



Ostfalia
Hochschule für angewandte
Wissenschaften

Fakultät Maschinenbau

Robin Gerlach, 70461608

Bachelorarbeit

Untersuchung der aerodynamischen Eigenschaften des HART-II Hubschrauberrotors im Schwebeflug mittels CFD-Simulationen

Abschlussarbeit zur Erlangung des Hochschulgrades
Bachelor of Engineering (B.Eng.)

im Studiengang Maschinenbau
in der Studienrichtung Konstruktion und Entwicklung
an der Ostfalia Hochschule für angewandte Wissenschaften in Wolfenbüttel

Erster Prüfer: Prof. Dr.-Ing. F. Klinge
Zweiter Prüfer: Prof. Dr.-Ing. C. Heikel

Eingereicht am: 06.12.2024

Diese Arbeit wurde im Rahmen eines Praxisprojektes beim Deutschen Zentrum für Luft- und Raumfahrt erstellt.

Autor

Robin Gerlach
Matrikelnummer 70461608
Studiengang: Maschinenbau
Studienrichtung: Konstruktion und Entwicklung

Erstprüfer

Prof. Dr.-Ing. F. Klinge
Institut für Konstruktion und angewandten Maschinenbau
Ostfalia Hochschule für Angewandte Wissenschaften – Hochschule Wolfenbüttel
Salzdahlumer Straße 46/48
38302 Wolfenbüttel

Zweitprüfer

Prof. Dr.-Ing. C. Heikel
Institut für Konstruktion und angewandten Maschinenbau
Ostfalia Hochschule für Angewandte Wissenschaften – Hochschule Wolfenbüttel
Salzdahlumer Straße 46/48
38302 Wolfenbüttel

Bearbeitungszeitraum

Beginn: 02.10.2024, Ende: 06.12.2024

Abstract

Diese Bachelorarbeit beschäftigt sich mit der detaillierten Analyse der aerodynamischen Eigenschaften und Leistungsparameter von Hubschrauberrotorblättern des HART II Modells mittels Computational Fluid Dynamics (CFD). Ziel der Untersuchung ist die präzise Bestimmung der Grenzzustände für die Flugsicherheit sowie die Optimierung der Rotorblattauslegung durch fortgeschrittene CFD-Methoden. Hierfür wurden eine höhere räumliche Ordnung (4. Ordnung), instationäre Simulationen und die Chimera-Methode implementiert, was zu einer signifikanten Verbesserung der Strömungsdarstellung und der Genauigkeit der Ergebnisse führte. Im Bereich der Turbulenzmodellierung zeigte sich, dass das SA-Modell mit aktiviertem DDES hervorragende Figure of Merit (FM)-Werte, insbesondere bei hohen Einstellwinkeln, erzielte und dabei weniger Iterationen benötigte als das SST-Modell. Die Variation des $CD1$ -Werts im DDES-Modell hatte nur einen vernachlässigbaren Einfluss auf die Ergebnisse, während die Aktivierung der laminar-turbulenten Transition die Simulationsergebnisse ohne signifikante Erhöhung der Iterationszahl verbesserte. Zudem wurde festgestellt, dass eine höhere Auflösung nicht zwangsläufig zu besseren Ergebnissen führt, jedoch mit einem deutlich höheren Rechenaufwand verbunden ist. Besondere Aufmerksamkeit erhielt der Stall-Bereich, in dem das SA-Modell mit DDES und Wirbelkorrektur eine realistischere Darstellung der aerodynamischen Lasten und eine verbesserte Vorhersagegenauigkeit im Vergleich zum SST-Modell ermöglichte. Ein Vergleich mit der Arbeit von Berend van der Wall verdeutlichte, dass moderne CFD-Methoden eine präzisere Erfassung der Strömungsdynamik bieten als die Blattelementtheorie, welche weniger Strömungsaspekte erfasst. Zusammenfassend unterstreicht diese Arbeit die Bedeutung hochauflöser und fortschrittlicher numerischer Simulationen für die realitätsnahe Analyse und Optimierung von Hubschrauberrotoren. Die gewonnenen Erkenntnisse tragen zu einem tieferen Verständnis der komplexen Strömungsmechanismen bei und bieten wertvolle Ansätze zur Verbesserung der Flugsicherheit und Wirtschaftlichkeit von Hubschraubern.

Inhaltsverzeichnis

1	Einleitung	1
1.1	Motivation und Hintergrund des Themas	1
1.2	Zielsetzung der Arbeit	2
2	Stand der Technik	3
2.1	Einführung in die Grundlagen	3
2.2	Strömungssimulation bei Rotorblättern	5
2.3	Einführung in die physikalischen Grundlagen	9
2.4	Strömungsphysik am Hubschrauber	11
3	Numerische Methoden	14
3.1	Strömungslösung in CFD	14
3.2	Zeitschrittverfahren	17
3.3	Räumliche Diskretisierung	18
3.4	Turbulenzmodellierung	18
3.5	Grundlegende Einstellungen in FLOWer	23
4	Simulationsergebnisse	24
4.1	Räumliche Diskretisierung	25
4.2	Stationäre und Instationäre Simulationen	27
4.3	Chimera und Monocoque Netz	29
4.4	Einfluss von Turbulenzmodellierung	31
5	Zusammenfassung	44
	Eidesstattliche Erklärung	46
6	Anhang	47

Abbildungsverzeichnis

2.1	Skizze der Methoden für Rotor-Aerodynamik [1]	3
2.2	Isometrische Ansicht von Rechennetzen; links DLR Monocoque; rechts DLR Chimera [2]	6
2.3	Grundtypen strukturierter Gitter (links: C-Gitter, rechts: O-Gitter) [3]	6
2.4	Darstellung der Chimera Technik [4]	8
2.5	Helikopter Physikalische Phänomene [5]	11
2.6	Kräfte am Flügelprofil [6]	12
3.1	Stabilitätsregionen der BDF-Methode [7]	18
4.1	Ergebnisse der Räumlichen Diskretisierung	26
4.2	Mittleres Dichteresiduum	26
4.3	Einfluss des Zeitschrittes	27
4.4	Vergleich des Schubbeiwertes C_T	28
4.5	Chimera und Monocoque Netz	29
4.6	Lastverteilungen im Chimera und Monocoque Netz - gemittelt	30
4.7	Einfluss der Wirbelkorrektur	32
4.8	Einfluss der Wirbelkorrektur - Mittlere Iterationen - Chimera Lvl. 2	33
4.9	Konvergenz des Schubbeiwertes C_T	34
4.10	Lastverteilungen im Vergleich der Wirbelkorrektur - Chimera Lvl. 2	35
4.11	DES Variation - Chimera Lvl. 2	36
4.12	DES Varianten - Mittlere Iterationen - Chimera Lvl. 2	37
4.13	Lastverteilungen im Vergleich der DES Varianten - Chimera Lvl. 2	38
4.14	Einfluss der Transition	39
4.15	Einfluss der Transition - Mittlere Iterationen	40
4.16	Lastverteilungen im Vergleich der Transition	40
4.17	Einfluss der Auflösung	41
4.18	Einfluss der Auflösung - Mittlere Iterationen	42
4.19	Lastverteilungen im Vergleich der Auflösung	43

Abkürzungsverzeichnis

BDF Backward Differentiation Formula. 17

BET Blattelementtheorie. 2–5

CFD Computational Fluid Dynamics. 1–5, 7, 9, 13

DES Detached-Eddy Simulation. 11

DNS Direct Numerical Simulation. 10

DNW Deutsch-Niederländische Windkanäle. 16

FSK Fluid-Struktur-Kopplungen. 4

LES Large Eddy Simulation. 10, 11

LU-SGS Lower-Upper Symmetric-Gauss-Seidel. 17

MUSCL Monotonic Upstream-Centered Scheme for Conservation Laws. 18

RANS Reynolds-Averaged Navier-Stokes. 4, 10, 11

SA-R Spalart-Allmaras mit Rotationseffekten. 14

SGS subgrid-scale models. 10

URANS Unsteady Reynolds-Averaged Navier-Stokes. 10

1 Einleitung

1.1 Motivation und Hintergrund des Themas

Hubschrauber stellen trotz ihrer einzigartigen Fähigkeit, dem Schwebeflug, der sie für eine Vielzahl von Aufgaben unersetzlich macht, eine technische und ökonomische Herausforderung dar. Ihre Einsatzmöglichkeiten reichen von der Beförderung von Personal zu abgelegenen Standorten bis hin zu Rettungsaktionen in schwer zugänglichem Gelände. Jedoch sind sie im Vergleich zu anderen Luftfahrzeugen durch hohen Energieaufwand, signifikante Lärmemissionen und intensive Wartungsanforderungen limitiert. Diese Faktoren schränken nicht nur ihre öffentliche Akzeptanz ein, sondern heben auch ein deutliches Verbesserungspotenzial hervor, insbesondere im Hinblick auf Sicherheit und Wirtschaftlichkeit. In der Welt der Luft- und Raumfahrttechnik hat sich die aerodynamische Simulation als unverzichtbares Werkzeug etabliert. Sie ermöglicht es Ingenieuren und Forschern, die komplexen Luftströmungen um Flügelprofile zu verstehen und zu modellieren. Diese Modelle sind maßgeblich für die Analyse von Flugeigenschaften unter verschiedenen Bedingungen, von ruhigen Flugphasen bis hin zu kritischen Manövern. Die Initiierung dieser Forschungsrichtung entsprang dem Bedürfnis, die Sicherheit und Effizienz von Fluggeräten zu erhöhen. Mit der Zeit hat sich dieser Bereich zu einem fundamentalen Element innerhalb der aerodynamischen Forschung entwickelt, wobei der Fokus stets auf der kontinuierlichen Verbesserung und dem tieferen Verständnis aerodynamischer Phänomene lag. Der Fortschritt in der Computational Fluid Dynamics (CFD), der Wissenschaft von der Berechnung und Analyse von Flüssigkeitsströmungen, hat maßgeblich zur Entwicklung und Verfeinerung von Simulationsmodellen beigetragen. Diese Modelle ermöglichen es, die komplexen Interaktionen zwischen Luftströmungen und Flugzeugstrukturen detailliert darzustellen. Mit Hilfe von CFD können heute Strömungsverhalten und Leistungsparameter unter realen Bedingungen simuliert werden, was früher nur in aufwendigen und teuren Windkanaltests möglich war.

Die Herausforderungen bei der Simulation von Hubschrauberrotorblättern sind komplex. Sie erstrecken sich von der präzisen Modellierung des Strömungsabrisses bei spezifischen Flugzuständen bis zur Darstellung der aerodynamischen Wechselwirkungen zwischen den rotierenden Blättern und der Umgebungsluft. Diese Phänomene bilden die Grundlage für das Verständnis und die Vorhersage der Hubschrauberleistungen in verschiedenen Betriebsbedingungen. Fortschritte in der numerischen Methodik und der Rechenleistung ermöglichen es, diese Aspekte mit zunehmender Genauigkeit und in kürzerer Zeit zu simulieren, was wiederum zu sichereren und effizienteren Rotordesigns führt. Die präzise Bestimmung der Grenzzustände für die Flugsicherheit und die Auslegung von Hubschrauberrotoren bildet einen zentralen Ansatzpunkt zur Bewältigung dieser Herausforderungen. Die Komplexität dieser Aufgabe ergibt sich aus der Notwendigkeit, Auftrieb und Schub zu generieren, während gleichzeitig die Steuerung des Hubschraubers unter wechselnden und oft anspruchsvollen Flugbedingungen ermöglicht werden muss. Diese technologischen Entwicklungen ermöglichen eine Darstellung und Analyse, die weit über traditionelle Modelle hinausgeht und somit entscheidend für die Verbesserung der aerodynamischen Leistung von Hubschraubern ist.

1.2 Zielsetzung der Arbeit

Der Schwerpunkt dieser Untersuchung liegt auf der fortgeschrittenen Anwendung und Untersuchung von CFD zur vertieften Analyse der aerodynamischen Eigenschaften und Leistungsparameter von Hubschrauberrotorblättern. Ein zentrales Ziel ist die genaue Bestimmung der Grenzzustände für die Flugsicherheit und Auslegung der Rotorblätter. Durch den Einsatz von CFD, das eine hochpräzise und realistische Modellierung der Strömungsdynamik ermöglicht, wird eine detaillierte Darstellung der Luftströmungen um die Rotorblätter angestrebt. Diese Methode geht weit über die Kapazitäten einfacherer Modelle, wie der Blattelementtheorie (BET), hinaus.

Ein weiterer Fokus dieser Arbeit ist die Analyse der CFD-basierten Ergebnisse hinsichtlich der Leistungsfähigkeit der Rotorblätter. Ziel ist es, die neuesten CFD-Methoden zu untersuchen und deren Auswirkungen auf die Vorhersage des maximalen Schubs zu beleuchten. Dieser Aspekt ist essenziell für die genaue Bestimmung der Grenzzustände und die Auslegung der Rotorblätter, was von kritischer Bedeutung für die Flugsicherheit ist.

Darüber hinaus bietet diese Forschung Einblicke in die Stärken und Limitationen der verschiedenen Simulationsmethoden und liefert wertvolle Erkenntnisse für die zukünftige Entwicklung und Auslegung von Rotorblattdesigns. Es wird erwartet, dass die CFD-Analyse zu präziseren Vorhersagen des maximalen Schubs führt und somit tiefere Einsichten in die komplexen Strömungsmechanismen ermöglicht. Diese Fortschritte könnten signifikante Verbesserungen in der Hubschraubertechnologie bewirken.

2 Stand der Technik

2.1 Einführung in die Grundlagen

Es gibt eine breite Palette von aerodynamischen Modellen zur Vorhersage der Leistung von Hubschauerrotorblättern [8]. Die Genauigkeit variiert stark, und damit auch der erforderliche Rechenaufwand, wie schematisch in Abbildung 2.1 skizziert. Einfache Methoden zur Berechnung von Rotorblättern können die BET (Blattelementtheorie) umfassen, die durch Nachlauf-Modelle (*wake-models*) verbessert werden kann. Reibungsfreie Oberflächenmethoden wie Panelmethoden, gekoppelt mit einem freien Nachlauf-Modell, lösen das allgemeine Strömungsfeld besser auf. Beachtenswert ist auch, dass es reibungsfreie CFD-Modelle gibt, die eine spezifische Nische abdecken. Dennoch repräsentieren reibungsbehaftete Berechnungen der Strömungsmechanik mittels CFD die höchsten Genauigkeitsstufen. Einerseits steigt die Genauigkeit, andererseits wächst auch der Rechenaufwand exponentiell.

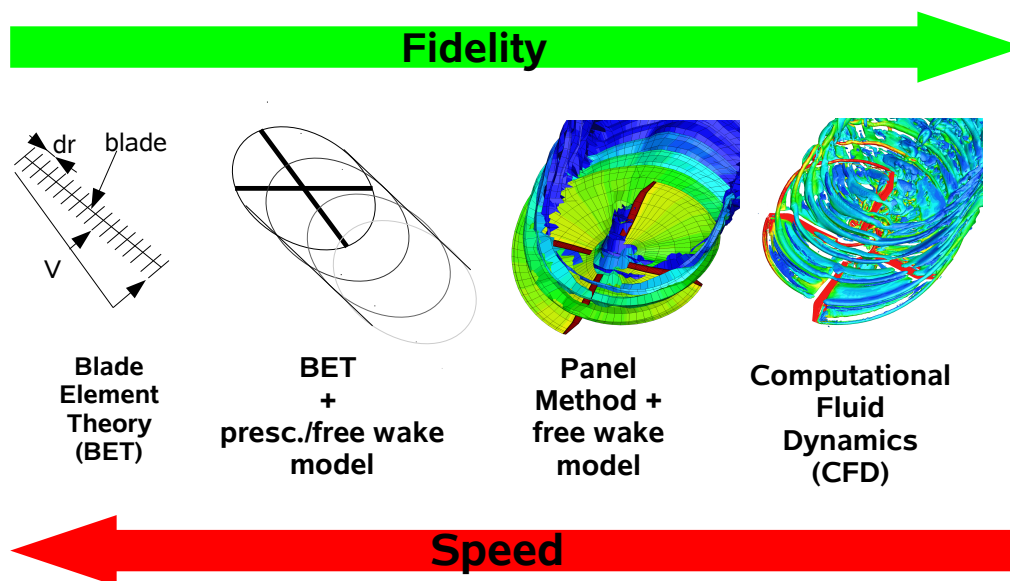


Abbildung 2.1: Skizze der Methoden für Rotor-Aerodynamik [1]

Zur Analyse von Hubschrauberrotoren wurde als eine der ersten Methoden die Impulstheorie eingeführt, die Rankine[9] und Froude[10] in der zweiten Hälfte des 19. Jahrhunderts entwickelten und die später von Glauert[11] erweitert wurde. Diese Methode betrachtet thermodynamische Aspekte, um die erforderliche Leistung eines idealen Rotors basierend auf dessen Scheibenfläche und der Luftdichte zu bestimmen. Ein weiterentwickelter Ansatz ist die BET, ursprünglich konzipiert von Drzewiecki[12] für Flugzeugpropeller, siehe Abbildung 2.1. Hierbei wird das Rotorblatt in einzelne Abschnitte unterteilt, um die Belastungen durch Integration der zweidimensionalen Luftkräfte zu berechnen. Verschiedene Erweiterungen dieser Theorie zielen darauf ab, den Einfluss der Rotorscheibe genauer zu bestimmen. Da das Design eines Rotorblatts selbst ein aeromechanisches Problem ist,

sind mehrere Disziplinen erforderlich, um es genau zu modellieren. Zum einen gibt es den aerodynamischen Aspekt, der die Lasten beschreibt, die durch die Bewegung des Blattes in der Luft entstehen. Zum anderen ist die strukturelle Dynamik beteiligt, da die Rotorblätter elastisch unter den kombinierten aerodynamischen und Trägheitskräften verformt werden. Ebenso spielt die Starrkörperbewegung eine Rolle, die für die Flugmechanik des Hubschraubers und die Berücksichtigung der Blattdynamik und Trimm-Einstellungen wichtig ist. Diese Herausforderungen werden durch umfassende Einstellungen in den Simulationsprogrammen gemeistert.

Bei der BET, einem grundlegenden aerodynamischen Ansatz in diesen Simulationsprogrammen, werden oft Impulstheorien für Schwebeflug oder lineare Einflussmodelle für Vorwärtsflug kombiniert. Obwohl diese Modelle effizient sind, können sie nicht alle Strömungsdetails, insbesondere in Bezug auf die Rotorgeometrie, erfassen. Als historischer Zwischenschritt in der Wirbelmodellierung schlug Kinner[13] eine modifizierte Potentialtheorie vor, um den Drucksprung in der Rotorebene zu berechnen, wobei kleine Störungen im Verhältnis zum globalen Einfluss angenommen werden. Zur Verbesserung der BET werden verschiedene Wirbelmodelle eingesetzt, die entweder vorgeschrieben oder frei sind. Diese Modelle berechnen die Strömungsgeschwindigkeiten an den Rotorblättern und helfen, die aerodynamische Leistung genauer vorherzusagen. Studien, wie die von van der Wall et al.[14], haben gezeigt, dass vorgeschriebene Wirbelmodelle in bestimmten Flugzuständen mit freien Wirbelmodellen konkurrieren können, besonders im Hinblick auf aeroakustische und Vibrationsanalysen. Durch weitere zahlreiche Erweiterungen, wie die Einbeziehung der Blattoberfläche durch Quell-/Senkenpotentiale von Ahmed und Vidjaja[15] und der damit erreichten Validierung der Panel-Methode (UPM) gegenüber Windkanaldaten eines BO-105-Modellrotors, wurden Simulationen immer genauer. Diese frühen Theorien legten den Grundstein für die komplexen Modelle, die heute in der Rotorblattedesign und -analyse verwendet werden. Die CFD-Methode hat ihre Wurzeln in den bereits zuvor erwähnten früheren Theorien und wurde seitdem stetig weiterentwickelt, weswegen sie heutzutage als *State of the Art*-Methode gilt. Anfänglich basierte CFD auf transsonischen Störungstheorien, die sich auf nicht tragende Rotoren im Schwebeflug konzentrierten[8]. Spätere Fortschritte integrierten freie Wirbelmodelle, um wirbelinduzierte Geschwindigkeiten in die CFD-Lösungen einzuspeisen. Dies erlaubte eine genauere Modellierung der komplexen Strömungsdynamik von Hubschrauberrotoren. Neben der Einbeziehung von Wirbelmodellen kam auch die Anwendung von Grenzschichtcodes hinzu, um viskose Effekte in den Simulationen zu berücksichtigen, was besonders für die genauere Vorhersage des Widerstands wichtig ist. Ein bedeutender Schritt war die Nutzung der Euler-Gleichungen in einem rotierenden Bezugssystem, wodurch die Simulation des Strömungsfeldes eines schwebenden Hubschrauberrotors ohne zusätzliche Wirbelmodelle möglich wurde[16]. Außerdem spielen Fluid-Struktur-Kopplungen (FSK) eine zunehmend wichtige Rolle, um die Wechselwirkung zwischen der Strömungsdynamik und der strukturellen Antwort der Rotorblätter zu erfassen. Dies ist entscheidend, um das Nickmoment und damit die Blatttorsion akkurat zu modellieren.

Nachdem auf die Entwicklung der CFD und dessen Rolle in der Simulation von Hubschrauberrotoren eingegangen wurde, werden nun weitere Herausforderungen und Fortschritte in der Simulationstechnologie betrachtet. Insbesondere bei der Anwendung der Reynolds-Averaged Navier-Stokes (RANS), die turbulente Strömungen durch eine zeitliche Durchschnittsbildung vereinfachen, stehen Forscher vor wesentlichen Problemen. Die Reynolds'sche Mittelung im RANS-Ansatz führt zum Schließungsproblem der Turbulenz[17]. Dieses Problem tritt auf, wenn versucht wird die Bewegung von turbulenten Strömungen mathematisch zu beschreiben. Durch die Mittelung nach Reynolds entstehen zusätzliche unbekannte Größen, die nicht direkt aus den Gleichungen abgeleitet werden kön-

nen. Diese fehlenden Informationen werden als Schließungsproblem bezeichnet. Um das Problem zu lösen, muss das Modell an einer geeigneten Stelle abgebrochen werden und die verbleibenden unbekanntes Größen durch Annahmen oder Modelle auf bekannte Strömungsmerkmale zurückgeführt werden. Es ist eine Herausforderung in der Turbulenzforschung und erfordert spezielle Modelle, um genaue Simulationen durchzuführen. Die historische Entwicklung der Simulationsmethoden für Hubschrauberrotoren, von der Impuls- und BET bis hin zu CFD, ermöglicht es, die komplexen und oft instabilen Strömungsphänomene, die bei verschiedenen Flugregimen eines Hubschraubers auftreten, genauer zu analysieren und zu verstehen.

2.2 Strömungssimulation bei Rotorblättern

2.2.1 Rechennetze

Die Numerische Strömungssimulation CFD ist ein wichtiges Hilfsmittel bei der Auslegung von Fluggeräten. Im industriellen Entwurfsprozess hilft CFD dabei bestehende Daten aus Windkanalexperimenten zu validieren oder diese zu ergänzen. Trotz der umfangreichen Vorbereitungszeit und den hohen Kosten, die Windkanalversuche mit sich bringen, sind sie in der Lage, zügig Ergebnisse für einen spezifischen Strömungszustand zu liefern. Im Gegensatz dazu erfordern numerische Simulationen weniger Vorbereitungszeit, benötigen jedoch mehr Zeit für die Durchführung der Berechnungen. CFD-Methoden eignen sich daher besonders für die schnelle Vergleichbarkeit verschiedener Luftfahrzeugkonfigurationen.

Dieses Kapitel widmet sich zunächst einer allgemeinen Einführung in den Simulationsprozess, gefolgt von einer detaillierten Betrachtung spezifischer Aspekte des Prozesses. Der Prozess gliedert sich in zwei Hauptbereiche auf: Die Erzeugung des Rechennetzes, sowie die Integration des erzeugten Netzes in den Strömungslöser, wobei die zweite Phase die eigentliche Lösung der Strömungsproblematik beinhaltet. Es wird zunächst genauer auf die Erzeugung des Rechennetzes eingegangen. Die Berechnung von kontinuierlichen, kompressiblen, reibungsbehafteten Strömungen erfordert die Lösung der Navier-Stokes-Gleichungen. In der Luftfahrzeugaerodynamik werden oft Finite-Volumen-Verfahren eingesetzt, bei denen der Anwender ein Rechengitter vorgibt, um das Gleichungssystem zu lösen. Dieses Gitter überdeckt den Raum um die betrachtete Konfiguration und die Zellen fungieren als Kontrollvolumen zur Berechnung der Strömungsgleichungen. Früher wurden hauptsächlich strukturierte Rechengitter verwendet, die aus hexaederförmigen Zellen bestanden. Die Methoden zur Berechnung strukturierter Rechengitter sind fortgeschritten und ermöglichen eine zügige sowie präzise Strömungsberechnung. Das Problem hierbei liegt in der aufwändigen Gittergenerierung, die mehrere Wochen in Anspruch nehmen kann. Unstrukturierte Rechengitter sind eine Alternative zu strukturierten Gittern und ermöglichen eine schnelle, automatische Gittergenerierung, dank der beliebigen Form der Kontrollvolumina. Allerdings sind unstrukturierte Verfahren noch nicht so etabliert wie strukturierte. Durch die weitreichende Erfahrung im Umgang mit strukturierten Verfahren wird versucht, durch Erweiterungen der strukturierten Strömungslöser, die Einschränkungen zu minimieren.

Die Auswahl und Anwendung von Rechennetzen hat einen maßgeblichen Einfluss bei der Modellierung und Analyse komplexer Strömungsphänomene, die in und um die rotierenden Rotorblätter eines Hubschraubers genutzt werden können. Insbesondere gibt es zwei Haupttypen von strukturierten Rechennetzen, die vom DLR verwendet werden: Das Monocoque Netz und das Chimera Netz, siehe Abbildung 2.2. Beide Netztypen nutzen eine Gebietszerlegung, welche für eine parallele Berechnung unerlässlich ist. Monocoque Netze benötigen keine Interpolation, was zwar vorteilhaft ist,

jedoch kann dies zu ungleichmäßigen Zellen führen, welches ähnlich wie die Interpolation Ungenauigkeiten in die Lösung bringt. Chimera Netze hingegen erfordern eine Interpolation, um konsistente und genaue Ergebnisse zu gewährleisten. Sie ermöglichen die Erstellung ästhetischer Netze und sind beispielsweise für den Vorwärtsflug eines Helikopters unerlässlich. Beide Netztypen haben ihre Vor- und Nachteile und die Wahl zwischen ihnen hängt von den spezifischen Anforderungen der Strömungsprobleme ab, die modelliert und analysiert werden sollen.

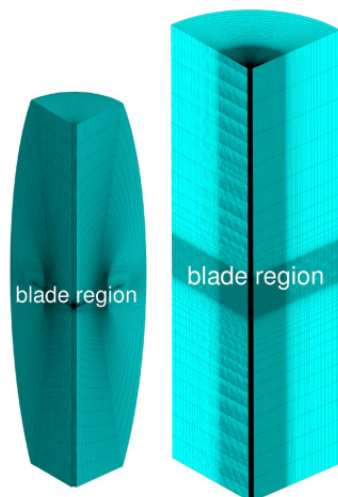


Abbildung 2.2: Isometrische Ansicht von Rechennetzen; links DLR Monocoque; rechts DLR Chimera [2]

2.2.2 Netztopologien

Die Auswahl der Netztopologie beeinflusst maßgeblich die Simulation von Hubschrauberrotoren. Die Topologie bezieht sich in diesem Kontext auf die Art und Weise, wie das Simulationsgitter um die komplexe Geometrie eines Hubschrauberrotors organisiert wird. In Abbildung 2.3 sind die unterschiedlichen Grundtypen strukturierter Gitter dargestellt (C-Gitter und O-Gitter), aus denen sich verschiedene Kombinationen erstellen lassen.

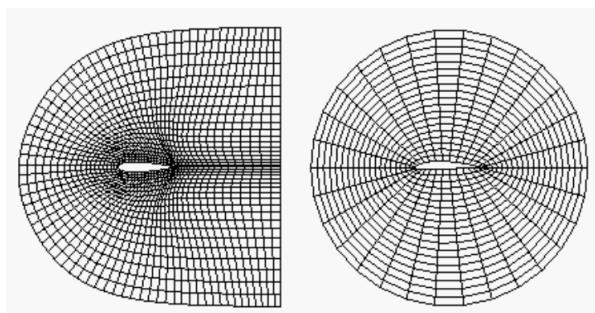


Abbildung 2.3: Grundtypen strukturierter Gitter (links: C-Gitter, rechts: O-Gitter) [3]

Die C-Gitter-Topologie wird betrachtet, da sie besonders gut für die Modellierung des Nachlaufs geeignet ist und eine hohe Auflösung in der Nachlaufregion bietet. Im Gegensatz dazu ermöglicht die O-Gitter-Topologie eine gleichmäßigere Zellverteilung um das Profil herum und eignet sich besser

für die Interpolation und variable Anströmungen. Des Weiteren werden die Kombinationen mit H-Gittern untersucht. Diese Kombinationen, wie O-H (O in Sehnenrichtung, H in Spannweitenrichtung) und C-H (C in Sehnenrichtung, H in Spannweitenrichtung), bieten unterschiedliche Vorteile hinsichtlich der Auflösung von Strömungsdetails und der Recheneffizienz. Beispielsweise erlaubt die O-H-Topologie eine detaillierte Auflösung entlang der Rotorblattspannweite, während die C-H-Topologie eine präzisere Darstellung entlang der Blattsehne ermöglicht. Für verschiedene Flugbedingungen und Rotorblattkonfigurationen werden unterschiedliche Topologien benötigt. In der Chimera-Methode werden beispielsweise für schwebende Rotoren periodische Gitter (wie O-H oder C-H) verwendet, um die Strömungscharakteristika adäquat zu simulieren. Im Gegensatz dazu erfordern Vorwärtsflugkonfigurationen oft komplexere Gitteranordnungen, die die asymmetrischen Strömungsbedingungen und die damit verbundenen aerodynamischen Effekte besser einfangen können. Hier können Topologien wie O-O zum Einsatz kommen, die eine höhere Auflösung in bestimmten Bereichen des Rotorblattes ermöglichen. Die Wahl der Topologie in der Netzgenerierung bietet mehrere Vorteile. Sie ermöglicht eine bessere Anpassung an die Komplexität der Geometrie des Hubschrauberrotors. Verschiedene Topologien können unterschiedliche Aspekte der Strömung mit variierenden Details auflösen und haben unterschiedliche Auswirkungen auf die Recheneffizienz. Einige Topologien können dazu beitragen, die Anzahl der benötigten Zellen zu reduzieren, was zu einer schnelleren Berechnung führt. Andere Topologien können stabiler sein und numerische Probleme während der Simulation minimieren. Es ist wichtig zu beachten, dass die Wahl der Topologie von den spezifischen Anforderungen der Simulation abhängt. Die richtige Topologie ist daher ein entscheidender Faktor für die Genauigkeit und Effizienz der Simulation.

2.2.3 Chimera Technik

Die Erzeugung einer passenden Netztopologie für eine gegebene Konfiguration stellt bei der Generierung strukturierter Gitter eine Herausforderung dar. Zusätzlich erfordern die meisten verfügbaren Strömungslöser, dass die Netzlinien zwischen benachbarten Blöcken eines Mehrblocknetzes kontinuierlich verlaufen. Diese beiden Probleme können durch die Anwendung der sogenannten Chimären-Technik erheblich reduziert werden. Mit dieser Technik überlappen sich zwei Netzblöcke, anstatt direkt aneinander zu stoßen. Während der Berechnung können einzelne Netzpunkte ausgeblendet werden, insbesondere wenn einige Punkte der überlappenden Gitter innerhalb eines Körpers liegen. Der Austausch von Daten zwischen den Netzblöcken erfolgt durch Interpolationstechniken.

In Abbildung 2.4 wird die praktische Anwendung der Chimera-Technik innerhalb der CFD illustriert. Es zeigt ein speziell an das Flügelprofil angepasstes Netz, das sogenannte Komponentennetz, welches in ein umfassenderes kartesisches Hintergrundgitter integriert ist. Es kommt hierbei zu einer Überlappung zweier Netze. Das Komponentennetz bildet präzise das Profil ab, während das Hintergrundgitter das erweiterte Strömungsfeld abdeckt. Die Berechnung der Strömungslösung erfolgt zunächst in beiden Gittern, in den überlappenden Bereichen wird jedoch der Wert aus dem Spendernetz übernommen, um Konsistenz in der Lösung zu gewährleisten. Spezifische Zellen des Komponentennetzes, die innerhalb des Profils liegen und für die Strömungsberechnung irrelevant sind, werden durch ein Loch im Rechengitter ausgeblendet. Dieses Loch extrahiert die relevante Strömungslösung vom Hintergrundnetz und fokussiert die Berechnung auf das Komponentennetz. Entscheidend ist dabei, dass das Loch den Interpolationsbereich für das Hintergrundnetz definiert und vorgibt, welche Lösungen aus dem Komponentennetz für Fortsetzungen im Hintergrundnetz erforderlich sind. Nach der Definition des Lochs werden die Zellen identifiziert, für die Daten aus anderen Netzen interpoliert werden müssen, die sogenannten Empfängerzellen. Um die Interpolationskoeffizienten für eine

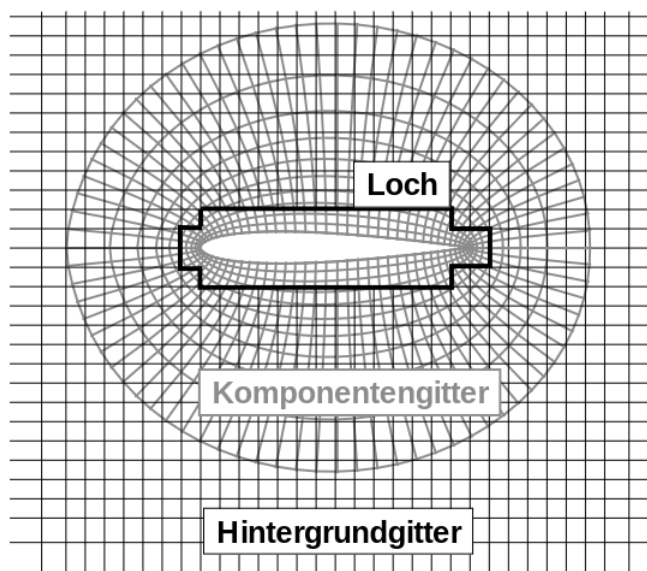


Abbildung 2.4: Darstellung der Chimera Technik [4]

bestimmte Empfängerzelle zu berechnen, ist es zunächst notwendig, die überlappenden Gitter nach einer geeigneten Spenderzelle zu durchsuchen. Angesichts der potenziell hohen Anzahl von Zellen, die diesen Prozess durchlaufen müssen, hat die Wahl des Suchverfahrens einen erheblichen Einfluss auf die Effizienz des gesamten Chimera-Verfahrens. Benek et al. [18] entwickelten einen einfach zu implementierenden Sprungalgorithmus, bei dem von einer Startzelle im Spendernetz iterativ zu einer benachbarten Zelle gesprungen wird. Dieser Algorithmus wurde von Chiu und Meakin [19] weiter optimiert und beschleunigt, um die Robustheit zu erhöhen. Nach der Lokalisierung der Spenderzelle können die Koeffizienten für das Interpolationsverfahren berechnet werden.

Im Kontext der Strömungssimulation, speziell bei Hubschrauberrotorblättern, bieten die Monocoque- und Chimera-Techniken unterschiedliche Vorteile und Herausforderungen. Die Monocoque-Technik zeichnet sich durch einen einheitlichen Gitteraufbau aus, was eine effiziente und kostengünstige Lösung durch den geringen Bedarf an Netzpunkten und die Vermeidung von Interpolation ermöglicht. Dieser Ansatz eignet sich besonders für einfachere Geometrien, kann jedoch aufgrund ungleichmäßiger Zellgrößen zu Instabilitäten und Genauigkeitsverlusten führen. Solche Zellvolumensprünge sind in beiden Fällen zu vermeiden. Im Gegensatz dazu bietet die Chimera-Technik durch überlappende Gitterstrukturen Flexibilität bei der Handhabung komplexer Geometrien und dynamischer Änderungen, wie sie vor allem beim Vorwärtsflug von Hubschraubern erforderlich sind. Obwohl die Interpolation zwischen den Netzblöcken eine homogenere Zellverteilung fördert und so zur ästhetischen Qualität der Netze beiträgt, was eine stabilere Simulation unterstützt, erhöht sie zugleich die Komplexität des Simulationsprozesses und kann zu einem gewissen Verlust an Genauigkeit führen. Die Entscheidung zwischen Monocoque- und Chimera-Netzen sollte daher auf den spezifischen Anforderungen der Strömungssimulation basieren. Ein tiefgehendes Verständnis beider Gittertypen und ihrer jeweiligen Stärken und Schwächen ist entscheidend für den erfolgreichen Einsatz in der Strömungssimulation.

2.3 Einführung in die physikalischen Grundlagen

Das vorliegende Kapitel führt in die grundlegenden Gleichungen der Strömungsmechanik ein und schafft die Basis für das Verständnis der physikalischen Grundlagen in der CFD. Es werden zunächst die Navier-Stokes Gleichungen und ihre numerische Lösung kurz umrissen, die als Fundament der Strömungsmechanik dienen, gefolgt von einer kurzen Einführung in verschiedene Turbulenzmodelle.

2.3.1 Navier Stokes Gleichungen

Die Navier-Stokes Gleichungen, formuliert im 19. Jahrhundert von Claude L. Navier und von George G. Stokes veröffentlicht, beschreiben das mathematische Verhalten von Fluiden unter Einbeziehung von Massen-, Impuls- und Energieerhaltung. Diese Gleichungen sind im Wesentlichen:

- Erhaltung der Masse
- Erhaltung des Impulses in x,y,z -Richtung
- Erhaltung der Energie

Diese Gleichungen bilden ein gekoppeltes, nichtlineares Gleichungssystem, das lediglich in speziellen Situationen mit geringer Komplexität analytisch lösbar ist. Im Folgenden wird die Notation in Divergenzform dargestellt, um eine koordinatenunabhängige Darstellung zu bieten und eine verbesserte Übersicht zu ermöglichen. In der Notation der Divergenzform werden der Geschwindigkeitsvektor \vec{u} , der Gravitationsvektor \vec{g} , die Divergenz $\vec{\nabla}$, die Einheitsmatrix I sowie der Spannungstensor τ verwendet.

$$\vec{u} = \begin{bmatrix} u \\ v \\ w \end{bmatrix} \quad \vec{g} = \begin{bmatrix} g_x \\ g_y \\ g_z \end{bmatrix} \quad \vec{\nabla} = \begin{bmatrix} \frac{\partial}{\partial x} \\ \frac{\partial}{\partial y} \\ \frac{\partial}{\partial z} \end{bmatrix} \quad I = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad \tau = \begin{bmatrix} \tau_{xx} & \tau_{xy} & \tau_{xz} \\ \tau_{yx} & \tau_{yy} & \tau_{yz} \\ \tau_{zx} & \tau_{zy} & \tau_{zz} \end{bmatrix}$$

Das zusammengefasste Navier-Stokes-Gleichungssystem umfasst die Erhaltung von Masse, Impuls und Energie:

$$\frac{\partial}{\partial t} \begin{bmatrix} \rho \\ \rho \vec{u} \\ \rho \left(e + \frac{1}{2} \vec{u}^2 \right) \end{bmatrix} + \vec{\nabla} \cdot \begin{bmatrix} \rho \vec{u} \\ \rho \vec{u} \otimes \vec{u} + pI - \tau \\ \rho \vec{u} \left(h + \frac{1}{2} \vec{u}^2 \right) - \tau \cdot \vec{u} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 \\ \rho \vec{g} \\ \rho \vec{g} \cdot \vec{u} + \rho \dot{q}_s \end{bmatrix} \quad (2.1)$$

Die übrigen Variablen ergeben sich aus:

- $\vec{u}^2 = u^2 + v^2 + w^2$
- e ist die spezifische innere Energie [J/kg]
- h ist die spezifische Enthalpie [J/kg] mit $h = e + p/\rho$
- p ist der Druck [N/m²]
- ρ ist die Dichte des Fluids [kg/m³]

- $\rho \cdot \vec{u}$ ist der Impuls
- $\rho \cdot \left(e + \frac{1}{2} \cdot \vec{u}^2 \right)$ ist die totale Energie
- p ist der Druck [N/m²]
- \dot{q}_s ist die Wärmestrahlung, die auf das Volumen wirkt [W/kg]

Das Gleichungssystem umfasst insgesamt 17 gesuchte Variablen. Um eine Lösung zu finden, werden daher 12 zusätzliche Gleichungen benötigt. Diese zusätzlichen Gleichungen bestehen aus drei Zustandsgleichungen für das Fluid und neun Stokesschen Beziehungen für die Normalspannungen und Schubspannungen[20].

2.3.2 RANS-Methode

Das Bestreben, die Navier-Stokes-Gleichungen für turbulente Strömungen mit technisch relevanten Reynolds-Zahlen zu lösen, hat zur Entwicklung der RANS-Methode geführt. Diese Methode ermöglicht es, durch physikalische Vereinfachungen und die Anwendung von Turbulenzmodellen, die Berechnungskomplexität erheblich zu reduzieren. Anstatt jede Turbulenz aufzulösen, wie es bei der Direct Numerical Simulation (DNS) erforderlich wäre, werden bei der RANS-Methode physikalische Annahmen wie konstante Temperatur, Inkompressibilität oder Vernachlässigung der Viskosität in der Strömung getroffen, um ein vereinfachtes Modell zu erstellen, das dennoch aussagekräftige Ergebnisse liefert. Die RANS-Methode und ihre Erweiterungen wie Unsteady Reynolds-Averaged Navier-Stokes (URANS) ermöglichen es, die mittleren Strömungseigenschaften und deren zeitliche Entwicklung zu simulieren, ohne die volle Komplexität der Turbulenz direkt aufzulösen. Die RANS-Gleichungen umfassen partielle Ableitungen nach der Zeit, wobei nur die Mittelwerte der physikalischen Größen wie Druck und Geschwindigkeit berücksichtigt werden, was impliziert, dass die resultierenden Lösungen stationär sein sollten. Die Simulationen konvergieren mit der Zeit zu einem stationären Zustand, der als repräsentativ für das Strömungsverhalten angesehen wird. Es ist jedoch zu beachten, dass Turbulenzen an sich instationär sind; die RANS-Gleichungen liefern lediglich Einblicke in die gemittelten Größen. Alternativ lassen sich die stationären Zustände auch durch iterative Methoden direkt berechnen. Zusätzlich zu den stationären RANS-Modellen gibt es instationäre Versionen, die als URANS-Modelle bekannt sind. Diese basieren auf der Annahme, dass die Zeitskalen der Turbulenzen wesentlich kürzer sind als diejenigen, über die sich die Mittelwerte ändern. URANS-Modelle sind nur dann effektiv, wenn diese Voraussetzung erfüllt ist, wobei die Mittelungsperiode länger als die Turbulenzskala, jedoch kürzer als die Skala der mittleren Veränderungen sein muss.

2.3.4 Fortschrittliche Turbulenzmodelle

Die Large Eddy Simulation (LES) markiert einen signifikanten Fortschritt in der Turbulenzmodellierung, indem es die größeren Wirbel direkt auflöst, während die kleineren Wirbel über subgrid-scale models (SGS) modelliert werden[21]. Diese Methode ist besonders geeignet für Strömungen mit komplexen Wirbelstrukturen, da sie es ermöglicht, die energiereichsten Skalen der Turbulenz direkt zu erfassen. LES filtert räumlich die kleinsten Skalen der Turbulenz heraus, wobei die größten, energiereichsten Skalen direkt aufgelöst werden. Die Natur der Turbulenz, bei der Strömungsstrukturen auf sehr kleiner Skala einander ähneln, ermöglicht den Einsatz einfacherer und universellerer Turbulenzmodelle, die mit reduziertem Anpassungsbedarf für verschiedene Anwendungen eingesetzt

werden können. erfordert aufgrund der Notwendigkeit, die Strömung nicht mehr als stationär zu betrachten, und der erhöhten Netzauflösung zur Erfassung weiterer Strömungsdetails einen höheren Rechenaufwand.

Die Detached-Eddy Simulation (DES) stellt eine hybride Modellierungsstrategie dar, die die Vorteile von LES nutzt, während sie die Effizienz von RANS-Modellen beibehält, besonders in Bereichen, in denen der Einsatz von LES zu kostspielig wäre. Durch die Kombination von RANS-Modellen für wandnahe Bereiche mit LES für Bereiche mit Strömungsablösung ermöglicht DES eine effiziente und genaue Simulation komplexer Strömungen. Diese Methode wird besonders in industriellen Anwendungen immer beliebter, da sie einige der Einschränkungen der RANS-Modelle überwindet und gleichzeitig einen tieferen Einblick in die Lösung bietet, da die Simulation immer als instationäre Strömung durchgeführt wird, selbst in Fällen, die eine stationäre Lösung haben könnten. Die feinere räumliche Auflösung ermöglicht es zudem, das detaillierte Verhalten der interessierenden Strömung zu untersuchen, und das zu reduzierten Kosten im Vergleich zu einem vollständigen LES-Ansatz.

2.4 Strömungsphysik am Hubschrauber

2.4.1 Grundlegende Phänomene

Um die grundlegende Strömungsphysik eines Hubschraubers zu ergründen, werfen wir zunächst einen Blick auf die Manöver, die er ausführen kann. Im Gegensatz zu Starrflügelflugzeugen sind Hubschrauber in der Lage, senkrecht zu starten und zu landen sowie in der Luft zu schweben. Sie operieren in vier Flugregimen: Schweben, senkrechter Auf- und Abstieg sowie Vorwärtsflug. Jedes dieser Regime birgt seine eigenen Herausforderungen. Der Abstieg beispielsweise ist ein besonders anspruchsvolles Regime, da die Rotorblätter in den Einflussbereich des Rotors geraten und es zu Blatt-Wirbel-Interaktionen kommt, die erheblichen Lärm und Vibrationen verursachen können. Im Vorwärtsflug muss die Komponente des Schubs, die in Flugrichtung wirkt, den Luftwiderstand überwinden. Dieser Flugzustand wird durch das Vorschubverhältnis, $\mu = \frac{V}{\Omega R}$, charakterisiert, wobei V die Vorwärtsgeschwindigkeit, Ω die Drehzahl des Rotors und R der Rotordurchmesser ist. Designbeschränkungen legen typischerweise nahe, dass $\mu \leq 0,4$ sein sollte.

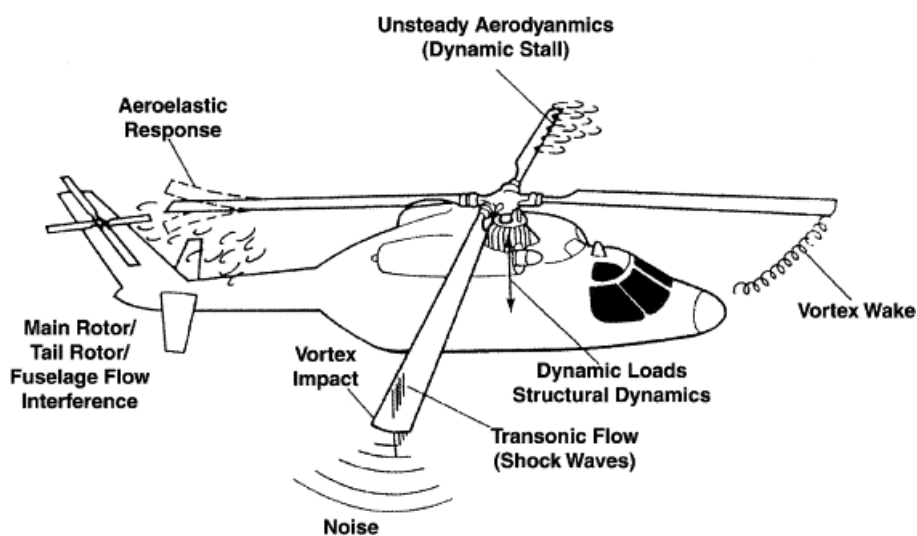


Abbildung 2.5: Helikopter Physikalische Phänomene [5]

Die Betriebsumgebung eines Hubschrauberrotors ist folglich äußerst komplex, grundlegend instabil und umfasst einen weiten Reynoldszahlbereich. Diese Komplexität wird auch durch die Anzahl der grundlegenden Forschungsprobleme der Strömungsdynamik verdeutlicht. Diese Probleme werden hier in einer umfassenden Skizze in Abbildung 2.5 dargestellt. Die Aerodynamik eines Hubschraubers unterscheidet sich deutlich von der eines Starrflügelflugzeugs, insbesondere im Hinblick auf komplexe Strömungsphänomene. In der Nähe der schnell drehenden Blattspitzen eines Hubschrauberrotors kann die Strömung kompressibel werden, was zu Überschallgeschwindigkeiten und damit zu Schockwellen führen kann. Auf der voreilenden Seite entstehen diese Schockwellen. Dies steht im Gegensatz zu den in der Regel subsonischen Strömungen an Flugzeugtragflächen. An der gegenüberliegenden, zurückweichenden Seite des Rotorblattes verringert sich die Strömungsgeschwindigkeit schnell, was zu einer inkompressiblen Strömung und Strömungsablösungen führen kann. Diese Phänomene treten bei Flugzeugen in dieser Form nicht auf.

2.4.2 Kräfte am Rotor

Abbildung 2.6 veranschaulicht einen Querschnitt eines Rotorblattes und die darauf wirkenden aerodynamischen Kräfte. Die Auftriebskraft C_l , die senkrecht zur Anströmrichtung steht, wird durch den Koeffizienten L repräsentiert und ist nach oben gerichtet. Die Widerstandskraft C_d , die entlang der Anströmrichtung wirkt, ist durch D gekennzeichnet und zeigt nach vorne. Das Moment C_m dreht um den viertel Chordpunkt des Profils und wird durch M symbolisiert. Ein positiver Wert deutet dabei eine nasenaufwärts gerichtete Rotation an. Um die aerodynamischen Kräfte spezifisch für Rotorblätter zu bestimmen, werden die lokale Mach-Zahl M und der Anströmwinkel α herangezogen, die aus den Geschwindigkeitskomponenten am betrachteten Flügelschnitt berechnet werden. Diese Koeffizienten werden mit den entsprechenden Mach-Zahlen in die modifizierten aerodynamischen Koeffizienten $C_n M^2$, $C_l M^2$ und $C_m M^2$ umgewandelt, um die Kräfte am Rotorblatt zu bestimmen: Die Koeffizienten werden mittels folgender Gleichungen in die Kräfte konvertiert:

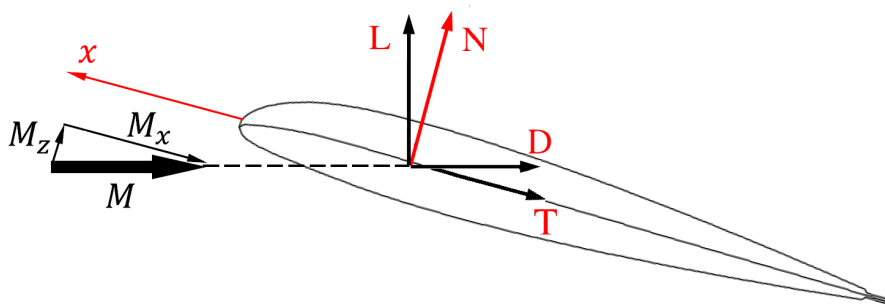


Abbildung 2.6: Kräfte am Flügelprofil [6]

$$C_l = \frac{(C_n M^2 \cdot \cos(\alpha) + C_l M^2 \cdot \sin(\alpha))}{M^2} \quad (2.2)$$

$$C_d = \frac{(C_n M^2 \cdot \sin(\alpha) - C_l M^2 \cdot \cos(\alpha))}{M^2} \quad (2.3)$$

$$C_m = \frac{C_m M^2}{M^2} \quad (2.4)$$

Hier ist α der Anströmwinkel und M die Mach-Zahl, die die Geschwindigkeit des Flügels relativ zur Schallgeschwindigkeit angibt. Die Mach-Komponenten M_x und M_z , die jeweils in Spannweitenrichtung und normal dazu wirken, ersetzen die trigonometrischen Funktionen. Um die Performance des Rotors zu bewerten, werden der Schubbeiwert C_T , der Leistungsbeiwert C_P und die Leistungskennzahl *Figure of Merit* (FM) herangezogen. Diese Parameter sind wesentlich für die Analyse der Effizienz und Leistungsfähigkeit des Rotors. Der Schubbeiwert C_T ist definiert als das Verhältnis des erzeugten Schubs T zur dynamischen Druckkraft, multipliziert mit der Fläche des Rotorkreises:

$$C_T = \frac{T}{\rho_\infty \pi R^2 (\Omega R)^2}$$

wobei T der erzeugte Schub, ρ_∞ die Luftdichte, πR^2 die Fläche des Rotorkreises, und ΩR die periphere Geschwindigkeit des Rotors sind. Der Leistungsbeiwert C_P beschreibt das Verhältnis der vom Rotor verbrauchten Leistung P zur dynamischen Druckleistung, multipliziert mit der Fläche des Rotorkreises:

$$C_P = \frac{P}{\rho_\infty \pi R^2 (\Omega R)^3}$$

Hierbei ist P die vom Rotor verbrauchte Leistung. Die Leistungskennzahl *Figure of Merit* (FM) ist ein Maß für die Effizienz des Rotors und wird durch das Verhältnis des Schubbeiwerts zum Leistungsbeiwert unter idealen Bedingungen berechnet:

$$FM = \frac{C_T^{3/2}}{C_P}$$

Ein höherer Wert deutet auf einen effizienteren Rotor hin, der mehr Schub bei weniger Leistung erzeugt.

2.4.3 Dynamischer Strömungsabriss

Der dynamische Strömungsabriss, ein Phänomen, das hauptsächlich bei Vertikalluftfahrzeugen wie Hubschraubern vorkommt, entsteht durch hohe Anstellwinkel und schnelle Anstellwinkeländerungen, die eine Strömungsablösung und -wiederanlegung bewirken. Diese Vorgänge führen zu komplexen Strömungsstrukturen wie Scherschichten und Wirbel, die mit Rotorblättern interagieren. Um ein besseres Verständnis für den dynamischen Strömungsabriss zu erlangen, erfolgen Forschungen mittels experimenteller Ansätze sowie CFD-Analysen gemäß den Arbeiten von Smith [22]. Ziel ist es, die zugrunde liegenden Phänomene zu erforschen und darauf aufbauend Vorhersage- und Kontrollmethoden zu entwickeln. Fortschritte in der CFD-Modellierung ermöglichen es, die Strömungsphänomene detailliert darzustellen und die Bedingungen für das Auftreten des Phänomens besser zu verstehen. Diese Erkenntnisse tragen zur Optimierung von Rotorblattdesigns und Flugleistung bei. Obwohl dynamischer Strömungsabriss bei Hubschraubern im Schwebeflug typischerweise nicht auftritt, ist das Verständnis dieses Phänomens für die umfassende Erfassung aerodynamischer Herausforderungen bei Vertikalluftfahrzeugen essenziell und fließt in Designüberlegungen ein.

3 Numerische Methoden

In diesem Kapitel wird der CFD Solver FLOWer vorgestellt, zusammen mit einer Einführung in seine Funktionen. Zusätzlich wird der Netzgenerator G-Cube erwähnt, der in dieser Arbeit in Kombination mit FLOWer eingesetzt wird. Anschließend werden die verwendeten Methoden detailliert beschrieben, einschließlich der Anpassungen im dualen Zeitschrittverfahren, der räumlichen Diskretisierung und der Modifizierung von Turbulenzmodellen. Zum Schluss wird erläutert, wie FLOWer und G-Cube speziell in dieser Arbeit angewendet werden.

3.1 Strömungslösung in CFD

3.1.1 FLOWer

Zu Beginn dieses Abschnitts wird der etablierte Strömungslöser FLOWer vorgestellt, der ursprünglich vom DLR entwickelt wurde und den numerischen Code darstellt, der in dieser Arbeit verwendet wurde[23]. FLOWer ist ein blockstrukturierter Strömungslöser für die Lösung der kompressiblen, dreidimensionalen, Reynolds-gemittelten Navier-Stokes-Gleichungen (RANS-Gleichungen) für starre Körper in beliebiger Bewegung. Er nutzt ein Finite-Volumen-Verfahren mit einem konservativen Diskretisierungsverfahren zweiter Ordnung zur Lösung der Gleichungen. Das in dieser Studie angewendete räumliche Schema basiert auf einem Aufwind-Schema von Kitamura und Shima, ergänzt durch eine vierte Ordnung genaue Rekonstruktion nach Yamamoto et al.[24][25]. Um die numerische Dissipation weiter zu reduzieren, kommen van-Albada-Typ-Limiter zum Einsatz, welche die Minmod-Limiter ersetzen. Dies trägt dazu bei, ungewollte Fehler zu minimieren und eine bessere Lösungsstabilität sowie ausgewogene Ergebnisqualität zu gewährleisten. Der FLOWer-Code implementiert verschiedene Techniken zur Beschleunigung der Konvergenz bei stationären Berechnungen, darunter lokale Zeitschritte, implizite Restglättung und Mehrgitterbeschleunigung.

Zusätzlich integriert FLOWer die in Kapitel 2.2.3 beschriebene Chimera-Technik, welche eine flexible Handhabung komplexer Geometrien und unabhängig bewegender Körper ermöglicht, indem sie verschiedene Gitterblöcke kombiniert, um es ihnen zu ermöglichen, sich relativ zueinander zu bewegen[4]. Es stehen diverse Turbulenzmodelle zur Verfügung, von Eddy-Viskositätsmodellen bis zu vollständigen differentiellen Reynolds-Spannungsmodellen, wobei in dieser Studie das Spalart-Allmaras mit Rotationseffekten (SA-R)-Turbulenzmodell von Dacles-Mariani et al.[26] zur Schließung der U-RANS-Gleichungen verwendet wird. Der laminar-turbulente Übergang wird empirisch an den Rotorblättern gemäß den von Heister gewählten Mechanismen vorhergesagt[27]. FLOWer ist ebenfalls fähig, Strömungen auf beweglichen Gittern (Translation und Rotation) unter stationären und instationären Bedingungen zu berechnen, indem die kompressiblen RANS-Gleichungen in ein körperfestes, rotierendes Referenzsystem transformiert werden. Hierbei wird die Periodizität der Strömungsfeldlösung genutzt, um das Rechengebiet effektiv zu reduzieren, indem nur ein Viertel des Rechengebiets berücksichtigt wird. Spezielle Randbedingungen an den periodischen Gitteroberflächen ermöglichen die Übertragung der Strömungsinformationen zwischen den Gittergrenzen.

Der in dieser Untersuchung verwendete Computer war der CARA HPC (Computer for Advanced Research in Aerospace, High Performance Computer), welcher dem DLR gehört. Er verfügt über 2280 Knoten und ist ausgestattet mit AMD EPYC-Prozessoren, jeweils mit zwei AMD EPYC-Prozessoren und 32 Rechenkernen, 112 Knoten jeweils mit zwei AMD EPYC-Prozessoren und 64 Rechenkernen sowie 10 Knoten mit jeweils vier NVIDIA A100-GPUs. Das System wird wassergekühlt und hat einen Stromverbrauch von bis zu 1,2 Megawatt. Die Speicherkomponenten sind aufgeteilt in 16,5 Petabyte Festplattenlaufwerk (HDD) und 0,6 Petabyte Solid-State-Laufwerk (SSD). CARA verfügt über eine maximale Rechenleistung von 3,2 Billionen Operationen pro Sekunde [28].

3.1.2 Netzgenerierung

In jeder CFD-Studie ist es wesentlich, die verwendeten Gitter innerhalb der Simulationen zu thematisieren. Dieses grundlegende Element der CFD-Simulationen kann einen erheblichen Einfluss auf die Zuverlässigkeit und Genauigkeit der erzeugten numerischen Ergebnisse haben. Besonders in den Strömungsfeldern eines schwebenden Hubschraubers bestimmen komplizierte, von Wirbeln dominierte Strömungsmuster, das Verhalten aerodynamischer Phänomene, was die Auswahl des Rechengitters als wichtige Entscheidung darstellt. Alle in dieser Arbeit verwendeten Netze wurden mit der DLR internen Netzgenerierungssoftware G^3 (G-Cube) erstellt, welcher auf transfiniter Interpolation ähnlich wie GEROs[29] basiert. Für eine detaillierte Darstellung der beiden in dieser Arbeit untersuchten Netze, das Monocoque- und das Chimera-Netz, stellt die Tabelle 3.1 alle relevanten Parameter dar, die diese Netze charakterisieren, und bietet somit einen Überblick über die spezifischen Eigenschaften jedes Netztyps.

Parameter	DLR Monocoque	DLR Chimera
Zellennetz der Blätter		
In Sehnenrichtung	160	129
In Spannweitenrichtung	160	129
Grenzschicht	~35–60	~35–50
Nachlaufauflösung (in % der Sehnenlänge)		
Umfangsrichtung	9–100	13
Radial	9	13
Vertikal	13	14
Fernfeld-/Außennetzdimensionen (in Rotorraden)		
Vertikal	6	6
Lateral	2.5	2.8
Gesamtzahl der Zellen	4.4 M	7.6 M
Volles Rotoräquivalent	17.6 M	30.4 M

Tabelle 3.1: Vergleich der Netzeigenschaften von Monocoque und Chimera[2]

In dieser Arbeit liegt der Schwerpunkt auf der Analyse und Modifikation von Simulationsparametern. Aus diesem Grund dienten als Ausgangsbasis bereits etablierte Gitterstrukturen, die dafür intern vom DLR bereitgestellt wurden. Diese Vorgehensweise erlaubte es, unmittelbar auf die Kernaspekte der Simulationen einzugehen, ohne umfangreiche Änderungen an den Netzkonfigurationen vornehmen zu müssen. Die vorgegebenen Strukturen bildeten eine solide Grundlage für die Untersuchung aerodynamischer Phänomene, besonders im Kontext der Strömungsfelder um Hubschrauber im Schwebeflug. Um eine vorab angenommene Hypothese zu überprüfen, wurde die Simulationen sowohl für das

Monocoque- als auch für das Chimera-Setup durchgeführt, mit dem Ziel, die Unterschiede zwischen beiden Netzen zu untersuchen und zu bestätigen, ob das Chimera-Setup tatsächlich, wie zuvor erwartet, verbesserte Ergebnisse im Vergleich zum Monocoque-Netz liefert. Diese Entscheidung basierte auf der Erwartung, dass die höhere Gitterdichte und gleichmäßige Verteilung des Chimera-Netzes zu präziseren Einblicken in die Strömungsphänomene führen würden.

3.1.3 Auswahl des Rotors

In dieser Studie wird CFD verwendet, um den HART II Rotor zu analysieren. Seine Auswahl als Untersuchungsobjekt basiert auf seiner breiten Nutzung in Code-Validierungsstudien, seiner repräsentativen Geometrie sowie der umfassenden Datenbasis. Die Robustheit des Rotors und die umfangreichen, von renommierten Institutionen wie der US Army, dem Deutschen Zentrum für Luft- und Raumfahrt (DLR), NASA Langley, ONERA und den Deutsch-Niederländischen Windkanälen Deutsch-Niederländische Windkanäle (DNW) durchgeführten Voruntersuchungen, stellen eine fundierte Grundlage für unsere Analyse dar[22]. Diese Zusammenarbeit unterstreicht die Eignung des HART II Rotors als Modell für die Validierung unserer CFD-Ansätze und liefert eine verlässliche Basis, um die aerodynamischen Eigenschaften und Leistungsparameter präzise zu bewerten. Zudem basiert diese Entscheidung auch auf den Arbeiten von Berend von der Wall, deren Methoden und Ergebnisse wir mit unseren CFD-Simulationen überprüfen möchten[6]. Um ein umfassenderes Verständnis der Rotorleistung unter verschiedenen Betriebsbedingungen zu erlangen, überprüft diese Arbeit die Betriebsbedingungen unter mehreren Einstellwinkeln des HART II Rotors und stellt diese Ergebnisse in Kapitel 4 vor. Eine detaillierte Übersicht über die spezifischen Eigenschaften und Parameter des HART II Rotors, ist in Tabelle 3.2 dargestellt.

Parameter	Wert
Anzahl der Blätter	4
Radius	2 m
Sehne	0.121 m
Verwindung	-8°/R
Profil	NACA23012
Form	rechteckig
Umgebungstemperatur	290,46 K
Umgebungsdruck	100.970 Pa
Drehzahl	1042 RPM (109 rad/s)

Tabelle 3.2: HART II Rotor Spezifikationen[2]

3.2 Zeitschrittverfahren

Flower setzt das Duale-Zeitschrittverfahren ein, um instationäre Systeme in der Strömungsmechanik wirkungsvoll zu simulieren, indem es lineare Gleichungssysteme bearbeitet, die aus der Diskretisierung der Navier-Stokes-Gleichungen abgeleitet werden. Als Pseudo-Zeitintegrationsverfahren kommt das rückwärts gerichtete Euler-Lower-Upper Symmetric-Gauss-Seidel (LU-SGS)-Schema zum Einsatz[30]. Dieses Schema, speziell entwickelt für eine effiziente Lösung des Gleichungssystems, erhöht durch die Integration zukünftiger und aktueller Zeitpunkte die Genauigkeit und Vorhersagekraft der Simulationen. Seine Fähigkeit, das Gleichungssystem in obere und untere Dreiecksmatrizen zu faktorisieren, verleiht dem Verfahren eine erhöhte Stabilität und macht es somit ideal für instationäre Simulationen, die sonst zu Fehlern aufgrund von Instabilitäten neigen.

In dieser Arbeit wurde die zeitliche Ordnung des dualen Zeitschrittverfahrens mithilfe der (*backward differentiation formula*) Backward Differentiation Formula (BDF)-Methode angepasst, um die Stabilität und Genauigkeit der numerischen Simulation zu vergleichen und den Einfluss der Methode auf die Simulation zu überprüfen. Im Fokus stand der Vergleich der BDF Einstellungen in FLOWer von 1, 2 und 2,48, wobei BDF=2,48 auch als *BDF2OPT* bezeichnet wird und als *A-stabil* gilt [30]. Gegenüber dem herkömmlichen Verfahren soll diese Anpassung die Genauigkeit steigern und die benötigten Iterationen für eine vollständige Konvergenz zum stationären Zustand reduzieren. Diese Hypothese wird in Kapitel 4 untersucht. Die BDF-Methode ist eine implizite Methode zur numerischen Integration von gewöhnlichen Differentialgleichungen und wird insbesondere zur Lösung von steifen Anfangswertproblemen eingesetzt. Als Beispiel für ein BDF-Verfahren zweiter Ordnung (BDF2) lautet die spezifische Formel:

$$y_{n+2} - \frac{4}{3}y_{n+1} + \frac{1}{3}y_n = \frac{2}{3}hf(t_{n+2}, y_{n+2}) \quad (3.1)$$

Die Stabilität der BDF-Methoden wird durch ihre Stabilitätsregionen, siehe 3.1, charakterisiert, die zeigen, für welche Schrittweiten und Steifigkeitsgrade die Methode zuverlässige Ergebnisse liefert. Im spezifischen Kontext der BDF-Verfahren ist die Stabilitätsregion von besonderer Bedeutung. Wie aus den grafischen Darstellungen im Vergleich von BDF1, BDF2 und BDF3 ersichtlich, indiziert der pinke Bereich die Stabilitätsregion der BDF-Methoden. Die Wahl von BDF2,48 (BDF2OPT) in dieser Studie wurde getroffen, um die höchstmögliche Stabilität bei A-Stabilität zu gewährleisten, da BDF3 bereits nicht mehr als A-stabil gilt und BDF2,48 gerade noch dieses Kriterium erfüllt. Dies verdeutlicht die Wichtigkeit einer sorgfältigen Auswahl der BDF-Ordnung für die numerische Simulation, um eine optimale Balance zwischen Stabilität und Genauigkeit zu erzielen. Zusätzlich zur Anpassung der zeitlichen Ordnung des dualen Zeitschrittverfahrens wurde auch der Einfluss verschiedener Zeitschritte auf die Simulation untersucht. Konkret wurden Zeitschritte von 0,5°, 1° und 2° verglichen, um zu verstehen, wie diese die Unterteilung der Umdrehungen des Rotors in unterschiedlich große Abschnitte beeinflussen. Ein Rotor, der für eine vollständige Umdrehung mit einer Einstellung von 1° 360 Zeitschritte benötigt, erfordert bei einer Feinabstimmung auf 0,5° bereits 720 Zeitschritte für dieselbe Umdrehung. Diese Verfeinerung der Zeitschritte führt zu einer erhöhten Anzahl von Berechnungsschritten und hat potenzielle Auswirkungen auf die Genauigkeit und Rechenzeit der Simulation, könnte aber durchaus weniger innere Iterationen benötigen. Die Auswirkungen dieser Einstellung auf die Simulationsergebnisse, insbesondere in Bezug auf Stabilität und Genauigkeit, werden in Kapitel 4 detailliert untersucht.

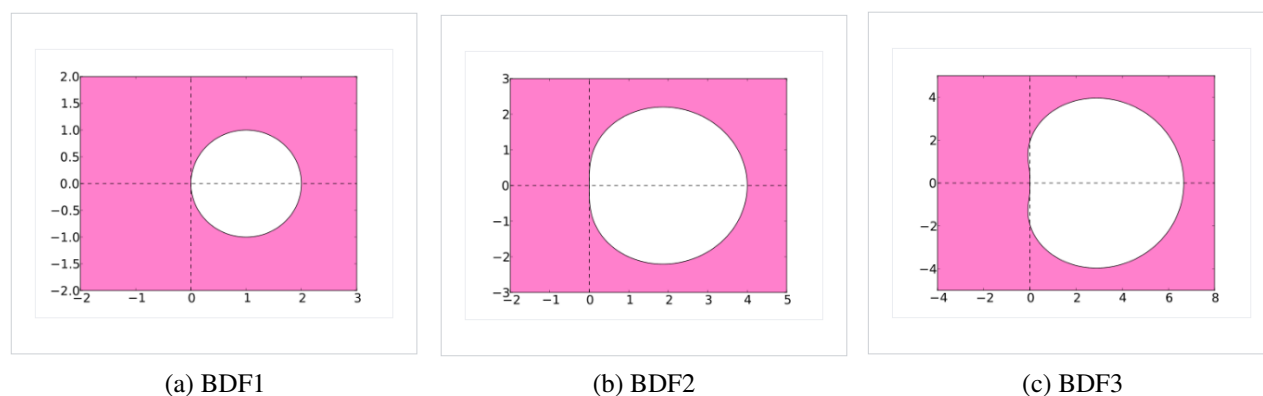


Abbildung 3.1: Stabilitätsregionen der BDF-Methode [7]

3.3 Räumliche Diskretisierung

In der Simulation von Strömungen und anderen physikalischen Systemen, die sich im Laufe der Zeit verändern, spielt die Art und Weise, wie wir den Raum in unserem Computermodell abbilden, eine wichtige Rolle. Eine Methode, die in diesem Zusammenhang häufig zum Einsatz kommt, ist das Monotonic Upstream-Centered Scheme for Conservation Laws (MUSCL)-Verfahren (*monotonic upstream-centered scheme for conservation laws*). Einfach ausgedrückt, hilft das Verfahren dabei, die Veränderungen von Flüssigkeiten oder Gasen in einem Raum genauer zu berechnen, insbesondere wenn es abrupte Änderungen wie Stöße oder starke Gradienten gibt. Es wird auch die Räumliche Ordnung des reibungsfreien Flussschemas genannt. Das Besondere an diesem Verfahren ist, dass es nicht nur schaut, was genau an einem Punkt passiert, sondern auch die Informationen von benachbarten Punkten nutzt, um eine genauere Vorhersage zu machen.

Die Untersuchungen innerhalb dieser Arbeit fokussieren darauf, wie die Wahl zwischen zwei Einstellungen dieses Verfahrens, nämlich einer MUSCL-Ordnung von 2 oder von 4, die Ergebnisse der Simulationen in Flower beeinflussen. Durch diese Untersuchung soll herausgefunden werden, welche Einstellung besser geeignet ist, um die realen physikalischen Vorgänge genauer abzubilden. Die MUSCL-Ordnung bestimmt, wie fein oder grob die Berechnungen zwischen den Punkten im Raum sind, was wiederum beeinflusst, wie gut abrupte Veränderungen im simulierten System dargestellt werden können.

3.4 Turbulenzmodellierung

Die Turbulenzmodellierung stellt eine Erweiterung der RANS-Gleichungen dar, um die Komplexität turbulenter Strömungen in der CFD effektiv zu erfassen. Die grundlegenden Turbulenzmodelle, die für diese Studie betrachtet wurden, waren das Ein-Gleichungs-Turbulenzmodell von Spalart-Allmaras (SA) [31] und das Zwei-Gleichungen Menter SST k - ω -Modell [32]. Mit diesen Modellen wird die Modellgröße der turbulenten Viskosität in den RANS-Gleichungen bestimmt.

3.4.1 SA-Turbulenzmodell

Die Transportgleichung für die turbulente kinematische Viskosität $\tilde{\nu}_t$ im Spalart-Allmaras (SA) Modell beschreibt, wie das $\tilde{\nu}_t$ durch das Strömungsfeld transportiert wird. Diese Größe wird verwendet, um die turbulente Viskosität zu modellieren, welche in die Navier-Stokes-Gleichungen eingefügt

wird, um die Effekte der Turbulenz darzustellen. Im gesamten Folgenden wird über den Turbulenzfeldvariablen ein Tilde verwendet, um anzuzeigen, dass es sich um eine Modellgröße handelt. Die Gleichung besteht aus mehreren Termen, die Quellen (Produktion) und Senken (Destruktion und Dämpfung) für \tilde{v}_t darstellen:

$$\frac{\partial \tilde{v}_t}{\partial t} + u_j \frac{\partial \tilde{v}_t}{\partial x_j} = \underbrace{c_{b1}(1 - f_{t2})\tilde{S}\tilde{v}_t}_{\text{Produktionsterm}} - \underbrace{\left[c_{w1}f_w - \frac{c_{b1}}{\kappa^2}f_{t2} \right] \left(\frac{\tilde{v}_t}{d} \right)^2}_{\text{Destruktionsterm}} + \underbrace{\frac{1}{\sigma} \left[\frac{\partial}{\partial x_j} \left((v_t + \tilde{v}_t) \frac{\partial \tilde{v}_t}{\partial x_j} \right) + c_{b2} \left(\frac{\partial \tilde{v}_t}{\partial x_i} \right)^2 \right]}_{\text{Dämpfungsterm}} \quad (3.2)$$

und die turbulente Wirbelviskosität wird berechnet mit:

$$\mu_t = \rho \tilde{v}_t f_{v1} \quad (3.3)$$

wobei ρ die Dichte, \tilde{v}_t die turbulente kinematische Viskosität und f_{v1} ein Korrekturfaktor ist. Die modifizierte Wirbelstärke \tilde{S} im SA-Modell wird durch folgende Beziehung definiert:

$$\tilde{S} = \Omega + \frac{\tilde{v}_t}{\kappa^2 d^2} f_{v2} \quad (3.4)$$

wobei

$$\Omega = \sqrt{2W_{ij}W_{ij}} \quad (3.5)$$

und Ω die Wirbelstärke darstellt und d den Wandabstand angibt. Das \tilde{S} , zusammen mit dem Wandabstand d , wird verwendet, um die Verteilung der Turbulenz im Feld zu beschreiben und bietet eine detaillierte Darstellung der Turbulenzstruktur in der Strömung. Die Dämpfungsterm im SA-Modell ermöglicht eine realistische Modellierung der Turbulenz in der Nähe von festen Oberflächen. Diese Funktionen sind so konzipiert, dass sie die Wirbelviskosität auf physikalisch plausible Werte begrenzen, was äußerst wichtig ist, um Strömungsablösungen präzise vorherzusagen. Darüber hinaus sind sie darauf ausgerichtet, die physikalischen Eigenschaften der Turbulenz über verschiedene Strömungsregime hinweg genau wiederzugeben und die Modellierung von Strömungen um komplexe Geometrien zu erleichtern. Ein bekanntes Problem des SA-Modells ist, dass der Destruktionsterm gegen Null geht, wenn der Wandabstand d gegen Unendlich strebt. In der Praxis führt dies dazu, dass das SA-Modell zu viel turbulente Viskosität \tilde{v}_t in Bereichen freier Wirbel erzeugt, was die Wirbelstrukturen beeinträchtigen kann und diese dadurch nicht mehr richtig abgebildet werden können. Um dieses Problem zu beheben, entstand das SA-R-Modell.

3.4.2 SA-R Turbulenzmodell mit Wirbelkorrektur

Im Spalart-Allmaras-Modell mit Wirbelkorrektur (*Spalart-Allmaras One-Equation Model with Rotation Correction*), von Dacles-Mariani [26], wird eine Modifikation des Produktionsterms eingeführt, die darauf abzielt, die Wirbelviskosität in Bereichen zu reduzieren, in denen die Wirbelstärke die Dehnungsrate übersteigt, wie es in Wirbelkernregionen der Fall ist. In solchen Regionen sollte reine Rotation, entsprechend der Theorie von Dacles-Mariani [26], keine Turbulenz erzeugen und sogar dämpfen. Die Korrektur bleibt passiv in dünnen Scherschichten, wo Wirbelstärke und Dehnung sehr ähnlich sind. Das SA-Modell bleibt nahezu unverändert, außer dass der Produktionsterm im SA-R-Modell folgendermaßen modifiziert wird:

$$c_{b1}(1 - f_{t2}) \left[\tilde{S} + c_{rot} \min(0, \tilde{S} - \Omega) \right] \tilde{v} \quad (3.6)$$

wobei \tilde{S} definiert ist als:

$$S = \sqrt{2S_{ij}S_{ij}}$$

und

$$S_{ij} = \frac{1}{2} \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) \quad (3.7)$$

hierbei ist \tilde{S} ein Maß für die Wirbelstärke. Zusätzlich wurde der Faktor c_{rot} eingeführt, der als Anpassungsparameter dient und in dieser Studie gemäß der Empfehlung auf den Wert 2 gesetzt wurde. Das SA-R-Modell führt einen Vergleich des Scherraten-Tensors \tilde{S} im Verhältnis zur Wirbelstärke durch, um zwischen freien Wirbeln und Grenzschichtströmungen zu unterscheiden. In der Grenzschicht führen starke Scherkräfte zu hohen Scherratentensor-Werten. Das Modell reagiert darauf, indem es bei einem höheren Scherratentensor-Wert im Vergleich zur Wirbelstärke den Produktionsterm anpasst, um eine übermäßige Turbulenzproduktion in der Grenzschicht zu vermeiden. Überwiegt hingegen die Wirbelstärke, wird eine Korrekturfunktion aktiviert, die die turbulente Viskosität reduziert. Diese Methode ermöglicht eine präzisere Darstellung der Strömungsphysik und eine angemessene Anpassung der Wirbelviskosität in Wirbelkernbereichen.

3.4.3 SST-k- ω Turbulenzmodell

Das SST-k- ω Turbulenzmodell, entwickelt von Menter [32] in den frühen 1990er Jahren, stellt eine signifikante Verbesserung in der Simulation von turbulenten Strömungen dar. SST steht dabei für *Shear-Stress Transport*, was auf den Transport von Scherspannungen in turbulenten Strömungen hinweist. Dieses Modell kombiniert die Stärken des k- ω (kinetische Energie und spezifische Dissipationsrate) Modells in wandnahen Bereichen mit den Vorteilen des k- ϵ (kinetische Energie und Dissipationsrate) Modells in der Fernfeldregion, um eine präzisere Vorhersage der Strömungsverhältnisse zu ermöglichen. Allerdings wurde in dieser Arbeit eine zusätzliche Anpassung des Modells, aus dem Jahr 2003, bekannt als *SST-2003*, welche spezifische Verbesserungen und Anpassungen einführte, um die Modellgenauigkeit weiter zu erhöhen. Das SST-k- ω Modell wird als ein Zwei-Gleichungs-Turbulenzmodell bezeichnet, weil es zwei separate Transportgleichungen verwendet, eine für die turbulente kinetische Energie (k) und eine für die spezifische Dissipationsrate (ω). Diese duale Gleichungsstruktur ermöglicht es, die Effekte von Turbulenz auf die Strömungsdynamik mit einer höheren Genauigkeit zu erfassen als einfacher gestaltete Modelle. Das SST-k- ω Modell basiert auf zwei Differentialgleichungen, die die Transportgleichungen für die turbulente kinetische Energie k und die spezifische Dissipationsrate ω darstellen.

Diese Gleichungen sind:

$$\frac{\partial(\rho k)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u_j k)}{\partial x_j} = P - \beta^* \rho \omega k + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[(\mu + \sigma_k \mu_t) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] \quad (3.8)$$

$$\frac{\partial(\rho \omega)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u_j \omega)}{\partial x_j} = \frac{\gamma}{v_t} P - \beta \rho \omega^2 + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[(\mu + \sigma_\omega \mu_t) \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right] + 2(1 - F_1) \frac{\rho \sigma_{\omega 2}}{\omega} \frac{\partial k}{\partial x_j} \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \quad (3.9)$$

und werden durch eine Reihe von Modellkonstanten und zusätzlichen Funktionen ergänzt, die die Wechselwirkung zwischen den wandnahen und Fernfeldregionen regeln. Insbesondere die Einführung der Blending-Funktion F_1 , die eine glatte Übertragung zwischen den k- ω und k- ϵ Modellanteilen ermöglicht, ist ein Schlüsselmerkmal des SST-Modells[32]. Das SST-k- ω Modell berechnet die

turbulente Eddy-Viskosität μ_t nach der folgenden Gleichung:

$$\mu_t = \frac{\rho a_1 k}{\max(a_1 \omega, \Omega F_2)} \quad (3.10)$$

wobei Ω die Wirbelstärke ist und F_2 eine Blending-Funktion darstellt.

Anpassungen im SST-2003 Modell

Die *SST-2003* Version führte mehrere wichtige Anpassungen ein, um die Genauigkeit und Anwendbarkeit des Modells weiter zu verbessern. Eine Änderung war die Korrektur des Produktionsterms in der ω -Gleichung, die von $\alpha \rho S^2$ zu $\alpha \tilde{P}_k / \nu_t$ angepasst wurde. Dieser Schritt verbesserte die Vorhersagegenauigkeit in Strömungsbereichen mit hohen Belastungsgradienten. Die Hauptänderung in der *SST-2003* Version ist allerdings die neue Definition der turbulenten Wirbelviskosität, welche die Invariante der Dehnungsrate S verwendet, anstelle der Wirbelstärke Ω :

$$\mu_t = \frac{\rho a_1 k}{\max(a_1 \omega, S F_2)} \quad (3.11)$$

Hierbei ist:

$$S = \sqrt{2 S_{ij} S_{ij}}$$

Die Verwendung von S anstelle von Ω für die Definition der Wirbelviskosität ermöglicht eine präzisere Abbildung der anisotropen Eigenschaften der Turbulenz und berücksichtigt besser die Effekte von Dehnungs- und Scherströmungen.

3.4.4 DDES

Das DDES-Modell, eine Erweiterung der *Detached-Eddy Simulation* (DES), basiert auf dem Prinzip, die Vorteile von *Reynolds-Averaged Navier-Stokes* (RANS) Modellen und *Large Eddy Simulation* (LES) zu kombinieren. Während DES (97) bereits einen bedeutenden Fortschritt darstellte, indem es je nach Gitterauflösung und Wandabstand dynamisch zwischen RANS und LES wechselt, bringt DES weitere Verbesserungen durch eine verfeinerte Behandlung dieses Übergangs. Innovationen des DES umfassen die Nutzung einer charakteristischen Zellgröße und die Einbeziehung des Geschwindigkeitsgradienten, welcher die Wirbelstärke widerspiegelt, in die Berechnung. DDES erweitert diese Konzepte, indem es eine noch genauere Definition der Zellgröße verwendet, definiert als die dritte Wurzel aus dem Volumen der Zelle. Diese Modifikationen tragen zu einer verbesserten Simulation komplexer turbulenter Strukturen bei. In der Studie wurde die *Delayed Detached Eddy Simulation* (DDES), eine fortschrittliche Methode zur Simulation turbulenter Strömungen, eingesetzt und deren Leistungsfähigkeit durch Variation des C_{D1} -Wertes untersucht. Der C_{D1} -Wert spielt eine Rolle in der Feinabstimmung des Übergangs zwischen dem URANS-Ansatz in der Nähe des Turbulenzmodells und dem LES im weiter entfernten Strömungsfeld. Diese Anpassung ermöglicht eine präzisere Steuerung der Modellierung, indem der Abstand für den Wechsel zwischen URANS und LES variiert wird. Bei bestimmten Simulationen wurde das DDES-Modell bewusst nicht aktiviert, um gezielt die Auswirkungen dieser Inaktivität auf das Verhalten der Simulation zu untersuchen. Diese methodische Entscheidung diente dem direkten Vergleich der Simulationsergebnisse mit und ohne die Verwendung des DDES-Modells. Das Ziel war es, ein Verständnis dafür zu entwickeln, wie

die Präsenz des DDES-Modells die Simulation in unterschiedlichen Aspekten beeinflusst.

Das *Delayed Detached-Eddy Simulation* (DDES)-Modell stellt eine Erweiterung des DES-Modells dar und zielt darauf ab, die Vorteile der RANS-Modelle mit denen der *Large Eddy Simulation* (LES) zu vereinen. Während DES bereits einen bedeutenden Fortschritt darstellte, indem es je nach Gitterauflösung und Wandabstand dynamisch zwischen RANS und LES wechselt, bringt DDES weitere Verbesserungen durch eine verfeinerte Behandlung dieses Übergangs. Zu den Kerninnovationen des DDES gehören die Definition einer charakteristischen Zellgröße und die Einbindung des Geschwindigkeitsgradienten, welcher die Wirbelstärke abbildet, in die Berechnung. Diese Anpassungen verbessern die Fähigkeit zur Simulation komplexer turbulenter Strukturen deutlich. In der durchgeführten Studie wurde das DDES-Modell zur Simulation turbulenter Strömungen verwendet, wobei insbesondere die Auswirkungen durch Variation des C_{D1} -Wertes erforscht wurden. Der C_{D1} -Wert ermöglicht eine bessere Einstellung für den Übergang zwischen dem URANS-Modell nahe am Turbulenzmodell und dem LES-Modell im Fernfeld, also dem Bereich außerhalb der Grenzschicht. Durch diese Modifikation lässt sich der Wechsel zwischen URANS und LES gezielter steuern. In spezifischen Segmenten der Studie wurde die Aktivierung des DDES-Modells bewusst ausgesetzt, um die Implikationen dieser Entscheidung auf das Simulationsverhalten zu analysieren. Dieser methodische Ansatz ermöglichte einen direkten Vergleich zwischen den Ergebnissen mit und ohne Einsatz des DDES-Modells, um ein besseres Verständnis über die Integration des DDES-Modells auf verschiedene Aspekte der Simulation zu bekommen.

3.4.5 Transitionsmodellierung

Die genaue Modellierung des Übergangs von laminarer zu turbulenter Strömung ist für die Verbesserung der Genauigkeit in computergestützten Strömungssimulationen von großer Bedeutung. Der Zustand der Grenzschicht, sei er laminar, transitional oder turbulent, beeinflusst wesentliche Strömungsmerkmale wie Reibungsverluste, Wärmeübertragung und Ablöseverhalten. Der Transitionsprozess, abhängig von Faktoren wie Bauteilgeometrie und Strömungsbedingungen, folgt unterschiedlichen physikalischen Modi. In der Modellierung werden verschiedene Ansätze verwendet, um diesen komplexen Übergang zu erfassen. Algebraische Modelle, wie das Multimode-Modell, basieren auf Integralgrößen der Grenzschicht, während Transportmodelle, exemplarisch das γ - Re_θ -Modell von Menter et al. [32], lokale Strömungseigenschaften nutzen. Diese Modelle sind direkt mit den Mechanismen des zugrunde liegenden Turbulenzmodells verbunden, erlauben den Transport turbulenter Größen auch in primär laminaren Strömungsgebieten und verbessern somit die Vorhersagegenauigkeit der Transition. Das γ - Re_θ -Modell, oft in Kombination mit Zweigleichungsturbulenzmodellen eingesetzt, wird kontinuierlich weiterentwickelt, um die Vorhersagefähigkeit für Transition unter verschiedenen Strömungseinflüssen zu verbessern. Diese Weiterentwicklungen ermöglichen eine genauere Simulation des Transitionsverhaltens, indem sie Effekte wie Querströmungen und die Einflüsse von vorangegangenen Strömungszuständen berücksichtigen.

3.5 Grundlegende Einstellungen in FLOWer

Die grundlegenden Einstellungen für die CFD-Simulationen in FLOWer sind in Tabelle 3.3 zusammengefasst.

Tabelle 3.3: Einstellungen für CFD-Simulationen in FLOWer

Zeitliches Integrationsschema für Haupt- und Turbulenzgleichungen	Backward Euler LU-SGS [30]]
Ordnung des impliziten dualen Zeitschrittverfahrens	1 / 2 / 2.48
Relaxations-/Dissipationsparameter für implizites LU-SGS-Schema	0.8
Raumdiskretisierungsschema für die Hauptgleichungen	Finite-Volumen- + Aufwind-Schema
Finite-Volumen-Aufwind-Schema	SLAU2 submit Albada-Begrenzer [33]
Ordnung der räumlichen Genauigkeit des Aufwindverfahrens (CFL-Zahl)	4
Diskretisierungsschema für Zellen	Zellzentriert
Turbulenz-Modelle	Spalart-Allmaras (SA) [31], Menter SST $k - \omega$ [32]
Wirbelkorrektur Modifikation für SA-Modell	Dacles-Mariani et al. [26]
Ideale Gaskonstante ($\text{m}^2 \text{s}^{-2} \text{K}^{-1}$)	287.1
Umgebungstemperatur (K)	290.55
Statischer Umgebungsdruck (Pa)	101237
Verhältnis der spezifischen Wärmekapazitäten	1.4
Zeitschrittgröße für 0.5° Simulationen in (s)	2.296e-02
Zeitschrittgröße für 1° Simulationen in (s)	4.593e-02
Zeitschrittgröße für 2° Simulationen in (s)	9.918e-02

4 Simulationsergebnisse

Tabelle 4.1: Übersicht der verschiedenen Simulationskonfigurationen

Studie	Turb. Modell		Netz / Level	Zusätzliche Parameter		
Räumliche Diskretisierung	SA	RANS	Monoq.	1	2. Räumliche Ord.	
				2		
				3		
				1	2	4. Räumliche Ord.
Zeitschrittverfahren	SA	(U)-RANS	Monoq.	1	Stationär	
				2		
			2	Instat. / BDF1 / 1°		
				Instat. / BDF2 / 1°		
				Instat. / BDF2OPT / 1°		
				Instat. / BDF2OPT / 2°		
				Instat. / BDF2OPT / 0.5°		
Netzvergleich	SA	URANS	Monoq.	2	4. Räumliche Ord.	
			Chimera	2		
				1		
Wirbelkorrektur	SA	URANS	Chimera	2	-	
		DDES			Wirbelkorrektur	
	SST	URANS			-	
		DDES			Wirbelkorrektur	
DES Varianten	SA	URANS	Chimera	2	$C_{D1}=8$	
		DDES			$C_{D1}=20$	
					$C_{D1}=20$ /Wirbelkorrektur	
Transition	SA	DDES	Chimera	2	Voll Turbulent (FT)	
	SST					
	SA				Laminar Turbulent (LT)	
	SST					
Auflösung	SA	DDES	Chimera	1	Voll Turbulent (FT)	
				2		
				1	Laminar Turbulent (LT)	
				2		

In diesem Kapitel werden die Ergebnisse der Arbeit präsentiert und dargestellt. Jeder Abschnitt baut auf den Erkenntnissen des vorherigen auf und beeinflusst die Wahl der Simulationseinstellungen des folgenden. Die Tabelle 4.1 gibt einen Überblick über die Einstellungen der CFD Simula-

tionen in jedem Abschnitt. Es erfolgt eine detaillierte Analyse und Diskussion der Ergebnisse, die durch den Vergleich verschiedener Simulationseinstellungen charakterisiert sind. Im Fokus stehen dabei zunächst die Untersuchung des Schubbeiwertes C_T , des Leistungsbeiwertes C_P und der daraus resultierenden Leistungskennzahl *Figure of Merit* (FM). Es ist zu beachten, dass C_T und C_P in dieser Arbeit konsequent auf den Rotor bezogen und durch σ , die relative Rotorblattfläche zur Rotorkreisfläche, normiert wurden. Ein weiterer wesentlicher Aspekt dieser Analyse ist die Untersuchung der Lastverteilungen entlang der Blattspannweite von der Blattwurzel ($r/R = 0$) bis zur Blattspitze ($r/R = 1$). Hierbei wurden die bereits in Kapitel 2.4.2 eingeführten Koeffizienten für die Kräfte am Rotor $C_n M^2$, $C_t M^2$ und $C_m M^2$ untersucht und miteinander verglichen. Darüber hinaus wurde die Variabilität dieser Lastverteilungen analysiert, indem die auffälligsten Mittelwerte und ihre Standardabweichungen innerhalb des 95%-Konfidenzintervalls miteinander verglichen wurden. Dazu befinden sich die dazugehörigen Abbildungen im Anhang von Abbildung 6.3 bis Abbildung 6.6. Die Analyse erstreckt sich ebenfalls auf die Kosten und die Dauer der Simulationen, um den Einfluss verschiedener Parameter auf diese zu evaluieren. Hierbei wurde insbesondere hinterfragt, ob die Einstellungen für marginale Genauigkeitssteigerungen erhöhte Kosten rechtfertigen. Ein kritischer Teil der Untersuchung widmet sich auch der Überprüfung der Konvergenz der jeweiligen Studien, um die Zuverlässigkeit und Aussagekraft der Ergebnisse sicherzustellen. Abschließend visualisieren Abbildungen aus der CFD Simulation das Kapitel, welche die Entstehung der Wirbel bei unterschiedlichen Anstellwinkeln zeigen und somit einen tiefgreifenden Einblick in die dynamischen Prozesse gewähren.

4.1 Räumliche Diskretisierung

In diesem Abschnitt wird der Einfluss der räumlichen Diskretisierung auf die Genauigkeit der Strömungssimulationen beleuchtet. Die MUSCL-Ordnung wurde systematisch von 2 auf 4 variiert, um dessen Einfluss auf die Simulationsergebnisse zu untersuchen. Hierfür wurde das effizientere Monocoque-Netz genutzt, um die Recheneffizienz zu maximieren. Zur Generierung einer umfassenderen Datenbasis wurden die Simulationen bei unterschiedlichen Netzfeinheiten durchgeführt. Eine geringere Netzfeinheit führt tendenziell zu einem höheren Schubbeiwert C_T . Insbesondere liegen die Werte der Simulationen vierter und zweiter Ordnung auf Level 1 eng beieinander. Die Diagramme c) und d) zeigen die *Figure of Merit* (FM), die aus dem Schubbeiwert C_T und dem Leistungsbeiwert C_P errechnet wird. Besonders interessant ist, dass die FM für die Simulationen auf Level 1 am größten ist. Der Unterschied zwischen der zweiten und vierten Ordnung bei Level 1 ist gering, während er bei $\theta = 12^\circ$ zwischen der vierten Ordnung auf Level 2 und der zweiten Ordnung größer ist. Simulationen mit einer MUSCL-Ordnung von 4 führten zu Problemen, besonders bei Einstellwinkeln von $\theta = 28^\circ$ bis $\theta = 40^\circ$. Diese Datenpunkte sind aus den Graphen ausgeschlossen. Die Wahl der MUSCL-Ordnung hat einen erheblichen Einfluss auf die Genauigkeit der Simulationsergebnisse. Eine höhere MUSCL-Ordnung erfasst abrupte Änderungen besser und ermöglicht eine genauere Abbildung steiler Gradienten. Allerdings führt eine MUSCL-Ordnung von 4 auch dazu, dass schwache Gradienten erhalten bleiben, was zu höheren Gradienten in den Lastverteilungen führt. Aufgrund dieser Eigenschaften wurde die MUSCL-Ordnung von 4 in den folgenden Simulationen beibehalten. Ein feineres Netz erlaubt eine präzisere Erfassung räumlicher Veränderungen und kann zu einer besseren FM beitragen. Die Konvergenz der Simulationen wird in Abb. 4.2 veranschaulicht, wobei das mittlere Dichteresiduum ρ über dem Einstellwinkel θ ausgewertet wird. Die Ergebnisse liegen größtenteils im Bereich zwischen 10^{-3} und 10^{-4} , was auf eine ausreichende, aber verbesserungswürdige Konvergenz hinweist. Ausnahme bildet die Kurve der zweiten Ordnung auf Level 3 bei $\theta = 20^\circ$,

deren Ergebnis aufgrund aufgetretener Fehler als nicht zuverlässig eingestuft wird.

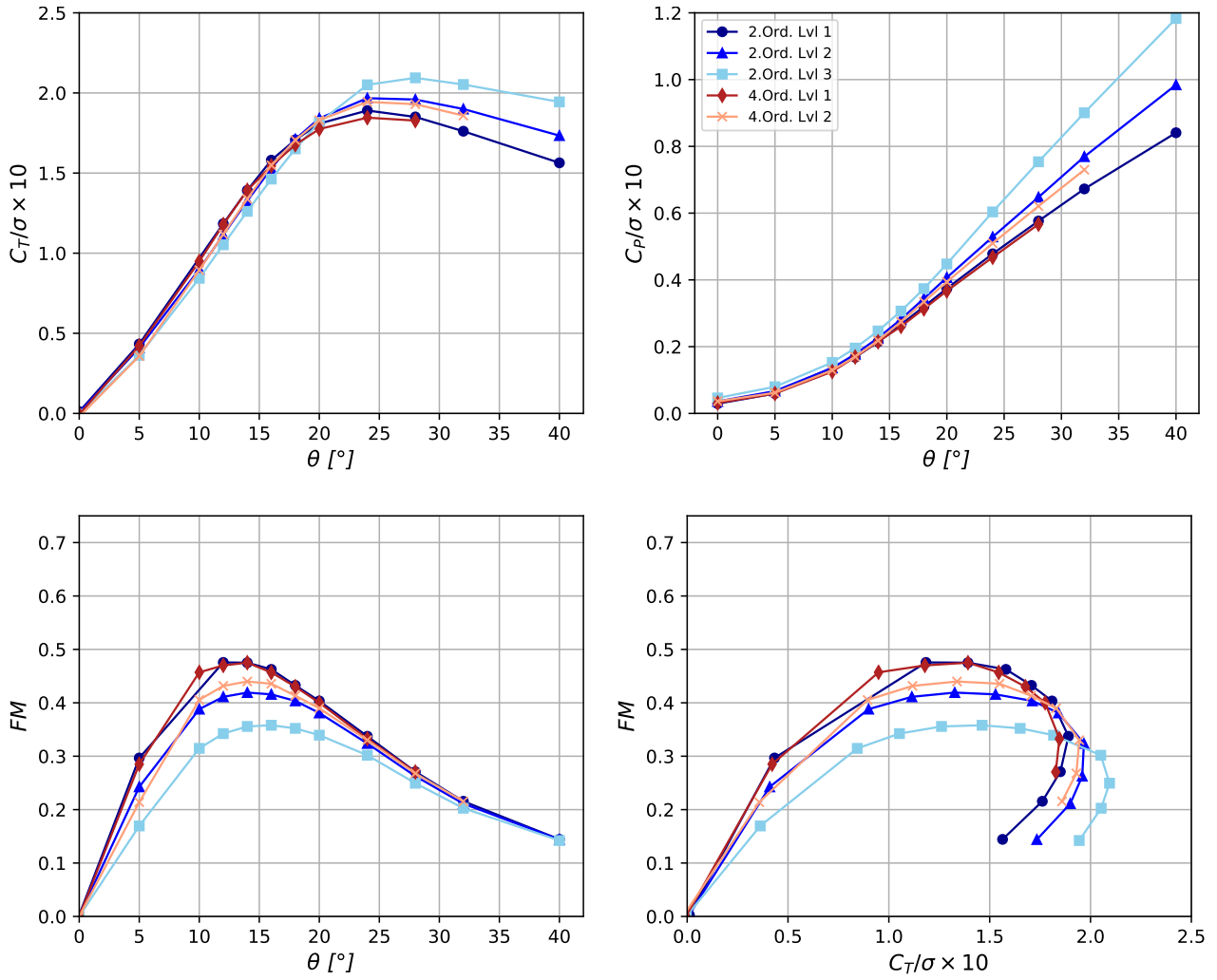


Abbildung 4.1: Ergebnisse der Räumlichen Diskretisierung

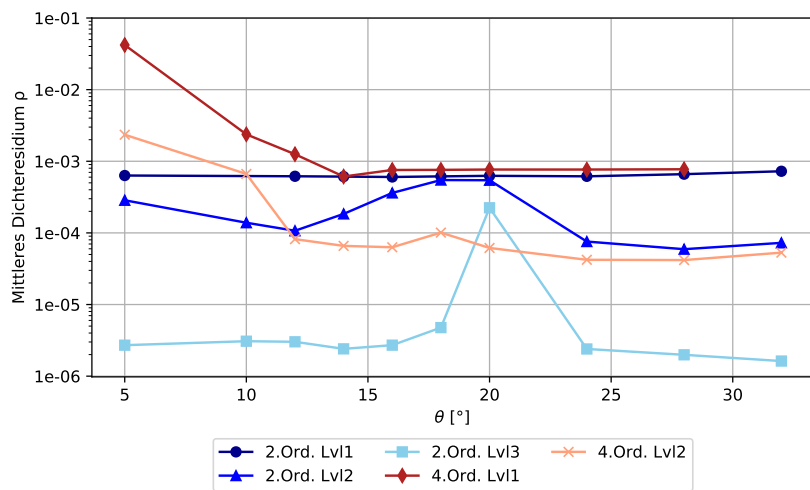


Abbildung 4.2: Mittleres Dichteresiduum

4.2 Stationäre und Instationäre Simulationen

Das vorliegende Kapitel widmet sich einer eingehenden Analyse der Resultate aus stationären und instationären Simulationen. Eine Differenzierung zwischen diesen Simulationsarten bildet sich in der Zeitabhängigkeit aus. Während stationäre Simulationen Zustände eines Systems abbilden, die invariant über die Zeit sind, erfassen instationäre Simulationen dynamische Systemzustände, die zeitlichen Variationen unterliegen. Im Rahmen dieser Untersuchung wurden die stationären Simulationen primär auf der Netzfeinheit 2 vollzogen, mit einer Referenzsimulation, die auf der Netzfeinheit 1 stattfand, siehe Abb. 4.3. Für die instationären Simulationen kam das duale Zeitschrittverfahren zum Einsatz, wobei verschiedene zeitliche Diskretisierungen (erster, zweiter und optimierter zweiter Ordnung - BDF2OPT) angewandt wurden. Eine zusätzliche Dimension der Analyse wurde durch die Variation des Zeitschritts (0.5° , 1° und 2°) eingeführt, um den Einfluss auf die Resultate zu quantifizieren. Die Resultate zeigen eine marginale Änderung der Beiwerte bei instationären Simulationen bis zu einem Winkel von $\theta=32^\circ$.

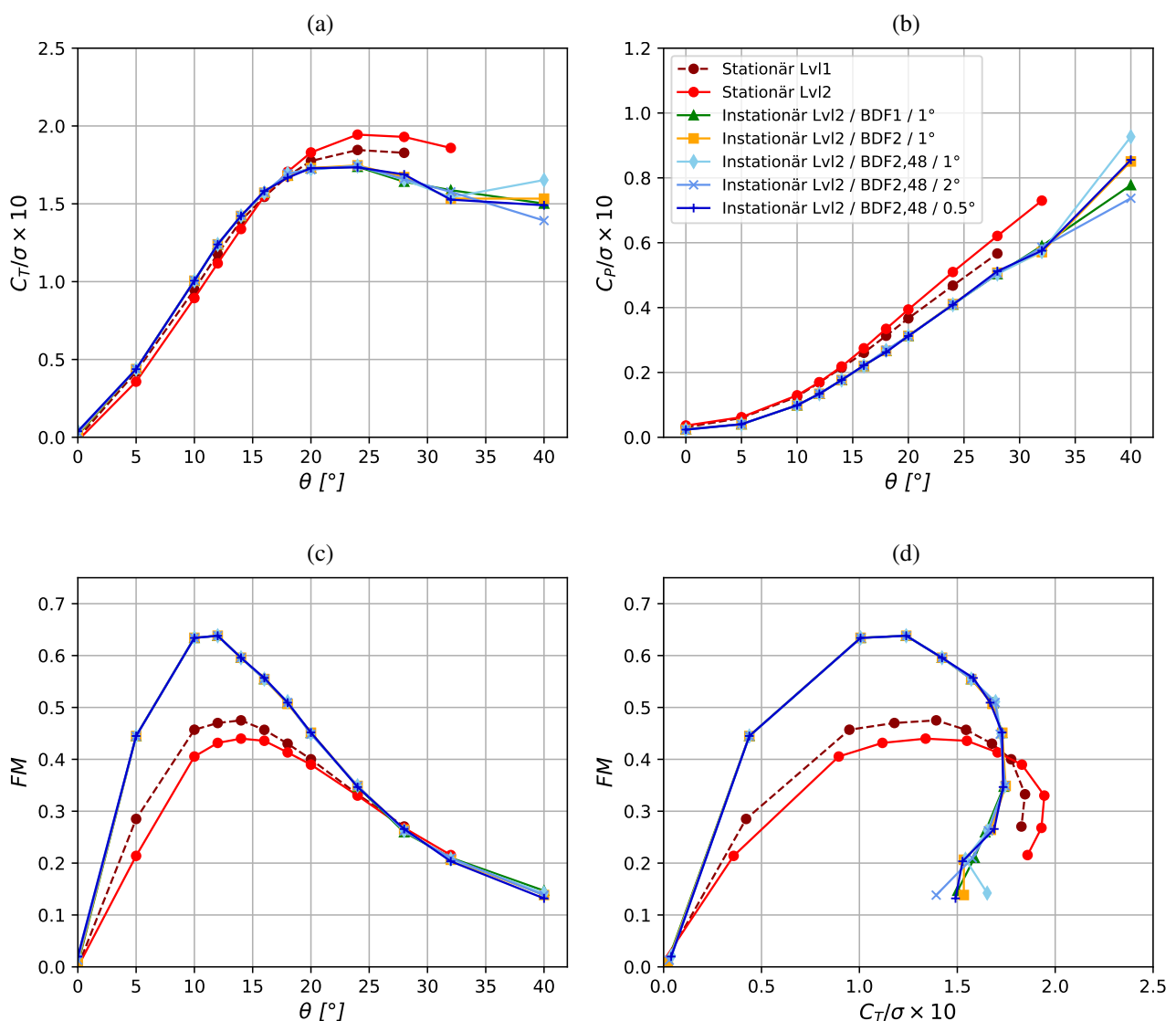
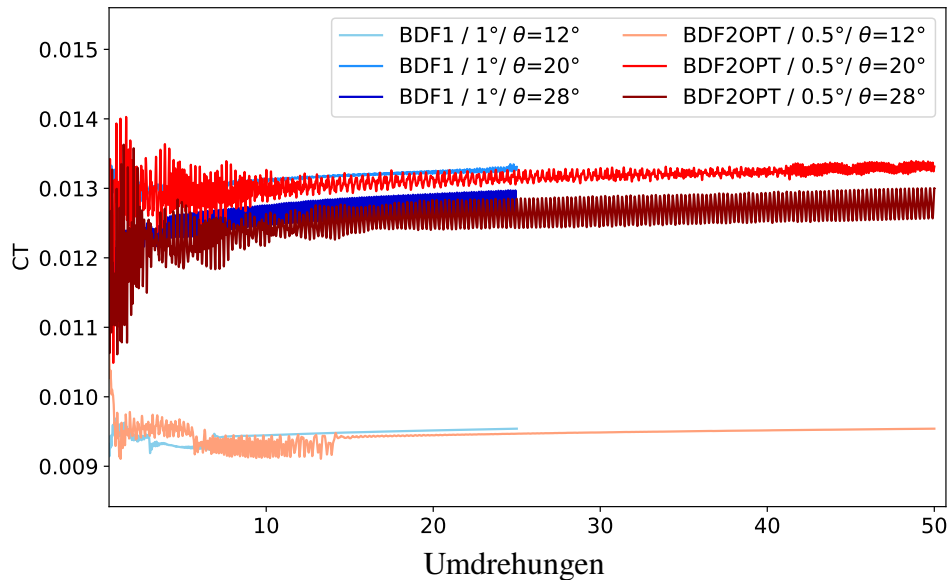


Abbildung 4.3: Einfluss des Zeitschrittes

Abbildung 4.4: Vergleich des Schubbeiwertes C_T

Die auftretenden Disparitäten bei einem Winkel von 40° können durch divergente Residuen erklärt werden. Eine signifikante Erkenntnis ist der höhere Wert der FM bei instationären Simulationen, der bei $\theta=12^\circ$ einen Wert von 0,64 erreicht. Im Vergleich zu Level 2 erreicht lediglich eine FM von 0,43 und auf Level 1 von 0,48, was die Überlegenheit der instationären Modelle unterstreicht. Um die Aussagekraft der Ergebnisse in Abb. 4.3 zu überprüfen, wurde der Verlauf des Schubbeiwertes C_T in Abb. 4.4 analysiert. Es wird ein Vergleich des Schubbeiwertes C_T unter Berücksichtigung der simulierten 50 Umdrehungen des Rotors für zwei verschiedene Einstellwinkel und Zeitschrittverfahren durchgeführt. Die Tendenz der Konvergenz soll untersucht werden, um die Aussagekraft der Ergebnisse zu validieren. Das Schubverhalten bei einem Winkel von $\theta = 12^\circ$ ist hervorzuheben, da es unter beiden Zeitschrittvariationen nach etwa sieben Rotorumdrehungen für die erste zeitliche Ordnung und 14 Rotorumdrehungen für die optimierte zweite Ordnung ein deutlich lineares Profil annimmt. Dieses Verhalten wurde erwartet, da im Bereich der FM_{max} die Strömungen häufig die ersten Anzeichen wirbelinduzierter Ablösung zeigen. Dagegen zeigt die BDF2OPT-Einstellung mit einem Zeitschritt von $0,5^\circ$ eine verzögerte Annäherung an ein lineares Verhalten. Bei den Einstellwinkeln von $\theta = 20^\circ$ und $\theta = 28^\circ$ werden höhere Schubwerte mit periodischen Fluktuationen registriert, wobei insbesondere bei $\theta = 28^\circ$ eine größere Amplitude zu beobachten ist. Es ist hervorzuheben, dass alle C_T -Werte nach ungefähr 15 Rotorumdrehungen ein lineares Verhalten aufweisen, was auf eine minimale Varianz hinweist und sowohl die Stabilität als auch die Konvergenz der Simulationen untermauert. Die Lastverteilungen auf das Rotorblatt sind Abbildung 6.2 im Anhang zu entnehmen.

4.3 Chimera und Monocoque Netz

Die Ergebnisse aus dem Vergleich verschiedener Zeitschrittverfahren haben deutlich gemacht, dass instationäre Simulationen vorteilhafter sind. Aus diesem Grund werden alle weiteren Simulationen nur noch instationär gerechnet. Beim Vergleich der Chimera und Monocoque Netze werden erneut die aerodynamischen Beiwerte C_T , C_P und die *Figure of Merit* (FM) untersucht. In Abbildung 4.5 lässt sich erkennen, dass das Monocoque Netz im C_T -Diagramm etwas größere Werte erreicht als das Chimera Netz auf Level 1, und dass das Chimera Netz auf Level 2 die geringsten Beiwerte liefert. Dabei ist zu beachten, dass die Chimera Netze einen besseren Übergang und eine genauere Darstellung ermöglichen, was zu präziseren Ergebnissen führt. Die größte Differenzierung zeigt sich bei der FM. Hier liefern die beiden Chimera Netze mit circa 0.71 für Level 2 und 0.73 für Level 1 deutlich größere FM Werte als das Monocoque Netz mit nur 0.635. Die zusätzliche Analyse der Lastverteilung entlang der Rotorblätter in Abb. 4.6 hat zusätzliche Erkenntnisse geliefert. Für diese Untersuchung wurden Einstellwinkel von $\theta = 12^\circ$ für FM_{max} , $\theta = 20^\circ$ für CT_{max} und für den Bereich nach dem

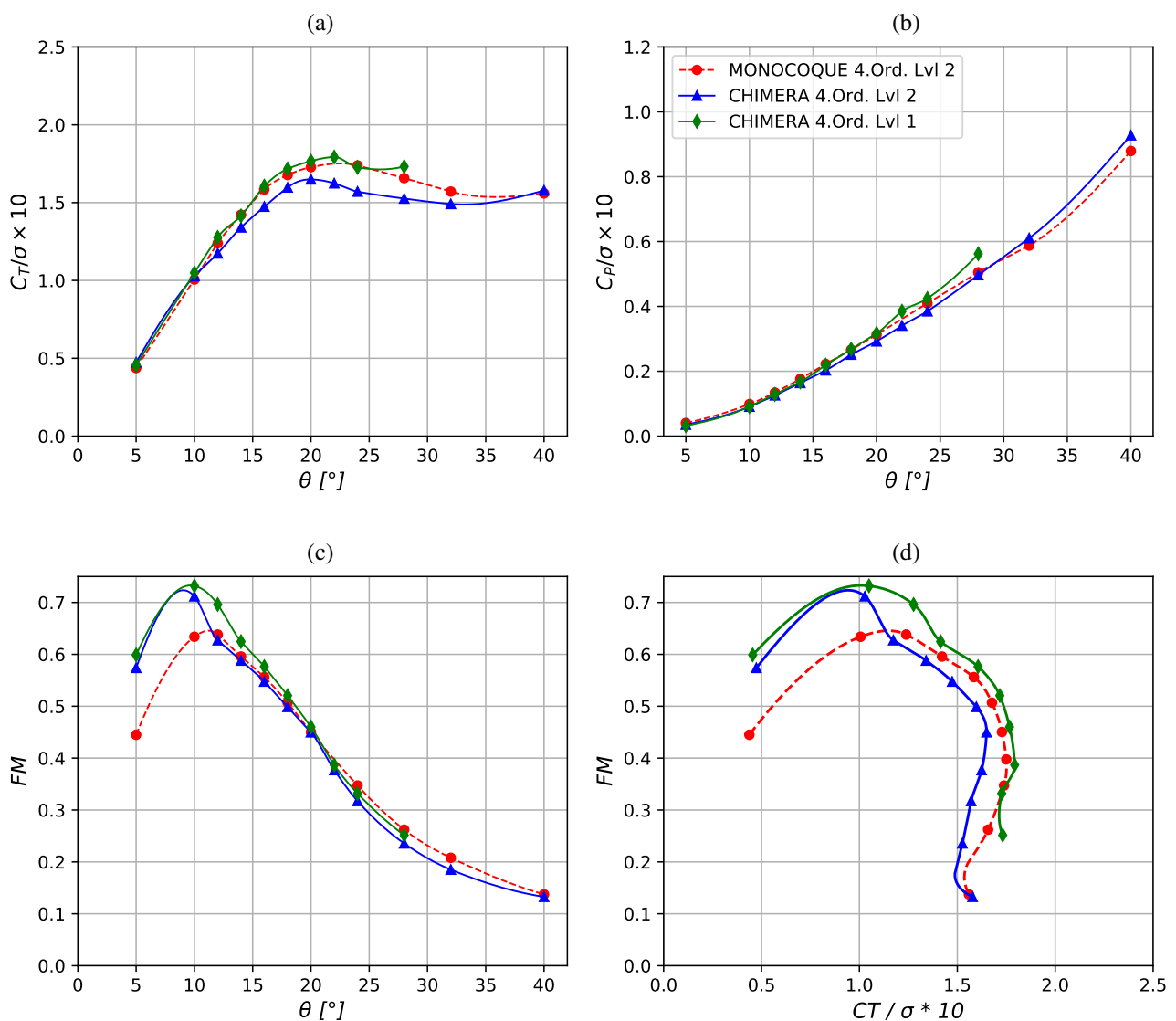
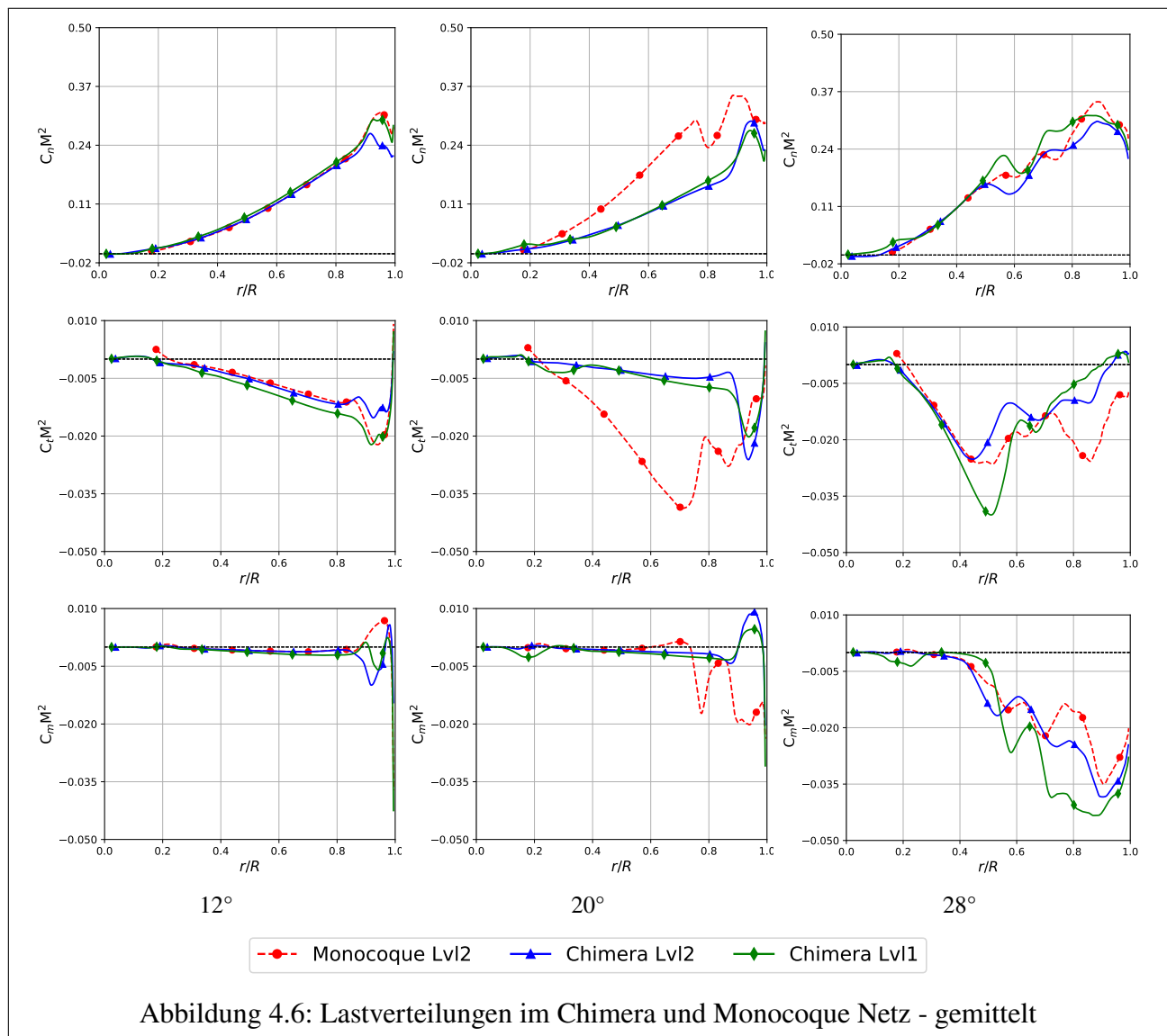


Abbildung 4.5: Chimera und Monocoque Netz



Strömungsabriss (*post-stall*) ein $\theta = 28^\circ$ gewählt. Die Diagramme zeigen, dass bei einem θ von 12° die Lastverteilungen in nächster Näherung noch sehr ähnlich verlaufen. Hier fällt jedoch auf, dass das Monocoque Netz im Bereich der Blattspitze ein positives $C_m M^2$ aufweist, während das Chimera-Netz ein negatives $C_m M^2$ zeigt. Bei einem $\theta = 20^\circ$, im Bereich des CT_{max} , sind die Unterschiede zwischen den Netzen noch größer. Die Lasten mit den Chimera Netzen sind gleichmäßiger über das Blatt verteilt und deutliche Schwankungen treten erst ab einem Radienverhältnis r/R von 0.85 auf. Dies kann als Hinweis auf eine beginnende Strömungsablösung an der Blattspitze interpretiert werden, die mit zunehmendem Winkel progressiv Richtung Blattwurzel fortschreitet. Das Ausbreiten der Ablösung hin zur Blattwurzel zeigt, dass die Strömung bei größeren Einstellwinkeln über einen größeren Bereich des Blattes abzulösen beginnt, was die aerodynamische Leistung negativ beeinträchtigt. Die gleichmäßigere Lastverteilung und das verzögerte Auftreten von Ablösungen bei den Chimera Netzen deutet darauf hin, dass diese besser in der Lage sind, die aerodynamischen Phänomene realitätsgreuer abzubilden. Es ist wichtig zu beachten, dass es sich bei den dargestellten Werten um gemittelte Werte handelt, um die allgemeine Tendenz und Unterschiede der Netze deutlicher herauszustellen.

4.4 Einfluss von Turbulenzmodellierung

Das vorliegende Kapitel zur Auswertung des Einflusses der Turbulenzmodellierung nimmt eine zentrale Rolle in der Diskussion über die Genauigkeit und Zuverlässigkeit von Strömungssimulationen ein. Durch eine detaillierte Untersuchung in vier spezifisch ausgerichteten Segmenten werden entscheidende Aspekte der Turbulenzmodellierung und deren Auswirkungen auf die Simulationsergebnisse beleuchtet. Diese systematische Analyse dient dazu, ein tieferes Verständnis für die Dynamik und die komplexen Interaktionen innerhalb turbulenter Strömungen zu entwickeln, insbesondere im Bereich der Strömungsablösung. Im ersten Segment, der Analyse der Wirbelkorrektur, steht die Evaluierung der Effekte verschiedener Turbulenzmodelle im Vordergrund. Hierbei wird insbesondere auf die Kombination dieser Modelle mit den Simulationsverfahren URANS und DDES (*Delayed Detached Eddy Simulation*) eingegangen. Ein besonderer Fokus liegt auf der Integration der Wirbelkorrektur auf Chimera Netzen. Diese Untersuchung soll Aufschluss darüber geben, wie Modifikationen im Turbulenzmodell die Wirbeldarstellung und damit die Vorhersagegenauigkeit der Strömungsbewegungen beeinflussen. Das zweite Segment widmet sich den DES-Varianten und legt dabei ein besonderes Augenmerk auf das Spalart-Allmaras-Modell (SA) in Kombination mit DDES. Durch eine gründliche Analyse verschiedener Konfigurationen der Konstanten C_{D1} wird der Einfluss dieser Parameter auf die Ergebnisse der Turbulenzmodellierung untersucht. Ziel ist es, die Sensitivität der Modellergebnisse gegenüber Änderungen in den Einstellungen der Turbulenzmodelle zu quantifizieren und damit ein besseres Verständnis für die Feinabstimmung der Simulationen zu erlangen. Ein weiteres kritisches Element dieser Untersuchung ist die Betrachtung des Transitionsverhaltens von laminarer zu turbulenter Strömung. Durch den Einsatz der SA- und SST-Modelle in Kombination mit dem DDES-Ansatz werden die Mechanismen der Strömungstransition analysiert. Dabei wird besonderes Augenmerk darauf gelegt, wie verschiedene Turbulenzmodelle die Darstellung des Übergangs zwischen unterschiedlichen Strömungszuständen, von vollständig turbulent (FT) bis hin zu laminar turbulenten Mischformen (LT), beeinflussen können. Die letzte Untersuchung konzentriert sich auf den Einfluss der räumlichen Auflösung auf die Simulationsergebnisse. Angesichts der Tatsache, dass die Auflösung eine wichtige Rolle bei der Erfassung und Darstellung von Turbulenzphänomenen spielt, wird hier untersucht, inwiefern unterschiedliche Auflösungsgrade der Netzfeinheit die Modellgenauigkeit, insbesondere bei der Abbildung von vollständig turbulenten sowie laminar-turbulenten Strömungszuständen, beeinflussen. Hierbei werden auch die Rechenkosten und die Rechenzeit genauer betrachtet, um Aussagen über die Effizienz dieser Einstellungen treffen zu können.

4.4.1 Wirbelkorrektur

Im ersten Segment der Untersuchung der Turbulenzmodellierung wird der Effekt der Wirbelkorrektur auf unterschiedliche Turbulenzeinstellungen in der Simulation betrachtet. Es werden zwei Turbulenzmodelle, das Spalart-Allmaras (SA) und das Shear-Stress Transport (SST), in drei verschiedenen Konfigurationen verglichen: ohne Wirbelkorrektur, mit Wirbelkorrektur (SA-R / SST-R) und mit Wirbelkorrektur in Kombination mit dem Delayed Detached Eddy Simulation Ansatz (SA-R-DDES / SST-R-DDES). Aus dem Diagramm für den Schubkoeffizienten C_T in Abb. 4.7 geht hervor, dass das SA-Modell ohne Wirbelkorrektur und ohne DDES, also unter ausschließlicher Nutzung von URANS, den höchsten C_T -Beiwert über die gesamte Polare des Blatteinstellwinkels θ von 5° bis 28° aufweist. Durch die Aktivierung der Wirbelkorrektur (SA-R) und mit zusätzlich aktiviertem DDES sinkt C_T , was auf den ersten Blick als negative Entwicklung erscheint. Allerdings wird dieser reduzierte Schub durch eine bessere Wirbelauflösung und damit eine realistischere Darstellung der Wirbelbildung in der Simulation verursacht. Beim SST-Modell hingegen sind die Unterschiede zwischen den drei Kon-

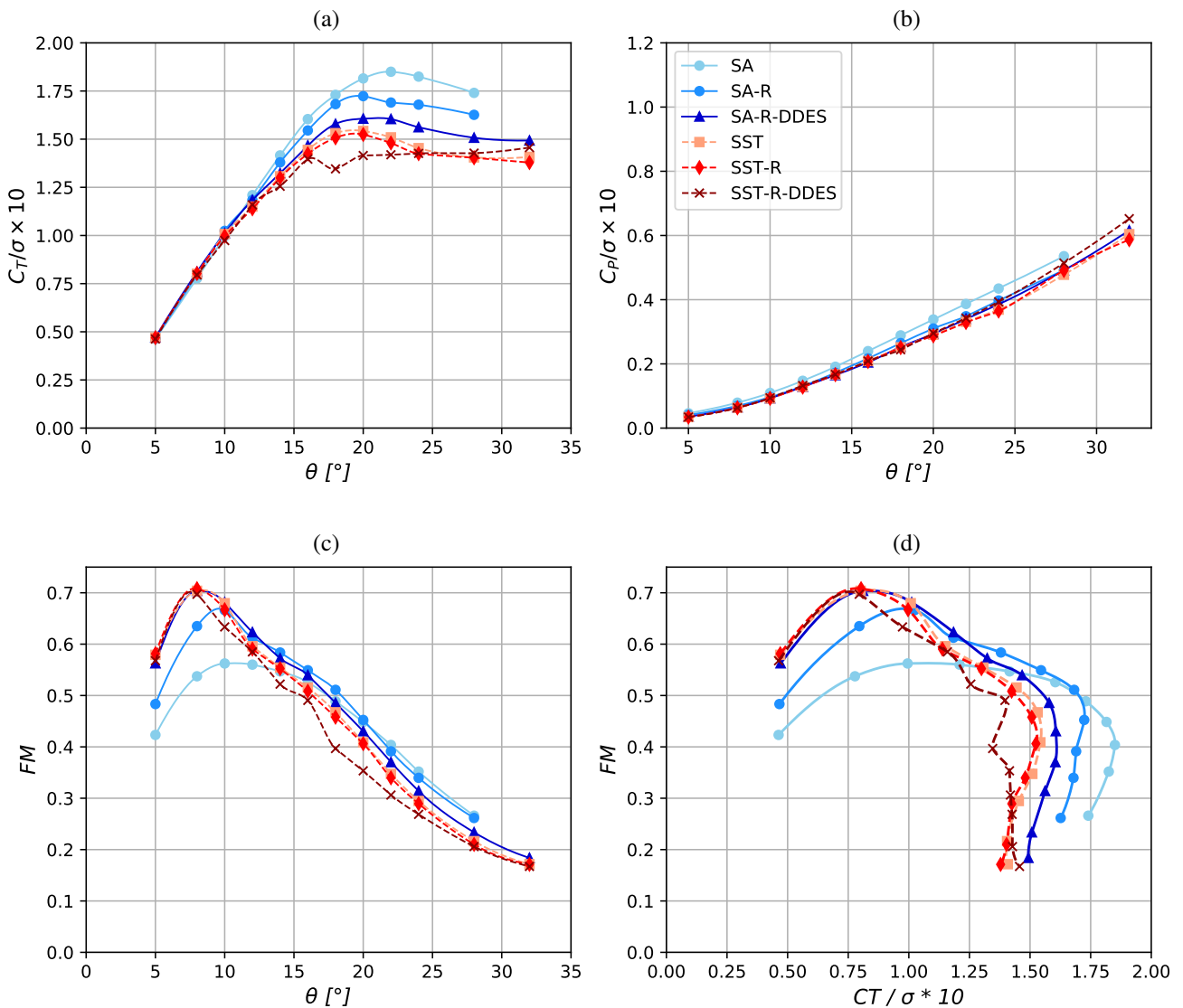


Abbildung 4.7: Einfluss der Wirbelkorrektur

figurationen weniger stark ausgeprägt und es werden insgesamt niedrigere C_T -Werte erreicht, was auf eine konsistentere Wirbeldarstellung hindeuten könnte. Ein spezifischer Datenpunkt bei $\theta = 18^\circ$ ragt heraus, was eine separate Überprüfung der Konvergenz in folgenden Auswertungen erfordert. Im C_P -Diagramm in Abb. 4.7 zeigen sich über alle Kurven hinweg ähnliche Verläufe, jedoch mit der Tendenz, dass das SA-Modell ohne Wirbelkorrektur konstant höhere Werte aufweist. Infolgedessen ist im Diagramm für die FM in 4.7 zu erkennen, dass das SA-Modell ohne Wirbelkorrektur bei einem Einstellwinkel $\theta = 10^\circ$ den niedrigsten FM-Wert von 0,57 aufweist. Die Aktivierung der Wirbelkorrektur führt zu einer deutlich besseren FM, was eine effizientere Rotorblattperformance bedeutet. Das SA-Modell mit Wirbelkorrektur und DDES erreicht ähnliche FM Werte wie die SST-Modelle, was auf eine Angleichung der Effizienz durch die erweiterten Modellierungsansätze hindeutet. Interessanterweise zeigt das SST-Modell mit Wirbelkorrektur und DDES (SST-R-DDES) ab einem Einstellwinkel θ von 10° die niedrigste FM über die restliche Polare. Aus der Strömungsmechanik ist bekannt, dass die Genauigkeit der Turbulenzmodellierung maßgeblich die Wirbelstrukturen und damit die aerodynamischen Kräfte beeinflusst. Die Wirbelkorrektur verbessert die Modellierung des

turbulenten Transports, indem sie die Disparitäten in der Wirbelviskosität angeht, die insbesondere bei hohen Einstellwinkeln und in der Nähe von Strömungsablösungen auftreten können. Daher ist es plausibel, dass mit zunehmender Genauigkeit des Modells, vor allem bei der Integration von Wirbelkorrektur und DDES, eine realistischere Simulation von Wirbelstrukturen und eine realistischere Darstellung des Rotorblattes erreicht wird. Es sollten hierbei aber auch die Kosten und Dauer für die

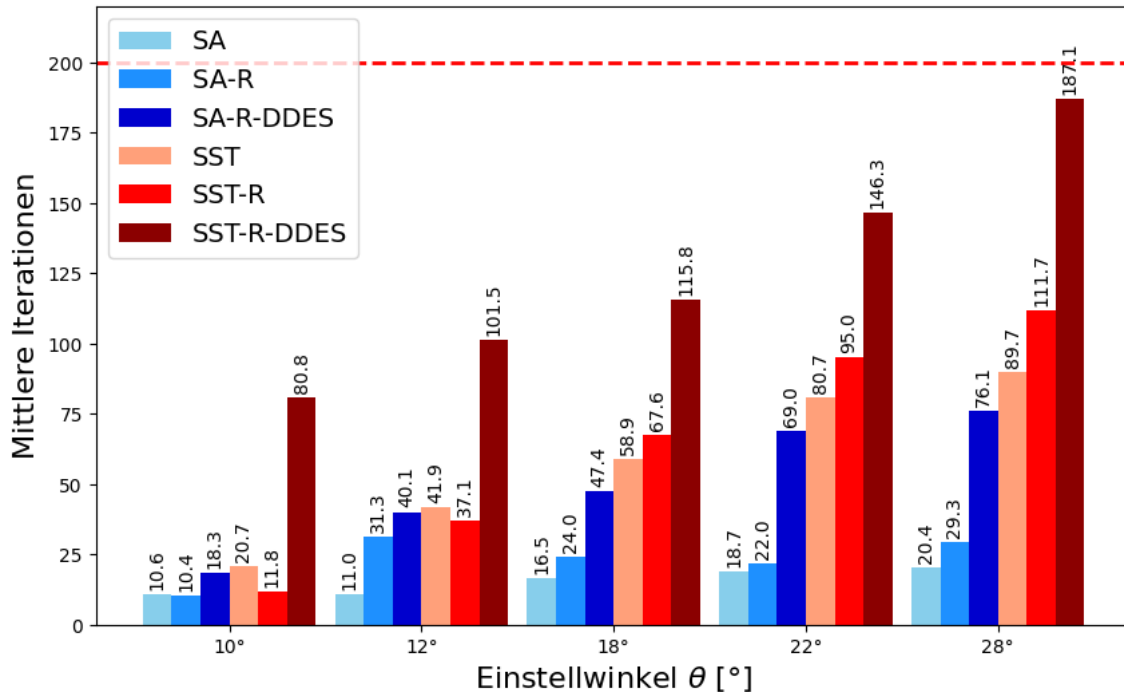
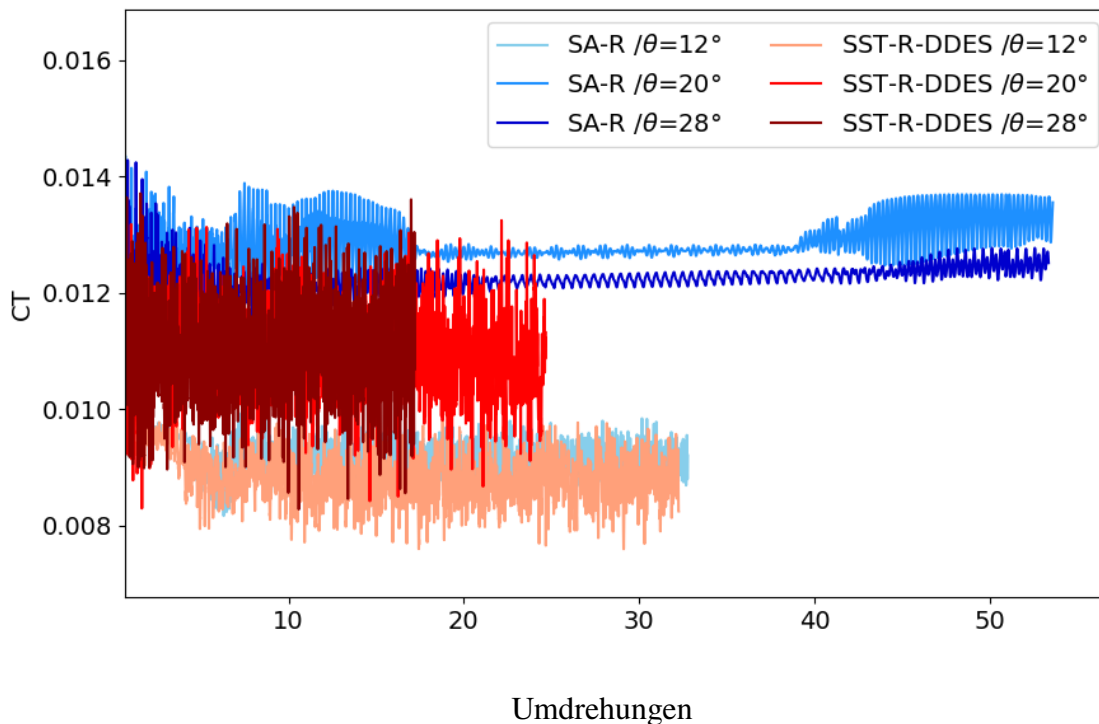
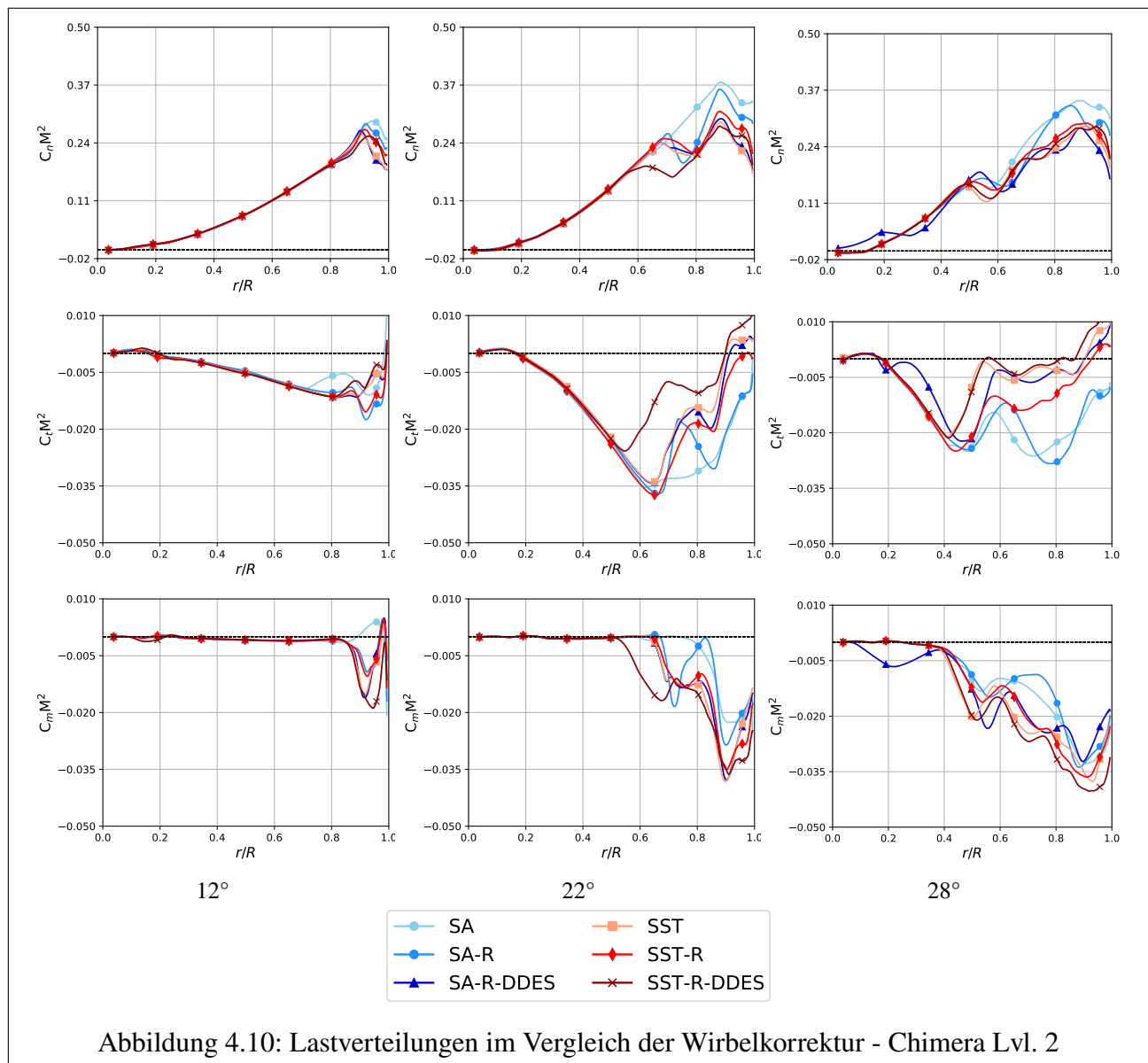


Abbildung 4.8: Einfluss der Wirbelkorrektur - Mittlere Iterationen - Chimera Lvl. 2

jeweiligen Simulationen betrachtet werden. Basierend auf Abbildung 4.8, die die mittleren Iterationen über relevante Einstellwinkel θ aufzeigt, wird ein Vergleich der Berechnungsdauer und der damit verbundenen Kosten für die jeweiligen Simulationen vorgenommen. Die Daten offenbaren, dass mit steigendem Anstellwinkel, welcher zu vermehrter Ablösung und Wirbelbildung führt, die Anzahl der benötigten Iterationen ansteigt. Im Bereich von FM_{max} ähneln sich die mittleren Iterationszahlen der verschiedenen Simulationen. Allerdings benötigt das SST-R-DDES Modell bei 10° und 12° Einstellwinkel auffällig mehr Iterationen als die übrigen Modellvarianten, bis zu einem Faktor von acht. Im Bereich des maximalen Schubkoeffizienten CT_{max} zeigen vor allem die SST Modelle und das SA-R-DDES Modell einen signifikanten Anstieg der Iterationen. Betrachtet man jedoch zusätzlich die Ergebnisse der Wirkungsgrade aus Abbildung 4.7, stellt sich heraus, dass das SA Modell mit aktivierter Wirbelkorrektur und DDES eine günstige Kombination aus Rechenzeit und Genauigkeit bietet. Es erreicht vergleichbare FM_{max} - Werte wie das Zwei-Gleichungs SST-Modell, weist aber konsequent eine geringere Anzahl an mittleren Iterationen auf. Hiermit wird verdeutlicht, dass die SA-R-DDES Variante eine effektive Methode darstellt, die es ermöglicht, eine hohe Genauigkeit mit vertretbarem Rechenaufwand zu erreichen. Dieses Ergebnis ist besonders relevant, wenn es um die effiziente Nutzung von Ressourcen und die Minimierung des Zeitaufwands und der Simulationskosten geht. In Abbildung 4.9 wird ersichtlich, dass die Modelle bei einem Einstellwinkel von $\theta = 12^\circ$ einen vergleichsweise homogenen Verlauf in den Lastverteilungen aufzeigen. Dies deutet auf eine konsistente Simulation der aerodynamischen Kräfte entlang des Rotorblattes für die gegebenen Modelle hin. Mit einem Anstieg des Einstellwinkels auf 22° fallen die Modelle SA und SA-R aufgrund

ihrer differierenden Kurvenverläufe auf. Die Unterschiede könnten auf die individuellen Charakteristika der Turbulenzmodellierung und deren Fähigkeit zur Vorhersage komplexer Strömungsmuster zurückgeführt werden. Bei einem noch höheren Einstellwinkel von 28° ist auffallend, dass das Modell SA-R-DDES bereits nahe der Blattwurzel eine Ablösung andeutet, was auf eine sensible Reaktion des Modells auf hohe aerodynamische Lasten schließen lässt. Abbildung 4.10 veranschaulicht die Konvergenz des Schubbeiwertes C_T für die auffälligsten Modelle aus den Lastverteilungen. Dabei zeigt das SST-R-DDES Modell über die Umdrehungen eine deutlich größere Amplitude, die sich um einen Mittelwert stabilisiert. Dieses Verhalten kann als Indikator für eine unruhige Konvergenz interpretiert werden, die auf eine dynamischere Interaktion der Strömung mit dem Rotorblatt hinweist. Im Kontrast dazu zeigt das SA-R Modell eine lineare Konvergenz bis etwa 40 Umdrehungen, woraufhin ein Anstieg der Amplitude beobachtet wird. Diese Zunahme könnte als ein Aufschwingen interpretiert werden, eine Art von Oszillation, die auf instabile Strömungszustände oder Wechselwirkungen mit der Turbulenzmodellierung hinweisen könnte.

Abbildung 4.9: Konvergenz des Schubbeiwertes C_T



4.4.2 DES Variation

In diesem Abschnitt erfolgt eine detaillierte Analyse verschiedener DES-Variationen und deren Einfluss auf die aerodynamischen Eigenschaften der Rotorblätter, analog zu den Methoden aus Kapitel 4.4.1. Der Schwerpunkt liegt auf den Auswirkungen der Aktivierung von DDES (*Delayed Detached Eddy Simulation*). Um auch den Einfluss dieser Aktivierung auf andere Einstellungen zu überprüfen, wurde der C_{D1} -Wert modifiziert und die Wirbelkorrektur zugeschaltet. Die erste Analyse bezieht sich auf die Schub- und Leistungskoeffizienten, die in Abbildung 4.11 dargestellt sind. Es zeigt sich, dass die Grundeinstellung mit SA ohne DDES und Modifikationen deutlich höhere Werte bei C_T und C_P aufweist. Bei der Aktivierung von DDES in der Simulation wird eine signifikante Reduktion dieser Koeffizienten beobachtet. Die weiteren Anpassungen, wie die Modifikation des C_{D1} -Wertes von 8 (Standardwert) auf 20 und die zusätzliche Aktivierung der Wirbelkorrektur, bringen im Vergleich zu den anderen Modellen nur minimale Änderungen in den Koeffizienten hervor. Dies lässt den Schluss zu, dass unter den gegebenen Betriebsbedingungen die Aktivierung von DDES den dominantesten

Einfluss auf die aerodynamische Performance hat. Im Weiteren konzentriert sich die Untersuchung auf die mittleren Iterationen bei verschiedenen

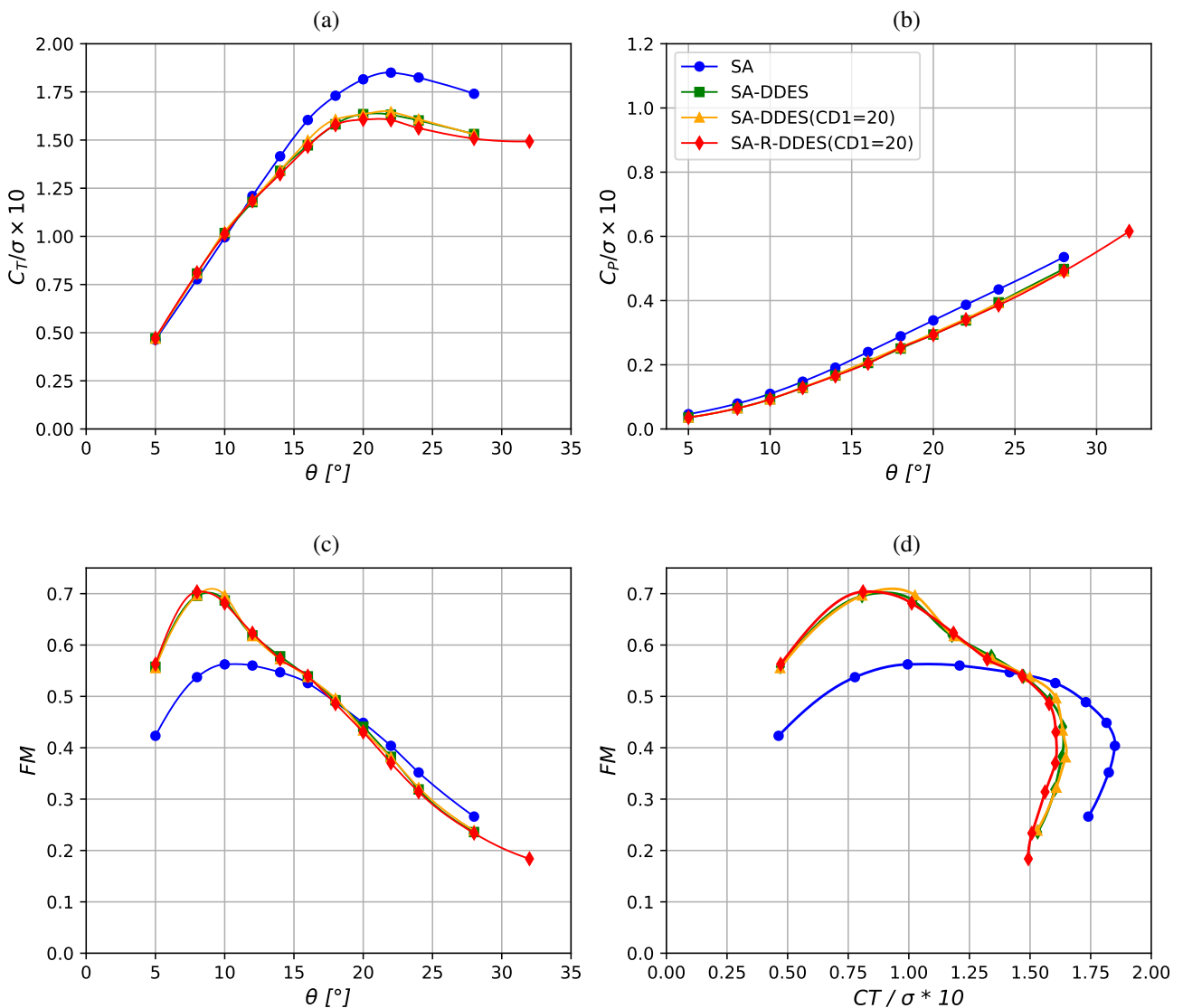


Abbildung 4.11: DES Variation - Chimera Lvl. 2

Einstellwinkeln, wie sie in Abbildung 4.12 dargestellt sind, um auch hier auf die Kosten und die Effizienz einzugehen. Bei einem Anstellwinkel von 10° sind kaum Unterschiede zwischen den Varianten zu erkennen, was darauf hinweist, dass in diesem Bereich noch keine größeren Ablösungen vorherrschen. Ab einem Winkel von 12° wird der größte Unterschied durch die Aktivierung von DDES offensichtlich. Die Simulation ohne DDES weisen signifikant weniger Iterationen auf, was auf eine weniger detaillierte Simulation der Strömungsdynamik schließen lässt. Die Anpassung des C_{D1} -Wertes und die zusätzliche Aktivierung der Wirbelkorrektur führen zu geringfügigen Änderungen in den Iterationszahlen. Die Analyse der Lastverteilung entlang des Flügelprofils, illustriert in Abbildung 4.13, zeigt einen deutlichen Kontrast im Verhalten der blauen Kurve (ohne DDES), besonders bei einem Einstellwinkel von 12° . Während die anderen Kurven bei einem Anstieg des Einstellwinkels eine Abnahme der Lasten zeigen, weist die blaue Kurve einen Anstieg auf. Die durchgeführten Auswertungen verdeutlichen den signifikanten Einfluss von DES auf die aerodynamische Simulation.

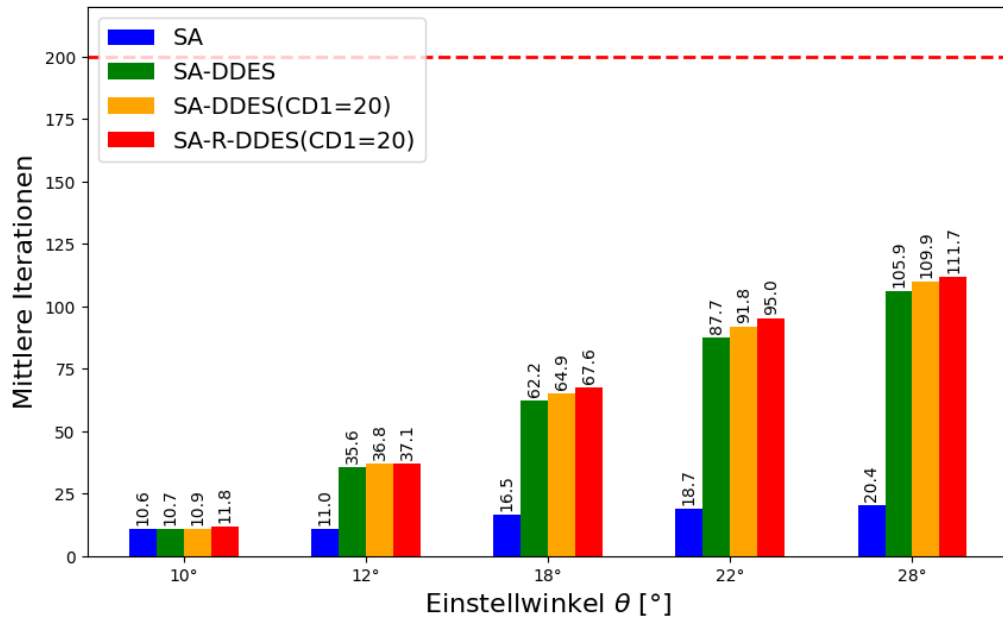
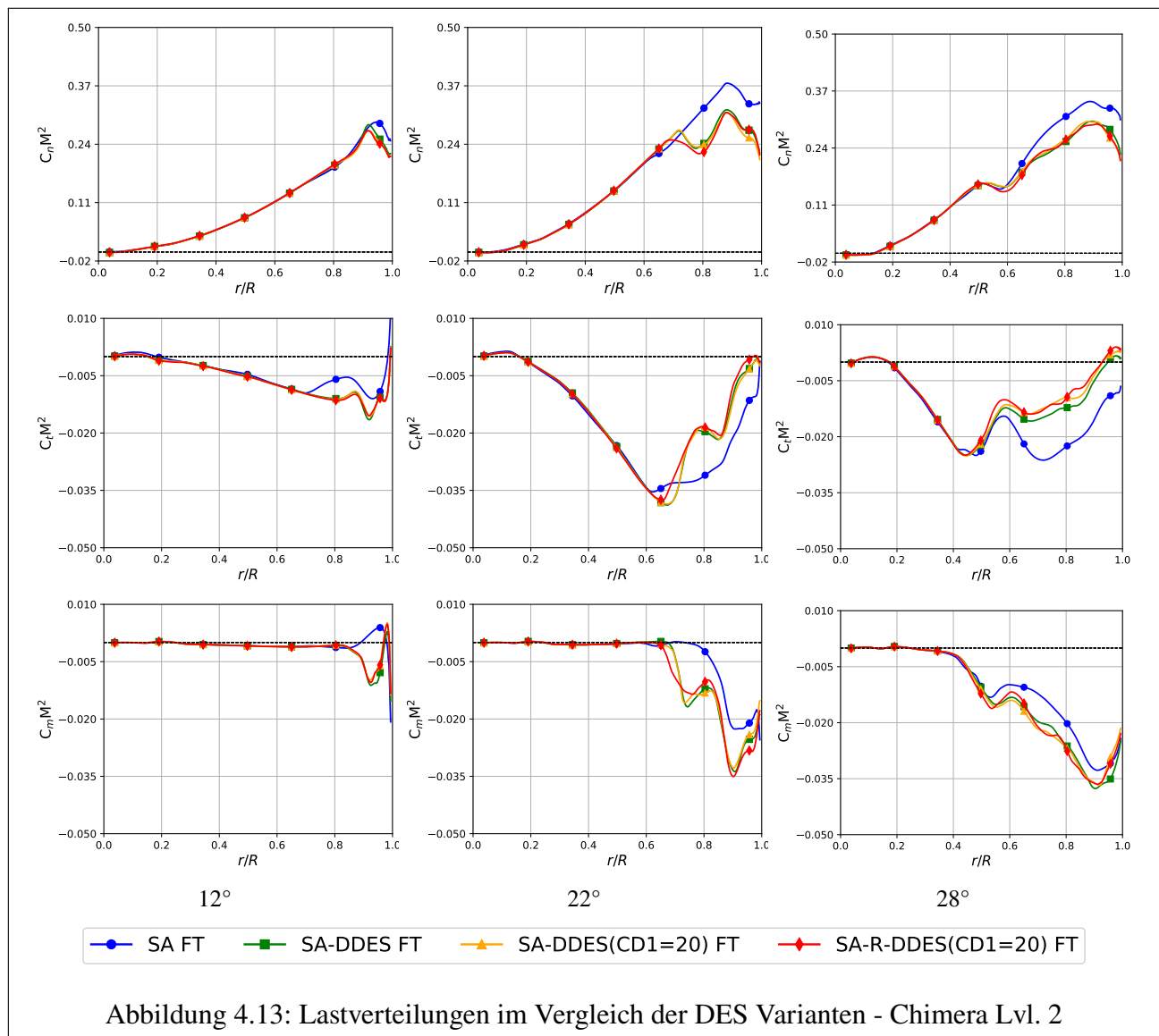


Abbildung 4.12: DES Varianten - Mittlere Iterationen - Chimera Lvl. 2

Die Aktivierung von DDES führt zu einer realistischeren und effizienteren Darstellung der aerodynamischen Lasten und der Strömungsdynamik, während Modifikationen wie Wirbelkorrektur und Anpassungen des C_{D1} -Wertes unter diesen spezifischen Bedingungen weniger Einfluss zeigen.



4.4.3 Einfluss der Transition

Dieses Kapitel widmet sich der detaillierten Untersuchung des Einflusses der Transition auf verschiedene Turbulenzmodelle. Hierzu wurde von voll turbulenter Einstellung (FT) auf laminar turbulente Einstellung (LT) im CFD Programm gewechselt. Die Darstellung in Abbildung 4.14 zeigt, dass die Modelle, repräsentiert durch rote und gelbe Kurven (SST-Modell), einen geringeren Schubkoeffizienten C_T aufweisen als das SA-Modell, dargestellt durch die blaue und grüne Kurve. Bezüglich des Leistungskoeffizienten C_P zeigen alle Modelle ähnliche Werte. Das liegt daran, dass die Schwebeflügeleistungen im mittleren Schubbereich von der induzierten Leistung dominiert werden. Erst bei Auftreten der Ablösung lassen sich Unterschiede finden. In der Analyse der FM wird ersichtlich, dass das SA-Modell durchgängig höhere Werte erzielt, jedoch sind beim FM_{max} -Wert beide Turbulenzmodelle ähnlich. In Abbildung 4.14 wird ein Vergleich der mittleren Iterationen durchgeführt, welche als Indikator für die Kosten und Effizienz der Simulation dienen. Es zeigt sich, dass das SST-Modell bei jedem Einstellwinkel deutlich höhere Iterationszahlen aufweist als das SA-Modell. Diese Beobachtung legt nahe, dass das SST-Modell möglicherweise eine detailliertere, aber auch eine deutlich

ressourcenintensivere Simulation erfordert.

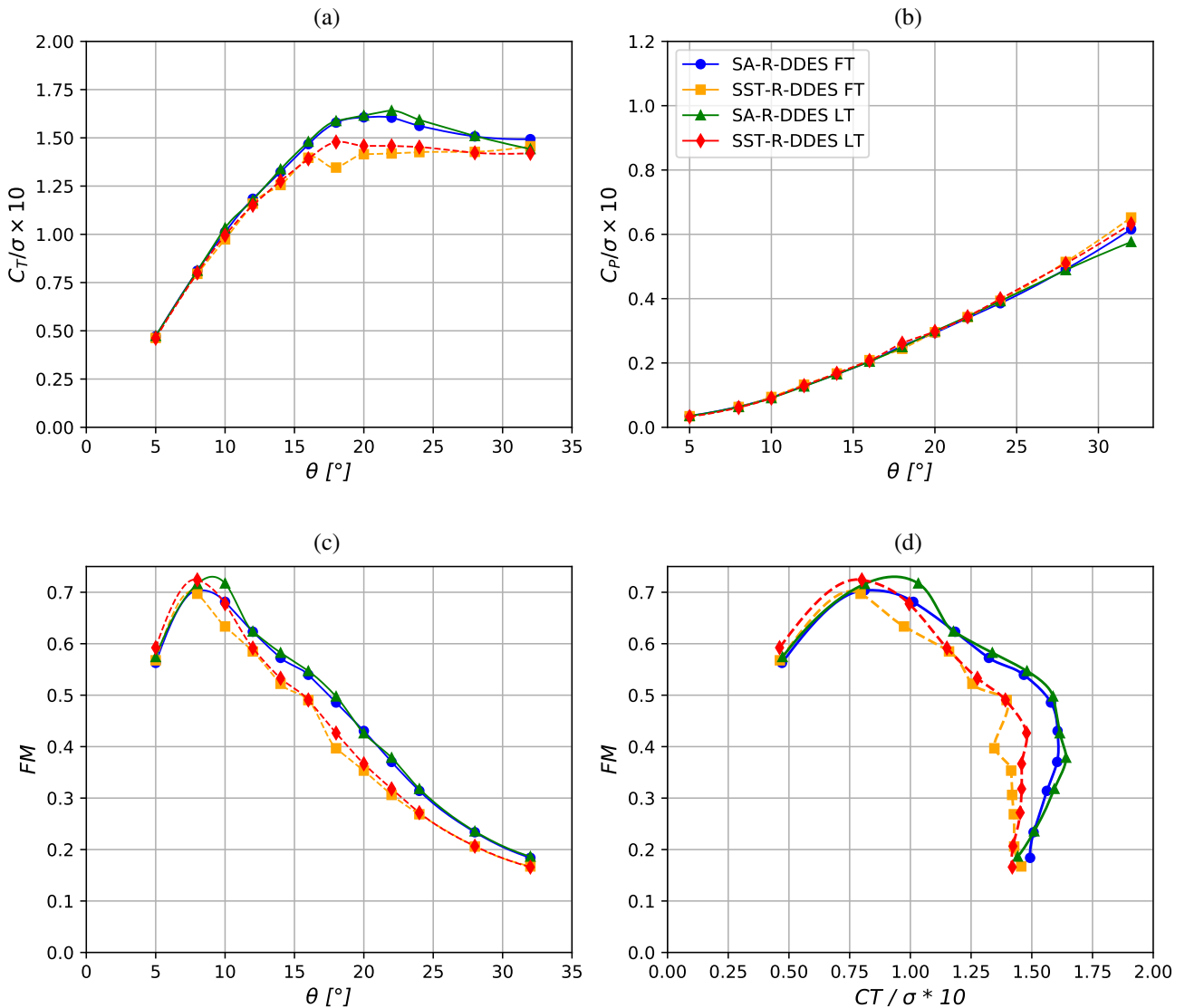


Abbildung 4.14: Einfluss der Transition

Die letzte Untersuchungsreihe betrifft die Lastverteilungen, insbesondere die Tangentialkräfte entlang des Flügelprofils. Die Ergebnisse offenbaren deutliche Unterschiede zwischen den beiden Turbulenzmodellen. Das SA-Modell weist im Vergleich zum SST-Modell signifikant größere negative Kräfte auf. Die vorgestellten Ergebnisse verdeutlichen, wie die Transition die Leistung und Effizienz verschiedener Turbulenzmodelle beeinflusst. Es hat sich herausgestellt, dass der Einfluss des gewählten Turbulenzmodells deutlich überwiegt im Vergleich zur Transition. Bemerkenswert ist, dass die Aktivierung der laminar-turbulenten Transition keinen signifikanten Anstieg der durchschnittlichen Iterationsanzahl verursacht; in einigen Fällen liegt sie sogar unter der bei vollständig turbulenter Transition. Mit dieser Einstellung können leicht verbesserte Beiwerte erzielt werden, wie in Abbildung 4.14 dargestellt, ohne dass dies zu einem nennenswerten Anstieg der Kosten oder der Simulationsdauer führt.

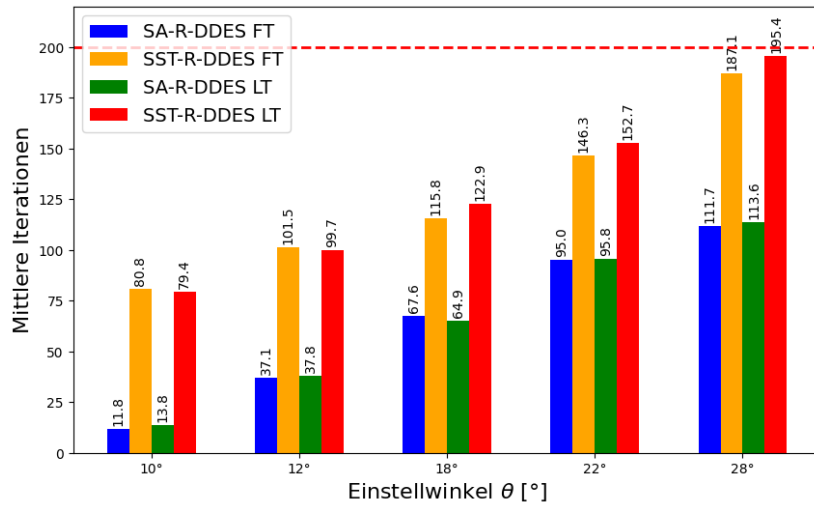


Abbildung 4.15: Einfluss der Transition - Mittlere Iterationen

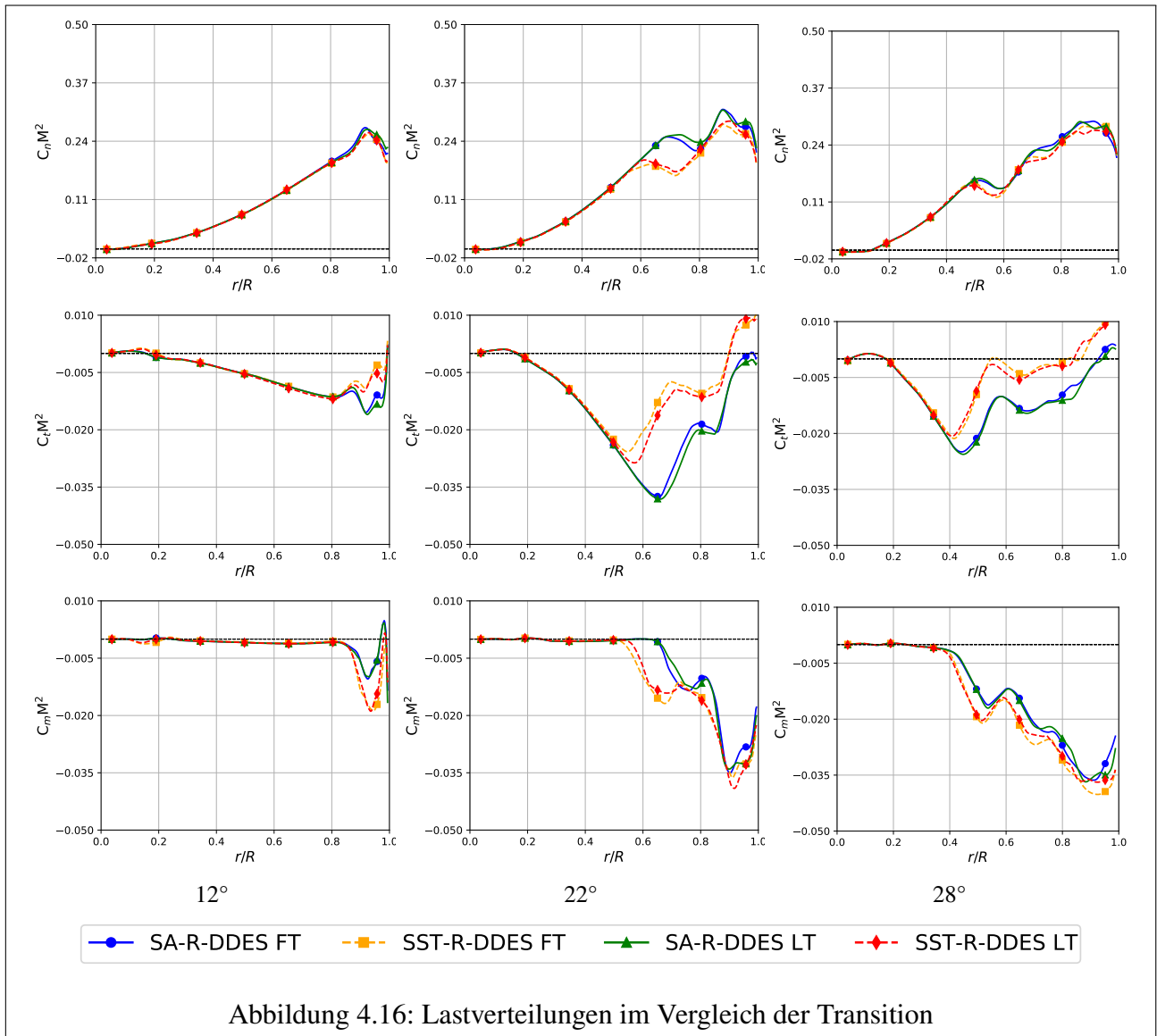


Abbildung 4.16: Lastverteilungen im Vergleich der Transition

4.4.4 Einfluss der Auflösung

In diesem Kapitel wird der Einfluss verschiedener Netzaufösungen auf die Simulationsergebnisse detailliert analysiert. Im Fokus stehen die Auswirkungen der Netzverfeinerung auf die aerodynamischen Koeffizienten und die Effizienz der Simulationen. Anhand der Vergleiche zwischen Netzfeinheit 1 und Netzfeinheit 2, visualisiert in den Abbildungen 4.17 und 4.18, werden die spezifischen Effekte auf die Performance und die Ressourcennutzung evaluiert. Als zusätzlicher Parameter wird die Transition verändert und der Einfluss in Kombination mit der Auflösung dargestellt. Die Auswertung der Schub- und Leistungskoeffizienten zeigt, dass die Simulationen auf der feinsten Netzqualität (Level 1) im Vergleich zur größeren Netzqualität (Level 2) leicht erhöhte Werte bei C_T und C_P aufweisen. Trotz dieser Unterschiede im Schub und in der Leistung zeigen die FM-Werte eine bemerkenswerte Ähnlichkeit über den gesamten Einstellbereich hinweg. Interessanterweise sind die FM_{max} -Werte bei Level 2 mit laminar-turbulentem Umschlag (SA-R-DDES LT Lvl2) sogar geringfügig höher als bei Netz Level 1 mit voll turbulenter Einstellung (SA-R-DDES FT Lvl1). Hier lassen sich also mit der laminar-turbulenten Einstellung trotz größerer Netzfeinheit bessere FM_{max} -Werte erzielen als mit dem feineren Netz ohne die LT-Einstellung. Diese Beobachtung ist jedoch nicht das Hauptziel der Simulation, denn das Ziel sollte sein, dass $FM_{simulation}$ möglichst nah an FM_{real} herankommt.

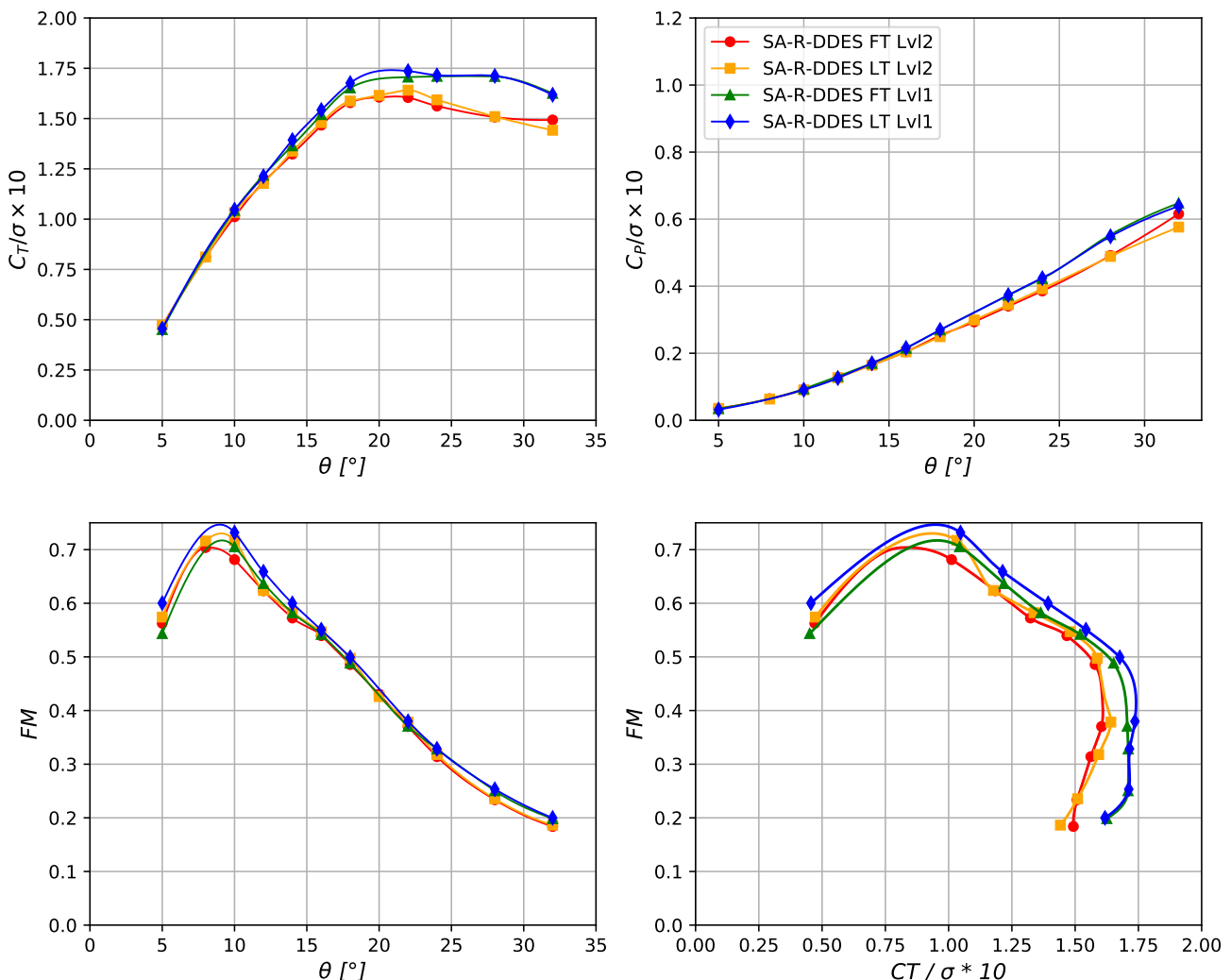


Abbildung 4.17: Einfluss der Auflösung

Die mittleren Iterationszahlen, die in Abbildung 4.18 dargestellt sind, verdeutlichen einen signifikanten Unterschied in der Effizienz der Simulationen zwischen den beiden Netzfeinheiten. Das Netz Level 1 zeigt bereits bei einem Einstellwinkel von 10° , also bei geringer Turbulenz, eine sehr hohe Zahl an Iterationen. Dies liegt daran, dass Netz Level 1 achtmal mehr Punkte enthält als Netz Level 2. Im Gegensatz dazu weist Netz Level 2 bei vergleichbaren Einstellungen deutlich niedrigere Iterationszahlen auf. Dies deutet darauf hin, dass Netz Level 2 eine effektivere Simulation ermöglicht, die geringere Ressourcen beansprucht, ohne dass signifikante Einbußen in der Qualität der Ergebnisse zu verzeichnen sind.

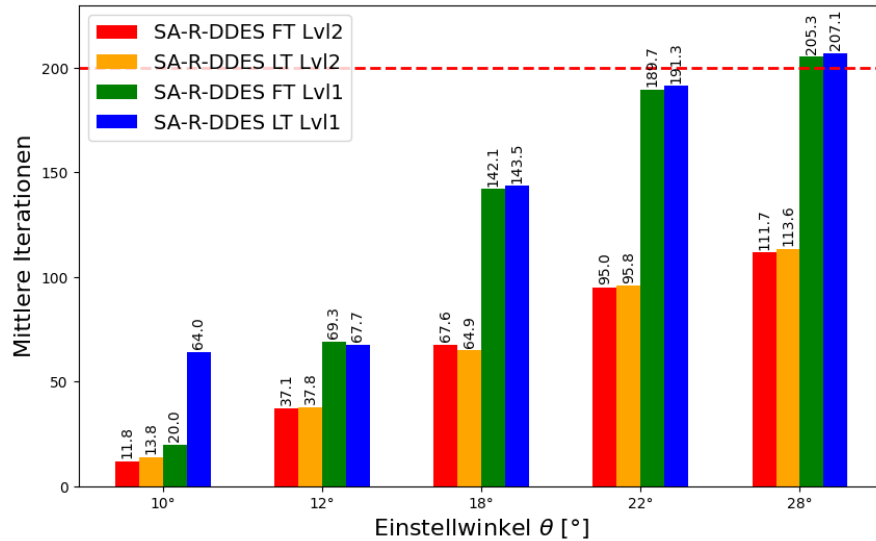
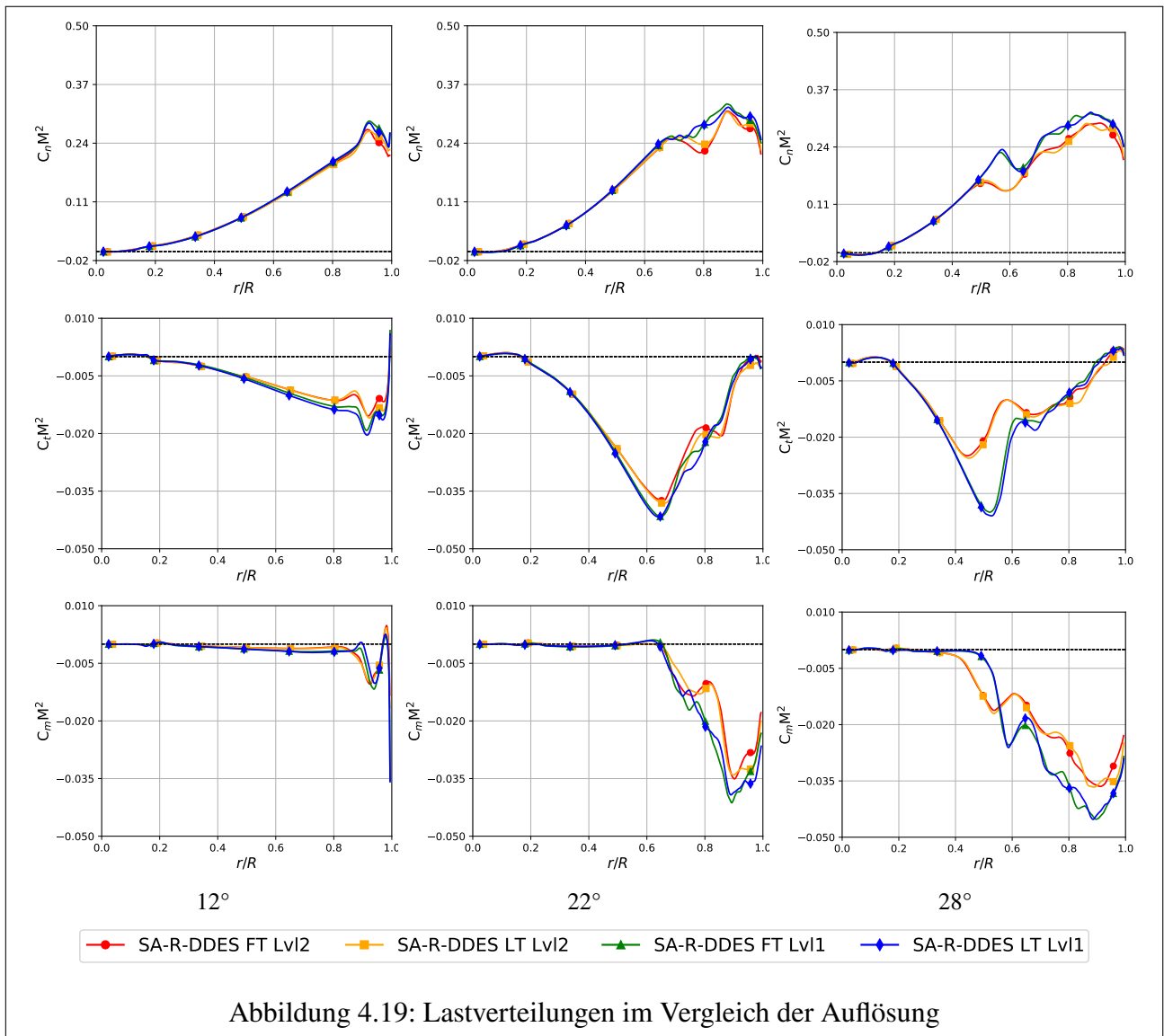


Abbildung 4.18: Einfluss der Auflösung - Mittlere Iterationen

Ein weiterer wichtiger Aspekt der Untersuchung ist die Analyse der Lastverteilungen, insbesondere der Tangentialkräfte, die in Abbildung 4.19 dargestellt sind. Es zeigt sich, dass die Simulationen auf Netz Level 1 im mittleren Bereich des Rotors fast den doppelten Ausschlag in negativer Richtung erreichen wie die Simulationen auf Netz Level 2. Diese deutlichen Unterschiede in der Tangentialkraft können auf eine genauere Reaktion des feineren Netzes auf aerodynamische Lasten hinweisen. Die Ergebnisse dieser Untersuchungen unterstreichen den signifikanten Einfluss der Netzfeinheit auf die Ergebnisse der Turbulenzsimulationen. Besonders im Poststall-Bereich hat die höhere Auflösung einen Einfluss, da hier insbesondere der Ablösewirbel besser erfasst wird. Bei noch moderater Ablösung ist der Unterschied klein. Während Netz Level 1 eine detaillierte, aber deutlich ressourcenintensive Modellierung bietet, zeigt Netz Level 2, dass mit geringerem Ressourceneinsatz vergleichbare und effizientere Ergebnisse erzielt werden können. Die Abbildungen 6.7 bis 6.15 zeigen die Wirbelstärke bei unterschiedlichen Einstellwinkeln und verdeutlichen die Unterschiede zwischen den drei verschiedenen Simulationsgenauigkeitsgraden, von einer sehr günstigen und schnellen Simulation bis hin zu einer sehr aufwendigen und detaillierten Simulation. Diese Abbildungen machen die Auswirkungen der Netzverfeinerung auf die Visualisierung der Wirbelstrukturen deutlich sichtbar und zeigen, wie eine feinere Netzauflösung zu einer genaueren Erfassung der Strömungsphänomene führt.



5 Zusammenfassung

In dieser Arbeit wurden umfassende Strömungssimulationen des HART II Hubschrauberrotors durchgeführt, um die aerodynamischen Eigenschaften und die Leistungsparameter der Rotorblätter detailliert zu analysieren. Dabei kam die Computational Fluid Dynamics (CFD) Methode zum Einsatz, die eine präzise Modellierung der Strömungsdynamik ermöglicht und weit über die Kapazitäten einfacherer Modelle, wie der Blattelementtheorie (BET), hinausgeht. Ein zentrales Ziel war die genaue Bestimmung der Grenzzustände und des maximalen Schubs. Zusätzlich wurden CFD-Methoden hinsichtlich ihrer Leistungsfähigkeit und Vorhersage des maximalen Schubs untersucht, um tiefere Einblicke in die komplexen Strömungsmechanismen zu gewinnen. Ziel war es auch herauszufinden, welchen Effekt bestimmte Einstellungen im Strömungslöser FLOWer haben und wie dadurch die Laufzeiten der Simulationen beeinflusst wurden. In dieser Arbeit wurde eine höhere räumliche Ordnung (4. Ordnung) implementiert, zusätzlich wurden instationäre Simulationen und die Chimera-Methode eingesetzt. Diese Ansätze haben die Ergebnisse deutlich verbessert, indem sie eine präzisere Darstellung der Strömungsphänomene ermöglichten. Insbesondere instationäre Simulationen mit Chimera-Netzen führten zu realistischeren Simulationen und realistischeren Figure of Merit (FM)-Werten. Die erhöhte räumliche Ordnung trug zusätzlich zur Genauigkeit der Ergebnisse bei, indem feinere Strömungsdetails erfasst werden konnten.

Im Bereich der Turbulenzmodellierung wurden verschiedene Ansätze untersucht. Besonders hervorzuheben ist die Wirbelkorrektur: Das SA-Modell mit aktiviertem DDES erzielte sehr gute Ergebnisse, insbesondere bei höheren Einstellwinkeln, und zeigte dabei deutlich bessere FM-Werte als das SST-Modell, sowohl mit als auch ohne DDES. Darüber hinaus benötigte das SA-Modell mit DDES im Vergleich zum SST-Modell weniger mittlere Iterationen, was den Rechenaufwand effizienter gestaltete. Bei der Variation des DDES-Modells zeigte sich, dass die Ergebnisse durch eine Anpassung des CD1-Werts kaum beeinflusst wurden. Eine Erhöhung dieses Werts führte zu keinem signifikanten Anstieg der Iterationen, sodass der zusätzliche Aufwand vernachlässigbar war. Die Aktivierung der laminar-turbulenten Transition (LT) führte zu einer Verbesserung der Ergebnisse im Vergleich zur vollständig turbulenten (FT) Simulation. Dabei blieb die Anzahl der Iterationen nahezu gleich, was die Transition als eine nützliche Erweiterung für präzisere Simulationen bei vertretbarem Aufwand erscheinen lässt. Zusätzlich wurde untersucht, dass eine höhere Auflösung nicht zwangsläufig zu besseren Ergebnissen führt, wie durch die Level-2-Tests (LT Lvl2) belegt wurde. Zwar verbesserte sich die Genauigkeit der Simulation bei höherer Auflösung, jedoch war dies stets mit einem erheblich höheren Rechenaufwand verbunden. Im Stall-Bereich zeigte sich, dass das SA-Modell mit DDES und Wirbelkorrektur dem SST-Modell überlegen war. Diese Kombination ermöglichte eine realistischere Darstellung der aerodynamischen Lasten und verbesserte die Vorhersagegenauigkeit in kritischen Betriebszuständen. Ein Vergleich mit der Arbeit von Berend van der Wall [6], der den HART II Hubschrauberrotor unter Verwendung der Blattelementtheorie und einer detaillierten Wirbelanalyse untersuchte, zeigt Unterschiede in den Ansätzen und Ergebnissen. Während van der Wall stark auf experimentelle Validierung und die grobe Abschätzung aerodynamischer Kräfte fokussierte, bietet diese Arbeit durch die Anwendung von CFD eine detailliertere und präzisere Vorhersage der Strömungsphänomene. Die Ergebnisse dieser Arbeit verdeutlichen, dass moderne CFD-Methoden,

insbesondere mit fortschrittlichen Turbulenzmodellen und hohen räumlichen Ordnungen, eine umfassendere Erfassung der Strömungsdynamik und aerodynamischen Lasten ermöglichen. Zusammenfassend zeigt diese Arbeit die Vorteile und die erhöhte Präzision der CFD-Methoden in der Simulation komplexer Strömungsphänomene und der detaillierten Analyse der Rotorblattperformance. Während experimentelle Ansätze wertvolle Einblicke in die Validierung und grundlegende aerodynamische Kräfte bieten, unterstreicht diese Arbeit die Bedeutung hochaufgelöster numerischer Simulationen. CFD-Methoden, trotz höherem Rechenaufwand, sind unerlässlich für die realitätsnahe Simulation der Rotorblattperformance.

Eidesstattliche Erklärung

Hiermit erkläre ich, dass ich die vorliegende Arbeit eigenständig und ohne fremde Hilfe angefertigt habe. Textpassagen, die wörtlich oder dem Sinn nach auf Publikationen oder Vorträgen anderer Autoren beruhen, sind als solche kenntlich gemacht. Die Arbeit wurde bisher keiner anderen Prüfungsbehörde vorgelegt und auch noch nicht veröffentlicht.

Wolfenbüttel, den 06.12.2024

Name (Unterschrift)

6 Anhang

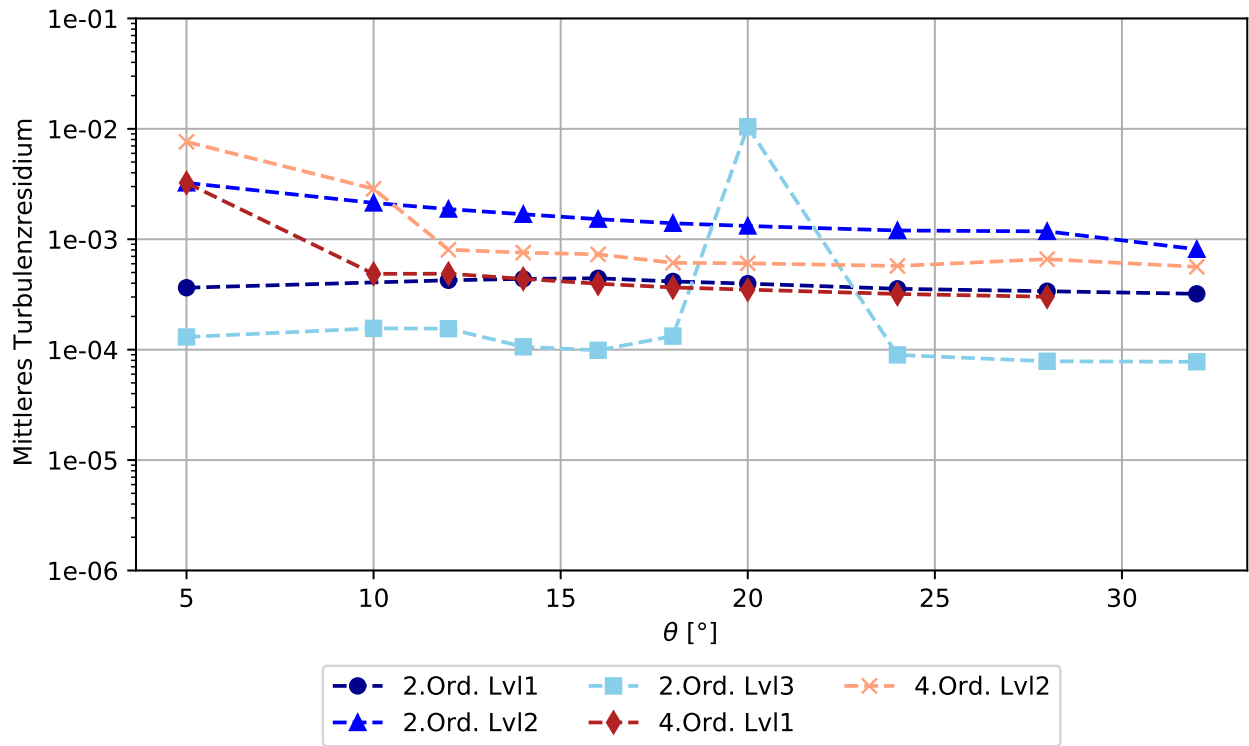


Abbildung 6.1: Räumliche Diskretisierung - Turbulenzresiduum - Monocoque Netz

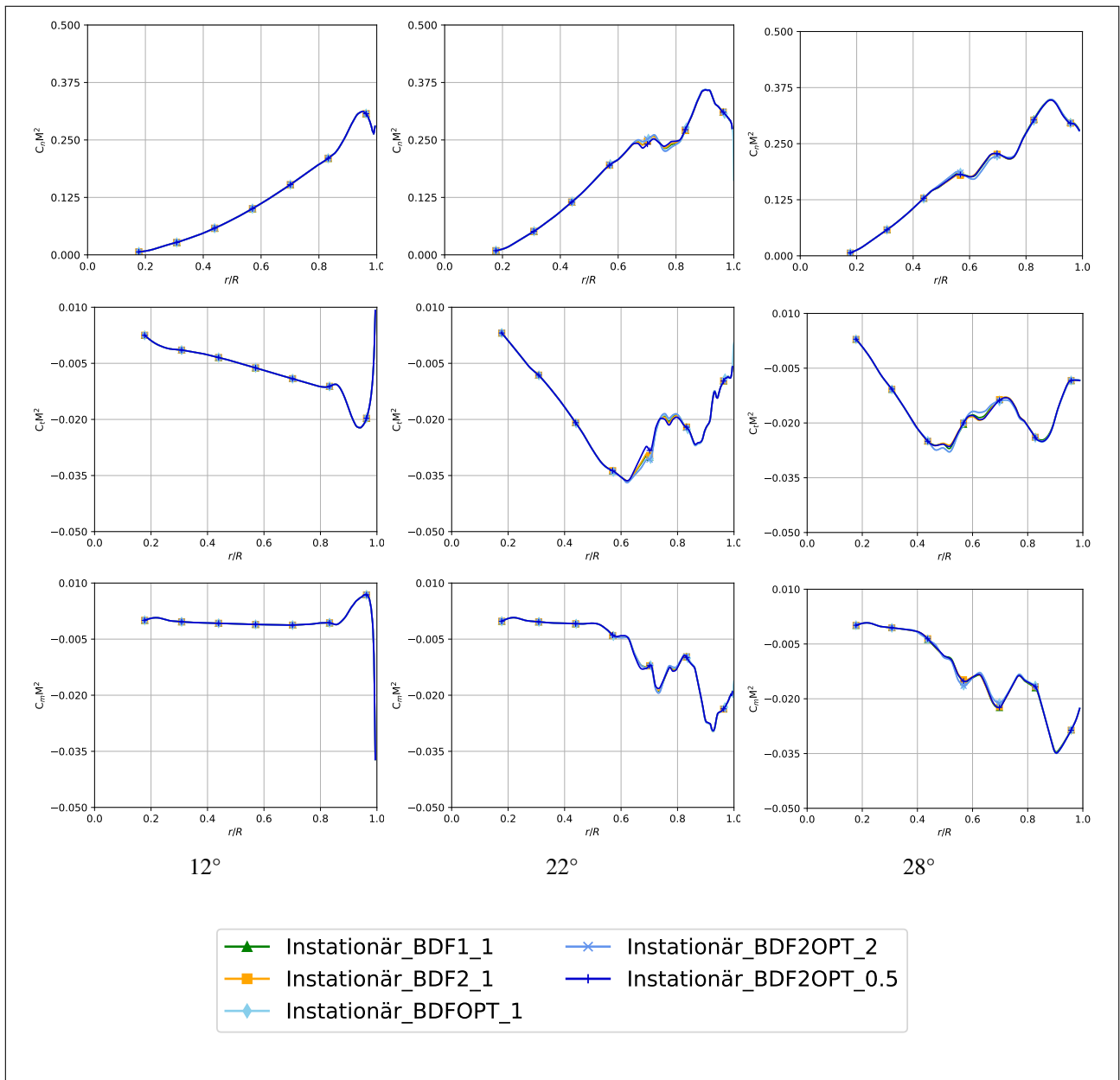


Abbildung 6.2: Einfluss des Zeitschrittes - Lastverteilung - Monocoque Netz

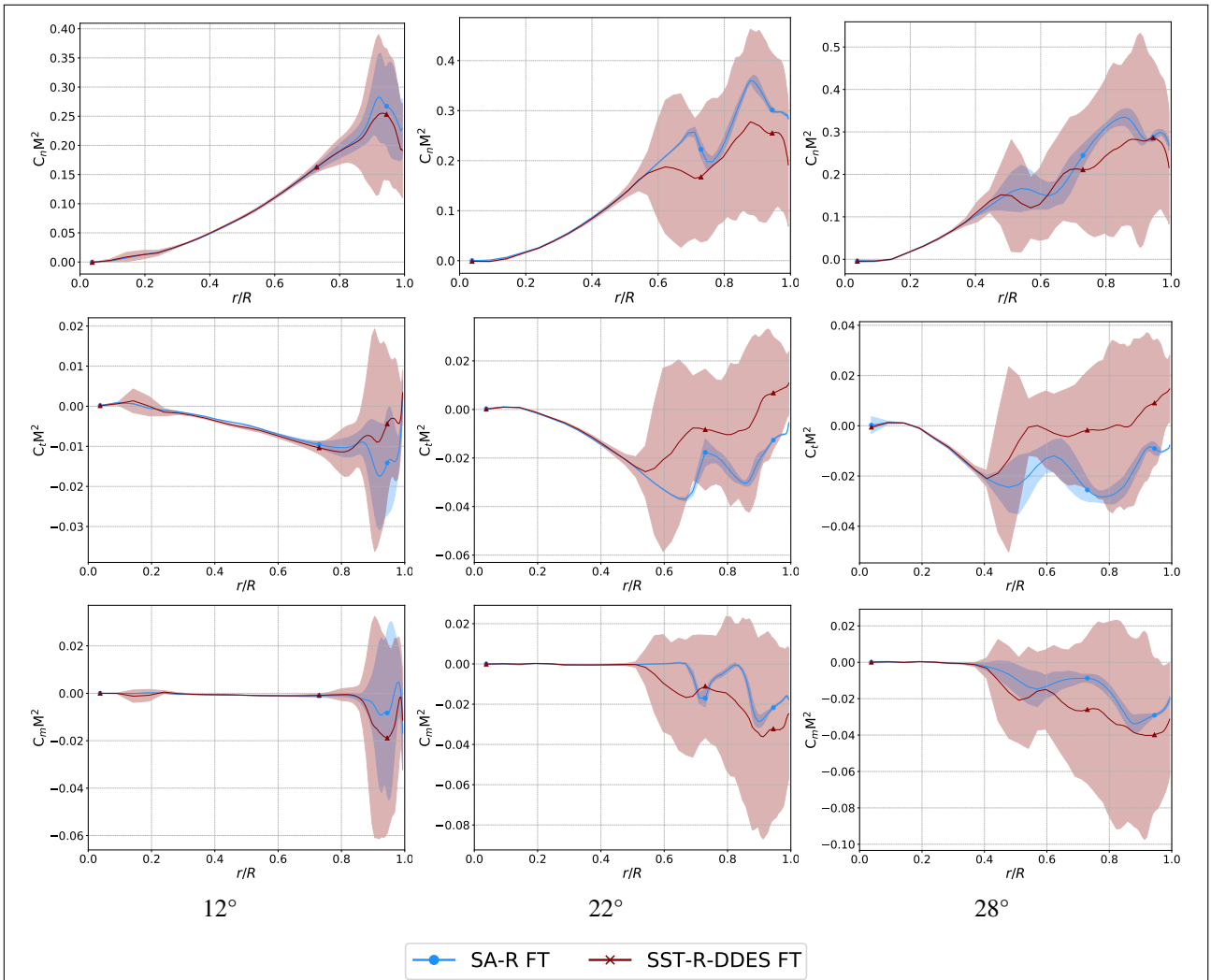


Abbildung 6.3: Lastverteilungen mit Standardabweichung im Vergleich der Wirbelkorrektur

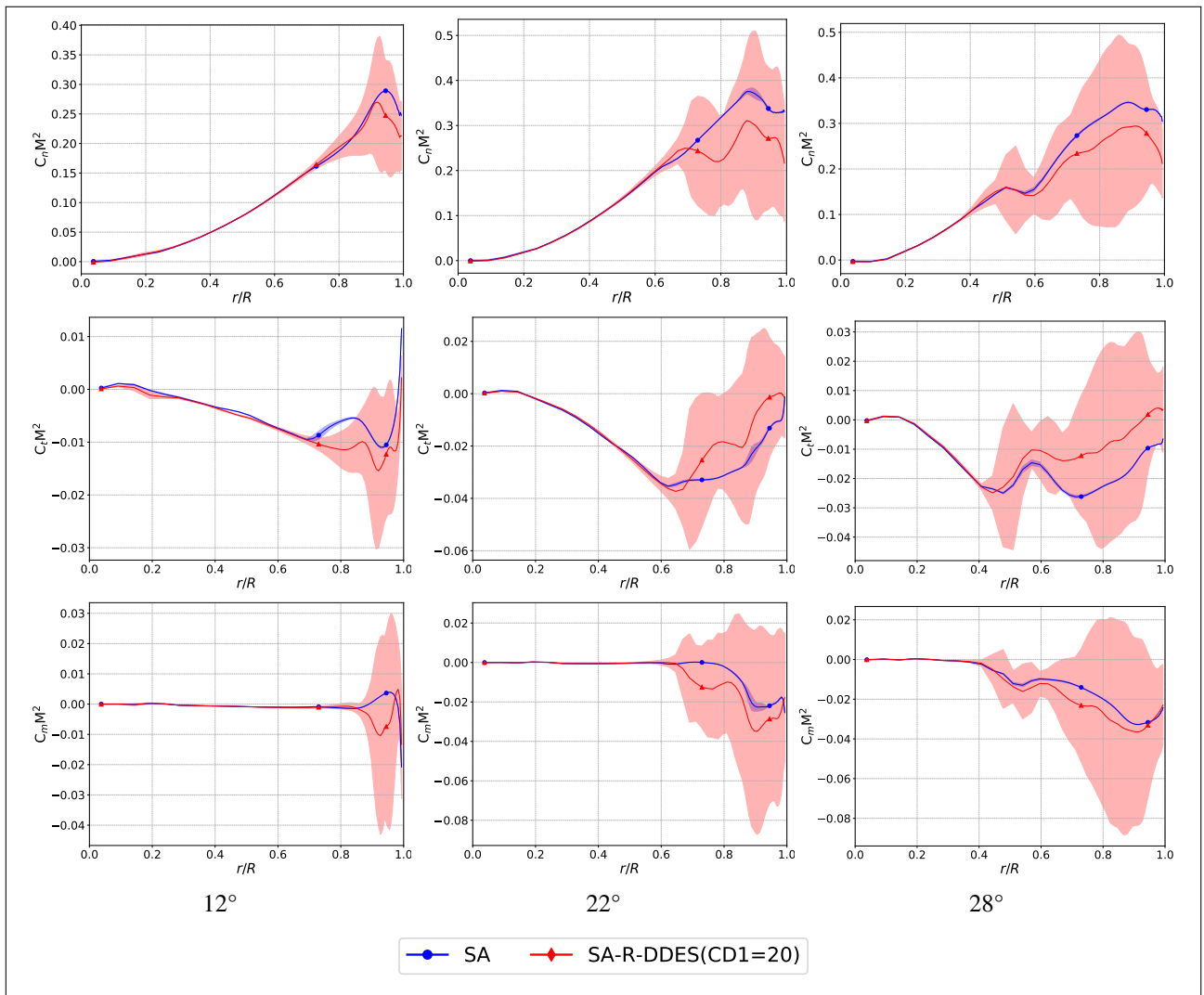


Abbildung 6.4: Lastverteilungen mit Standardabweichung im Vergleich der DES Varianten

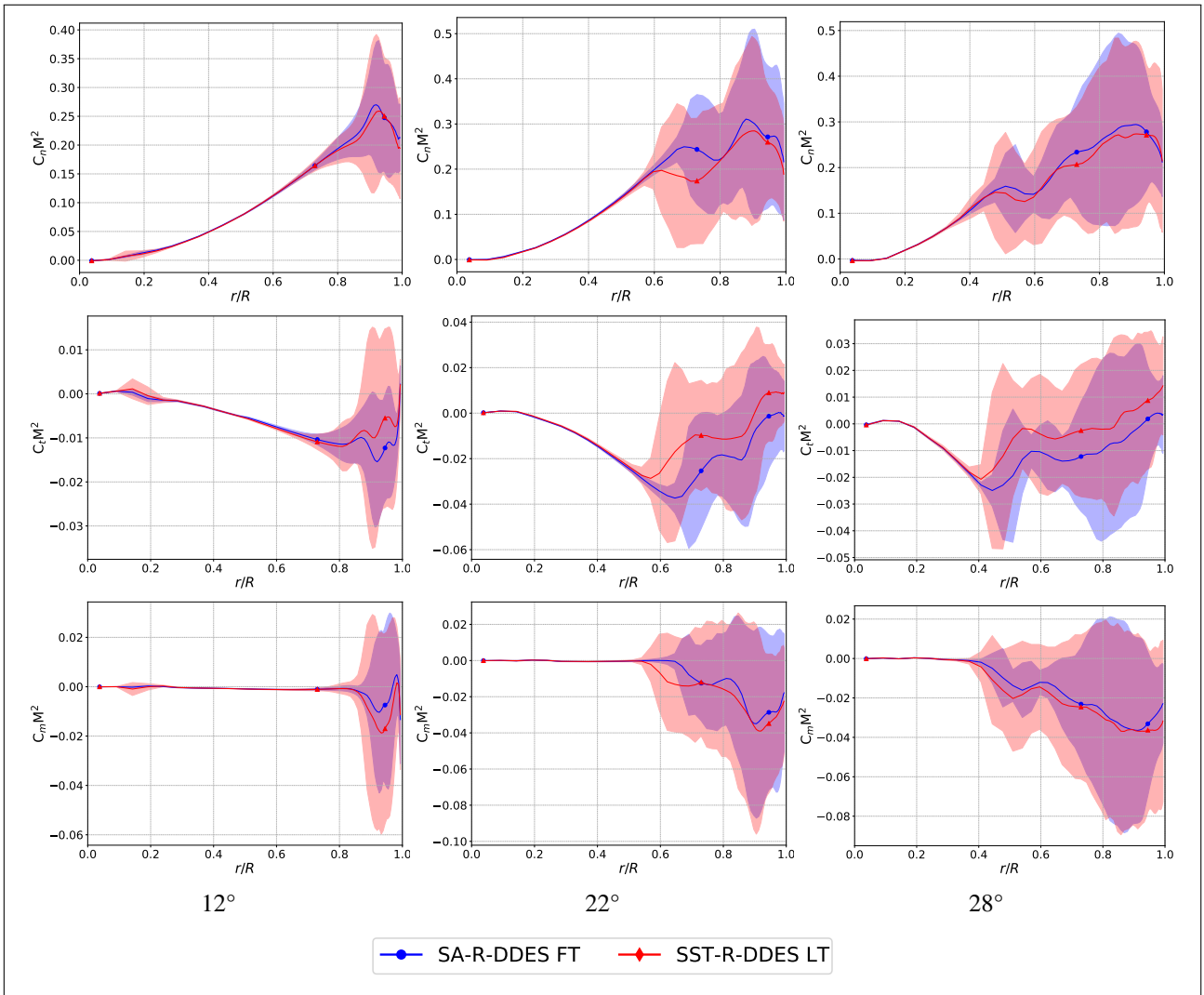


Abbildung 6.5: Lastverteilungen mit Standardabweichung im Vergleich der Transition

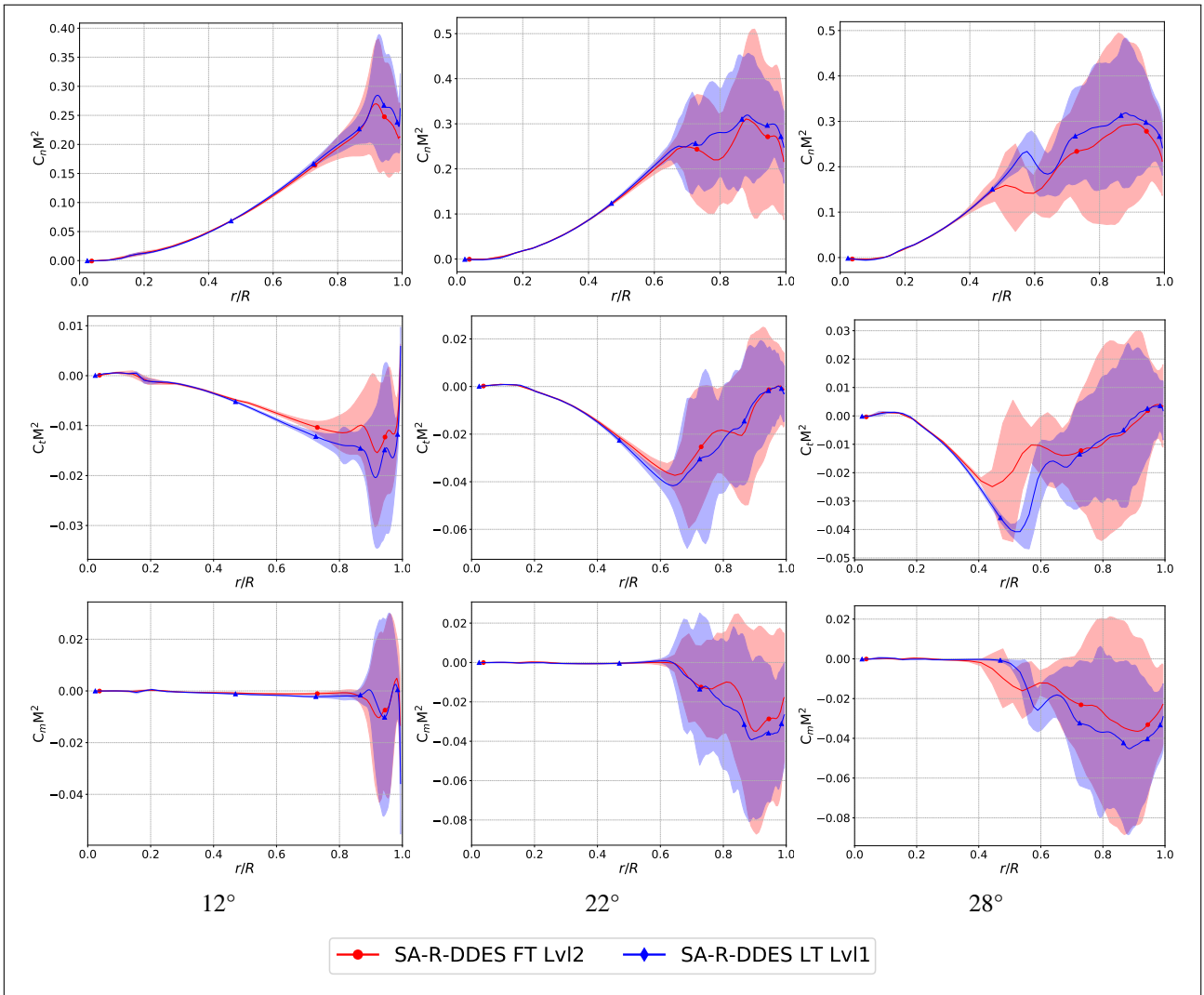


Abbildung 6.6: Lastverteilungen mit Standardabweichung im Vergleich der Auflösung

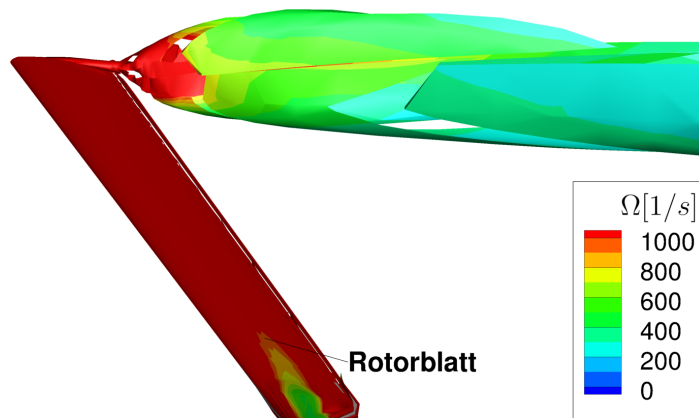


Abbildung 6.7: Wirbelstärke grobe Simulation (Monocoque/Stationär/2.Ordnung/Lvl 2) - 12°

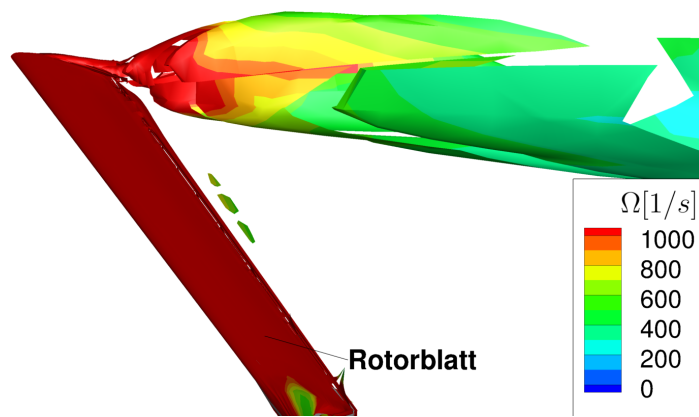


Abbildung 6.8: Wirbelstärke grobe Simulation (Monocoque/Stationär/2.Ordnung/Lvl 2) - 18°

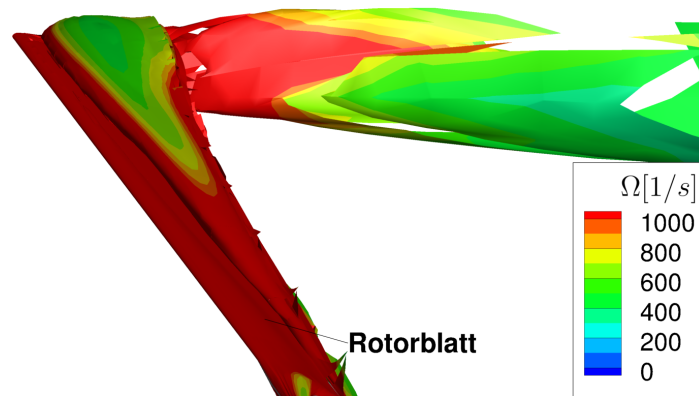


Abbildung 6.9: Wirbelstärke grobe Simulation (Monocoque/Stationär/2.Ordnung/Lvl 2) - 28°

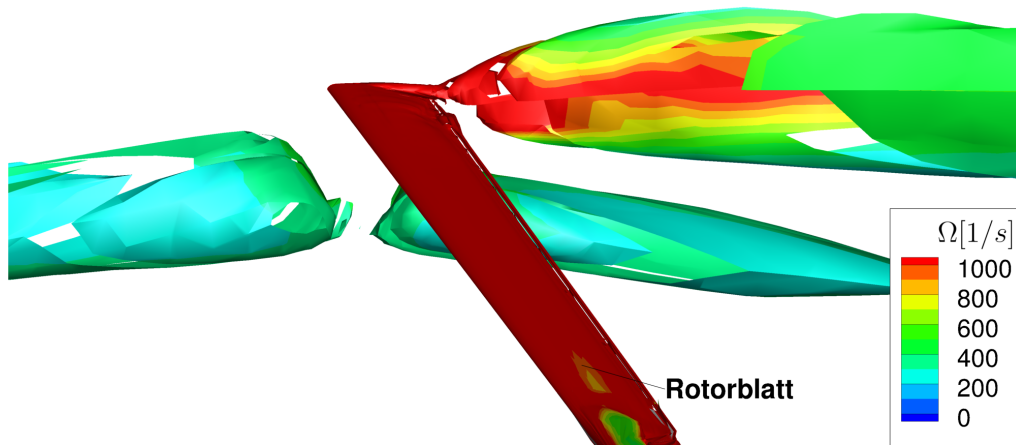


Abbildung 6.10: Wirbelstärke mittlere Simulation (Monocoque/Instationär/4.Ordnung/Lvl 3) - 12°

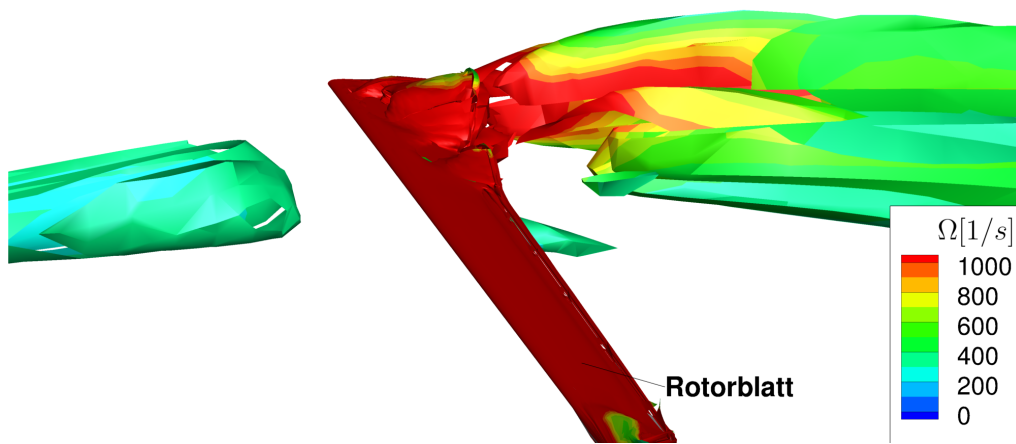


Abbildung 6.11: Wirbelstärke mittlere Simulation (Monocoque/Instationär/4.Ordnung/Lvl 3) - 18°

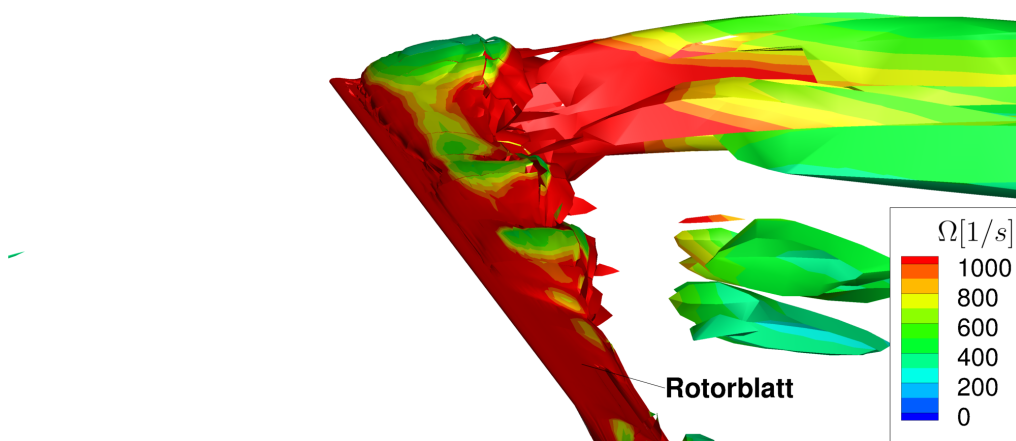


Abbildung 6.12: Wirbelstärke mittlere Simulation (Monocoque/Instationär/4.Ordnung/Lvl 3) - 28°

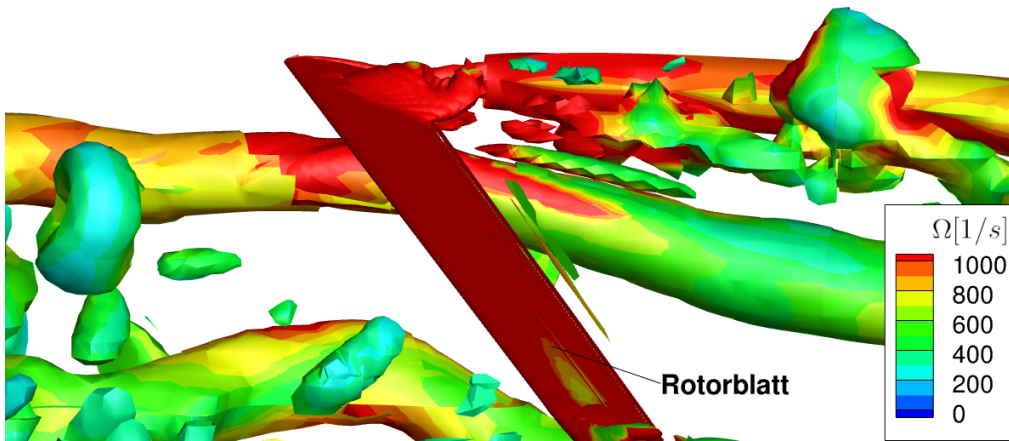


Abbildung 6.13: Wirbelstärke feine Simulation (Chimera/Instationär/4.Ordnung/Lvl 1) - 12°

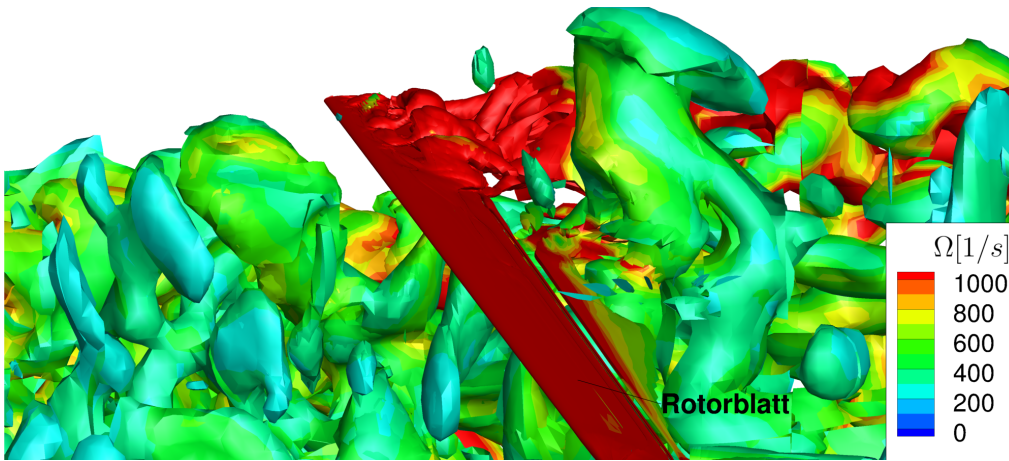


Abbildung 6.14: Wirbelstärke feine Simulation (Chimera/Instationär/4.Ordnung/Lvl 1) - 18°

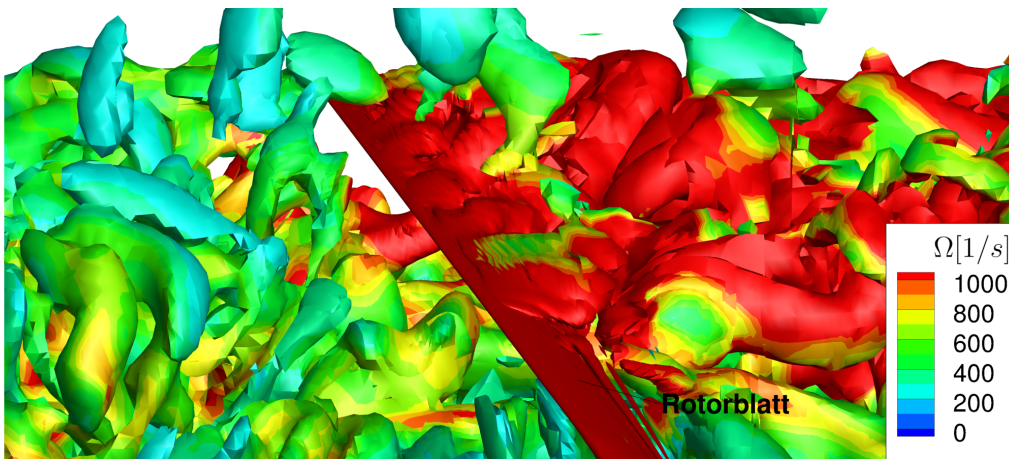


Abbildung 6.15: Wirbelstärke feine Simulation (Chimera/Instationär/4.Ordnung/Lvl 1) - 28°

Literaturverzeichnis

- [1] G. Wilke, "Aerodynamic optimization of helicopter rotor blades using variable fidelity methods," *DLR Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V. - Forschungsberichte*, vol. 2017, pp. 1–164, 11 2017.
- [2] G. Wilke, J. Bailly, K. Kimura, and Y. Tanabe, "Jaxa-onera-dlr cooperation: results from rotor optimization in hover," *CEAS Aeronautical Journal*, vol. 13, pp. 313–333, Apr. 2022.
- [3] T. U. Berlin, "Numerische strömungsmechanik - skript," 2024. Accessed: Date not provided.
- [4] T. Schwarz, "The overlapping grid technique for the time accurate simulation of rotorcraft flows," in *31st European Rotorcraft Forum*, vol. 2005, 09 2005.
- [5] K. S. Brentner and F. Farassat, "Modeling aerodynamically generated sound of helicopter rotors," *Progress in Aerospace Sciences*, vol. 39, pp. 83–120, Feb. 2003.
- [6] B. G. Van der Wall, "Factors affecting rotor stall computation by comprehensive rotor codes,"
- [7] Wikipedia, "Backward differentiation formula," Zugriff am 9. März 2024. Verfügbar unter: https://de.wikipedia.org/wiki/Backward_Differentiation_Formula.
- [8] J. Leishman, "Principles of helicopter aerodynamics," *Cambridge University Press*, 2006.
- [9] W. Rankine, "On the mechanical principles of the action of propellers," *Transaction of the Institute of Naval Architects*, vol. 6, pp. 13–39, 1865.
- [10] R. Froude, "Transactions of the institute of naval architects," *On the Part Played in Propulsion by Differences in Fluid Pressure*, p. 390, 1889.
- [11] H. Glauert, *Aerodynamic Theory*, ch. Airplane Propellers. Springer Berlin /Heidelberg, 1935.
- [12] S. Drzewieki, "Théorie générale de l'hélice," *Paris*, 1920.
- [13] W. Kinner, "Die kreisförmige tragfläche auf potentialtheoretischer grundlage," *forschungsbericht*, 1937.
- [14] B. G. van der Wall, S. N. Jung, J. W. Lim, M. J. Smith, J. Bailly, J. D. Baeder, and J. D. D. Boyd, "An assessment of comprehensive code prediction state-of-the-art using the HART II international workshop data," in *Annual Forum 68 of the American Helicopters Society*, 2012.
- [15] S. R. Ahmed and V. T. Vidjaja, "Unsteady panel method calculation of pressure distribution on bo 105 model rotor blades and validation with DNW-Test data," in *50th Annual Forum of the American Helicopters Society*, 1994.
- [16] J. D. Anderson and J. Wendt, *Computational fluid dynamics*, vol. 206. Springer, 1995.

- [17] H. Herwig and B. Schmandt, *Das Turbulenzproblem*, pp. 87–128. Springer Berlin Heidelberg, 2018.
- [18] J. A. Benek, J. L. Steger, and F. C. Dougherty, “A flexible grid embedding technique with application to the euler equations,” *AIAA Paper*, no. 83-1944, 1983.
- [19] I. T. Chiu and R. L. Meakin, “On automating domain connectivity for overset grids,” *AIAA Paper*, no. 95-0854, 1995.
- [20] S. Lecheler, *Numerische Strömungsberechnung*. Springer Vieweg, 2 ed., 2011.
- [21] D. Carati and A. Wray, “Large-eddy simulations with explicit equations for subgrid-scale quantities,” 01 2003.
- [22] M. Smith, A. Gardner, F. Richez, R. Jain, and D. Peters, “Rotating wing dynamic stall: State of the art and future directions,” in *Proceedings of the Vertical Flight Society 76th Annual Forum*, The Vertical Flight Society, Oct. 2020.
- [23] J. Raddatz and J. K. Fassbender, “Block structured navier-stokes solver flower,” in *MEGAFLOW - Numerical Flow Simulation for Aircraft Design* (N. Kroll and J. K. Fassbender, eds.), pp. 27–44, 2005.
- [24] K. Kitamura and E. Shima, “Towards shock-stable and accurate hypersonic heating computations: A new pressure flux for ausmfamily schemes,” *J. Comput. Phys.*, vol. 245, pp. 62–83, 2013.
- [25] S. Yamamoto, S. Kano, and H. Daiguji, “An efficient cfd approach for simulating unsteady hypersonic shock-shock interference flows,” *Computers & Fluids*, vol. 27, no. 5, pp. 571–580, 1998.
- [26] J. Dacles-Mariani, G. Zilliac, J. Chow, and P. Bradshaw, “Numerical/experimental study of a wingtip vortex in the near field,” *AIAA J.*, vol. 33, no. 9, pp. 1561–1568, 1995.
- [27] C. Heister, “A method for approximate prediction of laminar-turbulent transition on helicopter rotors,” *J. Am. Helicop. Soc.*, vol. 63, no. 3, pp. 1–14, 2018.
- [28] DLR, “Computer for Advanced Research in Aerospace (CARA).” <https://www.dlr.de/en/research-and-transfer/research-infrastructure/hpc-cluster/cara>, 2024. German Aerospace Center.
- [29] C. B. Allen, “Chimera volume grid generation within the eros code,” *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*, vol. 214, pp. 125–141, Mar. 2000.
- [30] S. Yoon, L. Chang, and D. Kwak, “Lu-sgs implicit algorithm for three-dimensional incompressible Navier-Stokes equations with source term,” in *9th Computational Fluid Dynamics Conference*, 1989.
- [31] P. Spalart and S. Allmaras, “A one-equation turbulence model for aerodynamic flows,” in *AIAA 439*, American Institute of Aeronautics and Astronautics, Jan. 1992.

- [32] F. R. Menter, “Two-equation eddy-viscosity turbulence models for engineering applications,” *AIAA Journal*, vol. 32, pp. 1598–1605, 1994.
- [33] G. Wilke, “Comparisons of different spatial schemes and limiters for helicopter flows,” in *New Results in Numerical and Experimental Fluid Mechanics XIII* (A. Dillmann, G. Heller, E. Krämer, and C. Wagner, eds.), (Cham), pp. 418–427, Springer International Publishing, 2021.