

**Forschungsbericht 2026-14**

**Aeroelastisches Verhalten einer  
doppelt gepfeilten  
Rotorblattspitze bei kollektiven  
Schubpolaren und Dynamic Stall**

Martin Michael Müller

Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt  
Institut für Aeroelastik  
Göttingen



DLR

Deutsches Zentrum  
für Luft- und Raumfahrt

# **Forschungsbericht 2026-14**

## **Aeroelastisches Verhalten einer doppelt gefeilten Rotorblattspitze bei kollektiven Schubpolaren und Dynamic Stall**

Martin Michael Müller

Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt  
Institut für Aeroelastik  
Göttingen

142 Seiten  
85 Bilder  
8 Tabellen  
152 Literaturstellen



**DLR** Deutsches Zentrum  
für Luft- und Raumfahrt



*Herausgeber:*

Deutsches Zentrum  
für Luft- und Raumfahrt e. V.  
Wissenschaftliche Information  
Linder Höhe  
D-51147 Köln

ISSN 1434-8454  
ISRN DLR-FB-2026-14  
Erscheinungsjahr 2026  
DOI: [10.57676/e57b-hg15](https://doi.org/10.57676/e57b-hg15)

### **Erklärung des Herausgebers**

Dieses Werk – ausgenommen anderweitig gekennzeichnete Teile – ist lizenziert unter den Bedingungen der Creative Commons Lizenz vom Typ Namensnennung 4.0 International (CC BY 4.0), abrufbar über <https://creativecommons.org/licenses/by/4.0/legalcode>

### **Lizenz**



Creative Commons Attribution 4.0 International

*Rotorblatt Aeroelastik, Hubschrauber, instationäre Aerodynamik, Dynamic Stall, Schubpolare, Lasten, Entwurf, Rotorblatt Dynamik, Windkanal Experimente*

Martin Michael MÜLLER  
DLR, Institut für Aeroelastik, Göttingen

***Aeroelastisches Verhalten einer doppelt gefeilt Rotorblattspitze bei kollektiven Schubpolaren und Dynamic Stall***

Technische Universität Braunschweig

Lange Zeit waren Rotorblätter mit rechteckiger Planform und parabolischem Endbogen der Standard für kommerzielle Hubschrauber. Allerdings gestaltet es sich mittlerweile schwierig, diese Geometrie hinsichtlich Leistung, Lärm und Vibrationen zu optimieren. Daher wurden in jüngerer Vergangenheit innovative Rotorblatt-Geometrien entwickelt, die kommerziellen Rotorblättern in puncto Leistung ebenbürtig sind, zugleich aber ein geringeres Lärm- und Vibrationsniveau aufweisen. Ein markantes Merkmal der Planform dieser Rotorblätter ist die Doppelpfeilung (Vorwärts- und Rückwärtspfeilung), die für eine Lärm- und Vibrationsreduktion sorgt.

Im Rahmen dieser Arbeit wurde das aeroelastische Verhalten eines doppelt gefeilt Rotorblattes an einem 4-Blatt Rotor bei kollektiven Schubpolaren und unter Dynamic Stall Bedingungen untersucht.

Hierbei hat sich gezeigt, dass das Rotorblatt bei kollektiven Einstellwinkeln einen zweistufigen Strömungsabriss aufweist, was zunächst zu einem Abfall und anschließend zu einem starken Anstieg des Nickmoments führt. Unter Dynamic Stall Bedingungen zeigt sich ein nicht-lineares Schwingungsverhalten des Rotorblattes in der Schlagbewegung, dies lässt sich auf den phasenverschobenen Strömungsabriss zwischen Vorwärts- und Rückwärts-Pfeilung zurückführen.

*Rotor blade aeroelasticity, helicopters, unsteady aerodynamics, dynamic stall, thrust polars, loads, design, rotor blade dynamics, wind tunnel experiments*

*(Published in German)*

Martin Michael MÜLLER  
German Aerospace Center (DLR), Institute of Aeroelasticity, Göttingen

***Aeroelastic behavior of a double-swept rotor blade tip under collective thrust polars and dynamic stall***

Technical University Braunschweig

For a long time, rotor blades with a rectangular planform and parabolic tip were the standard for commercial helicopters. However, it is now proving difficult to optimize this geometry in terms of performance, noise, and vibration. As a result, innovative rotor blade geometries have been developed in recent years that are similar in terms of performance compared to commercial rotor blades, but have lower noise and vibration levels in parallel. A prominent feature of the planform of these rotor blades is the double sweep (forward and backward sweep), which reduces noise and vibration.

This study investigated the aeroelastic behavior of a double-swept rotor blade on a 4-blade rotor under collective thrust polars and dynamic stall conditions.

It was found out that the rotor blade reveals a two-step stall at increasing collective pitch angles, which initially leads to a decrease and subsequently to a sharp increase in the pitch moment. Under dynamic stall conditions, the rotor blade shows a non-linear flapping behavior during a pitch cycle, this can be linked to the phase-shifted stall between forward and backward sweep part of the blade.



**TU Braunschweig – Niedersächsisches  
Forschungszentrum für Luftfahrt**

**Berichte aus der Luft- und Raumfahrttechnik**

**Forschungsbericht 2026-11**

**Aeroelastisches Verhalten einer  
doppelt gepfeilten Rotorblattspitze  
bei kollektiven Schubpolaren und  
Dynamic Stall**

**Martin Müller**

Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt  
Institut für Aeroelastik  
Göttingen

---

Diese Arbeit erscheint gleichzeitig als von der Fakultät für Maschinenbau der Technischen Universität Carolo-Wilhelmina zu Braunschweig zur Erlangung des akademischen Grades eines Doktor-Ingenieurs genehmigte Dissertation.

# **Aeroelastisches Verhalten einer doppelt gepfeilten Rotorblattspitze bei kollektiven Schubpolaren und Dynamic Stall**

Von der Fakultät für Maschinenbau  
der Technischen Universität Braunschweig  
zur Erlangung der Würde

**eines Doktor-Ingenieurs (Dr.-Ing.)**

genehmigte Dissertation

von: Martin Michael Müller  
geboren in: Wolfsburg

eingereicht am: 23.11.2025  
mündliche Prüfung am: 21.04.2026

Vorsitz: Prof. Dr.-Ing. Sebastian Heimbs  
Gutachter: Prof. Dr.-Ing. Lorenz Tichy  
Gutachter: Prof. Dr.-Ing. Manfred Hajek

2026

# Abstract

For a long time, rotor blades with a rectangular planform and parabolic tip were the standard for commercial helicopters. However, it is now proving difficult to optimize this geometry in terms of performance, noise, and vibration. As a result, innovative rotor blade geometries have been developed in recent years that are similar in terms of performance compared to commercial rotor blades, but have lower noise and vibration levels in parallel. A prominent feature of the planform of these rotor blades is the double sweep (forward and backward sweep), which reduces noise and vibration. However, this novel planform also results in altered aeroelastic behavior at collective and cyclic pitch angles. This behavior must be investigated and understood so this resulting loads can be taken into account in the design of the rotor blades as well as on the rotor hub design. This dissertation investigates the aeroelastic behavior of a double-swept rotor blade on a 4-blade rotor at collective thrust polars and under dynamic stall conditions. The measurements were carried out at the Rotor Test Facility Göttingen. A new set of rotor blades was also developed as part of this work.

The rotor blades were equipped with various sensors. Unsteady pressure transducers were installed to measure the unsteady surface pressures and strain gauges were used to measure integral blade loads. During the test campaign, blade tip deformation was also determined optically using retroreflective markers, and the unsteady surface pressure distribution was measured by using unsteady pressure-sensitive paint. In addition, the development of the flow field and the blade tip vortices was measured using particle image velocimetry. In the various test campaigns, collective and cyclic pitch angles were approached in different configurations in order to understand the stall behavior of the rotor blades and, subsequently, in combination with deformation and integral load data, to be able to draw conclusions about the aeroelastic behavior.

It has been shown that the rotor blade reveals a two-stage stall at collective pitch angles. In addition, the stall behavior at high collective pitch angles first leads to a drop and then to a sharp increase in the pitch moment. Under dynamic stall conditions, the rotor blade exhibits non-linear oscillation behavior in the flapping motion, which can be attributed to the phase-shifted stall between forward and backward sweep. The non-linearity in the oscillation behavior can be described as a change in the qualitative blade flap trend compared to the pitch angle trend. Within the scope of this dissertation, it was determined that the aerodynamic mechanism for the nonlinear oscillation behavior of the rotor blade in the flapping motion is very different from the leading edge dynamic stall mechanism (forming omega vortex).

# Kurzfassung

Lange Zeit waren Rotorblätter mit rechteckiger Planform und parabolischem Endbogen der Standard für kommerzielle Hubschrauber. Allerdings gestaltet es sich mittlerweile schwierig, diese Geometrie hinsichtlich Leistung, Lärm und Vibrationen zu optimieren. Daher wurden in jüngerer Vergangenheit innovative Rotorblatt-Geometrien entwickelt, die kommerziellen Rotorblättern in puncto Leistung ebenbürtig sind, zugleich aber ein geringeres Lärm- und Vibrationsniveau aufweisen. Ein markantes Merkmal der Planform dieser Rotorblätter ist die Doppelpfeilung (Vorwärts- und Rückwärtspfeilung), die für eine Lärm- und Vibrationsreduktion sorgt. Allerdings bringt diese neuartige Planform auch ein verändertes aeroelastisches Verhalten bei kollektiven und zyklischen Einstellwinkeln mit sich. Dieses Verhalten muss untersucht werden und bekannt sein, damit die daraus resultierenden Lasten bei der Auslegung der Rotorblätter sowie am Rotorkopf berücksichtigt werden können. Im Rahmen dieser Dissertation wird das aeroelastische Verhalten eines doppelt gepfeilten Rotorblattes an einem 4-Blatt Rotor bei kollektiven Schubpolaren und unter Dynamic Stall Bedingungen untersucht. Die Messungen wurden in der Rotor Testanlage Göttingen durchgeführt. Dazu wurde ebenfalls im Rahmen dieser Arbeit ein neuer Rotorblattsatz entwickelt.

Die Rotorblätter wurden mit unterschiedlicher Sensorik ausgestattet. Dabei wurden instationäre Drucksensoren zur Messung instationärer Oberflächendrücke eingebaut und Dehnungsmessstreifen zur Messung integraler Blattlasten verwendet. Zudem wurde während der Testkampagne die Blattspitzendeformation (optisch) mit retroreflektierenden Markern ermittelt sowie die flächige instationäre Oberflächendruckverteilung mittels instationärer drucksensitiver Farbe gemessen. Des Weiteren wurde die Entwicklung des Strömungsfeldes und der Blattspitzenwirbel mit Particle Image Velocimetry vermessen. In den verschiedenen Testkampagnen wurden kollektive und zyklische Einstellwinkel in unterschiedlichen Konfigurationen angefahren, um das Strömungsabrissverhalten der Rotorblätter zu verstehen und darauf aufbauend, in Kombination mit Deformations- und integralen Lastdaten, auf das aeroelastische Verhalten schließen zu können.

Hierbei hat sich gezeigt, dass das Rotorblatt bei kollektiven Einstellwinkeln einen zweistufigen Strömungsabriss aufweist. Zudem führt das Abrissverhalten bei hohen kollektiven Einstellwinkeln zunächst zu einem Abfall und anschließend zu einem starken Anstieg des Nickmoments. Unter Dynamic Stall Bedingungen zeigt sich ein nicht-lineares Schwingungsverhalten des Rotorblattes in der Schlagbewegung, dies lässt sich auf den phasenverschobenen Strömungsabriss zwischen Vorwärts- und Rückwärts-Pfeilung zurückführen. Wobei die Nichtlinearität im Schwingungsverhalten als Änderung des qualitativen Blattschlagverlaufs im Vergleich zum Einstellwinkelverlauf beschrieben werden kann. Somit wurde im Rahmen dieser Dissertation festgestellt, dass der aerodynamische Mechanismus

für das nicht-lineare Schwingungsverhalten des Rotorblattes in der Schlagbewegung sehr unterschiedlich zum Vorderkanten Dynamic Stall Mechanismus (sich bildender Omega-Wirbel) ist.

# Vorwort

*Das Wichtigste ist, dass man nicht aufhört zu fragen.*

*Albert Einstein (1879 - 1955)*

Vielen Dank an alle, die meine unzähligen Fragen auf der langen Reise bis hierher stets mit Geduld und Ausdauer beantwortet haben und mir mit Rat und Tat zur Seite standen. Auch diejenigen, die nicht einzeln namentlich genannt sind, dürfen sich im gleichen Maße angesprochen fühlen. Ich hatte das Privileg, während meiner Tätigkeit als wissenschaftlicher Mitarbeiter am Institut für Aeroelastik des DLR in Göttingen mit vielen Kollegen aus den unterschiedlichen Abteilungen zusammenarbeiten zu dürfen. Durch diese Arbeiten hatte ich die Möglichkeit, Herausforderungen aus den unterschiedlichsten Perspektiven kennenzulernen, was mich gelehrt hat, Problemstellungen stets multidisziplinär zu betrachten. Zudem konnte ich im Rahmen meiner Projektstätigkeit das DLR von vielen Seiten kennenlernen.

An erster Stelle gilt mein Dank insbesondere meinem Doktorvater und Institutsleiter Prof. Dr.-Ing. Lorenz Tichy. Sie haben es geschafft, mich im Studium für die Aeroelastik zu begeistern. Später am Institut haben Sie mir die Möglichkeit und das Vertrauen gegeben, frei der Forschung nachzugehen, und standen mir stets mit Rat und Tat zur Seite. Vielen Dank auch an Prof. Dr.-Ing. Manfred Hajek als Zweitgutachter. Ihre Fachkenntnisse auf dem Gebiet der Hubschraubertechnologie haben mir sehr geholfen und so manches Mal die Augen geöffnet. Gedankt sein auch Prof. Dr.-Ing. Sebastian Heimbs für den Vorsitz der Prüfungskommission.

Viele Kollegen haben mich auf meinem Weg durch die Experimente im RTG und im DNW-TWG begleitet, Ihnen allen gilt mein herzlichster Dank, denn ohne sie wäre diese Arbeit nicht zustande gekommen. Ein großer Dank geht an meine ehemaligen Kollegen der Gruppe Aeroelastische Windkanal Experimente, Marc Braune, Thomas Büte, Johannes Nuhn, Anne Hebler, Holger Ernst und Heiko Böhlken, für die Vorbereitung und Unterstützung bei den Versuchen. Ich alleine hätte die ganzen Versuche nie auf die Beine stellen können. Ihr wart stets beim Aufbau, der Modellvorbereitung und während des Versuchs dabei und habt mich unterstützt. Vielen Dank an Christian Stieg für die hervorragende Instrumentierung des Modells und für das Einbringen deiner Ideen. Auch einen Großen Dank an meinen ehemaligen Abteilungsleiter Holger Mai, der mir den Freiraum gelassen hat meine Ideen umzusetzen und mich stets darin unterstützt hat.

Ein riesiges Dankeschön geht an die Kollegen von AS-HEL Dr. habil.-Ing. Anthony Gardner, Dr. habil.-Ing. Christian Wolf, Dr.-Ing. Johannes Braukmann und Dr.-Ing. Armin Weiß für die Einführung in den RTG und bei der Unterstützung und Vorbereitung der Versuche im RTG, ohne euch wäre das nicht möglich gewesen.

Das größte Dankeschön geht an meine Familie und Freunde, die mir Rückhalt geben und diese Arbeit mit Beistand und einer Menge Geduld ermöglicht haben. Diese Menschen teilen mit mir die schönen, aber auch die nicht so schönen Momente. Der Weg hierhin war lang, teilweise etwas holprig und anstrengend. Von ganzem Herzen danke, dass ihr diesen Weg mit mir zusammen gegangen seid und stets an meiner Seite wart. Danke an

*Vivien, Theo und Claire,  
Meine Eltern,  
Meine Schwester und meinen Bruder,  
und Christian.*

*Oktober 2025 Höchstädt, Martin Müller*



# Inhaltsverzeichnis

<b>I. Nomenklatur</b>	<b>vi</b>
<b>1. Einleitung</b>	<b>1</b>
1.1. Motivation und Ziel der Arbeit . . . . .	4
1.2. Stand der Technik . . . . .	6
1.3. Definition des Dynamic Stall . . . . .	6
1.4. Experimentelle Untersuchung des Dynamic Stall . . . . .	9
1.5. Historische Entwicklung innovativer Rotorblattgeometrien . . . . .	15
1.6. Physikalische Grundlagen der Hubschraubertechnik . . . . .	19
1.6.1. Strahltheorie . . . . .	19
1.6.2. Schlag- und Torsionsbewegung rotierender Flügel . . . . .	21
<b>2. Rotorblattauslegung</b>	<b>24</b>
2.1. Geometriedesign . . . . .	24
2.2. Aerodynamische Lasten . . . . .	26
2.3. Strukturauslegung . . . . .	30
2.3.1. Finite Elemente Modellierung . . . . .	31
2.3.2. Festigkeitsnachweis . . . . .	32
2.4. Modellbau und Instrumentierung . . . . .	35
2.5. Strukturodynamik . . . . .	40
2.6. Modellsteifigkeit . . . . .	44
<b>3. Versuchsmethodik</b>	<b>46</b>
<b>4. Versuchsaufbau</b>	<b>47</b>
4.1. Rotor Testanlage Göttingen . . . . .	47
4.2. Angewandte Messtechnik und Versuchssetup . . . . .	49
4.2.1. Optische Messverfahren . . . . .	50
4.2.2. Rotierendes System (Telemetrie) . . . . .	54
4.2.3. Stationäres System (Dewetron) . . . . .	55
4.3. Versuchsdurchführung . . . . .	56
<b>5. Datenverarbeitung und Analyse</b>	<b>58</b>
5.1. Datenerfassung und Verarbeitung . . . . .	58
5.2. Kalibrierung und Korrektur der Druck- und Dehnungsmessstreifen daten . . . . .	59
5.2.1. Dehnungsmessstreifen . . . . .	59
5.2.2. Instationäre Drucksensoren . . . . .	62

## *Inhaltsverzeichnis*

5.3.	Analysemethoden . . . . .	64
5.3.1.	Aerodynamische und Hubschrauber spezifische Kenngrößen . . . . .	64
5.3.2.	Analysemethodik in Frequenzbereich . . . . .	65
5.3.3.	Anwendung des Rainflow-Algorithmus auf zyklisches Schlagmoment . . . . .	66
5.4.	Messgenauigkeit und Herausforderungen im rotierenden System . . . . .	67
<b>6.</b>	<b>Experimentelle Ergebnisse und Diskussion</b>	<b>68</b>
6.1.	Aeroelastisches Verhalten bei kollektiven Schubpolaren . . . . .	68
6.1.1.	Integrale Blattwurzelschnittlasten und elastische Verformung . . . . .	69
6.1.2.	Kleine Einstellwinkel . . . . .	71
6.1.3.	Einsetzen der Strömungsablösung . . . . .	73
6.1.4.	Hohe Einstellwinkel . . . . .	77
6.2.	Klassifizierung der rotierenden Nickschwingungen . . . . .	79
6.2.1.	Testfall C1: Light Dynamic Stall . . . . .	79
6.2.2.	Testfall C2: Dynamic Stall . . . . .	81
6.2.3.	Testfall C3: Deep Dynamic Stall . . . . .	84
6.3.	Schlagverformung bei rotierenden Nickschwingungen . . . . .	86
6.4.	Aeroelastisches Verhalten bei rotierenden Nickschwingungen . . . . .	88
6.4.1.	Testfall C1: Light Dynamic Stall . . . . .	88
6.4.2.	Testfall C2: Dynamic Stall . . . . .	91
6.4.3.	Testfall C3: Deep Dynamic Stall . . . . .	94
<b>7.</b>	<b>Zusammenfassung</b>	<b>98</b>
<b>8.</b>	<b>Ausblick</b>	<b>100</b>
	<b>Literaturverzeichnis</b>	<b>101</b>
	<b>Tabellenverzeichnis</b>	<b>114</b>
	<b>Abbildungverzeichnis</b>	<b>115</b>
	<b>Anhang</b>	<b>118</b>
<b>A.</b>	<b>Anhang A</b>	<b>119</b>
A.1.	Rotorblatt und Rotorsystem Moden aus FEA . . . . .	119
A.2.	Rotorblatt und Rotorsystem Moden experimentell . . . . .	127

# I. Nomenklatur

## Lateinische Buchstaben

---

$A$	Rotorkreisfläche ( $m^2$ )
$a$	Schallgeschwindigkeit (m/s)
$B$	Projizierte Rotorblattfläche ( $m^2$ )
$b$	Breite Eiffel Windkanaldüse (m)
$C_p$	Druckbeiwert
$C_p Ma^2$	Radialer Druckbeiwert
$C_T$	Schubbeiwert
$c$	Rotorblattsehnenlänge ( $c_{root} = 0.072$ m)
$d$	Blattspitzenmarker Abstand (mm)
$E$	Elastizitätsmodul (Pa)
$EI$	Biegesteifigkeit, $EI = \frac{M_b}{\kappa}$ (N/mm <sup>2</sup> )
$F_x, F_y, F_z$	Kraft in X, Y, Z-Richtung bezogen auf ein Rotorblatt (N)
$f$	Frequenz (Hz)
$G$	Schubmodul (Pa)
$GI$	Torsionssteifigkeit, $GI = \frac{M_T \cdot L}{\vartheta}$ (N/°)
$g$	Erdbeschleunigung ( $g = 9,81$ m/s <sup>2</sup> )
$h$	Höhe Eiffel Windkanaldüse (m)
$I$	Flächenträgheitsmoment (mm <sup>4</sup> )
$k$	Federsteifigkeit (N/°)
$Ma$	Machzahl
$M_x, M_y, M_z$	Moment um die X, Y, Z-Achse bezogen auf ein Rotorblatt (Nm)
$\dot{m}$	Massenstrom (kg/s)
$N_b$	Anzahl der Rotorblätter
$p$	Druck (Pa)
$R$	Rotorblattradius ( $R = 0.65$ m)
$Re$	Reynoldszahl
$r$	Radiale Distanz (m)
$T$	Rotorschub (N)
$t$	Zeit (s)
$u$	Radiale Anströmgeschwindigkeit (m/s)
$v$	Strömungsgeschwindigkeit (m/s)
$W$	Energie (Kwh)

## I. Nomenklatur

$x$	Koordinate in Profiltiefenrichtung bezogen auf Rotorblattkoordinatensystem(m)
$y$	Koordinate in Radialrichtung bezogen auf Rotorblattkoordinatensystem(m)
$z$	Koordinate in Profildickenrichtung bezogen auf Rotorblattkoordinatensystem(m)

### Griechische Buchstaben

---

$\alpha$	Anstellwinkel ( $^{\circ}$ )
$\gamma^2$	Kohärenz
$\Delta$	Differenz
$\Theta$	Einstellwinkel ( $^{\circ}$ )
$\vartheta$	Blattspitzenverformung in z-Richtung (mm)
$\Lambda$	Streckungsverhältnis, $\Lambda = R^2/B$
$\rho$	Luftdichte ( $\text{kg/m}^3$ )
$\sigma$	Flächendichte
$\tau_{BT}$	Belichtungszeit Blattspitzenkamera ( $\mu\text{s}$ )
$\Psi$	Azimut ( $^{\circ}$ )
$\Omega$	Kreisfrequenz
$\omega$	Wirbelstärke

### Subskripte

---

$CF$	bezogen auf Zentrifugalkraft
$C_o$	bezogen auf Corioliskraft
$D$	bezogen auf Dämpfer
<i>Eiffel</i>	Eiffel-Windkanal
$G$	bezogen auf Erdbeschleunigung
$I$	bezogen auf Trägheitskraft
$I\beta$	bezogen auf Trägheitskraft und Schlagwinkel
$i$	induzierte
<i>max</i>	maximal
<i>min</i>	minimal
$P$	bezogen auf Propellermoment
<i>rot</i>	bezogen auf Rotation
<i>rotor</i>	bezogen auf den Rotor
<i>root</i>	bezogen auf Blattwurzel
$SF$	bezogen auf Federkräfte
<i>tip</i>	bezogen auf die Blattspitze
<i>trail</i>	bezogen auf die Blatthinterkante
$\beta$	bezogen auf die Schlagwinkel
$\vartheta$	bezogen auf die Torsionswinkel
$\infty$	Axiale Anströmung
$\uparrow$	bezogen auf die Upstroke Bewegung
$\downarrow$	bezogen auf die Downstroke Bewegung

**Abkürzungen**

---

AC	Wechselanteil eines Signals
BOS	Background Oriented Schlieren
BS	Blattspitze
BVI	Blade Vortex Interaction
CAD	Computer Aided Design
CFD	Computational Fluid Dynamics
CFK	Kohlenstofffaser verstärkter Kunststoff
DMS	Dehnungsmessstreifen
DLR	Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V.
DST	Double Swept Tip
FEM	Finite Elemente Methode
iPSP	Instationäre Drucksensitive Farbe
iTSP	Instationäre Temperatursensitive Farbe
LF	Lastfall
PIV	Particle Image Velocimetry
RTG	Rotor Testanlage Göttingen
SA	Spalart-Allmaras
TWG	Transonischer Windkanal Göttingen
UD	Unidirektional
URANS	Unsteady Reynolds Averaged Navier Stokes



# 1. Einleitung

Sich in nahezu allen sechs Freiheitsgraden in der Luft zu bewegen, das kann nur ein Hubschrauber. Die Fähigkeit, zu schweben (hovern), und aus dieser Position in alle Raumrichtungen fliegen zu können, macht den Hubschrauber zu einem einzigartigen Luftfahrzeug, welches aus verschiedensten Einsatzgebieten heutzutage nicht mehr wegzudenken ist. Die Möglichkeit, schwebend Güter und Personen aufnehmen zu können und diese genauso wieder absetzen zu können, macht Hubschrauber für Rettungseinsätze, Such- und Aufklärungsoperationen sowie Unterstützungsaufgaben unverzichtbar. Diese Szenarien sind nur einige wenige Einsatzmöglichkeiten für Hubschrauber aus einer breiten Palette. Die wirkliche Missionsvielfalt gestaltet sich noch weitaus breiter. Vor allem in schwer zugänglichem Gelände wie Gebirge, auf dem Meer oder in bewaldetem Gebiet sind die Fähigkeiten des Hubschraubers unverzichtbar. Diese besonderen Flugeigenschaften können bei Hubschraubern mit unterschiedlichsten Konfigurationen erreicht werden. Neben der gebräuchlichsten und erfolgreichsten (konventionellen) Konfiguration mit Haupt- und Heckrotor, siehe Abbildung 1.1, haben sich auch noch folgende Bauarten etabliert: Side by Side Rotoranordnung (z.B. Mil Mi-12 Homer), Tandembauweise (z.B. CH-46, CH-47), koaxiale Rotoren (z.B. Ka 50 Hokum), die Flettner Konfiguration (Kaman K1200 K-Max) sowie die Kipprotorkonfiguration (V-22 Osprey) [1].



Abbildung 1.1.: Konventionelle Hubschrauber Konfiguration, links: EC155 mit Fenestron als Heckrotor; Rechts: H225 mit normaler Heckrotorbauweise [2]

Da die konventionelle Hubschrauberkonfiguration mit Haupt- und Heckrotor (in leichter Abwandlung mit Fenestron) auch heute noch die erfolgreichste und meistverkaufte ist, beziehen sich die meisten wissenschaftlichen Studien auf diese Bauart [3]. Hierbei wird das durch den Antrieb des Hauptrotors verursachte Drehmoment durch den Heckrotor

## 1. Einleitung

ausgeglichen, wodurch die Steuerung um die Hochachse des Hubschraubers (Gieren) erfolgt. Um den Schub am Heckrotor zu variieren (notwendig, wenn das Drehmoment am Hauptrotor ansteigt oder abfällt), wird der Einstellwinkel aller Rotorblätter des Heckrotors kollektiv angehoben oder abgesenkt. Dasselbe Prinzip wird auch beim Hauptrotor eingesetzt, um den Gesamtschub mittels einer Taumelscheibe zu variieren. Zusätzlich zur kollektiven Einstellwinkelverstellung erfolgt beim Hauptrotor (im Vorwärtsflug) auch eine zyklische Variation des Einstellwinkels über den Umlauf. Dabei nickt jedes Rotorblatt (in der Regel um den c/4-Punkt) einmal pro Umdrehung in einer harmonischen Sinusschwingung um einen vorgegebenen zyklischen Winkel. Der Grund für diese zyklische Nickbewegung des Rotorblattes, liegt in der ungleichmäßigen Verteilung der Rotorblattanströmgeschwindigkeit um die Rotorachse, siehe Abb.1.2.

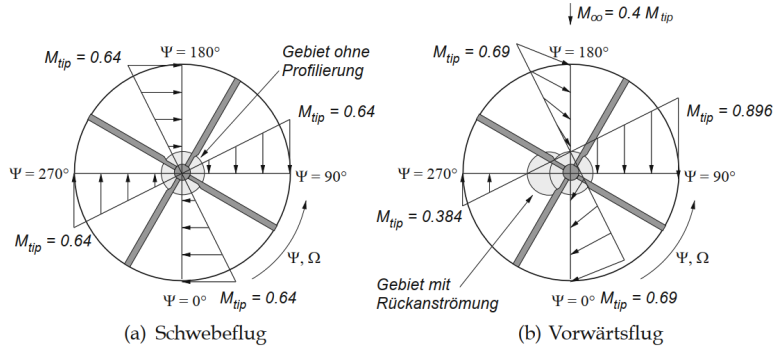


Abbildung 1.2.: Verteilung der Anströmgeschwindigkeit am Hauptrotor, links: Schwebeflug; rechts: Vorwärtsflug [2]

Wie in Abbildung 1.2a zu erkennen ist, nimmt die Anströmgeschwindigkeit am Rotorblatt aufgrund der Rotation linear mit dem Radius zu. Im Schwebeflug führt dies zu einem getrimmten Zustand (Kräfte- und Momentengleichgewicht) um die Rotorachse und damit zu einem stabilen Schwebeflug. Befindet sich der Hubschrauber jedoch im schnellen Vorwärts- oder Manöverflug, überlagert sich der linear ansteigende Anteil der Anströmgeschwindigkeit aus der Rotation mit der konstanten Vorwärtsfluggeschwindigkeit des Hubschraubers. Dies führt zu einer ungleichmäßigen Verteilung der Anströmgeschwindigkeit um die Rotorachse normal zur Flugrichtung, siehe Abb.1.2b. Somit generiert das vorlaufende Rotorblatt, bei gleichbleibendem Einstellwinkel über dem Umlauf, deutlich mehr Auftrieb als das rücklaufende Rotorblatt (siehe Abbildung 1.2b), was zu einem starken Rollmoment des Hubschraubers führen würde. Um dem entgegenzuwirken und ein Kräfte- und Momentengleichgewicht (getrimmter Flugzustand) um die Rotorachse herzustellen, durchlaufen alle Rotorblätter eine zyklische Nickbewegung über den Umlauf. Dadurch erfährt das Rotorblatt auf der vorlaufenden Seite niedrige Einstellwinkel

## 1. Einleitung

(was den Auftrieb reduziert), auf der rücklaufenden Seite hingegen hohe Einstellwinkel (was den Auftrieb erhöht). Amplitude und Lage der zyklischen Nickschwingung sind dabei vom Flugzustand und der Geschwindigkeit abhängig. Somit wird eine gleichmäßige Auftriebsverteilung um das Rotorzentrum erzeugt. Gleichzeitig dient die zyklische Blattwinkelverstellung der Steuerung des Hubschraubers.

Wie in Abbildung 1.2b zu erkennen ist, erzeugt die überlagerte Geschwindigkeitsverteilung starke Unterschiede sowohl in der Blattspitzen-Machzahl als auch in der Queranströmung des vorderen und hinteren Rotorblattes. Dies führt zu unterschiedlichsten aerodynamischen Phänomenen am Hauptrotor. Am vorlaufenden Rotorblatt treten Effekte wie Verdichtungsstöße, stoßinduzierte Ablösung und Buffet auf [1,2]. Das rücklaufende Rotorblatt wird im inneren Bereich sogar von hinten angeströmt (Abb.1.2b). Wie viel Prozent des inneren Radius vom Blatt Rückanströmung erfahren, kann am Fortschrittsgrad  $\mu$  abgelesen werden. Dieser beträgt im schnellen Vorwärtsflug bei kommerziellen Hubschraubern bis zu  $\mu = 0.3$ . Des Weiteren bildet sich am rücklaufenden Rotorblatt ein aerodynamisches Phänomen, welches die Flugenvelope des Hubschraubers begrenzt, der Dynamic Stall [4–6]. Beim Dynamic Stall werden hohe Auftriebskräfte und Nickmomente generiert sowie starke Vibrationen induziert, was dazu geführt hat, dass dieses Phänomen in der Vergangenheit umfassend untersucht wurde. Des Weiteren sorgen Blade-Vortex-Interaktion (BVI) [7] und high-speed impulsive noise (HSI) für eine erhebliche Lärmabstrahlung des Hauptrotors. Diese Vielzahl von Phänomenen und Effekten macht die Leistungsoptimierung eines Rotorblattes besonders komplex.



Abbildung 1.3.: Airbus Helikopter H160 mit doppelt gefeiltem Blue Edge Rotorblatt [2]

Im Rahmen des Kooperationsprojekts ERATO (DLR, ONERA, Eurocopter) wurde ein neues lärm- und vibrationsoptimiertes Rotorblatt entwickelt [8,9]. Dabei wurde eine

## 1. Einleitung

Rotorblattplanform mit Doppelpfeilung entworfen (siehe Abbildung 1.3), die BVI und HSI abgeschwächt und gleichzeitig die aerodynamische Leistung eines herkömmlichen geraden Rotorblattes behält. Letztendlich stellt sich die übergeordnete Frage, welchen Einfluss diese doppelt gefeilte Planform auf das aeroelastische Verhalten des Rotorblattes im rotierenden System bei kollektiven und zyklischen Einstellwinkeln hat. Dabei beschreibt das aeroelastische Verhalten, die Entwicklung der Blattwurzelmomente (Torsion und Schlagen Richtung) und der elastischen Blattspitzendeformation (Torsion und Schlagen Richtung) über den kollektiven Einstellwinkel im Zusammenhang mit zunehmendem Strömungsabriss auf dem vorwärts- und rückwärts gefeilten Teil des Rotorblattes. Zusätzlich umfasst das aeroelastische Verhalten die dynamische Entwicklung des Blattwurzel Schlagmomentes (integrales Schlagmoment) und der elastischen Blattspitzendeformation bei gleichzeitiger Betrachtung des Ablöseverhaltens.

### 1.1. Motivation und Ziel der Arbeit

Wie bereits im vorangegangenen Kapitel beschrieben, begrenzt der Dynamic Stall die Flugenvelope eines Hubschraubers. Zudem begrenzen die erreichbare aerodynamische Leistung und die dabei entstehenden Nickmomente bei kollektiven Einstellwinkeln die maximale Nutzlast des Hubschraubers. Ändert man nun die Planform eines Rotorblattes grundlegend, müssen die aerodynamischen und aeroelastischen Mechanismen während des Dynamic Stall sowie bei kollektiven Einstellwinkeln im rotierenden System identifiziert und untersucht werden, da diese bei Hubschrauberrotorblättern sehr komplex sind und stark abhängig von der Rotorblattplanform (Zusammenspiel von Trägheits-, Zentrifugal- und aerodynamischen Kräften). Somit können neuartige Rotorblattplanformen aerodynamische und aeroelastische Mechanismen deutlich beeinflussen oder sogar verändern. Um das zu klären, ist das Experiment zur Identifikation und Untersuchung dieser Mechanismen das Mittel der Wahl. Experimentelle Untersuchungen ermöglichen, neuartige aerodynamische und aeroelastische Mechanismen zu identifizieren und hierfür ein grundlegendes physikalisches Verständnis aufzubauen. Dies gestaltet sich, ohne eine geeignete Validierungsdatenbasis, mittels numerischer Werkzeuge durchaus schwierig. Gleichzeitig lässt sich mittels Experiment direkt eine verlässliche Validierungsdatenbasis für numerische Zwecke aufbauen. Bei der experimentellen Untersuchung steht vor allem das physikalische Verständnis im Fokus, das den Einfluss neuartiger Rotorblatt-Geometrien auf das aeroelastische Verhalten erklären kann. Hierzu gibt es im rotierenden System nur grobe Erkenntnisse und noch keine umfassende Datenlage zu kollektiven Einstellwinkeln und Dynamic Stall.

Hier wurde von Lütke [10] als auch von Müller [11,12] einige Vorarbeit geleistet. In [10] wird das Ablöseverhalten eines Blattspitzen-Windkanalmodells mit Doppelpfeilung bei zwangserregten Nickschwingungen und stationären Anstellwinkeln untersucht. Mit Hilfe dieser Untersuchungen konnte gezeigt werden, dass eine doppelt gefeilte Rotorblattplanform bei konstanter Anströmgeschwindigkeit im Windkanal sowohl zu einer Reduktion des Nickmomentenderivativs als auch zu einem zeitlich versetzten Ablöseverhalten führt [10]. Diese Betrachtungen waren jedoch vornehmlich aerodynamischer Natur, da das Wind-

## 1. Einleitung

kanalmodell eine extrem hohe Steifigkeit aufwies [13, 14]. Dabei fehlte der Blick auf das aeroelastische Verhalten der Rotorblattform im rotierenden System (Kopplung von Aerodynamik und Struktur) sowohl bei kollektiven Einstellwinkeln als auch bei zyklischer Ansteuerung während des Dynamic Stall.

Wie bereits erwähnt, weisen Hubschrauber Rotorblätter eine hohe Komplexität und Kopplung in Bezug auf Struktur und Aerodynamik auf. Somit müssen die Eigenschaften jeder neuen Rotorblatt-Geometrie grundlegend untersucht und Kopplungsmechanismen herausgearbeitet werden. Dafür benötigt es ein besseres Verständnis der physikalisch gekoppelten Vorgänge während des Rotorblattumlaufs. Dabei ist der Blick auf das aeroelastische Verhalten (Struktur-Aerodynamik-Kopplung) unabdingbar, insbesondere bei grundlegend neuen Rotorblatt-Geometrien. Dazu wird ein Teststand benötigt, an dem es möglich ist, kollektive Einstellwinkel sowie den Dynamic Stall isoliert untersuchen zu können. Zudem muss es möglich sein, Messdaten aus dem rotierenden ins stehende System zu übertragen, da für aeroelastische Messungen sowohl Lasten (mittels Dehnungsmessstreifen) als auch dynamische Oberflächendrucke benötigt werden. Des Weiteren muss das zu untersuchende Rotorblatt sowohl eine geringe Strukturmasse (um Trägheitskräfte zu minimieren) als auch eine gewisse Elastizität aufweisen. Hier bietet die Rotor Testanlage Göttingen (RTG) die Möglichkeit, das Phänomen des Dynamic Stall, und den Einfluß kollektiver Einstellwinkel hinsichtlich des aeroelastischen Verhaltens zu untersuchen und dies möglichst isoliert von anderen aerodynamischen Hauptrotoreffekten. Diese Einzigartigkeit des RTG wurde sich auch in den Arbeiten von Schwermer et. al [7, 15, 16] zu Nutze gemacht. Allerdings handelt es sich hier vornehmlich um Arbeiten rein aerodynamischer Natur an einem geraden Rotorblatt (OA9A-Profil) mit parabolischem Endbogen, was eher einem konventionellen Rotorblatt entspricht. Des Weiteren wurden primär räumliche Strömungsmesstechniken verwendet, die das Strömungsfeld sichtbar machen (PIV, BOS). Die Kombination von ausgewählten Messtechniken, um die aeroelastische Kopplung untersuchen zu können, fand in diesen Arbeiten nicht statt. Zudem konzentrierten sich die Arbeiten von Braukmann [16] und Görttler [7] eher auf die Aerodynamik der Blattspitzenwirbel, Schwermer auf die Aerodynamik des Dynamic Stall an einem geraden Rotorblatt. In allen Versuchen erreichten die Rotorblätter im rotierenden System realistische Blattspitzenmachzahlen von  $Ma = 0.285 - 0.305$ . Aus den oben beschriebenen Gegebenheiten ergeben sich bezüglich der Aeroelastik folgende Fragestellungen:

1. *Wie stellt sich der strömungsmechanische Ablösemechanismus auf dem vorwärts- und rückwärts gepfeilten Teil einer doppelt gepfeilten Rotorblattspitze bei zyklischer und kollektiver Rotoransteuerung im rotierenden System dar und welchen Einfluss hat die Rotorblattplanform auf diesen?*
2. *Welchen Einfluss hat die Strömungsablösung auf dem vorwärts- und rückwärts gepfeilten Teil einer doppelt gepfeilten Planform auf Blatttorsion und Torsionsmoment sowie Blattbiegung (Schlagen) und Schlagmoment im rotierenden System bei ansteigenden kollektiven Einstellwinkeln?*

## 1. Einleitung

3. *Wie entwickelt sich das Blattschlagverhalten einer doppelt gefeiltten Blattspitze bei zunehmender Stärke des Dynamic Stall und wie lässt sich das Schlagverhalten in Zusammenhang mit dem dynamischen Ablösemechanismus auf dem vorwärt- und rückwärts gefeiltten Teil des Rotorblattes erklären?*
4. *Führt das dynamische Schlagverhalten des Rotorblattes möglicherweise zu höherharmonischen Anregungen des Rotorblattes?*

## 1.2. Stand der Technik

Das folgende Kapitel gibt einen Überblick über den Stand der Forschung und Technik bezüglich Dynamic Stall Untersuchungen (vornehmlich experimentell) im rotierenden System. Zudem wird ein kurzer Einblick in die historische Entwicklung innovativer Rotorblattgeometrien gegeben.

## 1.3. Definition des Dynamic Stall

Der klassische Dynamic Stall wird als instationäres Strömungsphänomen definiert, bei dem die Strömung an einem aerodynamischen Profil abreißt und wieder anlegt innerhalb einer Nickschwingungsperiode [3, 17–19]. Wie bereits im vorangegangenen Kapitel erwähnt wurde, erfolgt beim Hubschrauber eine zyklische Ansteuerung des Rotorblattes, bei der das Blatt eine Nickschwingungsperiode pro Umlauf vollzieht. Diese rapide Änderung des Anstellwinkels initiiert das Phänomen des Dynamic Stall und verursacht hohe Schlag- und Nickmomente am Rotorblatt.

Von der Definition her wird der Dynamic Stall generell als instationäre Strömungsablösung beschrieben, bei der der effektive Anstellwinkel größer ist als beim stationären Strömungsabriss, siehe [3]. Grundlegende Forschung und Beschreibung dieses Phänomens sind in [4–6, 20] zu finden. Simpel formuliert, erzeugt eine schnelle und starke positive Änderung des Anstellwinkels (Böe, BVI oder Steuereingabe) einen extremen Auftriebsanstieg, dessen Spitzenwert je nach Stärke des Dynamic Stall erst kurz vor dem maximalen Anstellwinkel erreicht wird. Zeitgleich ergeben sich auf der anderen Seite extreme Nickmomente, die das auftriebserzeugende Profil wieder nach unten nicken lassen wollen. Während des Abnickvorgangs erfolgt der komplexe Prozess des Wiederanlegens, bei dem sich die Strömung wieder an das Profil [21, 22] anlegt. Betrachtet man eine Nickschwingung genauer, lässt sich der klassische Dynamic Stall chronologisch in unterschiedlichen Phasen bzgl.  $C_l$ ,  $C_m$  und  $C_D$  beschreiben, siehe Abb.1.4. Abbildung 1.4 zeigt hier  $C_l$ ,  $C_m$  und  $C_D$  über dem Anstellwinkel für eine Nickschwingung. Diese Phasen stellen sich wie folgt dar: Die im Folgenden genannten Punkte beziehen sich allesamt auf Abbildung 1.4. In Punkt 1 liegen alle Moment- und Kraftbeiwerte in einem linearen Bereich. Strömungstechnisch weisen Standardprofile hier in der Regel eine dünne anliegende Grenzschicht auf. Zwischen den Punkten 1 und 2 folgt der Auftriebs- und Nickmomentenbeiwert der linearen Theorie ebener Platten. Ab Punkt 2 zeigen sich erste kleine Rückströmungsgebiete in

## 1. Einleitung

der Grenzschicht. Zudem überschreitet der  $C_l$ -Wert das stationäre  $C_{l,max}$  und erweitert somit den linearen  $C_l$ - Bereich. Im Abschnitt zwischen Punkt 2 und 3 bildet sich an der Profilverderrkante eine laminare Ablöseblase, die kurz vor Erreichen von Punkt 3 aufplatzt [23]. Dieser Prozess erzeugt einen primären Profilverderrkantenwirbel, welcher sich ab Punkt 3 von der Verderrkante ablöst und beginnt über die Oberseite des Profils Richtung Hinterrkante abzuschwimmen.

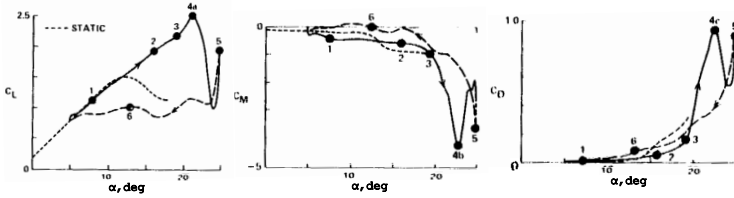


Abbildung 1.4.: Verlauf von Auftriebs-, Nickmomenten-, Widerstandsbeiwert für eine Nickschwingung während des Dynamic Stall. [4]

Während dieses Abschwimmprozesses beginnt das Nickmoment rapide abzufallen (Punkt 3). Durch den lokal erzeugten Auftrieb des Wirbels kommt es zu einem Nickmomentenabfall sobald dieser den  $c/4$ -Punkt des Profils passiert hat. Parallel dazu steigt der Profilverderrkante stark an (Punkt 3). Der lokale Wirbelauftrieb lässt auch den Auftriebsbeiwert kontinuierlich ansteigen. Nähert sich der Primärwirbel der Profilverderrkante, erreichen Auftrieb, Widerstand und Nickmoment ihre Maximalwerte (Punkt 4). An diesem Punkt zieht der Primärwirbel die Profilverderrkante lokal massiv nach oben und erzeugt dadurch durch den großen Hebelarm extreme Nickmomente. Danach schwimmt der Primärwirbel über die Hinterrkante ab. Dadurch fallen Auftrieb und Widerstand wieder ab und das Nickmoment steigt. Nach dem Abschwimmen des Primärwirbels können sekundäre Wirbelstrukturen zusätzliche Fluktuationen in den Luftkräften verursachen (Punkt 5) [4]. An Punkt 5 wird auch der maximale Anstellwinkel der Nickschwingung erreicht. Diese sekundären Wirbelstrukturen müssen jedoch nicht zwangsweise beim Dynamic Stall auftreten. Dies hängt von der Art und Stärke des Dynamic Stall ab. Während des Abnickvorgangs des Profils fallen Widerstand und Auftrieb in den linearen Bereich ab. Zeitgleich steigt auch das Nickmoment wieder an. Der Abfall in den linearen Auftriebsbereich und zu kleineren Anstellwinkeln führt zum Wiederanlegen der Strömung (Punkt 6). Dabei fluktuiert der Auftrieb um einen Mittelwert im linearen Bereich. Erreichen Auftrieb, Widerstand, Nickmoment und Anstellwinkel ihren Minimalwert, beginnt die Nickschwingung erneut und ruft den beschriebenen Verlauf qualitativ reproduzierbar in Auftrieb, Widerstand, Nickmoment hervor. Der qualitative Verlauf des Dynamic Stall ist sehr gut reproduzierbar, kann jedoch eine relativ große Streuung in den erreichten max. und min. Werten aufweisen. Dies hängt von diversen Faktoren ab, unter anderem von Mittelwert und Amplitude des Anstellwinkels (Primärfaktor) sowie von Nickfrequenz und Reynoldszahl. Dabei lässt sich der Dynamic Stall abhängig von Mittelwert und

## 1. Einleitung

Amplitude des Anstellwinkels grob in drei Kategorien einordnen: 1. der Stall Onset (Voll anliegende Strömung während der gesamten Nickschwingung wird hierbei nicht als Dynamic Stall Fall definiert), 2. der light Dynamic Stall und 3. der deep Dynamic Stall. Bei dieser Definition wird der Dynamic Stall in erster Linie anhand seiner Ausprägung und Stärke unterschieden. Ausprägung der Ablösung und Stärke beziehen sich hierbei vor allem auf den Verlauf von  $C_l$ ,  $C_m$  und  $C_D$ . Dabei wird vor allem die Ausprägung der Hysterese in  $C_l$ ,  $C_m$  betrachtet, sowie die Stärke oder Höhe der erreichten Maximalwerte in  $C_l$ ,  $C_m$  und  $C_D$ , siehe Abb.1.5.

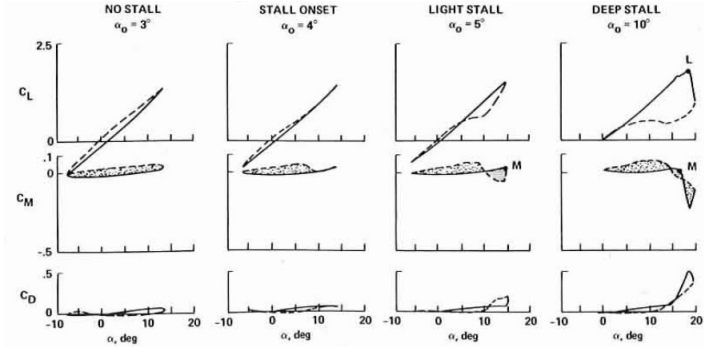


Abbildung 1.5.: Stärke des Dynamic Stall in Abhängigkeit von Mittelwert und Amplitude des Anstellwinkels. [5]

Für den Fall des Stall Onset lässt sich während der Nickschwingung nur ein minimaler Abfall des Nickmoments nahe des maximalen Anstellwinkels erkennen sowie eine leichte Änderung im  $C_l$  Hystereseverlauf. Der Fall des light Dynamic Stall stellt sich dem gegenüber schon deutlicher dar. Hierbei erreicht der Anstellwinkel während der Nickschwingung einen Bereich, in dem der light Stall erstmals auftritt und in der  $C_m$  Amplitude ein signifikanter Anstieg des Maximalwertes auftritt [3], siehe Abb.1.5 (Light Stall). Dieser Light Stall Bereich ist relativ sensitiv in Bezug auf kleine Änderungen der Einflussgrößen. Steigt nun der Anstellwinkel weiter an, nehmen auch die Amplituden der aerodynamischen Kräfte nochmals zu. Ab einem bestimmten Punkt steigen die durch die Ablösung verursachten Kräfte jedoch nicht weiter an. Ab diesem Punkt wird die Aerodynamik relativ robust gegenüber kleinen Änderungen in den Einflussgrößen. Dieser Bereich wird als Deep Stall bezeichnet. Dabei ist zu beachten, dass es keine exakte und klare Grenze zwischen Light und Deep Stall gibt und dass die Grenzen in der Literatur variieren [3]. Eine Unterscheidung basierend auf physikalischem Mechanismus und zeitlichem Einsetzen des Stall wird in [23] gegeben. Setzt der Dynamic Stall ein bevor der maximale Anstellwinkel erreicht ist, zeigen Strömung und aerodynamische Kräfte generell Anzeichen eines Deep Stall. Bei einem light Stall setzt der Dynamic Stall in der Regel erst

## 1. Einleitung

nach dem Überschreiten des maximalen Anstellwinkels ein. Eine weitere Einteilung des Dynamic Stall lässt sich bezüglich seiner Art treffen. Hierbei wird zwischen "leading edge", "trailing edge" und "reverse flow" Dynamic Stall unterschieden. Beim "leading edge" Stall beginnt die Ablösung an der Profilverderrkante. Dies tritt vornehmlich bei dünnen Profilen mit scharfer Verderrkante auf [3]. Dabei tritt die Ablösung innerhalb eines sehr kurzen Zeitfensters auf, was zu einem scharfen Auftriebs- und Nickmomentenabfall führt. Wo hingegen dicke Profile dazu neigen, dass die Ablösung an der Hinterrkante beginnt ("trailing edge"), was zu einem relativ breiten Maximalwertbereich im Auftrieb vor der Ablösung führt [3]. Der "reversed flow" Dynamic Stall ist ein relativ seltenes Phänomen, welches bei Rotoren im Bereich von hohen Fortschrittsgraden auftritt. Während des "reversed flow" führt eine scharfe aerodynamische Verderrkante zu einer schlagartigen und starken Ablösung, was zur Verderrkantenablösung führt [24–27]. Des Weiteren kann beim Hubschrauber der Fall auftreten, dass Rotorblätter während bestimmter Flugmanöver auf den Wirbelnachlauf des vorderen Blattes oder auf extrem turbulente Strömung treffen. Für diese Fälle haben Untersuchungen gezeigt, dass Dynamic Stall auch dann auftreten kann, wenn der physikalische Anstellwinkel nahezu konstant ist [28].

### 1.4. Experimentelle Untersuchung des Dynamic Stall

Bei der experimentellen Untersuchung des Dynamic Stall reicht die Bandbreite der Experimente von einfachen grundlegenden Aerodynamikversuchen [29–32] über 2D-Nickschwingungen von Profilen und nickende 3D-Flügel-/Rotorblattsegmente bis hin zu gesamten Rotortest-Anlagen und Flugversuchen. Hierbei stellen Flugtestdaten wohl einen der vollständigsten und reichhaltigsten Datensätze bezüglich Auswirkungen von Dynamic Stall auf Rotorblattlasten und Vibrationen dar.

Historisch gesehen wurde eine der fundamentalsten Strömungsabrissuntersuchungen an einem Rotor im Flugversuch von Bailey und Gustafson [33] und Gustafson und Mayers [34] durchgeführt. Dabei wurden sowohl ein Kellet KD-1 Tragschrauber [33] als auch ein Hubschrauber für die Versuche verwendet. In beiden Experimenten wurden Wollfäden (engl. tufts) zur Visualisierung der Strömung verwendet. Diese wurden mit einer auf dem Rotormast mitdrehenden Kamera aufgenommen, um somit im Nachhinein abgelöste Strömungsbereiche auf dem Rotorblatt über dem Umlauf identifizieren zu können.

Das Tragschrauber Experiment von Bailey zeigte den Zusammenhang, dass mit zunehmendem Fortschrittsgrad  $\mu$ , der Bereich der Strömungsablösung auf dem Rotorblatt azimuthal und radial zunimmt [15]. Das von Gustafson durchgeführte Hubschraubereperiment untersuchte drei Flugzustände, bei denen am rücklaufenden Rotorblatt Dynamic Stall in unterschiedlichen Stärken und Ausprägungen auftrat. Dabei wurde festgestellt, dass der Dynamic Stall den Flugbereich eines Hubschraubers einschränkt, insbesondere bei hohen Fluggeschwindigkeiten. Der wahrscheinlich umfangreichste Datensatz zu Dynamic Stall aus Flugdaten stammt aus dem NASA UH-60 flight program [35–41]. Dabei wurde ein Sikorsky UH-60A Rotorsystem an den NASA "Large Rotor Test Apparatus" (LRTA) im National Full-Scale Aerodynamics Complex (NFAC) 40x80 Fuß montiert, siehe Abbildung 1.6. Der UH-60A bildete hierbei ein artikuliertes 4-Blatt Rotorsystem

## 1. Einleitung



Abbildung 1.6.: UH-60A Airloads Rotor montiert auf dem LRTA im NFAC 40x80 Fuss Windkanal [37]

mit Hauptrotorkopf, Steuerstangen, bifilar Vibrationsabsorbern und Hauptrotorblättern ab. Der Rotor hatte einen Radius von  $8,18\text{ m}$  und eine nominelle Sehnenlänge von  $0,53\text{ m}$  bei einer Rotordrehzahl von  $4,3\text{ Hz}$  und einer simulierten Vorwärtsfluggeschwindigkeit von bis zu  $300\text{ km/h}$  [37]. Dies entspricht den Dimensionen und Betriebsbedingungen eines realen mittleren Transporthubschraubers. Der *UH-60A* wurde mit insgesamt 242 Drucksensoren ausgestattet, was eine detaillierte Auswertung des Dynamic Stall am rücklaufenden Rotorblatt ermöglichte. Zudem wurde mittels bildbasierten Vektortrajektorienverfahren die radiale Rotorblattverformung über den Umlauf gemessen. In den durchgeführten Versuchen wurde Dynamic Stall im schnellen Vorwärts- und Manöverflug bei einem Fortschrittsgrad von  $\mu = 0,3$  und einer spezifischen Blattbelastung von  $C_T/\sigma$   $0,12$  detektiert [3]. Diese Daten bestätigen Ergebnisse von Windkanaltests mit flexiblen Rotoren [42], sowie entsprechende Rechnungen [43].

Da Flugversuche sowie komplexe Gesamthubschrauber-Windkanalversuche extrem kostspielig sind, stellen isolierte und günstigere Rotortest-Anlagen eine gute Alternative zu komplexen Versuchen dar. Zudem treten während des Rotorumlaufs zahlreiche weitere aerodynamische Phänomene auf. Somit bieten vereinfachte Rotortest-Anlagen die Möglichkeit, den Dynamic Stall isoliert und detailliert zu untersuchen. Dabei kann der Dynamic Stall nicht nur durch hohe Anstellwinkel hervorgerufen werden, sondern auch

## 1. Einleitung

durch BVI und Verdichtungsstöße [3]. Der dadurch am Rotor hervorgerufene Dynamic Stall Wirbel lässt sich durchaus als kompakt bezeichnen, da die wirkende Rotation einen stabilisierenden Effekt auf Form und Konvektion hat [44]. Bei Untersuchungen an Rortestanlagen lässt sich die Ausrichtung der Experimente in steife und flexible Rotoren unterteilen. Mit ersterem lassen sich qualitativ sehr hochwertige Daten bezüglich des Dynamic Stall erzeugen [45–51]. Mit dieser ist es möglich, eine detaillierte phänomenologische Untersuchung durchzuführen und physikalische Wirkmechanismen genauer zu untersuchen. Allerdings sind Untersuchungen an extrem steifen Rotor eher wissenschaftlicher Natur, da sie keinen direkten Bezug zu industriellen Rotorkonfigurationen haben [3]. Flexible Rotoren hingegen bieten die Möglichkeit, elastische Effekte besser in die Dynamic Stall Betrachtung mit einfließen zu lassen. Untersuchungen elastischer Rotoren [43, 52, 53] haben gezeigt, dass ein elastischer Federeffekt vom Rotorblatt zu einem zweiten Stall führen kann. Eine weitere Vereinfachung hinsichtlich der experimentellen Komplexität ist die Untersuchung eines nickenden 3-D Rotorblatt Segments. Diese Art von Experimenten ermöglicht einen detaillierten Einblick in die instationäre Aerodynamik und das Ablöseverhalten, ohne die Komplexität eines rotierenden Systems. Trotz der einfachen Geometrie kann auch in Windkanälen eine 3-dimensionale Strömung erzeugt werden und der Dynamic Stall ohne Rotationseffekte untersucht werden [54]. Bei weiterführenden Untersuchungen an 3-D Rotorblattsegmenten wurden Modelle mit Pfeilung eingesetzt, um eine radiale Strömungskomponente mit einzubringen [55]. Wiederum haben andere Aufbauten Modelle mit positiver Verwindung und einer Profildfamilie verwendet, um die Ablösung weiter nach außen zu verlagern [13, 56], was es einfacher macht, diese Strömungsbedingungen mit numerischen Methoden nachzubilden [57]. Während des Dynamic Stall an einem 3-Dimensionalen Flügel/Rotorblatt bildet sich typischerweise ein Hufeisen-Wirbel oder sogenannter  $\Omega$ -Wirbelaus, siehe Abb.1.7.

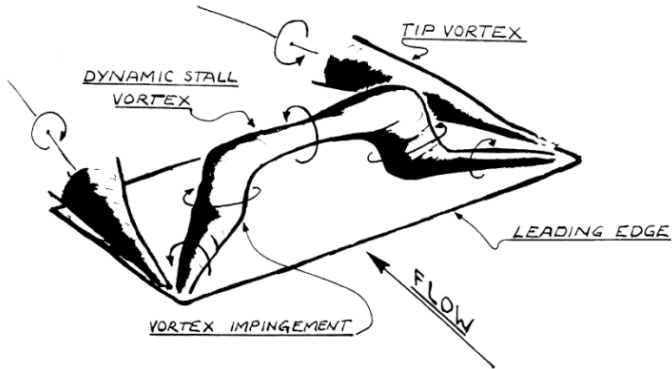


Abbildung 1.7.: Omega-Wirbel an einem 3-D Rotorblattsegment [10]

## 1. Einleitung

Dieser tritt bei realen Rotorblättern in der Regel zwischen 70%-90% des Radius auf. Vergleicht man nun die zeitlichen Kraftverläufe des Dynamic Stall von rotierenden Rotorblättern und 2-D Experimenten zeigt sich, dass beide sehr ähnlich zueinander sind [55]. Da die physikalischen Wirkmechanismen jedoch unterschiedlich sind, reicht eine reine Messung der integralen Kräfte nicht aus. Dies kann schnell zu Fehlinterpretationen führen [58]. Im rotierenden System bedarf es stets der Messung integraler Kräfte und instationärer Drücke. Bezüglich gepfeilter Flügel ist bekannt, dass der Pfeilungseffekt sowohl die Ablösung zu höheren Anstellwinkeln hin verschiebt, als auch den maximalen Auftrieb erhöht [55, 59]. Da der Omega-Wirbel sowie die weiteren Wirbelstrukturen des Dynamic Stall immer noch sehr komplex sind, ist ein vereinfachender Schritt hinsichtlich der Aerodynamik die Untersuchung zwangserregter nickschwingender 2-D Profile. Hierbei ergibt sich der Vorteil, dass eine detaillierte Untersuchung der 2D-Aerodynamik möglich ist, ohne die Komplexität einer 3D-Geometrie [3]. Die ersten Untersuchungen eines 2D-Profiles mit zwangserregten Nickschwingungen gehen auch auf McCroskey zurück [5]. Dieser untersuchte auch die Variation des Anstellwinkels über den Umlauf im Vorwärtsflug eines Hubschraubers [6]. Aus diesen Untersuchungen ging hervor, dass die Nickschwingung eines rotierenden Rotorblattes und der dadurch hervorgerufene Dynamic Stall durch ein nickschwingendes 2D-Profil angenähert werden können. Zu diesen Dynamic Stall Untersuchungen (an einem nickschwingenden 2D-Profil) gibt es eine Vielzahl von Studien [24, 60–63]. Da bei einer harmonischen Nickschwingung die Nickrate variiert und dies das Einsetzen und Verhalten des Dynamic Stall beeinflusst, wurden ein ganze Reihe von Experimenten mit konstanter Nickrate durchgeführt [64–67], um den Effekt der konstanten Nickrate zu isolieren [3]. Bei diesen Experimenten lässt sich der Dynamic Stall aus aerodynamischer Sicht in folgenden Stufen einteilen: voll anliegende Strömung, Beginn der Ablösung, voll abgelöste Strömung, Phase des Wiederanlegens. Diese Vielzahl von Experimenten hat zu einem enormen Erkenntnisgewinn bezüglich des Dynamic Stall beigetragen. Auch Experimente (2D-Profile) bei niedrigen Reynoldszahlen und in inkompressibler Strömung haben klassisches Dynamic Stall Verhalten gezeigt. Des Weiteren haben diese Experimente dazu beigetragen, die Bedeutung von Oberflächen-Wirbelbewegungen in Bezug auf das instationäre Ablöseverhalten [68] besser zu verstehen. Zusätzlich konnte das Verständnis für die Identifikation und Vorhersage des Dynamic Stall Beginns verbessert werden [21, 22]. Auch das dazugehörige phasenversetzte Ablöseverhalten [23, 69] sowie die dominanten Geschwindigkeits- und Lastfluktuationen [70–74] wurden dadurch besser verstanden. Besonders die zeitliche Auflösung des Strömungsfeldes ermöglichte einen detaillierten Einblick in die instationäre und nicht periodische Modellantwort [23]. Allerdings muss hier berücksichtigt werden, dass im Windkanal vermessene 2D-Profile unter Nickschwingungen von dort auftretenden Effekten (Einbauposition, Grenzschichteinfluss der Seitenwände) beeinflusst werden [75, 76]. Dies kann zu signifikanten Unterschieden im gemessenen maximalen Nickmoment und Auftrieb im Vergleich zu einer reinen 2D-Strömung führen [77]. Des Weiteren wurden die meisten genannten Experimente bei relativ geringen Machzahlen ( $Ma \leq 0.4$ ) durchgeführt. Da der Dynamic Stall primär an rücklaufenden Rotorblättern auftritt, ist der genannte Machzahlbereich durchaus sinnvoll. Jedoch zeigt sich der Dynamic Stall auch bei höheren Machzahlen im transonischen Bereich. Dabei unterliegt der Initiierungsmechanismus

## 1. Einleitung

jedoch einer stoßinduzierten Ablösung, welche zu einem Strömungsabriss in Form eines Stoß-Buffer führt, bei dem die Zirkulation durch eine Scherströmung mit kleinen Wirbeln und nicht durch einen einzelnen dynamischen Wirbel abgelöst wird [78–80].

Die letzte mögliche experimentelle Vereinfachung des Dynamic Stall stellen grundlegende Experimente dar, welche sich in erster Linie mit dem physikalischen Wirkmechanismus beschäftigen. Die dazu durchgeführten Experimente decken in der Regel einen niedrigen Reynoldszahlbereich ab. Die daraus folgende zeitliche Entwicklung des Strömungsfeldes erlaubt zeitlich und räumlich hoch aufgelöste Messungen. Dies dient vornehmlich der detaillierten Untersuchung von Dynamic Stall Wirbelstrukturen, Wachstum, Ablösung, Konvektion und Entwicklung des Nachlaufs [3, 81]. Somit lassen sich aus diesen Experimenten qualitativ sehr gute Daten generieren, welche in einigen Fällen einen direkten Vergleich mit der Theorie zulassen [29–31].

Für die Betrachtung des Dynamic Stall spielen auch noch weitere Aspekte wie Transition, "reversed flow" oder Zyklus-zu-Zyklus Fluktuationen eine Rolle, um das Phänomen in seiner Gesamtheit zu erfassen. Bezüglich der Transition (Umschlag von laminarer zu turbulenter Strömung) operieren reale Hubschrauber und Flugzeuge, aber auch Windkraftanlagen in einem Reynoldszahlbereich, in dem Transition auftreten kann [82, 83]. Kleinere Rotoren haben vor allem in weiten Bereichen laminare Strömung [84, 85]. Die Transition von laminarer zu turbulenter Strömung kann sowohl das Ablöseverhalten als auch die Druckverteilung der Profile signifikant beeinflussen. Im Bezug auf den Dynamic Stall konnte Ekaterinaris et al. [86] nachweisen, dass das Aufplatzen einer laminaren Ablöseblase zum Einsetzen des Vorderkanten Dynamic Stall führen kann.

Beim "reversed flow" Dynamic Stall beschreibt der Name die Besonderheit dieses Phänomens relativ gut. Der "reversed flow" Dynamic Stall tritt im rotierenden System am rücklaufenden Rotorblatt auf, wenn die Vorwärtsfluggeschwindigkeit die rotatorische Anströmgeschwindigkeit in bestimmten radialen Bereichen des Rotorblattes überschreitet. Dadurch wird das Rotorblatt bei hohen Anstellwinkeln von der Hinterkante aus angeströmt. Somit fungiert die scharfe Hinterkante als Vorderkante. Das erste Mal wurde dieses Phänomen bei den full-scale UH-60 Airload Tests bei hohen Fortschrittsgraden beobachtet [87]. Dabei wurde eine schwache Druckwelle beobachtet, die über das Rotorblatt wanderte. Dieses "reversed flow" Verhalten konnte auch durch Simulationen bestätigt werden [88]. Weitere Experimente zu diesem Thema hatten das Ziel, ein besseres Verständnis für dieses Phänomen zu bekommen oder den Unterschied zu einer stumpfen Hinterkanten-Geometrie zu untersuchen [3, 24, 70, 89, 90]. Dabei wurde festgestellt, dass der Dynamic Stall Wirbel langsamer konvektiert als bei Vorkanten-Dynamic-Stall [3]. Zudem ist der "reversed flow" Dynamic Stall weniger sensitiv bezüglich der Reynoldszahl und der Ablösung aufgrund scharfer Vorderkanten.

Eine weitere Eigenschaft des Dynamic Stall sind starke Zyklus-zu-Zyklus Fluktuationen. Dies bedeutet, dass der bereits komplexe 2D Dynamic Stall noch zusätzlich eine starke Streuung von Zyklus zu Zyklus aufweist, was in verschiedenen Einrichtungen nachgewiesen werden konnte [91–94], siehe Abbildung 1.8. Die Ursache dieser Fluktuation liegt in der stochastischen Variation von turbulenter Grenzschichtablösung und Wiederanlegen bei voll abgelöster Strömung [95]. Um die Zyklus-zu-Zyklus Fluktuationen besser analysieren zu können, wandte Ramasamy et al. [96] ein POD-clustering bei den UH-60 Airloads

## 1. Einleitung

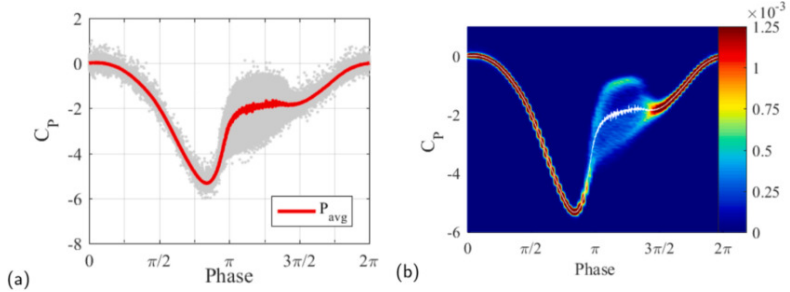


Abbildung 1.8.: Druckkoeffizient auf einer Profilerfläche bei  $x/c = 0,0225$  für  $\alpha = 8,5^\circ \pm 9^\circ$  und  $k = 0,01$ : (a) Streuung mit Phasenmittelwert (rot) (b) Wahrscheinlichkeitsdichtefunktion mit Phasenmittelung (weiß) [92]

Daten an, um ähnliche Zyklen zu bündeln und deren Häufigkeit zu bestimmen [91]. Die gezeigten Arten und Ausprägungen des Dynamic Stall zeigen sowohl die Komplexität dieses Phänomens als auch die Vielzahl an Möglichkeiten, dieses Phänomen detailliert zu untersuchen. Des Weiteren ist die aktive Abminderung und Beeinflussung des Dynamic Stall von großem Interesse, da somit bestehende Flugbereiche und Einsatzmöglichkeiten deutlich erweitert werden können. Eine Möglichkeit, die Strömung am rücklaufenden und vorlaufenden Rotorblatt zu beeinflussen, ist die Implementierung von Aktuatoren im Hauptrotorblatt. Dies ist allerdings sehr kostspielig und aufwendig in der Zulassung. Eine reine aerodynamische Profilloptimierung ist aufgrund der unterschiedlichen Operationspunkte von vor- und rücklaufendem Blatt extrem schwierig. Was in Bezug auf die Rotorblattaerodynamik durchaus möglich ist, ist die Beeinflussung der Grenzschicht. Dies kann individuell an den Operationspunkt angepasst werden. Experimente, in denen die Grenzschicht durch Ausblasung nahe der Profilvorderkante stabilisiert wurde, zeigten eine deutlich höhere maximale Fluggeschwindigkeit [97]. Auch Windkanalversuche zu dieser Art von Grenzschichtbeeinflussung zeigen, dass deutlich höhere Fortschrittsgrade erreicht werden können, bevor die Ablösung einsetzt [98].

Des Weiteren stellen Klappen oder Vorflügel eine zusätzliche Alternative zur Strömungsbeeinflussung dar. Wie auch beim Ausblasen, ändert man mit dieser Methodik aktiv oder passiv (Strömungsumlenkung) die aerodynamische Profilgeometrie, was die Ablösung stationär als auch beim Dynamic Stall signifikant beeinflussen kann. Untersuchungen im Windkanal mit Interferometrie an einem nickenden 2D-Profil mit Vorflügel haben gezeigt, dass Dynamic Stall Lasten deutlich reduziert werden können [99]. Dabei drückt die Scherschicht durch die Hinterkante des Vorflügels den Dynamic Stall Wirbel weiter von der Profilerfläche weg. Ein anderer Ansatz zur Veränderung der Profilgeometrie ist die Verwendung ausfahrbarer Beulen (mit Hilfe von Aktuatoren) auf der Profilsaugseite [100]. Auch der Einsatz bewegter Profilhinterklappen (1/rev) hat in Experimenten einen eindeutigen Effekt auf die dynamischen Lasten gezeigt [101, 102]. Wie die vorherigen Ab-

## 1. Einleitung

schnitte gezeigt haben, gibt es eine Vielzahl an Möglichkeiten, die aerodynamischen Lasten während des Dynamic Stall aktiv und passiv zu beeinflussen. Dies ist allerdings immer mit dem Einbringen einer starren oder beweglichen Modifikation verbunden. Dies zeigt auch der Ansatz zur Lastreduktion mittels aufgebrachtter Schuppen, Rückströmungsklappen oder Tabs [103–105]. Eine Möglichkeit mit relativ geringem Aufwand die Grenzschicht zu beeinflussen und damit die aerodynamischen Lasten während des Dynamic Stall zu reduzieren, stellen Vorkanten-Wirbelgeneratoren dar [106,107]. Diese Generatoren werden als passives System bezeichnet und erst bei hohen Anstellwinkeln aktiviert. Sobald der Staupunkt durch den hohen Anstellwinkel hinter die Wirbelgeneratoren wandert, bilden sich grenzschichtstabilisierende Längswirbel. Der wohl populärste Ansatz, die Strömung zu beeinflussen, ist der der aktiven Kontrolle [108]. Dieser basiert auf dem Einsatz von aktiv ausblasenden, absaugenden, pulsenden, pumpenden Systemen [78,109–111]. Diese Art der Strömungs- oder Grenzschichtbeeinflussung kann das wirkende Nickmoment bis zu 90% im deep Stall reduzieren.

Die in diesem Kapitel aufgezeigten Arten und Möglichkeiten, das Dynamic Stall Phänomen an Hubschrauberrotoren zu untersuchen und es strömungstechnisch zu beeinflussen, zeigen, dass dieses Phänomen bereits umfassend untersucht wurde, jedoch aufgrund seiner hohen Komplexität und Streuung noch nicht in seiner Gesamtheit vollständig erfasst wurde. Vor allem in Bezug auf Strömungs-Struktur-Kopplung gibt es bei diesem Phänomen noch eine Wissenslücke. Diese wird noch größer, wenn man das Feld hochqualitativer Experimente zum aeroelastischen Verhalten bei neuartigen Rotorblatt-Geometrien betrachtet. In diesem Bereich fehlt es an phänomenologischen Untersuchungen, die strömungsphysikalische Wirkmechanismen betrachten. Auch eine qualitativ hochwertige Datenbasis zur Validierung numerischer Modelle ist noch nicht ausreichend vorhanden, um zukünftige Rotorblattgeometrien mit der benötigten Genauigkeit berechnen zu können.

### 1.5. Historische Entwicklung innovativer Rotorblattgeometrien

Historisch betrachtet hatten Rotorblätter über eine sehr lange Zeit vornehmlich eine einfache rechteckige Planform. Vereinfacht konnte man sie als Rechteckflügel mit sehr großer Streckung betrachten. Das Rotorblattdesign ist seit jeher ein Kompromiss zwischen aerodynamischer Effizienz, Struktur- und Masseneigenschaften sowie einfacher Bauweise [79]. Zu Beginn der Entwicklung war vor allem Holz das Material der Wahl, da es in Faserrichtung die enormen Zentrifugalkräfte aufnehmen kann und dabei beständig gegen Ermüdungsversagen ist. Eine leicht abgeänderte Form mit elliptischer Blattspitze verwendete Cierva bei seinem Autogyro C30A. Allerdings hat Holz den Nachteil, dass es Wasser zieht (was zu höherem Gewicht führt) und es können Delaminationen zwischen den einzelnen Holzfaserschichten auftreten. In den 1950er- und 1960er-Jahren, erhielt Aluminium Einzug in die Blattkonstruktion. Dabei wurden im ersten Schritt Aluminiumholme und -hinterkanten eingesetzt. Später wurde Aluminium für die gesamte Profilloberfläche verwendet. In den 1970er- und 1980er-Jahren ging man dazu über, erste Blätter mit Titanholmen und Glasfaserhäuten zu bauen, etwa bei den ersten Lynx-Versionen. Diese Blätter waren von ihrer Form her rechteckig langgestreckt und besaßen an den Blattspitzen

## 1. Einleitung

Kappen mit hemisphärischer Form (nahezu elliptische Blattspitze) oder einen geraden Abschluss (siehe Abb. 1.9). Der Schritt Richtung Compositebauweise läutete eine neue Ära der Forschung und Anwendung von innovativen Rotorblattgeometrien ein, da durch die Designfreiheit (in Kombination mit der benötigten Festigkeit) von Compositestrukturen einzigartige Formen möglich wurden. Dies zeigte die Entwicklung des BERP-Blattes, welches den Geschwindigkeitsweltrekord 1986 aufstellte [80], siehe Abbildung 1.10.

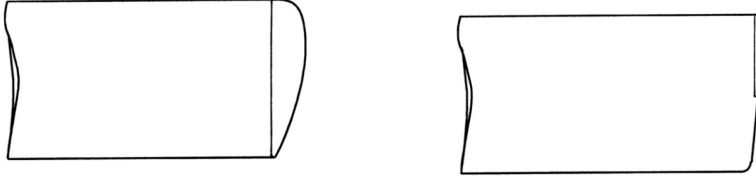


Abbildung 1.9.: Links: Sikorsky/Westland klassische hemisphärische Blattspitze von Haupt- und Heckrotorblatt der S-58 Wessex, S-61 Sea King, Rechts: Klassischer gerader Abschluss eines Composite Heckrotorblattes von W-30, Lynx oder Sea King. [112]

Das BERP-Rotorblatt war der nächste Schritt in der Entwicklung innovativer Rotorblattgeometrien und wurde im Rahmen des British Experimental Rotor Programme (BERP) entwickelt. Hier sollte das Hauptrotorblatt des Sea Kings ersetzt werden. Die dynamischen Eigenschaften des BERP waren ähnlich denen seines Vorgängers, aber die Aerodynamik unterschied sich erheblich: Der Blattspitzenwirbel wird beim BERP-Rotorblatt aufgeteilt, sodass das Blatt eher dazu neigt, innerhalb der Blattspitze abzulösen und an der Blattspitze weiterhin Auftrieb zu generieren. Mit diesem Ansatz sind sehr hohe Flugeschwindigkeiten möglich. Parallel dazu wollte die Industrie das Rotorblattdesign weiter verbessern. Dabei standen Leistung, Lärm- und Vibrationsreduktion im Vordergrund. Dies sollte vornehmlich über Parameter wie Pfeilung, Zuspitzung und Profilierung erfolgen. In den 1970er Jahren forschte die NASA in zwei Richtungen: an der Verbesserung der Schwebefugeigenschaften und an der Lärmreduzierung. Im diesem Rahmen sind die "lifting-line" und "lifting-surface" Modelle entwickelt worden [113]. Zuvor wurde vor allem die Blattelementtheorie verwendet. Mit diesen Methoden war es möglich, neue Lärm- und Schwebeflugeoptimierte Blattspitzengeometrien zu entwerfen. Eine der grundlegenden Studien für das BERP-Blatt wurde von Huber [114] durchgeführt. Dieser entwickelte gefeilte Blattspitzen an der Bo105 (Advanced Geometry Blade AGB-III). Die finale Blattspitzengeometrie kombinierte eine zugespitzte Blattspitze mit kurvenartiger, gefeilter Vorderkante und abgeschrägter, stark gefeilter Spitze. Dieser Entwurf war schon sehr ähnlich zum späteren BERP-Blatt. Weitere Forschung zur Pfeilung und Zuspitzung von Rotorblättern wurde in den USA durchgeführt [115]. Auch die Untersuchungen von Alansky [116] zeigen die Blattspitze eines UH-60 Black Hawk und Sea Hawk mit 20° Rückwärts Pfeilung ab 92% Radius.

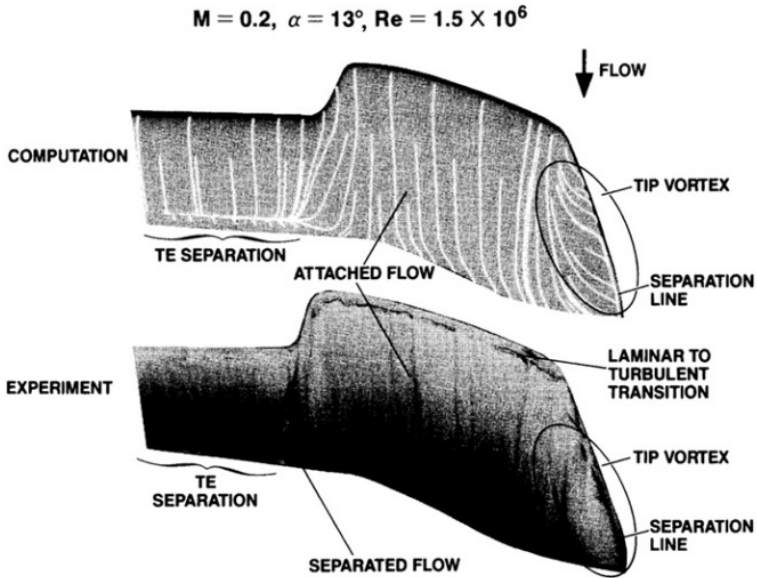


Abbildung 1.10.: Strömungvalidierung nach Duque [117]

Der Vorteil der Rückwärtsfeilung ist, dass Verdichtungsstöße nahe der Blattspitze bei hohen Machzahlen unterdrückt werden. Dies reduziert den Widerstand im schnellen Vorwärtsflug und ist hinsichtlich der Flutterstabilität von Vorteil. Allerdings führt die Rückwärtsfeilung der Blattspitze auch zu aeroelastischen Kopplungen. Weitere Rotorblattgeometrien wurden von Mantay und Yeager [118] untersucht. Dabei wurden Blattspitzeneffekte hinsichtlich ihrer Anwendbarkeit parametrisch betrachtet. Der Fokus der Arbeit lag auf der Verschiebung des aerodynamischen Zentrums in Richtung der Hinterkante, was durch eine Rückwärtsfeilung erreicht werden kann. Aber auch Rotorblattgeometrien mit Rechteckform, Zuspitzung, Pfeilung, Pfeilung-Zuspitzung sowie nach unten abgewinkelter Blattspitze wurden getestet. Bei Rotorblättern mit nach unten abgewinkelter Blattspitze ergibt sich eine deutlich gesteigerte Schwebeflugeffizienz. Aufgrund der hohen Nickmomente im Vorwärtsflug lässt sich die Form allein leider schlecht realisieren. Um eine nach unten abgewinkelte Blattspitze realisieren zu können, müssen die Eigenschaften mehrerer Blattspitzengeometrien kombiniert werden, damit sich negative Verhaltensweisen gegenseitig ausgleichen. In diesem Rahmen hat sich die Kombination von vorgezogener gepfeilter, nach unten abgewinkelter Blattspitze als sehr vorteilhaft erwiesen, da die Variation des Nickmoments durch die Abwinkelung die

## 1. Einleitung

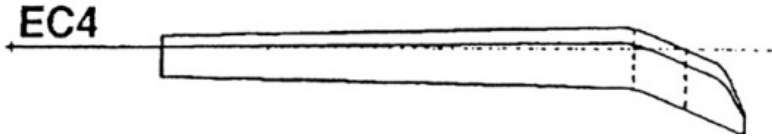


Abbildung 1.11.: Optimierten Rotorblattgeometrie EC4 nach Bebesel [119]

Effekte der vorgezogenen Pfeilung kompensiert und somit die Steuerlasten reduziert [79]. Ein für den Flug konstruiertes Beispiel für eine solche Rotorblattgeometrie ist das sogenannte BERP-Rotorblatt, siehe Abbildung 1.10. Die Hauptmotivation für weitere innovative Rotorblattgeometrien nach dem BERP-Rotorblatt war vor allem die Lärm- und Vibrationsreduzierung bei gleichbleibender Leistungsfähigkeit. Einer der erste Entwürfe hinsichtlich Lärmreduzierung war die Vane Blattspitze [120]. Hierbei handelt es sich um eine gepfeilte Blattspitze mit stark reduzierter Sehnenlänge. Ab diesem Zeitpunkt ging man dazu über, nicht nur die Blattspitzengeometrie zu verändern, sondern auch weite Teile der Rotorblattplanform zu optimieren. Eines der ersten Programme, in denen dies umgesetzt wurde, war der Advanced Technology Rotor von Eurocopter Deutschland [119] bei dem am EC4 Prototyp eine radiale Zunahme der Rotorblattsehnenlänge in Kombination mit starker Pfeilung vorgenommen wurde, siehe Abbildung 1.11. Auch hier war das Hauptziel der Optimierung die Lärmreduktion. Der zeitlich jüngste und auch weitreichendste Schritt bezüglich innovativer Rotorblattgeometrien, war die Entwicklung des ERATO-Rotorblattes, siehe Abbildung 1.12. Im Rahmen des ERATO-Programms wurde ab 1991 ein Rotorblatt entwickelt, das leistungstechnisch identisch oder überlegen sein sollte als bereits bestehende Rotorblätter und gleichzeitig eine deutlich geringere Lärmemission aufweist. Dabei wurde im bilateralen Kooperationsprojekt ERATO mit DLR und ONERA das 7AD-Rotorblatt als leistungstechnisches Referenzblatt herangezogen, siehe Abbildung 1.12. Der Fokus lag bei der Entwicklung vor allem auf Lärm- und Vibrationsreduzierung. Vor allem der BVI-Landeanflug und der Fluglärm im schnellen Vorwärtsflug wurden mit der ERATO-Rotorblattgeometrie deutlich reduziert. Zusätzlich hat man es geschafft, das Vibrationsniveau zu senken. Um diese Eigenschaften zu erreichen, wurden radial die Blatattiefe, Pfeilung und Zuspitzung variiert. Die Vorwärts- und Rückwärtspeilung in Kombination mit der Zuspitzung sorgt für die Lärmreduktion. Die erhöhte Blatattiefe bis zum Ende der Vorwärtspeilung hält die Leistung auf demselben Niveau wie beim 7AD-Rotorblatt. Allerdings gibt es bei der Untersuchung des aeroelastischen Verhaltens dieser Rotorblattgeometrie im Detail noch einige Ungewissheiten, da diese in den durchgeführten Experimenten nicht abgedeckt werden konnten. Zu einen sind aeroelastische Experimente sehr aufwendig und komplex bezüglich Messtechnik und Durchführung [121–124], zum anderen waren die gewonnenen Erkenntnisse zum damaligen Zeitpunkt ausreichend.

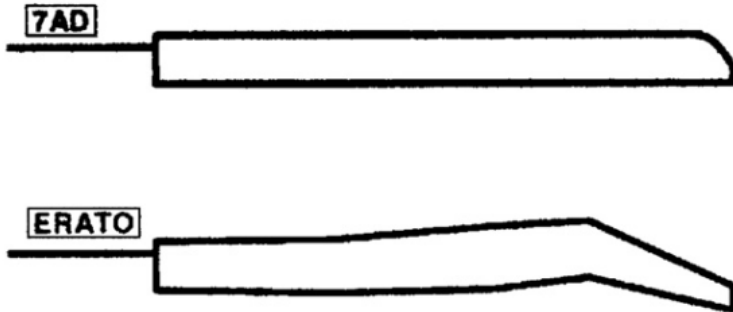


Abbildung 1.12.: ERATO und 7AD Rotorblattplanform [125]

## 1.6. Physikalische Grundlagen der Hubschraubertechnik

Die in diesem Kapitel beschriebenen physikalischen Grundlagen sollen sich auf die Bewegungsgleichungen von Blattschlägen und Blatttorsion rotierender Flügel, sowie die elementare Strahltheorie beschränken. Die Darstellung und Beschreibung der folgenden Gleichungen dienen in diesem Fall nicht als Grundlage für ein unterstützendes analytisches Rechenmodell, sondern sollen die physikalische Grundlage des Rotorschubs näherbringen sowie die Kopplung und Komplexität der Schlag- und Torsionsbewegung eines Rotorblattes aufzeigen. Da somit die starke Beteiligung von zentrifugal- und trägheitsabhängigen Termen in der Blattbewegung deutlich gemacht werden kann. Dies spielt nämlich für die spätere Blattauslegung eine entscheidende Rolle.

### 1.6.1. Strahltheorie

Eine der grundlegendsten Theorien beim Hubschrauber wird als Strahltheorie oder auch Propellertheorie bezeichnet. Diese basiert auf einer energetischen Betrachtung, bei der der Rotor als Aktuator- oder Impulsscheibe betrachtet wird [2]. Dabei wird die Druckdifferenz zwischen der Ober- und Unterseite der Rotorscheibe betrachtet. Diese Differenz erzeugt den vom Hubschrauber benötigten Schub. Auf dieser Annahme aufbauend lässt sich eine erste Leistungsberechnung für den Hubschrauber durchführen. Dabei können Schub und die hierfür notwendige Leistung in erster Näherung abgeschätzt werden. Bei dieser Berechnung werden die Form und die Anzahl der Rotorblätter sowie lokale Strömungsphänomene nicht berücksichtigt.

Eine globale Analyse ermöglicht die Anwendung der Strahltheorie vor allem im Schwebeflug, da die Strömungszustände hier weitgehend achsensymmetrisch sind und daher vom Radius unabhängig sind [2]. Dabei wird die Strömung als eindimensional, quasi-stationär, inkompressibel und reibungsfrei angenommen. Damit werden identische Verhältnisse

## 1. Einleitung

innerhalb einer Ebene (Eindimensionalität) sowie zeitliche Änderungen der Strömung an einem Punkt quasi abgeschlossen (quasi-stationäre Betrachtung). Zudem sind die einzig betrachteten Verluste induzierte Verluste (reibungsfreie Strömung). Legt man diese Annahmen zugrunde, lassen sich folgende Energieerhaltungssätze anwenden. Der Energieerhaltungssatz besagt in diesem Rahmen, dass die Arbeit, die der Rotor verrichtet und auf die Strömung ausübt, sich in einem Zuwachs an kinetischer Energie in der Strömung widerspiegelt. Dieser lässt sich in folgender Gleichung ausdrücken:

$$W = \int \int_S \frac{1}{2} (\rho V \cdot dS) V^2 \quad (1.6.1)$$

Dieser lässt sich mit dem Strömungsmodell der Strahltheorie im axialen Flug kombinieren. Wobei für den Fall des Schwebefluges die Steiggeschwindigkeit  $V_c$  gleich Null ist. Die Ebene 0 befindet sich weit oberhalb des Rotors, die Ebenen 1 und 2 befinden sich unmittelbar ober- und unterhalb der Rotorkreisscheibe. Der voll ausgebildete Abstromzylinder wird in der Ebene  $\infty$  weit unterhalb der Rotorkreisscheibe beschrieben.  $v_i$  stellt die induzierte Geschwindigkeit in den einzelnen Ebenen dar, siehe Abb.1.13. Durch die Annahme des Stromzylinders lässt sich jede Ebene mit ihrer definierten Querschnittsfläche  $A$  einzeln betrachten. Somit spiegelt folgender Abschnitt des Energieerhaltungssatzes den jeweiligen Massenstrom wider:

$$\int \int_n \rho V \cdot dS = \dot{m} = \rho A v_i = \rho A_n v_{in} \quad n = 0, 1, 2, \infty \quad (1.6.2)$$

Damit ergibt sich aus dem Strömungsmodell für die Strahltheorie im axialen Flug (siehe Abbildung 1.13) folgende Gleichung für den Gesamtschub des Rotors.

$$T = \int \int_\infty \rho (V \cdot dS) V - \int \int_0 \rho (V \cdot dS) V = \int \int_\infty \rho (V \cdot dS) V = \dot{m} v_{i\infty} \quad (1.6.3)$$

Da der Massenstrom konstant bleibt, resultiert der Impulszuwachs aus der Änderung der Geschwindigkeit  $\Delta V$ . Hierbei stellt lässt sich  $v_{i\infty}$  und  $\Delta V$  auch darstellen als

$$\Delta V = (V_c + v_{i\infty}) - (V_c + v_{i0}) = v_{i\infty} \quad (1.6.4)$$

Da sich Ebene 0 sehr weit vom Rotor entfernt befindet, ist der Einfluss der Sogwirkung des Rotors nahe Null, somit ergibt sich  $v_{i0} = 0$ . Damit ergibt sich der Rotorschub im Schwebeflug zu

## 1. Einleitung

$$T = \dot{m} \Delta V = [\rho A (V_c + v_i)](v_{i\infty}) \quad \Rightarrow \quad T = \rho A v_i V_{i\infty} \quad (1.6.5)$$

Mit Hilfe des Rotorschubs lassen sich im Nachgang dimensionslose, hubschrauberspezifische Kenngrößen ausrechnen, die eine Aussage über die Leistungsgüte des Rotors zulassen. Zwei dieser Kenngrößen sind der Schubbeiwert und die spezifische Blattbelastung, die in Kapitel 5.3.1 definiert sind.

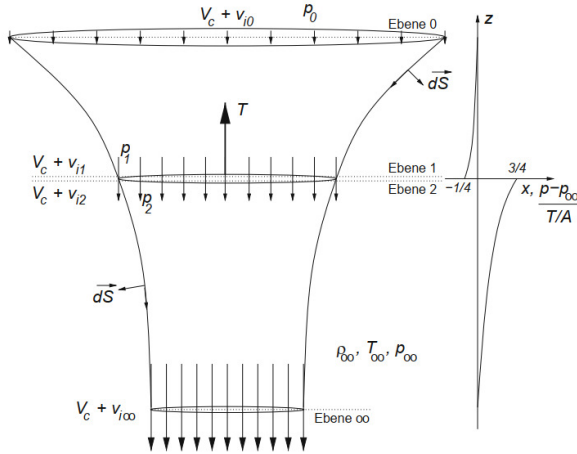


Abbildung 1.13.: Strömungsmodell für die Strahltheorie im axialen Flug [2]

### 1.6.2. Schlag- und Torsionsbewegung rotierender Flügel

Die mathematisch-physikalische Beschreibung rotierender Rotorblätter in Schlag- und Torsionsrichtung ist relativ komplex, da wirkende Kräfte am Rotorblatt in unterschiedlichen Richtungen sowohl Schlag- als auch Torsionsbewegung beeinflussen. Rotorblätter lassen sich in der Regel sehr gut als lange, schlanke, flexible Balken beschreiben. Dabei ist deren Länge wesentlich größer als ihre Breite und Dicke [2]. Die dominante Blattbewegung ist in aller Regel die Schlagbewegung. Hierbei schlägt das Rotorblatt normal zur Drehebene nach oben. Bei der Torsionsbewegung verdreht sich das Rotorblatt elastisch um seine Längsachse. Aufgrund der Rotation sowie des kollektiven und zyklischen variierenden Einstellwinkels am Rotorblatt greifen vor allem im Vorwärtsflug periodische Luft- und Trägheitskräfte am Rotorblatt an, siehe Abbildung 1.14. Dies führt zu einer dynamischen Rotorblattantwort (Bewegung) in allen Bewegungsrichtungen. Daher stellen die Schlag-

## 1. Einleitung

und Torsionsbewegung für sich allein genommen lineare Differentialgleichungen zweiter Ordnung dar (idealisiert als Feder-Masse-Dämpfer anzunehmen) [2].

Betrachtet man nun die Schlagbewegung eines Rotorblattes, bewegt sich das Rotorblatt senkrecht nach oben aus der vom Rotormast bestimmten Drehebene. Im Folgenden wird aufgrund des begrenzten Umfangs dieser Arbeit, nur die Zusammensetzung des

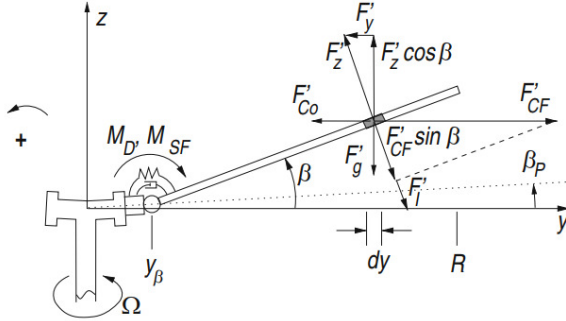


Abbildung 1.14.: Wirkende Kräfte an einem Blattelement in der Schlagbewegung [2]

Momentengleichgewichts in Schlagrichtung näher erläutert. Die Differentialgleichungen der einzelnen Momententerme können [2] entnommen werden. Das Gleichgewicht aller aerodynamischen Momente, Massenmomente und Federmomente um das Schlaggelenk bildet die generelle Differentialgleichung der Schlagbewegung ab, siehe Gleichung 1.6.6.

$$0 = M_{\beta} - M_{CF} - M_I - M_{Co} - M_{SF} - M_D - M_G \quad (1.6.6)$$

Dabei sind die einzelnen Terme wie folgt definiert:  $M_{\beta}$  stellt das aerodynamische Moment aus der Auftriebsverteilung dar,  $M_{CF}$  das Moment aus der Zentrifugalkraft,  $M_I$  das Moment aus Trägheitskräften,  $M_{Co}$  das Moment aus Corioliskraft der Schwenkbewegung,  $M_{SF}$  das Moment aus Federkräften,  $M_D$  ist ein Dämpfermoment und  $M_G$  das Moment aus der Erdbeschleunigung [2].

Im Folgenden wird das Momentengleichgewicht der Torsionsbewegung eines Rotorblattes betrachtet. Dabei ist die Torsionsbewegung als Einstellwinkeländerung um die elastische Achse definiert [2]. Streng genommen tritt bei der Torsionsbewegung eine rein elastische Verformung des Rotorblattes unabhängig davon auf, ob das Rotorblatt gelenkig gelagert ist oder nicht, da auch die Steuerstange, im Verhältnis zum Rotorblatt, als starr angenommen werden kann. Die Massenkräfte greifen hierbei an der radialen Massenachse an, während die aerodynamischen Kräfte und Momente an der  $c/4$ -Linie wirken. In vielen

## 1. Einleitung

Ersatzmodellen wird die elastische Achse der Einfachheit halber auch in der  $c/4$ -Linie angenommen. In der Realität können die elastische Achse sowie die Massenachse von der  $c/4$ -Linie abweichen, was bedeutende Kopplungsterme verursacht.

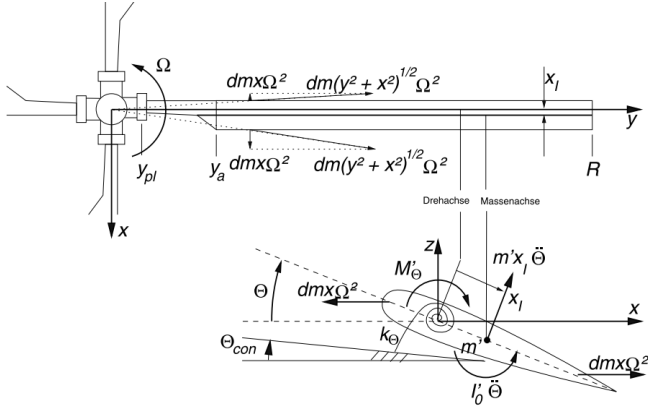


Abbildung 1.15.: Wirkende Kräfte und Momente an einem Blattelement in der Torsionsbewegung [126]

Für die Annahme der elastischen Achse in der  $c/4$ -Linie ist die folgende Momentenbilanz um das Steuerlager gültig. Die einzeln wirkenden Momente sind wie folgt definiert:  $M_{SF}$  und  $M_D$  stellen Federmomente an Steuerlager dar,  $M_I$  das Moment aus Trägheitskräften,  $M_{I\beta}$  ist das Moment aus Trägheitskräften und Schlagwinkel des Rotorblattes,  $M_{CF}$  bildet das Moment aus der Zentrifugalkraft in Kombination mit der Schlagbewegung des Rotorblattes,  $M_G$  ist das Moment aus der Erdbeschleunigung,  $M_P$  definiert das sogenannte Propellermoment. Beim Propellermoment versucht die Zentrifugalkraft das Rotorblatt in seine Nulllage zurückzuziehen. Als Letztes folgt  $M_\theta$ , dies stellt das aerodynamische Moment dar.

$$0 = -M_D - M_{SF} - M_I + M_{I\beta} + M_{CF} + M_G - M_P + M_\theta \quad (1.6.7)$$

Wie aus den Abbildungen 1.15 und 1.14 hervorgeht, spielen bei beiden Bewegungen des Rotorblattes Zentrifugal- und Trägheitskräfte eine große Rolle. Zudem verursacht die Schlagbewegung einen Trägheitsterm, der die Torsionsbewegung beeinflusst. Somit koppeln beide Bewegungsformen vornehmlich über die Trägheitseffekte (der Rotorblattmasse) miteinander.

## 2. Rotorblattauslegung

Wie bereits in Kapitel 1.1 erwähnt, sollte der Rotorblattsatz zum Zwecke der aeroelastischen Untersuchung folgende Kriterien erfüllen: So geringes Rotorblattgewicht wie möglich und einen weit innen (zum Rotorzentrum hin) liegenden Massenschwerpunkt, um die wirkenden Trägheitsterme in der Schlag- und Torsionsbewegung möglichst gering zu halten; Abnehmende Biege- und Torsionsteifigkeit zur Blattspitze hin, um den Einfluss der einsetzenden Strömungsablösung auf Schlag- und Torsionsbewegung untersuchen zu können; Des Weiteren sollte das Rotorblatt eine hohen Frequenzabstand der ersten Eigenform zur 1/rev des Rotors haben und somit ein hohes Steifigkeits/Masse Verhältnis besitzen. Die Basis der doppelt gefeiltten Rotorblattspitze für den Rotor Teststand Göttingen (RTG) bildete das MÖWE-TWG Modell (Planform der Blattspitze) [10]. Die finale RTG Rotorblatt-Geometrie wurde jedoch noch hinsichtlich der Randbedingungen am RTG angepasst und erweitert (radiale Verwindung, Blattfußbereich und Verlängerung der Planform). Dabei standen nicht nur aerodynamische, sondern auch Festigkeitsaspekte im Vordergrund. Vor allem die Kombination aus hohen Zentrifugalkräften und hohen aerodynamischen Lasten hat die Anforderungen an die strukturelle Auslegung vorgegeben. Aufgrund dieser Randbedingungen wurde der doppelt gefeiltte Rotorblattsatz aus Kohlenstofffaser-verstärktem-Kunststoff (CFK) gefertigt. Dies wurde beim CAD-Geometriedesign, insbesondere bei der Profilierung und der Planform, mit einbezogen. Zudem wurden im Rahmen der Rotorblattauslegung die aerodynamischen Lasten abgeschätzt, die Strukturauslegung vorgenommen und die Instrumentierung durchgeführt.

### 2.1. Geometriedesign

Die wichtigsten geometrischen Konstruktionsparameter für die Leistungsoptimierung in der Basisauslegung sind Rotorblattprofilierung, radiale Verwindung, die allgemeine Planform des Rotorblatts sowie die Flächendichte  $\sigma$ . Durch die Flächendichte ergeben sich Blattzahl, Blatttiefenverteilung (Zuspitzung) und Pfeilung [1]. Für die weitere Feinoptimierung können Parameter wie Massen und Trägheitsmomente, Steifigkeiten (Biegung und Torsion) sowie die Geometrie im Blatthalsbereich herangezogen werden. Für die Geometrie der doppelt gefeiltten Rotorblattspitze sind die zentralen geometrischen Größen in Abb.2.1 und Tab.2.1 dargestellt. Die äußere Planform ( $0,55 \leq r/R \leq 1$  in Abb.2.1) sowie die in diesem Bereich verwendete radiale Pfeilung und Sehnenlänge entsprechen der, des Möwe DNW-TWG Modells. Für  $0,25 \leq r/R \leq 0,55$  wurde die Planform des Rotorblattes radial mit dem EDI-M112 Profil [10] erweitert.

## 2. Rotorblattauslegung

Bezogen auf das gesamte Rotorblatt, wurde das EDI-M112 von der Blattwurzel ( $r/R = 0,25$ ) bis  $r/R = 0,65$  verwendet. Ab  $r/R = 0,75$  wurde das EDI-M109 Profil [10] genutzt. Im Zwischenbereich erfolgt eine lineare Interpolation der Profile. Die radiale Verwindung wurde auf die Anwendung in einem rotierenden System angepasst. Diese verringert sich linear mit dem Radius von  $-1,2^\circ$  an der Blattwurzel auf  $-10,5^\circ$  an der Blattspitze. Im Bereich  $0,63 \leq r/R \leq 0,77$  bleibt die Verwindung konstant. Dies erleichtert die lineare Interpolation der Profile im Zwischenbereich. Durch die Verwindung wird eine konstante Durchflussgeschwindigkeit  $v_{i0}$  über die Rotorkreisfläche angestrebt. Theoretisch lässt sich dies durch eine hyperbolische Verwindungsverteilung 2.1.1 erreichen. In der Realität wird diese linear angenähert,

$c_{root}$	0,072 [m]
$c_{tip}$	0,014 [m]
B	0,0326 [m <sup>2</sup> ]
$t_{tail}$	0,5 [mm]
R	0,652 [m]
$\Lambda$	7,4 [-]
$\sigma$	0,141 [-]

Tabelle 2.1.: Referenzgrößen

$$\Theta = \Theta_{tip} \frac{R}{r} \quad (2.1.1)$$

da sich eine hyperbolische Verteilung fertigungstechnisch nicht realisieren lässt. Der Pfeilungsverlauf zielt primär darauf ab, Lärm in Form von Blade Vortex Interaktion

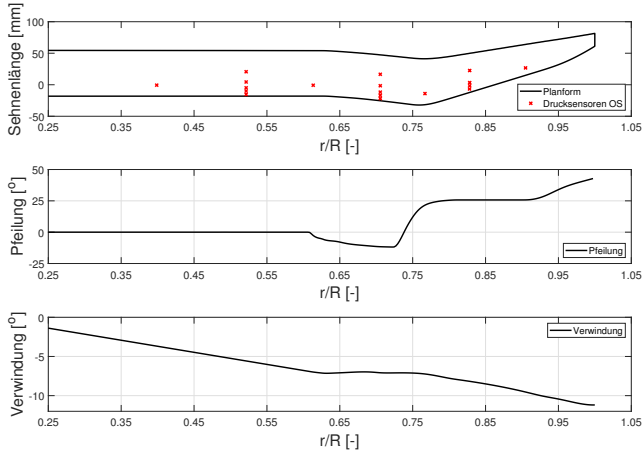


Abbildung 2.1.: Planform, Verwindung, Pfeilung und Drucksensorposition [128]

## 2. Rotorblattauslegung

(BVI) sowie Vibrationen zu reduzieren. Aus früheren Untersuchungen ist bekannt [8, 9, 127], dass aufgrund der Rückwärtspeilung die effektive Machzahl reduziert wird. Dies führt zu einer verringerten Zirkulation des Blattspitzenwirbels und damit zu einer Lärmreduzierung bei BVI. Des Weiteren ergeben sich durch den Rotorteststand Göttingen (RTG) sowie die Fertigungsmöglichkeiten weitere Randbedingungen, die eingehalten werden müssen. In erster Linie geben diese die Sehnenlänge an der Blattwurzel, die minimale Hinterkantendicke und den Rotorradius vor. Der Aufbau des RTG bedingt einen maximalen Rotorradius von  $R = 0,652 \text{ m}$ , da größeren Rotorradien eine Interaktion von Windkanalscherschicht und Blattspitzenwirbel zur Folge hätte. Die Sehnenlänge an der Blattwurzel ist aufgrund der hohen aerodynamischen Lasten durch den Dynamic Stall festigkeitsbedingt vorgegeben. Die minimale Hinterkantendicke  $t_{Hinterkante}$  wurde durch die Fertigung als Handlaminat sowie durch das anschließende Abfräsen der auslaufenden Gewebematten an der Hinterkante auf  $0,5 \text{ mm}$  begrenzt. In Kapitel 2.4 wird dieser Fertigungsschritt näher beschrieben. Die finale Rotorblatt-Geometrie ist Abb.2.2 zu entnehmen. Wie zu erkennen ist, beginnt der profilierte Bereich des Rotorblattes  $160 \text{ mm}$  vom Rotorzentrum entfernt, was  $0,25R$  entspricht. Wie bereits erwähnt, ist der erste Profilschnitt bei  $R = 160 \text{ mm}$  um  $-1,2^\circ$  zu den beiden parallelen Außenflächen des Fußstücks verwunden. Im Übergang zwischen Fußstück und erstem Profilschnitt werden diese  $-1,2^\circ$  ausgeglichen und auf  $0^\circ$  zurückgeführt, um einen kraftflussgerechten Übergang zu erhalten. Eine zu starke Verwindung des ersten Profilschnittes würde aufgrund des hohen Rückführungswinkels im Übergangsbereich zu starken Schubspannungen führen. Die Dicke des Fußstücks von  $t_{Fu\beta} = 12,9 \text{ mm}$  sowie der Bolzendurchmesser und -abstand waren durch den RTG vorgegeben. Basierend auf dieser Geometriedefinition wurde zuerst ein CAD-Oberflächenmodell und anschließend ein CAD-Volumenmodell eines Rotorblattes mittels *CATIA – V5* erzeugt. Das CAD-Oberflächenmodell bildete die Grundlage für die CFD-Lastabschätzung.

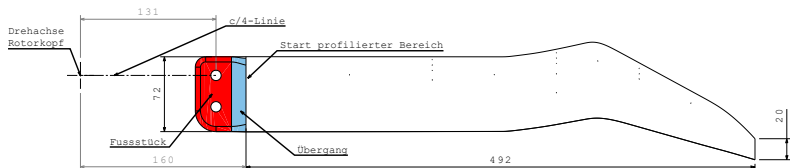


Abbildung 2.2.: Rotorblattgeometrie, verändert nach [128]

### 2.2. Aerodynamische Lasten

Für die strukturelle Auslegung der Rotorblätter erfolgte nach dem CAD-Design die Abschätzung der aerodynamischen Lasten. Der Ansatz (Lastfallart) für die ausgewählten Lastfälle wurde aus [15] entnommen, wobei sich die Rotorblatt-Geometrie grundlegend von der von Schwermer [15] unterscheidet. Bei der Lastfallselektion, liegt der Fokus auf den integralen aerodynamischen Blattschnittkräften und -momenten, in Kombination

## 2. Rotorblattauslegung

mit der durch die Rotation verursachten Zentrifugalkraft. Der RTG verfügt über eine Taumelscheibe, somit können kollektive als auch zyklische Einstellwinkel für die Rotorblätter vorgegeben werden. Daraus wurde für die Auslegung der Rotorblätter ein kollektiv-zyklischer Dynamic-Stall-Fall mit  $\Theta_{root} = 17^\circ \pm 8^\circ$  ausgewählt. Für diesen wurde die maximale Betriebsdrehzahl (Mach-skaliertes Rotor) von  $f_{rot} = 50$  Hz angesetzt. Durch die Verwendung einer Taumelscheibe entspricht diese auch der Nickfrequenz der Rotorblätter. Anschließend wurden aus dem Verlauf der integralen aerodynamischen Blattmittkräfte und -momente über eine zyklische Einstellwinkelschwingung sechs dimensionierende Lastfälle abgeleitet, siehe Abb.2.3. Aufgrund des geringen Gesamtgewichts sowie der hohen geforderten Festigkeit der Rotorblätter konnten weitere Trägheitskräfte, die in der Regel an einem Rotorblatt auftreten, vernachlässigt werden. Zudem wurde kein Lastfall ausgewählt, der das Schwenkmoment des Rotorblattes abbildet, siehe Abb. 2.3. Dies begründet sich im hohen Flächenträgheitsmoment in der Profilschnittsebene.

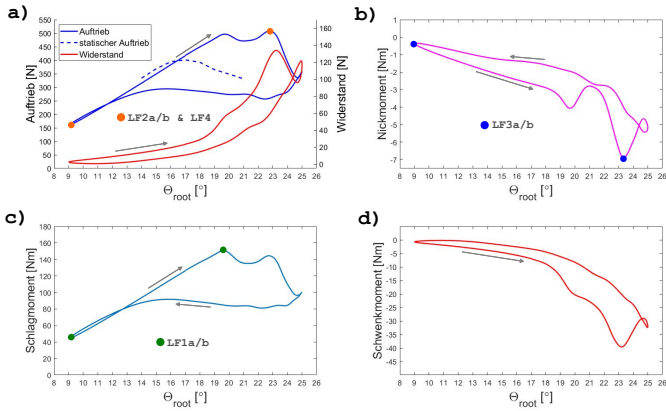


Abbildung 2.3.: Integrale Blattwurzelchnittkräfte und -momente für eine Periode einer zyklischen Einstellwinkelschwingung  $\Theta_{root} = 17^\circ \pm 8^\circ$  bei einer Drehfrequenz von 50 Hz

Da das Rotorblatt keinen schlanken Blatthals hat, sondern einen direkten Übergang des profilierten Bereichs in das Fußstück, ergibt sich eine sehr hohe Steifigkeit in Schwenkrichtung, siehe Abb.2.2. Die folgenden Beschreibungen basieren maßgeblich auf der Veröffentlichung [128]. Die Vorhersage der aerodynamischen Blattmittkräfte und -momente erfolgte mittels 2D-instationärer numerischer Strömungssimulation (CFD). Der Ansatz orientiert sich dabei am ersten Rotorblattsatz für den Rotor Teststand [15]. Aufgrund der komplexeren Planform des innovativen Rotorblatts gestaltete sich die Be-

## 2. Rotorblattauslegung

rechnung schwieriger und erforderte einige Anpassungen. Wie aus dem Ansatz nach [129] entnommen werden kann, ist eine instationäre 3D-CFD Berechnung mit vier rotierenden Rotorblättern aufgrund der hohen Komplexität und Rechenzeit während der Entwurfsphase nicht möglich. Daher wurden für die Abschätzung der integralen aerodynamischen Kräfte und Momente instationäre 2D-CFD Berechnungen an sechs radialen Positionen durchgeführt:  $r/R = 0,39, 0,59, 0,70, 0,77, 0,86, 0,97$ , weitere Informationen in [128]. Für jeden radialen 2D-Schnitt wurden die entsprechenden Profile an die lokalen Randbedingungen (lokale Verwindung, Sehnenlänge und Verschiebung der Nickachse aufgrund der Pfeilung) angepasst. Für die Anpassungen der Verwindung wurden die Profile um ihren lokalen  $c/4$ -Punkte verdreht. Die Nickachse der Profilschnitte, die sich aufgrund der Pfeilung der Planform verschiebt, wurde über den Abstand (Blatttiefen-Richtung) des lokalen  $c/4$ -Punktes der Profile zur Rotorblatt-Nickachse eingestellt, siehe Abb.2.4. Zusätzlich mussten die vier äußersten Profile hinsichtlich ihrer Sehnenlänge angepasst werden, da sich die Planform verjüngt. Diese Anpassung wurde mit dem DLR-TAU-Setup-Tool vorgenommen. Um die integralen Kräfte und Momente aus den 2D-CFD Rechnungen zu ermitteln, wurden die Schnittkräfte der lokalen Profile über den Rotorradius mittels Trapezregel aufintegriert. Zudem wurde die Annahme getroffen, dass die aerodynamischen Lasten an der Blattspitze und der Blattwurzel auf null zurückgehen. Veröffentlichungen aus der näheren Vergangenheit [129] haben gezeigt, dass es mit diesem Ansatz möglich ist, die aerodynamischen Lasten eines Rotorblatts zuverlässig abzuschätzen. In diesem Fall wurden aufgrund der vorwärts und rückwärts gepfeilten Grundrissform sechs radiale Positionen für die 2D-CFD Berechnungen ausgewählt, um mehr Stützpunkte für die Integration zu erhalten. Wie aus der Literatur bekannt ist, neigen 2D Dynamic Stall CFD Rechnungen dazu, die aerodynamischen Kräfte und Momente im Vergleich zu 3D Rechnungen zu überschätzen [15, 130–133]. Daher stellt die radiale Integration lokaler 2D-Kräfte und -Momente eine konservative Annahme dar. Durch diese Vorgehensweise wird sichergestellt, dass die aerodynamischen Kräfte beim Strukturentwurf nicht unterschätzt werden.

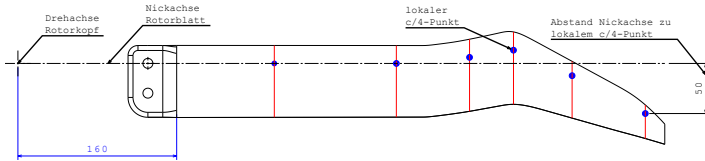


Abbildung 2.4.: Abstand der Rotorblattnickachse zu den lokalen  $c/4$ -Punkten der 2D-Profile

Die instationären Reynolds-Averaged-Navier-Stokes (URANS) 2D-CFD Rechnungen wurden mit dem DLR-TAU-Codes durchgeführt. Für die Simulationen wurde das SA-Turbulenzmodell (Spalart-Allmaras) verwendet. Die Nickschwingungen der Profile wurden mit 1800 Zeitschritten pro Periode und 600 inneren Iterationen je Zeitschritt diskre-

## 2. Rotorblattauslegung

tisiert. Für die beiden innersten radialen Positionen ( $r/R = 0,39, 0,59$ ) wurde das EDI-M112 Profile genutzt, für alle weiteren Schnitte wurde das EDI-M109 Profile verwendet. Beide Rotorblattprofile ( $EDI - M112$  und  $EDI - M109$ ) wurden mit Hilfe des Netzgenerators CENTAUR vernetzt. Für die Vernetzung wurde ein Hybridgitter verwendet. Das Strömungsfeld beim  $EDI - M112$  wurde mit 95.000 Zellen aufgelöst. Der Grenzschichtbereich wurde normal zu Profilkontur mit 80 Prismen vernetzt, siehe Abb.2.5 a. Das  $EDI - M109$  hat eine Strömungsfeldauflösung von 70.000 Zellen und eine Grenzschichtauflösung von 60 Prismen normal zu Profilkontur, siehe Abb.2.5 b.

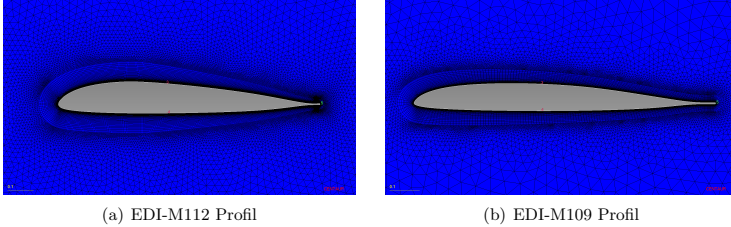


Abbildung 2.5.: Netzauflösung der Profile EDI-M109 und EDI-M112 in Profilhöhe

Zusätzlich zum oben bereits erwähnten kollektiv-zyklischen Dynamic Stall Fall mit  $\Theta_{root} = 17^\circ \pm 8^\circ$  bei  $f_{rot} = 50$  Hz, wurde eine stationäre Schubpolare mit der gleichen Rotationsfrequenz gerechnet, um den Einstellwinkel für den stationären Strömungsabriss zu ermitteln. Wie aus der Literatur [3, 134] bekannt ist, führt der Dynamic Stall zu erhöhten aerodynamischen Lasten in Auftrieb, Nick- und Schwenkmoment. Zudem musste für den Überlastversuch (maximale Zentrifugallast) bei  $f_{rot} = 65$  Hz der kollektive Einstellwinkel für Nullschub ermittelt werden, dazu wurde eine statische Schubpolare bei 65 Hz gerechnet.

Die integralen Blattschnittkräfte und -momente als Funktion des Einstellwinkels über eine Nickschwingungsperiode sind Abbildung 2.3 zu entnehmen. Abb.2.3a zeigt den Verlauf des dynamischen (blaue Kurve) und stationären (blaue gestrichelte Kurve) Auftriebs sowie den Widerstand über dem Einstellwinkel. Wie zu erkennen, bricht der Blattauftrieb um  $\alpha_{s,s} = 16,5^\circ$  ein. Die weitere Erhöhung des Einstellwinkels führt zu einer konstanten Auftriebsabnahme. Im dynamischen Verlauf des Auftriebs zeigt sich das klassische Überschwingverhalten, das für den Dynamic Stall charakteristisch ist. Der Auftrieb steigt bis zum Anstellwinkel von  $\alpha = 22,5^\circ$  an und fällt danach stark ab. Zeitgleich sind ein starker Anstieg des Widerstands (Abb.2.3 a), sowie ein signifikanter Abfall im Nickmoment zu beobachten (Abb.2.3 b). Dieses Verhalten lässt sich auf das Abschwimmen des Dynamic Stall Wirbels über die Profilhinterkante zurückführen [6]. Beide Verläufe (dynamischer Auftrieb und Nickmoment) zeigen vor dem Erreichen ihrer Maximalwerte eine Trendumkehr und einen darauffolgenden Wiederanstieg (Abfall beim Nickmoment). Dieses Verhalten lässt sich auch ausgeprägt im Schlagmoment, sowie in leichter Ausprägung im Schwenkmoment erkennen, siehe Abb.2.3 b und c. Die aus

## 2. Rotorblattauslegung

diesem Verhalten resultierenden "Dellen", lassen sich mit aus dem zeitlich versetzten Eintreten des dynamischen Strömungsabrisses auf dem vorwärts und rückwärts gefeilteten Teil, sowie der angewandten Methodik der Trapezintegration von 2D-Schnittkräften begründen. Die Vernachlässigung von induzierter Geschwindigkeit  $v_i$  [2, 135], radialen aerodynamischen Effekten, Interaktionseffekten der Blätter untereinander in Kombination mit einer reduzierten Anzahl an Stützstellen legt nahe, dass der zeitliche Versatz beim Strömungsabriss auf dem vorwärts und rückwärts gefeilteten Teil überschätzt wird. Das Wiederanlegen der Strömung ist ab  $\alpha = 13^\circ$  erkennbar.

Aus diesen Kraft- und Momentenverläufen wurden anschließend 5 Lastfälle abgeleitet. Ein weiterer Lastfall ergibt sich aus dem Überlastversuch bei 65 Hz. Die Lastfälle entsprechen denen aus [15]. Dabei repräsentiert LF1a/b das maximale und minimale Schlagmoment am Rotorblatt. LF2a/b berücksichtigt das maximale Biegemoment an der Rotorkopfswelle. Die maximale Steuerstangenbelastung wird durch LF3a/b abgedeckt. Der Lastfall LF4 kombiniert den maximalen Rotorschub mit dem maximalen Rotorblattwiderstand. Der Überlastfall bei LF5 mit  $f_{rot} = 65Hz$  ist die maximale Zentrifugallast bei Nullschub. Für nähere Informationen zu den Lastfällen siehe, Schwermer [15]. Die lokalen 2D-Druckverteilungen der einzelnen Lastfälle wurden als Input für die folgenden statischen und dynamischen Betriebsfestigkeitsberechnungen verwendet.

### 2.3. Strukturauslegung

Aufgrund der Modellgröße und Rotordrehzahl (die zu hohen Zentrifugallasten führt), musste das Modell eine hohe Festigkeit bei sehr geringem Gewicht aufweisen. Daher wurde das Rotorblatt nahezu vollständig aus kohlenstoffaserverstärktem Kunststoff (CFK) mit Schaumkern gefertigt. Im ersten Schritt wurde für die Strukturauslegung ein Konzept zur Integration von Biege- und Torsionsträgern erstellt. Aufgrund der großen Sehnenlänge (Blatttiefe) im Blattwurzelbereich und dem daraus resultierenden hohen Flächenträgheitsmoment in der Profilschnittebene wurde eine ausreichende Schwenkfestigkeit erreicht. Im zweiten Schritt wurde dieses Strukturkonzept auf das in Kapitel 2.1 beschriebene Geometriedesign in Form eines CFK-Lagenaufbaus umgesetzt. Der dritte Schritt beinhaltete die Finite-Element-Modellierung des Rotorblattes auf Basis des CAD-Modells. Hierbei wurde der CFK-Lagenaufbau detailliert modelliert, um anschließend die einzelnen Lagen bezüglich der Festigkeit auswerten zu können. Im vierten und letzten Schritt musste der Fähigkeitsnachweis aller Komponenten (Rotorblatt, Rotorkopf, Bolzen, etc.) für den Betrieb erbracht werden. Dabei wurden für die statische Betriebsfestigkeit der kollektive Lastfall LF4 (max. Schub und Widerstand) und für die Betriebsfestigkeit (bzgl. Materialermüdung) die zyklischen Lastfälle LF1 - LF3 betrachtet. Zusätzlich wurde beim Überlastfall LF5 die Festigkeit bei *Limit Load* für 130% der Betriebsdrehzahl nachgewiesen [15]. Um alle relevanten Komponenten der Rotorsteanlage hinsichtlich der Festigkeit zu berücksichtigen, wurde das FE-Modell des innovativen doppelt gefeilteten Rotorblattes in ein bereits bestehendes Rotorkopf FE-Modell integriert. Das FE-Modell des Rotorkopfes besteht aus der Hauptwelle, Axial- und Radiallagern, Bolzen, Blattaufnahme und Lagerhülse [136].

### 2.3.1. Finite Elemente Modellierung

Für den Aufbau des FE-Modells wurden das Vernetzungstool Altair HyperMesh V14 sowie ANSYS R15 verwendet. Die anschließenden geometrisch nicht-linearen Rechnungen wurden mit der kommerziellen Software ANSYS R15 durchgeführt. Wie bereits im ersten Abschnitt erwähnt, wurde im ersten Schritt ein Konzept für die Biege- und Torsionsträger im Modell erstellt. Aufgrund des begrenzten Bauraums im Rotorblattmodell (max. Profildicke an der Wurzel von ca. 10 mm) wurde entschieden, die primäre tragende Struktur in die Modellaußenschale zu legen. Diese Vorgehensweise hat sich bereits beim ersten Blattsatz für die Rotortestanlage bewährt [15]. Die doppelt gefeilte Planform bringt jedoch zusätzliche Herausforderungen im Bezug auf Festigkeit mit sich, vor allem das Nickmoment und Spannungsspitzen in den Umkehrpunkten der Pfeilung. Daher wurde sich entschieden, jeweils 10 Lagen hochfester Kohlefasern in die Modellober- und Unterschale zu legen. Der genaue Lagenaufbau der Modellschalen ist Abbildung 2.6 zu entnehmen. Hier bilden die beiden obersten und untersten Gewebelagen (1,2,9,10), mit einer Lagenorientierung von  $\pm 45^\circ$ , die primären Torsionsträger des Rotorblattes. Die 6 innenliegenden UD-Gelegelagen (3-8), mit  $0^\circ$  Lagenorientierung, bilden die primären Biegeträger des Modells. Somit ergibt sich für beide Modellschalen ein symmetrischer Lagenaufbau, siehe Abbildung 2.6. Zudem wurden weitere Unterstützungslagen im Fußstück und im Übergangsbereich eingebracht, um das Modell hinsichtlich der Blattwurzelbiegung zu verstärken, siehe Abbildung 2.2. Dazu wurde das Fußstück, wie auch beim geraden Blattsatz, auf  $t_{Fu\beta} = 12,9$  mm aufgedickt. Der Übergangsbereich wurde zur Weiterleitung der Unterstützungslagen in den profilierten Bereich der Rotorblattwurzel genutzt.

	CFK-Lage	CFK-Lagenaufbau	Material	Lagenorientierung
	1	---	Gewebe	$\pm 45^\circ$
	2	---	Gewebe	$\pm 45^\circ$
	3	====	UD-Gelege	$0^\circ$
	4	====	UD-Gelege	$0^\circ$
	5	====	UD-Gelege	$0^\circ$
	6	====	UD-Gelege	$0^\circ$
	7	====	UD-Gelege	$0^\circ$
	8	====	UD-Gelege	$0^\circ$
	9	---	Gewebe	$\pm 45^\circ$
	10	---	Gewebe	$\pm 45^\circ$

Abbildung 2.6.: CFK-Lagenaufbau Modelloberschale doppelt gefeiltes Rotorblatt

Die einzelnen Lagendicken variieren zwischen 0,109 - 0,981 mm. Dabei haben einzelne Lagen 0,109 mm und Lagenpakete (mehrere Lagen gleicher Orientierung) bis zu 0,981 mm Dicke. Der Innenaufbau des Modells besteht aus einem ROHACELL-Schaumkern mit zusätzlichen Verstärkungen aus angedicktem Harz mit Faseranteil. Dies wurde im finalen Klebprozess der Halbschalen in die vorher eingebrachten Ausfräsungen in Ober- und Unterschale gezogen. Diese Ausfräsungen folgen der Rotorblattpfeilung und bilden somit eine zusätzliche tragende Struktur in Biegung und Torsion, siehe Abbildung 2.11. Weitere Ausfräsungen im Schaumkern dienen der Instrumentierung mit Drucksensoren. Dieses Trägerkonzept wurde anschließend in ein FE-Modell mithilfe der CAD-Geometrie

## 2. Rotorblattauslegung

umgesetzt. Für die Modellierung wurde ein rechtsdrehendes, kartesisches Koordinatensystem verwendet. Der Koordinatenursprung befindet sich im Rotorzentrum. Die y-Achse zeigt dabei in radiale Richtung des Rotorblattes, die x-Achse in Blatttiefenrichtung und die z-Achse steht auf dem Rotorzentrum und zeigt nach oben [136]. Für die Vernetzung der Faserbundkomponenten wurden quadratische Shell-Elemente des Typs *SHELL91* verwendet, da die Faserorientierung bei größeren Verformungen in den einzelnen Elementen besser abgebildet wird. Alle weiteren Volumenelemente wurden mit *SOLID95* Elementen vernetzt. *BEAM4*-Elemente bilden die Schraubenverbindungen ab. Für die axiale und radiale Festlegung der Lager wurden entsprechende Kontaktflächen verwendet [136]. Das gesamte FE-Modell von Rotorkopf und doppelt gepfeiletem Rotorblatt besteht aus 1661682 Knoten und 468751 Elementen. Um den Rechenaufwand zu reduzieren, wurde im gesamten FE-Modell nur ein vollständig vernetztes Rotorblatt verwendet. Das gegenüberliegende Blatt sowie dessen Lagerung wurden durch zwei integrale Massenpunkte ersetzt, siehe Abbildung 2.7.



Abbildung 2.7.: Gesamtes Finite-Element-Modell von Rotorkopf und Rotorblatt

### 2.3.2. Festigkeitsnachweis

Der Festigkeitsnachweis erfolgte durch FE-Analyse aller Lastfälle. Dazu wurden die aerodynamischen Lasten auf das vernetzte Rotorblatt mittels radialer Oberflächendruckverteilung auf das Modell aufgeprägt. Um diese aufzubringen, wurde zwischen den einzelnen radialen 2D-Druckverteilungen linear interpoliert, exemplarisch siehe Abbildung 2.8. Auf der gegenüberliegenden Seite wurden die angreifenden Kräfte auf das als Massenpunkt

## 2. Rotorblattauslegung

idealisierte Rotorblatt aufgeprägt. Wie bereits in Kapitel 2.2 beschrieben, ergeben sich aus den Lastfällen LF1a/b, LF2a/b und LF3a/b paarweise die Betriebslastfälle. Aus diesen kombinierten min. und max. Lasten wurden die Mittel- und Ausschlagspannung für die dynamische Betriebsfestigkeit berechnet [136]. Für den Überlastfall LF5 mit  $f_{rot} = 65$  Hz ergibt sich über die Rotorblattmasse von  $m = 237,26$  g (FE-Modell) die zentrifugale Überlast (*Limit Load*) von 11,65 kN.

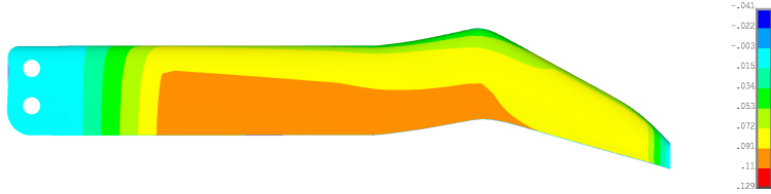


Abbildung 2.8.: Radiale normierte Druckverteilung der Oberschale von LF1a.

Die daraus resultierende zentrifugale Grenzlast (*Ultimate Load*) von 17,48 kN ergibt sich aus dem angesetzten Sicherheitsfaktor für diesen Fall, von 1,5 zu  $Ultimate Load = 1,5 \cdot Limit Load$  (Analog zu [15]). Die auf den oben aufgeführten Lastfällen basierenden Rechnungen wurden alle geometrisch nicht-linear durchgeführt. Für die anschließende Festigkeitsbewertung wurden die entsprechenden Auslastungsgrade herangezogen. In den Auslastungsgraden wurde ein entsprechender Sicherheitsfaktor berücksichtigt (Auslastungsgrad = Kehrwert der Sicherheit). Somit sind die Festigkeitsanforderungen erfüllt, wenn der Auslastungsgrad kleiner eins ist [136]. Üblicherweise werden für Windkanalmodelle im DLR Sicherheitsfaktoren zwischen 2,5 - 4 angesetzt, da dies jedoch aufgrund der komplexen Planform, Instrumentierung, kleinen Abmessungen und hohen Zentrifugalkräfte nicht erreichbar war, wurde hier für statische Sicherheit ein Sicherheitsfaktor von 2 angesetzt (LF1 - LF4). Für die Metallkomponenten wurden die FKM-Richtlinien herangezogen [136]. Die Schrauben- und Bolzenverbindungen wurden statisch, in einigen Fällen auch zyklisch, hinsichtlich verschiedenster Versagensarten ausgewertet. Die genaue Beschreibung der Versagensarten sowie die angewendeten Berechnungsfaktoren und Koeffizienten können [136] entnommen werden. Nach Auswertung erfüllen alle Metallkomponenten sowie Schrauben- und Bolzenverbindungen die Festigkeitsanforderungen. Die Faserverbundkomponenten wurden auf Basis der Versagenskriterien von [137] und [138] ausgewertet. Dazu wurde die Faserverbundstruktur des Rotorblattes hinsichtlich zweier Versagenskriterien untersucht: Faserbruch und Zwischenfaserbruch. Dabei hat sich herausgestellt, dass der zulässige Auslastungsgrad bei einigen Lastfällen bezüglich Faserbruch überschritten wird. Dies trifft sowohl auf die statische als auch die zyklische Auslastung zu. In Abb.2.9 ist der statische Auslastungsgrad hinsichtlich der Faserbruchanstrengung für Lastfall 4 zu sehen. Dieser wird farblich von eins (rot) bis null (blau) dargestellt. Hierbei stellt ein Auslastungsgrad von eins eine Überschreitung der zulässigen Auslastung dar. Wie in Abb.2.9 zu erkennen ist, erreicht der Auslastungsgrad seinen Maximalwert

## 2. Rotorblattauslegung

von 1,09 innenseitig am vorderen Bolzen der Faserverbundstruktur. Hier werden die Kräfte durch den Blattbolzen mit einer RBE-Spinne an die lokalen einzelnen Knoten in die Faserverbundstruktur übertragen. Lokal führt dies zu sehr hohen Knotenkräften, wodurch der Auslastungsgrad stark steigt. In der Realität werden die Kräfte nicht lokal übertragen, sondern per Kontaktpressung über die Umfangsfläche der Bolzen. Daher kann diese Überschreitung des statischen Auslastungsgrades als unkritisch eingestuft werden [136]. Des Weiteren lassen sich im Bereich der Hinterkante am Übergang zwischen Vorwärts-

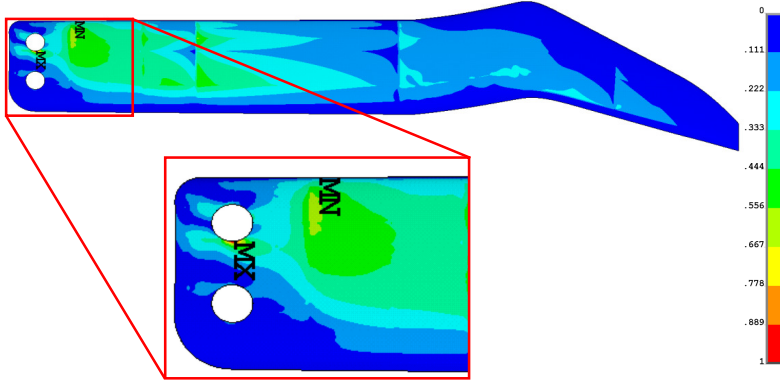


Abbildung 2.9.: Statischer Auslastungsgrad bezüglich Faserbruch für LF4

und Rückwärtspeilung (Knick) erhöhte Faserauslastungsgrade in Abb.2.9 erkennen. Ein ähnlicher Effekt ist auch am Übergang vom geraden Rotorblattabschnitt zum Beginn der Vorwärtspeilung zu erkennen. Daher wurden in diesen Bereichen zusätzliche Glasfaserlagen eingebracht, um die Faserverbundstruktur weiter zu verstärken. Ursache für diese lokal höher belasteten Bereiche ist eine Art Entpeilungseffekt durch die wirkende Zentrifugalkraft. Aufgrund dessen, dass die diskreten Massenschwerpunkte der vorwärts und rückwärts gepfeilten Abschnitte des Rotorblattes außerhalb der Nickachse (siehe Abb.2.4) liegen, entsteht durch die Zentrifugalkraft jeweils eine Kraftkomponente normal zur Nickachse. Diese Kraftkomponenten ziehen den vorwärts gepfeilten Abschnitt nach unten und den rückwärts gepfeilten Abschnitt nach oben. Dadurch entstehen Zugbelastungen im Bereich des Knicks und am Beginn der Vorwärtspeilung, siehe Abb.2.9.

Der Maximalwert des zyklischen Auslastungsgrades beträgt 2,0 und wird im Lastfall LF2 erreicht. Wie beim LF4 (maximaler statischer Auslastungsgrad) zeigt sich hier, dass die überbeanspruchte Zone innenseitig am vorderen Bolzen liegt, siehe Abb.2.10. Die Ursache für diese Überschreitung liegt, wie bei LF4, an der Einleitung der Kräfte in die lokalen Knoten durch die RBE-Spinne und ist somit als unkritisch anzusehen [136]. Zudem lässt sich in beiden Fällen eine relativ hoch beanspruchte Zone im vorderen Bereich des

## 2. Rotorblattauslegung

Übergangs zwischen Fußstück und Beginn der Profilkontur erkennen. Diese resultiert in beiden Fällen aus der Kombination von maximalem Schlagmoment und wirkender Zentrifugalkraft und bewegt sich innerhalb der zulässigen Auslastungsgrade. Die oben geschilderten Lastfälle beschreiben die maximal erreichten zyklischen und statischen Auslastungen. Zusätzlich wird der zulässige Auslastungsgrad hinsichtlich der statischen Festigkeit in den Lastfällen LF2a und LF3b sowie der zyklische Auslastungsgrad bei LF3 überschritten.

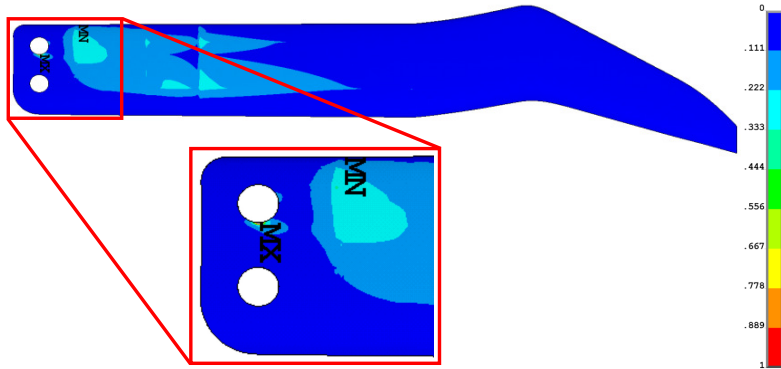


Abbildung 2.10.: Zyklischer Auslastungsgrad bezüglich Faserbruch für LF2

Auch bei diesen Überschreitungen der Auslastungsgrade handelt es sich um unkritische Fälle, da sich die überbeanspruchten Zonen in nahezu exakt denselben Rotorblattbereichen befinden wie bei den oben beschriebenen Lastfällen LF4 und LF2. Somit können die Ursachen auf dieselben Effekte zurückgeführt werden, wie oben beschrieben.

## 2.4. Modellbau und Instrumentierung

Im Folgenden werden der Modellbau sowie die Instrumentierung der Rotorblätter beschrieben. Dazu muss vorab erörtert werden, welche Messgrößen erfasst werden sollen, um die in Kapitel 1.1 dargelegten Fragestellungen beantworten zu können. Um aus Messdaten auf das aeroelastische Verhalten zurückzuschließen, müssen folgende Größen aufgezeichnet werden: Blattdeformation (Blattspitze ist hier ausreichend), integrale Blattwurzelmomente und instationäre Oberflächendrücke. Diese Messgrößen müssen kombiniert betrachtet werden, um den Einfluss der Aerodynamik auf die Strukturdeformation und Blattwurzellasten zu beleuchten. Die Blattspitzendeformation lässt sich zum einen optisch über Marker an der Blattspitze und zum anderen über DMS an der Blattwurzel messen. Um integrale Blattwurzelmomente zu bestimmen, eignen sich am besten ebenfalls DMS an

## 2. Rotorblattauslegung

der Blattwurzel. Hierfür sollte vorab der Dehnungsfluss im Modell bestimmt werden. Für die Messung instationärer Oberflächendrucke haben sich mehrere Methoden bewährt, alle voran instationäre Absolutdrucksensoren (da das Modell keinen Platz für Differenzdrucksensoren bietet), aber auch instationäre drucksensitive Farbe kann hier verwendet werden. Dafür ist es allerdings notwendig, das Modell mit Temperatursensoren auszustatten. Wie bereits bekannt, wurde das Rotorblatt nahezu vollständig aus kohlenstofffaser-verstärktem Kunststoff gefertigt. Lediglich in den Blattfuß wurden Passhülsen für die Anschlussbolzen eingeklebt. Insgesamt wurden vier Rotorblätter im Handlaminierverfahren gefertigt. Dazu wurden aus dem CAD-Modell zwei Negativformen für den Laminiervorgang der Ober- und Unterschale abgeleitet. Die Faserverbundkomponenten wurden aus einer, für die Kleinflugzeugindustrie zugelassenen Kohlenstofffaser und einem entsprechenden Harz gefertigt. Für die Passhülsen im Blattfuß wurde der Werkstoff 42CrMo4 verwendet [136]. Eine Besonderheit ergibt sich an der Modellhinterkante. Die verwendeten Profile *EDI – M112* und *EDI – M109* (Abb.2.5) stellen mit 12% und 9% relativer Dicke sehr schlanke Profile mit dünner Hinterkante dar. Somit kommt es bei der Runterskalierung auf  $c = 72$  mm zu einer Hinterkantendicke, die weder realisierbar noch formstabil ist. Um eine ausreichende Formstabilität der Hinterkante zu gewährleisten, muss diese eine Mindestdicke von  $t_{\text{Hinterkante}} = 0,5$  mm aufweisen. Dies ermöglichen 2 CFK-Lagen mit 0,115 mm Dicke in Ober- und Unterschale, dies sorgt für eine ausreichende Formstabilität. Aus diesem Grund musste die Hinterkante über den gesamten Radius auf 0,5 mm aufgedickt werden, was in der Lastabschätzung berücksichtigt wurde. Die Laminierformen wurden so konstruiert, dass die CFK-Lagen an der Hinterkante auslaufen und anschließend noch besäumt werden mussten, siehe Abb.2.11. Auch der Blattfussbereich wurde auslaufend konstruiert und musste abschließend besäumt werden.

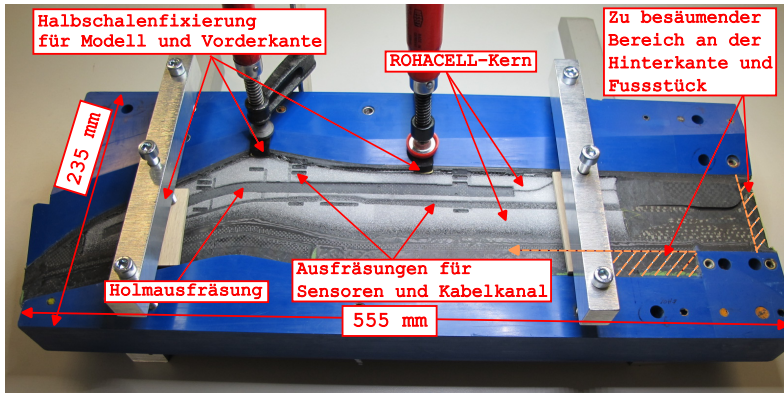


Abbildung 2.11.: Lamierte Oberschale mit eingeklebtem ROHACELL-Schaumkern und Ausfräsungen für Holm, Sensoren und Kabelkanal

## 2. Rotorblattauslegung

In Abbildung 2.11 sind die in Kapitel 2.3 erwähnten Ausfräsungen für die Harzholzstruktur zu erkennen. Die Blattfußdicke  $t_{Fu\beta} = 12,9$  mm wurde erreicht, indem ein vorlaminiertes Lagenpaket eingesetzt wurde, um im Blattfußbereich ebenfalls eine plane Trennebene zu erhalten. Für die Modellinstrumentierung wurden an vorab definierten Schnitten weitere Ausfräsungen für Druck- und Temperatursensoren sowie die entsprechenden Kabelführungskanäle eingebracht. Die anschließende Modellinstrumentierung erfolgte im Rahmen des laufenden Fertigungsprozesses in getrennten Halbschalen. Um diese in den Formen zu sichern, wurden Fixierungen am Blattfuß, Blattspitze und der Vorderkante angebracht, siehe Abb.2.11.

Bei der Instrumentierung kleiner mach-skalierteter Rotoren hat sich in jüngerer Vergangenheit gezeigt, dass es möglich ist, qualitativ wie quantitativ hochwertige Messergebnisse zu erzielen, wenn die einzelnen Rotorblätter mit unterschiedlichen Messtechniken ausgestattet werden [15, 51, 139, 140]. Speziell die aeroelastische Untersuchung des Dynamic Stall Phänomens erfordert die Kombination unterschiedlichster Messtechniken, um ein umfassendes phänomenologisches Gesamtbild zu erhalten [10, 56, 69]. Daher wurde sich entschieden, die einzelnen Rotorblätter des doppelt gefeilt Blattsatzes für den RTG mit verschiedenen Messtechniken auszustatten.

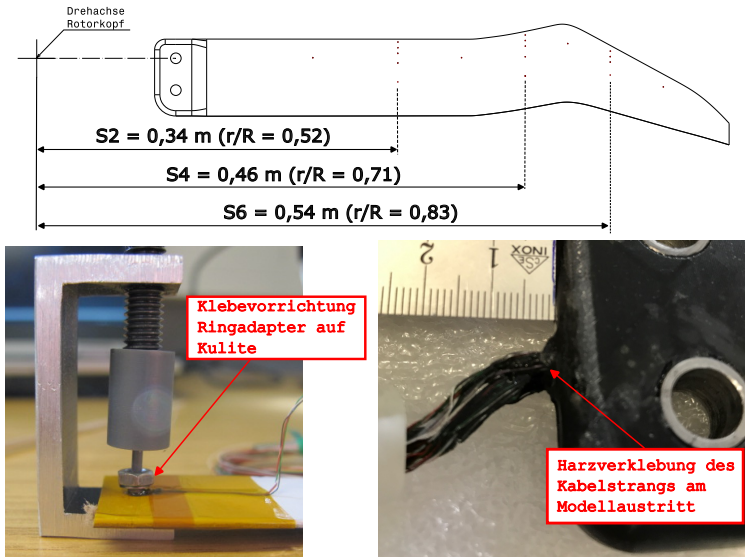


Abbildung 2.12.: Positionierung der Druck- und Temperatursensoren, Verklebung von Ringadapter und Kulite  $LQ-062$  und Schadensfall durch die Harzverklebung des Kabelstrangs

## 2. Rotorblattauslegung

Um die Druckverteilung diskret erfassen zu können, wurde ein Blatt mit 22 instationären Absolutdrucksensoren des Typs  $LQ - 062$  der Firma Kulite instrumentiert. Die Sensoren haben einen Messbereich von  $\Delta p = \pm 70$  kPa. Da die Sensoren relativ gekapselt sind, bezieht sich der Messbereich auf einen vorab definierten Referenzdruck von 76,5 kPa. Die genaue Beschreibung für das Aufprägen eines Referenzdruckes ist [15] zu entnehmen. Insgesamt wurden die Sensoren auf 7 radiale Schnitte verteilt, siehe Abb.2.12. Dabei entfallen die meisten Sensoren auf die Schnitte  $S2 = 7$  Kulite (5 OS/2 US),  $S4 = 7$  Kulite (5 OS/2 US) und  $S6 = 4$  Kulite (4 OS). Alle weiteren Schnitte enthalten einen Drucksensor am  $c/4$ -Punkt. Die Positionierung der einzelnen Drucksensoren erfolgte auf Basis experimenteller Daten des Vorgängermodells [10]. Da auf einen experimentellen Überlastversuch mit 65 Hz bei der Rotorblattzulassung verzichtet wurde (dieser wurde mittels FE-Analyse durchgeführt) [136], war es möglich, Drucksensoren bis zu  $r/R = 0,9$  zu platzieren. Da die maximale statische Beschleunigung von 1000 g erst bei  $r/R > 0,9$  überschritten wurde. Die Drucksensoren müssen sehr dicht unter der Oberfläche platziert werden, damit wird die Druckbohrungstiefe klein gehalten und ein nahezu verzögerungsfreies Übertragungsverhalten von der Modelloberfläche zum Drucksensor sichergestellt. Mithilfe eines Ringadapters aus Metall wurde eine geschlossene Verbindung zwischen Sensor und Modelleinfassung hergestellt. Zudem konnte man durch das vorherige Anbringen des Ringadapters an den Drucksensor sicherstellen, dass durch Klebstoff keine Druckbohrungen im Messgitter des Sensors zugesetzt wurden, siehe Abb. 2.12. Für eine geplante Messkampagne mit instationärer drucksensitiver Farbe war es notwendig die Modelloberflächentemperatur möglichst exakt bestimmen zu können, dazu wurden nahe der Oberfläche bei  $r/R = 0,66$  und  $c/2$  jeweils ein Pt100 Temperatursensor in die Ober- und Unterschale eingebracht. Wie auf Abbildung 2.11 zu erkennen ist, müssen alle Sensorkabel final in einem Kabelkanal nach außen geführt werden. Dieser verläuft zwischen den Bohrungen für die Verbindungsbolzen. Dies führt zu einer Begrenzung des Bauraums, da der Kanal eine Engstelle darstellt und nicht vergrößert werden kann, aufgrund der Bolzenpositionierung. Zudem führt zusätzlich die Planform, Profildicke und Zuspitzung zu einem extrem geringen Bauraum (vor allem im Bereich der Pfeilung). Dadurch war es nicht möglich, das Rotorblatt mit weiterer interner Sensorik auszustatten. Nach der Instrumentierung wurden Ober- und Unterschale für die finale Verklebung vorbereitet. Dazu wurden beide Halbschalen nochmal plan übergefräst um eine passgenaue Klebefläche zu erzeugen. Danach wurden die beiden Halbschalen im Vakuumziehverfahren miteinander verklebt. Dieser Arbeitsschritt hat beim ersten instrumentierten Rotorblatt zu einem irreversiblen Schaden geführt. Durch das Ziehen des Harzes per Vakuum in den Klebespalt der Halbschalen und sämtliche noch vorhandenen Hohlräume, kam es zu einer ca. 2 cm Verklebung des Kabelbaums außerhalb des Modells am Blattfuß, siehe Abb. 2.12. Ursache dafür war, dass der Kabelaustritt am Modell vor der Verklebung nicht vollständig abgedichtet war. Um dies beim erneuten Bau des instrumentierten Rotorblattes zu verhindern, wurden vorab Abdichtungsproben an einem 3D-gedruckten Blattfuß durchgeführt. Daraufhin wurde das Kabelbündel am Modellaustritt in Plastilin eingebettet. Somit wurde der Kabelkanal ca. 5 mm vor dem Modellaustritt versiegelt. Das Plastilin wurde nach der Fertigung wieder entfernt.

Zwei weitere Rotorblätter wurden zusätzlich mit mehreren Dehnungsmessstreifen (DMS),

## 2. Rotorblattauslegung

sowie retroreflektierenden Blattspitzenmarkern bestückt. Die DMS wurden im Bereich der Blattwurzel auf die Modelloberfläche geklebt. Zweck der DMS war die Messung des integralen Schlagmoments und Nickmoments. Zusätzlich kann mit der Annahme einer auftriebsresultierenden bei  $\frac{2}{3}R$  die Querkraft zur Profilschne abgeschätzt werden. Dazu wurden die DMS auf einem Rotorblatt zu zwei DMS-Vollbrücken (Schlagmoment und Nickmoment) verschaltet, siehe Abbildung 2.13.

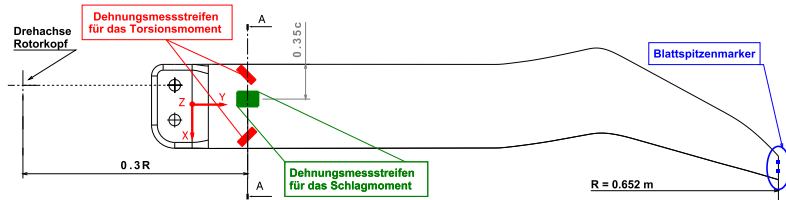


Abbildung 2.13.: Positionierung der Blattwurzel DMS zur Messung des integralen Schlag- und Nickmoments

Ein weiteres Blatt wurde mit einer DMS-Halbbrücke instrumentiert, um die Schlagmomentmessung zweier unterschiedlicher Blätter gegeneinander zu validieren. Für die Positionierung der Dehnungsmessstreifen wurden im Vorfeld Finite-Elemente-Berechnungen (FE) durchgeführt, um den Dehnungsfluss in der Nähe der Blattwurzel zu bestimmen. Aus diesen Berechnungen wurde die optimale Position der Messbrücke abgeleitet.

Um die DMS-Halbbrücke zu einer wheatstonschen Brücke zu vervollständigen, wurden zusätzlich zu den DMS zwei  $350 \text{ Ohm}$  SMD-Präzisionswiderstände mit einer Abweichungstoleranz von  $0,01 \%$  verwendet. Bei den verwendeten DMS handelt es sich um 1-DY11-6/350, 1-LY61-6/350A und 1-LY11-6/350 der Firma HBM. Als Klebstoff diente der X60 von HBM aufgrund seiner geringen Wärmeleitfähigkeit, um den Temperatureinfluss auf die Messbrücke gering zu halten, da eine Halbbrücke nicht temperaturkompensierend ist. Um die DMS im Versuch vor äußerer Verschmutzung zu schützen, wurden alle Messbrücken mit dem Silikon SG250 überzogen. Da ein CFK-Modell verwendet wurde, sollten die DMS möglichst wenig Eigenwärme produzieren, daher wurden  $350 \text{ Ohm}$  DMS verwendet. Diese produzieren aufgrund des geringeren Messstroms weniger Eigenwärme. Zudem sind diese gegenüber den durch die Anschlussleitungen verursachten Widerständen (Leitungswiderständen) unempfindlicher. Um der höheren Anfälligkeit für Störimpulse so gut es geht entgegenzuwirken, wurden für alle Messbrücken geschirmte Leitungen verwendet. Die radiale und sehnenseitige Positionierung der DMS auf Ober- und Unterseite (sind analog) für die Vollbrückenschaltung kann aus Abbildung 2.13 entnommen werden. Die Halbbrücke wurden analog auf einem anderen Blatt angebracht. Die Vollbrückenschaltung hat den Vorteil, dass die durch Temperaturschwankungen verursachte Materialdehnung kompensiert wird. Dabei dehnen sich die DMS auf Ober- und Unterseite gleichmäßig, sodass die Differenzspannung nahe Null bleibt. Ein weiterer Vorteil der DMS besteht darin, dass nicht nur eine Momentenkalibrierung, sondern auch

## 2. Rotorblattauslegung

eine Wegkalibrierung (Blattspitze) möglich ist. Was die Messtechnik in zwei Richtungen nutzbar macht.

Für die Messung der Blattspitzendeformation wurden an jedem Rotorblatt zwei retro-reflektierende Marker auf die Stirnseite der Blattspitze geklebt. Der vordere Marker wurde so nah wie möglich an der Profilmase positioniert und der hintere Marker soweit wie möglich zur Hinterkante hin. Der durchschnittliche Abstand zwischen den beiden Markern beträgt  $d = 8$  mm.

### 2.5. Strukturdynamik

In diesem Kapitel werden die strukturdynamischen Eigenschaften des Rotorblattes näher erläutert. Im Rahmen der Rotorblattauslegung musste auch eine Stabilitätsbetrachtung des Rotors sowie der Rotorblätter durchgeführt werden, um einen sicheren Betrieb des RTG zu gewährleisten. Zusätzlich stand das aeroelastische Antwortverhalten der Rotorblätter im Fokus der Untersuchungen, daher mussten Strukturmoden und Frequenzen vorab bekannt sein. Für die Stabilitätsbetrachtung wurde mit Hilfe des FE-Modells ein Campbell-Diagramm der ersten 5 Eigenmoden des Rotorsystems erstellt, siehe Abbildung 2.14. Dabei wurden die Frequenzen der Eigenmoden als Funktion der Betriebsdrehzahl aufgetragen. Zusätzlich wurden auch die Rotordrehzahl sowie das Ende der Betriebsdrehzahl sowie der Überlastversuch mit aufgetragen.

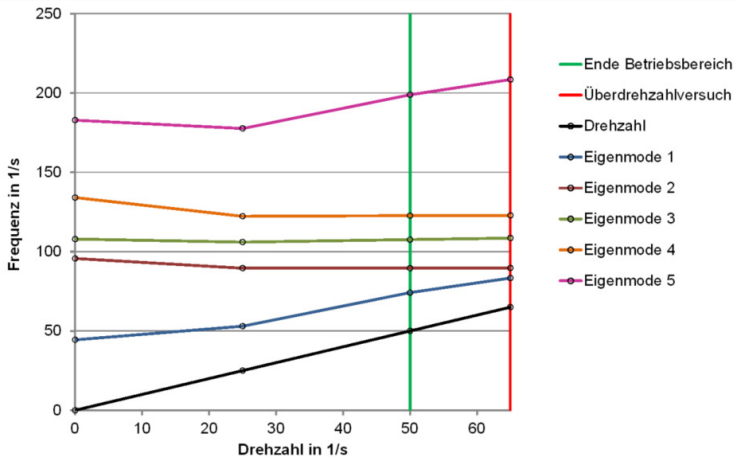


Abbildung 2.14.: Campbell-Diagramm der ersten 5 Eigenmoden des Rotorsystems aus FEM

## 2. Rotorblattauslegung

Die Frequenzen der Eigenmoden wurden für 4 Betriebsdrehzahlen bestimmt, siehe Tab. 2.2. Zwischen den Drehzahlen wurden die Frequenzen linear interpoliert [136]. Um die Betriebsdrehzahl in den FE-Rechnungen mit abzubilden, wurden äquivalente Winkelgeschwindigkeiten als Vorspannung (prestress) der Rotorblätter vorgegeben und aufgeprägt. Hierzu muss erwähnt werden, dass die durchgeführte Modalanalyse ausschließlich die Versteifung durch die Zentrifugalkraft berücksichtigt und die Aerodynamik vernachlässigt (Modalanalyse des rotierenden Systems im Vakuum). Wie in Abbildung 2.14 zu erkennen ist, liegt die erste Eigenmode des Rotors (blaue Linie) stehend (nicht rotierend) unter 50 Hz. Daher ist vor allem der Frequenzanstieg der ersten Eigenmode von Bedeutung, da diese Mode, von ihrer Frequenzlage, innerhalb der Betriebsbereichs des RTG liegt. Wie in Tabelle 2.2 und Abbildung 2.14 zu erkennen ist, steigt die Frequenz der ersten und fünften Eigenmode stark mit der Drehzahl an. Sieht man sich die dazugehörigen Eigenformen an, lässt sich erkennen, dass es sich um die erste und zweite Schlageigenform handelt, siehe Abb. 2.15, A.1, A.2 und A.12, A.13, A.14. Dies kann mit Hilfe der dominierenden Blattauslenkung (Schlagen (z), Schwenken (x) oder Torsion (um z)) zugeordnet werden. Zudem zeigen sich an der Rotorwelle sowie an sämtlichen Rotorkopflägern keine signifikanten Auslenkungen, siehe Abb.2.15. Dies würde auf eine Eigenform hindeuten, die sich vornehmlich aus der Steifigkeit der Rotorwelle ergibt. Daher kann bei den Moden 1 und 5 von reinen Blattmoden ausgegangen werden.

Moden	Eigenform	Drehzahl	Drehzahl	Drehzahl	Drehzahl
		[0 Hz]	[25 Hz]	[50 Hz]	[65 Hz]
1.	1. Blattschlagen	44,43	52,97	74,14	83,34
2.	1. Torsion Rotorwelle	95,65	89,57	89,51	89,67
3.	1. Biegung Rotorwelle	107,89	106,00	107,58	108,52
4.	1. Blattschwenken	134,04	122,27	122,69	122,82
5.	2. Blattschlagen	182,87	177,66	198,88	208,46

Tabelle 2.2.: FEM ermittelte Frequenzen der Eigenmoden bei definierten Drehzahlen

Hierbei ist zu beachten, dass sich aufgrund der Rotorblattplanform, eine geometrische Kopplung der Auslenkungsrichtungen in Schlagen, Schwenken oder Torsion einstellt. Dabei initiiert das Blattschlagen jeweils eine leichte Auslenkung in Schwenk- und Torsionsrichtung. Analog dazu stellt sich durch eine Schwenkbewegung eine leichte Schlag- und Torsionsbewegung ein. Die Rotorblattplanform führt also stets zu Eigenmoden mit einer dominierenden Hauptbewegungsrichtung (stets mit kleinen Anteilen der anderen beiden Bewegungsrichtungen), zu der die Moden zugeordnet werden.

Der oben erwähnte Frequenzanstieg der ersten und fünften Moden resultiert aus dem linearen Steifigkeitszuwachs durch die Zentrifugalkraft in Verbindung mit dem nicht-linearen Verhalten über die Rotordrehzahl. Dabei ist entscheidend, dass die Hauptauslenkungsrichtung in Schlagrichtung (z-Koordinate) erfolgt. Dadurch führt das Rotorblatt eine Bewegung raus aus der Rotorkreisebene aus. Die am integralen Massenschwerpunkt angreifende Zentrifugalkraft zieht nun das Rotorblatt zurück in die Rotorkreisebene und

## 2. Rotorblattauslegung

wirkt somit versteifend in Schlagrichtung. Dieser Effekt nimmt mit steigender Drehzahl nicht linear zu. Dies lässt sich in Tabelle 2.2 erkennen. Somit ergibt sich für den RTG Betrieb keine kritische Frequenznähe der ersten Blatteigenfrequenz zur Betriebsdrehzahl. Da die Eigenfrequenz, bei 50 Hz Betriebsdrehzahl, auf 83,34 Hz ansteigt. Des Weiteren liegt für den Betriebspunkt von 23,6 Hz ein ausreichender Frequenzabstand zur ersten Eigenform vor. Auch dessen zweite Rotorharmonische ( $2/\text{rev}$ ) bei 47,2 Hz weist auch einen ausreichenden Abstand zur ersten Eigenfrequenz (ca. 53 Hz bei 25 Hz Drehzahl) auf, um diese nicht anzuregen. Für die zweite Eigenform zeigt sich ein dominierender Schwenkanteil in der Blattauslenkung, siehe Abb. A.3, sowie ein schwacher Schlaganteil (Abb. A.5). Somit handelt es sich um die erste Schwenkeigenform. Jedoch nicht vom Rotorblatt selbst, sondern vom gesamten Rotorssystem. Da die Schwenkform in erster Linie auf die Torsionsweichheit der Rotorwelle zurückzuführen ist. Genauer genommen handelt es sich eher um eine Torsionseigenform der Rotorwelle, die sich auf den Rotorkopf überträgt. Dies lässt sich an der Auslenkung der beiden Blattanschlusszapfen in radialer Richtung ( $y$ ) an der Rotorwelle erkennen, siehe Abb. A.4. Dabei wird der vordere Zapfen in positive  $y$ -Richtung und der hintere in negative  $y$ -Richtung ausgelenkt, was für eine Torsion der Welle spricht. Diese Eigenform sinkt zunächst leicht von der Frequenzlage ab, bleibt dann aber bis 65 Hz Betriebsdrehzahl konstant (Abb. 2.14). Somit hat die zweite Eigenform einen sehr hohen Frequenzabstand zur Betriebsdrehzahl und wird nur sehr schwach angeregt, was zu sehr kleinen Amplituden führt, die vernachlässigbar sind. Die dritte Eigenform weist einen dominierenden Schlaganteil in der Blattauslenkung auf,

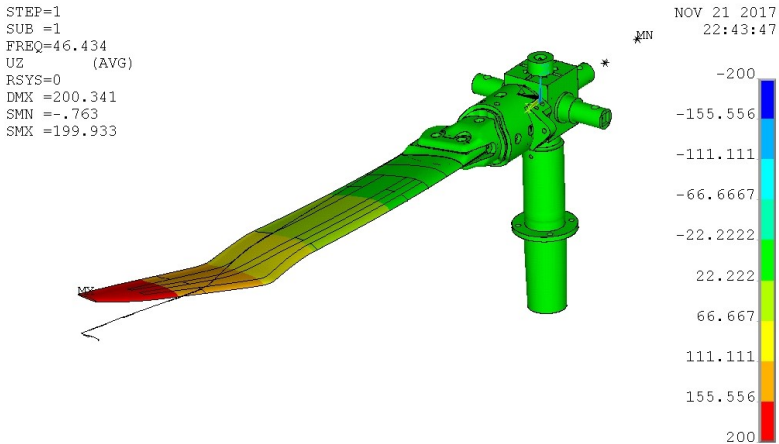


Abbildung 2.15.: Exemplarische Darstellung der ersten Blattschlageigenform (Auslenkung in  $z$ -Richtung)

## 2. Rotorblattauslegung

siehe Abb. A.8. Dieser resultiert jedoch nicht aus einer reinen Blattbiegung, sondern primär aus einer Biegung der Rotorwelle, was zu einem Blattschlagen führt. Die lässt sich in Abbildung A.7 in der radialen Auslenkung der Spitze der Rotorwelle erkennen. Dabei nutiert die Welle um ihre Rotationsachse und regt die Schlagbewegung des Rotorblattes an. Von der Frequenzlage her, bleibt diese Eigenform über den kompletten Drehzahlbereich des RTG konstant, da kein Versteifungseffekt auf die Rotorwelle wirkt, siehe Abb. 2.14. Bei der vierten Eigenform handelt es sich um eine reine Blatteigenform, Dies lässt sich an der starren Rotorwelle in allen drei Raumrichtungen erkennen (Abb. A.9, A.10, A.11). Die dominierende Blattauslenkung zeigt sich in Schwenkrichtung ( $x$ ), siehe Abb. A.9. Somit handelt es sich um das erste Blattschwenken. Bei dieser Eigenform zeigt sich ein leichter Abfall der Frequenz bis  $25\text{ Hz}$ . Danach bleibt die Frequenz konstant bis  $65\text{ Hz}$ . Um das FE-Modell hinsichtlich der Eigenformen und Eigenfrequenzen zu validieren, wurde während des ersten Rotorversuchs ein Standschwingversuch der gesamten Rotortestanlage durchgeführt. Dazu wurde der RTG mit 82 uniaxialen PCB-Beschleunigungssensoren bestückt und per Shaker schräg seitlich angeregt, siehe Abb. 2.16. Die Positionierung des Shakers dient der Anregung in allen Raumrichtungen, um möglichst alle Moden des RTG zu erfassen. Anschließend wurde die Testanlage mit einem Breitband-Signal angeregt, und die Eigenformen und Frequenzen der Testanlage identifiziert. Des Weiteren wurde versucht, die Eigenformen und Frequenzen des RTG bei definierten Betriebsdrehzahlen zu erfassen. Im letzten Schritt wurden die Eigenformen von Rotorsystem und Rotorblatt mittels Laservibrometer identifiziert.

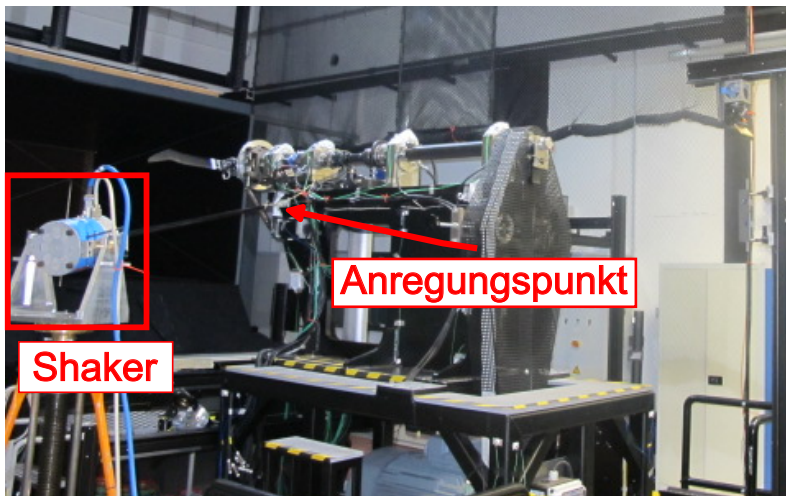


Abbildung 2.16.: Anregung der Rotortestanlage Göttingen im Versuch mittels Shaker

## 2. Rotorblattauslegung

Um dies zu bewerkstelligen, wurde die gesamte Rotortestanlage (nicht rotierend) über den Shaker angeregt und die entsprechenden Blatt- und Rotorsystemantworten mit einem Laservibrometer aufgezeichnet. Dazu wurde das Laservibrometer mittig in der Düse des Eiffelwindkanals positioniert, um einen ausreichenden Projektionswinkel zu gewährleisten. Die identifizierten Eigenformen und Frequenzen des stehenden Rotorsystems können der Tabelle 2.3 und den Abbildungen A.15, A.16, A.17, A.18 und A.19 entnommen werden. Hierbei muss beachtet werden, dass es sich um Moden von Rotorblatt und Rotorsystem handelt, da die Kombination aus Kraftanregungsrichtung und Breitbandsignal sowohl Teststand (RTG)/Rotorsystem als auch Rotorblattmoden anregt. Wie beim Vergleich der Daten im stehenden System zu erkennen ist, zeigen die Frequenzen bis zur fünften Mode eine sehr gute Übereinstimmung. Wie aus Tabelle 2.3 zu entnehmen ist, weist Mode vier mit 0,71% die geringste Abweichung auf, danach folgt die erste Mode mit einer Abweichung der Frequenz von 0,98%. Die größte Abweichung zeigt sich bei Mode zwei mit 4.4%. Auffällig ist, dass die beiden Moden aus der Rotorwelle eine generell höhere Abweichung aufweisen als die Blattmoden. Zwar weist Moden fünf, welche eine reine Blattmode ist, eine höhere Abweichung als Mode drei auf, dies kann sich jedoch auf die hohe Frequenzlage und das FE-Modell zurückführen lassen. Da sich mit steigender Frequenz Moden mit der Finite-Elemente-Methode immer schwieriger exakt vorhersagen lassen. In der Summe lässt sich sagen, dass die Abweichungen gering sind und das FE-Modell als valide angesehen werden kann.

Moden	Eigenform	Drehzahl [0 Hz]	Abweichung zum FE-Modell in %
1.	1. Blattschlagen	44	0,98
2.	1. Torsion Rotorwelle	91,9	4,4
3.	1. Biegung Rotorwelle	110	1,92
4.	1. Blattschwenken	135	0,71
5.	2. Blattschlagen	188	2,73

Tabelle 2.3.: Frequenzen der Eigenmoden experimentell bestimmt bei stehendem Rotor

## 2.6. Modellsteifigkeit

Für die aeroelastische Bewertung der Ergebnisse muss die radiale Verteilung der Biege- und Torsionssteifigkeit sowie der integrale Massenschwerpunkt des Rotorblattes bekannt sein (experimentell wie numerisch [141, 142]), siehe Abb.2.17 und Tab.2.4. Dazu wurde die Lage der elastischen Achse (in Blatttieferichtung) mit Hilfe von Dehnungsmessstreifen an der Blattwurzel ermittelt. Zwei Dehnungsmessstreifen-Konfigurationen mit Vollbrücke wurden zur Messung der Schlag- und Torsionsverformung verwendet, für detaillierte Informationen sind Müller et al. [12] zu entnehmen.



### 3. Versuchsmethodik

Im Folgenden soll die für aeroelastische Experimente notwendige Versuchsmethodik erörtert werden und deren Unterschied zu rein aerodynamischen Messungen aufgezeigt werden. Für die in Kapitel 1.1 aufgezeigten Fragestellungen bezüglich des aeroelastischen Verhaltens des Rotorblattes ist es von der Methodik her notwendig, integrale Blattwurzellasten, elastische Blattspitzendeformation und die Oberflächendruckverteilung aufzuzeichnen und diese Daten azimutal zu synchronisieren. Da vor allem der Einfluss des aerodynamischen Ablöseverhaltens auf die elastische Blattdeformation und die daraus resultierenden Lasten untersucht werden soll. Dies ist nur mit einer kombinierten Betrachtung von integralen Blattwurzellasten, elastischer Blattspitzendeformation und Oberflächendruckverteilung unter Berücksichtigung der Lage der elastischen Achse möglich. Da bei aeroelastischen Untersuchungen die Lage und Position von Saugspitzen oder Ablösegebieten relative zur elastischen Achse einen entscheidenden Einfluss auf die wirkenden integralen Blattwurzellasten und somit auch auf die sich einstellende elastische Blattspitzendeformation haben kann. Somit müssen die oben genannten Messgrößen parallel erfasst werden. Eine weitere wünschenswerte Messgröße für aeroelastische Untersuchungen wäre die Schlag- oder Torsionsbeschleunigung, dies gestaltet sich jedoch in rotierenden Systemen als nahezu nicht möglich aufgrund unterschiedlicher Faktoren (näher erläutert in Kapitel 5.4).

Betrachtet man nun im Gegensatz dazu die Versuchsmethodik bzgl. aerodynamischer Fragestellungen lässt sich sagen, dass bei dieser Herangehensweise ausschließlich Messtechniken verwendet werden, die die Oberflächendruckverteilung (Drucksensoren, iPSP, Heißfilm oder Wollfäden) oder das Strömungsfeld (BOS, PIV) auszeichnen. Hierbei werden teilweise auch unterschiedliche Messtechniken gleichzeitig verwendet, um ein Phänomen bzgl. Oberflächendruckverteilung und Strömungsfeld zu untersuchen, Beispiel siehe Schwermer et al. [15, 16]. Die Betrachtung der Ergebnisse erfolgt jedoch ausschließlich hinsichtlich aerodynamischer Aspekte (Strömungsablösung, Transition oder Relamination). Für eine aeroelastische Betrachtung fehlen bei dieser Methodik in aller Regel sowohl die Berücksichtigung der Deformation als auch die der Schnittlasten.

Eine weitere Versuchsmethodik, die auch einen Bezug zu aeroelastischen Windkanaluntersuchungen hat, ist die in der Strukturdynamik angewandte Kombination aus Beschleunigungssensoren, Dehnungsmessstreifen und Piezokraftelementen. Hierbei wird das Modell nicht im Windkanal untersucht, sondern stationär per Shaker oder Modalhammer (auch andere Anregungsarten sind möglich) angeregt und mittels der genannten Sensoren die Strukturantwort gemessen. Somit ist es für aeroelastische Windkanaluntersuchungen vonnöten, sensorische Aspekte aus der Aerodynamik und Strukturdynamik zu kombinieren, um Strukturantwort und aerodynamische Anregung zu berücksichtigen.

## 4. Versuchsaufbau

Alle Daten dieser Arbeit basieren auf Experimenten in der Rotor Testanlage Göttingen (RTG). Im Folgenden werden der experimentelle Versuchsaufbau im RTG, sowie die verwendeten Messtechniken und Messsysteme beschrieben. Dabei wird sich primär auf den Versuchsaufbau mit instationärer drucksensitiver Farbe (iPSP) bezogen, da mit diesem Versuchsaufbau sowohl kollektive als auch zyklische Messpunkte gemessen wurden. Mittels der in diesem Versuch erzeugten Daten ist es möglich, auf alle in Kapitel 1.1 aufgeführten Fragen Bezug zu nehmen und diese bestmöglich zu beantworten. Der im Folgenden beschriebene Versuchsaufbau liefert aerodynamische Oberflächendruckdaten aus zwei Messquellen (iPSP und Kulites) sowie integrale Blattwurzelschnittmomente, Rotorschub und elastische Blattspitzendeformationsdaten für kollektive und zyklische Messpunkte. Mit Hilfe dieser Daten ist es möglich, das Strömungsablöseverhalten auf dem vorwärts- und rückwärts gefeilteten Teil des Rotorblattes bei steigendem Einstellwinkel zu bewerten und daraus Rückschlüsse auf die Schubentwicklung, integralen Blattwurzelschnittmomente und elastische Blattspitzendeformation zu ziehen. Zudem handelt es sich bei diesem Aufbau um den komplexesten und umfangreichsten. Zudem war dies das Experiment, in dem die meisten Messtechniken miteinander kombiniert wurden. Bei allen weiteren Versuchen war der Versuchsaufbau zwar analog, jedoch nicht so komplex und umfangreich in Bezug auf die verwendeten Messtechniken.

### 4.1. Rotor Testanlage Göttingen

Im Folgenden werden der Aufbau und die Hauptmerkmale der Rotor Testanlage Göttingen (RTG) erläutert, eine detaillierte Beschreibung der Anlage ist unter [129] zu finden. In Abbildung 4.1 ist der schematische Aufbau des RTG dargestellt. Wie zu erkennen, untergliedert er sich in folgende Bestandteile: 1.Öffnung für die Außenluftansaugung, 2.Windkanal nach Eiffel-Bauart, 3.Rotor Teststand, 4.Messwarte, Luftabzug und Lichtfang. Die Anlage wurde so ausgelegt, dass Rezirkulation in der Testhalle vermieden wird. Dazu erfolgen die Außenluftansaugung und die Anströmung des RTG durch den Eiffel-Windkanal in getrennten Räumen. Aufgrund der Verwendung von optischen Messsystemen wie Particle Image Velocimetry (PIV) [16,45], Blattspitzenkamera (BS) [11,12] oder Background Oriented Schlieren (BOS) [16] muss das einfallende Licht des Luftabzugs und der Fenster durch einen Lichtfang und Fensterläden reduziert werden. Die Rotor Testanlage Göttingen wurde primär für die Untersuchung des Dynamic Stall Phänomens konzipiert. Hierbei wurde die Rotorkreisscheibe nicht horizontal, sondern vertikal ausgerichtet, um aus dem Bereich des Bodeneffektes zu kommen. Dieser sollte bei der Untersuchung von

#### 4. Versuchsaufbau

Dynamic Stall im rotierenden System vermieden werden. Dazu wurde der RTG mit einer voll funktionsfähigen Taumelscheibe ausgestattet. Diese ermöglicht das Anfahren einer zyklischen Nickschwingung sowie kollektive Einstellwinkel aller Rotorblätter. Durch die vertikale Anordnung des Rotors erfährt der RTG keine Anströmung in der Rotorebene, was einen Vorwärtsflug nachbilden würde. Dies bietet den Vorteil, das Dynamic Stall Phänomen isoliert von nahezu allen weiteren aerodynamischen Effekten am Rotor zu untersuchen. Zudem lässt sich das aeroelastische Rotorblattverhalten bei kollektiven Schubpolaren betrachten. Da die Rotorkreisscheibe von vorne durch den Eiffel-Windkanal angeströmt wird, bilden kollektive Schubpolare einen leichten Steigflug ab. Die normale Anströmung der Rotorkreisscheibe dient dazu, die Blattspitzenwirbel kontrolliert nach hinten abschwimmen zu lassen. Die meisten Modellrotoren sind "Mach-skalierte" Rotoren [143], wie auch der RTG. Da aufgrund des geringen Rotorradius und der reduzierten Sehnenlänge der Rotorblätter keine Reynoldsähnlichkeit erreicht werden kann. In der Literatur gibt es nur sehr wenige Beispiele für Hubschrauber Windkanal Untersuchungen die Mach- und Reynoldsähnlichkeit erreichen [36–38], da hierfür reale Rotorabmessungen mit entsprechender Anströmung realisiert werden müssen.

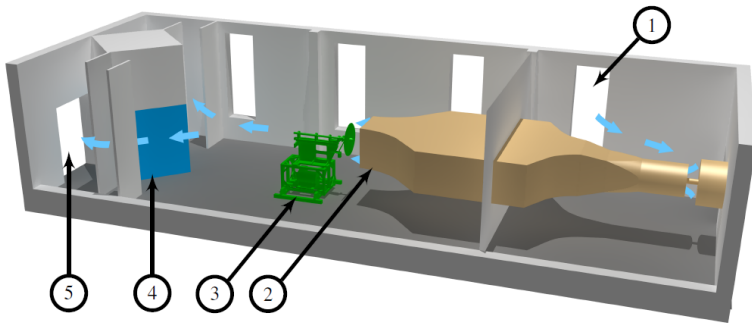


Abbildung 4.1.: Rotor Testanlage Göttingen (RTG) [129]

In Tabelle 4.1 sind die Haupteigenschaften der Rotor Testanlage Göttingen aufgeführt. Die Rotor Rotordrehfrequenz ist hier zugleich auch die Nickfrequenz der Rotorblätter. Zudem ist zu beachten, dass eine Rotordrehfrequenz von  $f_{rot} = 65$  Hz nur im Überlastversuch erreicht wird und die max. Rotordrehfrequenz im Betrieb  $f_{rot} = 50$  Hz beträgt, was einer  $Ma_{tip} = 0.6$  entspricht. Primär wird die Rotor Testanlage Göttingen bei einer Rotordrehfrequenz von  $f_{rot} = 23,6$  Hz betrieben. Dies entspricht  $Ma_{tip} = 0.3$ .

#### 4. Versuchsaufbau

Merkmale	Bereich
Rotordrehfrequenz ( $f_{rot}$ )	0 - 65 [Hz]
Max. Rotorradius ( $r$ )	0.65 [m]
Blattzahl	2 oder 4 [-]
Maße Windkanal (b x h)	3.4 x 1.6 [m]
Blattspitzenmachzahl ( $Ma_{tip}$ )	0.3 - 0.72 [-]
Machzahl Windkanal ( $Ma_{Effel}$ )	0.03 - 0.04 [-]

Tabelle 4.1.: Hauptmerkmale der Rotor Testanlage Göttingen

Diese Machzahl tritt bei echten Hubschrauberrotoren im schnellen Vorwärts- oder Manöverflug am rücklaufenden Rotorblatt, an der Blattspitze auf (am RTG fehlt jedoch die Rückanströmung im Innenbereich). Die axiale Anströmung des RTG betrug  $2,1 \frac{m}{s}$  ( $600 \frac{U}{min}$  Windkanaldrehzahl). Mit diesen Randbedingungen wurde eine Reynoldszahl von  $2,88040 \cdot 10^5$  an der Blattspitze erreicht.

## 4.2. Angewandte Messtechnik und Versuchssetup

Der experimentelle Versuchsaufbau mit iPSP ist in Abb. 4.2 dargestellt. Dieser umfasst eine Hochgeschwindigkeitskamera und LED für Blattspitzenaufnahmen, eine Prandtl Sonde zur Messung der axialen Anströmgeschwindigkeit, Lichtschnittoptik, Laser und CCD-Kamera für iPSP und iTSP Aufnahmen. Die CCD-Kamera (FoxCam4M), die Lichtschnittoptik und der Laser wurden aufgrund des benötigten Sichtfeldes der Kamera unterhalb des Eiffelwindkanals positioniert. Die Prandtl-Sonde wurde mittig in die Austrittsebene des Kanals gesetzt. Dies birgt zwar die Gefahr einer Störung in der Anströmung des Rotors, diese ist jedoch aufgrund der geringen Anströmgeschwindigkeit und hohen induzierten Geschwindigkeit des Rotors vernachlässigbar klein. Die Hochgeschwindigkeitskamera und LED für die Blattspitzenaufnahmen mussten, für ein orthogonales Sichtfeld zur Stirnseite der Blattspitze mittig in der Rotorebene auf Höhe der Antriebswelle positioniert werden. Die Blattspitzenaufnahmen dienen zur Messung der Blattspitzendeformation. Zusätzlich dazu wurden in der Rotorhalle weitere Messtechniken wie absolut Druckaufnehmer, Feuchte- und Temperatursensoren genutzt, um die Umgebungsparameter in Halle und Kanal zu bestimmen. Die Rotor Testanlage ist zudem mit einem Drehgeber am Ende der Rotorwelle ausgestattet, um den 1/rev-Durchlauf zu bestimmen. Der Drehgeber liefert zusätzlich ein 1024/rev-Signal zur Triggerung der optischen Messsysteme. Dieses hoch aufgelöste Drehgeber-Signal lässt sich über mehrere TTL-Logikschaltboxen nochmals azimutal shiften, um den Tigger für unterschiedliche Kamerapositionen anzupassen. Für die Bestimmung der azimutalen Position der Taumelscheibe wurde ein Azimutsensor verwendet, dessen Funktion in Kapitel 4.2.1 näher beschrieben wird.

## 4. Versuchsaufbau

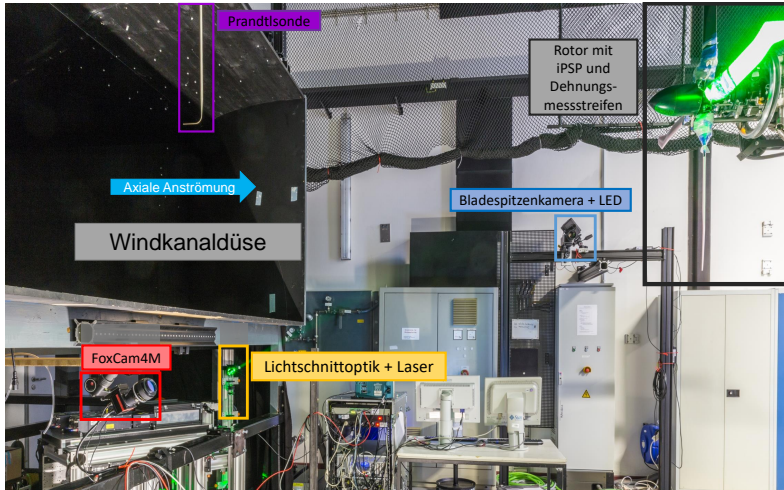


Abbildung 4.2.: Schematische Darstellung des experimentellen Versuchsaufbaus

Zudem wurden ein Drehmomentsensor sowie eine 6-Komponenten-Piezowaage genutzt. Auf Positionierung und Zweck wird in Kapitel 4.2.3 genauer eingegangen. Die in Kapitel 4.1 erwähnte Taumelscheibe wurde über 3 Schrittmotoren mittels einer Gewindestange in den gewünschten Neigungswinkel gebracht. Die Schrittmotoren wurden über ein analoges Potentiometerpanel angesteuert.

Des Weiteren wurden DMS an der Blattwurzel zur Messung des integralen Schlag- und Torsionsmoments verwendet. Für die Bestimmung der Blatteinstellwinkel wurden Hallensoren in den Blattlagern eingesetzt. Aufgrund der hohen Zentrifugallasten mussten Hallensoren genutzt werden, die eine Fliehkraftkompensation haben. Für die Temperaturmessung in den Blattlagern und Rotorblatt wurden Pt100-Temperatursensoren genutzt. Die instationäre Oberflächendruckverteilung wurde mittels iPSP und Kulites bestimmt.

### 4.2.1. Optische Messverfahren

Wie in Kapitel 4.2 erwähnt, erfolgte die Triggerung der optischen Systeme (Laser, Kameras, LED) über einen Drehgeber am Ende der Rotorwelle. Dieser unterteilt eine azimutale Umdrehung in 1024 Inkremente. Dies ermöglicht die Triggerung einzelner optischer Messsysteme auf einen Azimutwinkel von  $\Psi = 0.352^\circ$ . Um den Nulldurchgang ( $113,683^\circ$  zur Messebene) vor Beginn einer Messung zu bestimmen, wurde der Winkel zwischen einem der vier Rotorblätter bei 1/rev Durchlauf und der horizontalen Messebene

#### 4. Versuchsaufbau

bestimmt, siehe Abb. 4.3 links. Mit diesem Winkel und den TTL-Logikschaltboxen konnte ein passendes TTL-Triggersignal für jeden gewünschten Azimut generiert werden. Zusätzlich verfügt der RTG über einen einzigartigen Mechanismus, um die gesamte Nickschwingung eines Rotorblattes durch ein raumfestes, azimutales Messfenster zu drehen, siehe Abb. 4.3. Dazu wird der stationäre Teil der Taumelscheibe um  $360^\circ$  gedreht. Dies ist im laufenden Betrieb bei jeder Rotordrehfrequenz möglich. Daraus ergibt sich der Vorteil, dass der Sichtbereich von optischen Messsystemen fest auf eine azimutale Position ausgerichtet werden kann und nicht verändert werden muss. Ein Azimutsensor zeichnet den Umlauf des stationären Taumelscheibenteils auf und stoppt die Rotation nach  $360^\circ$ .

Für die Messung der Blattspitzendeformation wurden zwei retroreflektierende Marker an der Blattspitzenstirnseite mit einer Hochgeschwindigkeits-LED für  $7 \mu\text{s}$  beleuchtet. Parallel dazu wurde eine SensiCam 670LD getriggert. Um die volle Beleuchtungsintensität der LED zu nutzen, wird der Kamerashutter mit einem delay von  $1 \mu\text{s}$  für  $5 \mu\text{s}$  geöffnet, somit liegt die Belichtungszeit des CCD-Chips zentral im Lichtimpuls der LED. Da die Shutterfrequenz der SensiCam auf ca.  $17 \text{ Hz}$  begrenzt ist, wird die Kamera so getriggert,

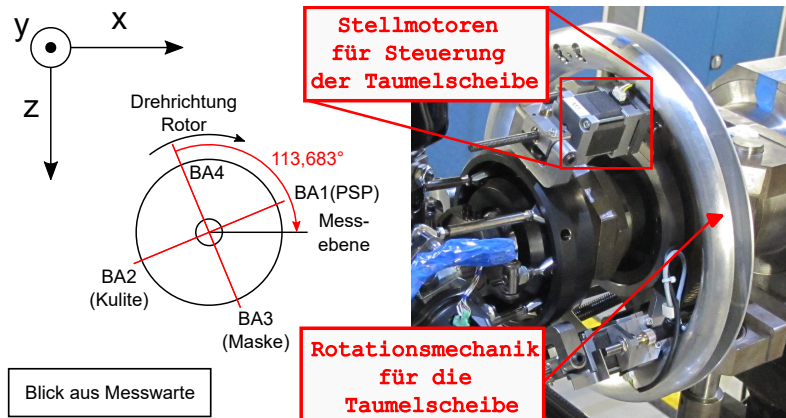


Abbildung 4.3.: Links: Nulldurchlaufbestimmung des Rotors, Rechts: Stellmotoren für Verkipfung und Mechanik für Taumelscheibenrotation.

dass nur jede zweite Umdrehung ein Bild aufgenommen wird. Um eine zyklische Nickschwingung, mittels Taumelscheibenrotation, durch das stationäre Messfenster der BS-Kamera zu schieben, werden ca. 3200 Rotorumdrehungen benötigt. Somit wird eine zyklische Nickschwingung mit ca. 1600 Bildern aufgelöst, was einer Diskretisierung über den Azimut von  $\Psi = 0.225^\circ$  entspricht. Für Messpunkte mit kollektivem Einstellwinkel werden 50 Bilder aufgenommen und deren Ergebnisse gemittelt. Für die Auswertung

#### 4. Versuchsaufbau

wurde die Verschiebung der Blattspitzenmarker zwischen einem Standbild (unverformter Zustand) und den Bildern unter Last mittels Kabsch-Algorithmus (Translation und Rotation von zwei Punktwolken zueinander) berechnet.

Für die Bestimmung der instationären Oberflächendruckverteilung wurde instationäre drucksensitive Farbe verwendet. Dazu wurde ein Rotorblatt im Bereich von  $0,35 \leq r/R \leq 1$  mit instationärer drucksensitiver Farbe beschichtet, siehe Abb. 4.4. Eine detaillierte Beschreibung des Farbschichtaufbaus, des Messtechnikaufbaus und der Auswertungsmethodik ist in [84,144] zu finden. Daher wird im Folgenden nur eine kurze Zusammenfassung der Methodik und Randbedingungen gegeben. Der iPSP-Sensor liefert die instationäre Oberflächendruckverteilung mit einer -3dB Grenzfrequenz von 6kHz ([145,146]). Dies entspricht bei einer Rotordrehfrequenz von 23,6 Hz einem Antwortverhalten von  $1,4^\circ$  äquivalentem Azimutwinkel. Die iPSP-Beschichtung wurde mit einem Lasersystem (Quantel Evergreen 200), das  $400 \text{ mJ/Puls}$  liefert, bei  $532 \text{ nm}$  angeregt. Die Drücke wurden mit der sogenannten "single-shot lifetime"-Methode ermittelt [147,148]. Dabei wird der instationäre Oberflächendruck anhand des Lumineszenzabfalls des iPSP-Sensors bestimmt. Hierbei werden sehr schnell nacheinander zwei Bilder aufgenommen, bei denen die iPSP-Farbe vorab mit einem Lichtimpuls bei  $532 \text{ nm}$  angeregt wurde. Für die Bildaufnahme wurde eine neu entwickelte Kamera (FoxCam4M) verwendet [149,150], mit der zwei Bilder in direkter Folge aufgenommen werden können, wobei die Belichtungsdauer auf einige Mikrosekunden begrenzt ist. Die rotatorische Bildunschärfe wurde auf weniger als 2 % der Sehnenlänge reduziert, bei einer Blattspitzengeschwindigkeit von  $96,7 \text{ m/s}$ . Aufgrund der begrenzten Schussrate von Laser (15 Hz) und Kamera (20 Hz für die Doppelbildaufnahme) wurde die Rotationsgeschwindigkeit der stationären Taumelscheibe so gewählt, dass während jeder zweiten Umdrehung ein Doppelbild aufgenommen wurde. Somit wurde der gesamte Pitch-Zyklus mit 1600 Doppelbildern aufgelöst. Dies entspricht einer azimutalen Phasenauflösung der iPSP-Daten von  $0,225^\circ$ . Die in dieser Arbeit vorgestellten iPSP-Ergebnisse zeigen phasenkonsequente Durchschnittswerte aus 50 Einzelaufnahmen für zyklische und kollektive Messpunkte, was zyklisch  $11,25^\circ$  über dem Azimut entspricht [11].

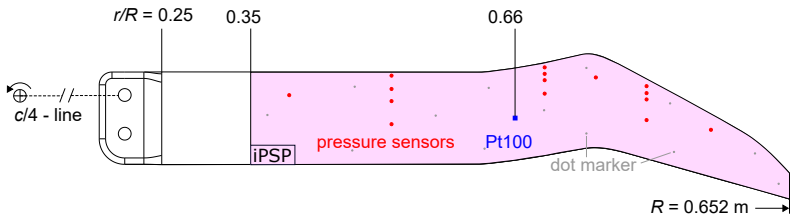


Abbildung 4.4.: Rotorblattbeschichtung mit iPSP und Drucksensorik [84]

Um im Rahmen der Messungen mit kollektiven Einstellwinkeln die abgehenden Blattspitzenwirbel zu vermessen und darzustellen, wurde die optische Strömungsmesstechnik Particle Image Velocimetry (PIV) eingesetzt. In Abbildung 4.5 ist der PIV-Versuchsaufbau

#### 4. Versuchsaufbau

in RTG dargestellt. Wie bereits bei der iPSP-Messung wird hier nur eine kurze Zusammenfassung des Versuchsaufbaus und der Methodik gegeben. Eine detaillierte Beschreibung des Versuchsaufbaus und des Analyseansatzes ist in [151] zu finden. Das PIV-Experiment wurde im RTG unter nahezu gleichen Bedingungen durchgeführt wie das iPSP-Experiment. Für die PIV-Messung wurde die Rotordrehfrequenz aufgrund der Frequenzlimitierung des phasenstarrten PIV-Lasers leicht auf  $f_{rot} = 24 \text{ Hz}$  erhöht. Da die Ergebnisse jedoch auf die Blattspitzengeschwindigkeit normiert werden, ist der Unterschied zwischen Reynolds- und Mach-Zahl vernachlässigbar klein. Das dimensionslose Verhältnis  $V_{\infty}/V_{tip}$  beträgt 0,022. Aufgrund des Einflusses der Blattspitzenwirbel bei der Initiierung des Strömungsabrisses wurden die Ergebnisse aus zwei kollektiven Fällen ( $\Theta_{Wurzel} = 24^{\circ}$  und  $26^{\circ}$ ) ausgewählt, um die Struktur der entsprechenden Blattspitzenwirbel zu veranschaulichen. Das PIV-System wurde verwendet, um das Strömungsfeld in einer axial-radialen Schnittebene, siehe Abb.4.5, unmittelbar hinter der Rotorebene zu vermessen. Für das Experiment wurde ein Doppelpuls laser verwendet, um das Aerosol (Öltröpfchen) zu beleuchten. Der Lichtschnitt wurde mit der entsprechenden Optik erzeugt. Aufgrund der nicht rezirkulierenden Anströmung und der geringen Pulsenergie des Lasers, ist eine hohe Dichte von Tracerpartikeln notwendig, um eine ausreichende Seeding-Qualität zu erzeugen. Daher, wurden vier Seeding-Geräte vor dem Windkanalgebläse platziert. Diese erzeugen mittels Hochdruck-Aerosol-Tröpfchen mit einem Durchmesser von ca.  $1 \mu\text{m}$  und  $2 \mu\text{m}$ . Um eine ausreichende Partikeldichte im Wirbelkern sicherzustellen, sind extrem kleine Tröpfchen erforderlich. Da diese aufgrund der wirkenden Zentrifugalkräfte nahe des Wirbelkerns leicht verdrängt werden können.

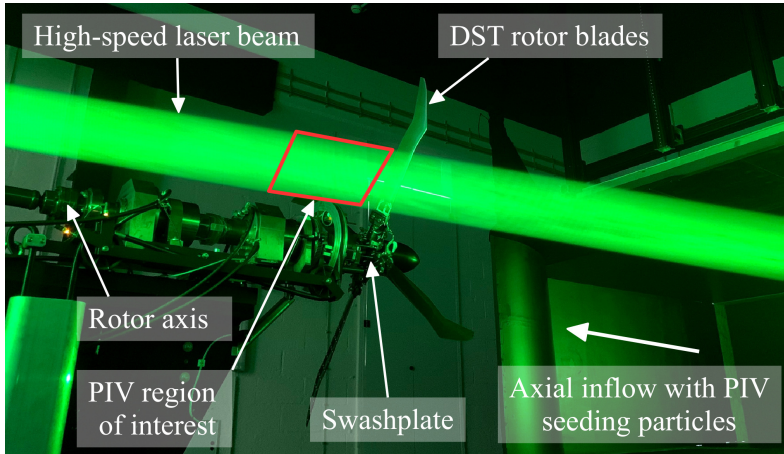


Abbildung 4.5.: Versuchsaufbau RTG mit Partial Image Velocimetry

Das stereo-PIV-Setup, wurde mit zwei Doppelbildkameras realisiert, die links und rechts unter dem Rotorprüfstand angebracht waren. Für die anschließende Rohbildanalyse wurde ein iterativer PIV-Kreuzkorrelationsalgorithmus verwendet. Der Hochgeschwindigkeitslaser und die Kameras wurden phasenstarr auf den Rotor ausgerichtet und haben entsprechende Doppelbilder für ein Nachlaufalter von  $\Psi = 10^\circ$  nach dem Durchlauf der Rotorblatthinterkante aufgenommen. Für jeden Testpunkt wurden 450 Strömungsbilder gemacht.

#### 4.2.2. Rotierendes System (Telemetrie)

Im Folgenden werden die angewandte Messtechnik im rotierenden System sowie die verwendete Telemetrieinheit vorgestellt. Eine detaillierte Beschreibung des verwendeten Telemetrie Systems ist in [15] zu finden. Wie bereits in Kapitel 2.4 beschrieben, wurden mehrere Rotorblätter mit unterschiedlichen Messtechniken instrumentiert. Diese wurde über ein Telemetriesystem der Firma DataTel, im Rotorkopf des RTG, versorgt und erfasst. Das Telemetriesystem hat eine feste Samplerate von  $109\text{ kHz}$  bei einer  $-3\text{ dB}$  Grenzfrequenz von  $19\text{ kHz}$  (Bandbreite). Für die Datenerfassung stehen 3 Sender mit je 10 Kanälen (insgesamt 30) zur Verfügung. Die Standardausführung der Telemetriedkanäle ist eine Konstantstromversorgung (AC). Für die Messung mit Kulite-Drucksensoren sowie DMS werden jedoch Konstantspannungskanäle benötigt, daher wurden 20 Kanäle der Telemetrie (2 Sender) auf Konstantspannungsversorgung umgebaut. Für weitere Sensorik von Blättern und Rotorkopf wurden die 10 Konstantstromkanäle verwendet. Dies waren Pt100-Temperatursensoren und Hallsensoren in den Blattlagern. Für die Synchronisation der Telemetrie mit dem stationären Messsystem wurde ein IRIG-Zeitstempel verwendet. Die Aufteilung der einzelnen Messtechniken auf den Rotorblättern ist Abbildung 4.6 zu entnehmen. Dabei wurde die Blattspitzenkamera auf Blatt 4 getriggert. Grund dafür war der azimutale Versatz von  $\Psi = 90^\circ$  zu Blatt 1 (iPSP). Da das Reststreulicht der BS-LED die iPSP-Aufnahme nicht beeinflussen durfte. Beide Messtechniken wurden (BS und iPSP) an genau gegenüberliegenden Positionen der Rotorkreisscheibe (BS:Position Blatt 4, iPSP: Position Blatt 1 siehe Abb.4.6) aufgenommen, somit ergibt sich ein azimutaler Versatz von  $\Psi = 270^\circ$  zwischen BS Aufnahme und iPSP Aufnahme. Blatt 3 war mit den DMS zu integralen Momentenmessung bestückt, welche über die Telemetrie erfasst wurden. Von den instationären Drucksensoren in Blatt 2, wurden aufgrund der begrenzten Konstantspannungskanäle lediglich 15-18 der 22 verfügbaren Drucksensoren verwendet. Da das Vorgehen zur Kalibrierung der DMS und Kulite den Umfang dieses Kapitels überschreiten würde, erfolgt dies nachgelagert in Kapitel 5.2. Wie bereits erwähnt, befindet sich im Lager jedes Blattes ein Hallsensor zur Einstellwinkelmessung, diese wurden mit Hilfe einer Profilschablone bei  $r/R = 0,33$  (Verwindung =  $-2,30^\circ$ ) und einem Inklinometers kalibriert. Der kalibrierte Einstellwinkelbereich orientierte sich am minimalen ( $\Theta_{min} = 9^\circ$ ) und am maximalen ( $\Theta_{max} = 38^\circ$ ) erreichten Einstellwinkel aller Messpunkte.

#### 4. Versuchsaufbau

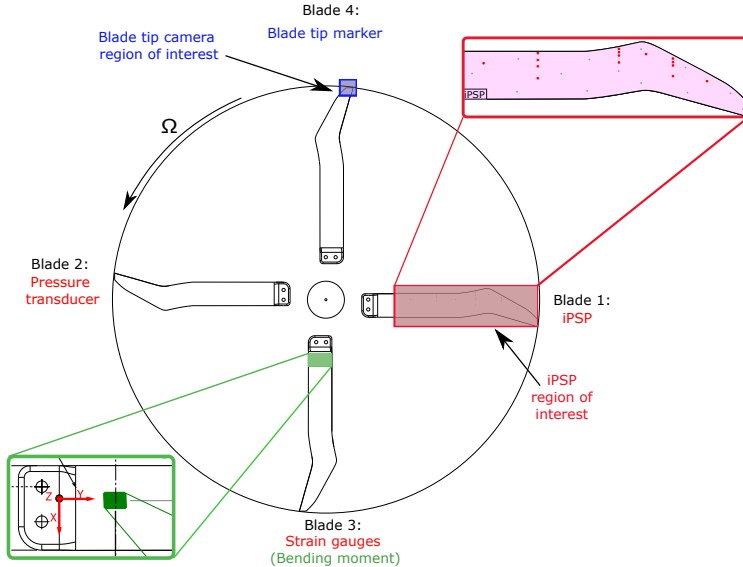


Abbildung 4.6.: Aufteilung der Messtechniken auf die einzelnen Rotorblätter

#### 4.2.3. Stationäres System (Dewetron)

Für die Messungen im stationären System (nicht rotierend) wurde eine Dewetron Messanlage mit 64 analogen Messkanälen verwendet. Die verwendet einen 24 bit A/D-Wandler vom Typ DEWE-ORION-1624-200. Die Abtastrate der Anlage wurde auf  $50 \text{ kHz}$  gesetzt. Für die Darstellung der Messdaten im Betrieb wurde die zur Messanlage zugehörige Software Dewesoft verwendet. Die Kanäle der Umgebungsparameter (Temperatur, Feuchte, Druck) wurden über eine Sekunde hinweg gemittelt dargestellt. Zusätzlich zu den Umgebungsparametern wurden über die Dewetron die Daten einer 6-Komponenten piezoelektrischen Waage sowie Rotorwellentemperatur, Wellendrehmoment und das Phasenstarre  $1/\text{rev}$  und  $1000/\text{rev}$  aufgezeichnet. Für die Berechnung der Rotorkopfmomente und -kräfte mussten die Signale der einzelnen Piezoelemente aufgezeichnet werden. Diese wurden nachträglich in der Dewetron zu den einzelnen Kräften und Momenten zusammengerechnet. Das Wellendrehmoment wurde über einen Drehmoment-Messflansch T40B (HBM) gemessen [15] und wurde zur Betriebsüberwachung und Stall Detektion verwendet. Des Weiteren wurden die TTL-Triggersignale aller optischen Messsysteme (iPSP, PIV, BS) mit der Dewetron aufgezeichnet. Diese wurden zur Synchronisierung der Daten aus dem optischen Messsystem mit den Telemetriedaten verwendet. Dafür wurde die

#### 4. Versuchsaufbau

zeitliche Verschiebung der einzelnen TTL-Signale zum  $1/\text{rev}$  ermittelt. Daraus konnten dann azimutale Phasenlage und Einstellwinkel zum Aufnahmezeitpunkt bestimmt werden. Die Synchronisierung der Dewetron-Messanlage mit der Telemetrie erfolgte, wie bereits erwähnt, über den Zeitstempel einer IRIG-Zeitkarte in beiden Systemen. Mit diesem konnte die zeitliche Verschiebung der Messstartzeitpunkte beider Systeme zueinander bestimmt werden und der sich überschneidende Bereich herausgefiltert werden. Dazu muss erwähnt werden, dass die Dewetron stets als erstes Messsystem gestartet wurde, danach die Telemetrie und danach alle optischen Systeme. Die Reihenfolge wurde auch beim Stoppen der Systeme eingehalten: erst die optischen Systeme, dann die Telemetrie und zuletzt Dewetron. Für die Online-Überwachung des RTG in Betrieb, stand aus dem rotierenden System ein reduzierter Datenstream zur Dewetron zur Verfügung. Mit diesem konnten Betriebsparameter wie Einstellwinkel der Blätter aufeinander abgestimmt werden oder die Blattlasten überwacht werden. Dabei musste beachtet werden, dass der Datenstream einen leichten Zeitversatz hatte, was jedoch für den operativen Betrieb unerheblich war, da für die überwachten Parameter lediglich quasistationäre Werte von Belang waren.

### 4.3. Versuchsdurchführung

Für das im Folgenden beschriebene Dynamic Stall Experiment mit doppelt gefeilter Blattspitze, wurde der RTG hauptsächlich bei einer Rotordrehfrequenz von  $f_{rot} = 23,6 \text{ Hz}$  betrieben. Dabei wurde der RTG in 4-Blatt Konfiguration mit einem doppelt gefeilter Rotorblattsatz ohne Anströmung parallel zur Rotorkreisscheibe (würde realem Vorwärtsflug entsprechen) betrieben. Der Eiffelwindkanal, der die Rotorkreisscheibe senkrecht anströmt (zum definierten Abschwimmen der Blattspitzenwirbel), wurde während der Versuche auf  $600 \text{ U/min}$  betrieben. Dies entspricht einer Anströmgeschwindigkeit von  $2,1 \frac{\text{m}}{\text{s}}$ . In Summe wurden 2 Messkampagnen in 4-Blatt Konfiguration durchgeführt. In der ersten Messkampagne wurden in erster Linie unterschiedliche Kombinationen von mittlerem Einstellwinkel  $\Theta_{root}$  und Amplitude  $\hat{\Theta}$  angefahren, um drei sich signifikant voneinander abgrenzende Dynamic Stall Fälle zu klassifizieren, siehe Tab.4.2.

Testfall	Kategorie	$\bar{\Theta}_{root} [^\circ]$	$\hat{\Theta} [^\circ]$
C1	light Dynamic Stall	17	8
C2	Dynamic Stall	27	6
C3	deep Dynamic Stall	32	6

Tabelle 4.2.: Testfälle für zyklische Ansteuerung

Danach wurde eine kollektive Schubpolare mit einem Einstellwinkelinkrement  $\Delta\Theta$  von  $1^\circ$  gefahren, um das stationäre aeroelastische Verhalten sowie den Einfluss der Doppelpfeilung darauf zu untersuchen.

#### 4. Versuchsaufbau

Der Einstellwinkelbereich ist der Tabelle 4.3 zu entnehmen. Abschließend wurden für ausgewählte kollektive Einstellwinkel, um den Punkt der beginnenden Strömungsablösung, die Blattspitzelwirbel mittels PIV vermessen.

Testfall	Kategorie	$\overline{\Theta}_{root} [^\circ]$	$\Delta\Theta [^\circ]$
S1	kollektive Schubpolare	6 - 38	1

Tabelle 4.3.: Testfall kollektive Schubpolare

Die zweite Messkampagne hat sich aus Zeitgründen hauptsächlich auf die drei klassifizierten Dynamic Stall Fälle sowie die kollektive Schubpolare konzentriert. Dabei wurde für die genannten Messpunkte mittels iPSP die instationäre Oberflächendruckverteilung aufgezeichnet. Dies hat einen detaillierten Einblick in das flächige Ablöseverhalten des Rotorblattes ermöglicht.

## 5. Datenverarbeitung und Analyse

Im folgenden Kapitel werden die experimentelle Datenverarbeitung sowie die Analysemethoden näher erläutert. Darunter fallen die Erfassung, Korrektur und Auswertung der Messdaten. Aufgrund der unterschiedlichen Messtechniken, liegt der Fokus in diesem Kapitel auf deren Synchronisierung, Weiterverarbeitung und Datenkorrektur. Dabei musste sichergestellt werden, dass die Messtechnik im rotierenden System den hohen Zentrifugalkräften standhält und kein signifikanter Messoffset entsteht. Des Weiteren musste eine ausreichende Abtastrate sowohl im stationären als auch im rotierenden System gewährleistet werden (1024 Datenpunkte pro Umdrehung waren hier die Anforderung) und die optischen Messtechniken mussten entsprechend getriggert werden können. Zudem mussten alle Messtechniken den erforderlichen Messbereich abdecken.

### 5.1. Datenerfassung und Verarbeitung

Für die Datenerfassung und deren Verarbeitung wurden die in Kapitel 4.2 bereits vorgestellten Messanlagen (Dewetron und Telemetry) verwendet. Dazu wurden die Messanlagen, wie beschrieben, miteinander über ein IRIG-Zeitsignal synchronisiert. Hierbei wurden jedoch für beide Systeme separate Daten-files abgespeichert. Einmal wird für die Dewetron ein Dewe-file mit 50 kHz Abtastrate abgespeichert, die enthält alle normalen Dewetron Kanäle, sowie die Daten des reduzierten Telemetry Streams. Für die Telemetry werden die Rohdaten über ein LabView-Skript direkt auf dem Computer gespeichert. Im Nachgang werden diese Rohdaten mithilfe eines zweiten LabVIEW-Skripts in ein HDF5-Datenformat konvertiert. Der zentrale Sammel- und Synchronisierungspunkt bildet das Dewetronmesssystem, da dies im Messvorgang als erstes gestartet und als letzte gestoppt wird. Alle weiteren Messsysteme zeichnen ihre Daten innerhalb dieser Zeitspanne auf, siehe Abb.5.1. Wie bereits in Kapitel 4.2.1 erläutert, werden Blattspitzenkamera und iPSP so zeitlich versetzt getriggert, dass sie sich nicht gegenseitig beeinflussen. Dazu werden die Blattspitzenkamera sowie die dazugehörige LED eine Viertelumdrehung nach dem Rotordurchlauf (1/rev) ausgelöst. Die iPSP-Aufnahmen erfolgen mit einem Phasenversatz von  $\Psi = 180^\circ$ , siehe Abbildung 5.1. Die Phasenverschiebung der beiden optischen Messsysteme erfolgt durch die Verschiebung eines 1024/rev durch TTL-Logikschaltboxen, welche einen künstlich erzeugten Trigger 236 Inkremente nach dem 1/rev für die Blattspitzenkamera ausgibt und einen Trigger nach 645 Inkremente für das iPSP-System. Alle Triggersignale laufen in der Dewetron zusammen. Somit kann jedes Bild einer bestimmten Umdrehung und einem definierten Phasenwinkel innerhalb dieser zugeordnet werden. Zudem wird der bereits erwähnte erweiterte Datenstream

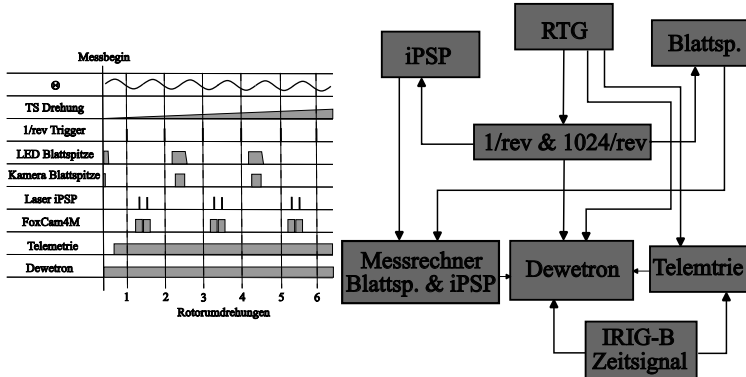


Abbildung 5.1.: Messschema und Triggerzeitpunkte aller Messsysteme

der Telemetrie zur Dewetron mit aufgezeichnet. Beide Systeme erhalten einen Zeitstempel mittels eines IRIG-B-Zeitsignals. Somit enthalten die Dewetron- und Telemetriedaten alle notwendigen Signale, um die Systeme miteinander zu synchronisieren und jegliche Bildaufnahmen zuzuordnen. Auf die darauf folgende Synchronisierung der Daten wird im Kapitel 5.3 näher eingegangen.

## 5.2. Kalibrierung und Korrektur der Druck- und Dehnungsmessstreifendaten

Die Kalibrierung der Druck- und Dehnungsmessstreifendaten basiert auf einer Druck- und Lastreihe die vor Beginn des Experiments gefahren wurde. Die Kalibrierung wurde aufgrund ihres Zeitaufwandes und Komplexität nur einmal vor Beginn des Experiments durchgeführt. Aus vorangegangenen Versuchen am RTG ist bekannt, dass eine einmalige Kalibrierung der Messsysteme ausreicht, siehe [15].

### 5.2.1. Dehnungsmessstreifen

Wie bereits in Kapitel 2.4 beschrieben, wurden zur Messung des integralen Schlag- und Nickmoments sowie der Blattschlagverformung Dehnungsmessstreifen (DMS) verwendet. Für die Messung des integralen Schlag- und Nickmoments an der Blattwurzel wurden Dehnungsmessstreifen bei 0,3R und 0,35c (bezogen auf die Mitte der Dehnungsmessstreifen) auf der Oberfläche des Rotorblatts verwendet, siehe Abb.2.13. Die Dehnungsmessstreifen wurden auf der Ober- und Unterseite an derselben radialen und schenmäßigen Positionen angebracht, siehe Abb.2.13. Für die Schlagmomentmessung wurden die Messgitter

## 5. Datenverarbeitung und Analyse

parallel zur Vorderkante der Blattwurzel ausgerichtet. Die DMS für die Messung des Nickmoments haben einen  $45^\circ$  Winkel vom Messgitter zur Vorderkante. Das in Abb.5.2 dargestellte Koordinatensystem definiert den exakten Bezugspunkt an der Blattwurzel in radialer und Blatttiefenrichtung bezüglich des Schlag- und Nickmoments. Bezogen auf den Rotorblattquerschnitt wirkt das Biegemoment seitlich der Profilschne um die x-Achse, siehe Abb.5.2.

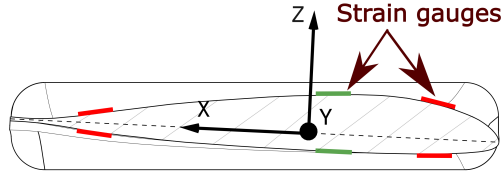
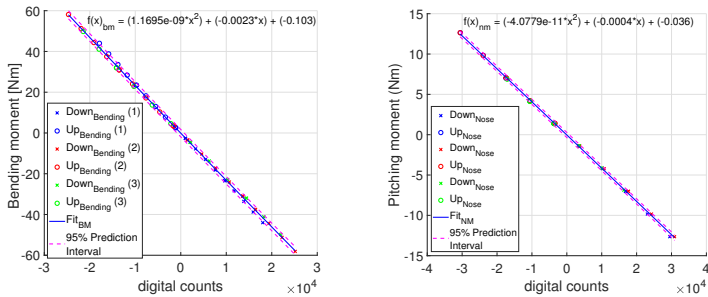


Abbildung 5.2.: Schnittansicht A-A von Abb.2.13

Für das Kalibrierverfahren nach [152] wurden unterschiedliche Lasten an definierten radialen Positionen aufgebracht. Das integrale Schlagmoment wurde von 58 Nm bis -58 Nm kalibriert, siehe Abb. 5.3a. Für die Kalibrierung des integralen Nickmoments wurden Werte von 13 Nm bis -13 Nm aufgebracht. Zu diesem Zweck wurden drei Kalibrierformen bei  $R = 0,63, 0,76$  und  $0,94$  montiert, um eine Linienlast aufzubringen, siehe Abb.5.4. Die Kalibrierung der Dehnungsmessstreifen wurde am Rotor mit montierten Blättern durchgeführt. Da die Rotorebene vertikal ausgerichtet war, mussten die Lasten horizontal aufgebracht werden, um ein Schlagmoment sowie ein gleichmäßiges Nickmoment zu erzeugen.



(a) Schlagmoment über digitale Telemetrie counts (b) Nickmoment über digitale Telemetrie counts

Abbildung 5.3.: Kalibrierungsverläufe für Schlag- und Nickmoment der Blatt DMS

## 5. Datenverarbeitung und Analyse

Dazu wurden die Kalibriergewichte mittels Seilen an den Kalibrierformen befestigt und über ausgerichtete Umlenkrollen geführt. Der Kraftangriffspunkt in Blatttiefenrichtung kann mittels eines Langlochs an den Kalibrierformen eingestellt werden. Um bei jedem Schlagmoment, das durch eine Linienlast erzeugt wurde, eine Blatttorsion zu vermeiden, ist es notwendig, den Kraftangriffspunkt in den Schubmittelpunkt der einzelnen radialen Schnitte zu legen, siehe Abb.5.4. Somit wurde eine Biegetorsionskopplung vermieden und es war möglich, eine entkoppelte Streckenlast für das Biegemoment auf der elastischen Achse aufzubringen. Bei gekoppelten Streckenlasten wurde entsprechend der Kraftangriffspunkt für jeden Radialschnitt aus der elastischen Achse herausgeschoben. Mit diesem Vorgehen wurde die Datenbasis für die Kalibrierung der DMS-Messbrücken erzeugt. Die daraus resultierenden Kalibrierfunktionen für Schlagmoment (Biegemoment) und Nickmoment, als digitale Telemetrie counts über Moment, sind Abb.5.3a und b zu entnehmen. Die Bezeichnung  $Up_{Bending}$  in der Legende bezeichnet das Hochschlagen des Rotorblattes in  $z$ -Richtung (Abb.5.2) bei positivem Biegemoment und negativen digitalen Counts. Umgekehrt definiert  $Down_{Bending}$  ein Runterschlagen des Rotorblattes (negative  $z$ -Richtung) bei negativem Biegemoment und positiven digitalen Counts. Die Kalibrierung des Nickmoments verhält sich analog dazu.  $Down_{Nose}$  entspricht einem Aufdrehen der Blattvorderkante bei positivem Nickmoment und negativen digitalen Counts und andersrum. Die unterschiedlichen Farben repräsentieren verschiedene Kalibrierungsreihen mit derselben Lastkombination. Diese zeigen die gute Reproduzierbarkeit der einzelnen Lasten. Wie aus Abb.5.3a und b hervorgeht, weisen die DMS ein nahezu lineares Dehnungsverhalten über den Messbereich auf. Daher wurden beide Kalibrierkurven mit einem Polynom zweiter Ordnung approximiert. Hier zeigt sich, dass die zweite Potenz des Polynoms, aufgrund ihres extrem kleinen Koeffizienten nahezu vernachlässigt werden kann. Die enge Bandbreite ( $\pm 2$  Nm Schlagmoment und  $\pm 0,2$  Nm Nickmoment) des 95 %-Konfidenzintervalls bestätigt, dass bei mehrfacher Wiederholung die aufgeprägten Lasten zu 95% innerhalb des Intervalls liegen. Parallel zur Kalibrierung des Schlag- und Nickmoments wurden auch die Durchbiegung und Torsion der Blattspitze für alle Lastkombinationen gemessen.

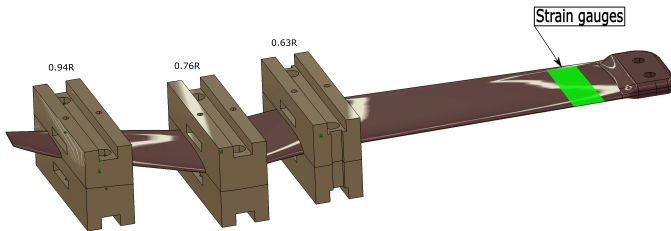


Abbildung 5.4.: Rotorblatt mit radialen Kalibrierungshalterungen

Somit ergab sich auch die Möglichkeit, die DMS an der Blattwurzel zusätzlich für die Durchbiegung und Torsion der Blattspitze zu kalibrieren. Die Kalibrierkurven für die Durchbiegung und Torsion der Blattspitze weisen eine ähnlich hohe Genauigkeit des Näherungspolynoms wie die für das Schlagmoment. Für alle DMS-Daten wurde bei jedem Messpunkt eine Nullpunktkorrektur sowie eine lineare Korrektur des zeitlichen und temperaturbedingten (aufgrund der Vollbrücke minimal) Signaldrifts durchgeführt.

### 5.2.2. Instationäre Drucksensoren

Zur Messung der instationären Oberflächendruckverteilung wurden neben der instationären drucksensitiven Farbe (iPSP) auch instationäre Drucksensoren des Typs Kulite *LQ – 062* verwendet. Der Einbauprozess und die technischen Daten der Sensoren sind in Kapitel 2.4 zu finden. Mittels dieser Sensoren kann die Oberflächendruckverteilung an diskreten Positionen auf der Profilober- und -unterseite gemessen werden. Insgesamt wurden 22 Sensoren in ein Rotorblatt verbaut. Für die Messungen konnten aufgrund der begrenzten Kanalkapazität der Telemetrie jedoch nur 15 Drucksensoren verwendet werden. Diese sind radial auf sechs verschiedene Schnitte verteilt. Die genaue Position ist in Tab.5.1 zu finden (Referenzkoordinatensystem in Abb.4.4).  $r/R$  gibt die radiale Position und  $x/c$  die Blatttiefenposition von der Vorderkante an.

r/R	0.40	0.52	0.71	0.77	0.83	0.90
x/c	0.251	0.042	0.049	0.0251	0.094	0.251
		0.192	0.124		0.178	
		0.321	0.195		0.261	
		0.545	0.337		0.571	

Tabelle 5.1.: Radiale und blatttiefenseitige Positionierung der Drucksensoren

Wie bereits erläutert, sind die Druckaufnehmer bei 76,5 kPa relativ gekapselt und haben einen dynamischen Messbereich von  $\pm 70$  kPa. Somit ergibt sich ein dynamischer Messbereich von 140 kPa bis 6,5 kPa, der kalibriert werden muss. Um die Drucksensoren bei 76,5 kPa relativ zu kapseln, wird das Piezoelement innerhalb des Drucksensors durch eine Membran so vorgespannt, dass die entsprechende Differenzspannung 76,5 kPa entspricht. Die maximal ertragbare statische Beschleunigung der Sensoren beträgt laut Datenblatt 1000 g. Zur Kalibrierung wurde das Rotorblatt von der Blattspitze bis zur Wurzel von zwei plan gefrästen Halbschalen aus Acrylglas druckdicht umschlossen. Dazu wurde die Rotorblattplanform mit einem ausreichenden Offset zum Rotorblatt in die Acrylglas-Halbschalen eingefräst. Das beim Zusammenbau der beiden Formen entstehende Volumen konnte anschließend entsprechend bedruckt und vakuumiert werden. Um die Halbschalen druckdicht zu verbinden, wurden sie mithilfe von 18 Schraubverbindungen zusammengespreßt. Zusätzlich wurde die Form mittels Silikon, das in eine umlaufende Rinne gefüllt wurde, und Plastilin am Wurzelbereich abgedichtet, siehe Abb.5.5. Anschließend wurden

## 5. Datenverarbeitung und Analyse

die Drucksensoren über einen Druckbereich von 140 kPa bis 6,5 kPa in 5 kPa-Schritten kalibriert. Die Signale der Drucksensoren wurden mit dem Telemetriesystem über eine Messzeit von 10 Sek. mit einer Abtastrate von 109 kHz aufgezeichnet. Für die Auswertung wurden die Daten für jeden Kalibrierungspunkt gemittelt. Für das Sensorverhalten wurde ein Polynom zweiten Grades angesetzt. Es zeigt sich jedoch, dass alle verwendeten Drucksensoren ein lineares Verhalten des Drucks über digitale Counts aufweisen und somit eine konstante Empfindlichkeit über den gesamten Messbereich haben.

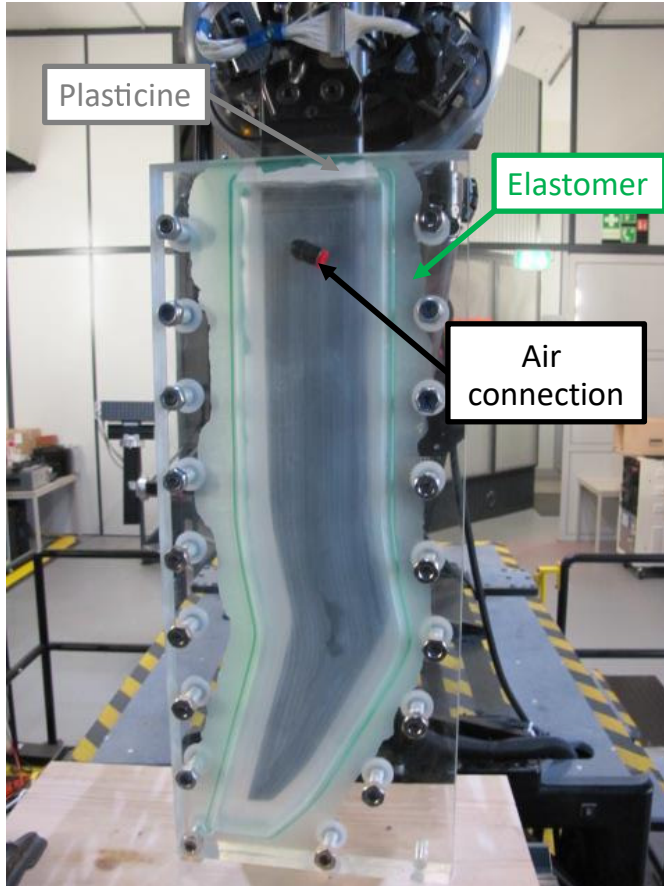


Abbildung 5.5.: Kalibrierungshülle für die Drucksensoren

Da es sich bei den verwendeten Drucksensoren um absolut messende Drucksensoren handelt, musste für das Messsignal eine Nullpunktkompensation nach [15] durchgeführt werden, um den dynamischen Differenzdruck zu erhalten. Dabei wird vor und nach jedem Messabschnitt ein Nullpunkt bei stehendem Rotor aufgenommen. Aus diesen beiden Messpunkten wird das arithmetische Mittel aller Sensoren gebildet und vom absoluten Drucksignal abgezogen. Somit erhält man den resultierenden Differenzdruck der Sensoren.

### 5.3. Analysemethoden

Im folgenden Abschnitt werden die angewandten Analysemethoden und berechneten Größen vorgestellt und näher erläutert. Bei der Analyse der Messdaten erfolgte die Auswertung sowohl im Zeit- als auch im Frequenzbereich. Im Zeitbereich wurden vor allem aerodynamische Kenngrößen sowie Hubschrauber-spezifische Parameter berechnet.

#### 5.3.1. Aerodynamische und Hubschrauber spezifische Kenngrößen

Für die Auswertung der Messdaten bezüglich hubschraubertechnischer Kenngrößen eignet sich die spezifische Rotorblattbelastung  $C_T/\sigma$  zur Bewertung der aerodynamischen Rotorleistung in Bezug auf Planform und Schub. Diese ist in [2] wie folgt definiert

$$C_T/\sigma = \left( \frac{T}{\rho\pi R^2 V_{tip}^2} \right) / \sigma \quad (5.3.1)$$

hierbei ist  $T$  als Rotorschub definiert,  $\rho$  stellt die Luftdichte dar und  $R$  berücksichtigt den Rotorradius. Die Blattspitzengeschwindigkeit  $V_{tip}$  in Gleichung 5.3.1 ist definiert als

$$v_{tip} = \Omega R_{tip} \quad (5.3.2)$$

Als letzter Schritt wird nun noch der Parameter der Flächendichte  $\sigma$  eingeführt. Diese definiert das Verhältnis der gesamten Blattfläche zur Rotorkreisfläche. Hierbei ist zu berücksichtigen, dass im Innenbereich des Rotors keine auftrieberzeugende Rotorblattfläche vorhanden ist. Diese beginnt bei kommerziellen Hubschraubern bei ca. 0,2 - 0,3R. Beim RTG beginnt dieser Bereich bei 0,35R. Der durch diesen Bereich entstehende Fehler ist aufgrund der geringen Staudrücke vernachlässigbar [2]. Die Flächendichte ist definiert als

$$\sigma = \frac{N_b c}{\pi R} \quad (5.3.3)$$

## 5. Datenverarbeitung und Analyse

dabei bezeichnet  $N_b$  die Rotorblattanzahl und  $c$  die Sehnenlänge an der Blattwurzel. Für die weitere Auswertung wurden zudem die im Folgenden vorgestellten aerodynamischen Kenngrößen aus den Druckdaten berechnet. Da die Profilanströmung beim Hubschrauber mit zunehmendem Radius linear ansteigt, wird die radiale Oberflächendruckverteilung vereinfachend mittels  $c_p M^2$  dargestellt. Dies definiert den über den Radius normierten entdimensionalisierten Druckbeiwert. Dieser ist wie folgt definiert

$$C_p M^2 = \frac{p - p_\infty}{\rho_\infty / 2 \cdot a_\infty^2}, \quad (5.3.4)$$

wobei  $\rho_\infty$  als Luftdichte der axialen Anströmung definiert ist.  $a_\infty$  ist die Schallgeschwindigkeit der axialen Anströmung,  $p_\infty$  der Druck der axialen Anströmung und  $p$  der lokal gemessene Druck an der Oberfläche. Der Druckkoeffizient  $C_p$  und die Machzahl  $M$  sind definiert als

$$C_p = \frac{p - p_\infty}{\frac{\rho_\infty}{2} u^2} \quad \text{and} \quad M = \frac{u}{a_\infty}, \quad (5.3.5)$$

hierbei ist  $u$  die Umfangsgeschwindigkeit an der jeweiligen radialen Position [11]. Für die Auswertung der PIV-Daten wurde die gemittelte Strömungsgeschwindigkeit in der Rotorebene nach Strahltheorie berechnet. Diese wird dargestellt als  $V_\infty + V_i$  und ist definiert als

$$V_\infty + V_i = \frac{V_\infty}{2} \sqrt{\left(\frac{V_\infty}{2}\right)^2 + \frac{T}{2\rho A}} \quad (5.3.6)$$

$A$  ist definiert als Rotorkreisfläche mit einer Fläche von  $1,33 \text{ m}^2$ . Des Weiteren bezeichnet  $V_i$  die induzierte Geschwindigkeit und  $V_\infty$  die axiale Anströmung [151].

### 5.3.2. Analysemethodik in Frequenzbereich

Für die Analyse der dominierenden Rotorharmonischen in den Druck- und Kraftdaten wurden die Messdaten vom Zeitbereich  $(x,y)$  in den Frequenzbereich transformiert  $(X,Y)$ . Dafür wurde eine Fourier-Transformation durchgeführt

$$X(\omega) = \int_{-\infty}^{\infty} x(t) e^{i\omega t} dt \quad (5.3.7)$$

Da in den meisten Fällen nur eine definierte und begrenzte Messzeit und eine begrenzte

## 5. Datenverarbeitung und Analyse

Abstrakte vorliegen, wird in aller Regel eine Fast Fourier-Transformation durchgeführt. Mit dieser werden die diskreten, komplexen Fourierkoeffizienten  $X(\omega_i)$  und die entsprechenden komplex Konjugierten  $X^*$  berechnet. Aufgrund der diskreten Berechnung der Koeffizienten hängt die Auflösung im Frequenzbereich maßgeblich von der Messzeit ab. Die Koeffizienten besitzen folgende Eigenschaften

$$\operatorname{Re}(X^*) = \operatorname{Re}(X) \quad \text{und} \quad \operatorname{Im}(X^*) = -\operatorname{Im}(X) \quad (5.3.8)$$

$$\operatorname{Re}(X(\omega)) = \operatorname{Re}(X(-\omega)) \quad \text{und} \quad \operatorname{Im}(X(\omega)) = -\operatorname{Im}(X(-\omega)) \quad (5.3.9)$$

dabei kann die Amplitude eines harmonischen Signals (die den Wechselanteil darstellt) mit  $N$  Messpunkten aus den einseitigen, normierten Fourier-Koeffizienten berechnet werden. Der Gleichanteil entspricht dann dem Mittelwert.

$$\hat{x}(\omega_i) = 2 * X(\omega_i > 0) / N \quad (5.3.10)$$

$$\bar{x} = X(\omega = 0) \quad (5.3.11)$$

### 5.3.3. Anwendung des Rainflow-Algorithmus auf zyklisches Schlagmoment

Eine weitere Möglichkeit zur Analyse der zyklischen Dynamic Stall Daten bietet der Rainflow-Algorithmus. Dabei werden Amplituden (Peak to Peak) und Mittelwert des jeweiligen Momentensignals bestimmt und in entsprechende Mittelwert- und Amplitudenklassen eingeteilt. Dies gibt Aufschluss über die Verteilung, Höhe und Häufigkeit der einzelnen Amplituden (Peak to Peak) sowie über die Lage des Mittelwerts. Der Mittelwert des Kraftsignals ergibt sich nachfolgend.

$$M_{\text{Mittel}} = \frac{M_{\text{max}} + M_{\text{min}}}{2} \quad (5.3.12)$$

Für die Anwendung des Rainflow-Algorithmus wird die zum Mittelwert gehörende Amplitude (Peak to Peak) benötigt. Diese lässt sich wie folgt bestimmen.

$$M_{\text{Ampl}} = M_{\text{max}} - M_{\text{min}} \quad (5.3.13)$$

Grundlegend gilt für die Datenauswertung, vor der Berechnung genannter Kenngrößen, erfolgt eine Mittelung von Dewetron und Telemetriedaten. Bei Dewetron und Telemetriedaten wurden alle Messpunkte über die Gesamtzahl der aufgezeichneten Perioden hinweg gemittelt (zyklisch in azimutalen Abschnitten). Für die Analyse im Frequenzbereich und den Rainflow-Algorithmus wurden die ungemittelten Rohdaten verwendet.

### 5.4. Messgenauigkeit und Herausforderungen im rotierenden System

Bei Messungen im rotierenden System gibt es einige Herausforderungen und Grenzen bezüglich der Messgenauigkeit, der Isolierung und der Messung von physikalischen Größen und der zeitlichen Auflösung der Rotorumdrehung.

Bei der Messgenauigkeit ergibt sich aufgrund des dynamischen Rotorkopfsystems in Kombination mit Fertigungstoleranzen einzelner Bauteile bei nahezu allen Messgrößen eine verhältnismäßig große Streuung der Messdaten. Dies trifft sowohl auf Messpunkte mit kollektivem Einstellwinkel als auch auf dynamische zu (wobei die Streuung hier hauptsächlich aus der Variabilität des Dynamic Stall resultiert). Die Isolierung bestimmter Messgrößen gestaltet sich vor allem aufgrund der wirkenden Zentrifugal- und Trägheitskräfte als schwierig, da am Rotor angebrachte Messtechniken alle angreifenden Kräfte aufgeprägt bekommen. Dies führt je nach Positionierung der Messtechnik zu einer entsprechenden Interferenz zwischen der gemessenen Größe und den angreifenden Kräften. Auch die Messung bestimmter physikalischer Größen (Beschleunigung und Kräfte) ist aufgrund der wirkenden Zentrifugalkräfte nicht möglich. Dies lässt sich am besten am Beispiel der Schlag- oder Schwenkbeschleunigung zeigen. Hierzu müssten Beschleunigungssensoren in das Modell integriert werden. Da jedoch selbst uniaxiale Beschleunigungssensoren (in der benötigten Größe) ein Signalübersprechen quer zur Messrichtung von ca. 1%-5% haben, erzeugt die Beschleunigung (1000 g) durch die Zentrifugalkraft einen Signalausschlag von bis zu 50 g. Dies entspricht bei den meisten Sensoren dem vollen Messbereich. Somit wird der gesamte Messbereich bereits durch die durch das Übersprechen verursachte Beschleunigung ausgeschöpft. Eine weitere Herausforderung ist die zeitliche und räumliche Auflösung einer Rotorumdrehung. Aufgrund ihrer Skalierung müssen Modellrotoren eine wesentlich höhere Rotordrehzahl (20 – 50 Hz) haben als normale Hubschrauberrotoren (5 – 7 Hz). Somit benötigen sowohl Telemetriesysteme als auch optische Messsysteme eine extrem hohe Abtastraten, um eine Messgröße ausreichend fein über eine Rotorumdrehung aufzulösen. Moderne Telemetriesysteme sind bereits in der Lage, eine Rotorumdrehung mit bis zu 2180 Punkten aufzulösen, was ausreichend ist. Schwieriger gestaltet sich dies bei optischen Messsystemen, da es in aller Regel aufgrund der Kamerashutterzeiten und der Belichtungszeiten begrenzt wird. Dies führt dazu, dass die gekippte Taumelscheibe um 360° rotiert werden muss, um die gesamte Nickschwingung des Rotorblattes durch ein stationäres Messfenster zu fahren. Somit kann die gesamte Nickschwingung des Rotorblattes auch mit optischen Systemen gemessen werden. Der RTG besitzt diese Fähigkeit der relativen Taumelscheibenrotation.

## 6. Experimentelle Ergebnisse und Diskussion

Mit den in diesem Kapitel dargestellten Ergebnissen sollen die in Kapitel 1.1 aufgestellten Fragen bestmöglich beantwortet werden. Die Fragen bezüglich des strömungsmechanischen Ablösemechanismus bei kollektiven und zyklischen Einstellwinkeln können mithilfe der Schubdaten sowie der radialen (iPSP) und diskreten (Kulite) Oberflächendruckverteilung aus der iPSP-Messung beantwortet werden. Für die Klärung der Fragen hinsichtlich des aeroelastischen Kopplungsmechanismus bei kollektiven und zyklischen Einstellwinkeln müssen zusätzlich zur Oberflächendruckverteilung sowohl die integralen Blattwurzel-schnittlasten als auch die Ergebnisse der elastischen Blattspitzendeformation hinzugezogen werden. Diese Daten müssen hier immer gemeinsam betrachtet werden. Für die zyklischen Testfälle erfolgt die Interpretation immer über einen gesamten Nickzyklus und für die kollektiven Testfälle wurden drei Bereiche identifiziert: kleine Einstellwinkel, Einsetzen der Strömungsablösung und hohe Einstellwinkel. Für die Frage bezüglich höherharmonischer Anregung wurden die Schlagmomentsdaten mittels Rainflow-Algorithmus und im Frequenzbereich untersucht.

Die im Folgenden diskutierten Ergebnisse und Diagramme basieren primär auf den Veröffentlichungen von Müller et.al. [11, 12]. Daher wird im Folgenden auf eine fortlaufende Zitierung dieser Quellen verzichtet.

### 6.1. Aeroelastisches Verhalten bei kollektiven Schubpolaren

Abbildung 6.1 zeigt eine kollektive Schubpolare des doppelt gepfeilten Rotorblatts (DST) für eine Rotationsfrequenz von  $f_{\text{rot}} = 23,6$  Hz (rot). Die zusätzlich dargestellten blauen Punkte repräsentieren die Daten für die erhöhte Rotorfrequenz von  $f_{\text{rot}} = 24$  Hz. In Abbildung 6.1 ist die spezifische Blattbelastung  $C_T/\sigma$  über den Blatteinstellwinkel  $\Theta_{\text{root}}$  aufgetragen. Im ersten Abschnitt steigt der Schub linear bis zu  $\Theta_{\text{root}} = 24^\circ$  an. Dies deutet auf einen kontinuierlich ansteigenden Auftrieb des Rotorblattes hin und gibt kein Indiz für einen Strömungsabriss oder andere nicht-lineare aerodynamische Effekte im ersten Abschnitt der Schubpolare, siehe Abb. 6.1. Von der Markierung a) bis zur Markierung b) in Abb. 6.1 zeigt, dass ein reduzierter Gradient von  $C_T/\sigma$  im Vergleich zum ersten Abschnitt festzustellen ist. Der maximale Schub wird in Punkt b) erreicht. Die beiden Knicke in der Schubkurve bei den Markierungen a) und b) deuten auf eine zweistufige Strömungsablösung hin, wobei der Schub zwischen a) und b) zunächst ansteigt, anschließend jedoch jenseits von b) abnimmt. Der erste Teil des Strömungsabrisse wird durch eine Ablösung an der Blattspitze verursacht, wobei der Blattspitzenwirbel beteiligt ist. Weitere Einzelheiten dazu sind in [84, 151] zu finden.

## 6. Experimentelle Ergebnisse und Diskussion

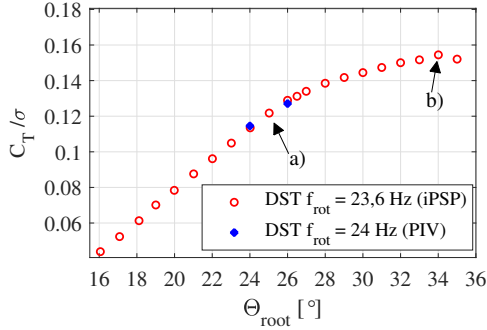


Abbildung 6.1.: Spezifische Rotorblattbelastung über Einstellwinkel, geändert nach Wolf et al. [151]

Dieses spezifische Strömungsabrissverhalten wirkt sich auch auf das aeroelastische Verhalten hinsichtlich des Nickmoments, der Blattnormalkraft und der Verformung aus. Insbesondere die Entwicklung des Strömungsabrisses am rückwärts gepfeilten Teil ist für das integrale Nickmoment von Bedeutung, aufgrund des Abstands zwischen Saugspitzenbereichen und der elastischen Achse. Die gemessenen Schubkoeffizienten für die PIV-Testfälle  $f_{\text{rot}} = 24$  Hz sind  $C_{T_{24^\circ}} = 0,01615$  und  $C_{T_{26^\circ}} = 0,01792$ . Die resultierenden spezifischen Blattbelastungen sind  $C_{T_{24^\circ}}/\sigma = 0,11454$  und  $C_{T_{26^\circ}}/\sigma = 0,12710$ , siehe Abb. 6.1 (blau). Die relativen Schubabweichungen zwischen den Rotorfrequenzen 23,6 Hz und 24 Hz betragen 1% bei  $24^\circ$  und 1,5% bei  $26^\circ$  Einstellwinkel. Dies liegt innerhalb der Fehlerspanne des Kraftmesssystems, und die Vergleichbarkeit der iPSP- und PIV-Ergebnisse ist somit gegeben.

### 6.1.1. Integrale Blattwurzelschnittlasten und elastische Verformung

Abbildung 6.2 zeigt die elastische Blattspitzenverformung (Diagramm a) und die integralen Blattwurzelschnittlasten (Diagramm b). Die elastische Blattspitzenverformung (Diagramm a) wird anhand der elastischen Blattspitzen-Schlagdeformation (blaue Linie) und des elastischen Torsionswinkels (grüne Linie) über dem Blatteinstellwinkel  $\Theta_{\text{root}}$  dargestellt, bezogen auf ein blattfestes System, siehe Abb.5.2 im Rotorzentrum bei  $0,0R$ . Beide Größen wurden mittels der Blattspitzenkamera gemessen. Das rechte Diagramm (b) in Abb. 6.2 zeigt die integralen Blattwurzelschnittlasten: Blattnormalkraft (blaue Linie) und Nickmoment (grüne Linie) über dem Blatteinstellwinkel  $\Theta_{\text{root}}$ . Die Blattnormalkraft ist definiert als die wirkende Kraft senkrecht zur Sehne (Blattfestes System, Abb.5.2) bei  $0,3R$  und  $0,35c$ . Sie wurde aus dem gemessenen Schlagmoment mit einem Hebelarm von  $0,3$  m berechnet. Zur besseren Veranschaulichung des Gradiententrends wurden der lineare Abschnitt ( $\Theta_{\text{root}} = 14^\circ - 24^\circ$  in Abb. 6.2) der Normalkraft und der elastischen

## 6. Experimentelle Ergebnisse und Diskussion

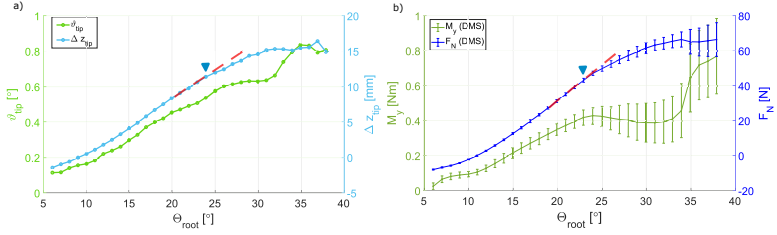


Abbildung 6.2.: Elastische Schlagdeformation und Torsion (a) sowie Nickmoment und Normalkraft (b) für  $\Theta_{\text{root}} = 6^\circ - 38^\circ$  mit Extrapolation des Gradiententrends als rote gestrichelte Linie für die Normalschnittkraft und elastische Blattspitzen-Schlagdeformation und Visualisierung des Strömungsabrisses als blaues Dreieck

Blattspitzen-Schlagdeformation extrapoliert, dargestellt als rote gestrichelte Linien in Abb. 6.2. Die Werte für jeden Testfall wurden über 450 Umdrehungen hinweg gemittelt. Der Trend des Nickmoments zeigt drei interessante Bereiche: 1. ein leichter Abfall des Nickmoments bei kleinen Einstellwinkeln, 2. ein starker Abfall des Nickmoments mit zeitgleichem Einsetzen des Strömungsabrisses um  $\Theta_{\text{root}} = 24^\circ$ , 3. ein starker Anstieg des Nickmoments kurz vor dem zweiten Strömungsabriss bei  $\Theta_{\text{root}} = 34^\circ$ . Zwischen  $\Theta_{\text{root}} = 8^\circ - 12^\circ$  ist ein leichter Einbruch des Blattnickmoments zu erkennen (Abb. 6.2b). Der Trend der elastischen Torsion (Abb. 6.2a) spiegelt diesen Einbruch jedoch nicht wider. Aufgrund der hohen Torsionssteifigkeit ist das wirkende Nickmoment nicht ausreichend, um eine messbare elastische Torsion zu erzeugen. Der Einbruch hängt wahrscheinlich mit dem Wechsel von negativem zu positivem Schub zusammen, der von der radialen Position entlang des Blattes sowie dem entsprechenden lokalen Einstellwinkel abhängt. Auch der Verlauf der Normalkraft (Abb. 6.2b) und der elastischen Blattspitzen-Schlagdeformation (Abb. 6.2a) deuten auf einen Übergangsprozess von negativen zu positiven Werten hin. Dies zeigt sich in den reduzierten Gradienten der beiden Werte.

Um den Beginn des Strömungsabrisses bei  $\Theta_{\text{root}} = 24^\circ - 25^\circ$  ist ein reduzierter Gradient im Trend der Blattnormalkraft und der elastischen Blattspitzen-Schlagdeformation zu beobachten, siehe Abb. 6.2. Dieses Verhalten korreliert gut mit den Ergebnissen von Wolf et al. [151] und Weiss et al. [84] zum Einsetzen des Strömungsabrisses. Die verringerte aerodynamische Auftriebskraft führt somit zu einer geringeren elastischen Blattspitzen-Schlagdeformation. Ein weiterer Indikator für das Einsetzen des Strömungsabrisses ist die zunehmende Standardabweichung der Normalkraft aufgrund der zunehmenden aerodynamischen Fluktuation bei  $\Theta_{\text{root}} = 25^\circ$ . Eine weitere Erhöhung des Einstellwinkels bis  $\Theta_{\text{root}} = 34^\circ$  führt zu einer kontinuierlichen Zunahme der Standardabweichung der Normalkraft, dargestellt als vertikale Fehlerbalken, was einen zunehmenden Einfluss bzw. eine zunehmende Stärke der sich entwickelnden Strömungsablösung unterstreicht, siehe Abb. 6.2b. Es ist festzustellen, dass das Strömungsabrissverhalten in Abb. 6.2 das Verhalten der spezifischen Blattbelastung widerspiegelt, die in Abb. 6.1 diskutiert wird.

## 6. Experimentelle Ergebnisse und Diskussion

Zusätzlich zeigt das Nickmoment einen starken Einbruch um  $\Theta_{\text{root}} = 23^\circ - 27^\circ$ . Der Abfall des Nickmoments beeinflusst auch die elastische Blatttorsion. Von  $\Theta_{\text{root}} = 24^\circ$  bis zu  $\Theta_{\text{root}} = 31^\circ$  zeigt sich eine leichte Abnahme des Nickmoments, Abb. 6.2b. Die elastische Torsion folgt dem Trend des ab- und zunehmenden Nickmoments. Die Steigung der elastischen Torsion fällt bei  $\Theta_{\text{root}} = 26^\circ$  fast auf Null und steigt bei  $\Theta_{\text{root}} = 32^\circ$  wieder an, siehe Abb. 6.2a. Allerdings führen die starken Änderungen des Nickmoments nur zu geringen Änderungen der elastischen Torsion, was auf die hohe Steifigkeit des Blattes zurückzuführen ist. Die Änderungen reichen jedoch aus, um eine gute Korrelation zwischen den beiden Verläufen festzustellen. Die zunehmende Standardabweichung des Nickmoments zwischen  $\Theta_{\text{root}} = 24^\circ - 34^\circ$  hängt wiederum mit einer zunehmenden aerodynamischen Fluktuation durch den Strömungsabriss zusammen. Die vergleichsweise hohe Standardabweichung des Nickmoments auch während anliegender Strömung wird durch die höhere Schwankung des Nickmoments verursacht.

Bei hohen Einstellwinkeln um  $\Theta_{\text{root}} = 34^\circ - 35^\circ$  ist ein zweiter Abfall der Blattnormalkraft zu erkennen, Abb. 6.2b. Der zweite Abfall ist auch bei der spezifischen Blattbelastung zu beobachten, siehe Bezeichnung b) in Abb. 6.1. Der zweistufige Strömungsabriss wirkt sich somit auch auf die Normalkraft aus. Die maximale elastische Blattspitzen-Schlagdeformation wird etwas früher bei  $\Theta_{\text{root}} = 32^\circ$  erreicht, siehe Abb. 6.2a. Auch dies ist auf die hohe Steifigkeit des ersten und zweiten Blattteils im Verhältnis zum dritten Blattteil zurückzuführen, siehe Abb. 2.17. Eine genauere Erläuterung findet sich im Abschnitt zu hohen Einstellwinkeln. Des Weiteren ist ein starker Anstieg des Nickmoments und der elastischen Torsion zwischen  $\Theta_{\text{root}} = 33^\circ - 36^\circ$  zu beobachten. Dieser Anstieg ist hauptsächlich durch die Aerodynamik bedingt und wird im Abschnitt 6.1.4 über hohe Einstellwinkel erläutert.

### 6.1.2. Kleine Einstellwinkel

Im folgenden Abschnitt werden die aerodynamischen Ergebnisse und ihre Auswirkungen auf das Blattverhalten bei kleinen Einstellwinkeln  $\Theta_{\text{root}} = 34^\circ - 35^\circ$  dargestellt. In Abb. 6.3, 6.4, 6.6 sind die radialen Oberflächendruckverteilungen als  $C_p M^2$  dargestellt. In jeder Abbildung sind die Druckverteilungen für fünf verschiedene kollektive Einstellwinkel dargestellt. Darüber hinaus werden die Druckverteilungen mit den integralen Blattwurzelchnittlasten und -verformungen in Abb. 6.2 verglichen. Für kleine Einstellwinkel, bei  $\Theta_{\text{root}} = 8^\circ$  (Abb. 6.3a), liegen große Bereiche der Blattdruckbeiwerte  $C_p M^2$  knapp über Null (blau). Insbesondere der Bereich um den Knick ( $0,7 \leq r/R \leq 0,8$ ) sowie ein Teil des geraden Abschnitts  $0,43 \leq r/R \leq 0,56$  (Abb. 6.3a) weisen auf die Erzeugung von Abtrieb hin. Im Gegensatz dazu weisen der rückwärts gefeilte Teil ( $0,8 \leq r/R \leq 1,0$ ) sowie Teile der Vorwärtspfeilung ( $0,6 \leq r/R \leq 0,7$ ) leicht negative  $C_p M^2$ -Werte auf. Dies führt zu auftrieberzeugenden Abschnitten, in denen die Nase nach oben gezogen wird und positive Nickmomente induziert werden. Parallel dazu erzeugen die abtrieberzeugenden Abschnitte, in denen die Nase nach unten gezogen wird, negative Nickmomente. Außerdem verschiebt sich die elastische Achse in den äußeren vorwärts-rückwärts gefeilten Abschnitten zur Vorderkante hin, siehe Abb. 2.17. Dies führt zu einem mit dem Radius abnehmenden

## 6. Experimentelle Ergebnisse und Diskussion

Hebelarm bezüglich der Vorderkante. Letztendlich kompensieren sich in diesem Fall die Nose-up- und Nose-down-Nickmomente gegenseitig, was zu einem integralen Nickmoment nahe Null, aber leicht positiv führt, siehe Abb. 6.2. Ab  $\Theta_{\text{root}} = 9^\circ$  (Abb. 6.3b) ist eine Abnahme von  $C_p M^2$  im rückwärts gefeilten Bereich ( $0,88 \leq r/R \leq 1,0$ ) zu beobachten, was aufgrund des kurzen Hebelarms gegenüber der elastischen Achse zu einem etwas höheren Nose-Up-Nickmoment führt.

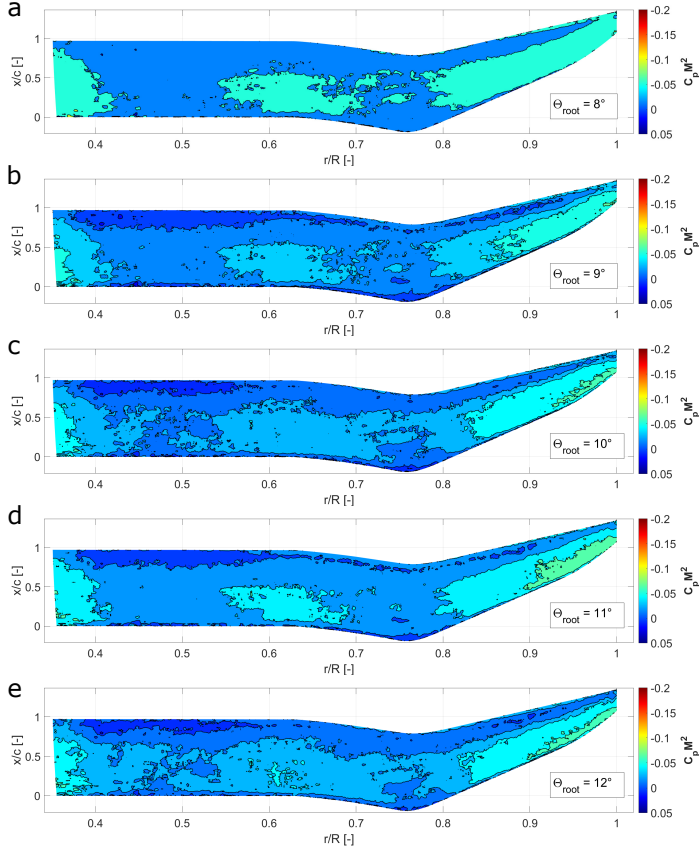


Abbildung 6.3.: Oberflächendruckverteilung als  $C_p M^2$  für  $\Theta_{\text{root}} = 8^\circ - 12^\circ$  bei  $f_{\text{rot}} = 23,6$  Hz und einer Anströmgeschwindigkeit von  $2,1 \frac{\text{m}}{\text{s}}$ .

## 6. Experimentelle Ergebnisse und Diskussion

Außerdem nimmt  $C_p M^2$  an der Vorderkante um den Knick herum zu ( $0,76 \leq r/R \leq 0,77$ ). Das führt zu einem schwachen Abtrieb in Kombination mit einem großen Hebelarm. Bei  $\Theta_{\text{root}} = 10^\circ$  (Abb. 6.3c) ist eine weitere Abnahme von  $C_p M^2$  nahe der Vorderkante an der Spitze zu erkennen ( $0,93 \leq r/R \leq 1,0$ ). In Kombination mit dem erzeugten Abtrieb um den Knick ( $0,76 \leq r/R \leq 0,77$ ) führt dies zu einem Plateau des Nickmoments und zu einem verringerten Gradienten der Normalkraft, siehe Abb. 6.2b. Darüber hinaus wirkt die Normalkraft auf die elastische Blattspitzen-Schlagdeformation, was ebenfalls zu einem reduzierten Gradienten führt. Die wirkende Normalkraft überträgt sich auf die elastische Blattspitzen-Schlagdeformation, was ebenfalls zu einer reduzierten Steigung führt. Die elastische Torsion zeigt aufgrund der hohen Torsionssteifigkeit in den Abschnitten S1 und S2 (Abb. 2.17) keine messbare Reaktion auf das Nickmoment. Der größte Anteil des Nickmoments entfällt auf Blattteile mit hoher Torsionssteifigkeit. Daher kann keine signifikante Torsion beobachtet werden. Bei weiterer Vergrößerung des Blatteinstellwinkels auf  $\Theta_{\text{root}} = 11^\circ$  (Abb. 6.3d) wachsen die Auftriebserzeugungsflächen weiter an, insbesondere an der Vorderkante am rückwärts gepfeilten Teil ( $0,9 \leq r/R \leq 1,0$ ) und am vorwärts gepfeilten Teil ( $0,6 \leq r/R \leq 0,7$ ). Dies führt zu einer Erhöhung des Nickmoments, der Normalkraft und der elastischen Blattspitzen-Schlagdeformation, siehe Abb. 6.2. Der Einstellwinkel ab  $\Theta_{\text{root}} = 12^\circ$  wird über den gesamten Radius hinweg somit überwiegend von einem Nose-up-Nickmoment dominiert.

### 6.1.3. Einsetzen der Strömungsablösung

Wie bereits in Abb. 6.2 beschrieben, ist der Beginn des Strömungsabrisses durch einen Abfall der Normalkraft und Fluktuationen im Nickmoment und der Blattverformung gekennzeichnet. Der Unterschied zu kleinen Einstellwinkeln besteht darin, dass die Blattverformungen hier dem Verlauf der Normalkraft und des Nickmoments folgen. Darüber hinaus sind für zwei Testfälle ( $\Theta_{\text{root}} = 24^\circ$  und  $\Theta_{\text{root}} = 26^\circ$ ) die phasengemittelte Strömungsgeschwindigkeit und die phasengemittelte Wirbelstärke der Rotornachlaufströmung einschließlich der vier Blattspitzenwirbel in Abb. 6.5 dargestellt. Die Ergebnisse wurden  $10^\circ$  nach dem Passieren eines Blattes durch die PIV-Messebene erfasst, daher sind die dargestellten Wirbelalter  $\Psi_v = 10^\circ, 100^\circ, 190^\circ$  und  $280^\circ$  (von links nach rechts), da sie von einem vierblättrigen Rotor erzeugt wurden. Die Rotorebene liegt bei  $x/R = 0$ . Bei  $\Theta_{\text{root}} = 23^\circ$  (Abb. 6.4a) ist eine starke Saugspitze über weite Bereiche des rückwärts gepfeilten Teils des Rotorblattes zu erkennen ( $0,83 \leq r/R \leq 1,0$ ). Der  $C_p M^2$ -Wert der Saugspitze nimmt hier mit zunehmendem Radius ab. Der Fußabdruck des Blattspitzenwirbels ist eine dünne, stromlinienförmige Linie mit hohen negativen  $C_p M a^2$  Werten an der Blattspitze. Für diesen Einstellwinkel ( $\Theta_{\text{root}} = 23^\circ$ ) gibt es keine Anzeichen eines Strömungsabrisses. Dies spiegelt sich auch in der Normalkraft, dem Nickmoment und der Blattverformung wider, siehe Abb. 6.2.

Bei einer Vergrößerung des Einstellwinkels auf  $\Theta_{\text{root}} = 24^\circ$  (Abb. 6.4b) sind keine signifikanten Änderungen in der  $C_p M^2$ -Verteilung zu beobachten. Die einzige Änderung ist eine etwas ausgeprägtere Saugspitze an der Vorderkante zwischen  $0,8 \leq r/R \leq 1,0$ . Die Normalkraft und die Blattverformung zeigen keine signifikanten Änderungen

## 6. Experimentelle Ergebnisse und Diskussion

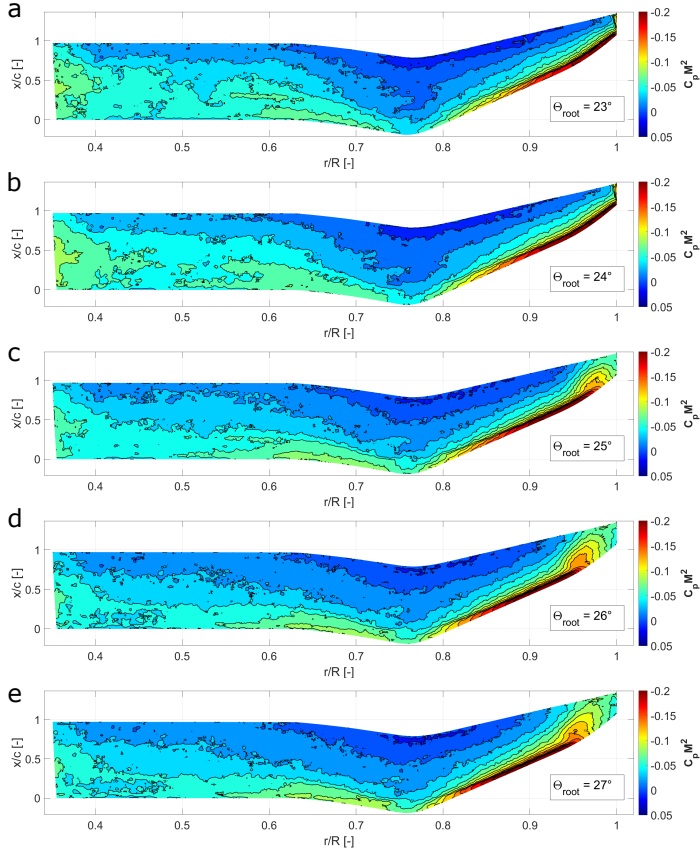
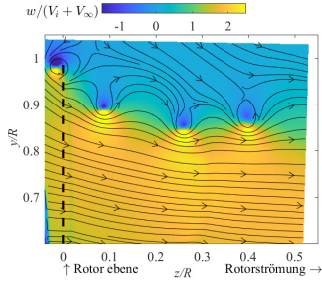


Abbildung 6.4.: Oberflächendruckverteilung als  $C_p M_2$  für  $\Theta_{\text{root}} = 23^\circ - 27^\circ$  bei  $f_{\text{rot}} = 23,6 \text{ Hz}$  und einer Anströmgeschwindigkeit von  $2,1 \frac{\text{m}}{\text{s}}$ .

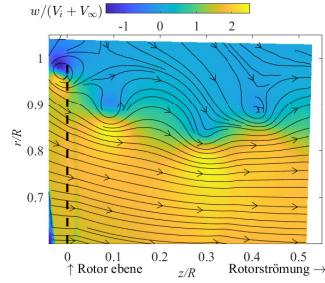
in ihrem Trend, siehe Abb. 6.2. Der Trend des Nickmoments zeigt einen leicht abnehmenden Gradienten zwischen  $\Theta_{\text{root}} = 23^\circ$  und  $\Theta_{\text{root}} = 24^\circ$ , was auf eine Änderung des Strömungsfeldes um die Blätter hindeutet. Abbildung 6.5a zeigt das phasengemittelte Strömungsfeld des Nachlaufs bei  $\Theta_{\text{root}} = 24^\circ$ . Die Rotorkreisscheibe wird gleichmäßig angeströmt, und die Strömungsrichtung verläuft von links nach rechts. Die Einfärbung stellt die Geschwindigkeitskomponente  $w$  außerhalb der Ebene dar, für detaillierte In-

## 6. Experimentelle Ergebnisse und Diskussion

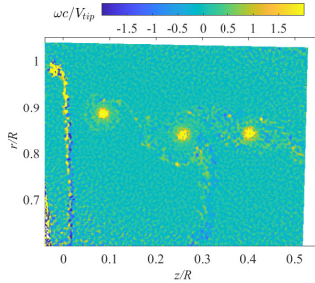
formationen siehe Wolf et. al [151]. Die Stahleinschnürung teilt das Strömungsfeld in die äußere Strömung (oberer Teil) und den Rotornachlauf (unterer Teil). Die Grenze ist aufgrund der Nachlaufkontraktion leicht gekrümmt. Entlang der Stahleinschnürung sind vier deutliche, räumlich konzentrierte Blattspitzenwirbel zu erkennen (Abb. 6.5a). Darüber hinaus zeigt Abb. 6.5c die momentane und normierte Wirbelstärke  $\omega$  außerhalb der Ebene für  $\Theta_{\text{root}} = 24^\circ$ . Die vier Blattspitzenwirbel können als kreisförmige Punkte mit positiver Rotation [151] identifiziert werden.



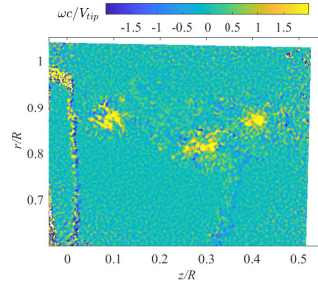
(a) DST Rotor, phasengemittelte Strömungsgeschwindigkeit  $w$  für  $\Theta_{\text{root}} = 24^\circ$ , Alter des ganz linken Wirbels  $\Psi_v = 10^\circ$



(b) DST Rotor, phasengemittelte Strömungsgeschwindigkeit  $w$  für  $\Theta_{\text{root}} = 26^\circ$ , Alter des ganz linken Wirbels  $\Psi_v = 10^\circ$



(c) DST Rotor, momentane Wirbelstärke  $\omega$  für  $\Theta_{\text{root}} = 24^\circ$ , Alter des ganz linken Wirbels  $\Psi_v = 10^\circ$



(d) DST Rotor, momentane Wirbelstärke  $\omega$  für  $\Theta_{\text{root}} = 26^\circ$ , Alter des ganz linken Wirbels  $\Psi_v = 10^\circ$

Abbildung 6.5.: PIV-Ergebnisse des Rotornachlaufs für  $\Theta_{\text{root}} = 24^\circ$  und  $\Theta_{\text{root}} = 26^\circ$  bei  $f_{\text{rot}} = 23,6 \text{ Hz}$  und einer Anströmgeschwindigkeit von  $2,1 \frac{\text{m}}{\text{s}}$ .

## 6. Experimentelle Ergebnisse und Diskussion

Wie in Wolf et. al. erwähnt, " geht der jüngste (ganz links) Blattspitzenwirbel in die entsprechende Scherschicht des Blattes über, die in diesem Alter als eine gerade und vertikale Struktur erscheint. Die Scherschicht geht im radialen Bereich des Schubmaximums des Blattes bei  $r/R = 0,75 - 0,90$  allmählich von einer Rotation gegen den Uhrzeigersinn (gelb, oberer Teil) in eine Rotation im Uhrzeigersinn (blau, unterer Teil) über ". Diese Ergebnisse korrelieren sehr gut mit dem iPSP-Ergebnis in Abbildung 6.4b, das ebenfalls einen radialen Bereich des Schubmaximums des Blattes bei  $r/R = 0,75 - 0,90$  zeigt (rückwärts gefeilter Teil). Außerdem zeigt sich eine gute Korrelation mit der Normalkraft sowie der elastischen Blattspitzen-Schlagdeformation. Zusammenfassend lässt sich sagen, dass alle Messverfahren die Annahme einer voll anliegenden Strömung für diesen Einstellwinkel bestätigen. Vergrößert sich der Einstellwinkel auf  $\Theta_{\text{root}} = 25^\circ$  (Abb. 6.4c), sind erste Anzeichen eines Strömungsabrisses nahe der Blattspitze zu erkennen. Die Ausdehnung des Blattspitzenwirbels hat sich im Vergleich zu  $\Theta_{\text{root}} = 24^\circ$  weiter nach innen verlagert und wird nun als breiteres, schräges Gebiet mit negativen  $C_p M_2$  Werten dargestellt, das an der Vorderkante um  $r/R = 0,98$  [151] beginnt. Dieses Einsetzen des Strömungsabrisses wirkt sich auch auf die Normalkraft, das Nickmoment und die elastische Blattspitzen-Schlagdeformation aus, siehe Abb. 6.2. Der Gradient der Normalkraft und der elastischen Blattspitzen-Schlagdeformation nimmt von  $\Theta_{\text{root}} = 24^\circ$  auf  $\Theta_{\text{root}} = 25^\circ$  ab, was durch den Auftriebsverlust an der Blattspitze infolge des Strömungsabrisses verursacht wird. Außerdem reagiert der rückwärts gefeilter Teil des Rotorblatts aufgrund der geringen Biegesteifigkeit in diesem Bereich sofort auf den Auftriebsverlust, siehe Abb. 2.17 und Tab.2.4. Anders verhält es sich mit dem Nickmoment und der elastischen Torsion. Das Nickmoment nimmt von  $\Theta_{\text{root}} = 24^\circ$  auf  $\Theta_{\text{root}} = 25^\circ$  ab, im Gegensatz zur elastischen Torsion. Der Grund dafür ist die Lage der elastischen Achse in diesem Blattteil. Wegen des kurzen Hebelarms von der elastischen Achse zur Vorderkante des Parabelbogens des Blattes ist das Nickmoment zu gering, um die elastische Torsion zu beeinflussen. Eine weitere Vergrößerung des Blatteinstellwinkels bis zu  $\Theta_{\text{root}} = 26^\circ$  (Abb. 6.4d) zeigt eine kontinuierliche Bewegung des Wirbelabdruckes nach innen in Richtung  $r/R=0,95$ , die auch mit einer weiteren Entwicklung des Strömungsabrisses im rückwärts gefeilter Teil der Blattspitze verbunden ist. Dies spiegelt sich auch in den PIV-Ergebnissen für  $\Theta_{\text{root}} = 26^\circ$  wider, siehe Abb. 6.5b und Abb. 6.5d. Der Vergleich der phasengemittelten Strömungsgeschwindigkeit  $w$  zwischen  $\Theta_{\text{root}} = 24^\circ$  und  $\Theta_{\text{root}} = 26^\circ$  zeigt eine deutliche Auswaschung der Strömungsstrukturen, siehe Abb. 6.5a und Abb. 6.5b. Es zeigen sich größere und räumlich weniger konzentrierte Wirbel sowie eine höhere Aperiodizität. Darüber hinaus zeigt die momentane Wirbelstärke  $\omega$  weniger konzentrierte Blattspitzenwirbel, mit einem beginnenden Aufplatzen des Wirbels an der Blattspitze für ( $\Theta_{\text{root}} = 26^\circ$ ), siehe Abb. 6.5d. Dennoch wird bei  $26^\circ$  immer noch Schub erzeugt (sogar ein größerer Schub als bei  $24^\circ$ ), sodass immer noch positive Wirbelströmung (in dieser Abbildung gegen den Uhrzeigersinn) in den Nachlauf abgegeben wird. Die "ausgewaschene Blattspitzenwirbelstruktur" bei  $\Psi = 10^\circ$  und die Scherschicht des Blattes deuten auf einen leicht verschobenen maximalen Schub des Blattes bei  $r/R = 0,75 - 0,95$  hin. Diese Befunde in den PIV-Ergebnissen zeigen eine gute Korrelation mit den iPSP-Daten und deuten auf einen Strömungsabriss im rückwärts gefeilter Teil hin. Die Normalkraft und die elastische Blattspitzen-Schlagdeformation sind in gleicher Weise betroffen wie bei

## 6. Experimentelle Ergebnisse und Diskussion

$\Theta_{\text{root}} = 25^\circ$ . Aufgrund des Auftriebsverlustes nehmen die Gradienten der Normalkraft und der elastischen Blattspitzen-Schlagdeformation ab, siehe Abb. 6.2. Eine leichte Änderung ist bei der Kopplung zwischen Nickmoment und elastischer Torsion zu beobachten. Das Nickmoment nimmt zwischen  $\Theta_{\text{root}} = 25^\circ$  und  $\Theta_{\text{root}} = 26^\circ$  ab. Parallel dazu nimmt der Gradient der elastischen Torsion aufgrund der Einwärtsbewegung des Wirbelabdrucks ab. Sowohl das Nickmoment als auch der Gradient der elastischen Torsion nehmen zwischen  $\Theta_{\text{root}} = 25^\circ$  und  $\Theta_{\text{root}} = 26^\circ$  ab, was auf die nach innen gerichtete Wirbelbewegung zurückzuführen ist. Zusätzlich zum Effekt der größeren Fläche der abgelösten Strömung vergrößert sich der Abstand zwischen der Vorderkante und der elastischen Achse zur Blattwurzel hin, was den Effekt auf den Nickmomentenverlust weiter verstärkt. Bei  $\Theta_{\text{root}} = 27^\circ$  (Abb. 6.4e) ist eine weitere Bewegung des Wirbelabdruckes nach innen zu erkennen. Dieses Verhalten verstärkt die Kopplung der Normalkraft mit der elastischen Blattspitzen-Schlagdeformation sowie die des Nickmoments mit der elastischen Torsion. Der Gradient von Normalkraft und elastischer Blattspitzen-Schlagdeformation nimmt ab, und die elastische Torsion folgt zunehmend dem Nickmoment, siehe Abb. 6.2.

### 6.1.4. Hohe Einstellwinkel

Bei hohen Einstellwinkeln werden weitere Kopplungseffekte (Einfluss von vorwärts- und rückwärts gepfeiltem Teil) sichtbar. Wie man bei  $\Theta_{\text{root}} = 33^\circ$  (Abb. 6.6a) sehen kann, erstreckt sich der Wirbelabdruck über einen großen Bereich des rückwärts gepfeilten Teils des Blattes. Der Wirbelabdruck beginnt an der Vorderkante bei  $r/R = 0,86$ . Die Einwärtsbewegung des Blattspitzenwirbels führt zu einer abgelösten Strömung im Bereich der Spitze ( $0,92 \leq r/R \leq 1,0$ ). Dies führt zu einem Auftriebsverlust im weichsten Teil des Blattes (hinsichtlich der Biegesteifigkeit). Die maximale elastische Blattspitzen-Schlagdeformation wird um  $\Theta_{\text{root}} = 32^\circ$  erreicht, siehe Abb. 6.2a. Außerdem nimmt der Gradient der Normalkraft im Vergleich zu  $\Theta_{\text{root}} = 32^\circ$  ab. Eine zweite, schwächere Saugspitze baut sich an der Vorderkante des vorwärts gepfeilten Teils auf ( $0,66 \leq r/R \leq 0,74$ ). Durch den längeren Hebelarm der elastischen Achse zur Saugspitze im Knickbereich beginnt das Nickmoment wieder zu steigen.

Dieses Verhalten setzt sich fort, wenn der Einstellwinkel bis zu  $\Theta_{\text{root}} = 34^\circ$  zunimmt (Abb. 6.6b). Der Wirbelabdruck bewegt sich weiter nach innen und die Saugspitzen am vorwärts gepfeilten Teil nehmen zu. Dies führt zu einer Erhöhung der Normalkraft, jedoch nicht zu einer Erhöhung der elastischen Blattspitzen-Schlagdeformation, siehe Abb. 6.2. Das Nickmoment und die elastische Torsion nehmen aufgrund des hohen diskreten Nickmoments, das von den Saugspitzen an der Vorderkante innerhalb und außerhalb des Knicks erzeugt wird, ebenfalls zu. Vergrößert sich der Einstellwinkel auf  $\Theta_{\text{root}} = 35^\circ$  (Abb. 6.6c), so schwächt sich der Wirbelabdruck im rückwärtsgefeilten Teil leicht ab. Die Saugspitze an der Vorderkante innerhalb des Knicks und zwischen  $0,58 \leq r/R \leq 0,7$  erzeugt aufgrund des vergrößerten Hebelarms eine Zunahme des Nickmoments und der elastischen Torsion, siehe Abb. 2.17. Gleichzeitig nimmt die integrale Normalkraft ab, siehe Abb. 6.2b.

## 6. Experimentelle Ergebnisse und Diskussion

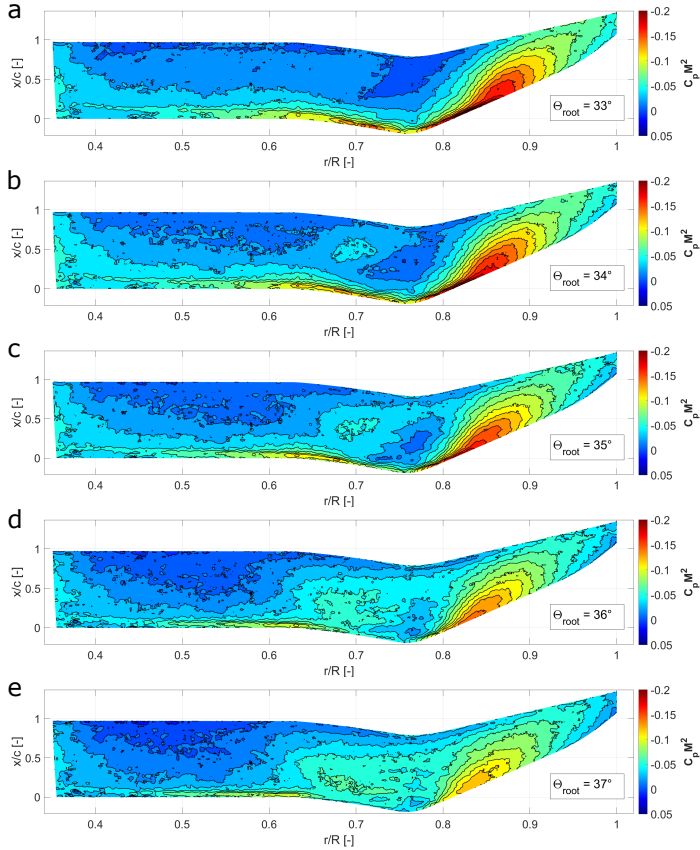


Abbildung 6.6.: Oberflächendruckverteilung als  $C_p M_2$  für  $\Theta_{\text{root}} = 33^\circ - 37^\circ$  bei  $f_{\text{rot}} = 23,6 \text{ Hz}$  und einer Anströmgeschwindigkeit von  $2,1 \frac{\text{m}}{\text{s}}$ .

Bei  $\Theta_{\text{root}} = 36^\circ$  (Abb. 6.6d) ist eine weitere Abschwächung des Wirbelabdrucks im rückwärts gefeilten Teil zu beobachten. Außerdem nimmt die Saugspitze an der Vorderkante des Knicks ab. Dies führt zu einer weiteren Abnahme der Normalkraft und einer konstanten elastischen Blattspitzen-Schlagdeformation. Auch die Steigung des Nickmoments nimmt gleichzeitig mit der elastischen Torsion ab.

Die Druckverteilung bei  $\Theta_{\text{root}} = 37^\circ$  (Abb. 6.6e) zeigt einen noch schwächeren Wirbelab-

druck (mit größeren Drücken) über dem rückwärts gepfeilten Teil des Blattes. Darüber hinaus zeigen große Bereiche der vorwärts und rückwärts gepfeilten Teile eine komplett abgelöste Strömung.

## 6.2. Klassifizierung der rotierenden Nickschwingungen

In diesem Kapitel erfolgt die Klassifizierung der rotierenden Nickschwingungsfälle anhand von Rainflow-Auswertungen und Streuungsdaten der einzelnen Perioden. Dabei wird vor allem auf die zunehmende Streuung der Perioden bei stärker werdendem Dynamic Stall eingegangen werden. Dazu wurden für alle drei rotierenden Nickschwingungsfälle das über alle Perioden gemittelte Schlagmoment (blau) zusammen mit allen einzelnen Perioden (grau) über den Einstellwinkel  $\Theta_{root}$  aufgetragen, siehe Abbildung 6.7, 6.9, 6.11. Anschließend wurden für jeden Fall über eine Rainflow-Auswertung die Auftretenshäufigkeiten von Mittelwertklassen und Amplitudeklassen (Peak to Peak) bestimmt, um entsprechende Unterschiede der einzelnen Fälle deutlich zu machen, siehe Abbildung 6.8, 6.10, 6.12.

### 6.2.1. Testfall C1: Light Dynamic Stall

Betrachtet man nun den zyklischen Testfall C1 mit  $\Theta_{root} = 17^\circ \pm 8^\circ$  aus Tab. 4.2, zeigt sich nur eine schwach ausgeprägte Hysterese beim Schlagmoment ( $M_x$ ) über dem Einstellwinkel  $\Theta$ , siehe Abbildung 6.7. Hierbei ist zu erkennen, dass die flache und enge Hystereseform auf die anliegende Strömung während der gesamten Nickschwingung hindeutet, also auf eine zyklische Nickschwingung bei voll anliegender Strömung. Allerdings lassen sich bereits leichte Unterschiede zwischen Aufnickvorgang und Abnickvorgang erkennen, die als klassische Abweichung während einer Nickschwingung bekannt sind. Wie eng und flach die Hysterese verläuft, hängt von der Nickfrequenz und dem Anstellwinkelbereich ab, überschreitet aufgrund der anliegenden Strömung jedoch eine gewisse Spanne nicht. Dies alles deutet auf einen sogenannten leichten Dynamic Stall hin, siehe [3, 4]. Dabei wird dieser Fall trotz anliegender Strömung aufgrund seiner Hystereseform als Dynamic Stall bezeichnet. Sieht man sich nun die Streuungsbreite der einzelnen Perioden des Schlagmoments an, lässt sich nur eine sehr geringe Streuung feststellen. Das zeigt, dass sich die meisten Perioden in max. und min. Wert, Form und Verlauf unterscheiden sich nur schwach und bilden damit ein nahezu deterministisches Phänomen. Durch die geringe Streuung ist auch die Varianz von zwei aufeinanderfolgenden Perioden auf die maximale Streuungsbreite am jeweiligen Einstellwinkel begrenzt. Auch dies deutet auf sehr geringe aerodynamische Fluktuationen hin und somit auf anliegende Strömung während der gesamten Nickschwingung. Somit kann dieser Fall auf Basis der geringen Streuung und engen Hysterese als "light Dynamic Stall" klassifiziert werden.

## 6. Experimentelle Ergebnisse und Diskussion

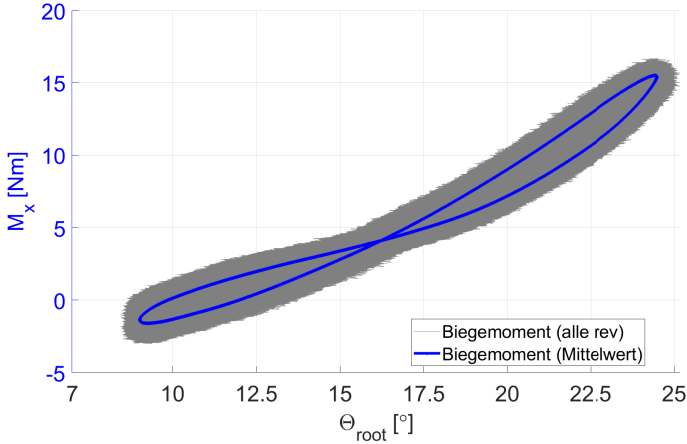


Abbildung 6.7.: Mittelwert und alle Einzel-Umdrehungen des Schlagmoments über dem Einstellwinkel  $\Theta_{root} = 17^\circ \pm 8^\circ$  bei  $f_{rot} = 23,6Hz$

Untersucht man nun die Auftretenshäufigkeit von Mittelwertklassen und Amplitudenklassen (Peak to Peak) mittels Rainflow Matrix, ist zu erkennen, dass sich alle Perioden (Cycles) um einen bestimmten Amplituden- (Range) und Mittelwertbereich (Average) sammeln (clustern). Hier zeigt sich, dass es über alle Nickschwingungen keine Abgrenzung eines bestimmten Mittelwertes oder Amplitude gibt. Auch der Streubereich des Mittelwerts liegt zwischen 5 Nm und 8 Nm, wobei die meisten Perioden im zentralen Bereich um 7 Nm liegen. Ein analoges Verhalten zeigt sich auch bei den Amplituden, hier sammeln sich auch die meisten Amplitudenklassen (Peak to Peak) um 16 Nm herum. Somit bildet sich um die zentralen Amplituden- und Mittelwertklassen ein Cluster mit sehr hohen Periodenzahlen. Diese Verteilung entspricht grob einer Gaußglocke und spricht für ein deterministisches Phänomen mit relativ stabilem Mittelwert und Amplitude. Dies lässt sich auch an der Darstellung der Nickschwingungen über die Abtastpunkte (Samples) erkennen. Es zeigt sich ein relativ stabiler Amplituden Ober- und Unterwert. Sieht man sich nun erneut die Rainflow Matrix Darstellung an, lässt sich erkennen, dass aus dem Zentrum heraus die Periodenzahl der Mittelwert- und Amplitudenklassen zu den Rändern hin abfällt. Dies ist der normalen Streubreite des Dynamic Stall geschuldet. Erhöht man nun aber den mittleren Einstellwinkel, sodass Ablösung in bestimmten Bereichen des Rotorblattes auftritt, verändert sich diese Verteilung erheblich.

## 6. Experimentelle Ergebnisse und Diskussion

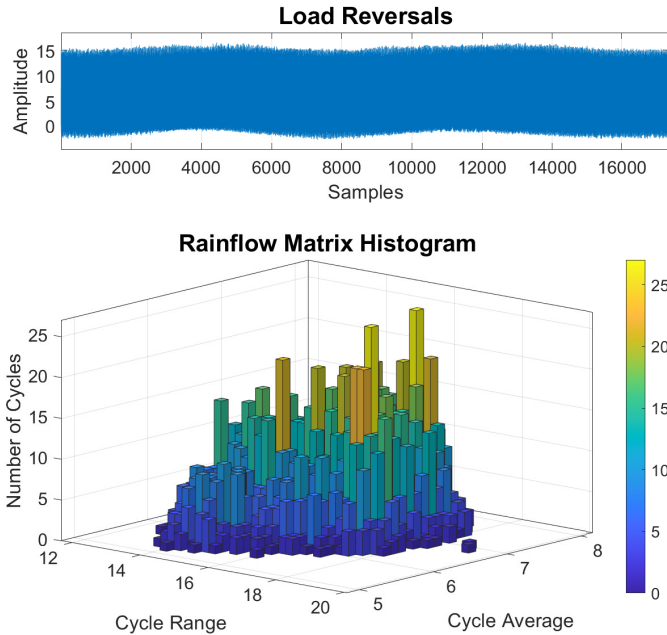


Abbildung 6.8.: Rainflow Matrix: Anzahl der Zyklen über Mittelwert und Amplitude (Peak to Peak) des Schlagmoments für  $\Theta_{root} = 17^\circ \pm 8^\circ$  bei  $f_{rot} = 23,6 Hz$

### 6.2.2. Testfall C2: Dynamic Stall

Der Testfall C2 mit der Nickschwingung von  $\Theta_{root} = 17^\circ \pm 8^\circ$  aus Tab. 4.2, zeigt eine deutlich stärker ausgeprägte Hysterese des Schlagmoments ( $M_x$ ) aufgetragen über der Nickschwingung des Einstellwinkels. Vor allem zeigt sich im Vergleich mit Testfall C1 (Abbildung 6.11), dass die Hystereseform deutlich breiter (C2) ist. Diese Form (Abbildung 6.9) entspricht einer klassischen Dynamic Stall Hysterese. Die signifikanten Unterschiede zwischen Abnick- und Aufnickvorgang (bis zu 8 Nm bei  $\Theta = 31^\circ$  in Abb. 6.9) zeigen die starke Nichtlinearität dieses Phänomens, die aerodynamische Ursachen hat. Während des Aufnickens ist der Anstieg des Schlagmoments über einen weiten Einstellwinkelbereich deutlich stärker als der Abfall während der Abnickphase.

## 6. Experimentelle Ergebnisse und Diskussion

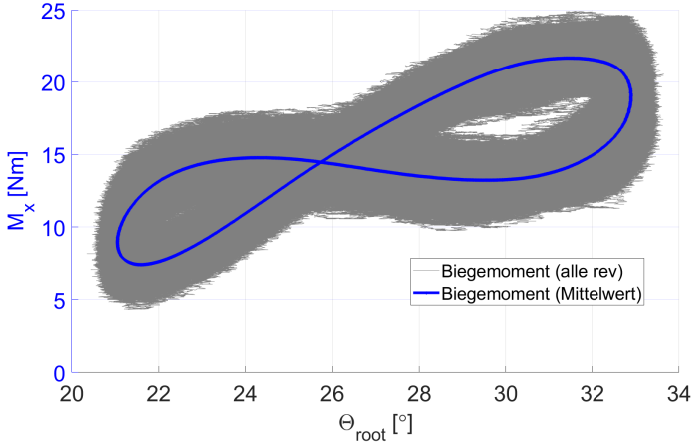


Abbildung 6.9.: Mittelwert und alle Einzel-Umdrehungen des Schlagmoments über dem Einstellwinkel  $\Theta_{root} = 27^\circ \pm 6^\circ$  bei  $f_{rot} = 23,6 Hz$

Der stärkste Abfall des Schlagmoments zeigt sich um den maximalen Einstellwinkel ( $\Theta = 33^\circ$ ) herum, wo die Strömung abreißt, danach zeigen sich über einen weiten Einstellwinkelbereich ( $\Theta = 31^\circ - 23^\circ$ ) nur leichte Änderungen im Schlagmoment. Vor allem der starke Abfall um den maximalen Einstellwinkel herum ist ein klassisches Dynamic Stall Verhalten. Sieht man sich nun die Streuung der einzelnen Perioden genauer an, lässt sich im Vergleich zu Testfall C1 ein deutlicher Anstieg der Streuung erkennen. Auch dies ist auf das unterschiedliche aerodynamische Ablöse- und Wiederanlegeverhalten der einzelnen Perioden zueinander zurückzuführen.

Diese erhöhte Streuung zeigt sich auch in der Rainflow-Auswertung über alle Perioden, siehe Abbildung 6.10 oben. Im Vergleich zu Testfall C1 streuen die Amplituden (Peak to Peak) wesentlich stärker in ihren max. und min. Werten als auch der Amplitudenwert an sich. Auch dies deutet auf eine hohe aerodynamische Fluktuation zwischen den einzelnen Perioden hin. Betrachtet man nun das Rainflow-Diagramm (Abbildung 6.10, unten), lässt sich eine zweite Besonderheit bei Testfall C2 im Vergleich zu Testfall C1 machen. Es zeigt sich, dass sich die Amplituden- und Mittelwertklassen in zwei Zentren clustern. Dabei fällt auf, dass beide Clusterzentren ähnliche Mittelwertklassen haben und sich lediglich die Amplitudenklasse (Peak to Peak) stark unterscheidet. Beide Zentren bilden sich zwischen einem Mittelwert von 12 Nm bis 16 Nm. Die Teilung der beiden Cluster erfolgt anhand der Amplituden. Das eine Clusterzentrum liegt zwischen 10 Nm und 20 Nm das andere zwischen 0 Nm und 6 Nm. Diese Trennung deutet darauf hin, dass parallel zu den Amplituden (Peak to Peak), die durch die jeweiligen max. und min. Werte gebildet werden, auch noch zusätzliche sehr kleine Amplituden (Peak to Peak) um einen

## 6. Experimentelle Ergebnisse und Diskussion

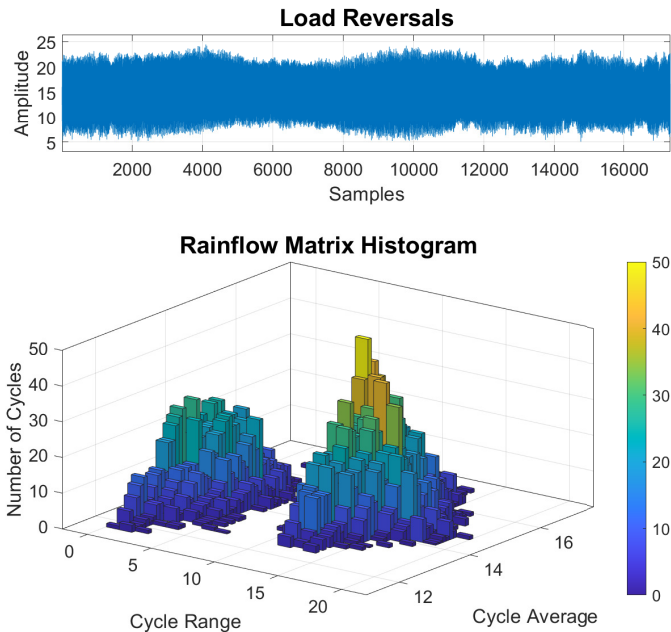


Abbildung 6.10.: Rainflow Matrix: Anzahl der Zyklen über Mittelwert und Amplitude (Peak to Peak) des Schlagmoments für  $\Theta_{root} = 27^\circ \pm 6^\circ$  bei  $f_{rot} = 23,6Hz$

ähnlichen Mittelwert ausgezählt werden. Ursache dafür ist der nicht-lineare Verlauf des Schlagmoments, da dieser im Mittel einen leichten Wiederanstieg ( $\Theta = 25^\circ - 22^\circ$ ) des Schlagmoments nach dem erreichten max. Wert (um  $\Theta = 33^\circ$ ) erzeugt. Überschreitet dieser Wiederanstieg das erreichte Minimum (um  $\Theta = 30^\circ$ ) nach dem max. Wert (um  $\Theta = 33^\circ$ ) wird dieser Bereich als zweite sehr kleine Amplitude (Peak to Peak) um einen ähnlichen Mittelwert mit ausgezählt. Somit bildet sich ein zweites Clusterzentrum bei ähnlichen Mittelwerten und sehr kleiner Amplitude (Peak to Peak). Da nicht in allen Perioden dieses Überschreiten stattfindet, werden auch deutlich weniger Perioden in dem Cluster mit kleinen Amplituden ausgezählt, siehe Abbildung 6.10 unten.

### 6.2.3. Testfall C3: Deep Dynamic Stall

Für den Testfall C3 (siehe Abbildung 6.11) aus Tab. 4.2 zeigt sich qualitativ ein sehr ähnliches Verhalten wie bei Testfall C2. Allerdings zeigen sich zum Teil deutliche quantitative Unterschiede gegenüber Testfall C2. Allen voran ist die Hysterese des Schlagmoments deutlich stärker ausgeprägt als im Testfall C2. Zudem wird der minimale Wert des Schlagmoments (um  $\Theta = 33^\circ$ ) nach dem Erreichen des Maximums (um  $\Theta = 36^\circ$ ) wesentlich später im Abnickvorgang erreicht, was für einen noch weiter verschobenen Wiederaufbauprozess der Strömung spricht. Zusätzlich dazu, fällt das Schlagmoment nach dem Erreichen des max.

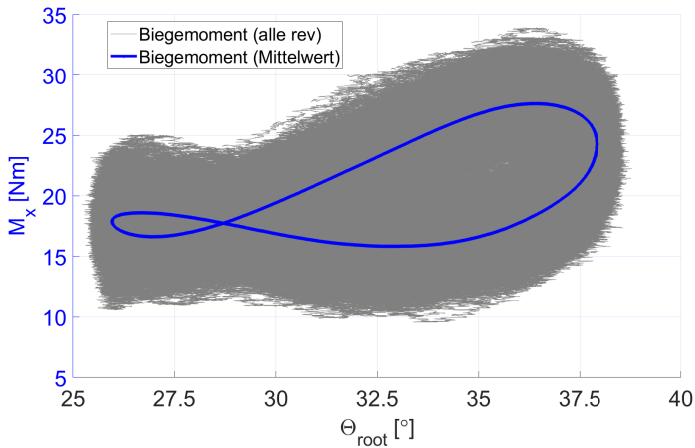


Abbildung 6.11.: Mittelwert und alle Einzel-Umdrehungen des Schlagmoments über dem Einstellwinkel  $\Theta_{root} = 32^\circ \pm 6^\circ$  bei  $f_{rot} = 23,6 Hz$

Einstellwinkels wesentlich weiter ab im Vergleich zu Testfall C2. Betrachtet man nun den Bereich um die minimalen Einstellwinkel ( $\Theta = 26^\circ - 26^\circ$ , Abb. 6.11) herum und vergleicht diesen mit dem minimalen Wert während des Abnickens, zeigt sich, dass das Schlagmoment in beiden Fällen bis auf minimalen Wert abfällt. Dieses Verhalten zeigt sich in der Regel bei einem vollständigen Strömungsabriss während der Nickschwingung. Daher spricht man in diesem Fall auch von einem "deep Dynamic Stall". Hierbei zeigen sich eine stark ausgeprägte Hystereseform und ein Abfall des Schlagmoments bis auf den Ausgangswert, wie in Testfall C3 zu erkennen ist. Mit dem kompletten Strömungsabriss gehen auch starke aerodynamische Fluktuationen einher, da beim Rotorblatt in weiten Teilen während der Nickschwingung eine teilabgelöste Strömung vorliegt. Dies führt zu einer deutlich höheren Streuung zwischen den einzelnen Perioden, siehe Abbildung 6.11,

## 6. Experimentelle Ergebnisse und Diskussion

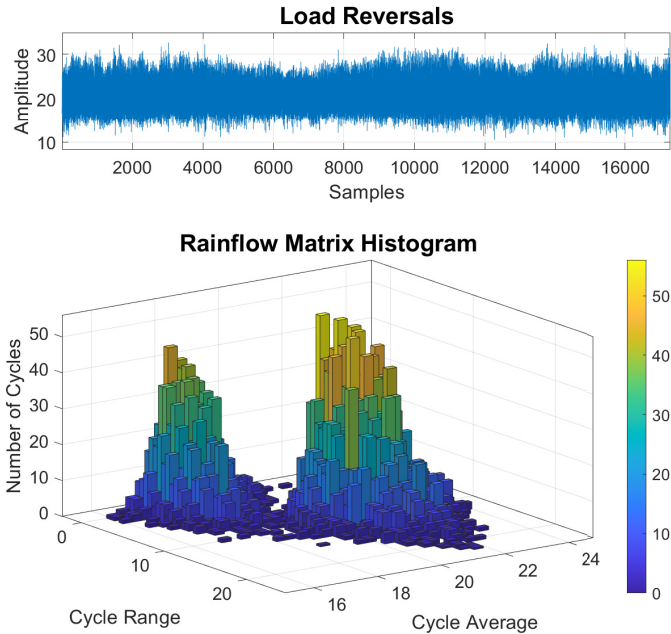


Abbildung 6.12.: Rainflow Matrix: Anzahl der Zyklen über Mittelwert und Amplitude (Peak to Peak) des Schlagmoments für  $\Theta_{root} = 32^\circ \pm 6^\circ$  bei  $f_{rot} = 23,6Hz$

im Vergleich zu Testfall C2. Somit kann dieser Testfall C3 als "deep Dynamic Stall" klassifiziert werden. Die erhöhte Streuung als auch der Abfall des Schlagmoments auf seinen Ausgangswert zeigen sich auch in der Betrachtung der Rainflow Matrix, siehe Abbildung 6.12. Wie auch bei Testfall C2 zeigt sich die Aufteilung der Amplituden- (Peak to Peak) und Mittelwertklassen in zwei Clusterzentren, in Testfall C3 ist jedoch eine leichte Verschiebung der Mittelwertklassen zu erkennen. Diese Verschiebung resultiert aus dem Abfall bis zum Ausgangswert, da dadurch eine kleine zweite Schwingung entsteht, die einen leicht geringeren Mittelwert aufweist. Des Weiteren zeigt sich, dass im mittelwertverschobenen Clusterzentrum deutlich mehr Perioden ausgezählt werden als im Vergleich zu Testfall C2. Dies kommt daher, weil beim "deep Dynamic Stall" in nahezu jeder Periode ein kleiner zweiter Überschwinger entsteht und mit ausgezählt wird.

### 6.3. Schlagverformung bei rotierenden Nickschwingungen

In Abb. 1 wird die aus den Dehnungsmessstreifen (DMS) berechnete elastische Blattspitzen-Schlagdeformation mit dem Ergebnis der elastischen Blattspitzen-Schlagdeformation aus der Blattspitzenkamera (CAM) über die azimutale Phase für C1, C2 und C3 verglichen. Für alle Testfälle liefern beide Messverfahren sehr ähnliche Ergebnisse mit nur geringen Unterschieden. Diese zeigen sich vor allem beim Wiederanstieg der Testfälle C2 und C3, wenn die elastische Blattspitzen-Schlagdeformation wieder zunimmt, siehe Abb. 6.13 ( $0,6 \leq tf_{rotor} \leq 0,75$ ).

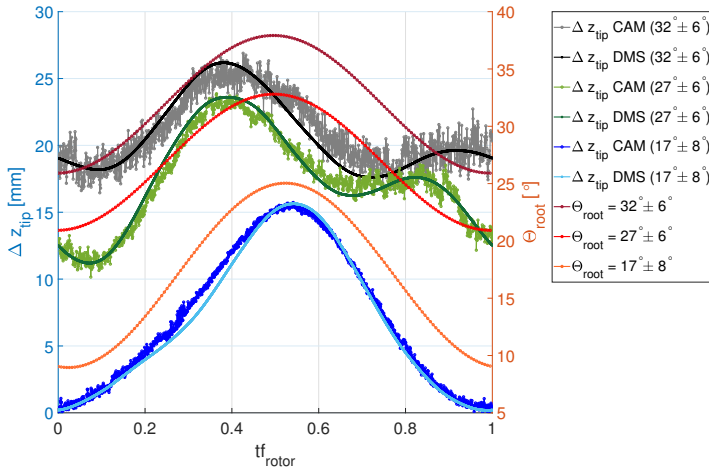


Abbildung 6.13.: Elastische Blattspitzen-Schlagdeformation (Dehnungsmessstreifen und Blattspitzenkamera) und Einstellwinkel über azimutale Phase für alle zyklischen Testfälle

Die maximale Abweichung für C3 beträgt 0,8 mm zwischen beiden Messverfahren bei  $tf_{rotor} = 0,62$  während des Abnicksens. Für C2 beträgt die maximale Abweichung 0,5 mm, ebenfalls beim Abnicksens bei  $tf_{rotor} = 0,72$ . C1 weist während des Aufnicksens bei  $tf_{rotor} = 0,36$  eine maximale Abweichung von 0,3 mm auf. Die Abweichung zwischen den beiden Messverfahren nimmt also mit zunehmender Stärke des Dynamic Stall nur geringfügig zu. Vergleich man nun die Testfälle untereinander, zeigt sich eine deutliche Abweichung der elastischen Blattspitzen-Schlagdeformation zwischen C1 und C2 sowie C3. Mit zunehmendem kollektiven Einstellwinkel ist die Entwicklung eines nicht-linearen Verhaltens der elastischen Blattspitzen-Schlagdeformation in Bezug auf die Einstellwinkelschwingung über die azimutale Phase zu erkennen. Dieses Verhalten verstärkt sich mit zunehmender Stärke des Dynamic Stall. Bei dem Vergleich der elastischen Blattspitzen-

## 6. Experimentelle Ergebnisse und Diskussion

Schlagdeformation zwischen Blattwurzel DMS und Blattspitzenkamera lässt sich kein Phasenversatz feststellen. Dies deutet darauf hin, dass sich das imaginäre Schlaggelenk des Rotorblattes nahe der Blattspitze befindet und von einem ideal steifen Blatt ausgegangen werden kann. Um dies genauer zu betrachten, wurde in Abbildung 6.14 die elastische Biegelinie sowie deren Steigung über dem Radius bei  $\Theta_{root} = 27^\circ$  ( $f_{rot} = 23,6Hz$ ) aufgetragen. Die Daten zur Erstellung dieser Biegelinie stammen aus einer Testmessung mit IPCT (flächige Deformationsmessung mittels stochastischen Musters). Da mit dieser Messtechnik nur drei kollektive Testpunkte gemessen wurden und keine weiteren Daten zur Auswertung zur Verfügung standen, wurde diese Messtechnik nicht in Kapitel 4 aufgeführt. Wie auf Abbildung 6.14 zu erkennen ist, wurde die elastische Verformung des Rotorblattes erst ab  $r/R = 0,42$  mittels IPCT gemessen. Ursache dafür ist, dass das stochastische Muster für die Messung erst ab  $r/R = 0,4$  angebracht werden konnte. Somit konnte die elastische Verformung nur relativ zu  $r/R = 0,4$  gemessen werden. Die sich bis  $r/R = 0,4$  schon eingestellte Verformung wurde parallel mit einem weiteren Marker bei  $r/R = 0,4$  gemessen, sodass die IPCT-Messung mit diesem statischen Wert korrigiert werden konnte. Dadurch ergibt sich auch der lineare Verformungsanstieg zwischen  $r/R = 0,05$  und  $r/R = 0,4$ . Ab  $r/R = 0,4$  lässt sich ein nicht-linearer Anstieg der Blattverformung bis  $r/R = 1,0$  erkennen. Dieser erreicht bei ca.  $r/R = 0,96$  seine maximale Steigung ( $dz/dr$  in Abb. 6.14). Der Anstieg der Steigung lässt sich zwischen  $r/R = 0,4$  und  $r/R = 1,0$  als linear nahezu gleichbleibend beschreiben. Allerdings zeigt sich der stärkste Anstieg der kumulierten Steigung kurz vor  $r/R = 0,96$ , womit auch die größte Änderung der Verformung einhergeht. Dies deutet darauf hin, dass das imaginäre Schlaggelenk relativ weit zur Blattspitze hin liegen muss (für ein Rotorblatt). Zudem lässt sich der in Abbildung 6.13 nicht erkennbare Phasenversatz zwischen Blattspitze und Blattwurzel durch die relative hohe Rotorblattsteifigkeit (hohe Frequenzlage der ersten Schlagform), geringe Massenträgheit und den zwischen  $r/R = 0,4$  und  $r/R = 1,0$  nahezu linear gleichbleibenden Steigungsanstieg erklären.

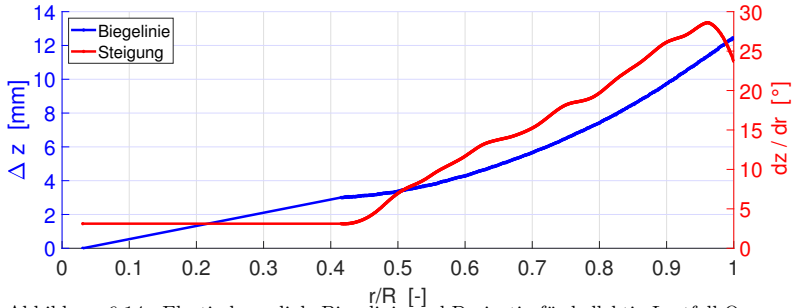


Abbildung 6.14.: Elastische radiale Biegelinie und Derivat für kollektiv Lastfall  $\Theta_{root} = 27^\circ$  bei  $f_{rot} = 23,6Hz$

Somit reagiert das Rotorblatt nahezu vollständig und ohne zeitlichen Versatz auf äußere Anregungen. Die Ursache des oben beschriebenen nicht-linearen Schlagdeformationsverhaltens wird im Folgenden anhand von radialen Oberflächendruckverteilungen und integralem Schlagmoment diskutiert.

### 6.4. Aeroelastisches Verhalten bei rotierenden Nickschwingungen

Im Folgenden werden die aeroelastischen und aerodynamischen Ergebnisse für die drei Testfälle "light Dynamic Stall", "Dynamic Stall" und "deep Dynamic Stall" dargestellt. Die aeroelastischen Ergebnisse werden als elastische Blattspitzen-Schlagdeformation, Blatteinstellwinkel  $\Theta_{root}$  und integrales Schlagmoment über die azimutale Phase sowie als elastische Blattspitzen-Schlagdeformation über Blatteinstellwinkel dargestellt (z.B. Abb. 6.15 a und b). Für die zyklischen Fälle  $\Theta_{root} = 27^\circ \pm 6^\circ$  (Abb. 6.18) und  $\Theta_{root} = 32^\circ \pm 6^\circ$  (Abb. 6.21), sind die Darstellungen der elastischen Blattspitzen-Schlagdeformation, des Blatteinstellwinkels ( $\Theta_{root}$ ) und des Schlagmoments analog zu Abb. 6.15. Der Blatteinstellwinkel  $\Theta_{root}$  steht für die Blatteinstellwinkelschwingung, das integrale Schlagmoment für das Anregungsmoment und die elastische Blattspitzen-Schlagdeformationsverformung für die Blattantwort. Die Phasenlagen der dargestellten Oberflächendruckverteilungen (Abb. 6.16, 6.19, 6.22) wurden auf der Grundlage signifikanter Punkte in der Entwicklung der elastischen Blattspitzen-Schlagdeformation und des integralen Schlagmoments (z.B. maximale elastische Blattspitzen-Schlagdeformation) ausgewählt.

#### 6.4.1. Testfall C1: Light Dynamic Stall

In Abb. 6.15 a sind die elastische Blattspitzen-Schlagdeformation, der Blatteinstellwinkel  $\Theta_{root}$  (rot) und das integrale Schlagmoment (grün) über die azimutale Phase aufgetragen. Für die elastische Blattspitzen-Schlagdeformation sind sowohl die Rohdaten (blau gestrichelt) als auch die mit einem Savitzky-Golay-Filter geglätteten Kurven (cyan) dargestellt. Abb. 6.15 b zeigt die elastische Blattspitzen-Schlagdeformation (blau) über den Blatteinstellwinkel. Für den zyklischen Einstellwinkelfall C1 folgt die elastische Blattspitzen-Schlagdeformation qualitativ der Nickschwingung des Einstellwinkels. Die maximale elastische Blattspitzen-Schlagdeformation von 15 mm wird bei einem maximalen Einstellwinkel von  $\Theta_{root} = 24,8^\circ$  erreicht. Es ist nur ein geringer Hystereseffekt der elastischen Blattspitzen-Schlagdeformation über den Blatteinstellwinkel zwischen Auf- und Abschlag zu erkennen (Abb. 6.15 b). Ein fast identisches Verhalten zeigt sich in der Entwicklung des integralen Schlagmoments an der Blattwurzel, siehe Abb. 6.15 a. Das Schlagmoment korreliert gut mit der elastischen Blattspitzen-Schlagdeformation über die azimutale Phase. Sowohl das Anregungsmoment (d.h. das integrale Schlagmoment) als auch die Blattantwort (elastische Blattspitzen-Schlagdeformation) erreichen ihr Maximum ungefähr in der Phasenlage, die dem maximalen Einstellwinkel entspricht ( $\Theta_{root} = 25^\circ$ ). Dies deutet auf ein lineares Verhalten zwischen dem Anregungsmoment und der

## 6. Experimentelle Ergebnisse und Diskussion

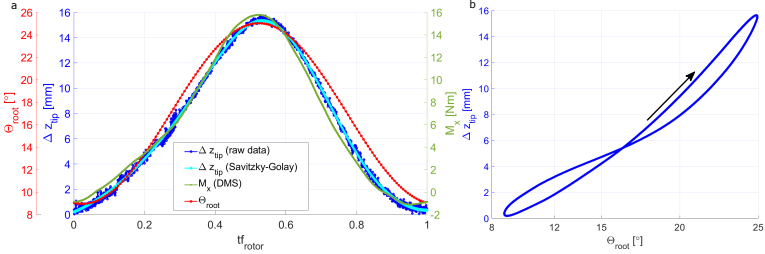


Abbildung 6.15.: Elastische Blattspitzen-Schlagdeformation, Blatteinstellwinkel und integrales Schlagmoment über die azimutale Phase (a) und elastische Blattspitzen-Schlagdeformation über Blatteinstellwinkel (b) für  $\Theta_{root} = 17^\circ \pm 8^\circ$

Blattantwort für C1 hin. Die Einstellwinkelschwingung ( $\Theta_{root}$ ), das Anregungsmoment (integrales Schlagmoment) und die Blattreaktion (elastische Blattspitzen-Schlagdeformation) gleichen sich also. Die elastische Blattspitzen-Schlagdeformation folgt der Einstellwinkelschwingung ohne Verzögerung und ohne Abweichung im Verlauf. Zudem deutet der nahezu identische Verlauf zwischen dem Anregungsmoment (Schlagmoment) und der Blattantwort (elastische Blattspitzen-Schlagdeformation) über die azimutale Phase auf ein ideal steifes Rotorblatt hin [2, 126], da hier keine Phasenverschiebung vorliegt.

In Abb. 6.16 (links) sind die mit iPSP gemessenen Oberflächendruckverteilungen für fünf verschiedene Einstellwinkel über der azimutalen Phase C1 mit  $\Theta_{root} = 17^\circ \pm 8^\circ$  dargestellt. Die entsprechenden Schnitte in Blatttieferichtung an vier radialen Positionen sind auf der rechten Seite von Abb. 6.16 dargestellt, wo die Daten der Drucksensoren mit den iPSP-Ergebnissen verglichen werden. Für C1 ist bei  $\Theta_{root} = 13^\circ$  (Abb. 6.16 a) im Aufschlag eine leichte Saugspitze nahe der Blattspitze an der Vorderkante in den iPSP- (links) und Drucksensordaten (rechts) zu erkennen. Mit zunehmendem Einstellwinkel ist eine Abnahme der  $C_p ma^2$ -Werte (iPSP und Drucksensoren) auf dem rückwärts gefeilteten Teil des Rotorblatts bei  $r/R = 0,83$  und  $r/R = 0,90$  zu erkennen (Abb. 6.16 b und c). Entlang der Vorderkante des rückwärts gefeilteten Teils des Rotorblatts lässt sich das Wachstum einer Saugspitze beobachten. Diese Saugspitze zwischen Blattspitze und Knick wächst mit zunehmendem Einstellwinkel an (Abb. 6.16 a - c). Für die dargestellten Einstellwinkel erreichen die  $C_p ma^2$ -Werte ihr Minimum bei  $\Theta_{root} = 25^\circ$ . Wie zu erwarten, fällt die Phasenlage des maximalen Auftriebs in etwa mit der Phasenlage des maximalen integralen Schlagmoments und der elastischen Blattspitzen-Schlagdeformation zusammen (siehe Abb. 6.15 a). Dies gilt auch für das integrale Schlagmoment und die elastische Blattspitzen-Schlagdeformation, siehe Abb. 6.15 (rechts). Somit zeigen alle Messdaten (integrales Schlagmoment, elastische Blattspitzen-Schlagdeformation und Druckdaten) eine gute qualitative Übereinstimmung über die azimutale Phase am Punkt der maximalen

## 6. Experimentelle Ergebnisse und Diskussion

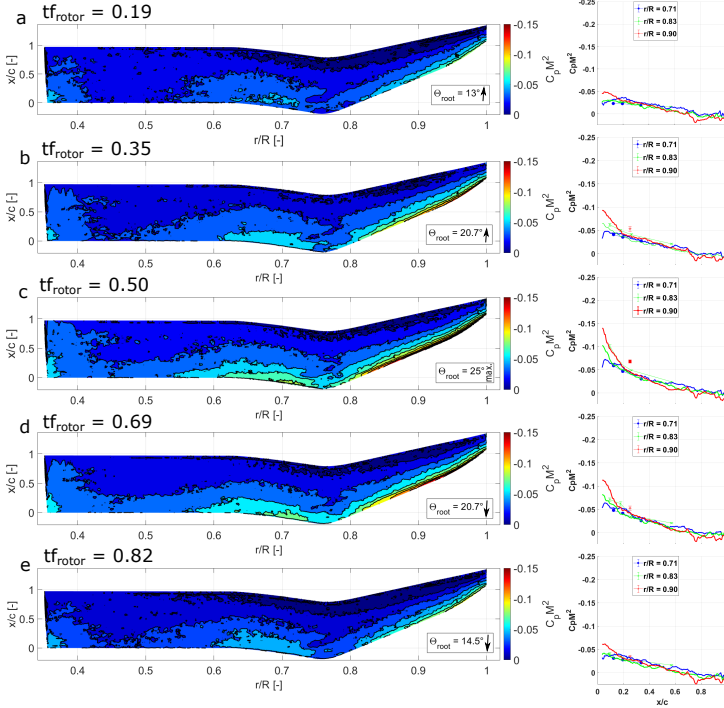


Abbildung 6.16.: Abschnittsweise gemittelte Oberflächendruckverteilung als  $C_p M^2$  an einer definierten Phase der Nickschwingung und sektorale Druckkoeffizienten in Blathtiefenrichtung  $x/c$  von iPSP und Druckaufnehmern für  $\Theta_{root} = 17^\circ \pm 8^\circ$

Auftriebskraft. Bei Erreichen von  $\Theta_{root} = 25^\circ$  gibt es weder auf dem vorwärts noch auf dem rückwärts gefeiltten Teil des Rotorblatts Bereiche, die Strömungsabrisse aufweisen. Bei Vergleich der Druckdaten (iPSP zu Drucksensoren) zueinander zwischen Aufnickvorgang und Abnickvorgang sind nur geringe Abweichungen festzustellen (Abb. 6.15 b). Bei  $\Theta_{root} = 20,7$  sind im vorwärts und rückwärts gefeiltten Teil des Rotorblatts etwas höhere Druckkoeffizienten (Abb. 6.16 d rechts) zu erkennen als bei  $\Theta_{root} = 20,7^\circ$  während des Abnickens (Abb. 6.16 b rechts). Bei  $\Theta_{root} = 14,5^\circ$  im Abnicken (Abb. 6.16 e) zeigt die Druckverteilung einen sehr ähnlichen radialen Verlauf wie  $\Theta_{root} = 13^\circ$  (Abb. 6.16 a) im Aufnicken.

Betrachtet man nun das Spektrum des Schlagmoments, ist deutlich zu erkennen, dass die

## 6. Experimentelle Ergebnisse und Diskussion

Amplitude bei  $1/\text{rev}$  den größten Beitrag zur Gesamtamplitude leistet, siehe Abbildung 6.17. Wobei sich die Gesamtamplitude so um 8 - 9 Nm bewegt. Ein weiterer kleine Beitrag wird noch durch die Teilamplitude der  $2/\text{rev}$  Schwingung erzeugt, dieser ist aber im Vergleich zur  $1/\text{rev}$  Teilamplitude nahezu vernachlässigbar. Somit bestätigt sich auch hier das in Kapitel 6.2.1 beschriebene Verhalten, das in erster Linie die lineare Schlagbewegung für den Hauptteil der Gesamtamplitude verantwortlich ist. Hierbei folgt die Schlagbewegung nahezu ohne Phasenversatz der anregenden Nickschwingung des Einstellwinkels, siehe Abbildung 6.15a.

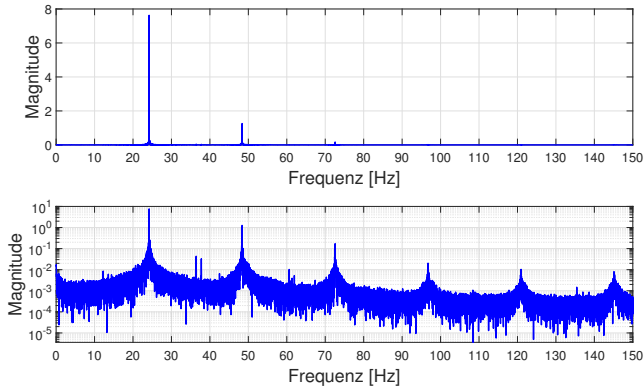


Abbildung 6.17.: Spektrum des Schlagmoments für  $\Theta_{root} = 17^\circ \pm 8^\circ$  bei  $f_{rot} = 23,6\text{Hz}$

### 6.4.2. Testfall C2: Dynamic Stall

Für den Testfall C2 ist eine deutliche Abweichung zwischen dem Einstellwinkel der Nickschwingung ( $\Theta_{root}$ ) und der elastischen Blattspitzen-Schlagdeformation zu erkennen (Abb. 6.18 a). Die elastische Blattspitzen-Schlagdeformation und das integrale Schlagmoment zeigen im Vergleich zur Einstellwinkelschwingung ( $\Theta_{root}$ ) ein stark nicht-lineares Verhalten. Dies wird durch die Bildung eines Sattelpunktes während des Abnicksens in der elastischen Blattspitzen-Schlagdeformation und des integralen Schlagmoments dargestellt (Abb. 6.18 a). Die Kurven der elastischen Blattspitzen-Schlagdeformation und des integralen Schlagmoments sind wieder phasengleich (Abb. 6.18 a). Es gibt also keine Phasenverschiebung zwischen dem Anregungsmoment (integrales Schlagmoment) und der Blattantwort (elastische Blattspitzen-Schlagdeformation), was die Annahme eines ideal steifen Rotorblattes unterstützt. Außerdem ist zu erkennen, dass im Gegensatz zum Testfall C1 die maximale elastische Blattspitzen-Schlagdeformationsverformung (23,6 mm) und das maximale integrale Schlagmoment (21,7 Nm) bereits vor dem maximalen Einstellwinkel erreicht wird. Bei Erreichen des maximalen Einstellwinkels ( $\Theta_{root} = 33^\circ$ ) fallen die elastische Blattspitzen-Schlagdeformation und das integrale Schlagmoment be-

## 6. Experimentelle Ergebnisse und Diskussion

reits stark ab (Abb. 6.18 a). Ab  $tf_{rotor} = 0,74$  gibt es jedoch einen Wendepunkt im Abfall der elastischen Blattspitzen-Schlagdeformation und des integrierten Schlagmoments. Hier ist ein erneuter Anstieg beider Größen zu erkennen, der bei  $tf_{rotor} = 0,74$  sein Maximum erreicht (Abb. 6.18 b). Im Bereich von  $\Theta_{root} = 23,2^\circ$  ist eine leicht erhöhte Fluktuation in den Rohdaten der

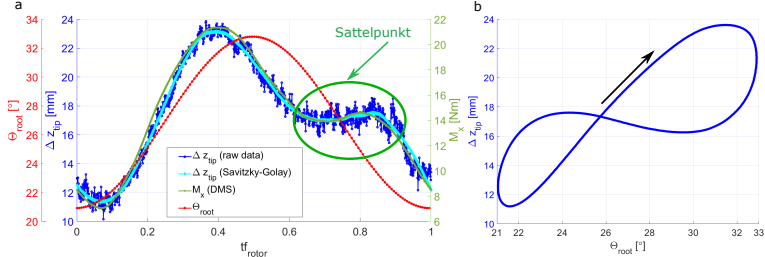


Abbildung 6.18.: Elastische Blattspitzen-Schlagdeformation, Blatteinstellwinkel und -integrales Schlagmoment über die azimutale Phase (a) und elastische Blattspitzen-Schlagdeformation über Blatteinstellwinkel (b) für  $\Theta_{root} = 27^\circ \pm 6^\circ$

Blattspitzenkamera zu beobachten, die auf einen Ablöse- oder Wiederanlagerungsprozess hindeuten kann. Nach  $\Theta_{root} = 23,2^\circ$  ( $0,9 \leq tf_{rotor} \leq 1,0$ ) nehmen die elastische Blattspitzen-Schlagdeformation und das integrale Schlagmoment wieder ab. Der Sattelpunkt in der elastischen Blattspitzen-Schlagdeformation ist auch in Abb. 6.18 b als stärkere Ausprägung der Hysterese gegen den Blatteinstellwinkel erkennbar. Darüber hinaus zeigt Abb. 6.18 b ein leichtes Strömungsabrissverhalten in der elastischen Blattspitzen-Schlagdeformation. Analog zu Abb. 6.16 sind die Oberflächendruckdaten in Abb. 6.19 dargestellt. Bei näherer Betrachtung liefern diese Daten eine Erklärung für das nicht-lineare Verhalten der Schlagbewegung. Für  $\Theta_{root} = 24,1^\circ$  ist eine ausgeprägte Saugspitze im rückwärts gefeiltten Teil des Rotorblatts, von der Blattspitze bis zum Scheitelpunkt, zu erkennen. Außerdem ist in Abb. 6.19 a eine Saugspitze im Bereich des vorwärts gefeiltten Teils zu erkennen. Bei Erreichen der maximalen elastischen Blattspitzen-Schlagdeformation und des integralen Schlagmoments bei  $\Theta_{root} = 29,8^\circ$  treten in der  $C_p M^2$ -Verteilung im Bereich der Blattspitze die ersten Strömungsabrissphänomene auf (Abb. 6.19 b). Dieser beginnende Strömungsabriss wird durch die Einwärtsbewegung des Blattspitzenwirbels eingeleitet, siehe [84]. Betrachtet man jedoch die  $C_p M^2$ -Werte in Blattieftiefenrichtung, so sind starke Saugspitzen bei  $r/R = 0,71$ ,  $r/R = 0,83$  und  $r/R = 0,90$  zu erkennen (Abb. 6.19 b rechts). Bei Erreichen des maximalen Einstellwinkels ist zu erkennen, dass ein großer Teil ( $0,9 \leq r/R \leq 1$ ) der rückwärts gefeiltten Fläche des Rotorblattes bereits Strömungsablösungen aufweist (Abb. 6.19 c links). Dies zeigt sich auch im Abfall der elastischen Blattspitzen-Schlagdeformation und des integralen Schlagmoments (Abb. 6.18 a) sowie im Zusammenbruch der Saugspitze bei  $r/R = 0,90$  in Abb. 6.19 c. Bei  $\Theta_{root} = 24,6^\circ$  während des Abnicks beginnen die elastische

## 6. Experimentelle Ergebnisse und Diskussion

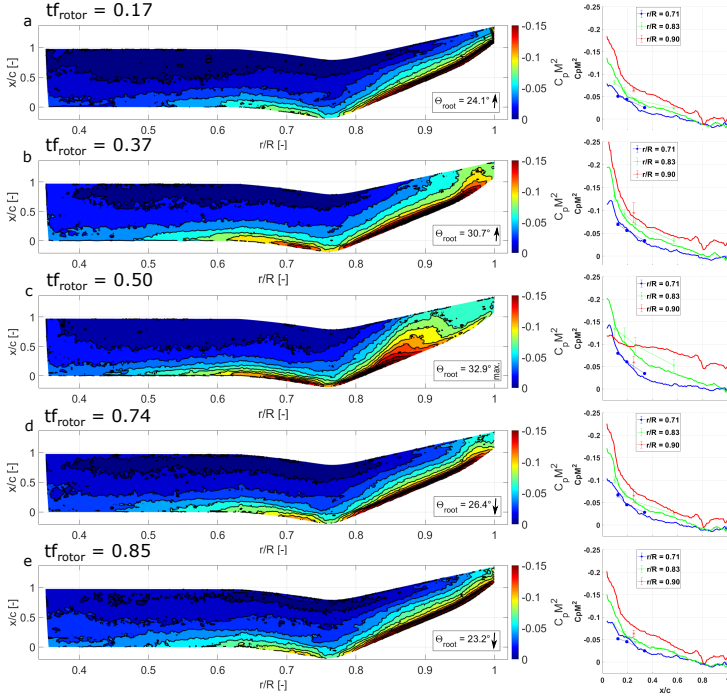


Abbildung 6.19.: Abschnittsweise gemittelte Oberflächendruckverteilung als  $C_p M^2$  an einer definierten Phase der Nickschwingung und sektionale Druckkoeffizienten in Blatttieferichtung  $x/c$  von iPSP und Druckaufnehmern für  $\Theta_{root} = 27^\circ \pm 6^\circ$

Blattspitzen-Schlagdeformation und das integrale Schlagmoment wieder zuzunehmen. Bei diesem Einstellwinkel zeigen sowohl die globale  $C_p M^2$ -Verteilung als auch die  $C_p M^2$ -Verteilung in Blatttieferichtung ein Wiederanlegen der Strömung bis zur Blattspitze (Abb. 6.19 d und e). Dies führt wiederum zu starken Saugspitzen, vor allem am rückwärts gefeilteten Teil des Rotorblattes, was zu einer Auftriebserrhöhung und damit zu einem erneuten Anstieg der elastischen Blattspitzen-Schlagdeformation führt. Ein Vergleich der  $C_p M^2$ -Verteilung beim Aufnicken (Abb. 6.19 a und b) und beim Abnicken (Abb. 6.19 d und e) zeigt, dass die Ablöse- und Wiederanlegevorgänge bei unterschiedlichen Einstellwinkeln und damit zeitlich versetzt stattfinden. Bei  $\Theta_{root} = 23,2^\circ$  (Abnicken) zeigen die vorwärts und rückwärts gefeilteten Teile des Rotorblattes wieder eine vollständig angelegte Strömung, mit ähnlich starken Saugspitzen wie bei  $\Theta_{root} = 26,4^\circ$  (Abnicken).

## 6. Experimentelle Ergebnisse und Diskussion

Für diesen zyklischen Testfall C2 ist zu erkennen, dass während der gesamten Einstellwinkelschwingung kein Strömungsabriss auf dem vorwärts gefeilteten Teil des Rotorblattes auftritt. Die Ablöse- und Wiederanlegevorgänge betreffen nur den rückwärts gefeilteten Teil des Rotorblattes.

Dieses nicht-lineare Verhalten in der Schlagbewegung des Rotorblattes spiegelt sich auch im Spektrum des Schlagmoments wider. Im diesem ist klar zu erkennen, dass nicht nur die 1/rev Teilamplitude sondern nun auch die 2/rev Teilamplitude maßgeblich zur Gesamtamplitude beiträgt, siehe Abbildung 6.20. Auch der Vergleich mit dem Spektrum von Testfall C1 (Abb. 6.17) zeigt, dass ein deutlich größerer Teil der 2/rev zur Gesamtamplitude beiträgt.

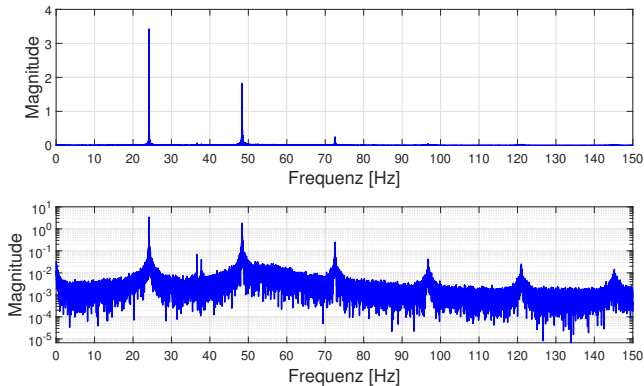


Abbildung 6.20.: Spektrum des Schlagmoments für  $\Theta_{root} = 27^\circ \pm 6^\circ$  bei  $f_{rot} = 23,6Hz$

Dabei entfallen bei Testfall C2 3,42 Nm auf die 1/rev, 1,82 Nm auf die 2/rev und 0,2 Nm auf die 3/rev. Die 3/rev Teilamplitude steigt für Testfall C2 auch an, jedoch in einem vernachlässigbar kleinen Maß. Ursache für die Aufteilung der Gesamtamplitude auf die Teilamplitude der 1/rev und 2/rev ist das nicht-lineare Schlagverhalten des Rotorblattes (Abb. 6.18), ausgelöst durch den Dynamic Stall. Um diesen Verformungsverlauf zu erhalten, muss bei einer Superposition der 1 und 2 harmonischen die 2/rev einen relevanten Betrag zur 1/rev haben, sodass sich der Schlagverformungsverlauf mittels Fourier-Reihe der 1/rev, 2/rev und 3/rev darstellen lässt. Somit verursacht das aerodynamische Phänomen des Dynamic Stall eine 2/rev Anregung in der Amplitude.

### 6.4.3. Testfall C3: Deep Dynamic Stall

Der zyklische Testfall C3 zeigt ein sehr ähnliches Verhalten wie C2 hinsichtlich der elastischen Blattspitzen-Schlagdeformation und des integralen Schlagmoments, siehe Abb. 6.21 a. Wie bei C2 ist ein erneuter Anstieg der elastischen Blattspitzen-Schlagdeformation

## 6. Experimentelle Ergebnisse und Diskussion

und des integralen Schlagmoments zu erkennen, siehe Abb. 6.21 bei ( $0,78 \leq t_{f_{rotor}} \leq 1,0$ ). In diesem Fall ist der erneute Anstieg der elastischen Blattspitzen-Schlagdeformation beim Abnicken jedoch viel stärker ausgeprägt als bei C2 (Abb. 6.18 a). Die Entwicklung der elastischen Blattspitzen-Schlagdeformation nähert sich eher einer 2/rev-Schwingung mit einer deutlich geringeren zweiten Zunahme der elastischen Blattspitzen-Schlagdeformation für C3. Die bereits für C2 beschriebene Abweichung von der Einstellwinkelschwingung ( $\Theta_{root}$ ) zur elastischen Blattspitzen-Schlagdeformation wird ebenfalls deutlich (Abb. 6.21 a).

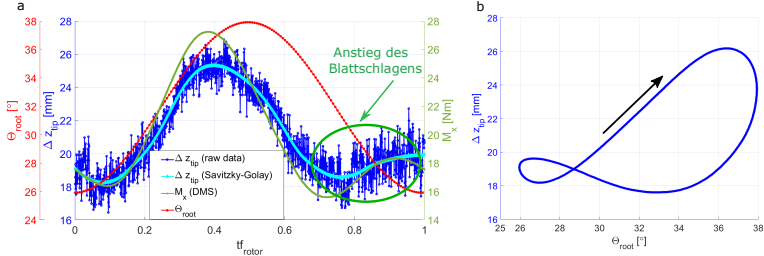


Abbildung 6.21.: Elastische Blattspitzen-Schlagdeformation, Blatteinstellwinkel und integrales Schlagmoment über die azimutale Phase (a) und elastische Blattspitzen-Schlagdeformation über Blatteinstellwinkel (b) für  $\Theta_{root} = 32^\circ \pm 6^\circ$

Die 2/rev-Schwingung mit einem deutlich geringeren zweiten Anstieg der elastischen Blattspitzen-Schlagdeformation wird auch in Abb. 6.21 b durch eine wesentlich stärkere Ausprägung der Hysterese über den Blatteinstellwinkel als für C2 dargestellt. Darüber hinaus zeigt Abb. 6.21 b ein typisches Dynamic Stall Verhalten bei der elastischen Blattspitzen-Schlagdeformation. Die  $C_p M^2$ -Ergebnisse, sowohl die globale Verteilung als auch die Schnitte in Blatttieferichtung, zeigen deutliche Unterschiede zwischen den Testfällen C2 und C3 (Abb. 6.19 und Abb. 6.22). Bei C3 treten bereits zu Beginn des Aufnicken bei  $\Theta_{root} = 29^\circ$  erste Strömungsabrissphänomene im Bereich der Blattspitze auf, aber es gibt noch starke Saugspitzen sowohl innerhalb als auch außerhalb des Knicks, siehe Abb. 6.22 a. Beim Erreichen der maximalen elastischen Blattspitzen-Schlagdeformation (25,5 mm) und des maximalen integralen Schlagmoments (27,2 Nm) bei  $t_{f_{rotor}} = 0,37$  ist ein Bereich mit abgelöster Strömung zwischen  $0,88 \leq r/R \leq 1,0$  zu erkennen (Abb. 6.22 b). Bei diesem Einstellwinkel wird die Ablösung der Strömung auch durch die kollabierende Saugspitze von  $C_p M^2$  bei  $r/R = 0,9$  in Abb. 6.22 b dargestellt. Die Oberflächendruckverteilung beim maximalen Einstellwinkel ( $\Theta_{root} = 37,8^\circ$ ) zeigt eine breite Strömungsablösung, sowohl innerhalb als auch außerhalb des Knicks. Die daraus resultierende Abnahme des Auftriebs wird auch durch die abnehmende elastische Blattspitzen-Schlagdeformation und das integrale Schlagmoment in Abb. 6.21 a dargestellt. Bei  $t_{f_{rotor}} = 0,74$  nehmen die elastische Blattspitzen-Schlagdeformation und das integrale Schlagmoment wieder zu (Abb. 6.21 a).

## 6. Experimentelle Ergebnisse und Diskussion

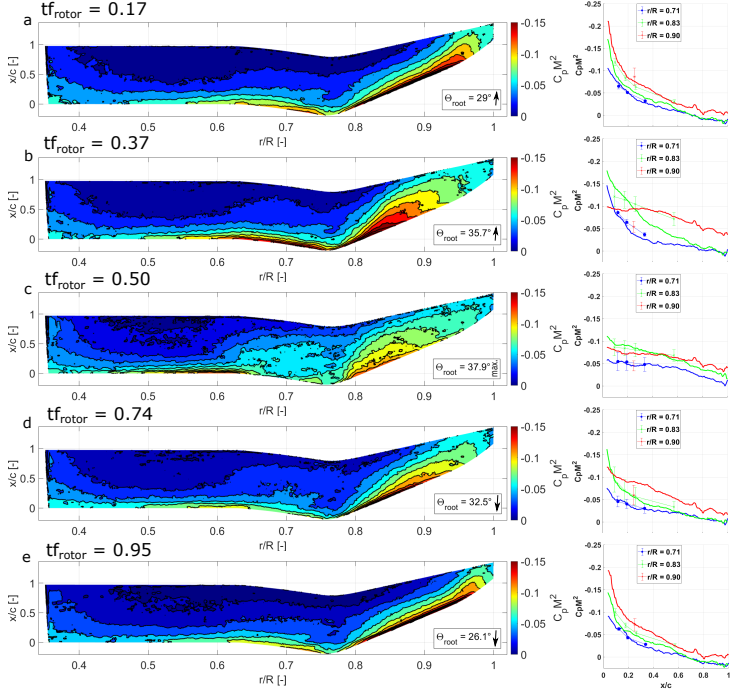


Abbildung 6.22.: Abschnittsweise gemittelte Oberflächendruckverteilung als  $C_p M^2$  an einer definierten Phase der Nickschwingung und sektorale Druckkoeffizienten in Blatttieferichtung  $x/c$  von iPSP und Druckaufnehmern für  $\Theta_{root} = 32^\circ \pm 6^\circ$

Dies spiegelt sich auch in der  $C_p M^2$ -Verteilung bei  $\Theta_{root} = 32,5^\circ$  wider, die auf einen Wiederanlegeprozess im vorwärts gefeiltel Teil und einen nicht vollständigen Wiederanlegeprozess im rückwärts gefeiltel Teil des Blatts hindeutet, siehe Abb. 6.22 d. Bei  $\Theta_{root} = 26,1^\circ$  ist die Strömung im rückwärts gefeiltel Teil vollständig wieder angelegt (Abb. 6.22 e). Im Gegensatz zu Fall C2 kann im Fall C3 eine Strömungsablösung auch innerhalb des Knicks im vorwärts gefeiltel Teil des Blatts festgestellt werden. Dies führt schließlich zu einem "deep Dynamic Stall"-Verhalten, das durch einen zweiten stärkeren Anstieg der elastischen Blattspitzen-Schlagdeformation beim Abnicken gekennzeichnet ist.

Für den Testfall C3 ähnelt das Spektrum des Schlagmoments dem von Testfall C2, vergleiche Abb. 6.20 und Abb. 6.23. Auch hier teilt sich die Gesamtamplitude hauptsächlich

## 6. Experimentelle Ergebnisse und Diskussion

auf die  $1/\text{rev}$  und  $2/\text{rev}$  Teilamplituden auf. Aufgrund dessen, dass die Gesamtamplitude etwas geringer ist als in Testfall C2, fallen auch die Teilamplituden etwas geringer aus. Dabei entfallen für Testfall C3 3,35 Nm auf die  $1/\text{rev}$ , 1,50 Nm auf die  $2/\text{rev}$  sowie 0,2 auf die  $3/\text{rev}$ . Damit steigt das Verhältnis zwischen  $\frac{1/\text{rev}}{2/\text{rev}} = 2,23$  leicht im Vergleich zu Testfall C2 (Verhältnis  $\frac{1/\text{rev}}{2/\text{rev}} = 1,82$ ). Somit zeigt sich, dass die Stärke des Dynamic Stall Einfluss auf das Teilamplitudenverhältnis hat. Dies hat sich auch bei dem Vergleich der Rainflow Matrix zwischen Testfall C2 und C3 angedeutet, zum einen durch die höhere Anzahl an ausgezählten Perioden im Nebenclusterzentrum, sowie dessen Amplitudenlage (Mittelwertklassen um 18 Nm und Amplitudenwertklassen zwischen 0 - 6 Nm, Abb. 6.12) bei Testfall C3.

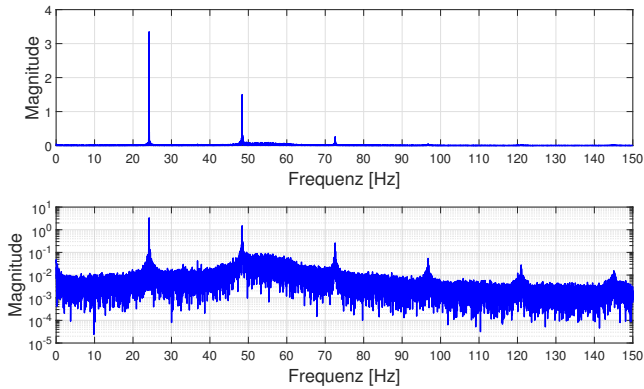


Abbildung 6.23.: Spektrum des Schlagmoments für  $\Theta_{\text{root}} = 32^\circ \pm 6^\circ$  bei  $f_{\text{rot}} = 23,6 \text{ Hz}$

## 7. Zusammenfassung

Im Rahmen dieser Arbeit wurde das aeroelastische Verhalten eines vierblättrigen Rotors mit einem innovativen doppelt gefeiltten Rotorblattmodell unter Schwebeflugbedingungen und bei zyklischen Nickschwingungen im Rotor Teststand Göttingen untersucht. Im ersten Schritt der Analyse wurden die Ergebnisse von zwei durchgeführten Messkampagnen kombiniert, um einen detaillierten Einblick in die Strömung-Struktur-Kopplung unter Schwebeflugbedingungen zu erhalten. Hierbei wurde das statische aeroelastische Verhalten des Rotorblattes untersucht. Dazu wurden die Blattschlagverformung, integrale Blattwurzellasten, Oberflächendruckverteilung und die Strömungsfelder der Blattspitzenwirbel gemessen und untersucht. Insbesondere die Wechselwirkung zwischen dem Einsetzen des Strömungsabrisses und dem nach innen Wandern des Blattspitzenwirbels stand dabei im Mittelpunkt. Mittels dieser Untersuchungen konnten die anfangs aufgeführten Fragen in dieser Arbeit weitestgehend beantwortet werden.

Bezüglich des strömungsmechanischen Ablösemechanismus bei zyklischen und kollektiven Einstellwinkeln zeigte sich, dass die doppelt gefeilte Planform eine zweistufige Strömungsablösung aufweist. Bei kollektiven Einstellwinkeln stellte sich heraus, dass der Blattspitzenwirbel auf den rückwärts gefeiltten Teil des Rotorblattes nach innen wandert und erst am Umkehrpunkt zum vorwärts gefeiltten Teil des Rotorblattes vollständig ablöst. Vor der vollständigen Ablösung des nach innen gewanderten Blattspitzenwirbels wurde die Bildung eines zweiten Ablösewirbels auf dem vorwärts gefeiltten Teil des Rotorblattes identifiziert. Dieses Verhalten spiegelt sich bei kollektiven Einstellwinkeln in den Polen der integralen Blattnormalkraft, der elastischen Blattschlagdeformation, des Nickmoments und der elastischen Torsion wider. Zudem konnte durch die Vermessung der Biegelinie unter Last gezeigt werden, dass für das Rotorblatt eine weiche Blattspitze angenommen werden kann. Für die zyklischen Einstellwinkel konnte mittels Oberflächendruckverteilung festgestellt werden, dass ein zeitlich versetztes Ablösen und Wiederanlegen der Strömung zwischen dem vorwärts- und rückwärts gefeiltten Teil des Rotorblattes eintritt. Die Strömungsablösung setzt an der Blattspitze des rückwärts gefeiltten Teils ein. Wie bei der stationären Schubpolare zeigt sich hier ein zweistufiger Strömungsabriss auch während des Dynamic Stall. Zudem zeigt sich für den Fall C3 ein deutlich größerer Bereich mit abgelöster Strömung im Gegensatz zu C2. Für C3 erfolgt die Strömungsablösung nicht nur am rückwärts gefeiltten Teil, sondern zieht sich auch über den vorwärts gefeiltten Teil.

Des Weiteren lassen die Ergebnisse einen Rückschluss auf den Einfluss des Strömungsmechanismus auf das Schlag- und Torsionsverhalten bei kollektiven Einstellwinkeln zu. Dabei konnten die Verläufe des Nickmomentes und der Normalkraft in drei verschiedene Einstellwinkel abhängige Intervalle mit unterschiedlichen Phänomenen eingeordnet werden:

## 7. Zusammenfassung

1. bei kleinen Einstellwinkeln, 2. beim Einsetzen des Strömungsabrisses, 3. bei hohen Einstellwinkeln. Bei kleinen Einstellwinkeln ist ein leichter Abfall des Nickmomentes und eine geringere Steigung in der Normalkraft sowie der elastischen Blattschlagdeformation zu erkennen. Aufgrund der Lage der elastischen Achse nahe der Blattspitze hat die Änderung des Nickmoments nahezu keinen Einfluss auf die elastische Torsion. Während des Einsetzens des Strömungsabrisses zeigt sich ein starker Einbruch des Nickmoments und der elastischen Torsion. Dabei hängt das resultierende integrale Nickmoment von der Lage der elastischen Achse zu den entsprechenden, stark ausgeprägten Saugspitzen an der Profilnase ab. Zusätzlich zeigen die Normalkraft und die elastische Blattschlagdeformation eine kontinuierlich abnehmende Steigung, die mit einer nach innen gerichteten Bewegung des abgelösten Blattspitzenwirbels einhergeht. Der Bereich bei hohen Anstellwinkeln zeigt, dass die maximale elastische Blattschlagdeformation vor der maximalen Normalkraft erreicht wird. Dies ist auf den flexiblen, nach hinten gefeilteten Teil des Blattes sowie auf die Strömungsablösung im selben Bereich zurückzuführen. Sowohl das Nickmoment als auch die elastische Torsion nehmen kurz vor dem vollständigen Strömungsabriss am vorderen und hinteren Teil zu.

Es war auch möglich, anhand der Ergebnisse die Entwicklung des Blattschlagverhaltens bei zunehmender Stärke des Dynamic Stall zu beschreiben und einen Zusammenhang mit dem dynamischen Ablösemechanismus auf dem vorwärts- und rückwärts gefeilteten Teil des Rotorblattes herzustellen. Mit Hilfe der instationären Oberflächendruckverteilungen aus der iPSP-Messung, den integralen Blattwurzellasten und der Schlagdeformation konnte gezeigt werden, dass das Blattschlagmoment und die Blattschlagdeformation über den Umlauf eine qualitativ sehr gute Korrelation aufweisen. Dies deutet darauf hin, dass die Blätter als ideal steif angenommen werden können, vor allem, da auch keine relevante Phasenverschiebung zwischen der maximalen Blattschlagdeformation und dem maximalen Blattschlagmoment festgestellt werden konnte. Bei zwei der untersuchten Testfälle (C2 und C3) zeigt sich eine aufkommende Nichtlinearität zwischen Blattanregung (Blatteinstellwinkel) und Blattschlagdeformation sowie dem Blattschlagmoment. Dabei bildet sich während des Abnickvorgangs ein Sattelpunkt (C2) oder eine 2/rev-Schwingung mit einem zweiten Anstieg der Blattschlagdeformation (C3). Diese Nichtlinearität der Blattschlagdeformation und des Blattschlagmoments während des Abnickvorgangs nimmt mit zunehmender Stärke des Dynamic Stall zu und führt zu einer 2/rev-Anregung des Rotorblattes. Dies lässt sich vor allem im Spektrum des Blattschlagmoments sowie in der Darstellung der Rainflow Matrix gut erkennen. Wie bereits erwähnt, zeigen die iPSP-Ergebnisse für den Fall C3 einen deutlich größeren Bereich mit abgelöster Strömung im Gegensatz zu C2. Somit konnte ein direkter Zusammenhang zwischen dem größeren Ausmaß der Strömungsablösung und der dadurch resultierenden Verstärkung des nichtlinearen Verhaltens zwischen dem integralen Blattschlagmoment und der Blattschlagdeformation in Bezug auf die Einstellwinkel gezeigt werden. Auch eine höherharmonische Anregung des Rotorblattes durch das Schlagverhalten während des Dynamic Stall konnte nachgewiesen werden. Zu erkennen ist dies vor allem in der Rainflow Matrix des Schlagmoments.

## 8. Ausblick

Anhand dieser Zusammenfassung der Daten lässt sich sagen, dass die in dieser Arbeit aufgeführten Ziele mit den ausgewählten experimentellen Methoden und Messtechniken weitgehend beantwortet werden konnten. Um Rückschlüsse auf die nahezu reine Strömung-Struktur-Kopplung der Rotorblattplanform zu ziehen, war die Kombination aus iPSP, Blattwurzellasten und elastischer Blattspitzendeformation durchaus ausreichend geeignet, jedoch dahingehend limitiert, dass sowohl die radiale Lastverteilung als auch die Deformation nicht mit einbezogen werden konnten, was einen noch detaillierteren Blick in das aeroelastische Verhalten gegeben hätte. Dafür hätte es jedoch flächiger Deformations- und Lastmessungen bedurft. Zudem wurde gezielt versucht, den Einfluss aller Trägheitsterme in der Schlagbewegung des Rotorblattes durch das Modelldesign so gering wie möglich zu halten, um eine nahezu reine Strömung-Struktur-Kopplung der Rotorblattplanform unter Dynamic-Stall-Bedingungen und bei kollektiven Schubpolaren untersuchen zu können. Die Rotor Testanlage Göttingen bietet dafür ideale Bedingungen, da sie die Untersuchungen eines isolierten Hauptrotorkopfes zulässt.

Für zukünftige Versuche sollte beachtet werden, dass im Vergleich zu echten Rotorblättern einige Aspekte, die in der Realität präsent sind, vernachlässigt wurden. Zum einen wird die Verdrängungswirkung des Hubschrauberrumpfes nicht berücksichtigt. Des Weiteren wird keine effektive Vorwärtsfluggeschwindigkeit mitberücksichtigt, dies führt dazu, dass viele Hauptrotoreffekte am RTG gar nicht auftreten. Dies hat Vorteile (vereinfachender Natur), aber auch Nachteile (bildet die Realität nicht exakt ab). Aber vor allem bedeutet dies, dass alle weiteren aerodynamischen Effekte, die zusätzlich miteinander interagieren können, nicht mitberücksichtigt wurden. Zudem ergibt sich durch die extrem schwenksteife Anbindung der Rotorblätter an den RTG, dass die Schwenkbewegung nahezu nicht stattfindet. In zukünftigen Experimenten sollte versucht werden, möglichst viele der oben genannten Bedingungen mit abzudecken. Um die Doppelpfeilung mit konventionellen Rotorblattformen im Vorwärtsflug vergleichen zu können, sollte der doppelt gepfeilte Rotorblattsatz in weiteren Experimenten an einem Gesamthubschraubermodell im Vorwärtsflug untersucht werden. Dazu muss ein Adapterstück in Schlaufentechnik und mit schlankem Blatthals für den Rotorblattsatz entwickelt werden und an einem Gesamthubschraubermodell mit gelenklosem Rotorkopf im Windkanal getestet werden. Mit diesem Vorgehen würde man die oben genannten Randbedingungen größtenteils abdecken.

Als abschließender Punkt sei jedoch erwähnt, dass die in dieser Arbeit erzielten Ergebnisse in ihrer Bedeutung einen Mehrwert darstellen, da die aeroelastischen Kopplungsmechanismen bezüglich einer doppelt gepfeilten Blattspitze identifiziert wurden. Diese Erkenntnisse bezüglich der Nick- und Schlagmomententwicklung bei steigenden kollektiven

## 8. Ausblick

Einstellwinkeln sowie des dynamischen Schlagverhaltens können bei der Validierung von Rechenmodellen und bei der zukünftigen Planformentwicklung von Rotorblättern mit einbezogen werden.

# Literaturverzeichnis

- [1] W. Bittner. *Flugmechanik der Hubschrauber*, volume 4. Springer, 2014.
- [2] B. G. van der Wall. *Grundlagen der Hubschrauber-Aerodynamik*. Springer, 2015.
- [3] A. Gardner, A.R. Jones, K. Mulleners, J.W. Naughton, and Smith M.J. Review of rotating wing dynamic stall: Experiments and flow control. *Journal of Aerospace Science*, 137(100887), 2023.
- [4] W. J. McCroskey. The phenomenon of dynamic stall. Technical Report memorandum 81264, NASA Ames Research Center, Moffett Field, California, 1981.
- [5] W.J. McCroskey, K.W. McAlister, L.W. Carr, and S.L. Pucci. An experimental study of dynamic stall on advanced airfoil sections. Volume 1. Summary of the Experiment, Technical Report NASA TM-842245 and USAAVRADCOTR82-A-8, NASA Ames Research Center, 1982.
- [6] W.J. McCroskey and R.K. Fisher. Dynamic stall of airfoils and helicopter rotors. Technical Report AGARD-R-595, pp. 2.1-2.7, NASA Ames Research Center, 1982.
- [7] A. Goerttler, J. N. Braukmann, T. Schwermer, A. D. Gardner, and M. Raffel. Tip-vortex investigation on a rotating and pitching rotor blade. *Journal of Aircraft*, 55(5):1792–1804, 2018.
- [8] W.R. Spletstoesser, J. Prieur, K. Pahlke, K.-J. Schultz, B.G. van der Wall, Y. Delrieux, P. Gardarein, P. Geoffroy, and P. Leconte. Main phase of the erato cooperation on aeroacoustic rotor optimization, 1997. DLR Internal Report, DLR-IB 129-97/10.
- [9] Y. Delrieux, J. Prieur, M. Costes, P. Gardarein, P. Beaumier, H.M. des Rochettes, P. Leconte, P. Crozier, W.R. Spletstoesser, B.G. van der Wall, B. Junker, K.-J. Schultz, E. Mercker, K. Pengel, J.J. Philippe, and B. Gmelin. The onera-dlr aeroacoustic rotor optimisation programme erato: Methodology and achievements. *American Helicopter Society Aerodynamics, Acoustics and Test and Evaluation Technical Specialists Meeting*, 2002.
- [10] B. Lütke. *Dynamic Stall on a Pitching Double-Swept Rotor Blade Tip*. PhD thesis, Technische Universität München, 2017.
- [11] M. Müller, A. Weiss, and J.N. Braukmann. Dynamic stall investigation on a rotating semielastic double-swept rotor blade at the rotor test facility göttingen. *Journal of the American Helicopter Society*, 68(022007), 2022.

- [12] M. Müller, A. Weiss, J.N. Braukmann, and C.C. Wolf. Aeroelastic behavior of a rotating semi-elastic double-swept rotor blade under climb conditions at the rotor test facility gottingen. In *Proceedings of the 78rd Annual Forum of the American Helicopter Society*, West Palm Beach, Florida, 2023.
- [13] B. Lütke, J. Nuhn, Y. Govers, and M. Schmidt. Design of a rotor blade tip for the investigation of dynamic stall in the transonic wind-tunnel göttingen. *The Aeronautical Journal*, 120(1232):1509–1533, 2016.
- [14] B. Lütke, M. Schmidt, J. Sinske, and J. Neumann. Structural design of an instrumented double-swept wind tunnel model. In *International Conference on Composite Materials*, 2015.
- [15] T. Schwermer. *Experimentelle Untersuchung des dynamischen Strömungsabriss an einem Rotor mit axialer Zuströmung*. PhD thesis, Gottfried Wilhelm Leibniz Universität Hannover, 2018.
- [16] J. Braukmann, T. Schwermer, and C. Wolf. Investigation of young blade-tip vortices at a rotor test facility using stereoscopic piv. *Fachtagung Experimentelle Strömungsmechanik*, 2017.
- [17] S.I. Benton and M.R. Visbal. The onset of dynamic stall at a high, transitional reynolds number. *Journal of Fluid Mechanics*, 861, 2018.
- [18] M.R. Visbal and D.J. Garmann. Numerical investigation of spanwise end effects on dynamic stall of a pitching naca 0012 wing. In *AIAA SciTech Forum*, Grapevine, Texas, 2017.
- [19] J. Letzgus. *High-Fidelity Simulation of Dynamic Stall on Helicopter Rotors*. PhD thesis, University of Stuttgart, 2021.
- [20] L.W. Carr. Progress in analysis and prediction of dynamic stall. *Journal of Aircraft*, 25(1):06–17, 1988.
- [21] W. Sheng, R.A.M. Galbraith, and F.N. Coton. Prediction of dynamic stall onset for oscillatory low-speed airfoils. *Journal of Fluids Engineering*, 130(10), 2008.
- [22] W. Sheng, R.A.M. Galbraith, and F.N. Coton. A new stall-onset criterion for low speed dynamic-stall. *Journal of Solar Energy Engineering*, 128(4):461–471, 2005.
- [23] K. Mulleners and M. Raffel. Dynamic stall development. *Experiments in Fluids*, 54(2), 2013.
- [24] A.H. Lind and A.R. Jones. Unsteady airloads on static airfoils through high angles of attack and in reverse flow. *Journal of Fluids Structures*, 63:259–279, 2016.
- [25] A.H. Lind, L.N. Trollinger, F.H. Manar, and A.R. Chopra, I. fand Jones. Flowfield measurements of reverse flow on a high advance ratio rotor, experiment. *Journal of Fluids Structures*, 59, 2018.

- [26] P.B. Kirk and A.R. Jones. Vortex formation on surging airfoils with application to reverse flow modeling. *Journal of Fluid Mechanics*, 34(859):59–88, 2018.
- [27] N. Hiremath, D. Shukla, and N. Komerath. Vortical lift on retreating rotor blades at high advance ratios. *Journal of Experiments in Fluids*, 60(6), 2019.
- [28] A.R. Jones. Gust encounters of rigid wings: Taming the parameter space. *Phys. Review Fluids*, 5(11), 2020.
- [29] P. Gehlert and H. Babinsky. Linking the unsteady force generation to vorticity for a translating and rotating cylinder. In *AIAA–2019–0347, AIAA Scitech 2019 Forum*, 2019.
- [30] H. Biler, C. Badrya, and A.R. Jones. Experimental and computational investigation of transverse gust encounters. *AIAA Journal*, 57(11):4608–4622, 2019.
- [31] I. Andreu-Angulo, H. Babinsky, H. Biler, G. Sedky, and A.R. Jones. Effect of transverse gust velocity profiles. *AIAA Journal*, 58(12), 2020.
- [32] J.G. Leishman. Dynamic stall experiments on the naca 23012 aerofoil. *Experiments in Fluids*, 9:49–58, 1990.
- [33] Jr. Bailey, F.J. and F.B. Gustafson. Observations in flight of the region of stalled flow over the blades of an autogiro rotor. Technischer bericht, naca-tn-741, NACA, 1939.
- [34] F.B. Gustafson and Jr. Myers, G.J. Stalling of helicopter blades. Technischer bericht, naca-tr-840, NACA, 1946.
- [35] W.G. Bousman. Qualitative examination of dynamic stall from flight test data. *Journal of American Helicopter Society*, 43(4):279–295, 1998.
- [36] A. I. Abrego, L. E. Olson, E.A. Romander, D. A. Barrows, and A. W. Burner. Blade displacement measurement technique applied to a full-scale rotor test. In *AHS 68th Annual Forum*, Fort Worth, Texas, 2012.
- [37] A. I. Abrego, L. Meyn, A. W. Burner, and D. A. Barrows. Summary of full-scale blade displacement measurements of the uh-60a airloads rotor. In *AHS Technical Meeting on Aeromechanics Design for Vertical Lift*, San Francisco, California, 2016.
- [38] D. A. Barrows, A. W. Burner, L. E. Olson, and A. I. Abrego. Blade displacement measurements of the full-scale uh-60a airloads rotor. In *AIAA Applied Aerodynamics Conference*, Honolulu, Hawaii, 2011.
- [39] T.R. Norman, P. Shinoda, R.L. Peterson, and A. Datta. Full-scale wind tunnel test of the uh-60a airloads rotor. In *Proceedings of the 67th Annual Forum of the American Helicopter Society*, 2011.
- [40] L. E. Olson, D. A. Barrows, A. I. Abrego, and A. W. Burner. Blade deflection measurements of a full-scale uh-60a rotor system. In *AHS Specialists’ Conference on Aeromechanics*, San Francisco, California, 2010.

- [41] E. T. Schairer, J. T. Heineck, and H. Spooner. Blade displacement measurements of a rotor in forward flight in the langley 14- by 22-foot wind tunnel. In *AIAA SciTech Forum*, 2021.
- [42] F. Richez, R. Jain, A. Grubb, M. Smith, and C. Castells. Validation and analysis of aero-elastic simulations of the uh-60a rotor from pre to post-stall flight conditions. In *Proceedings of the 76th Annual Forum of the Vertical Flight Society*, 2020.
- [43] S. Surrey, B. Ortun, K.V. Truong, and F. Wienke. Investigation of the structural blade dynamics and aeroelastic behavior of the 7a rotor. In *Proceedings of the 72nd Annual Forum of the American Helicopter Society*, 2016.
- [44] K. Mulleners, K. Kindler, and M. Raffel. Dynamic stall on a fully equipped helicopter model. *Aerospace Science Technology*, 19:72–76, 2012.
- [45] T. Schwermer, A. D. Gardner, and M. Raffel. A novel experiment to understand the dynamic stall phenomenon in rotor axial flight. *Journal of the American Helicopter Society*, 64(1):1–11, 2019.
- [46] V. Raghav. *Radial flow effects on a retreating rotor blade (Ph.D. thesis)*. PhD thesis, Georgia Tech, North Avenue NW, Atlanta, Gorgia, 2014.
- [47] V. Heuschneider. Parameter identification of the merit rotor based on hover measurements with collective and cyclic pitch controls. In *Proceedings of the Vertical Flight Society 78th Annual Forum*, 2022.
- [48] H. Snel, J.G. Schepers, and B. Montgomerie. The mexico project (model experiments in controlled conditions): The database and first results of data processing and interpretation. *Journal of Physics Conferences Series*, 75(012014), 2007.
- [49] T. Schwermer, A. D. Gardner, and M. Raffel. Dynamic stall experiments on a rotor with high cyclic setting in axial inflow. In *Proceedings of the 73rd Annual Forum of the American Helicopter Society*, 2017.
- [50] P. Crozier. Recent improvements in rotor testing capabilities in the onera s1ma wind tunnel. In *Proceedings of the 20th European Rotorcraft Forum*, 1994.
- [51] W. Johnson and A. Datta. Requirements for next generation comprehensive analysis of rotorcraft. In *Proceedings of the American Helicopter Society Specialists Conference on Aeromechanics*, 2008.
- [52] A. Grubb, C. Castells, R. Jain, F. Richez, and M. Smith. High fidelity cfd analyses of dynamic stall on a four-bladed fully articulated rotor system. In *74th American Helicopter Society International Annual Forum and Technology Display*, 2018.
- [53] C.H. Han, C.Y. Yum, S.J. Kim, and S.N. Jung. Aeromechanical stability investigation of a composite hingeless rotor in hover. *Journal of the American Helicopter Society*, 48(3), 2003.

- [54] R. A. Piziali. 2-d and 3-d oscillating wing aerodynamics for a range of angles of attack including stall. Technical Report Technical Report NASA TM-4632, NASA, 1994.
- [55] P.F. Lorber, F.O. Carta, and A.F. Covino Jr. An oscillating three-dimensional wing experiment: Compressibility, sweep, rate, waveform and geometry effects on unsteady separation and dynamic stall. Report r92-958325-6, United Technologies Research Center, 1992.
- [56] C.B. Merz, C.C. Wolf, K. Richter, K. Kaufmann, A. Mielke, and M. Raffel. Spanwise differences in static and dynamic stall on a pitching rotor blade tip model. *Journal of the American Helicopter Society*, 62(1):785–796, 2017.
- [57] K. Kaufmann, C.B. Merz, and A. D. Gardner. Dynamic stall simulations on a pitching finite wing. *Journal of Aircraft*, 54(4):1303–1316, 2017.
- [58] K. Kaufmann, A.D. Gardner, and M. Costes. Comparison between two-dimensional and three-dimensional dynamic stall. *New Results in Numerical and Experimental Fluid Mechanics X Notes on Numerical Fluid Mechanics and Multidisciplinary Design*, 132:315–325, 2016.
- [59] A. D. Gardner, C.B. Merz, and C.C. Wolf. Effect of sweep on a pitching finite wing. *Journal of the American Helicopter Society*, 64(3), 2019.
- [60] K.W. McAlister, S.L. Pucci, W.J. McCroskey, and L.W. Carr. An experimental study of dynamic stall on advanced airfoil sections volume ii pressure and force data. Technical Report Technical Report TR-82-A-8, NASA, 1982.
- [61] W. Geißler, G. Dietz, H. Mai, J. Bosbach, and H. Richard. Dynamic stall and its passive control investigations on the oa209 airfoil section. In *31st European Rotorcraft Forum*, 2005.
- [62] A. Zanotti and G. Gibertini. Experimental investigation of the dynamic stall phenomenon on a naca 23012 oscillating airfoil. *Proc. Inst. Mech. Eng.*, 227(9):1375–1388, 2012.
- [63] G. Joubert, A. Le Pape, B. Heine, and S. Huberson. Deployable vortex generator dynamic stall alleviation through experimental and numerical investigations. *Journal of American Helicopter Society*, 58(3), 2013.
- [64] P.F. Lorber and F.O. Carta. Airfoil dynamic stall at constant pitch rate and high reynolds number. *Journal of Aircraft*, 25(6):548–556, 1988.
- [65] M. Acharya and M.H. Metwally. Unsteady pressure field and vorticity production over a pitching airfoil. *AIAA Journal*, 30(2):403–411, 1992.
- [66] C. Shih, L. Lourenco, L.V. Dommelen, and A. Krothapalli. Unsteady flow past an airfoil pitching at a constant rate. *AIAA Journal*, 30(5):1153–1161, 1992.

- [67] J. Kiefer, C.E. Brunner, M.O.L. Hansen, and M. Hultmark. Dynamic stall at high reynolds numbers induced by ramp-type pitching motions. *Journal of Fluid Mechanics*, 938(A10), 2022.
- [68] M. Melius, K. Mulleners, and R. Bayoán Cal. The role of surface vorticity during unsteady separation. *Physics of Fluids*, 30(045108), 2018.
- [69] C. Fagley, J. Seidel, and T. McLaughlin. Cyber-physical flexible wing for aeroelastic investigations of stall and classical flutter. *Journal of Fluids Structures*, 67:34–47, 2016.
- [70] J. Hodara, A. Lind, A. Jones, and M.J. Smith. Collaborative investigation of the aerodynamic behavior of airfoils in reverse flow. *Journal of American Helicopter Society*, 61(2):032001, 2016.
- [71] B.J. Pruski and R.D.W. Bowersox. Leading-edge flow structure of a dynamically pitching naca 0012 airfoil. *AIAA Journal*, 51(5):1042–1052, 2013.
- [72] P.O. Bowles, T.C. Corke, D.G. Coleman, F.O. Thomas, and M. Wasikowski. Improved understanding of aerodynamic damping through the hilbert transform. *AIAA Journal*, 52(11):2384–2394, 2014.
- [73] Ethan C.E. Culler and John A.N. Farnsworth. Higher frequencies in stall flutter moment development. *Journal of Fluids and Structures*, 85:181–198, 2019.
- [74] P.J. Ansell and K. Mulleners. Multiscale vortex characteristics of dynamic stall from empirical mode decomposition. *AIAA Journal*, 58(2):600–617, 2020.
- [75] A. D. Gardner and K. Richter. Effect of the model-sidewall connection for a dynamic stall airfoil experiment. *Journal of Aircraft*, 57(1), 2020.
- [76] M.R. Visbal and D.J. Garmann. Investigation of spanwise end effects on dynamic stall of a pitching wing section. *Journal of Aircraft*, 56(6):2118–2130, 2019.
- [77] C.A. Klein. *Consideration of Unsteady Effects in Helicopter Airfoil Design*. PhD thesis, Universität Stuttgart, Stuttgart, 2016.
- [78] C.G. Matalanis, P.O. Bowles, B.Y. Min, S. Jee, A.E. Kuczek, B.E. Wake, P.F. Lorber, T.M. Crittenden, A. Glezer, and N.W. Schaeffler. High-speed experiments on combustion-powered actuation for dynamic stall suppression. *AIAA Journal*, 55(9):3001–3015, 2017.
- [79] A. Brocklehurst and G.N. Barakos. A review of helicopter rotor blade tip shapes. *Journal of Aerospace Sciences*, 56:35–74, 2013.
- [80] F.J. Perry. Aerodynamics of the world speed record. In *In: 43rd annual forum of the American Helicopter Society*, 1987.
- [81] Z.R. Carr and M.J. DeVoria, A.C.and Ringuette. Aspect-ratio effects on rotating wings: circulation and forces. *Journal of Fluid Mechanics*, 767:497–525, 2015.

- [82] K. Richter, E. Schülein, B. Ewers, J. Raddatz, and A. Klein. Boundary layer transition characteristics of a full-scale helicopter rotor in hover. In *Proceedings of the 72<sup>nd</sup> Annual Forum of the Vertical Flight Society*, 2016.
- [83] A. D. Gardner, C.C. Wolf, J.T. Heineck, M. Barnett, and M. Raffel. Helicopter rotor boundary layer transition measurement in forward flight using an infrared camera. *Journal of the American Helicopter Society*, 65, 2020.
- [84] A. Weiss, R. Geisler, M.M. Müller, C. Klein, U. Henne, J.N. Braukmann, and J. Letzgs. Dynamic-stall measurements using time-resolved pressure-sensitive paint on double-swept rotor blades. *Experiments in Fluids*, 63(15), 2021.
- [85] A. D. Gardner, A. Weiss, J.T. Heineck, A.D. Overmeyer, H.R. Spooner, R.K. Jain, C.C. Wolf, and M. Raffel. Boundary layer transition measured by dit on the psp rotor in forward flight. *Journal of the American Helicopter Society*, 66, 2021.
- [86] J.A. Ekaterinaris, M.S. Chandrasekhara, and M.F. Platzer. Recent developments in dynamic stall measurements, computations and control. In *AIAA-2005-1296, 43<sup>rd</sup> Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, 2005.
- [87] A. Datta, H. Yeo, and T.R. Norman. Experimental investigation and fundamental understanding of a full-scale slowed rotor at high advance ratios. *Journal of American Helicopter Society*, 58(2):1-17, 2013.
- [88] M. Potsdam, A. Datta, and B. Jayaraman. Computational investigation and fundamental understanding of a slowed uh-60a rotor at high advance ratios. *Journal of American Helicopter Society*, 61(2):1-17, 2016.
- [89] A.H. Lind, J.N. Lefebvre, and A.R. Jones. Time-averaged aerodynamics of sharp and blunt trailing edge static airfoils in reverse flow. *AIAA Journal*, 52:2751-2764, 2014.
- [90] A.H. Lind and A.R. Jones. Vortex shedding from airfoils in reverse flow. *AIAA Journal*, 53(9):2621-2633, 2015.
- [91] M. Ramasamy, A. Sanayei, J.S. Wilson, P.B. Martin, T. Harms, and J. Nikoueeyan, P.andNaughton. Reducing uncertainty in dynamic stall measurements through datadriven clustering of cycle-to-cycle variations. *Journal of American Helicopter Society*, 66(1):1-17, 2021.
- [92] T. Harms, P. Nikoueeyan, and J.W. Naughton. An experimental evaluation of cycle-to-cycle variations of dynamic stall. In *in: AIAA-2018-1267, AIAA SciTech Forum*, 2018.
- [93] M. Ramasamy, J.S. Wilson, W.J. McCroskey, and P.B. Martin. Measured characteristics of cycle-to-cycle variations in dynamic stall. In *AHS Technical Meeting on Aeromechanics Design for Vertical Lift*, 2016.
- [94] M. Ramasamy, J.S. Wilson, W.J. McCroskey, and P.B. Martin. Characterizing

- cyclo-to-cycle variations in dynamic stall measurements. *Journal of American Helicopter Society*, 63(2):1–24, 2018.
- [95] F. Ayancik and K. Mulleners. All you need is time to generalise the goman–khrabrov dynamic stall model. *Journal of Fluid Mechanics*, R8, 2022.
- [96] M. Ramasamy, R. Jain, and T.R. Norman. Does scatter matter? improved understanding of uh-60a wind tunnel rotor measurements using data-driven clustering and create-av helios. In *Proceedings of the 77th Annual American Helicopter Society*, 2021.
- [97] S.H. Hinton. Application of boundary layer control to rotor blades. *Journal of American Helicopter Society*, 2(2), 1957.
- [98] K.L. McCloud III, L.P. Hall, and J.A. Brady. Full-scale wind tunnel tests of blowing boundary layer control applied to a helicopter rotor. Technical Report Technical Report NASA TN D-335, NASA, 1960.
- [99] L.W. Carr, M.S. Chandrasekhara, M.C. Wilder, and K.W. Noonan. Effect of compressibility on suppression of dynamic stall using a slotted airfoil. *Journal of Aircraft*, 38(2):296–309, 2001.
- [100] W. Geissler and M. Raffel. Dynamic stall control by airfoil deformation. In *Proceedings of the 19th European Rotorcraft Forum*, 1993.
- [101] F. Samara and D.A. Johnson. Dynamic stall on pitching cambered airfoil with phase offset trailing edge flap. *AIAA Journal*, 58(7):2844–2856, 2020.
- [102] F. Samara and D.A. Johnson. Deep dynamic stall and active aerodynamic modification on a s833 airfoil using pitching trailing edge flap. *Journal of Wind Energy*, 45(4):884–903, 2021.
- [103] C.C. Wolf, A.D. Gardner, C.B. Merz, and S. Opitz. Influence of a back-flow flap on the dynamic stall flow topology. *CEAS Aeromautical Journal*, 9(11):39–51, 2018.
- [104] A.W. Lang, M.T. Bradshaw, J.A. Smith, J.N. Wheelus, P.J. Motta, and M.L. Habegger. Movable shark scales act as a passive dynamic micro-roughness to control flow separation. *bioinspiration and biomimetics journal*, 9(3):036017, 2014.
- [105] G. Bramesfeld and M.D. Maughmer. Experimental investigation of self-actuating, upper-surface, high-lift-enhancing effectors. *Journal of Aircraft*, 39(1):120–124, 2002.
- [106] H. Mai, G. Dietz, W. Geissler, K. Richter, J. Bosbach, H. Richard, and K. de Groot. Dynamic stall control by leading edge vortex generators. *Journal of American Helicopter Society*, 53(1), 2008.
- [107] M.J. Smith, A.D. Gardner, R. Jain, D. Peters, and F. Richez. Rotating wing dynamic stall: State of the art and future directions. In *Proceedings of the 76th Annual Forum of the American Helicopter Society*, 2020.

- [108] D. Greenblatt, E.A. Whalen, and I.J. Wyganski. Introduction to the flow control-virtual collection. *AIAA Journal*, 57(8):3111–3114, 2019.
- [109] Y. Tan, T.M. Crittenden, and A. Glezer. Aerodynamic control of a dynamically pitching vr-12 airfoil using discrete pulsed actuation. In *AIAA–2016–0321, 52nd Aerospace Sciences Meeting, AIAA SciTech 2014*, 2016.
- [110] J. Kearney and A. Glezer. Aerodynamic control of a pitching airfoil by active bleed. In *AIAA–2014–2045, 32nd AIAA Applied Aerodynamics Conference*, 2014.
- [111] B. Wake and E.A. Lurie. Computational evaluation of directed synthetic jets for dynamic stall control. In *Proceedings of the 57th Annual American Helicopter Society*, 2001.
- [112] CV. Cook. A review of tail rotor design and performance. *Vertica*, 2(163), 1978.
- [113] JD. Kocurek and JL. Tangler. A prescribed wake lifting surface hover performance analysis. In *In: 32nd annual national forum of the American Helicopter Society*, Washington, DC, 1976.
- [114] H. Huber. Helicopter flight characteristics improvement through swept-tip rotor blades. In *In: Fifth European rotorcraft and power lift aircraft forum*, Amsterdam, Netherland, 1979.
- [115] JD. Berry. Quarter-scale testing of an advanced rotor system for the uh-1 helicopter. In *In: 37th annual forum of the American Helicopter Society*, New Orleans, LA, 1981.
- [116] I. Alansky, R. Faull, and J. Skonieczny. Handling qualities of the sh-60b seahawk. In *In: 37th annual forum of the American Helicopter Society*, New Orleans, LA, 1981.
- [117] EPN. Duque. A numerical analysis of the british experimental rotor program blade. In *In: 15th European rotorcraft forum*, Amsterdam, Netherland, 1989.
- [118] WR. Mantay and Jr. WT. Yeager. Parametric tip effects for conformable rotor applications. In *In: 9th European rotorcraft forum*, Stresa, Italy, 1983.
- [119] M Bebesel, G. Polz, and E. Scholl. Aerodynamic and aeroacoustic layout of the atr (advanced technology rotor). In *In: 55th annual forum AHS*, Montreal, Canada, 1999.
- [120] A. Brocklehurst and A.C. Pike. Reduction of bvi noise using a vane tip. In *In: AHS specialists' conference on aerodynamics, dynamics and acoustics*, San Francisco, California, 1994.
- [121] S. Wiggen. *Bewegungsinduzierte instationäre Luftkräfte bei wirbeldominierter Strömung*. PhD thesis, Technische Universität Carolo-Wilhelmina zu Braunschweig, 2016.

- [122] M. Braune and A. Hebler. Mechanisms of transonic single degree of freedom flutter of a laminar airfoil. In *International Forum on Aeroelasticity and Structural Dynamics (IFASD)*, Savannah, Georgia, 2019.
- [123] M. Braune and S. Koch. Application of hot-film anemometry to resolve the unsteady boundary layer transition of a laminar airfoil experiencing limit cycle oscillations. *Experiments in Fluids*, 61(68), 2020.
- [124] A. Hebler, L. Schojda, and H. Mai. Experimental investigation of the aeroelastic behaviour of a laminar airfoil. In *International Forum on Aeroelasticity and Structural Dynamics (IFASD)*, Bristol, United Kingdom, 2013.
- [125] P. Beaumier and Y. Delrieux. Description and validation of the onera computational method for the prediction of blade–vortex interaction noise. In *In: 29th European rotorcraft forum*, Friedrichshafen, Germany, 2003.
- [126] B. G. van der Wall. *Grundlagen der Dynamik von Hubschrauber-Rotoren*. Springer, 2018.
- [127] K. Kaufmann, M. M. Müller, and A. D. Gardner. Dynamic stall computations of double-swept rotor blades. In *New Results in Numerical and Experimental Fluid Mechanics XII*, volume 142, pages 351–361. Springer, 2020.
- [128] M.M. Müller, T. Schwermer, H. Mai, and C. Stieg. Development of an innovative double-swept rotor blade for the rotor test facility göttingen. *DLRK - Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress*, 2018.
- [129] T. Schwermer, K. Richter, and M. Raffel. Development of a rotor test facility for the investigation of dynamic stall. *New Results in Numerical and Experimental Fluid Mechanics X Notes on Numerical Fluid Mechanics and Multidisciplinary Design*, 132(1):663–673, 2016.
- [130] J. Letzgus, M. Keßler, and E. Krämer. Simulation of dynamic stall on an elastic rotor in high-speed turn flight. *Journal of the American Helicopter Society*, 65(2), 2020.
- [131] J. Letzgus, A. D. Gardner, T. Schwermer, M. Keßler, and E. Krämer. Numerical investigations of dynamic stall on a rotor with cyclic pitch control. *Journal of the American Helicopter Society*, 64(1):1–14, 2019.
- [132] J. Letzgus, P. Weihing, M. Keßler, and E. Krämer. Assessment of delayed detached-eddy simulation of dynamic stall on a rotor. In *Progress in Hybrid RANS-LES Modelling*, 2020.
- [133] D. Harlander. Numerical flow simulation of dynamic stall on a four-blade model rotor with modern blade geometry, 2019. Bachelor Thesis, Institute of Aerodynamics and Gas Dynamics, University of Stuttgart.
- [134] A. D. Gardner, K. Richter, H. Mai, A. R. M. Altmikus, A. Klein, and C. H. Rohardt.

- Experimental investigation of dynamic stall performance for the edi-m109 and edi-m112 airfoils. *Journal of the American Helicopter Society*, 58(1):1–13, 2013.
- [135] J. G. Leishman. *Principles of Helicopter Aerodynamics*, volume 2. Cambridge University Press, 2006.
- [136] U. Weerts and O. Meister. Festigkeitsanalyse von einem fortschrittlichen rotorblatt für den rotorversuchstand ds dlr-institut für aerodynamik und strömungsmechanik in göttingen. Technical Report RP-RTG3-00-35-00-001, Leichtwerk AG, Braunschweig, Germany, 2016.
- [137] A. Puck. *Festigkeitsanalyse von Faser-Matrix-Laminaten: Modelle für die Praxis*. Hanser Fachbuch, 1996.
- [138] Verein deutscher Ingenieure: VDI. *Entwicklung von Bauteilen aus Faser-Kunststoff-Verbund*. Beuth Verlag GmbH, 2014.
- [139] X. Wang, A. Bauknecht, S. Maurya, and I. Chopra. Slowed hingeless rotor wind tunnel tests and validation at high advance ratios. *Journal of Aircraft*, 58(1):153–166, 2021.
- [140] M. Raffel, F. de Gregorio, K. de Groot, O. Schneider, G. Gibertini, and A. Seraudie. On the generation of a helicopter aerodynamic database. *Aeronautical Journal*, 115(1164):103–112, 2011.
- [141] J. Arnold and S. Waitz. Using multibody dynamics for the stability assessment of a new double-swept rotor blade setup. In *44th European Rotorcraft Forum*, 2018.
- [142] L. Kuhn. Aufbau eines Strukturmodell eines Modellrotors mit elastischen Rotorblättern in CAMRAD II zur CFD/CSD-Simulation, 2020. Bachelorarbeit, Institut für Aerodynamik und Gasdynamik, Universität Stuttgart.
- [143] A. Bauknecht, X. Wang, J-A. Faust, and I. Chopra. Wind tunnel test of a rotorcraft with lift compounding. *Journal of the American Helicopter Society*, 66, 2021.
- [144] A. Weiss, R. Geisler, T. Schwermer, D. Yorita, D. Henne, C. Klein, and M. Raffel. Single-shot pressure-sensitive paint lifetime measurements on fast rotating blades using an optimized double-shutter technique. *Experiments in Fluids*, 58(120), 2017.
- [145] T. Sugimoto, Y. Sugioka, Numata D., H. Nagai, and K. Asai. Characterization of frequency response of pressure-sensitive paints. *AIAA Journal of Aircraft*, 55(4), 2017.
- [146] J. Gößling, T. Ahlefeldt, and M. Hilfer. Experimental validation of unsteady pressuresensitive paint for acoustic applications. *Experimental Thermal and Fluid Science*, 112, 2020.
- [147] J.W. Gregory, P. Kumar, D. Peng, S. Fonov, J. Crafton, and T. Liu. Integrated optical measurement techniques for investigation of fluidstructure interactions. In *AIAA fluid dynamics conference*, San Antonio, Texas, 2017.

Literaturverzeichnis

- [148] T.J. Juliano, P. Kumar, D. Peng, J.W. Gregory, J. Crafton, and S. Fonov. Experimental validation of unsteady pressuresensitive paint for acoustic applications. *Measurement Science and Technology*, 22(8), 2011.
- [149] R. Geisler. A fast double shutter system for ccd image sensors. *Measurement Science and Technology*, 25(2), 2014.
- [150] R. Geisler. A fast double shutter for ccd-based metrology. In: *Shiraga H, Etoh TG (eds) Selected papers from the 31st international congress on highspeed imaging and photonics*, 10328(1032809), 2017.
- [151] C. C. Wolf, J. N. Braukmann, and M. M. Müller. Tip vortex study of a rotor with double-swept blade tips. In *Proceedings 48th European Rotorcraft Forum*, Winterthur, Switzerland, 2022.
- [152] T. H. Skopinski, William S. Jr. Aiken, and Wilber B. Huston. *Technical Note: Calibration of strain-gage installations in aircraft structures for the measurement of flight loads*. National Advisory Committee for Aeronautics, 1953.

# Tabellenverzeichnis

2.1. Referenzgrößen . . . . .	25
2.2. FEM ermittelte Frequenzen der Eigenmoden bei definierten Drehzahlen . . . . .	41
2.3. Frequenzen der Eigenmoden experimentell bestimmt bei stehendem Rotor . . . . .	44
2.4. Sektionsweise Biege- und Torsionssteifigkeit . . . . .	45
4.1. Hauptmerkmale der Rotor Testanlage Göttingen . . . . .	49
4.2. Testfälle für zyklische Ansteuerung . . . . .	56
4.3. Testfall kollektive Schubpolare . . . . .	57
5.1. Radiale und blatttiefenseitige Positionierung der Drucksensoren . . . . .	62

# Abbildungsverzeichnis

1.1. Konventionelle Hubschrauber Konfiguration, links: EC155 mit Fenestron als Heckrotor; Rechts: H225 mit normaler Heckrotorbauweise [2] . . . . .	1
1.2. Verteilung der Anströmgeschwindigkeit am Hauptrotor, links: Schwebeflug; rechts: Vorwärtsflug [2] . . . . .	2
1.3. Airbus Helikopter H160 mit doppelt gefeilttem Blue Edge Rotorblatt [2] .	3
1.4. Verlauf von Auftriebs-, Nickmomenten-, Widerstandsbeiwert für eine Nickschwingung während des Dynamic Stall. [4] . . . . .	7
1.5. Stärke des Dynamic Stall in Abhängigkeit von Mittelwert und Amplitude des Anstellwinkel. [5] . . . . .	8
1.6. UH-60A Airloads Rotor montiert auf dem LRTA im NFAC 40x80 Fuss Windkanal [37] . . . . .	10
1.7. Omega-Wirbel an einem 3-D Rotorblattsegment [10] . . . . .	11
1.8. Druckkoeffizient auf einer Profiloberfläche bei $x/c = 0,0225$ für $\alpha = 8,5^\circ \pm 9^\circ$ und $k = 0,01$ : (a) Streuung mit Phasenmittelwert (rot) (b) Wahrscheinlichkeitsdichtefunktion mit Phasenmittelung (weiß) [92] . . . . .	14
1.9. Links: Sikorsky/Westland klassische hemisphärische Blattspitze von Haupt- und Heckrotorblatt der S-58 Wessex, S-61 Sea King, Rechts: Klassischer gerader Abschluss eines Composite Heckrotorblattes von W-30, Lynx oder Sea King. [112] . . . . .	16
1.10. Strömungvalidierung nach Duque [117] . . . . .	17
1.11. Optimierten Rotorblattgeometrie EC4 nach Bebesel [119] . . . . .	18
1.12. ERATO und 7AD Rotorblattplanform [125] . . . . .	19
1.13. Strömungsmodell für die Strahltheorie im axialen Flug [2] . . . . .	21
1.14. Wirkende Kräfte an einem Blattelement in der Schlagbewegung [2] . . . . .	22
1.15. Wirkende Kräfte und Momente an einem Blattelement in der Torsionsbewegung [126] . . . . .	23
2.1. Planform, Verwindung, Pfeilung und Drucksensorposition [128] . . . . .	25
2.2. Rotorblattgeometrie, verändert nach [128] . . . . .	26
2.3. Integrale Blattwurzelchnittkräfte und -momente für eine Periode einer zyklischen Einstellwinkelschwingung $\Theta_{root} = 17^\circ \pm 8^\circ$ bei einer Drehfrequenz von 50 Hz . . . . .	27
2.4. Abstand der Rotorblattnickachse zu den lokalen $c/4$ -Punkten der 2D-Profile	28
2.5. Netzauflösung der Profile EDI-M109 und EDI-M112 in Profilmähe . . . . .	29
2.6. CFK-Lagenaufbau Modelloberschale doppelt gefeilttes Rotorblatt . . . . .	31
2.7. Gesamtes Finite-Element-Modell von Rotorkopf und Rotorblatt . . . . .	32

## Abbildungsverzeichnis

2.8. Radiale normierte Druckverteilung der Oberschale von LF1a. . . . .	33
2.9. Statischer Auslastungsgrad bezüglich Faserbruch für LF4 . . . . .	34
2.10. Zyklischer Auslastungsgrad bezüglich Faserbruch für LF2 . . . . .	35
2.11. Laminierte Oberschale mit eingeklebtem ROHACELL-Schaumkern und Ausfräsungen für Holm, Sensoren und Kabelkanal . . . . .	36
2.12. Positionierung der Druck- und Temperatursensoren, Verklebung von Ringadapter und Kulite LQ-062 und Schadensfall durch die Harzverklebung des Kabelstrangs . . . . .	37
2.13. Positionierung der Blattwurzel DMS zur Messung des integralen Schlag- und Nickmoments . . . . .	39
2.14. Campbell-Diagramm der ersten 5 Eigenmoden des Rotorsystems aus FEM . . . . .	40
2.15. Exemplarische Darstellung der ersten Blattschlageigenform (Auslenkung in z-Richtung) . . . . .	42
2.16. Anregung der Rotortestanlage Göttingen im Versuch mittels Shaker . . . . .	43
2.17. Radialer Verlauf der elastischen Achse und Modellsteifigkeit für drei sektorale Schnitte (S1, S2, S3) und integraler Massenschwerpunkt . . . . .	45
4.1. Rotor Testanlage Göttingen (RTG) [129] . . . . .	48
4.2. Schematische Darstellung des experimentellen Versuchsaufbaus . . . . .	50
4.3. Links: Nulldurchlaufbestimmung des Rotors, Rechts: Stellmotoren für Verkippung und Mechanik für Taumelscheibenrotation. . . . .	51
4.4. Rotorblattbeschichtung mit iPSP und Drucksensorik [84] . . . . .	52
4.5. Versuchsaufbau RTG mit Partical Image Velocimetry . . . . .	53
4.6. Aufteilung der Messtechniken auf die einzelnen Rotorblätter . . . . .	55
5.1. Messschema und Triggerzeitpunkte aller Messsysteme . . . . .	59
5.2. Schnittansicht A-A von Abb.2.13 . . . . .	60
5.3. Kalibrierungsverläufe für Schlag- und Nickmoment der Blatt DMS . . . . .	60
5.4. Rotorblatt mit radialen Kalibrierungshalterungen . . . . .	61
5.5. Kalibrierungshülle für die Drucksensoren . . . . .	63
6.1. Spezifische Rotorblattbelastung über Einstellwinkel, geändert nach Wolf et al. [151] . . . . .	69
6.2. Elastische Schlagdeformation und Torsion (a) sowie Nickmoment und Normalkraft (b) für $\Theta_{\text{root}} = 6^\circ - 38^\circ$ mit Extrapolation des Gradiententrends als rote gestrichelte Linie für die Normalschnittkraft und elastische Blattspitzen-Schlagdeformation und Visualisierung des Strömungsabrisses als blaues Dreieck . . . . .	70
6.3. Oberflächendruckverteilung als $C_p M_2$ für $\Theta_{\text{root}} = 8^\circ - 12^\circ$ bei $f_{\text{rot}} = 23,6$ Hz und einer Anströmgeschwindigkeit von $2,1 \frac{m}{s}$ . . . . .	72
6.4. Oberflächendruckverteilung als $C_p M_2$ für $\Theta_{\text{root}} = 23^\circ - 27^\circ$ bei $f_{\text{rot}} = 23,6$ Hz und einer Anströmgeschwindigkeit von $2,1 \frac{m}{s}$ . . . . .	74
6.5. PIV-Ergebnisse des Rotornachlaufs für $\Theta_{\text{root}} = 24^\circ$ und $\Theta_{\text{root}} = 26^\circ$ bei $f_{\text{rot}} = 23,6$ Hz und einer Anströmgeschwindigkeit von $2,1 \frac{m}{s}$ . . . . .	75

6.6. Oberflächendruckverteilung als $C_p M_2$ für $\Theta_{root} = 33^\circ - 37^\circ$ bei $f_{rot} = 23,6$ Hz und einer Anströmgeschwindigkeit von $2,1 \frac{m}{s}$ . . . . .	78
6.7. Mittelwert und alle Einzel-Umdrehungen des Schlagmoments über dem Einstellwinkel $\Theta_{root} = 17^\circ \pm 8^\circ$ bei $f_{rot} = 23,6 Hz$ . . . . .	80
6.8. Rainflow Matrix: Anzahl der Zyklen über Mittelwert und Amplitude (Peak to Peak) des Schlagmoments für $\Theta_{root} = 17^\circ \pm 8^\circ$ bei $f_{rot} = 23,6 Hz$ . . . . .	81
6.9. Mittelwert und alle Einzel-Umdrehungen des Schlagmoments über dem Einstellwinkel $\Theta_{root} = 27^\circ \pm 6^\circ$ bei $f_{rot} = 23,6 Hz$ . . . . .	82
6.10. Rainflow Matrix: Anzahl der Zyklen über Mittelwert und Amplitude (Peak to Peak) des Schlagmoments für $\Theta_{root} = 27^\circ \pm 6^\circ$ bei $f_{rot} = 23,6 Hz$ . . . . .	83
6.11. Mittelwert und alle Einzel-Umdrehungen des Schlagmoments über dem Einstellwinkel $\Theta_{root} = 32^\circ \pm 6^\circ$ bei $f_{rot} = 23,6 Hz$ . . . . .	84
6.12. Rainflow Matrix: Anzahl der Zyklen über Mittelwert und Amplitude (Peak to Peak) des Schlagmoments für $\Theta_{root} = 32^\circ \pm 6^\circ$ bei $f_{rot} = 23,6 Hz$ . . . . .	85
6.13. Elastische Blattspitzen-Schlagdeformation (Dehnungsmessstreifen und Blattspitzenkamera) und Einstellwinkel über azimutale Phase für alle zyklischen Testfälle . . . . .	86
6.14. Elastische radiale Biegelinie und Derivatv für kollektiv Lastfall $\Theta_{root} = 27^\circ$ bei $f_{rot} = 23,6 Hz$ . . . . .	87
6.15. Elastische Blattspitzen-Schlagdeformation, Blatteinstellwinkel und integrales Schlagmoment über die azimutale Phase (a) und elastische Blattspitzen-Schlagdeformation über Blatteinstellwinkel (b) für $\Theta_{root} = 17^\circ \pm 8^\circ$ . . . . .	89
6.16. Abschnittsweise gemittelte Oberflächendruckverteilung als $C_p M^2$ an einer definierten Phase der Nickschwingung und sektorale Druckkoeffizienten in Blathtiefenrichtung $x/c$ von iPSP und Druckaufnehmern für $\Theta_{root} = 17^\circ \pm 8^\circ$ . . . . .	90
6.17. Spektrum des Schlagmoments für $\Theta_{root} = 17^\circ \pm 8^\circ$ bei $f_{rot} = 23,6 Hz$ . . . . .	91
6.18. Elastische Blattspitzen-Schlagdeformation, Blatteinstellwinkel und integrales Schlagmoment über die azimutale Phase (a) und elastische Blattspitzen-Schlagdeformation über Blatteinstellwinkel (b) für $\Theta_{root} = 27^\circ \pm 6^\circ$ . . . . .	92
6.19. Abschnittsweise gemittelte Oberflächendruckverteilung als $C_p M^2$ an einer definierten Phase der Nickschwingung und sektorale Druckkoeffizienten in Blathtiefenrichtung $x/c$ von iPSP und Druckaufnehmern für $\Theta_{root} = 27^\circ \pm 6^\circ$ . . . . .	93
6.20. Spektrum des Schlagmoments für $\Theta_{root} = 27^\circ \pm 6^\circ$ bei $f_{rot} = 23,6 Hz$ . . . . .	94
6.21. Elastische Blattspitzen-Schlagdeformation, Blatteinstellwinkel und integrales Schlagmoment über die azimutale Phase (a) und elastische Blattspitzen-Schlagdeformation über Blatteinstellwinkel (b) für $\Theta_{root} = 32^\circ \pm 6^\circ$ . . . . .	95
6.22. Abschnittsweise gemittelte Oberflächendruckverteilung als $C_p M^2$ an einer definierten Phase der Nickschwingung und sektorale Druckkoeffizienten in Blathtiefenrichtung $x/c$ von iPSP und Druckaufnehmern für $\Theta_{root} = 32^\circ \pm 6^\circ$ . . . . .	96
6.23. Spektrum des Schlagmoments für $\Theta_{root} = 32^\circ \pm 6^\circ$ bei $f_{rot} = 23,6 Hz$ . . . . .	97

Abbildungsverzeichnis

A.1. Darstellung der ersten Eigenform (Auslenkung in x-Richtung) . . . . .	119
A.2. Darstellung der ersten Eigenform (Auslenkung in y-Richtung) . . . . .	120
A.3. Darstellung der zweiten Eigenform (Auslenkung in x-Richtung) . . . . .	120
A.4. Darstellung der zweiten Eigenform (Auslenkung in y-Richtung) . . . . .	121
A.5. Darstellung der zweiten Eigenform (Auslenkung in z-Richtung) . . . . .	121
A.6. Darstellung der dritten Eigenform (Auslenkung in x-Richtung) . . . . .	122
A.7. Darstellung der dritten Eigenform (Auslenkung in y-Richtung) . . . . .	122
A.8. Darstellung der dritten Eigenform (Auslenkung in z-Richtung) . . . . .	123
A.9. Darstellung der vierten Eigenform (Auslenkung in x-Richtung) . . . . .	123
A.10. Darstellung der vierten Eigenform (Auslenkung in y-Richtung) . . . . .	124
A.11. Darstellung der vierten Eigenform (Auslenkung in z-Richtung) . . . . .	124
A.12. Darstellung der fünften Eigenform (Auslenkung in x-Richtung) . . . . .	125
A.13. Darstellung der fünften Eigenform (Auslenkung in y-Richtung) . . . . .	125
A.14. Darstellung der fünften Eigenform (Auslenkung in z-Richtung) . . . . .	126
A.15. Darstellung der ersten Eigenform, experimentell bestimmt . . . . .	127
A.16. Darstellung der zweiten Eigenform, experimentell bestimmt . . . . .	128
A.17. Darstellung der dritten Eigenform, experimentell bestimmt . . . . .	128
A.18. Darstellung der vierten Eigenform, experimentell bestimmt . . . . .	129
A.19. Darstellung der fünften Eigenform, experimentell bestimmt . . . . .	129

# A. Anhang A

## A.1. Rotorblatt und Rotorsystem Moden aus FEA

STEP=1  
SUB =1  
FREQ=46.434  
UX (AVG)  
RSYS=0  
DMX =200.341  
SMN =-.168  
SMX =12.553

NOV 21 2017  
22:45:55

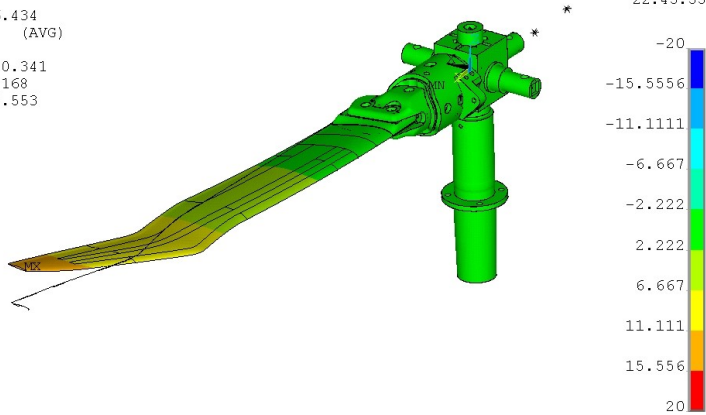


Abbildung A.1.: Darstellung der ersten Eigenform (Auslenkung in x-Richtung)

## A. Anhang A

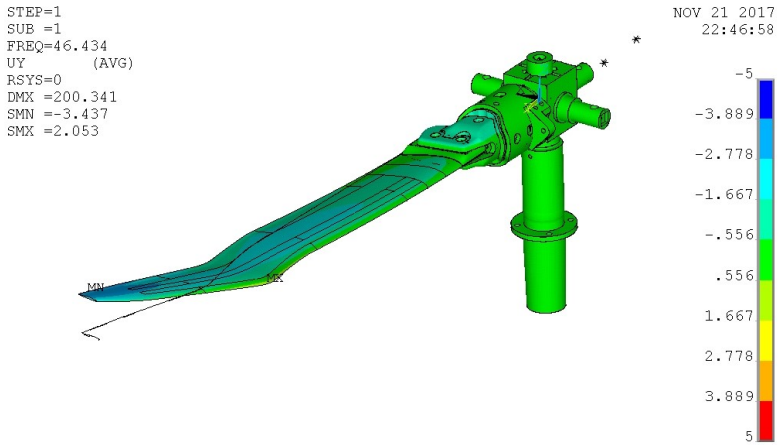


Abbildung A.2.: Darstellung der ersten Eigenform (Auslenkung in y-Richtung)

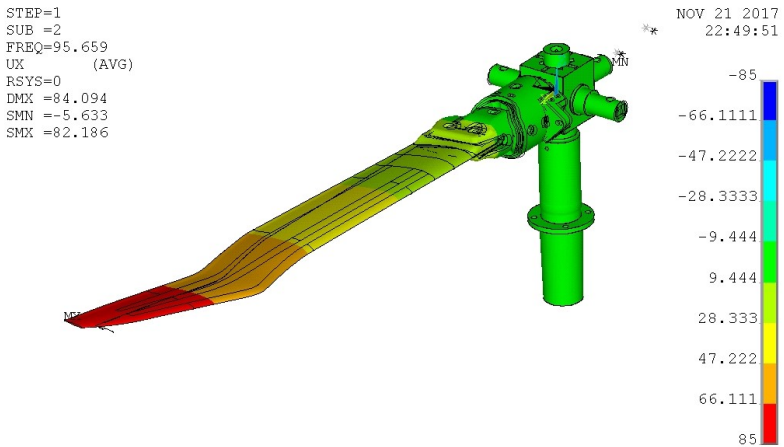


Abbildung A.3.: Darstellung der zweiten Eigenform (Auslenkung in x-Richtung)

## A. Anhang A

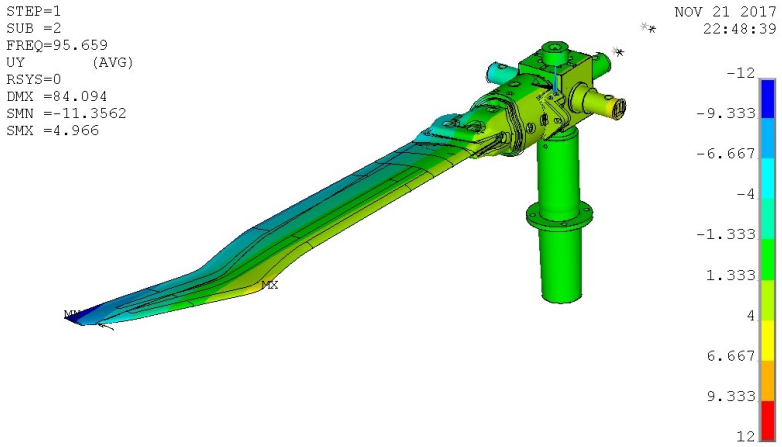


Abbildung A.4.: Darstellung der zweiten Eigenform (Auslenkung in y-Richtung)

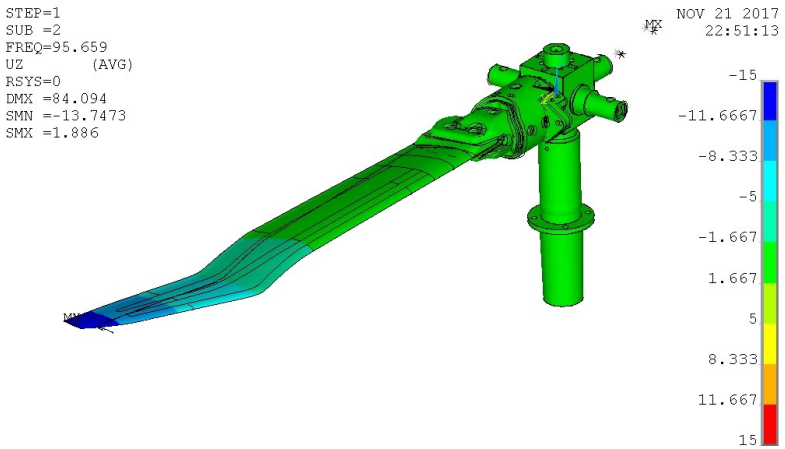


Abbildung A.5.: Darstellung der zweiten Eigenform (Auslenkung in z-Richtung)

## A. Anhang A

STEP=1  
SUB =3  
FREQ=107.893  
UX (AVG)  
RSYS=0  
DMX =22.377  
SMN =-2.648  
SMX =3.818

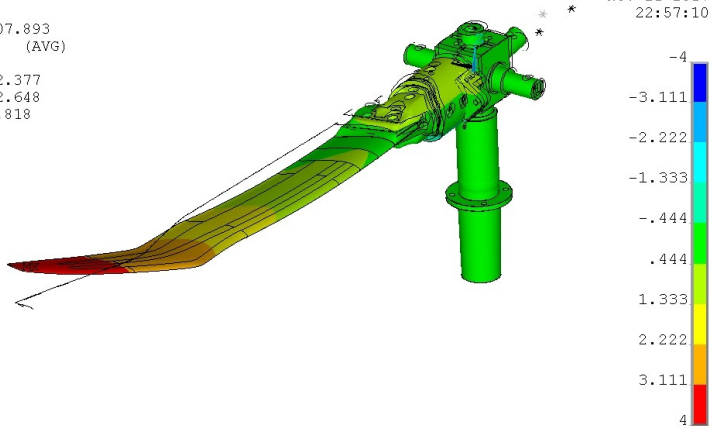


Abbildung A.6.: Darstellung der dritten Eigenform (Auslenkung in x-Richtung)

STEP=1  
SUB =3  
FREQ=107.893  
UY (AVG)  
RSYS=0  
DMX =22.377  
SMN =-2.028  
SMX =3.997

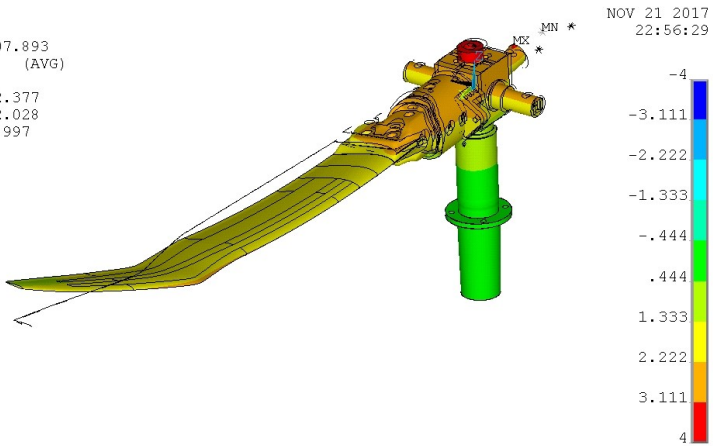


Abbildung A.7.: Darstellung der dritten Eigenform (Auslenkung in y-Richtung)

## A. Anhang A

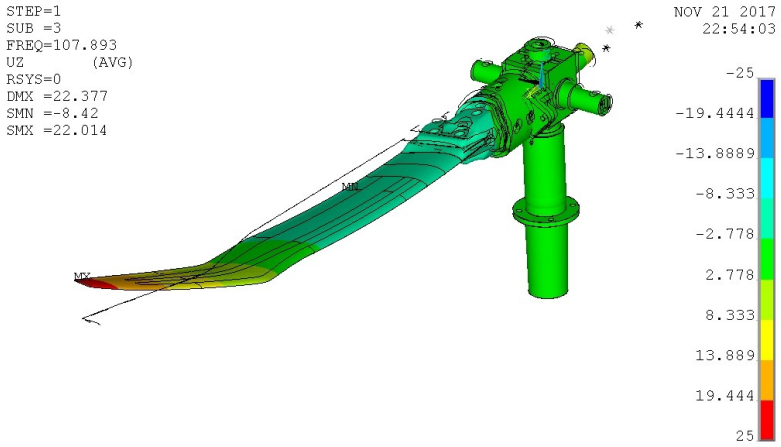


Abbildung A.8.: Darstellung der dritten Eigenform (Auslenkung in z-Richtung)

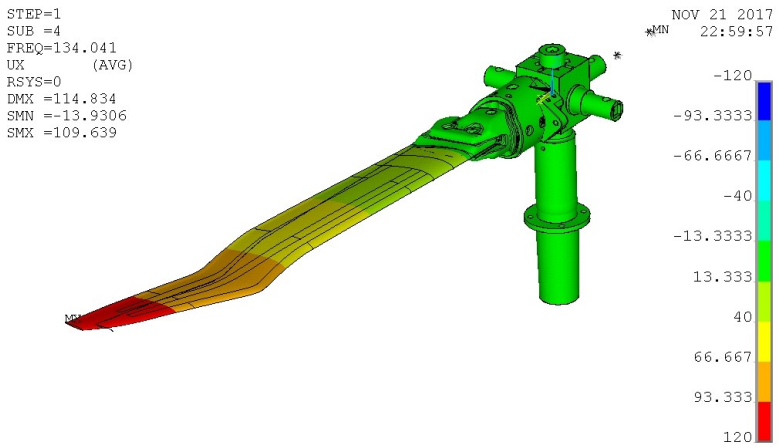


Abbildung A.9.: Darstellung der vierten Eigenform (Auslenkung in x-Richtung)

## A. Anhang A

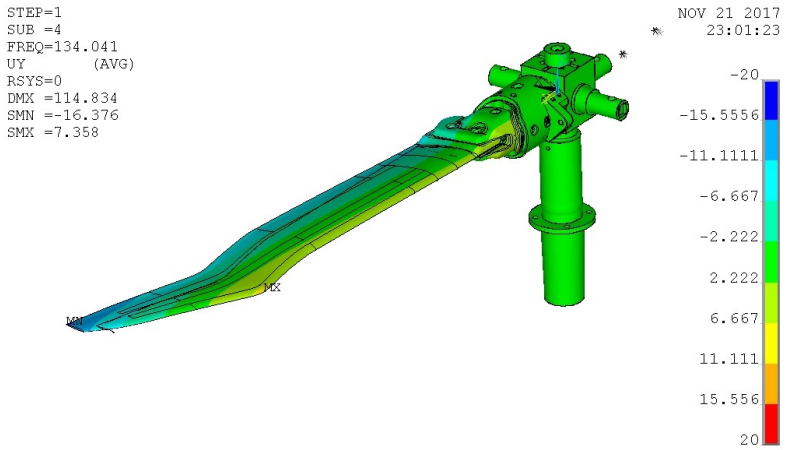


Abbildung A.10.: Darstellung der vierten Eigenform (Auslenkung in y-Richtung)

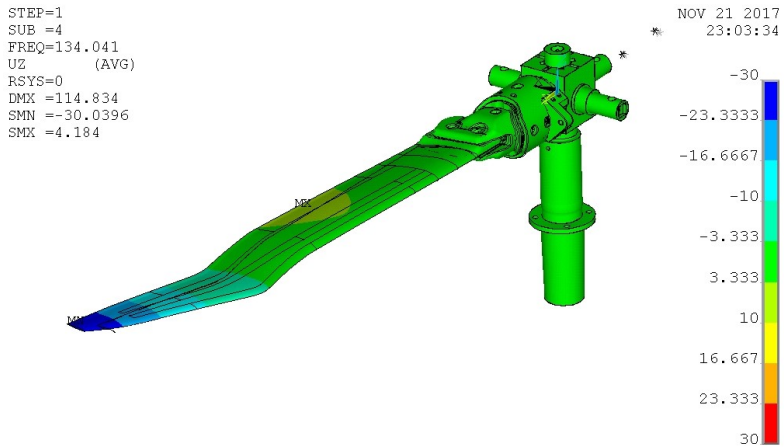


Abbildung A.11.: Darstellung der vierten Eigenform (Auslenkung in z-Richtung)

## A. Anhang A

STEP=1  
SUB =5  
FREQ=182.865  
UX (AVG)  
RSYS=0  
DMX =318.263  
SMN =-.984  
SMX =8.754

NOV 21 2017  
23:07:27

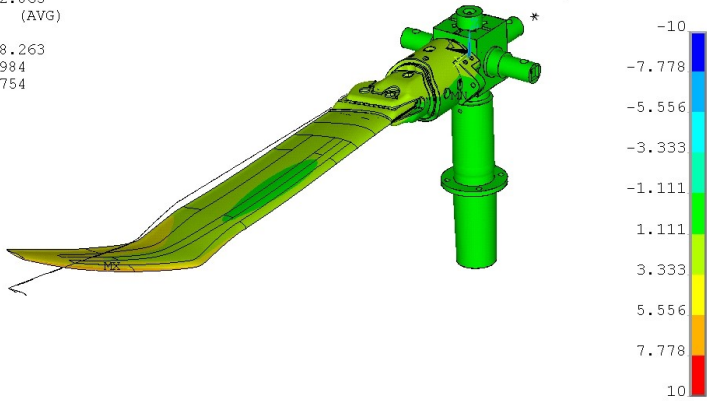


Abbildung A.12.: Darstellung der fünften Eigenform (Auslenkung in x-Richtung)

STEP=1  
SUB =5  
FREQ=182.865  
UY (AVG)  
RSYS=0  
DMX =318.263  
SMN =-3.883  
SMX =6.155

NOV 21 2017  
23:06:40

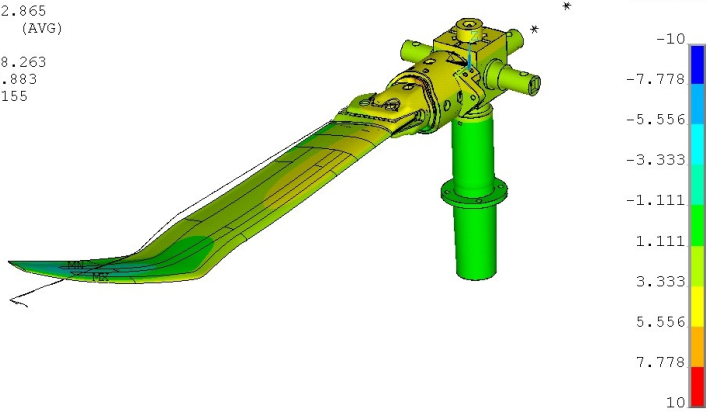


Abbildung A.13.: Darstellung der fünften Eigenform (Auslenkung in y-Richtung)

## A. Anhang A

STEP=1  
SUB =5  
FREQ=182.865  
UZ (AVG)  
RSYS=0  
DMX =318.263  
SMN =-89.547  
SMX =318.227

NOV 21 2017  
23:05:50

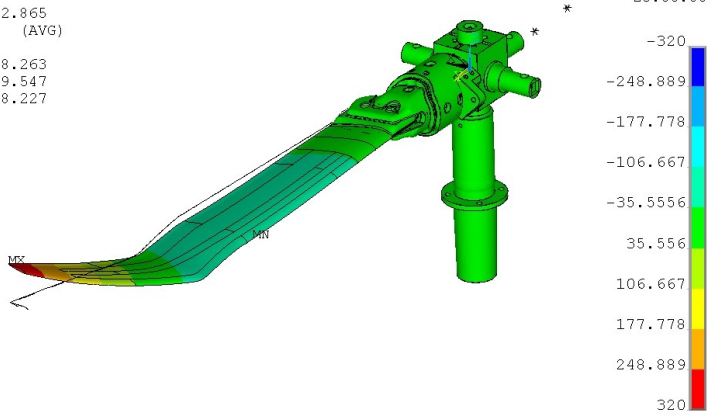


Abbildung A.14.: Darstellung der fünften Eigenform (Auslenkung in z-Richtung)

## A.2. Rotorblatt und Rotorsystem Moden experimentell

Time-domain data object.FRF.LSCF [1,1]  
MID3 3-60 44 Hz 2.1 % 983

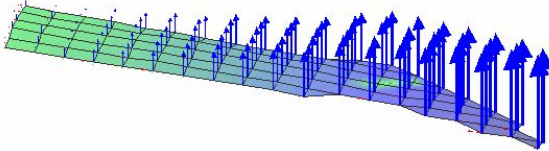


Abbildung A.15.: Darstellung der ersten Eigenform, experimentell bestimmt

## A. Anhang A

Time-domain data object.FRF.LSCF [1,1]  
MID10 10-60 91.9 Hz 2.66 % 970

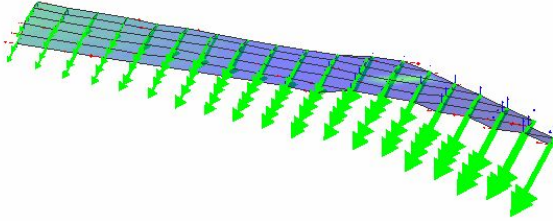


Abbildung A.16.: Darstellung der zweiten Eigenform, experimentell bestimmt

Time-domain data object.FRF.LSCF [1,1]  
MID12 12-60 110 Hz 0.749 % 946

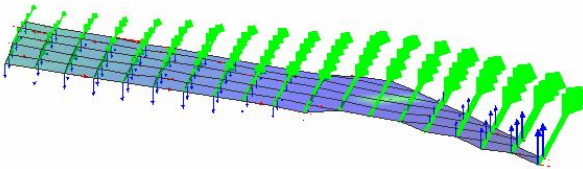


Abbildung A.17.: Darstellung der dritten Eigenform, experimentell bestimmt

## A. Anhang A

Time-domain data object.FRF.LSCF [1,1]  
MID15 15-60 135 Hz 1.02 % 921

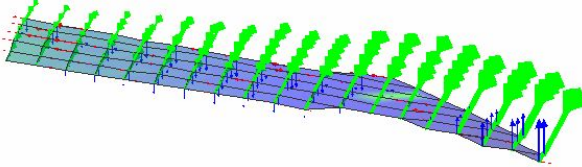


Abbildung A.18.: Darstellung der vierten Eigenform, experimentell bestimmt

Time-domain data object.FRF.LSCF [1,1]  
MID21 21-60 188 Hz 1.54 % 898

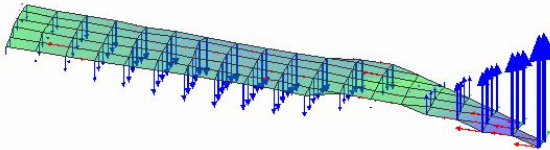


Abbildung A.19.: Darstellung der fünften Eigenform, experimentell bestimmt