





Titel:

# Ein Beitrag zur Optimierung der Rotorblätter von Windenergieanlagen

D i s s e r t a t i o n

zur Erlangung des Grades eines Doktors

der Ingenieurwissenschaften

vorgelegt von

Frank Kortenstedde

aus Lüdinghausen

genehmigt von der Fakultät für Mathematik/Informatik und  
Maschinenbau

der Technischen Universität Clausthal

Tag der mündlichen Prüfung

05.05.2015

Vorsitzender der Promotionskommission: Prof. Dr.-Ing. Alfons Esderts

Hauptberichterstatter: Prof. Dr.-Ing. Gunther Brenner

Berichterstatter: Prof. Dr.-Ing. Gerhard Ziegmann

## **Vorwort**

Diese Arbeit ist während meiner Tätigkeit als wissenschaftlicher Mitarbeiter am Institut für Aerospace-Technologie der Hochschule Bremen entstanden. Teile dieser Arbeit sind in einem Drittmittelprojekt mit den Unternehmen „Deutsche Windtechnik AG“ und „Deutsche Rotor- und Turm Service GmbH“, Bremen, unter Förderung durch die Wirtschaftsförderung Bremen entstanden. Herr Dr. Klaus Meier, Gründer der „wpd AG“, Bremen, und Matthias Brand, Vorstand der Deutsche Windtechnik AG, hatten wesentlichen Anteil an der Entstehung des Projekts, dafür möchte ich ihnen meinen herzlichen Dank aussprechen.

Ich möchte mich sehr herzlich bei Prof. Gunther Brenner für die Betreuung der Arbeit am Institut für Technische Mechanik der TU Clausthal bedanken. Prof. Gerhard Ziegmann danke ich für die Übernahme des zweiten Gutachtens. Für die Betreuung der Arbeit an der Hochschule Bremen danke ich Prof. Bernd Steckemetz. Insbesondere allen Kollegen, die mich bei Fragen und Problemen beraten und unterstützt haben, möchte ich herzlich danken.

Bremen, 09.04.2014

Frank Kortenstedde

## Zusammenfassung

Die Strömung an Rotorblättern von Windenergieanlagen mit horizontaler Achse ist durch dreidimensionale, instationäre Effekte geprägt. Aus strukturell bedingten Gründen werden im Rotorblattwurzelbereich Profile mit dicker Hinterkante eingesetzt, was aus aerodynamischer Sicht nicht optimal ist. Die entstehende Radialströmung von der Rotorblattwurzel in Richtung der Blattspitze verringert die Effizienz von Windenergieanlagen mit konventionellen Rotorblättern. Neben der in dieser Arbeit im Rahmen eines Projektes mit einem Industriepartner entwickelten „Splitflap“ werden weitere Strömungselemente für das Rotorblatt untersucht und optimiert.

Für die Untersuchungen werden Modell-Rotorblätter der Forschungsanlage DEBRA-25 sowie der Windenergieanlage VESTAS V66 verwendet, um in dreidimensionalen, rotierenden Strömungen das Rotorblatt und die Strömungselemente numerisch zu simulieren. Für die Validierung der Ergebnisse stehen, neben den Forschungsergebnissen zur DEBRA-25, experimentelle Untersuchungsergebnisse aus dem Windkanal zur Verfügung. Die VESTAS V66 konnte für die Untersuchung des Splitflap-Prototypen als reale Test-Windenergieanlage in einem Windpark genutzt werden. An dieser Anlage führte eine „Wolffaden-Messung“ zu weiteren, aufschlussreichen Ergebnissen und wurde für den visuellen Vergleich mit der CFD-Analyse genutzt.

Für die Auslegung von Rotorblättern heutiger Anlagen mit Längen von bis zu 75 m gibt es im Wesentlichen zwei Ansätze. Zum einen werden die Rotorblätter so steif ausgelegt, dass sie trotz ihrer Länge bei extremen Windgeschwindigkeiten nicht mit dem Turm kollidieren, beispielsweise durch den Einsatz von CFK in den Gurten der Blattschale. Ein anderer Ansatz ist, die Rotorblätter gezielt aeroelastisch zu gestalten, um Lasten bei Böen zu reduzieren. Neben der Untersuchung des Einflusses der Lage des Holms auf die Biege-Torsions-Kopplung am Modell-Rotorblatt der DEBRA-25 wurde die numerische Optimierung zur aerodynamisch effizienteren Auslegung des V66 Rotorblatts genutzt.

Diese Arbeit wurde mit Hilfe der kommerziellen Software ANSYS auf verschiedenen, einfachen Serversystemen durchgeführt und ohne die Nutzung von Hochleistungsrechnern. Die hochwertigste, eingesetzte Hardwarearchitektur basiert auf zwei Intel Xeon E5 Prozessoren mit je 6 CPU. Dies führte zu vertretbaren Rechenzeiten von bis zu einer Woche (ca.  $16 \times 10^6$  Gitterpunkte) und zeigte, dass neben der notwendigen Software nicht zwingend kostenintensive Hardware eingesetzt werden muss und somit ein gutes Kosten-/Nutzenverhältnis erreicht werden kann.



## Abstract

The flow around rotor blades of Horizontal-Axis Wind Turbines is characterised by three-dimensional, non-stationary effects. Profiles with a thick back edge are used in the vicinity of the rotor-blade root for structural reasons and therefore this region does not have an optimal aerodynamic design. The radial flow from the rotor-blade root towards the blade tip arising as a result reduces the efficiency of wind turbines with conventional rotor blades. A number of further aerodynamic elements for the rotor blade are investigated and optimised in addition to the “split-flap” developed in this work as part of a project undertaken together with an industrial partner.

Model rotor blades of the DEBRA-25 research wind turbine and the VESTAS V66 wind turbine were used for the investigations in order to numerically simulate the rotor blade and the aerodynamic elements in three-dimensional, rotating flows. Results from experimental investigations in a wind tunnel are available for the validation of the results in addition to the research results from the DEBRA-25. It has been possible to use the VESTAS V66 as a real test wind turbine in a wind farm to investigate the split-flap prototype. Wool tuft measurements carried out on this turbine led to further, interesting results and were used for a visual comparison with the CFD analysis.

There are primarily two approaches for designing rotor blades of today’s installations with blade lengths of up to 75 m. On the one hand the rotor blades are designed to be so rigid that they do not collide with the tower at extreme wind speeds despite their length, for example by using CFL in the chords of the blade shell. A different approach is to specifically design the rotor blades so as to be aeroelastic in order to reduce the loads during gusts. Apart from investigating the influence of the spar position on the flexural/torsional interaction on the DEBRA-25 model rotor blade, a numerical optimisation was used to obtain a more efficient aerodynamic design of the V66 rotor blade.

This work was performed on a number of simple server systems with the aid of the commercial ANSYS software and without using high-performance computers. The most complex hardware architecture used based on two Intel Xeon E5 processors each with 6 CPUs. This led to acceptable computing times of up to one week (approx.  $16 \times 10^6$  grid points) and demonstrated that high-cost hardware does not necessarily have to be used in addition to the requisite software and thus a good cost-benefit ratio is achieved for these computations.



## Inhaltsverzeichnis

Vorwort .....	ii
1. Einleitung .....	1
1.1 Gesamtziel.....	1
1.2 Stand der Wissenschaft und Technik.....	2
1.3 Forschungsansatz und Fragestellung .....	4
1.3.1 Wie wird ein typisches HAWT-Rotorblatt im Nennbetriebszustand umströmt und wo gibt es aerodynamische Schwachstellen? .....	4
1.3.2 Welche Beeinflussung der Strömung am Rotorblatt ist mit welchen Strömungselementen möglich?.....	5
1.3.3 Wie kann die Fluid-Struktur-Interaktion des Rotorblatts positiv genutzt werden? .....	5
1.3.4 Welches Ergebnis erzielt die Nutzung der numerischen Optimierung zur verbesserten Auslegung aerodynamischer Strukturen am Rotorblatt? .....	6
1.4 Aufbau und Methodik dieser Arbeit .....	6
1.4.1 Einführung HAWT/ Teil I .....	6
1.4.2 Rotorblatt und entwickelte Retrofits/ Teil II.....	6
1.4.3 Elastic Tayloring/ Teil III .....	7
1.4.4 Aeroelastische Flap/ Teil IV .....	7
1.4.5 Schlussfolgerung und Auswirkung auf den zukünftigen Forschungsbedarf/ Teil V.....	7
2. Grundlagen HAWT .....	9
2.1 Aerodynamik.....	12
2.2 Aeroelastische Interaktion .....	15
2.3 Strömungselemente und Maßnahmen am Rotorblatt für die aerodynamische Modifikation.....	17
2.3.1 Stall-Barrier .....	17
2.3.2 Winglet.....	20
2.3.3 Vortex-Generator .....	22
2.3.4 Gurney-Flap.....	23
2.3.5 Dino-Tail .....	25

2.3.6 Spoiler.....	27
2.3.7 Turbulator .....	27
2.4 Der wurzelnahe Rotorblattbereich .....	29
3. Modellbildung und Untersuchungsmethoden.....	37
3.1 Strömungsmechanik.....	37
3.2 Strukturmechanik.....	44
3.3 Vorgehensweise zur Verifikation und Validierung.....	47
3.3.1 Verifikation.....	47
3.3.2 Validierung .....	50
4. CFD Untersuchungen am statischen Einzelblatt .....	52
4.1 WEA DEBRA-25.....	52
4.2 WEA VESTAS V66.....	56
4.2.1 Untersuchung der SF an einem Profil mit stumpfer Hinterkante .....	61
4.2.2 Untersuchung der SF an einem Profil mit dicker, abgerundeter Hinterkante .....	70
4.2.2.2 Profile ohne Modifikation vgl. mit Profilen mit SF .....	76
4.2.2.3 Druckverteilung des statischen Drucks .....	77
4.2.2.4 Geschwindigkeitsverteilung .....	79
4.2.2.5 Druckbeiwertverteilung .....	80
4.2.3 Bildgebende Untersuchung der SF am Prototypen.....	81
4.2.4 Optimierte SF für das dreidimensionale Modellrotorblatt einer WEA.....	83
4.2.4.1 Interpretation.....	86
4.2.4.2 Validierung .....	87
4.2.4.3 Erkenntnisse .....	88
4.2.5 Untersuchung der SF an einem Profil im Windkanal .....	89
4.3 CFD-Untersuchungen an einem NACA-Profil .....	92
4.3.1 Ergebnisse Vortex-Generator.....	92
4.3.2 Ergebnisse Gurney-Flap.....	94
4.4 Entwicklung einer Stall-Barrier mit innen liegendem Strömungskanal zur Grenzschichtbeeinflussung .....	97
4.4.1 Ergebnisse Modell-Rotorblatt V66.....	101
4.4.2 Ergebnisse Modell-Rotorblatt DEBRA-25.....	105
4.4.3 Diskussion der Ergebnisse .....	108
5. Fluid- Struktur-Kopplung.....	111

5.1	Rotorblattstruktur .....	111
5.2	Erfahrungen mit der 2-Weg-FSI .....	115
5.3	1-Weg-FSI .....	116
5.3.1	CFD-Strömungsanalyse .....	116
5.3.2	FEM-Strukturanalyse.....	116
5.3.3	Optimierung .....	119
5.3.4	Ergebnisse .....	121
5.4	Biege-Torsions-Kopplung am Rotorblatt.....	122
5.5	Aerodynamische Auswirkungen einer Biege-Torsions-Kopplung am Rotorblatt 124	
6.	Optimierung Modell-Rotorblatt VESTAS V66.....	126
6.1	Parametrisiertes CAD-Modell des Profils.....	126
6.2	2D Profilloptimierung.....	128
6.3	Erstellung des Rotorblatts.....	131
6.4	Rotorblattoptimierung.....	132
6.5	Ergebnisse .....	133
7.	Aeroelastische Flap am Rotorblatt .....	136
7.1	Forschungsansatz für die aeroelastische Flap .....	136
7.1.1	Integrierte Bauweise einer durch die Profildeformation beeinflussten Flap	136
7.1.2	Integrierte Bauweise einer durch die Rotorblattbiegung beeinflussten Flap	139
7.1.3	Nicht integrierte Bauweise einer durch die Strömung beeinflussten Flap ....	140
7.2	Diskussion der drei Ansätze für die aeroelastische Flap.....	145
8.	Schlussfolgerungen .....	147
8.1	Diskussion der Ergebnisse .....	147
8.2	Rückschlüsse auf den Stand der Technik .....	149
8.3	Ausblick .....	149
9.	Anhang .....	151
	Literaturverzeichnis .....	xi



## Abbildungsverzeichnis

Abbildung 2.1: Rotorleistungskennfeld einer WEA mit Pitchregelung mit Kennlinien abhängig vom Pitchwinkel $\beta$ (Pfeil in Richtung des zunehmenden $\beta$ ) .....	11
Abbildung 2.2: Wirbelmodell der Rotorströmung .....	12
Abbildung 2.3: Schematische Darstellung der Kräfte an einem Profilschnitt des Rotorblatts .....	13
Abbildung 2.4: Druck- und Geschwindigkeitsverlauf entlang der Stromröhre.....	14
Abbildung 2.5: Aeroelastik am Rotorblattprofilschnitt.....	15
Abbildung 2.6: WEA REPOWER 6M mit zweifach ausgeführter Stall-Barrier .....	18
Abbildung 2.7: ENERCON E-82 mit dem Flügelprofil bis zur Nabe .....	19
Abbildung 2.8: Rotorblatt einer ENERCON E-82 im Bereich Blattanschluss zur Nabe.....	19
Abbildung 2.9: Rotorblatt, bestehend aus zwei Blattbereichen.....	20
Abbildung 2.10: Winglet an einem Rotorblatt einer ENERCON E82 WEA .....	21
Abbildung 2.11: Winglet an der Flügelspitze eines Verkehrsflugzeuges .....	21
Abbildung 2.12: Nachgerüstetes Winglet als Prototyp am Rotorblatt einer WEA .....	22
Abbildung 2.13: Vortex-Generator, zweireihig auf der Saugseite des Rotorblatts .....	23
Abbildung 2.14: Schematische Darstellung der Gurney-Flap an der Profilhinterkante....	24
Abbildung 2.15: Gurney-Flap als Leiste an der Profilhinterkante der Druckseite des Rotorblatts .....	25
Abbildung 2.16: Strömungselement Dino-Tail an einer WEA Typ Siemens 2.0 MW; Blatthersteller LM, Dänemark.....	26
Abbildung 2.17: Strömungselement Dino-Tail an der Blatthinterkante und zusätzliche Vortex-Generator auf der Saugseite eines VESTAS-Blattes .....	26
Abbildung 2.18: WEA REPOWER 6M mit Spoiler am Rotorblattinnenbereich .....	27
Abbildung 2.19: Stall-Leiste an der Profil-Nase des Rotorblatts.....	28
Abbildung 2.20: Zick-Zack-Band auf der Blattoberseite im Bereich der Rotorblattspitze	28
Abbildung 2.21: Maximaler Leistungsbeiwert abhängig von der Schnelllaufzahl nach BETZ ohne Drallverluste und SCHMITZ mit Berücksichtigung der Drallverluste. Beide Theorien berücksichtigen die Reibung nicht und vernachlässigen die Tip-Verluste.....	31
Abbildung 2.22: Auftriebsbeiwert über die Rotorblattlänge dargestellt.....	32
Abbildung 2.23: Vergleich der reibungsbehafteten Theorien von HÜTTER und WIEDERHÖFT in Abhängigkeit der Gleitzahl $E$ und der lokalen Schnelllaufzahl .....	33
Abbildung 2.24: Geschwindigkeiten und Kräfte am rotierenden Rotorblatt .....	34
Abbildung 2.25: Leistungskurve WEA Vestas V66 - 1.65 MW, Nennwindgeschwindigkeit 13 m/s .....	35
Abbildung 2.26: Leistungsbeiwert von drei Blattsnitten des wurzelnahen Rotorblattbereichs des V66-Rotorblatts mit Angabe der Gleitzahl im Betriebspunkt $vW = 10 \text{ ms}^{-1}$ ; $n = 19,8 \text{ min}^{-1}$ abhängig von der lokalen Schnelllaufzahl .....	36
Abbildung 3.1: Laminar-turbulenter Umschlag <sup>52</sup> .....	38
Abbildung 3.2: Dimensionsloses Geschwindigkeitsprofil über dem dimensionslosen Wandabstand $y^+$ bei turbulenter Strömung über glatte Oberflächen <sup>52</sup> .....	40

Abbildung 3.3: Anzahl der Knotenpunkte im Bereich der Rotornabe .....	43
Abbildung 3.4: Äußere Form der Rotorblätter von WEA .....	45
Abbildung 3.5: Aufgelöste und integrale Bauweise der Rotorblattstruktur .....	46
Abbildung 4.1: Rotorblattprofile der DEBRA-25 .....	53
Abbildung 4.2: Leeläufer DEBRA-25 auf dem Testgelände der Universität Stuttgart in Schnittlingen auf der Schwäbischen Alb .....	53
Abbildung 4.3: Rotorblattwurzel.....	54
Abbildung 4.4: 120° Ausschnitt der Rotorblattebene .....	54
Abbildung 4.5: Stromlinien am DEBRA-25 Rotorblatt mit Blick auf die Saugseite ( $n =$ $50 \text{ min}^{-1}$ , $v_w = 11,2 \text{ ms}^{-1}$ ) .....	55
Abbildung 4.6: VESTAS V66 im Windpark Klein Bennebek (Schleswig-Holstein).....	57
Abbildung 4.7: Punktwolke der Kontur des V66-Rotorblattes.....	58
Abbildung 4.8: Aus der Punktwolke rekonstruierte Rotorblattgeometrie .....	58
Abbildung 4.9: Konventionelles Rotorblatt mit aerodynamisch ungünstigem Rotorblattwurzelbereich (A) und Flügelprofilen mit spitzer Hinterkante (B) .....	60
Abbildung 4.10: Bereich der Flügelprofile mit stumpfer Hinterkante am Rotorblatt.....	60
Abbildung 4.11: Rotorblatt der E-66 im wurzelnahen Bereich in der Ausführung mit dicker abgerundeter Hinterkante. In einer anderen Ausführung ist dieses Rotorblatt mit einem geraden Abschnitt an der Hinterkante zwischen Saug- und Druckseite bekannt (vgl. Abbildung 4.12). .....	61
Abbildung 4.12: E-66 Rotorblatt mit geradem Abschnitt an der Profilhinterkante im wurzelnahen Bereich (auch „Stumpfe Hinterkante“ genannt). .....	62
Abbildung 4.13: Gitter des Profils ohne Strömungselement .....	64
Abbildung 4.14: Gitter des Profils mit Strömungselement Splitflap .....	64
Abbildung 4.15: Gitter des Profils mit Strömungselement Splitterplate .....	64
Abbildung 4.16: Auftriebsbeiwert des E66-Profiles mit und ohne Modifikationen (CFD)..	65
Abbildung 4.17: Widerstandsbeiwert des E66 Profils mit und ohne Modifikationen (CFD) .....	66
Abbildung 4.18: Auftriebsbeiwert des E66-Profiles – Vergleich Simulation und experimentelle Daten.....	67
Abbildung 4.19: Widerstandsbeiwert des E66-Profiles – Vergleich Simulation und experimentelle Daten.....	67
Abbildung 4.20: Ablösung der Wirbel an der Profilhinterkante ohne Modifikation in der transienten Untersuchung .....	68
Abbildung 4.21: Geschwindigkeitsvektoren an der Hinterkante des Profils ohne Modifikation ( $10^\circ$ Anstellwinkel) .....	69
Abbildung 4.22: Geschwindigkeitsvektoren an der Hinterkante des Profils mit Splitflap ( $10^\circ$ Anstellwinkel) .....	70
Abbildung 4.23: Lage der untersuchten 2D-Profilschnitte mit dicker, abgerundeter Profilhinterkante im V66-Rotorblatt .....	71
Abbildung 4.24: Gitter des äußereren Profilschnitts mit SF .....	73
Abbildung 4.25: Gitter des mittlerer Profilschnitts mit SF (18 % der Profilsehnenlänge L) .....	74

Abbildung 4.26: Gitter des inneren Profilschnitts mit SF.....	75
Abbildung 4.27: Auftriebsbeiwert der Profile ohne Modifikation und mit SF (9 % von L)	76
Abbildung 4.28: Widerstandsbeiwert der Profile ohne Modifikation und mit SF (9 % von L).....	76
Abbildung 4.29: Gleitverhältnis der Profile ohne Modifikation und mit SF (9 % von L) ...	77
Abbildung 4.30: Innerer Profilschnitt ohne und mit SF – Statischer Druck .....	77
Abbildung 4.31: Mittlerer Profilschnitt ohne und mit SF – Statischer Druck .....	78
Abbildung 4.32: Äußerer Profilschnitt ohne und mit SF – Statischer Druck.....	78
Abbildung 4.33: Innerer Profilschnitt ohne und mit SF - Geschwindigkeit.....	79
Abbildung 4.34: Mittlerer Profilschnitt ohne und mit SF - Geschwindigkeit.....	79
Abbildung 4.35: Äußerer Profilschnitt ohne und mit SF - Geschwindigkeit .....	79
Abbildung 4.36: Innerer Profilschnitt ohne SF (links) und mit SF (rechts) - Druckbeiwert $c_p$ .....	80
Abbildung 4.37: Mittlerer Profilschnitt ohne SF (links) und mit SF(rechts) - Druckbeiwert $c_p$ .....	80
Abbildung 4.38: Äußerer Profilschnitt ohne SF (links) und mit SF (rechts) - Druckbeiwert $c_p$ .....	80
Abbildung 4.39: Mittlerer Profilschnitt mit SF 18 % - Druckbeiwert $c_p$ .....	81
Abbildung 4.40: Skizze der Positionierung der Wollfäden am Rotorblatt (Skizze nicht maßstabsgerecht) .....	82
Abbildung 4.41: Vergleich CFD mit Wollfadenmessung (Bild oben: Vergleichsanlage ohne SF, Bild unten: Prototypenanlage mit SF) .....	83
Abbildung 4.42: Modellrotorblatt mit Strömungselement SF im Bereich des Übergangs	84
Abbildung 4.43: Darstellung der Profilhinterkante mit MiniTED (GF: „MiniTED Gurney-Flap“; DTE: „Mini TED Diverging Trailing Edge“; SF: „MiniTED Split Flap“ .....	87
Abbildung 4.44: Auftriebserhöhung bei größerem Abspreizwinkel des „MiniTED Split Flap“ am Profil VC-Opt.....	87
Abbildung 4.45: Die durch das Mesh-Morphing „verzogene“ SF in der rechten Abbildung zeigt das Prinzip der Gurney-Flap auf (links: SF vor Mesh-Morphing; rechts: SF nach Mesh-Morphing).....	88
Abbildung 4.46: Profil mit SF im Windkanal - Strömungsvisualisierung mittels Rauch ....	90
Abbildung 4.47: Gleitzahl des Windkanalmodells mit/ohne SF.....	90
Abbildung 4.48: Aufgelöste Auftriebspolare des Windkanalmodells mit/ohne SF .....	91
Abbildung 4.49: Aufgelöste Widerstandspolare des Windkanalmodells mit/ohne SF.....	91
Abbildung 4.50: Anordnung der Wirbelgeneratoren auf dem NACA 4412 Flügelabschnitt .....	93
Abbildung 4.51: Auftriebsbeiwert über Anstellwinkel ohne und mit Wirbelgeneratoren, Höhe 2,5 % der Profilhinterkantenlänge, $Re: 1e06$ .....	93
Abbildung 4.52: Widerstandsbeiwert über Anstellwinkel mit und ohne Wirbelgeneratoren, Generatorhöhe 2,5 % der Profilhinterkantenlänge, $Re: 1e06$ .....	94
Abbildung 4.53: Gleitverhältnis $E$ des Profils NACA 4412 bei $0^\circ$ Anstellwinkel ohne Gurney-Flap (Gurney-Flap-Höhe 0 %) und mit unterschiedlich hoher Gurney-Flap, $Re: 3e06$ .....	95

Abbildung 4.54: Aufgelöste Auftriebspolare ohne und mit Gurney-Flap, Flaphöhe 0,5 % der Profilhennenlänge, $Re: 3e06$ .....	96
Abbildung 4.55: Aufgelöste Widerstandspolare ohne und mit Gurney-Flap, Flaphöhe 0,5 % der Profilhennenlänge, $Re: 3e06$ .....	96
Abbildung 4.56: Stromlinien auf der Saugseite des Rotorblattes mit zweifacher Stall-Barrier (REPOWER).....	98
Abbildung 4.57: Prinzip der Stall-Barrier mit integriertem Strömungskanal (Schnitt A-A: Anströmung von links) .....	99
Abbildung 4.58: Fernfeldgröße in Rotorblattlängen (Modell-Rotorblatt DEBRA-25) .....	100
Abbildung 4.59: Strömungsgeschwindigkeiten durch die geschnittene Stall-Barrier mit innen liegendem Strömungskanal am V66-Profil.....	101
Abbildung 4.60: Radialströmung des unmodifizierten Rotorblatts .....	102
Abbildung 4.61: Radialströmung des Rotorblatts mit Stall-Barrier in 5 % Höhe der maximalen Profildicke ohne integrierten Strömungskanal.....	103
Abbildung 4.62: Radialströmung des Rotorblatts mit Stall-Barrier in 17,5 % Höhe der maximalen Profildicke ohne integrierten Strömungskanal.....	103
Abbildung 4.63: Radialströmung des Rotorblatts mit Stall-Barrier in 18,5 % Höhe der maximalen Profildicke und integriertem Strömungskanal zur Absaugung der hoch abgelösten Querströmung .....	104
Abbildung 4.64: Strömungsgeschwindigkeiten durch die geschnittene Stall-Barrier mit innen liegendem Strömungskanal am DEBRA-25-Profil.....	106
Abbildung 4.65: Stall-Barrier mit integriertem Strömungskanal zur Absaugung der Querströmung am DEBRA-25-Rotorblatt auf der Saugseite .....	106
Abbildung 4.66: Pitchwinkel-abhängige Leistungskurve mit Kennlinien unterschiedlicher Windgeschwindigkeit (Nennbetriebspunkt bei einem Pitchwinkel von $-2^\circ$ und einer ungestörten Anströmung von 10 m/s; Rotorleistung $\approx 120$ kW).....	107
Abbildung 4.67: Transiente Berechnung der Rotorleistung im Nennbetriebspunkt .....	108
Abbildung 4.68: Statischer Druck in der Schnittdarstellung in der Mitte längs des Strömungskanals .....	109
Abbildung 5.1: Struktur-Konzept des Rotorblatt-Herstellers EUROS.....	112
Abbildung 5.2: Spezifische Rotorblattmasse (einzelne Rotorblattmasse bezogen auf die Rotorfläche) mit Angabe des Rotordurchmessers und der spez. Rotorblattmasse (vgl. Tabelle 5.1).....	114
Abbildung 5.3: Solid-Modell des Rotorblatts in der Schnittdarstellung mit Holmgeometrie .....	117
Abbildung 5.4: Schalen-Modell des Rotorblatts mit Darstellung der Stege und Gurte .	118
Abbildung 5.5: Parametervariation der Stegpositionen an der Rotorblattwurzel (Position Mitte des Kreiszyinders = 0 mm; gelbe Linie) .....	119
Abbildung 5.6: Importierter Druck des Schalen-Modells auf der Saugseite .....	120
Abbildung 5.7: Antwortfläche für das Solid-Modell abhängig von der Position der Stege an der Rotorblattwurzel .....	121
Abbildung 5.8: Antwortfläche für den Master-Design-Punkt 1 abhängig von der Position der Stege an der Rotorblattwurzel.....	122

Abbildung 5.9: Definition von Blatteinstellwinkel (Pitchwinkel) und Anstellwinkel (abgeminderte Windgeschwindigkeit durch Leistungsentzug aus dem Wind durch den Energiewandler).....	124
Abbildung 6.1: Spline mit fixem Anfangs- und Endpunkt und mit Kontrollpunkten, welche die Scheitelpunkte definieren.....	127
Abbildung 6.2: Parametrisiertes Profil mit dimensionsloser Profilhöhenlänge 1 .....	128
Abbildung 6.3: Geschwindigkeitsverteilung des optimierten 2D Profils mit 14% Dicke; Hinterkantendicke 0,5 %.....	129
Abbildung 6.4: Geschwindigkeitsverteilung des optimierten 2D Profils mit 30% Dicke; Hinterkantendicke 2,0 %.....	129
Abbildung 6.5: Aufgelöste Auftriebspolare der optimierten 2D-Profile.....	130
Abbildung 6.6: Aufgelöste Widerstandspolare der optimierten 2D-Profile .....	130
Abbildung 6.7: Widerstandspolare der optimierten 2D-Profile .....	131
Abbildung 6.8: Wirbelstrukturen am optimierten Rotorblatt anhand des $\lambda_2$ -Kriteriums im Nachlauf, $\lambda_2 = 10 \text{ s}^{-2}$ .....	133
Abbildung 6.9: Radialströmung am optimierten Rotorblatt.....	134
Abbildung 7.1: Technische Zeichnung des NACA 0030 Profils mit modifizierter Hinterkante mit den drei 4 mm breiten Bereichen (rechtes Bild), in denen die Wandstärke reduziert wird .....	137
Abbildung 7.2: Faserausrichtung des FVK auf der Druck- und Saugseite des Rotorblattabschnitts dargestellt mit ACP .....	137
Abbildung 7.3: Deformation des Rotorblattabschnitts durch die Biegebelastung führt zum Umschlagen der Flap.....	138
Abbildung 7.4: Technische Zeichnung des NACA-Rotorblattes mit der ASF zwischen den Schnitten A-A und B-B.....	138
Abbildung 7.5: Lagenaufbau und Krafteinleitung der Ober- und Unterseite an dem ASF-Modell .....	139
Abbildung 7.6: Deformation des SF-Modells .....	139
Abbildung 7.7: Deformation des SF-Modells mit abgeschrägten Ecken.....	140
Abbildung 7.8: Vergleichsdehnung am NACA-Rotorblatt mit ASF bei einer Biegung von 2 m an der Rotorspitze in Schlagrichtung.....	140
Abbildung 7.9: Technische Zeichnung des Referenzprofils (a) und des Profils mit einer ASF in der Länge von 14 % der Profilhöhenlänge (b) .....	141
Abbildung 7.10: Aufgelöste Auftriebspolare des NACA 64A-530 Flügels ohne Modifikation und mit SF/ASF .....	141
Abbildung 7.11: Aufgelöste Widerstandspolare des NACA 64A-530 Flügels ohne Modifikation und mit SF/ASF .....	142
Abbildung 7.12: Widerstandspolare des NACA 64A-530 Flügels ohne Modifikation und mit SF/ASF .....	142
Abbildung 7.13: Geschwindigkeitsfeld an der Hinterkante des Flügels ohne SF (a) mit starrer SF (b) und nachgiebiger ASF (c) bei 0° Anstellwinkel.....	143
Abbildung 7.14: Geschwindigkeitsfeld an der Hinterkante mit nachgiebiger ASF bei 10° (a), 20° (b) und 30° (c) Anstellwinkel .....	144



## Tabellenverzeichnis

Tabelle 2.1: Bereiche der unterschiedlichen Profile am konventionellen Rotorblatt .....	29
Tabelle 3.1: Dimensionen des Fernfeldes der DEBRA-25 WEA.....	42
Tabelle 3.2: Anzahl der Gitterpunkte für die DEBRA-25 WEA mit Kriterien zur Beurteilung der Gitterqualität .....	44
Tabelle 4.1: Einstellungen in ANSYS FLUENT für den Betriebspunkt max. Rotorleistung der DEBRA-25.....	55
Tabelle 4.2: Vergleich der CFD-Ergebnisse mit den Herstellerdaten der DEBRA-25 .....	56
Tabelle 4.3: E66-Profil mit und ohne Strömungselement .....	63
Tabelle 4.4: Übersicht der drei Profilschnitte am VESTAS V66 Rotorblatt .....	73
Tabelle 4.5: Ergebnisse äußerer Profilschnitt .....	73
Tabelle 4.6: Ergebnisse mittlerer Profilschnitt.....	74
Tabelle 4.7: Ergebnisse innerer Profilschnitt .....	75
Tabelle 4.8: Variation des Parameters „Inklination“ an der SF90_P90 in 10°-Schritten ..	85
Tabelle 4.9: Variation des Parameters „innere Position“ an der SF110_P90 in 10°-Schritten von P80 bis P110 .....	86
Tabelle 4.10: Längenänderung der SF-Enden um jeweils 50 % .....	86
Tabelle 4.11: Ergebnisse des Modell-Rotorblatts ohne und mit Modifikationen.....	104
Tabelle 5.1: Material und Kenndaten von Rotorblättern einiger WEA mit einem Rotordurchmesser über 100 m (spez. Blattmasse = einzelne Rotorblattmasse bezogen auf die Rotorfläche) .....	113
Tabelle 5.2: Master-Design-Punkte für die Optimierung des Schalen-Modells .....	120
Tabelle 6.1: Gegenüberstellung der CFD-Ergebnisse des optimierten Rotorblatts mit den Herstellerdaten .....	133
Tabelle 9.1: Einstellungen in ANSYS FLUENT 12.1 .....	151
Tabelle 9.2: Einstellungen in ANSYS FLUENT 14.0 .....	152
Tabelle 9.3: Messwerte des Windkanalmodells ohne SF.....	153
Tabelle 9.4: Messwerte des Windkanalmodells mit SF .....	153
Tabelle 9.5: Messwerte des Windkanalmodells mit/ohne SF bei unterschiedlichem Anstellwinkel mit Angabe der Gleitzahl ( „Lift to Drag Ratio“) .....	154

## Formelzeichen

$A$	Querschnittsfläche
$c$	Lokale Anströmgeschwindigkeit
$C_f$	Reibungsbeiwert
$c_w; c_d$	Widerstandsbeiwert
$c_a; c_l$	Auftriebsbeiwert
$c_p$	Leistungsbeiwert
$E$	Gleitverhältnis; Lift/Drag
$E$	Kinetische Energie
$F_u$	Umfangskraft
$L$	Referenzlänge
$m$	Masse
$\dot{m}$	Massenstrom
$n$	Drehzahl
$P$	Leistung
$r$	Radius des betrachteten Profilschnitts
$R$	Radius Rotor
$r/R$	Position am Rotorblatt dimensionslos
$Re_x$	Reynoldszahl
$\Delta s$	Wandabstand der wandnächsten Zelle
$t(r)$	Optimale Rotorblatttiefe
$u$	Umfangsgeschwindigkeit
$U_{fric}$	Schubspannungsgeschwindigkeit
$U_\infty$	Geschwindigkeit der ungestörten Anströmung
$v$	Geschwindigkeit

$\dot{V}$	Volumenstrom
$y^+$	Dimensionsloser Wandabstand
$Z$	Rotorblattanzahl
$\alpha$	Anströmwinkel
$\zeta_{\text{Profil}}$	Profilverlustzahl
$\zeta_{\text{Tip}}$	Blattspitzenverlustzahl
$\lambda$	Schnelllaufzahl
$\mu$	Dynamische Viskosität der Luft
$\rho$	Dichte
$\tau_{\text{wall}}$	Wandschubspannung
$\omega$	Winkelgeschwindigkeit

## Abkürzungsverzeichnis

ASF	Aeroelastische Splitflap (Strömungselement)
CFD	Computational Fluid Dynamics
CFL	Courant-Zahl
CTA	Centro Tecnico Aeroespacial
DEBRA	Bezeichnung WEA, abgeleitet von DEutsch/BRASilianisch
DFVLR	Deutsche Forschungs- und Versuchsanstalt für Luft- und Raumfahrt
DLR	Deutsche Forschungsanstalt für Luft- und Raumfahrt
DTE	Diverging Trailing Edge
GF	Gurney Flap
HAWT	Horizontal Axis Wind Turbine
L/D	Lift to Drag Ratio
LE	Leading Edge (Vorderkante des Profils/ Rotorblatts)
MOGLI	Aerodynamic <b>mod</b> ifications involving the operational performance potential into the rotor <b>bl</b> ade <b>i</b> nvestigation (Projektname)
NACA	National Advisory Committee for Aeronautics
PS	Pressure Side (Druckseite des Profils/ Rotorblatts)
SF	Splitflap (Strömungselement für den inneren Rotorblattbereich)
SS	Suction Side (Saugseite des Profils/ Rotorblatts)
SST	Schubspannungstransportmodell (shear stress transport)
SW	Sandwich (Bauweise für z.B. Halbzeuge mit leichtem Kernmaterial)
TE	Trailing Edge (Hinterkante des Profils/ Rotorblatts)
ZARM	Zentrum für angewandte Raumfahrttechnologie und Mikrogravitation, Universität Bremen
WEA	Windenergieanlage

## **1. Einleitung**

Die Nutzung der Windenergie ist ein wichtiger Bestandteil im Ausbau der erneuerbaren Energien. Nach dem Atomunfall von Fukushima in Japan, ausgelöst durch ein Erdbeben im März 2011, gibt es eine breite Mehrheit, die den beschlossenen Atomausstieg in Deutschland bis 2022 unterstützt. Die effizientere Nutzung der Windenergie ohne immer größere Windenergieanlagen (WEA) zu entwerfen, ist eine Möglichkeit die Erreichung des Ziels des Atomausstiegs Ressourcen schonend zu unterstützen.

### **1.1 Gesamtziel**

Im Rahmen dieser Arbeit soll der Frage nachgegangen werden, wie sich unter Zuhilfenahme moderner numerischer Berechnungs- und Optimierungsmethoden der bereits sehr gute Leistungsbeiwert von WEA weiter steigern lässt. Dazu müssen aerodynamisch optimierte Rotorblätter für Windenergieanlagen unter Einbeziehung der Blattverwindung nicht nur im Nennbetriebspunkt, sondern auch außerhalb des Auslegungsbetriebspunkts (Off-Design) betrachtet werden. Bei Rotoren mit horizontaler axialer Nabe und einer festen Verwindung der Rotorblätter verändern sich die Anstellwinkel der einzelnen Blattelemente in radialer Richtung mit der Anströmgeschwindigkeit und -richtung. Die Auslegung ist für den Nennbetriebspunkt optimiert. Die Betriebszustände unterhalb und oberhalb des Nennbetriebspunktes versucht man bestmöglich zu nutzen, indem mit dem Pitchwinkel des Rotorblatts nachreguliert wird. Die Pitchwinkeländerung reicht jedoch nicht immer aus, um die Anstellwinkeländerung bei einer Änderung der Windgeschwindigkeit auszugleichen. Das lässt sich an den Leistungsbeiwerten in Flügel- bzw. Spannweitenrichtung bei unterschiedlichen Windgeschwindigkeiten erkennen. Der Grund hierfür liegt in Verlusten verursacht durch eine nicht optimale aerodynamische Anpassung der Rotorblätter an die aktuellen Windverhältnisse. Ein hinsichtlich des Anstellwinkels optimiertes Rotorblatt benötigt eine zusätzliche, variable Verwindung oder aeroelastische Elemente. Diese lassen einen Leistungszuwachs abhängig von der Betriebspunktauslegung sowie der Windgeschwindigkeit und einen daraus resultierenden höheren jährlichen Energieertrag erwarten.

Ziel dieser Arbeit ist es, das Potenzial von leistungssteigernden aerodynamischen Modifikationen zu evaluieren und deren Wirkung auf die Strömung zu verstehen. Ihre Auswirkung wird exemplarisch anhand von ausgewählten Anlagen gezeigt. Der Wirkungsgrad eines Windraftanlagenrotors wird maximal, wenn die Windgeschwindigkeit durch den Rotor um etwa zwei Drittel vermindert wird. Der aerodynamische Wirkungsgrad liegt im Bestpunkt bei den heute üblichen Rotoren mit horizontaler Achse (HAWT; **H**orizontal-**A**xis **W**ind **T**urbine) bei etwa 50 %.

## 1.2 Stand der Wissenschaft und Technik

Entwicklungen zur Effizienzsteigerung der letzten Jahre sind an den WEA verschiedener Hersteller zu sehen. Gegenwärtig werden nur passive Elemente zur Strömungsbeeinflussung (PFC - Passive Flow Control) an Rotorblättern eingesetzt. Dazu zählen Wing-Tips an der Blattspitze und aerodynamische Profile bis zur Nabe bei Anlagen des Herstellers ENERCON, sowie Stall-Barrier und Spoiler an den Blättern bei Anlagen von SENVION<sup>1</sup> (ehemals REPOWER). Kleinere Modifikationen am Rotorblatt mit Vortex-Generator oder Turbulenzstreifen zur nachträglichen Optimierung werden bei unterschiedlichen Herstellern bereits lange eingesetzt. Diese sind allesamt passive Systeme, die nicht aktiv bewegt werden.

Weiter geht SIEMENS mit der derzeitigen Entwicklung eines gesamten Rotorblatts in Integralbauweise, das aeroelastisch aufgebaut sein soll und bei hohen Windstärken eine größere Verbiegung zulässt (Aeroelastic Tailored Blade Technologie - AeTB). Durch die flexiblere Struktur sollen die Belastungen auf das Blatt reduziert und die Lebensdauer erhöht werden, was deutlich größere Rotorblätter zulassen soll. Weitere Ziele sind die Reduzierung der Herstellungskosten um 40 Prozent durch einen verbesserten und automatisierten Herstellungsprozess.<sup>2</sup>

Das Unternehmen SMART BLADE erforscht in Kooperation mit TEMBRA neben passiven Strömungselementen an der Entwicklung aktiver Elemente (AFC - Active Flow Control). So soll die Profilhinterkante des Blatts aktiv mit pneumatischen „Muskeln“ (PAM - Pneumatic Artificial Muscles) auf einer Länge von 20 bis 30 Prozent der Profilhinterkantenlänge ausgelenkt werden können. Dieses System, angeordnet im äußeren Blattbereich, soll bei längeren und flexibleren, zukünftigen Rotorblättern, die aufgrund der erhöhten Torsion nur noch bedingt über das Pitchsystem gesteuert werden können, das notwendige Pitchen des Rotorblattes zur Leistungsregelung reduzieren.<sup>3</sup>

Als eines der führenden Forschungsinstitute auf dem Gebiet der Windenergie ist das DTU WIND ENERGY der Technical University of Denmark bekannt. Die „Aeroelastic Design Section“ des Institutes forscht zurzeit an der Entwicklung eines leichten, aeroelastischen Rotorblatts für zukünftige 10-MW-Turbinen unter Berücksichtigung der „Bent-Twist-Coupling“ beziehungsweise „Twist-Flap-Coupling“ (elastisches gekoppeltes Verhalten aufgrund bestimmter Faserorientierung).<sup>3</sup> Der Durchmesser des 3-Blatt-Rotors soll bei 178,3 m liegen mit einer Masse von etwa 40 t je Rotorblatt. Die Massereduzierung wird unter anderem durch eine teilweise Verringerung der Blatattiefe

---

<sup>1</sup> Der Windanlagenhersteller REPOWER hat sich im Januar 2014 in SENVION umbenannt. In dieser Arbeit wird der vorangegangene Name verwendet.

<sup>2</sup> Projekt vorgestellt auf dem „Siemens Innovation Day 2011“ am 17.05.2011; Kooperationspartner: US National Renewable Energy Laboratories (NREL)

<sup>3</sup> 2<sup>nd</sup> International Conference „Advances in Rotor Blades for Wind Turbines, 25 - 27 February 2013, Bremen

erreicht und kompensiert durch den Einsatz aerodynamisch optimierter Profilschnitte, wodurch der Leistungsverlust vermieden wird. Da die Blatt-Performance im Wurzelbereich nicht zufriedenstellend ausfällt, ist eine Gurney-Flap (PFC) vorgesehen, die den Leistungsbeiwert im Nennbetriebspunkt um 1,2 % erhöht.

Der Forschungsverbund FORWIND (Universitäten Bremen, Oldenburg und Hannover), das Deutsche Zentrum für Luft- und Raumfahrt (DLR) und das Fraunhofer Institut für Windenergie und Energiesystemtechnik (IWES) untersuchen gemeinsam als neuer „Forschungsverbund Windenergie“ seit Anfang 2013 „Intelligente Rotorblätter“ (Smart Blades), die Lasten auf die WEA reduzieren sollen. Die Zielstellung in diesem Projekt ist neben der Realisierung aktiver Klappen und Rotorblatthinterkanten, die ihre Form ändern können, eine Erhöhung der Volllaststunden der WEA.<sup>4</sup>

Ein von der DFG gefördertes Projekt innerhalb des „Forschungsschwerpunktes Windkraft“ wird im Institut für Strömungsmechanik und Technische Akustik (ISTA), Technische Universität Berlin, unter Führung von Prof. Dr.-Ing. C. O. Paschereit bearbeitet. In experimentellen Untersuchungen im großen Windkanal der TU-Berlin werden dazu an den Rotorblättern einer Versuchswindenergieanlage mit einem Rotordurchmesser von 3 m jeweils drei Hinterkantenklappen angesteuert mit dem Ziel, dadurch die Lasten unter realistischen Anströmbedingungen zu kontrollieren.<sup>5</sup>

Im Bereich Forschung des Stiftungslehrstuhls Windenergie (SWE) am Institut für Flugzeugbau (IFB) der Universität Stuttgart ist im Oktober 2013 das „OWEA Loads Projekt“ gestartet, das Teil des RAVE (Research at Alpha Ventus) Projektes ist. Durch Vergleich gemessener und simulierter Daten sollen Lastsimulationsmodelle verifiziert und gegebenenfalls weiterentwickelt werden. Grundlage für die gemessenen Daten sind installierte Beschleunigungs- und Dehnungssensoren auf den Rotorblättern, der Gondel, dem Turm und den Gründungen einiger WEA im Offshore-Testfeld „Alpha Ventus“.<sup>6</sup> Die SWE Gruppe kooperiert mit den Herstellern von Windkraftanlagen SENVION und AREVA, sowie der Wind-Gruppe an der Universität Oldenburg. Das Ziel des Projektes ist die Belastung der 5-MW-Turbinen im Windpark zu analysieren und ebenso die Entwicklung der nächsten Generation von 10-MW-Turbinen zu unterstützen.<sup>7</sup>

Das Institut für Windenergie FK-WIND der Hochschule Bremerhaven hat in dem Verbundvorhaben AOR (Aerodynamische Optimierung von Rotorblättern) in Zusammenarbeit mit den Unternehmen BAYWA R.E. ROTOR SERVICE und SPITZNER ENGINEERS im Mai 2013 die Rotorblattoptimierung an einer Prototypenwindenergieanlage NORDEX N60 vorgestellt. Neben der Blattspitzenverlängerung mittels eines Winglets wurde die ursprünglich zylindrische Rotorblattwurzel mit einem Wortmann Profil umhüllt. Den Abschluss zur Nabe bildet ein

---

<sup>4</sup> ForWind (2013)

<sup>5</sup> DFG (2012)

<sup>6</sup> Fraunhofer-Institut für Windenergie und Energiesystemtechnik IWES (2010), S. 30 - 31

<sup>7</sup> Institut für Flugzeugbau IFB, Universität Stuttgart (2013)

einfacher Grenzschichtzaun. Als weitere Maßnahme wurden in dem Rotorblatt Druckschläuche verlegt, welche Absaugbohrungen an dem Wortmann-Profil der Blattwurzel mit Bohrungen in der Nähe der Blattspitze verbinden zur Realisierung einer passiven Absaugung der Grenzschicht durch die Fliehkraft. Diese Maßnahmen zur Effizienzsteigerung führten zu einer Ertragssteigerung der WEA von ca. 12 %.

Seit 2011 bietet SIEMENS ein so genanntes „Power-Curve-Upgrade“ an. Das Upgrade besteht aus drei Strömungselementen als Nachrüstatz (Retrofits) für das Rotorblatt und wird für bestehende und Neuanlagen angeboten. Die drei eingesetzten passiven Retrofits „Dino-Tail, Vortex-Generator und Dino-Shell“ führen zu einer aerodynamischen Optimierung und einer möglichen Ertragssteigerung von 1,5 bis 5 Prozent. Es wird angeboten für die Getriebe-Turbinen SWT-2.3 mit 82 und 93 m Rotordurchmesser und für die 3,6 Megawatt-Variante.<sup>8</sup>

### **1.3 Forschungsansatz und Fragestellung**

Der Forschungsansatz dieser Arbeit zielt auf die Fragestellung ab, ob die Strömung am Rotorblatt mit Hilfe der aeroelastischen Interaktion/ Aeroelastizität von Werkstoffen und Strukturen positiv zu beeinflussen ist. Folgende Hauptfragestellungen bestimmen diese Forschungsarbeit:

1. Wie wird ein typisches HAWT-Rotorblatt im Nennbetriebszustand umströmt und wo gibt es aerodynamische Schwachstellen?
2. Welche Beeinflussung der Strömung am Rotorblatt ist mit welchen Strömungselementen möglich?
3. Wie kann die Fluid-Struktur-Interaktion des Rotorblatts positiv genutzt werden?
4. Welches Ergebnis erzielt die Nutzung der numerischen Optimierung zur verbesserten Auslegung aerodynamischer Strukturen am Rotorblatt?

Die einzelnen Fragen werden nachfolgend analysiert und ausgeführt.

#### **1.3.1 Wie wird ein typisches HAWT-Rotorblatt im Nennbetriebszustand umströmt und wo gibt es aerodynamische Schwachstellen?**

Das typische Rotorblatt einer WEA besteht aus einem Wurzelbereich nahe der Rotornabe, der Blattspitze und dem Bereich dazwischen. Der Wurzelbereich ist strukturell so ausgelegt, dass er die hohen mechanischen Belastungen aufnehmen kann mit einer Profildicke über 30 % bezogen auf die Tiefe der Profile im Wurzelbereich. Den

---

<sup>8</sup> Gille, D. (2013)

Anschluss an die Nabe bildet sehr häufig ein Kreiszyylinder. Den Übergang von dem Kreiszyylinder zu den Blattprofilen mit einer Dicke kleiner 30 % bilden Profile mit dicker Hinterkante. Diese typische Blattgeometrie führt zu aerodynamisch nicht optimalen Strömungsbedingungen, die sich auf das ganze Rotorblatt auswirken können.

Zum Verständnis der strömungsbeeinflussenden Maßnahmen am Rotorblatt ist eine aerodynamische Analyse die Grundlage.

### **1.3.2 Welche Beeinflussung der Strömung am Rotorblatt ist mit welchen Strömungselementen möglich?**

Für die unterschiedlichen Rotorblattbereiche gibt es diverse passive Strömungselemente, die bereits ab Werk bei der Neuanlage oder nachträglich vorgesehen werden können. Sie haben, je nach Funktionsweise und Einsatzort, eine oder mehrere der folgenden Aufgaben:

- die Strömung am Blatt positiv zu beeinflussen,
- die Blattstruktur zu entlasten durch Verringerung turbulenter Strömung,
- die Geräuschentwicklung in bestimmten Betriebszuständen zu reduzieren,
- das Rotormoment und somit die Leistung zu erhöhen.

Um zu verstehen, welche Auswirkungen die bekannten Strömungselemente auf die Strömung am Rotorblatt haben und zur Entwicklung neuer Ansätze, ist deren Betrachtung erforderlich.

### **1.3.3 Wie kann die Fluid-Struktur-Interaktion des Rotorblatts positiv genutzt werden?**

Rotorblätter von WEA mit horizontaler Achse sind, ebenso wie z.B. Flügel von Segelflugzeugen mit langer Streckung, torsionselastische Strukturen, die mit der Strömung wechselwirken. Aufgrund der Nutzung von Faserverbundkunststoffen (FVK) als Werkstoff für die Struktur ist die Nutzung ihrer anisotropen Eigenschaften möglich. Neben einer steifen Auslegung des Rotorblattes, die wenig Biegung zulässt, ist auch eine torsionselastische Auslegung möglich, die zu einer erhöhten Torsion des Blatts bei Schubbelastung des Rotors führt.

Die positive Nutzung der Fluid-Struktur-Interaktion zur Entlastung der Struktur ist neben der Anwendung für das Rotorblatt auch für Strömungselemente vorstellbar.

### **1.3.4 Welches Ergebnis erzielt die Nutzung der numerischen Optimierung zur verbesserten Auslegung aerodynamischer Strukturen am Rotorblatt?**

Die numerische Optimierung bietet die Möglichkeit, durch systematisches Vorgehen, die beste Lösung zu einem vorgegebenen Ziel unter Nutzung modellbeschreibender Parameter zu ermitteln. Als Verfahren zur Formoptimierung im Produktentwurf kann CAO (Computer Aided Optimization) eingesetzt werden.

Die Nutzung der numerischen Optimierung für die Entwicklung aerodynamischer Strukturen am Rotorblatt ist eine weitere Fragestellung, die untersucht werden soll.

## **1.4 Aufbau und Methodik dieser Arbeit**

### **1.4.1 Einführung HAWT/ Teil I**

**Kapitel 2 - Grundlagen HAWT** In den letzten Jahren ist, bedingt durch das Größenwachstum der Rotoren mit den dadurch verbundenen Nachteilen, die aerodynamische Effizienz der Rotorblätter bedeutsamer geworden. Die wichtigsten Zusammenhänge und weitere Maßnahmen zur Effizienzsteigerung von Rotoren mit horizontaler Achse werden in Kapitel 2 erläutert.

**Kapitel 3 - Modellbildung und Untersuchungsmethoden** Die in dieser Arbeit verwendeten Untersuchungen basieren auf numerischen Simulationsmethoden gegenwärtiger Software und validierenden Untersuchungen im Windkanal.

### **1.4.2 Rotorblatt und entwickelte Retrofits/ Teil II**

**Kapitel 4 - CFD Untersuchungen am statischen Einzelblatt** Die verwendeten Modell-Rotorblätter der Windenergieanlagen DEBRA-25 und VESTAS V66 werden in diesem Kapitel beschrieben und untersucht. Unter Einbeziehung des Profilschnitts einer ENERCON E66 wird die Auswirkung von zwei unterschiedlichen Modifikationen auf die stumpfe Hinterkante ermittelt. Weiterhin werden die in dieser Forschungsarbeit entwickelten Retrofits „Splitflap“ und „Stall-Barrier mit integriertem Strömungskanal“ diskutiert.

### 1.4.3 Elastic Tailoring/ Teil III

**Kapitel 5 - Fluid-Struktur-Kopplung** Die Rotorblattentwicklung moderner Windenergieanlagen unterliegt zurzeit einer Wandlung, bedingt durch Blattlängen von über 50 m. Der „Design-Driver“ ist der notwendige Minimalabstand zwischen Turm und Rotorblattspitze unter Vollast, der durch höhere Steifigkeit der Struktur oder der verwendeten Materialien des Rotorblatts garantiert werden kann. In diesem Kapitel wird die Fluid-Struktur-Interaktion der numerischen Simulation genutzt, um gekoppelte Aufgabenstellungen zu lösen. Die Auswirkung sich ändernder aerodynamischer Kräfte auf und durch eine sich verformende Struktur ist der klassische Fall bei aeroelastischen Rotorblättern.

**Kapitel 6 - Optimierung Modell-Rotorblatt Vestas V66** Die Möglichkeiten der computergestützten Optimierung werden in Kapitel 6 auf das Modell-Rotorblatt der V66 angewendet mit dem Ziel der aerodynamischen Optimierung bei gleichzeitiger Reduzierung der auftretenden Querströmung im Bereich der größten Blatttiefe.

### 1.4.4 Aeroelastische Flap/ Teil IV

**Kapitel 7 - Aeroelastische Flap am Rotorblatt** Der Sonderfall einer aeroelastischen Flap am statischen Einzelblatt eröffnet ein weiteres Feld für die Effizienzsteigerung durch Retrofits. Drei mögliche Forschungsansätze werden in Kapitel 7 beschrieben.

### 1.4.5 Schlussfolgerung und Auswirkung auf den zukünftigen Forschungsbedarf/ Teil V

**Kapitel 8 - Schlussfolgerungen** In Kapitel 8 werden die wichtigsten Schlüsse dieser Forschungsarbeit gezogen und die Auswirkungen auf das Design und den weiteren Forschungsbedarf für Windenergieanlagen mit horizontaler Achse diskutiert.

# Teil I

## Einführung HAWT

## 2. Grundlagen HAWT

Der optimale Leistungsentzug aus der anströmenden Luft ist nur bei einem bestimmten Verhältnis der Strömungsgeschwindigkeit vor und hinter dem Energiewandler (WEA) möglich. Dies lässt sich mit der elementaren Impulstheorie nach BETZ<sup>9,10</sup> nachweisen. Die kinetische Energie einer bewegten Masse  $m$  mit der Geschwindigkeit  $v$  beträgt:

$$E = \frac{m}{2} v^2 \quad (2.1)$$

Die Leistung  $P$  ergibt sich aus der zeitlichen Ableitung der Energie zu:

$$P = \dot{E} = \frac{\dot{m}}{2} v^2 \quad (2.2)$$

Der durch eine Querschnittfläche  $A$  pro Zeiteinheit fließende Volumenstrom beträgt:

$$\dot{V} = v \cdot A \quad (2.3)$$

und der Massenstrom mit der Luftdichte  $\rho$ :

$$\dot{m} = \rho \cdot v \cdot A \quad (2.4)$$

woraus sich die Leistung zu:

$$P = \frac{\rho}{2} \cdot A \cdot v^3 \quad (2.5)$$

ergibt. Bei unverändertem Massenstrom muss die Windgeschwindigkeit hinter dem Windenergiewandler  $v_2$  kleiner sein als davor mit dem Querschnitt  $A_2 > A_1$ . Die

---

<sup>9</sup> Albert Betz erforschte die Physik der Windrotoren nach wissenschaftlichen Kriterien und legte mit seiner Arbeit die theoretischen Grundlagen für deren Aerodynamik

<sup>10</sup> (Betz, 1926)

mechanische Leistung, die der Wandler dem Luftstrom entzieht, entspricht der Leistungsdifferenz des Luftstromes vor und hinter dem Wandler; sie ergibt sich zu:

$$P = \dot{m} \cdot \frac{v_1^2 - v_2^2}{2} \quad (2.6)$$

Das Verhältnis dieser Wandlerleistung zu der des ungestörten Luftstromes:

$$P_0 = \frac{1}{2} \rho \cdot A \cdot v_1^3 \quad (2.7)$$

bezeichnet man als BETZ'schen Leistungsbeiwert:

$$c_P = \frac{P}{P_0} \quad (2.8)$$

Der Leistungsbeiwert  $c_P$  ist nur vom Verhältnis  $v_1/v_2$  abhängig und wird maximal bei:

$$\frac{v_2}{v_1} = \frac{1}{3} \quad (2.9)$$

Der ideale Leistungsbeiwert bei diesem Maximum beträgt:

$$c_P = \frac{16}{27} = 0,593 \quad (2.10)$$

Diese Betrachtungen gelten für einen idealen, verlustlosen Strömungsvorgang, im realen Fall wird der Leistungsbeiwert immer kleiner als der BETZ'sche Idealwert sein. Bei modernen Anlagen liegt  $c_P$  bei über 0,5. Die einfachste Art der Windenergieumwandlung ist mit reinen Widerstandsflächen möglich (z.B. Savoniusrotor<sup>11</sup> mit vertikaler Achse). Der maximale Leistungsbeiwert liegt bei einem Widerstandsläufer bei etwa 0,2, womit dieses Prinzip für moderne Windturbinen

---

<sup>11</sup> (Hau, 2008, S. 66)

ausscheidet. Mit einem auftriebsnutzenden Rotor (Horizontalrotor) lässt sich der Auftrieb analog zu den Verhältnissen an einem Flugzeugtragflügel nutzen, mit dem erheblich bessere Leistungsbeiwerte erzielbar sind.<sup>12</sup>

Moderne WEA sind mit einem 3-Blatt-Rotor ausgestattet, aufgrund des hohen erreichbaren Rotorleistungsbeiwertes und der im Vergleich zu z.B. 1-Blatt- oder 2-Blatt-Rotoren geringeren Belastung der gesamten Anlage. Die Leistungsbegrenzung findet bei gegenwärtigen WEA fast ausschließlich mittels der Blatteinstellwinkelregelung (Pitchregelung) statt, die den aerodynamischen Anstellwinkel beeinflusst. Die Abbildung 2.1 zeigt den Leistungsbeiwert  $c_p$  in Abhängigkeit vom Pitchwinkel  $\beta$  und der Schnelllaufzahl  $\lambda$ :

$$\lambda = \frac{v_{Tip}}{v_w} \quad (2.11)$$

mit  $v_{Tip}$  = Umfangsgeschwindigkeit an der Blattspitze  
 $v_w$  = Ungestörte Windgeschwindigkeit vor der Rotorebene

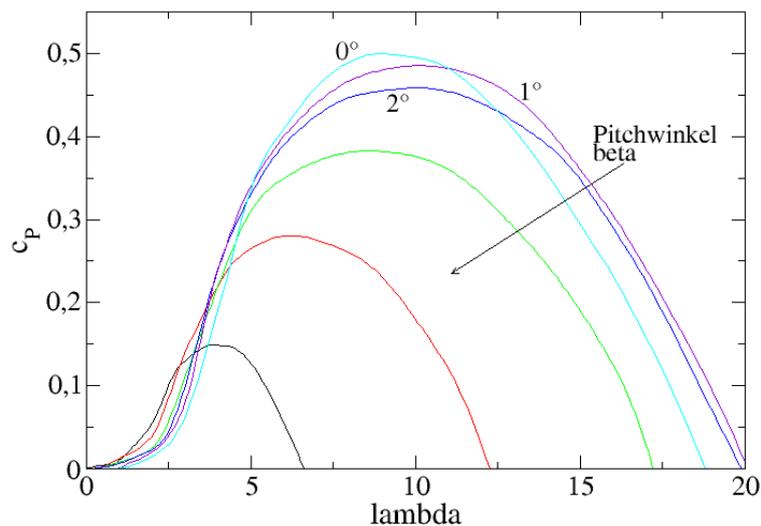


Abbildung 2.1: Rotorleistungskennfeld einer WEA mit Pitchregelung mit Kennlinien abhängig vom Pitchwinkel  $\beta$  (Pfeil in Richtung des zunehmenden  $\beta$ )

Die übliche Schnelllaufzahl heutiger WEA liegt im Bereich von annähernd 6,5 bis 9,5.

<sup>12</sup> (Vollstedt & Meyer, 2006/ 2007, S. 2-4)

## 2.1 Aerodynamik

Der auftriebsnutzende Rotor von Windturbinen mit horizontaler Achse ist aus aerodynamischer Sicht ein Energieumwandlungssystem. Die Energie des ungestört anströmenden Windes wird in eine Rotationsbewegung der Rotorachse umgewandelt.

Aus dem anströmenden Wind und der Umfangsgeschwindigkeit am jeweiligen Profilschnitt des Rotorblatts ergibt sich die resultierende lokale Anströmung. Die von der Blattspitze in Richtung der Nabe geringere Umfangsgeschwindigkeit führt zu größeren lokalen Anstellwinkeln und macht die Verwindung des Rotorblatts erforderlich, um eine Strömungsablösung auf der Saugseite zu vermeiden.

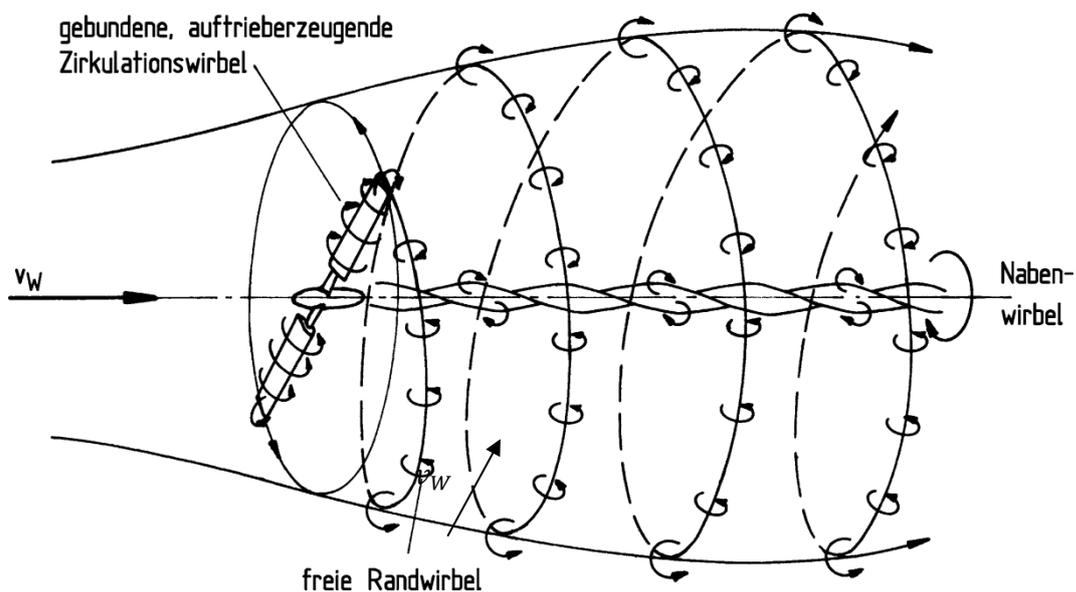


Abbildung 2.2: Wirbelmodell der Rotorströmung<sup>13</sup>

Die ablösenden Wirbel, die an der Blattspitze und dem Wurzelbereich entstehen und die an der Profilhinterkante abströmende Luft werden als rotierendes System (Drall) windabwärts transportiert. Abbildung 2.2 zeigt das Wirbelmodell des Rotors der Windenergieanlage. An der Blattspitze ist die entstehende Wirbelschlepe erkennbar.

Die am jeweiligen Profilschnitt des Rotorblatts entstehende resultierende Kraft, bestehend aus den Komponenten Auftriebs- und Widerstandskraft, erzeugt mit ihrer Tangentialkraftkomponente, aufsummiert über den Radius und multipliziert mit der Anzahl der Rotorblätter das Rotordrehmoment. In der Rotorebene wirkt dabei die

---

<sup>13</sup> (Hau, 2008, S. 97)



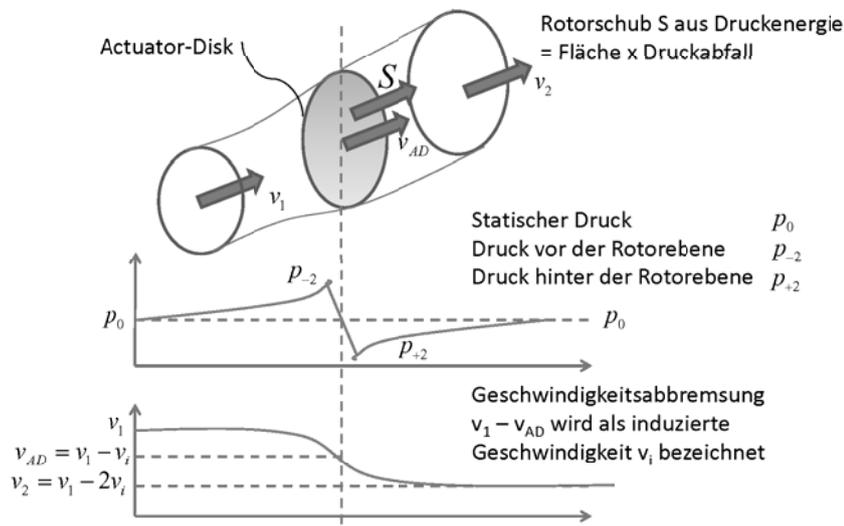


Abbildung 2.4: Druck- und Geschwindigkeitsverlauf entlang der Stromröhre<sup>15</sup>

Der ideale Leistungsbeiwert nach BETZ wird durch drei unterschiedliche Verluste begrenzt. Dies sind die Drall-, Profil- und Blattspitzenverluste.

Das Fluid erfährt in der Rotorebene durch die Rotorblätter eine Bewegungskomponente senkrecht zur ursprünglichen Bewegung und infolgedessen einen Drall (SCHMITZ'sches Gesetz). Die Drallverluste sind von der Schnelllaufzahl abhängig und werden mit zunehmender Rotordrehgeschwindigkeit kleiner (siehe Kapitel 2.4; Abbildung 2.21).

Hinsichtlich der Profilverluste hat BETZ angenommen, dass es keine Ausdehnung in Strömungsrichtung gibt, da jedes Profil jedoch eine endliche Dicke hat, entsteht ein Widerstand und Leistung geht verloren. Die Profilverluste im jeweiligen Ringschnitt

$$\zeta_{\text{Profil}} = \frac{3 \cdot r \cdot \lambda}{2 \cdot R \cdot \varepsilon} \quad (2.12)^{16}$$

sind proportional der Schnelllaufzahl und dem Radius, sie nehmen zur Flügelspitze hin zu<sup>16</sup>.

<sup>15</sup> (Kleinhansel, 2009a, S. 7)

<sup>16</sup> (Gasch, 2010, S. 197)

Ein weiterer aerodynamischer Verlust sind die Blattspitzenverluste, die durch den Druckausgleich an der Rotorblattspitze entstehen. Sie lassen sich für Auslegungsschnellaufzahlen  $\lambda > 2$  vereinfachen auf<sup>17</sup>

$$\zeta_{Tip} = \frac{1,84}{z \cdot \lambda} \quad (2.13)^{17}$$

## 2.2 Aeroelastische Interaktion

Der Begriff Aeroelastik beschreibt, dass die Aerodynamik durch die Bewegung der Struktur beeinflusst wird. Ein Beispiel für die WEA ist die Änderung des Auftriebs am Blattprofil aufgrund von Strukturgeschwindigkeit und Strukturverformungen des Rotorblatts, bedingt durch Schwingungen der Rotorblätter und des Turm-Gondel-Systems<sup>18</sup>.

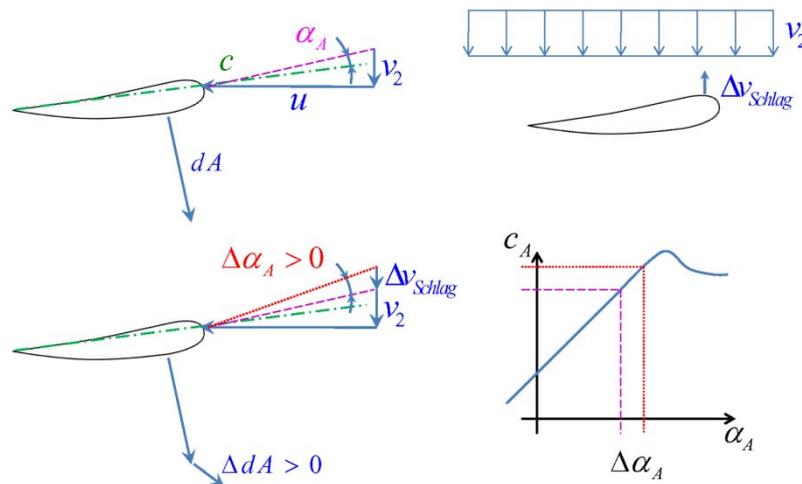


Abbildung 2.5: Aeroelastik am Rotorblattprofilschnitt<sup>19</sup>

<sup>17</sup> (Gasch, 2010, S. 199)

<sup>18</sup> (Kleinhansel, 2009b, S. 10)

<sup>19</sup> (Kleinhansel, 2009b, S. 10)

Im Bereich der anliegenden Strömung am Rotorblatt wird eine aerodynamische Dämpfung generiert. Dieser Zustand stellt die aeroelastische Wechselwirkung zwischen der elastischen Struktur und den aerodynamischen Kräften dar.

Stellt sich zwischen der Struktur und den aerodynamischen Kräften ein statischer Zustand ein, wird dies ebenso statische Aeroelastizität genannt.

Das anisotrope, elastische Verhalten von Faserverbundmaterialien kann zur Kopplung von Biege- und Torsionsverformung von Rotorblättern genutzt werden. Dieses „**Aeroelastic Tailoring**“ genannte Prinzip ist seit längerem in der Luftfahrt bekannt, wird aber noch wenig eingesetzt. Bei geeigneter Abstimmung lassen sich durch eine an die Blattdurchbiegung in Schlagrichtung gekoppelte Blatttorsion in Richtung der Fahnenstellung sowohl Ermüdungs- als auch Extremlasten von Windturbinen reduzieren.<sup>20</sup>

Ein aus dem Verhalten von Flugzeugtragflügeln bekanntes Phänomen ist die Torsionsinstabilität beziehungsweise statische Divergenz des Flügels. Liegt das aerodynamische Zentrum vor der elastischen Torsionsachse, erzeugt die Auftriebskraft ein Torsionsmoment, das den Anstellwinkel vergrößert. Dieses Moment wächst im Quadrat der Anströmgeschwindigkeit. Das rückdrehende Moment aus der Torsionssteifigkeit des Flügels ist dagegen unabhängig von der Geschwindigkeit, so dass es ab einer bestimmten Geschwindigkeit zu einer Torsionsinstabilität kommt. Bei den meisten Rotorblättern von WEA ist die statische Divergenz kein Problem, da die Torsionssteifigkeit der Rotorblätter sehr hoch ist. Bei den, aufgrund ihrer größeren Länge, immer flexibler werdenden Rotorblättern zukünftiger Anlagen ist dieser Aspekt jedoch wieder wichtiger. Dabei ist neben der Auftriebskraft, die ein aufdrehendes Moment erzeugen kann, auch die Komponente der Zentrifugalkraft zu beachten, wenn das Rotorblatt aus der Drehebene hinaus gebogen wird.<sup>21</sup>

Bei dem zuvor beschriebenen Prinzip des „Aeroelastic Tailoring“ muss neben der Biege-Torsions-Kopplung durch Faserverbundmaterialien auch die statische Divergenz betrachtet werden.

---

<sup>20</sup> (Stiftungslehrstuhl Windenergie (SWE), 2012)

<sup>21</sup> (Hau, 2008, S. 439-440)

## **2.3 Strömungselemente und Maßnahmen am Rotorblatt für die aerodynamische Modifikation**

Nachdem im Kapitel 1.2 bereits der Stand der Technik zur Effizienzsteigerung des Rotorblatts beschrieben worden ist, werden nachfolgend die, in der Windenergiebranche allgemein bekannten, passiven Strömungselemente zur aerodynamischen Beeinflussung der Strömung am Rotorblatt im Einzelnen erläutert.

Es kann grundsätzlich zwischen aktiven und passiven Strömungselementen unterschieden werden, dabei weisen die aktiven Systeme im Gegensatz zu den passiven einen Aktuator auf oder werden auf andere Weise energetisch (z.B. mittels Kompressor, Vakuum-Pumpe, Plasma-Aktuator) versorgt. Aufgrund der höheren Kosten für das Rotorblatt und der höheren Anforderungen an die Wartung werden aktive Elemente zur Strömungsbeeinflussung an Serienanlagen bisher nicht eingesetzt. Da in dieser Arbeit die aerodynamische Effizienzsteigerung durch passive Maßnahmen im Vordergrund steht, soll die aktive Strömungsbeeinflussung nicht weiter betrachtet werden.

### **2.3.1 Stall-Barrier**

Die Stall-Barrier<sup>22</sup>, die ebenfalls aus dem Flugzeugbau kommt, wird auch als Grenzschichtzaun<sup>23</sup> bezeichnet und ist gewöhnlich als ebene Platte ausgeführt, die längs dem Profilschnitt des Rotorblattes vertikal verläuft und im wurzelnahen Blattbereich angeordnet ist. Die Aufgabe der Stall-Barrier ist es, die Querströmung in diesem Blattbereich und folglich die beginnende Strömungsablösung auf der Saugseite des Rotorblatts frühzeitig zu unterbrechen. Der für die Energiegewinnung maßgebliche mittlere und äußere Teil des Rotorblattes soll durch diese Maßnahme einen reduzierten Stall aufweisen aufgrund einer geringeren Beeinflussung durch die Radialströmung. Bei dem konventionellen Rotorblattedesign mit einem Kreiszyylinderquerschnitt in Nabennähe beginnt die Strömungsablösung an der Rotorblattwurzel aufgrund der ungünstigeren Strömungsverhältnisse und der weniger aerodynamisch angepassten Blattprofile. Sie breitet sich von dort in Richtung der Blattspitze aus.<sup>24</sup> Maßgeblich für die Wirksamkeit sind die Höhe und gegebenenfalls die Anzahl der Grenzschichtzäune, die parallel, in festgelegten Abständen zueinander angeordnet sind (Abbildung 2.6). Als einziger Hersteller setzt REPOWER Grenzschichtzäune an seinen Anlagen ein.

---

<sup>22</sup> (Gollnick, Petsche, Schubert, & Knops, 2008)

<sup>23</sup> (Wittig, 2008)

<sup>24</sup> (Wobben, 2006)



Abbildung 2.6<sup>25</sup>: WEA REPOWER 6M mit zweifach ausgeführter Stall-Barrier

Alternativen zur Stall-Barrier hat der Anlagenhersteller ENERCON entwickelt. Dieser Hersteller bietet WEA an, bei denen die Flügelprofile mit schlanker Hinterkante bis zum Anschluss an die Nabe laufen (Abbildung 2.7 und Abbildung 2.8). Bei diesem Rotorblatt wurde der strömungsungünstige Kreiszyylinderquerschnitt durch ein entsprechendes Profil ersetzt, das übergangslos an die Rotornabe anschließt. Durch diese Maßnahme wird der Druckunterschied beim Übergang vom Kreiszyylinder auf das optimierte Flügelprofil vermieden.

---

<sup>25</sup> Copyright © Rockenbauer, K.



Abbildung 2.7<sup>26</sup>: ENERCON E-82 mit dem Flügelprofil bis zur Nabe

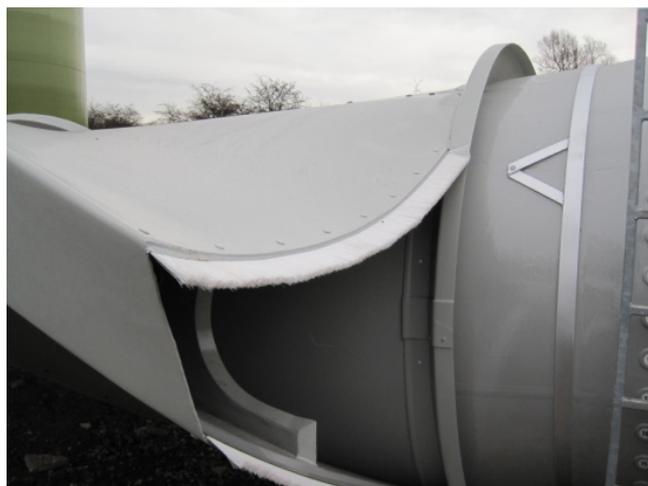


Abbildung 2.8<sup>27</sup>: Rotorblatt einer ENERCON E-82 im Bereich Blattanschluss zur Nabe

Eine weitere Möglichkeit, die Querströmung ohne Stall-Barrier zu unterbrechen, zeigt ENERCON in dem Patent Wobben, A. (2006) Nr. EP1244872(B1) auf. Dort wird ein Rotorblatt beschrieben, dass aus zwei Blattbereichen besteht, welche in einem bestimmten Winkel gegeneinander versetzt sind (Abbildung 2.9). Die beiden Blattbereiche sind feststehend miteinander verbunden und der Versatz ist so gewählt, dass die Querströmung an dem Übergang von dem inneren Blattbereich zu dem

---

<sup>26</sup> Copyright © Weihrauch, S.

<sup>27</sup> Copyright © Deutsche Windtechnik AG

äußeren unterbrochen wird und eine weitere Ausbreitung in Richtung der Blattspitze verhindert wird.

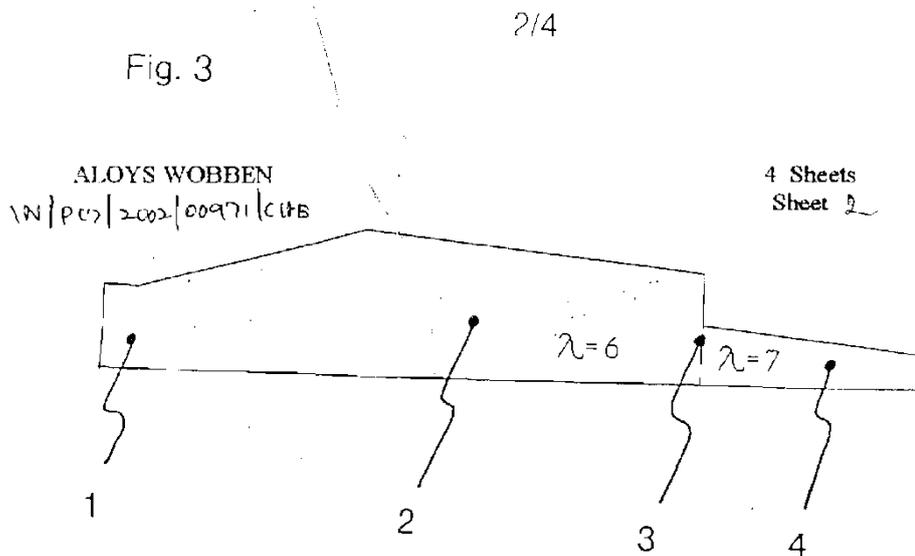


Abbildung 2.9: Rotorblatt, bestehend aus zwei Blattbereichen<sup>28</sup>

### 2.3.2 Winglet

Das als Winglet bezeichnete Strömungselement ist an der Rotorblattspitze angeordnet. Seine Ausrichtung ist normal zur Profilversehne und bildet als flächiges Element den Abschluss am Rotorblatt. Es wird auf der, vom Turm abgewandten, Blattunterseite (Druckseite) angebracht, um den Kontakt zwischen Blattspitze und Turm auch bei starker Durchbiegung des Rotorblattes zu verhindern. Ein Winglet an WEA wird zurzeit nur von dem Hersteller ENERCON eingesetzt (Abbildung 2.10).

Das Winglet, eine Flügelendscheibe, ist aus dem Flugzeugbau<sup>29</sup> bekannt (Abbildung 2.11), wo es analog die Aufgabe hat, den Druckausgleich zwischen Profillober- und -unterseite an der Flügelspitze und den induzierten Widerstand zu verringern. Durch diese Maßnahme werden an der Rotorblattspitze die Wirbelbildung und der dadurch erzeugte Strömungswiderstand reduziert.

Die Positionierung des Winglet am Rotorblatt ist auf der Saugseite vorteilhaft und kann bei einer Höhe von 1,5 % des Rotorradius eine Erhöhung der mechanischen Rotorleistung im Bereich von 1 bis 1,5 % bringen, jedoch bei einer gleichzeitigen,

<sup>28</sup> (Wobben, 2006)

<sup>29</sup> (Dubs, 1966, S. 131)

unerwünschten Schuberrhöhung von 1,5 bis 3 %, abhängig von der Windgeschwindigkeit. Bei Positionierung auf der Druckseite sind ca. 1% Steigerung der mechanischen Leistung und 1 bis 1,5 % mehr an Schub zu erwarten.<sup>30</sup>



Abbildung 2.10<sup>31</sup>: Winglet an einem Rotorblatt einer ENERCON E82 WEA



Abbildung 2.11<sup>32</sup>: Winglet an der Flügelspitze eines Verkehrsflugzeuges

---

<sup>30</sup> (Bak, 2006, S. 12)

<sup>31</sup> Copyright © Deutsche Windtechnik AG

<sup>32</sup> Copyright © Kortenstedde, F.



Abbildung 2.12<sup>33</sup>: Nachgerüstetes Winglet als Prototyp am Rotorblatt einer WEA

### 2.3.3 Vortex-Generator

Der zumeist Vortex-Generator genannte Wirbelgenerator wird auf der Profiloberseite im Bereich der beginnenden Strömungsablösung entlang des Rotorblattes positioniert. Der Vortex-Generator besteht aus flächigen Elementen, die unter einem Öffnungswinkel in Strömungsrichtung normal zur Blattoberseite ausgerichtet sind. Die Höhe des Elementes ist entweder so gewählt, dass es innerhalb der Grenzschicht ist, oder diese überragt. In dem zuletzt genannten Fall ist die Wirkung des Wirbelgenerators auf die Strömung

---

<sup>33</sup> Copyright © Deutsche Windtechnik AG

größer, aber auch der dadurch erzeugte Strömungswiderstand ist größer gegenüber dem zuerst genannten Fall. Durch den Vortex-Generator wird eine turbulente Grenzschicht erzeugt, die die Strömung bei großen Anstellwinkeln länger anliegen lässt und dadurch den Strömungsabriss weiter in Richtung steigender Anstellwinkel verschiebt oder verhindert.

Das Strömungsverhalten und der Auftrieb des Rotorblattes können durch Anzahl und Größe, sowie der Position des eingesetzten Vortex-Generators weiter positiv beeinflusst werden, allerdings gegebenenfalls unter Vergrößerung des Widerstandes (vgl. Absatz 4.3.1).

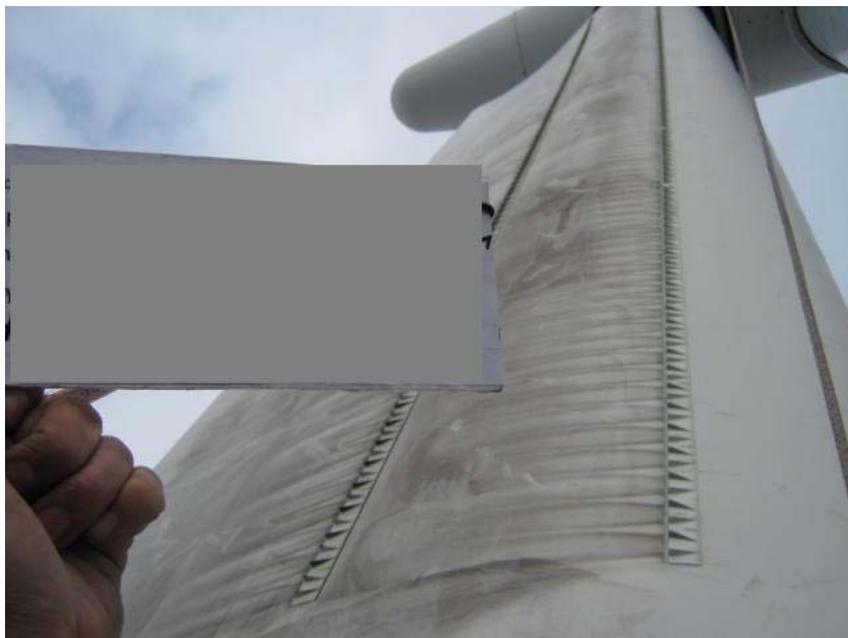


Abbildung 2.13<sup>34</sup>: Vortex-Generator, zweireihig auf der Saugseite des Rotorblatts

#### 2.3.4 Gurney-Flap

Die Gurney-Flap ist ein flächiges Element oder eine Leiste, das oder die am Ende der Profilunterseite (Druckseite) angebracht ist und nach Ihrem Erfinder, Daniel Sexton Gurney, benannt ist, der sie in den 70er Jahren im Automobilsport<sup>35</sup> einsetzte. Die Leiste ist normal zur Profilsehne ausgerichtet und hat gewöhnlich eine Höhe bis maximal 2 % der Profilsehnenlänge. Die Gurney-Flap bewirkt eine zur Profilunterseite gerichtete

---

<sup>34</sup> Copyright © Deutsche Windtechnik AG

<sup>35</sup> (Liebeck, 1978)

Strömung an der Profilhinterkante. Durch sie wird der Auftriebsbeiwert erhöht bei nur geringer Erhöhung des Widerstandsbeiwertes (vgl. Absatz 4.3.2).

Daniel S. Gurney diskutierte später seine Erfindung mit dem Aerodynamiker Robert H. Liebeck<sup>35</sup> (Douglas Aircraft Company), der sie methodisch untersuchte und in den Flugzeugbau transferierte.

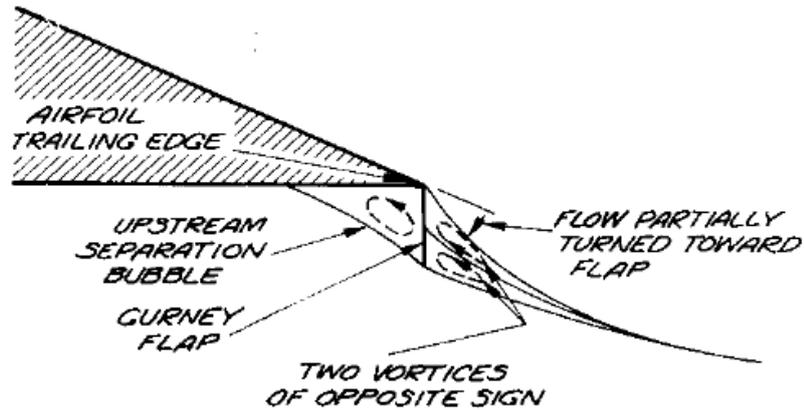


Abbildung 2.14: Schematische Darstellung der Gurney-Flap an der Profilhinterkante<sup>36</sup>

Die an WEA eingesetzten Gurney-Flaps, bestehen zumeist aus Leisten mit dreieckigem Querschnitt, die auf die Blattunterseite an das Profilende geklebt werden (Abbildung 2.15).

---

<sup>36</sup> (Liebeck, 1978, S. 560)

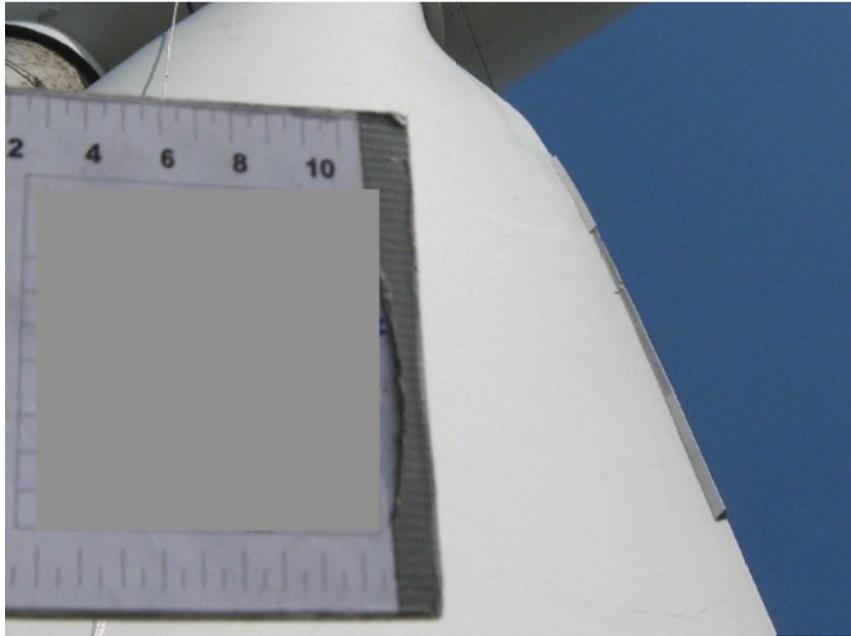


Abbildung 2.15<sup>37</sup>: Gurney-Flap als Leiste an der Profilhinterkante der Druckseite des Rotorblatts

### 2.3.5 Dino-Tail

Das Strömungselement Dino-Tail ist eine Splitter-Plate oder stark abgewandelte Gurney-Flap. Diese englischsprachige Namensschöpfung Dino-Tail basiert auf „dinosaur“ sowie „tail“ und bezieht sich auf die hornigen Zacken auf der Schwanzoberseite von Sauriern. Es besteht aus einem flächigen Element mit aufgesetzten Dreiecken. Dieses Element ist am Rotorblatt am Profilende angebracht und bildet eine Verlängerung des Profils in Strömungsrichtung. Dadurch gleichen sich die Strömungsgeschwindigkeiten auf Profilober- und -unterseite am Profilende einander an.

Die Dino-Tail wird von den Herstellern VESTAS und SIEMENS an aktuellen Multimegawatt-WEA eingesetzt, um Schallemissionen im mittleren und äußeren Rotorblattbereich zu reduzieren.

---

<sup>37</sup> Copyright © Deutsche Windtechnik AG

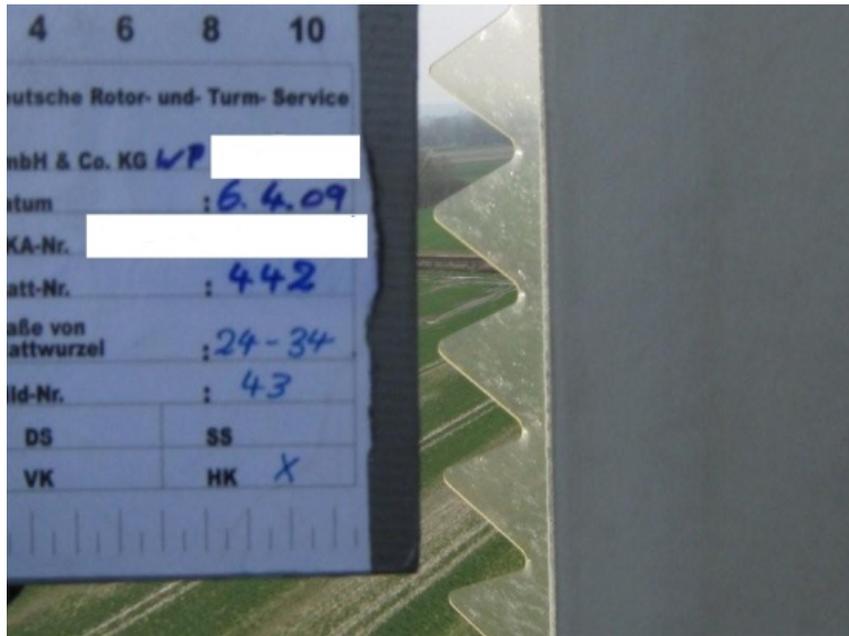


Abbildung 2.16<sup>38</sup>: Strömungselement Dino-Tail an einer WEA Typ Siemens 2.0 MW; Blatthersteller LM, Dänemark

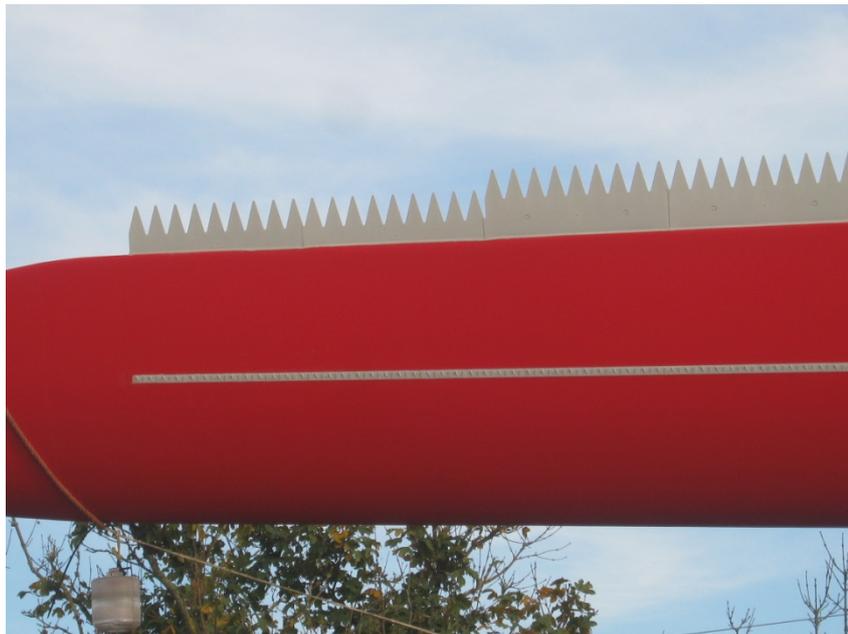


Abbildung 2.17<sup>39</sup>: Strömungselement Dino-Tail an der Blatthinterkante und zusätzliche Vortex-Generator auf der Saugseite eines VESTAS-Blattes

<sup>38</sup> Copyright © Deutsche Windtechnik AG

<sup>39</sup> Copyright © Weihrauch, S. (Bildmaterial von einem Rotorblatt-Transport im Oktober 2012)

### 2.3.6 Spoiler

Spoiler sind im wurzelnahen Rotorblattbereich zu finden. Sie verlaufen in ihrer Ausrichtung von der Rotornabe zur Blattspitze auf der Druckseite des Blattes und sollen in bestimmten Anstellwinkelbereichen die frühzeitige Strömungsablösung am jeweiligen Profilschnitt reduzieren (Abbildung 2.18).



Abbildung 2.18<sup>40</sup>: WEA REPOWER 6M mit Spoiler am Rotorblattinnenbereich

Spoiler sind aus dem Automobilbereich<sup>41</sup> bekannt und werden von dem Hersteller REPOWER eingesetzt. Der Hersteller SIEMENS verwendet seit 2011 sogenannte „Dino-Shell“<sup>42</sup>, die dem Spoiler in seiner Positionierung und Wirkungsweise ähneln.

### 2.3.7 Turbulator

Turbulatoren, wie die Stall-Leiste oder das Zick-Zack-Band, werden eingesetzt, um an einer definierten Position die unterkritische Strömung in den Bereich der Transition (Übergang zur Turbulenz) übergehen zu lassen. Sie erzeugen eine künstliche Rauigkeit

---

<sup>40</sup> Copyright © Rockenbauer, K.

<sup>41</sup> (Hucho, 1981, S. 253)

<sup>42</sup> (Gille, 2013)

der Blattoberfläche. Die Stalleiste wird in der Regel an der Profilnase und das Zick-Zack-Band auf der Saugseite des Rotorblatts von WEA eingesetzt.



Abbildung 2.19<sup>43</sup>: Stall-Leiste an der Profil-Nase des Rotorblatts



Abbildung 2.20<sup>44</sup>: Zick-Zack-Band auf der Blattoberseite im Bereich der Rotorblattspitze

---

<sup>43</sup> Copyright © Deutsche Windtechnik AG

<sup>44</sup> Copyright © Deutsche Windtechnik AG

## 2.4 Der wurzelnahe Rotorblattbereich

Das Rotorblatt von Windenergieanlagen mit horizontaler Achse (HAWT) wird bei den aktuellen Anlagentypen vorwiegend in konventioneller Bauweise eingesetzt. Lediglich der Hersteller ENERCON verwendet Rotorblätter mit aerodynamisch optimierten Profilen mit dünner Hinterkante auch in Nabennähe. Das konventionelle Rotorblattdesign zeichnet sich dadurch aus, dass es im wurzelnahen Bereich des Rotorblatts einen kreisrunden oder nahezu kreisrunden Querschnitt hat, um die hohen Biegemomente in diesem Bereich aufnehmen zu können. Es folgt ein Übergangsbereich, in dem kontinuierlich aus dem Kreiszyylinder ein Profil mit sehr dicker Hinterkante wird. Die Breite der Profilhinterkante nimmt in Richtung der Rotorblattspitze ab bis zu dem aerodynamisch optimierten Profil mit spitzer Hinterkante. Die Tabelle 2.1 zeigt eine Übersicht der oben beschriebenen Profile und ihres Abstandes zum Rotormittelpunkt in  $r/R$ .

Rotorblattprofil	Bereich	
	von $r/R$	bis $r/R$
Kreiszyylinder	0,0	0,1
Profil; dicke Hinterkante	0,1	0,3
Profil; spitze Hinterkante	0,3	1,0

Tabelle 2.1: Bereiche der unterschiedlichen Profile am konventionellen Rotorblatt

Für den Bereich des Profils mit dicker Hinterkante sind zwei Varianten bekannt. Zum einen ein Profil mit dicker, abgerundeter Hinterkante und zum anderen ein Profil mit einem geraden Abschnitt zwischen Ober- und Unterseite an der dicken Hinterkante. Das letztere wird als „Flatback-Airfoil“ bezeichnet.

Der Übergang zwischen Kreiszyylinderquerschnitt und Flügelprofilquerschnitt führt am Rotorblatt aufgrund der unterschiedlichen Druckbedingungen, der Radial- und Corioliskräfte zu ungewollten Querströmungen. Diese verlaufen von der Rotorblattwurzel in Richtung der Rotorblattspitze. Der Strömungsabriss beginnt bei dieser Art Rotorblatt zunächst immer an den Profilen der Rotorblattwurzel, wandert mit zunehmender Windgeschwindigkeit in Richtung Rotorblattspitze und betrifft dann auch den maßgeblich für den Energieertrag verantwortlichen, äußeren Bereich des Rotorblattes. Dieses Phänomen wurde in der Vergangenheit von den Herstellern vernachlässigt. Da der Leistungsbeiwert von Rotorblättern sich inzwischen jedoch auf

einem hohen Niveau ( $c_p$  max. Wert bis zu 0,52<sup>45</sup>) in der Nähe des nach BETZ<sup>46</sup> optimalen theoretisch verlustfreien Leistungsbeiwerts (0,593) befindet, wird für die Optimierung der innere Rotorblattbereich zunehmend wichtig.

Das BETZ'sche Gesetz besagt, dass eine WEA mit horizontaler Achse die maximale Leistung aus dem Wind entnehmen kann, wenn dieser weit hinter der WEA durch sie auf 1/3 seiner anfänglichen Geschwindigkeit abgebremst ist. BETZ ist bei seiner Theorie des optimalen Wirkungsgrades nicht von einem Drall der Luft hinter dem Rotorblatt ausgegangen. SCHMITZ<sup>47</sup> hingegen hat diesen Faktor berücksichtigt und die Abhängigkeit des optimalen Wirkungsgrades von dem Verhältnis Umlaufgeschwindigkeit des Rotors zur Windgeschwindigkeit eingeführt (Abbildung 2.21).

Ein Flugzeug kann die Schwerkraft erst dann überwinden, wenn es auf der Startbahn eine gewisse Geschwindigkeit erreicht hat und der Tragflügel genug Auftriebskraft erfährt. Ebenso hängt der optimale Blattauftrieb einer Windkraftanlage vom Erreichen einer vorgegebenen Umlaufgeschwindigkeit ab. Der Auftrieb eines Rotorblatts ist somit abhängig vom Verhältnis der Umlaufgeschwindigkeit **am jeweiligen Punkt des Rotorblatts** zur herrschenden Windgeschwindigkeit. Dieses Verhältnis wird als Schnelllaufzahl  $\lambda$  bezeichnet. Als Bezugsgröße zur Ermittlung der Schnelllaufzahl wird üblicherweise die Umlaufgeschwindigkeit  $u$  der Rotorblattspitze verwendet.<sup>48</sup>

---

<sup>45</sup> Bundesverband Windenergie BWE

<http://www.wind-energie.de/infocenter/technik/funktionsweise/auftriebslauer> (17.06.2013)

<sup>46</sup> (Betz, 1926)

<sup>47</sup> (Schmitz, 1955/56)

<sup>48</sup> (Jungbauer, 1998, S. 8)

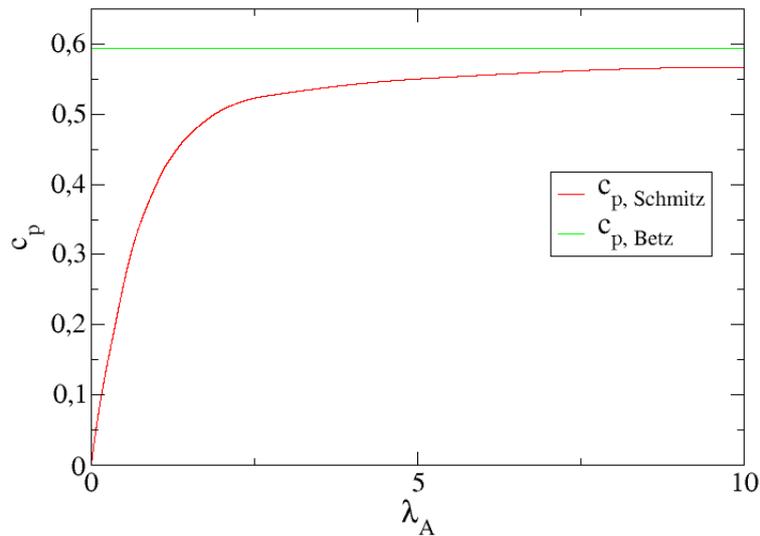


Abbildung 2.21<sup>49</sup>: Maximaler Leistungsbeiwert abhängig von der Schnelllaufzahl nach BETZ ohne Drallverluste und SCHMITZ mit Berücksichtigung der Drallverluste. Beide Theorien berücksichtigen die Reibung nicht und vernachlässigen die Tip-Verluste.

Nach BETZ lässt sich für jeden Profilschnitt  $dr$  die optimale Blatattiefe  $t(r)$  in Abhängigkeit von der Blattanzahl  $z$ , der Schnelllaufzahl  $\lambda$ , dem Auftriebsbeiwert  $c_a$  des gewählten Profils sowie dem Radius  $R$  des Rotors bestimmen, um den maximalen Leistungsbeiwert zu erreichen:

$$t(r) = \frac{1}{z} \cdot \frac{1}{c_a} \cdot \frac{8}{9} \cdot \frac{2\pi \cdot R}{\lambda \cdot \sqrt{\left[\left(\frac{r}{R}\right)^2 \cdot \lambda^2 + \frac{4}{9}\right]}} \quad (2.14)$$

Bezogen auf den Auftriebsbeiwert bedeutet das, dass dieser für den maximalen Leistungsbeiwert und der um 1/3 reduzierten Windgeschwindigkeit in der Rotorebene bei optimaler Blatattiefenverteilung annähernd konstant sein sollte. Die optimale Blatattiefe ist bei konstantem Auftriebsbeiwert nur von der Lage des Blattschnittes  $r/R$  abhängig.

In Abbildung 2.22 ist der Auftriebsbeiwert eines Rotorblatts über die Blattlänge von 40 m aus einer CFD-Untersuchung des Herstellers REPOWER dargestellt. Der Auftriebsbeiwert ist nahezu konstant im Bereich des Rotorblattes mit aerodynamisch optimalen Profilen. An der Rotorblattspitze nimmt die Auftriebskraft ab, da ein Druckausgleich zwischen der Profiler- und -unterseite stattfindet. In Richtung der

<sup>49</sup> <http://www.wind-energie.de/infocenter/technik/funktionsweise/luvlaeufer> (17.06.2013)

Rotorblattwurzel beginnt die Änderung der Größe des zuvor annähernd konstanten Auftriebsbeiwertes dort, wo der Übergang von aerodynamisch optimalen Profilen auf das innere Rotorblatt beginnt.

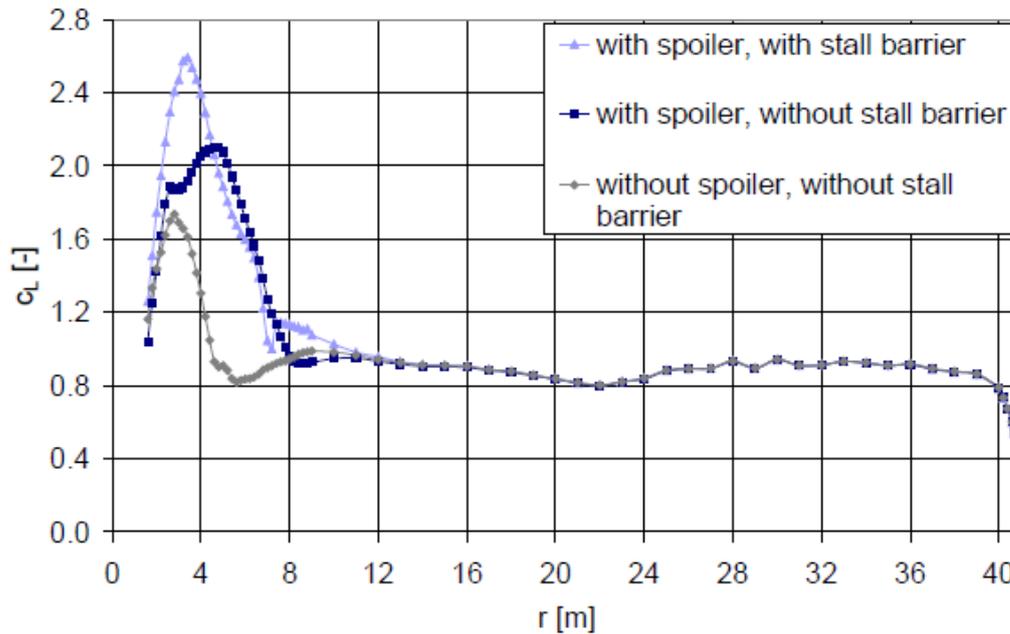


Abbildung 2.22: Auftriebsbeiwert über die Rotorblattlänge dargestellt<sup>50</sup>

WIEDERHÖFT<sup>51</sup> vergleicht seine reibungsbehaftete Theorie mit HÜTTER<sup>52</sup> und bezieht die Gleitzahl ein (Abbildung 2.23). Er erreicht durchweg höhere Werte für den optimalen Leistungsbeiwert, da HÜTTER keine konsistent reibungsbehaftete Theorie aufgestellt hat. Für den Fall, dass die Gleitzahl gleich der Schnelllaufzahl ist, wird der Wirkungsgrad zu null.<sup>53</sup>

Als zentrale Ähnlichkeitskennzahl für die Aerodynamik der Windenergieanlage wird die **lokale Schnelllaufzahl**  $\lambda$  (2.15), das Verhältnis aus der Umfangsgeschwindigkeit des Flügelschnitts zur ungestörten Windgeschwindigkeit, eingesetzt:<sup>53</sup>

$$\lambda = \frac{\omega r}{V_\infty} \quad (2.15)$$

<sup>50</sup> (Gollnick, Petsche, Schubert, & Knops, 2008, S. 4)

<sup>51</sup> (Wiederhöft, 2002)

<sup>52</sup> (Hütter, 1942)

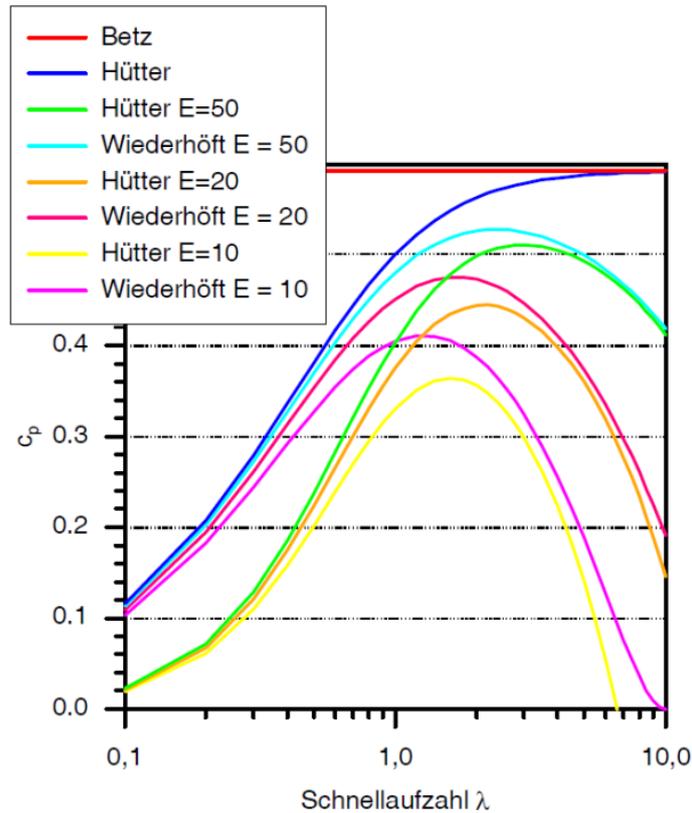


Abbildung 2.23<sup>53</sup>: Vergleich der reibungsbehafteten Theorien von HÜTTER und WIEDERHÖFT in Abhängigkeit der Gleitzahl E und der lokalen Schnellaufzahl

Die lokale Schnellaufzahl der inneren Profilschnitte im Wurzelbereich des Rotorblatts ist kleiner als die Auslegungsschnellaufzahl der WEA, da für die Auslegung die Umfangsgeschwindigkeit an der Blattspitze zugrunde gelegt wird. Die Umfangsgeschwindigkeit der inneren Profilschnitte ist wesentlich geringer und die Schnellaufzahlen liegen in dem Bereich des maximalen Leistungsbeiwertes nach WIEDERHÖFT (Abbildung 2.23).

Der optimale Leistungsbeiwert ist maßgeblich von der Umfangskraft (2.16) und damit von einer maximalen lokalen Profilleitzahl E (lift/drag-Verhältnis) des Profilschnitts abhängig (Abbildung 2.24).

<sup>53</sup> (Wiederhöft, 2002)

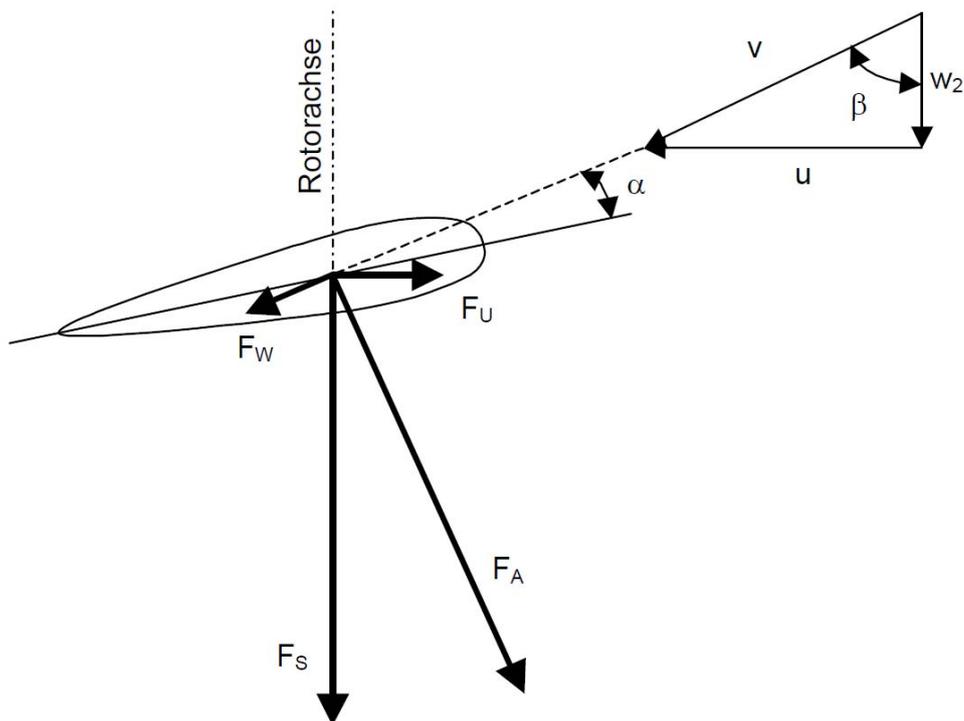


Abbildung 2.24: Geschwindigkeiten und Kräfte am rotierenden Rotorblatt<sup>54</sup>

$$F_U = \frac{\rho}{2} \cdot V^2 \cdot A \cdot (c_a \cdot \cos \beta - c_w \cdot \sin \beta) \quad (2.16)$$

Eine typische Leistungskurve in Abhängigkeit von der Windgeschwindigkeit lässt erkennen, dass im Volllastbereich ab einer Windstärke, die wenig oberhalb der Nennwindstärke liegt, die Leistungsabgabe der WEA reduziert wird (Abbildung 2.25). Dies geschieht in der Regel bei konstanter Drehzahl durch eine Änderung des Pitchwinkels des Rotorblatts. Durch Verringerung des Pitchwinkels wird der lokale Anströmwinkel am jeweiligen Profilschnitt reduziert.

---

<sup>54</sup> (Schmidt, 2013)

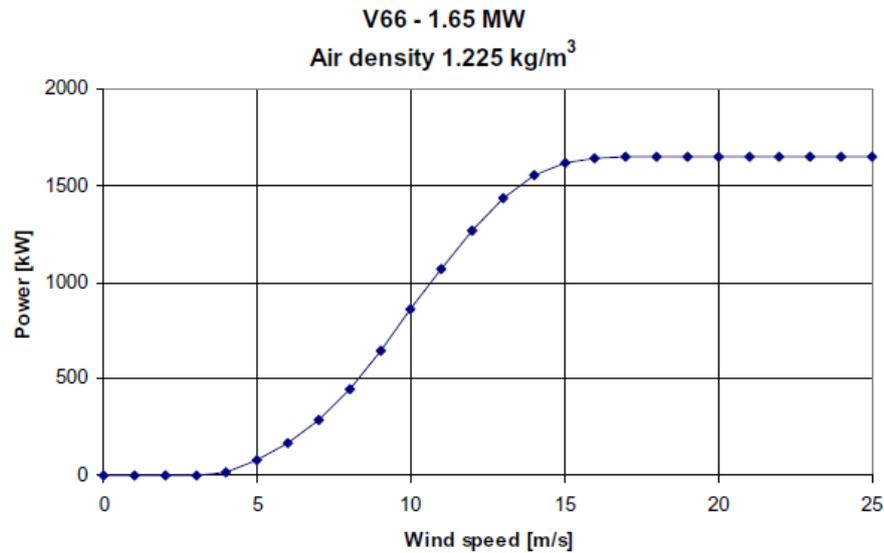


Abbildung 2.25<sup>55</sup>: Leistungskurve WEA Vestas V66 - 1.65 MW, Nennwindgeschwindigkeit 13 m/s

Für die aerodynamische Optimierung des Rotorblatts fällt der Volllastbereich weg, da die Leistungsabgabe durch das Pitchen des Rotorblatts bereits reduziert wird. Es bleibt der Teillastbereich unterhalb der Nennwindgeschwindigkeit, in dem eine Blattoptimierung zur Leistungssteigerung sinnvoll ist.

In Abbildung 2.26 ist der Leistungsbeiwert drei ausgewählter Blattschnitte des V66-Rotorblatts in einem Betriebspunkt (10 m/s Wind; 19,8 min<sup>-1</sup>) im Teillastbereich dargestellt. Die drei Blattschnitte sind in einen inneren, mittleren und äußeren aufgeteilt. Im Vergleich zu dem optimalen, reibungsbehafteten Leistungsbeiwert nach WIEDERHÖFT<sup>56</sup> mit der Gleitzahl  $E=10$  wird das Potenzial einer Optimierung des wurzelnahen V66-Rotorblatts deutlich. Insbesondere der innere und mittlere Profilschnitt könnten durch eine Verbesserung der Gleitzahl einen höheren Leistungsbeiwert erreichen.

---

<sup>55</sup> Allgemeine Spezifikation V66-1.65MW-Windenergieanlage; Vestas Wind Systems A/S; Dänemark

<sup>56</sup> (Wiederhöft, 2002)

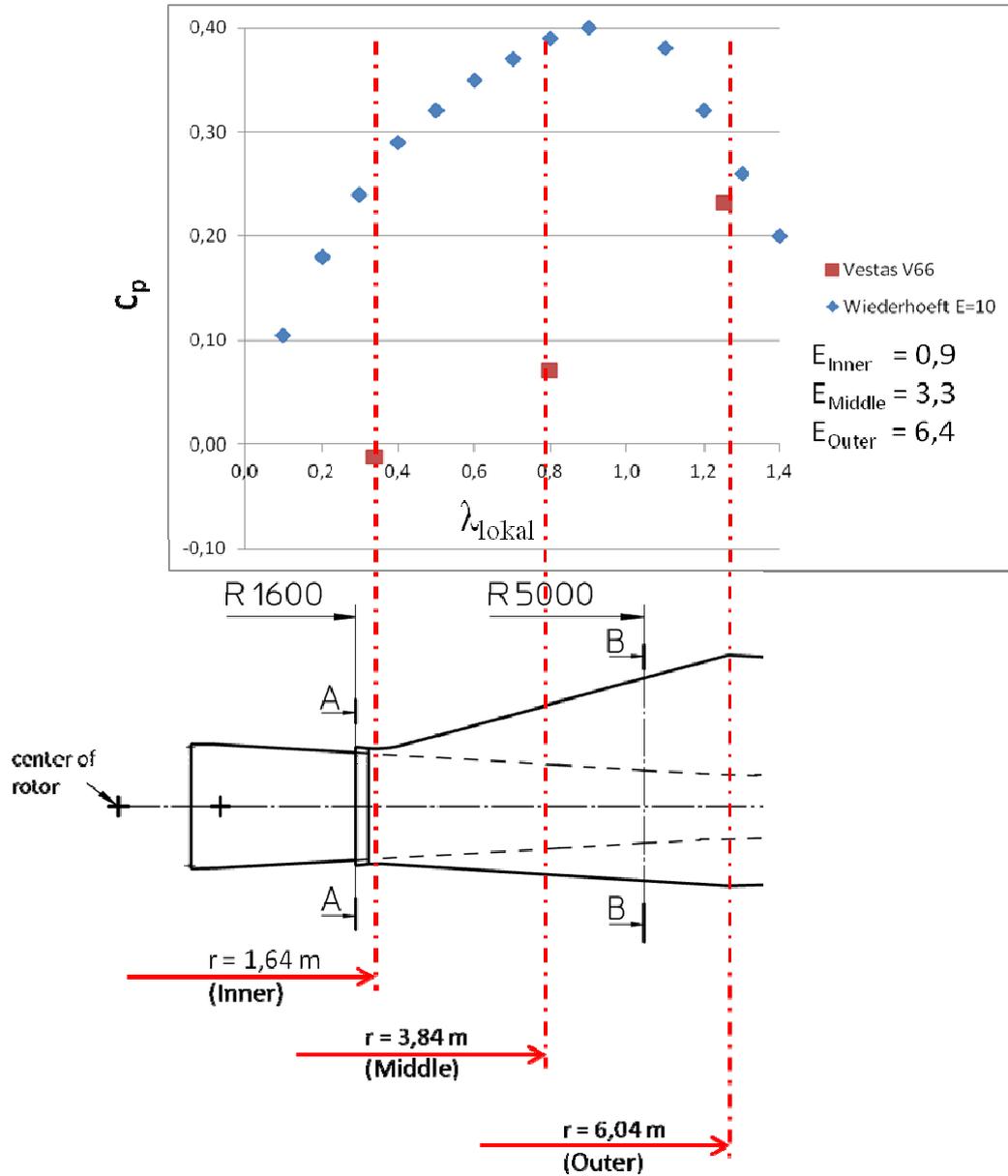


Abbildung 2.26: Leistungsbeiwert von drei Blattsschnitten des wurzelnahen Rotorblattbereichs des V66-Rotorblatts mit Angabe der Gleitzahl im Betriebspunkt  $v_W = 10 \text{ ms}^{-1}$ ;  $n = 19,8 \text{ min}^{-1}$  abhängig von der lokalen Schnelllaufzahl

### 3. Modellbildung und Untersuchungsmethoden

Für die Untersuchung der komplexen Strömungsverhältnisse am rotierenden Rotorblatt werden in dieser Arbeit zwei- und dreidimensionale Modelle verwendet, die mit numerischer Simulationssoftware unter den jeweiligen Randbedingungen berechnet werden.

#### 3.1 Strömungsmechanik<sup>57</sup>

Technisch interessante Strömungen sind in der Regel turbulente Strömungen, d. h. es bestehen rege, nicht viskose Austauschprozesse zwischen den einzelnen Schichten. Die lokalen Eigenschaften der Strömung reagieren auf diese Austauschprozesse mit Fluktuationen. Eine turbulente Strömung ist somit lokal instationär und ihre physikalischen Eigenschaften an einem festgehaltenen Ort zeitlich nicht konstant, sondern hochfrequenten dreidimensionalen Schwankungen unterworfen.

*Reynolds* unterschied im Jahre 1894<sup>58</sup> zwischen den stark fluktuierenden Größen und den mittleren Strömungsgrößen. Er gewann daraus eine Impulsgleichung, in der die Turbulenz in Form eines zusätzlichen Terms berücksichtigt ist. Diese sog. Reynoldsgleichung wird aus der Navier-Stokes-Gleichung gewonnen, indem die Momentanwerte durch ihre Mittelwerte und Schwankungsgrößen substituiert werden und die entstandene Gleichung gemittelt wird.

Alle Turbulenzmodelle, die auf der Reynoldsgleichung basieren, werden **RANS**-Modelle genannt (Reynolds-averaged Navier-Stokes equation)<sup>59</sup>. Da die Reynoldsgleichung genau genommen nur für voll ausgeprägte Turbulenz gilt, gewähren solche Modelle keinen Zugang zum Phänomen der **Transition** (Übergangsbereich zwischen laminarer und turbulenter Strömung, Abbildung 3.1).

---

<sup>57</sup> (Rung, Xue, Yan, Schatz & Thiele, 2002, S. 145 ff.)

<sup>58</sup> (Reynolds, 1895)

<sup>59</sup> (Ferziger & Perić, 2002, S. 344)

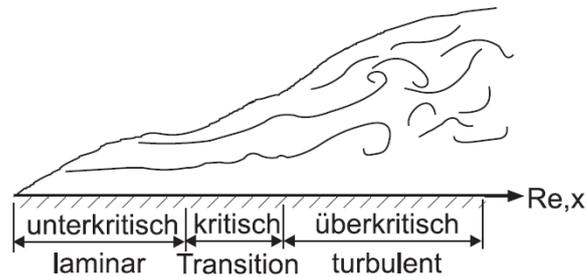


Abbildung 3.1: Laminar-turbulenter Umschlag<sup>57</sup>

Turbulenzmodelle werden gemäß der Anzahl der partiellen Differentialgleichungen, die ein Modell beinhaltet, geordnet. So spricht man bei den Turbulenzmodellen von Null-, Ein- und Zweigleichungsmodellen.

#### **Nullgleichungsmodelle:**

Verwendet man zur Beschreibung der turbulenten Scheinzähigkeit einen Ansatz, der mithilfe rein algebraischer Beziehungen das System aus Gleichungen und der Kontinuitätsgleichung schließt, so spricht man von einem algebraischen Turbulenzmodell.

Da sich die Anzahl der insgesamt zu lösenden Differentialgleichungen nicht vom laminaren Strömungstyp unterscheidet, nennt man solche Modelle auch Nullgleichungsmodelle.

Algebraische Turbulenzmodelle fanden in den letzten 20 Jahren weite Verbreitung bei ingenieurtechnischen Anwendungen – vor allem in der Aerodynamik. Die gängigsten Modelle sind von Baldwin-Lomax und Cebeci-Smith<sup>60</sup>.

#### **Eingleichungsmodelle:**

Um den Transport turbulenter Eigenschaften durch das Strömungsgebiet erfassen zu können, kann entweder eine Transportgleichung für die turbulente Viskosität oder die turbulente kinetische Energie gelöst werden. Beide Ansätze sind erfolgreich verfolgt worden. Das prominenteste Beispiel ist das Eingleichungsmodell von Spalart und Allmaras<sup>61</sup>.

<sup>60</sup> (Chima & Piel, 1993)

<sup>61</sup> (Spalart & Allmaras, 1992)

### Zweigleichungsmodelle:

Im Gegensatz zu Null- und Eingleichungsmodellen werden bei den Zweigleichungsmodellen Transportgleichungen für zwei unterschiedliche Größen gelöst. Der wichtigste Vorteil ist, dass sich dadurch auch die wichtigsten Eigenschaften der Turbulenz, nämlich Intensität und Struktur wiedergeben und transportieren lassen. Üblich sind die folgenden Kombinationen:

- turbulente kinetische Energie und turbulente Dissipationsrate  $\kappa - \varepsilon$
- turbulente kinetische Energie und turbulente Frequenz  $\kappa - \omega$
- turbulente kinetische Energie und turbulentes Zeitmaß  $\kappa - \tau$

Vorteile und Nachteile der  $\kappa - \varepsilon$  und  $\kappa - \omega$  Turbulenzmodelle:

- *k-epsilon*-Modelle erweisen sich ungünstig für die Erweiterung auf den wandnahen Bereich, der auch als low-Reynolds-number-Bereich bezeichnet wird.
- *k-epsilon*-Modelle sind weniger sensibel gegenüber den Freistromwerten der Turbulenzgrößen. Das ist von Vorteil, weil die Vorgabe von Randbedingungen bei unbekanntem Strömungen leichter fällt, ist aber andererseits von Nachteil, wenn spezielle Varianten von Einströmturbulenz untersucht werden sollen.
- *k-epsilon*-Modelle sind in der Regel ungünstig für Effekte wie die druckinduzierte Ablösung.
- *k-omega*-Modelle sind schlechter geeignet für die Wiedergabe freier Scherschichten und Strahlen.

### Wandturbulenz und die Bedeutung von $y^+$ :

An der Wand und im wandnächsten Bereich spielen die Spannungen aufgrund turbulenter Scheinreibung eine untergeordnete Rolle und es verbleiben nur noch die zähen Spannungen der laminaren Strömung. Man nennt diesen auch zähe (laminare) Unterschicht. An die zähe Unterschicht schließt sich ein Übergangsbereich mit turbulenten Schubspannungen in der Größenordnung der Zähigkeitskräfte an. Mit zunehmendem Wandabstand überwiegen schließlich die turbulenten Schubspannungen (vollturbulente Außenschicht).

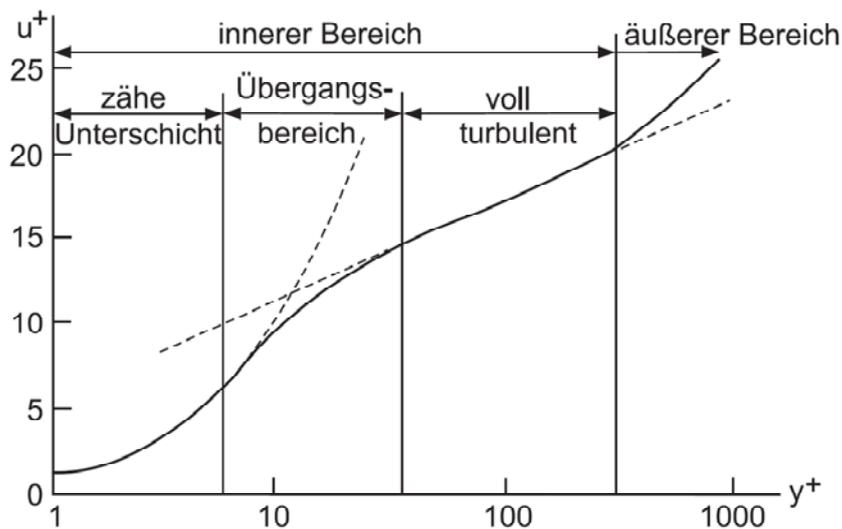


Abbildung 3.2: Dimensionsloses Geschwindigkeitsprofil über dem dimensionslosen Wandabstand  $y^+$  bei turbulenter Strömung über glatte Oberflächen<sup>57</sup>

Nach WHITE<sup>62</sup> lässt sich der Wandabstand  $\Delta s$  der wandnächsten Zelle in Abhängigkeit von dem dimensionslosen Wandabstand  $y^+$  (3.1) basierend auf der „flat-plate boundary layer theory“ bestimmen.

$$\Delta s = \frac{y^+ \cdot \mu}{U_{fric} \cdot \rho} \quad (3.1)$$

$$U_{fric} = \sqrt{\frac{\tau_{wall}}{\rho}} \quad (3.2)$$

$$\tau_{wall} = \frac{C_f \cdot \rho \cdot U_\infty^2}{2} \quad (3.3)$$

$$C_f = \frac{0.026}{Re_x^{\frac{1}{7}}} \quad (3.4)$$

$$Re_x = \frac{\rho \cdot U_\infty \cdot L}{\mu} \quad (3.5)$$

---

<sup>62</sup> (White, 2002, S. 467)

mit	$U_\infty$	= Freie Anströmgeschwindigkeit
	$\rho$	= Luftdichte in der freien Anströmung
	$\mu$	= Dynamische Viskosität der Luft
	$L$	= Referenzlänge
	$y^+$	= Dimensionsloser Wandabstand
	$\Delta s$	= Wandabstand der wandnächsten Zelle
	$Re_x$	= Reynoldszahl

Um die Punktzahl bei der Auflösung von Wandgrenschichten zu begrenzen, werden oft sogenannte Wandfunktionen (high-Re Randbedingungen) eingesetzt, die die Annahme beinhalten, dass sich der wandnächste Rechenknoten bereits innerhalb des logarithmischen Bereichs der Grenzschicht befindet ( $y^+ > 10$ , besser  $y^+ \approx 20 - 200$ ).

#### **Finite-Volumen-Methode (FVM):**

Mit der FV-Methode können Problemstellungen aus dem Bereich der Strömungslehre vereinfacht berechnet werden. Die Methode basiert darauf, dass das Berechnungsgebiet mit Hilfe eines Gitternetzes in eine große Zahl kleiner, aber *endlich* vieler Volumina unterteilt wird. Die durch diese Diskretisierung erhaltenen Volumina sind also endlich (finit) und nicht unendlich (infini) klein, woraus sich der Name der Methode ableitet. Das reduziert den Rechenaufwand - führt allerdings zu Ungenauigkeiten. Denn je gröber und größer das Raster ist, umso ungenauer sind die ermittelten Werte. Auch werden Turbulenzen, die in ihrer Größe unter der der Volumina liegen, nicht erfasst. Gerade in der Untersuchung von Grenzschichten kann das zu ungenauen Ergebnissen führen.<sup>63</sup>

Die in dieser Arbeit durchgeführten Strömungssimulationen wurden mit der Software ANSYS (FLUENT, CFX) durchgeführt, welche auf der Finite-Volumen-Methode basiert. Als Turbulenzmodelle wurden das *k-epsilon*-Modell mit  $y^+ \approx 30 - 300$  und das *k-omega*-Modell mit  $y^+ \approx 1 - 4$  verwendet.

---

<sup>63</sup> (Baer, 2006, S. 27-29)

### Gittergenerierung:

Für eine exakte Strömungsanalyse ist in der direkten Umgebung des Rotors eine sehr gute Netzqualität mit einer hohen Anzahl an Volumenelementen notwendig. Diese hohe Anzahl wird jedoch nicht über das Gesamtmodell beibehalten, da die Rechenkapazität ansonsten schnell überschritten wäre. Aus diesem Grund ist der Fluidraum unterteilt in Nah- und Fernbereiche, in denen die Anzahl der Volumenelemente mit zunehmendem Abstand vom Rotor verringert wird. Für das gesamte Modell wird aufgrund der notwendigen Ergebnisqualität ein strukturiertes Hexaedernetz angestrebt. Alternativ, insbesondere für die automatische Vernetzung, wird ein unstrukturiertes Netz mit Tetraedern eingesetzt.

Die Abmessungen des Fernfeldes für die DEBRA-25 WEA wurden, ausgehend von einer Rotorlänge  $R = 12,5$  m, wie in Tabelle 3.1 beschrieben, dimensioniert.

Fernbereich vor Rotorebene	Strecke:	10 R
	Anfangsradius:	6 R
Rotorebene	Dicke:	0,32 R
	Radius:	10 R
Fernbereich hinter Rotorebene	Strecke:	20 R
	Endradius:	14 R

Tabelle 3.1: Dimensionen des Fernfeldes der DEBRA-25 WEA

Der gesamte Nahbereich erstreckt sich über einen Winkel von  $120^\circ$  in der yz-Ebene mit einem Radius von 30 m. Der Radius kann willkürlich gewählt werden, sollte aber mindestens das 1,5-fache der Rotorlänge betragen<sup>64</sup>. Vor und hinter der Rotorebene erstreckt sich der Bereich über eine Dicke von jeweils 2 m. Die Forderungen nach einem strukturierten Hexaedernetz von guter Netzqualität machen es erforderlich, dass der Nahbereich in mehrere Teilvolumen aufgeteilt wird. Bedingt durch die stark variierende Profilform des Rotors erfolgt an jeder Profilrippe eine solche Aufteilung. Für die Netzerstellung wird zudem ein quader- oder zylinderförmiger Grundriss der Volumenelemente benötigt, was eine weitere Aufteilung von Profilober- und -unterseite erforderlich macht.

---

<sup>64</sup> (Carcangiu, 2008)

Die extremen Längenunterschiede im Modell machen eine vorausschauende Wahl der Anzahl und Anordnung der Knotenpunkte unabdingbar.

Es empfiehlt sich, die Netzerzeugung im Bereich der Rotornabe zu beginnen. Eine mögliche, als sinnvoll erachtete Anzahl an Knotenpunkten für die jeweiligen Kanten ist in Abbildung 3.3 dargestellt. Für die Profileroberseite bzw. –unterseite wird jeweils eine Anzahl von 30 Elementen gewählt. In Richtung der Rotorlängsachse (z-Achse) wird etwa alle 5 cm ein Knotenpunkt angebracht. Im Anschluss daran folgt die Erzeugung der Flächennetze. Sofern die betroffenen Flächen über mehr als vier Eckpunkte verfügen, muss eine quadrilaterale Grundfläche erzeugt werden, ehe das Flächennetz und anschließend das Volumennetz erstellt werden können.

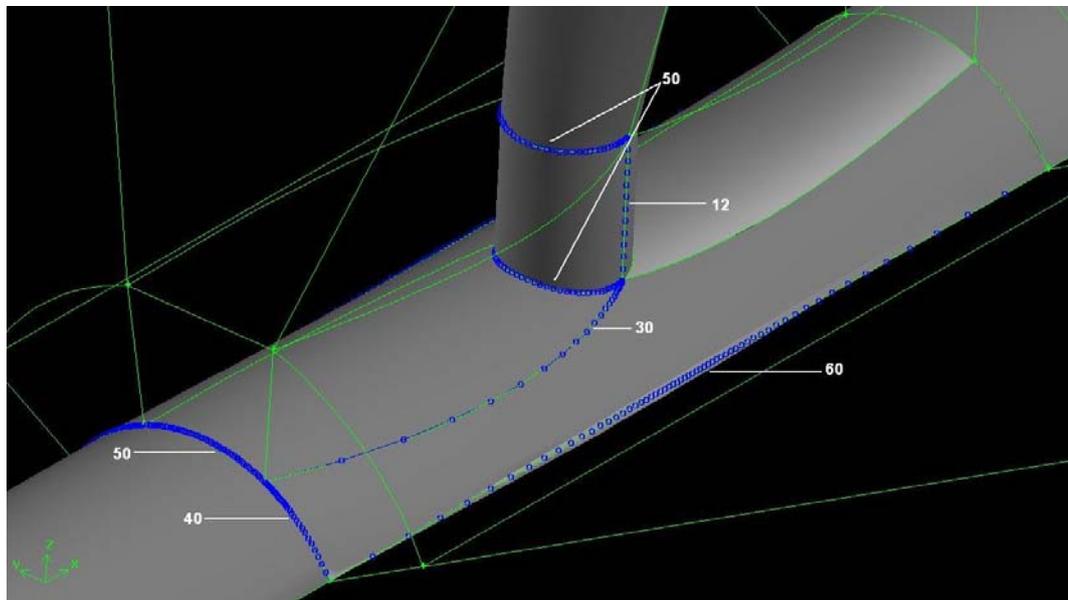


Abbildung 3.3: Anzahl der Knotenpunkte im Bereich der Rotornabe

Wie bereits erwähnt, sollen die Volumennetze durchgehend strukturiert sein und eine gute Qualität nach dem Qualitätskriterium  $Q$  (Equi Size Skew) aufweisen. Eine Definition des Kriteriums kann dem Gambit User's Guide<sup>65</sup> entnommen werden. Grundsätzlich spricht man bei einem Wert  $Q < 0,4$  von einer guten Netzqualität. Werte von  $Q > 0,7$  sollten möglichst vermieden werden, darüber hinaus sind Werte von  $Q > 0,97$  inakzeptabel.

---

<sup>65</sup> (Ansys, 2006)

	$\Sigma$ Elemente	$\emptyset Q$	$Q > 0,7$ [%]	Q max.
<b>Nahbereich 1 (Radius: 0 - 1 R)</b>	1.771.200	0,23	3,19	0,936
<b>Nahbereich 2 (Radius: 1 R - 2,4 R)</b>	256.140	0,32	0,21	0,864
<b>Mittlerer Fernbereich (Radius: 2,4 R – 10 R)</b>	298.830	0,22	8,35	0,921
<b>Fernbereich vor Rotorebene</b>	1.943.500	0,19	1,6	0,967
<b>Fernbereich nach Rotorebene</b>	2.487.680	0,25	0,01	0,759
<b>GESAMT</b>	6.811.350	0,23	1,72	0,967

Tabelle 3.2: Anzahl der Gitterpunkte für die DEBRA-25 WEA mit Kriterien zur Beurteilung der Gitterqualität

### 3.2 Strukturmechanik

In der Windenergiebranche werden seit mehreren Jahren Fasern zu Verstärkung der Materialien in Abhängigkeit von den Einsatzbedingungen angewandt. Dies ermöglicht ein Leichtbau der Rotorblätter bei gleichzeitig ausreichender Festigkeit und Steifigkeit. Die Art und Festigkeit der eingesetzten Faserverbundwerkstoffe ist von der Belastungsart, Temperatur, Witterungsbedingungen und Bauteilgewicht abhängig. Bei der Auslegung der Laminare ist es wichtig die Faserausrichtung, Schichtdicke, Anzahl der Schichten und deren Reihenfolge festzulegen.<sup>66</sup>

Im Rahmen dieser Arbeit werden mit dem Finite-Elemente-Modell (FEM) von ANSYS die Verformungen am Rotorblatt analysiert. Dazu ist es erforderlich, die zurzeit angewendeten Bauweisen zu analysieren (vgl. Abschnitt 5.1). Bei dem Rotorblattaufbau wird zwischen der äußeren Schale und dem inneren Aufbau unterschieden. Nachfolgend werden die zwei wesentlichen Strukturentwürfe vorgestellt.

#### Bauweisen:

Die Rotorblätter der unterschiedlichen Hersteller für Windenergieanlagen mit horizontaler Achse sind in der äußeren Form häufig sehr ähnlich. Sie weisen eine trapezförmige Kontur von der Rotorblattspitze bis zur größten Profiltiefe auf und gehen von dort zur Rotorblattwurzel auf einen Kreisquerschnitt über. Die Rotorblätter weisen aerodynamisch optimierte Profilschnitte auf, die über die gesamte Blattlänge um etwa 15° verwunden sind.

---

<sup>66</sup> (Schürmann, 2007)



Abbildung 3.4: Äußere Form der Rotorblätter von WEA

Am weitesten verbreitet für den inneren Aufbau ist die aufgelöste Bauweise, bei der das Rotorblatt in mehreren Schritten gefertigt wird. Der Hersteller SIEMENS hat hingegen die integrale Bauweise entwickelt, bei der das Blatt in nur einem Schritt zusammengefügt wird (Abbildung 3.5).

Das Rotorblatt der aufgelösten Bauweise besteht im Wesentlichen aus folgenden Komponenten (vgl. Abbildung 5.1):

- Äußere Schalen der Saug- und Druckseite (Ober- und Unterschale)
- Zwei Stege
- Hilfssteg im hinteren Bereich des Profils
- Hauptgurte auf Blattober- und Unterseite im Bereich der Stege
- Hilfsgurte auf Blattober- und Unterseite im Bereich des Hilfssteges
- Vorderkante (Profilnase) und Hinterkante

Der Strukturentwurf nach integraler Bauweise sieht hingegen nur einen einzigen Steg vor und verzichtet auf den Hilfssteg und -gurt im hinteren Profilbereich.

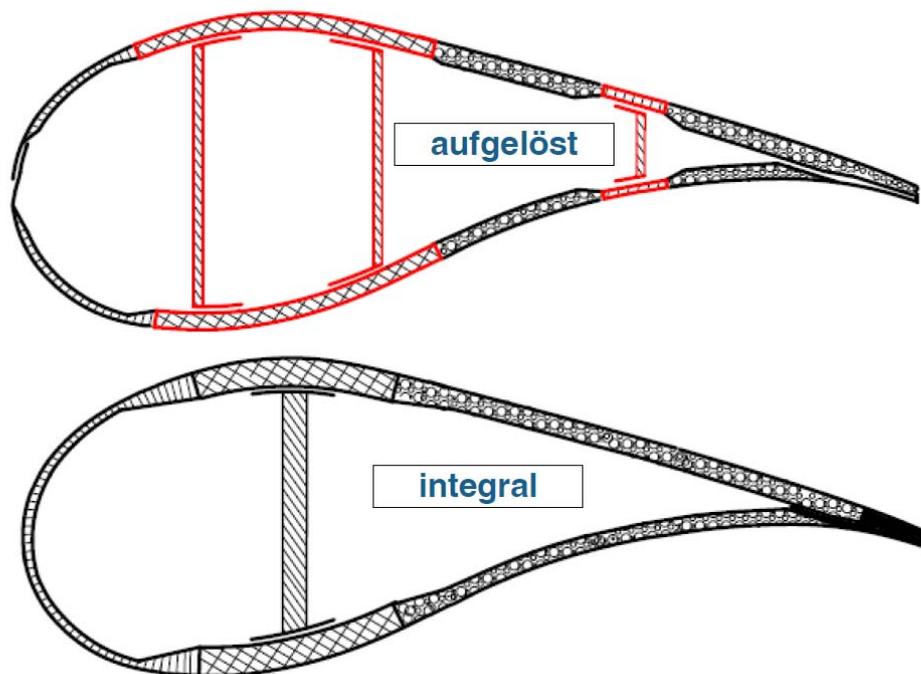


Abbildung 3.5: Aufgelöste und integrale Bauweise der Rotorblattstruktur<sup>67</sup>

Die Stege nach aufgelöster Bauweise ergeben zusammen mit den Hauptgurten als kastenartige Struktur den „Holm“ zur Aufnahme der Zug- und Druckkräfte in Schwenk- und Schlagrichtung des Rotorblatts. Der Holm ist das tragende Element in Spannweitenrichtung und nimmt in erster Linie Biegemomente auf. Profilgebende Querversteifungen, die „Rippen“, verhindern das Beulen der Ober- und Unterschale. Bei der integralen Bauweise bildet ein einzelner Steg mit den Hauptgurten und der Profilvorderkante den Holm.

Für die Simulation der Strukturbelastung des Rotorblattes infolge der Luftströmung im Betriebspunkt werden Annahmen bezüglich des Werkstoffes getroffen. Für die Simulationen wird ein Glasfaserverbund mit Epoxidharz gewählt. Es handelt sich um einen Werkstoffverbund mit guten mechanischen Eigenschaften bei akzeptablen Kosten, der oft in der Windenergiebranche Anwendung findet. Genaue Angaben zu den Faserverbundwerkstoffen sind schwer zu machen, denn die Aufnahme der Kennwerte ist von sehr vielen Faktoren wie Fertigungsverfahren, Prüfverfahren, Prüfbedingungen, Faserlänge und der Einspannung abhängig. Für die FEM-Simulation werden die GFK-Kennwerte aus der ANSYS Materialbibliothek übernommen. Da der Fokus auf der aerodynamischen Optimierung des Rotors liegt, wird eine vereinfachte Form des Holms modelliert. Es werden zwei senkrechte „Stege“ modelliert, die im gleichen Abstand von

<sup>67</sup> (Jaquemotte, 2012, S. 20)

der Blattwurzel zur Blattspitze hin laufen. Darauf aufbauend ist die Dicke des Materials zu definieren. Da das Rotorblatt stationären und instationären Belastungen ausgesetzt ist, ist die Zuweisung der Materialdicke eine umfassende Aufgabe. Die Art der Belastung (statisch, periodisch wechselnd und stochastisch) hat einen großen Einfluss auf die Konstruktion und Materialwahl des Rotorblattes. Die Struktur darf nicht zu steif werden, da ansonsten die Schwingungen nicht aufgenommen werden können, was zu schnellerer Materialermüdung führt. Andererseits darf die Steifigkeit auch nicht so gering sein, dass die nötigen Kräfte nicht mehr aufgenommen werden können oder das Rotorblatt bei Windlast mit dem Turm kollidiert. Da genauere Angaben für die realen Lastfälle nicht verfügbar sind, werden hierfür Annahmen getroffen. Bei der Definition der Materialdicke wird von 20 mm an der Nabe und 5 mm an der Blattspitze ausgegangen. Die Materialabnahme erfolgt linear. Die gleiche Definition der Materialdicke erfolgte auch bei den Stegen. Der Verlauf der Materialabnahme soll für ein steifes Verhalten im Bereich der Blattwurzel sorgen, wo höhere Strukturbelastungen auftreten. In den letzten 2/3 des Blattes erlaubt die Materialabnahme eine elastische Verformung. Dies ermöglicht eine bessere Aufnahme der dynamischen Lasten infolge instationärer Anströmung. Nachdem das Material und die Holmkonstruktion festgelegt sind, kann die Rotorblattgeometrie vernetzt werden. Ziel ist der Aufbau eines Quad-Netzes, das zu genaueren Ergebnissen der FEM-Simulation führt.<sup>68</sup>

### **3.3 Vorgehensweise zur Verifikation und Validierung**

Um die Qualität der numerischen Simulationen zu beurteilen, ist zunächst die Verifikation wichtig und im nächsten Schritt die Validierung. Bei der Verifikation geht es um mögliche, quantifizierbare Fehler der Simulationsmodelle, wie beispielsweise Bedienerfehler, Diskretisierungsfehler, Rundungsfehler u.a. Bei der Validierung steht der Vergleich mit experimentellen Daten im Vordergrund, um zu überprüfen, inwieweit das Simulationsmodell der Realität entspricht.

#### **3.3.1 Verifikation**

Die Plausibilität der Ergebnisse der Berechnungen mit den Simulationsmodellen wird neben dem Vergleich mit überschlägigen Berechnungen durch visuelle Kontrolle der Geometrie und der Strömungsbereiche kontrolliert. Die Auswirkungen wesentlicher Parameter und Einstellungen in den Turbulenzmodellen auf das Ergebnis werden untersucht.

---

<sup>68</sup> (Stanke, Gontscharow & Fondahl, 2013, S. 28-30)

### **Fernfeldabmessungen:**

Die Abmessungen des Fernfeldes beeinflussen die Ergebnisse, wenn sie zu gering gewählt werden. Ist beispielsweise die Distanz zwischen ungestörter Einströmung des Windfelds und der Rotorebene zu klein, kann sich die in der Realität vorkommende Geschwindigkeitsverzögerung der Luftmasse nicht voll ausbilden. Die Windgeschwindigkeit in der Rotorebene ist dann zu groß und ebenso sind es die aerodynamischen Kräfte. Erfahrungsgemäß gute Ergebnisse lassen sich mit den Abmessungen aus Tabelle 3.1 erzielen. Wenn die Fehlergröße bekannt ist und benannt wird, kann ein Kompromiss aus geringeren Fernfeldabmessungen in Betracht gezogen werden, da ein großes Fernfeld mit entsprechend vielen Gitterpunkten die Rechenzeit bei dem gleichen Turbulenzmodell stark erhöht. Vergleichsrechnungen haben gezeigt, dass sich bei zu geringen Fernfeldabmessungen Abweichungen im Rotordrehmoment von 1,42 bis 3,4 % ergeben können<sup>69</sup>.

### **Konvergenz:**

Die konvergierte Lösung geht in einen stabilen Zustand über, wenn sich die Mittelwerte wichtiger Ergebnisparameter nicht mehr signifikant ändern. Wenn bei abfallenden Residuen das Rotordrehmoment einen stabilen Wert annimmt, konvergiert die Lösung. Die rechnerische Massenbilanz kann zur Bestätigung der Massenerhaltung herangezogen werden, indem zwischen Einströmung und Ausströmung die Kontinuitätserfüllung kontrolliert wird und keine oder nur unwesentliche Zunahmen oder Verluste festgestellt werden. Skalierte Residuen mit einem Abbruchkriterium von  $10^{-4}$  bis  $10^{-5}$  werden als ausreichend betrachtet. Die Lösung konvergiert, wenn bei weiter abfallenden Residuen Kräfte und Momente bei stationären Ergebnissen stagnieren oder bei transienten um einen Mittelwert schwingen.<sup>69</sup>

### **Gitterstudie:**

In einer Gitterstudie kann ermittelt werden, wie stark die Lösung von dem verwendeten Gitter abhängt. Für die hier betrachteten Untersuchungen bietet es sich an, mittels Zellwachstums ausgehend von der Rotorblattfläche in den Raum, das Gitter zu verändern. Dabei ist auch die Gesamtanzahl der Gitterpunkte wichtig und zu begrenzen, um den zeitlichen Rahmen der Berechnung bis zur Lösung nicht zu sprengen. Bei der Untersuchung größerer Zelldichten zu Vergleichszwecken ist ein größerer Abfall der Residuen erforderlich, da der Diskretisierungsfehler bereits geringer ist<sup>70</sup>. Das Abbruchkriterium der Residuen muss für die Vergleichsrechnung mit höherer Zelldichte

---

<sup>69</sup> (Wendler, 2012, S. 67)

<sup>70</sup> (Baars, 2012, zitiert nach Wendler, 2012, S. 86)

dann etwa von  $10^{-4}$  auf  $10^{-5}$  gesetzt werden. Bei skalierten Residuen kommt es auf den Normierungsfaktor an. Würde mit der perfekten, richtigen Lösung initiiert, sollten die skalierten Residuen nahe dem Faktor 1 bleiben. Das setzt voraus, dass der entsprechende Normierungsfaktor und somit die perfekte Lösung bekannt ist. Das ist in der Regel nicht der Fall, es sei dann, es ist eine bekannte Aufgabenstellung mit bekannter Lösung. Ist die Lösung nicht bekannt, kommt es auf die gewählte Initialisierung an, da diese Einfluss auf skalierte Residuen hat. Die Initialisierung bestimmt, wie stark die Residuen abfallen. Eine gut geschätzte Initialisierung führt zu einem geringeren Abfall skaliertes Residuen, da diese häufig mit einem der ersten Residuen (z.B. vom 5. Iterationsschritt) skaliert werden.<sup>71</sup>

### **Zeitschrittweite:**

Die Turbulenzmodelle sind RANS basiert und erfordern klein skalierte Gitter, die insbesondere kleine Zeitschrittweiten benötigen, um kleine turbulente Strukturen in der Strömung aufzulösen. Die Zeitschrittweite wird mit der Courant-Zahl (Courant-Friedrichs-Lewy-Zahl<sup>72</sup>, CFL) festgelegt, die angibt wie viele Zellen pro Zeitschritt vom Fluid durchquert werden. Vorgaben für die Courant-Zahl bei dem jeweilig eingesetzten Turbulenzmodell können der ANSYS Dokumentation entnommen werden. Die Zeitschrittweite kann mit der gewählten Courant-Zahl und dem Verhältnis aus kleinster Zellgröße zur Windgeschwindigkeit in der ungestörten Anströmung abgeschätzt werden mit:

$$\Delta t = CFL \cdot \frac{\Delta x}{v} \quad (3.6)$$

Eine Studie mit der Zeitschrittweite gibt weiteren Aufschluss über deren Einfluss auf die Lösung. In Hinblick auf das Ziel der Berechnung (tendenzielle oder absolute Lösung) kann die Zeitschrittweite aufgrund der Ergebnisse der Studie angepasst werden.<sup>71</sup>

---

<sup>71</sup> (Wendler, 2012, S. 70, 71)

<sup>72</sup> (Courant, Friedrichs & Lewy, 1928)

### 3.3.2 Validierung

Die Validierung geschieht durch den Vergleich gemessener Daten mit den CFD-Ergebnissen. Für die WEA sind Leistungskennlinien der Hersteller oder, bei Forschungsanlagen wie der DEBRA-25, der forschenden Institutionen verfügbar. Als wichtigste Kenngröße dient das Rotordrehmoment, mit dem die Leistung bestimmt wird.

Für das untersuchte NACA-Profil 4412 sind Windkanalmessdaten aus den NACA-Reports Nr. 613<sup>73</sup> & 824<sup>74</sup> verfügbar und für die Validierung herangezogen worden. Für das erforschte Profil der ENERCON E66 wurde auf eine Untersuchung im Wasserkanal des ZARM<sup>75</sup> zurückgegriffen und ein Profil der VESTAS V66 ist im Windkanal der University of Salford Manchester<sup>76</sup> experimentell vermessen worden.

---

<sup>73</sup> (Pinkerton, 1938)

<sup>74</sup> (Abbott, von Doenhoff & Silvers Jr., 1945, S. 399)

<sup>75</sup> (Knoche, 2002)

<sup>76</sup> (Hristov, 2013)

## Teil II

# Rotorblatt und entwickelte Retrofits

#### **4. CFD Untersuchungen am statischen Einzelblatt**

Dieses Kapitel beschreibt die CFD Untersuchungen am Rotorblatt der beiden verwendeten WEA DEBRA-25 und VESTAS V66. In weiteren Abschnitten wird auf die bekannten Strömungselemente Vortex-Generator und Gurney-Flap eingegangen, sowie zwei neue, die in dieser Arbeit entwickelten „Splitflap“ und „Stall-Barrier mit integriertem Strömungskanal“, diskutiert.

##### **4.1 WEA DEBRA-25**

Eine Schwierigkeit für die numerische Simulation von WEA besteht darin, Konstruktionsdaten über die Rotorblätter zu erhalten, da die Hersteller keine Daten bekannt geben. Alternativ besteht die Möglichkeit, Forschungsanlagen zu verwenden, von denen diese Daten bekannt sind. Die DEBRA-25<sup>77</sup> (Abbildung 4.2) ist eine solche Anlage, die in deutsch-brasilianischer Zusammenarbeit von der Deutschen Forschungs- und Versuchsanstalt für Luft- und Raumfahrt (DFVLR; heute DLR) und dem Centro Tecnico Aeroespacial (CTA) entwickelt und gebaut wurde.

---

<sup>77</sup> (Böhnisch, et al., 1988)

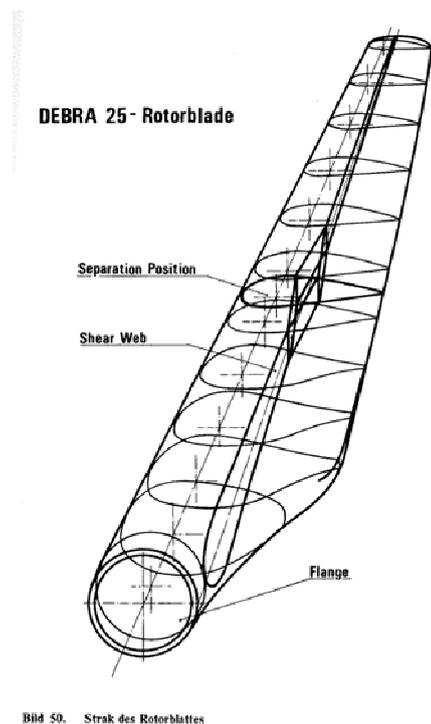


Bild 50. Strak des Rotorblattes

Abbildung 4.1: Rotorblattprofile der DEBRA-25



Abbildung 4.2: Leeläufer DEBRA-25 auf dem Testgelände der Universität Stuttgart in Schnittlingen auf der Schwäbischen Alb

Als Grundlage für die Simulation dient ein dreidimensionales Modell des Rotors (Abbildung 4.3), welches in dem Programm ANSYS GAMBIT (Gittergenerierung) zur weiteren Bearbeitung für ANSYS FLUENT (Strömungslösung) erstellt wird. Der Blatteinstellwinkel, der als Pitchwinkel bezeichnet wird, beträgt  $-2^\circ$ . Die Simulation beschränkt sich lediglich auf Effekte durch die Rotation der Rotorblätter unter einer konstanten Anströmungsgeschwindigkeit. Einflüsse durch den Turm, den Erdboden und die Gravitation finden in dem Modell keine Berücksichtigung.

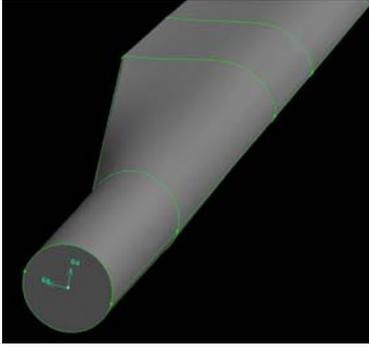


Abbildung 4.3: Rotorblattwurzel

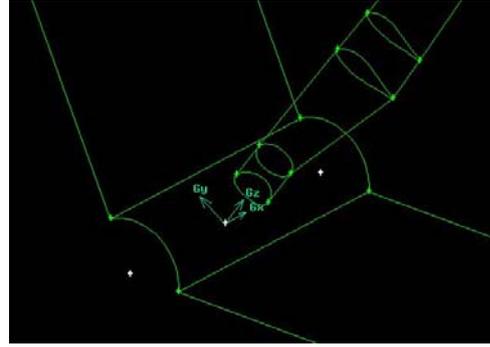


Abbildung 4.4: 120° Ausschnitt der Rotorblattebene

Es ist nicht notwendig, die komplette, kreisrunde Rotorebene mit 3 Rotorblättern zu modellieren. Die Periodic-Funktion in FLUENT erlaubt die Reduktion auf einen 120° Ausschnitt dieser Ebene mit nur einem Rotorblatt (Abbildung 4.4), ohne dabei die gegenseitige Beeinflussung der Rotorblätter zu vernachlässigen. Dies verringert die erforderliche Rechnerkapazität erheblich.

Die extrem unterschiedlichen Größenverhältnisse am Modell können unter Umständen zu programmbedingten, geometrischen Deformationen führen, deren nachträgliche Behebung sehr zeitintensiv ist. Bei der Erzeugung von Flächen und Volumen mit Kantenlängen  $< 1\text{cm}$  ist daher auf Meldungen im Transkript-Fenster zu achten, welche auf eine Verschiebung einzelner Punkte hinweisen.

Für den oberen Teil des Nahbereichs ( $12,5\text{m} < z < 30\text{m}$ ) ist zu beachten, dass hier auch das Profil an der Rotorspitze mit in das Volumen einbezogen werden muss. Um diese komplexe Fläche mit einem strukturierten Netz von hinreichender Qualität zu belegen, empfiehlt es sich, die Fläche in kleinere Teilflächen zu zerlegen. Die so erzeugten Flächen bilden die Grundflächen für die in Richtung des verlängerten Rotorblatts (positive z-Achse) erzeugten Volumina.

Um die 120°-Periodizität im Modell zu berücksichtigen, werden zunächst die jeweils gegenüberliegenden Außenflächen miteinander gekoppelt. Dieser Schritt kann erst nach vollständiger Konstruktion des Nah- und Fernbereichs erfolgen, da ansonsten mit den betroffenen Flächen/Kanten keine weiteren Volumen erzeugt werden können. Die Kopplung muss außerdem vor der Erzeugung von Flächennetzen geschehen.

Die Netzqualität hängt primär von der Anordnung der Knotenpunkte ab. Sie kann also hauptsächlich durch deren Variation beeinflusst werden. Die Anzahl der Knotenpunkte spielt bei der Beeinflussung der Netzqualität dagegen nur eine untergeordnete Rolle. Unter Umständen treten bei der Netzerstellung sogenannte „inverted elements“ auf.

Diese können durch Herabsetzen der Streckungsverhältnisse zwischen den einzelnen Kantenlängen an den betroffenen Elementen beseitigt werden.

Models -> Viscous	k-omega SST (2 eqn)
General	Pressure-Based Steady
Boundary Cond. -> Blade	Moving Wall Rotational 0 rpm (es rotiert nur das Fluid um den Rotor) Direction X=-1
Boundary Cond. -> Fluid	Motion Type "Moving reference frame" Rotation Axis X=1 Speed 50 rpm bzw. 5,2359 rad/s Translational Velocity = 0
Boundary Cond. -> Outlet	(x) Radial Equilibrium Pressure Distribution
Boundary Cond. -> Inlet	X-Velocity = 11.2m/s
Boundary Cond. -> Periodic	Rotational
Periodic Cond.	Flow Direction X=1
Controls -> Solution	"Under Relaxation Factors" mit sinnvollen Anfangswerten belegen

Tabelle 4.1: Einstellungen in ANSYS FLUENT für den Betriebspunkt max. Rotorleistung der DEBRA-25

Abbildung 4.5 zeigt den Weg der Stromlinien auf der Saugseite des Rotorblatts bei Rotation des Fluids. Die äußere Wirbelschleife an der Rotorblattspitze sowie die innere an der Blattwurzel sind gut zu erkennen.

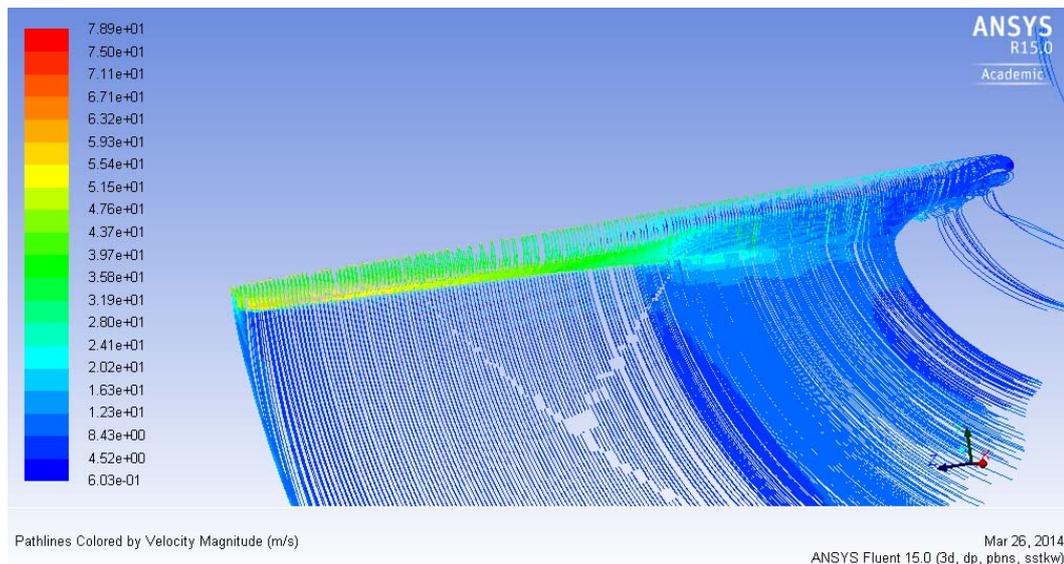


Abbildung 4.5: Stromlinien am DEBRA-25 Rotorblatt mit Blick auf die Saugseite ( $n = 50 \text{ min}^{-1}$ ,  $v_w = 11,2 \text{ ms}^{-1}$ )

Die DEBRA-25 hat eine Rotor-Maximalleistung von 146 kW<sup>78</sup> bei einer Windgeschwindigkeit von 11,1 ms<sup>-1</sup>. Dies stimmt annähernd überein mit dem Leistungsdiagramm des Rotors (vgl. Abschnitt 4.4.2, Abbildung 4.66), dem bei einem Pitchwinkel von -2° und einer Windgeschwindigkeit von 11 ms<sup>-1</sup> eine Rotorleistung von ca. 140 kW zu entnehmen ist.

	$M_{Rotor}$ [kNm]	$P_{Rotor}$ [kW]	$c_P$
<b>DEBRA-25</b>	28,0	146,0	0,345
<b>CFD</b>	26,3	137,5	0,325

Tabelle 4.2: Vergleich der CFD-Ergebnisse mit den Herstellerdaten<sup>78</sup> der DEBRA-25

Es wurden mit dem Turbulenzmodell k-omega-sst stationäre Simulationen im optimalen Betriebspunkt für die maximale Rotorleistung durchgeführt. Die Ergebnisse wurden mit einem strukturierten Gitter mit 6,9 Millionen Knotenpunkten erzielt. Der Vergleich der Leistungsangaben des Herstellers<sup>78</sup> und des DFVLR-Forschungsberichts<sup>79</sup> mit der in der CFD-Analyse ermittelten Rotorleistung zeigt eine gute Annäherung.

## 4.2 WEA VESTAS V66

Im Rahmen des Forschungsprojekts MOGLI<sup>80,81</sup> im Institut für Aerospace-Technologie (IAT) der Hochschule Bremen wurde als Basis für die Entwicklung eines Strömungselements die VESTAS-Anlage vom Typ V66 verwendet (Abbildung 4.6).

---

<sup>78</sup> (J.M. VOITH GmbH, 1985, S. 8)

<sup>79</sup> (Böhnisch, et al., 1988, S. 157)

<sup>80</sup> Aerodynamic **modifications** involving the operational performance potential into the rotor blade investigation; Kooperationspartner: Deutsche Windtechnik AG, Deutsche Windtechnik Rotor + Turm GmbH & Co. KG, Hüttenstraße 20a, 28237 Bremen; Projektlaufzeit: 10/2009-01/2012; Gesamt-Projekt-Budget: 343 TSD €; Projektleiter IAT: F. Kortenstedde

<sup>81</sup> Gefördert durch Wirtschaftsförderung Bremen GmbH (WFB), Langenstraße 2-4, 28195 Bremen



Abbildung 4.6: VESTAS V66 im Windpark Klein Bennebek (Schleswig-Holstein)

Die Aufgabenstellung in diesem Forschungsprojekt war es, ein nachrüstbares Strömungselement für Rotorblätter zur aerodynamischen Optimierung von WEA mit horizontaler Rotorachse zu entwickeln. Die Konturdaten des Rotorblatts der V66 sind vom Hersteller nicht veröffentlicht. Für die CFD-Analyse wurde ein Rotorblatt dieses Anlagentyps per Laser vermessen<sup>82</sup> und aus der so gewonnenen Punktwolke (Abbildung 4.7) das Blatt rekonstruiert (Abbildung 4.8).

---

<sup>82</sup> quamt engineering GmbH & Co. KG, Sophie-Scholl-Weg 6, 21684 Stade

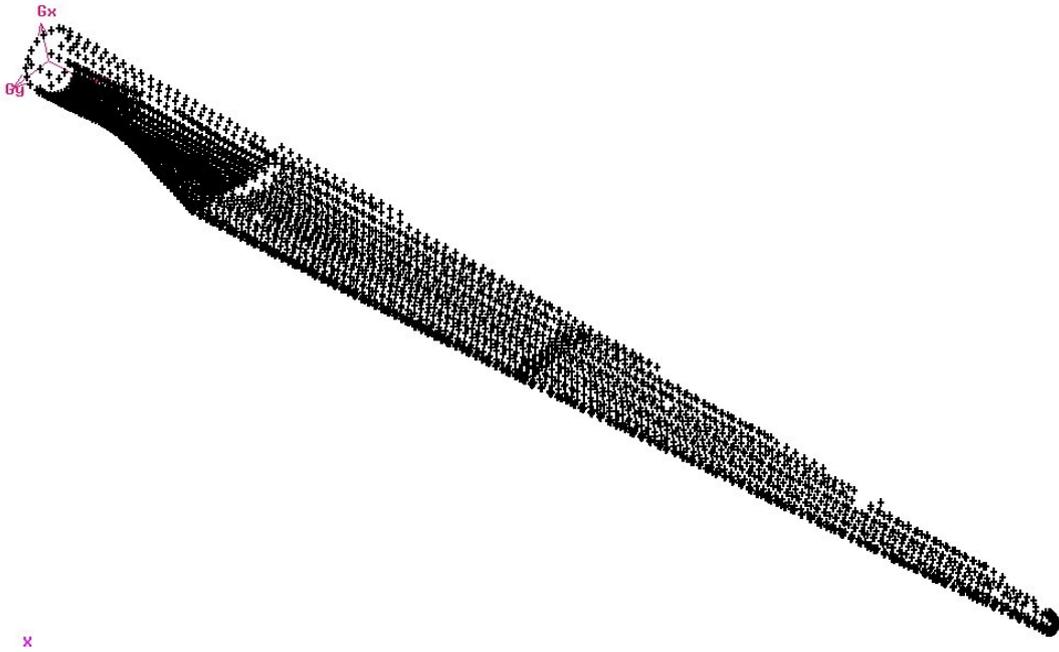


Abbildung 4.7: Punktwolke der Kontur des V66-Rotorblattes

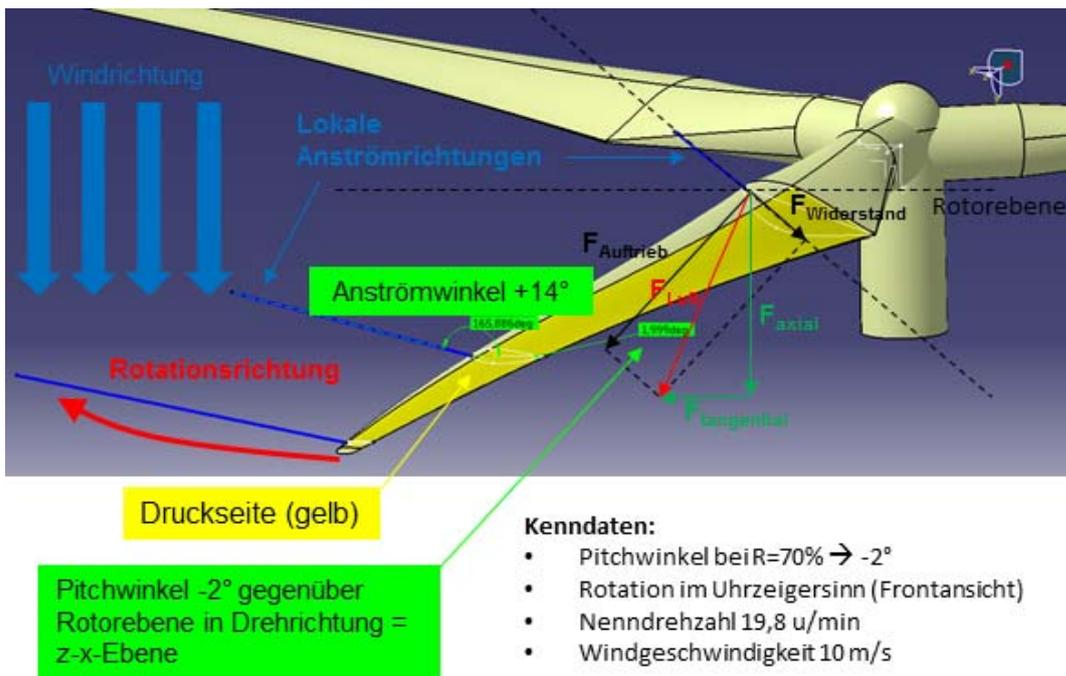


Abbildung 4.8: Aus der Punktwolke rekonstruierte Rotorblattgeometrie<sup>83</sup>

<sup>83</sup> (Batalauskas, et al., 2012, S. 41)

Ein allgemein aerodynamisch ungünstiger Bereich der Rotorblätter von Windenergieanlagen mit horizontaler Achse befindet sich im Nahbereich der Rotorblattwurzel. Abgesehen von Anlagen des Herstellers ENERCON<sup>84</sup>, der die Flügelprofile der Blätter bis an das Maschinenhaus heranführt, werden zylindrische Querschnitte zum Anschluss an die Nabe verwendet. Die Gründe dafür sind die notwendige strukturelle Auslegung zur Aufnahme der Lasten und die Anforderungen an die Einstellung des Pitchwinkels. Der Übergang vom Kreiszyylinder auf die Flügelprofile mit spitzer Hinterkante besteht aus Profilen mit dicker bzw. stumpfer Hinterkante. Bei diesen Profilen sind solche mit einem geraden Abschnitt zwischen Profilober- und -unterseite sowie andere mit abgerundeter, dicker Hinterkante zu unterscheiden. Die VESTAS V66 zeigt die letztgenannte Variante<sup>85</sup> auf. Bei den Profilen mit einem geraden Abschnitt an der Hinterkante wird weiterhin zwischen einer „abgeschnittenen“ Hinterkante eines ursprünglich spitz auslaufenden Profils und einem sogenannten „Flatback-Profil“ unterschieden. Das Flatback-Profil entsteht aus einem im hinteren Bereich gleichmäßig aufgeweiteten, ursprünglich spitz auslaufenden Profil. Im Gegensatz zum Profil mit abgeschnittener Hinterkante bleiben beim Flatback-Profil die Wölbung und damit ein möglichst großer Auftrieb erhalten. Moderne Anlagen mit größeren Rotordurchmessern weisen häufig Flatback-Profile auf, da diese höhere Strukturlasten, die zwangsläufig bei längeren Rotorblättern auftreten, übertragen können - im Vergleich zu Profilen mit abgerundeter dicker Hinterkante. Zudem erzeugen die Flatback-Profile mehr Auftrieb als konventionelle, spitz endende Profile - jedoch bei erhöhtem Widerstand. Der strömungsgünstige Bereich des Rotorblatts mit geringerem Widerstand beginnt ab dem Profilschnitt mit spitzer Hinterkante bis zur Blattspitze. Die Dicke der spitzen Profilhinterkante beträgt in etwa 3 - 4 mm. Die Länge des aerodynamisch ungünstigen Bereichs (Abbildung 4.9) am Rotorblatt ist abhängig vom Hersteller und beträgt in der Regel maximal 30 % der Gesamtlänge. Im Forschungsprojekt MOGLI wurde das Strömungselement „Splitflap“<sup>86</sup> (SF) entwickelt, welches den beschriebenen, aerodynamisch ungünstigen Nahbereich der Rotorblattwurzel positiv beeinflussen soll.

---

<sup>84</sup> ENERCON verwendet u.a. Rotorblätter, die an der Rotorblattwurzel zwar innen einen zylindrischen Anschluss zur Nabe aufweisen, wo die äußere Form jedoch wie ein Flügelprofil gestaltet ist.

<sup>85</sup> (van Dam, 2008, S. 34-36)

<sup>86</sup> (Kortenstedde, 2011)

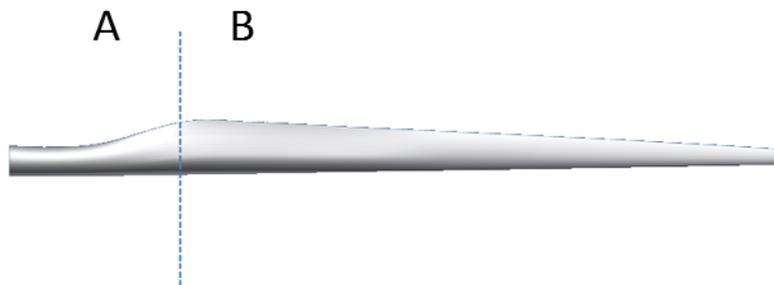


Abbildung 4.9: Konventionelles Rotorblatt mit aerodynamisch ungünstigem Rotorblattwurzelbereich (A) und Flügelprofilen mit spitzer Hinterkante (B)

Das Strömungselement SF ist für den Bereich der Profile mit stumpfer Hinterkante vorgesehen und wird dort an der Profilhinterkante angebracht (Abbildung 4.10).

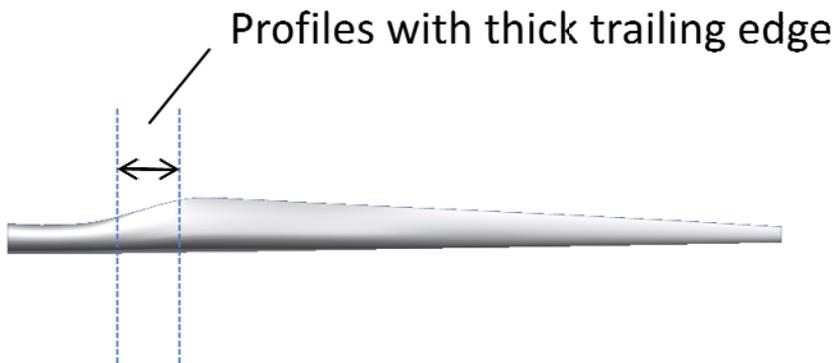


Abbildung 4.10: Bereich der Flügelprofile mit stumpfer Hinterkante am Rotorblatt

Die folgenden 2D-CFD-Analysen zeigen die aerodynamischen Einflüsse der SF auf unterschiedliche Rotorblattprofilschnitte.

#### 4.2.1 Untersuchung der SF an einem Profil mit stumpfer Hinterkante

Basis der CFD-Analyse der SF an einem Profil mit stumpfer Hinterkante ist ein Profilschnitt, der an das Rotorblatt der Enercon E66 angelehnt ist (Abbildung 4.11). Das untersuchte, wurzelnahe E66-Profil hat einen geraden Abschnitt an der Hinterkante zwischen dem hintersten Punkt der Saug- und Druckseite (Abbildung 4.13). Ziel war es, 2D-Strömungssimulationen für einen Querschnitt an der Wurzel des ENERCON E66 Rotorblatt mit und ohne das Strömungselement SF an der Profilhinterkante durchzuführen. Die CFD-Ergebnisse wurden mit experimentellen Ergebnissen von KNOCHE<sup>87</sup> aus dem ZARM<sup>88</sup>-Wasserkanal mit einem 1:10 Modell des Profils verglichen.



Abbildung 4.11<sup>89</sup>: Rotorblatt der E-66 im wurzelnahen Bereich in der Ausführung mit dicker abgerundeter Hinterkante. In einer anderen Ausführung ist dieses Rotorblatt mit einem geraden Abschnitt an der Hinterkante zwischen Saug- und Druckseite bekannt (vgl. Abbildung 4.12).

---

<sup>87</sup> Knoche, R. (2002)

<sup>88</sup> Zentrum für angewandte Raumfahrttechnologie und Mikrogravitation, Universität Bremen

<sup>89</sup> Copyright © Hubbard, N. (23.04.2013; Lizenzbedingungen: flickr.com; Creative Commons-Lizenz)



Abbildung 4.12<sup>90</sup>: E-66 Rotorblatt mit geradem Abschnitt an der Profilhinterkante im wurzelnahen Bereich (auch „Stumpfe Hinterkante“ genannt).

**Software:**

- **ANSYS ICEM CFD 12.1** wurde für die Erstellung der drei Gitter verwendet
- **ANSYS FLUENT 12.1 und 14.0** wurde zur Durchführung der Simulationen verwendet

Nachfolgend eine Übersicht der untersuchten Modifikationen des Profils (Tabelle 4.3) und der Einstellungen in der Software FLUENT (Tabelle 9.1). Das jeweilige Netz besteht aus Quad-Elementen und wurde mit  $y^+ = 1$  erstellt (Abbildung 4.13 bis Abbildung 4.15), passend zu dem gewählten Berechnungsmodell „Standard k-epsilon“ mit der Einstellung „Enhanced Wall Treatment“.

---

<sup>90</sup> (Hindemith, 2011)

Copyright © Hindemith, A. (02.04.2014; Lizenzbedingungen: Creative Commons by-sa-3.0 de)  
Diese ENERCON E66 WEA mit integrierter Aussichtsplattform wurde anlässlich der Expo 2000 in Hannover (Südkronsberg) errichtet.

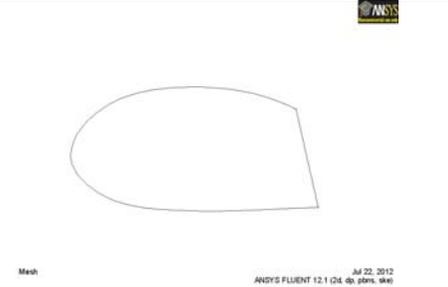
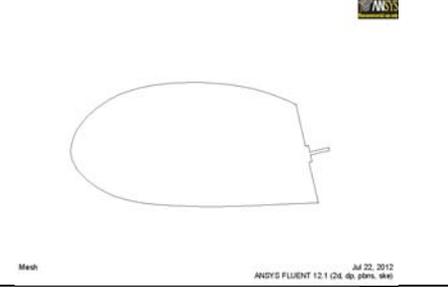
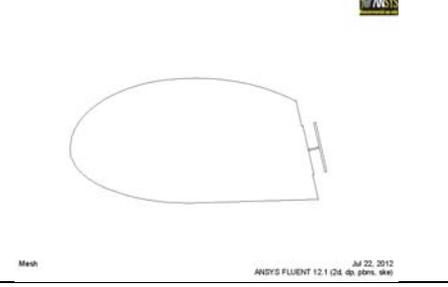
<b>Modification</b>	<b>Geometry</b>	<b>Dimensions</b>	<b>Size Flow Element</b>	<b>Velocity</b>
<i>Profile without Modification</i>		Chord Length = 95 mm Max Length = 100 mm Max Height = 49 mm		Water Velocity = 2 m/s Reynolds Number = $1.9 \times 10^5$
<i>Profile with Splitflap</i>			Splitflap = 9% Chord Length	
<i>Profile with Splitterplate</i>			Gap = 5% Chord Length Splitterplate = 20% Chord Length	

Tabelle 4.3: E66-Profil mit und ohne Strömungselement

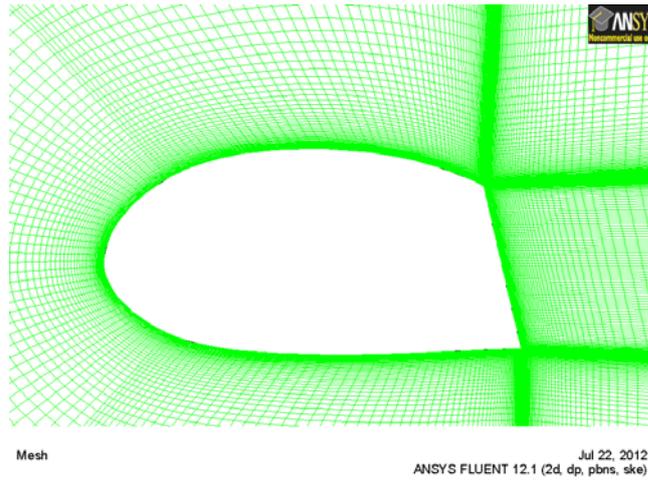


Abbildung 4.13: Gitter des Profils ohne Strömungselement

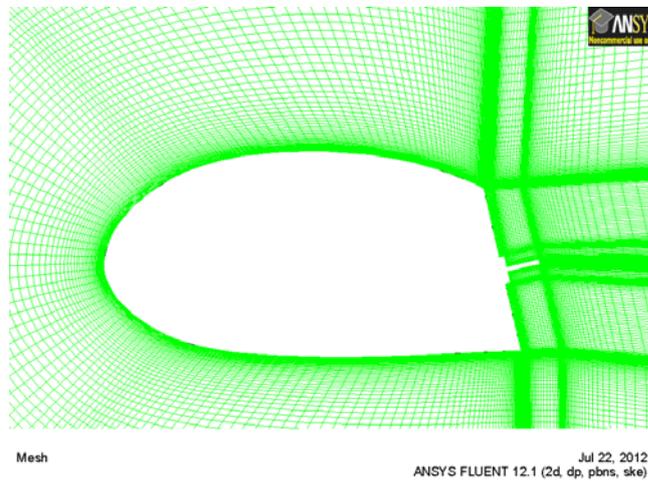


Abbildung 4.14: Gitter des Profils mit Strömungselement Splitflap

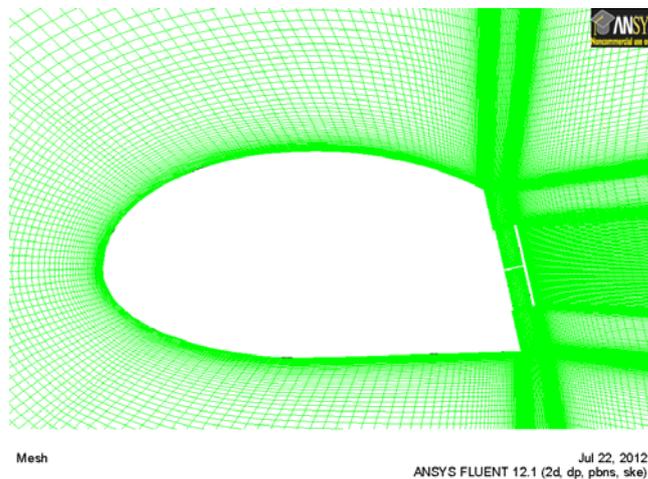


Abbildung 4.15: Gitter des Profils mit Strömungselement Splitterplatte

Grundlage für diese numerische Strömungssimulation ist das Profil mit stumpfer Hinterkante nach KNOCHE<sup>87</sup>. Dieses Profil ist ähnlich einem typischen wurzelnahen Profil für die heutigen, großen Rotorblätter. Es hat ein Dickenverhältnis von 51,6 % und eine Hinterkantendicke von 42,1 %, bezogen auf die Profilhnenlänge. Die Ergebnisse der numerischen Untersuchung werden verglichen und validiert anhand der Ergebnisse der Wasserkanal-Untersuchung. Die untersuchte SF hat eine Länge von 9 % bezogen auf die absolute Länge des Modells. Die Länge der SF beträgt 22,5 % der Hinterkantendicke. Die Splitterplatte (SP) hat einen Abstand von 5 % zur Profilhinterkante und eine Ausdehnung von 20 % bezogen auf die absolute Länge des Modells.

Die Auswertung der Simulationsergebnisse (Abbildung 4.16 und Abbildung 4.17) zeigt eine geringe Auswirkung der Modifikation SF und SP auf den Auftrieb und Widerstand des E66-Profiles. Für einen Anstellwinkel von  $-10^\circ$  bis  $5^\circ$  ist der Auftriebsbeiwert gleichermaßen mit SF und SP leicht erhöht im Vergleich zum unmodifizierten Ausgangsprofil. Der Widerstandsbeiwert ist nahezu durchgängig am geringsten für das Ausgangsprofil, nur im Bereich von  $-10^\circ$  bis  $-5^\circ$  liegt das Profil mit SP darunter. Insbesondere im Bereich um  $0^\circ$  ist eine Widerstandserhöhung mit dem Strömungselement SF zu erkennen.

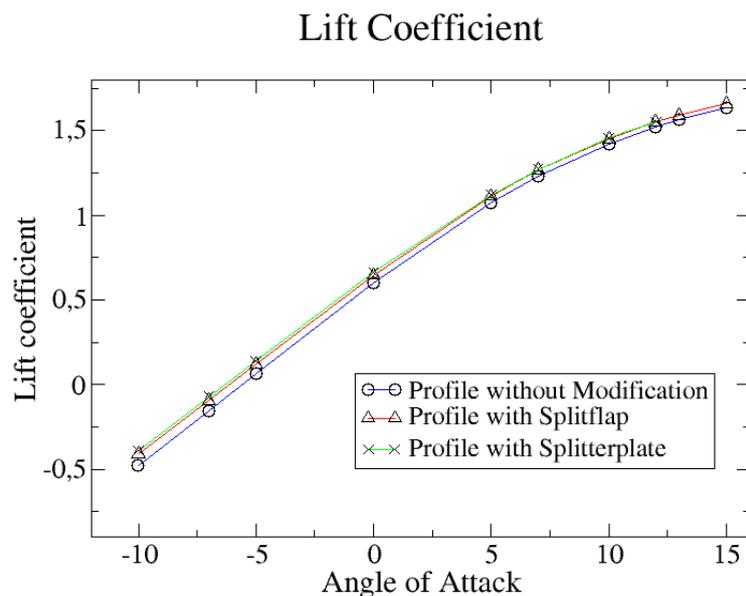


Abbildung 4.16: Auftriebsbeiwert des E66-Profiles mit und ohne Modifikationen (CFD)

## Drag Coefficient

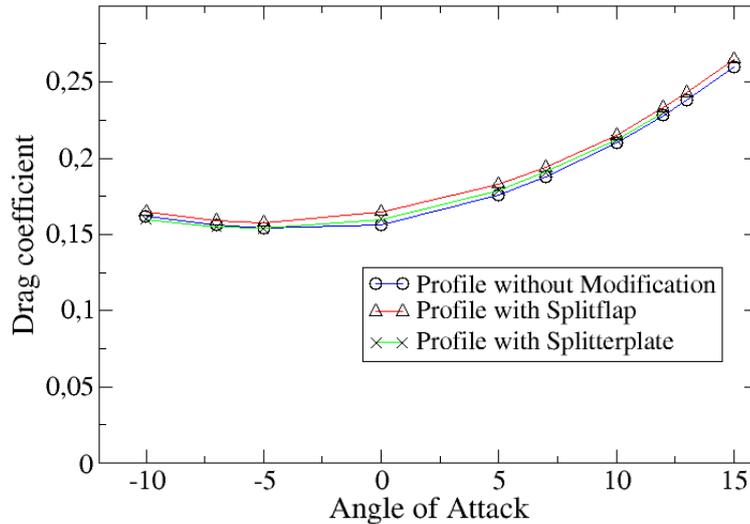


Abbildung 4.17: Widerstandsbeiwert des E66 Profils mit und ohne Modifikationen (CFD)

Die Diagramme mit den Simulations- und experimentellen Messergebnissen mit und ohne Modifikation (Abbildung 4.18 und Abbildung 4.19) zeigen die Wirkung der Splitflap und der Splitterplatte auf Auftrieb und Widerstand des Profils. Es zeigt sich hier ein geringer Einfluss der SF auf den Auftriebsbeiwert bei moderater Verringerung des Widerstandsbeiwertes in den experimentellen Ergebnissen. Die SP zeigt im Experiment im hohen Anstellwinkelbereich einen deutlich erhöhten Auftrieb. In der Simulation ist der Einfluss der SF und SP auf den Widerstandsbeiwert vernachlässigbar klein. Der Auftrieb wird durch die SF und SP geringfügig gesteigert.

Die beobachteten Effekte im Experiment, als auch in der Simulation lassen für die SF auf eine Erhöhung der Gleitzahl (Verhältnis Auftrieb zu Widerstand) über den gesamten Anstellwinkelbereich schließen. Die SP hingegen lässt keinen eindeutigen Trend erkennen, da sie sich nicht konsistent verhält.

Die Unterschiede der Ergebnisse in Experiment<sup>91</sup> und Simulation lassen sich zum einen auf Messunsicherheiten im Experiment zurückführen, die KNOCHE insbesondere für hohe Anstellwinkel beschreibt, zum anderen kann von instationären Effekten ausgegangen werden, die in der numerischen Untersuchung mit den verwendeten Einstellungen nicht aufgelöst wurden.

---

<sup>91</sup> (Knoche, 2002)

## Lift Coefficient

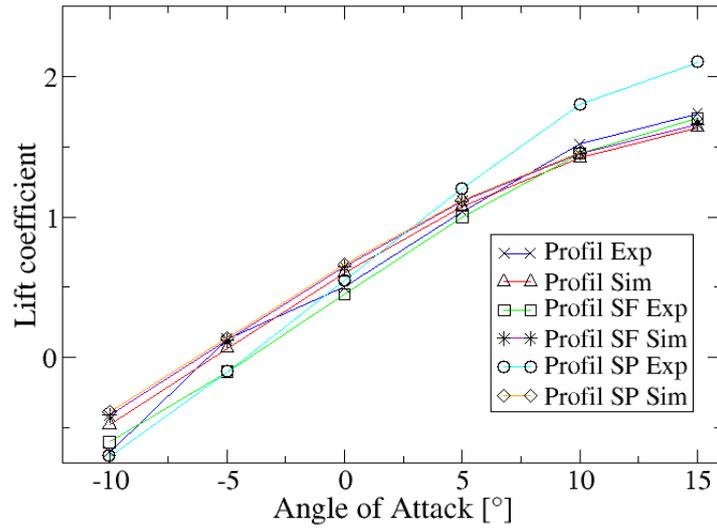


Abbildung 4.18: Auftriebsbeiwert des E66-Profiles – Vergleich Simulation und experimentelle Daten

## Drag Coefficient

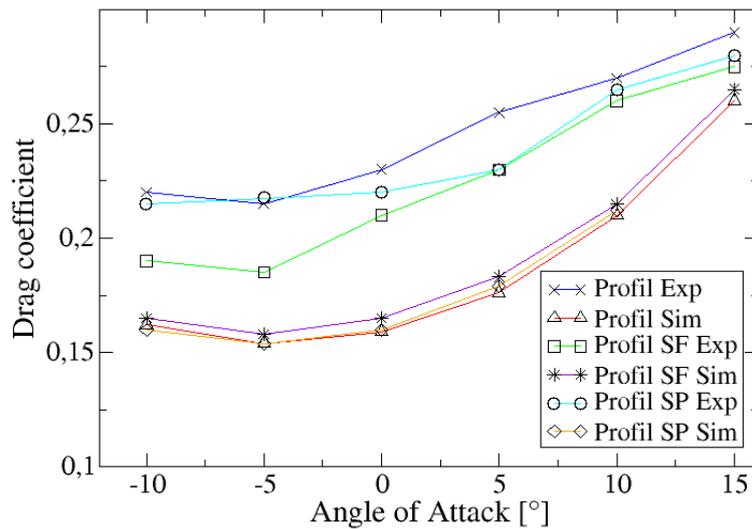
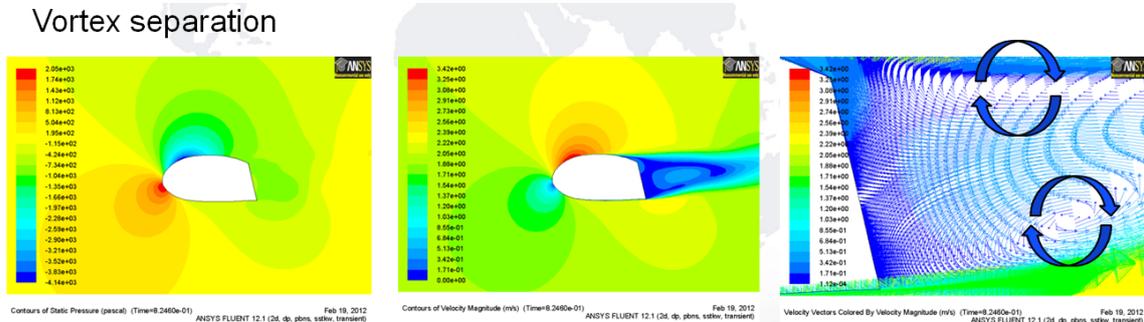


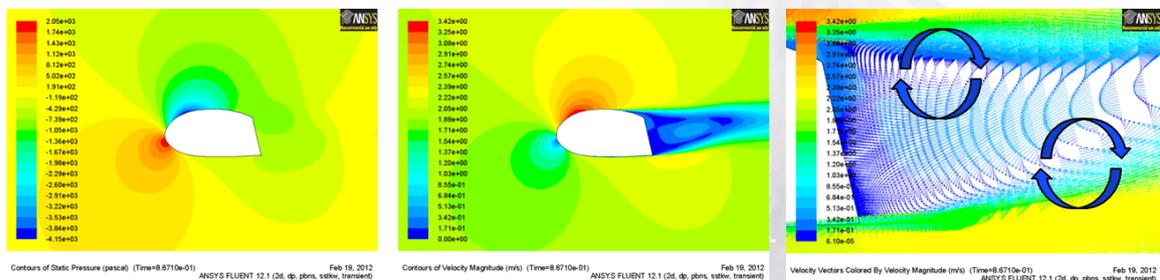
Abbildung 4.19: Widerstandsbeiwert des E66-Profiles – Vergleich Simulation und experimentelle Daten

In einer weiteren, transienten Untersuchung sollen nachfolgend die instationären Effekte, die bei der Umströmung des Profils auftreten, deutlich gemacht werden. Dazu wird die Modifikation SF eingesetzt, da sie in der vorhergehenden Analyse zu positiven Effekten geführt hat.

### Vortex separation



lower lift  $cl = 1.100$



higher lift  $cl = 1.115$

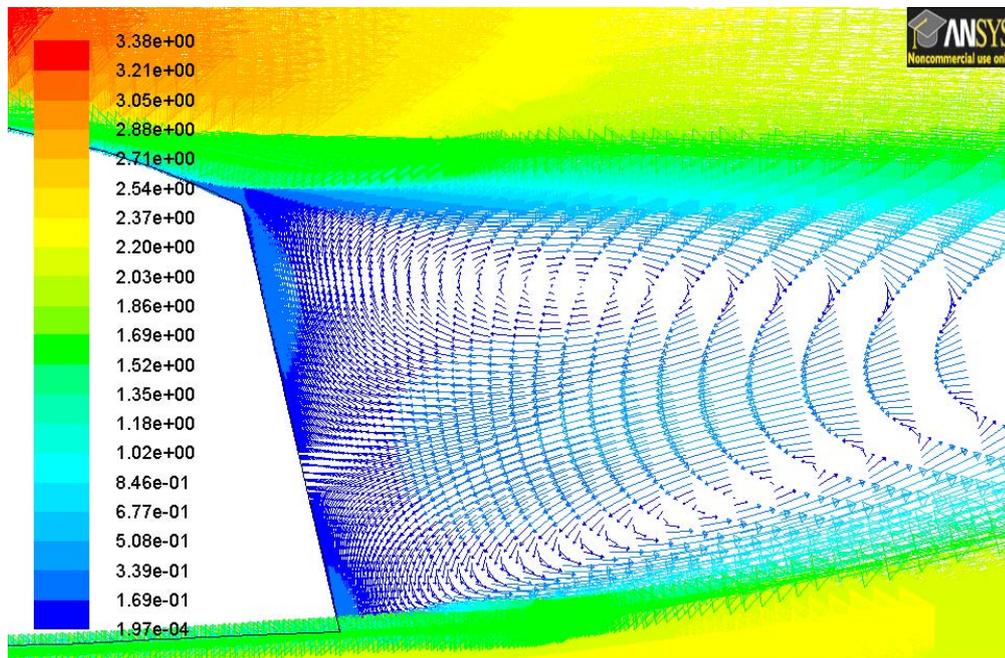
Abbildung 4.20<sup>92</sup>: Ablösung der Wirbel an der Profilhinterkante ohne Modifikation in der transienten Untersuchung

In der zeitabhängigen Simulation kann am Profil ohne Strömungselement eine Wirbelbildung ähnlich der Kármánschen Wirbelstraße beobachtet werden, mit sich ablösenden Wirbeln im oberen und unteren Bereich der Hinterkante. Die ablösenden Wirbel verursachen eine zeitabhängige Schwankung des Auftriebsbeiwertes mit einer Differenz von 0,015 bei 10° Anstellwinkel (Abbildung 4.20). Mit SF ist der Auftriebsbeiwert dagegen konstant. Schwingungen, die durch die zeitliche Schwankung des Auftriebs erzeugt werden, sind mit SF nicht zu erwarten<sup>92</sup>, da sie der Entwicklung großer Wirbelstrukturen entgegen wirkt.

Die Optimierung des wurzelnahen Rotorblattprofilquerschnittes zielt primär auf die Reduktion von Wirbeln und Querströmungen ab. Die Auswertung der Geschwindigkeitsvektoren im Nachlauf der Profile (Abbildung 4.21 und Abbildung 4.22), lässt erkennen, dass die vergleichsweise kurze Splitflap an der Hinterkante die Wirbelbildung und -ablösung im Nachlauf positiv beeinflusst und dadurch die

<sup>92</sup> (Kortenstedde & Steckemetz, 2012)

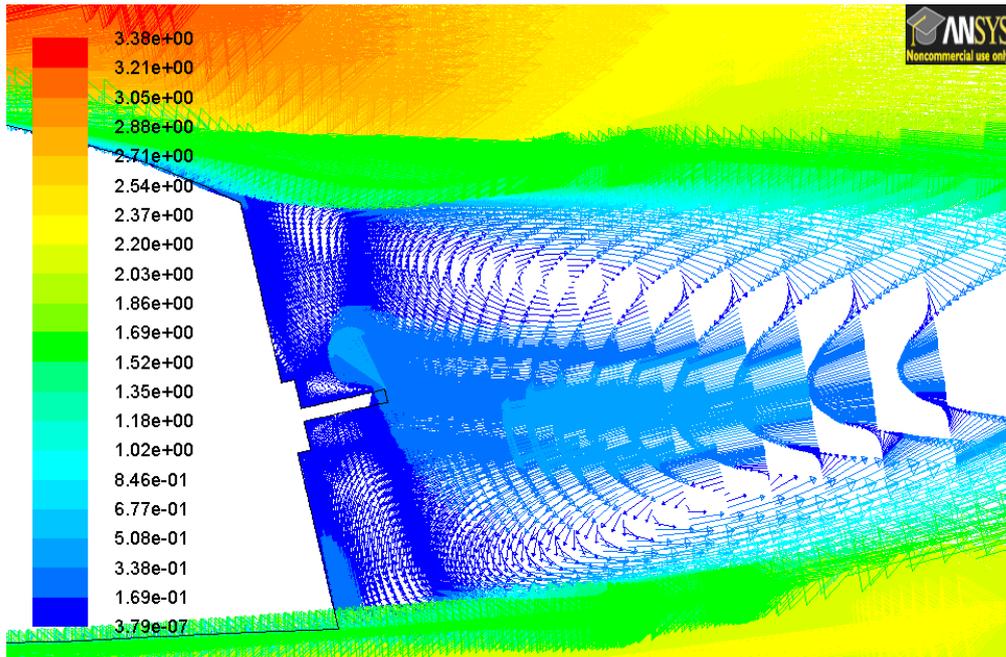
Schwingungsanregung vermindert, ohne den Auftrieb und Widerstand des Ausgangsprofils nennenswert zu beeinflussen.<sup>92</sup>



Velocity Vectors Colored By Velocity Magnitude (m/s)

Jul 22, 2012  
ANSYS FLUENT 12.1 (2d, dp, pbns, ske)

Abbildung 4.21: Geschwindigkeitsvektoren an der Hinterkante des Profils ohne Modifikation (10°Anstellwinkel)



Velocity Vectors Colored By Velocity Magnitude (m/s)

Jul 22, 2012  
ANSYS FLUENT 12.1 (2d, dp, pbns, ske)

Abbildung 4.22: Geschwindigkeitsvektoren an der Hinterkante des Profils mit Splitflap (10°Anstellwinkel)

#### 4.2.2 Untersuchung der SF an einem Profil mit dicker, abgerundeter Hinterkante

Neben den Profilen mit stumpfer Hinterkante sind auch Rotorblätter bekannt, die Profile mit dicker, abgerundeter Hinterkante im wurzelnahen Bereich verwenden. Dieses ist bei dem Rotorblatt der VESTAS V66 der Fall. Im Folgenden sollen drei Profilschnitte im Bereich der dicken Hinterkante am Blatt der V66 numerisch untersucht werden.

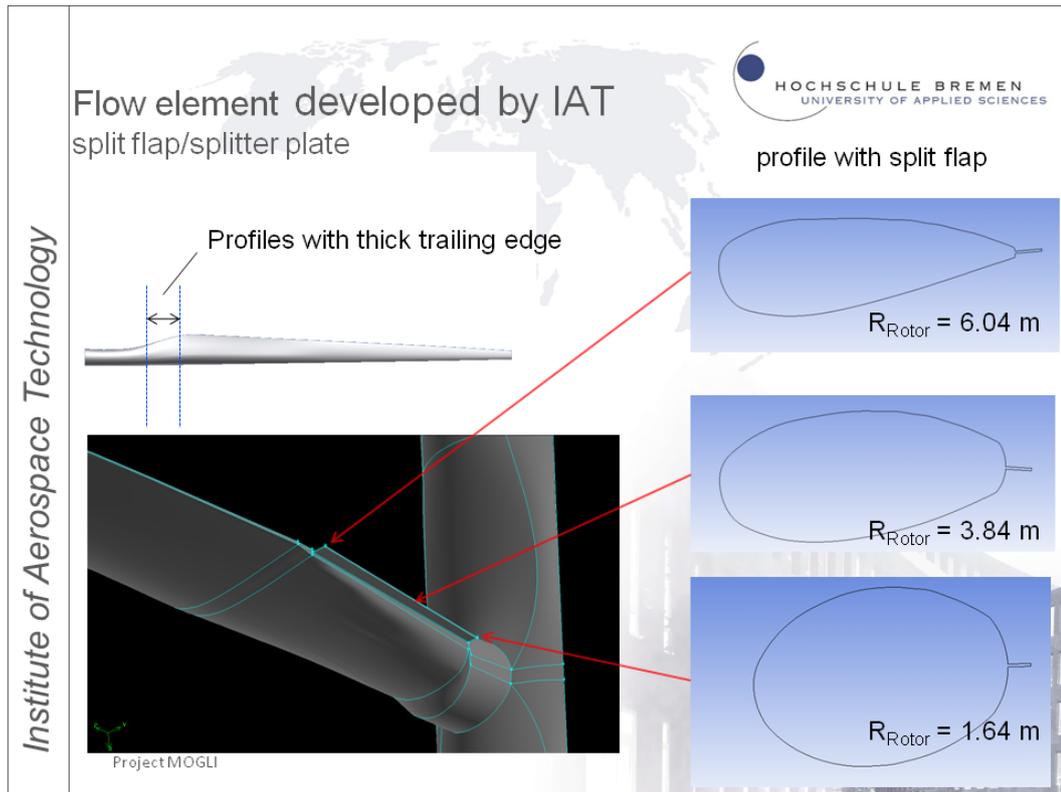


Abbildung 4.23: Lage der untersuchten 2D-Profilschnitte mit dicker, abgerundeter Profilhinterkante im V66-Rotorblatt

Mit  $R_{\text{Rotor}}$  ist in Abbildung 4.23 der Abstand des jeweiligen 2D-Profilschnitts vom Rotorzentrum bezeichnet. Die Windgeschwindigkeit  $v_1$  beträgt 10 m/s bei einer Rotordrehzahl  $n$  von  $19,8 \text{ min}^{-1}$ . Daraus ergibt sich die lokale Anströmung mit Winkel und Betrag.

**Umfangsgeschwindigkeit  $u$  :**

$$u = 2\pi \cdot R \cdot n \quad (4.1)$$

**Lokale Anströmgeschwindigkeit  $c$  :**

$$c = \sqrt{u^2 + \left(\frac{2}{3} \cdot v_1\right)^2} \quad (4.2)$$

**Lokaler Anströmwinkel  $\alpha$  :**

$$\alpha = \cos^{-1}\left(\frac{u}{c}\right) \quad (4.3)$$

Die Verwindung des Rotorblatts und der Pitchwinkel sind in der Geometrie der Profile bereits berücksichtigt. Die Länge der SF beträgt 9 % der jeweiligen Profilsehnenlänge.

Profilschnitt	Outer Section	Middle Section	Inner Section
<b>L:</b> Profilschneidlänge	2,590 m	2,160 m	1,732 m
<b>R:</b> Abstand zur Nabe	6,040 m	3,840 m	1,640 m
<b>u:</b> Umfangsgeschwindigkeit am Profilschnitt	12,520 m/s	7,960 m/s	3,400 m/s
<b>c:</b> Lokale Anströmgeschwindigkeit	14,1875 m/s	10,385 m/s	7,484 m/s
<b>alpha:</b> Lokaler Anströmwinkel	28,03°	39,94°	62,98°
<b>rotor pitch:</b> Lokaler Pitchwinkel	4,42°	5,67°	8,83°

Tabelle 4.4: Übersicht der drei Profilschnitte am VESTAS V66 Rotorblatt

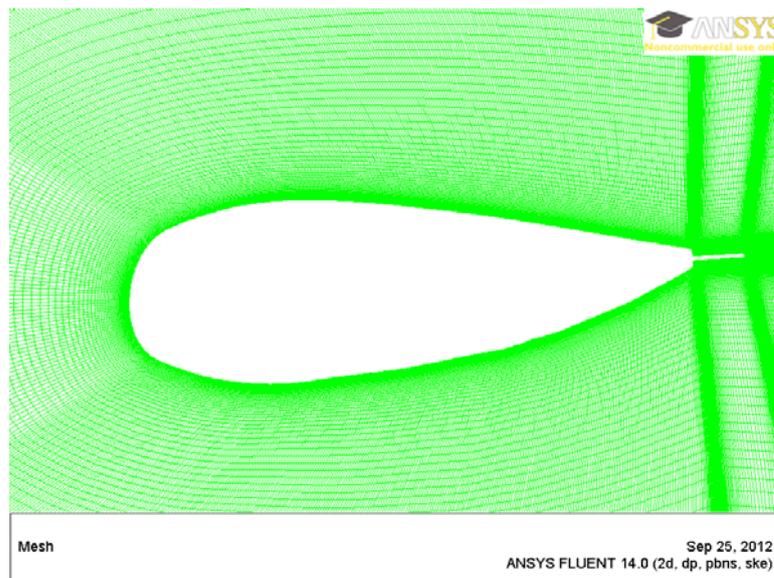


Abbildung 4.24: Gitter des äußeren Profilschnitts mit SF

	No SF	SF
Cl	1,056	1,082
Cd	0,165	0,191
L/D	6,400	5,665

Tabelle 4.5: Ergebnisse äußerer Profilschnitt

Für den mittleren Profilschnitt wurde neben der SF mit 9 % der Profilschneidlänge auch die SF mit 18 % der Profilschneidlänge untersucht. Die Abbildung 4.25 zeigt das Netz für den mittleren Profilschnitt mit SF in verlängerter Ausführung.

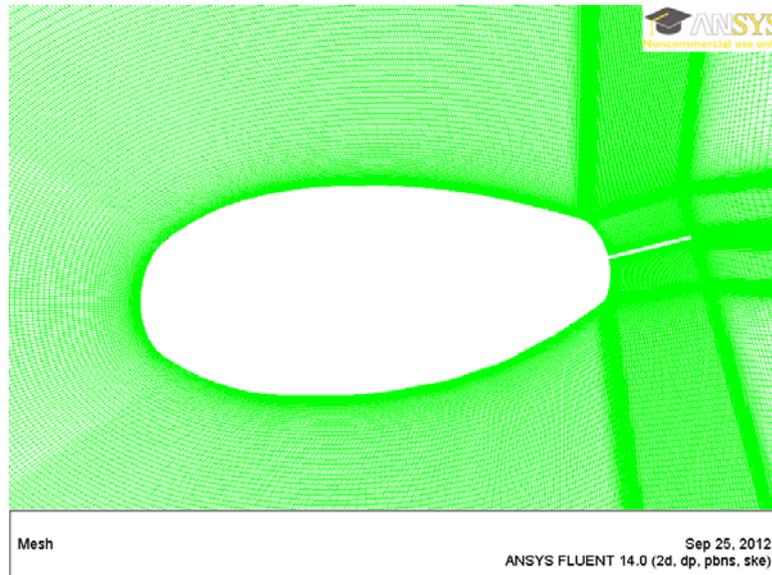


Abbildung 4.25: Gitter des mittlerer Profilschnitts mit SF (18 % der Profilschneidlänge L)

	No SF	SF 9%	SF 18%
Cl	0,934	1,027	1,429
Cd	0,279	0,318	0,456
L/D	3,348	3,230	3,134

Tabelle 4.6: Ergebnisse mittlerer Profilschnitt

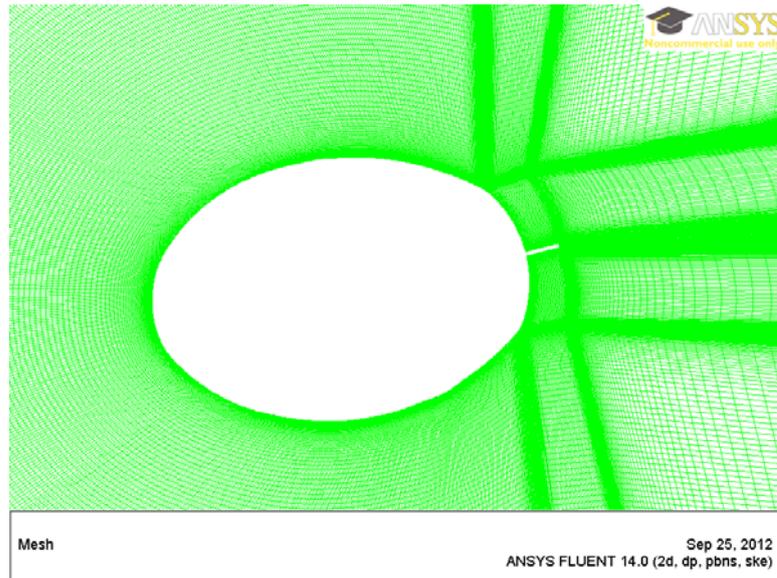


Abbildung 4.26: Gitter des inneren Profilschnitts mit SF

	No SF	SF
Cl	0,340	1,039
Cd	0,382	0,572
L/D	0,890	1,816

Tabelle 4.7: Ergebnisse innerer Profilschnitt

#### 4.2.2.2 Profile ohne Modifikation vgl. mit Profilen mit SF

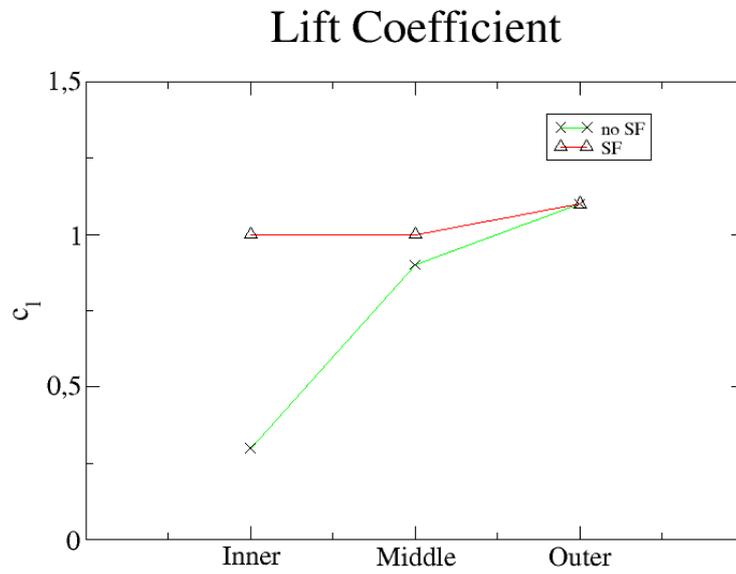


Abbildung 4.27: Auftriebsbeiwert der Profile ohne Modifikation und mit SF (9 % von L)

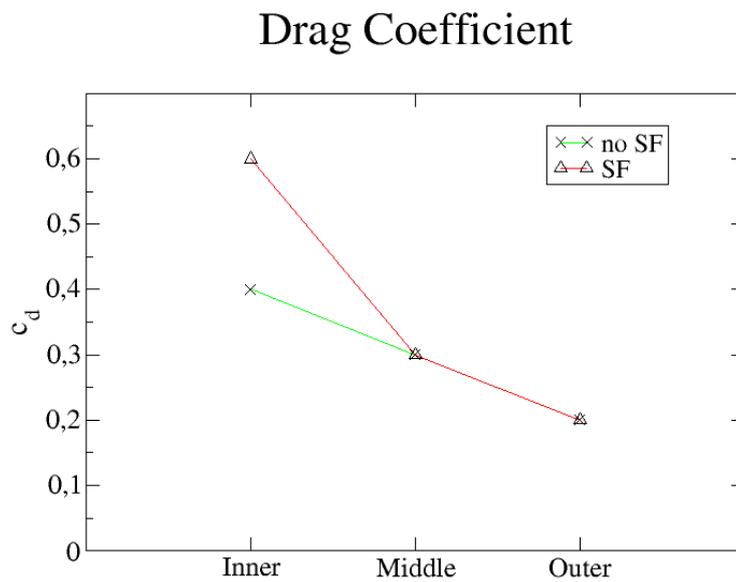


Abbildung 4.28: Widerstandsbeiwert der Profile ohne Modifikation und mit SF (9 % von L)

## Lift/Drag Ratio

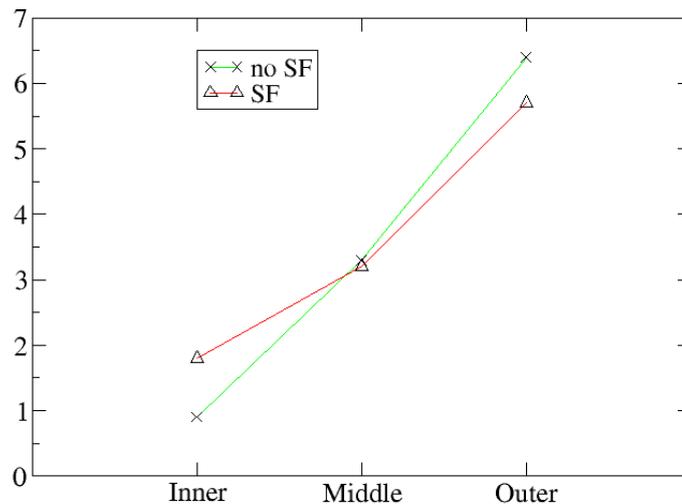


Abbildung 4.29: Gleitverhältnis der Profile ohne Modifikation und mit SF (9 % von L)

### 4.2.2.3 Druckverteilung des statischen Drucks

Die Druckverteilung lässt erkennen, wie die SF den statischen Druck am jeweiligen Profilschnitt beeinflusst (Abbildung 4.30 bis Abbildung 4.32). Die Anströmung kommt von links oben, zu erkennen am Staupunkt mit dem höchsten statischen Druck. Die Saugseite befindet sich in dieser Darstellung auf der Unterseite. Am größten ist der Einfluss der SF an dem inneren Profilschnitt, bedingt durch den annähernd symmetrischen Profilschnitt und den hohen, lokalen Anstellwinkel. Durch den großen, lokalen Anstellwinkel „wandert“ die SF de facto vom Profilde auf die Druckseite des Profils.

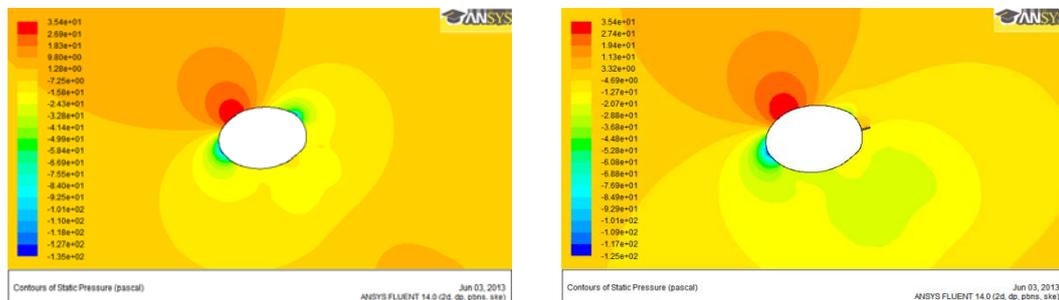


Abbildung 4.30: Innerer Profilschnitt ohne und mit SF – Statischer Druck

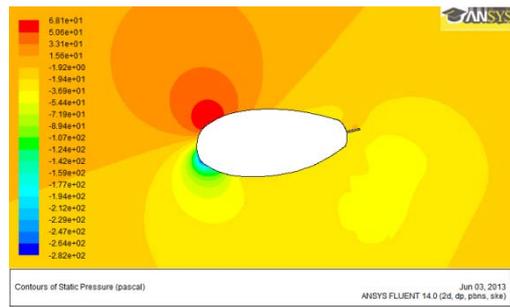
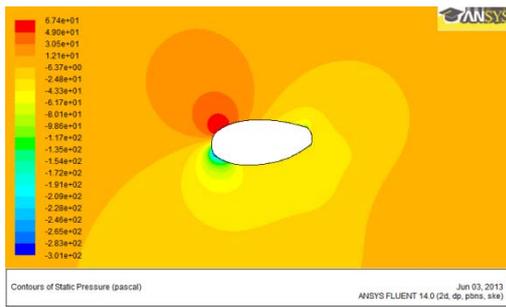


Abbildung 4.31: Mittlerer Profilschnitt ohne und mit SF – Statischer Druck

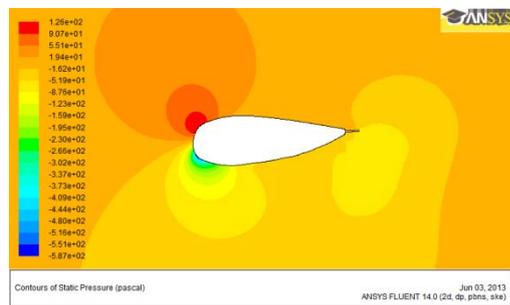
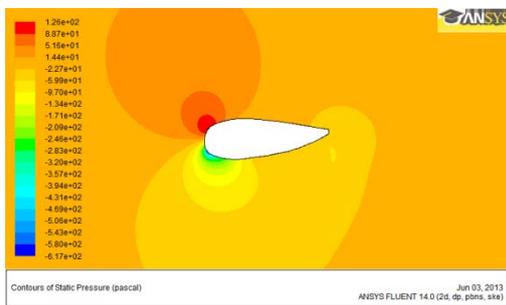


Abbildung 4.32: Äußerer Profilschnitt ohne und mit SF – Statischer Druck

#### 4.2.2.4 Geschwindigkeitsverteilung

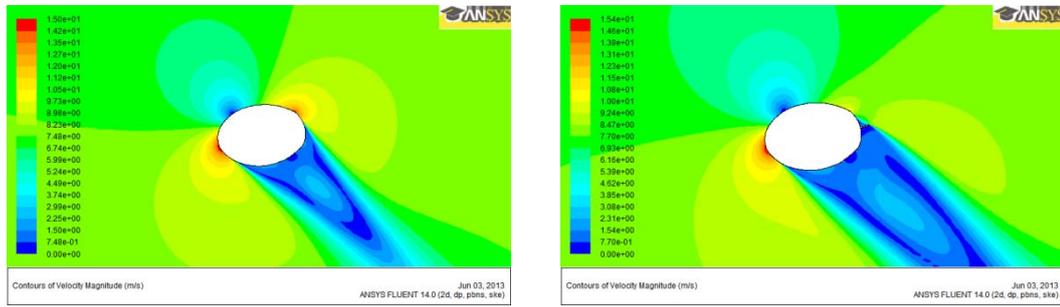


Abbildung 4.33: Innerer Profilschnitt ohne und mit SF - Geschwindigkeit

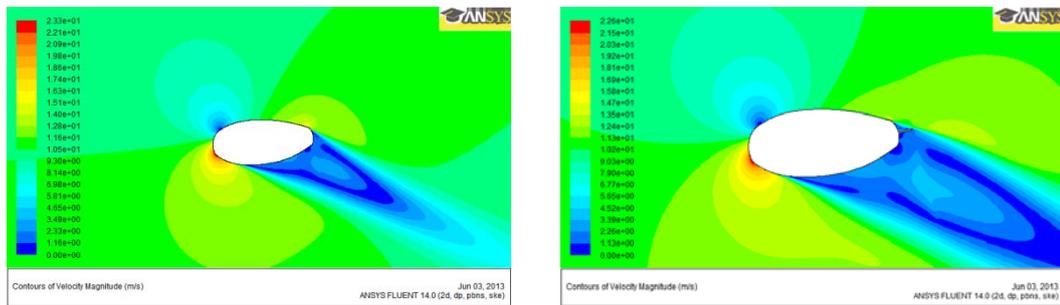


Abbildung 4.34: Mittlerer Profilschnitt ohne und mit SF - Geschwindigkeit

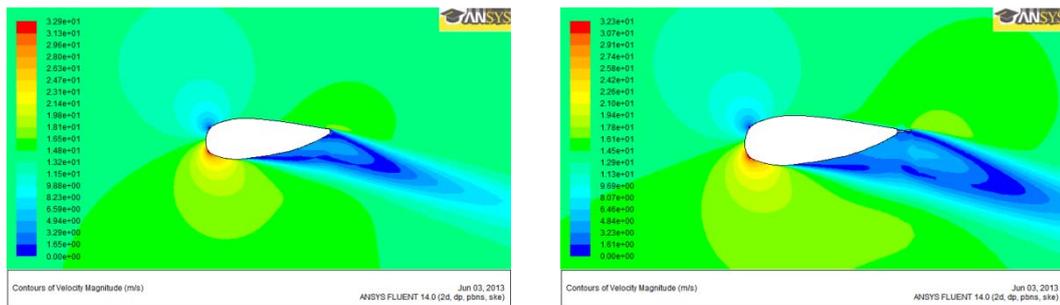


Abbildung 4.35: Äußerer Profilschnitt ohne und mit SF - Geschwindigkeit

#### 4.2.2.5 Druckbeiwertverteilung

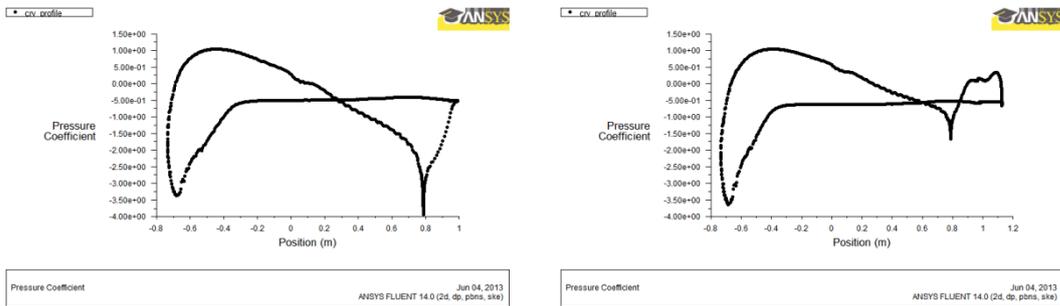


Abbildung 4.36: Innerer Profilschnitt ohne SF (links) und mit SF (rechts) - Druckbeiwert  $c_p$

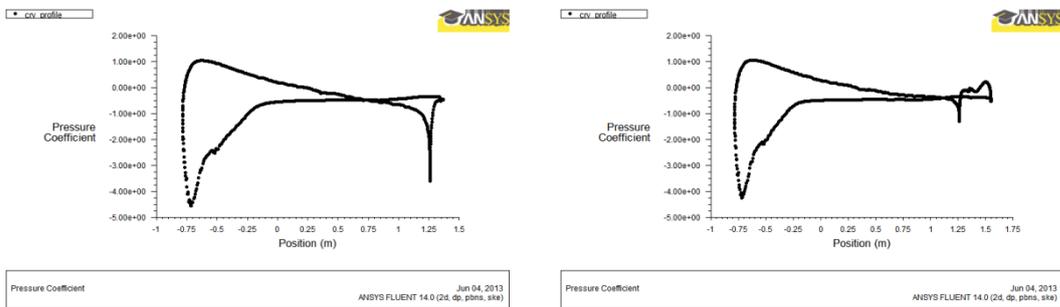


Abbildung 4.37: Mittlerer Profilschnitt ohne SF (links) und mit SF (rechts) - Druckbeiwert  $C_p$

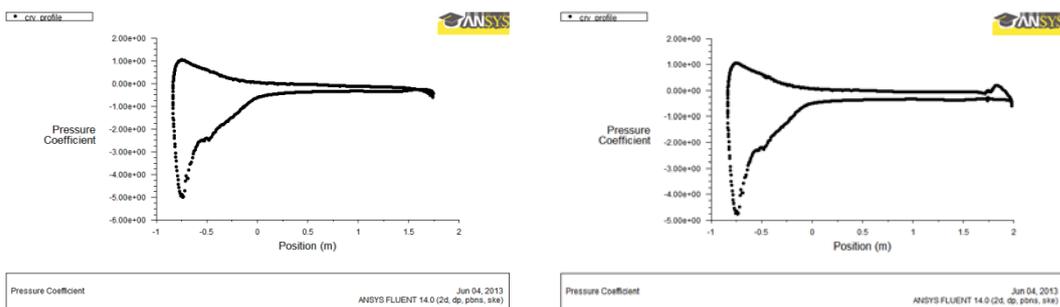


Abbildung 4.38: Äußerer Profilschnitt ohne SF (links) und mit SF (rechts) - Druckbeiwert  $C_p$

In der Darstellung des Druckbeiwerts ist zu erkennen, dass die Saugseite kaum beeinflusst wird (Abbildung 4.36 bis Abbildung 4.38). Auf der Druckseite gibt es dagegen starke Änderungen im Bereich des hinteren Profils. Für den inneren und mittleren Profilschnitt führt die SF zu einer Verringerung der starken Druckunterschiede der Saug-

und Druckseite am Profilende. Am äußeren Profilschnitt ist ein entgegengesetzter Effekt zu sehen.

Noch größer wird der Einfluss für den mittleren Profilschnitt mit der längeren Variante der SF mit 18 % der Profilhnenlänge (Abbildung 4.39). Sie führt zu einer erhöhten Druckdifferenz zwischen Profilober- und -unterseite von der Profilmitte bis zum Ende.

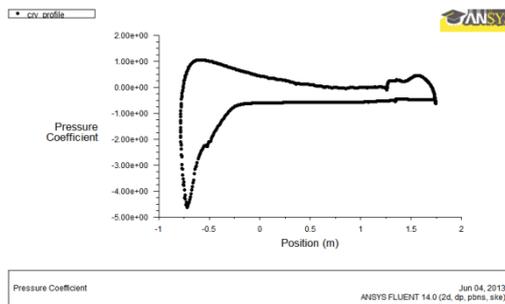


Abbildung 4.39: Mittlerer Profilschnitt mit SF 18 % - Druckbeiwert cp

#### 4.2.3 Bildgebende Untersuchung der SF am Prototypen

Experimentelle Vergleichsdaten helfen CFD-Analysen zu validieren. Die in Abschnitt 4.2.2 untersuchte Splitflap mit einer Tiefe von 9 % der Profilhnenlänge wurde im Projekt „MOGLI“ im Windpark Klein Bennebeck an einer VESTAS V66 als Prototyp angebracht. Dort stehen neben dieser Anlage noch drei weitere WEA dieses Typs. Für eine bildgebende Wollfadenmessung sind die Prototypenanlage und eine Vergleichsanlage im Betrieb gefilmt worden.

Für diese Messung wurde jeweils ein Rotorblatt beider Anlagen an den genau gleichen Punkten im Bereich der Blattwurzel mit Wollfäden ausgestattet (Abbildung 4.40).

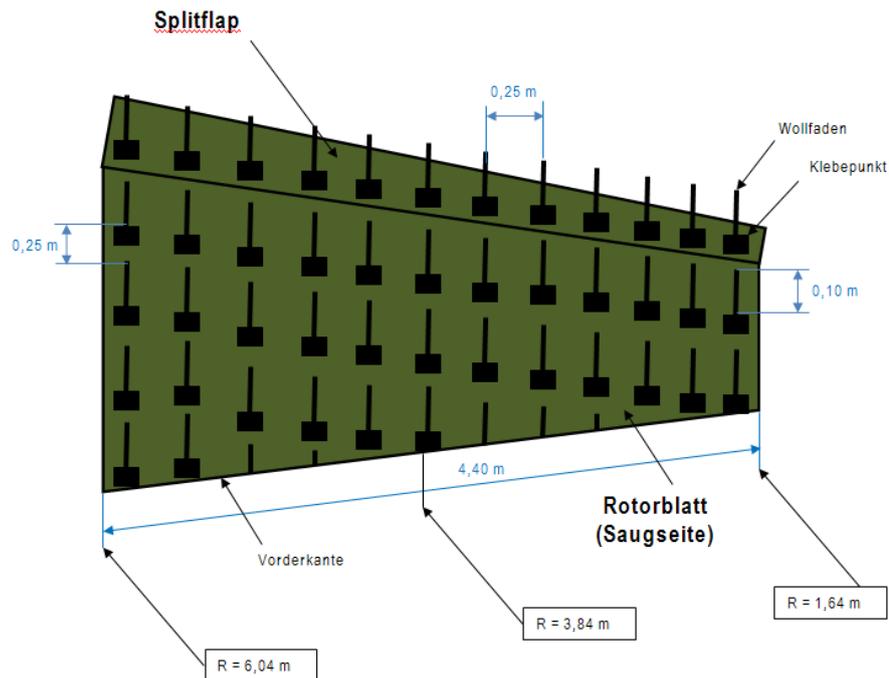


Abbildung 4.40: Skizze der Positionierung der Woolfäden am Rotorblatt (Skizze nicht maßstabsgerecht)

Der Vergleich der Woolfädenmessung mit einer CFD-Analyse unter Verwendung eines 3D-Modellrotorblatts (vgl. Abschnitt 4.2.3) mit und ohne Strömungselement ist in Abbildung 4.41 zu sehen. Die SF steht, bedingt durch die großen lokalen Anstellwinkel im Wurzelbereich, wie eine zur Druckseite abgespreizte Klappe in der Strömung (Prinzip ähnlich der Gurney-Flap). Dadurch löst die Strömung auf der Saugseite am Rotorblatt mit SF frühzeitiger ab. Dieser Effekt ist sowohl in der CFD-Analyse als auch in der Woolfäden-Untersuchung zu beobachten. Der Verlauf der Grenzen der Radialströmung ist auf den Bildern der Woolfädenmessung an dem Verlauf der Fäden erkennbar und mit einer roten Linie gekennzeichnet. Die bewetterte, grüne Oberfläche des Rotorblatts zeigt die Grenze zur Radialströmung, in deren Bereich sich keine Algen und Moose abgesetzt haben. Mit SF verschiebt sich diese Grenze deutlich. Der Vergleich beider Untersuchungen zeigt eine qualitative Übereinstimmung der Auswirkung des Strömungselements SF auf die Strömung der Rotorblattsaugseite.

## Simulation validation with wool thread study on rotor blade

- Flow visible with wool threads (17./18.10.2012)

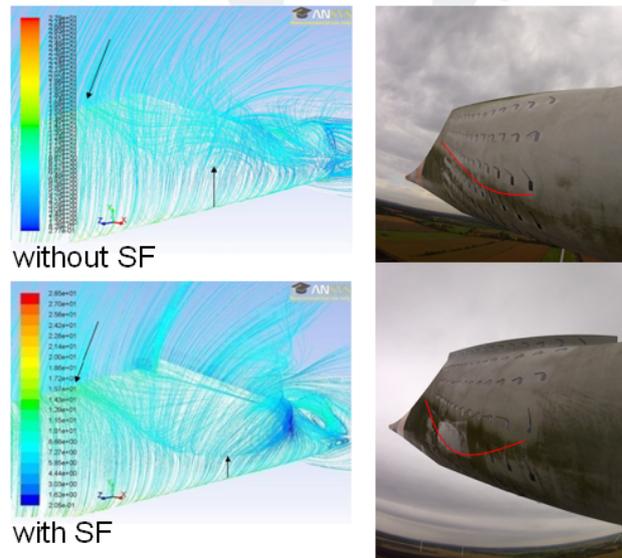


Abbildung 4.41: Vergleich CFD mit Wollfadenmessung (Bild oben: Vergleichsanlage ohne SF, Bild unten: Prototypenanlage mit SF)

### 4.2.4 Optimierte SF für das dreidimensionale Modellrotorblatt einer WEA<sup>93</sup>

In den beiden vorgehenden Abschnitten (4.2.1 und 4.2.2) wurde das Strömungselement SF in einer festgelegten Position und Inklination an Profilschnitten des Rotorblatts untersucht. Die Position der SF war die Mitte der Profilhinterkante und die Inklination in einem 90°-Winkel zur Oberfläche der Hinterkante festgelegt. Die Bezeichnung dieser Konfiguration ist „SF90\_P90“, wobei die erste Zahl die Inklination angibt und die zweite Zahl die Position auf dem inneren Profilschnitt nahe der Rotorblattwurzel. Eine Variation der Inklination und der Position der SF soll nachfolgend untersucht werden. Da die vorhergehende Analyse im Abschnitt 4.2.2 das Potenzial bei Verlängerung der SF auf

<sup>93</sup> (Wendler, 2012)

Dieser Abschnitt und seine Unterabschnitte basieren auf der Bachelorarbeit von Wendler (2012), durchgeführt im Institut für Aerospace-Technologie der Hochschule Bremen, Betreuer F. Kortenstedde

18 % der Profelsehnenlänge an dem mittleren Profilschnitt mit einer Erhöhung der Gleitzahl aufgezeigt hatte, sollte in einer von (Wendler, 2012) durchgeführten Bachelorarbeit (Betreuer F. Kortenstedde) überprüft werden, ob Variationen der Position, Inklination und Länge der SF die Effizienz des Rotorblatts steigern können. Die Position auf dem äußeren Profilschnitt wird hingegen nicht verändert, da dieser Profilschnitt bereits eine vergleichsweise dünne Hinterkante aufweist und keine räumliche Möglichkeit zur Positionsänderung bietet. An einem Modellrotorblatt (Abbildung 4.42) soll im Folgenden die optimale Lage der SF innerhalb festgelegter Grenzen zur Erreichung des maximalen Drehmoments ermittelt werden.

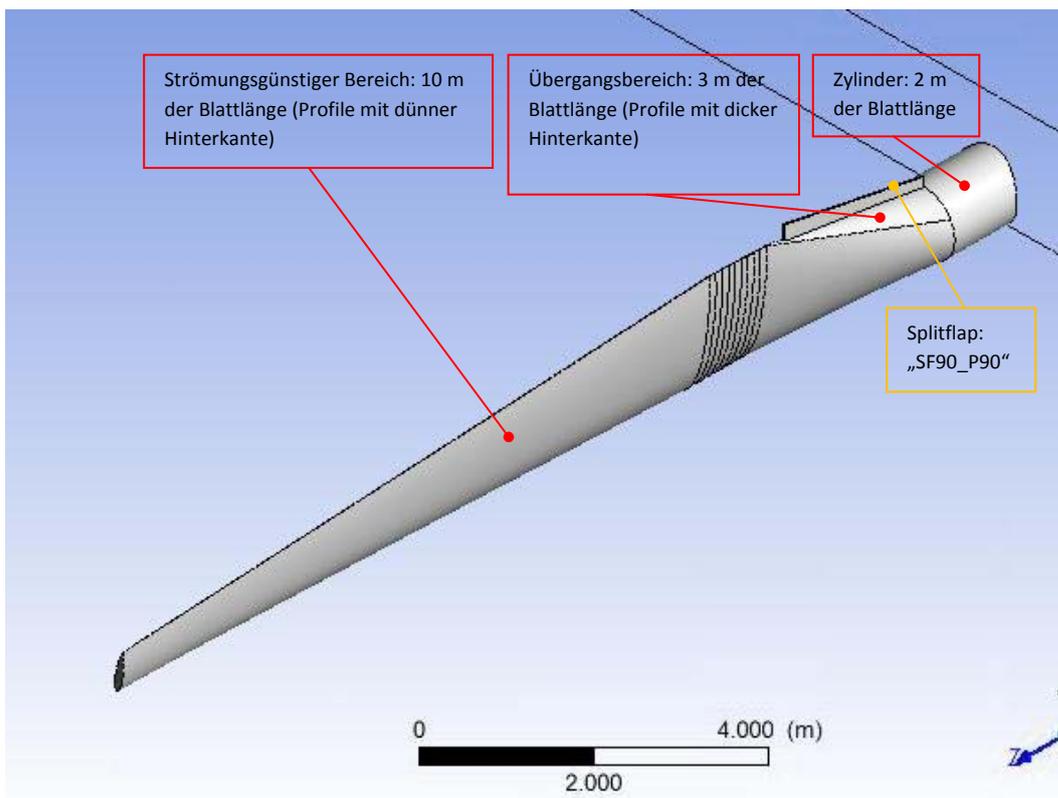


Abbildung 4.42: Modellrotorblatt mit Strömungselement SF im Bereich des Übergangs

Das Modellrotorblatt ist an das Blatt der V66 angelehnt, allerdings mit einer geringeren Blattlänge von insgesamt nur 15 m. Der Bereich des Übergangs, auf dem die SF aufsitzt, beträgt 3 m und die Zylinderlänge 2 m. Die Länge der SF90\_P90 beträgt am inneren Schnitt 14 % und außen 13,5 % der Profelsehnenlänge. Diese Längen wurden entsprechend der Längenoptimierung von der SF90\_IAT (ursprüngliches Strömungselement mit 9 % der Profelsehnenlänge) mit „Mesh-Morphing“ (Netzverzerrung) in ANSYS FLUENT 14.0 ermittelt. Beim Mesh-Morphing kann das Netz mit Hilfe von Kontrollpunkten innerhalb einer Kontrollregion für die Optimierung festzulegender Parameter „verzogen“ werden.

Inklination	cm_x+_total (1. Ordnung)	cm_x+_total (2. Ordnung)	Abweichung Zwischen 1. und 2. Ord- nung	Verbesserung gegenüber noSF 1. Ord- nung [%]	Verbesserung gegenüber noSF 2. Ord- nung [%]
SF70_P90	215			6,97	3,37
SF80_P90	218			8,46	4,81
SF90_P90	221	219	-1,11%	9,95	5,29
SF100_P90	219 (kleiner als SF90)			8,96	5,29
SF110_P90	221 (genommen wegen posi- tiver Ab- weichung und Druck- bild)	222	+0,36%	9,95	6,73

Tabelle 4.8<sup>94</sup>: Variation des Parameters „Inklination“ an der SF90\_P90 in 10°-Schritten

Zunächst wird die Auswirkung der Inklination der SF, d. h. das Kippen des Strömungselements, untersucht (Tabelle 4.8). Die obere und untere Grenze sind dabei 20° bei einer Schrittweite von 10°. Für die größte Erhöhung des Rotorblattdrehmoments soll in einer weiteren Betrachtung der Einfluss der Veränderung der Position der SF auf dem inneren Schnitt, dem Kreiszyylinder, ermittelt werden (Tabelle 4.9). Der Wert „cm\_x+\_total“ ist ein dimensionsloser Ausgabewert des Rotorblatt-Drehmoments um die X-Achse (Rotorachse) aus dem Programm ANSYS FLUENT. Dieses ist ein gerundeter Wert, der lediglich dem Vergleich dient. Die größte Drehmomentsteigerung erzeugt die SF bei einer Inklination von 110°. Sie ist gegenüber der SF90\_P90 demnach 20° in Richtung der Druckseite des Rotorblatts geneigt. Für diese Inklination zeigt die Variation der Position auf dem inneren Schnitt mit 110° eine weitere, maximale Drehmomentsteigerung. Die Position der SF ist bei dieser Konfiguration im inneren Schnitt auf dem Kreiszyylinder 20° in Richtung der Druckseite des Rotorblatts „gewandert“.

---

<sup>94</sup> (Wendler, 2012, S. 107)

Inklination Position inner	cm_x+_total (firstorder)	Verbesserung gegenüber noSF 1. Ordnung [%]	Verbesserung gegenüber noSF 2. Ord- nung[%]
SF110_P80	218	8,46	4,81
SF110_P100	224	11,44	7,69
SF110_P110	<b>227</b>	12,94	9,13

Tabelle 4.9<sup>95</sup>: Variation des Parameters „innere Position“ an der SF110\_P90 in 10°-Schritten von P80 bis P110

Abschließend soll der Einfluss der Längenänderung für die SF110\_P110 untersucht werden. Dazu wird die innere Länge der SF um 50 % verlängert bei gleichzeitiger Reduzierung der Länge im äußeren Schnitt um 50 % (Tabelle 4.10). In einem zweiten Schritt wird eine umgekehrte Längenänderung betrachtet. Es zeigt sich hierbei, dass die Verlängerung der SF insgesamt einen negativen Einfluss auf das Drehmoment im Vergleich zur Ausgangslage der SF110\_P110 hat. Dabei wirkt sich die Verlängerung der SF innen nicht so negativ aus wie die Verlängerung im äußeren Schnitt.

SF-Länge_inner	SF-Länge_outer	Cm_x+_total
+50%	-50%	225
-50%	+50%	223

Tabelle 4.10<sup>95</sup>: Längenänderung der SF-Enden um jeweils 50 %

#### 4.2.4.1 Interpretation

Durch die Modifikation der Profilhinterkante mit Hilfe der SF wird die Profilwölbung verändert, was dazu führt, dass die Gesamtzirkulation am Rotorblatt beeinflusst wird. Wird die SF in Richtung der Druckseite gekippt, so wird die Wölbung des Profils vergrößert. Der dadurch gesteigerte Auftrieb kann das Drehmoment des Rotorblatts steigern. Zwar verstärkt sich durch die größere Profilwölbung auch der Widerstand, allerdings vergrößert sich das Verhältnis Auftrieb zu Widerstand.

---

<sup>95</sup> (Wendler, 2012, S. 108)

#### 4.2.4.2 Validierung

Die Betrachtung der Gurney-Flap (vgl. Abschnitt 2.3.4 Gurney-Flap) hat gezeigt, dass Modifikationen an der Hinterkante auf der Druckseite von Flügelprofilen einen auftriebserhöhenden Effekt haben. Dieses ist auch aus Untersuchungen von „MiniTED“ (Mini Trailing Edge Devices) bekannt (Abbildung 4.43 und Abbildung 4.44)<sup>96</sup>.

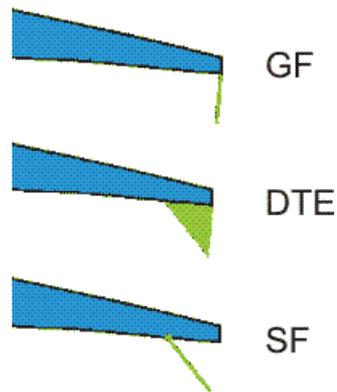


Abbildung 4.43<sup>96</sup>: Darstellung der Profilhinterkante mit MiniTED (GF: „MiniTED Gurney-Flap“; DTE: „Mini TED Diverging Trailing Edge“; SF: „MiniTED Split Flap“)

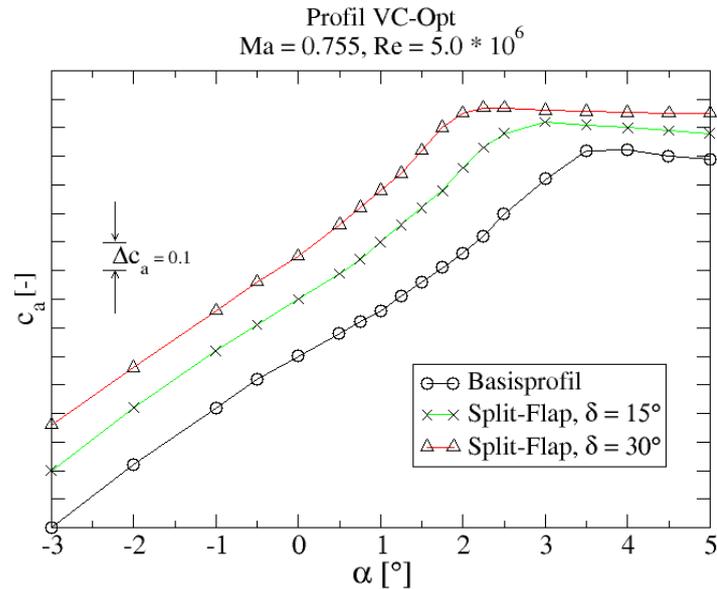


Abbildung 4.44<sup>96</sup>: Auftriebserhöhung bei größerem Abspreizwinkel des „MiniTED Split Flap“ am Profil VC-Opt

<sup>96</sup> Richter, K. (2013)

Die Untersuchungen am 2D-Flügelprofil VC-Opt zeigen, dass das aerodynamische Verhalten von MiniTED in transsonischer Strömung mit den Erkenntnissen in reiner Unterschallströmung korrespondiert. Die Nutzung von MiniTED führt zu einer Erhöhung des Auftriebs gegenüber dem Basis-Flügelprofil bei gleichem Anstellwinkel. Als Ursache für diese Wirkung wurden zwei Phänomene identifiziert. Zum einen sorgt die MiniTED für eine Umlenkung der Strömung an der Profilhinterkante, wodurch sich die Gesamtzirkulation des Profils erhöht. Zum anderen wird stromab der Profilhinterkante ein Rezirkulationsgebiet hervorgerufen, welches zu einer Absenkung der Oberflächendrücke im hinteren Bereich der Oberseitenumströmung führt. Dieses wirkt weiter auftriebserhöhend und vermindert zugleich die Anforderungen an den Druckrückgewinn der Oberseitenumströmung in Richtung Profilhinterkante. Bei dem „MiniTED Split Flap“ zeigt sich eine größere Auftriebserhöhung bei größerer Abspreizung (Abbildung 4.44). Diese Abspreizung weist auch die SF110\_P110 auf, die auf der Druckseite des Rotorblatts aufsitzt und durch deren Inklination zur Druckseite gekippt ist. Die SF110\_P110 ist für die Luft, die das Rotorblatt umströmt, wie eine Rampe. Die Optimierung mit Mesh-Morphing nach dem größten Auftrieb hat ein Ergebnis erzielt, dass dem der MiniTED oder einer Gurney-Flap ähnelt. Die Strömung um das Profil wird ähnlich einer größeren Profیلwölbung stärker abgelenkt (Abbildung 4.45;  $\alpha_2 > \alpha_1$ ).

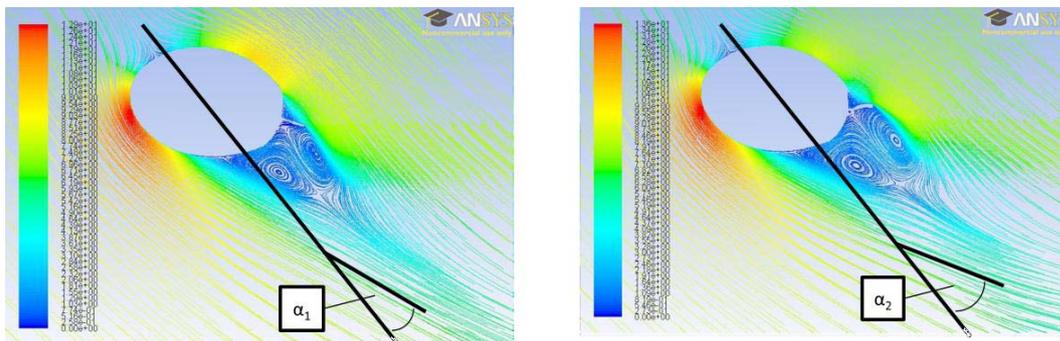


Abbildung 4.45<sup>97</sup>: Die durch das Mesh-Morphing „verzogene“ SF in der rechten Abbildung zeigt das Prinzip der Gurney-Flap auf (links: SF vor Mesh-Morphing; rechts: SF nach Mesh-Morphing).

#### 4.2.4.3 Erkenntnisse

Die für die Rotorblattwurzel optimierte SF ist zur Druckseite des Rotorblattes gekippt und auf der dicken Hinterkante in Richtung der Druckseite verschoben. Das maximale Rotordrehmoment ist von der Länge der SF im Vergleich zur Profیلsehnenlänge abhängig.

<sup>97</sup> (Wendler, 2012, S. 111)

Für die bestmögliche Erhöhung des Drehmoments hat die Inklination der SF eine vorrangige Bedeutung vor der Länge. Diese Auslegungsparameter sind grundsätzlich aufgrund der ähnlichen Geometrie konventioneller Rotorblätter auch auf andere Rotorblatttypen übertragbar. Um die größtmögliche Drehmomentsteigerung zu erhalten, ist eine jeweilige exakte Analyse hinsichtlich Positionierung und Ausrichtung mittels numerischer Untersuchungen vorzunehmen.

#### **4.2.5 Untersuchung der SF an einem Profil im Windkanal<sup>98</sup>**

Im Folgenden wird die SF an einem Profil im Windkanal untersucht und mit der numerischen Simulation verglichen. Da im Abschnitt 4.2.4 eine deutliche Drehmomentsteigerung durch die SF bei 20° Inklination zur Druckseite festgestellt werden konnte, sollte in einer von (Hristov, 2013) durchgeführten Bachelorarbeit (Themenvorschlag F. Kortenstedde) dieser Zusammenhang in der experimentellen Untersuchung gezeigt werden. Basis der Untersuchung ist der mittlere Profilschnitt im Bereich der SF des VESTAS V66 Rotorblatts, der bereits in Kapitel „4.2.2 Untersuchung der SF an einem Profil mit dicker, abgerundeter Hinterkante“ betrachtet wurde. Der mittlere Profilschnitt wurde ausgewählt, da diese Profilform mit der ausgeprägt dicken Hinterkante charakteristisch für Profile des wurzelnahen Rotorblattbereichs ist. Zudem hat dieser Profilschnitt ein starkes Potenzial für eine Optimierung, wie bereits in Abbildung 2.26 gezeigt. Das Ziel ist die Erhöhung der Gleitzahl.

Die SF hat in dieser Untersuchung eine Länge von 20 % der Profilhinterkantenlänge des Windkanalmodells im Maßstab 1:15. Sie ist nicht im rechten Winkel zur Profilhinterkante ausgerichtet, sondern um 20° zur Druckseite geneigt (Abbildung 4.46) und entspricht somit in der Anordnung und Ausrichtung am Profil der „SF110\_P90“ (Tabelle 4.8).

---

<sup>98</sup> (Hristov, 2013)

Herr D. Hristov wurde im Projekt „MOGLI“ am Institut für Aerospace-Technologie, Betreuer F. Kortenstedde, der Hochschule Bremen als Erasmus-Austauschstudent vom 26.09.2011 bis 31.08.2012 beschäftigt.



Abbildung 4.46<sup>98</sup>: Profil mit SF im Windkanal - Strömungsvisualisierung mittels Rauch

Die Messwerte bei einer Strömungsgeschwindigkeit von 70 % der Maximalwindgeschwindigkeit des Windkanals sind in Tabelle 9.3, Tabelle 9.4 und Tabelle 9.5 (siehe Anhang) dargestellt. Der Anstellwinkel des Modells wurde in 4°-Schritten von -20° bis +20° variiert.

Der Vergleich der Gleitzahlen des Modells mit und ohne SF zeigt über den gesamten Anstellwinkelbereich höhere Werte für das Modell mit SF (Abbildung 4.47). Eine besonders hohe Abweichung des L/D-Verhältnisses ist in dem Bereich von -4° bis +16° des Anstellwinkels zu sehen. Die experimentelle Untersuchung bestätigt folglich deutlich die vorhergehenden experimentellen und numerischen Analysen. Die zur Druckseite geneigte SF ist mit einer großen Auftriebserhöhung bei moderater Widerstandserhöhung verbunden und steigert so die Gleitzahl.

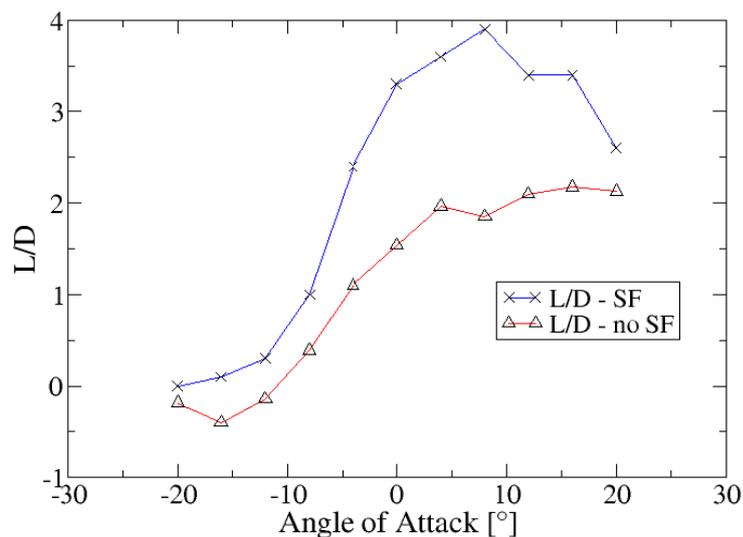


Abbildung 4.47<sup>98</sup>: Gleitzahl des Windkanalmodells mit/ohne SF

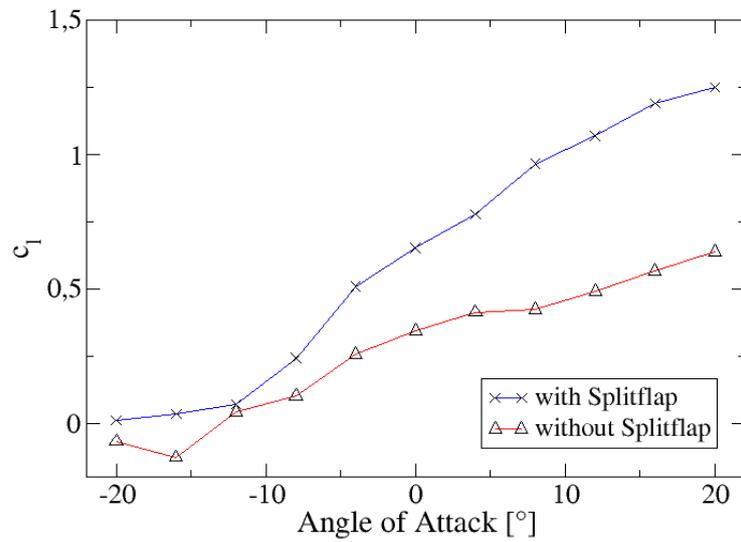


Abbildung 4.48<sup>98</sup>: Aufgelöste Auftriebspolare des Windkanalmodells mit/ohne SF

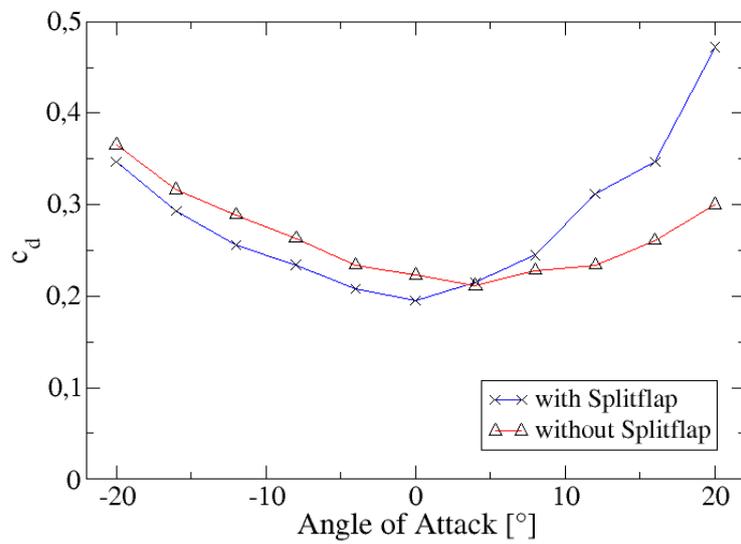


Abbildung 4.49<sup>98</sup>: Aufgelöste Widerstandspolare des Windkanalmodells mit/ohne SF

### **4.3 CFD-Untersuchungen an einem NACA-Profil**

In diesem Abschnitt wird die Modifikation eines NACA 4412 Profils als Flügelabschnitt mit den an herkömmlichen WEA eingesetzten Strömungselementen Vortex-Generator und Gurney-Flap untersucht. Im Abschnitt 4.2.4 ist in der numerischen Optimierung die SF durch Mesh-Morphing im Wirkprinzip zu einer Gurney-Flap umgeformt worden. Das gibt den Anstoß zur numerischen Betrachtung der Gurney-Flap. Weiterhin soll untersucht werden, ob der Vortex-Generator eine verbesserte Anströmung für die SF erzeugen kann, da dieser bei hohen Anstellwinkeln, wie sie am wurzelnahen Rotorblatt vorkommen, Einfluss auf den Strömungsabriss nehmen kann.

#### **4.3.1 Ergebnisse Vortex-Generator**

Wirbelgeneratoren am Rotorblatt von WEA haben die Aufgabe, einen frühzeitigen Strömungsabriss bei hohen lokalen Anstellwinkeln zu vermeiden. Sie kommen als nachträglich angebrachte Strömungselemente bei Anlagen zum Einsatz, die nicht optimal an die am häufigsten vorkommenden Windverhältnisse an ihrem Standort angepasst sind. Werden die Wirbelgeneratoren bei Neuanlagen eingesetzt, dann sind deren Rotorblätter aerodynamisch dafür ausgelegt.

In dieser Untersuchung sind Vortex-Generator mit einer Höhe von 2,5 % der Profilhöhe eingesetzt worden, mit Anordnung auf der Saugseite wie in Abbildung 4.50 zu sehen. Bei dieser Konfiguration zeigt sich eine Auftriebserhöhung im hohen Anstellwinkelbereich (Abbildung 4.51), ohne nennenswerten Einfluss auf den Widerstand (Abbildung 4.52) im Vergleich zum Flügel ohne Modifikation.

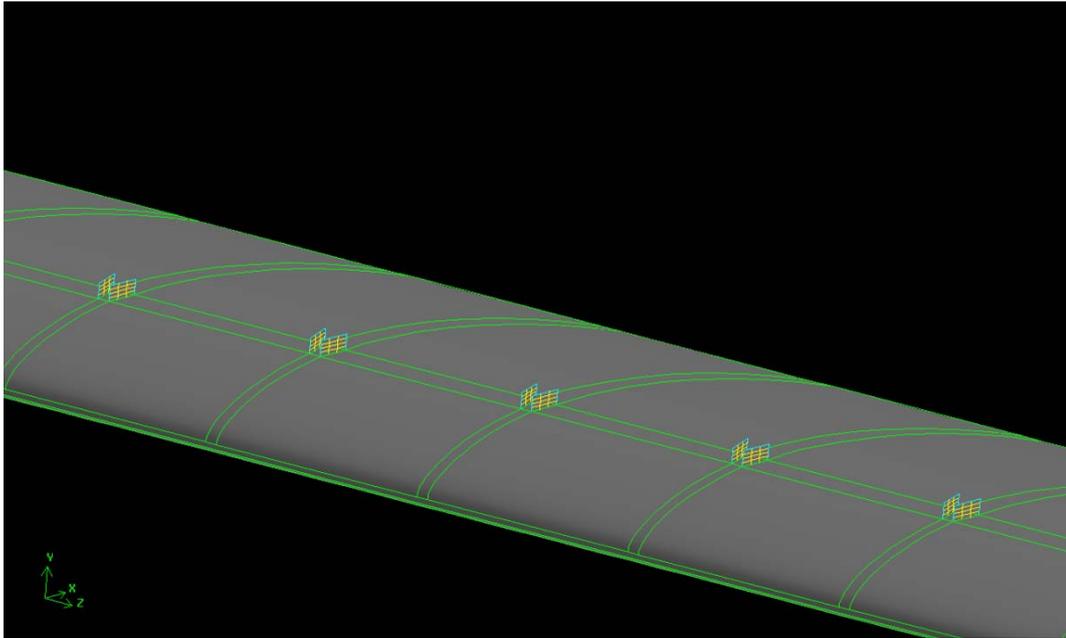


Abbildung 4.50: Anordnung der Wirbelgeneratoren auf dem NACA 4412 Flügelabschnitt

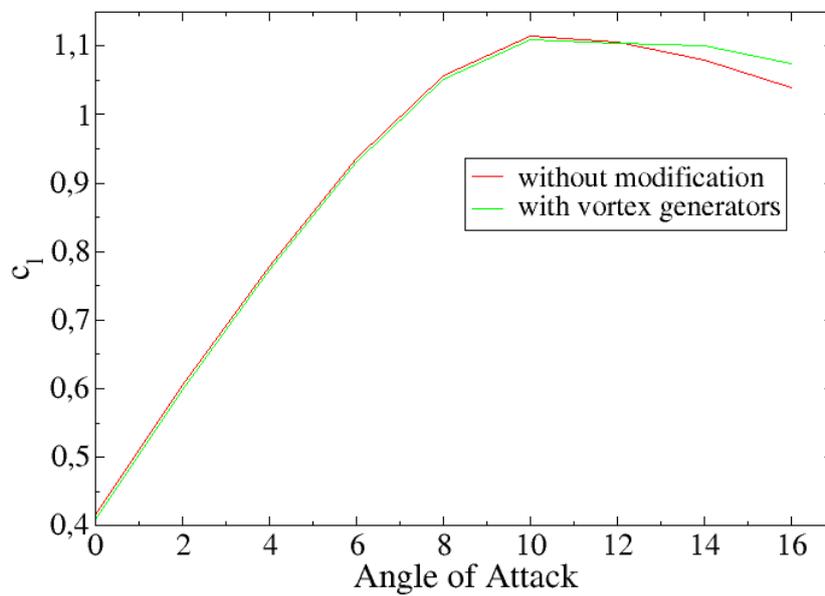


Abbildung 4.51: Auftriebsbeiwert über Anstellwinkel ohne und mit Wirbelgeneratoren, Höhe 2,5 % der Profilsehnenlänge,  $Re: 1e06$

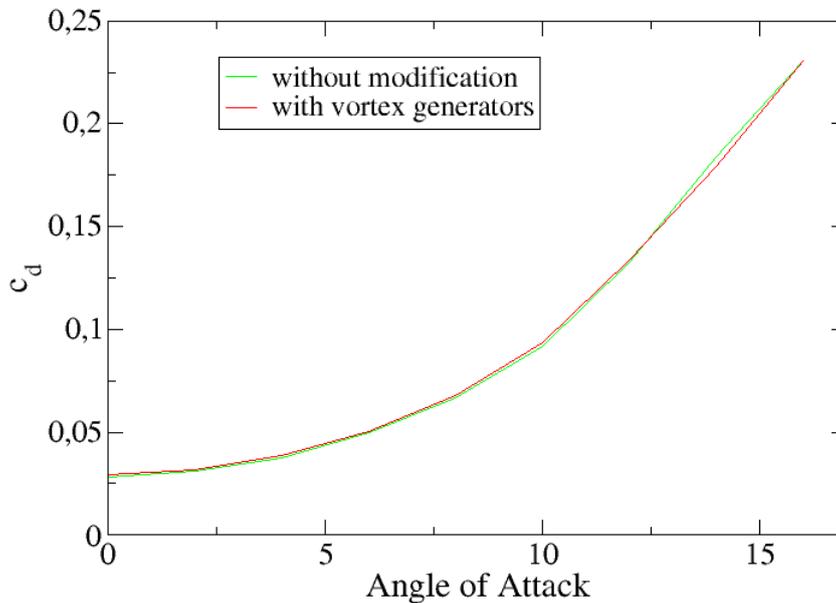


Abbildung 4.52: Widerstandsbeiwert über Anstellwinkel mit und ohne Wirbelgeneratoren, Generatorhöhe 2,5 % der Profilstehnenlänge,  $Re: 1e06$

Die Auftriebspolare des NACA 4412 zeigt einen späteren Abfall mit Vortex-Generator im Vergleich zum unmodifizierten Flügel und bestätigt folglich die Annahme durch später ablösende Strömung verbesserte Anströmbedingungen geringerer Turbulenz für die SF bewirken zu können.

### 4.3.2 Ergebnisse Gurney-Flap

Nachfolgend wird die Auswirkung der Gurney-Flap auf den NACA 4412 Flügel untersucht. Es wurden drei Konfigurationen mit dem unmodifizierten Flügel verglichen:

- (1) NACA 4412 Flügelabschnitt mit Gurney-Flap in Höhe von 0,5 % der Profilstehnenlänge
- (2) NACA 4412 Flügelabschnitt mit Gurney-Flap in Höhe von 1 % der Profilstehnenlänge
- (3) NACA 4412 Flügelabschnitt mit Gurney-Flap in Höhe von 2 % der Profilstehnenlänge

Die Gurney-Flap mit einer Höhe von 0,5 % der Profilsehnenlänge steigert das Gleitverhältnis des Ausgangsprofils ohne Flap von 31,5 auf 35,7 (Abbildung 4.53) und stellt das Optimum der hier betrachteten Konfigurationen dar. Die Gurney-Flap mit 1 % weist ein minimal besseres L/D-Verhältnis und bei 2 % ist das Ergebnis ungünstiger als bei dem unmodifizierten Flügelabschnitt.

Abbildung 4.54 zeigt für die günstigste Konfiguration mit 0,5 % Flaphöhe, dass der Auftriebsbeiwert in einem großen Anstellwinkelbereich von etwa  $-6^\circ$  bis  $20^\circ$  erhöht ist, im Maximum mit ca.  $\Delta c_l = 0,5$ . Der Widerstandsbeiwert ist gleichermaßen erhöht und steigt ab dem Anstellwinkel von ca.  $0^\circ$  kontinuierlich bis auf die maximale Differenz von  $\Delta c_d = 0,075$ .

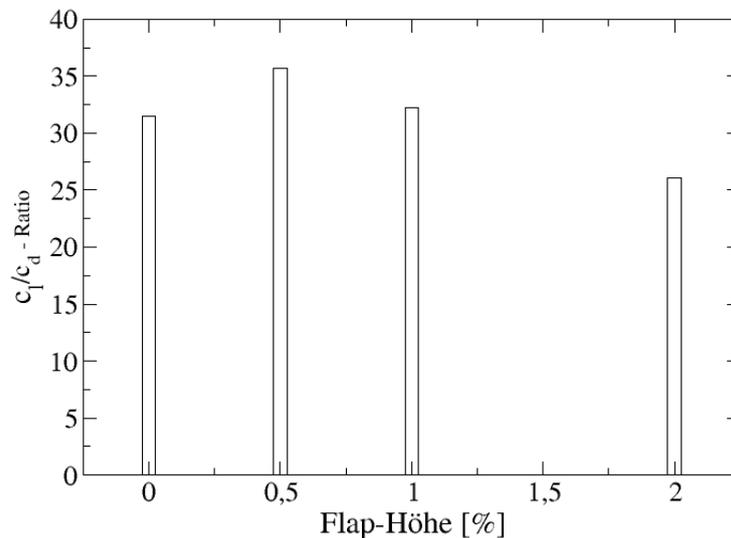


Abbildung 4.53: Gleitverhältnis E des Profils NACA 4412 bei  $0^\circ$  Anstellwinkel ohne Gurney-Flap (Gurney-Flap-Höhe 0 %) und mit unterschiedlich hoher Gurney-Flap,  $Re: 3e06$

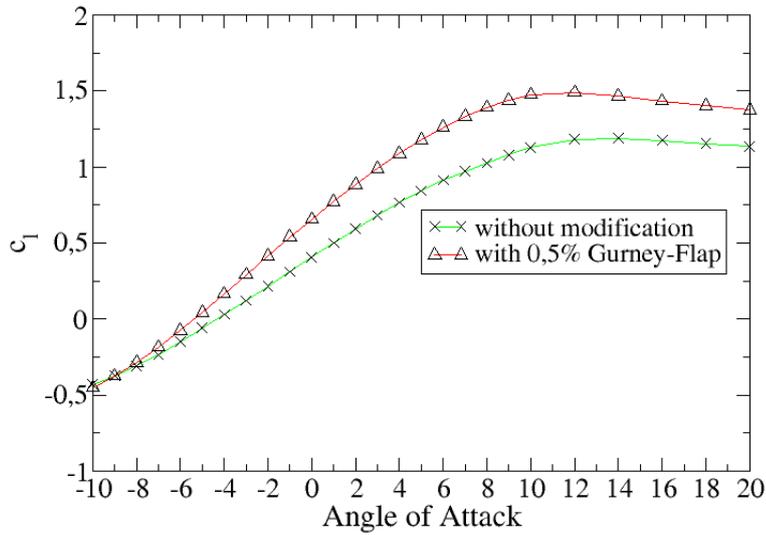


Abbildung 4.54: Aufgelöste Auftriebspolare ohne und mit Gurney-Flap, Flaphöhe 0,5 % der Profilsehnenlänge,  $Re: 3e06$

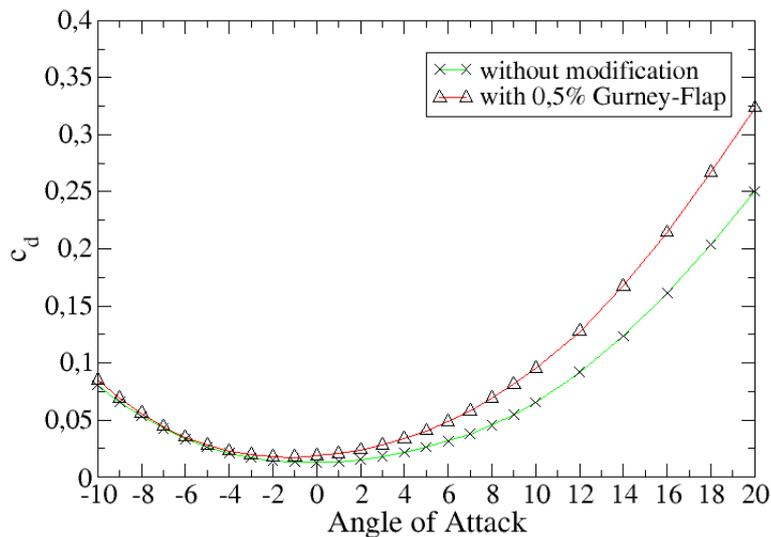


Abbildung 4.55: Aufgelöste Widerstandspolare ohne und mit Gurney-Flap, Flaphöhe 0,5 % der Profilsehnenlänge,  $Re: 3e06$

Bei Vergleich der SF aus Abschnitt 4.2.5 mit der Gurney-Flap fällt auf, dass die SF die Gleitzahl bereits bei großen negativen Anstellwinkeln ab  $-20^\circ$  positiv beeinflusst im Gegensatz zur Gurney-Flap, wo dieser Effekt erst ab  $-8^\circ$  auftritt. Zu beachten ist bei

diesem Vergleich allerdings die unterschiedliche Profilform, die diesen Effekt der SF möglicherweise begünstigen kann.

#### **4.4 Entwicklung einer Stall-Barrier mit innen liegendem Strömungskanal zur Grenzschichtbeeinflussung<sup>99</sup>**

Die Stall-Barrier bzw. der Grenzschichtzaun wird am Rotorblatt von Windenergieanlagen mit horizontaler Achse eingesetzt, um den schädlichen Einfluss der Radial- oder Querströmung, die bei höheren Windgeschwindigkeiten von der Rotorblattwurzel in Richtung der Blattspitze verläuft, zu reduzieren. Die Querströmung wird durch den aerodynamisch ungünstigen Kreiszyylinder-Querschnitt der Rotorblattwurzel und den Profilen mit dicker Hinterkante maßgeblich begünstigt.

Die bisher an Windenergieanlagen eingesetzten Stall-Barrier sind als einzelnes Strömungselement pro Rotorblatt in ihrer Funktionsweise nicht ausreichend (Abbildung 4.56). Aus diesem Grunde werden mehrere Stall-Barrier pro Rotorblatt eingesetzt.

---

<sup>99</sup> (Kortenstedde, Stanke, Wendler & Steckemetz, 2014)

Dieser Abschnitt und seine Unterabschnitte sind partiell in dem oben genannten Paper veröffentlicht.

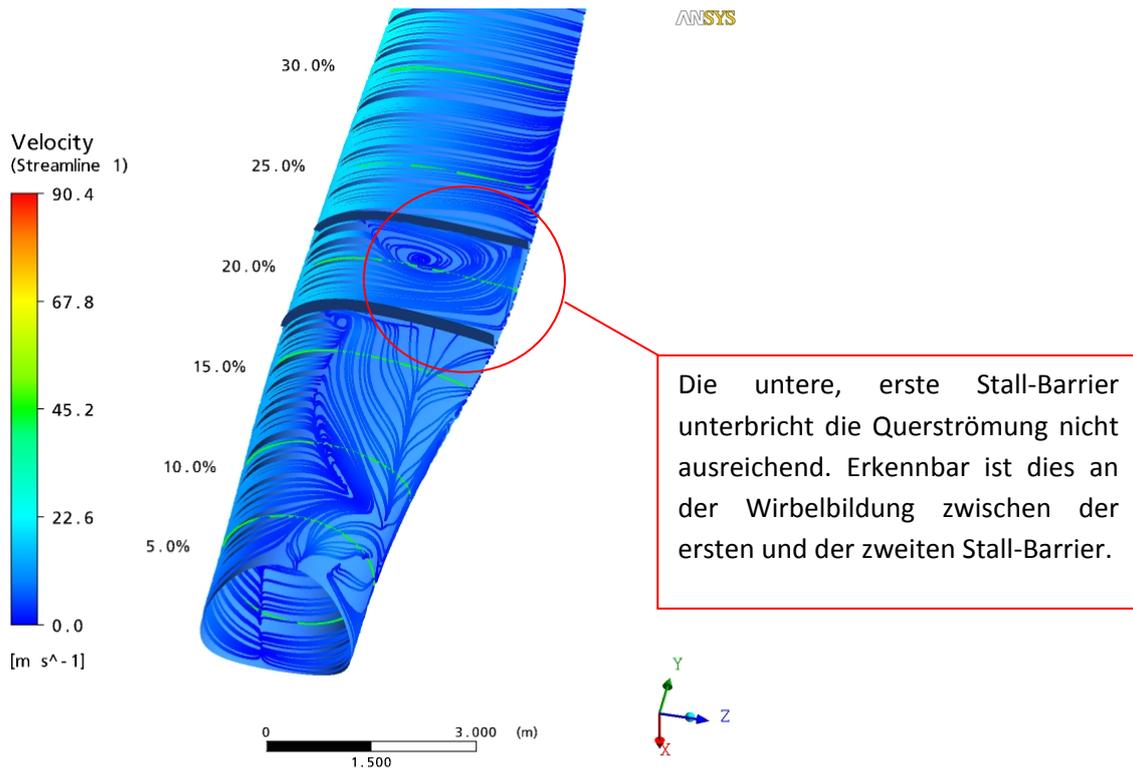


Abbildung 4.56<sup>100</sup>: Stromlinien auf der Saugseite des Rotorblattes mit zweifacher Stall-Barrier (REPOWER)

Ziel soll es sein, eine effizientere Stall-Barrier zu entwickeln, um die Anzahl der eingesetzten Elemente auf eines pro Rotorblatt zu reduzieren. Die Effektivität soll durch einen innen liegenden Strömungskanal erhöht werden, der die schädliche Radialströmung absaugt. Voruntersuchungen wurden mit Hilfe der Strömungssimulation (ANSYS CFX) durchgeführt. Untersuchungen von WITTIG<sup>101</sup> haben gezeigt, dass eine Absaugung zur Reduzierung der Querströmung erfolgversprechend ist. Basierend auf dieser Erkenntnis soll hier die Möglichkeit untersucht werden, eine Stall-Barrier zu entwickeln, die einen Teil der Querströmung von der Saugseite zur Profilhinterkante „absaugt bzw. umleitet“<sup>102</sup>.

<sup>100</sup> (Gollnick, Petsche, Schubert & Knops, 2008, S. 2, Fig.5)

<sup>101</sup> (Wittig, 2008)

<sup>102</sup> Zur Vereinfachung im Text wird im Folgenden nur von „Absaugung“ gesprochen.

Die Funktionsweise der Absaugung mit Hilfe des in der Stall-Barrier integrierten Strömungskanals basiert auf dem Venturi-Effekt<sup>103</sup> (Abbildung 4.57). Dies bedeutet, dass der geringere Druck in einem verringerten Querschnitt eines Strömungskanals für die Absaugung genutzt werden soll. Der Vorteil dieser passiven Absaugung ist, dass keine aktiven Bauteile benötigt werden.

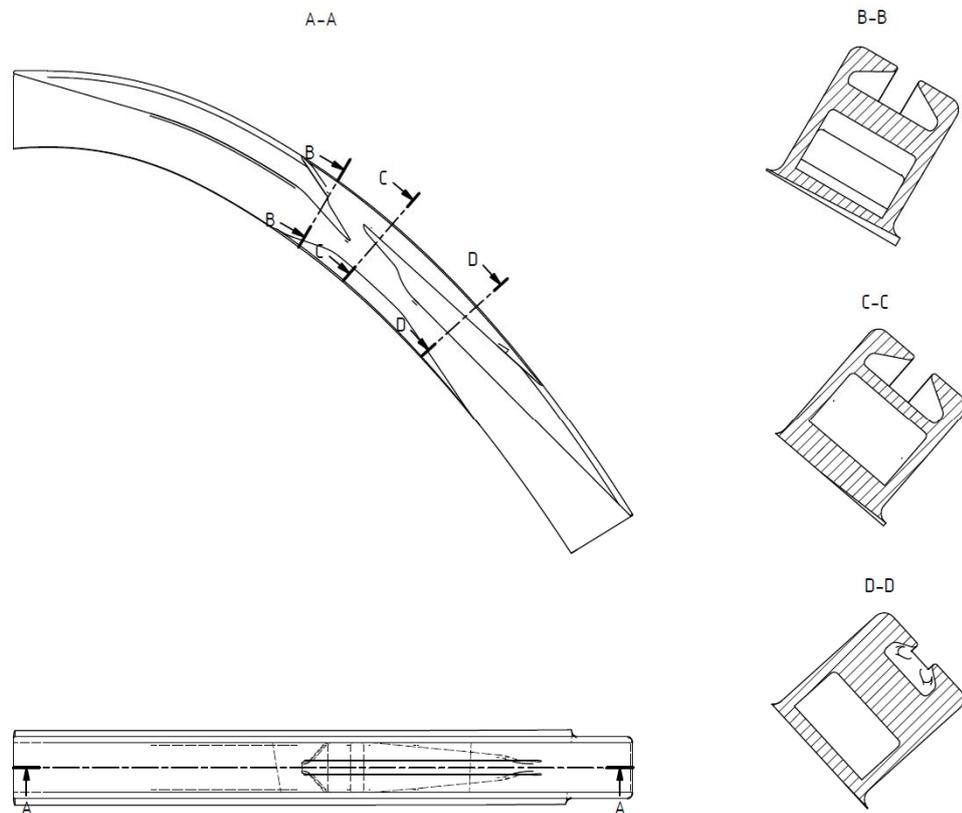


Abbildung 4.57<sup>104</sup>: Prinzip der Stall-Barrier mit integriertem Strömungskanal (Schnitt A-A: Anströmung von links)

Im Rahmen dieser numerischen Untersuchung wurde folgende Vorgehensweise gewählt: Zunächst wurden 2D-Strömungskanäle an einem Profilschnitt entwickelt und untersucht. Im nächsten Schritt wurde eine 3D-Stall-Barrier mit Strömungskanal an einem Rotorblatt-Ausschnitt untersucht. Abschließend konnte die 3D-Stall-Barrier an einem kompletten Modell-Rotorblatt numerisch simuliert werden.

Als Modell-Rotorblatt wurden zwei unterschiedliche Modelle verwendet. Das erste Modell-Rotorblatt ist an das Rotorblatt der VESTAS V66 Windenergieanlage angelehnt, hat jedoch nur eine Länge von 15 m. Zudem wurde der Bereich des Übergangs von dem Kreiszyylinder auf die Profile mit dünner Hinterkante verlängert, um einen ausgeprägten

<sup>103</sup> (Dubs, 1966, S. 38)

<sup>104</sup> (Stanke, 2013)

Bereich mit dem Effekt der Radialströmung zu erhalten. Das zweite Modell-Rotorblatt entspricht der Forschungsanlage DEBRA-25 mit einer Länge von 12,5 m.

Die numerische Untersuchung wurde mit der Software ANSYS CFX 14.0 durchgeführt. Die Berechnungen erfolgten stationär (V66) und instationär (DEBRA-25) mit dem Strömungslöser k-omega-sst unter den jeweiligen Nennbedingungen (V66: Wind 10 m/s, Drehzahl  $20 \text{ min}^{-1}$ , DEBRA-25: Wind 10 m/s, Drehzahl  $50 \text{ min}^{-1}$ ).

Weitere Randdaten der numerischen Untersuchung am Rotorblatt:  $Y^+$  zwischen 1 und 10; Re-Zahl  $7 \cdot 10^5$  bis  $1,4 \cdot 10^6$ , Fernfeldgröße für das Modell-Rotorblatt der V66: 10 Rotorblattlängen jeweils windaufwärts und windabwärts, 5 Rotorblattlängen im Radius windaufwärts am Einlass und 6,66 Rotorblattlängen im Radius windabwärts am Auslass.

Das Fernfeld der DEBRA-25 (Abbildung 4.58) wurde kleiner ausgeführt, da die instationäre Berechnung zeitaufwendiger ist. Eine Verringerung der Dimensionen führt zu einer kleineren Zahl an Gitterzellen und einer kürzeren Berechnungszeit.

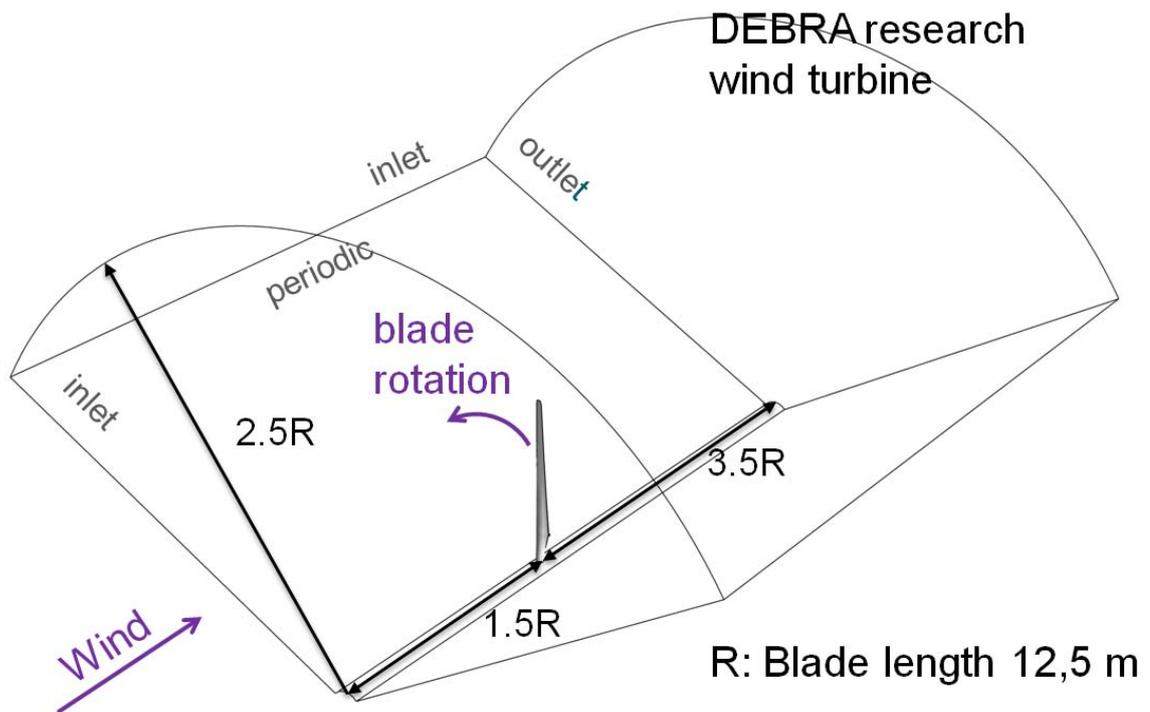


Abbildung 4.58: Fernfeldgröße in Rotorblattlängen (Modell-Rotorblatt DEBRA-25)

#### 4.4.1 Ergebnisse Modell-Rotorblatt V66

Für das Modell-Rotorblatt V66 sind neben dem unmodifizierten Rotorblatt drei Varianten der Stall-Barrier untersucht worden, um die Effektivität zu vergleichen:

- (1) Rotorblatt mit Stall-Barrier in 5 % Höhe der maximalen Profildicke ohne Absaugung
- (2) Rotorblatt mit Stall-Barrier in 17,5 % der Höhe der maximalen Profildicke ohne Absaugung
- (3) Rotorblatt mit Stall-Barrier in 18,5 % der maximalen Profildicke mit Absaugung

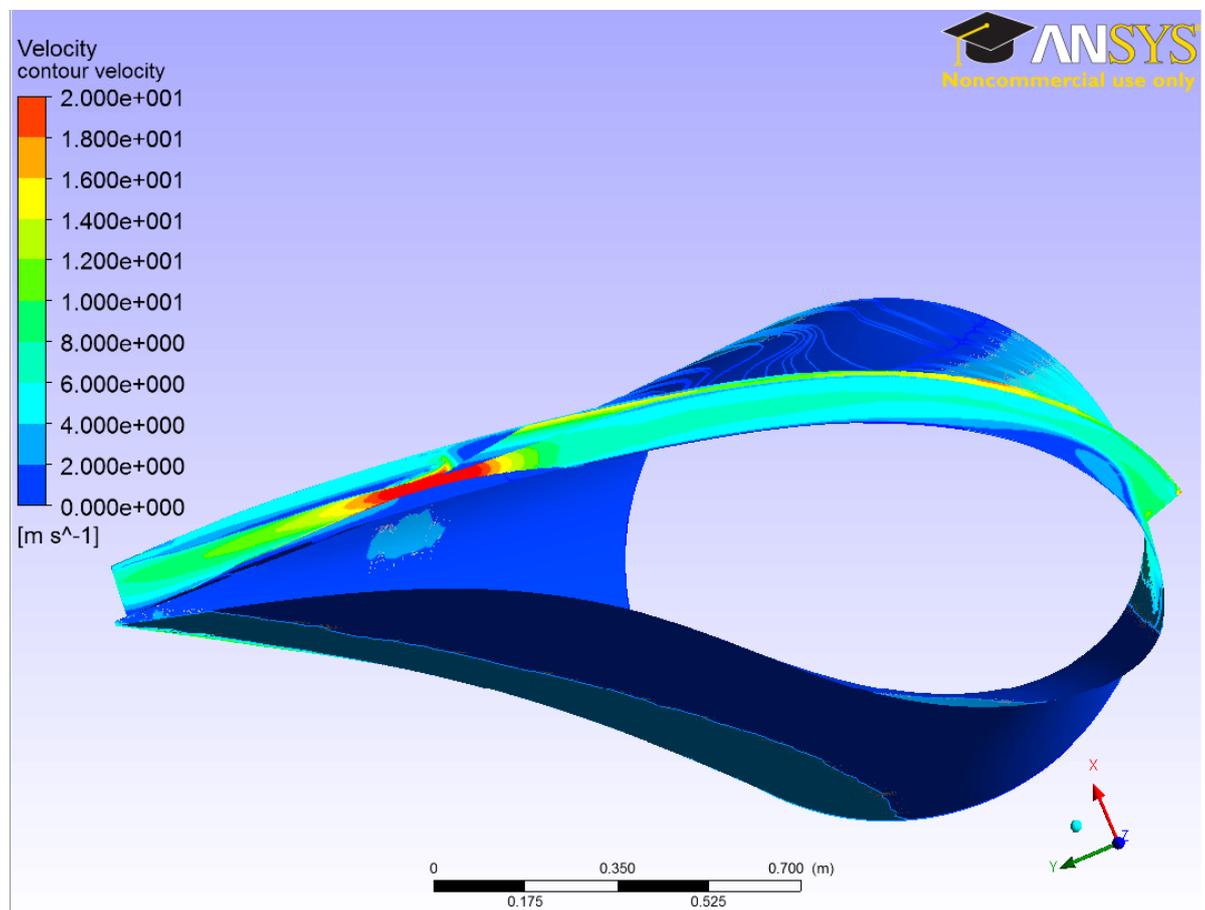


Abbildung 4.59: Strömungsgeschwindigkeiten durch die geschnittene Stall-Barrier mit innen liegendem Strömungskanal am V66-Profil

Die Abbildung 4.59 zeigt die in der Mitte des Strömungskanals geschnittene Stall-Barrier mit dem dazugehörigen Profilschnitt und der Darstellung der Strömungsgeschwindigkeiten. Sehr gut erkennbar ist die hohe

Strömungsgeschwindigkeit in dem konstruktiv verengten Querschnitt unterhalb des Absaugschlitzes. Auffallend ist auch der turbulente Bereich mit sehr geringer Geschwindigkeit kurz hinter dem Einlass des Strömungskanals, der den Querschnitt für die durchströmende Luft „de facto verringert“.

Die nachfolgenden Grafiken der Abbildung 4.60 bis Abbildung 4.63 stellen die Radialströmung auf der Oberfläche von der Rotorblattwurzel in Richtung der Rotorblattspitze der verschiedenen, berechneten Varianten dar. Das unmodifizierte Rotorblatt weist, wie erwartet, ein ausgeprägtes Gebiet der Radialströmung auf. Sie beginnt in der Mitte der zylindrischen Rotorblattwurzel und endet in etwa auf der halben Rotorblattlänge. Die Variante (1) mit der flachen Stall-Barrier ohne Absaugung hat einen noch ausgeprägteren Bereich der Radialströmung von der Rotorblattwurzel bis zur Stall-Barrier, der danach aber deutlich abgeschwächt ist und infolgedessen der Ausbreitung der Querströmung in Richtung der Rotorblattspitze entgegenwirkt. Gleichsam ist dies bei Variante (2) der Fall, allerdings mit höheren Geschwindigkeiten in z-Richtung zwischen der zylindrischen Rotorblattwurzel und der Stall-Barrier als bei Variante (1). Die Radialströmung ist am wenigsten stark ausgeprägt bei der Variante (3) mit Absaugung und die betroffene Rotorblattlänge ist dort am kleinsten.

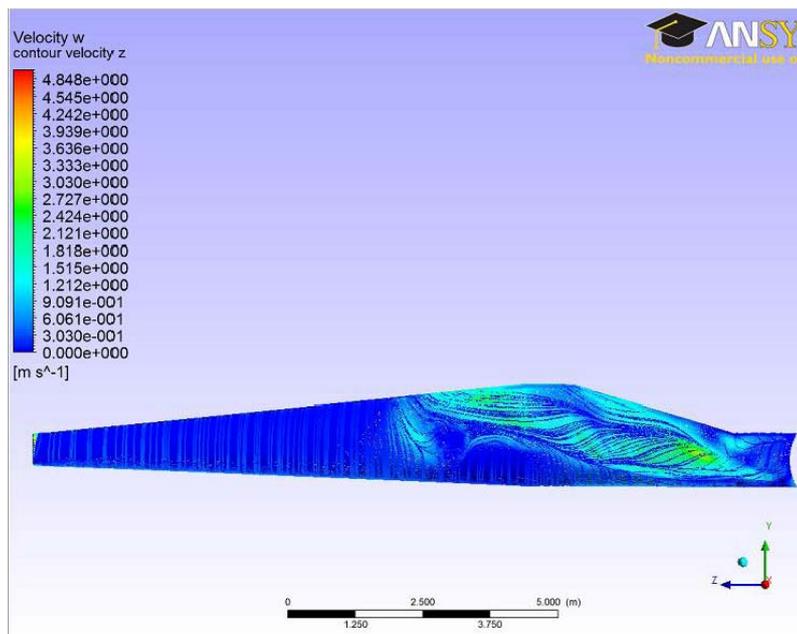


Abbildung 4.60: Radialströmung des unmodifizierten Rotorblatts

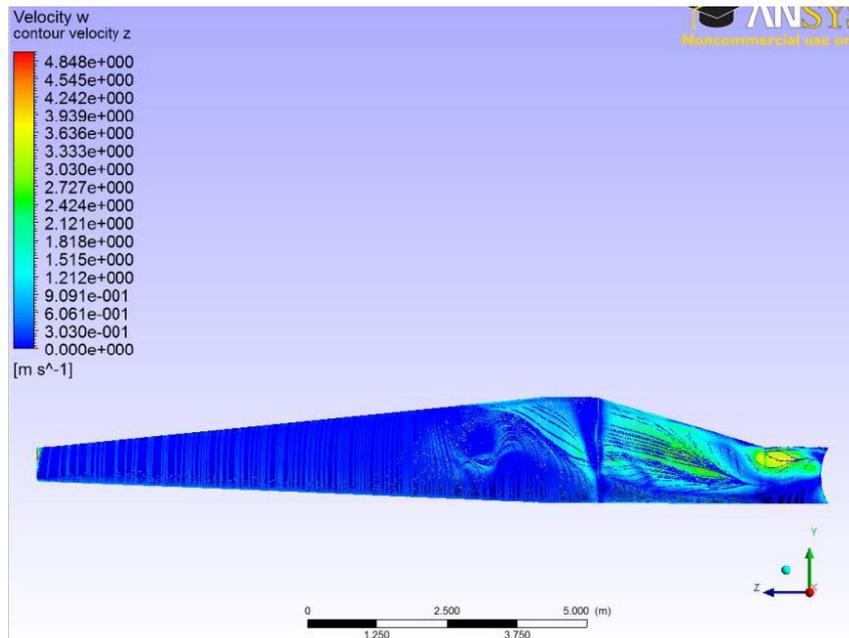


Abbildung 4.61: Radialströmung des Rotorblatts mit Stall-Barrier in 5 % Höhe der maximalen Profildicke ohne integrierten Strömungskanal

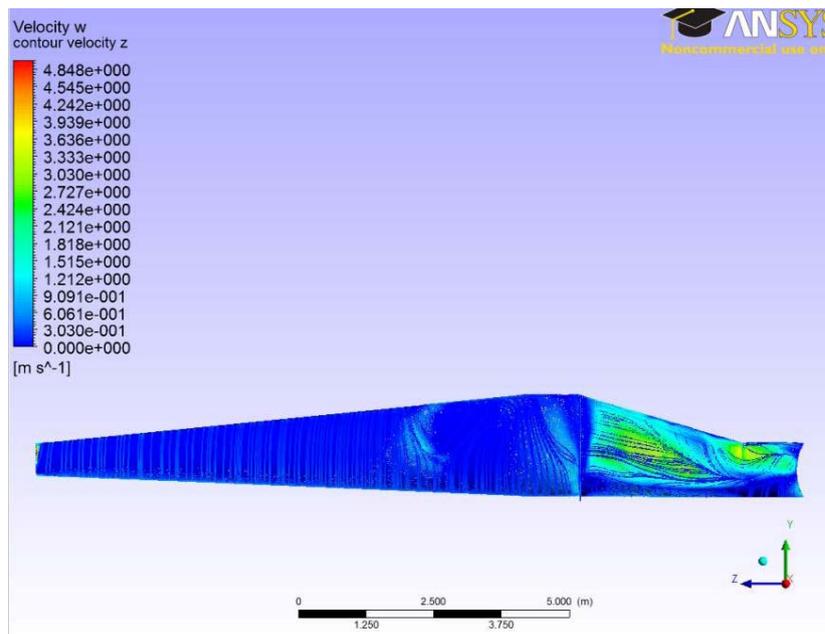


Abbildung 4.62: Radialströmung des Rotorblatts mit Stall-Barrier in 17,5 % Höhe der maximalen Profildicke ohne integrierten Strömungskanal

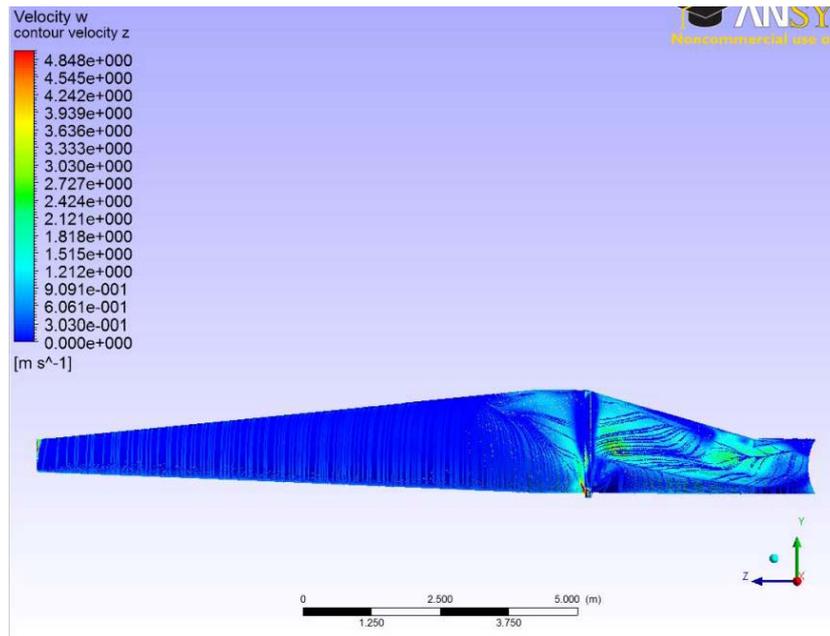


Abbildung 4.63: Radialströmung des Rotorblatts mit Stall-Barrier in 18,5 % Höhe der maximalen Profildicke und integriertem Strömungskanal zur Absaugung der hoch abgelösten Querströmung

Für die Effektivität der Stall-Barrier wurde neben der Auswertung der Strömungsbilder das Drehmoment des Rotorblatts verglichen. Die Veränderung des Drehmoments ist prozentual bezogen auf das Rotorblatt ohne Strömungselement angegeben (Tabelle 4.11). Neben der Stall-Barrier mit integriertem Strömungskanal wurde auch ein einfacher Grenzschichtzaun in unterschiedlichen Höhen betrachtet.

Untersuchte Konfiguration	Höhe Stall-Barrier [% der max. Profildicke]	Mit integriertem Strömungskanal	Moment [Nm]	$\Delta$ Moment [%]
Rotorblatt unmodifiziert	-	-	13056,9	-
Rotorblatt mit Stall-Barrier	5	nein	13426,4	+2,83
Rotorblatt mit Stall-Barrier	17,5	nein	13012	- 0,34
Rotorblatt mit Stall-Barrier	18,5	ja	13501	+ 3,4

Tabelle 4.11: Ergebnisse des Modell-Rotorblatts ohne und mit Modifikationen

Die Ergebnisse in Tabelle 4.11 zeigen, dass ein positiver Einfluss des Grenzschichtzaunes von dessen Höhe, im Vergleich zur Profildicke, abhängig ist. Die Integration des Strömungskanals in die Stall-Barrier erfordert eine größere Höhe im Vergleich zum

einfachen Grenzschichtzaun. Die Betrachtung des Drehmomentes zeigt eine Vergrößerung des Drehmoments bei der Stall-Barrier mit Absaugung. Das Moment fällt größer aus, als bei einem Grenzschichtzaun mit geringer Höhe. Ein ähnlich hoher Grenzschichtzaun zeigte ein verringertes Drehmoment im Vergleich zum Ausgangsrotorblatt.

#### **4.4.2 Ergebnisse Modell-Rotorblatt DEBRA-25**

Die Stall-Barrier für das Modell-Rotorblatt der DEBRA-25 basiert auf dem gleichen Funktionsprinzip wie die vorhergehende Entwicklung für das V66-Modell. Sie hat hingegen andere geometrische Abmessungen und Abhängigkeiten, da beide zeitgleich entwickelt wurden. Der Schwerpunkt dieser Untersuchung liegt in der Anwendung eines transienten Berechnungsmodells. Es wurden neben dem unmodifizierten Rotorblatt die folgenden Varianten untersucht:

- (1) Rotorblatt mit Stall-Barrier ohne integrierten Strömungskanal
- (2) Rotorblatt mit Stall-Barrier und integriertem Strömungskanal zur Absaugung der Radialströmung

Die Höhe der Stall-Barrier beträgt 0,15 m bei einer Breite von 0,12 m. Die Höhe entspricht bei einer maximalen Profildicke von 0,35 m einer prozentuale Höhe von 42,9 %. Die Stall-Barrier ist 3,1 m von der Rotorachse entfernt positioniert. Aus Abbildung 4.64 mit Darstellung der Strömungsgeschwindigkeiten in der geschnittenen Stall-Barrier wird ersichtlich, dass die Strömung im konstruktiv verengten Bereich auf einer relativ kurzen Strecke beschleunigt wird. Die Verbindung zum darüber angeordneten Absaugkanal liegt zudem nicht direkt im Punkt der höchsten Strömungsgeschwindigkeit. Das „Totwassergebiet“ im Einlass liegt im Vergleich mit der Stall-Barrier des V66-Modells weiter vorne an der Einlassöffnung und der „Anstieg“ bis zur maximalen Verengung ist steiler.

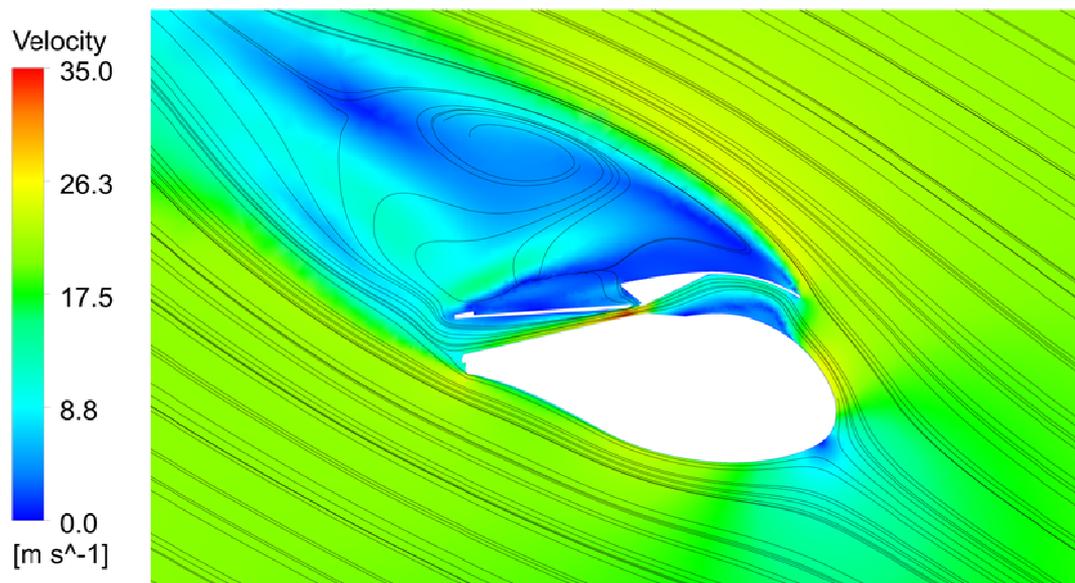


Abbildung 4.64: Strömungsgeschwindigkeiten durch die geschnittene Stall-Barrier mit innen liegendem Strömungskanal am DEBRA-25-Profil

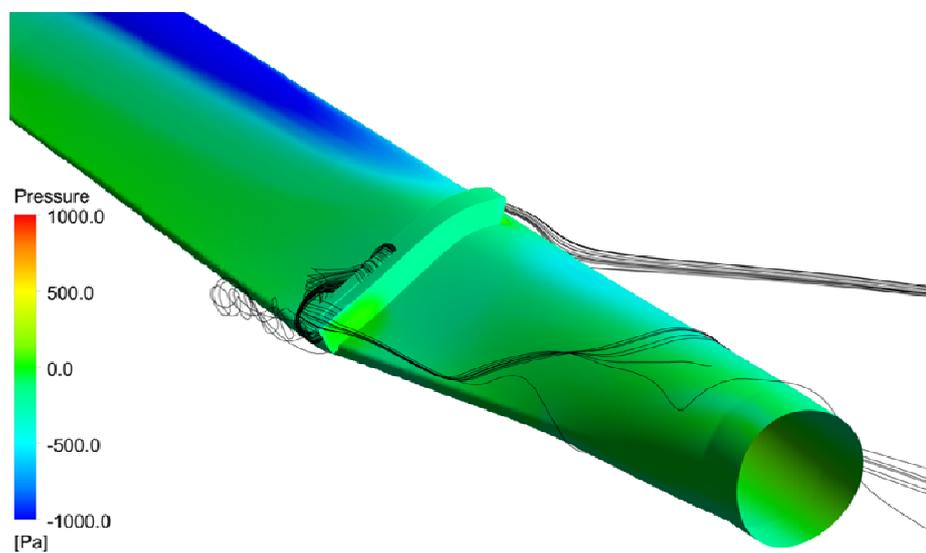


Abbildung 4.65: Stall-Barrier mit integriertem Strömungskanal zur Absaugung der Querströmung am DEBRA-25-Rotorblatt auf der Saugseite

Die Funktionsweise des Absaugkanals ist in Abbildung 4.65 gut zu erkennen. Die Strömungslinien verdeutlichen den Weg der Radialströmung von der Rotorblattwurzel kommend in den Absaugkanal der Stall-Barrier auf der Saugseite des Rotorblatts. Am Einlass des Strömungskanals ist der Weg der einströmenden Luft aus der lokalen Anströmung zu sehen.

Das DEBRA-25 Rotorblatt wurde unter Nennbetriebsbedingungen bei einer ungestörten Anströmung von 10 m/s, einer Rotordrehzahl von  $50 \text{ min}^{-1}$  und dem Pitchwinkel des Rotorblatts von  $-2^\circ$  untersucht. Die zu erwartende Rotorleistung liegt für diesen Betriebspunkt bei ca. 120 kW (Abbildung 4.66).

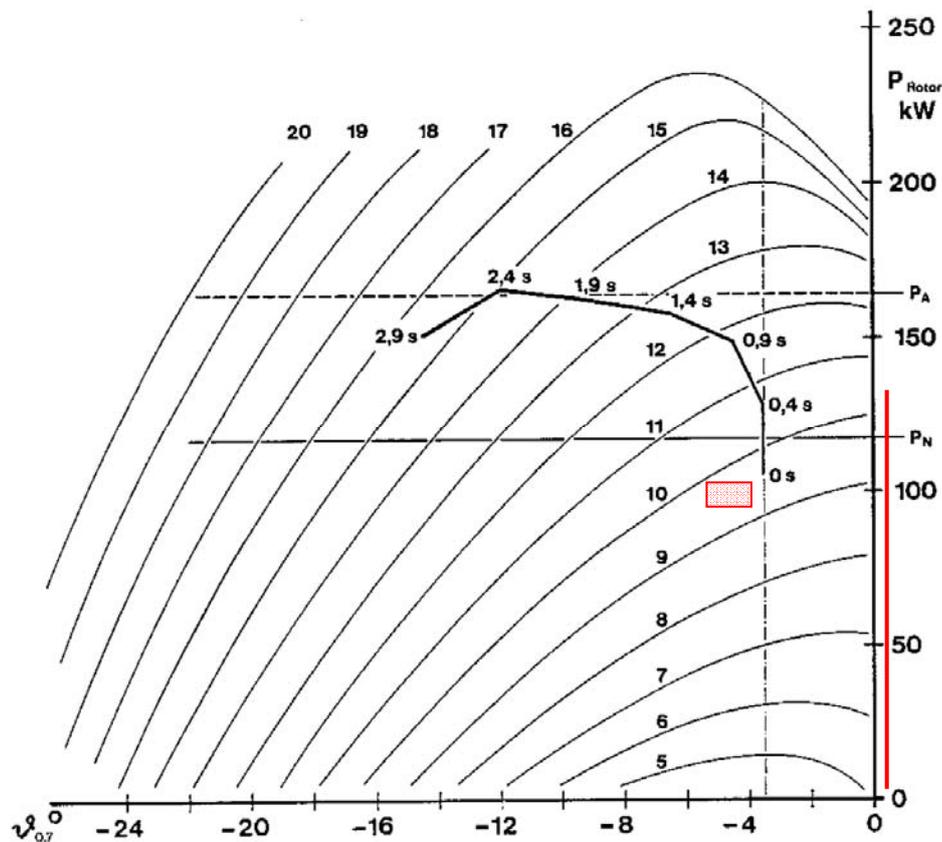


Abbildung 4.66<sup>105</sup>: Pitchwinkel-abhängige Leistungskurve mit Kennlinien unterschiedlicher Windgeschwindigkeit (Nennbetriebspunkt bei einem Pitchwinkel von  $-2^\circ$  und einer ungestörten Anströmung von 10 m/s; Rotorleistung  $\approx 120 \text{ kW}$ )

Die Auswertung der transienten Berechnung in Abbildung 4.67 zeigt nach einer simulierten Dauer von 6 Sekunden eine sich angleichende Rotorleistung für das unmodifizierte Rotorblatt (Original) und der Variante (2) für die Stall-Barrier mit integriertem Strömungskanal (Canal with suction). Die höchste Rotorleistung erreicht die Variante (1) mit einer einfachen Stall-Barrier ohne Absaugung.

<sup>105</sup> (Böhnisch, et al., 1988, S. 157, Bild 97)

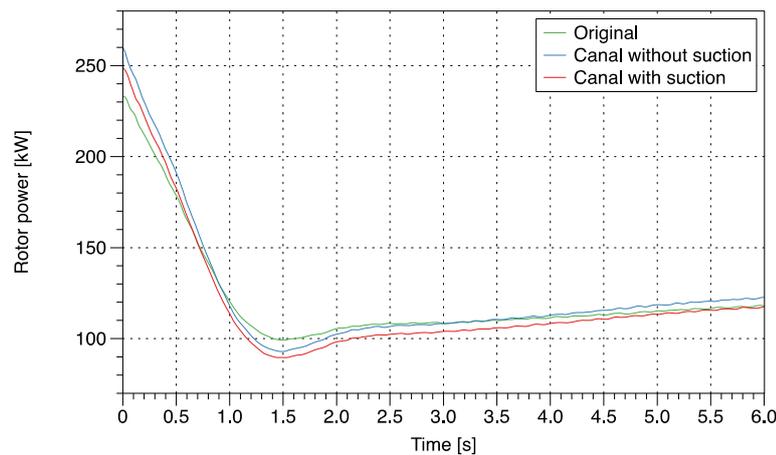


Abbildung 4.67: Transiente Berechnung der Rotorleistung im Nennbetriebspunkt

#### 4.4.3 Diskussion der Ergebnisse

Die CFD-Analysen haben gezeigt, dass folgende Design-Parameter einen entscheidenden Einfluss auf die Effizienz der Stall-Barrier mit Absaugung haben:

- Die Höhe des Kanals im Verhältnis zur maximalen Profildicke.
- Die Form und Größe des „Totwassergebiets“ im Einlasskanal ist abhängig von der Einlassneigung relativ zur freien Anströmung, von der Profilform und der Kanalinnenform (Höhe, etc.).
- Die Position des Lufteinlasses hat Einfluss auf das Strömungsverhalten im Kanal. Funktionen können beispielsweise „Einfangen“ oder „Ablenken“ der Luft sein.
- Der Öffnungswinkel hinten am Auslass bestimmt das Strömungsverhalten insbesondere an der Absaugstelle maßgeblich, da Wirbel im Kanal entstehen können.

Zwar erfordert jedes Rotorblatt eine individuelle Stall-Barrier zur maximalen Leistungssteigerung, allerdings sind die oben genannten Design-Parameter für die Entwicklung allgemein übertragbar.

Die Höhe des Kanals im Verhältnis zur maximalen Profildicke muss minimal sein, wenn eine möglichst geringe „Versperrung“ in der lokalen Anströmung entstehen soll. Die Position des Einlasses sollte auf den Winkel der lokalen Anströmung abgestimmt sein, da die Form des „Totwassergebietes“ im Einlaufkanal entscheidend davon abhängt. Wichtig ist, dass die „Steigung“ dieses Gebietes in Strömungsrichtung gering ist, da die

weiterströmende Luft dieses Gebiet möglichst verlustarm passieren muss, um die Effektivität des Strömungselements in seiner Gesamtheit zu erhalten. Der Öffnungswinkel am Kanalauslass bestimmt maßgeblich, neben dem Verhältnis des verengten Querschnitts zum Einlassquerschnitt, die Strömung an der Absaugstelle. In der optimalen Auslegung wird der Unterdruck des verengten Querschnitts möglichst weit stromab im Strömungskanal weitergeführt bzw. auslaufen gelassen (Abbildung 4.68).

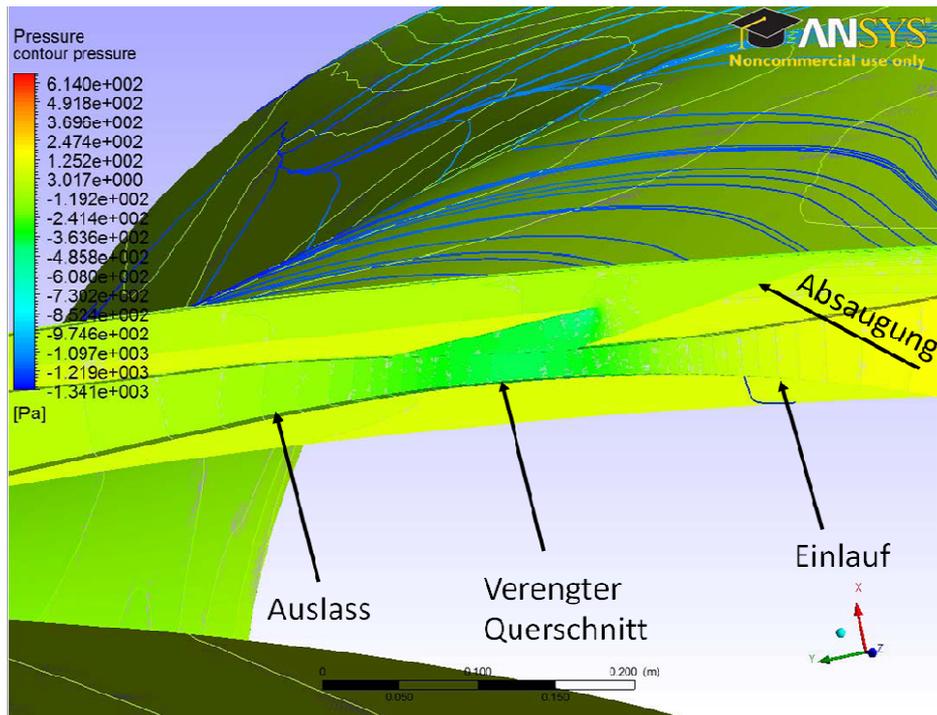


Abbildung 4.68: Statischer Druck in der Schnittdarstellung in der Mitte längs des Strömungskanals

In dieser Untersuchung ist jeweils ein Betriebspunkt betrachtet worden. Weitere Betriebspunkte sollten in einer zukünftigen, weitergehenden Entwicklung einbezogen werden, um das gesamte Betriebsverhalten der WEA zu erfassen. Die Simulation mit den aufwändigeren, transienten Turbulenzmodellen ist notwendig, um genauere Ergebnisse zu erhalten.

# Teil III

## Elastic Tyloring

## 5. Fluid- Struktur-Kopplung

Im folgenden Kapitel werden die Struktur aktueller Rotorblätter und deren strukturmechanische Eigenschaften untersucht. Das Ziel dieser Untersuchung ist es, die Verformung des Rotorblatts mittels einer gekoppelten CFD- und FEM-Analyse zu bestimmen. Da die äußeren, aerodynamischen Kräfte auf die Struktur des elastischen Rotorblatts wirken, kann sich die Strukturform verändern. Es kommt zu einer Rückkopplung, wenn sich durch die geänderte äußere Form ebenso die aerodynamischen Kräfte ändern. Wird dieser Vorgang iterativ durchlaufen, bis sich ein Gleichgewicht eingestellt hat bzw. ein Konvergenzkriterium erreicht ist, so wird dies eine 2-Weg-FSI (Fluid-Struktur-Interaktion) genannt. Wird die Rückkoppelung nicht betrachtet ist dies eine 1-Weg-FSI, die genügt, wenn nur relativ kleine Verformungen stattfinden.

Das Rotorblatt von WEA ist aufgrund seiner Struktur und des Längenverhältnisses, sowie des verwendeten GFK-Werkstoffes ein aeroelastisches Bauteil.

### 5.1 Rotorblattstruktur

Das moderne Struktur-Konzept aktueller Rotorblätter basiert auf der Konstruktion in Leichtbauweise, um die erforderlichen Rotorblatt-Längen heutiger WEA zu ermöglichen. Als Materialien kommen deshalb vorwiegend Faserverbundkunststoffe zum Einsatz. Als Faser wird hauptsächlich Glasfaser, und in stark belasteten Bereichen Kohlefaser, verwendet. Die Matrix besteht zumeist aus Epoxidharz, seltener aus Polyesterharz.

Der Aufbau des Rotorblatts besteht in der Regel aus einem tragenden Holm und der äußeren Blatt-Schale. Der Holm und die Schale werden integriert oder separat hergestellt. Bei integrierter Herstellung besteht der Holm aus einem oder zwei Stegen, sowie den Hauptgurten und ist in das Rotorblatt integriert. Bei der separaten Herstellung wird zuerst der Holmkasten hergestellt und im zweiten Schritt von der Blatt-Schale umgeben. Zusätzlich sind in regelmäßigen Abständen Rippen im Rotorblatt angeordnet, um ein Beulen der Schale bei Belastung zu verhindern.

Am Beispiel des Struktur-Konzeptes des Rotorblatt-Herstellers EUROS ist der Aufbau in Abbildung 5.1 dargestellt.<sup>106</sup>

- Der Holm besteht aus Gurten aus Direct Roving oder UD-Bändern. Die Stege bestehen aus ein bis mehreren Lagen Multiaxialgelege mit 2 bzw. 3 Faserrichtungen. Der Kern des integrierten Holms besteht aus PVC oder Balsa.
- Die Schale ist als Sandwich aufgebaut und besteht aus ein bis mehreren Lagen Multiaxialgelege mit 2 bzw. 3 Faserrichtungen mit einem Kern aus PVC oder Balsa.
- Die Blattwurzel besteht aus einem Voll-Laminat mit bis zu 100 Lagen Multiaxialgelege mit 3 Faserrichtungen.

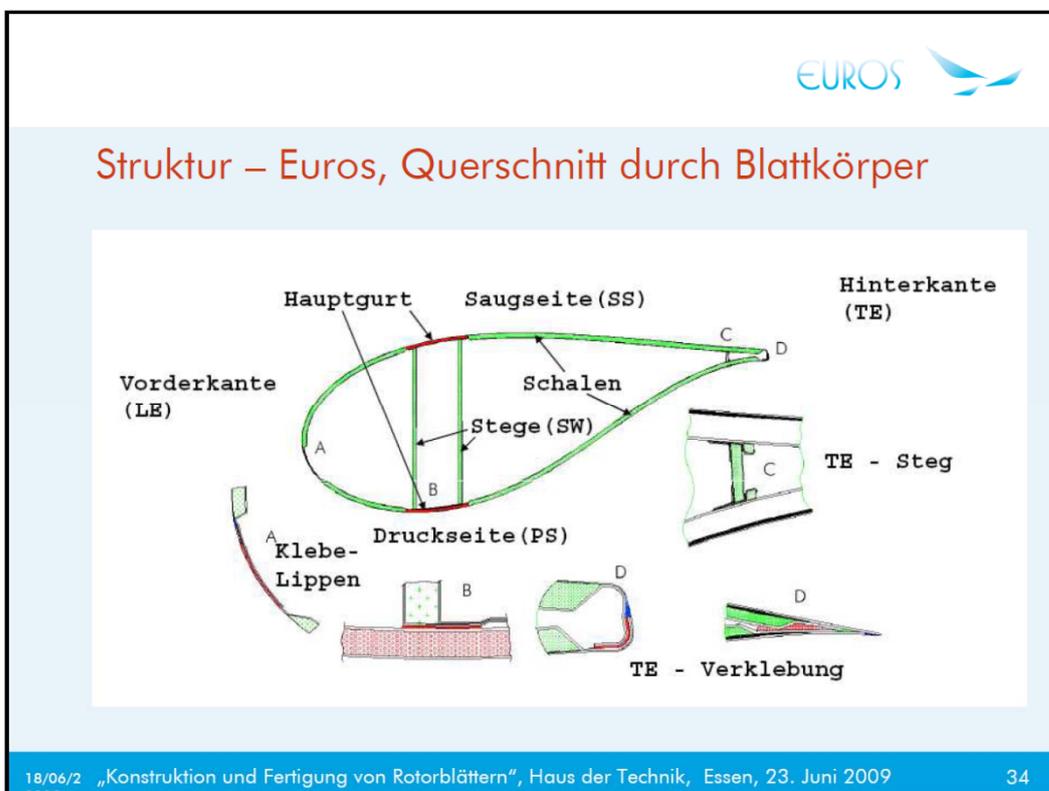


Abbildung 5.1<sup>106</sup>: Struktur-Konzept des Rotorblatt-Herstellers EUROS

Das „Längenwachstum“ der Rotorblätter moderner Anlagen führt zu Rotordurchmessern von bis zu 150 m (Tabelle 5.1). Das Biegemoment nimmt durch die Wirkung der Luftkräfte mit der Blattlänge zu. Die heutigen WEA sind Luvläufer, bei der das Rotorblatt

<sup>106</sup> (Graue, 2009, S. 33-34)

vor dem Turm läuft, um eine möglichst konstante, ungestörte Anströmung zu garantieren und Belastungen auf das Blatt zu reduzieren. Die maximal zulässige Biegung wird durch den Minimalabstand der Blattspitze zum Turm, beim Passieren des Turms durch das Rotorblatt in der untersten Position (Turmdurchgang), begrenzt. Ein Mindestabstand der Rotorblattspitze beim Turmdurchgang von 30 % des Ausgangsabstandes (ohne Wind) darf nicht unterschritten werden. Größere WEA erfordern folglich steifere Blätter. Ein weiterer Gesichtspunkt ist die Masse der Rotorblätter, die möglichst klein im Verhältnis zu Turm und Gondel bleiben soll, um Schwingungen des Gesamtsystems zu verringern. Die Anforderungen an ein steifes und leichtes Rotorblatt führen dazu, dass im Bereich der Hauptgurte Kohlenstofffaser eingesetzt wird.

WEA/ Blatt	Blatt- masse [kg]	Spez. Blatt- masse [kg/m <sup>2</sup> ]	Überstr. Fläche [m <sup>2</sup> ]	Rotor Ø [m]	Leistung [MW]	Blattmaterial
Sinoi 50,3 m	11000	1,32	8332	103	2,5	GFK/ Epoxid
Vestas V-112	16500	1,67	9852	112	3,0	GFK
Enercon E-112	20000	1,96	10207	114	6,0	GFK/ Epoxid
Repower 3.2M114	22800	2,23	10207	114	3,2	n. bekannt
Multibrid M5000	16500	1,56	10568	116	5,0	GFK/ CFK
Vestas V-120	12300	1,09	11310	120	4,5	CFK/ GFK
Bard 5.0	28500	2,44	11690	122	5,0	GFK/ Epoxid
Repower 5M	17800	1,43	12469	126	5,0	GFK/ CFK
Repower 6M	19000	1,52	12469	126	6,2	GFK/ CFK
Enercon E-126	65000	5,13	12668	127	7,58	GFK/ Epoxid: 35m / Stahl: 24m (innerer Teil)
Siemens B75	25000	1,34	18600	154	6	GFK/ IntegralBlade (WEA: SWT-6.0-154)

Tabelle 5.1: Material und Kenndaten von Rotorblättern einiger WEA mit einem Rotordurchmesser über 100 m (spez. Blattmasse = einzelne Rotorblattmasse bezogen auf die Rotorfläche)

Die Leichtbauweise unterschiedlicher Rotorblätter und ihrer Bauart wird an der spezifischen Rotorblattmasse als Verhältnis der Blattmasse zur überstrichenen Fläche des Rotors erkennbar. In Abbildung 5.2 ist die spezifische Rotorblattmasse der Rotorblätter aus Tabelle 5.1 grafisch dargestellt mit Kennzeichnung der Rotorblätter in kombinierter Bauweise in Glas- und Kohlefaser (GFK/CFK). Bei Anlagen mit einem

Rotordurchmesser über 116 m kann durch den Einsatz von CFK in den besonders belasteten Bereichen eine spezifische Rotorblattmasse unter  $1,6 \text{ kg/m}^2$  erreicht werden.

Auffällig ist, dass das SIEMENS B75 Rotorblatt mit der größten Länge, trotz seiner Bauweise in GFK, eine geringe spezifische Rotorblattmasse von  $1,34 \text{ kg/m}^2$  erreicht. Dies ist in der neuen Integralbauweise von SIEMENS begründet (IntegralBlade-Verfahren = Herstellung in einem Guss), die den Einsatz von Kleber, sowie Materialüberlappungen und damit Gewicht minimiert.

Das SIEMENS B75 Rotorblatt ist durch das IntegralBlade-Verfahren 10 – 20 % leichter in GFK-Bauweise im Vergleich zu dem konventionellen Herstellungsverfahren. Bei teilweisem Einsatz von CFK statt GFK würde dieses Rotorblatt noch einmal 10 – 20 % leichter werden (laut Henrik Stiesdal, Chief Technology Officer der Wind Power Division von SIEMENS ENERGY)<sup>107</sup>.

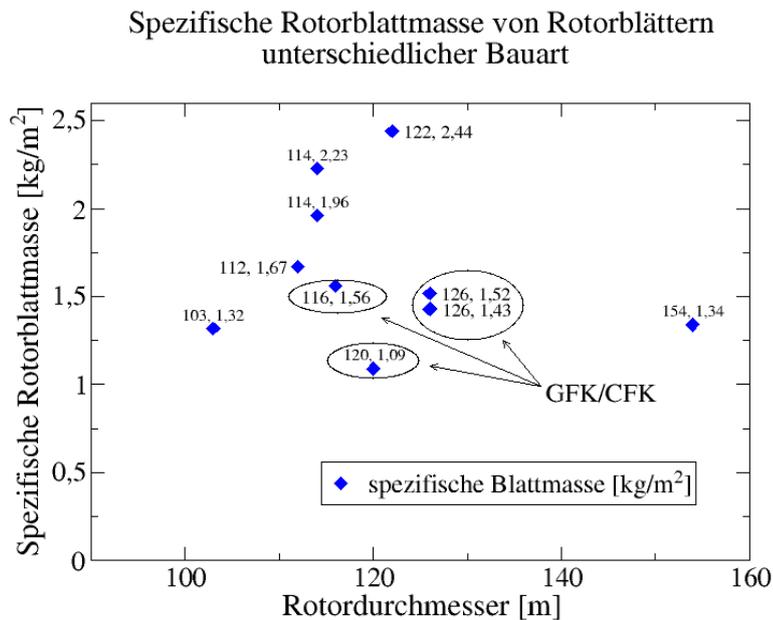


Abbildung 5.2: Spezifische Rotorblattmasse (einzelne Rotorblattmasse bezogen auf die Rotorfläche) mit Angabe des Rotordurchmessers und der spez. Rotorblattmasse (vgl. Tabelle 5.1)

Neben dem SIEMENS B75 fällt auch das ENERCON E-126 Rotorblatt heraus. Es weist mit  $5,13 \text{ kg/m}^2$  spezifischer Rotorblattmasse einen überdurchschnittlich großen Wert auf. Dies ist mit der teilweisen Bauweise in Stahl begründet. Durch die Ausführung des stark beanspruchten, inneren, 24 m langen Bereichs in Stahl konnte für die restliche

<sup>107</sup> (SIEMENS, 2012, S. 2)

Blattlänge GFK eingesetzt und hohe Kosten vermieden werden. Dieses Rotorblatt ist in der Abbildung 5.2 nicht aufgeführt, da es ein Sonderfall ist.

Tendenziell nimmt im Vergleich moderner WEA mit Rotordurchmessern über 100 m bei länger werdenden Rotorblättern die spezifische Rotorblattmasse zu. Dieses trifft jedoch nicht auf die integrierte Bauweise in GFK (SIEMENS B75) und auf die kombinierte Bauweise in CFK/GFK zu. Bei diesen nimmt die spezifische Rotorblattmasse bei länger werdenden Rotorblättern tendenziell ab.

## 5.2 Erfahrungen mit der 2-Weg-FSI

Zur Einarbeitung in die 2-Weg-FSI mit ANSYS WORKBENCH 14.5 wurde durch methodisches Vorgehen die FSI-Problematik untersucht. Erste Probleme durch auftretende Gitterfaltungen, die bei der Strukturbewegung durch das nachzuführende Gitter auftreten, konnten mit der Variation der Gittersteifigkeit gelöst werden. Gitterfaltungen führen zu einem Abbruch der Berechnung. Eine nicht der Strukturbewegung angepasste Gittersteifigkeit kann zu mangelnder Qualität des Gitters führen. Als zielführend hinsichtlich der Durchführbarkeit der 2-Weg-FSI und guter Gitterqualität hat sich eine Aufteilung des Gitters in mehrere Domains mit einem strukturierten, in alle Richtung wachsenden Gitter gezeigt. Es war so möglich, Elemente die eine Größe von 0,001 m haben um das 1000-fache ihrer Größe zu verschieben, ohne große Gitterdeformationen zu erhalten. Bei Wahl passender Parameter ist die FSI-Berechnung robust bei plötzlichen Strukturbewegungen. Aufgrund der gewonnenen Erfahrungen lässt sich eine Abschätzung hinsichtlich der Rechendauer für Rotorblätter aufstellen. Ausgehend von einem Gitter mit 10 Mio. Elementen, einer Simulation mit 1000 Zeitschritten und einem geschätzten, höheren Modellaufwand von 20 % würde sich bei der Nutzung von zwei Intel Xeon E5-2640 Prozessoren mit insgesamt 12 CPUs eine Rechendauer von 150 Tagen ergeben. Die Abschätzung macht deutlich, dass eine Anwendung der 2-Weg-FSI für CFD-Untersuchungen am Rotorblatt bei diesen Randbedingungen derzeit nicht praktikabel ist.<sup>108</sup>

---

<sup>108</sup> Die gesammelten Erfahrungen basieren auf Teilergebnissen von Projektarbeiten im Modul INTP1 & 2 der Hochschule Bremen, Dozent und Betreuer F. Kortenstedde

### 5.3 1-Weg-FSI<sup>109</sup>

Der Abschnitt 5.1 hat gezeigt, dass leichte, steife Rotorblätter erforderlich sind. Am Beispiel der DEBRA-25 WEA, die mit einem Rotorblatt in GFK/Epoxid und einer geringen spezifischen Rotorblattmasse von 0,652 kg/m<sup>2</sup> dem Strukturkonzept moderner Anlagen entspricht, soll nachfolgend in einer 1-Weg-Fluid-Struktur-Kopplung das Rotorblatt nach der geringsten Verformung optimiert werden. Im Rahmen einer Projektarbeit im Modul „Interdisziplinäres Projekt 1“ sollte die Möglichkeit ein steifes Rotorblatt mit Hilfe der Holmoptimierung zu gestalten durch (Nolte, Dederke & Wendler, 2012) nachgewiesen werden. Für die Erstellung der Fluid-Struktur-Kopplung wurde das Softwarepaket ANSYS WORKBENCH 14.0 verwendet.

#### 5.3.1 CFD-Strömungsanalyse

Die Strömungsanalyse mit dem Softwarepaket ANSYS CFX basiert auf einem Fernfeld mit der Ausdehnung von 4 R (Rotorblattlängen) vor der Rotorscheibe und 8 R dahinter. Der Anfangsradius beträgt 3 R und der Endradius 5 R. Als SST-Turbulenzmodell wird das  $k-\omega$ -Modell verwendet. Da für die Auslenkung der Rotorblattspitze die zeitliche Mittelung der angreifenden Kräfte aussagekräftig ist, wird eine stationäre Lösung berechnet mit einem  $y^+$ -Wert zwischen 1 und 2. Es wird ein unstrukturiertes Netz aus Tetraedern eingesetzt mit 40 Prismenschichten, deren Seitenwände annähernd orthogonal zur Oberfläche ausgerichtet sind und das eine genaue Berechnung der wandnahen Strömung erlaubt.

#### 5.3.2 FEM-Strukturanalyse

Die Strukturanalyse in der ANSYS WORKBENCH findet mit dem Tool „Statisch-Mechanische-Analyse mit Mechanical APDL Solver“ (kurz ANSYS MECHANICAL) statt. In Abschnitt 5.1 ist die integrale und separate Bauweise von Rotorblättern dargestellt. Daran anknüpfend werden zwei Bauarten untersucht:

---

<sup>109</sup> (Nolte, Dederke & Wendler, 2012)

Dieser Abschnitt und seine Unterabschnitte basieren auf der Projektarbeit von Nolte, Dederke & Wendler, (2012), durchgeführt im Modul INTP1 der Hochschule Bremen, Dozent und Betreuer F. Kortenstedde

- (1) Das Rotorblatt als „Solid-Modell“, bei dem alle Komponenten des Rotorblatts aus dem Werkstoff GFK bestehen. Der Holm wird als rechteckiger Kasten (Kastenholm) ausgelegt. Die Wanddicke der Außenhaut ist fix und kann nachträglich nicht verändert werden. Dieses Modell entspricht dem Prinzip nach der separaten Bauweise.
- (2) Das Rotorblatt als „Schalen-Modell“, bei dem ebenfalls ein Lagenaufbau aus GFK eingesetzt wird. Der Holm besteht aus zwei Stegen und die Gurte liegen in der Außenhaut des Blattes. Die Wanddicke der Außenhaut kann nach Fertigstellung des Modells noch variiert werden. Dieses Modell entspricht der integrierten Bauweise.

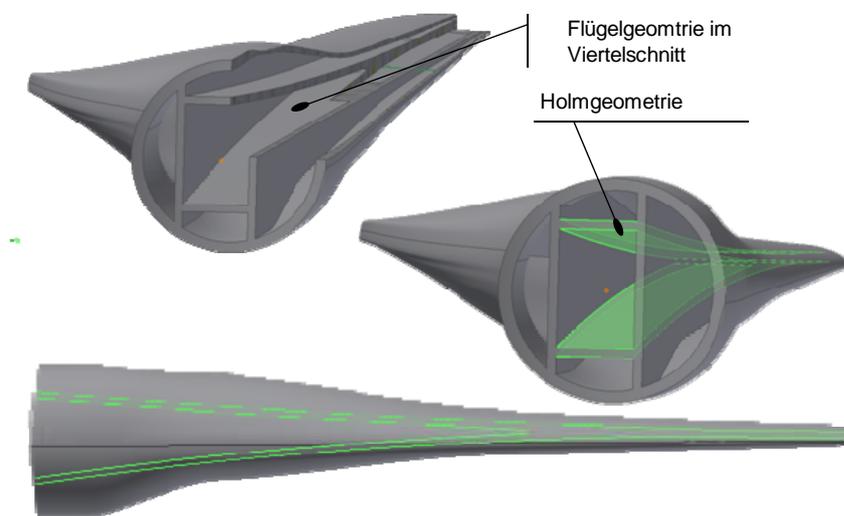


Abbildung 5.3<sup>110</sup>: Solid-Modell des Rotorblatts in der Schnittdarstellung mit Holmgeometrie

<sup>110</sup> (Nolte, Dederke & Wendler, 2012, S. 20)

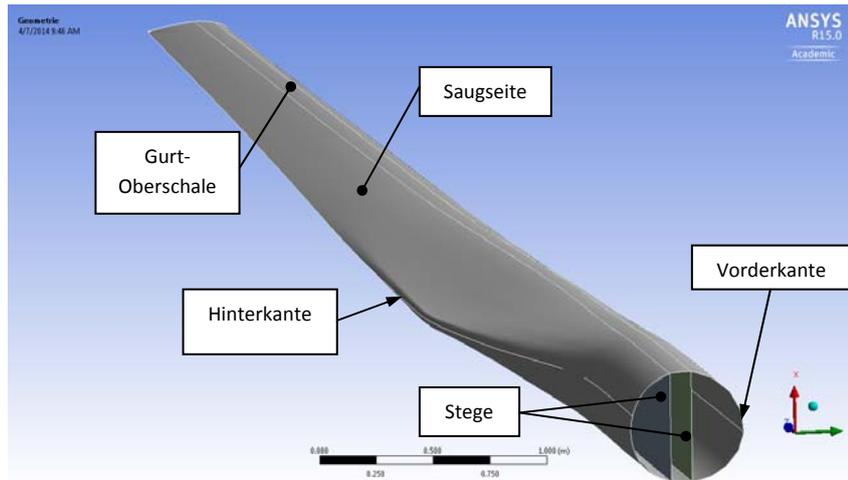


Abbildung 5.4: Schalen-Modell des Rotorblatts mit Darstellung der Stege und Gurte

In beiden untersuchten Bauarten wird auf die Modellierung von längsversteifenden Rippen (Stringer) verzichtet, da sie nicht wesentlich zur Biegesteifigkeit des Blattes beitragen und um die Struktur zu vereinfachen. Der Holm hat die Aufgabe die Biegemomente und Querkräfte, die sich aus den aerodynamischen Kräften sowie den Massenkräften ergeben, aufzunehmen. Der Holm besteht aus den Stegen, welche die Schubspannungen der Querkräfte aufnehmen und den Gurten, welche die Normalspannungen des Biegemomentes aufnehmen. Beide Bauarten enthalten durch ihre Bauweise einen geschlossenen Kastenholm.

Die betrachteten Lastfälle sind zum einen der Nennbetriebspunkt bei einer Windgeschwindigkeit von  $10,5 \text{ ms}^{-1}$  und zum anderen die maximale Windgeschwindigkeit von  $20 \text{ ms}^{-1}$ , die im 2-Minuten-Mittel zum Abschalten der WEA führen würde. Der zweite Betriebspunkt wird dabei jedoch als Belastung durch eine Böe angenommen, so dass das Rotorblatt nicht zuvor gepitcht wird (Verringerung des Anstellwinkels), sondern wie im ersten Lastfall ausgerichtet ist.

Die Holmgeometrie des Solid-Modells besteht aus einem Rechteckquerschnitt, der sich zur Rotorblattspitze laufend verjüngt. Der Abstand der Stege zueinander ist an der Rotorblattspitze konstant und an der Rotorblattwurzel mittels Parametrisierung variabel. Die Gurte des Holms laufen folglich in Spannweitenrichtung aufeinander zu. Die Holmgeometrie des Schalen-Modells besteht ebenso aus einem Rechteckquerschnitt, nur dass bei diesem Modell die Gurte in der Außenhaut integriert sind. Auch bei diesem Modell ist der Abstand der Stege zueinander an der Rotorblattspitze konstant und an der Rotorblattwurzel mittels Parametrisierung variabel.

Die Vernetzung der beiden Bauweisen in ANSYS MECHANICAL ist unterschiedlich aufgrund ihres Modellaufbaus. Das Solid-Modell wird mit Tetraedern und ca. 150 Tsd. Knotenpunkten vernetzt. Bei dem Schalen-Modell werden Quad-Elemente verwendet mit insgesamt 15 Tsd. Gitterpunkten.

### 5.3.3 Optimierung

Für die Optimierung der Holmgeometrie nach der geringsten Verformung in Schlagrichtung des Rotorblatts wird in der ANSYS WORKBENCH die „Zielgesteuerte Optimierung (GDO)“ verwendet, die eine multikriterielle Optimierung basierend auf einer Antwortfläche darstellt. Dabei wird über eine Anzahl an Design-Punkten eine mathematische Antwortfläche erstellt, mit der die Wechselbeziehung der Parameter erfasst und ihre Auswirkung auf die Rotorblattbiegung ermittelt werden können. Basierend auf der Antwortfläche wird über die Parameterkombination automatisch bestimmt, welche der Kombinationen die geringste Verformung in Schlagrichtung in Richtung der Saugseite (positive X-Richtung) verursacht.

Für die Parametervariation wird die Position der Stege an der Rotorblattwurzel relativ zum Mittelpunkt der Rotorblattwurzel (Kreiszyylinder) verwendet. Es wird festgelegt, dass der Steg hinten in Nähe der Hinterkante im Bereich von 60 bis 120 mm Abstand zum Mittelpunkt variieren darf und der Steg vorne in Nähe der Profilnase im Bereich von 0 bis 60 mm (Design-Punkte des Holms).

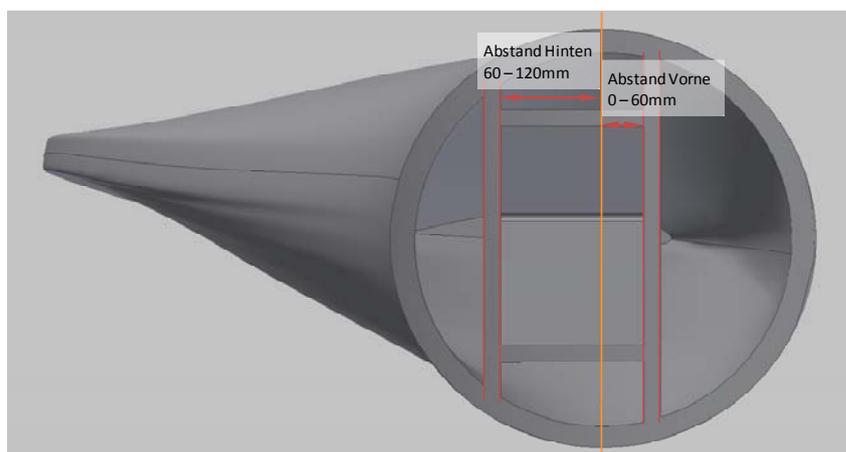


Abbildung 5.5<sup>111</sup>: Parametervariation der Stegpositionen an der Rotorblattwurzel (Position Mitte des Kreiszyinders = 0 mm; gelbe Linie)

---

<sup>111</sup> (Nolte, Dederke & Wendler, 2012, S. 22)

Für das Schalen-Modell wird zusätzlich noch eine Variation der Außenhaut- und Holmwandstärken hinzugenommen. Es werden drei Master-Design-Punkte vorgegeben, denen die HolImpositions-Design-Punkte untergeordnet werden.

Master	Wandstärke der Außenhaut im Wurzelbereich [mm]	Wandstärke der Außenhaut im Bereich der Rotorblattspitze [mm]	Holmdicke [mm]
1	16	6	25
2	8	3	25
3	16	6	20

Tabelle 5.2: Master-Design-Punkte für die Optimierung des Schalen-Modells

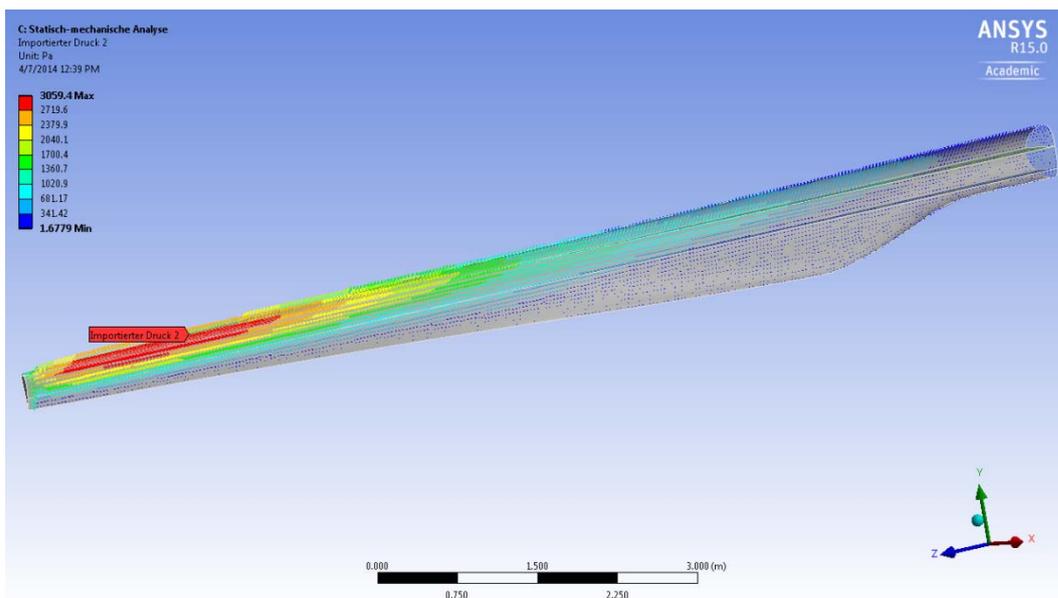


Abbildung 5.6: Importierter Druck des Schalen-Modells auf der Saugseite

### 5.3.4 Ergebnisse

#### Solid-Modell

Die Antwortfläche der Optimierung für das Solid-Modell zeigt, dass abhängig von der Position der Stege eine Verformung an der Rotorblattspitze als Verschiebung in X-Richtung von ca. 180 bis 200 mm möglich ist. Die kleinste Verformung mit 181,9 mm zeigt sich für den Stegabstand hinten mit 96,5 mm und vorne mit 41,91 mm zum Mittelpunkt des Kreiszylinders der Rotorblattwurzel. In der Antwortfläche liegt dieser Punkt an der tiefsten Stelle der durchgebogenen Fläche im blauen Bereich.

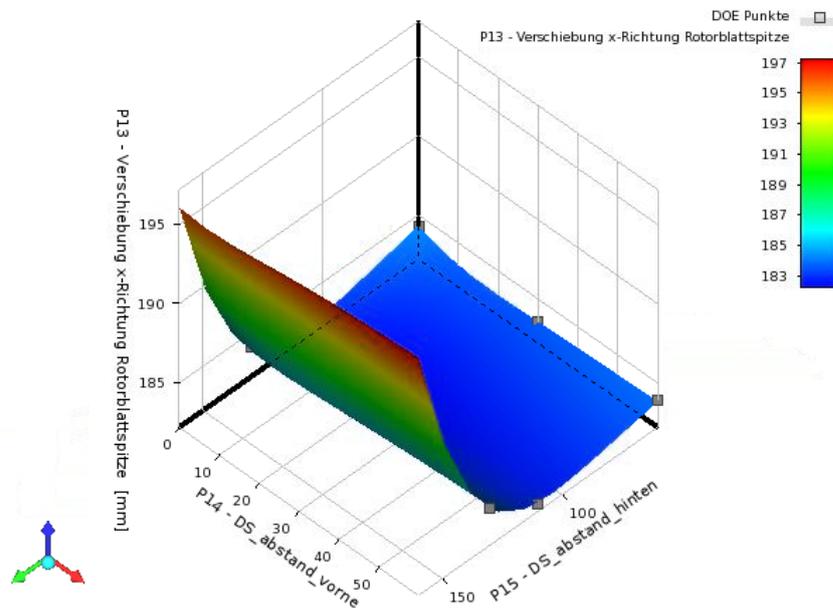


Abbildung 5.7<sup>112</sup>: Antwortfläche für das Solid-Modell abhängig von der Position der Stege an der Rotorblattwurzel

#### Schalen-Modell

Aus der Optimierung des Schalen-Modells ergeben sich drei Antwortflächen, da drei Master-Design-Punkte übergeordnet wurden. Die Verschiebung der Rotorblattspitze in X-Richtung liegt im Bereich von 230 bis 340 mm. Die geringste Verformung mit 229,5 mm ergibt sich unter Verwendung der Außenhaut- und Holmwandstärken des Master-Design-Punkts Nr.1 mit einem Stegabstand vorne von 59,5 mm und hinten von 158,4 mm. In der Antwortfläche zu erkennen im untersten, blauen Bereich.

<sup>112</sup> (Nolte, Dederke & Wendler, 2012, S. 39)

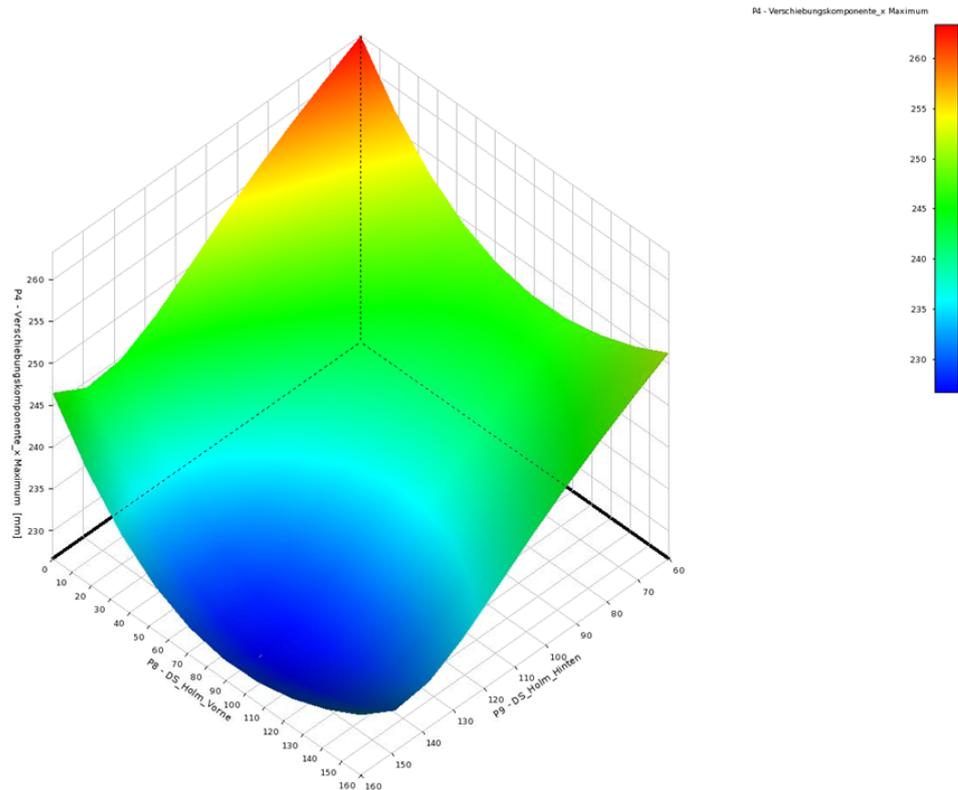


Abbildung 5.8<sup>113</sup>: Antwortfläche für den Master-Design-Punkt 1 abhängig von der Position der Stege an der Rotorblattwurzel

#### 5.4 Biege-Torsions-Kopplung am Rotorblatt

Aus den vorhergehenden Untersuchungen des Abschnitts 5.3 ist die Deformation des Rotorblatts im Nennbetriebspunkt bekannt. Die Belastungen führen zu einer Durchbiegung ab ca. 50 % des Radius des Blattes und einer Auslenkung der Rotorblattspitze in Schlagrichtung in Richtung der Saugseite. Aus aerodynamischer Sicht ist die Durchbiegung jedoch ungünstig, da sich die überstrichene Rotorfläche und somit die Rotorleistung verringert.

---

<sup>113</sup> (Nolte, Dederke & Wendler, 2012, S. 46)

Der aeroelastische Ansatz der Biege-Torsions-Kopplung für das Rotorblatt soll sein, bei zunehmender Windgeschwindigkeit die Kopplung der Biegung in Schlagrichtung mit der Torsion aerodynamisch zu nutzen. Die Torsion der Rotorblattspitze soll zur Reduzierung lokaler Anstellwinkel führen. Das hat gegenüber Rotorblättern in konventioneller Bauweise ohne Nutzung der Biege-Torsions-Kopplung folgende Vorteile:

1. Das Rotorblatt muss nicht oder weniger aktiv gepitcht (Blatteinstellwinkel) werden, da durch die Biege-Torsions-Kopplung die lokalen Anstellwinkel im äußeren Blattbereich reduziert werden.
2. Eine strukturelle Torsion der Blattspitze durch die Biege-Torsions-Kopplung ist nicht so träge wie das Pitchsystem der WEA.
3. Die Belastung auf das Rotorblatt in Schlagrichtung kann sich verringern, wenn durch den kleineren, lokalen Anstellwinkel im äußeren Rotorblattbereich die resultierende Kraft ihre Richtung ändert.

Die Beeinflussung der Biege-Torsions-Kopplung ist entweder durch die Lage der Stege bzw. des Holms (A) oder durch die Faserausrichtung in der Blattschale oder des Holms (B) oder einer Kombination daraus möglich (A und B).

Durch die zuerst genannte Maßnahme (A) ändert sich der Hebel der äußeren Kraft. Die resultierenden, aerodynamischen Kräfte wirken im aerodynamischen Zentrum des jeweiligen Profilschnitts. Zwischen dem Holm und dem aerodynamischen Zentrum verändert sich der Hebelarm.

Durch die zweite Maßnahme (B) wird über die Kopplung der Zug- und Schubverformung der unidirektional angeordneten Faserschichten eines anisotropen Faserverbundkunststoffes in der Blattschale oder des Holms eine Biege-Torsions-Kopplung erzeugt.

Eine weitere Möglichkeit die Biege-Torsions-Kopplung zu beeinflussen ist, durch eine Änderung der äußeren Blattschale, die Einfluss auf die aerodynamischen Kräfte hat, die Lage des aerodynamischen Zentrums zu verändern (C).

## 5.5 Aerodynamische Auswirkungen einer Biege-Torsions-Kopplung am Rotorblatt

Im vorhergehenden Abschnitt sind die Möglichkeiten zur Umsetzung und Nutzung der Biege-Torsions-Kopplung am Rotorblatt diskutiert worden. Nachfolgend sollen die aerodynamischen Auswirkungen gezeigt werden.

Als Basis dieser Betrachtung soll das NACA 4412 Profil dienen, das bereits in Abschnitt 4.3 für die Analyse der Gurney-Flap und des Vortex-Generators verwendet wurde. Als Modell des Rotorblatts soll das der VESTAS V66 betrachtet werden, ausgehend von dem Profilschnitt bei 70 % der Blattlänge ( $R = 0,7$ ).

Der jeweilige Profilschnitt am Rotorblatt unterliegt verschiedenen Winkelparametern, die seine lokale Anströmung bestimmen. Der lokale Anstellwinkel der Anströmung ergibt sich aus der Windgeschwindigkeit und der Umfangsgeschwindigkeit des jeweiligen Profilschnitts. Da die Umfangsgeschwindigkeit vom Radius abhängig ist, ändert sich in Richtung der Blattlänge neben der Anströmgeschwindigkeit der lokale Anstellwinkel kontinuierlich von der Blattwurzel zur Blattspitze. Durch die Verwindung des Blattes wird dieser Einfluss ausgeglichen. Bei Nutzung der Biege-Torsions-Kopplung zur Reduzierung der Blattlasten soll das äußere Rotorblatt an der Blattspitze in Richtung des positiven Pitchwinkels tordieren (Abbildung 5.9). Dadurch wird der lokale Anstellwinkel reduziert.

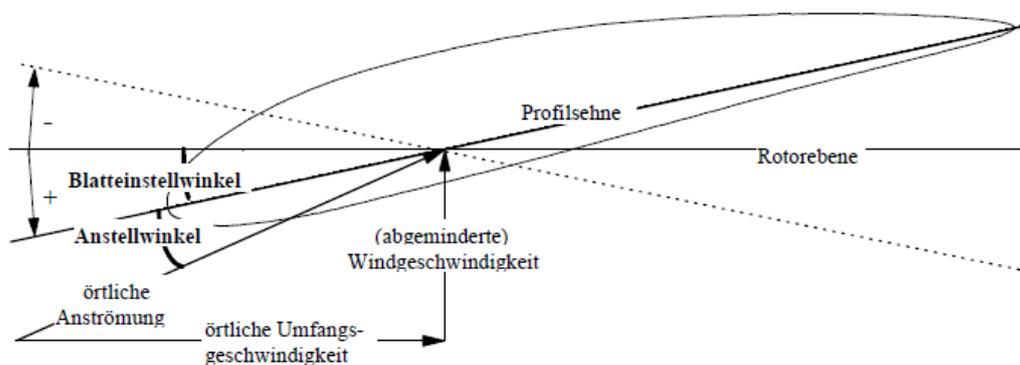


Abbildung 5.9<sup>114</sup>: Definition von Blatteinstellwinkel (Pitchwinkel) und Anstellwinkel (abgeminderte Windgeschwindigkeit durch Leistungsentzug aus dem Wind durch den Energiewandler)

Der Blatteinstellwinkel, auch Pitchwinkel genannt, liegt bei dem Blatt der V66 bei  $R = 0,7$  bei  $-2^\circ$  im Nennbetriebspunkt mit  $n = 19,7 \text{ min}^{-1}$  und  $v_W = 13 \text{ ms}^{-1}$ . Die Windgeschwindigkeit wird in der Rotorebene im günstigsten Fall durch den Energiewandler für den maximalen Leistungsentzug aus dem Wind auf  $2/3$  der

<sup>114</sup> (Klug & Gabriel, 1997, S. 2)

Ausgangsgeschwindigkeit abgebremst. Diese reduzierte, lokale Anströmgeschwindigkeit bestimmt zusammen mit der Umfangsgeschwindigkeit den lokalen Anströmwinkel. Die Profilverwindung bei 22,4 m und  $R = 0,7$  liegt für die V66 bei  $8^\circ$ , somit ergibt sich der Betrag des Gesamtwinkels des Profils aus Verwindungswinkel zuzüglich Einstellwinkel zu  $10^\circ$  (vgl. Abschnitt 6.4).

Der lokale Anstellwinkel ergibt sich mit der Umfangsgeschwindigkeit am Profilschnitt nach (4.1) mit  $46,2 \text{ ms}^{-1}$  und der lokalen Anströmgeschwindigkeit nach (4.2) mit  $47,0 \text{ ms}^{-1}$  zu  $10,6^\circ$ . Der resultierende Anstellwinkel am Profilschnitt folgt aus der Summe des oben genannten Gesamtwinkel von  $10^\circ$  und dem lokalen Anstellwinkel von  $10,6^\circ$  zu  $20,6^\circ$ .

Bezugnehmend auf das NACA-4412 Profil kennen wir bei dem resultierenden Anstellwinkel den Auftriebs- und Widerstandsbeiwert (vgl. Abbildung 4.54 und 4.55). Ausgehend von einer gewünschten Biege-Torsions-Kopplung mit einer Winkeländerung in Richtung des positiven Pitchwinkels um einen Betrag von  $8^\circ$  an dem betrachteten Profilschnitt würde sich die Gleitzahl lokal von 5,2 auf 13 verbessern. Der Auftriebsbeiwert bleibt annähernd konstant bei einer Verringerung des Widerstandsbeiwerts um 0,15.

Das Fazit dieser Betrachtung für den Profilschnitt bei  $R=0,7$  ist demzufolge eine aerodynamische Effizienzsteigerung durch die Reduzierung des Widerstandsbeiwerts bei gleichbleibendem Auftriebsbeiwert. Dadurch verringert sich der Schub des Rotors, der eine Belastung für Blätter, Nabe und Turm der WEA darstellt. Neben diesem Vorteil ist ein Rotorblatt, das beispielsweise mit einem Rotor von 150 m Durchmesser einem Windfeld mit unterschiedlichen Geschwindigkeiten ausgesetzt ist (Bodenrauigkeit, Hindernisse, Abschattung im Windpark, usw.), bei Nutzung der Biege-Torsions-Kopplung in der Lage, sich kontinuierlich auf ändernde Bedingungen einzustellen. Dies geschieht unabhängig von den anderen Rotorblättern oder einer vergleichsweise trägen Pitchwinkelverstellung.

## 6. Optimierung Modell-Rotorblatt VESTAS V66

In diesem Kapitel soll die Möglichkeit untersucht werden, ein aerodynamisch optimiertes Rotorblatt auf Basis der VESTAS V66 unter Verwendung der numerischen Optimierung zu gestalten. Das optimierte Rotorblatt wird mit der V66 WEA verglichen.

Die Optimierung des Rotorblatts soll unter Verwendung des Nennbetriebspunktes bei einer Windgeschwindigkeit in der ungestörten Anströmung von  $13 \text{ ms}^{-1}$  und einer Rotordrehzahl von  $19,7 \text{ min}^{-1}$  stattfinden. Eine Steigerung der Rotorleistung wird erreicht, wenn für das Rotorblatt der Widerstandsbeiwert  $c_W$  bei gegebenem Auftriebsbeiwert  $c_A$  reduziert werden kann. Das Ziel der Optimierung ist eine möglichst große Drehmomentsteigerung im Vergleich zum Referenzrotorblatt.

Grundlage der Optimierung ist eine parametrisierte Beschreibung der Profile des Rotorblatts. Die Modellbildung ist hinsichtlich des Optimierungsaufwandes effizient, wenn das Modell mit möglichst wenigen Parametern beschrieben wird. Die Profile werden mit Splines abgebildet. Die Anzahl von Knotenpunkten auf dem Spline bestimmt ihren Verlauf.

Neben dem Kreiszyylinder der Rotorblattwurzel, der nicht verändert werden soll, werden zwei Profile für das optimierte Rotorblatt verwendet. Ein Profil mit 30 % Profildicke für die Rotorblattwurzel und ein Profil mit 14 % Dicke für das übrige Rotorblatt. Das Profil mit 30 % Dicke wird von der Blattwurzel aus gesehen, das erste aerodynamisch, ausgereifte Profil darstellen und wird in dem Bereich der größten Blatattiefe eingesetzt. Zwischen diesem Profil und dem Kreiszyylinder liegt der Übergangsbereich mit aerodynamisch, ungünstigen Profilschnitten.

Für die Optimierung wird die Software OPTISLANG<sup>115</sup>/DYNARDO<sup>116</sup> für ANSYS WORKBENCH verwendet.

### 6.1 Parametrisiertes CAD-Modell des Profils

Zunächst wird ein CAD-Modell der Profile erstellt. Die Profilform kann mit 9 Parametern beschrieben werden. Dazu werden Kontrollscheitelpunktsplines verwendet, welche ermöglichen, dass der Spline tangential zu den Form- und Lagetoleranzen am Anfangs- und Endpunkt ist. Die ausgewählten Kontrollpunkte definieren die Scheitelpunkte des Splines (Abbildung 6.1).

---

<sup>115</sup> optiSLang®; Software u.a. für Mehrzieloptimierung und multidisziplinäre Optimierung

<sup>116</sup> DYNARDO (Dynamic Software and Engineering) GmbH, Steubenstraße 25, 99423 Weimar

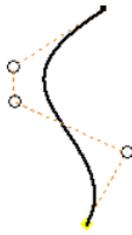


Abbildung 6.1: Spline mit fixem Anfangs- und Endpunkt und mit Kontrollpunkten, welche die Scheitelpunkte definieren.

#### **CAD-Modell des Profils:**

- Erstellt mittels Kontrollscheidelpunktsplines mit 8 Punkten (Abbildung 6.2)
- 5 Einflussbereiche der Parameter:
  - Dicke der Profilspitze
  - Dicke des Profils bei  $1/3$  der Sehnenlänge (fix bei 14% und 30%)
  - Verschiebung der Profilmittellinie in Dickenrichtung bei  $1/3$  der Sehnenlänge
  - Dicke des Profils bei  $2/3$  der Sehnenlänge
  - Verschiebung der Profilmittellinie in Dickenrichtung bei  $2/3$  der Sehnenlänge

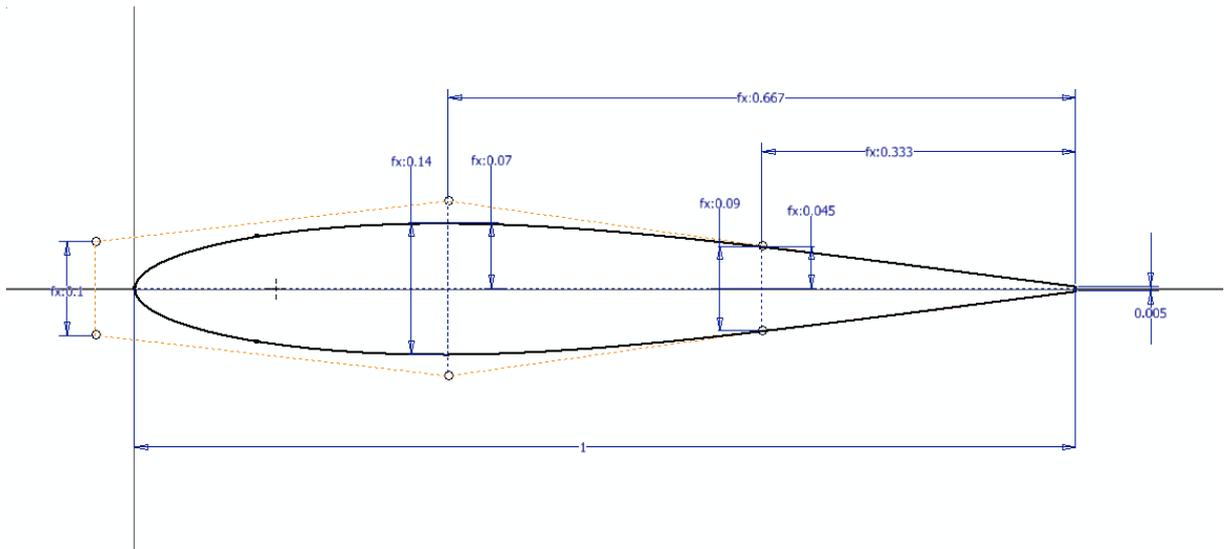


Abbildung 6.2: Parametrisiertes Profil mit dimensionsloser Profillehnenlänge 1

## 6.2 2D Profilloptimierung

Das parametrisierte 2D Profil wird mit der Methode der statischen Versuchsplanung (Design of experiments) optimiert. Das Ziel ist die Minimierung des Widerstandsbeiwert bei einem gegebenen Auftriebsbeiwert.

- Zielfunktion: Minimierung des Widerstandsbeiwertes für einen gegebenen Auftriebsbeiwert:  $c_a = 0,5$  für Profil mit 14% Dicke;  $c_a = 1,0$  für Profil mit 30% Dicke
- Methode: Design of experiments (DOE)
- Zum Ermitteln des Anstellwinkels mit dem entsprechenden  $c_a$  werden jeweils zwei Simulationen des Profils mit geringem und hohem Anstellwinkel durchgeführt. Mittels linearer Interpolation zwischen Anstellwinkel und Auftriebsbeiwert  $c_a$  wird der Anstellwinkel für den gewünschten Auftriebsbeiwert ermittelt.
- Simulation bei  $Re = 10^6$

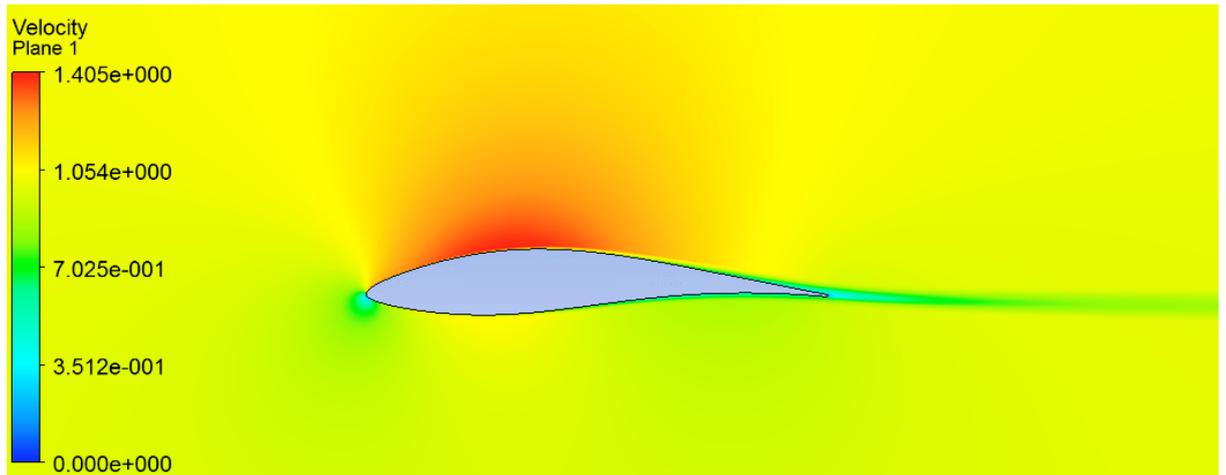


Abbildung 6.3: Geschwindigkeitsverteilung des optimierten 2D Profils mit 14% Dicke; Hinterkantendicke 0,5 %

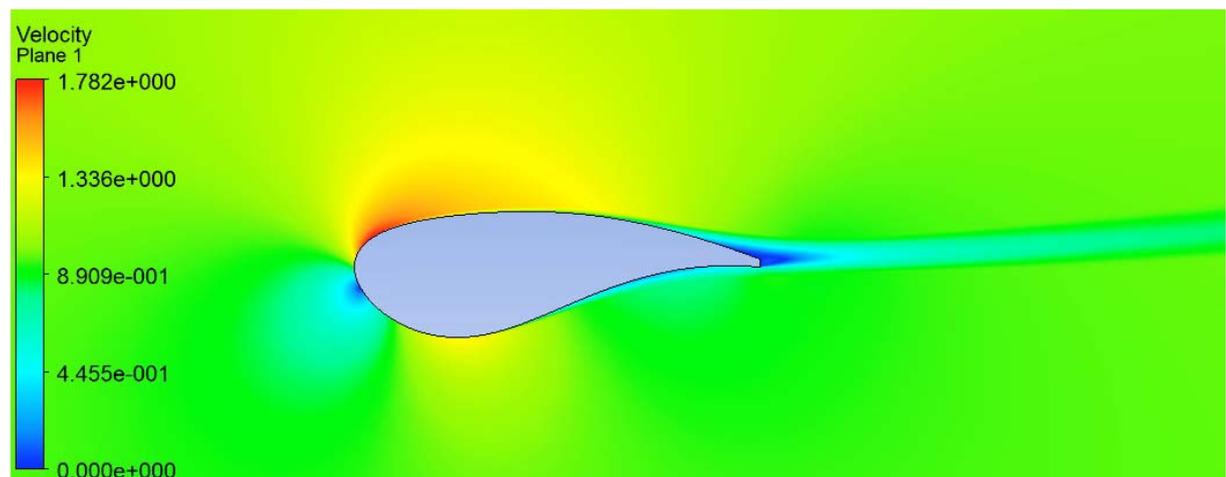


Abbildung 6.4: Geschwindigkeitsverteilung des optimierten 2D Profils mit 30% Dicke; Hinterkantendicke 2,0 %

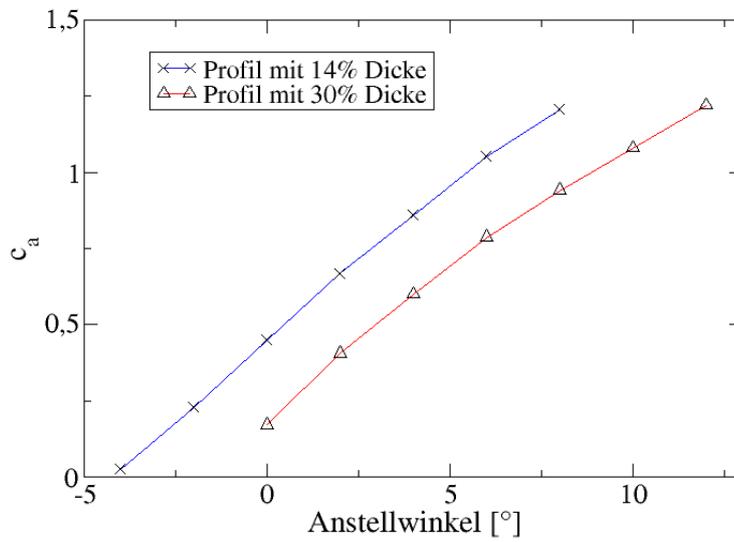


Abbildung 6.5: aufgelöste Auftriebspolare der optimierten 2D-Profile

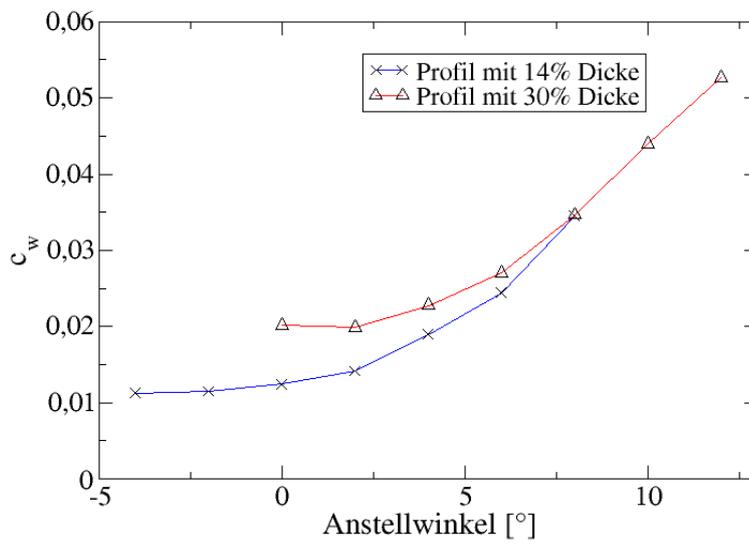


Abbildung 6.6: aufgelöste Widerstandspolare der optimierten 2D-Profile

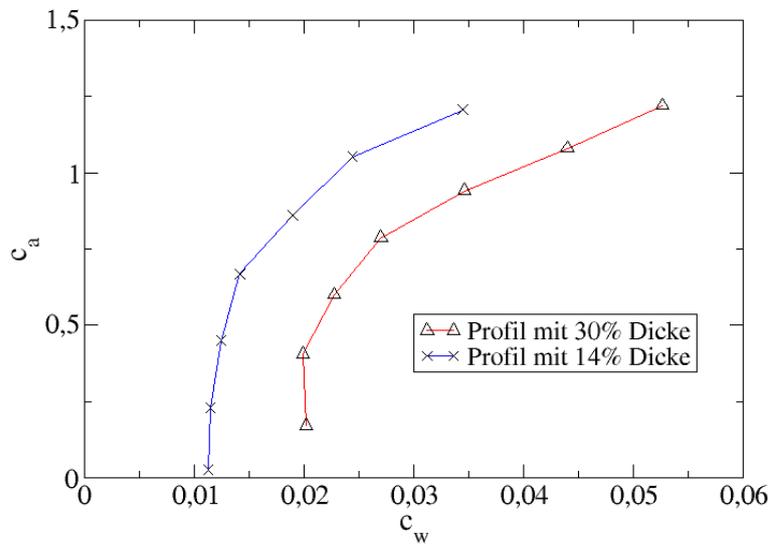


Abbildung 6.7: Widerstandspolare der optimierten 2D-Profile

### 6.3 Erstellung des Rotorblatts

Aus den optimierten 2D Profilen wird das Rotorblatt als Ganzes erstellt. Die unveränderte, zylindrische Blattwurzel bildet analog zu dem Referenzblatt den Anschluss an die Rotornabe. Das erstellte Rotorblattmodell ist nachfolgend beschrieben:

- Definition der Profilform an 4 Stellen:
  - Kreisrunde Blattwurzel mit einem Durchmesser von 2 m bis  $R = 2,5$  m
  - Dickes Profil bei  $R = 8$  m mit einer Sehnenlänge von 2,8 m
  - Schlankes Profil bei  $R = 20$  m mit einer Sehnenlänge von 1,6 m
  - Schlankes Profil bei  $R = 32$  m mit einer Sehnenlänge von 0,4 m
- Alle Profilschnitte sind durch Parameter zu rotieren, wodurch der Anstellwinkel und die Verwindung des Rotorblattes verändert werden können.
- Zwischen den Profilschnitten wird die Geometrie mittels Erhebung interpoliert.

## 6.4 Rotorblattoptimierung

Das erstellte Rotorblatt soll im nächsten Schritt für das maximale Drehmoment des Rotors optimiert werden. Wie zuvor beschrieben, sind dafür die Profilschnitte durch Parameter zu rotieren. Für die Optimierung kann bei der Parametervariation für Anstellung und Verwindung von einer unimodalen Lösungsraumtopografie (nur ein Maximum) ausgegangen werden. Als Methode wird das Downhill-Simplex Verfahren gewählt.

- Zielfunktion: Maximieren des Drehmomentes bei der Drehzahl von  $19,7 \text{ min}^{-1}$  und der Windgeschwindigkeit von  $13 \text{ ms}^{-1}$
- Methode: Downhill-Simplex

Das Ergebnis der Rotorblattoptimierung ist die Verwindung mit der folgenden Lage der Profilschnitte im Rotorblatt.

- Ermittelte, optimale Winkelparameter der Profilschnitte des Rotorblatts:
  - Profil bei  $R = 8 \text{ m}$ :  $21,034^\circ$
  - Profil bei  $R = 20 \text{ m}$ :  $8,210^\circ$
  - Profil bei  $R = 32 \text{ m}$ :  $7,382^\circ$

## 6.5 Ergebnisse

Das Rotorblatt mit den aufgeführten, optimalen Winkelparametern für die Profilschnitte führte in der CFD-Analyse zu einem maximalen Drehmoment von 86709 Nm. Die daraus resultierende Rotorleistung liegt 13,5 % über der Leistung der VESTAS V66 in diesem Betriebspunkt.

	$M_{Rotor}$ [kNm]	$P_{Rotor}$ [MW]	$c_p$
VESTAS V66	-	1,425	0,310
CFD <sub>opt</sub>	260,1	1,618	0,351

Tabelle 6.1: Gegenüberstellung der CFD-Ergebnisse des optimierten Rotorblatts mit den Herstellerdaten<sup>117</sup>

Die Geschwindigkeitsverteilung für die Profile der Rotorblattwurzel des V66 Rotorblatts sind aus Abschnitt 4.2.2.4 bekannt. Im Vergleich mit dem optimierten Profil mit 30 % Profildicke zeigen sich deutliche Unterschiede (Abbildung 6.4). An dem optimierten Profil erstreckt sich der Unterdruck auf der Saugseite über einen größeren Bereich und zeigt eine deutlich spätere Ablösung der Strömung. Die strömungsgünstigen Eigenschaften finden sich auch an dem optimierten Profil mit 14 % Profildicke und machen sich in der Rotorleistung deutlich bemerkbar. Das modifizierte Rotorblatt erzeugt wenige, große Wirbelstrukturen (Abbildung 6.8) und dies zeigt sich auch in der geringen Radialströmung, die in dem untersuchten Betriebspunkt nur in einem kleinen Bereich der Rotorblattwurzel ausgeprägt zu sehen ist (Abbildung 6.9).

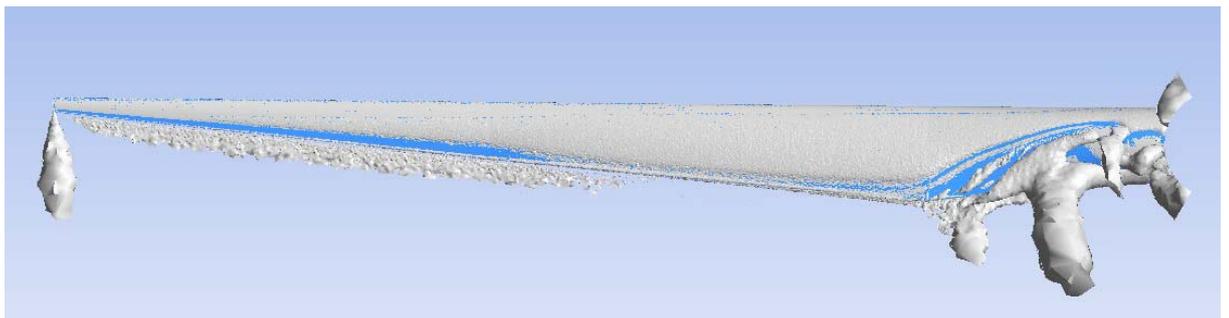


Abbildung 6.8: Wirbelstrukturen am optimierten Rotorblatt anhand des  $\lambda_2$ -Kriteriums im Nachlauf,  $\lambda_2 = 10 \text{ s}^{-2}$

---

<sup>117</sup> (Vestas Wind Systems A/S, S. 5)

Das Ergebnis zeigt deutlich, dass allein durch eine aerodynamische Optimierung der Blattschale ohne weitere strömungsoptimierende Strukturen eine substantielle Verbesserung der Effizienz zu erreichen ist. Eine weiterführende, zukünftige Studie sollte das optimierte Rotorblatt in weiteren Betriebspunkten neben dem hier untersuchten Nennbetriebspunkt analysieren, um negative Effekte auszuschließen.

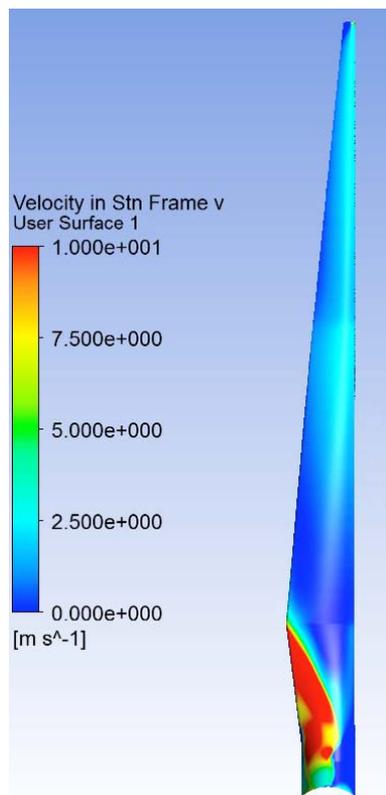


Abbildung 6.9: Radialströmung am optimierten Rotorblatt

## Teil IV

# Aeroelastische Flap

## **7. Aeroelastische Flap am Rotorblatt**

Nach der aerodynamischen Optimierung des Rotorblatts aus dem vorhergehenden Abschnitt, sollen in diesem Kapitel nun Forschungsansätze für eine aeroelastische Splitflap (ASF) als passives Strömungselement untersucht werden. Hintergrund dieses Ansatzes ist die Verbindung der Vorteile der Strömungselemente SF und Dino-Tail in einem Strömungselement. Unterhalb des Nennbetriebspunktes der WEA bei geringer Windstärke soll die Ausrichtung der ASF wie die einer SF sein mit entsprechender Neigung zur Druckseite des Rotorblatts. Im Nennbetriebspunkt der Anlage soll sich die Ausrichtung der ASF in Verlängerung der Profilhinterkante, wie bei einer Dino-Tail, ändern.

### **7.1 Forschungsansatz für die aeroelastische Flap**

Nachfolgend werden drei Möglichkeiten der Umsetzung eines Forschungsansatzes für die aeroelastische Flap unter Anwendung der Software ANSYS COMPOSITE PREPOST (kurz ACP) diskutiert. Mit der Anwendung ACP besteht innerhalb der ANSYS WORKBENCH die Möglichkeit, einen Faserverbundkunststoff (FVK) wie GFK zu definieren und gebogene Flächen aus diesem Material zu untersuchen. Aufgrund der Eigenschaften von GFK hinsichtlich der Elastizität ist der Einsatz für die Konstruktion der ASF möglich.

#### **7.1.1 Integrierte Bauweise einer durch die Profildeformation beeinflussten Flap**

Bei diesem Ansatz wird die Biege-Torsions-Kopplung bei Verwendung eines anisotropen FVK genutzt. Durch die entsprechende Ausrichtung der Fasern wird bei der Biegebelastung eine Verwindung erzeugt. Die Verwindung des Flügels soll die Ausrichtung der ASF beeinflussen. Vereinfachend wird nur die Schale betrachtet und auf eine innere Struktur des Flügels verzichtet.

Ein Abknicken der ASF durch die Biegebelastung wird an einem 4 m langen Rotorblattabschnitt auf Basis eines NACA 0030 Profils untersucht. Die Hinterkante des Profils wird so modifiziert, dass diese in mehrere Segmente unterteilt ist (Abbildung 7.1). Die 4 mm Abschnitte der Profilhinterkante werden mit einer dünneren Materialstärke für die Außenhaut definiert, um das Abknicken der ASF lokal zu ermöglichen.

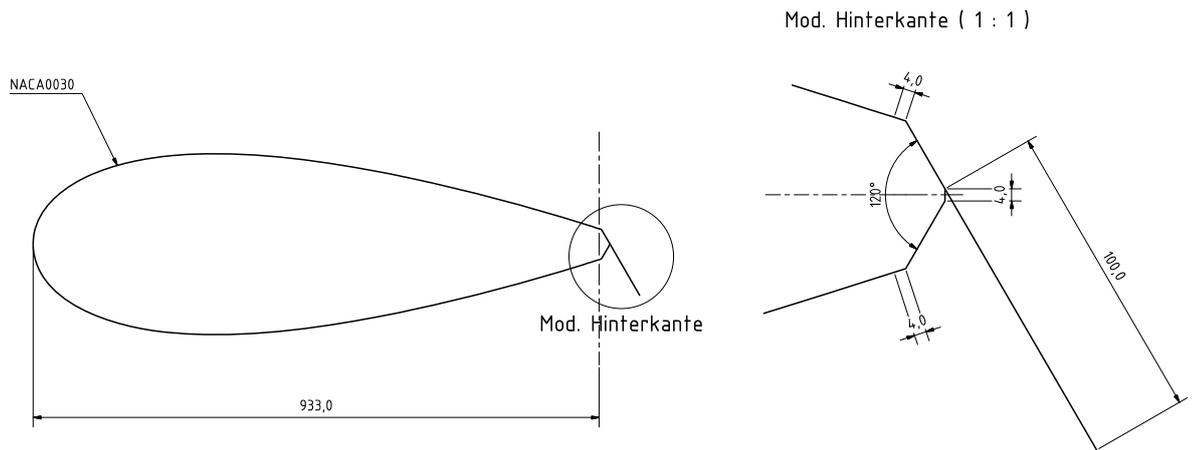


Abbildung 7.1: Technische Zeichnung des NACA 0030 Profils mit modifizierter Hinterkante mit den drei 4 mm breiten Bereichen (rechtes Bild), in denen die Wandstärke reduziert wird

Der Flügel wird einseitig an der Wurzel gelagert und an der Spitze mit einer Kraft beaufschlagt, die zur Biegung des Flügels führt. Durch die Faserausrichtung auf der Druck- und Saugseite des Profils werden die Verdrehung des Flügels und die gewünschte Ausrichtung der ASF erreicht. Eine 45° Orientierung (Abbildung 7.2) der Fasern führt zum gewünschten Effekt der Deformation (Abbildung 7.3).

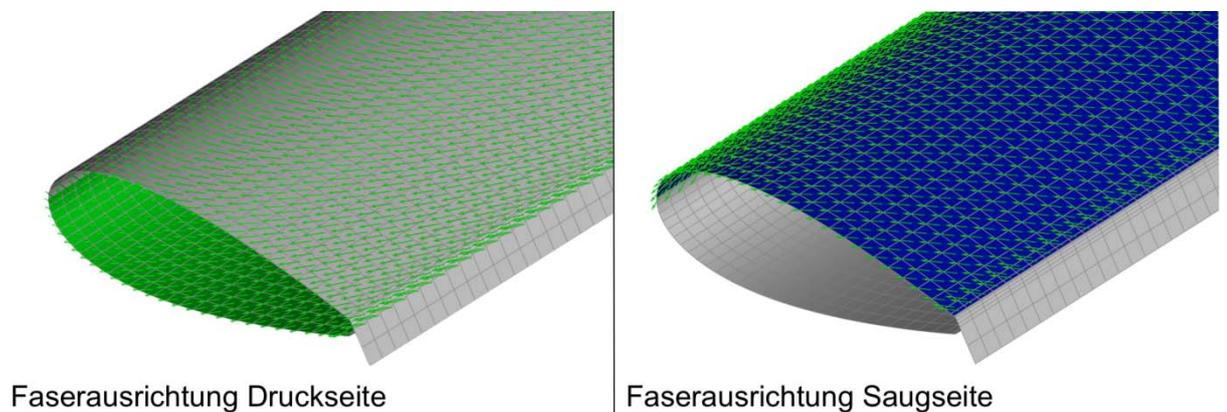


Abbildung 7.2: Faserausrichtung des FVK auf der Druck- und Saugseite des Rotorblattabschnitts dargestellt mit ACP

Allerdings führt diese Deformation auch zu einer Änderung der Profilform. Für die Analyse der aerodynamischen Auswirkungen wären weiterführende CFD-Simulationen notwendig.

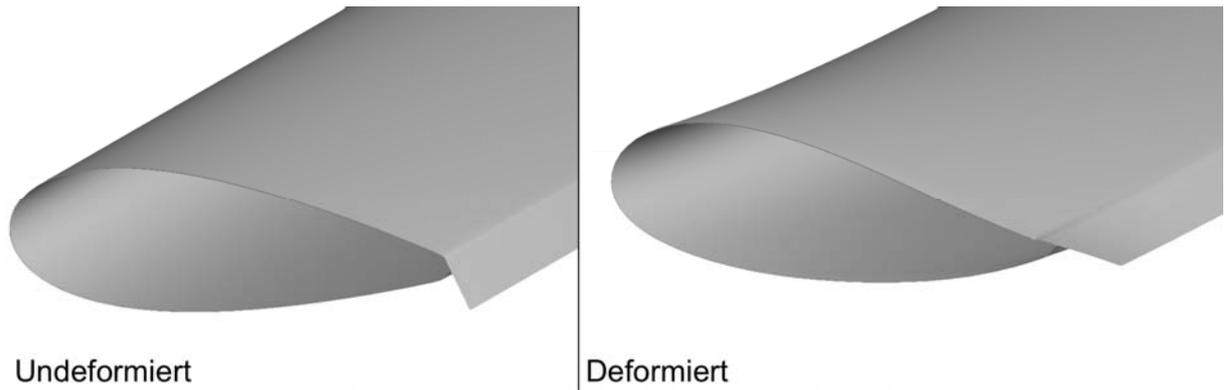


Abbildung 7.3: Deformation des Rotorblattabschnitts durch die Biegebelastung führt zum Umschlagen der Flap

Um die Übertragbarkeit auf eine Rotorblattgeometrie zu untersuchen, wird ein 12 m langes Rotorblatt mit verschiedenen NACA-Profilen erstellt (Abbildung 7.4), welches die gleiche, modifizierte Hinterkante in dem Blattbereich A bis B wie das NACA 0030 – 2D Profil aufweist.

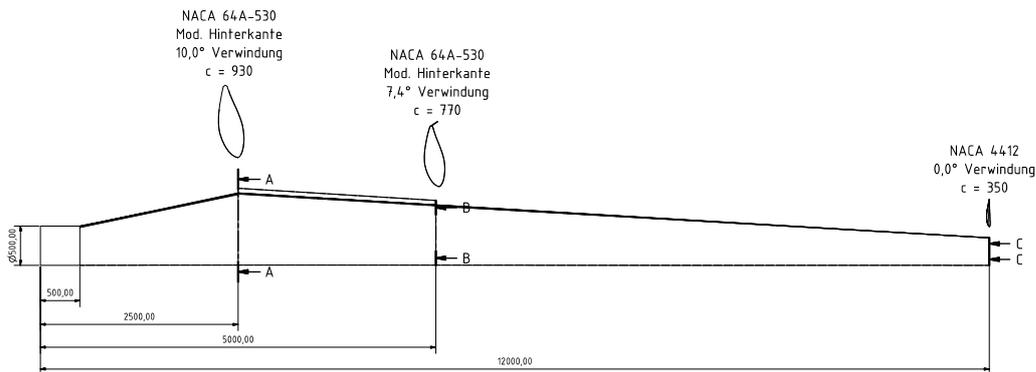


Abbildung 7.4: Technische Zeichnung des NACA-Rotorblattes mit der ASF zwischen den Schnitten A-A und B-B

Durch die Unterteilung des Rotors mit ACP lässt sich eine Vielzahl verschiedener Faserausrichtungen ermöglichen. Die gewünschte Deformation, wie sie am 2D-Profil erreicht wurde, konnte jedoch nicht reproduziert werden. Die Deformation ist stärker von der gesamten Rotorblattgeometrie als von der Faserausrichtung beeinflusst.

Ein komplexerer Schichtaufbau, z. B. mit Schaumkern konnte jedoch nicht untersucht werden und könnte eventuell den gewünschten Effekt erzeugen.

### 7.1.2 Integrierte Bauweise einer durch die Rotorblattbiegung beeinflussten Flap

Bei diesem Ansatz soll die durch die Biegung des Rotorblattes verursachte Dehnung das Abknicken der ASF verursachen. Dieser Ansatz lässt sich einfacher handhaben, da sich die Untersuchung der geeigneten Faserauslegung im Wesentlichen auf die ASF selbst beschränkt.

Durch geeignete Randbedingungen und den passenden Lagenaufbau (Abbildung 7.5) lässt sich bei einer rechteckigen Platte gezielt ein Abknicken durch Dehnung in Längsrichtung bewirken (Abbildung 7.6). Dabei wird der Aufbau der ASF in vier Faserlagen mit unterschiedlicher Ausrichtung vorgenommen.

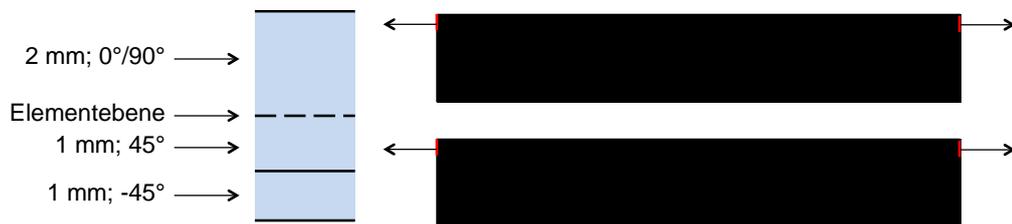


Abbildung 7.5: Lagenaufbau und Kräfteinleitung der Ober- und Unterseite an dem ASF-Modell

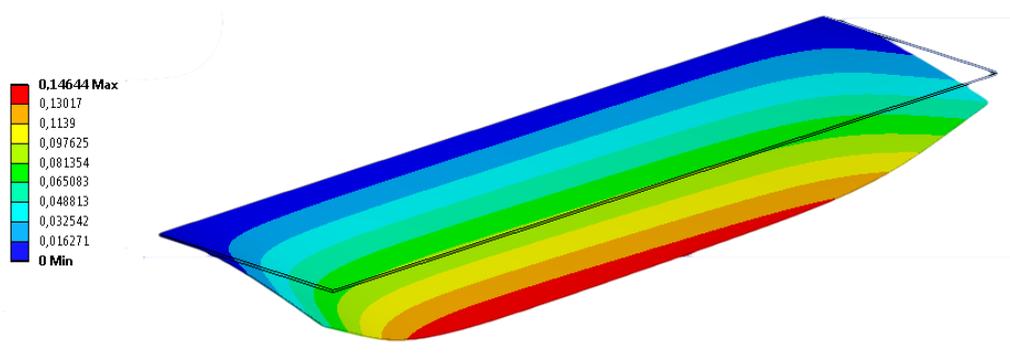


Abbildung 7.6: Deformation des SF-Modells

Durch den nicht symmetrischen Aufbau der ASF entsteht bei Dehnung die Deformation. Durch das Abschrägen der Ecken konnte ein noch gleichmäßigeres Abknicken erreicht werden (Abbildung 7.7).

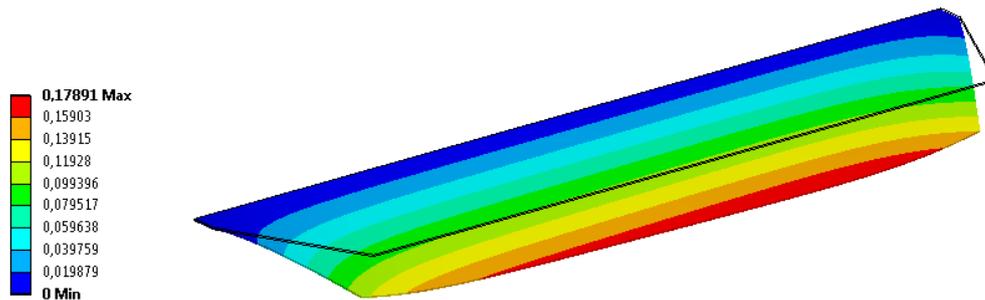


Abbildung 7.7: Deformation des SF-Modells mit abgeschrägten Ecken

In einem weiteren Schritt wurde die Anbindung der ASF an das NACA-Rotorblatt untersucht. Allerdings führte die Biegung des Rotorblattes von 2 m an der Rotorblattspitze nicht zu einer hinreichenden Dehnung, sodass ein Abknicken der SF nicht erfolgte. Des Weiteren kann beobachtet werden, dass die ASF durch die Biegung des Rotorblattes ebenfalls gebogen wird (Abbildung 7.8). Vermutlich führt diese Formänderung zu einer Versteifung, welche das Abknicken erschwert.

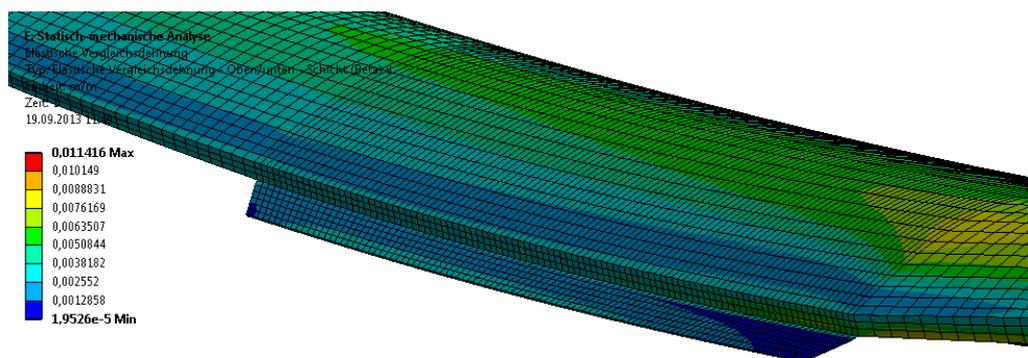


Abbildung 7.8: Vergleichsdehnung am NACA-Rotorblatt mit ASF bei einer Biegung von 2 m an der Rotorspitze in Schlagrichtung.

### 7.1.3 Nicht integrierte Bauweise einer durch die Strömung beeinflussten Flap

In diesem Ansatz soll die Deformation der ASF nicht durch die Biegung des Rotorblattes verursacht werden, sondern direkt durch die aerodynamischen Kräfte der Strömung. Dabei soll die Steifigkeit der ASF so gewählt sein, dass diese mit steigendem Anstellwinkel mehr abknickt.

Als Referenz wird das NACA 64A-530 Profil mit abgeschnittener Hinterkante verwendet (Abbildung 7.9).

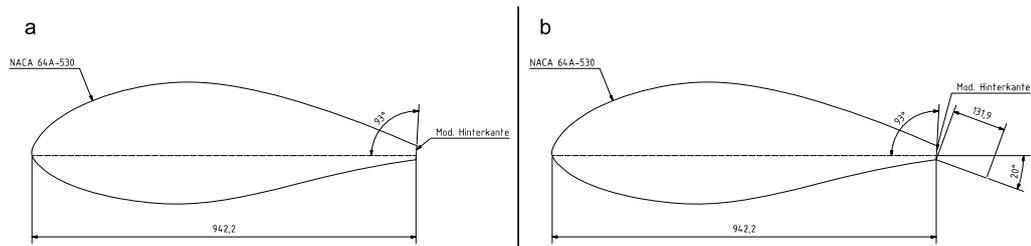


Abbildung 7.9: Technische Zeichnung des Referenzprofils (a) und des Profils mit einer ASF in der Länge von 14 % der Profilsehnenlänge (b)

Mittels 2-Wege FSI wird die Durchbiegung der SF bei Anströmung ermittelt. Bei einer Reynoldszahl von  $1 \cdot 10^6$ , dem  $k - \epsilon$  Turbulenzmodell und einer Anströmung im Anstellwinkelbereich von  $0^\circ - 30^\circ$  in  $2^\circ$  Schritten wird der Auftriebs- und Widerstandsbeiwert ermittelt.

Vereinfacht wird das Material der ASF als isotrop mit einem E-Modul von 8000 MPa und einer Querkontraktionszahl von 0,3 angenommen. Durch eine Vielzahl an Vorversuchen konnte eine Materialstärke von 0,2 mm ermittelt werden, bei der relativ starkes Durchbiegen erreicht wird. Zum Vergleich der Ergebnisse wurde die Strömungssimulation des Flügels ebenfalls ohne Modifikation, mit starrer SF sowie mit ASF durchgeführt (Abbildung 7.10, Abbildung 7.11 und Abbildung 7.12).

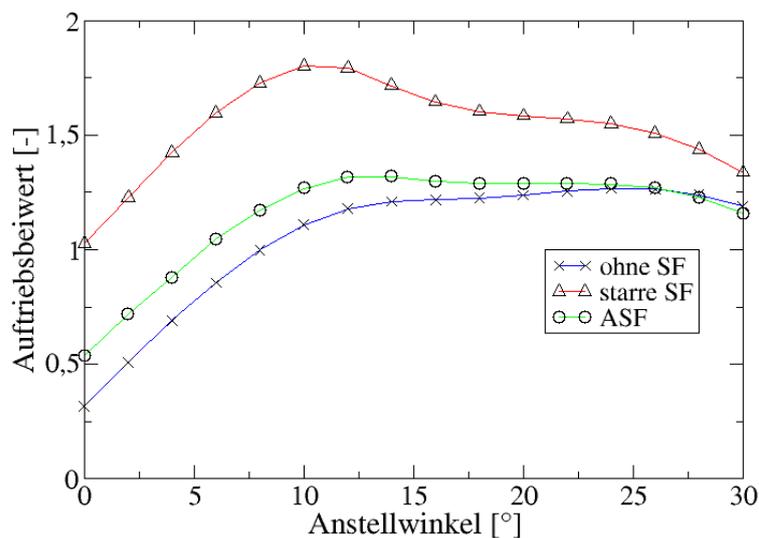


Abbildung 7.10: Aufgelöste Auftriebspolare des NACA 64A-530 Flügels ohne Modifikation und mit SF/ASF

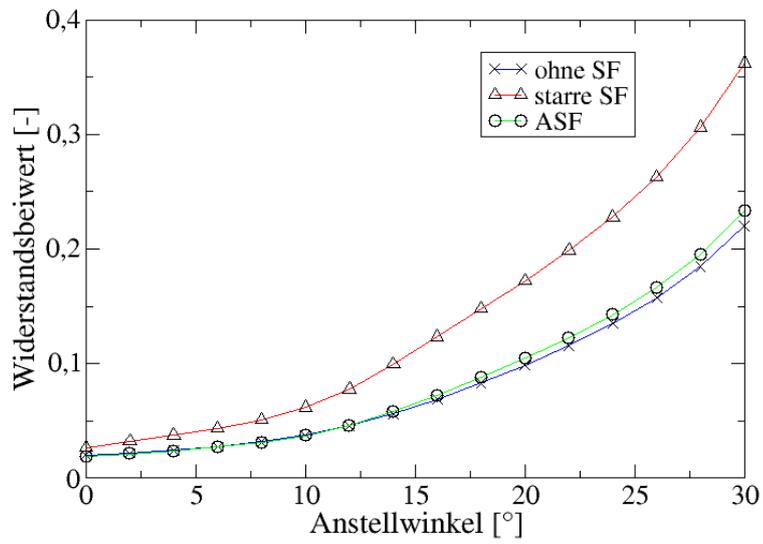


Abbildung 7.11: Aufgelöste Widerstandspolare des NACA 64A-530 Flügels ohne Modifikation und mit SF/ASF

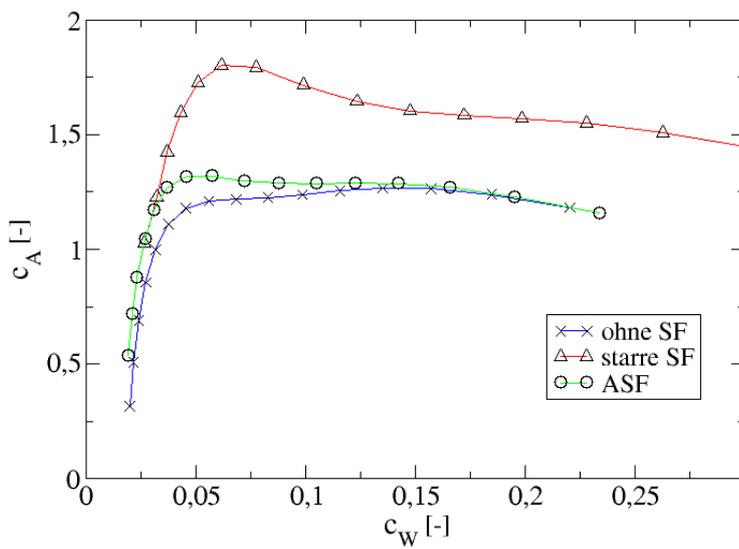


Abbildung 7.12: Widerstandspolare des NACA 64A-530 Flügels ohne Modifikation und mit SF/ASF

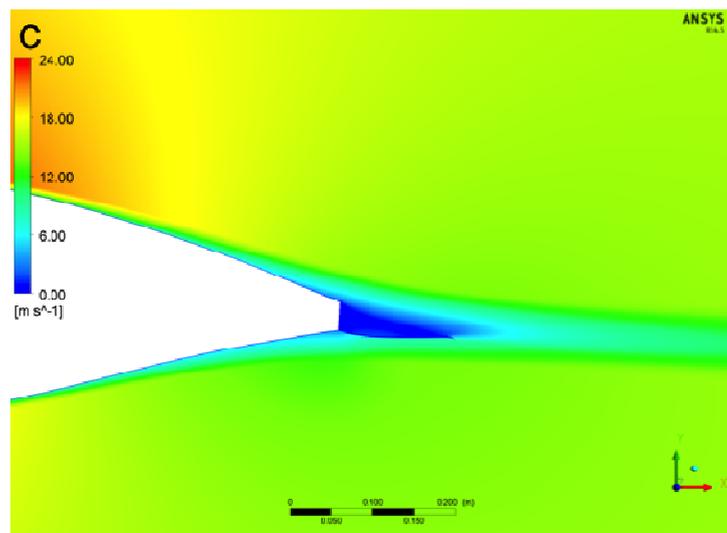
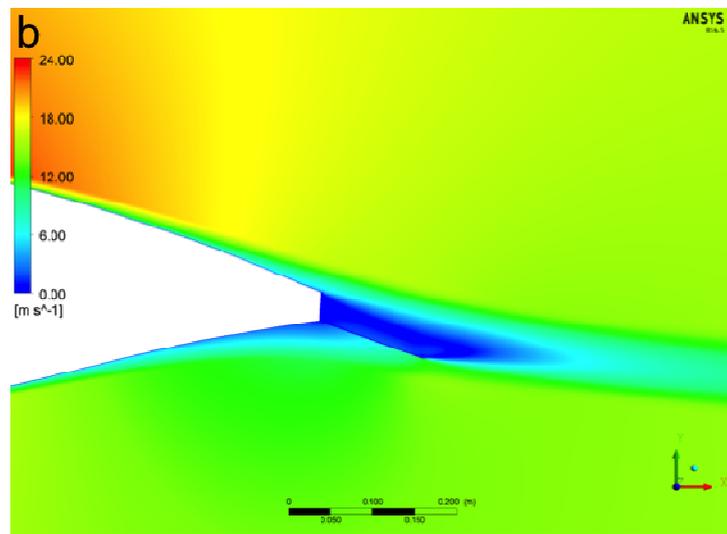
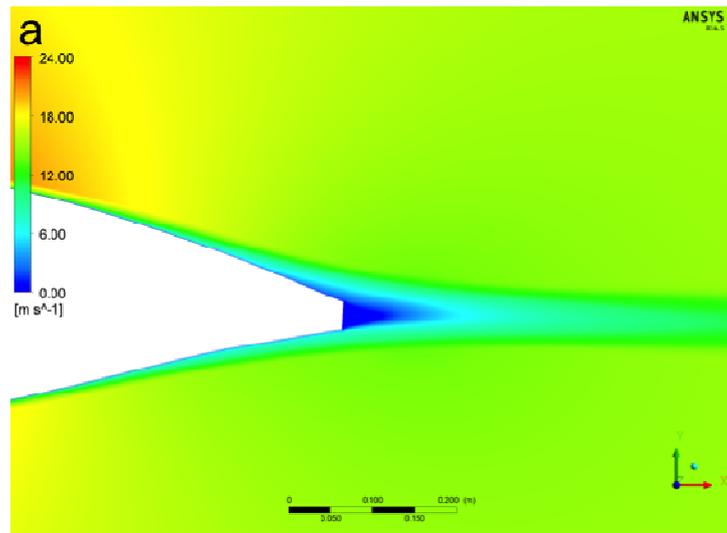


Abbildung 7.13: Geschwindigkeitsfeld an der Hinterkante des Flügels ohne SF (a) mit starrer SF (b) und nachgiebiger ASF (c) bei 0° Anstellwinkel

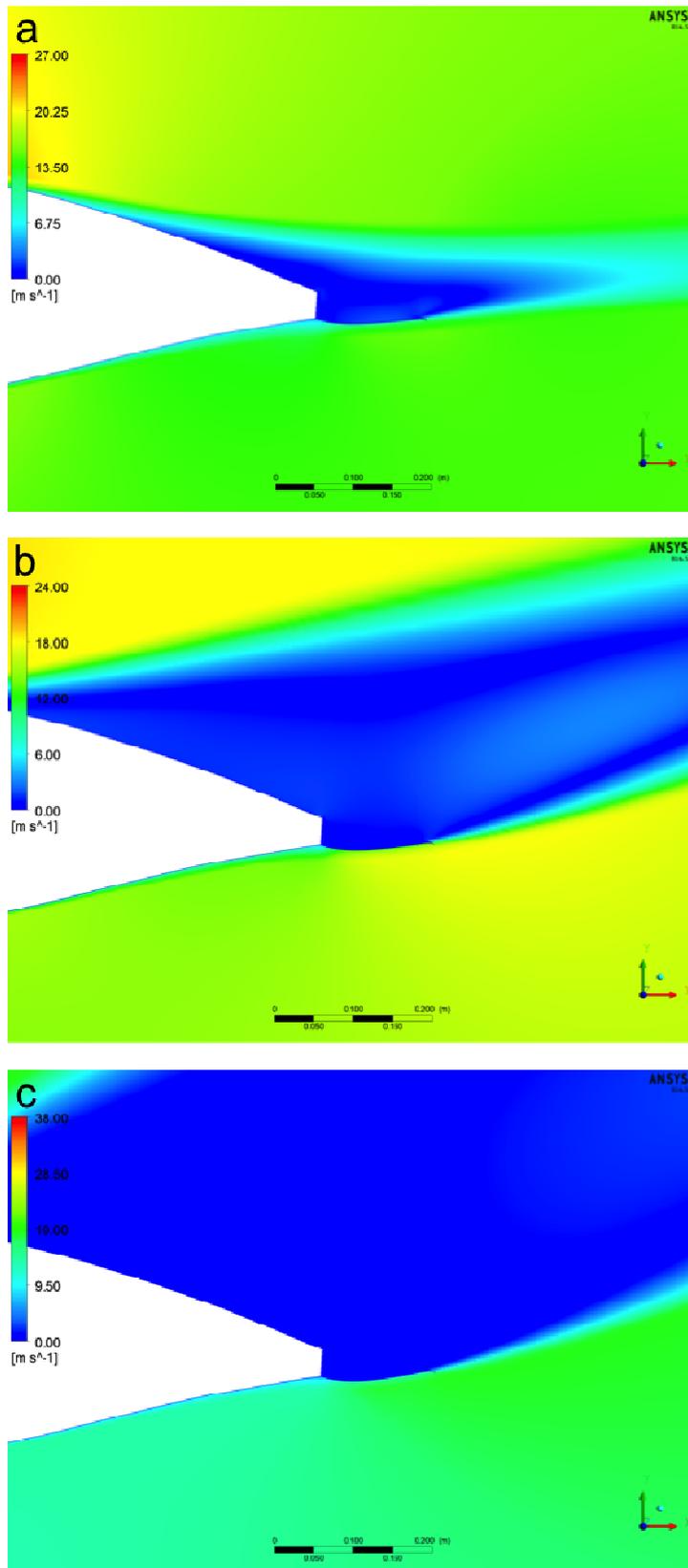


Abbildung 7.14: Geschwindigkeitsfeld an der Hinterkante mit nachgiebiger ASF bei 10° (a), 20° (b) und 30° (c) Anstellwinkel

Auffallend ist, dass die ASF den Auftriebsbeiwert im Anstellwinkelbereich von  $0^\circ$  bis  $20^\circ$  moderat erhöht, ohne den Widerstandsbeiwert nennenswert zu erhöhen. Aufgrund des Anstellwinkelbereichs ist die ASF für den mittleren und äußeren Bereich des Rotorblatts interessant, da sie die Rotorleistung durch Verbesserung der Gleitzahl steigern kann. Die ASF steigert in geringerem Maße den Auftrieb als die SF, welche allerdings als starres Strömungselement für den äußeren Rotorblattbereich nicht geeignet ist, da sie die Rotorleistung auch noch im Nennbetriebspunkt und darüber hinaus steigern würde. Dadurch würde das Rotorblatt bereits früher gepitcht werden müssen, um die Rotorleistung zu reduzieren und sich somit die Effizienz verringern.

## **7.2 Diskussion der drei Ansätze für die aeroelastische Flap**

Die beiden integrierten Ansätze der aeroelastischen Flap haben ihre Funktionsweise grundsätzlich an einem Flügelabschnitt gezeigt. Die Integration in ein Rotorblatt ist jedoch zum einen aufwendig und beeinträchtigt die Funktionsweise der ASF, da aufgrund der in der Realität vorkommenden Stringer/Stege im Rotorblatt der Effekt der Deformation zur Auslenkung der ASF kleiner werden würde.

In dem Ansatz für die nicht integrierte Bauweise der ASF konnte ebenfalls die grundsätzliche Funktionsweise dargestellt werden. Diese Bauweise hat gegenüber den anderen beiden den Vorteil, dass es keine Abhängigkeit von der Rotorblattstruktur gibt. Dieser Ansatz sollte deshalb in zukünftigen Arbeiten weiter untersucht werden.

## Teil V

# Schlussfolgerungen und Auswirkung auf den zukünftigen Forschungsbedarf

## 8. Schlussfolgerungen

In dieser Arbeit wurde die Strömung am Rotorblatt mit Hilfe der numerischen Simulation analysiert und strömungsbeeinflussende Maßnahmen entwickelt und untersucht. Die gezielte Leistungssteigerung durch Strömungselemente bestimmt einen großen Teil dieser Arbeit. Mittels der aufwendigen, numerischen Strömungssimulation und der Validierung der Ergebnisse ist es möglich gewesen, die dreidimensionalen Effekte am Rotorblatt besser zu verstehen und Möglichkeiten zu deren Beeinflussung kennen zu lernen.

### 8.1 Diskussion der Ergebnisse

Zusammenfassend für das Fazit wird auf die vier Hauptfragestellungen aus der Einleitung Bezug genommen.

1. Wie wird ein typisches HAWT-Rotorblatt im Nennbetriebszustand umströmt und wo gibt es aerodynamische Schwachstellen?

Anhand der DEBRA-25 und VESTAS V66 Windenergieanlagen wurde das am häufigsten vorkommende Rotorblatt mit kreisrundem Wurzelbereich für den Nabenanschluss untersucht. Dieser Bereich ist eine wesentliche, aerodynamische Schwachstelle heutiger Rotorblätter. Der Übergangsbereich vom Kreiszyylinder über die verwendeten Profilschnitte mit dicker Hinterkante zu den aerodynamischen Profilschnitten ist ein weiterer Schwachpunkt. Die am Rotorblatt auftretende Radialströmung wird maßgeblich durch beide Bereiche, den kreisrunden Wurzelbereich und die Profile mit dicker Hinterkante, begünstigt.

2. Welche Beeinflussung der Strömung am Rotorblatt ist mit welchen Strömungselementen möglich?

Die Untersuchung von bereits am Rotorblatt von WEA eingesetzten Strömungselementen, wie beispielsweise Gurney-Flap und Vortex-Generator, haben gezeigt, dass sie eine positive Wirkung auf die Strömungsverhältnisse und die Rotorleistung haben können, wenn sie hinsichtlich ihrer Größenverhältnisse aerodynamisch optimal angepasst werden. Für den Bereich der angesprochenen aerodynamischen Schwachstellen gibt es noch weiteres Potenzial für Strömungselemente. Die in dieser Arbeit entwickelte Splitflap eröffnet große Möglichkeiten, die Effizienz des Rotorblatts, auch nachträglich, zu steigern bei nur geringem Aufwand und Materialeinsatz. Ebenso ist die untersuchte Stall-Barrier mit integriertem Strömungskanal eine gute Möglichkeit, die

Radialströmung zu reduzieren. Sie ist aufgrund ihrer aufwendigeren Bauweise für den Einsatz in Rotorblättern ab Werk zu empfehlen. Für die beiden zuletzt genannten Strömungselemente konnte eine Patentanmeldung erfolgen. Die aeroelastische Splitflap, für die Forschungsansätze entwickelt wurden, ist eine Möglichkeit, das schon vorhandene und bei großen Herstellern, wie VESTAS und SIEMENS, eingesetzte Dino-Tail zu verbessern.

3. Wie kann die Fluid-Struktur-Interaktion des Rotorblatts positiv genutzt werden?  
Das aeroelastische Rotorblatt steht aufgrund seiner Elastizität und Länge in Wechselwirkung mit der Strömung. Es ist möglich, diese zu nutzen und das Rotorblatt mittels einer Biege-Torsions-Kopplung zu entlasten, was bei immer größer werdenden WEA eine Möglichkeit ist, die Lasten auf die Rotorblattwurzel zu reduzieren. Neben der Auslegung des Holms und der Blattschale mit anisotropen Materialien wie GFK/CFK ist auch eine konstruktive Auslegung denkbar, um die Biege-Torsions-Kopplung zu nutzen.
  
4. Welches Ergebnis erzielt die Nutzung der numerischen Optimierung zur verbesserten Auslegung aerodynamischer Strukturen am Rotorblatt?  
Es wurde am Beispiel des VESTAS V66 Rotorblatts gezeigt, dass unter Einsatz der numerischen Optimierung ein großes Potenzial besteht, beispielsweise die Blattschale aerodynamisch zu optimieren. Aufgrund heutiger, kostengünstiger Rechnerhardware mit großer Rechenleistung und der fortgeschrittenen, kommerziellen Software ist die Optimierung ein interessantes Thema geworden, um bestehende Strukturen zu optimieren.

Mit den Untersuchungen im Rahmen dieser Arbeit konnte gezeigt werden, dass sich weitere numerische Analysen zur Effizienzsteigerung am Rotorblatt auszahlen. Die Validierung der Untersuchungen durch experimentelle Ergebnisse im Windkanal und der Umsetzung der strömungsbeeinflussenden Maßnahme an einer Prototypen Windenergieanlage haben die Wirksamkeit gezeigt, aber auch, dass es noch Verbesserungsbedarf und -potenzial gibt. Die Ursachen der Effektivität der entwickelten Lösungen, wie Splitflap, Stall-Barrier mit integriertem Strömungskanal und die aeroelastische Splitflap, konnten in der numerischen Untersuchung herausgearbeitet werden. Steigerungen des Rotordrehmoments für den Einsatz der Splitflap bei optimaler Auslegung von bis zu 9 % und für den Einsatz der Stall-Barrier mit integriertem Strömungskanal von bis zu 3 % erscheinen möglich, bei geringen Kosten für die Splitflap. Eine erste Kostenprognose für die Herstellung und Montage der Splitflap in Serie sieht wie folgt aus<sup>118</sup>:

---

<sup>118</sup> (Kortenstedde, Brassel, Brandt & Prieser, 2012, S. 14)

Übersicht der Kosten (ca., bei 10 Sätzen)

Material für Splitflap, einen Satz (3 Teile)	450,00 €
Vorfertigung	650,00 €
Montage an der WEA	12.550 €
<b>Summe Kosten</b>	<b>13.650,00 €</b>

Bei seriellem Einsatz durch einen Erstausrüster lassen sich nach Einschätzung des Kooperationspartners, Deutsche Windtechnik AG, die Kosten für die Splitflap auf Bereiche unter 2.000 € reduzieren. Die Investitionskosten würden sich dann in kürzester Zeit amortisieren und der zu erwartende wirtschaftliche Gewinn für die Anlagenbetreiber wäre groß.

## 8.2 Rückschlüsse auf den Stand der Technik

Ein großes Ziel in Deutschland ist die Energiewende mit dem Ausstieg aus der Atomkraft unter Nutzung der erneuerbaren Energien bis 2022. Die Windkraft hat einen großen Anteil an den erneuerbaren Energien und eine umweltverträgliche Entwicklung für effizientere Nutzung der bisher nicht genutzten Energie im Wind erscheint sinnvoll. Es besteht großes Potenzial in der aerodynamischen Effizienzsteigerung heutiger Windenergieanlagen, wie diese Arbeit gezeigt hat. Neben dem Einsatz von Strömungselementen, ist auch das Rotorblatt als aeroelastisches Element optimierungsfähig.

## 8.3 Ausblick

Es konnte gezeigt werden, dass Effizienzsteigerungen der Rotorleistung möglich sind, ohne zwangsläufig den Rotordurchmesser vergrößern zu müssen. Die in dieser Arbeit durchgeführten CFD-, FSI- und CAO-Untersuchungen am Rotorblatt von Windenergieanlagen mit horizontaler Achse stellen eine Grundlage und Ausblick für weitere Analysen und Entwicklungen dar. Hinsichtlich der experimentellen Untersuchung der optimal ausgelegten Splitflap als Prototyp an einer Windenergieanlage besteht noch Bedarf. Die Wirksamkeit der aeroelastischen Splitflap könnte im nächsten Schritt zunächst an einem Profil im Windkanal prinzipiell untersucht werden und die Stall-Barrier mit integriertem Strömungskanal bedarf weiterer numerischer Analysen. Hinsichtlich der numerischen Simulation der Wechselwirkung von Fluid und Struktur gibt es noch Gitterprobleme in der 2-Wege-FSI, die deren Einsatz

für großräumige CFD-Untersuchungen ganzer Rotorblätter erschweren. Dies könnte bei Fortschreiten der kommerziellen Software Potenzial für weitere Untersuchungen bieten.

## 9. Anhang

<b>Solver</b>	Settings:	2D
		Double Precision
		Serial
	Solver type:	Pressure-Based
	Time:	Steady
<b>Models</b>	Viscous:	Standard k-epsilon Enhanced Wall Treatment; <b>(Suitable for mesh with <math>y^+ &lt; 5</math>)</b>
<b>Materials</b>	Water-liquid ( <b>From Fluent Database</b> )	Density (kg/m <sup>3</sup> ): 998.2
		Viscosity (kg/m.s): 0.001003
<b>Boundary Conditions; Velocity Inlet</b>	Velocity Specification Method:	Magnitude and Direction
	Velocity Magnitude (m/s):	2
	X-Component of Flow Direction:	cos(alpha); <b>(Alpha is the angle of attack)</b>
	Y-Component of Flow Direction:	sin(alpha)
	Turbulence Specification Method:	Intensity and Viscosity Ratio
	Turbulent Intensity (%):	6
	Backflow Turbulent Viscosity ratio:	10
<b>Boundary Conditions; Pressure Outlet</b>	Turbulence Specification Method:	Intensity and Viscosity Ratio
	Backflow Turbulent Intensity (%):	6
	Backflow Turbulent Viscosity ratio:	10
<b>Boundary Conditions; Profile</b>	Wall Motion:	Stationary Wall
	Shear Condition:	No Slip
<b>Reference Values</b>	Compute from:	Inlet
	Area (m <sup>2</sup> ):	0.038
	Density (kg/m <sup>3</sup> ):	998.2
	Depth (m):	0.4
	Enthalpy (j/kg):	0
	Length (m):	0.095
	Pressure (Pa):	0
	Temperature (K):	288.16
	Velocity (m/s):	2
	Ratio of Specific Heats:	1.4
	Reference Zone:	Fluid
<b>Solution Methods; Pressure-Velocity Coupling</b>	Scheme:	Simple
<b>Solution Methods; Spatial Discretization</b>	Gradient:	Least Squares Cell Based
	Pressure:	Standard
	Momentum:	First Order Upwind
	Turbulent Kinetic Energy:	First Order Upwind
	Turbulent Dissipation Rate:	First Order Upwind
<b>Solution Controls; Under-Relaxation Factors (Default Values)</b>	Pressure:	0.3
	Density:	1
	Body Forces:	1
	Momentum:	0.7
	Turbulent Kinetic Energy:	0.8
	Turbulent Dissipation Rate:	0.8
	Turbulent Viscosity:	1
<b>Solution Controls; Residuals</b>	Convergence Criterion:	1e-07

Tabelle 9.1: Einstellungen in ANSYS FLUENT 12.1

<b>Solver</b>	Settings:	2D
		Double Precision
		Serial
	Solver Type:	Pressure-Based
	Time:	Steady
<b>Models</b>	Viscous:	Standard k-epsilon Enhanced Wall Treatment; <b>(Suitable for mesh with <math>y^+ &lt; 5</math>)</b>
<b>Materials</b>	Air <b>(From Fluent Database)</b>	Density (kg/m <sup>3</sup> ): 1.225
		Viscosity (kg/m.s): 1.7894e-05
<b>Boundary Conditions; Velocity Inlet</b>	Velocity Specification Method:	Magnitude and Direction
	Velocity Magnitude (m/s):	<b>c (Air Velocity)</b>
	X-Component of Flow Direction:	cos(alpha); <b>(Alpha is the angle of attack)</b>
	Y-Component of Flow Direction:	sin(alpha)
	Turbulence Specification Method:	Intensity and Viscosity Ratio
	Turbulent Intensity (%):	6
	Turbulent Viscosity ratio:	10
<b>Boundary Conditions; Pressure Outlet</b>	Turbulence Specification Method:	Intensity and Viscosity Ratio
	Backflow Turbulent Intensity (%):	6
	Backflow Turbulent Viscosity ratio:	10
<b>Boundary Conditions; Profile</b>	Wall Motion:	Stationary Wall
	Shear Condition:	No slip
<b>Reference Values</b>	Compute from:	Inlet
	Area (m <sup>2</sup> ):	<b>L (The Profile Chord Length)</b> Multiplied with Depth
	Density (kg/m <sup>3</sup> ):	1.225
	Depth (m):	1
	Enthalpy (j/kg):	0
	Length (m):	<b>L (The Profile Chord Length)</b>
	Pressure (Pa):	0
	Temperature (K):	288.16
	Velocity (m/s):	<b>c (Air Velocity)</b>
	Ratio of Specific Heats:	1.4
	Viscosity (kg/m.s):	1.7894e-05
	Reference Zone:	Fluid
<b>Solution Methods; Pressure-Velocity Coupling</b>	Scheme:	Simple
<b>Solution Methods; Spatial Discretization</b>	Gradient:	Least Squares Cell Based
	Pressure:	Standard
	Momentum:	First Order Upwind
	Turbulent Kinetic Energy:	First Order Upwind
	Turbulent Dissipation Rate:	First Order Upwind
<b>Solution Controls; Under-Relaxation Factors (Default Values)</b>	Pressure:	0.3
	Density:	1
	Body Forces:	1
	Momentum:	0.7
	Turbulent Kinetic Energy:	0.8
	Turbulent Dissipation Rate:	0.8
	Turbulent Viscosity:	1
<b>Solution Controls; Residuals</b>	Convergence Criterion:	1e-07

Tabelle 9.2: Einstellungen in ANSYS FLUENT 14.0

Model without SF											
	Betz (mbar)	Drag (mV)	Lift (mV)	P. M. (mV)							
wind-off					AOA	U (m/s)	Re	Drag (N)	Lift (N)	P. M. (Nm)	
	0	-10	-7	13							
-20	6,34	368	-30	8	-20	35,81282	292368,2	28,8414	-5,3958	-0,05655	
-16	6,38	319	-50	15	-16	35,92562	293289,1	25,1027	-10,0878	0,02262	
-12	6,4	292	-21	49	-12	35,98188	293748,4	23,0426	-3,2844	0,40716	
-8	6,44	266	28	80	-8	36,09415	294665	21,0588	8,211	0,75777	
-4	6,44	236	81	89	-4	36,09415	294665	18,7698	20,6448	0,85956	
0	6,43	224	110	39	0	36,06612	294436,1	17,8542	27,4482	0,29406	
4	6,43	211	134	11	4	36,06612	294436,1	16,8623	33,0786	-0,02262	
8	6,42	229	137	0	8	36,03806	294207	18,2357	33,7824	-0,14703	
12	6,42	235	160	20	12	36,03806	294207	18,6935	39,1782	0,07917	
16	6,42	263	186	-34	16	36,03806	294207	20,8299	45,2778	-0,53157	
20	6,41	304	210	-92	20	36,00998	293977,8	23,9582	50,9082	-1,18755	
Tav	33,5 degrees				density	1,161663 kg/m3					
	306,65 K				viscosity	1,89E-05 kg/ms					
Patm	767 mmHg										
chord	0,1325 m										
length	0,8 m										
area	0,106 m2										

Tabelle 9.3<sup>98</sup>: Messwerte des Windkanalmodells ohne SF

Model with SF											
	Betz (mbar)	Drag (mV)	Lift (mV)	P. M. (mV)							
wind-off					AOA	U (m/s)	Re	Drag (N)	Lift (N)	P. M. (Nm)	
	0	-4	-8	-51							
-20	5,32	297	-5	3	-20	33,00605	267046,3	22,9663	0,7038	0,61074	
-16	5,35	252	2	-7	-16	33,09898	267798,2	19,5328	2,346	0,49764	
-12	5,34	219	12	-11	-12	33,06804	267547,8	17,0149	4,692	0,4524	
-8	5,36	201	61	-43	-8	33,1299	268048,3	15,6415	16,1874	0,09048	
-4	5,38	179	137	14	-4	33,19166	268547,9	13,9629	34,017	0,73515	
0	5,4	168	179	-62	0	33,25329	269046,6	13,1236	43,8702	-0,12441	
4	5,38	185	214	-98	4	33,19166	268547,9	14,4207	52,0812	-0,53157	
8	5,35	210	266	-151	8	33,09898	267798,2	16,3282	64,2804	-1,131	
12	5,34	268	295	-122	12	33,06804	267547,8	20,7536	71,0838	-0,80301	
16	5,32	297	328	-276	16	33,00605	267046,3	22,9663	78,8256	-2,54475	
20	5,28	403	342	-320	20	32,88174	266040,4	31,0541	82,11	-3,04239	
Tav	32,4 degrees				density	1,147605 kg/m3					
	305,55 K				viscosity	1,88E-05 kg/ms					
Patm	755 mmHg										
chord	0,1325 m										
length	0,8 m										
area	0,106 m2										

Tabelle 9.4<sup>98</sup>: Messwerte des Windkanalmodells mit SF

### Splitflap

AOA	Cd	Cl	L/D-sf
-20	0,347	0,011	0,031
-16	0,293	0,035	0,120
-12	0,256	0,071	0,276
-8	0,234	0,242	1,035
-4	0,208	0,508	2,436
0	0,195	0,652	3,343
4	0,215	0,777	3,612
8	0,245	0,965	3,937
12	0,312	1,069	3,425
16	0,347	1,190	3,432
20	0,472	1,249	2,644

### No Splitflap

AOA	Cd	Cl	L/D-noSF
-20	0,365	-0,068	-0,187
-16	0,316	-0,127	-0,402
-12	0,289	-0,041	-0,143
-8	0,263	0,102	0,390
-4	0,234	0,257	1,100
0	0,223	0,343	1,537
4	0,211	0,413	1,962
8	0,228	0,422	1,853
12	0,234	0,490	2,096
16	0,261	0,566	2,174
20	0,300	0,638	2,125

Tabelle 9.5<sup>98</sup>: Messwerte des Windkanalmodells mit/ohne SF bei unterschiedlichem Anstellwinkel mit Angabe der Gleitzahl („Lift to Drag Ratio“)

## Literaturverzeichnis

- Abbott, I. H., von Doenhoff, A. E., & Silvers Jr., L. S. (1945). *REPORT No. 824 SUMMARY OF AIRFOIL DATA*. USA: National Advisory Committee for Aeronautics (NACA).
- Ansys. (2006). *Gambit User's Guide*.
- Baars, A. (2012). *CFD*. (unveröff. Vorlesung), Hochschule Bremen, Fachrichtung Bionik.
- Baer, W. (2006). *CFD-Grundlagen (Anhang 2, Skriptum mit Basis-Wissen)*. Hochschule Bremen, Maschinenbau. Bremen: unveröff. Diplomarbeit.
- Bak, C. (2006). *Research in Aeroelasticity EFP-2005*. University of Denmark (DTU), Wind Energy Department. Roskilde, Dänemark: Risø National Laboratory.
- Batalauskas, A., Berndt, D., Cholodewicz, C., Dederke, A., Haufe, P., Maemun, M., & Nolte, H. (2012). *Entwicklung einer Berechnungsschleife zur Ermittlung der Aeroelastizität für den Rotorblattprofilschnitt einer WEA (Vestas V66)*. Bremen: unveröff. Projektbericht, Projektarbeit, INTP 2, Hochschule Bremen.
- Betz, A. (1926). *Windenergie und ihre Ausnutzung durch Windmühlen*. Göttingen: Ökobuch Verlag.
- Böhnisch, H., Hald, H., Kensche, C., Kußmann, A., Molly, J. P., & Seifert, H. (1988). *Entwicklung, Bau und Betrieb einer 30/100-kW-Windkraftanlage*. DFVLR, Institut für Bauweisen und Konstruktionsforschung. Stuttgart: DFVLR-Mitt. 88-06.
- Carcangiu, C. E. (2008). *CFD-RANS Study of Horizontal Axis Wind Turbines*. Italy, Cagliari: Università Degli Studi di Cagliari.
- Chima, R. V., & Piel, G. W. (1993). *An Algebraic Turbulence Model for Three-Dimensional Viscous Flows*. NASA Technical Memorandum 105931.
- Courant, R., Friedrichs, K., & Lewy, H. (1928). *Matheamtische Annalen. Über die partiellen Differenzgleichungen der mathematischen Physik*. Göttingen: Springer.
- DFG - Deutsche Forschungsgemeinschaft. (2012). *GEPRIS*. (DFG, Herausgeber) Abgerufen am 25. Februar 2014 von Geförderte Projekte der DFG:  
<http://gepris.dfg.de/gepris/projekt/218736457>
- Dubs, F. (1966). *Aerodynamik der reinen Unterschallströmung*. Basel/ Stuttgart: Birkhäuser Verlag.
- Dugas, M. (2002). *Ein Beitrag zur Auslegung von Faserverbundtragflügeln im Vorentwurf*. Dissertation. Institut für Flugzeugbau der Universität Stuttgart.

- Ferziger, J. H., & Perić, M. (2002). *Numerische Strömungsmechanik*. Berlin Heidelberg New York: Springer-Verlag.
- ForWind - Zentrum für Windenergieforschung. (31. Januar 2013). *Newsarchiv 2013*. (ForWind, Herausgeber) Abgerufen am 25. Februar 2014 von Offizieller Startschuss für Forschungsverbund Windenergie:  
[http://www.forwind.de/forwind/index.php?article\\_id=595&clang=0](http://www.forwind.de/forwind/index.php?article_id=595&clang=0)
- Fraunhofer-Institut für Windenergie und Energiesystemtechnik IWES. (Oktober 2010). *Research at alpha ventus (RAVE)*. Abgerufen am 27. Februar 2014 von Broschüre: RAVE; RESEARCH AT ALPHA VENTUS; Eine Forschungsinitiative des Bundesumweltministeriums:  
<http://rave.iwes.fraunhofer.de/raveResources/welcome/RAVE-D-www.pdf>
- Funke, H. (2005). *LamiCens Version 0.98*. R&G GmbH.
- Gasch, R.; Twele, J. (2010, 6. Auflage). *Windkraftanlagen*. Vieweg + Teubner, Wiesbaden: GWV Fachverlage GmbH.
- Gille, D. (Oktober 2013). Entfesselte Kräfte. (H. SunMedia Verlags GmbH, Hrsg.) *Erneuerbare Energien*(10), S. 38 - 43.
- Gollnick, B., Petsche, M., Schubert, C., & Knops, M. (2008). Numerical an experimental investigation of spoilers an stall barriers in the root area of the blade. *DEWEK 2008 Bremen* (p. 4). AG, REpower Systems, Rendsburg, Germany.
- Graue, Hinrich; EUROS Entwicklungsgesellschaft für Windkraftanlagen mbH. (23.-24. Juni 2009). Fachveranstaltung: Rotorblätter von Windenergieanlage; Konstruktion und Fertigung von Rotorblättern für Windenergieanlagen. Essen, Nordrhein-Westfalen, Deutschland: Haus der Technik; Außeninstitut der RWTH Aachen.
- Hau, E. (2008). *Windkraftanlagen; 4. Auflage*. Springer.
- Hindemith, A. (Juli 2011). *Windkraftanlage mit Aussichtsplattform*. (L. C.-s.-3. de, Herausgeber) Abgerufen am 02. April 2014 von Wikipedia:  
<http://creativecommons.org/licenses/by-sa/3.0/de/legalcode>
- Hristov, D. (2013). *Influence of a Retrofit Flow Element at the Root Section of a Wind Turbine Rotor Blade on the Turbine's Performance*. Manchester: unveröff. Thesis, University of Salford.
- Hucho, W. H. (1981). *Aerodynamik des Automobils*. Würzburg: Vogel-Verlag.
- Hütter, U. (1942). Dissertation. *Beitrag zur Schaffung von Gestaltungsgrundlagen für Windkraftwerke*. (T. Wien, Hrsg.) Wien.

Institut für Fluzeugbau IFB; Universität Stuttgart. (Oktober 2013). *Forschung Windenergie*. Abgerufen am 27. Februar 2014 von Aktuelles:

<http://www.ifb.uni-stuttgart.de/windenergie/Aktuelles.html>

J.M. VOITH GmbH. (1985). *Abschlussbericht DEBRA 25/100 Forschungsvorhaben 03 E - 4439 A*. (unveröff. Bericht) Heidenheim: VOITH.

Jaquemotte, Klaus Peter; SGL Rotec. (7. Juni 2012). Rotorblattfertigung. Hochschule Bremerhaven, Niedersachsen, Deutschland.

Jungbauer, A. (1998). *Windenergienutzung in einem regenerativen Energiesystem*. Diplomarbeit, Technische Universität Graz, Institut für Hochspannungstechnik, Graz.

Kleinhansl, Stefan; Aero Dynamik Consult GmbH. (23. Juni 2009b). 1. Fachveranstaltung: Rotorblätter von Windenergieanlagen. *Lastenrechnung/ Dynamische Beanspruchung*. Essen, Nordrhein-Westfalen, Deutschland: Haus der Technik (HdT).

Kleinhansl, Stefan; Aero Dynamik Consult GmbH. (23. Juni 2009a). 1. Fachveranstaltung: Rotorblätter von Windenergieanlagen. *Rotoraerodynamik*. Essen, Nordrhein-Westfalen, Deutschland: Haus der Technik (HdT).

Klug, H., & Gabriel, J. (August 1997). Geräuschkinderung bei Windenergieanlagen durch Modifikation der Blattspitze, der Blatthinterkante und des Anstellwinkels. *DEWI Magazin Nr.11*.

Knoche, R. (2002). *Untersuchung und Vergleich Aerodynamischer Kennwerte eines wurzelnahen Rotorblattprofilquerschnittes im ZARM Wasserumlaufkanal*. (unveröff. Studienarbeit), Universität Bremen, ZARM, Bremen.

Kortenstedde, F. (2011). *Patentnr. DE10201102965A1*. Deutschland.

Kortenstedde, F., & Steckemetz, B. (2012). Efficiency Enhancement of Wind Turbines by Rotor Blade Modifications. *Developments in Mechanical Engineering, Volume 5*, Chapter 8, 73 - 81.

Kortenstedde, F., Brassel, S., Brandt, M., & Prieser, M. (2012). *Entwicklung eines nachrüstbaren Strömungselements zur Anlagen- und Ertragsoptimierung an Rotorblättern von Windenergieanlagen*. Bremen: unveröff. Abschlussbericht, Deutsche Windtechnik AG, Deutsche Rotor- und Turm Service GmbH & Co. KG, Institut für Aerospace-Technologie.

Kortenstedde, F., Stanke, B., Wendler, C., & Steckemetz, B. (2014). Development of a Stall Barrier with Internal Flow Channel for Effective, Highly Separated Boundary

Layer and Flow Control in the Rotor Blade Root Region. (T. T. Publications, Hrsg.)  
*Progress in Mechanical Engineering and Technology*, 29 - 35.

Liebeck, R. H. (1978). Design of Subsonic Airfoils for High Lift. *Paper 76-406 at the AIAA 9th Fluid and Plasma Dynamics Conference* (S. 560). San Diego, Calif.: American Institute of Aeronautics and Astronautics.

Nolte, H., Dederke, A., & Wendler, C. (2012). *Optimierung des Holms im Rotorblatt einer Windenergieanlage nach der geringsten Verformung am Beispiel einer DEBRA-25*. Fakultät 5, Abteilung Maschinenbau. Bremen: (unveröff. Projektbericht) Hochschule Bremen.

Pinkerton, R. M. (1938). *REPORT No. 613 THE VARIATION WITH REYNOLDS NUMBER OF PRESSURE DISTRIBUTION OVER AN AIRFOIL SECTION*. USA: National Advisory Committee for Aeronautics (NACA).

Reynolds, O. (1895). *On the dynamical theory of incompressible viscous fluids and the determination of the criterion*. *Philos. Trans. R. Soc.* 186:123–164 [CrossRef].

Richter, K. (15. April 2013). *Das nationale Forschungsvorhaben ProHMS*. Abgerufen am 15. April 2013 von DLR Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik:

[http://www.dlr.de/as/desktopdefault.aspx/tabid-333/378\\_read-2936/](http://www.dlr.de/as/desktopdefault.aspx/tabid-333/378_read-2936/)

Rung, T., Xue, L., Yan, J., Schatz, M., & Thiele, F. (2002). *Numerische Methoden der Thermo- und Fluidodynamik*. Berlin, Deutschland: Hermann-Föttinger-Institut für Strömungsmechanik, Technische Universität Berlin.

Schmidt, R. G. (2013). *Energietechnik Praktikum Windenergieanlage*. Osnabrück: Fachhochschule.

Schmitz, G. (1955/56). *Theorie und Entwurf von Windrädern optimaler Leistung*. *Wissenschaftliche Zeitschrift der Universität Rostock*, 5. Jahrgang.

Schürmann, H. (2007). *Konstruieren mit Faser-Kunststoff-Verbunden*. Berlin, Heidelberg, New-York: Springer Verlag.

SIEMENS. (August 2012). *Siemens Energy*. Abgerufen am 27. März 2014 von Wind Turbine Technology, Blades:

<http://www.siemens.com/press/pool/de/feature/2012/energy/factsheet-b75-rotorblatt-d.pdf>

Spalart, P. R., & Allmaras, S. A. (1992). *One-equation turbulence model for aerodynamic flows*. AIAA Paper 92-0439.

Stanke, B. (2013). *Entwicklungsentwurf einer Strömungsbarriere zur passiven Absaugung der Querströmung am Rotorblatt der DEBRA-25*. Hochschule Bremen, Fakultät 5,

- Abteilung Maschinenbau. Bremen: unveröff. Projektbericht, Modul INTP1, Hochschule Bremen.
- Stanke, B., Gontscharow, R., & Fondahl, K. (2013). *Optimierung eines Rotorblatts der Windkraftanlage Vestas V66*. Hochschule Bremen, Fakultät 5, Abteilung Maschinenbau. Bremen: unveröff. Projektbericht, Modul INTP2, Hochschule Bremen.
- Stiftungslehrstuhl Windenergie (SWE) am Institut für Flugzeugbau der Universität Stuttgart. (2012). *Jahresbericht 2012*. Stuttgart.
- van Dam, C. P. (12. - 14. Mai 2008). 2008 Wind Turbine Blade Workshop. *Research on Thick Blunt Trailing Edge Wind Turbine Airfoils*. Davis, USA: Sandia National Laboratories, University of California.
- Vestas Wind Systems A/S. (kein Datum). Allg. Spezifikation V66-1,65/0,3 MW - R2, 11.10.2000. *Allgemeine Spezifikation V66-1,65 MW-Windenergieanlage mit OptiSlip*. Dänemark.
- Vollstedt, W., & Meyer, D. (2006/ 2007). *Windenergie, Version 2.5*. Fachhochschule Braunschweig/ Wolfenbüttel, Fachbereich Elektrotechnik, Braunschweig/ Wolfenbüttel.
- Wendler, C. (2012). *Optimierung des Strömungselements "Splitflap" für das dreidimensionale Rotoblatt einer Windenergieanlage zur Effizienzsteigerung*. (unveröff. Bachelorarbeit), Fakultät 5, Abteilung Natur und Technik. Bremen: Hochschule Bremen.
- White, F. M. (2002). *Fluid Mechanics, fifth edition*. New York, United States: McGraw-Hill Science.
- Wiederhöft, K. (2002). *60 Jahre nach Hütter; Aerodynamische Radialschnitttheorie für Windenergieanlagen*. Wilhelmshaven: DEWEK.
- Wittig, S. (2008). Numerical Flow Simulation Of A Horizontal Axis Wind Turbine (HAWT) Rotor To Investigate The Potential Of Improving The Operating Performance Under Use Of Different Aerodynamic Modifications. *DEWEK 2008 Bremen* (p. 3). cp.max Rotortechnik GmbH & Co. KG, Dresden, Germany.
- Wobben, A. (07. 06 2006). *Patentnr. EP1244872(B1)*. ENERCON GmbH, Aurich, Germany.