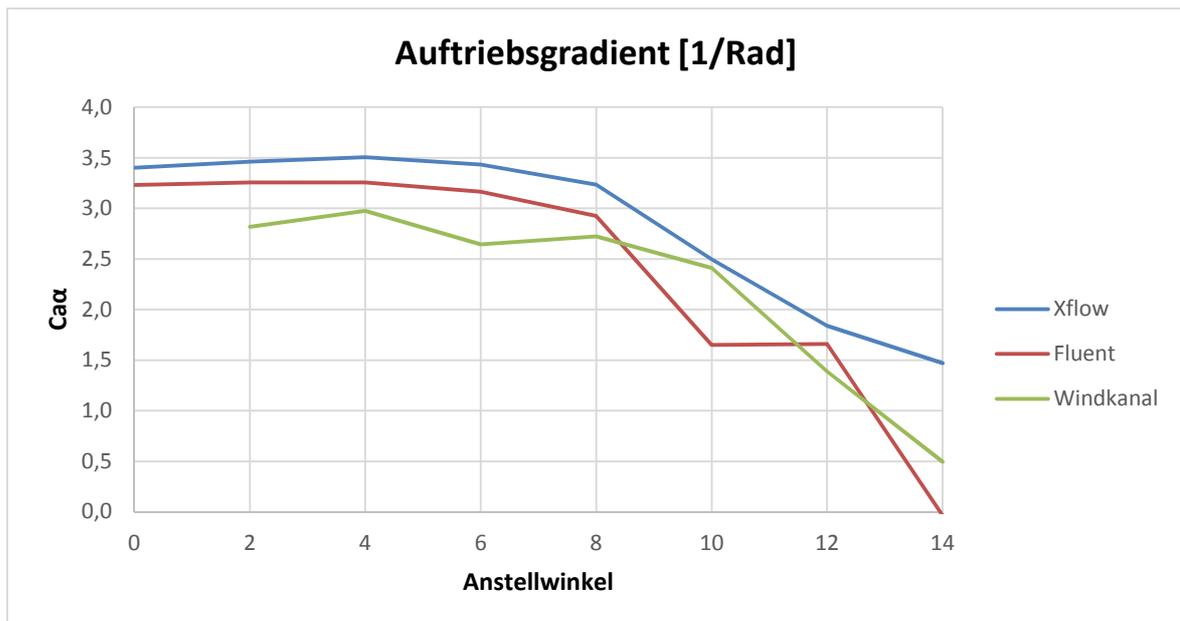


Diagramm 5-3: Auftriebsgradient des AC20.30 aus den drei Versuchen

Der Auftriebsgradient, aufgetragen über den Anstellwinkel im *Diagramm 5-3*, zeigt, dass bei kleinen Anstellwinkeln die Steigung des Auftriebs relativ konstant ist. Bei größeren Winkeln nimmt diese Steigung ab, was zu einem Knick in der Auftriebskurve führt. Der Knick ist in der Auftriebskurve (*Diagramm 5-2*) bei den CFD Versuchen bei 8° bzw. bei den Windkanalergebnissen bei 10° zu erkennen. Die Darstellung der Auftriebsgradienten verdeutlicht dies stärker. Bei den CFD Simulationen verringert sich der Auftriebsgradient bei einem Anstellwinkel größer 8° und beim Windkanal größer 10° sehr deutlich. Verursacht wird dies durch den Beginn der Strömungsablösung. Während die XFlow Kurve im gesamten Bereich einen relativ gleichmäßigen Verlauf aufweist, zeigt die Windkanalkurve einen ungleichmäßigen Verlauf. Dies ist auf Messungsungenauigkeiten und Veränderung der Strömung bei den einzelnen Messungen zurückzuführen. Auch Fluent zeigt einen gleichmäßigen Verlauf bei kleinen Anstellwinkeln. Nach beginnender Strömungsablösung ab 8° zeigt die Kurve einen ungleichmäßigen Verlauf, was aller Voraussicht nach auf Berechnungsprobleme des Programms bei größeren Turbulenzen zurückzuführen ist.

Tabelle 5-4: Ergebnisse Auftriebsbeiwert des AC20.30 mit prozentuale Abweichungen

α [°]	Auftriebsbeiwert			Abweichung		
	C_a XFlow	C_a Fluent	C_a Windkanal	XFlow Fluent	XFlow Windkanal	Fluent Windkanal
-2	-0,1147	-0,0989		-16%		
0	0,0041	0,0139	-0,0039	-71%	203%	454%
2	0,1249	0,1276	0,0945	-2%	32%	35%
4	0,2473	0,2413	0,1983	2%	25%	22%
6	0,3671	0,3518	0,2906	4%	26%	21%
8	0,4799	0,4538	0,3857	6%	24%	18%
10	0,5671	0,5114	0,4699	11%	21%	9%
12	0,6313	0,5694	0,5183	11%	22%	10%
14	0,6826	0,5683	0,5357	20%	27%	6%

Die *Tabelle 5-4* beinhaltet den Auftriebsbeiwert und die prozentualen Abweichungen der drei zu vergleichenden Versuchsreihen. Bei der Betrachtung der Abweichungen wird deutlich, inwieweit sich die Ergebnisse wirklich unterscheiden. Eine Abweichung von ungefähr 5% ist bei CFD Analysen durchaus gut. Diese geringe Abweichung weisen die beiden Simulationen im Bereich von 2° bis 8° Anstellwinkel zueinander auf.

Zwischen den Windkanalergebnissen und den Ergebnissen der beiden CFD-Programme sind allerdings erhebliche Differenzen zu erkennen. Bis zu einem Anstellwinkel von 6° bewegt sich diese Differenz zwischen 21% und 35%. Ab beginnendem Strömungsabriss (Anstellwinkel > 8°) weisen die Daten aus Fluent akzeptable, bei 14° sogar relativ geringe Abweichungen zum Windkanalergebnis auf, während XFlow weiterhin eine annähernd konstante Abweichung zum Windkanalergebnis hat.

Der enorme Unterschied der Ergebnisse bei einem Anstellwinkel von 0° lässt erkennen, dass es bei Auftrieben die gegen Null gehen, schwierig ist, diese richtig darzustellen.

5.2.2. Widerstandsbeiwert für den AC20.30

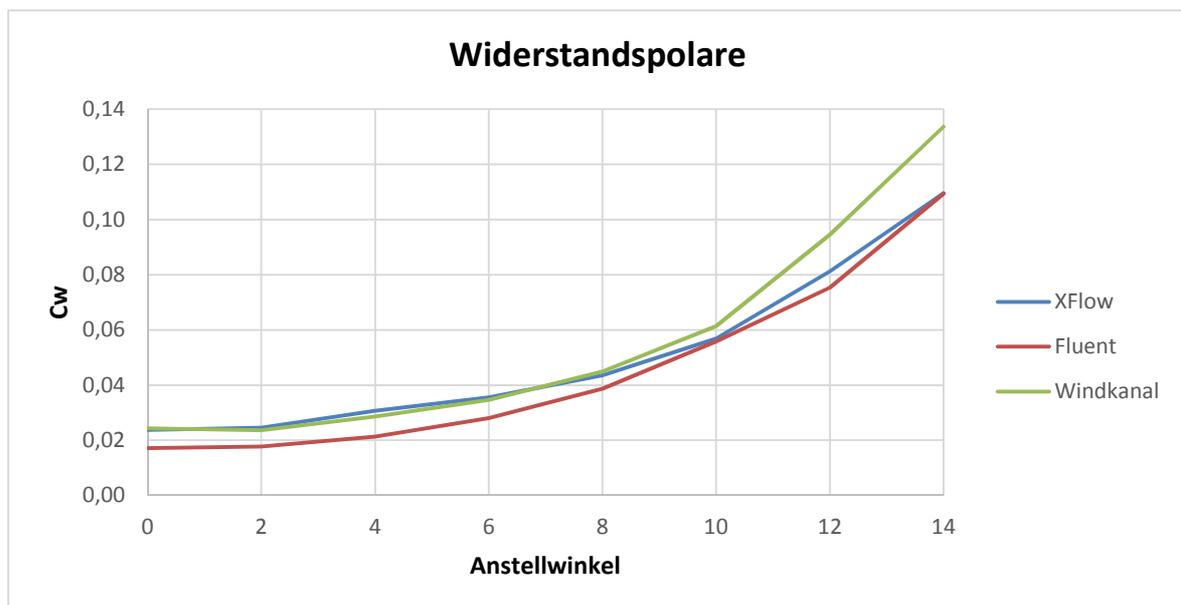


Diagramm 5-4: Widerstandsbeiwert des AC20.30 über den Anstellwinkel aus den drei Versuchen

Die Betrachtung des Widerstandsbeiwertes in Abhängigkeit zum Anstellwinkel zeigt für den Bereich von -2° bis 8° zwischen XFlow Simulation und Windkanalversuch eine sehr gute Übereinstimmung. Bei größeren Anstellwinkeln (10°- 14°), weichen sie verstärkt voneinander ab. Für diesen Bereich weisen dagegen XFlow und Fluent Simulation annähernd gleiche Werte auf. Zur näheren Betrachtung werden die Werte und Abweichungen im Einzelnen untersucht.

Tabelle 5-5: Ergebnisse Widerstandsbeiwert des AC20.30 mit prozentuale Abweichungen

α [°]	Ergebnisse			Abweichung		
	C_w XFlow	C_w Fluent	C_w Windkanal	XFlow Fluent	XFlow Windkanal	Fluent Windkanal
-2	0,0285	0,0193		47%		
0	0,0238	0,0171	0,0244	39%	-2%	-30%
2	0,0245	0,0178	0,0236	38%	4%	-25%
4	0,0307	0,0214	0,0287	44%	7%	-25%
6	0,0356	0,0280	0,0346	27%	3%	-19%
8	0,0435	0,0386	0,0449	13%	-3%	-14%
10	0,0568	0,0558	0,0613	2%	-7%	-9%
12	0,0813	0,0753	0,0945	8%	-14%	-20%
14	0,1096	0,1094	0,1336	0%	-18%	-18%

Die Ermittlung der Abweichungen in Prozent (*Tabelle 5-5*) bestätigt die grafische Darstellung eindrucksvoll. Eine mittlere Abweichung von ca. 4% zwischen XFlow und Windkanal im Bereich von 0° bis 8° Anstellwinkel ist sehr gut. Hingegen zeigt Fluent mit einer mittleren Abweichung von über 20% eine weniger gute Übereinstimmung bei dem Widerstandsbeiwert. Im Bereich von 10° bis 14° Anstellwinkel wiederum zeigen beide Simulationsprogramme zueinander Abweichungen von unter 10% während die Ergebnisse zum Windkanal zwischen 10% und 20% liegen.

5.2.3. Gleitzahl des AC20.30

Zu den ersten Strömungsanalysen der aerodynamischen Eigenschaften des BWB-X gehören auch Betrachtungen von Gleitzahl und Stabilität, so dass diese im Rahmen der Validierung von XFlow für den Vergleich eingebunden wurden.

Die aerodynamische Güte eines Flugzeuges ist abhängig vom Verhältnis des Auftriebes und des Widerstandes. Gewünscht ist ein großer Auftrieb bei geringem Widerstand. Das Verhältnis Auftrieb zu Widerstand bildet die Gleitzahl. Heutige Verkehrsflugzeuge weisen im Reiseflug eine Gleitzahl von ~20 auf (*Kapitel 2*).

Tabelle 5-6: Ergebnis Gleitzahl des AC20.30

α [°]	Ergebnisse			Abweichung		
	E XFlow	E Fluent	E Windkanal	XFlow Fluent	XFlow Windkanal	Fluent Windkanal
-2	-4,0	-5,1		21%		
0	0,2	0,8	-0,2	-79%	206%	604%
2	5,1	7,2	4,0	-29%	27%	79%
4	8,1	11,3	6,9	-29%	16%	63%
6	10,3	12,5	8,4	-18%	23%	50%
8	11,0	11,7	8,6	-6%	28%	37%
10	10,0	9,2	7,7	9%	30%	20%
12	7,8	7,6	5,5	3%	42%	38%
14	6,2	5,2	4,0	20%	55%	30%

In *Tabelle 5-6* sind die berechneten Gleitzahlen mit deren Abweichungen zu den einzelnen Versuchen aufgeführt. Die maximale Gleitzahl stellt sich nach XFlow und Windkanal bei einem Anstellwinkel von 8° mit Werten von 11,03 und 8,59 sowie nach Fluent bei 6° mit 12,55 ein. Dies zeigt, dass XFlow durch das Zusammenspiel von Widerstandsbeiwert und Auftriebsbeiwert eine bessere Gleitzahl in Bezug auf den Windkanal berechnet als Fluent.

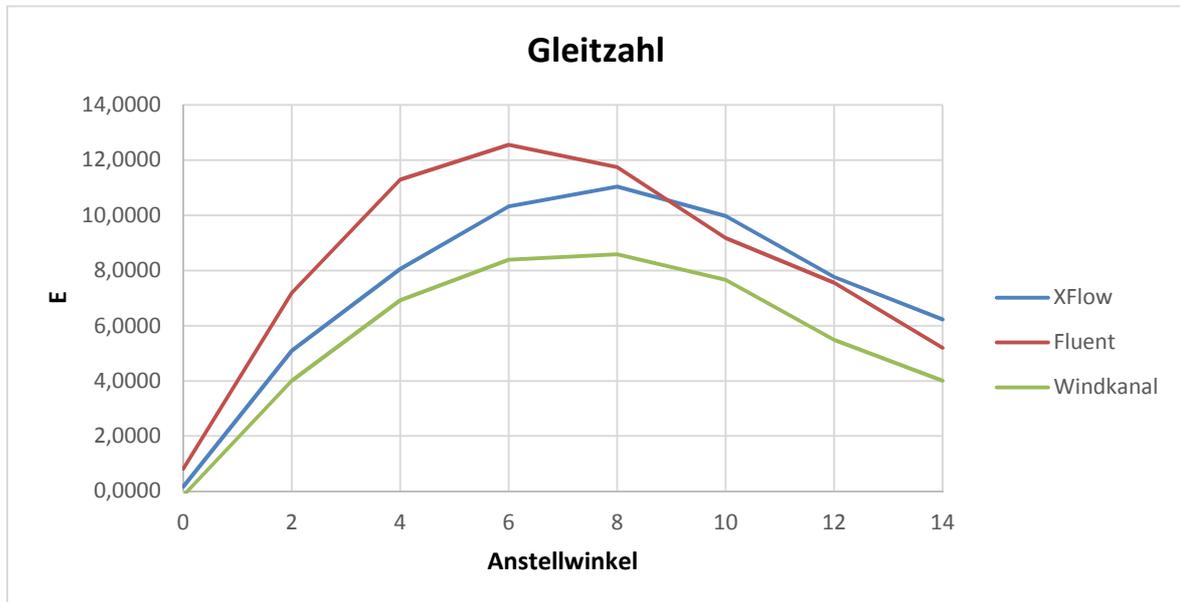


Diagramm 5-5: Gleitzahl des AC20.30 über den Anstellwinkel aus den drei Versuchen

Im *Diagramm 5-5*, ist deutlich zu erkennen, dass XFlow einen ähnlichen Verlauf wie der Windkanalversuch wiedergibt. Bei höheren Anstellwinkeln weisen die beiden CFD Programme einen ähnlichen Verlauf auf, weichen jedoch vom Windkanal ab.

Die erhaltenen Gleitwerte sind im Vergleich zu dem eines sich im Reiseflug befindlichen Verkehrsflugzeuges (Gleitzahl ~ 20) nur halb so groß. Dabei ist zu bedenken, dass die in der Tabelle aufgeführten Werte bei einer Geschwindigkeit von 20m/s und einem kleinen Modell ermittelt wurden. Somit haben diese Simulationen eine viel kleinere Reynoldszahl als ein sich im Reiseflug befindliches, großes Flugzeug. Bei einer Reynoldszahl die einem Verkehrsflugzeug im Reiseflug entspricht, würde die Gleitzahl größer sein.

Der Vergleich der drei Versuche zeigt, dass XFlow mit der besseren Wiedergabe des Widerstandsbeiwertes eine genauere Gleitzahl als Fluent berechnet. Dies ist von besonderer Bedeutung für die folgende Analyse des BWB-X. Durch eine genauere Gleitzahl lassen sich bessere Aussagen über die Leistungsfähigkeit des BWB-X treffen.

5.2.4. Stabilitätsuntersuchung des AC20.30

Eine besonders wichtige aerodynamische Eigenschaft eines Flugzeuges ist die Stabilität. Gerade bei einem Blended-Wing-Body beinhaltet sie eine der größten Nachteile dieser Konfiguration. Bei Vergrößerung des Anstellwinkels durch äußere Aus-

wirkungen wie zum Beispiel durch eine Windböe, muss ein Flugzeug ein kopflastiges Moment erzeugen, um wieder in seine Ausgangslage zu gelangen. Ansonsten würde die Nase des Flugzeuges immer weiter auf-nicken, was zum totalen Strömungsabriss und bis zum Absturz führen könnte (*Kapitel 2*).

Für die Bewertung der Stabilität wird das Nickmoment um den Schwerpunkt betrachtet. Dieses lässt sich in den CFD-Simulationen nicht direkt berechnen. Eine nachträgliche Berechnung ist möglich, allerdings mit erhöhtem Aufwand verbunden. Zuerst muss der Druckpunkt der angreifenden Kräfte ermittelt werden. Hierfür liefert Fluent den Nickmomentenbeiwert um den Nullpunkt, die Windkanalergebnisse den Nickmomentenbeiwert um die Aufhängung und XFlow das Nickmoment um den Nullpunkt. Um den Druckpunkt zu ermitteln, werden das Moment, die Auftriebsbeiwerte und die mittlere aerodynamische Flügeltiefe von 1,149m verwendet.

Bei dieser Ermittlung wird aufgrund der im Vergleich zum Auftrieb relativ kleine Widerstand und die fehlende Schwerpunktkoordinate, die für diese Berechnung erforderlich wäre, vernachlässigt. Da das Produkt aus Hebelarm und Widerstandskraft im Vergleich zum Gesamtmoment sehr klein ist, hat diese Vereinfachung keine gravierenden Auswirkungen auf das Ergebnis.

Mithilfe der gegebenen mittleren aerodynamischen Flügeltiefe, dem Auftriebsbeiwert und den Koordinaten für Druck- und Schwerpunkt wird anschließend der Nickmomentenbeiwert um den Schwerpunkt näherungsweise ermittelt.

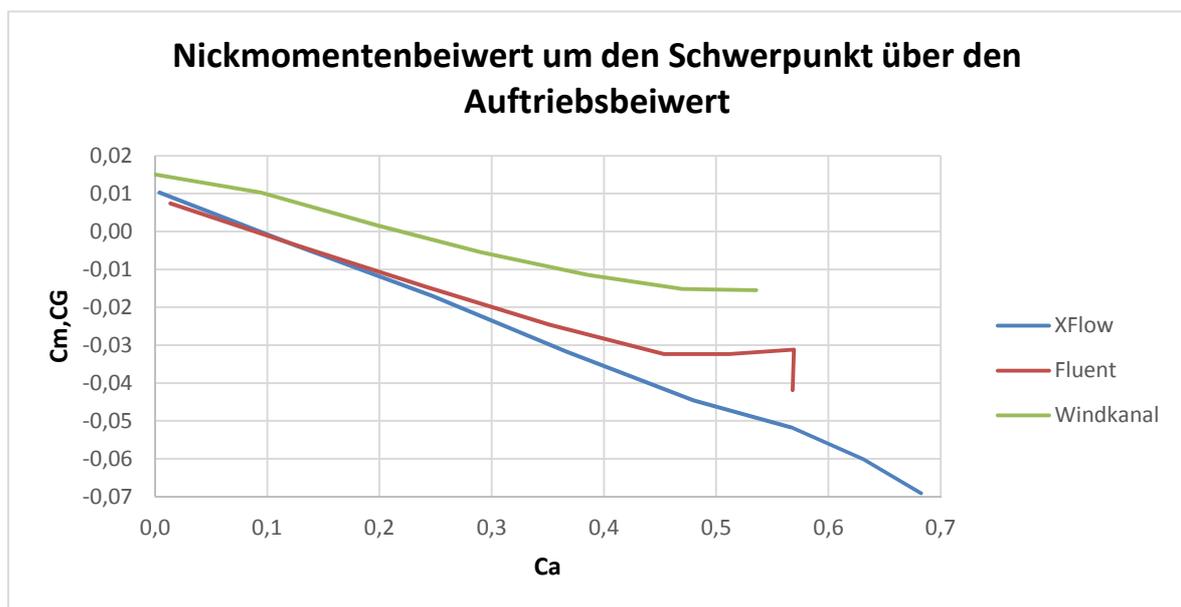


Diagramm 5-6: Nickmomentenbeiwert des AC20.30 über den Auftriebsbeiwert aus den drei Versuchen

In *Diagramm 5-6* ist der Nickmomentenbeiwert um den Schwerpunkt in Abhängigkeit vom Auftriebsbeiwert aufgetragen. Die Kurven weisen eine negative Steigung auf, die verdeutlicht, dass die Längsstabilität gewährleistet ist. Die beiden CFD Simulationen zeigen eine relativ gute Übereinstimmung zueinander. Dies war zu erwarten, da die Auftriebsbeiwerte im unteren Anstellwinkelbereich bereits gut übereinstimmten. Bei größeren Auftrieben weichen die Kurven wie auch die Auftriebs-

beiwerte stärker voneinander ab. Im Vergleich zum Windkanal ist eine größere Abweichung zu verzeichnen. Dies hat hauptsächlich Auswirkungen auf den Gleichgewichtspunkt.

Eine bessere Betrachtung bietet hierfür der Nickmomentenbeiwert in Abhängigkeit zum Anstellwinkel.

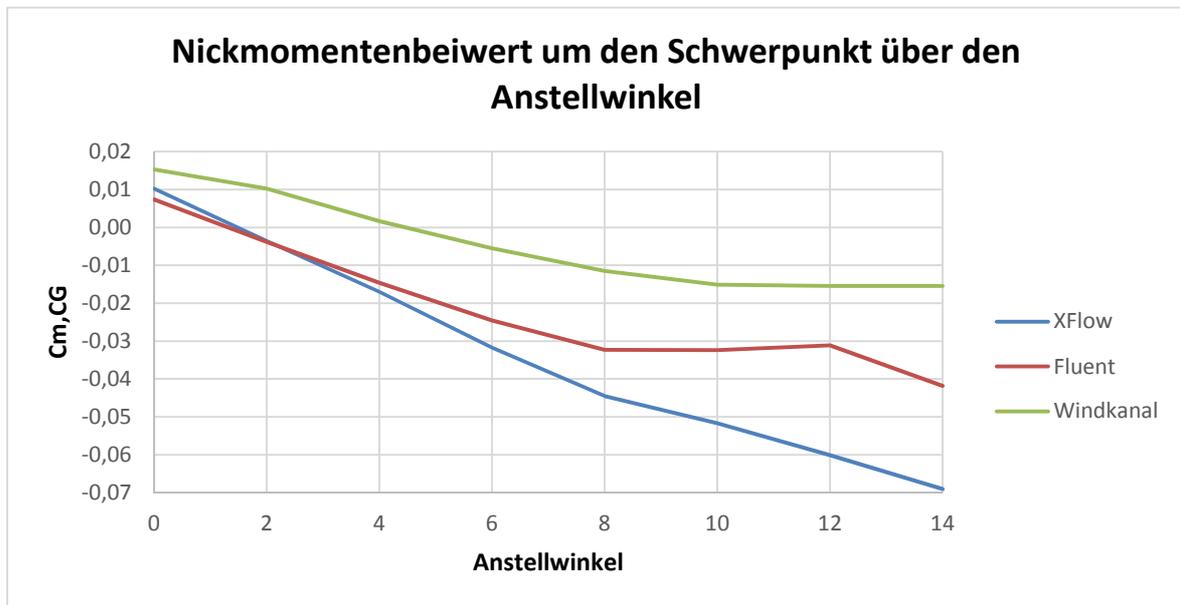


Diagramm 5-7: Nickmomentenbeiwert des AC20.30 über den Anstellwinkel aus den drei Versuchen

Im *Diagramm 5-7* zeigt sich, dass der Gleichgewichtspunkt, der durch den Schnittpunkt der Kurven mit der X-Achse dargestellt wird, sich bei den CFD Simulationen bei unter 2° und beim Windkanal erst bei über 4° Anstellwinkel einstellt. Nach Angabe von BRUNSWIG 2006 liegt der Anstellwinkel beim Horizontalflug bei 1,147°. Bei ungefähr diesem Wert herrscht nach XFlow und Fluent der Gleichgewichtszustand. Die Übereinstimmung dieser Werte ist erfreulich. Das bedeutet, dass der AC20.30 im Reiseflug annähernd statisch stabil ist. Dies ließ sich in der folgenden Analyse des BWB-X verwenden, um einen Schwerpunkt zu bestimmen, bei dem er statisch stabil wäre.

5.3. Fehlerabschätzung

In Simulationen und Versuchen kommt es zu Ungenauigkeiten und Abweichungen, so dass bei der Auswertung der Ergebnisse, eine Fehlerbetrachtung unausweichlich ist. Aufgrund der technischen Möglichkeiten mussten für den Windkanalversuch, wie auch bei den beiden CFD-Analysen, Fehler akzeptiert werden. Darüber hinaus ist es möglich, dass Fehlerquellen, die nicht erkannt wurden oder überhaupt nicht erkannt werden können, die Ergebnisse beeinflusst haben. Auch ein mögliches Zusammenspiel der einzelnen Fehlerquellen ist möglich. Ursachen für Fehler können ungenaue Randbedingungen oder Strömungsparameter, aber auch die Wahl eines schlechten Modelles oder Equipments sein. Nachfolgend werden die einzelnen Versuche in Bezug auf mögliche Fehlerquellen betrachtet und bewertet.

5.3.1. Fehlerquellen

Fehlerquellen Windkanal:

Aufgrund des Fehlens detaillierter Informationen zum Windkanal können nachträglich Fehlerquellen nicht vollumfänglich diskutiert werden. Nicht dokumentierte Probleme, die während der Versuche aufgetreten sein könnten, können nicht in diese Fehlerbetrachtung einbezogen werden.

In einem Windkanalversuch ist es unvermeidbar, dass sich die Randbedingungen und Strömungsparameter von Versuch zu Versuch, teilweise auch während eines Versuches, ändern. Temperatur und Druckschwankungen treten regelmäßig bei experimentellen Versuchen auf. Um dies ausgleichen zu können, werden im Normalfall Mittelwerte verwendet. Fehlende Informationen hierfür lassen eine genaue Beurteilung nicht zu. Des Weiteren sind Schwankungen der Anströmgeschwindigkeit unvermeidlich. Es ist nicht möglich, eine exakte Geschwindigkeit einzustellen und diese zu halten. Dies führt dazu, dass keine genaue Reynoldszahl ermittelt werden kann und ein Vergleich Abweichungen aufweist.

Ein in BRUNSWIG 2006 aufgeführter Fehler des Windkanalversuchs ist der zu kleine Strömungsbereich. Dieser hatte zur Folge, dass die gemessenen Auftriebs- und Widerstandsbeiwerte nicht den gewünschten Anstellwinkeln entsprachen. Diese mussten hinsichtlich ihres effektiven Anstellwinkels korrigiert und mittels Interpolation ermittelt werden. Nicht auszuschließen sind fortbestehende zusätzliche Fehler in den Korrekturen. Des Weiteren kann ein zu kleiner Strömungsraum grundsätzlich zu falschen Kräften führen, wenn das Flugzeug nicht in der vollständigen Strömung liegt.

Fehlerquellen CFD Simulationen:

Mögliche Abweichungen der Ergebnisse einer Simulation zu anderen Versuchen entstehen durch „unsaubere“ Berechnungen des Programmes oder unterschiedliche Startvoraussetzungen.

„Unsaubere“ Berechnungen können mehrere Ursachen haben. Zum einen ist die Lösung der Berechnung nur eine numerische Annäherung der zugrundeliegenden Gleichungen, zum anderen ist die Wahl der Wand- und Turbulenzmodelle sowie die Wahl der Verfeinerung entscheidend für die Genauigkeit der Berechnung. Die hierdurch entstehenden Fehler können zu großen Abweichungen führen und werden in den meisten Fällen als Ursache vermutet.

Unterschiedliche Startvoraussetzungen beziehen sich auf die Randbedingungen und Strömungseigenschaften. Stimmen Strömungseigenschaften oder verwendetes Model der CFD Simulation nicht mit der Realität überein, so kann dies zu Abweichungen in den Ergebnissen führen. Des Weiteren haben auch die Verwendung eines Halbmodelles sowie die Größe des Simulationsraumes Auswirkungen auf mögliche Abweichungen.

5.3.2. Fehlerbetrachtung

Simulationsprogramme:

Für die Fehlerbetrachtung werden im ersten Schritt die beiden CFD Simulationen verglichen, da die Startvoraussetzungen nahezu identisch sind. Hierfür werden die Ergebnisse aus dem Vergleich der Auftriebs- und Widerstandsbeiwerte (s.o.) analysiert.

Bei der Betrachtung des unteren Anstellwinkelbereichs ist für den Auftriebsbeiwert eine sehr gute Übereinstimmung zu erkennen. Dies bedeutet, dass Fluent und XFlow eine gleichwertige Berechnung an dieser Stelle aufweisen und die Turbulenz- und Wandmodelle sowie die Verfeinerung gleichermaßen gut gewählt wurden. Im oberen Anstellwinkelbereich weichen sie jedoch immer stärker voneinander ab. Durch den Strömungsabriss entstehen stärkere Turbulenzen, die eine höhere Anforderung an die Berechnungen stellt. Die dort auftretenden Abweichungen zwischen Fluent und XFlow lassen vermuten, dass eines der Programme oder auch beide den höheren Anforderungen nicht gerecht werden können. Solver die nach der Lattice Boltzmann Methode arbeiten haben Probleme bei der druckinduzierten Ablösung. Mithilfe des Wandmodelles „Non-equilibrium enhanced wall-function“ versucht XFlow dies zu verbessern, es bleibt aber weiterhin eine Fehlerquelle. In wie weit dies an dieser Stelle zutrifft, zeigt sich im Vergleich mit dem Windkanal.

Der Widerstandsbeiwert unterscheidet sich bei beiden Simulationen im unteren Anstellwinkelbereich. Dies zeigt, dass eines der Programme oder beide diesen nicht gut berechnen können. Im oberen Anstellwinkelbereich ergeben beide Programme wieder zueinander passendere Werte. Aufgrund der Tatsache, dass der obere Anstellwinkelbereich durch seine größeren Turbulenzen schwieriger zu berechnen ist, lässt dies vermuten, dass beide Programme an dieser Stelle ähnliche Schwierigkeiten haben das Ablösegebiet darzustellen.

Simulationsprogramme im Vergleich mit dem Windkanal

Betrachtet man anschließend die Abweichungen der CFD Simulationen mit dem Windkanalversuch, so wird ersichtlich, dass beide Programme bei dem Auftriebsbeiwert große Abweichungen aufweisen. Dies bedeutet, dass entweder die Windkanalergebnisse aufgrund von Fehlerquellen durch den Versuch selbst nicht genau sind, sich die Randbedingungen zwischen dem realen und den virtuellen Versuchen unterscheiden oder beide CFD Programme Schwierigkeiten in der Berechnung haben.

Im oberen Anstellwinkelbereich nähern sich die Ergebnisse der Fluent-Simulation denen des Windkanalversuches, während XFlow zum Windkanal eine konstante Abweichung aufweist. Da größere Turbulenzen höhere Anforderungen an das CFD Programm stellen, ist es unwahrscheinlich, dass Fluent an diesen Stellen eine bessere Berechnung aufweist. Die konstante Abweichung der XFlow Ergebnisse ist ein Zeichen dafür, dass über den kompletten Anstellwinkelbereich die Qualität der Berechnung konstant bleibt.

Die genauen Abweichungen der Reynoldszahlen sind nicht bekannt, spielen bei der Betrachtung des Auftriebsbeiwertes jedoch auch keine große Rolle, da sich die daraus resultierenden Ergebnisse nur minimal unterscheiden. Weiterhin ist zu sagen, dass sich die verwendeten Modelle unterscheiden. Abweichungen von realem zu virtuellem Modell sind aus Gründen der Fertigung unvermeidlich. Zusätzlich ist bei dem realen Modell eine geometrische Schränkung zu vermuten, während die geometrische Schränkung des virtuellen Modelles auf „0“ gesetzt wurde.

Während des Fluges wirken Kräfte auf ein Flugzeug, die dafür sorgen, dass sich einzelne Bauteile biegen oder tordieren. Dieses Phänomen kann derzeit von XFlow nicht wiedergegeben werden, da hierfür gleichzeitig eine FEM- Berechnung durchgeführt werden müsste, was mit XFlow nicht möglich ist. Laut DRESCHER 2003 weist der AC20.30 eine geometrische Schränkung im Bereich der Flügel auf. Bei steigenden Auftriebskräften würde sich diese Schränkung verkleinern, was die großen Abweichungen bei einem Anstellwinkel von 0° erklärt.

Aufgrund des fehlenden Wissens, wie sich die Verformung des Flügels bei unterschiedlichen Flugfällen einstellt, wurde für das zu simulierende Modell die geometrische Schränkung auf 0° gesetzt. Bei dieser Annahme wird davon ausgegangen, dass sich der Flügel eines Flugzeuges während des Fluges (auch Windkanal) soweit verformt, dass die geometrische Schränkung aufgehoben wird. Im schlechtesten Fall sind die Flügel jedoch zu starr und die angreifenden Kräfte zu klein, um diese angenommene Verformung zu erreichen. Würde die angenommene geometrische Schränkung von 0° nicht erreicht werden, erzeugen die Flügel weniger Auftrieb und es käme zu späteren Strömungsablösungen als in der Simulation. Diese Zusammenhänge könnten eine der Ursachen dafür sein, dass bei den Simulationen eine frühere Strömungsablösung und größere Auftriebsbeiwerte zu verzeichnen sind.

Für eine genauere Untersuchung wurde mithilfe des SMDW-Modelles der Flügel mit geometrischer Schränkung nachkonstruiert. Dies ist mit dem bisher verwendeten Modell nicht ohne weiteres möglich gewesen. Um ein ansonsten unverändertes Modell sicher zu stellen, wurden der Rumpf, das Seitenleitwerk und die Triebwerks-gondeln des ursprünglichen Modells verwendet.

Der Flügel wurde im ersten Schritt ohne geometrische Schränkung erstellt und mit dem vorhandenen verglichen. Unter Verwendung einer 30°Flügelpfeilung waren die beiden Flügel nicht exakt übereinstimmend. Nach verschiedenen Versuchen fand sich eine Pfeilung von 29,75° als ausreichende Näherung. Für diesen Flügel wurde im nächsten Schritt eine geometrische Schränkung von -3° eingestellt und in die Simulation eingefügt. Dieser Wert der Schränkung wurde DRESCHER 2003 entnommen.

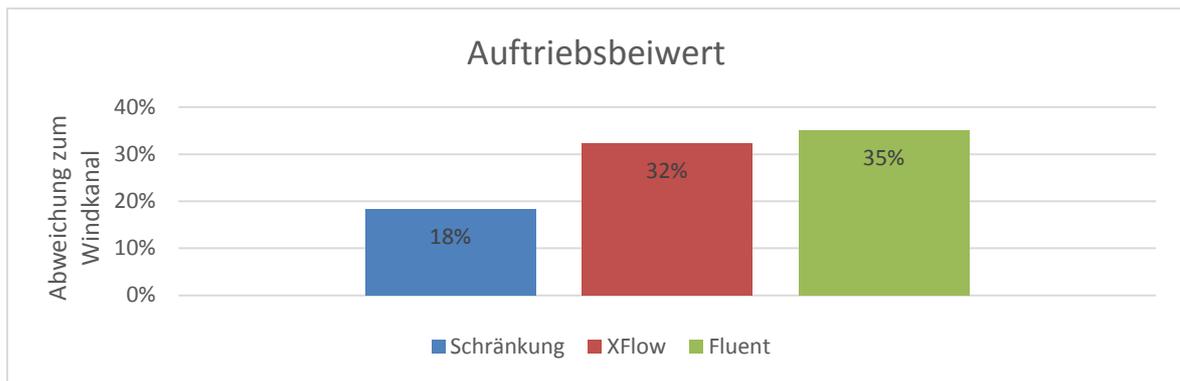


Diagramm 5-8: Abweichung des Auftriebsbeiwertes zum Windkanalergebnis bei Geometrischer Schränkung

Bei der Gegenüberstellung im *Diagramm 5-8* ist sehr gut zu erkennen, dass das Modell mit Berücksichtigung einer geometrischen Schränkung eine kleinere Abweichung zum Windkanal aufweist. In wie weit dieses Ergebnis genauer ist, lässt sich allerdings nicht sagen. Über eine mögliche Verformung des AC20.30 im Windkanal gibt es keine Aussagen, da eine entsprechende Dokumentation nicht vorliegt.

Die großen Abweichungen des Auftriebsbeiwertes bei 0° Anstellwinkel lassen sich auf dieses Problem zurückführen. Aufgrund der geringen Auftriebskräfte verformen sich die Flügel nur minimal. Außerdem haben sie mit einer geometrischen Schränkung einen negativen Anstellwinkel von -3° . Somit wird Abtrieb erzeugt, der durch Verformung nur größer werden würde wodurch sich der negative Auftriebsbeiwert und die damit verbundenen großen prozentualen Abweichungen zu den Simulationen erklären.

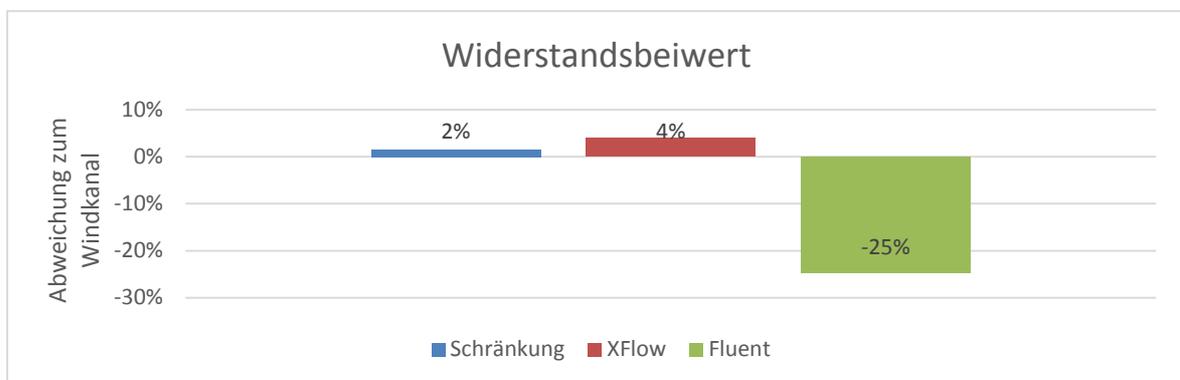


Diagramm 5-9: Abweichung des Widerstandsbeiwertes zum Windkanalergebnis bei Geometrischer Schränkung

Werden die Abweichungen des Widerstandsbeiwertes der beiden Simulationen zum Windkanalversuch (*Diagramm 5-9*) betrachtet, so ist zu erkennen, dass die XFlow-Simulation im Gegensatz zur Fluent-Simulation bei kleinen Anstellwinkeln eine sehr kleine Abweichung zum Windkanal aufweist. Dies lässt vermuten, dass die Berechnungen von Fluent an dieser Stelle einen geringeren Genauigkeitsgrad haben als XFlow. Die sehr kleinen Abweichungen zwischen XFlow und Windkanal lassen vermuten, dass die Berechnungen von XFlow keine größeren Fehler beinhalten. Im oberen Anstellwinkelbereich weisen beide Simulationsprogramme annähernd gleich große Werte auf (*Tabelle 5-5*), was darauf hindeutet, dass beide gleich gute Berechnungen bei großen Turbulenzen durchführen.

Die geringen Widerstandsabweichungen zwischen XFlow und Windkanal bei kleinen Anstellwinkeln zeigen, dass der Unterschied der Reynoldszahlen nicht gravierend ist.

Auch zwischen dem Modell mit- und ohne Schränkung ist kein großer Unterschied zu erkennen (*Diagramm 5-9*).

Die Verwendung eines Halbmodelles wurde gewählt, da es auch in Fluent verwendet wurde. Der große Vorteil besteht darin, dass sich damit die Rechenzeit nahezu halbiert. Aufgrund der Symmetrie des Flugzeuges ist dies möglich, kann aber dennoch zu Abweichungen beziehungsweise fehlerhaften Berechnungen führen. Aus diesem Grund wurde ein Vollmodell simuliert und mit dem Halbmodell verglichen.

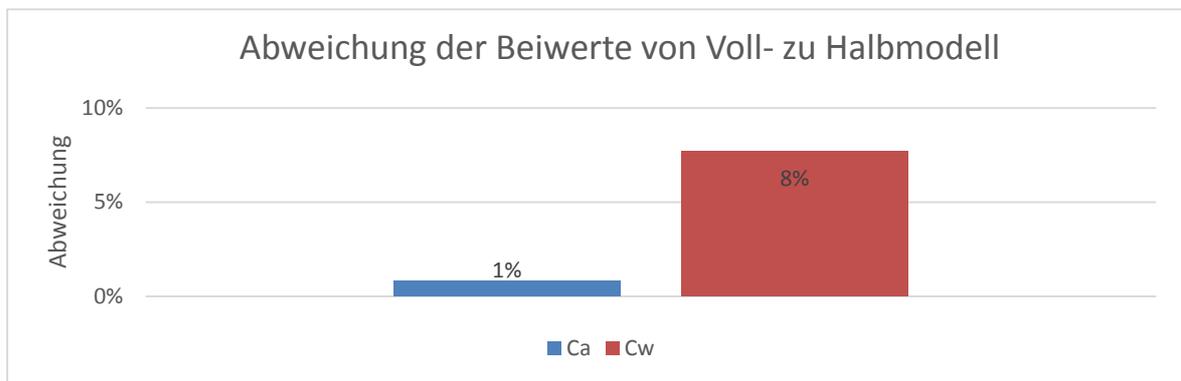


Diagramm 5-10: Abweichung der Beiwerte von Voll- zu Halbmodell beim AC20.30

Das *Diagramm 5-10* zeigt die Abweichungen des Auftriebs- und Widerstandsbeiwertes von Halb- zu Vollmodell. Der Auftriebsbeiwert zeigt eine Abweichung von 1% die bei der gewonnenen Rechenzeit sehr gut ist. Die Abweichung von 8% beim Widerstandsbeiwert ist dagegen weniger gut.

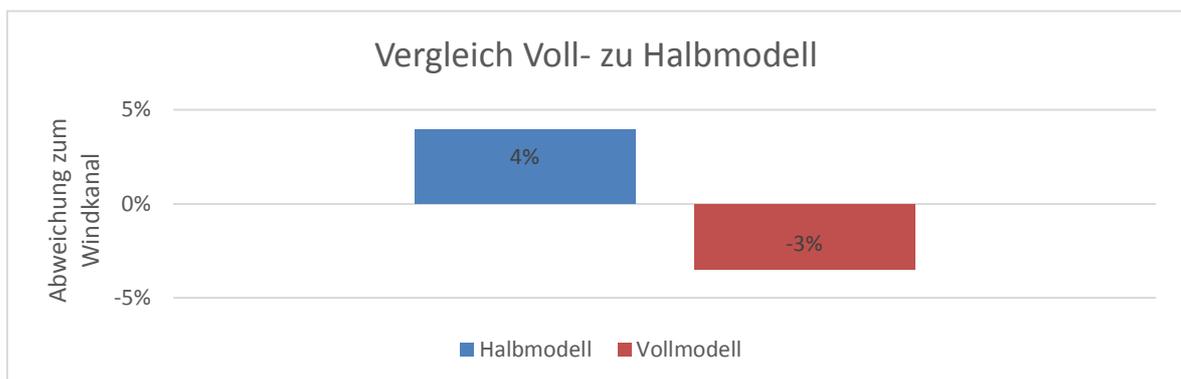


Diagramm 5-11: Vergleich Voll- zu Halbmodell unter Betrachtung der Abweichung zum Windkanal

Betrachtet man die Abweichungen jeweils von Voll- und Halbmodell zum Windkanalergebnis (*Diagramm 5-11*), zeigt sich, dass das Ergebnis vom Windkanalversuch zwischen denen von Halb- und Vollmodell liegt. Mit einer Abweichung von 4% des Halbmodelles ist diese im Vergleich zu den -3% des Vollmodelles vollkommen in Ordnung und es kann problemlos ein Halbmodell für die Simulation des AC20.30 verwendet werden.

5.3.3. Bewertung

Die möglichen Fehler der CFD Programme sind nach Gewichtung noch einmal in *Tabelle 5-7* aufgeführt. Für die Darstellung wird angenommen, dass die Windkanal-ergebnisse korrekt sind.

Tabelle 5-7: Fehlerbewertung

Beiwert	Fehler					
	Berechnungsbedingte Fehler		Strömungsbedingte Fehler		Modellbedingte Fehler	
	Xflow	Fluent	Xflow	Fluent	Xflow	Fluent
unterer Anstellwinkelbereich						
Ca	Neutral	Neutral	Neutral	Neutral	Schlecht	Schlecht
Cw	Gut	Schlecht	Gut	Gut	Neutral	Neutral
oberer Anstellwinkelbereich						
Ca	Neutral	Schlecht	Neutral	Neutral	Schlecht	Schlecht
Cw	Schlecht	Schlecht	Gut	Gut	Neutral	Neutral

großer Fehler

Neutral

minimaler Fehler

Die modell- und strömungsbedingten Fehler sind aufgrund gleicher Einstellungen in beiden CFD Programmen vertreten. Sie geben keine Aussage darüber, inwieweit die Programme für eine Strömungsanalyse geeignet sind. Die durch diese Fehler verursachten Abweichungen würden bei jedem CFD Programm auftreten. Zu erkennen ist jedoch, dass mit der Wahl eines genaueren Modelles die Abweichungen reduziert werden könnten.

Die berechnungsbedingten Fehler fallen bei XFlow im gesamten Bereich kleiner aus als die von Fluent. Die Berechnung des Auftriebsbeiwertes weist bei beiden CFD Programmen im Bereich geringer Turbulenzen minimale Fehler auf, während sie sich im Bereich größerer Turbulenzen bei Fluent erhöhen.

In Bezug auf den Widerstandsbeiwert weist Fluent insgesamt deutlich größere Schwächen auf. Die berechnungsbedingten Fehler sind im gesamten betrachteten Anstellwinkelbereich relativ groß. XFlow weist zumindest im unteren Bereich nur einen minimalen Fehler auf, der sich im oberen vergrößert.

Abschließend lässt sich sagen, dass XFlow im Vergleich zu Fluent unter Berücksichtigung der Windkanalergebnisse sehr gut geeignet ist, einen Blended-Wing-Body zu simulieren. Damit ist bei einer Strömungsanalyse des BWB-X mit dem CFD Programm XFlow mit einer hohen Güte der Ergebnisse zu rechnen.

5.4. Simulation bei größerer Reynoldszahl

Im nächsten Schritt dieser Arbeit wird der BWB-X mit XFlow simuliert. Aufgrund der sich bei diesen Simulationen ändernden Strömungsbedingungen und Flugzeugmaßen ändert sich die Reynoldszahl. Im bisherigen Verlauf der Validierung wurde nachgewiesen, dass es möglich ist, mit der verwendeten Simulationseinstellung einen Blended-Wing-Body zu simulieren. In wie weit dies auch für höhere Reynoldszahlen gilt, ist jedoch nicht ersichtlich.

Die nötige Verfeinerung richtet sich jeweils nach dem zu untersuchendem Körper. Wird der Körper vergrößert, kann dementsprechend auch die Verfeinerung vergrößert werden, da mit dieser Maßnahme eine gleiche Verfeinerung generiert wird.

Die Einflüsse der Strömungsparameter können nicht so einfach bestimmt werden. Aus diesem Grund wurden mit dem AC20.30 drei zusätzliche Simulationen durchgeführt, um die Auswirkungen der veränderten Einstellungen zu überprüfen.

Für eine Reynoldszahl von 24.898.204 wurden die jeweils nötigen Strömungsparameter bestimmt und werden in *Tabelle 5-8* aufgeführt. Mit diesen Parametern wurden die Untersuchungen der Geschwindigkeit, Dichte und Dynamischen Viskosität durchgeführt.

Tabelle 5-8: Strömungsparameter und Beiwerte bei höherer Reynoldszahl

Parameter ϕ	AC20.30	Untersuchung Geschwindigkeit	Untersuchung Dichte	Untersuchung Dyn. Viskosität
Länge	1,951 m	1,951 m	1,951 m	1,951 m
Geschwindigkeit	20 m/s	186,4155325 m/s	20 m/s	20 m/s
Dichte	1,225 kg/m ³	1,225 kg/m ³	11,41795137 kg/m ³	1,225 kg/m ³
Dyn. Viskosität	0,000017894 kg/ms	0,000017894 kg/ms	0,000017894 kg/ms	1,9198E-06 kg/ms
Reynoldszahl	2671259	24898204	24898204	24898204
Ca	0,3647	0,3711	0,3713	0,3713
Cw	0,0341	0,0218	0,0215	0,0215

Die *Tabelle 5-8* beinhaltet neben den Strömungsparametern die Ergebnisse der Auftriebs- und Widerstandsbeiwerte der drei Untersuchungen. Vergleicht man diese miteinander, ist ersichtlich, dass die Ergebnisse eine sehr gute Übereinstimmung aufweisen. Dies verdeutlicht, dass die Strömungsparameter keinen Einfluss auf die Verfeinerung besitzen und variabel eingestellt werden können. Zu beachten ist, dass für die Simulation mit der höheren Geschwindigkeit ein anderer Zeitschritt verwendet werden musste. Der Zeitschritt ist demnach abhängig von der Geschwindigkeit. Ist der Zeitschritt zu groß gewählt, kann XFlow keine Werte berechnen und der Stabilitätsparameter steigt ins Unendliche. Ein Unterschied der Ergebnisse resultiert daraus nicht, wie in *Tabelle 5-8* aufgezeigt ist. Somit hält XFlow das Modelgesetz ein.

Des Weiteren ist in der Tabelle gezeigt, dass sich bei größeren Reynoldszahlen ein größerer Auftriebsbeiwert und ein kleinerer Widerstandsbeiwert bilden. Dies lässt sich mit den Diagrammen in ABBOT/DOENHOFF 1959 bestätigen.

Diese Erkenntnisse bilden die Grundlage für die erfolgreiche Simulation des BWB-X.

6. Geometrieerzeugung des BWB-X

Da sich der BWB-X in der Entwurfsphase befand, waren lediglich erste Entwürfe in Form von 2D Zeichnungen vorhanden. Es war ein erstes 3D Modell zu erstellen. Gerade am Anfang war es sinnvoll, das neue Modell möglichst variabel zu gestalten, um schnell und einfach Veränderungen vornehmen zu können.

6.1. Anforderungen

Die Anforderungen an den BWB-X sind in SCHWART 2013 aufgeführt. Es sind vier Anforderungen und eine Spezifikation für die Geometrie festgelegt worden.

1. Der BWB-X soll sich an der Geometrie des AC20.30 orientieren.
2. Der BWB-X soll ein Nurflügler sein.
3. Der BWB-X muss von einem Pilot „fliegbar“ sein.
4. Der BWB-X soll straßentransportfähig sein.

Die Spezifikation ist, dass der BWB-X im Gegensatz zum AC20.30 keine Pfeilung der Flügel besitzen soll.

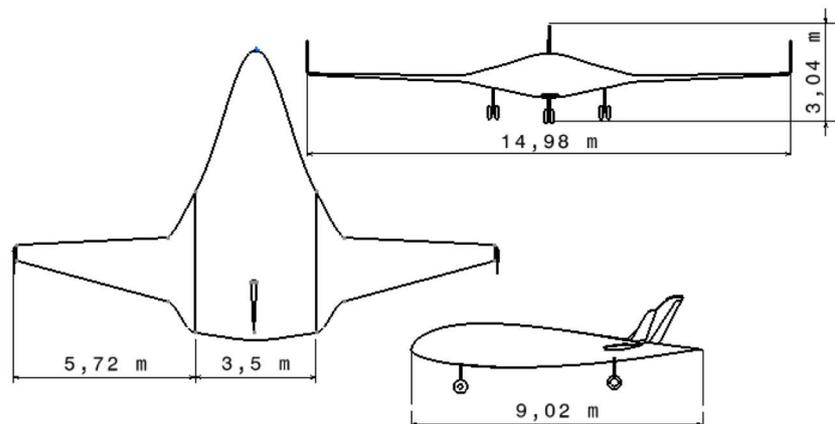


Abbildung 6-1: Dreiseitenansicht des 1. Entwurfs des BWB-X mit festgelegten Bemaßungen [SCHWART 2013]

Da die geometrische Ähnlichkeit zum AC20.30 dem BWB-X vorausgesetzt wurde, ist es möglich, das in MEIER/WINCKLER 2013 erstellte parametergesteuerte Modell (SMDW-Modell) zu verwenden. Dieses Modell baut auf dem Konstruktionsprinzip des AC20.30 auf. Es wurde entwickelt, um schnell und einfach Veränderungen für neue Variationen der AC20.30 Konfiguration vornehmen zu können. Demzufolge ist es gut geeignet.

6.2. Modellerstellung

Für die Erstellung des BWB-X Modelles wurde das SMDW-Modell aus MEIER/WINCKLER 2013 verwendet, welches in dieser Arbeit erstmalig zum Einsatz kam. Wie bei „Neuem“ häufig der Fall, werden erst in der Anwendung Probleme und

Schwierigkeiten entdeckt, die mittels Updates korrigiert werden müssen. Im Verlauf der Bearbeitung der Thematik dieser Arbeit wurden Probleme und Schwierigkeiten festgestellt, die zu einer eigenständigen Überarbeitung des Modells führten. Einzelne Veränderungen werden explizit im Rahmen dieser Arbeit durchgeführt und können lediglich als Vorlage für weitere Optimierungen dienen. Aus zeitlichen Gründen wird nur das Nötigste verändert, um den BWB-X mit den gewünschten Features realisieren zu können. Die Überarbeitungen beinhalten die Anpassung der Winglets, des Seitenleitwerkes, eine Vereinfachung der Flügelerstellung sowie die Konstruktion des Seitenruders. Im Anschluss wurde der BWB-X folgendermaßen erstellt:

1. Als erstes wurden die Entwurfsdaten des AC20.30 in die Konstruktionstabelle eingegeben. Die für diesen Schritt benötigten Daten wurden aus alten Datenblättern des Jahres 2003 bezogen [DRESCHER 2003]. Messungen an verschiedenen CATIA-Modellen haben anschließend ergeben, dass diese Parameter wenn überhaupt, dann nur unwesentlich in den letzten zehn Jahren verändert wurden. Die eingegebenen Werte sind in *Anhang D* einsehbar.
2. Im zweiten Schritt wurden die Daten des 1:30 Modelles jeweils auf Originalgröße skaliert. Auch diese Werte sind *Anhang D* einzusehen.
3. Für die Erstellung des BWB-X wurden im dritten Schritt die Werte der Originalgrößen auf Grundlage der Vorgaben von SCHWART 2013 bearbeitet und in die entsprechende Spalte für die Übertragung in das Modell eingegeben. Die Eingaben sind in *Anhang D* einsehbar und werden im Folgenden kommentiert:

Rumpf:

Nach SCHWART 2013 ist vorgegeben, dass der Rumpf 3,5m breit ist. Die Definition des Rumpfes weicht von der Definition des SMDW-Modelles nach MEIER/WINKLER 2013 ab, so dass dieser Punkt nicht so einfach umzusetzen ist. Daher wird das innere Profil verwendet, um die Anschlussstelle Rumpf-Flügel direkt ansteuern zu können. Außerdem ist in *Abbildung 6-1* ersichtlich, dass der Hinterkantenpunkt des Mittelprofils auch der hinterste Punkt des Flugzeuges sein soll. Somit musste das innere Profil im Gegensatz zum AC20.30 weiter nach vorne gesetzt werden. Durch diese Veränderung der Werte war eine einfache Skalierung nicht mehr möglich. Das Problem ließ sich nur durch Ermittlung der Werte aus den vorhandenen Skizzen (*Abbildung 6-1*) lösen. Dabei ist zu bedenken, dass die Genauigkeit derartiger Messungen von der Qualität der Skizzen abhängig ist. Zur Gewährleistung der geometrischen Ähnlichkeit musste auch die Größe des inneren Profils verändert werden. Die gemessenen Werte wurden in die Tabelle eingetragen.

Flügel:

Bei der Eingabe der Werte für den Tragflügel war zu beachten, dass der BWB-X eine andere Pfeilung als der AC20.30 aufweisen soll. Aus diesem Grund wurde die Pfeilung von 30° auf 0° geändert. Des Weiteren wurde für das zu simulierende Modell keine geometrische Schränkung eingestellt. Dies liegt daran, dass die CFD Programme keine Verformungen der Bauteile simulieren. Da sich die Flügel infolge der durch die Strömung entstehenden Kräfte verformen, weisen sie in der

Regel eine geometrische Schränkung auf. Da der Grad der Verformung nicht bekannt ist, und auch nicht vorhergesagt werden kann, wurde als Grundlage für die Simulationen eine geometrische Schränkung von 0° an genommen.

Winglets:

Zu den Winglets waren in SCHWART 2013 keine weiteren Angaben zu finden. Diese wurden komplett skaliert und dann übernommen. Die Winglethöhe passt nicht zu den Werten aus DRESCHER 2003. Dies liegt daran, dass sich die Randbedingungen der Bemaßung der gegebenen Parameter von der Bemaßung im Modell unterscheiden.

Seitenleitwerk:

Für das Seitenleitwerk fehlen Parameter in DRESCHER 2003. Es handelt sich um den Abstand der Seitenleitwerke zueinander und die Lage auf der X-Achse. Diese Werte wurden aus dem Modell der Fluent-Simulation [BRUNSWIG 2006] übernommen. Für den BWB-X ist nur ein Seitenleitwerk vorgesehen. Aus diesem Grund entspricht der Abstand des Seitenleitwerkes zur Flugzeugsymmetrieebene nicht dem skalierten Wert des AC20.30, sondern ist 0,0m.

Ein wichtiger Aspekt ist die Pfeilung des Seitenleitwerkes. Da es sich bei dieser Arbeit um eine erste Analyse handelt, wurde eine einfache Konstruktion gewählt, die Pfeilung des Leitwerkes wurde auf 0° gesetzt.

Aufgrund der Veränderung des Seitenleitwerkes mussten die Maße für das Ruder angepasst werden. Für die Länge wurde ein Wert von 1300mm gewählt, da das Ruder damit einen Großteil des Seitenleitwerkes einnimmt ohne dabei den Rumpf zu schneiden. Die Tiefe wurde auf 150mm festgelegt, da dies ungefähr einem Drittel des Wertes der kleinsten Profiltiefe entspricht. Der Ruderabstand zur Spitze ist für die Konstruktion wichtig. Das Seitenleitwerk kann nicht dargestellt werden, wenn dieser Abstand zu klein ist.

Jegliche Werte für das Seitenleitwerk wurden jedoch für die Optimierung nachträglich noch verändert. Eine Auflistung erfolgt in *Kapitel 8*. Diese Maße wurden entsprechend in die Konstruktionstabelle eingefügt.

4. Der letzte Schritt war die Übernahme der Werte aus der Konstruktionstabelle und der Profile in das Modell. Hierfür wurden die Excel Tabellen mit den Profilwerten in den Haupt Adapter eingefügt und die Adapter, Parts und der Zusammenbau aktualisiert. Im Anschluss wurde die Geometrie als STP Datei gespeichert, die dann in XFlow eingelesen werden kann. Dieser Ablauf wurde für alle Ruderanstellungen und Seitenleitwerksvarianten wiederholt.

6.3. Bewertung

Das in dieser Arbeit erstellte Modell ist lediglich ein erster Entwurf und wird im Laufe des Projektes BWB-X durch weiterführende Untersuchungen und Optimierungen mehrfach verändert werden. Es ist eine Basiskonstruktion, mit der erste Tests ermöglicht werden und auf die aufgebaut werden kann. Aufgrund der ungenauen Parametervorgaben, die teilweise nur auf ungenauen und widersprüchlichen Zeichnungen beruhen, sind unterschiedliche Lösungen der Konstruktion möglich. Diese Unterschiede in den Konstruktionen können bei den gegebenen Vorgaben jedoch nicht so groß sein, als dass sie nennenswerte Auswirkungen auf das Ergebnis dieser Arbeit haben können.

Die Anforderungen wurden aufgrund der Verwendung des SMDW-Modells und der Angaben aus SCHWART 2013 eingehalten und müssen nicht erneut überprüft werden. Dies erfolgte in SCHWART 2013 und MEIER/WINCKLER 2013.

Das SMDW-Modell war sehr gut geeignet um den BWB-X zu konstruieren. Es ist zu empfehlen dieses Modell für weitere Untersuchung zu verwenden und zu optimieren, da es eine schnelle und einfache Erstellung eines Blended Wing Bodys entsprechend des AC20.30, ermöglicht. Die Erstellung eines Seitenleitwerkes für die verschiedenen Variationen konnte durch das Hinzufügen der Ruderoption in das Basismodell ohne Aufwand innerhalb weniger Minuten durchgeführt werden.

7. Strömungsanalyse des BWB-X

Ziel dieser Arbeit ist es, eine vorläufige Vorstellung der aerodynamischen Eigenschaften des BWB-X zu gewinnen. Die Ergebnisse sollen bisher getroffene Annahmen bestätigen oder widerlegen sowie als Vorlage für eine weitere Auslegung dienen. Zu diesem Zweck wurde ein passender Simulationsaufbau erstellt und eine CFD Berechnung mit XFlow durchgeführt. Anschließend werden die Daten ausgewertet und beurteilt. Wie auch schon beim AC20.30 werden die Auftriebs- und Widerstandsbeiwerte sowie die Gleitzahl bei verschiedenen Anstellwinkeln betrachtet und eine Stabilitätsuntersuchung durchgeführt.

Für eine einheitliche Betrachtung wird auch an dieser Stelle der Bachelorarbeit für Auftriebs- und Widerstandspolare der entsprechende Beiwert über den Anstellwinkel aufgetragen. Die eigentliche Widerstandspolare, bei der der Auftriebsbeiwert über den Widerstandsbeiwert aufgetragen ist [NGUEWO 2013; SCHLICHTING/TRUCKENBRODT2 1967], wird der Vollständigkeit halber mit einer Übersicht der Ergebnisse der Analyse des BWB-X im *Anhang E* aufgeführt.

7.1. Simulationseinstellungen

Als Vorlage für die Simulationseinstellungen wurde der des AC20.30 verwendet. Mit diesem Aufbau wurden im *Kapitel 5* sehr gute Näherungen nachgewiesen und somit ist er für die CFD-Analyse eines Blended-Wing-Bodys geeignet. Die einzelnen Schritte der Umsetzung werden im Folgenden aufgelistet:

1. Die XFP Datei einer AC20.30 Simulation wurde geöffnet.
2. Die Geometrien des AC20.30 wurden gelöscht und die in dieser Arbeit erstellten Bauteile des BWB-X eingefügt sowie mithilfe der „Complete Healing“ Funktion repariert.
3. Die Referenzwerte für das neue Modell wurden eingefügt. Diese Werte wurden SCHWART 2013 entnommen. Für die Referenzfläche wird eine Größe von 43m^2 beziehungsweise $21,5\text{m}^2$ verwendet, da wie auch schon zuvor ein Halbmodell simuliert werden sollte. Die Strömungsgeschwindigkeit wurde auf 55m/s gesetzt, um den Reiseflug zu simulieren. Da diese Geschwindigkeit im Vergleich zur Modellgröße nicht stark zugenommen hat, konnte der bisher gewählte Zeitschritt weiterhin verwendet werden.
4. Aufgrund der Vergrößerung des Modelles musste der Simulationsraum angepasst werden, um den Einfluss der Randbereiche zu verringern. Die Maße des Raumes wurden entsprechend der Skalierung des Modelles vergrößert. Das AC20.30 Modell besitzt den Maßstab 1:30, der BWB-X einen von 1:6,5. Zwischen den Modellen liegt also eine Skalierung von ungefähr 4,615 vor. Um einen besseren Skalierungsfaktor zu erhalten, wurde dieser Wert auf 4,5 gesetzt. Somit erhält man für den Simulationsraum die Maße (180; 67,5; 135)m. Bei der Nutzung des Originalmaßstabes würden Maße von (184,6;

69,225; 138,45)m entstehen. Die minimalen Abweichungen ergeben aufgrund des vorher großzügig erstellten Simulationsraumes keine Verfälschung der Ergebnisse. Die Positionierung des Simulationsraumes musste zusätzlich skaliert werden. Außerdem ist zu beachten, dass mit dem SMDW-Modell so konstruiert wird, dass zwischen Nase des Flugzeuges und Koordinatensystemursprung 1m Abstand besteht. Unter Berücksichtigung dieser Vorgaben erhält man für die Position des Simulationsraumes (9; 33,75; 0)m.

5. Die Materialparameter der Luft im Reiseflug wurden SCHWART 2013 entnommen, für die Temperatur 264,37K und für die Dichte 0,84 kg/m³. Mithilfe der Formel von Sutherland wurde die dynamische Viskosität von 0,0000167Pa*s ausgerechnet. Mit diesen Werten wurde die Reynoldszahl 24.898.204 für den untersuchten Flugfall eingestellt. Wie in *Kapitel 5* nachgewiesen resultieren aus den veränderten Strömungseigenschaften keine Abweichungen der Ergebnisse.
6. Die Symmetrieebene ist nur in der x-z Ebene einzustellen. Aus diesem Grund musste die komplette Geometrie um 90°gedreht werde n. Die Flugzeuglängsachse verläuft somit in X-Richtung, die Hochachse in Z-Richtung und die Horizontale in Y-Richtung. Außerdem musste das Wandmodell „Non-Equilibrium Enhanced Wall-function“ erneut eingestellt werden.
7. Im letzten Schritt wurde die Verfeinerung des Simulationsraumes entsprechend der Modellskalierung angepasst. Durch die Wahl eines kleineren Maßstabes wurde eine bessere Verfeinerung realisiert. Dies ergibt für das Fernfeld eine Verfeinerung von 5,76m, für den Rumpf 0,09m und für die restlichen Bauteile 0,045m. Die „Transition Length“ 7 wurde beibehalten.

7.2. Kontrolle der Einstellungen

Zu Beginn der Analyse des BWB-X wurde zunächst getestet, ob ein Halbmodell verwendet werden kann. Hierfür wurde der BWB-X bei einem Anstellwinkel von 6° mit einem Voll- und einem Halbmodell simuliert. Anschließend wurde überprüft, ob die Ergebnisse plausibel sind.

7.2.1. Kontrolle Voll- und Halbmodell

Tabelle 7-1: Auftriebs- und Widerstandsbeiwert eines Voll- und Halbmodelles des BWB-X bei 6° Anstellwinkel

	Ca	Cw	Zeit [h]
Halbmodell	0,3887	0,0252	8
Vollmodell	0,3851	0,0202	16
Abweichung	1%	24%	-50%

Die *Tabelle 7-1* beinhaltet die Auftriebs- und Widerstandsbeiwerte des Voll- und Halbmodelles. Außerdem sind die ungefähr benötigten Rechenzeiten sowie die Abweichungen der entsprechenden Werte aufgeführt.

Anhand der Abweichungen ist zu erkennen, dass ein Halbmodell nicht verwendbar ist. Der Unterschied von 24% den der Widerstandsbeiwert aufweist ist viel zu groß um ihn zu vernachlässigen. Daher musste im Folgenden das Vollmodell verwendet werden.

Die Angabe der Rechenzeit zeigt deutlich den Nachteil der Verwendung eines Vollmodelles. Um für die Analyse des BWB-X bestmögliche Ergebnisse zu erhalten, wurde diese erhöhte Rechenzeit in Kauf genommen.

7.2.2. Plausibilitätscheck

Zur Überprüfung, ob die Ergebnisse der Analysen in einem nachvollziehbaren Bereich liegen werden, müssen sie Vergleichswerten gegenübergestellt werden. Die bestmöglichen Vergleichswerte würden Reale Experimente wie Flugversuche oder Windkanaltest ergeben. Aufgrund der hohen Kosten, die gerade in der Entwurfsphase eines Flugzeuges nicht realisierbar sind, können diese nicht ermittelt werden.

Um dennoch einen Plausibilitätscheck durchführen zu können, wurden die im *Kapitel 5* ermittelten Werte des AC20.30 bei der Reynoldszahl von 24.898.204 verwendet. Die Geometrie des BWB-X orientiert sich an der des AC20.30, so dass dieser Vergleich in einem gewissen Rahmen zulässig ist. Aufgrund fehlender Turbinen und der Verwendung von lediglich einem Seitenleitwerk können sich die Auftriebs- und Widerstandsbeiwerte unterscheiden. Dies wird in der folgenden Betrachtung berücksichtigt.

Tabelle 7-2: Vergleich BWB-X und AC20.30 bei gleichen Reynoldszahlen

24.898.204	AC20.30	BWB-X	Abweichung
Ca	0,3713	0,3851	4%
Cw	0,0215	0,0202	-6%

In *Tabelle 7-2* sind die Auftriebs- und Widerstandsbeiwerte für den BWB-X und den AC20.30 bei der zu untersuchenden Reynoldszahl aufgeführt. Die Ergebnisse weisen einen Unterschied auf. Der Auftriebsbeiwert des BWB-X ist um 6% größer und der Widerstandsbeiwert um 4% kleiner als der des AC20.30. Durch das Fehlen des zweiten Seitenleitwerkes und der beiden Turbinen waren eine Verringerung des Widerstandes und eine Erhöhung des Auftriebes zu erwarten. Die beiden Seitenleitwerke und die beiden Turbinen des AC20.30 bewirken gemäß BRUNSWIG 2006 eine Verminderung des Auftriebes im Bereich dieser Bauteile, da sie die Strömung negativ beeinflussen.

Mit dem Plausibilitätscheck ist sichergestellt, dass die folgende Analyse des BWB-X durchgeführt werden konnte.

7.3. Ergebnisse des BWB-X

7.3.1. Auftriebsbeiwert des BWB-X

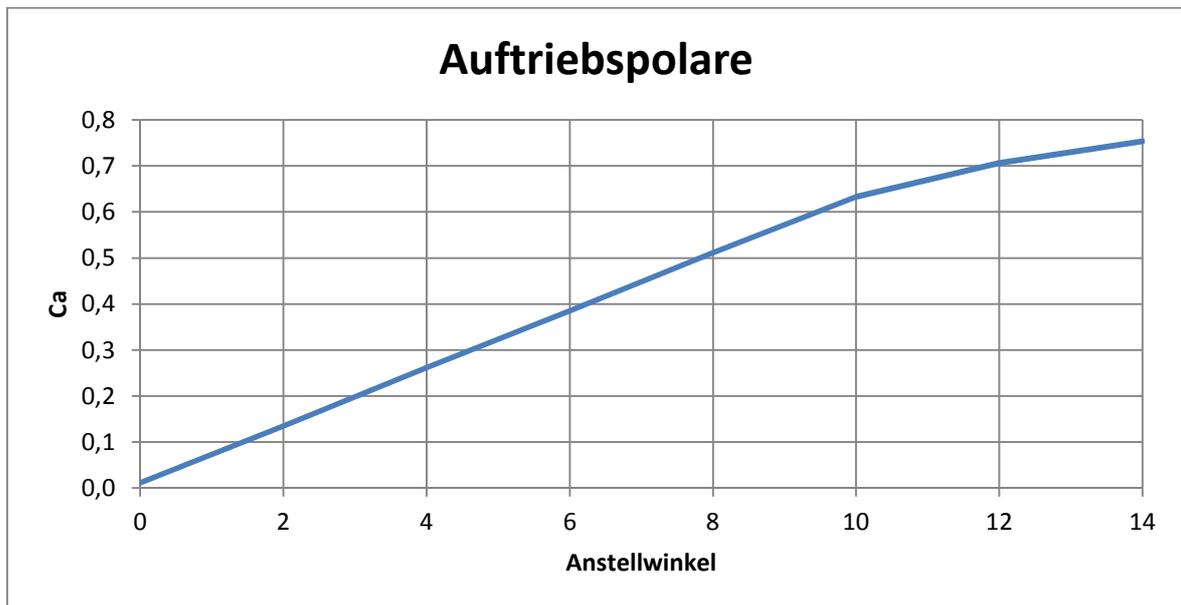


Diagramm 7-1: Auftriebsbeiwert über den Anstellwinkel des BWB-X

Das *Diagramm 7-1* zeigt die Veränderung des Auftriebsbeiwertes in Abhängigkeit vom Anstellwinkel. Die Kurve besitzt zwischen den Anstellwinkeln 0° und 10° einen linearen Verlauf. Im Anstellwinkelbereich zwischen 10° und 14° ist kein linearer Anstieg mehr zu erkennen, vielmehr nimmt die Steigung des Auftriebsbeiwertes immer mehr ab. Dieser Verlauf ist typisch für die Auftriebskurve. Bei einem gewissen Anstellwinkel, in diesem Fall nach 10° , beginnt die Strömungsablösung. Dies hat zur Folge, dass der Auftrieb des Flugzeuges sinkt und bei kompletter Ablösung der Strömung vollständig verschwindet. Dies kann zum Absturz des Flugzeuges führen.

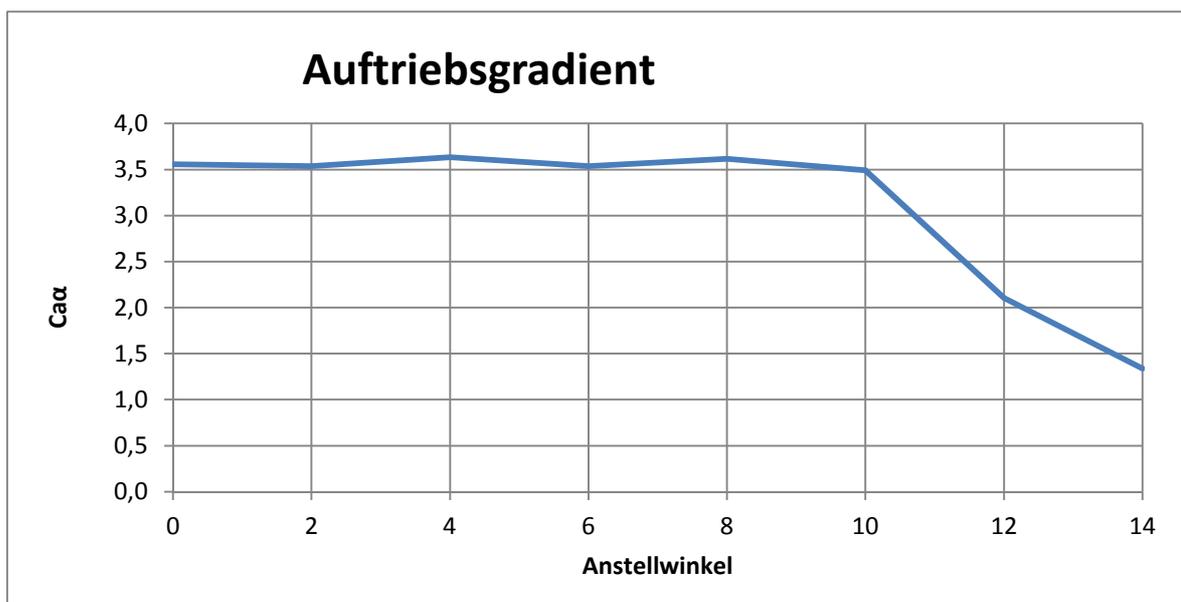


Diagramm 7-2: Auftriebsgradient über den Anstellwinkel des BWB-X

In *Diagramm 7-2* ist der Auftriebsgradient des BWB-X bei den einzelnen Anstellwinkeln aufgetragen. Dabei ist festzustellen, dass die Steigung des Auftriebes nach einem Anstellwinkel von 10° erheblich nachlässt.

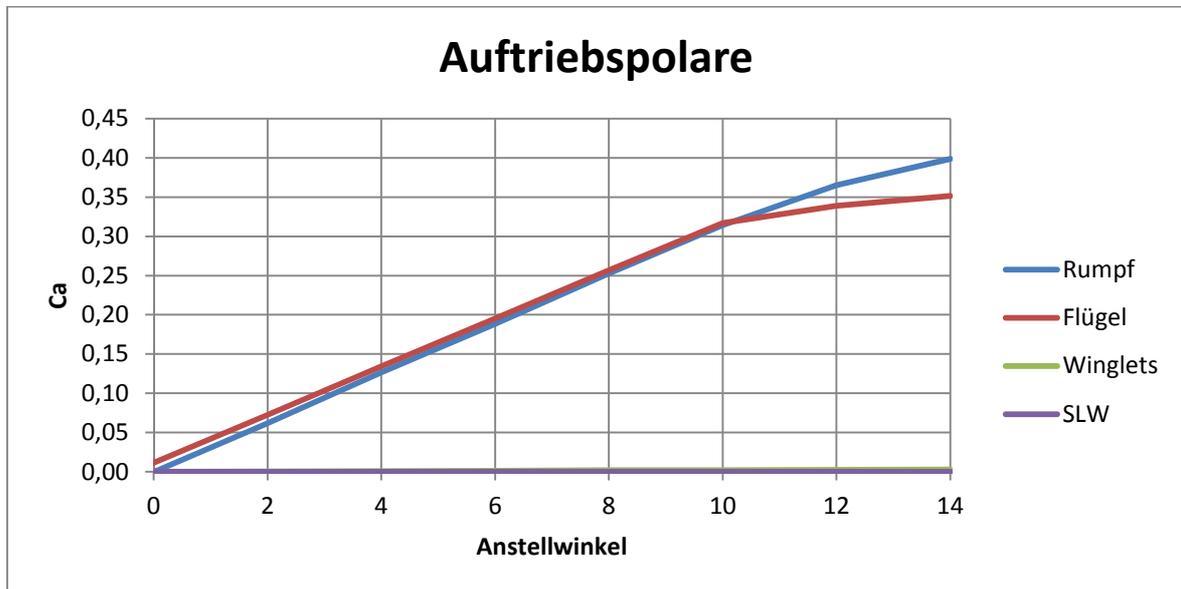


Diagramm 7-3: Auftriebsbeiwert des Rumpfes, der Flügel, der Winglets und des Seitenleitwerkes des BWB-X über den Anstellwinkel aufgetragen

Das *Diagramm 7-3* zeigt die Kurven der Auftriebsbeiwerte für die einzelnen Bauteile des BWB-X. Sehr gut zu erkennen ist, dass die Winglets und das Seitenleitwerk keinen großen Einfluss auf den Auftrieb des Flugzeuges haben und Rumpf und Flügel einen nahezu gleichen Auftrieb erzeugen. Außerdem wird deutlich, dass das Abflachen der Auftriebskurve zum größten Teil auf die Flügel zurückzuführen ist.

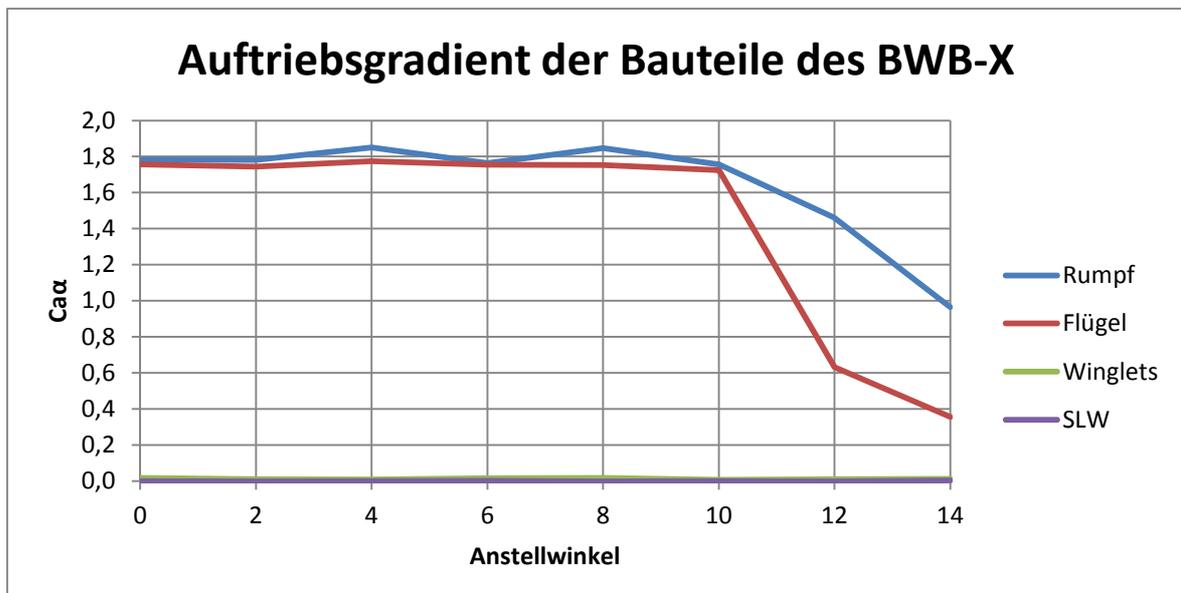


Diagramm 7-4: Auftriebsgradient des Rumpfes, der Flügel, der Winglets und des Seitenleitwerkes des BWB-X

Im *Diagramm 7-4* ist der Auftriebsgradient der einzelnen Bauteile wie auch schon zuvor für das ganze Flugzeug aufgetragen. Sichtbar wird, dass neben den Flügeln auch der Rumpf für eine Verschlechterung des Auftriebsgradienten verantwortlich ist. Den größeren Anteil verursachen jedoch die Flügel.

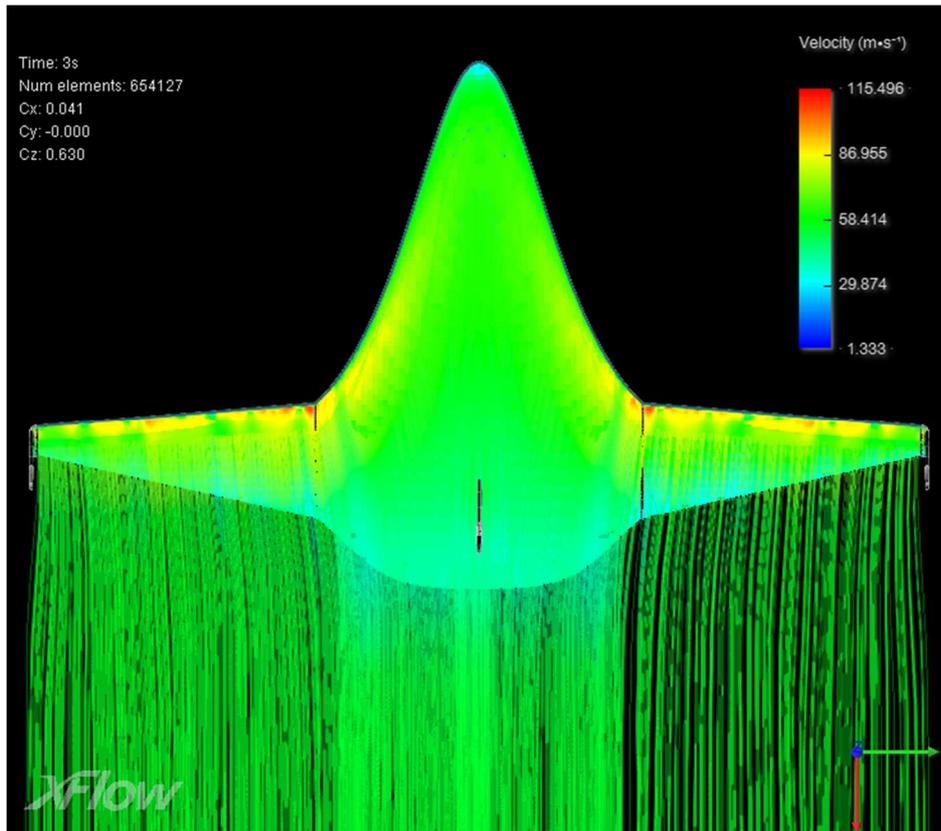


Abbildung 7-1: Strömungslinien und Geschwindigkeiten in Oberflächennähe des BWB-X bei 10° Anstellwinkel

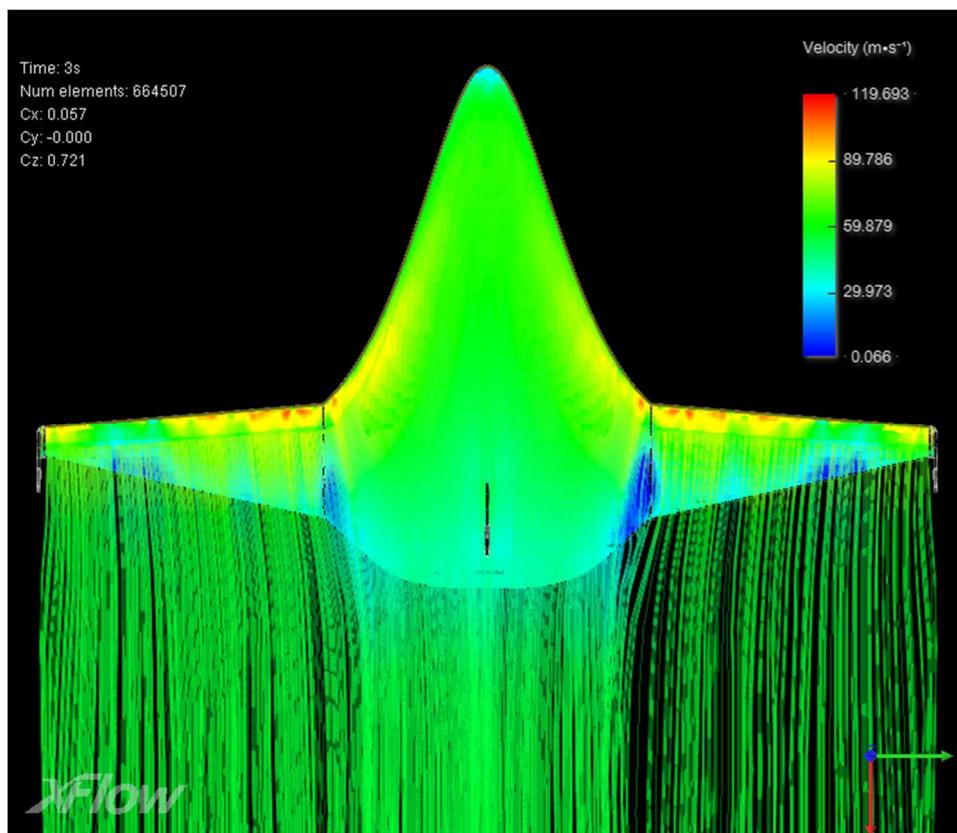


Abbildung 7-2: Strömungslinien und Geschwindigkeiten in Oberflächennähe des BWB-X bei 12° Anstellwinkel

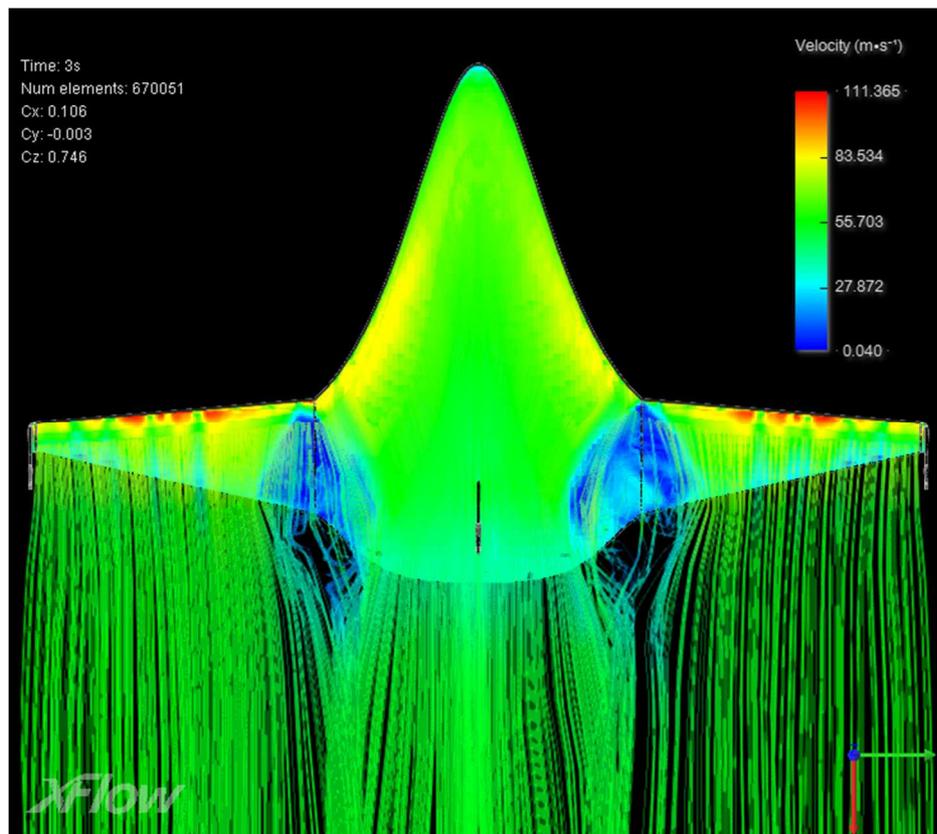


Abbildung 7-3: Strömungslinien und Geschwindigkeiten in Oberflächennähe des BWB-X bei 14° Anstellwinkel

Die *Abbildungen 7-1 bis 7-3* zeigen die Strömungslinien des BWB-X und die Geschwindigkeiten in Oberflächennähe bei den unterschiedlichen Anstellwinkeln. Die Verwirbelungen der Strömungslinien sowie der Abfall der Geschwindigkeit sind ein Zeichen für Turbulenzen bzw. Strömungsablösungen.

Während bei einem Anstellwinkel von 10° noch keine Turbulenzen sichtbar sind, sind bei 12° im Außenbereich des Flügels sowie im hinteren Bereich der Flügel-Rumpf Anbindung Turbulenzen zu erkennen. Bei 14° sind im Außenbereich des Flügels keine Turbulenzen mehr zu erkennen, während sich der Turbulenzbereich zwischen Rumpf und Flügel vergrößert.

Diese Abbildungen zeigen an welchen Stellen und in welchem Ausmaß die Strömungsablösung auftreten und bestätigen die Annahmen, die durch die bisherigen Diagramme (*Diagramm 7-1 bis 7-4*) getroffen wurden. Bei 12° Anstellung ist der Flügel stärker betroffen als der Rumpf. Bei 14° lässt sich nicht mehr genau sagen, welches Bauteil stärker betroffen ist.

7.3.2. Widerstandsbeiwert des BWB-X

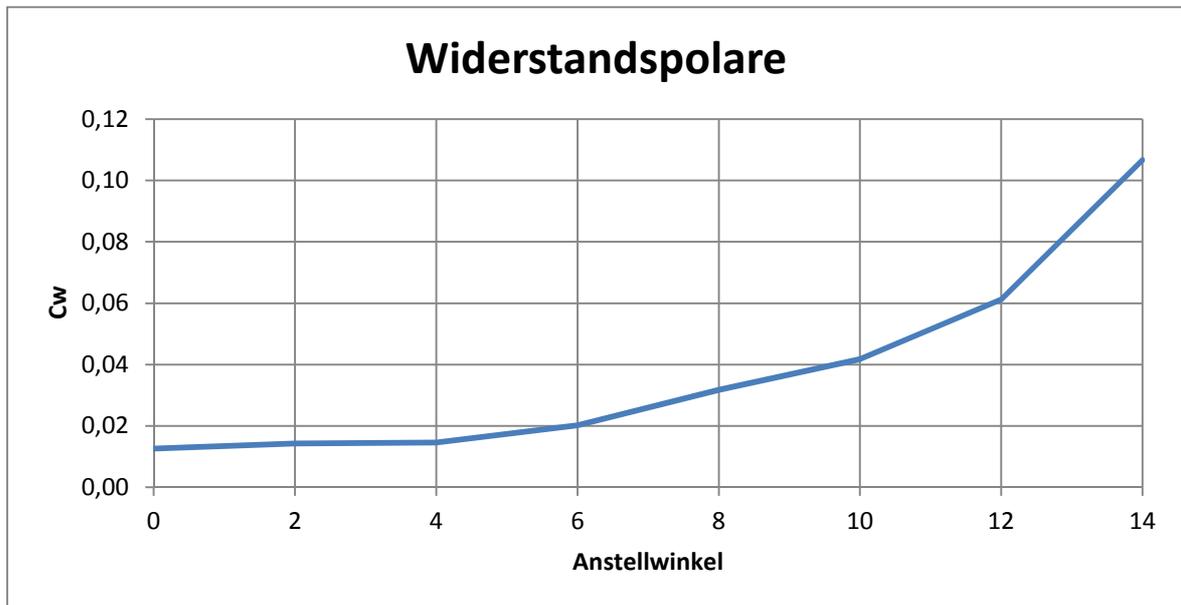


Diagramm 7-5: Widerstandsbeiwert über den Anstellwinkel des BWB-X

Der Widerstandsbeiwert ist im *Diagramm 7-5* in Abhängigkeit des Anstellwinkels dargestellt. Die entstehende Kurve weist einen für den Widerstandsbeiwert typischen, parabelförmigen Verlauf auf. Der Widerstand setzt sich aus Druck- und Reibungswiderstand zusammen. Der Reibungswiderstand ist abhängig von der umströmten Fläche. Aufgrund der konstanten Oberfläche des Flugzeuges verändert er sich daher nicht. Der Druckwiderstand wiederum steht in Beziehung zu der angeströmten Fläche. Mit steigender Anstellung vergrößert sich diese und bewirkt dadurch einen größeren Druckwiderstand.

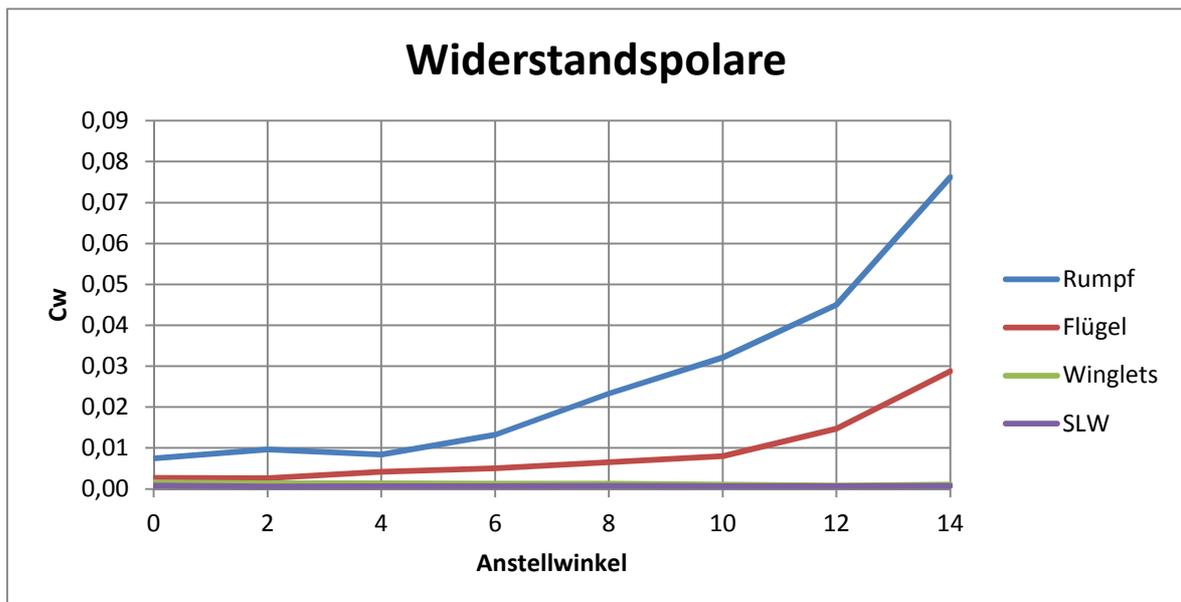


Diagramm 7-6: Widerstandsbeiwert des Rumpfes, der Flügel, der Winglets und des Seitenleitwerkes des BWB-X

Im *Diagramm 7-6* ist der Widerstandsbeiwert der Einzelteile in Abhängigkeit des Anstellwinkels aufgetragen. Hier ist gut zu erkennen, dass das Seitenleitwerk und die Winglets einen sehr kleinen Anteil am Gesamtwiderstand haben. Im Verlauf der

größeren Anstellung bleiben sie nahezu konstant. Dies lässt sich dadurch erklären, dass sich die angeströmte Fläche nicht deutlich verändert und somit Druck- und Reibwiderstand konstant bleiben. Für Rumpf und Flügel dagegen vergrößert sich die angeströmte Fläche, so dass der Druckwiderstand steigt. Dabei ist zu erkennen, dass der Rumpf die größeren Einflüsse besitzt.

7.3.3. Gleitzahl des BWB-X

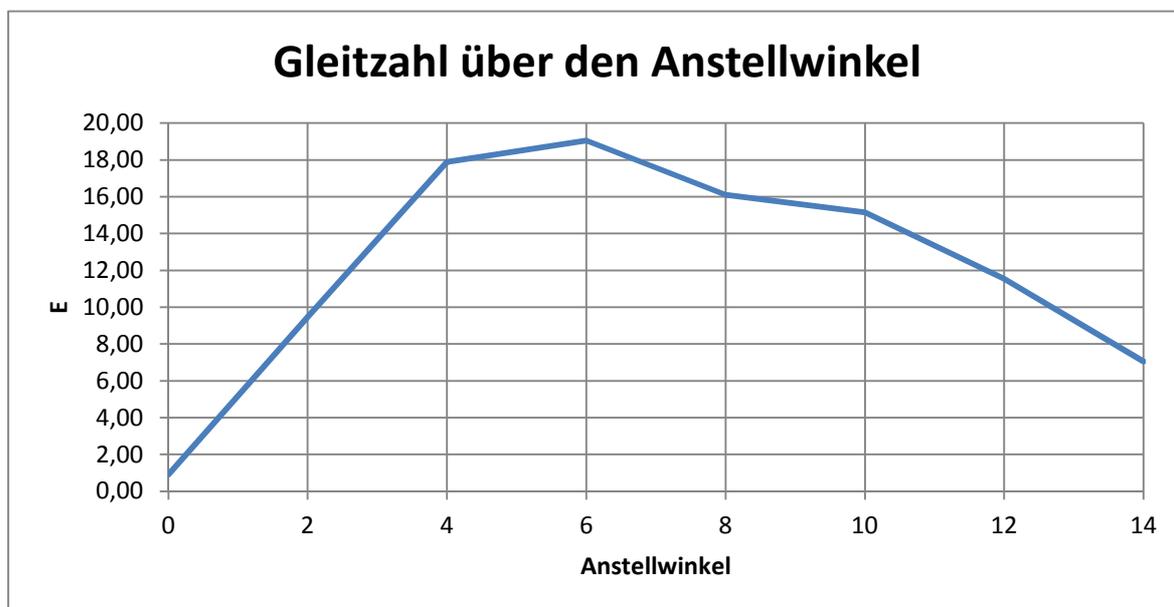


Diagramm 7-7: Gleitzahl des BWB-X über den Anstellwinkel

Die Gleitzahl ist ein Maß für die aerodynamische Güte eines Flugzeuges und wird durch das Verhältnis von Auftrieb- zu Widerstandsbeiwert berechnet. Im *Diagramm 7-7* sind die Gleitzahlen des BWB-X bei der untersuchten Reynoldszahl 24.898.204 in Abhängigkeit des Anstellwinkels angegeben. Die Kurve weist bis zu einem Anstellwinkel von 6° einen starken Anstieg auf. Nachdem die Gleitzahl bei 6° Anstellwinkel mit einem Wert von ungefähr 19 ihr Maximum erreicht hat, sinkt sie wieder, je größer der Anstellwinkel wird. Während das 1:30 Modell eine maximale Gleitzahl von ungefähr 11 in der Simulation erzielte (*siehe Kapitel 5.2.3.*), weist das 1:6,5 Modell mit 19 eine sehr große Verbesserung auf. Dies bestätigt die Annahme, die in SCHWART 2013 getätigt wurde, dass die Gleitzahl mit zunehmender Reynoldszahl steigt. Mit einem Wert von 19 hat sie die Mindestanforderungen aus der ersten Abschätzung übertroffen und passt gut zu dem Durchschnitt von 20, den die aktuellen Verkehrsflugzeuge in der heutigen Zeit aufweisen.

7.3.4. Stabilitätsuntersuchung des BWB-X

Längsstabilität:

Die Längsstabilität eines Flugzeuges wird mithilfe des Verlaufes der Nickmomentenkurve bewertet. Hierfür wird der Nickmomentenbeiwert abhängig von dem Auftriebsbeiwert aufgetragen. Von XFlow konnte der Nickmomentenbeiwert nicht ausgegeben werden, da keine Möglichkeit gefunden wurde, die mittlere aerodynamische Flügeltiefe einzugeben. Aus diesem Grund muss dieser mithilfe des von XFlow

berechneten Momentes separat bestimmt werden. Das mit XFlow ermittelte Moment bezieht sich auf den Ursprung des in XFlow definierten Koordinatensystems. Bei der Bewertung der Stabilität wird jedoch das Moment um den Schwerpunkt betrachtet, so dass hier eine Umrechnung vorzunehmen ist.

Eine eindeutige Berechnung des Nickmomentenbeiwertes ist mit den gegebenen Daten nicht möglich. Aufgrund einer bisher nur groben Flugzeugauslegung fehlen Werte für die mittlere aerodynamische Flügeltiefe sowie für die genaue Schwerpunktlage. Da eine Flugzeugauslegung im Rahmen dieser Arbeit weder vorgesehen noch möglich ist, kann eine passende Stabilitätsuntersuchung nicht vorgenommen und muss nachgeholt werden, sobald die entsprechenden Daten vorliegen.

Um dennoch eine Aussage treffen zu können, ob der BWB-X Längsstabilität besitzt, wurden die Nickmomentenbeiwerte mithilfe der skalierten Werte des AC20.30 berechnet. Zu beachten ist, dass sich beim BWB-X die mittlere aerodynamische Flügeltiefe aufgrund der veränderten Rumpfform und Flügelpfeilung ändern dürfte. Während diese Abweichung wahrscheinlich minimal ausfallen wird, kann dies für den Schwerpunkt des BWB-X nicht ausgesagt werden. Zum einen verändert sich der Schwerpunkt aufgrund des Fehlens der Turbinen und des zweiten Seitenleitwerkes zum anderen ist ein mannttragendes Flugzeug nicht mit einem Modellflugzeug vergleichbar, da sich die Massenaufteilung komplett verändert.

Zur Berücksichtigung des Widerstandsbeiwertes für das Nickmoment ist die z-Koordinate des Schwerpunktes erforderlich. Da dieser Wert beim AC20.30 nicht vorhanden ist, kann er auch nicht für den BWB-X skaliert werden. Aufgrund des im Vergleich zum Auftrieb relativ kleinen Widerstandes, kann dieser vernachlässigt werden. Es kommt dadurch zu keinen großen Abweichungen des Nickmomentes. Der einzige Fall in dem sich diese Vereinfachung bemerkbar macht, ist bei einem Anstellwinkel von 0° . Bei diesem Winkel sind Auftriebsbeiwert und Widerstandsbeiwert gemäß Simulation des BWB-X annähernd gleich groß.

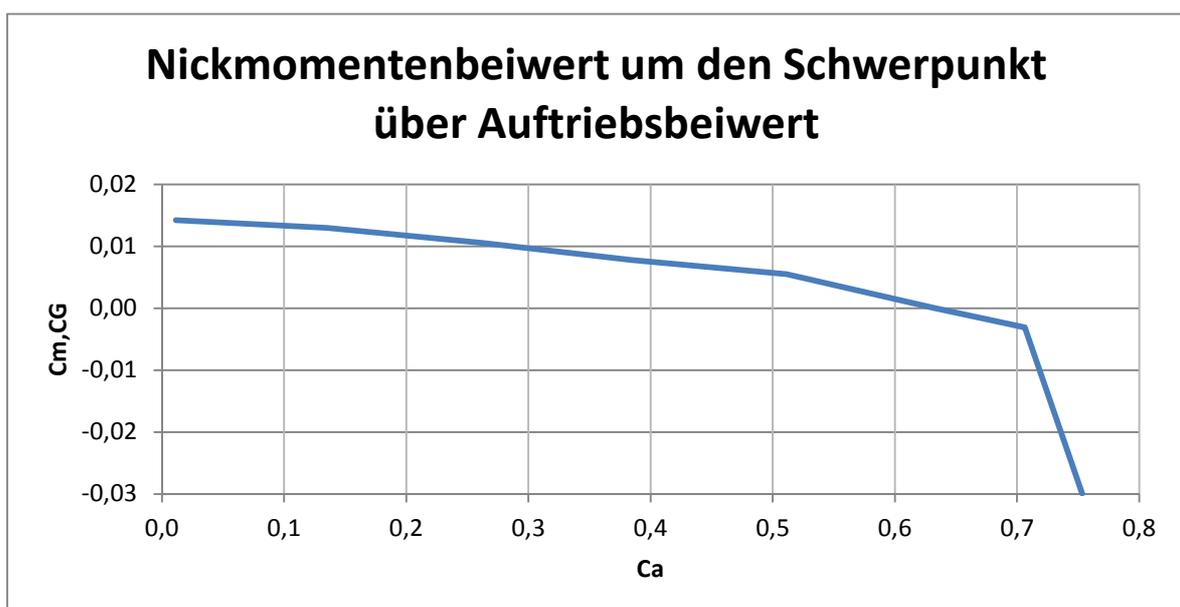


Diagramm 7-8: Nickmomentenbeiwert des BWB-X um den skalierten Schwerpunkt über den Auftriebsbeiwert

Die Kurve im *Diagramm 7-8* zeigt den Nickmomentenbeiwert für den unterschiedlichen Auftriebsbeiwert. Sie weist eine durchgängige negative Steigung auf. Dieses Verhalten des Nickmomentes deutet auf ein stabiles Flugverhalten hin. Allerdings ist auffällig, dass sich der Gleichgewichtszustand erst bei großem Auftrieb einstellt.

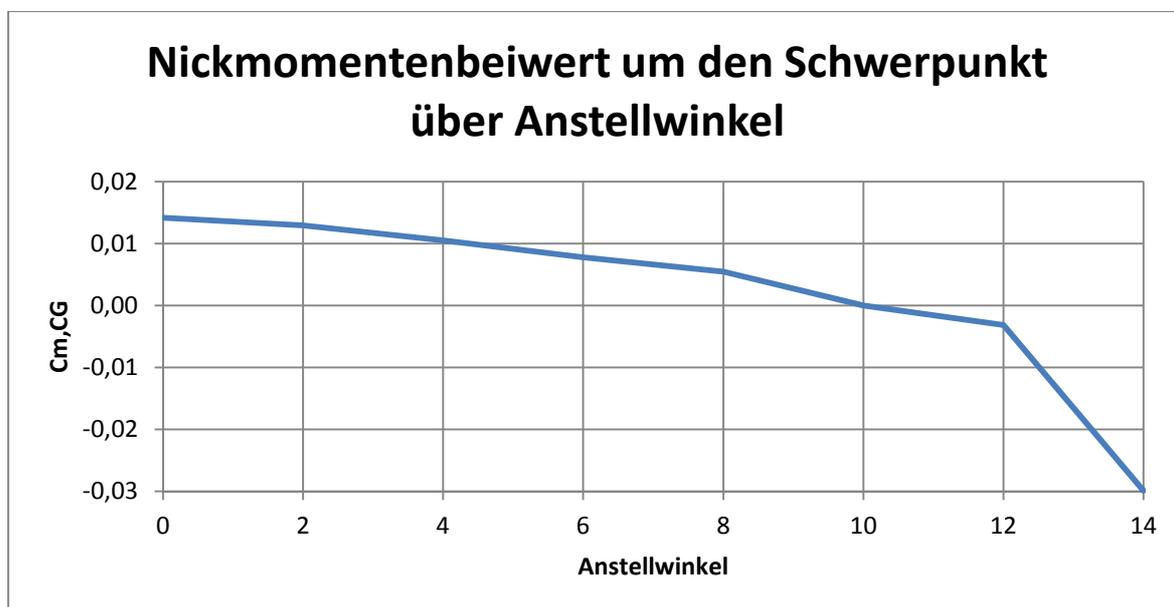


Diagramm 7-9: Nickmomentenbeiwert des BWB-X um den skalierten Schwerpunkt über den Anstellwinkel

Im *Diagramm 7-9* ist der Nickmomentenbeiwert in Abhängigkeit vom Anstellwinkel aufgeführt. Es ist zu erkennen, dass sich der Gleichgewichtszustand erst bei einem Anstellwinkel von 10° einstellt. Bei kleineren Anstellwinkeln würde das Flugzeug seinen Anstellwinkel aufgrund des Nickmomentes immer weiter erhöhen, bis er 10° erreicht. Das Flugzeug hat bei einem Anstellwinkel von 10° einen sehr großen Widerstand. Dies ist für längere Flugzeiten aus wirtschaftlichen Gründen ungeeignet. Um einen Reiseflug mit einem Anstellwinkel kleiner 10° gewährleisten zu können, müsste beim BWB-X ständig gegensteuert werden. Dies verursacht zusätzlichen Widerstand und bewirkt einen geringeren Auftrieb. Darüber hinaus ist zu berücksichtigen, dass bei einem Blended-Wing-Body dieses Gegensteuern aufgrund des fehlenden separaten Höhenleitwerkes äußerst schwierig umzusetzen ist.

Wie zuvor dargestellt beginnt nach 10° Anstellwinkel die Strömungsablösung. Der BWB-X erreicht jedoch erst bei 10° sein Gleichgewicht. Das Zusammentreffen dieser Zustände wirkt sich ungünstig auf das Flugverhalten aus.

Um Aussagen über die Richtungsstabilität und Steuerbarkeit treffen zu können, muss der BWB-X bei einem Schiebewinkel und bei maximalem Seitenruderausschlag simuliert werden. Dies ist Bestandteil des Schwerpunktes dieser Arbeit und wird daher in einem eigenen Kapitel (Kapitel 8) durchgeführt.

Die Betrachtungen der Längsstabilität des BWB-X zeigten, dass der gewählte Schwerpunkt für den Reiseflug nicht in Frage kommen kann. Um einen Anhaltspunkt für die Optimierung des Seitenleitwerkes und weiterführende Arbeiten zu liefern, wird mithilfe der von XFlow ermittelten Daten im Folgenden der optimale Schwerpunkt für den Reiseflug bestimmt und getestet.

7.4. Horizontalflug unter Reiseflugbedingungen

Im Idealfall steigt ein Flugzeug beim Start, bis es die gewünschte Reiseflughöhe erreicht und ändert die Höhe erst wieder, wenn es zur Landung ansetzt. Eine konstante Höhe wird im Horizontalflug ermöglicht. Da sich ein Flugzeug im Idealfall überwiegend im Horizontalflug unter Reiseflugbedingungen befindet, wird dieser Fall näher untersucht.

7.4.1. Anstellwinkel für den Horizontalflug

Im Horizontalflug muss der erzeugte Auftrieb gleich der Gewichtskraft des Flugzeuges sein [NGUEWO 2013]. Um dies zu ermöglichen, muss der entsprechende Anstellwinkel (α_{CR}) eingestellt werden. Für den BWB-X wird davon ausgegangen, dass sich das Gewicht des Flugzeuges im Verlauf des Fluges nicht verändert, da vorgesehen ist, einen elektrischen Antrieb zu verwenden. Das Gewicht wurde in SCHWART 2013 mit 800kg vorgegeben. Gemäß nachfolgender Formel erhält man mit Reiseflugbedingungen folgenden Auftriebsbeiwert:

$$C_a = \frac{A}{\frac{1}{2} * \rho * v^2 * S} = \frac{800kg * 9,81 \frac{m}{s^2}}{\frac{1}{2} * 0,84 \frac{kg}{m^3} * \left(55 \frac{m}{s}\right)^2 * 43m^2} = 0,1437$$

Für kleine Winkel weist der BWB-X einen konstanten Auftriebsgradienten (*Diagramm 7-2*) auf. Dieser wurde für die Betrachtung des Auftriebsbeiwertes berechnet:

$$\frac{dC_a}{d\alpha} = 0,0630 \frac{1}{Grad}$$

Mithilfe des Auftriebsgradienten und dem Auftriebsbeiwert bei 0 °Anstellwinkel lässt sich der Nullauftriebswinkel berechnen:

$$\alpha_{C_a=0} = \alpha - \frac{C_{a,\alpha=0}}{\frac{dC_a}{d\alpha}} = 0 - \frac{0,0109}{0,063 \frac{1}{Grad}} \approx -0,174^\circ$$

Ausgehend vom Nullauftriebswinkel und dem Auftriebsgradienten wurde der für den Horizontalflug erforderliche Anstellwinkel wie folgt ermittelt:

$$\alpha_{CR} = \alpha_{C_a=0} + \frac{C_{a,\alpha_{C_a=0}}}{\frac{dC_a}{d\alpha}} = -0,174^\circ + \frac{0,1437}{0,063 \frac{1}{Grad}} \approx 2,1^\circ$$

Mit dem berechneten Anstellwinkel für den Horizontalflug kann im Folgenden der optimale Schwerpunkt für den Reiseflug ermittelt werden.

7.4.2. Optimaler Schwerpunkt für den Reiseflug

Der bestmögliche Gleichgewichtszustand findet sich bei dem Anstellwinkel, der für einen Horizontalflug des Flugzeuges benötigt wird. Der optimale Schwerpunkt des Reisefluges ist der Druckpunkt des ermittelten Anstellwinkels von 2,1°. Mit dieser

Voraussetzung wird ein Wert von ungefähr 5,134m für den Abstand zwischen Schwerpunkt und Flugzeugnase entlang der X-Achse erhalten. Dieser ermittelte Wert wird nachfolgend für den Schwerpunkt verwendet.

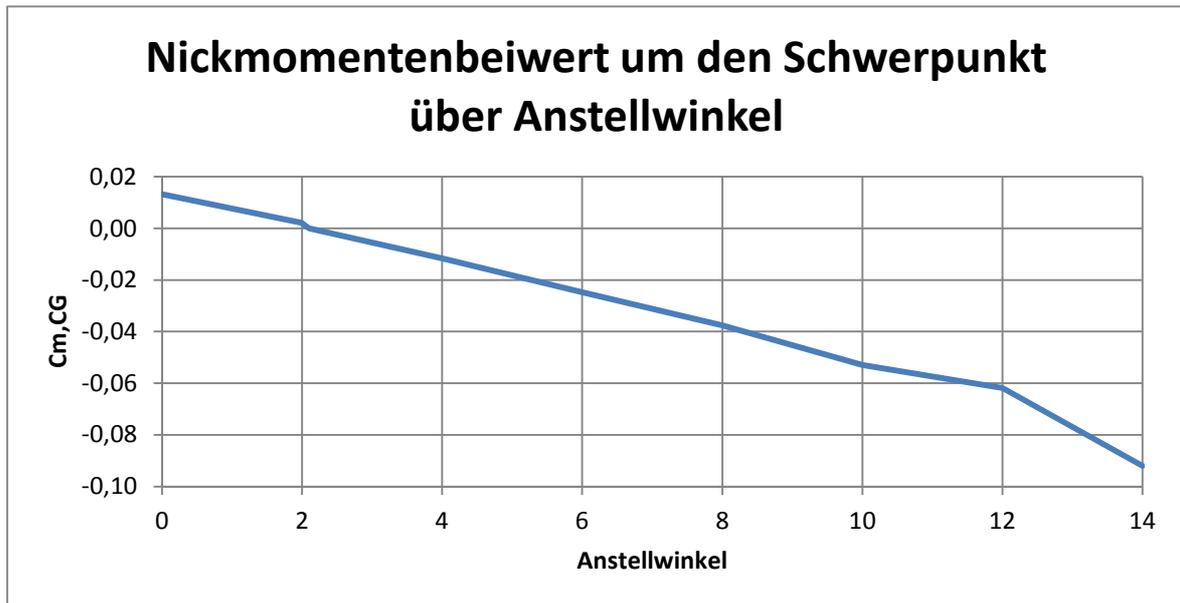


Diagramm 7-10: Nickmomentenbeiwert des BWB-X um den optimalen Schwerpunkt über den Anstellwinkel

Das *Diagramm 7-10* zeigt den infolge des neuen Schwerpunktes veränderten Verlauf des Nickmomentenbeiwertes in Abhängigkeit vom Anstellwinkel. Die entstehende Kurve weist eine negative Steigung auf und der Gleichgewichtszustand befindet sich, wie festgelegt, bei einem Anstellwinkel von 2,1°. Durch diese Wahl des Schwerpunktes ist sichergestellt, dass das Flugzeug stabil und der Horizontalflug auch ohne Trimmung des Flugzeuges möglich ist. Des Weiteren ist der mit dieser Methode ermittelte Schwerpunkt nicht unrealistisch. Aufgrund der veränderten Pfeilung und der weggelassenen Bauteile, die sich im hinteren Bereich des Flugzeuges befanden, ist eine Verlagerung des Schwerpunktes in Richtung Flugzeugnase zu erwarten. Mit einem Wert von 5,134m im Vergleich zu 5,585m befindet sich der neue Schwerpunkt in dem erwarteten Bereich. Bei einer kompletten Auslegung des Flugzeuges wäre es ratsam, diese Schwerpunktlage anzustreben.

7.5. Fehlerbetrachtung

Zu Beginn der Analyse des BWB-X stellte sich heraus, dass ein Halbmodell nicht zu verwenden ist. Um dieses Problem näher zu untersuchen wird im Folgenden eine Fehlerbetrachtung durchgeführt.

Zusätzlich werden die Fehler betrachtet, die im Zuge einer unterschiedlichen „Transition Length“ und Verfeinerungsstufe entstehen.

7.5.1. Vergleich Halb- und Vollmodell

Zur Betrachtung des Fehlers, der beim BWB-X durch die Verwendung eines Halbmodelles entsteht, wurden die Modelle in Bezug auf Auftriebs- und Widerstandsbeiwert für die einzelnen Bauteile näher untersucht. Die Seitenkraft wird bei dieser Betrachtung vernachlässigt, da sie aufgrund der Symmetrie null ist.

Auftriebsbeiwert:

Tabelle 7-3: Auftriebsbeiwert des BWB-X und seiner Bauteile bei Halb- und Vollmodell mit 6° Anstellwinkel

Auftriebsbeiwerte					
Modell	Gesamt	Rumpf	Flügel	Winglet	SLW
Halbmodell	0,3887	0,1921	0,1965	0,0014	-0,0013
Vollmodell	0,3851	0,1882	0,1954	0,0014	0,0000
Abweichung	1%	2%	1%	0%	-8129%
Anteil Halb	100%	49%	51%	0%	0%
Anteil Voll	100%	49%	51%	0%	0%

Die *Tabelle 7-3* beinhaltet den Auftriebsbeiwert des BWB-X sowie seiner einzelnen Bauteile. Außerdem sind die Abweichungen zwischen Voll- und Halbmodell und die Anteile der Bauteile in Bezug auf den Gesamtauftrieb angegeben. Es ist zu erkennen, dass die Abweichungen zwischen Halb- und Vollmodell mit unter 2% vernachlässigbar klein sind. Bei der Betrachtung der Anteile, die die einzelnen Bauteile am Gesamtauftrieb besitzen, ist keine Veränderung feststellbar. Die große Abweichung des Seitenleitwerkes fällt nicht ins Gewicht, da es nahezu keinen Anteil am Gesamtauftrieb nachzuweisen hat.

Wie sich zeigte, ist der Widerstandsbeiwert verantwortlich dafür, dass das Halbmodell nicht zu verwenden war. Dieser wird im Folgenden näher untersucht.

Widerstandsbeiwert:

Tabelle 7-4: Widerstandsbeiwert des BWB-X und seiner Bauteile bei Halb- und Vollmodell mit 6° Anstellwinkel

Widerstandsbeiwerte					
Modell	Gesamt	Rumpf	Flügel	Winglet	SLW
Halbmodell	0,0252	0,0144	0,0049	0,0013	0,0045
Vollmodell	0,0202	0,0132	0,0050	0,0013	0,0007
Abweichung	24%	9%	-2%	-1%	555%
Anteil Halb	100%	57%	20%	5%	18%
Anteil Voll	100%	65%	25%	6%	3%

Die *Tabelle 7-4* beinhaltet die Widerstandsbeiwerte des BWB-X sowie seiner einzelnen Bauteile. Außerdem sind die Abweichungen zwischen Voll- und Halbmodell und die Anteile der Bauteile in Bezug auf den Gesamtwiderstand angegeben.

Es ist zu erkennen, dass der Rumpf relativ große Abweichungen aufweist. Im Gegensatz zu der Veränderung des Seitenleitwerkes fallen diese allerdings nicht ins Gewicht. Durch den größeren Widerstandsbeiwert des Seitenleitwerkes verändert

sich sein Widerstandsanteil am Gesamtwiderstand erheblich. Während er beim Vollmodell lediglich 3% aufweist und damit für das Seitenleitwerk nachvollziehbar ist, weist er beim Halbmodell einen Anteil von 18% auf. Dies ist ein viel zu großer Anteil für ein Seitenleitwerk.

Die Begründung für die Abweichungen zwischen Halb- und Vollmodell liefert wie in der Betrachtung der Beiwerte erläutert das Seitenleitwerk. Während beim AC20.30 zwei symmetrisch angeordnete Seitenleitwerke vorhanden sind, hat der BWB-X nur ein in der Längsachse angeordnetes Leitwerk. Dieses bereits schlanke Bauteil wird bei der Nutzung eines Halbmodells noch weiter reduziert, wodurch eine erhöhte Verfeinerungsstufe notwendig wäre. Durch die Verwendung eines Vollmodells wird das komplette Seitenleitwerk umströmt, wodurch es auf die gleiche Weise berechnet wird, wie auch schon beim AC20.30.

7.5.2. Fehlerbetrachtung der Verfeinerungsstufen

Zur Betrachtung des Fehlers der Verfeinerungsstufen werden diese in Bezug auf Auftriebs- und Widerstandsbeiwert näher betrachtet. Um eine Vergleichsmöglichkeit zu gewährleisten, werden die beiden Anstellwinkel 2° und 6° verwendet. Aufgrund des enormen Rechenaufwandes der höheren Verfeinerungsstufen bei „Transition Length“ 7 wird hierfür wie auch schon in *Kapitel 4* eine „Transition Length“ von 4 verwendet.

Auftriebsbeiwert:

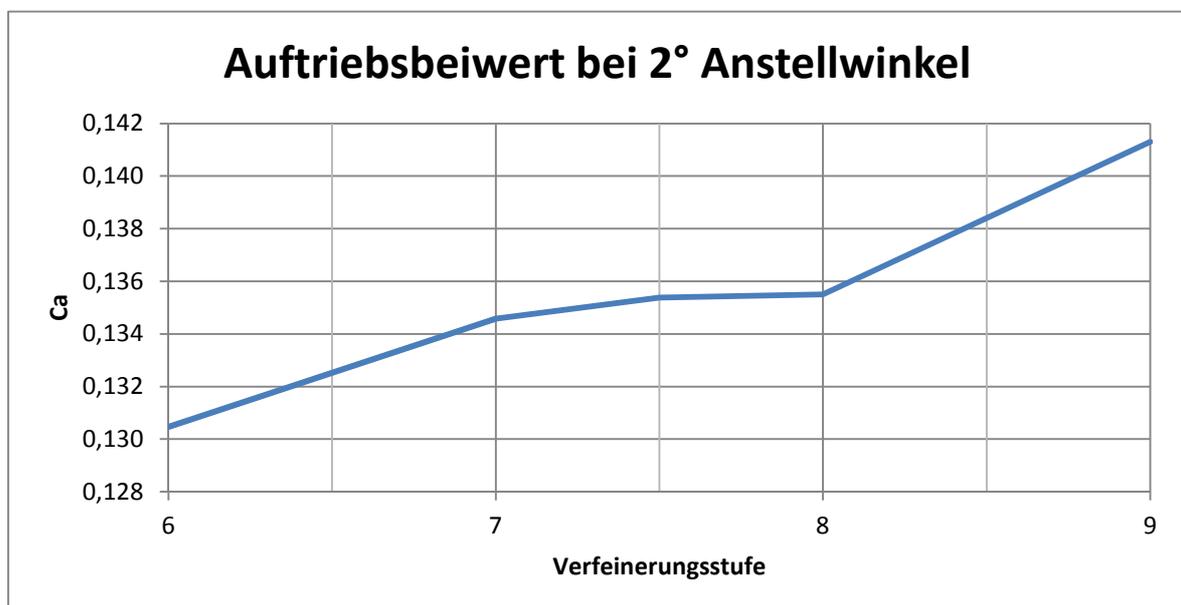


Diagramm 7-11: Auftriebsbeiwert der Verfeinerungsstufen bei 2° Anstellwinkel

In *Diagramm 7-11* ist der Auftriebsbeiwert der betrachteten Verfeinerungsstufen aufgetragen. Es ist ein ähnliches Verhalten des Auftriebsbeiwertes wie auch schon beim AC20.30 zu erkennen. Mit steigender Verfeinerung steigt auch der Wert und es ist keine Konvergenz oder direkte Näherung zu einem Ergebnis zu verzeichnen. Die in der Analyse verwendete Verfeinerung ist zwischen 7 und 8 in Form eines

Knickes zu erkennen. Sie weist minimale Abweichungen zu dem vorangegangenen und folgenden Verfeinerungsgrad auf.

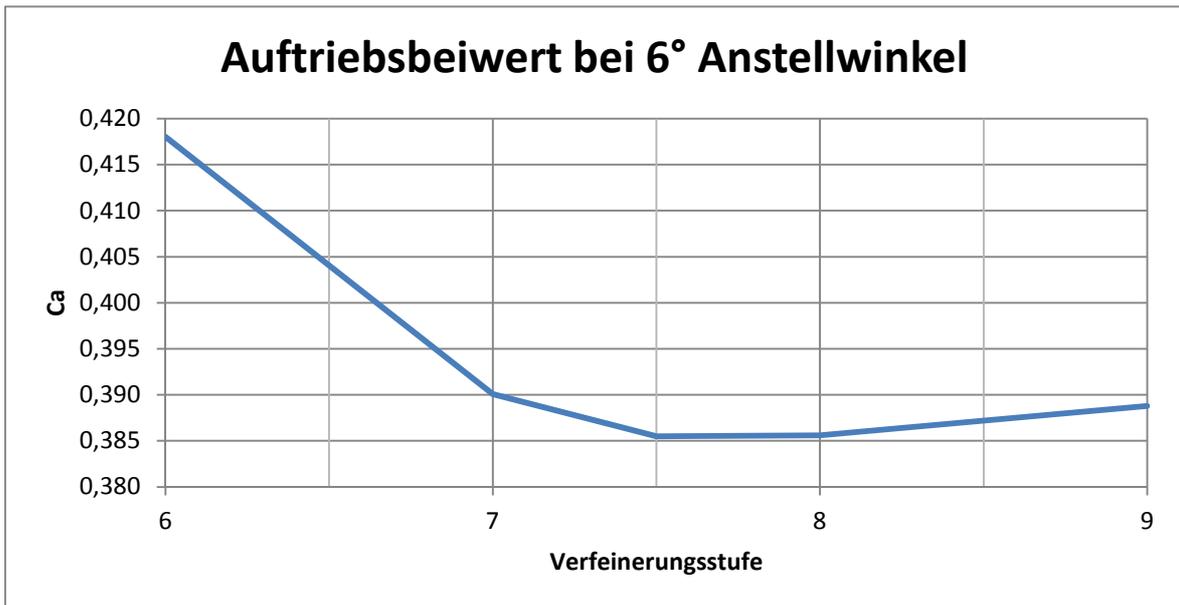


Diagramm 7-12: Auftriebsbeiwert der Verfeinerungsstufen bei 6° Anstellwinkel

In den *Diagrammen 7-12* ist der Auftriebsbeiwert der verschiedenen Verfeinerungsstufen bei 6° Anstellwinkel aufgetragen. Zwischen Verfeinerungsgrad 7 und 9 ändert sich der Beiwert nur noch minimal. Daher ist bei diesem Anstellwinkel des Flugzeuges eine deutlich bessere Näherung mit steigender Verfeinerungsstufe zu erkennen. Der Fehler durch die Verfeinerungsstufe ist bei 6° Anstellwinkel nur minimal.

Widerstandsbeiwert:

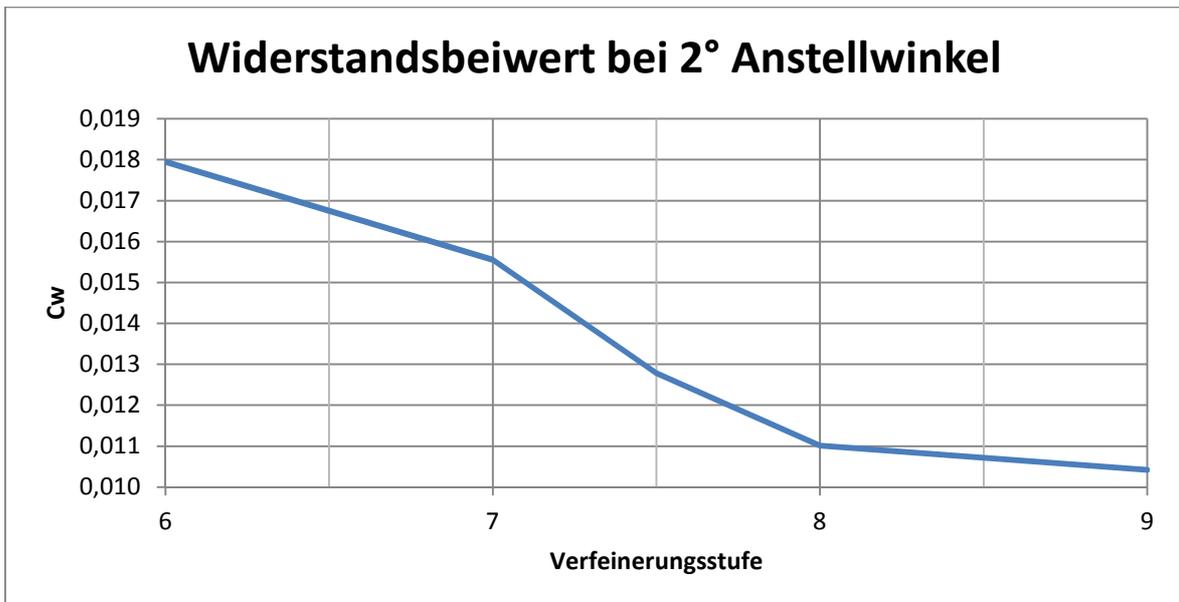


Diagramm 7-13: Widerstandsbeiwert der Verfeinerungsstufen bei 2° Anstellwinkel

In *Diagramm 7-13* ist der Widerstandsbeiwert in Abhängigkeit von der Verfeinerungsstufe zu sehen. Mit der Konvergenz des Wertes bei steigender Verfeinerungsstufe ist wie auch schon beim Auftriebsbeiwert ein ähnliches Verhalten wie beim

AC20.30 zu erkennen. Diese Betrachtungen zeigen, dass die Qualität der Ergebnisse des BWB-X gleichwertig zu der des AC20.30 ist.

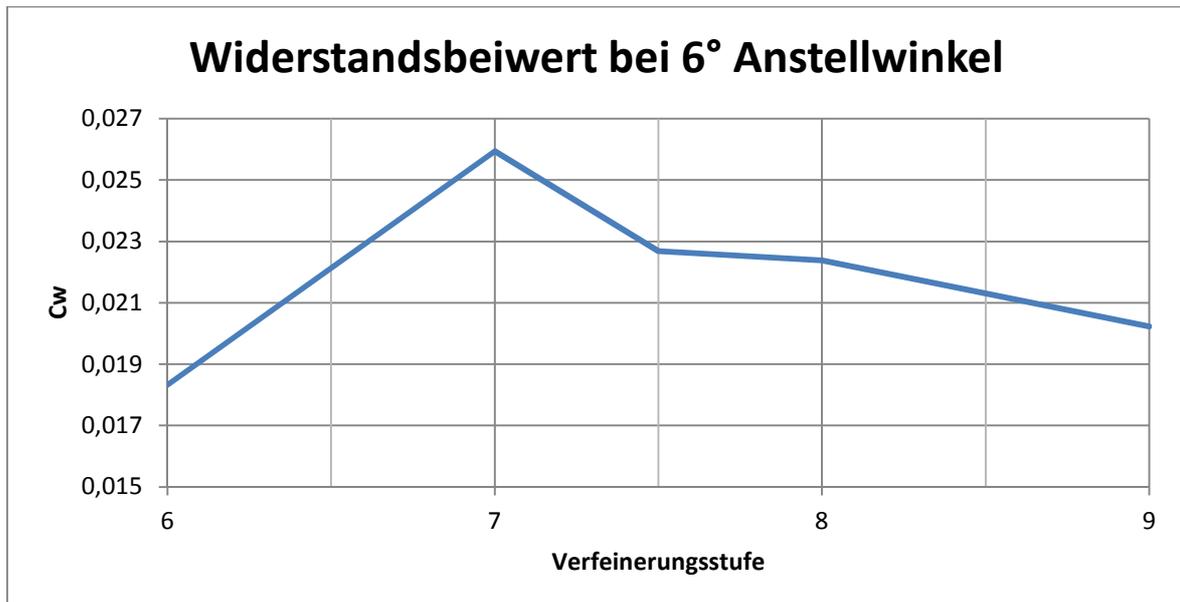


Diagramm 7-14: Widerstandsbeiwert der Verfeinerungsstufen bei 6° Anstellwinkel

In *Diagramm 7-14* ist der Widerstandsbeiwert bei den untersuchten Verfeinerungsstufen aufgetragen. Bei 6° Anstellwinkel ist keine deutliche Konvergenz zu erkennen. Das Diagramm zeigt jedoch, dass die Abweichungen mit steigender Verfeinerungsstufe kleiner werden. Der in der Analyse verwendete Verfeinerungsgrad ist zwischen 7 und 8 eingetragen und anhand des Knickes zu erkennen. Die verwendete Verfeinerung weist nur minimale Abweichungen zur Folgenden auf und zeugt damit von einer guten Qualität der Ergebnisse.

Bemerkenswert ist, dass durch die Verfeinerungsstufe 9 mit „Transition Length“ 4 ein Widerstandsbeiwert von 0,0202 für einen Anstellwinkel von 6° zu verzeichnen ist. Bei einer „Transition Length“ von 7 und der verwendeten Verfeinerung der Einzelbauteile liegt der Widerstandsbeiwert bei 0,0202. Damit ist das Ergebnis bei einer „Transition Length“ 7 identisch mit dem Ergebnis bei „Transition Length“ 4 mit höherer Verfeinerungsstufe. Dies zeigt eine gute Wahl der Verfeinerung für die Analyse, da die Rechenzeit von „Transition Length“ 4 bei höherer Verfeinerungsstufe bedeutend länger ist, als die des gewählten Verfeinerungsgrades.

Der Unterschied, der durch die Verwendung einer kleineren „Transition Length“ resultiert, wird im Folgenden näher untersucht.

7.5.3. Variation der Transition Length

Im Zuge der Minimierung der Rechenzeit wurde für die Untersuchung der Verfeinerungsstufen auch die „Transition Length“ 4 verwendet. In Kapitel 4 war ersichtlich, dass die „Transition Length“ 4 und 7 keine großen Abweichungen zum Ergebnis aufweisen. Inwieweit sich diese bei der Analyse des BWB-X zueinander verhalten, wird an dieser Stelle aufgezeigt. Des Weiteren war es mit der „Transition Length“ 4 für XFlow nicht möglich, bei einem Anstellwinkel von 0° die Domain ausreichend

aufzubauen. Hierdurch entstanden Fehler, die durch die Wahl der „Transition Length“ 5 vermieden werden konnten. Aus diesem Grund wurde zusätzlich diese „Transition Length“ betrachtet.

Auftriebsbeiwert:

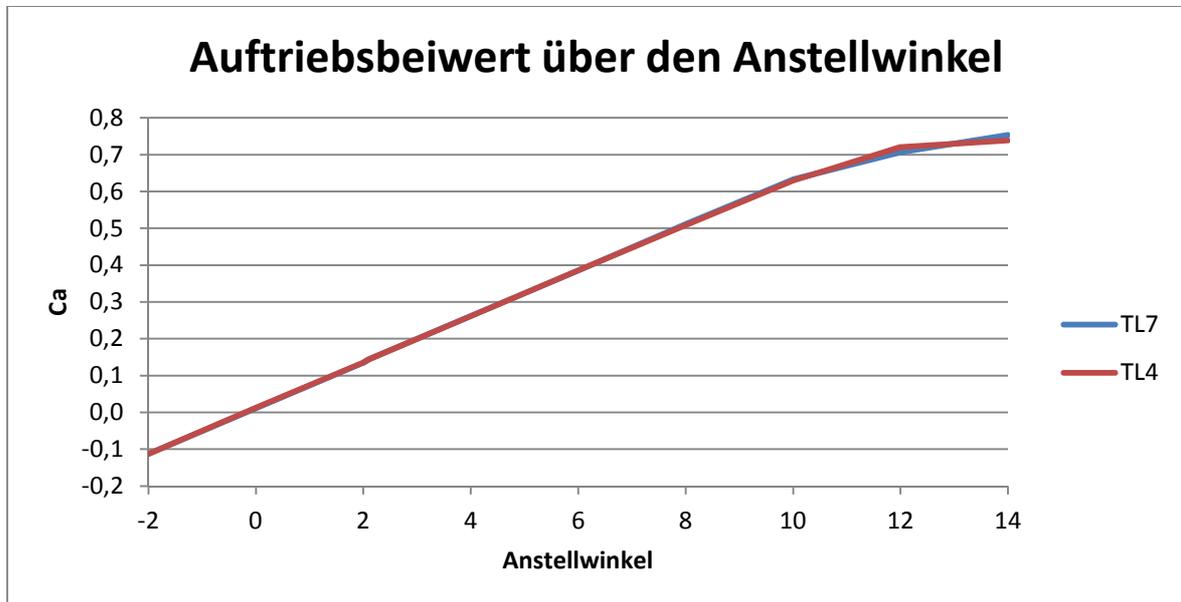


Diagramm 7-15: Auftriebsbeiwert über den Anstellwinkel bei TL4 und TL7

Das *Diagramm 7-15* zeigt die Auftriebskurve bei „Transition Length“ 4 und 7. In einem Anstellwinkelbereich von -2° und 10° machen sich keine Unterschiede bemerkbar. Lediglich bei einem Anstellwinkel größer 10° sind minimale Abweichungen zu erkennen. Die sind sehr gering und können vernachlässigt werden.

Widerstandsbeiwert:

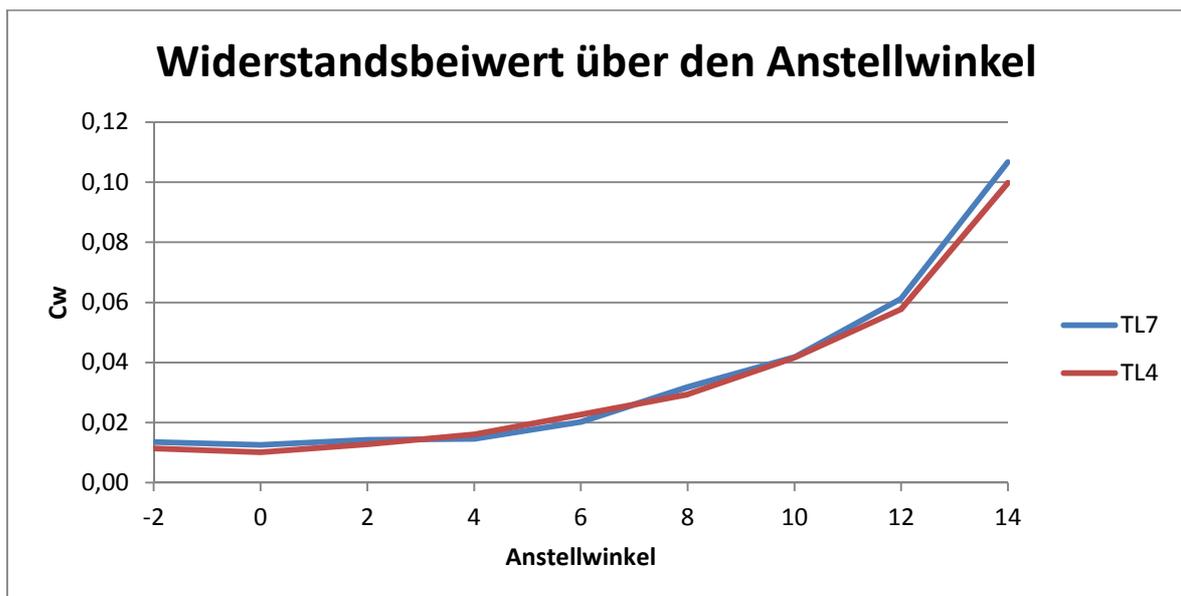


Diagramm 7-16: Widerstandsbeiwert über den Anstellwinkel bei TL4 und TL7

Das *Diagramm 7-16* zeigt die Kurve der Widerstandsbeiwerte bei „Transition Length“ 4 und 7. Im Gegensatz zur Kurve der Auftriebsbeiwerte sind bei dieser im

gesamten untersuchten Anstellwinkelbereich Unterschiede zu erkennen. Diese Abweichungen bewegen sich im Bereich von 0% bis 19%. Dennoch ist ein nahezu gleicher Verlauf zu erkennen.

Betrachtung bei 6° Anstellwinkel

Tabelle 7-5: Beiwerte der verschiedenen Transition Length bei 6° Anstellwinkel

Winkel 6°	TL4	TL5	TL7	TL4-TL7	TL5-TL7
Ca	0,3855	0,3853	0,3851	0%	0%
Cw	0,0227	0,0213	0,0202	12%	5%

Die *Tabelle 7-5* zeigt den Widerstands- und Auftriebsbeiwert der einzelnen „Transition Lengths“ sowie die Abweichung von 4 zu 7 und 5 zu 7. Es ist zu erkennen, dass der Auftriebsbeiwert unbeeinflusst durch eine Veränderung der „Transition Length“ ist. Mit steigender „Transition Length“ ist eine kleiner werdende Abweichung zu der TL7 zu erkennen. Außerdem ist zu erkennen, dass durch eine um einen Schritt größere „Transition Length“ die Abweichungen stark reduziert werden. Während die „Transition Length“ von 4 eine Abweichung von 12% aufweist, liegt diese bei 5 nur noch bei 5%.

7.5.4. Fazit der Fehlerbetrachtung

Die Fehler, die durch die Verwendung eines Halbmodelles entstehen, können auf den Widerstand beschränkt werden. Sie resultieren hauptsächlich aus der Lage des Seitenleitwerkes. Daraus folgt für das Halbmodell, dass es nur verwendet werden kann, wenn nur der Auftrieb von Interesse ist oder das Seitenleitwerk weit genug von der Symmetrieebene entfernt liegt. Zu berücksichtigen ist in jedem Fall, dass die Seitenkräfte mit einem Halbmodell nicht untersucht werden können.

Die Abweichungen zwischen den „Transition Lengths“ lassen sich durch die Grenzschicht erklären. Bei einer höheren kann diese besser erfasst werden und ist gleichbedeutend mit einer höheren Verfeinerungsstufe. Hierdurch verändert sich der Reibungswiderstand und ein unterschiedlicher Gesamtwiderstand entsteht. Für den Auftrieb bedeutet dieses Problem keine Nachteile. Der Druckunterschied zwischen Ober- und Unterseite wird gleichermaßen berechnet. Lediglich bei auftretender Strömungsablösung sind Abweichungen zu verzeichnen.

Wird davon ausgegangen, dass bei der größtmöglichen „Transition Length“ das bestmögliche Ergebnis auftritt, zeigen die Ergebnisse, dass eine Stufe schon eine deutliche Verbesserung der Resultate bewirkt. Das bedeutet, dass bei auftretenden Fehlern durch falsche Elementierung durch XFlow eine Erhöhung der „Transition Length“ weiterhin zu guten Ergebnissen führt. Eine Verschlechterung der Genauigkeit mit steigender „Transition Length“ wurde ausgeschlossen, da dies bedeuten würde, dass ein größerer Verfeinerungsbereich zu falschen Ergebnissen führen würde. Um Rechenzeit zu minimieren, wäre es für den BWB-X besser geeignet eine kleinere „Transition Length“ als ein Halbmodell zu verwenden. Zeitlich gesehen benötigen beide ungefähr acht Stunden, wobei das Halbmodell jedoch größere Abweichungen aufweist.

8. Optimierung des Seitenleitwerkes

Der Schwerpunkt der Arbeit liegt auf der Optimierung des Seitenleitwerkes des BWB-X in Bezug auf Widerstand und Effektivität. Anders als bei einer herkömmlichen Drachenflugzeugkonfiguration fehlt für einen Blended-Wing-Body der „Schwanz“, der für einen größeren Hebelarm sorgt. Des Weiteren verändert sich die Anströmung des Seitenleitwerkes aufgrund der besonderen Rumpfform. Diese Probleme sollen im Folgenden genauer betrachtet werden. Hierfür wird die Anbau- lage sowie die Größe und Anzahl des Seitenleitwerkes variiert. Die Simulationen werden anschließend miteinander verglichen, um Aussagen treffen zu können, welche Variation in Bezug auf die Richtungsstabilität des BWB-X am geeignetsten ist. Ziel der Arbeit ist es nicht, ein optimales Seitenleitwerk zu finden, da dies an dieser Stelle der Entwicklung des BWB-X nicht möglich ist. Vielmehr sollen Ergebnisse geliefert werden, an denen sich in der Auslegung orientiert werden kann.

8.1. Betrachtung des Seitenleitwerkes

In den im Verlauf dieser Arbeit durchgeführten Simulationen wurde das Seitenleitwerk größtenteils außer Acht gelassen. Aufgrund seines im Vergleich zum Gesamtflugzeug kleinen Widerstandes und Auftriebs hatte es keine großen Auswirkungen auf die ermittelten Ergebnisse. Wie in Kapitel 7 bereits ausführlich erläutert, ist die Verfeinerung des Seitenleitwerkes grenzwertig, da sie bei Verwendung eines Halbmodelles zu grob ist. Daher wurde eine zusätzliche Untersuchung der Verfeinerungsstufen und der Ruderanstellungen durchgeführt. Das Seitenleitwerk wurde auf einem reibungsfreien Untergrund positioniert, um es ohne Auswirkungen des BWB-X analysieren zu können. Dies wird nachfolgend als Variante 0 (V0) bezeichnet (*Abbildung 8-1*).

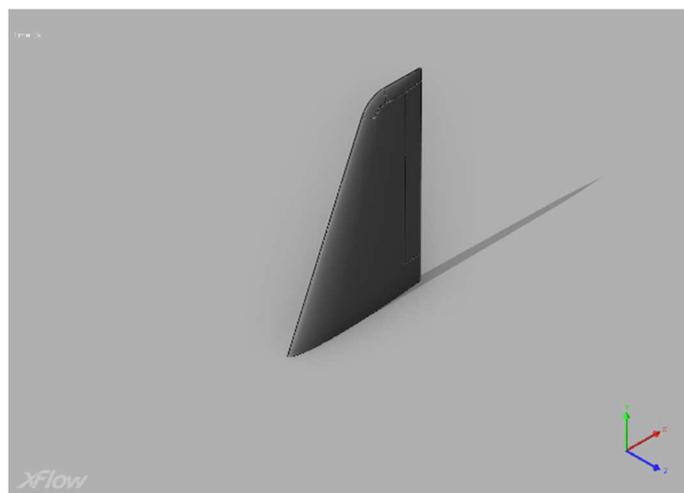


Abbildung 8-1: Seitenleitwerk auf reibungsfreiem Untergrund (Variante 0)

Zunächst wurden die durchgeführten Simulationen im Hinblick auf den Widerstandsbeiwert bei verschiedenen Verfeinerungsstufen und anschließend bei verschiedenen Ruderanstellungen betrachtet. Bei den Rudereinstellungen wird darüber hinaus auch der Auftriebsbeiwert untersucht.

8.1.1. Verfeinerungsstufen

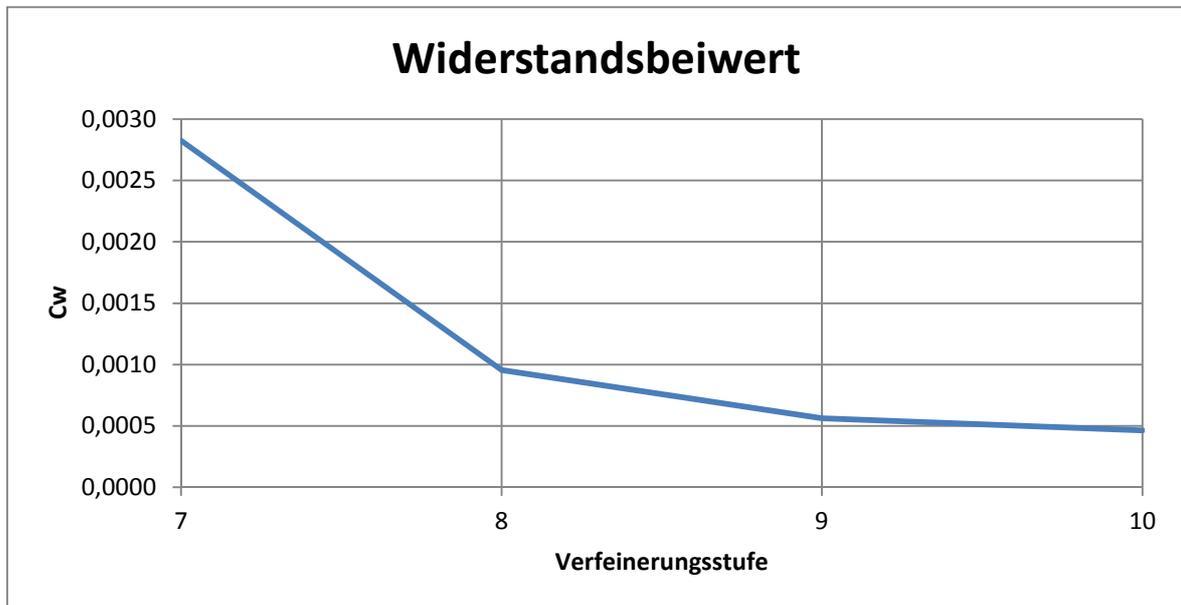


Diagramm 8-1: Widerstandsbeiwert der Variante 0 bei den Verfeinerungsstufen

In *Diagramm 8-1* ist der Widerstandsbeiwert in Abhängigkeit der Verfeinerungsstufen aufgetragen. In der Darstellung ist ein konvergentes Verhalten des Widerstandsbeiwertes bei steigender Verfeinerung zu erkennen. Somit verbessert sich die Genauigkeit des Wertes des Widerstandsbeiwertes von Stufe zu Stufe.

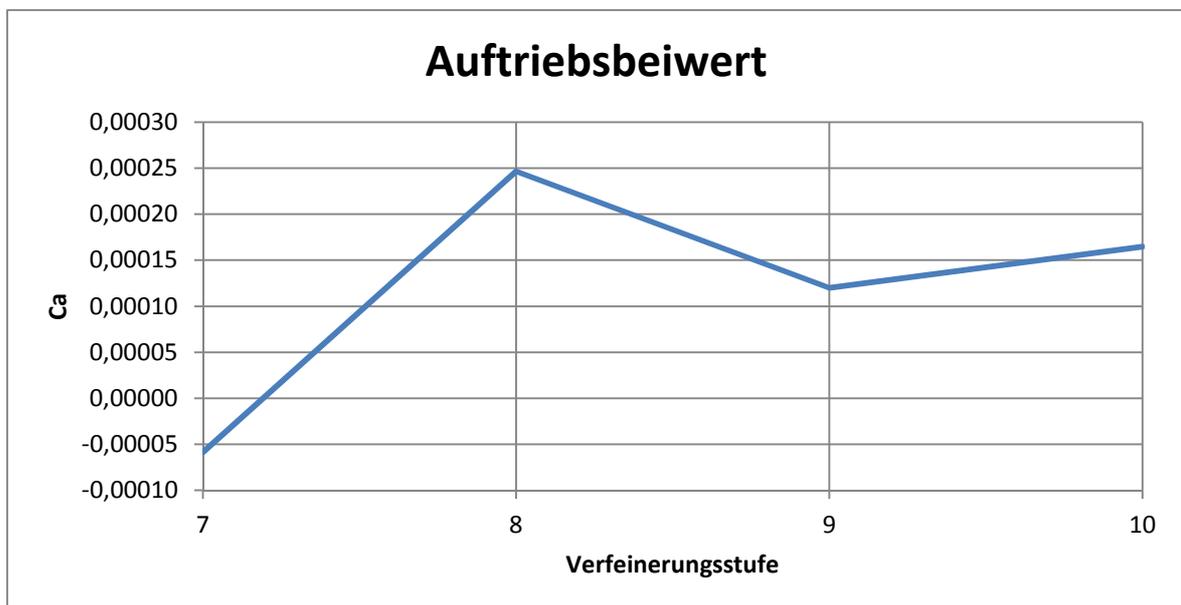


Diagramm 8-2: Auftriebsbeiwert der Variante 0 bei den Verfeinerungsstufen

Im *Diagramm 8-2* ist der Auftriebsbeiwert in Abhängigkeit der Verfeinerungsstufen aufgezeigt. In der Darstellung ist zu erkennen, dass sich die Abstände der Werte zueinander mit steigender Verfeinerungsstufe verringern. Folglich verbessert sich damit ebenfalls die Genauigkeit des Wertes des Auftriebsbeiwertes von Stufe zu Stufe.

Die bisher verwendete Verfeinerung des Seitenleitwerkes entspricht der Verfeinerungsstufe 8, die eine Elementkantenlänge von 0,045m aufweist. Wird die Abweichung zwischen den Stufen 8 und 9 betrachtet, ist diese deutlich größer als die zwischen 9 und 10. Unter Berücksichtigung der Rechenzeit wird im Weiteren daher die Stufe 9 verwendet.

Der Widerstand setzt sich aus Druck- und Reibungswiderstand zusammen, so dass bei keinem Ruderausschlag zu erwarten ist, dass der Widerstandsbeiwert des Seitenleitwerkes größer ist, als der des Ruders. Der Größenunterschied der Bauteile bewirkt, dass der Reibungswiderstand des Seitenleitwerkes größer ist als der des Ruders. Beim Druckwiderstand ist zu berücksichtigen, dass das Ruder nicht frontal angeströmt werden kann, da sich das Seitenleitwerk davor befindet. Das Ruder erzeugt somit einen negativen Druckwiderstand. Diese Zusammenhänge werden mit der Verfeinerungsstufe 9 wiedergegeben.

8.1.2. Ruderanstellungen

Widerstandsbeiwert:

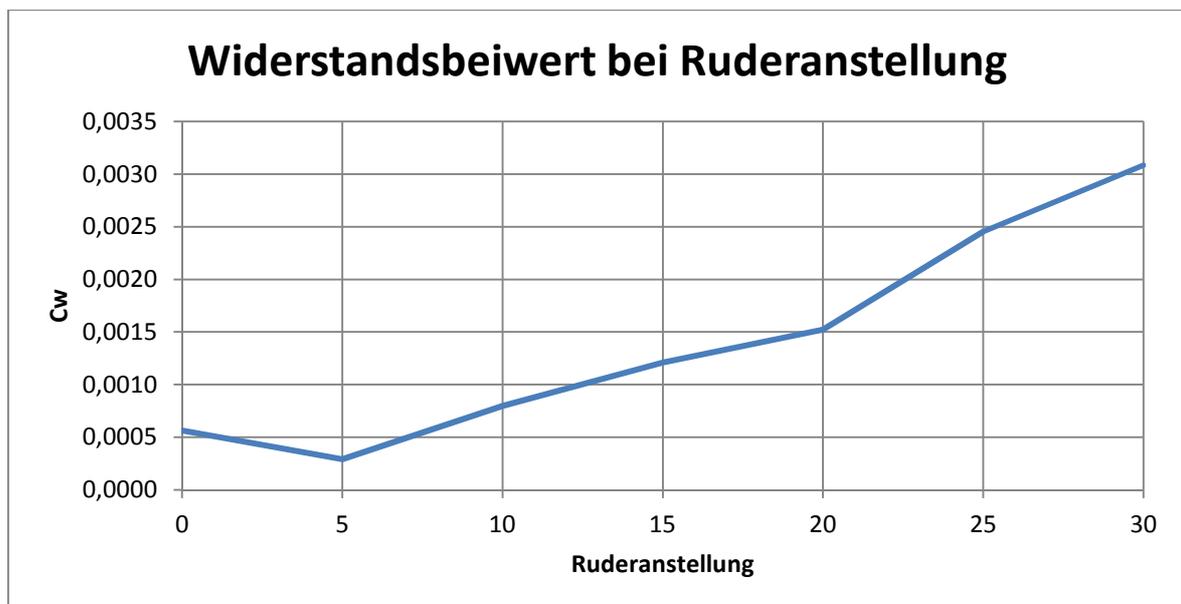


Diagramm 8-3: Widerstandsbeiwert der Variante 0 bei Ruderanstellung

Das *Diagramm 8-3* zeigt den Widerstandsbeiwert in Abhängigkeit der Ruderanstellung. Es ist zu erkennen, dass der Widerstand erwartungsgemäß mit wachsendem Ruderausschlag steigt.

Seitenbeiwert

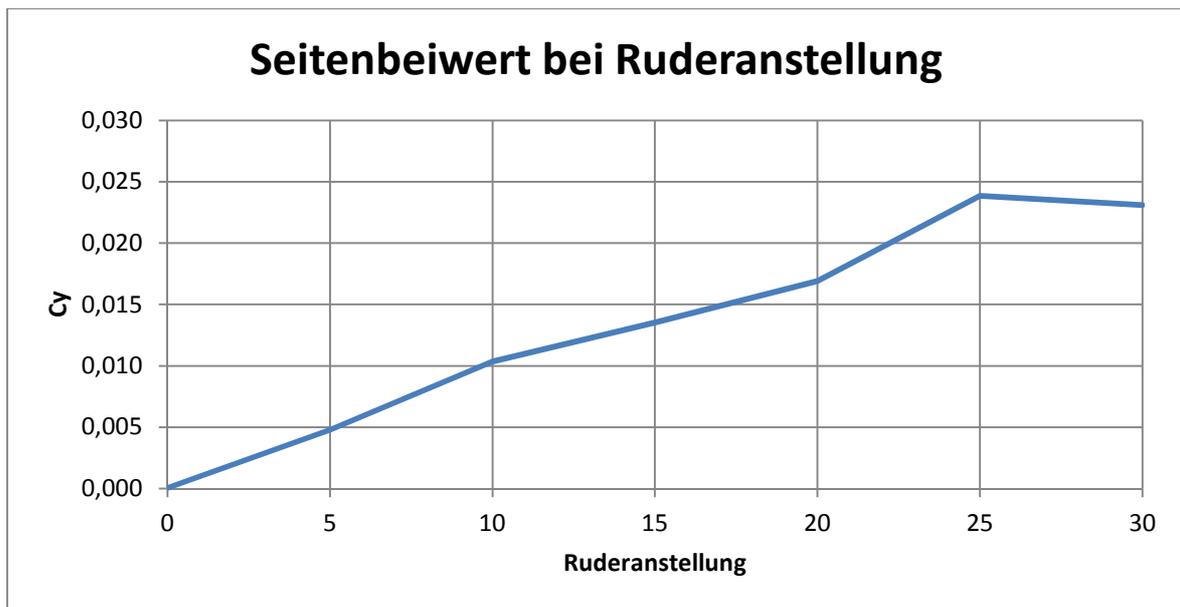


Diagramm 8-4: Seitenbeiwert der Variante 0 bei Ruderanstellung

Das *Diagramm 8-4* zeigt den Seitenbeiwert, der aus den unterschiedlichen Ruderausschlägen resultiert. Es ist zu erkennen, dass die Kraft mit größer werdendem Ruderausschlag ansteigt. Bei 25° und 30° liegen annähernd gleiche Werte vor, so dass sich in diesem Bereich ein Maximum einstellt.

8.1.3. Ergebnis

Die Erhöhung der Verfeinerungsstufe des Seitenleitwerkes führt zu einem genaueren und nachvollziehbareren Ergebnis der Simulation. Mit Hilfe der „Transition Length“ 4 und der Verfeinerungsstufe 9 wird für die Simulation des Seitenleitwerkes und des Ruders eine Rechenzeit von zehn Stunden erreicht. Dies lässt sich nicht umgehen, wenn aussagekräftige Ergebnisse erzielt werden sollen.

Nach Vorgaben für den AC20.30 beträgt der maximale Ruderausschlag 30° [DRESCHER 2003], der nahezu dem maximalen Seitenbeiwert des Seitenleitwerkes gemäß *Diagramm 8-4* entspricht. Für die Optimierung der Anbaulage des Seitenleitwerkes wird dementsprechend mit einem Ruderausschlag von 30° gearbeitet.

Die aus den Analysen der Verfeinerungsstufen und Ruderanstellungen gewonnenen Ergebnisse werden in den sieben nachfolgend untersuchten Varianten verwendet.

8.2. Variation der Anbaulage des Seitenleitwerkes

Um die Anbaulage des Seitenleitwerkes zu bewerten, wurden sieben verschiedene Varianten ausgewählt. Diese mussten mithilfe des SMDW Modelles erstellt und in XFlow importiert werden. Die Vorderseite des verwendeten Seitenleitwerkes verläuft schräg nach oben, während die Hinterkante senkrecht abfällt. Dies ermöglichte

eine schnelle und einfache Konstruktion des Seitenruders und war für die geplanten Betrachtungen gut geeignet.

Zu beachten ist, dass die Position des Leitwerkes in X-Richtung im Folgenden über den Abstand zwischen Hinterkante Seitenleitwerk und Hinterkante des BWB-X definiert wird. Die Höhe des Seitenleitwerkes wird mit dem Abstand zur X-Y Ebene angegeben. Um die Konstruktion zu vereinfachen, wurde das komplette Seitenleitwerk in Bezug auf die X-Y-Ebene konstruiert und in XFlow eingefügt. Aus diesem Grund schneiden sich die Bauteile Rumpf und Seitenleitwerk, was in der Konstruktion zu beachten war, für die CFD Simulation aber keine Auswirkungen hatte.

Im Folgenden wird zuerst die Auswirkung der Anbaulage des Seitenleitwerkes betrachtet. Anschließend erfolgt ein Vergleich der Auswirkungen der verschiedenen Varianten auf das gesamte Flugzeug. Anzumerken ist, dass für die folgenden Simulationen (*Tabelle 8-1*) die „Transition Length“ 5 verwendet wurde. XFlow konnte bei „Transition Length“ 4 die Domain nicht richtig erstellen, so dass sich keine plausiblen Ergebnisse einstellen konnten. Wie in *Kapitel 7* getestet, resultieren hieraus keine schlechteren oder stark abweichenden Werte, so dass ein Vergleich gewährleistet ist.

Tabelle 8-1: Simulationen bei denen Transition Length 5 verwendet wurde

Variante	α [°]	β [°]	η [°]
3	6	0	0
4	2,1	10	0
5	6	0	0
5	6	0	15
5	6	0	30
7	2,1	10	0
7	6	0	0

8.2.1. Variante 1

Die Variante 1 (V1) wurde als Startvoraussetzung gewählt. In Ihr wird das bisher verwendete Modell des BWB-X, mit dem alle bisherigen Simulationen an diesem durchgeführt wurden, eingesetzt. Gleichzeitig soll dargestellt werden, welche Unterschiede sich bei einer Betrachtung der Anströmung des Leitwerkes ohne Rumpf ergeben. Zu diesem Zweck wird die Variante 0 als Vergleich hinzugezogen.

Tabelle 8-2: Geometrieparameter Variante 1

Parameter		
Anzahl	1	
X	0,9	m
Y	0	m
Höhe	1,615	m
Länge Wurzel	1,154	m
Länge Spitze	0,462	m

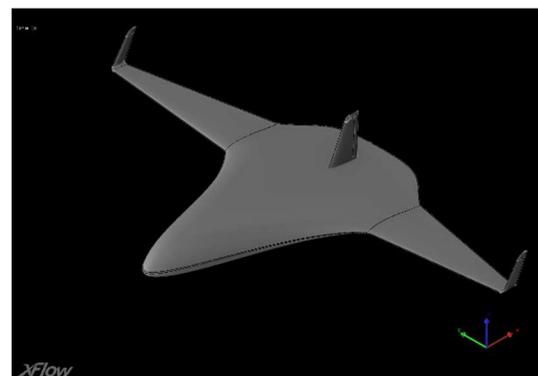


Abbildung 8-2: Variante 1

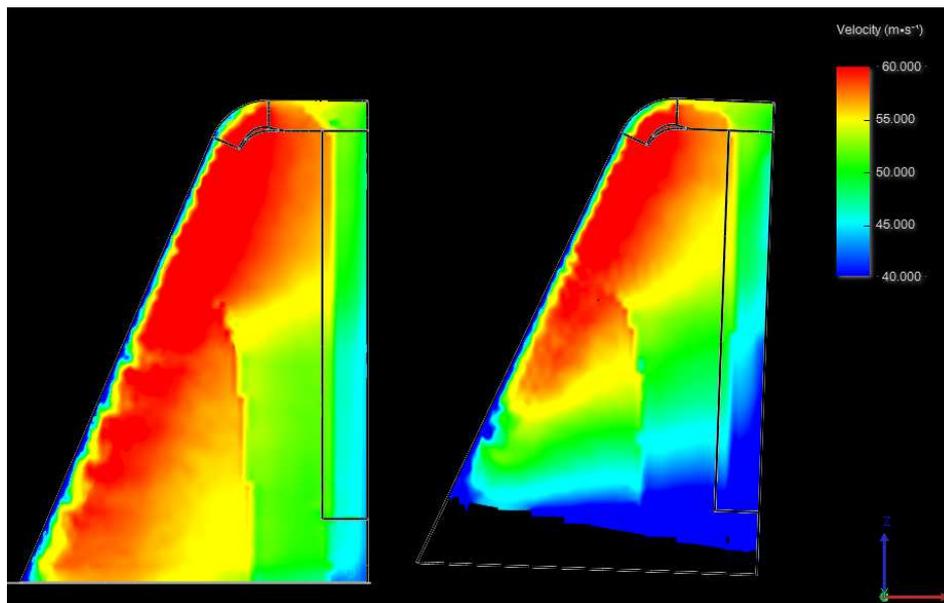
Strömungsfeld:

Abbildung 8-3: Vergleich des Strömungsfeldes nahe der Oberfläche des Seitenleitwerkes von Variante 0 (links) und Variante 1 (rechts)

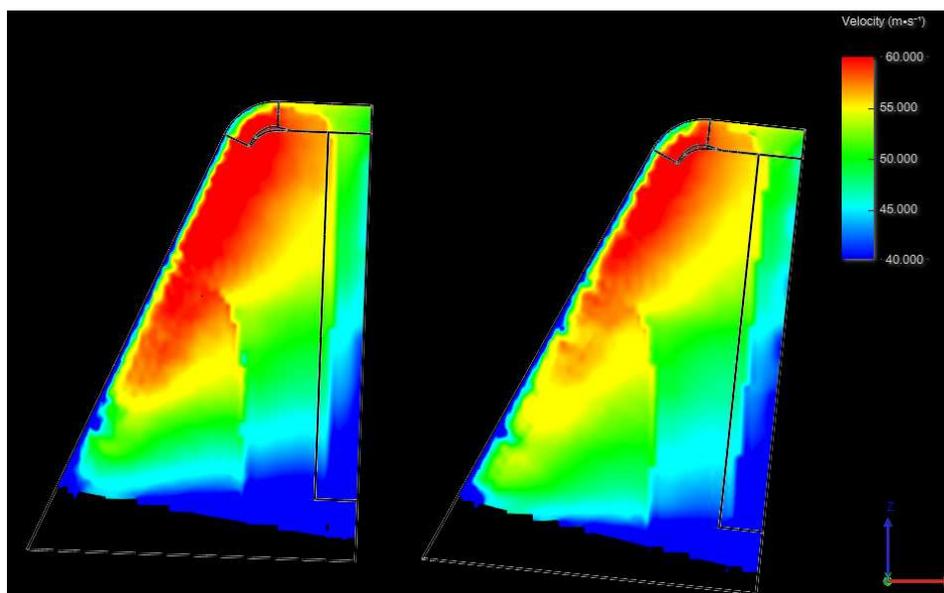


Abbildung 8-4: Vergleich des Strömungsfeldes nahe der Oberfläche des Seitenleitwerkes von Variante 1 bei 2,1° (links) und 6° (rechts) Anstellwinkel

In *Abbildung 8-3 und 8-4* sind die Strömungsgeschwindigkeiten nahe der Oberfläche der Seitenleitwerke mit und ohne BWB-X sowie unterschiedlichen Anstellwinkeln abgebildet. Es ist deutlich zu erkennen, dass der Flugzeugkörper die Strömung im unteren Bereich des Seitenleitwerkes beeinflusst. Dies ist auf die entstehende Grenzschicht des Rumpfes zurückzuführen.

Außerdem ist zu erkennen, dass der Anstellwinkel von 6° größeren Einfluss auf die Strömung hat, als der von 2,1°. Ebenso erwähnenswert ist, dass nicht das komplette Seitenleitwerk in der Strömung liegt. Der Rumpf schneidet einen Teil des Seitenleitwerkes im unteren Bereich ab.

Widerstandsbeiwert:

Tabelle 8-3: Widerstandsbeiwert Variante 1

C_w	α [°]	V1	V0	Unterschied
Normalfall	2,1	0,0002	0,0006	-60%
10° Schiebewinkel	2,1	0,0015	0,0020	-25%
30° Ruderanstellung	2,1	0,0025	0,0031	-19%
Normalfall	6	0,0002	0,0006	-64%
10° Schiebewinkel	6	0,0018	0,0020	-13%
30° Ruderanstellung	6	0,0025	0,0031	-18%

In *Tabelle 8-3* ist der Widerstandsbeiwert für das Seitenleitwerk der Variante 1 für einen Schiebewinkel oder verschiedenen Ruderausschlägen bei unterschiedlichen Anstellwinkeln angegeben. Zusätzlich sind die entsprechenden Beiwerte des Seitenleitwerkes ohne Flugzeug und ohne Anstellwinkel (Variante 0) aufgeführt. Es ist zu erkennen, dass sich der Widerstandsbeiwert zwischen den beiden Anstellwinkeln kaum unterscheidet. Nur im Falle eines Schiebefluges sind geringfügige Unterschiede auszumachen.

Bei den Abweichungen zwischen Seitenleitwerk mit und ohne Flugzeug ist zu erkennen, dass der Widerstand mit Flugzeug weniger als halb so groß ist wie ohne Flugzeug. Bei ausgeschlagenem Seitenruder sowie einem Schiebewinkel verringert sich dieser Unterschied. Die nahezu gleichbleibenden Widerstände der Anstellwinkel resultieren aus der ähnlichen Anströmung sowie der gleichen umströmten Fläche. Der Unterschied bei Berücksichtigung eines Schiebewinkels ist voraussichtlich auf die unterschiedliche Anströmung zurückzuführen.

Seitenbeiwert:

Tabelle 8-4: Seitenbeiwert Variante 1

C_y	α [°]	V1	V0	Unterschied
Normalfall	2,1	-0,0001	-0,0001	58%
10° Schiebewinkel	2,1	-0,0165	-0,0207	-20%
30° Ruderanstellung	2,1	0,0194	0,0231	-16%
Normalfall	6	0,0000	0,0001	-71%
10° Schiebewinkel	6	-0,0177	-0,0207	-14%
30° Ruderanstellung	6	0,0208	0,0231	-10%

In *Tabelle 8-4* ist der Seitenbeiwert für das Seitenleitwerk der Variante 1 für die gleichen Parameter wie beim Widerstandsbeiwert angegeben. Zusätzlich sind die entsprechenden Beiwerte des Seitenleitwerkes ohne Flugzeug und ohne Anstellwinkel (Variante 0) genannt.

Die von XFlow berechneten Werte beider Varianten für den Fall ohne Ruderausschlag und ohne Schiebewinkel sind vernachlässigbar klein. Theoretisch gesehen müssten sie bei dieser Variante des Seitenleitwerkes einen Wert von „0“ aufweisen. Dass XFlow dennoch eine Kraft ermittelt, liegt daran, dass die verwendete Geometrie nicht 100% symmetrisch ist. Erklären lässt sich das damit, dass sie mit Punkten

und Linien erstellt wurde. Hierdurch lassen sich die Krümmungen nur mit einer unendlich großen Zahl an Punkten annähernd genau angeben, was sich mit XFlow nur in einem gewissen Maße umsetzen lässt.

Des Weiteren wird bei numerischen Berechnungen in jedem Fall ein Wert ungleich Null ermittelt. Im besten Fall ist dieser unendlich klein. Derartige Annäherungen erfordern eine größere Simulationszeit. Aufgrund des kleinen Betrages der Werte ist es dennoch möglich, die verwendete Geometrie und Rechenzeit anzuwenden.

Im Vergleich zwischen Variante 1 und 0 ist für den Ruderausschlag von 30° sowie dem Schiebewinkel von 10° eine Verminderung des Seitenbeiwertes zu erkennen. Außerdem weisen die unterschiedlichen Anstellwinkel im Gegensatz zum Widerstandsbeiwert bemerkbare Unterschiede auf. Der größere Anstellwinkel führt bei Ruderausschlag sowie Schiebewinkel zu einem größeren Seitenbeiwert. Dies lässt sich auf die unterschiedliche Anströmung (*Abbildung 8-3 und 8-4*) zurückführen.

Bewertung:

Die Untersuchung der Beiwerte für Widerstand und Seitenkraft, sowie der unterschiedlichen Strömungen auf der Oberfläche der Seitenleitwerke zeigen deutlich den Effekt des Flugzeuges. Während der BWB-X den Widerstand positiv beeinflusst, hat er für die Seitenkraft negative Folgen. Die Einflüsse der beiden betrachteten Anstellwinkel fallen nur gering aus.

In wie weit sich dieser Einfluss bei unterschiedlicher Lage des Seitenleitwerkes verändert, wird im Folgenden betrachtet.

8.2.2. Variante 2

Die Variante 2 (V2) wurde für die Analyse der Verschiebung des Leitwerkes entlang der X Achse erstellt. Das Seitenleitwerk wurde gegenüber der Variante 1 um 0,4m in Richtung Heck verschoben und mit den Ergebnissen der Variante 2 verglichen.

Tabelle 8-5: Geometrieparameter Variante 2

Parameter		
Anzahl	2	
X	0,9	m
Y	0	m
Höhe	1,615	m
Länge Wurzel	1,154	m
Länge Spitze	0,462	m

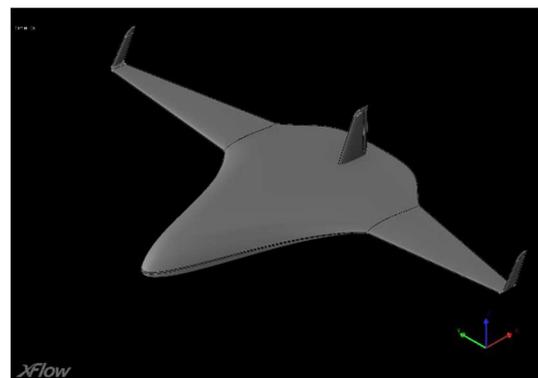


Abbildung 8-5: Variante 2

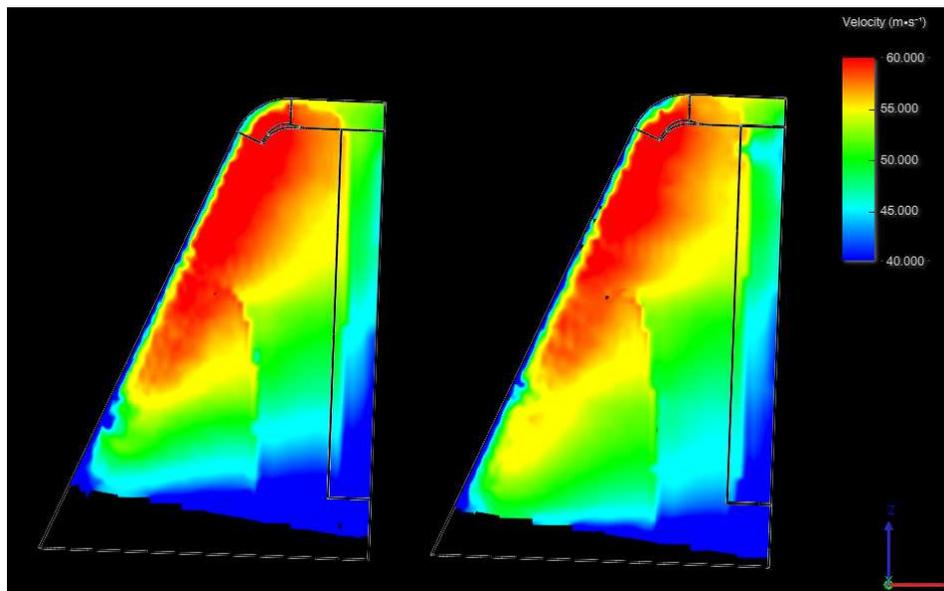
Strömungsfeld:

Abbildung 8-6: Vergleich des Strömungsfeldes nahe der Oberfläche des Seitenleitwerkes bei 2,1° Anstellwinkel zwischen Variante 1 (links) und Variante 2 (rechts)

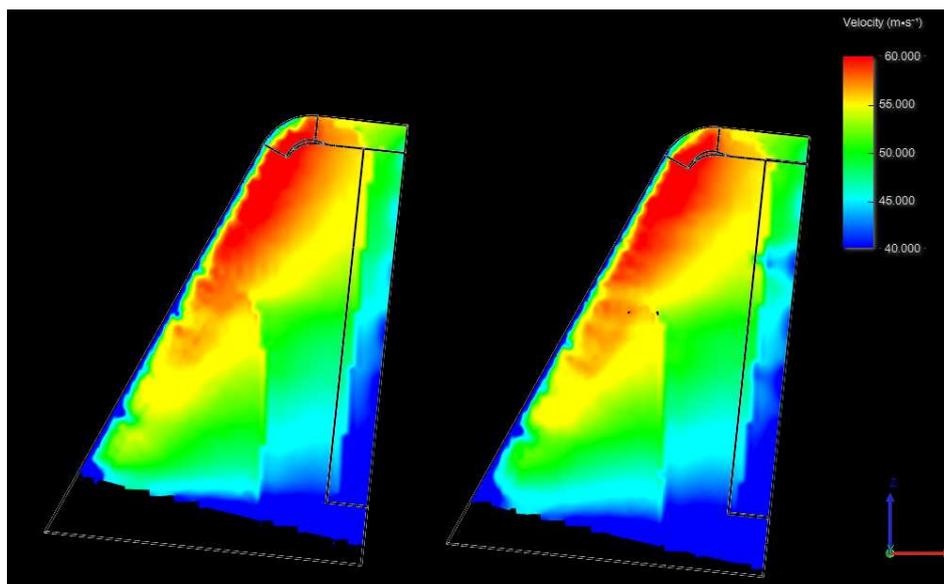


Abbildung 8-7: Vergleich des Strömungsfeldes nahe der Oberfläche des Seitenleitwerkes bei 6° Anstellwinkel zwischen Variante 1 (links) und Variante 2 (rechts)

In *Abbildung 8-6 und 8-7* ist die Geschwindigkeit nahe der Oberfläche der Seitenleitwerke der Variante 1 (links) und 2 (rechts) bei beiden Anstellwinkeln abgebildet. Diese zeigen, dass sich die Strömungen bei der Verschiebung des Seitenleitwerkes um 0,4m nur minimal verändern. Zu erkennen ist außerdem, dass bei Variante 1 das Seitenleitwerk stärker vom Rumpf geschnitten wird als bei Variante 2 und somit eine minimal kleinere Oberfläche aufweist.

Widerstandsbeiwert:

Tabelle 8-6: Widerstandsbeiwert Variante 2

C_w	α [°]	V2	V1
Normalfall	2,1	0,0003	0,0002
10° Schiebewinkel	2,1	0,0016	0,0015
30° Ruderanstellung	2,1	0,0025	0,0025
Normalfall	6	0,0002	0,0002
10° Schiebewinkel	6	0,0017	0,0018
30° Ruderanstellung	6	0,0024	0,0025

In *Tabelle 8-6* sind die Widerstandsbeiwerte für das Seitenleitwerk des BWB-X mit Variante 1 und 2 bei unterschiedlichen Anstellwinkeln, einem Schiebewinkel und jeweils verschiedenen Ruderausschlägen eingetragen. Es ist zu erkennen, dass die Widerstandsbeiwerte der Variante 2 zahlenmäßig keine großen Differenzen bei unterschiedlichen Anstellwinkeln und in Bezug auf die Variante 1 aufweisen. Dies zeigt, dass ein veränderter Anstellwinkel sowie eine veränderte Lage auf den Widerstand des Seitenleitwerkes nur geringe Auswirkungen haben.

Seitenbeiwert:

Tabelle 8-7: Seitenbeiwerte Variante 2

C_y	α [°]	V2	V1
Normalfall	2,1	-0,0001	-0,0001
10° Schiebewinkel	2,1	-0,0175	-0,0165
30° Ruderanstellung	2,1	0,0193	0,0194
Normalfall	6	0,0000	0,0000
10° Schiebewinkel	6	-0,0182	-0,0177
30° Ruderanstellung	6	0,0189	0,0208

In *Tabelle 8-7* stehen die Beiwerte der Seitenkräfte für das Seitenleitwerk des BWB-X mit Variante 1 und 2 unter Berücksichtigung der gleichen Parameter wie beim Widerstandsbeiwert angegeben. Wie auch schon bei Variante 1 ist für Variante 2 der Fall keiner Ruderanstellung und keinem Schiebewinkel zu vernachlässigen.

Bei größerem Anstellwinkel steigt der Seitenbeiwert im Falle eines Schiebewinkels und sinkt bei im Falle eines Ruderausschlags. Außerdem wird deutlich, dass die Variante 2 einen besseren Seitenbeiwert bei vorhandenem Schiebewinkel aufweist.

Bewertung:

Die Verschiebung des Seitenleitwerkes um 0,4m in Richtung Heck bewirkt eine kleine Verbesserung der Seitenkräfte im Schiebeflug, jedoch auch eine Verschlechterung dieser Kräfte bei größerem Anstellwinkel im Falle eines Ruderausschlags. Für den Widerstand sind keine bedeutenden Veränderungen zu verzeichnen.

Aufgrund der sich nicht wesentlich veränderten Seitenkraft bei veränderter Anbau- lage in Flugzeuglängsachse muss die Hilfe von anderen Methoden fortsetzend un- tersucht werden.

8.2.3. Variante 3

Eine Methode zur Verbesserung der Seitenkräfte ist die Anordnung von zwei Leitwerken. Dies wird mit Variante 3 (V3) berücksichtigt. Hierbei wird die Lage der Variante 1 verwendet. Die Seitenleitwerke werden rechts und links von der Symmetrieebene entlang der Y-Achse gleichmäßig verschoben. In der Theorie müssten sich die erzeugten Kräfte verdoppeln. Inwieweit dies auf einen BWB zutrifft, wird im Folgenden näher untersucht. Zu diesem Zweck wird Variante 1 zum Vergleich hinzugezogen.

Tabelle 8-8: Geometrieparameter Variante 3

Parameter		
Anzahl	2	
X	0,9	m
Y	3	m
Höhe	1,615	m
Länge Wurzel	1,154	m
Länge Spitze	0,462	m

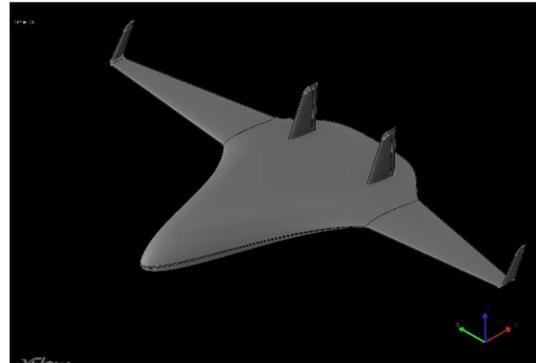


Abbildung 8-8: Variante 3

Strömungsfeld

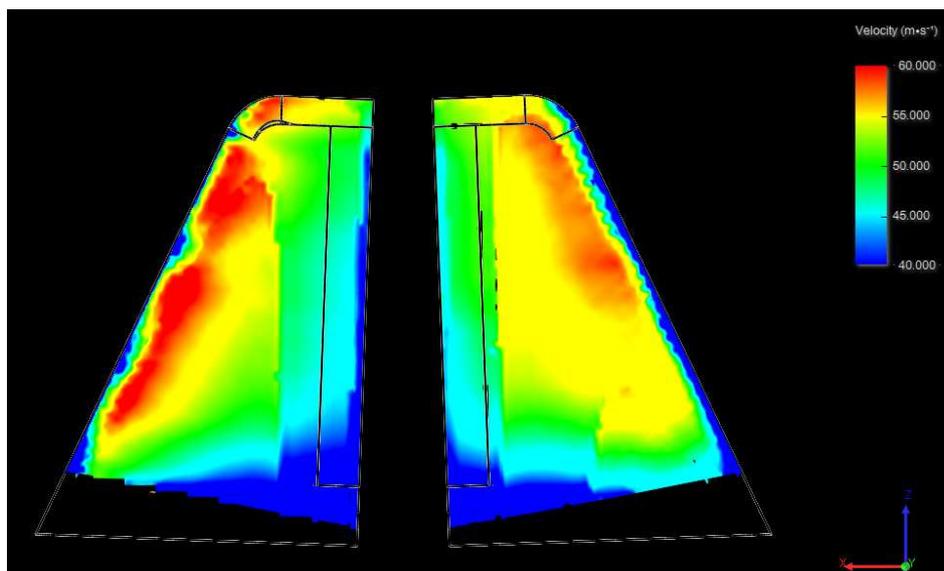


Abbildung 8-9: Vergleich des Strömungsfeldes nahe der Oberfläche des Seitenleitwerkes der Variante 3 bei $2,1^\circ$ Anstellwinkel zwischen Innen- (links) und Außenseite (rechts)

Die *Abbildung 8-9* zeigt die Strömungsgeschwindigkeiten auf der Innen- und Außenseite des rechten Seitenleitwerkes der Variante 3 bei $2,1^\circ$ Anstellwinkel. Aufgrund der symmetrischen Anordnung gilt für das linke Seitenleitwerk das gleiche Strömungsfeld für die entsprechenden Seiten. Es ist deutlich zu erkennen, dass die äußere Seite eine kleinere Geschwindigkeit der Strömung aufweist als die innere Seite. Die Abbildung zeigt, dass sich die Strömung infolge des Rumpfes des BWB-X verändert und nicht mit der Strömung eines einzelnen Seitenleitwerkes zu vergleichen ist. Bei zwei Seitenleitwerken liegt keine gerade Anströmung mehr vor. Sie

werden schräg angeströmt und haben dadurch unterschiedliche Strömungsgeschwindigkeiten auf den Innen- und Außenseiten.

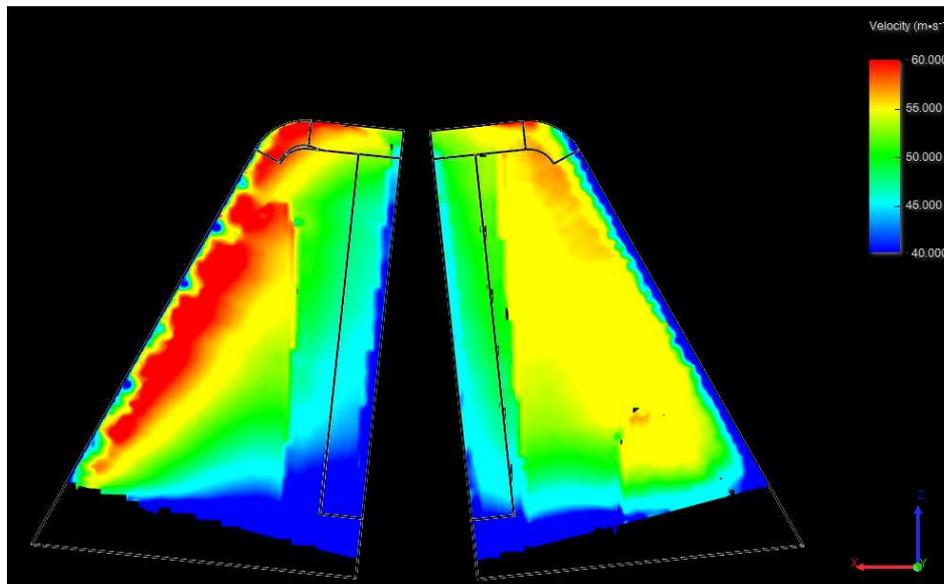


Abbildung 8-10: Vergleich des Strömungsfeldes nahe der Oberfläche des Seitenleitwerkes der Variante 3 bei 6° Anstellwinkel zwischen Innen- (links) und Außenseite (rechts)

Die Abbildung 8-10 zeigt die Strömungsgeschwindigkeiten auf der Innen- und Außenseite des rechten Seitenleitwerkes der Variante 3 bei 6° Anstellwinkel. Da sich die beiden Seitenleitwerke äquivalent verhalten, erfolgt die Darstellung für ein Leitwerk. Bei diesem Anstellwinkel verstärkt sich der Strömungsunterschied. Das ist an den stärker ausgeprägten Differenzen der Strömungsgeschwindigkeiten an der Oberfläche der Innen- und Außenseite des Seitenleitwerkes zu erkennen. Auf der Innenseite sind eindeutig größere Geschwindigkeiten als auf der Außenseite. Dies ist mit dem Verhalten bei 2,1° Anstellwinkel vergleichbar.

Widerstandsbeiwert:

Tabelle 8-9: Widerstandsbeiwert der Variante 3

C_w	α [°]	V3			V1	V0
		C_{w1}	C_{w2}	$C_{w,ges}$	C_w	C_w
Normalfall	2,1	0,0002	0,0002	0,0004	0,0002	0,0006
10° Schiebewinkel	2,1	0,0013	0,0017	0,0030	0,0015	0,0020
30° Ruderanstellung	2,1	0,0023	0,0020	0,0043	0,0025	0,0031
Normalfall	6	0,0001	0,0001	0,0002	0,0002	0,0006
10° Schiebewinkel	6	0,0014	0,0016	0,0030	0,0018	0,0020
30° Ruderanstellung	6	0,0022	0,0017	0,0039	0,0025	0,0031

In Tabelle 8-9 sind die Widerstandsbeiwerte für Variante 1 sowie für die beiden Seitenleitwerke der Variante 3 und deren Summe bei unterschiedlichen Anstellwinkeln, einem Schiebewinkel und jeweils verschiedenen Ruderausschlägen angegeben. Im Vergleich der Seitenleitwerke der Variante 3 ist zu erkennen, dass sich die Widerstandsbeiwerte bei den beiden betrachteten Anstellwinkeln nur geringfügig unterscheiden. Im Gegensatz dazu weist der Vergleich untereinander einen größeren

Unterschied auf. Während Seitenleitwerk 1 bei Ruderausschlag einen größeren Widerstandsbeiwert hat als Seitenleitwerk 2, wechselt dieses Verhalten für den Schiebflug (*siehe Tabelle 8-9*). Theoretisch sollten die Widerstände mit Ausnahme beim Schiebewinkel identisch sein. Beim Schiebewinkel könnten die Abweichungen durch eine unterschiedliche Anströmung aufgrund des Flugzeuges erklärt werden.

Der Vergleich der Summen der Widerstandsbeiwerte der Variante 3 mit denen der Variante 1 zeigt einen deutlich erhöhten Widerstandsbeiwert bei Variante 3. Erklären lässt sich dies aufgrund der Tatsache, dass das Seitenleitwerk verdoppelt wurde. Anders als angenommen, bewirkt dies nicht generell eine Verdopplung der resultierenden Widerstandsbeiwerte. Bei 6° Anstellwinkel allgemein, sowie bei 2,1° Anstellwinkel bei Ruderausschlag, sorgt die infolge des BWB-X veränderte Anströmung für einen kleineren Widerstandsbeiwert als erwartet.

Seitenbeiwert:

Tabelle 8-10: Seitenbeiwert der Variante 3

C_y	α [°]	V3			V1	V0
		C_{y1}	C_{y2}	$C_{y,ges}$	C_y	C_y
Normalfall	2,1	-0,0042	0,0042	0,0000	-0,0001	-0,0001
10° Schiebewinkel	2,1	-0,0209	-0,0119	-0,0329	-0,0165	-0,0207
30° Ruderanstellung	2,1	0,0061	0,0182	0,0243	0,0194	0,0231
Normalfall	6	-0,0059	0,0058	-0,0001	0,0000	0,0001
10° Schiebewinkel	6	-0,0220	-0,0108	-0,0328	-0,0177	-0,0207
30° Ruderanstellung	6	0,0041	0,0178	0,0219	0,0208	0,0231

In *Tabelle 8-10* sind die Beiwerte für die Seitenkraft der Variante 1 sowie der beiden Seitenleitwerke der Variante 3 und deren Summen unter Berücksichtigung der gleichen Parameter wie beim Widerstandsbeiwert angegeben. Zusätzlich enthält sie die Werte für ein Seitenleitwerk bei ungestörter Anströmung (Variante 0). Werden die beiden Seitenleitwerke der Variante 3 miteinander verglichen, zeigen die von XFlow berechneten Werte, dass sie sich in Bezug auf die Seitenbeiwerte stark unterscheiden. Anhand dieses Unterschiedes ist zu erkennen, in welcher Form sich die Geschwindigkeiten auf der Innenseite und Außenseite der Leitwerke bemerkbar machen (*siehe Abbildungen 8-9 und 8-10*).

Die Auftriebs- oder Abtriebskräfte eines Flügelprofils resultieren aus der Differenz der Geschwindigkeiten und dem damit einhergehenden Druckunterschied zwischen Ober- und Unterseite. Die resultierende Kraft richtet sich in Richtung der Seite mit den größeren Strömungsgeschwindigkeiten. Durch die größeren Geschwindigkeiten auf den Innenseiten der Seitenleitwerke, erzeugen sie somit bei keinem Schiebewinkel und keinem Ruderausschlag eine Kraft in Richtung Symmetrieebene (Seitenkraft). Bei größerem Anstellwinkel erhöht sich die Kraft der einzelnen Seitenleitwerke. Durch die Symmetrie gleichen sich die Kräfte in beiden Fällen aus und die Gesamtkraft ist „0“.

Wird jedoch eine Ruderanstellung realisiert, wird die Strömung auf der Seite, in der das Ruder ausschlägt, abgebremst und auf der anderen Seite beschleunigt. Dies bewirkt, dass sich beim Leitwerk 2 die Geschwindigkeit auf der Innenseite weiter erhöht und auf der Außenseite weiter reduziert. Für das Leitwerk 1 wird die Geschwindigkeit auf der Innenseite reduziert und auf der Außenseite erhöht. Diese Gegenläufigkeit ist abhängig von der Richtung des Ruderausschlages. Als Resultat dieses Verhaltens weist das Seitenleitwerk 2 einen deutlich höheren Seitenbeiwert auf (siehe Tabelle 8-10). Wird der Anstellwinkel erhöht, sinkt der Seitenbeiwert beider Seitenleitwerke.

Bei einem Schiebewinkel von 10° wird das Flugzeug in Richtung des Seitenleitwerkes 1 gedreht. Anhand der Beiwerte zeigt sich, dass der Rumpf des BWB-X bei einem Schiebewinkel von 10° und einem Anstellwinkel von $2,1^\circ$ keine großen Auswirkungen auf die Strömung hat. Es ist auffallend, dass der Seitenbeiwert des Seitenleitwerkes 1 dem Beiwert des Seitenleitwerkes ohne Flugzeug (Variante 0) entspricht. Das Seitenleitwerk 2 wiederum wird noch stärker von dem Rumpf beeinflusst. Der resultierende Seitenbeiwert ist für dieses Leitwerk kleiner als das bei Variante 1. Dies zeigt eine unterschiedliche Anströmung der beiden Leitwerke. Bei einem größeren Anstellwinkel verstärkt sich dieses Verhalten.

Die Verbesserung des Seitenbeiwertes aufgrund eines zusätzlichen Leitwerkes wird im Vergleich der Variante 3 mit der Variante 1 deutlich. Bei keiner Ruderanstellung und keinem Schiebewinkel entstehen bei beiden Varianten keine Seitenbeiwerte. Bei einem Schiebewinkel verdoppeln sich die Beiwerte bei $2,1^\circ$ Anstellwinkel aufgrund des zweiten Seitenleitwerkes. Im Gegensatz zur Variante 1 bleiben die Kräfte bei dem Anstellwinkel von 6° konstant. Im Falle eines Ruderausschlages von 30° ist keine starke Verbesserung gegenüber dem Schiebeflug zu verzeichnen. Bei größerem Anstellwinkel vermindert sich dieser Unterschied zunehmend.

Bewertung:

Durch die Anordnung eines zweiten Seitenleitwerkes ist eine veränderte Anströmung zu verzeichnen. Durch die unterschiedlichen Strömungsfelder von Innen- und Außenseite und die unterschiedlichen Seitenbeiwerte der beiden Seitenleitwerke bei einer Ruderanstellung ist zu erkennen, dass sich durch den Rumpf der effektive Anstellwinkel ändert und die Leitwerke nicht frontal angeströmt werden.

Dies hat zur Folge, dass sich im Falle eines Ruderausschlages der Widerstandsbeiwert stärker erhöht als der Seitenbeiwert und der große Nutzen zweier Leitwerke sich reduziert.

Im Falle des Schiebefluges verschlechtert sich der Widerstandsbeiwert äquivalent zur Verbesserung der Summe der Seitenbeiwerte. Dies zeigt, dass zwei Seitenleitwerke bei Schiebewinkeleinfluss eine deutliche Verbesserung bewirken.

8.2.4. Variante 4

Die Variante 4 (V4) wurde für die Analyse der Verschiebung von zwei Seitenleitwerken entlang der X-Achse konzipiert. Bei der Verschiebung eines Leitwerkes wurde festgestellt, dass dies keinen Einfluss auf die entstehenden Kräfte hat. Aufgrund der veränderten Anströmung bei zwei Leitwerken wie in Variante 3 gesehen, muss dies für zwei Seitenleitwerke nicht gelten.

Die Seitenleitwerke wurde gegenüber der Variante 3 um 0,4m in Richtung Heck verschoben und mit den Ergebnissen der Variante 3 verglichen.

Tabelle 8-11: Geometrieparameter Variante 4

Parameter		
Anzahl	2	
X	0,5	m
Y	3	m
Höhe	1,615	m
Länge Wurzel	1,154	m
Länge Spitze	0,462	m

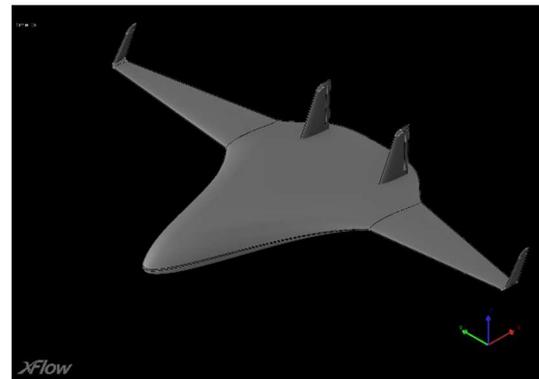


Abbildung 8-11: Variante 4

Strömungsfeld:

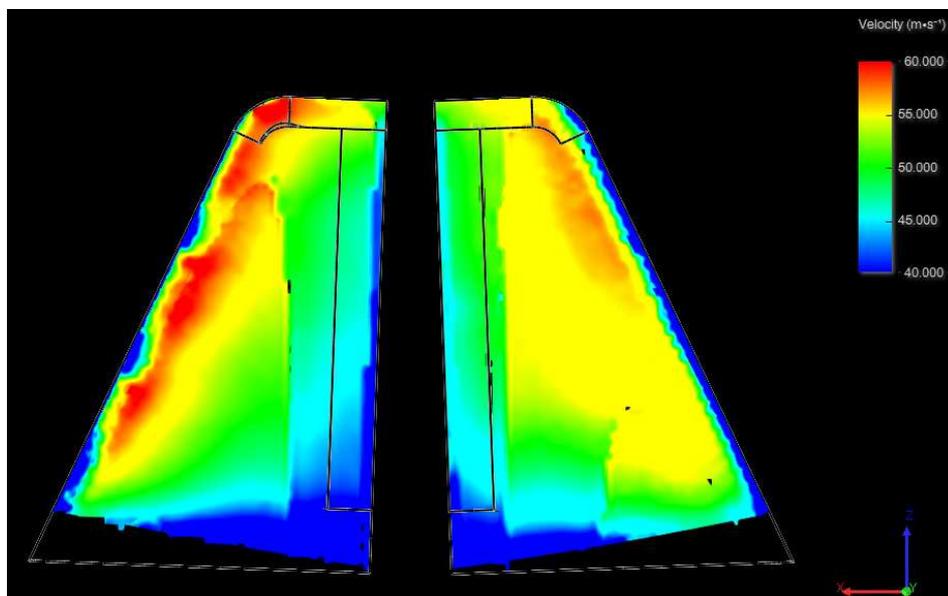


Abbildung 8-12: Vergleich des Strömungsfeldes nahe der Oberfläche des Seitenleitwerkes der Variante 4 bei 2,1° Anstellwinkel zwischen Innen- (links) und Außenseite (rechts)

Die Abbildung 8-12 zeigt die Strömungsgeschwindigkeiten auf der Innen- und Außenseite des rechten Seitenleitwerkes der Variante 4 bei 2,1° Anstellwinkel. Die Unterschiede der Strömungen von Innen- und Außenseite, die in diesen Abbildungen zu erkennen sind, sind denen der Variante 3 ähnlich.

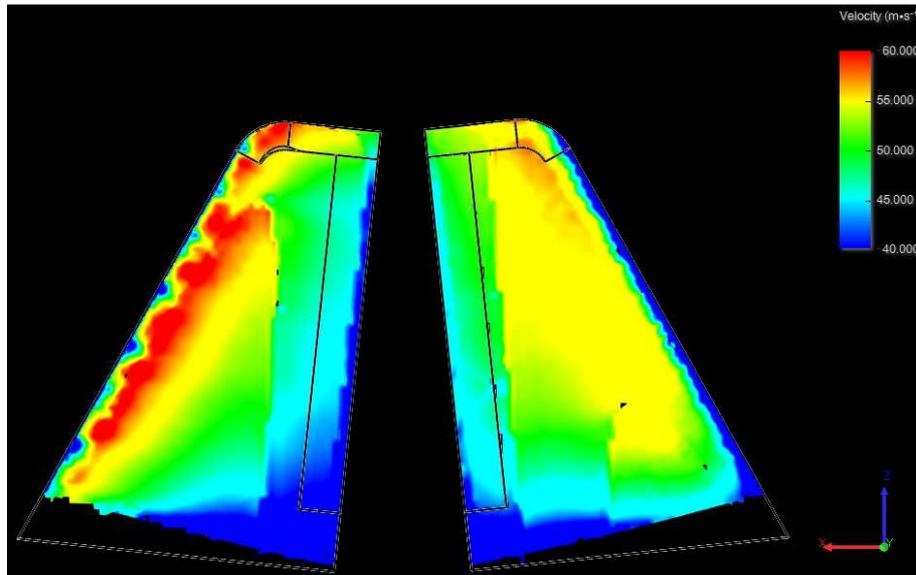


Abbildung 8-13: Vergleich des Strömungsfeldes nahe der Oberfläche des Seitenleitwerkes der Variante 4 bei 6° Anstellwinkel zwischen Innen- (links) und Außenseite (rechts)

Die *Abbildung 8-13* zeigt die Strömungsgeschwindigkeiten auf der Innen und Außenseite des Seitenleitwerkes 1 der Variante 4 bei 6° Anstellwinkel. Im Gegensatz zur Variante 3 verändert sich bei Variante 4 die Umströmung nur geringfügig. Insgesamt weist die Variante 4 ein ähnliches Strömungsverhalten auf wie Variante 3. Die vorhandenen Unterschiede werden im Folgenden anhand der Beiwerte näher untersucht.

Widerstandsbeiwert:

Tabelle 8-12: Widerstandsbeiwert Variante 4

C_w	a [°]	V4			V3		
		C_{w1}	C_{w2}	$C_{w,ges}$	C_{w1}	C_{w2}	$C_{w,ges}$
Normalfall	2,1	0,0002	0,0002	0,0004	0,0002	0,0002	0,0004
10° Schiebewinkel	2,1	0,0014	0,0016	0,0030	0,0013	0,0017	0,0030
30° Ruderanstellung	2,1	0,0023	0,0021	0,0044	0,0023	0,0020	0,0043
Normalfall	6	0,0001	0,0001	0,0002	0,0001	0,0001	0,0002
10° Schiebewinkel	6	0,0017	0,0016	0,0033	0,0014	0,0016	0,0030
30° Ruderanstellung	6	0,0022	0,0017	0,0039	0,0022	0,0017	0,0039

In *Tabelle 8-12* ist der Widerstandsbeiwert für die beiden Seitenleitwerke der Variante 3 und 4, sowie deren Summen bei unterschiedlichen Anstellwinkeln, einem Schiebewinkel und jeweils verschiedenen Ruderausschlägen angegeben. Vergleicht man diese Werte, so fällt auf, dass sie nahezu identisch sind.

Seitenbeiwert:

Tabelle 8-13: Seitenbeiwert Variante 4

C_y	a [°]	V4			V3		
		C_{y1}	C_{y2}	$C_{y,ges}$	C_{y1}	C_{y2}	$C_{y,ges}$
Normalfall	2,1	-0,0041	0,0041	0,0001	-0,0042	0,0042	0,0000
10° Schiebewinkel	2,1	-0,0210	-0,0122	-0,0331	-0,0209	-0,0119	-0,0329
30° Ruderanstellung	2,1	0,0058	0,0186	0,0244	0,0061	0,0182	0,0243
Normalfall	6	-0,0059	0,0059	0,0000	-0,0059	0,0058	-0,0001
10° Schiebewinkel	6	-0,0195	-0,0113	-0,0308	-0,0220	-0,0108	-0,0328
30° Ruderanstellung	6	0,0038	0,0173	0,0211	0,0041	0,0178	0,0219

In *Tabelle 8-13* sind die Beiwerte für die Seitenkraft der beiden Seitenleitwerke der Variante 3 und 4, sowie deren Summen unter Berücksichtigung der gleichen Parameter wie beim Widerstandsbeiwert angegeben.

Der Vergleich der Werte zeigt, dass für den Reiseflug auch die Seitenbeiwerte nahezu identisch sind. Bei einem Anstellwinkel von 6° weist die Variante 3 allerdings etwas größere Beiwerte bei Schiebewinkel und Ruderanstellung auf.

Bewertung:

Bei der direkten Betrachtung der von XFlow berechneten Werte weist die Verschiebung der Seitenleitwerke entlang der Flugzeuggängsachse keine bedeutenden Verbesserungen oder Verschlechterungen auf.

Das bedeutet, dass eine Verschiebung der Seitenleitwerke sowohl bei einem, als auch bei zweien keine Unterschiede bewirkt und somit variabel ist. Bei zwei Seitenleitwerken gibt es weiterhin die Möglichkeit, den Abstand zwischen den beiden und somit die Lage auf der Horizontalen zu variieren. Dies wird im Folgenden untersucht.

8.2.5. Variante 5

Variante 5 (V5) wurde für die Analyse der Verschiebung von zwei Seitenleitwerken entlang der Y-Achse erstellt. Die Unterschiede zwischen einem und zwei Seitenleitwerken haben gezeigt, dass sich die Anströmung entlang der Y-Achse verändert. Mit Variante 5 soll getestet werden, ob sich mit der Veränderung des Abstandes zwischen den Leitwerken eine Änderung für Widerstandsbeiwert und Seitenbeiwert einstellt.

Die Seitenleitwerke wurden gegenüber der Variante 4 um jeweils 1m in Richtung Symmetrieebene verschoben und mit den Ergebnissen der Variante 4 verglichen.

Tabelle 8-14: Geometrieparameter Variante 5

Parameter		
Anzahl	2	
X	0,5	m
Y	1	m
Höhe	1,615	m
Länge Wurzel	1,154	m
Länge Spitze	0,462	m

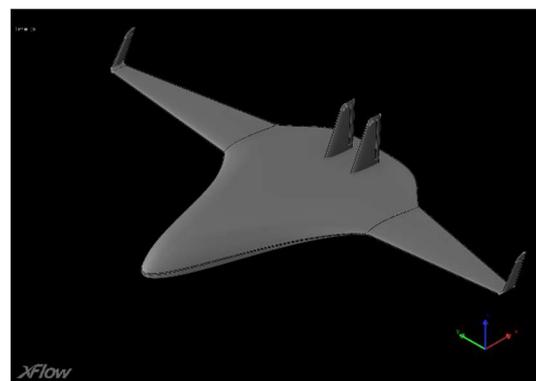


Abbildung 8-14: Variante 5

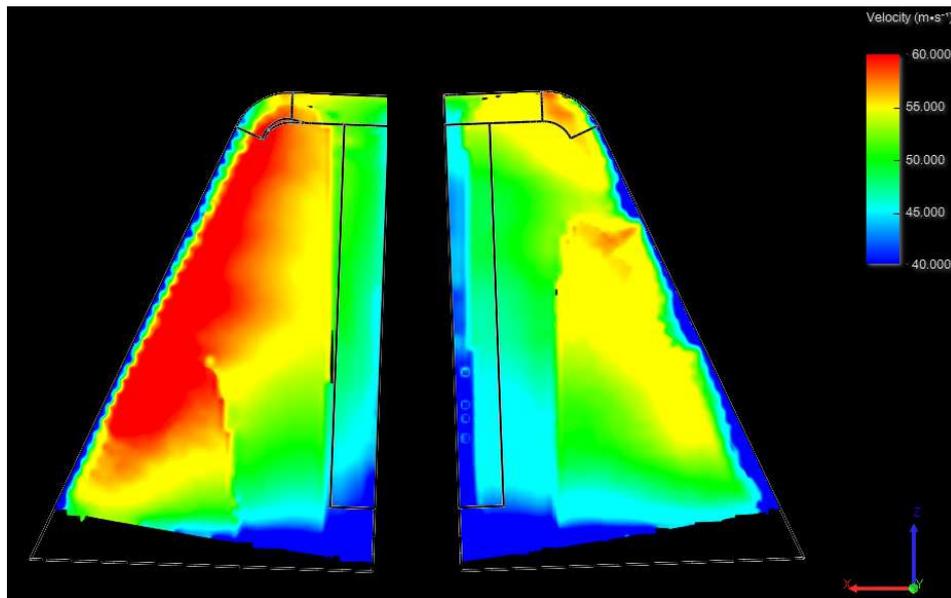
Strömungsfeld:

Abbildung 8-15: Vergleich des Strömungsfeldes nahe der Oberfläche des Seitenleitwerkes der Variante 5 bei $2,1^\circ$ Anstellwinkel zwischen Innen- (links) und Außenseite (rechts)

Die *Abbildung 8-15* zeigt die Strömungsgeschwindigkeiten auf der Innen- und Außenseite des rechten Seitenleitwerkes der Variante 5 bei $2,1^\circ$ Anstellwinkel. Bei dieser Variante fällt der Unterschied der Strömungsgeschwindigkeiten zwischen Innen- und Außenseite gegenüber allen bisher betrachteten Varianten mit zwei Leitwerken noch deutlicher aus. Mit kleiner werdendem Abstand der Seitenleitwerke steigt somit auch die Geschwindigkeit auf den Innenseiten.

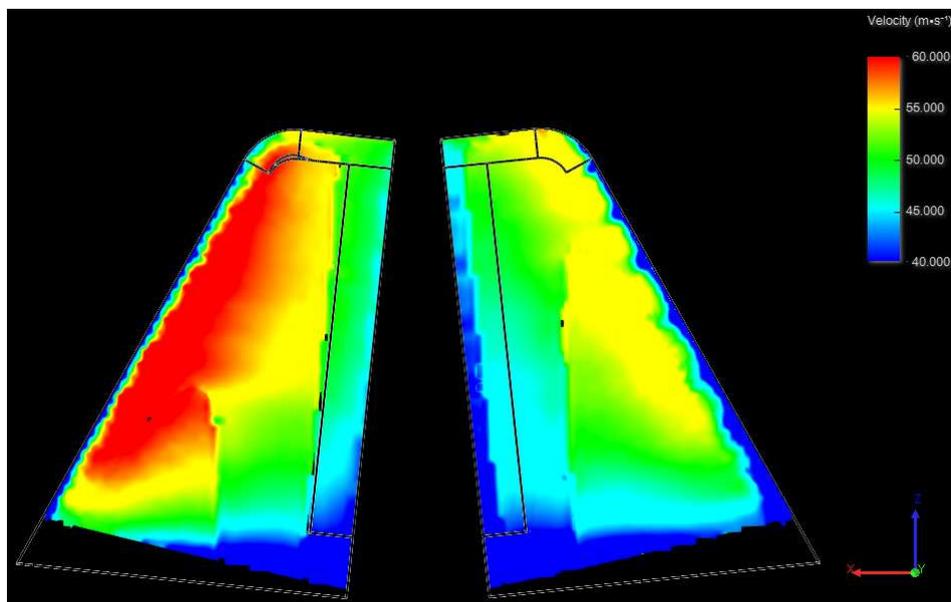


Abbildung 8-16: Vergleich des Strömungsfeldes nahe der Oberfläche des Seitenleitwerkes der Variante 5 bei 6° Anstellwinkel zwischen Innen- (links) und Außenseite (rechts)

Die *Abbildung 8-16* zeigt die Strömungsgeschwindigkeiten auf der Innen- und Außenseite des rechten Seitenleitwerkes der Variante 5 bei 6° Anstellwinkel. Wie auch schon bei einem Anstellwinkel von $2,1^\circ$ fällt der Unterschied der Geschwindigkeiten der beiden Seiten auch bei diesem Anstellwinkel stärker aus, als bei den anderen

Varianten. Ein Unterschied zwischen den beiden Anstellwinkeln ist schwer zu erkennen. Lediglich eine kleine Minderung der Strömungsgeschwindigkeit auf der Außenseite lässt sich erkennen.

Widerstandsbeiwert:

Tabelle 8-15: Widerstandsbeiwert Variante 5

C_w	a [°]	V5			V4			V2
		C_{w1}	C_{w2}	$C_{w,ges}$	C_{w1}	C_{w2}	$C_{w,ges}$	C_w
Normalfall	2,1	0,0002	0,0003	0,0005	0,0002	0,0002	0,0004	0,0003
10° Schiebewinkel	2,1	0,0015	0,0016	0,0030	0,0014	0,0016	0,0030	0,0016
30° Ruderanstellung	2,1	0,0026	0,0024	0,0050	0,0023	0,0021	0,0044	0,0025
Normalfall	6	0,0002	0,0002	0,0004	0,0001	0,0001	0,0002	0,0002
10° Schiebewinkel	6	0,0016	0,0016	0,0032	0,0017	0,0016	0,0033	0,0017
30° Ruderanstellung	6	0,0023	0,0023	0,0046	0,0022	0,0017	0,0039	0,0024

In Tabelle 8-15 ist der Widerstandsbeiwert für die beiden Seitenleitwerke der Variante 4 und 5 sowie deren Summen bei unterschiedlichen Anstellwinkeln, einem Schiebewinkel und jeweils verschiedenen Ruderausschlägen angegeben. Zusätzlich wurden die Werte der Variante 2 mit aufgelistet. Beim Vergleich der Summen der Widerstandsbeiwerte der Varianten 4 und 5 ist zu erkennen, dass bei einem Schiebewinkel nahezu die gleichen Beiwerte entstehen und bei einem Ruderausschlag der Widerstandsbeiwert der Variante 5 größer ausfällt.

Eine Erklärung hierfür ist in der Betrachtung der einzelnen Leitwerke der Varianten 4 und 5 sowie des Leitwerkes der Variante 2 zu finden.

Im Falle des Schiebefluges sind die Widerstandsbeiwerte der einzelnen Seitenleitwerke nahezu identisch. Im Gegensatz dazu sind beim Ruderausschlag lediglich die Widerstandsbeiwerte der beiden Leitwerke der Variante 5 und des Leitwerkes der Variante 2 nahezu identisch. Die Werte der Variante 4 fallen kleiner aus.

Seitenbeiwert

Tabelle 8-16: Seitenbeiwert der Variante 5

C_y	a [°]	V5			V4			V2
		C_{y1}	C_{y2}	$C_{y,ges}$	C_{y1}	C_{y2}	$C_{y,ges}$	C_y
Normalfall	2,1	-0,0020	0,0020	0,0000	-0,0041	0,0041	0,0001	-0,0001
10° Schiebewinkel	2,1	-0,0164	-0,0131	-0,0295	-0,0210	-0,0122	-0,0331	-0,0175
30° Ruderanstellung	2,1	0,0143	0,0095	0,0239	0,0058	0,0186	0,0244	0,0193
Normalfall	6	-0,0028	0,0028	0,0000	-0,0059	0,0059	0,0000	0,0000
10° Schiebewinkel	6	-0,0174	-0,0128	-0,0302	-0,0195	-0,0113	-0,0308	-0,0182
30° Ruderanstellung	6	0,0109	0,0101	0,0210	0,0038	0,0173	0,0211	0,0189

In Tabelle 8-16 ist der Seitenbeiwert der beiden Seitenleitwerke der Variante 4 und 5 sowie deren Summen unter Berücksichtigung der gleichen Parameter wie beim Widerstandsbeiwert angegeben. Zusätzlich wurden die Werte der Variante 2 mit aufgelistet. Der Vergleich der Varianten 4 und 5 zeigt, dass die Variante 5 einen kleineren Seitenbeiwert aufweist. Beim Anstellwinkel von 2,1° macht sich dieser Unterschied besonders im Schiebeflug bemerkbar. Wohingegen bei Ruderausschlag sowie einem Anstellwinkel von 6° diese Minderung relativ klein ausfällt.

Werden die einzelnen Leitwerke miteinander verglichen, ist zu erkennen, dass sie sich deutlicher unterscheiden.

Bei keinem Ruderausschlag und keinem Schiebewinkel verringern sich die Seitenbeiwerte der einzelnen Leitwerke der Variante 5 deutlich gegenüber der Variante 4. Sie weisen dennoch jeweils die gleichen entgegengesetzten Werte auf, die bei dem größeren Anstellwinkel zunehmen. In Summe sind sie bei beiden Varianten nahezu „0“.

Bei einem Schiebewinkel verringert sich in Variante 5 der Seitenbeiwert beim Seitenleitwerk 1 und vergrößert sich bei Seitenleitwerk 2. Der resultierende Gesamtbeiwert ist bei Variante 5 kleiner als bei Variante 4.

Bei einem Ruderausschlag vergrößert sich in Variante 5 der Seitenbeiwert des Seitenleitwerks 1 erheblich, während sich der Beiwert am Seitenleitwerk 2 verringert. Damit haben sich die Kräfteverhältnisse gegenüber Variante 4 umgekehrt und minimal verringert.

Um eine zusätzliche Aussage für das Verhalten bei 30° treffen zu können, wurde die Turbulenzintensität auf den beiden Leitwerken näher untersucht. Dies wird in *Abbildung 8-17* dargestellt. Im Bereich des Ruders des Seitenleitwerkes 2 (*links*) sind deutlich intensivere Turbulenzen zu erkennen. Diese sind ein Zeichen für Strömungsablösungen, die für den verringerten Seitenbeiwert verantwortlich sind.

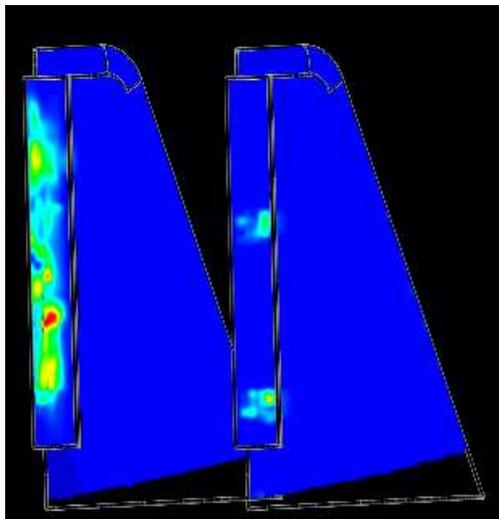


Abbildung 8-17: Turbulenzintensität nahe der Oberfläche des Seitenleitwerks 2 (links) und 1 (rechts) der Variante 5 bei 30° Ruderausschlag

Bewertung:

Der Vergleich der Varianten 4 und 5 zeigt, dass sich der Widerstandbeiwert bei reduziertem Abstand auf der Y-Achse negativ verändert und sich dem doppelten Wert eines Seitenleitwerkes annähert. Beim Seitenbeiwert ist dieses Verhalten nicht zu beobachten. Der Gesamtbeiwert verringert sich. Aus diesem Grund sollte der Abstand zwischen den Leitwerken ausreichend groß gewählt werden.

Neben der Möglichkeit die Anzahl der Leitwerke zu verändern, um die Seitenbeiwerte zu beeinflussen, ist eine weitere Methode die Vergrößerung des Seitenleitwerkes.

8.2.6. Variante 6

Es ist davon auszugehen, dass größere Seitenleitwerke größere Beiwerte erzeugen, wohingegen kleinere die Beiwerte mindern. Auswirkungen der Größenänderung sollen mit Hilfe der Variante 6 (V6) ermittelt werden. Hierfür wurde das Seitenleitwerk der Variante 2 vergrößert, indem die Höhe auf 2m aufgerundet und die anderen Maße entsprechend skaliert wurden. Dies ergab einen Anstieg der Größe der Flächen um ungefähr 53% und wäre nur mit veränderten Auslegungskriterien möglich.

Es soll zeigen, in wie weit sich die Beiwerte verändern. Dadurch wird die Möglichkeit gegeben, eine erforderliche Größe für die weitere Auslegung zu ermitteln.

Bei der Analyse der Variante 6 werden außerdem die Veränderungen der Variante 2 gegenüber 6 und Variante 2 gegenüber 4 betrachtet. Der Ablauf wird wie folgt umgesetzt:

Im ersten Schritt erfolgt die Untersuchung der Veränderung der Strömung zwischen einem losgelösten Leitwerk wie bei Variante 0 und dem im Rumpf des BWB-X eingebundenen Leitwerks, Variante 6. Im zweiten Schritt werden die Einflüsse der Vergrößerung des Leitwerks durch einen Vergleich der Varianten 2 und 6 analysiert. Anschließend werden die Unterschiede der Verdoppelung der Leitwerke zwischen Variante 2 und 4 mit denen der Vergrößerung eines Leitwerkes zwischen Variante 2 und 6 verglichen.

Tabelle 8-17: Geometrieparameter Variante 6

Parameter		
Anzahl	1	
X	0,5	m
Y	0	m
Höhe	2	m
Länge Wurzel	1,428	m
Länge Spitze	0,571	m

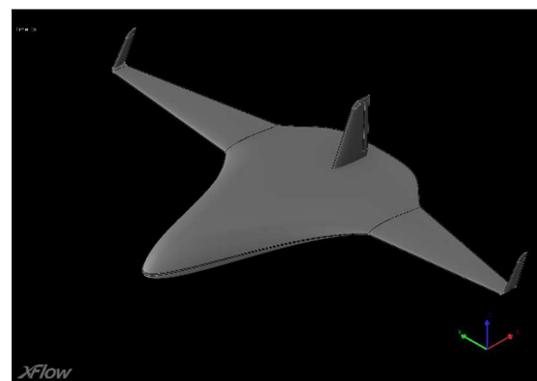


Abbildung 8-18: Variante 6

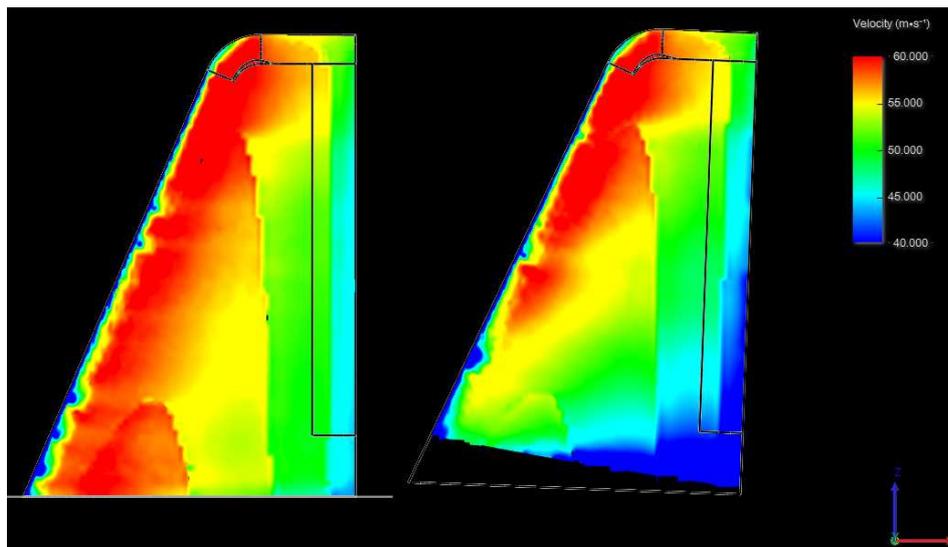
Strömungsfeld:

Abbildung 8-19: Vergleich des Strömungsfeldes nahe der Oberfläche des größeren Seitenleitwerkes nach Variante 0 (links) und Variante 6 (rechts)

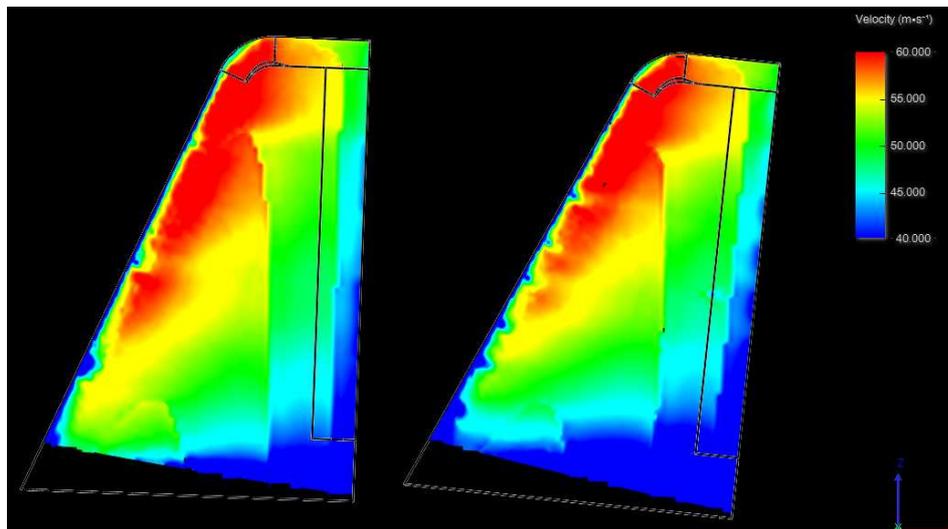


Abbildung 8-20: Vergleich des Strömungsfeldes nahe der Oberfläche des Seitenleitwerkes von Variante 6 bei 2,1° (links) und 6° (rechts) Anstellwinkel

In *Abbildung 8-19 und 8-20* sind die Geschwindigkeiten auf der Oberfläche der Seitenleitwerke mit und ohne BWB-X sowie unterschiedlichen Anstellwinkeln abgebildet. Die Strömungen weisen einen ähnlichen Verlauf auf, wie auch bei den Varianten 1 und 2. Aus diesem Grund wird nicht erneut darauf eingegangen.

Widerstandsbeiwert:

Tabelle 8-18: Widerstandsbeiwert Variante 6

C_w	α [°]	V6	V2	Unterschied
Normalfall	2,1	0,0003	0,0003	21%
10° Schiebewinkel	2,1	0,0025	0,0016	59%
30° Ruderanstellung	2,1	0,0037	0,0025	48%
Normalfall	6	0,0003	0,0002	31%
10° Schiebewinkel	6	0,0025	0,0017	45%
30° Ruderanstellung	6	0,0033	0,0024	37%

In *Tabelle 8-18* sind die Widerstandsbeiwerte der Variante 2 und 6 bei unterschiedlichen Ruderanstellungen, einem Schiebewinkel und verschiedenen Anstellwinkeln eingetragen. Sie zeigt, dass aus einem größeren Leitwerk auch ein größerer Widerstand resultiert. Der kleine Unterschied zwischen den Anstellwinkeln macht sich bei dem großen Seitenleitwerk in stärkerem Maße bemerkbar.

Seitenbeiwert:

Tabelle 8-19: Seitenbeiwert Variante 6

C_y	α [°]	V6	V2	Unterschied
Normalfall	2,1	-0,0006	-0,0001	288%
10° Schiebewinkel	2,1	-0,0278	-0,0175	59%
30° Ruderanstellung	2,1	0,0285	0,0193	48%
Normalfall	6	-0,0002	0,0000	429%
10° Schiebewinkel	6	-0,0279	-0,0182	53%
30° Ruderanstellung	6	0,0255	0,0189	35%

In *Tabelle 8-19* sind die Beiwerte der Seitenkräfte der Variante 2 und 6 unter Berücksichtigung der gleichen Parameter wie beim Widerstandsbeiwert eingetragen. Wie bei den Varianten 1 und 2 sind die Kräfte für das Seitenleitwerk ohne Ruderanstellung und ohne Schiebewinkel vernachlässigbar.

Theoretisch sollte der Seitenbeiwert um rund 53% steigen, da dies der Vergrößerung der Fläche entspricht. Größtenteils trifft dieser Anstieg auf die von XFlow ermittelten Werte zu. Bei einem Anstellwinkel von 6° und einer Ruderanstellung von 30° fällt die Steigerung des Seitenbeiwertes allerdings geringer aus.

Bewertung:

Der Vergleich der Variante 6 mit der Variante 2 zeigt eine deutliche Verbesserung der Seitenkraft in Folge der Vergrößerung des Seitenleitwerkes. Der Widerstand nimmt allerdings nahezu im gleichen Verhältnis zu.

In einer weiteren Bewertung wird die Variante 4 einbezogen. Die Lage auf der X-Achse ist bei beiden Varianten gleich, Variante 4 hat jedoch 2 kleine Leitwerke.

Tabelle 8-20: Veränderung des Widerstandsbeiwertes infolge Größen- oder Anzahlveränderung

C_w	α [°]	V2-V4	V2-V6
Normalfall	2,1	66%	21%
10° Schiebewinkel	2,1	93%	59%
30° Ruderanstellung	2,1	76%	48%
Normalfall	6	-6%	31%
10° Schiebewinkel	6	88%	45%
30° Ruderanstellung	6	63%	37%

Tabelle 8-21: Veränderung des Auftriebsbeiwertes infolge Größen- oder Anzahlveränderung

C_y	α [°]	V2-V4	V2-V6
10° Schiebewinkel	2,1	90%	59%
30° Ruderanstellung	2,1	27%	48%
10° Schiebewinkel	6	69%	53%
30° Ruderanstellung	6	12%	35%

In *Tabelle 8-20 und 8-21* wird die Veränderung zwischen Variante 2 (ein Leitwerk) und 4 (zwei Leitwerke) sowie die Veränderung zwischen 2 (ein Leitwerk) und 6 (ein großes Leitwerk) aufgezeigt.

Es ist theoretisch davon auszugehen, dass bei Verdoppelung der Seitenleitwerke die Kräfte um 100% und bei einer Größenänderung eines Leitwerkes um circa 53% diese nur um ungefähr 53% steigen sollten.

Entgegen dieser Annahme ist aus den in *Tabelle 8-20 und 8-21* aufgeführten Vergleichen zu erkennen, dass bei einer Blended-Wing-Body Konfiguration ein einzelnes größeres Leitwerk effektiver ist, als zwei kleinere, da es weniger Widerstand verursacht und bei Ruderanstellung eine bessere Seitenkraft aufweist, ohne das es doppelt so groß sein muss. Eine Kombination der beiden wäre auch möglich und wird daher im Folgenden untersucht.

8.2.7. Variante 7

In Variante 7 werden zwei Seitenleitwerke mit der Lage der Variante 4 angeordnet und entsprechend Variante 6 vergrößert.

Tabelle 8-22: Geometrieparameter Variante 7

Parameter		
Anzahl	2	
X	0,5	m
Y	3	m
Höhe	2	m
Länge Wurzel	1,428	m
Länge Spitze	0,571	m

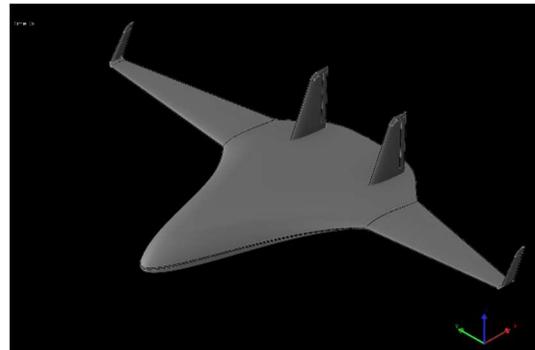


Abbildung 8-21: Variante 7

Strömungsfeld:

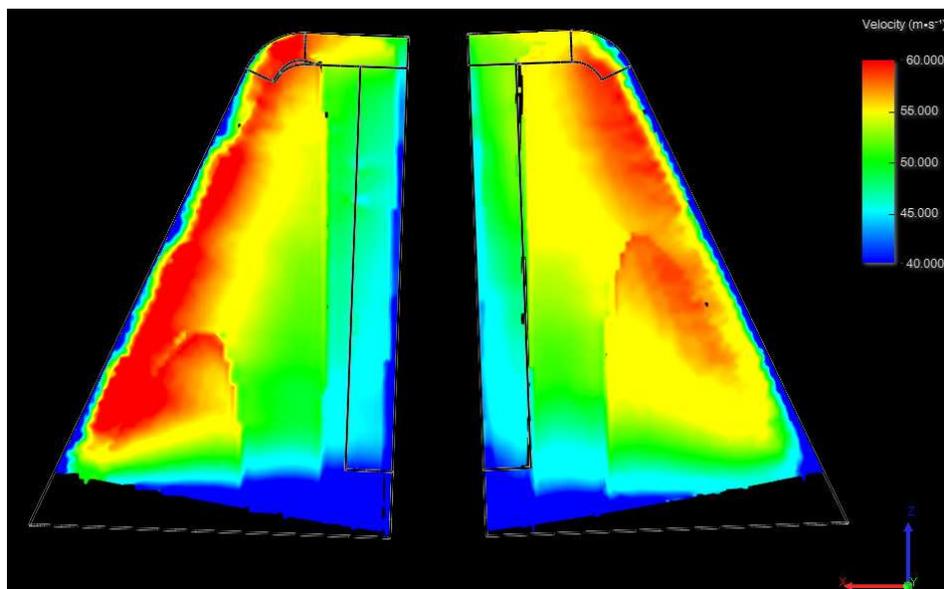


Abbildung 8-22: Vergleich des Strömungsfeldes nahe der Oberfläche des Seitenleitwerkes der Variante 7 bei $2,1^\circ$ Anstellwinkel zwischen Innen- (links) und Außenseite (rechts)

Die *Abbildung 8-22* zeigt die Strömungsgeschwindigkeiten auf der Innen- und Außenseite des rechten Seitenleitwerkes der Variante 7 bei $2,1^\circ$ Anstellwinkel. Die Strömungen weisen einen ähnlichen Verlauf wie bei Variante 4 auf. Der Bereich mit Strömungsgeschwindigkeiten über 60m/s ist bei Variante 7 deutlich größer.

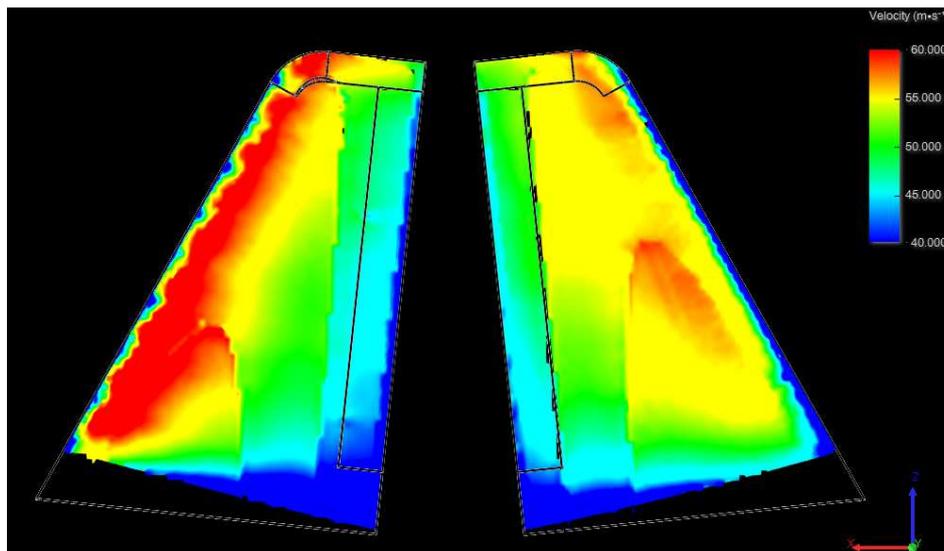


Abbildung 8-23: Vergleich des Strömungsfeldes nahe der Oberfläche des Seitenleitwerkes der Variante 7 bei 6° Anstellwinkel zwischen Innen- (links) und Außenseite (rechts)

Die *Abbildung 8-23* zeigt die Strömungsgeschwindigkeiten auf der Innen- und Außenseite des rechten Seitenleitwerkes der Variante 7 bei 6° Anstellwinkel. Bei diesem Anstellwinkel zeigen sich auf der Innenseite noch größere Bereiche, auf der Außenseite kleinere Bereiche mit Geschwindigkeiten über 60m/s.

Die Auswirkungen der erhöhten Geschwindigkeiten gegenüber Variante 4 werden im Folgenden mit Hilfe der von XFlow berechneten Beiwerte genauer untersucht.

Widerstandsbeiwert:

Tabelle 8-23: Widerstandsbeiwert Variante 7

C_w	α [°]	V7	V4	Unterschied
Normalfall	2,1	0,0004	0,0004	-14%
10° Schiebewinkel	2,1	0,0044	0,0030	44%
30° Ruderanstellung	2,1	0,0060	0,0044	36%
Normalfall	6	0,0001	0,0002	-66%
10° Schiebewinkel	6	0,0046	0,0033	41%
30° Ruderanstellung	6	0,0054	0,0039	39%

In *Tabelle 8-23* sind die Widerstandsbeiwerte der Variante 4 und 7 bei unterschiedlichen Ruderanstellungen, beiden Anstellwinkeln und einem Schiebewinkel eingetragen. Es wird dargestellt, dass aus größeren Leitwerken auch ein größerer Widerstand resultiert. Der Anstieg des Widerstandes ist niedriger als die Vergrößerung der Seitenleitwerksfläche von 53%.

Seitenbeiwert:

Tabelle 8-24: Seitenbeiwert Variante 7

C_y	α [°]	V7	V4	Unterschied
Normalfall	2,1	0,0001	0,0001	17%
10° Schiebewinkel	2,1	-0,0510	-0,0331	54%
30° Ruderanstellung	2,1	0,0354	0,0244	45%
Normalfall	6	-0,0001	0,0000	-207%
10° Schiebewinkel	6	-0,0485	-0,0308	57%
30° Ruderanstellung	6	0,0321	0,0211	53%

In *Tabelle 8-24* sind die Beiwerte der Seitenkräfte der Variante 4 und 7 unter Berücksichtigung der gleichen Parameter wie beim Widerstandsbeiwert eingetragen. Die Größenzunahme von 53% bewirkt bei zwei großen Leitwerken eine annähernd gleiche Zunahme der Seitenbeiwerte in allen Bereichen, mit Ausnahme bei keiner Ruderanstellung und keinem Schiebeflug. Dies ist jedoch wie bei allen anderen Varianten zu vernachlässigen, da diese Beiwerte in beiden Fällen gleich „0“ sein müssten (*siehe Variante 3*).

Bewertung:

Die Vergrößerung bei zwei Seitenleitwerken weist eine äquivalente Änderung der Seitenbeiwerte gegenüber der Seitenleitwerksflächenänderung auf. Die Einflüsse der Änderungen der Widerstandsbeiwerte sind geringer.

8.3. Vergleich der Varianten

Mit der Auswertung der Ergebnisse der einzelnen Varianten wurden bisher die Kräfte (Widerstandsbeiwert und Seitenbeiwert) für die einzelnen Seitenleitwerke betrachtet und verglichen. Der nächste Schritt ist die Betrachtung der verschiedenen Varianten in Bezug auf das gesamte Flugzeug. Entscheidend für die Beurteilung der Effektivität der einzelnen Varianten ist die Betrachtung des Giermomentes, dessen Größe für die Richtungsstabilität des Flugzeuges verantwortlich ist.

8.3.1. Richtungsstabilität

Im Falle des Auftretens eines Schiebewinkels, ausgelöst durch nicht dauerhafte Einflüsse, muss für das Flugzeug nach ROSKAM II gelten:

$$C_{n\beta} \geq 0,001 \frac{1}{\text{Grad}} = 0,0571 \frac{1}{\text{rad}}$$

Die entsprechenden Giermomentbeiwerte für die einzelnen Varianten werden von XFlow nicht direkt ausgegeben und mussten daher berechnet werden. Hierfür wurden die berechneten Momente um die Z-Achse sowie die Beiwerte der Seitenkräfte bei einem Schiebewinkel verwendet. Neben der Spannweite und der Referenzflügelfläche wird außerdem die Position des Schwerpunktes benötigt. Da die Position des Schwerpunktes in der Auslegung nicht definiert war, wurde der Punkt mit der

X-Koordinate 5,134m verwendet, der in *Kapitel 7* ermittelt wurde, um eine Längsstabilität im Reiseflug zu gewährleisten. Mit diesen Werten wurden die Angriffspunkte der Seitenbeiwerte und die Giermomentenbeiwerte der einzelnen Varianten ermittelt.

Tabelle 8-25: Giermoment des BWB-X im Schiebeflug

Giermoment im Schiebeflug				
Variante	Flugfall	C_y	Druckpunkt	$C_{n^{\circ}, \beta}$
1	Horizontalflug	-0,0281	6,24	0,0004
	Maximale Gleitzahl	-0,0282	6,69	0,0006
2	Horizontalflug	-0,0288	6,45	0,0005
	Maximale Gleitzahl	-0,0286	6,87	0,0007
3	Horizontalflug	-0,0454	6,69	0,0009
	Maximale Gleitzahl	-0,0439	7,01	0,0011
4	Horizontalflug	-0,0452	7,04	0,0011
	Maximale Gleitzahl	-0,0417	7,33	0,0012
5	Horizontalflug	-0,0412	6,82	0,0009
	Maximale Gleitzahl	-0,0413	7,07	0,0011
6	Horizontalflug	-0,0397	6,80	0,0009
	Maximale Gleitzahl	-0,0387	7,01	0,0010
7	Horizontalflug	-0,0636	7,11	0,0017
	Maximale Gleitzahl	-0,0600	7,35	0,0018

In *Tabelle 8-25* sind die Beiwerte für die Seitenkräfte und Giermomente der einzelnen Varianten aufgelistet. Zusätzlich sind die Angriffspunkte angegeben. Die Varianten, die das Auslegungskriterium nach ROSKAM II erfüllen sind grün und die, die sie nicht erfüllen, rot markiert. Die gelb markierten Varianten sind grenzwertig. Für den Horizontalflug sind sie nicht richtungsstabil, für den Flug bei maximaler Gleitzahl jedoch schon. Es ist zu erkennen, dass der Einsatz eines Seitenleitwerkes nach diesem Auslegungskriterium für den BWB-X nicht geeignet ist. Selbst das große Leitwerk erfüllt das Auslegungskriterium nicht vollständig. Zwei Leitwerke können verwendet werden. Dabei erfüllen nur die Varianten, in denen die Seitenleitwerke weiter hinten positioniert wurden und weit auseinander stehen, das Auslegungskriterium vollständig.

Die Ergebnisse bestätigen, dass sich die Giermomentenbeiwerte je nach Anbaulage unterscheiden. Mit Verschiebung des Seitenleitwerkes entlang der Längsachse des Flugzeuges (Variante 1 und 2 sowie 3 und 4) nach hinten verbessert sich der Giermomentenbeiwert. Dies ist in erster Linie auf den größer werdenden Hebelarm zurückzuführen. Bei der Verschiebung entlang der Horizontalen in Richtung Symmetrieebene (von Variante 4 zu 5) verschlechtern sich zum einen der Angriffspunkt und zum anderen die Seitenbeiwerte. Zu beachten ist, dass Variante 3 und 5 nahezu die gleichen Giermomentenbeiwerte aufweisen. Das bedeutet, dass die Verbesserung, die mithilfe der Verschiebung entlang der Längsachse erzielt wird, durch die Verschlechterung der neuen Y-Lage aufgehoben wird. Für eine weitere Auslegung sollten diese Faktoren berücksichtigt werden.

Diese Betrachtungen erwecken den Anschein, dass es nicht möglich sein wird, bei dem BWB-X ein Seitenleitwerk zu verwenden. Selbst ein Seitenleitwerk, das möglichst weit hinten angebracht wird, würde nicht den nötigen Giermomentenbeiwert erzielen. Der Unterschied der Lage zwischen Variante 1 und 2 beträgt 0,4m. Unter der Voraussetzung, dass sich die Seitenbeiwerte bei einer Verschiebung in X-Richtung nur unwesentlich ändern und der Giermomentenbeiwert somit nur vom Hebelarm abhängt, kann davon ausgegangen werden, dass die Änderung des Giermomentenbeiwertes direkt von der Verschiebung abhängig ist. Bei einer Verschiebung um 0,4m ändert sich der Giermomentenbeiwert um 0,0001. Das Leitwerk der Variante 2 müsste somit um 1,2m weiter hinten angebracht werden, um zumindest bei maximaler Gleitzahl die Auslegungskriterien zu erfüllen. Da bei Variante 2 nur 0,5m zur Hinterkante des BWB-X vorhanden sind, ist dies nicht möglich.

Bei der Betrachtung der Angriffspunkte fällt auf, dass sie sich überwiegend vor dem Seitenleitwerk befinden. Dies ist auf den großen Einfluss der Winglets beim Schiebflug zurückzuführen. Mit Seitenbeiwerten von $-0,0118$ bei $2,1^\circ$ und $-0,0111$ bei 6° Anstellwinkel besitzen sie einen großen Einfluss auf den Giermomentenbeiwert und den Angriffspunkt der resultierenden Seitenbeiwerte aller Bauteile. Im Falle einer Flügelpfeilung würden sich die Winglets weiter hinten vom Flugzeug befinden, wodurch auch der Angriffspunkt in Richtung Flugzeughinterkante verlagert wird. Mit dieser Annahme besteht die Möglichkeit, dass sich je nach Stärke der Pfeilung auch eine Variante mit einem Seitenleitwerk realisieren lassen könnte. Auch dies sollte in einer weiteren Auslegung berücksichtigt werden.

8.3.2. Steuerbarkeitsforderung

Im Falle eines permanent auftretenden Einflusses, der einen Schiebewinkel verursacht, muss dieser mit Hilfe des Ruders korrigiert werden. Für ein mehrmotoriges Flugzeug kann für die Auslegung in der Regel der Triebwerksausfall beim Start als Kriterium dienen. Das derzeitige Antriebskonzept des BWB-X sieht allerdings nur ein Triebwerk vor. Aus diesem Grund werden an dieser Stelle lediglich die Giermomentenbeiwerte der einzelnen Varianten verglichen. Für eine weitere Auslegung können diese dann als Grundlage dienen.

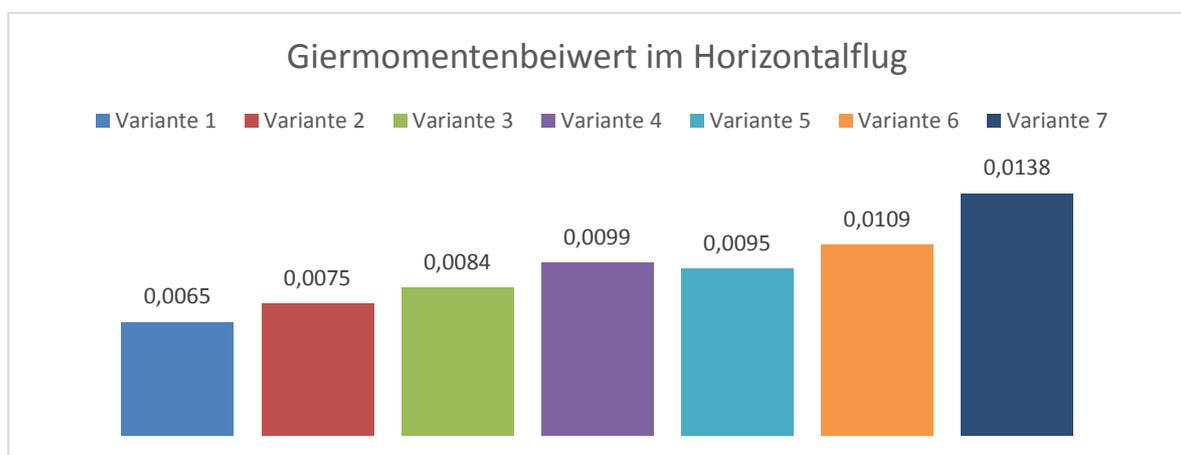


Diagramm 8-5: Giermomentenbeiwert des BWB-X im Horizontalflug bei Schiebewinkel

Im *Diagramm 8-5* ist der resultierende Giermomentenbeiwert des Horizontalfluges der sieben Varianten bei 30° Ruderanstellung aufgetragen. Es zeigt, dass ein Seitenleitwerk einen kleineren Giermomentenbeiwert aufweist als Zwei. Eine Vergrößerung des Leitwertes kann dies jedoch ausgleichen (vgl. *Variante 1,2,6*). Bei zwei kleinen Seitenleitwerken (*Variante 3, 4, 5*) ist zu erkennen, dass sich der Beiwert in Bezug auf die Verschiebung entlang der Flugzeugachse verbessert, jedoch bei kleiner werdendem Abstand der Leitwerke zueinander verschlechtert. Außerdem fällt auf, dass die Verdopplung der Leitwerke nicht das gewünschte Resultat hervorbringt. Anstatt dass sich der Beiwert verdoppelt, steigt er nur geringfügig.

8.3.3. Bewertung

Die Untersuchung des Seitenleitwerkes hat ergeben, dass es nach den bisherigen Auslegungskriterien des BWB-X nicht möglich ist, ein stabiles Flugverhalten zu realisieren. Um dies zu ermöglichen, müsste die Anzahl der Leitwerke erhöht oder eine Flügelpfeilung verwendet werden. Für die weitere Auslegung des BWB-X wurden in dieser Arbeit die Auswirkungen verschiedener Anbaulagen analysiert.

Tabelle 8-26: Bewertung der Optimierungsmöglichkeiten des Seitenleitwerkes

steigend->	X-Lage	Y-Abstand	Anzahl	Größe	Flügelpfeilung
Widerstand	NEUTRAL	OK	SCHLECHT	SCHLECHT	NEUTRAL
Seitenkraft	NEUTRAL	OK	OK	GUT	NEUTRAL
Stabilität	GUT	GUT	GUT	GUT	GUT
Giermoment	GUT	OK	OK	GUT	NEUTRAL
Gewicht	NEUTRAL	NEUTRAL	SCHLECHT	SCHLECHT	NEUTRAL

In der *Tabelle 8-26* sind die verschiedenen Folgen der Anbaulage des Seitenleitwerkes aufgezeigt. Des Weiteren beinhaltet sie die Auswirkungen einer veränderten Anzahl und Größe der Leitwerke sowie einer eventuellen Flügelpfeilung. Zu beachten ist, dass die Auswirkungen der Flügelpfeilung nicht genau untersucht wurden, da dies nicht Bestandteil der Bachelorarbeit war. Die angegebenen Folgen beruhen lediglich auf Beobachtungen und theoretischen Überlegungen, die im Zuge der Arbeit angestellt wurden.

Für die Verschiebung von einem oder zwei Seitenleitwerken entlang der X-Achse zeigten die Ergebnisse von XFlow, dass sich in Bezug auf den Widerstandsbeiwert und den Seitenbeiwert keine deutlichen Veränderungen einstellen. Auch das Gewicht ist nur minimal betroffen, da nur ein kleiner Teil des Leitwerkes im Rumpf liegt und sich dieser nicht stark ändert, solange sich das Seitenleitwerk im hinteren Bereich des Flugzeuges befindet.

Bei der Betrachtung der Giermomentenbeiwerte und der Richtungsstabilität zeigte sich, dass sich die Ergebnisse verbessern, je weiter das Leitwerk entlang der Flugzeuglängsachse nach hinten verschoben wird. Die Tatsache, dass die Beiwerte des Seitenleitwerkes unabhängig von der X-Lage sind, bedeutet, dass es in der weiteren Auslegung beliebig verschoben und der größtmögliche Hebelarm verwendet werden kann.

Im Gegensatz dazu ist die Verschiebung entlang der Horizontalen nicht ohne weiteres möglich. Während das Gewicht wieder relativ konstant bleibt, verändern sich die Beiwerte, die Stabilität und der Giermomentenbeiwert. Hierbei ist darauf zu achten, dass der Abstand zwischen den Leitwerken möglichst groß gewählt wird.

Die Untersuchungen haben gezeigt, dass mit zwei Leitwerken eine bessere Stabilität erreicht wird, der Seitenbeiwert und der Giermomentenbeiwert jedoch nur geringfügig zunehmen. Gleichzeitig vergrößern sich der Widerstandbeiwert und das Gewicht. Das zusätzliche Leitwerk führt somit sowohl zu Verbesserungen als auch zu Verschlechterungen, wobei zwischen ihnen ein Missverhältnis besteht. Aus diesem Grund sollte in der weiteren Auslegung angestrebt werden, nur ein Seitenleitwerk zu verwenden.

Bei der Analyse der Auswirkungen der Leitwerkgröße wurde gezeigt, dass die Veränderungen direkt im Verhältnis zu ihren Auswirkungen stehen. Das bedeutet, dass für eine weitere Auslegung das Seitenleitwerk größer gestaltet werden sollte, ohne es vorschnell zu verdoppeln.

Sollte es nicht möglich sein ein Leitwerk zu verwenden, wäre es sinnvoll, die Leitwerke entlang der X-Achse möglichst weit in Richtung Heck zu positionieren, um diese gleichzeitig verkleinern zu können. Außerdem muss ein ausreichender Abstand zwischen den Leitwerken bestehen.

Die Betrachtung des Schiebewinkels hat gezeigt, dass die Winglets einen großen Einfluss auf die Richtungsstabilität haben. Theoretisch würde eine Flügelpfeilung dazu beitragen, dass sich der Angriffspunkt der Seitenbeiwerte der Winglets und somit des Gesamtflugzeuges weiter nach hinten verschieben lässt. Hierdurch würde sich der Giermomentenbeiwert bezogen auf den Schiebewinkel um einiges erhöhen lassen und eventuell auch ein Seitenleitwerk ausreichen. Gemäß SCHOLZ FE 2012 verbessert die Pfeilung zusätzlich die Stabilität und es würden sich keine schwerwiegenden Nachteile einstellen.

Abschließend kann gesagt werden, dass nach den bisherigen Untersuchungen die optimale Anbaulage des Seitenleitwerkes möglichst weit hinten und im Falle von zwei Seitenleitwerken zusätzlich möglichst weit außen liegt. Die Verschiebung in Längsrichtung des Flugzeuges erzeugt keine Verbesserung oder Verschlechterung der Effektivität des Seitenleitwerkes. Somit ist das Giermoment nur vom Hebelarm abhängig, der an der Hinterkante am größten ist. Bei der Verschiebung in Querrichtung des Flugzeuges dürfen die Leitwerke nicht zu dicht aneinander stehen, da sie sich sonst gegenseitig negativ beeinflussen.

9. Zusammenfassung und Ausblick

Die Kapitel 1 bis 3 befassen sich mit der Vorgeschichte und den Grundlagen der Strömungslehre, der numerischen Simulation und der verwendeten Software. Sie dienen als Einführung in die Thematik und sollen einen Überblick über das erforderliche Vorwissen vermitteln. Außerdem liefern diese Kapitel für zukünftige Arbeiten ein Basiswissen über die Grundlagen der Blended-Wing-Body-Konfiguration, der Strömungsmechanik, der Flugmechanik und der Numerischen Strömungssimulation sowie über die Handhabung von XFlow und das SMDW-Modell.

In Kapitel 4 werden die Simulationseinstellungen ermittelt, mit denen die Strömungsanalysen durchgeführt wurden. Mithilfe der in dieser Bachelorarbeit ermittelten Einstellungen können zukünftige Strömungssimulationen mit XFlow durchgeführt werden, bei denen die Genauigkeit und die Rechenzeit in einem guten Verhältnis stehen.

Das Kapitel 5 beschäftigt sich mit der Validierung des CFD-Programmes XFlow anhand des AC20.30. Hierbei werden die Ergebnisse von XFlow mit denen aus vorherigen Arbeiten verglichen und bewertet. Dieses Kapitel zeigt, dass eine Strömungssimulation eines Blended-Wing-Body mit XFlow möglich ist und zu guten Ergebnissen führt. Besonders im Bereich der Ermittlung des Widerstandes weist das Programm eine sehr gute Näherung zur Realität auf.

Das Kapitel 6 zeigt die 3D Modell Erstellung des BWB-X mithilfe des SMDW-Modelles. Das erstellte BWB-X Modell kann für weitere Untersuchungen verwendet werden oder mit der gegebenen Aufzeichnung in kürzester Zeit neu erstellt werden. In der vorliegenden Arbeit kam das SMDW-Modell erstmalig zum Einsatz. Im Verlauf der Bearbeitung wurde ersichtlich wie viel Potential in diesem Modell steckt, da eine schnelle und einfache Erstellung von Geometrien des BWB-X ermöglicht wurde. Außerdem werden Optimierungsmöglichkeiten angesprochen, die im Zuge der Bachelorarbeit schon erfolgreich verwendet wurden.

Die Strömungsanalyse des BWB-X wird in Kapitel 7 durchgeführt. Dieses Kapitel liefert für weitere Arbeiten die nötigen Grundkenntnisse über die aerodynamischen Eigenschaften des neuen mantragenden Flugzeuges. Neben dem Auftriebs- und Widerstandsbeiwert liefert die vorliegende Bachelorarbeit Aussagen über die Gleitzahl und Stabilität des Flugzeuges. Mit einer maximalen Gleitzahl von 19 zeigt sich, dass der BWB-X in diesem Punkt mit aktuellen Verkehrsflugzeugen vergleichbar ist. Aufgrund fehlender Schwerpunktdaten wird bei der Untersuchung der Stabilität ein Schwerpunkt ermittelt, der für eine Längsstabilität sorgt und für die Untersuchung des Seitenleitwerkes verwendet werden konnte.

Der Schwerpunkt dieser Bachelorarbeit wird in Kapitel 8 bearbeitet. Mithilfe der gewonnenen Erkenntnisse aus den vorangegangenen Kapiteln wird eine Untersuchung der Optimierungsmöglichkeiten des Seitenleitwerkes für ein BWB-Modell anhand des BWB-X durchgeführt. Hierfür wurden verschiedene Varianten des Seitenleitwerkes simuliert und analysiert. Die Varianten berücksichtigen die Verschiebung, Größenänderung und die Variation der Anzahl.

In dieser Bachelorarbeit wird gezeigt, dass die besondere Rumpfform eines BWB Auswirkungen auf die Effektivität eines Leitwerkes hat. In Bezug auf die Verschiebung entlang der Flugzeuglängsachse verändert sich dieser Einfluss vernachlässigbar klein. Eine Veränderung der Effektivität aufgrund der Rumpfform stellt sich nicht ein, jedoch ist der Hebelarm maximal, wodurch das bestmögliche Giermoment erzeugt wird. Damit wird nachgewiesen, dass die optimale Anbaulage eines Leitwerkes an der Hinterkante des Flugzeuges liegt.

Bei der Verschiebung eines Leitwerkes entlang der Spannweite wird gezeigt, dass sich durch den Rumpf ein veränderter Anstellwinkel am Leitwerk einstellt. Im Falle von zwei Seitenleitwerken führt dies zu einem Unterschied der Seitenkräfte der einzelnen Leitwerke und nur zu einer kleinen Verbesserung des Giermomentes. In Bezug auf die Lage zeigt die Analyse, dass die Leitwerke nicht zu dicht aneinander liegen dürfen, da sie sich ansonsten gegenseitig negativ beeinflussen. Für die optimale Anbaulage gilt somit: Das Leitwerk muss möglichst an der Hinterkante und den Rumpfaußenkanten liegen.

Die Betrachtung der Größenänderung und Variation der Anzahl zeigt, dass ein größeres Leitwerk zu bevorzugen ist. Während sich die auf das Seitenleitwerk wirkenden Kräfte proportional zur Größe verhalten, steigt bei einem zweiten Leitwerk lediglich der Widerstand entsprechend an, die Seitenkraft jedoch nur geringfügig. In Bezug auf die Richtungsstabilität zeigen die Ergebnisse wiederum, dass zwei Seitenleitwerke im Schiebeflug eine ihrer Anzahl entsprechende Seitenkraft erzeugen und für die Berücksichtigung der Richtungsstabilität gut geeignet sind.

Für den BWB-X wird gezeigt, dass eine Realisierung des Flugzeuges in Bezug auf seine Richtungsstabilität bei aktueller Auslegung nicht durchführbar ist. Um dies zu erreichen, muss entweder eine Pfeilung oder ein zweites Seitenleitwerk in Betracht gezogen werden. Diese Maßnahmen führen einzeln oder in Kombination zu einem richtungsstabilen BWB-X.

Für die Optimierung des BWB-X ist daher zu empfehlen, eine Rückwärtspeilung zu verwenden und das Seitenleitwerk an die Hinterkante des Flugzeuges zu verschieben. Die Effektivität des Seitenleitwerkes wird mit diesen Maßnahmen verbessert, da der Widerstand nahezu konstant bleibt und das erzeugte Giermoment größer wird. Zusätzlich kann die Richtungsstabilität gewährleistet werden, da die Winglets durch die Verlagerung des Angriffspunktes bei ausreichender Flügelpeilung eine zusätzliche Erhöhung des Giermomentes bewirken.

Für den weiteren Verlauf der Entwicklung ist zu empfehlen, dass das SMDW-Modell um weitere Bestandteile, zum Beispiel die Steuerflächen, erweitert und das CFD-Programm XFlow ausgiebiger getestet wird. Die in dieser Arbeit gewonnenen Erkenntnisse bieten hierfür eine gute Grundlage. Bei verlässlichem Gebrauch und optimaler Nutzbarkeit lassen sich zukünftige CFD-Analysen in Kombination dieser beiden Programme schnell und einfach erstellen. Hierfür ist lediglich die Vorgabe der Flugzeug- und Strömungsparameter in zum Beispiel Excel Tabellen sowie die Weitergabe der Simulationseinstellungen in Form der Simulationsdatei erforderlich.

Literaturverzeichnis

- Abbot/Doenhoff 1959** ABBOT I./DOENHOFF, A.: *THEORY OF WING SECTIONS, INCLUDING A SUMMARY OF AIRFOIL DATA*. New York: Dover Publications INC., 1959
- Bohl/Elmendorf 2008** BOHL, W./ELMENDORF, W.: *Technische Strömungslehre*. Würzburg: Vogel Industrie Medien GmbH&Co. KG, 2008
- Brüning/Hafer 1978** BRÜNING, G./HAFER, X.: *Flugleistungen, Grundlagen Flugzustände Flugabschnitte*. Berlin, Heidelberg, New York: Springer Verlag, 1978
- Brunswig 2006** BRUNSWIG, H.: *Diplomarbeit, Bestimmung der aerodynamischen Eigenschaften des BWB-Modells AC20.30 mit Methoden der CFD*. HAW Hamburg, 2006
- Drescher 2003** DRESCHER O.: *Word Datei, Gesamtkonzept AC20.30*. HAW Hamburg, 2003
- Hänel 2004** HÄNEL, D.: *Molekulare Gasdynamik, Einführung in die kinetische Theorie der Gase und Lattice-Boltzmann-Methoden*. Berlin, Heidelberg: Springer Verlag, 2004
- Holman 2013** HOLMAN, D.: *Advanced Aerodynamic Analysis of the NASA High-Lift Trap Wing with a Moving Flap Configuration*. Madrid: Next Limit Technologies, 2013
- Hünecke 2000** HÜNECKE, K.: *Die Technik des modernen Verkehrsflugzeuges*. Stuttgart: Motorbuchverlag, 2000
- Lecheler 2008** LECHELER, S.: *Numerische Strömungsberechnung, Schneller Einstieg durch ausführliche praxisrelevante Beispiele*. Wiesbaden: Vieweg+Teubner Verlag, 2009
- Meier/Winckler 2013** MEIER, S./WINCKLER, D.: *Schwerpunktarbeit, Konstruktion eines parametrisierten BWB-CATIA Modells*. HAW Hamburg, 2013
- Nguewo 2013** NGUEWO, D.: *Skript zur Vorlesung Flugmechanik I*. HAW Hamburg, 2013
- Nickel/Wohlfahrt 1990** NICKEL, K./WOHLFAHRT, M.: *Schwanzlose Flugzeuge, Ihre Auslegung und ihre Eigenschaften*. Basel, Boston, Berlin: Birkhäuser Verlag, 1990

- Roskam II** ROSKAM, J.: *Part II: Preliminary Configuration Design and Integration of the Propulsion System*. Lawrence: DARcorporation, 1997
- Schlichting/
Truckenbrodt1 1969** SCHLICHTING, H./TRUCKENBRODT, E.: *Erster Band, Aerodynamik des Flugzeuges*. Braunschweig, München, Berlin, Heidelberg: Springer-Verlag, 1969
- Schlichting/
Truckenbrodt2 1969** SCHLICHTING, H./TRUCKENBRODT, E.: *Zweiter Band, Aerodynamik des Flugzeuges*. Braunschweig und München: Berlin, Heidelberg: Springer-Verlag, 1969
- Torenbeek/
Wittenberg 2009** TORENBEEK, E./WITTENBERG, H.: *Flight Physics, Essentials of Aeronautical Disciplines and Technology, with Historical Notes*. Dordrecht, Heidelberg, London, New York: Springer, 2009
- Scholz 2006** SCHOLZ, D.: *Die Blended Wing Body (BWB) Flugzeugkonfiguration*. HAW Hamburg, 2006
- Scholz FE 2012** SCHOLZ, D.: *Skript zur Vorlesung Flugzeugentwurf*. HAW Hamburg, 2012
- Scholz FM 2012** SCHOLZ, D.: *Skript zur Vorlesung Flugmechanik I*. HAW Hamburg, 2012
- Schulze 2010** SCHULZE, D.: *Skript zur Vorlesung Strömungslehre*. HAW Hamburg, 2010
- Schwart 2013** SCHWART, S.: *Masterarbeit, Entwurf, Konzept- und Projektplanerstellung für ein einsitziges Nurflügelflugzeug mit einem elektrischen Antrieb zum Bau eines entsprechenden Prototypens*. HAW Hamburg, 2013
- Stümke 1969** STÜMKE H.: *Grundzüge der Flugmechanik und Ballistik*. Braunschweig: Friedr. Vieweg&Sohn GmbH, 1969
- XFlow 2012** NEXT LIMIT TECHNOLOGIES: *XFlow User Guide*. Spain: Madrid: Next Limit Technologies, 2012
- Zingel 2005** ZINGEL T.: *Pflichtentwurf nach Wahl II, Auswertung: Windkanalversuche am BWB-Modell AC20.30*. HAW Hamburg, 2005

Internetquellen:**ac2030 2014***www.ac2030.de*. Abgerufen 07.02.2014**Schoenherr 2014**SCHOENHERR, M.: *Das Stromburg Prinzip, Ein Versuch, 7 Nurflügelprobleme zu lösen*. *www.m-schoenherr.de/Stromburg/Das_Stromburg_Prinzip.pdf*. Abgerufen am 07.02.2014**Wikipedia 2014***www.wikipedia.de*. Abgerufen am 03.03.2014

Anhang A: Geometrieparameter des AC20.30

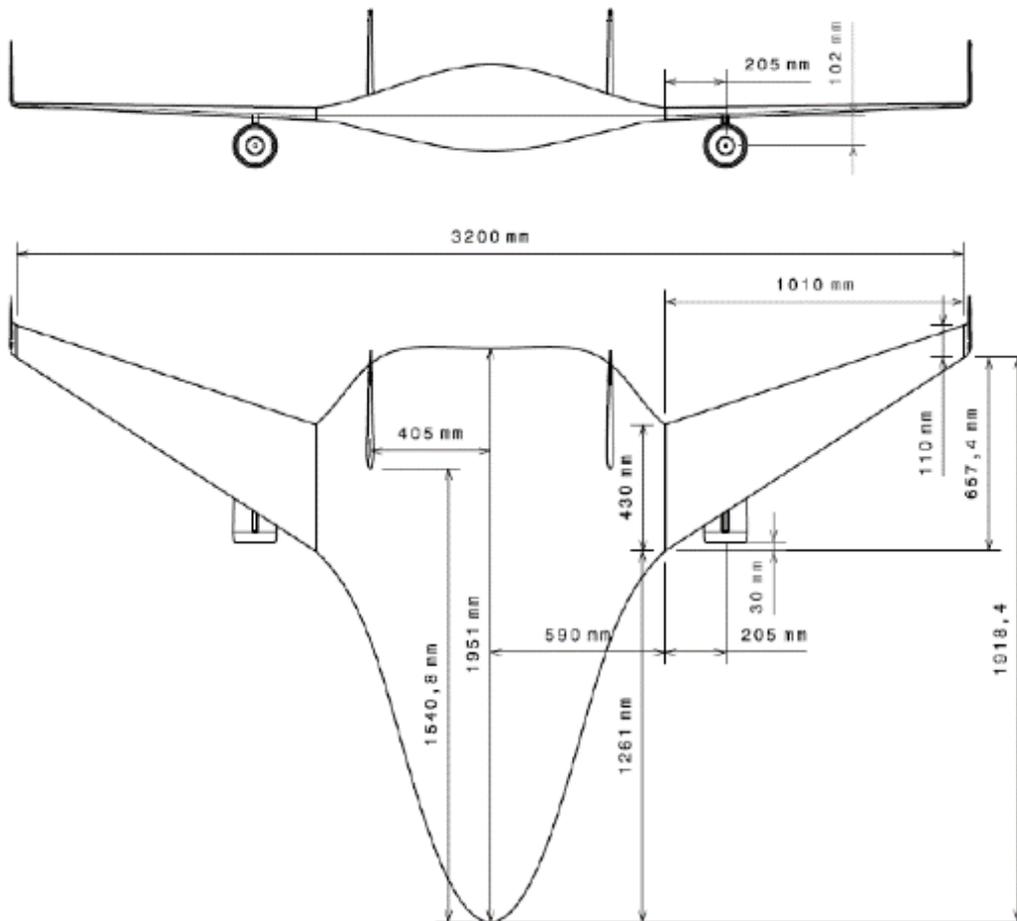


Abbildung A-1: Skizze AC20.30 [BRUNSWIG 2006]

Tabelle A-1: Parameter des AC20.30 [BRUNSWIG 2006]

Flugmodell AC20.30

Flügelfläche	S	2,08 m ²
Spannweite	b	3,240 m
Gesamtlänge	l	2,128 m
Höhe	h	0,65 m
Streckung	Λ	5,05
max. Startgewicht	m_{\max}	12,5 kg
Flächenbelastung	m/S	6,01 kg/m ²
Antrieb		2 Elektropeller
Stand Schub	F_S	2 x 30 N

Rumpf:

Profiltiefe Wurzel	$l_{R,i}$	1,951 m
Profiltiefe Spitze	$l_{R,a}$	0,430 m
Zuspitzung des Rumpfes	λ_R	0,22
Rumpffläche	S_R	1,404 m ²
Profil		MH-91
geometrische Schränkung	$\alpha_{s,w}$	0°

Flügel:

Flügelspannweite	b_F	1,010 m
Profiltiefe Wurzel	$l_{F,i}$	0,430 m
Profiltiefe Spitze	$l_{F,a}$	0,110 m
Zuspitzung des Flügels	λ_F	0,256
Flügelfläche	S_F	0,545 m ²
Profil		MH-45
V-Form	Γ	2°
geometrische Schränkung	$\alpha_{s,w}$	-3°

Anhang B: Simulationseinstellungen

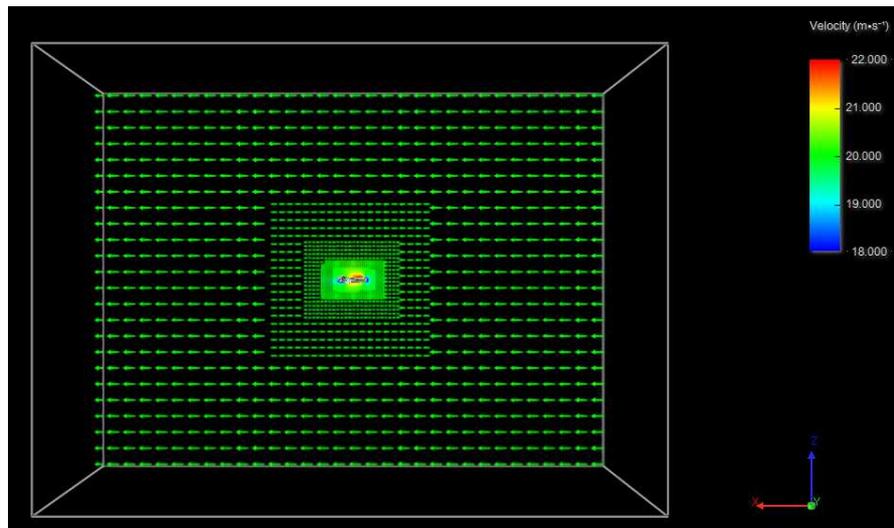


Abbildung B-1: Simulationsraum

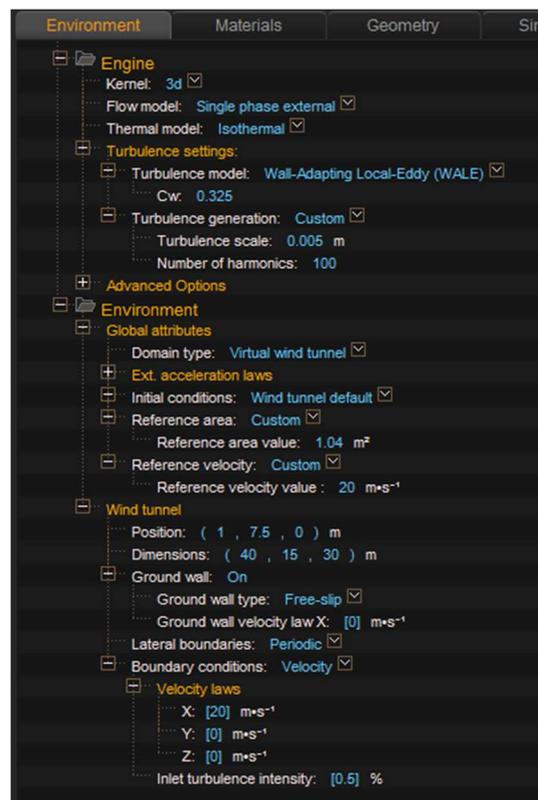


Abbildung B-2: Simulationseinstellungen: Strömungsbereich

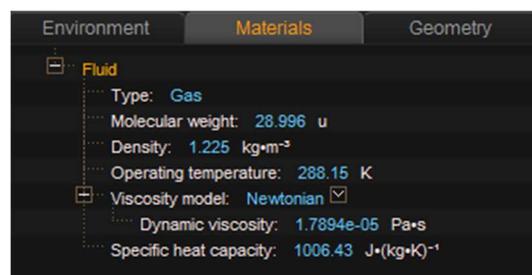


Abbildung B-3: Simulationseinstellungen: Material

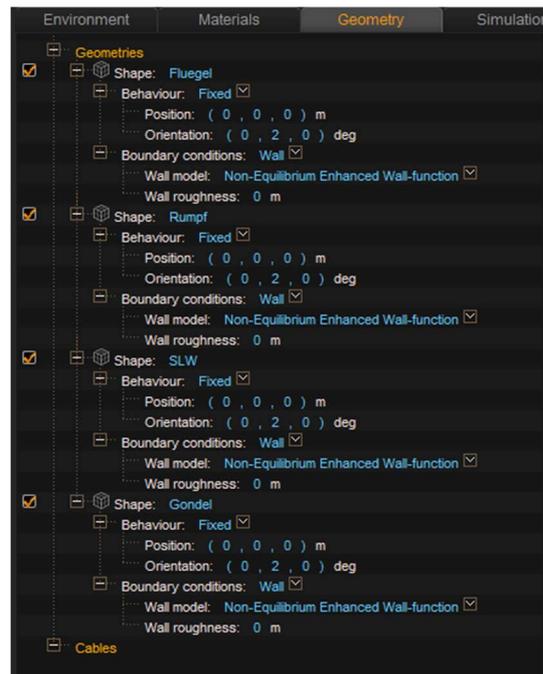


Abbildung B-4: Simulationseinstellungen: Geometrie



Abbildung B-5: Simulationseinstellungen: Simulation

Anhang C: Simulationsergebnisse des AC20.30

Tabelle C-1: Auftriebsbeiwert der Verfeinerungsstufen für die untersuchten Kombinationen Wand- und Turbulenzmodell

Auftriebsbeiwert bei den Verfeinerungsstufen							
Ref	WE (F)	SE (F)	WN (F)	SN (F)	WN (X)	SN (X)	t [h]
6	0,1187	0,1175	0,1206	0,1177	0,1288	0,1269	0,4
7	0,1252	0,1249	0,1270	0,1265	0,1247	0,1241	1,5
7,5	0,1229	0,1225	0,1272	0,1269	0,1280	0,1309	4,7
8	0,1228	0,1223	0,1254	0,1250	0,1288	0,1281	7,5
9	0,1287		0,1354	0,1353	0,1366		45,0

Tabelle C-2: Widerstandsbeiwert der Verfeinerungsstufen für die untersuchten Kombinationen Wand- und Turbulenzmodell

Widerstandsbeiwert bei den Verfeinerungsstufen							
Ref	WE (F)	SE (F)	WN (F)	SN (F)	WN (X)	SN (X)	t [h]
6	0,0179	0,0225	0,0425	0,0516	0,0598	0,0641	0,4
7	0,0140	0,0165	0,0374	0,0405	0,0297	0,0328	1,5
7,5	0,0039	0,0053	0,0262	0,0282	0,0241	0,0263	4,7
8	0,0049	0,0062	0,0250	0,0270	0,0250	0,0271	7,5
9	0,0049		0,0241	0,0254	0,0237		45,0

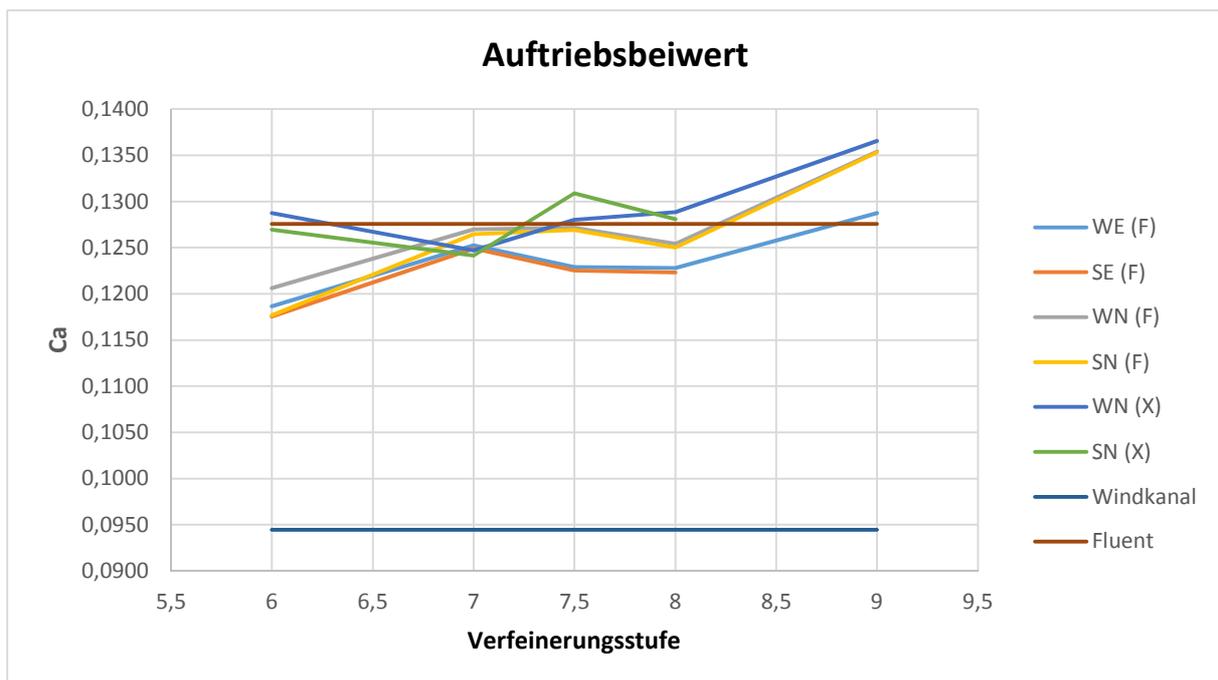


Diagramm C-1: Auftriebsbeiwert aufgetragen über die Verfeinerungsstufen der untersuchten Kombinationen für Wand- und Turbulenzmodell

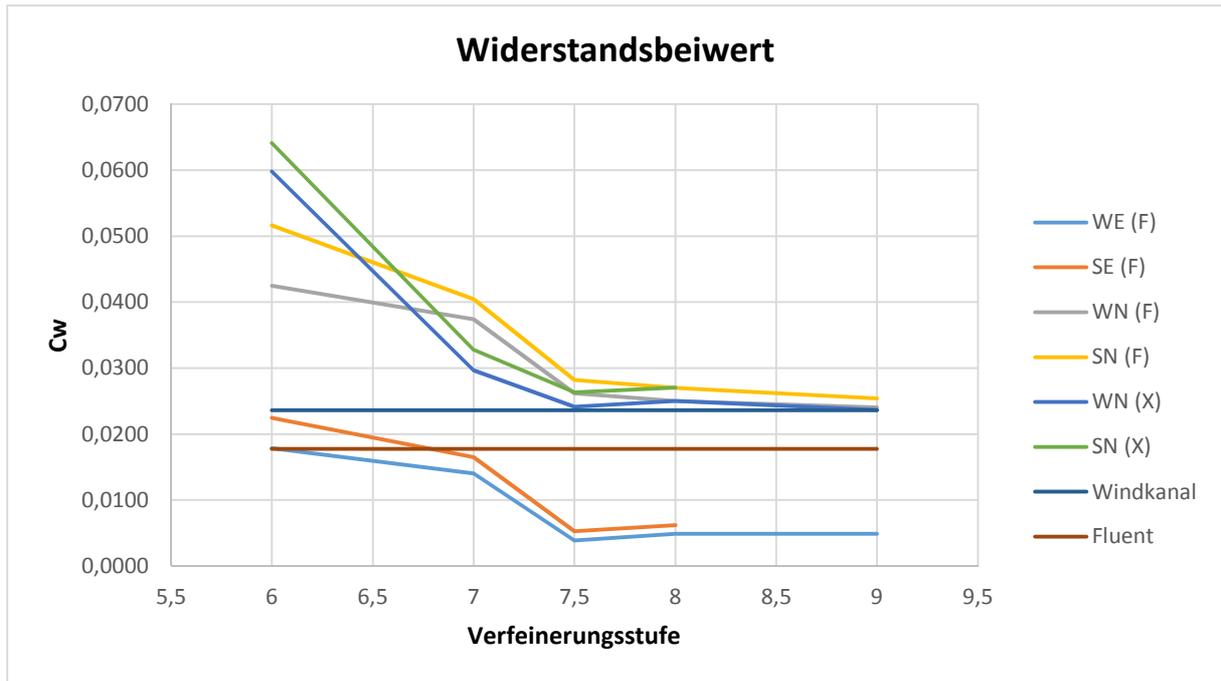


Diagramm C-2: Widerstandsbeiwert aufgetragen über die Verfeinerungsstufen der untersuchten Kombinationen für Wand- und Turbulenzmodell

Tabelle C-3: Auftriebsbeiwert der untersuchten Verfeinerungsvarianten bei 2° Anstellwinkel

Auftriebsbeiwert Varianten bei 2°							
Ref	WE (F)	SE (F)	WN (F)	SN (F)	WN (X)	SN (X)	t [h]
T7	0,1223	0,1219	0,1237	0,1230	0,1249	0,1243	7,8
WD	0,1229	0,1224	0,1228	0,1223	0,1246	0,1241	9,3
AW	0,1233	0,1231	0,1267	0,1265	0,1271	0,1263	5,4

Tabelle C-4: Widerstandsbeiwert der untersuchten Verfeinerungsvarianten 2° Anstellwinkel

Widerstandsbeiwert Varianten bei 2°							
Ref	WE (F)	SE (F)	WN (F)	SN (F)	WN (X)	SN (X)	t [h]
T7	0,0027	0,0041	0,0247	0,0266	0,0245	0,0266	7,8
WD	0,0028	0,0042	0,0252	0,0272	0,0255	0,0277	9,3
AW	0,0042	0,0055	0,0263	0,0282	0,0241	0,0262	5,4

Tabelle C-5: Auftriebsbeiwert der untersuchten Verfeinerungsvarianten bei 14° Anstellwinkel

Auftriebsbeiwert Varianten bei 14°					
Ref	WN (F)	SN (F)	WN (X)	SN (X)	t [h]
T7	0,6499	0,6463	0,6761	0,6620	4,8
WD	0,6369	0,6234	0,6785	0,6392	9,0
AW	0,6526				28

Tabelle C-6: Widerstandsbeiwert der untersuchten Verfeinerungsvarianten bei 14° Anstellwinkel

Widerstandsbeiwert Varianten bei 14°					
Ref	WN (F)	SN (F)	WN (X)	SN (X)	t [h]
T7	0,1028	0,1071	0,1105	0,1124	4,8
WD	0,0994	0,1022	0,1093	0,1094	9,0
AW	0,1038				28

Tabelle C-7: Ergebnisse der Untersuchung des AC20.30 mit XFlow

α [°]	C_a	C_w	$C_{m,x=0}$	$C_{m,CG}$	$C_{a\alpha}$	$\frac{dC_{m,CG}}{dC_a}$	Druckpunkt [m]	E
-2,0	-0,1147	0,0285	0,1433	0,0226	3,4020	-0,1035	1,436	-4,0
0,0	0,0041	0,0238	0,0060	0,0103	3,4619	-0,1139	-1,687	0,2
2,0	0,1249	0,0245	-0,1351	-0,0035	3,5053	-0,1051	1,242	5,1
4,0	0,2473	0,0307	-0,2768	-0,0164	3,4317	-0,1106	1,286	8,1
6,0	0,3671	0,0356	-0,4162	-0,0296	3,2337	-0,0887	1,303	10,3
8,0	0,4799	0,0435	-0,5451	-0,0396	2,4960	-0,0346	1,305	11,0
10,0	0,5671	0,0568	-0,6398	-0,0427	1,8390	-0,0464	1,296	10,0
12,0	0,6313	0,0813	-0,7104	-0,0456	1,4704	-0,0409	1,293	7,8
14,0	0,6826	0,1096	-0,7666	-0,0477	2,7935	-0,0699	1,290	6,2

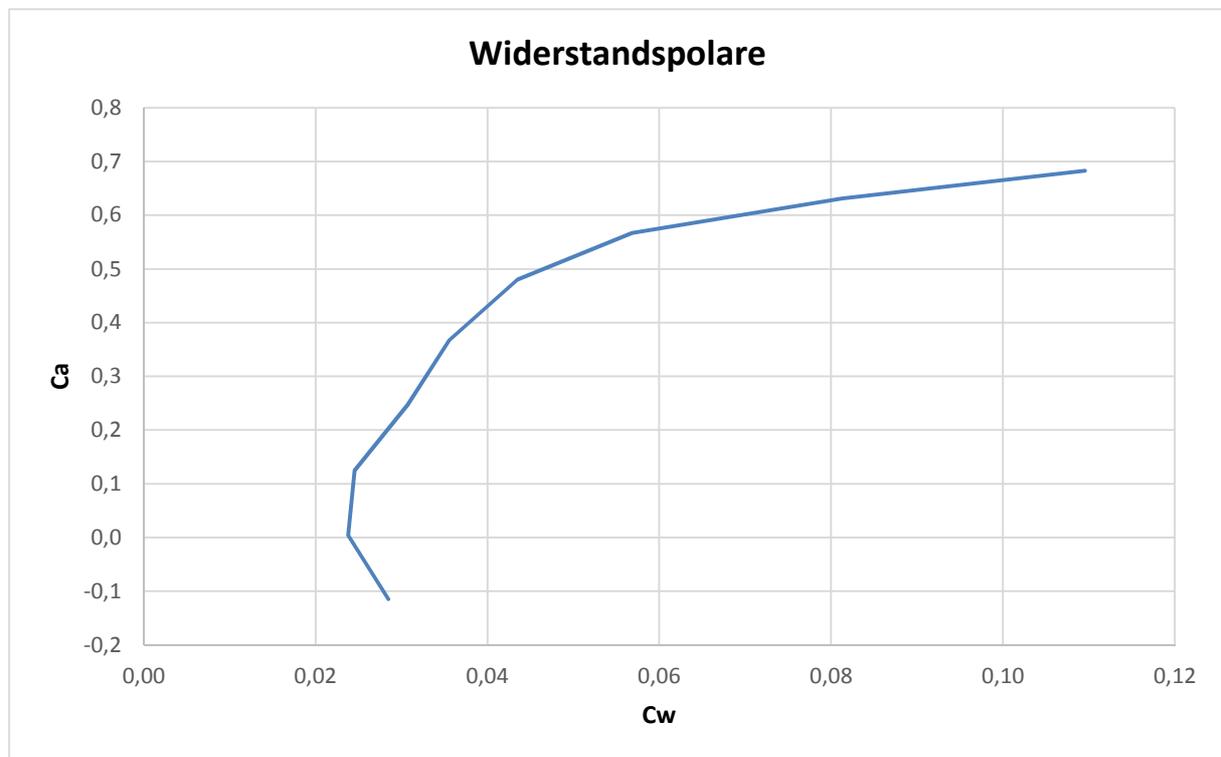


Diagramm C-3: Widerstandspolare des AC20.30

Anhang D: Geometrie des BWB-X

Tabelle D-1: Allgemeine Entwurfsparameter des BWB-X

Vorläufiges Gesamtkonzept BWB-X		
Entwurfsparameter	Wert	Einheit
Sitzplätze	2	-
Spannweite	14,98	m
Länge	9	m
Höhe	3	m
Gesamtflügelfläche	43	m ²
Abflugmasse	800	kg
Dienstgeipfelhöhe	12000	ft
Startgeschwindigkeit	25	m/s
Reisefluggeschwindigkeit	55	m/s
Schwerpunktlage	5,134	m
mittlere aerodynamische Flügeltiefe	5,303	m
Auftriebsbeiwert Reiseflug	0,1437	-
Maximale Gleitzahl	19	-

Tabelle D-2: Rumpfparameter des BWB-X

Rumpf (beinhaltet Mittel- bzw. Übergangsstück)		
Entwurfsparameter	Wert	Einheit
maximale Profiltiefe	9	m
Profiltiefe bei Rumpftrennung	4,355	m
minimale Profiltiefe	1,985	m
Breite Rumpftrennung	3,5	m
Spannweite	5,446	m
Profil	MH-91	

Tabelle D-3: Flügelparameter des BWB-X

Flügel		
Entwurfsparameter	Wert	Einheit
maximale Profiltiefe	1,985	m
minimale Profiltiefe	0,508	m
Spannweite	14,769	m
Pfeilung	0	°
geometrische Schrängung	0	°
V-Form	2	°
Profil	MH-45	

Tabelle D-4: Wingletparameter des BWB-X

Winglets		
Entwurfsparameter	Wert	Einheit
maximale Profiltiefe	0,508	m
minimale Profiltiefe	0,254	m
Höhe	1,015	m
Pfeilung	30	°
Profil	MH-45	

Tabelle D-5: Seitenleitwerkparameter des BWB-X

Seitenleitwerk		
Entwurfsparameter	Wert	Einheit
maximale Profiltiefe	1,154	m
minimale Profiltiefe	0,462	m
Position	0,9	m
Höhe	1,615	m
Pfeilung	0	°
Seitenruderlänge	1,3	m
Seitenruderbreite	0,15	m
maximaler Ruderausschlagswinkel	30°	
Profil	NACA0009	

Tabelle D-6: Rumpfparameter des BWB-X, des AC20.30 und des 1:30 Modelles für das SMDW-Modell

Rumpf	BWB-X			1:30 Modell			AC20.30	
	Wert	Einheit	Maßstab	Wert	Einheit	Maßstab	Wert	Einheit
Spannweite	5446,15	mm	6,50	1180	mm	30,00	35400	mm
maximale Profiltiefe	9000	mm	6,50	1950	mm	30,00	58500	mm
innere Profiltiefe	4355	mm	6,60	958,5	mm	30,00	28755	mm
X-Lage	8654	mm	6,59	1900	mm	30,00	57000	mm
Y-Lage	1750	mm	6,86	400	mm	30,00	12000	mm
Rotationspunkt	25	%	1,00	25	%	1,00	25	%
Rotation	0	°	1,00	0	°	1,00	0	°
minimale Profiltiefe	1984,62	mm	6,50	430	mm	30,00	12900	mm
X-Lage	7800	mm	6,50	1690	mm	30,00	50700	mm
Y-Lage	2723,08	mm	6,50	590	mm	30,00	17700	mm
Rotationspunkt	25	%	1,00	25	%	1,00	25	%
Rotation	0	°	1,00	0	°	1,00	0	°
Flügelprofil	MH-91		1,00	MH-91		1,00	MH-91	

Tabelle D-7: Flügelparameter des BWB-X, des AC20.30 und des 1:30 Modelles für das SMDW-Modell

Tragflügel	BWB-X			1:30 Modell			AC20.30	
	Wert	Einheit	Maßstab	Wert	Einheit	Maßstab	Wert	Einheit
Spannweite	14769,23	mm	6,50	3200	mm	30,00	96000	mm
Wurzel Profiltiefe	1984,62	mm	6,50	430	mm	30,00	12900	mm
X-Lage	7800	mm	6,50	1690	mm	30,00	50700	mm
innere Profiltiefe	1153,85	mm	6,50	250	mm	30,00	7500	mm
X-Lage	865,3875	mm	6,50	187,5	mm	30,00	5625	mm
Y-Lage	3553,85	mm	6,50	770	mm	30,00	23100	mm
Rotationspunkt	25	%	1,00	25	%	1,00	25	%
Rotation	0	°	1,00	0	°	1,00	0	°
äußere Profiltiefe	507,69	mm	6,50	110	mm	30,00	3300	mm
X-Lage	380,7675	mm	6,50	82,5	mm	30,00	2475	mm
Y-Lage	7384,615	mm	6,50	1600	mm	30,00	48000	mm
Rotationspunkt	25	%	1,00	25	%	1,00	25	%
Rotation	0	°	0,00	-3	°	1,00	-3	°
Wurzel X-Lage	6311,54	mm	6,50	1367,5	mm	30,00	41025	mm
Pfeilung	0	°	0,00	30	°	1,00	30	°
Steigung	2	°	1,00	2	°	1,00	2	°
Flügelprofil	MH-45		1,00	MH-45		1,00	MH-45	

Tabelle D-8: Wingletparameter des BWB-X, des AC20.30 und des 1:30 Modelles für das SMDW-Modell

Winglets	BWB-X			1:30 Modell			AC20.30	
	Wert	Einheit	Maßstab	Wert	Einheit	Maßstab	Wert	Einheit
Wurzel Profiltiefe	507,69	mm	6,50	110	mm	30,00	3300	mm
X-Lage	380,7675	mm	6,50	82,5	mm	30,00	2475	mm
Y-Lage	7384,615	mm	6,50	1600	mm	30,00	48000	mm
innere Profiltiefe	461,54	mm	6,50	100	mm	30,00	3000	mm
X-Lage	346,155	mm	6,50	75	mm	30,00	2250	mm
Y-Lage	90,77	mm	6,50	19,666	mm	30,00	590	mm
Spitze Profiltiefe	253,85	mm	6,50	55	mm	30,00	1650	mm
X-Lage	190,3875	mm	6,50	41,25	mm	30,00	1237,5	mm
Winglethöhe	1015,38	mm	6,50	220	mm	30,00	6600	mm
Pfeilung	30	°	1,00	30	°	1,00	30	°
Steigung	0	°	1,00	0	°	1,00	0	°
Wingletprofil	MH-45		1,00	MH-45		1,00	MH-45	

Tabelle D-9: Seitenleitwerkparameter des BWB-X, des AC20.30 und des 1:30 Modelles für das SMDW-Modell

VTP	BWB-X			1:30 Modell			AC2030	
	Wert	Einheit	Maßstab	Wert	Einheit	Maßstab	Wert	Einheit
Wurzel Profiltiefe	1153,85	mm	6,50	250,00	mm	30,00	7500	mm
innere Profiltiefe	692,31	mm	6,50	150,00	mm	30,00	4500	mm
Spitze Profiltiefe	461,54	mm	6,50	100,00	mm	30,00	3000	mm
Entfernung Root Tail von AC_tail_point	900,00	mm	6,50	195,00	mm	30,00	5850	mm
Entfernung von AC_mirror_plane	0,00	mm	0,00	405,00	mm	30,00	12150	mm
Höhe von AC_horizontal_center_plane	1615,39	mm	6,50	350,00	mm	30,00	10500	mm
Pfeilung	0,00	°	0,00	40,00	°	1,00	40	°
Ruderlänge	1300,00	mm	6,92	300,00	mm	30,00	9000	mm
Rudertiefe	150,00	mm	0,00		mm			mm
Ruderabstand zu Spitze	101,00	mm	0,00		mm			mm
Ruderwinkel	0,00	°	1,00	0,00	°		0	°
Seitenleitwerkprofil	NACA0009		1,00	NACA0009		1,00	NACA0009	

Anhang E: Simulationsergebnisse des BWB-X

Tabelle E-1: Ergebnisse der Untersuchung des BWB-X mit XFlow

α [°]	C_a	C_w	$C_{m,x=0}$	$C_{m,CG}$	$dc_a/d\alpha$	E	Druckpunkt [m]	Schwerpunkt [m]
-2,0	-0,1127	0,0135	0,1549	0,0150		-8,35	6,288	5,581
0,0	0,0114	0,0126	0,0000	0,0142	3,5564	0,91	-0,995	5,585
2,0	0,1348	0,0142	-0,1544	0,0130	3,5348	9,46	5,072	5,581
4,0	0,2617	0,0146	-0,3137	0,0105	3,6339	17,90	5,357	5,571
6,0	0,3851	0,0202	-0,4682	0,0078	3,5366	19,05	5,447	5,554
8,0	0,5113	0,0318	-0,6242	0,0055	3,6152	16,10	5,473	5,530
10,0	0,6332	0,0418	-0,7760	0,0000	3,4906	15,16	5,500	5,500
12,0	0,7066	0,0612	-0,8643	-0,0031	2,1053	11,55	5,486	5,463
14,0	0,7533	0,1067	-0,9417	-0,0299	1,3369	7,06	5,629	5,419

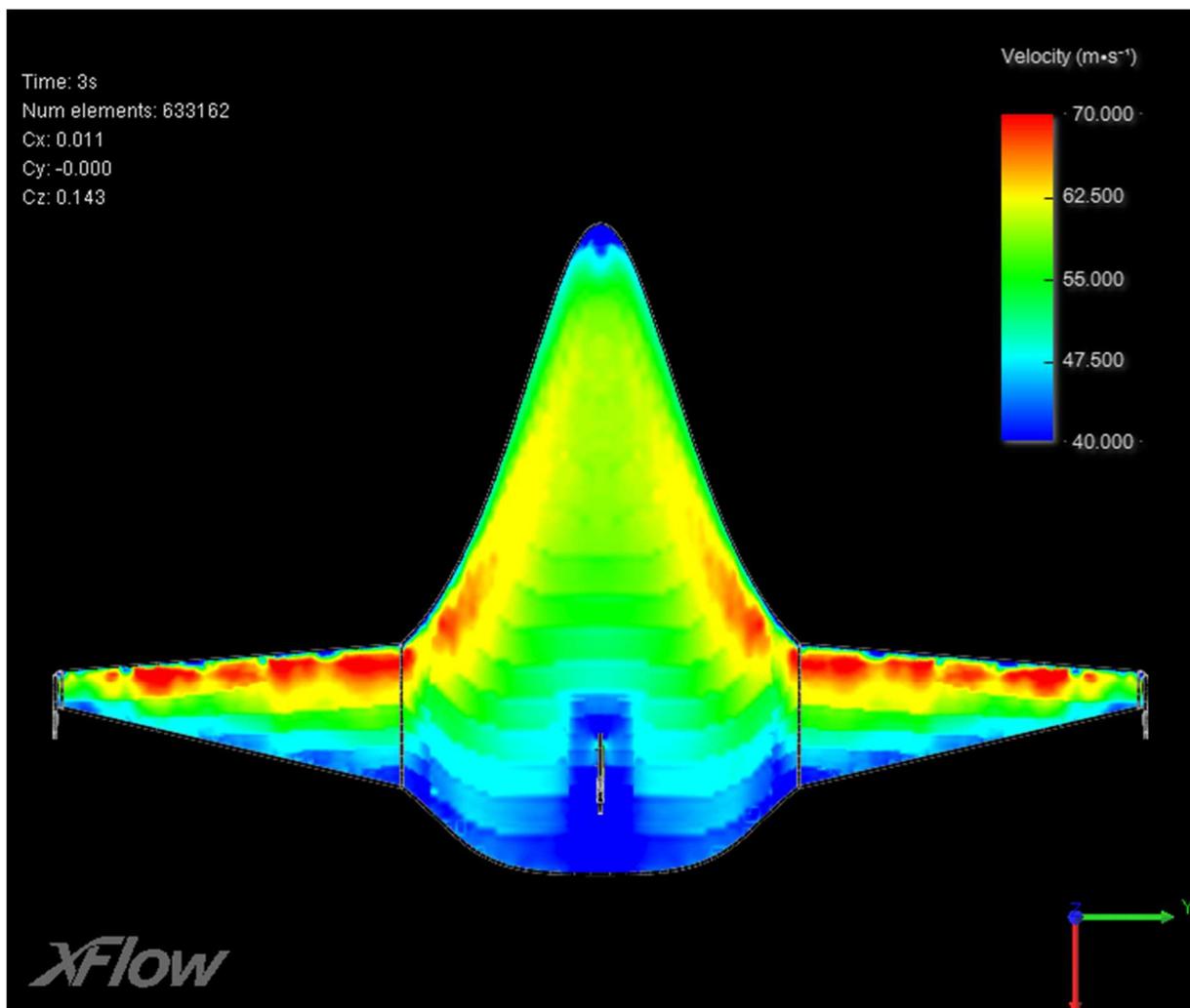


Abbildung E-1: Strömungsfeld in Oberflächennähe des BWB-X (Geschwindigkeit/Oberseite)

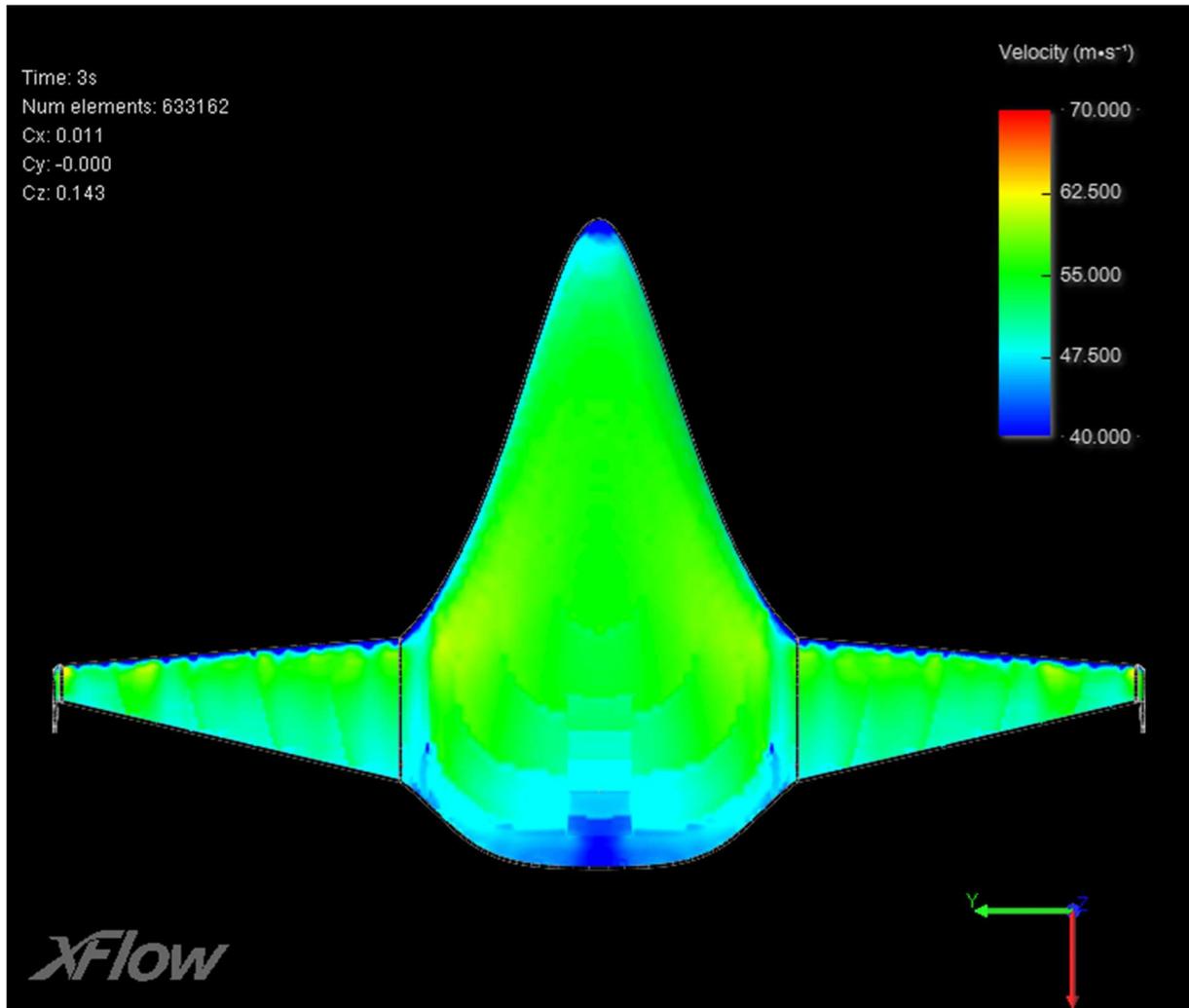


Abbildung E-2: Strömungsfeld in Oberflächennähe des BWB-X (Geschwindigkeit/Unterseite)

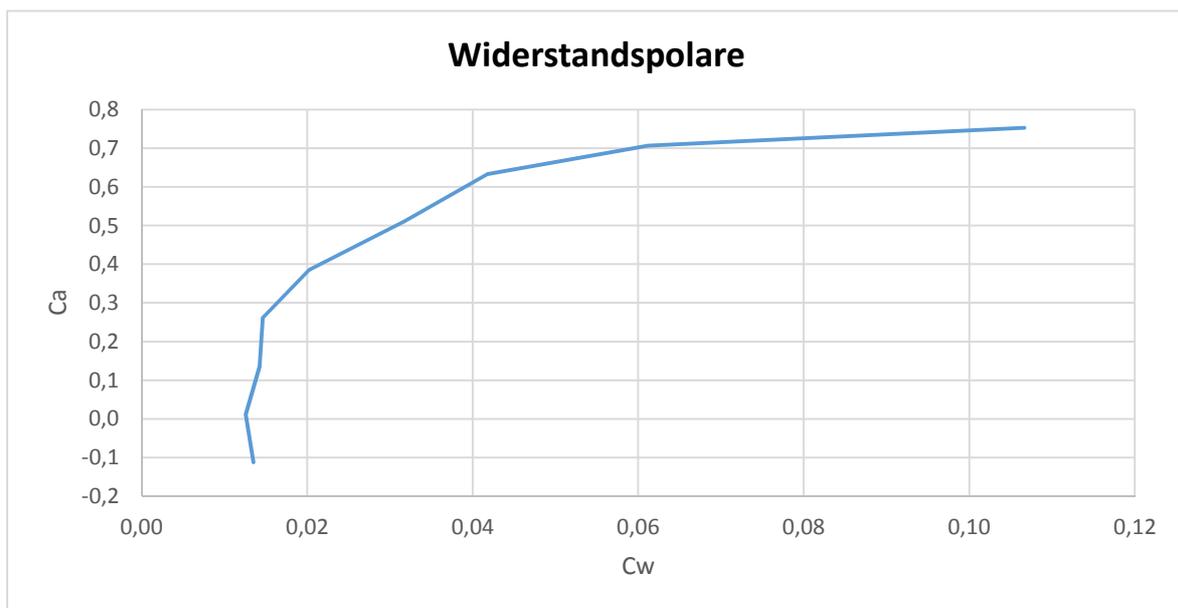


Diagramm E-1: Widerstandspolare des BWB-X

Anhang F: Vorschläge für weitere Arbeiten

Aufbauend auf diese Bachelorarbeit könnten folgende Arbeiten durchgeführt werden:

1. Optimierung des SMDW-Modelles

- Erweiterung um Seitenruder und Querruder
- Optimierung des Seitenleitwerkes und der Winglets
- Entwurfparameter und Profildaten in eine Excelldatei

2. Optimierung der Simulationseinstellungen für XFlow hinsichtlich Rechenzeit und Genauigkeit

- Simulationsraum
- Zeitschritt/Simulationszeit
- Verfeinerung
- Anstellwinkel

3. Optimierung der Excel Tabellen zu Datenauswertung

- Makro zu Datenaufnahme
- Vollständig automatisierte Tabellen (Erstellung der Diagramme etc.)

4. Makro zur Erstellung von Simulationen

- Simulationseinstellung über separates Programm definieren
- Einfügen und Reparatur der Geometrie automatisch über Programm
- Start der Simulation mit anschließender Übergabe an die Excel Tabellen
- ➔ Es sind lediglich zwei Excel Tabellen nötig um eine CFD Analyse durchzuführen (Inputdatei für Entwurfparameter und Simulationseinstellungen und Ergebnisdatei zur Einsicht der kompletten Ergebnisse).
- ➔ Für weitere Arbeit ist nur das Programm XFlow und das SMDW-Modell sowie die Input- und Auswertungstabelle mit den Makros nötig. Nach dem Einlesen der Parameter muss nur noch der Bericht verfasst werden, wodurch eine Analyse einen minimalen Arbeitsaufwand erfordert.
- ➔ Simulationen vom BWB-X, AC20.30 und dem 1:30 Modell erfordern einen minimalen Arbeitsaufwand.

5. Analyse der Flügelprofilierung hinsichtlich Vor- und Nachteile

- Giermoment im Schiebeflug
- Auftrieb/Widerstand
- Strömungsablösung

6. Optimierung der Profile für Rumpf und Flügel

- Auftrieb/Widerstand
- Gleitzahl
- Stabilität/Schwerpunkt
- Strömungsablösung

7. Analyse der Querruder

- Effektivität
- Steuerbarkeit
- Rollmoment

8. Analyse verschiedener Seitenleitwerks- und Rudertypen

- Spaltklappe etc.
- Gefeiltes Seitenleitwerk etc.

9. Auslegung des BWB-X unter Berücksichtigung aller Arbeiten

Anhang G: Weitere Literaturquellen

Zur Kontrolle der verwendeten Literaturquellen, dem Aufbau dieser Bachelorarbeit und für einen tieferen Einblick in die Thematik wurden folgende Literaturquellen zusätzlich verwendet:

- Feichtinger 2005** FEICHTINGER, C.: *Short Thesis, Drag Force Simulations of Particle Agglomerates with the Lattice-Boltzmann Method*. Friedrich-Alexander-Universität Erlangen-Nürnberg, 2005
- Ferziger/Peri 1996** FERZIGER, J./PERI, M.: *Computational Methods for Fluid Dynamics*. Berlin Heidelberg: Springer-Verlag, 1996
- Hafer/Sachs 1987** HAFER, X./SACHS, G.: *Flugmechanik, Moderne Flugzeugentwurfs- und Steuerungskonzepte*. Berlin, Heidelberg, New York London, Paris, Tokyo: Springer-Verlag, 1987
- Karger 2005** KARGER, J.: *Diplomarbeit, Berechnung der Strömung einer Blended-Wing-Body Konfiguration mit dem Wirbelleiterverfahren „Tornado“*. HAW Hamburg, 2005
- Nesme 2010** NESME, A.: *Hochleistungsrechnungen instationärer Transportphänomene in Mikrokanälen mittels Lattice Boltzmann Methoden*. Friedrich-Alexander-Universität Erlangen-Nürnberg, 2010
- Richtlinie 2013** FAHRZEUGTECHNIK UND FLUGZEUGBAU (HAW): *Erstellung von Abschlussarbeiten und Entwurfsarbeiten*; HAW Hamburg, 2013
- Schulze AML 2011** Schulze, D.: *Skript zur Vorlesung Aerodynamik mit Labor*. HAW Hamburg, 2011
- Schulze 2013** Schulze, D.: *Skript zur Vorlesung Computational Fluid Dynamics*. HAW Hamburg, 2013
- Wagner 2012** Wagner, M.: *Skript zur Vorlesung Flugzeugentwurf*. HAW Hamburg, 2012
- HAW 2014** www.haw-hamburg.de. Abgerufen am 14.01.2014
- TU-Braunschweig 2014** www.tu-braunschweig.de. Abgerufen am 20.01.2014