



Fakultät für Maschinenwesen

Lehrstuhl für Hubschraubertechnologie

Validierung eines hybriden Sensornetzwerks im Hubschrauberrotorblatt

Stephanie Manner

Vollständiger Abdruck der von der Fakultät für Maschinenwesen der Technischen Universität München zur Erlangung des akademischen Grades eines
Doktor-Ingenieurs (Dr.-Ing.)
genehmigten Dissertation.

Vorsitzende(r): Prof. Dr.-Ing. Klaus Drechsler

Prüfer der Dissertation:

1. Prof. Dr.-Ing. Manfred Hajek
2. Prof. Dr.-Ing.habil. Dr. h.c. Alexander W. Koch

Die Dissertation wurde am 10.11.2015 bei der Technischen Universität München eingereicht und durch die Fakultät für Maschinenwesen am 29.03.2016 angenommen.

Für Noah Eli Ernst Ralf Helmut

Danksagung

Herrn Prof. Dr.-Ing. Manfred Hajek möchte ich für die Ermöglichung dieses hochgradig interdisziplinären Dissertationsthemas danken. Von Beginn an wurde diese Arbeit professionell und warmherzig betreut. Die gewährte Freiheit durch das gesamte Forschungsprojekt hinweg, sowie sein geschätzter Rat verhalfen dieser Arbeit zu ihrem Erfolg. Vielen Dank für das entgegengebrachte Vertrauen und diesen, nicht selbstverständlichen, Freiraum.

Ich möchte meinen Arbeitskollegen Herrn Aaron Barth und Herrn Roland Feil für die willkommene Ablenkung in den Kaffeepausen und den auflockernden Diskussionen, die selten fachlicher Natur waren danken, diese ließen mich oft neue Kraft schöpfen. Ferner möchte ich allen Arbeitskollegen am Lehrstuhl für die tolle Atmosphäre und den fachlichen Austausch danken. Vielen Dank an Frau Martina Thieme für all die lieben Gespräche.

Besonderer Dank gebührt Herrn Andre Heßke für unzählige fachliche Diskussionen und den damit verbundenen Espressopausen. Vielen Dank an meinen zweiten Prüfer, Herrn Prof. Dr.-Ing. Alexander W. Koch und dem Lehrstuhl für Messsystem- und Sensortechnik für die freundliche Atmosphäre und die Selbstverständlichkeit der Benutzung des Faseroptiklabors.

Meinem Mentor Herrn Dr.-Ing. Mathias Müller danke ich für die Unterstützung auf dem Weg zur Promotion. Sein herausragendes fachliches Wissen und sein Rat hinsichtlich der Schwerpunktsetzung und Durchführung brachten diese Arbeit auf den Weg. Besonders möchte ich ihm für das Feedback des Dissertationsentwurfs danken, und die Anregungen die daraus entstanden.

Vielen Dank an Herrn Moritz Graf, Thomas Pfaffinger, Alfredo Gonzalez und Lukas Mathis für die gute Zusammenarbeit während ihren Abschlussarbeiten.

Es ist mir sehr wichtig der Lehrwerkstatt für Verfahrensmechanik von Airbus Helicopters und damit Herrn Markus Stenzenberger für seine schier unendliche Geduld zu Danken. Die Fertigung des Prototyps wurde durch die Voruntersuchungen von Herrn Stenzenberger und die hervorragende Zusammenarbeit mit der Rotorblattfertigung von Airbus Helicopters, Herrn Markus Zellhuber ermöglicht. Vielen Dank für die Unterstützung und die guten Ideen hin zur erfolgreichen Realisierung des Prototyps.

Ich möchte mich weiterhin bei allen bedanken, die mir diese Arbeit ermöglicht haben:

Meinem Mann Kai Manner danke ich von ganzem Herzen für seine unermüdliche Unterstützung, seiner Geduld, sein Verständnis, seine Liebe und Motivation.

Meinem Mann Kai danke ich von ganzem Herzen für seine unermüdliche Unterstützung, seine Geduld, sein Verständnis, seine Liebe und Motivation. Ich danke meinen Eltern, die mich während des Studiums und der Promotion stets unterstütz haben. Ich danke meiner Schwester Julia, vor allem für ihre Unterstützung mit Attila und Kayjay.

Meinen Schwiegereltern möchte ich für die aufmunternden Worte in trüben Stunden danken. Ganz besonderer Dank gebührt meiner Mutter Gabriele Manner für ihre Herzlichkeit und Liebe und der so wertvolle Unterstützung in den ersten Lebensmonaten meines Sohnes Noah. Einen großen Dank möchte ich meiner Schwiegermutter Heike Piesendel für die liebevolle Unterstützung mit Noah und dem mir dadurch ermöglichten Freiraum für das Arbeiten an meiner Dissertation aussprechen.

Allen meinen lieben Freunden, insbesondere der Familie Schnekenburger, danke ich für die Ausdauer, Ruhe und Geduld, womit sie mir stets zur Seite standen und mich immer wieder aufgemuntert haben.

Garching, den 24. April 2016

Inhaltsverzeichnis

Abkürzungen und Symbole	III
1. Einleitung	1
1.1. Motivation und Zugang zur Problemstellung	1
1.2. Stand der Technik	8
1.2.1. Aufbau der Arbeit	12
2. Theoretische und methodische Grundlagen	13
2.1. Balkentheorie	13
2.2. Optische Glasfasern	18
2.2.1. Lichtleitung in Singlemode Glasfasern	19
2.2.2. Aufbau von Singlemode Glasfasern	21
2.3. Faser-Bragg-Gitter (FBG)-Sensoren in Glasfasern	26
2.3.1. Physikalisches Prinzip von FBG-Sensoren	26
2.3.2. Einfluss von Dehnung auf das FBG Signal	29
2.3.3. Einfluss von Temperatur auf das FBG Signal	31
2.3.4. Einfluss von Dehnung und Temperatur auf FBG-Sensoren	31
2.3.5. Mechanisches Modell für FBG-Sensoren	32
2.3.6. Herstellung von FBG Sensoren und die einhergehenden Eigenschaften	34
2.4. Messtechnik zur Erfassung des FBG Signals	37
2.4.1. Optischer Spektrum Analyzer (Optical Spectrum Analyzer (OSA)) . .	37
2.4.2. Spektrometer Technologie	39
2.4.3. Scanning Laser Systeme	39
2.4.4. Weitere Systeme zur Auswertung von Faser-Bragg-Gitter (FBG) Signalen	39
2.4.5. Lichtquellenauswahl	40
3. Anforderungen an das optische Messsystem im Rotorblatt	41
3.1. Grundaufgabe des Messsystem	41
3.2. Mechanische Anforderungen	43
3.3. Messtechnische Hürden	44
3.4. Bewegungen des Rotorblatts und prognostizierte Dehnungsspitzen	44
3.5. Hauptbeanspruchungen eines Rotorblattes durch den Prüfstand	46
3.5.1. Schlagen	46
3.5.2. Schwenken	48
3.5.3. Torsion	48

3.5.4. Vernachlässigbare Belastungen	49
3.6. Zusammenfassung der Anforderungen	49
3.7. Sicherheit und Zulassung von Subsystemen im Hubschrauber	49
4. Entwicklung einer geeigneten Testumgebung	53
4.1. Prüfstand	53
4.1.1. Anforderungen an einen Prüfstand	54
4.1.2. Realisierung	56
4.1.3. Technische Grenzen	63
4.2. Testträger	65
4.2.1. Balkenstrukturen	65
4.2.2. Flexbeam-Struktur	75
4.3. Messtechnik	92
4.3.1. FBGS Scan 840D	93
4.3.2. Referenzmesstechnik für Dehnungsmessstreifen (NI-DAQmx System)	97
5. Messtechnische Untersuchung der Versuchsträger	101
5.1. Messreihen zur Voruntersuchung	101
5.2. Messreihen an der Balkenstruktur	103
5.2.1. Temperaturmessung des Auswertezyklus	103
6. Analyse der Messdaten und Ergebnisse	107
6.1. Drift und Kriechen der Sensoren unter Last	107
6.1.1. Messaufbau zur Untersuchung von Drift und Kriechphänomenen . .	107
6.1.2. Ergebnisse Balkenstruktur	109
6.1.3. Ergebnisse Flexbeamstruktur	114
6.2. Dehnungsmessung bei Lastzyklen	119
6.2.1. Messaufbau zur Lastzyklenmessung	119
6.2.2. Vorgehen bei der Datenanalyse	121
6.2.3. Ergebnisse der Messreihen zur Erfassung der Dehnung	125
6.3. Kalibrierbarkeit der Sensoren	136
7.1. Zusammenfassung	141
7.2. Ausblick	142
A. Anhang	145
A.1. Tabellen	145
A.2. Abbildungen	157
Abbildungsverzeichnis	159
Tabellenverzeichnis	165
Literaturverzeichnis	167

Abkürzungen und Symbole

Abkürzungsverzeichnis

AHD	Airbus Helicopters Deutschland
ASE	Amplified Stimulated Emission
AWG	Arrayed Waveguide Grating
BVI	Blade Vortex Interaction
CBM	Condition Based Maintenance
CFK	Kohlenstofffaserverstärkter Kunststoff
DLR	Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt
DMS	Dehnungsmessstreifen
EADS	European Aeronautic Defence and Space Company
EMV	Elektromagnetische Verträglichkeit
FBG	Faser-Bragg-Gitter
FE	Finite Elemente
FVW	Faserverbundwerkstoff
GFK	Glasfaserverstärkter Kunststoff
HaRo	Hauptrotor
HeRo	Heckrotor
HF	Hochfrequenz
HHC	High Harmonic Control
HS	Hubschrauber
HUMS	Health & Usage Monitoring System
IBC	Individual Blade Control
NI	National Instruments

Symbolverzeichnis

OLM	Online Monitoring
OSA	Optical Spectrum Analyzer
SHM	Structural Health Monitoring
SLED	Superluminescence Light Emitting Diode
SNR	Signal-zu-Rausch-Verhältnis (Signal to Noise Ratio)
TDM	Time Division Multiplex
UMS	Usage Monitoring System
WDM	Wave Division Multiplex

Symbolverzeichnis

A	Querschnittsfläche
C	Konstante
CTE_f	Temperaturempfindlichkeit des FBG
C_i	Konstante
E	Elastizitätsmodul
F	Kraft am Balkenende
I	Intensität des Lichts
I_a	axiales Flächenträgheitsmoment
L	Länge des Gitters
M	Biegemoment
MFD	Modenfelddurchmesser
N	Normalkraft
R	Krümmungsradius der neutralen Faser
R_G	Reflektivität des Gitters
S	Schwerpunkt
T	Temperatur
V	normierte Frequenz, V-Zahl
Λ	Gitterperiode
Λ_0	Gitterperiode des unbelasteten Gitters
Ω	Koppelkoeffizient
Θ_{max}	maximaler Akzeptanzwinkel
α_B	Beer'scher Absorptionskoeffizient
α_n	Änderung des effektiven Brechungsindex
α_Λ	Änderung der Gitterperiode aufgrund von Wärmeausdehnung

β	Ausbreitungskonstante
χ_i	elektrische Suszeptibilität
ϵ	Dehnung
ϵ_0	Dielektrizitätskonstante des Vakuums
ϵ_r	relative Permittivität des Dielektrikums
γ_{max}	maximale Querkraft
κ	Krümmung
λ_0	Wellenlänge des Lichts für die Bestimmung der V-Zahl
λ_{B0}	Bragg Wellenlänge des unbelasteten Gitters
λ_B	Bragg Wellenlänge
\mathcal{NIT}	partielle Ableitungen
μ_0	Permeabilitätskonstante des Vakuums
μ_r	Permeabilitätskonstante
ν	Querkontoaktionszahl
ω	Kreisfrequenz der monochromatischen Welle
ψ	im Faserkern geführter Teil der Lichtleistung
σ	Leitfähigkeit, Kehrwert des spezifischen Widerstands
σ	Standardabweichung
σ	Spannungsverlauf
φ	neg Winkel Neigung der Biegelinie
ρ	Ladungsdichte
ρ	Krümmungsradius an der Stelle x
\vec{B}	magnetische Flussdichte
\vec{D}	elektrische Flussdichte
\vec{E}	elektrische Feldstärke
\vec{H}	magnetische Feldstärke
\vec{M}	Magnetisierung
\vec{P}	Polarisation
b	Breite
$d\alpha$	Neigungswinkel der Schnittfläche
d_k	Kerndurchmesser der optischen Glasfaser
ds	Länge der neutralen Faser
h	Höhe
k	Wellenzahl
k_{eff}	Ausbreitungskonstante
l	Länge
n	Brechungsindex
n_K	Brechungsindex des Kernmaterials
n_M	Brechungsindex des Mantelmaterials
n_{K1}	Brechungsindex des Kernmaterials 1
n_{K2}	Brechungsindex des Kernmaterials 2
n_{eff}	effektiver Brechungsindex
p	Polarisationsachse des Lichts

p_e	photoelastischer Koeffizient
$p_{11} p_{12}$	Pockels Koeffizient
q	Polarisationsachse des Lichts
$q(x)$	Streckenlast
$w''''(x)$	Streckenlast
$w'''(x)$	Querkraft
$w''(x)$	Krümmung Biegelinie
$w'(x)$	Neigung der Biegelinie
$w(x)$	Durchbiegung des Balkens
z	Neigung der Biegelinie

1. Einleitung

1.1. Motivation und Zugang zur Problemstellung

Motivation

In der heutigen Zeit sind Luftfahrzeuge alltägliche Transportmittel. Im Gegensatz zu ihren bodengebundenen Verwandten wie den Automobilen, dem Schienenverkehr oder der Schifffahrt endet ein Ausfall eines sicherheitsrelevanten Bauteils schnell fatal. Ein solches sicherheitsrelevantes Bauteil kann zum Beispiel die Tragfläche eines Flugzeuges sein, deren Ausfall und damit der Verlust im unweigerlichen Absturz der Maschine endet. Aus diesem Grund ist die Zulassung von Luftfahrzeugen an international gültige Bauvorschriften gebunden. Im Rahmen der Zulassung eines Flugzeugs müssen neben den Flugeleistungen auch die Lasten, Festigkeit und Ermüdung von Komponenten nachgewiesen werden. Dieser Nachweis erfolgt gemäß international gültiger Bauvorschriften. Bei der Nachweiserbringung der Lebensdauer verschiedener Systemkomponenten des Luftfahrzeugs ist der Wöhlerversuch und die daraus resultierenden Wöhlerkurven eine wichtige Komponente. Die Einschätzung der Lebensdauer eines jeden Bauteils erfolgt stets konservativ und mit einem Sicherheitsfaktor, um genügend Spielraum zur rechnerisch ermittelten Lebensdauer zu erhalten. Eine problemlose Beweisführung beginnt bereits mit der Entwicklung des Luftfahrzeugs und seinen Systemkomponenten. Die errechneten und letztlich zugelassenen Wartungsintervalle sind stets kürzer als die tatsächliche Lebensdauer eines Bauteils, um die Sicherheit des Luftfahrzeugs ohne Einschränkungen zu gewährleisten. Der Preis für diese Sicherheit sind mehr oder weniger häufige Wartungen, sowie der Austausch von Systemkomponenten, die unter Umständen noch lange nicht ermüden würden. Hinzu kommt das Stilllegen des Luftfahrzeugs für den Zeitraum der Wartung.

Ein kommerziell eingesetztes Luftfahrzeug ist für den Betreiber deutlich interessanter, sind die Intervalle zwischen den Wartungen ausreichend, und stellt durchaus ein Kaufkriterium dar. Demzufolge spielt die Häufigkeit der Wartungen eine bedeutende Rolle im Wettbewerb der Hersteller, immer unter dem Gesichtspunkt, dass die Ausfallsicherheit keinesfalls negativ beeinflusst werden darf. Eine Bauteillebensdauer bezogen auf die tatsächlich erfahrenen Lasten ist eine lang gehegte Vision der Luftfahrt. Ein entscheidender Schritt auf dem Weg zu dieser Vision ist eine permanente Überwachung der sicherheitsre-

1. Einleitung

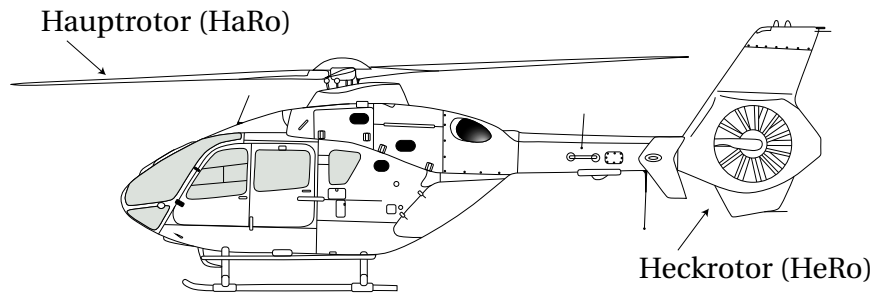


Abbildung 1.1.: Eurocopter EC135, ein Hubschrauber in konventioneller Bauweise mit Fenestron als Heckrotor [26].

levanten Komponenten. So genannte Health & Usage Monitoring System (HUMS) Systeme werden bereits realisiert und bieten eine Überwachung der Komponenten, nicht jedoch eine Verlängerung des Wartungsintervalls infolge weniger harter Beanspruchung des Luftfahrzeugs.

Der Hubschrauber ist eine Besonderheit unter den Luftfahrzeugen und unterscheidet sich von Luftfahrzeugen mit starren Tragflächen vor allem darin, dass er den Auftrieb mittels der Umlaufgeschwindigkeit des Rotors und nicht durch die Vorwärtsgeschwindigkeit des Luftfahrzeugs erzeugt. Aufgrund dieser Besonderheit sind Hubschrauber in der Lage senkrecht zu starten und zu landen sowie ein breit gefächertes Manöverprofil abzudecken. Durch dieses Funktionsprinzip kommt es zu Phänomenen, die sich bei Luftfahrzeugen mit starren Tragflächen nicht beziehungsweise nur am Rande ergeben. Diese aeromechanischen Erscheinungen bringen hohe Bauteillasten und häufige Lastwechsel mit sich. HUMS Systeme und eine Bauteillebensdauer bezogen auf die tatsächlich erfahrenen Lasten sind daher von großem Interesse. Im Folgenden werden die Besonderheiten des Hubschraubers und damit sein Funktionsprinzip sowie die sich daraus ergebenden Herausforderungen für die Festigkeit von Bauteilen stark vereinfacht beschrieben und so der Zugang zur Problemstellung gegeben.

Zugang zu Problemstellung

Hubschrauber in konventioneller Bauweise bestehen aus einem Hauptrotor und einem Heckrotor. Dabei erzeugt der Hauptrotor den Auftrieb und bestimmt den Schubvektor. Der Schubvektor ist demnach verantwortlich für die Flugrichtung sowie Nick- und Rolllage. Der Heckrotor dient hauptsächlich dem Ausgleich des Drehmoments welches der Hauptrotor erzeugt und lässt die Steuerung sowie die Stabilisierung des Hubschraubers um die Gierachse zu.

Durch den sich drehenden Hauptrotor eines Hubschraubers und die Vorwärtsgeschwindigkeit des Fluggeräts ist die Anströmung der Rotorblätter zunehmend asymmetrisch.

1.1. Motivation und Zugang zur Problemstellung

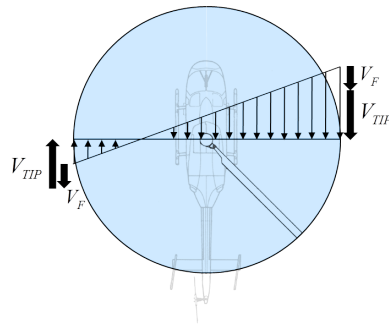
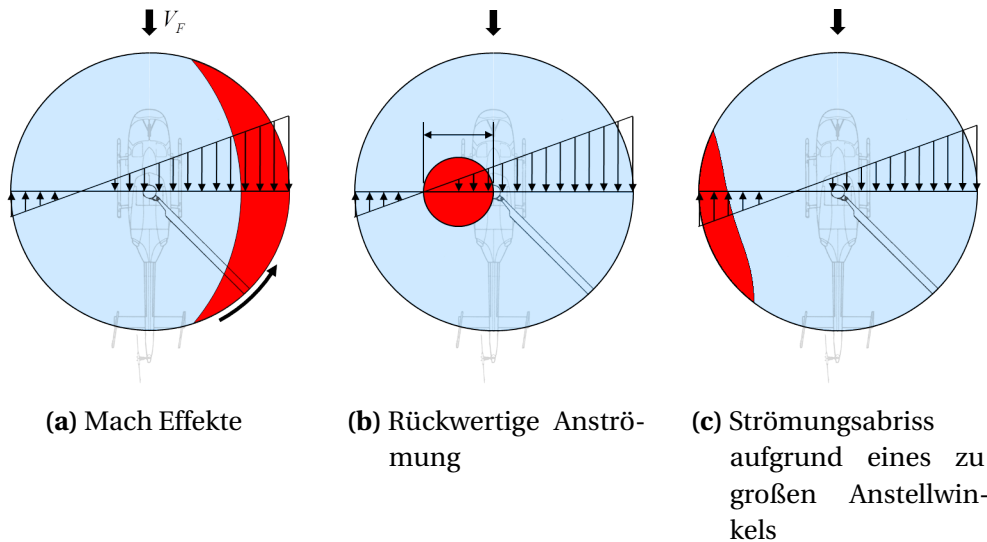


Abbildung 1.2.: Asymmetrische Anströmbedingung am Rotorblatt im Vorwärtsflug



(a) Mach Effekte

(b) Rückwertige Anströmung

(c) Strömungsabriss aufgrund eines zu großen Anstellwinkels

Abbildung 1.3.: Anströmungsproblematik Hauptrotor bei Vorwärtsgeschwindigkeit[39].

Die Asymmetrie ergibt sich durch die vektorielle Addition der Geschwindigkeit eines infinitesimal kleinen Blattelements des Rotorblattes und der Translationsgeschwindigkeit des Hubschraubers gegenüber der ruhenden Luft. Dieser Effekt ist in Abbildung 1.2 skizziert.

Es werden verschiedene Bereiche unterschieden. Abbildung 1.3a zeigt den Bereich in welchem es zu Kompressibilitätseffekten aufgrund zu hoher Machzahlen an der Spitze des vorlaufenden Rotorblatts kommt. Bei dem in Abbildung 1.3b rot gekennzeichneten Bereich handelt es sich, unter der Bedingung eines schnellen Vorwärtsflugs, um eine Rückanströmung des Blattes in Mastnähe. Ein Bereich des Rotorblattes wird infolge der vektoriellen Addition der beiden Geschwindigkeiten nicht mehr angeströmt und es kommt zum Strömungsabriss. Die niedrige Anströmgeschwindigkeit des rücklaufenden Blattes fordert einen sehr großen Anstellwinkel im äußeren Fünftel des rücklaufenden Rotorblattes. Dies ist in Abbildung 1.3c gezeigt. Diese großen Anstellwinkel sind nötig um den nötigen Auftrieb bei langsamer Anströmung zu erzeugen, sind jedoch gleichermaßen kritisch hinsichtlich des Strömungsabrisses.

1. Einleitung

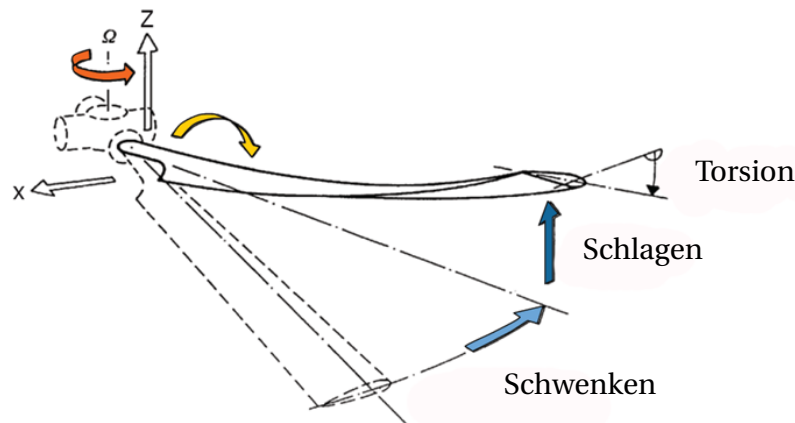


Abbildung 1.4.: Typische Blattbewegungen eines Hubschrauberrotorblattes: Schlagen, Schwenken und Torsion [40].

All diese Herausforderungen hinsichtlich der Anströmung der Rotorblätter bringen erhebliche zusätzliche Lasten in das System Hubschrauber ein. Spürbar und messbar werden diese Lasten durch die in Abbildung 1.4 skizzierten typischen Blattbewegungen - Schlagen, Schwenken und Torsion.

Ein weiteres Problem stellt die Blade Vortex Interaction (BVI) dar. Dies bedeutet, dass die Hubschrauberrotorblätter, je nach Flugmanöver mehr oder weniger deutlich, in die Wirbel des verlaufenden Rotorblattes rotieren, die Anströmung dadurch negativ beeinflussen und dadurch starken Lärm erzeugen. Höherfrequente und kleinamplitudige Bewegungen werden als Vibrationen beschrieben und überlagern sich mit den typischen Blattbewegungen.

Abbildung 1.5 bietet eine schematische Darstellung der Hauptursachen von parasitären Blattlasten, deren Folgen und Auswirkungen.

Die mit dem Hubschrauber verbundenen Nachteile, hervorgerufen durch die im Zentrum stehenden typischen Blattbewegungen und Vibrationen, äußern sich neben den erheblichen Strukturlasten und dem damit verbundenem Wartungsaufwand durch weniger Insassenkomfort als in Verkehrsflugzeugen, hervorgerufen durch starke Vibrationen und Lärm, sowie der eingeschränkten Flugumveloppe. Durch aktives Eingreifen in das Hauptrotorsystem lassen sich die genannten Punkte positiv beeinflussen. Die Konzepte der vergangenen Jahre zur Verbesserung des Komforts sowie der Erweiterung der Flugumveloppe werden im Folgenden kurz vorgestellt [14]. Es sei darauf hingewiesen, dass diese Konzepte ohne die Kenntnis der tatsächlich am Blatt angreifenden Lasten und demnach ohne die Kenntnis der tatsächlichen Blattbewegungen verwirklicht wurden. Bis dato erfolgt keine Echtzeitregelung der Blätter sondern vielmehr eine Regelung des Standardverhaltens im Schwebeflug oder Vorwärtsflug. Zunächst fanden passive Elemente, mechanische Schwin-

1.1. Motivation und Zugang zur Problemstellung

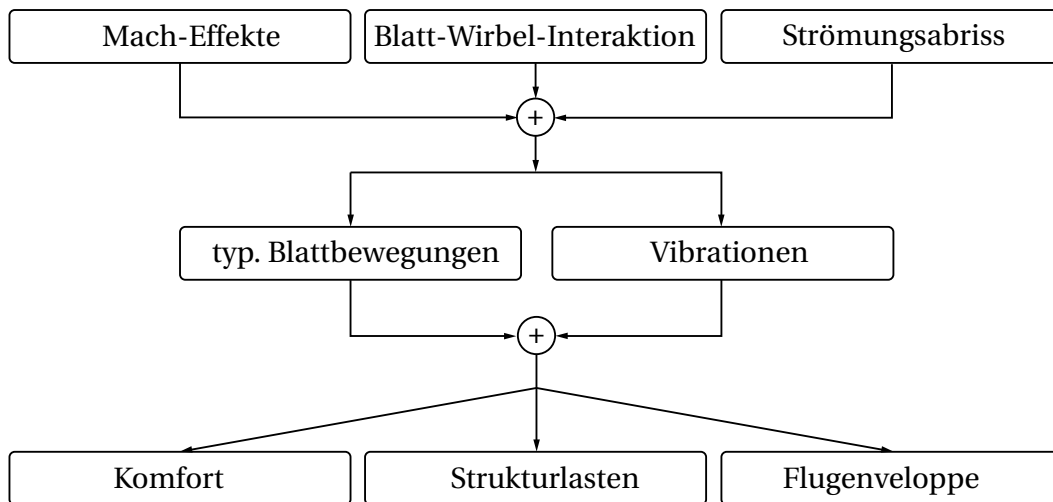


Abbildung 1.5.: Folge der asymmetrischen Ausströmung: Vibrationen

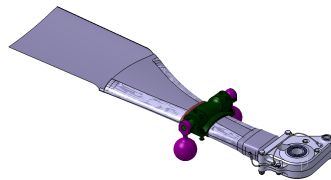


Abbildung 1.6.: Eurocopter EC145, Schwingungstilger am Rotorblatthals (Archiv Airbus Helicopters Deutschland (AHD)).

gungstilger an den Rotorblättern, wie in Abbildung 1.6, ihre Anwendung [6]. Bis heute gibt es Rotorblätter, welche mit diesen Schwingungstilgern ausgestattet sind, z.B. Airbus Helicopters Modell EC145. Mit Hilfe von Simulationen kamen aktive Rotorsteuerungen zur Vibrationsreduktion mit moderatem Erfolg zum Einsatz. In den 80iger Jahre gab es erste Versuche zur High Harmonic Control (HHC) und einem vorab berechneten Einsteuerung des HHC-Algorithmus. Hierbei handelt es sich um eine Einsteuerung in das starre System [111], [131], [88], [104]. Später folgten, mit der Individual Blade Control (IBC) [119], die Einsteuerungen in das rotierende System [66]. Zunächst war der Einsteuerpunkt am Blatt-hals mit Flugversuchen der Bo105 im Jahre 1998 [106], im Jahre 2005 folgten Flugversuche mit Piezo-(Servo-)klappen im äußeren Blattprofil [51]. Eine andere Herangehensweise verfolgte das Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt (DLR) mit einem Patent für das Multiple Swashplate Control System im Jahr 2008 [59]. In Abbildung 1.7a und 1.7b sind Bilder der Rotorblätter der IBC Konzepte visualisiert. Angelehnt an das Patent von Hall [42] verwirklichte AHD ein Rotorblatt mit Piezoklappen. Mit dem Konzept des „Active Twist“, Rotorblattes beschäftigten sich Chen [16], Wierach [128] und Monner [93].

Hinter der Kenntnis der tatsächlichen Lasten, die ein Rotorblatt während des Betriebs er-

1. Einleitung



(a) Piezoklappe von Airbus Helicopters Deutschland (AHD) [67]



(b) Active Twist Blatt des Deutschen Zentrum für Luft- und Raumfahrt (DLR) [60]

fährt, verbirgt sich großes Potential. Gelingt die zuverlässige Erfassung der Strukturlasten, so ist eine aktive Regelung durch die bereits erprobten Konzepte einfach zu realisieren. Die permanente Erfassung der Strukturlasten bildet zudem die Basis der in der Motivation erwähnten HUMS Systeme, welche für die Bestimmung restlichen Bauteillebensdauer nötig sind. Auf diesem Weg wäre die Wartung, basierend auf der tatsächlichen Nutzung von Hubschraubern realisierbar.

Sensoren aus Glas

Seit der Entdeckung der Fotosensitivität von optischen Glasfasern und damit dem ersten FBG-Sensor im Jahre 1978 durch Hill et al.[46] beschäftigt sich die Forschung mit möglichen Anwendungen dieser Entdeckung. In der Telekommunikationstechnik werden die FBG-Sensoren seit den 80iger Jahren eingesetzt und dienen dort zur Kanalselektion in Add-Drop-Multiplexern [8] oder zur Stabilisierung von Laserdioden in WD-Multiplexern [11], [92].

Das Potential der FBG-Sensoren als Dehnungs- und Temperatursensor ist groß und wird bislang nicht voll ausgeschöpft. Hinsichtlich der Sensoreigenschaften wird das FBG in Forschungseinrichtungen weltweit fortwährend erforscht. FBG-Sensoren verfügen über einschlägige Vorteile wie eine ausgezeichnete Elektromagnetische Verträglichkeit (EMV), da sich das Licht in der Glasfaser nicht durch elektrische oder elektromagnetische Effekte störend beeinflussen lässt. Gegenüber dem meist gebräuchlichen Dehnungssensor, dem Dehnungsmessstreifen (DMS), ist dies ein entscheidender Vorteil. Weitere Vorteile des FBG-Dehnungssensors sind Multiplexeigenschaften [95], [18], höhere Belastbarkeit, gute Erosionseigenschaften, Hitzebeständigkeit und nicht zuletzt ein deutlich geringerer Verkabelungsaufwand als bei herkömmlichen Dehnungssensoren.

Die genannten Vorteile und die Integrierbarkeit in verschiedenen Werkstoffe legen für FBG-Sensor die Anwendung am Hubschrauberrotor nahe.

Zielsetzung

Der in dieser Arbeit verfolgte Ansatz mit faseroptischen Sensoren, welche in das Rotorblatt integriert werden, bietet die Möglichkeit, Dehnungen an bestimmten Punkten in der Struktur zu erfassen. Die Sensoren liefern ein Lichtsignal, welches zunächst in eine elektrische Größe gewandelt werden muss. Dieser elektrischen Größe kann durch Kalibrierung der Sensoren einer Dehnung zugewiesen werden. Die Abbildungsvorschrift dazu ist in Abbildung 1.8 skizziert. Wobei $\underline{x}_{opt.}$ das optische Signal, Licht mit einer bestimmten Wellenlänge ist. $\underline{x}_{el.}$ die optisch-elektrisch gewandelte Größe in Form einer Differenzspannung. Diese elektrische Spannung kann einer mechanischen Größe \underline{x}_c zugewiesen werden und entspricht einer Dehnung. Die Größen $\underline{x}_{\beta,\xi,\theta}$ stehen für den Schwenkwinkel, den Schlagwinkel und den Einstellwinkel (Torsionswinkel) des Blattes. M_β, M_ξ, M_θ sind die resultierenden Momente. Bis zum Schritt der optisch-elektrischen Wandlung spricht man von der messtechnischen Betrachtung wobei der Übergang zur strukturmechanischen Seite fließend ist (vgl. Abbildung 1.8).

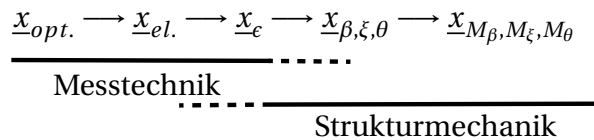


Abbildung 1.8.: Rahmen der Dissertation - Messtechnik.

Auf der strukturmechanischen Seite werden die Dehnungen an spezifischen Punkten der Struktur den hubschraubertypischen Bewegungen wie Schlag-, Schwenk- und Torsionswinkel zugewiesen und diese letztlich in Biege- und Torsionsmomente gewandelt. Aus diesen Größen lässt sich ein Lastkollektiv der Struktur im Hubschrauber berechnen. Gleichung 1.1 zeigt die Zusammenhänge und nötigen Transformationsmatrizen auf. Um aus dem optischen Rohsignal das tatsächlichen angreifende Lasten zu berechnen sind vier Transformationsmatrizen nötig.

$$\underline{x}_{M_\beta, M_\xi, M_\theta} = \left[\mathbf{T}_{\beta,\xi,\theta \rightarrow M_\beta, M_\xi, M_\theta} \right] \left[\mathbf{T}_{c \rightarrow \beta,\xi,\theta} \right] \left[\mathbf{T}_{el.-c} \right] \left[\mathbf{T}_{opt.-el.} \right] \underline{x}_{opt.} \quad (1.1)$$

- $\mathbf{T}_{opt.-el.}$ repräsentiert die optisch-elektrische Wandlung.
- $\mathbf{T}_{el.-c}$ repräsentiert den Bezug zwischen elektrischer Spannung und mechanischer Dehnung.
- $\mathbf{T}_{c \rightarrow \beta,\xi,\theta}$ repräsentiert den Zusammenhang von mechanischer Dehnung und den Winkeln am Rotorblatt.

1. Einleitung

- $T_{\beta, \xi, \theta_{\beta} - M_{\beta}, M_{\xi}, M_{\theta}}$ repräsentiert den Zusammenhang von den Winkeln am Rotorblatt und den anfallenden Momenten im Rotorsystem.

Da die Zulassbarkeit eines solchen Systems auf belegbare Fehlerraten aufbaut, muss ein vollständiger Nachweis der Unsicherheiten und Ausfallwahrscheinlichkeiten erbracht werden. Von besonderer Bedeutung sind Unsicherheiten, welche am Anfang der Signalkette entstehen, da diese Fehler sich durch die Transformationen fortpflanzen und verstärkt werden. Durch eine vollständige Dokumentation der Messunsicherheiten lassen sich Unsicherheitsvektoren aufstellen, die das Intervall von angreifenden Momenten sicher erfassen. Somit ist eine zuverlässige Ermittlung bereits konsumierter Bauteillebensdauer möglich. Ein damit realisierbares HUMS wird von Hajek et al. in [41] vorgestellt. Besonderer Augenmerk liegt auf der Redundanz der Sensoren, um ein zulassbares System zur Lastüberwachung und konsumierten Lebensdauer zu schaffen.

1.2. Stand der Technik

Die Eignung der reinen Glasfaser mit eingeschriebenen FBG-Sensoren als Dehnungssensor ist ab den 90iger Jahren in verschiedenen Arbeiten nachgewiesen worden. Die eigentliche Entdeckung der Photosensitivität von Glasfasern erbrachten Hill [46] und Meltz [84], [85]. Die Einsatzmöglichkeiten von FBG-Sensoren sowie den Stand der Technik zu jener Zeit stellte Giallorenzi in [31] im Jahr 1982 vor. Hill gibt einen Überblick über die Technologie der FBG-Sensoren [47]. Morey schrieb über den FBG-Sensor [94] und dessen Multiplexeigenschaften [95]. Den Einsatz als Dehnungs- und Temperatursensor stellt Brady in [13] vor. Udd präsentiert im Jahr 1995 einen Überblick über das FBG als Sensor [123]. Ein komplettes System mit FBG-Sensoren stellte Briningstool in [15] vor. Wellenmultiplexsysteme wurden von Melle [83] auf Basis von Tunable Lasern sowie durch Melle in [83] und Davis in [20] auf Basis interferometrischer Auswertung vorgestellt. Ein weiterentwickeltes System mit Driftkompensation und interferometrischer Wellenlängendetektion präsentierte Kersey in [58].

Bereits Ende der 80iger Jahre wurde angedacht die FBG-Sensoren nicht nur zu applizieren sondern so genannte „Smart Structures“ beziehungsweise „Intelligente Strukturen“ zu erschaffen, indem ein Netzwerk aus FBG-Sensoren in Trägerstrukturen integriert wird [82]. Das Thema „Smart Structures“ im Allgemeinen erörtern Sendeckyj, Spillman und Liu in ihren Arbeiten [110], [116], [74].

Ein erster Schritt auf dem Weg zu solchen „Smart Structures“ ist die Applikation von optischen Glasfaser auf Trägermaterialien oder die Einbettung/Integration derer in Trägermaterialien. Trutzel beschäftigt sich in [121] ausführlich mit dem FBG-Sensor und untersucht dabei die Dehnungsermittlung von FBG-Sensoren und der Bedeutung der Klebeverbindungen.

derung bei applizierten FBG-Sensoren. Er wies nach, dass eine zu starke Einbettung von FBG-Sensoren in einen Cyanacrylat-Klebstoff zu stark asymmetrischen Dehnungsfeldern führt. Mit der Thematik des Aufklebens von FBG-Sensoren auf Strukturen beschäftigten sich auch Cheng [17], Wan et al. [125] sowie Li [72] mit Fokus auf die Klebeschicht und der Dehnungsübertragung auf den FBG-Sensor. Cheng und Wan veröffentlichten analytische Formeln wobei sich die beiden Klebeschichten in ihrer Art und Dicke stark voneinander unterscheiden. Als entscheidende Faktoren werden dabei Klebeschichtdicke, Klebeschichtlänge sowie der verwendete Kleber und die Beschichtung der optischen Glasfaser genannt. Schlüter beschäftigte sich mit einem Bewertungsverfahren der Klebeverbindung zwischen FBG-Sensoren und Faserverbundträgermaterial [107]. Da die Applikation von FBG-Sensoren keine Messung im Bauteilinnern zulässt, erfahrungsgemäß größere Dehnungsspitzen auf der Bauteiloberfläche auftreten und ein verhältnismäßig geringer Schutz gegen Korrosion besteht, ist die Integration der Sensoren in den Faserverbund wünschenswert.

Im Jahr 1990 gelang Dunphy die Integration von FBG-Sensoren in einen Verbundwerkstoff [25]. Simonsen arbeitete an der Integration von FBG-Sensoren in glasfaserverstärktem Kunststoff [114] und Friebele verwendete integrierte FBG-Sensoren um den Aushärtvorgang von Faserverbundwerkstoffen zu überwachen und später Biegemomente zu ermitteln [30]. Kenny stellt im Jahr 1997 den Stand seiner Forschung in Bezug auf integrierter FBG-Sensoren in Faserverbundmaterialien vor [56], [57]. Kopola schrieb über seine Erfahrungen mit integrierten FBG-Sensoren beim Aushärtvorgang von Verbundwerkstoffen und deren Belastungstest [64]. Eine Übersicht über die Einsatzmöglichkeiten von integrierten FBG-Sensoren gibt auch Yung-Jiang [134]. Bis dato wird das Verhalten des FBG-Sensors eingebettet im Faserverbund mit verschiedenen Schwerpunkten erforscht. Kehlenbach nahm Bezug auf die Schädigungserkennung von Faserverbundteilen mit Hilfe von FBG-Sensoren vor [55]. Ling beschäftigte sich mit der Erfassung von dynamischen Dehnungen durch FBG-Sensoren [73], Lyckx präsentierte die dreidimensionale Dehnungsmessung mit Temperaturerfassung durch FBG-Sensoren [76], Baere arbeitete an der Integration der Sensoren der anschließenden Visualisierung und dem Ermüdungsverhalten seiner Teststruktur [5] und Ferrei gelang die simultane Erfassung von Dehnung und Temperatursignal in Faserverbundwerkstoffen [78].

Bei der Integration kommt es zu diversen Problemen, die in speziellen Arbeiten zur Integration von optischen Glasfasern in Verbundmaterialien untersucht wurden. Exemplarisch seien folgende Veröffentlichungen genannt: Degrieck [22] beschäftigt sich mit der Untersuchung der Integration von unbeschichteten FBG-Sensoren, Güemes [37] mit Untersuchungen zur Doppelbrechung bei transversal belasteten FBG-Sensoren, Kojima [62] veröffentlichte Ergebnisse zur Integration von FBG-Sensoren mit 52 µm Außendurchmesser in eine Flugzeugtragfläche, und Kuang [65] veröffentlicht und behandelt die Integration von FBG-Sensoren in unidirektionale und multidirektionale Laminaten und deren Auswirkung für das reflektierte Lichtspektrum. Des Weiteren untersuchte Huang [49] die strukturelle Integrität von Laminaten mit integrierten optischen Glasfasern. Shivakumar befasste

1. Einleitung

sich mit den mechanischen Eigenschaften von Verbundwerkstoffen mit integrierten optischen Fasern und kam zu dem Ergebnis, dass die Orientierung der optischen Glasfaser, ob parallel zu den Fasern des Verbunds oder in einem bestimmten Winkel, großen Einfluss auf die Belastbarkeit der Struktur hat [113]. Der Durchmesser der optischen Fasern allein ist nicht ausschlaggebend, da dieser immer deutlich größer ist als der Durchmesser der Faserfilamente des Verbunds. Eine gute Übersicht zur Integration von FBG-Sensoren in Verbundwerkstoffe und damit dem Stand der Technik wird von Luyckx [77] gegeben.

Bis zum heutigen Zeitpunkt bereitet vor allem der Ein- und Austritt der optischen Glasfasern aus der Trägerstruktur Probleme. Green et al. [34] gaben bereits 1999 einen Überblick über mögliche Lösungsansätze. Zwei dieser Möglichkeiten, den Faserein- und Austritt zu realisieren sind ein in die Trägerstruktur integrierter Stecker [115], [7] oder ein spezieller Aufbau zur Faserdurchführung [35].

Angestoßen durch die Veröffentlichung von Measures [82] gab es zahlreiche Ansätze für Structural Health Monitoring (SHM) Systeme auf Basis von FBG-Sensoren. Foote beschäftigte sich mit möglichen Anwendungen von faseroptischen Sensoren [28] und wies auf die Schwierigkeiten in ihrer Handhabung hin [29]. Der FBG-Sensor und seine Eignung für den Einsatz in SHM Systemen waren und sind Thema zahlreicher Veröffentlichungen. Exemplarisch seien die Arbeiten von Leng [71], Minakuchi [90], Lau [69] und Shen [112] genannt.

SHM Systeme auf Basis von FBG-Sensoren haben großes Potential für die Luftfahrt. Aus diesem Grund beschäftigen sich Wissenschaftler weltweit damit. Read nutzte die Sensoren um die Beanspruchung von Strukturelementen eines Kleinflugzeugs bei außerordentlicher Belastung zu erfassen [105]. Betz untersuchte die Eignung von FBG-Sensoren zur Überwachung kommerziell eingesetzter Flugzeuge [9]. Yang untersuchte ein Rotorblatt mit "intelligenter Struktur,„. Dabei wird ein Aktuator durch die Sensorsignale des FBG-Sensors gesteuert [133]. Leng [71], Jung-Ryu [53], Takeda [117], Panopou [1] und Loutas [75] beschäftigen sich mit "Health Monitoring Systemen,„ in der Luftfahrt. Minakuchi stellt ein System zur Überwachung von speziellen Winkelbauteilen aus Faserverbund durch integrierte FBG-Sensoren vor [90] und stellt die Überwachung des Bauteils über dessen Lebensdauer sicher. Lau präsentiert ein SHM System für Faserverbundwerkstoffe auf Basis integrierter FBG-Sensoren [69] und Shen stellt seinen Entwurf eines SHM Systems vor [112]. Takeda [118] und Mieloszyk [89] integrierten FBG-Sensoren in (Modell-)Flugzeugtragflächen und untersuchten das Sensornetzwerk als SHM System. Schwerpunkte dieser SHM Systeme sind Einschlagsbestimmung von Projektilen und die frühzeitige Erkennung von Strukturversagen wie Delaminationen. Schröder entwickelte ein System zur Lastüberwachung des Rotorblattes einer Windenergieanlage [109]. Ko veröffentlichte seine Theorie zur Bestimmung der Deformationen von Luftfahrtkomponenten während des Flugs [61] und schließt damit eine Lücke zur strukturmechanischen Seite der Problemstellung. Majumder veröffentlichte im Jahr 2008 einen Statusbericht über die Anwendungen von FBG-Sensoren in SHM Systemen [79]. Kahandawa et al. geben in [54]

einen guten Überblick über den Nutzen von SHM Systemen in der Luft- und Raumfahrt. Ostachowicz und Güemes stellen in [99] aktuelle Trends des SHM vor. Di Sante gibt im Jahr 2015 den aktuellen Überblick über die Anwendung der verschiedenen faseroptischen Sensoren für SHM Systeme von Luftfahrtkomponenten und geht dabei auf die besondere Bedeutung von FBG-Sensoren ein [23].

Erste Untersuchungen am Hubschrauber hinsichtlich einer Anwendung von FBG-Sensoren wurden im Jahr 2007 von Pawar [102], [101] getätigt und dabei die Ermittlung der Dehnungen entlang des Rotorblatts angestrebt. Fernandez-Lopez [27] integriert FBG-Sensoren in die Blattwurzel eines Rotorblatts um Signale für ein SHM System zu erfassen. Im Jahr 2010 stellt Dragan die Strukturüberwachung von kritischen Bauteilen am Hubschrauber durch verschiedene Sensoren unter anderem FBG-Sensoren vor [24] und Andrews [3] befasst sich mit einem Condition Based Maintenance (CBM) System für einen Bell-Hubschrauberrotor und zielt dabei auf die Lastwechsel am Rotormast ab. Hong-Il beschäftigt sich im Jahr 2011 mit der Bestimmung der Deformation auf Basis von FBG-Sensoren [48]. Tucker präsentiert 2013 Versuchsergebnisse mit einem Rotorblattanschluss und testete integrierte und applizierte Sensoren in Hinblick auf deren Nutzung für die Erkennung von Projektileinschlägen [122].

Ansätze zum SHM geben lediglich [102], [27], sowie [24]. Andrews erkannte die Möglichkeit Wartungen aufgrund von Projektileinschlägen auf gewisse Areale des Hauptrotors zu beschränken, und nannte damit einen Vorläufer von CBM Systemen [3]. Den Ansatz, alle Lasten, die eine Struktur im Betrieb sieht, zu erfassen um daraus in Zukunft die konsumierte Lebensdauer bestimmen zu können, gab es bislang nicht. Vielmehr wurde sich mit der Früherkennung von Strukturschäden, einer „Impact Detection“ und der Lastüberwachung beschäftigt. Ebenso wenig befasste man sich bisher mit der Erfassung von Lasten am Hauptrotor, um daraus auf die konsumierte Lebensdauer aller damit verbundenen Systeme zu schließen. Die Ableitung wichtiger Zustandsgrößen aus den am Rotorblatt mit Hilfe von integrierten FBG-Sensoren gemessenen Dehnungen blieb bisher ebenfalls unbeachtet.

Ziel dieser Arbeit

Das Ziel dieser Arbeit ist die Untersuchung von FBG-Sensoren auf ihre Eignung für den Einsatz im Hubschrauber. Zunächst soll die Handhabung der Glasfaserleitungen inklusive der FBG-Sensoren an Teststrukturen aus den gleichen Faserverbundmaterialien wie das am Hubschrauber eingesetzte Rotorblatt untersucht werden. Die Möglichkeiten der Applikation und Integration der Sensoren auf Teststrukturen sollen untersucht und eine mit dem Herstellungsprozess des Hubschrauberrotorblatts vereinbare Methode gefunden werden. Die durch diese Methoden realisierten Einbettiefen der Sensoren sollen hinsichtlich ihrer Auswirkung auf die Signalqualität beurteilt werden. Besonderen Stellenwert hat

1. Einleitung

dabei die Haltbarkeit der Anbindung zur Struktur, der Ein- und Austritt der Messleitung, die Qualität des Lichtsignals, das Driftverhalten von Messgeräten und Sensoren sowie die Standardabweichung der Messgröße und die Kalibrierbarkeit des Sensornetzwerks. Um diese Beurteilung vornehmen zu können, dient der elektrische Dehnmessstreifen als Referenzsensor.

1.2.1. Aufbau der Arbeit

Zu Anfang werden alle für die Arbeit nötigen Grundlagen vorgestellt. Dabei wird die Balkentheorie, die Lichtleitung in der optischen Glasfaser sowie Funktionsprinzip des FBG-Sensors den verfügbaren Auswertetechnologien behandelt. Anschließend werden die Anforderungen an das FBG-Messsystem für die Anwendung am Hubschrauber erarbeitet und die Grenzen des Prüfstands zum realen Hubschrauber gezeigt. Die Entwicklung und Produktion der Testumgebung unter Berücksichtigung der zuvor aufgestellten Anforderungen wird vorgestellt, ebenso der Entwicklung und Produktion der Teststrukturen sowie die zum Einsatz kommenden Messtechnik. Es wird eine messtechnische Voruntersuchung der beiden Teststrukturen und die abschließenden Ergebnisse der Messreihen vorgestellt. Es folgt die Zusammenfassung der getätigten Forschung. Die Arbeit schließt mit dem Ausblick für anschließende Arbeiten ab.

2. Theoretische und methodische Grundlagen

Kapitel 2 beschäftigt sich mit den theoretischen Zusammenhänge, die als Grundlage der vorliegenden wissenschaftlichen Arbeit benötigt werden. Zu Beginn des Kapitels wird auf die Balkentheorie eingegangen, um die Belastungen und damit auftretenden Dehnungen eines Hubschrauberrotorblatts beziehungsweise der Balkenteststruktur zu modellieren. Anschließend wird auf die Lichtleitung in Monomode-Glasfasern eingegangen und damit die Theorie der FBG-Sensoren hergeleitet, um ein grundlegendes Verständnis für den FBG-Sensor sowie dessen Vorteile und Grenzen zu schaffen. Abschließend behandelt das Kapitel die möglichen Auswertetechnologien des FBG Signals für den nötigen Hintergrund bei der Auswahl einer geeigneten Auswertetechnologie.

2.1. Balkentheorie

Die Balkentheorie ermöglicht es uns, die gemessenen Oberflächendehnungen unserer Balkenteststruktur zu validieren. Es wird ein einseitig gelagerter, schmaler Balken angenommen mit $l \times b \times h$, es gilt $h \ll b$. Abbildung 2.1 skizziert diesen Balken. Das zweite Ende des Balkens sei frei gelagert und am Balkenende greift eine Kraft F an. Aufgrund des interdisziplinären Charakters der Arbeit sollen nur die notwendigen Gleichungen und Zusammenhänge vorgestellt werden. Zur Vertiefung werde Standardwerke der Strukturmechanik empfohlen [126], [50], [68], [2], [36], [45], [4], [19], [130].

Die Herleitung der Differenzialgleichung der Biegelinie erfolgt nach [124], [96].

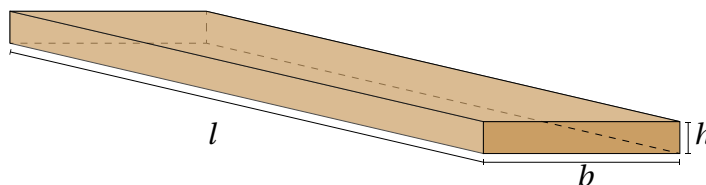


Abbildung 2.1.: Geometrie der Teststruktur Balken.

2. Theoretische und methodische Grundlagen

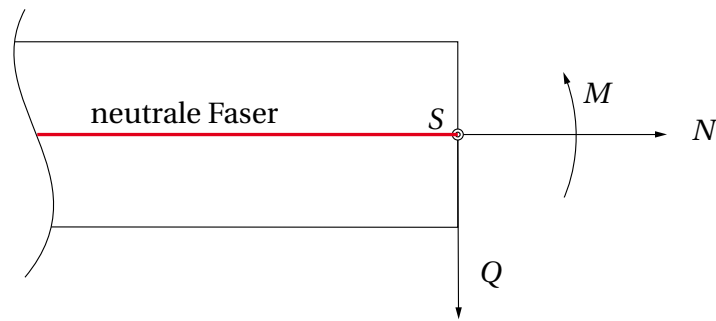


Abbildung 2.2.: Schnittgrößen am ebenen Balken.

Die Bestimmung der Biegebeanspruchung ist ein statisch bestimmtes Problem, dessen Lösung durch Heranziehen der Verformungsbeziehung gefunden werden kann. Die Bestimmung der Biegespannung erfolgt unter folgenden Annahmen:

1. Es handelt sich um eine gerade Biegung.
2. Es treten nur Normalspannungen in Schnitten senkrecht zur Balkenachse auf, zusätzliche Schubspannungen werden vernachlässigt. Es ist eine reine Biegung.
3. Es gilt die Bernoulli-Hypothese, die Querschnitte verdrehen sich, bleiben jedoch eben.
4. Alle Punkte eines Querschnitts erfahren die gleiche Verschiebung in Biegerichtung, es tritt keine Dehnung auf.
5. Es wird elastisch-isotropes Werkstoffverhalten angenommen. Das Elastizitätsmodul wird für Zug und Druck gleich angenommen.

Unter Annahme einer Durchbiegung des Balkens nach unten, werden bei einer elastischen Verformung die Fasern der Unterseite gestaucht und die der Oberseite gestreckt. Eine neutrale Faser dazwischen wird weder gestaucht noch gestreckt. Per Konvention wird die Balkenachse in diese neutrale Faser gelegt (vgl. Abbildung 2.2).

Abbildung 2.3 zeigt einen Ausschnitt des Balkens mit Länge ds . Allgemein ist die Krümmung κ als Kehrwert des Radius definiert und es gilt:

$$\kappa = \frac{d\alpha}{ds} = \frac{1}{R} \quad (2.1)$$

Die ursprünglich parallel verlaufenden Schnittflächen haben durch das wirkende Biegemoment M einen Neigungswinkel von $d\alpha$. Für Dehnungen im Abstand $+z$ von der neutralen Faser gilt (vgl. Abbildung 2.3) [96]:

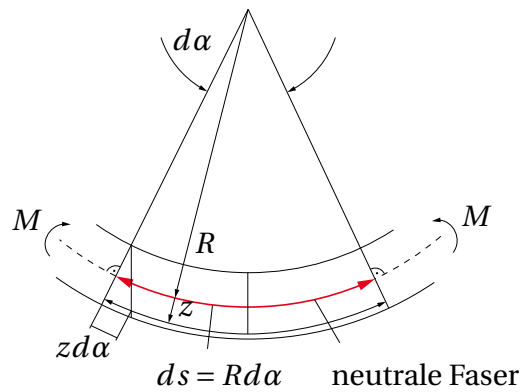


Abbildung 2.3.: Faserelement mit neutraler Faser (rot) und Krümmungsradius R . Es wirkt das Biegemoment M . Die ungedehnte Länge aller Fasern ist ds

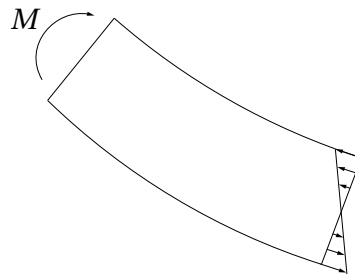


Abbildung 2.4.: Spannungsverlauf über den Querschnitt eines Bernoullibalkens.

$$\epsilon(x) = \frac{z d\alpha}{R d\alpha} = \frac{1}{R} \quad (2.2)$$

Die Verteilung der Dehnung ist demnach geradlinig über dem Querschnitt und nach dem Hookschen Gesetz erhalten wir für die Biegespannung folgenden Ausdruck [96]:

$$\sigma(x) = E\epsilon(x) = \frac{E}{R}z \quad (2.3)$$

Mit einer Gleichgewichtsbetrachtung am Balkenstück erhalten wir:

$$M = \int_A \sigma dAz = \frac{E}{R} \cdot \underbrace{\int_A z^2 dA}_{\text{Flächenträgheitsmoment } I_a} \quad (2.4)$$

$$M = \frac{E}{R} \cdot I_a \quad (2.5)$$

2. Theoretische und methodische Grundlagen

Mit Gleichung 2.1 ergibt sich [96]:

$$\kappa = \frac{M}{EI_a} \quad (2.6)$$

Durch die Definition der Krümmung einer Linie der Funktion $y = f(x)$ an der Stelle x mit:

$$\kappa = \frac{1}{\rho} = \frac{y''}{(1 + y'^2)^{2/3}} \quad (2.7)$$

und der Beschränkung auf kleine Neigungen wie dies in unserem Fall angenommen werden kann, wird der Nenner der Gleichung 2.7 zu 1. Nun lässt sich die zweite Ableitung der Funktion $y(x)''$ als Biegelinie identifizieren. Die Differentialgleichung der Biegelinie ergibt sich zu:

$$w''(x) = \frac{-M(x)}{EI_a} \quad (2.8)$$

Für den Zusammenhang von $M(x)$, $Q(x)$ und $q(x)$ ist bekannt:

$$M''(x) = Q'(x) = -q(x) \quad (2.9)$$

Es gilt im Allgemeinen:

$$(EI_a(x)w''(x))'' = q(x) \quad (2.10)$$

Wenn EI_a konstant sind ergibt sich:

$$w''''(x) = \frac{q(x)}{EI_a(x)} \quad (2.11)$$

Wir erhalten mit den genannten Annahmen zur Bernoulli-Hypothese den folgenden Satz an Gleichungen:

$$\left[EI_y w''(x) \right]'' - q(x) = 0 \quad \text{für } x \in [0, l] \quad (2.12)$$

$$\left[EI_y w''(x) \right]' + F(x) = 0 \quad \text{für } x = l \quad (2.13)$$

$$\left[EI_y w''(x) \right] - M(x) = 0 \quad \text{für } x = l \quad (2.14)$$

Gesucht sei die Biegelinie $w(x)$, dazu erfolgt die Integration der Differentialgleichung. Die Konstanten C_{1-4} sind mit Hilfe der Randbestimmen zu bestimmen:

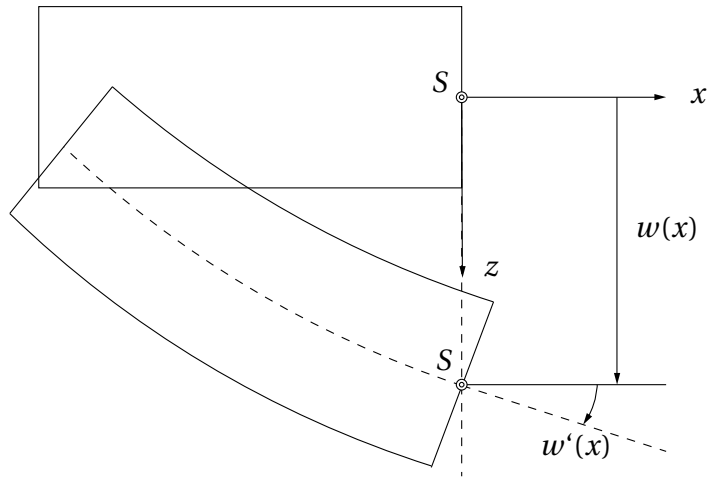


Abbildung 2.5.: Balkenbiegung unter der Bernoulli-Hypothese.

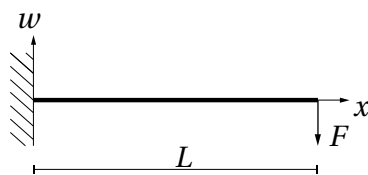


Abbildung 2.6.: Einseitig belasteter Balken mit schmalen Rechteckquerschnitt.

$$\underbrace{EI}_{\text{konstant}} w''''(x) = q(x) \quad (2.15)$$

$$EIw'''(x) = x \cdot q(x) + C_1 \quad (2.16)$$

$$EIw''(x) = \frac{1}{2}x^2 \cdot q(x) + x \cdot C_1 + C_2 \quad (2.17)$$

$$EIw'(x) = \frac{1}{6}x^3 \cdot q(x) + \frac{1}{2}x^2 \cdot C_1 + x \cdot C_2 + C_3 \quad (2.18)$$

$$EIw(x) = \frac{1}{24}x^4 \cdot q(x) + \frac{1}{6}x^3 \cdot C_1 + \frac{1}{2}x^2 \cdot C_2 + x \cdot C_3 + C_4 \quad (2.19)$$

Mechanische Deutung von $w(x)$ und den Ableitungen:

$w(x)''''$ stellt die Streckenlast dar, die Veränderung der Querkraft $q(x)$.

$w(x)'''$ beziffert die Querkraft, die Veränderung des Biegemoments M .

$w(x)''$ bezeichnet die Krümmung κ bzw. das Biegemoment, die Veränderung der Neigung.

$w(x)'$ bezeichnet die Neigung, Veränderung der Durchbiegung.

$w(x)$ ist die Durchbiegung des Balkens an der Stelle x (vgl. Abbildung 2.5).

2. Theoretische und methodische Grundlagen

Im Spezialfall eines einseitig fest gelagerten, schmalen Balkens mit 2D orthotropen Materialeigenschaften ergeben sich für die Biegung unter angreifender Last F am freien Ende des Balkens folgende Gleichungen:

$$w''''(x) = 0 \quad (2.20)$$

$$w'''(x) = -\frac{F}{E \cdot I} \quad (2.21)$$

$$w''(x) = \frac{F}{E \cdot I} \cdot (l - x) \quad (2.22)$$

$$w'(x) = \frac{F}{E \cdot I} \cdot \left(xl - \frac{1}{2} x^2 \right) \quad (2.23)$$

$$w(x) = \frac{F}{E \cdot I} \cdot \left(-\frac{1}{6} x^3 \cdot F + \frac{1}{2} x^2 l \right) \quad (2.24)$$

Mit diesen Gleichungen lässt sich bei gegeben Kraft und Einspannung sowie der Kenntnis des Trägheitsmoments und des Elastizitätsmoduls ein Bezug zur Dehnung an an der Position (x, w) herstellen.

Glasfaserverstärkter Kunststoff (GFK)-Werkstoffe gelten als orthotrope Materialien. Dies bedeutet, dass der Werkstoff für jede Hauptachse ein E-Modul hat. Diese sind E_x, E_y und E_z .

Bei komplexeren Querschnitten und anisotropen Werkstoffen bzw. GFK-Laminaten mit unterschiedlichen Orientierungen lässt sich dies nur in grober Näherung anwenden. An dieser Stelle sollte auf Finite-Elemente-Modelle und einer Simulation der Struktur und angreifenden Lasten übergangen werden.

2.2. Optische Glasfasern

Die optische Glasfaser aus Siliziumoxid (SiO_2) stellt das Übertragungsmedium der in dieser Arbeit verwendeten FBG-Sensoren dar. Ein Grundwissen um die Transmissionseigenschaften des Lichtwellenleiters ist nötig, um das Funktionsprinzip des FBG-Sensors zu verstehen und die spezifischen Eigenschaften richtig einschätzen zu können. Dazu erfolgt die Herleitung der Wellengleichung. Für die Wahl der am besten geeigneten Auswertetechnologie für die Anwendung im Hubschrauber werden diese zu Ende des Kapitels beschrieben.

2.2.1. Lichtleitung in Singlemode Glasfasern

Licht ist eine elektromagnetische Welle welche sich durch die Maxwell Gleichungen vollständig beschreiben lässt [81], [44], [129]. Die vier Grundgleichungen lauten wie folgt:

$$\nabla \cdot \vec{D} = \rho \quad \text{Gaußsches Gesetz} \quad (2.25)$$

$$\nabla \cdot \vec{B} = 0 \quad \text{Gaußsches Gesetz für Magnetfelder} \quad (2.26)$$

$$\nabla \times \vec{H} = \vec{j} + \frac{\partial \vec{D}}{\partial t} \quad \text{Erweitertes Durchflutungsgesetz} \quad (2.27)$$

$$\nabla \times \vec{E} = -\frac{\partial \vec{B}}{\partial t} \quad \text{Induktionsgesetz} \quad (2.28)$$

Zudem gelten im Allgemeinen folgende Verknüpfungsrelationen:

$$\vec{D} = \epsilon_0 \vec{E} + \vec{P} \quad (2.29)$$

$$\vec{B} = \mu_0 (\vec{H} + \vec{M}) \quad (2.30)$$

$$\vec{j} = \sigma \vec{E} \quad (2.31)$$

Die Herleitung der Wellengleichung erfolgt nach [91]. Für das Übertragungsmedium der optischen Glasfaser, einem nicht-magnetischen Isolator, gilt zudem:

$$\sigma = 0 \quad \text{es gibt keine freien Ladungen} \quad (2.32)$$

$$\vec{j} = 0 \quad \text{es gibt keine freien Ströme} \quad (2.33)$$

$$\vec{M} = 0 \quad \text{es gibt keine freien Magnetisierung} \quad (2.34)$$

Somit gilt für \vec{D} und \vec{B}

$$\vec{D} = \epsilon_0 \vec{E} + \vec{P} \quad (2.35)$$

$$\vec{B} = \mu_0 \vec{H} \quad (2.36)$$

Es vereinfachen sich die Maxwell-Gleichungen für das Übertragungsmedium SiO_2 zu:

$$\nabla \cdot \vec{D} = \sigma \quad (2.37)$$

$$\nabla \cdot \vec{B} = 0 \quad (2.38)$$

$$\nabla \times \vec{B} = -\mu_0 \frac{\partial \vec{D}}{\partial t} \quad (2.39)$$

$$\nabla \times \vec{E} = -\frac{\partial \vec{B}}{\partial t} \quad (2.40)$$

2. Theoretische und methodische Grundlagen

Durch anwenden von $\nabla \times$ auf 2.40 und Einsetzen von 2.39 und 2.36 lässt sich die allgemeine Wellengleichung für das elektrische und magnetische Feld wie folgt beschreiben [91]:

$$-\nabla(\nabla \cdot \vec{E}) + \nabla^2 \vec{E} = \frac{1}{c^2} \frac{\partial^2}{\partial t^2} \vec{E} + \mu_0 \frac{\partial^2}{\partial t^2} \vec{P} \quad (2.41)$$

$$\mu_0 \nabla^2 \vec{H} = \mu_0 \frac{1}{c^2} \frac{\partial^2}{\partial t^2} \vec{H} \quad (2.42)$$

Der Zusammenhang zwischen elektrischer Feldstärke \vec{E} und der Polarisation \vec{P} ist unter der Annahme sich einer instantan ändernden Feldstärke eine Reihenentwicklung [91].

$$\vec{P} = \epsilon_0 \left(\chi^{(1)} \vec{E} + \chi^{(2)} \vec{E}^2 + \chi^{(3)} \vec{E}^3 + \dots \right) \quad (2.43)$$

Unter der Annahme eines homogenen Mediums, vereinfacht sich der χ_i Tensor zu einem Skalar. Diese Annahme ist gerechtfertigt, da die einzige Störung im Material der optischen Glasfaser die Grenzfläche zwischen Kern- und Mantelmedium ist. Die Geometrie der optischen Glasfaser erlaubt die paraxiale Näherung. Die Ausbreitung der Lichtwelle erfolgt lediglich entlang der Hauptachse und sehr in kleinen Winkeln. Aufgrund dessen und des geringen Brechzahlunterschieds zwischen Kern- und Mantelmedium stehen \vec{E} und \vec{H} senkrecht aufeinander und sind zudem proportional. Dies entspricht der Ausbreitung einer elektromagnetischen Welle im freien Raum. Die Wellengleichung für das elektrische Feld vereinfacht sich damit zu [91]:

$$\nabla^2 \vec{E} = \frac{1}{c^2} \frac{\partial^2}{\partial t^2} \vec{E} + \mu_0 \frac{\partial^2}{\partial t^2} \vec{P} \quad (2.44)$$

Im Folgenden nehmen wir den Fall eines linearen Brechungsindex an. Die Reihenentwicklung der Polarisation kann somit nach dem ersten Glied abgebrochen werden und stellt die lineare Näherung dar. Für geringe Intensitäten ist dies gerechtfertigt.

$$\vec{P} = \epsilon_0 \chi^{(1)} \vec{E} \quad (2.45)$$

$$\vec{D} = \epsilon_0 \vec{E} \cdot \underbrace{\left(1 + \chi^{(1)}\right)}_{\epsilon_r} \quad (2.46)$$

$$1 + \chi^{(1)} = \epsilon_r = \left(n + i \frac{c}{2\omega} \alpha_B\right)^2 \quad (2.47)$$

für die Ausbreitung in hochreinem Quarzglas bei dem von schwacher Absorption ausgegangen werden kann ($\alpha = 0$) vereinfacht sich Gl. 2.47 zu [91]:

$$\epsilon_r = n^2 \quad (2.48)$$

Es ergibt sich folgende Wellengleichung für das elektrische Feld welches sich in der optischen Glasfaser entlang der Hauptachse ausbreitet [91]:

$$\nabla^2 \vec{E} = \frac{n^2}{c^2} \frac{\partial^2}{\partial t^2} \vec{E} \quad (2.49)$$

analog erhalten wir die Gleichung für das magnetische Feld [91]:

$$\nabla^2 \vec{H} = \frac{n^2}{c^2} \frac{\partial^2}{\partial t^2} \vec{H} \quad (2.50)$$

Mit Gleichung 2.49 und 2.50 kann die Lichtwelle in homogenen nichtleitenden Medien, wie dies der Glasfaser, hinreichend genau beschrieben werden. Im folgenden Kapitel wird die physikalische Gestalt der Glasfaser näher beschrieben um später auf die verschiedenen ausbildungsfähigen Moden in der Glasfaser eingehen zu können.

2.2.2. Aufbau von Singlemode Glasfasern

Optische Glasfasern, wie sie in der Telekommunikationstechnik eingesetzt werden, bestehen aus Siliziumoxid (SiO_2). Um die Funktion der Lichtleitung zu gewährleisten muss, die

2. Theoretische und methodische Grundlagen

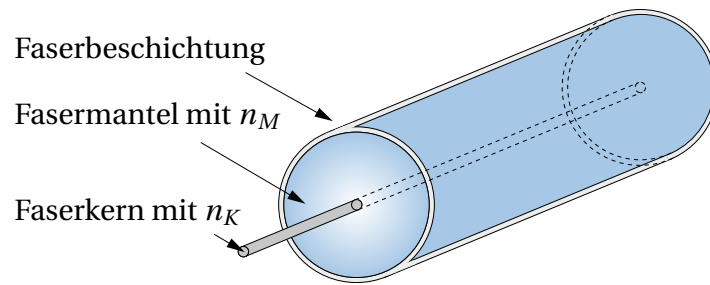


Abbildung 2.7.: Schematische Darstellung einer Singlemode Glasfaser

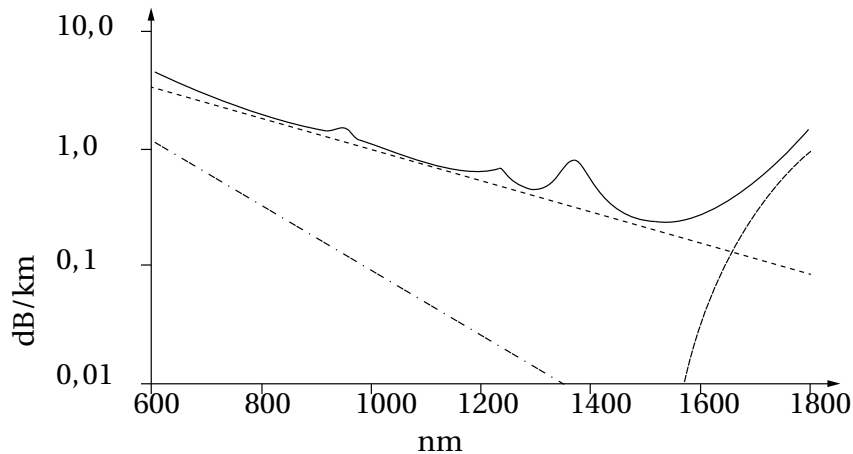


Abbildung 2.8.: Dämpfung einer Standard Singlemode Glasfaser [43]

optische Glasfaser einen Kern mit Brechzahl n_K und einen Mantel mit Brechzahl n_M aufweisen, wobei $n_K > n_M$ sein muss. Selten verwendet man optische Glasfasern blank, ohne Beschichtung (Coating). In der Leitungsübertragungstechnik wird zudem noch eine so genannte Bufferschicht verwendet. Nicht selten werden Bündel geschnürt, so dass sich in einem dicken Lichtwellenleiterkabel mehrere hundert Lichtleiter befinden. Eine minimalistische Realisierung einer optischen Glasfaser ist in Abbildung 2.7 skizziert. Herkömmliche optische Glasfasern haben Beschichtungen aus Polyamid oder Acrylat, seltener auch metallische Beschichtungen. Eine neuere Entwicklung des Fraunhoferinstituts brachte in den neunziger Jahren eine hybridkeramische Beschichtung, ORMOCER hervor. Diese wird im Laufe dieser Arbeit aufgrund des Werkstoffverhaltens noch von großer Bedeutung sein. Im Kapitel 4 wird die Applikation und Integration von optischen Fasern, insbesondere die Bedeutung der Beschichtung, genauer beschrieben.

Die Standardfaser der Telekommunikationstechnik ist die Corning SMF-28 Glasfaser. Diese zeichnet sich durch eine niedrige Dämpfung im optischen Fenster von ca. 1460 nm - 1625 nm aus.

Mit einem Kerndurchmesser von $8,2\mu\text{m}$ und einem Manteldurchmesser $125\mu\text{m}$ handelt

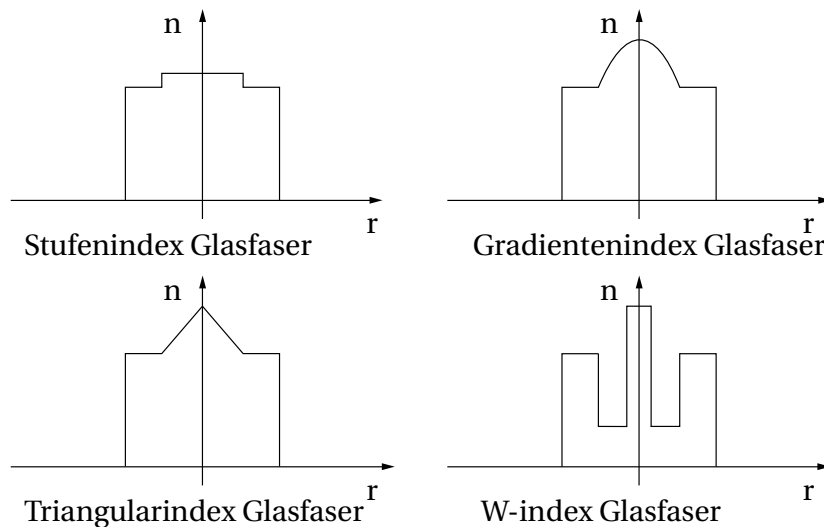


Abbildung 2.9.: Gebräuchliche Brechzahlverläufe von Glasfasern (radial) [127]

es sich um eine so genannte Singlemode Glasfaser. Skizze 2.8 zeigt den Dämpfungsverlauf einer Singlemode Glasfaser. Glasfasern die mehrere Lichtmoden führen werden Multimode Glasfasern genannt. Entscheidend dafür wie viele Moden eine Glasfaser führen kann ist der Kerndurchmesser, die Brechzahlen des Kerns und des Mantels sowie die Wellenlänge des Lichts. Beträgt der Kerndurchmesser nur wenige vielfache der Wellenlänge des Lichts, so können sich keine höheren transversalen Moden ausbreiten. Nur die Grundmode LP_{01} ist ausbreitungsfähig. Die vorliegende Arbeit beschäftigt sich ausschließlich mit Singlemode Glasfasern, da die verwendeten optischen Sensoren aus Stufenindexprofil-Singlemode Glasfasern aufgebaut sind.

Neben so genannten Stufenindexprofil Glasfasern gibt es Gradientenprofil-Glasfasern sowie diverse andere Brechzahlprofilverläufe. Abbildung 2.9 skizziert die gebräuchlichsten Profile. Jedes dieser Brechzahlprofile beeinflusst das Ausgangssignal auf eine bestimmte Weise. Gerade bei Singlemode Glasfasern sind Stufenindexprofile besonders geeignet, da der Lichtimpuls wenig chromatische Dispersion erfährt und im Spektrum „scharf“ bleibt. Für die Anwendung in der vorliegenden Arbeit bietet sich die Stufenindexprofil-Glasfaser an. Im folgenden Unterkapitel werden die ausbreitungsfähigen Moden einer Glasfaser mit Stufenindexprofil hergeleitet. Eine analoge Herleitung für andere Profile ist in der Literatur zu finden.

Mit Kenntnis des Kerndurchmessers sowie der Brechzahl des Kerns und des Mantels lässt sich die normierte Frequenz oder auch V-Zahl bestimmen. Mit dieser Kenngröße lässt sich die optische Glasfaser komplett beschreiben.

$$V = \frac{d_K \pi}{\lambda_0} \sqrt{n_K^2 - n_M^2} = \frac{d_K \pi}{\lambda_0} NA \quad (2.51)$$

2. Theoretische und methodische Grundlagen

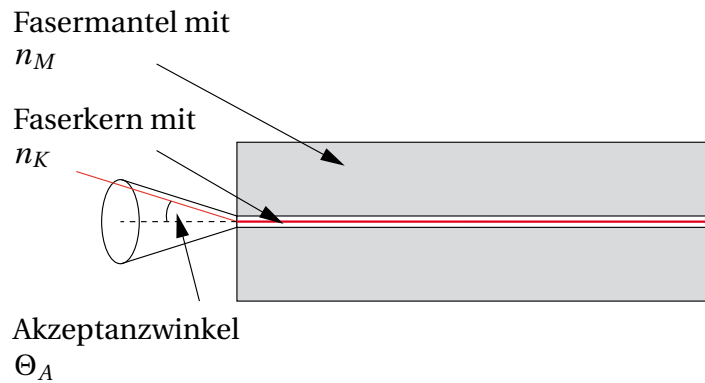


Abbildung 2.10.: Numerische Apparatur mit Θ_A , dem Akzeptanzwinkel einer optischen Glasfaser.

NA wird die numerische Apertur genannt und ist eine wichtige Kenngröße für das Brechzahlverhältnis von Mantel und Kern in einer optischen Glasfaser.

Generell gilt, für Werte von $V < 2,405$ ist die Glasfaser singlemodig. Wichtig für den Betrieb der Glasfaser ist der Akzeptanzwinkel. In Zeichnung 2.10 ist dieser anschaulich dargestellt. Bis zu diesem Akzeptanzwinkel ist die Lichtwelle im Kern ausbreitungsfähig. Durch die Kern- und Mantelbrechzahlen lässt sich der maximale Akzeptanzwinkel Θ_{max} mit dem Licht in die Glasfaser eingestrahlt wird, wie folgt bestimmen [108].

$$\Theta_{max} = \sin^{-1} \left(\sqrt{n_K^2 - n_M^2} \right) \quad (2.52)$$

Wobei die verwendete Größe die Numerische Apertur ist, was dem Arkussinus des Akzeptanzwinkels entspricht.

$$\sin(\Theta_{max}) = \sqrt{n_K^2 - n_M^2} = NA \quad (2.53)$$

Singlemode Glasfasern haben einen Kerndurchmesser von 3-9 μm und standardmäßig einen Manteldurchmesser von 125 μm . Das Licht wird größtenteils im Kern der Glasfaser geführt, wobei sich die Intensitätsverteilung der LP_{01} -Mode in den Mantel hinein erstreckt. Diese Intensitätsverteilung wird mit einer Gaußverteilung angenähert und es lässt sich folgender Zusammenhang zwischen Kern- und Modenfelddurchmesser feststellen [91].

$$\frac{MFD}{d_K} = 0,65 + 1,619 \cdot V^{-3/2} + 2,879 \cdot V^{-6} \quad (2.54)$$

Der Modenfelddurchmesser ist stets größer als der eigentliche Kern. Dies liegt an den Mantelmoden welche zwar rasch abklingen, jedoch in Kernnähe einen nennenswerten Beitrag zur Intensitätsverteilung leisten.

Im weiteren Verlauf des Kapitels wird die transversale Abhängigkeit des elektrischen und magnetischen Feld in einer Glasfaser hergeleitet.

Optische Glasfasern können je nach Geometrie, Brechzahl und Lichtwellenlänge mehrere Moden führen. Je nach Anzahl der im Moment geführten Moden bietet sich ein anderes Bild der Lichtintensität über dem Glasfaserquerschnitt.

Die langgestreckte Geometrie einer optischen Glasfaser mit rundem Querschnitt rechtfertigt die Verwendung von Zylinderkoordinaten. Die Herleitung kann in [91] nachgelesen werden. Gleichung 2.2.1 kann dann als

$$\nabla^2 \vec{E} = \frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial r} \left(r \frac{\partial}{\partial r} \vec{E} \right) + \frac{1}{r} \frac{\partial^2}{\partial \phi^2} \vec{E} + \frac{\partial^2}{\partial z^2} \vec{E} \quad (2.55)$$

geschrieben werden. Aufgrund der Linearitätsannahmen ist der Separationsansatz

$$\vec{E} = E_0 \mathcal{N} \mathcal{I} \mathcal{T} \quad (2.56)$$

gültig. Durch das Wegfallen von $\mathcal{I} \mathcal{T}$ aufgrund der Homogenität des Problems erhalten wir durch einen weiteren Separationsansatz

$$\mathcal{N}(r, \Phi) = \mathcal{R}(r) \Phi(\phi) \quad (2.57)$$

welcher zu folgender azimuthalen Feldverteilung

$$\frac{\partial^2}{\partial \Phi^2} \Phi + m^2 \Phi = 0 \quad (2.58)$$

mit allgemeiner Lösung

$$\Phi = c_0 \cdot \cos(m\Phi + \Phi_0) \quad (2.59)$$

und folgenden radialen Feldverteilungen

$$r^2 \frac{\partial^2}{\partial r^2} \mathcal{R} + r^2 \frac{\partial}{\partial r} \mathcal{R} + (\kappa^2 r^2 - m^2) \mathcal{R} = 0 \quad (2.60)$$

mit allgemeiner Lösung

$$r^2 \mathcal{R}'' + r \mathcal{R}' + (\kappa^2 r^2 - m^2) \mathcal{R} \quad (2.61)$$

führt.

Aufgrund der Lösung der azimuthalen Feldverteilung muss m ganzzahlig sein. Der Ansatz zur Lösung der radialen Feldverteilung führt auf die Besselt'sche Differentialgleichung. Die Lösungen sind Besselfunktionen für transversale Stehwellen im Kern und transversal abklingende Wellen im Mantel der optischen Glasfaser.

2. Theoretische und methodische Grundlagen

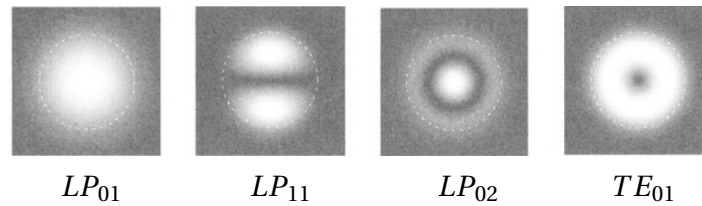


Abbildung 2.11.: Intensitätsverteilung für verschiedene Modentypen [87]. Von links: LP₀₁ Mode, LP₁₁ Mode, LP₀₂ Mode, entartete Mode TE₀₁ für Wellenlängen $> \lambda_{cutoff}$

Damit lassen sich die ausbreitungsfähigen Moden einer Glasfaser und damit die Intensitätsverteilung eines Modus bestimmen. Bild 2.11 stellt beispielhaft verschiedene Moden senkrecht zur Ausbreitungsrichtung dar.

Die in dieser Arbeit verwendete Lichtquelle arbeitet im Bereich von 1500 bis 1600 nm. Der geringe Kerndurchmesser der für diese Arbeit verwendeten Glasfasern zusammen mit der numerische Apertur führt zum Schluss, dass eine singelmodige Betrachtung völlig ausreichend ist. An dieser Stelle wird für die Betrachtung der Ausbreitung höherer Moden und deren Berechnung auf die Literatur verwiesen.

2.3. Faser-Bragg-Gitter (FBG)-Sensoren in Glasfasern

In der faseroptischen Sensorik unterscheidet man zwischen extrinsischen und intrinsischen Sensoren sowie Multimode und Singlemode Sensoren. Das FBG als Sensor bietet sich als Singlemode Sensor durch seine hohe Empfindlichkeit bezüglich der Messgröße an. Es handelt sich beim FBG um einen intrinsischen interferometrischen Sensor auf Basis einer Brechzahlmodulation im Faserkern. FBG-Sensoren befinden sich an diskreten Positionen entlang einer optischen Faser und sind deshalb in der Lage die Messgröße Punktgenau zu erfassen. In den folgenden Unterkapiteln wird der FBG-Sensor vom physikalischen Funktionsprinzip über den Einfluss von Dehnung, Temperatur und den mechanischen Eigenschaften bis hin zum Herstellungsverfahren betrachtet um mit diesem Wissen die Eignung im System Hubschrauber besser beurteilen zu können.

2.3.1. Physikalisches Prinzip von FBG-Sensoren

Ein FBG-Sensor basiert auf einer in den Kern des Lichtwellenleiters eingeschriebene Brechzahlmodulation. Diese Bereiche unterschiedlicher Brechzahlen im Kern der optischen Glasfaser haben einen bestimmten Abstand welcher als Gitterperiode Λ bezeichnet wird (vgl. Abbildung 2.12).

2.3. Faser-Bragg-Gitter (FBG)-Sensoren in Glasfasern

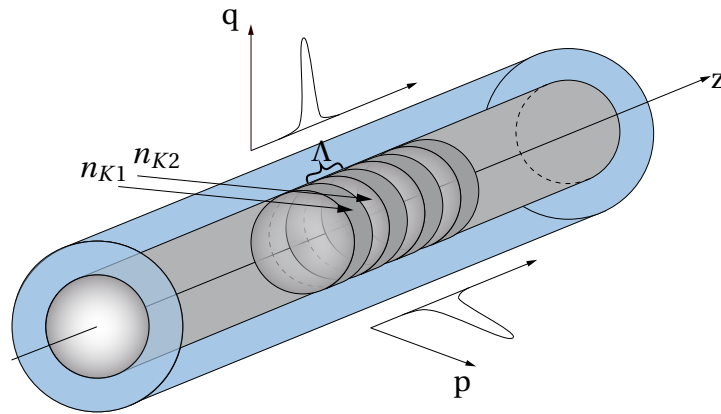


Abbildung 2.12.: Schematische Darstellung eines FBG-Sensors mit periodisch wechselnden Kernbrechzahlen n_{K1} und n_{K2} , sowie den Polarisationsachsen des Lichts p und q .

An jedem Übergang von Gebieten mit Brechzahl n_{K1} zu Gebieten mit Brechzahl n_{K2} wird ein Teil des breitbandigen Lichts reflektiert. Diese Teilreflexionen interferieren konstruktiv und führen zu einem reflektierten Wellenlängenpeak um eine bestimmte Wellenlänge. Das Gitter bildet eine Bandsperrung mit einer Mittenwellenlänge, welche im unbelasteten Fall eines FBG-Sensors der so genannten Zentralwellenlänge oder Bragg-Wellenlänge λ_B entspricht. Abhängig ist λ_B lediglich vom effektiven Brechungsindex n_{eff} und der Gitterperiode Λ . Folgende, als Bragg-Bedingung bezeichnete Beziehung, gilt für λ_B , n_{eff} und Λ [100]:

$$\lambda_B = 2 \cdot n_{eff} \cdot \Lambda \quad (2.62)$$

Um eine erste Abschätzung der Wellenlängendifferenz zu erhalten bildet man das totale Differenzial dieser Beziehung und erhält [100]:

$$\frac{\Delta \lambda_B}{\lambda_{B0}} = \frac{\Delta \Lambda(\epsilon_i, \Delta T)}{\Lambda_0} + \frac{\Delta n_{eff}(\epsilon_i, \Delta T)}{n_{eff}} \quad (2.63)$$

Bereits nach dieser einfachen Abschätzung ist zu erkennen, dass die sich einstellende Wellenlängenänderung sowohl von Änderungen der Gitterperiode Λ als auch von Änderungen des effektiven Brechungsindex n_{eff} abhängt.

Abbildung 2.13 zeigt ein FBG und den Weg des Lichts. Dabei wird breitbandiges Licht mit der Intensität I_E in die optische Glasfaser eingestrahlt. Am Gitter des FBG wird an jedem Übergang zum optisch dichteren Medium, n_{K2} , ein Teil des Lichts der Mittenwellenlänge reflektiert und konstruktiv überlagert. Dies erzeugt einen Reflexionspeak mit Mittenwellenlänge λ_B und der Intensität I_R und ein Transmissionsspektrum I_T mit Auslöschung der Lichtleistung um die Mittenwellenlänge. Abbildung 2.14 verdeutlicht die Lichtspektren für den Eingang, die Transmission sowie die Reflexion.

Da zumeist das Reflexionsspektrum betrachtet wird handelt es sich bei einem FBG-Sensor

2. Theoretische und methodische Grundlagen

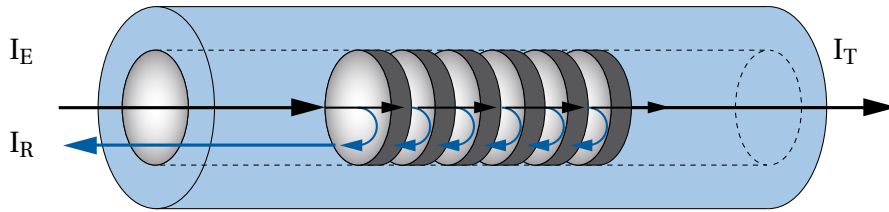


Abbildung 2.13.: Schematische Darstellung eines FBG und der Reflexion des Lichts um die Mittellängewellenlänge λ_B

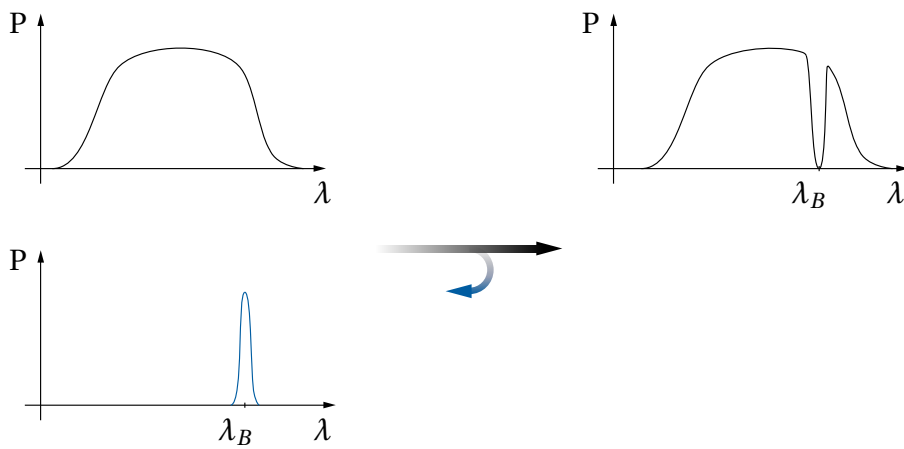


Abbildung 2.14.: Eingangsspektrum der Lichtquelle mit dazugehörigem Transmissions- und Reflexionsspektrum.

um einen Interferenzspiegel. Die Reflektivität eines FBG-Sensors ist eine wichtige Größe und lässt sich für homogene Gitter wie folgt berechnen [100]:

$$R_G(\lambda, L) = \frac{\Omega^2 \sinh^2(Ls)}{\Delta k^2 \sinh^2(Ls) + s^2 \cosh^2(Ls)} \quad (2.64)$$

Unter der Berücksichtigung von:

$$s^2 = \Omega^2 - \Delta k^2 \quad (2.65)$$

$$\Omega = \psi \pi \frac{\Delta n}{\lambda} \quad \text{Koppelkoeffizient} \quad (2.66)$$

$$\psi = 1 - V^{-2} \quad \text{im Faserkern geführter Teil der Lichtleistung} \quad (2.67)$$

$$V = NA \cdot 2\pi \frac{r_K}{\lambda} \quad \text{normierte Frequenz} \quad (2.68)$$

$$\Delta k = k_{eff} - \frac{\pi}{\Lambda} \quad (2.69)$$

$$k_{eff} = 2\pi \frac{n_{eff}}{\lambda} \quad \text{Ausbreitungskonstante} \quad (2.70)$$

und der Annahme, dass $\lambda = \lambda_B$ ist ergibt sich für $\Delta k = 0$ und die Gleichung zur Reflexivität vereinfacht sich zu:

$$R_G(L) = \tanh^2(L\Omega) \quad (2.71)$$

Dies bedeutet, dass die Reflexivität eines FBGs lediglich von der Länge L des Gitters, der Geometrie und der Kern- und Mantelbrechzahlen der optischen Glasfaser sowie der Wellenlänge des Lichts abhängt.

Um das FBG als Sensor nutzen zu können muss jedoch eine Abhängigkeit zu äußeren Größen bestehen. Othonos [100] gibt einen guten Überblick über die von FBG-Sensoren detektierbaren Messgrößen. Beispielhaft seien die Messung von externen Felder wie Druck, dynamische Magnetfelder neben den bekannten Messgrößen wie Temperatur und Dehnung genannt. Die für die vorliegende Arbeit bedeutenden Größen des FBG-Sensors sind die Umgebungstemperatur und angreifende Kräfte. In welcher Art sich diese äußeren Faktoren auf das Sensorsignal auswirken wird im folgenden Kapitel beschrieben.

2.3.2. Einfluss von Dehnung auf das FBG Signal

In unserem Anwendungsfall steht die zuverlässige Messung von Dehnungen im Vordergrund und wird deshalb an erster Stelle beschrieben. Vorausgesetzt für die Gültigkeit der

2. Theoretische und methodische Grundlagen

in diesem Kapitel angeführten Gleichungen wird eine konstante Umgebungstemperatur. Im FBG-Sensor tragen zwei Hauptphänomene zur Signalkonditionierung bei. Zum einen ist das die Geometrie des Sensors mitsamt Gitterperiode Λ und zum anderen der so genannte photoelastische Koeffizient p_e der optischen Glasfaser. Der Einfluss von Kräften auf den FBG-Sensor kann verschieden Phänomene hervorrufen. Eine Querkraft auf den Sensor ist dabei nicht wünschenswert da sie das Reflektierte Spektrum zerstört. Unter der Annahme eines perfekten Zylinders und homogenen Brechzahlen im Kern lässt sich die Gleichung der Bragg-Bedingung 2.62 wie folgt beschreiben [100]:

$$\Delta\lambda_{B_e} = 2\Delta L \left(\Lambda \frac{\partial n_{eff}}{\partial L} + n_{eff} \frac{\partial \Lambda}{\partial L} \right) \quad (2.72)$$

∂L bezieht sich dabei auf die Längenänderung des Sensors in Hauptachse. Die Änderung des Brechzahlindex n_{eff} lässt sich mittels dem effektiven photoelastischen Koeffizienten p_e beschreiben.

$$\Delta\lambda_{B_e} = \lambda_B (1 - p_e) \cdot \epsilon_z \quad (2.73)$$

ϵ_z stellt dabei die Dehnung in Faserachse dar. Es gilt folgender Zusammenhang zwischen n_{eff} und p_e sowie der Querkontraktionszahl ν :

$$p_e = \frac{n_{eff}}{2} \cdot [p_{12} - \nu(p_{11} + p_{12})] \quad (2.74)$$

Mit Hilfe des photoelastischen Koeffizienten lässt sich Gleichung 2.72 wie folgt schreiben:

$$\Delta\lambda_B = \lambda_B \epsilon \left(1 - \frac{n_{eff}^2}{2} (p_{12} - \nu(p_{11} + p_{12})) \right) \quad (2.75)$$

Bei den in der vorliegenden Arbeit verwendeten optischen Glasfasern handelt es sich um solche mit germaniumdotierten Kern. Die materialspezifischen Kennwerte wurden uns von Hersteller FBGS - Draw Tower Gratings zur Verfügung gestellt. Folgend Kennwerte werden für die Berechnung der Dehnungen durch die komplette Arbeit hinweg Verwendung finden:

$p_{11} = 0,112$	Pockels Koeffizient
$p_{12} = 0,256$	Pockels Koeffizient
$n_{eff} = 1,4459$	effektiver Brechungsindex
$\nu = 0,16$	Querkontraktionszahl
$CTE_f = 0.55 \mu\text{strain}/^\circ\text{C}$	Temperaturempfindlichkeit des FBG
$\alpha_n = 6.46 \times 10^{-6}$	Änderung des effektiven Brechungsindex

2.3.3. Einfluss von Temperatur auf das FBG Signal

Hauptaugenmerk bei der Verwendung der FBG-Sensoren in der vorliegenden Arbeit liegt wie bereits erwähnt bei der Dehnungsmessung. Nichts desto trotz ist das Ansprechverhalten auf Temperaturänderungen nicht zu vernachlässigen. Analog zu Gleichung 2.72 lässt sich die Änderung der reflektierten Wellenlänge aufgrund von Temperaturänderungen wie folgt beschreiben [100]:

$$\Delta\lambda_{B_T} = 2\Delta T \left(\Lambda \frac{\delta n_{eff}}{\delta T} + n_{eff} \frac{\delta \Lambda}{\delta T} \right) \quad (2.76)$$

Gleichung 2.76 zeigt, dass die Temperaturänderung sowohl Einfluss auf den effektiven Brechungsindex n_{eff} hat als auch auf die Gitterperiode Λ hat. Die Änderung des effektiven Brechungsindex α_n lässt sich mit Hilfe des thermo-optischen Koeffizienten beschreiben, der thermische Ausdehnungskoeffizient beschreibt die Änderung der Gitterperiode Λ aufgrund der Wärmeausdehnung α_Λ des Glasfasermaterials.

$$\Delta\lambda_B = \lambda_B \Delta T (\alpha + \alpha_n) \quad (2.77)$$

wobei sich der thermo-optische Koeffizient α_n wie folgt ermitteln lässt:

$$\alpha_n = \frac{1}{n_{eff}} \cdot \frac{\partial n_{eff}}{\partial T} \quad (2.78)$$

Für α und α_n können folgende exemplarische Werte angenommen werden:

$$\alpha = 0.55 \times 10^{-6} \text{ K}^{-1}$$

$$\alpha_n = 6.46 \times 10^{-6} \text{ K}^{-1}$$

2.3.4. Einfluss von Dehnung und Temperatur auf FBG-Sensoren

In den vorherigen Kapiteln wurde die Bedeutung einer in den Sensor eingebrachten Dehnung sowie Temperaturänderungen jeweils entkoppelt betrachtet. Im Allgemeinen ist eine derartige Entkopplung nur schwer möglich. Der Einfluss von Temperaturänderungen auf die sich ergebenden Wellenlängenänderung ist um den Faktor 10 größer als für Dehnungsänderungen. Temperaturänderungen sollten für genaue Messergebnisse stets Beachtung finden. Gleichung 2.79 gibt diesen Zusammenhang mithilfe der Superposition wieder [100]:

$$\Delta\lambda_B = 2\Delta L \left(\Lambda \frac{\partial n_{eff}}{\partial L} + n_{eff} \frac{\partial \Lambda}{\partial L} \right) + 2\Delta T \left(\Lambda \frac{\partial n_{eff}}{\partial T} + n_{eff} \frac{\partial \Lambda}{\partial T} \right) \quad (2.79)$$

Diese Zusammenfassende Gleichung beruht auf den Grundgleichungen 2.76 und 2.72 und damit auf den partiellen Ableitungen nach der Längenänderung L und der Temperaturänderung ΔT . Im folgenden Kapitel wird auf die von der mechanischen Dehnung und Wärmeausdehnung beeinflusste Gitterperiode Λ und der effektive Brechungsindex n_{eff} eingegangen. Dazu wird der FBG-Sensor mit einem mechanischen Modell beschrieben.

2. Theoretische und methodische Grundlagen

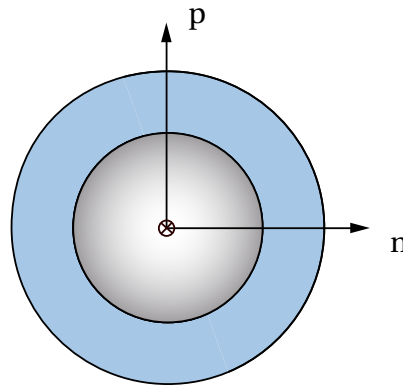


Abbildung 2.15.: Polarisationsachsen einer zylindrischen optischen Glasfaser.

2.3.5. Mechanisches Modell für FBG-Sensoren

Die Wellenlängenverschiebung in Bezug auf die Zentralwellenlänge λ_B kann durch eine partielle Ableitung nach der Gitterperiode Λ und den effektiven mittleren Brechungsindex n_{eff} beschrieben werden. Sowohl $\Delta\Lambda$ als auch n_{eff} hängen von einem Spannungstensor $(\epsilon_1, \epsilon_2, \epsilon_3, \epsilon_4, \epsilon_5, \epsilon_6)$ mit sechs Freiheitsgraden und der Temperaturdifferenz ΔT ab. Die Herleitung der Gleichungen 2.80-2.86 wird [10], [97], und [121] nachempfunden.

$$\frac{\Delta\lambda_B}{\lambda_{B0}} = \frac{\Delta\Lambda(\epsilon_1, \epsilon_2, \epsilon_3, \epsilon_4, \epsilon_5, \epsilon_6, \Delta T)}{\Lambda_0} + \frac{\Delta n_{eff}(\epsilon_1, \epsilon_2, \epsilon_3, \epsilon_4, \epsilon_5, \epsilon_6, \Delta T)}{n_{eff}} \quad (2.80)$$

Das mechanische Modell des FBG-Sensors und dessen Herleitung ist Trutzel [121] nachempfunden. Durch die Beschränkung auf Singlemode Glasfaser für die vorliegende wissenschaftliche Arbeit rückt die Betrachtung der in Kapitel der verschiedenen ausbreitungsfähigen Moden in den Hintergrund. Die Annahme eines perfekt zylindrischen Wellenleiter sowie der alleinigen Belastung des Sensors z -Achse hingegen wird hinterfragt. Diese Betrachtung führt uns zu den Polarisationsachsen p und q einer optischen Glasfaser wie in Abbildung 2.12 und 2.15 aufgezeigt. Oftmals findet sich der Begriff „schnelle“ und „langsame“ Achse, was auf den veränderten effektiven Brechungsindex hindeutet. Dieser winkelabhängige Brechungsindex beeinflusst unser Signal, genauer das Spektrum des reflektierten Lichts. So führen Querbelastungen unter Umständen zu Verbreiterungen des Peaks oder gar zur Bildung zweier Peaks. Im folgenden soll deshalb zunächst auf den effektiven Brechungsindex der beiden Polarisationsachsen eingegangen werden.

x, y und z stellen dabei das Koordinatensystem der optischen Glasfaser dar sowie p und q die Polarisationsachsen des Lichts. Die Wellenlängendifferenz kann für beide Polarisationsachsen wie folgt berechnet werden:

$$\Delta n_p^e = -\frac{n_0^3}{2} \left[p_{12}\epsilon_1 + (p_{11} + p_{12}) \left(\frac{\epsilon_2 + \epsilon_3}{2} \right) + \frac{p_{11} - p_{12}}{2} \cdot \gamma_{max} \cdots \right. \\ \left. \cdots - \left[\frac{2}{n_0^3} \cdot \frac{dn}{dT} + (2 \cdot p_{12} + p_{11}) \alpha^{(FBG)} \right] \Delta T \right] \quad (2.81)$$

$$\Delta n_q^e = -\frac{n_0^3}{2} \left[p_{12}\epsilon_1 + (p_{11} + p_{12}) \left(\frac{\epsilon_2 + \epsilon_3}{2} \right) - \frac{p_{11} - p_{12}}{2} \cdot \gamma_{max} \cdots \right. \\ \left. \cdots - \left[\frac{2}{n_0^3} \cdot \frac{dn}{dT} + (2 \cdot p_{12} + p_{11}) \alpha^{(FBG)} \right] \Delta T \right] \quad (2.82)$$

mit

$$\gamma_{max} = \sqrt{(\epsilon_2 - \epsilon_3)^2 + \epsilon_4^2} \quad (2.83)$$

Für Änderungen der Gitterperiode wird angenommen, dass diese lediglich von der Dehnung entlang der Ausbreitungsrichtung des Lichts, x_1 abhängig ist und Temperaturdifferenzen keinen Einfluss haben.

$$\Delta \Lambda = \Lambda_0 \cdot \epsilon_1 \quad (2.84)$$

Mit Hilfe der Gleichungen 2.80, 2.81, 2.82, 2.83 und 2.84 lässt sich die Wellenlängendifferenz für beide Polarisationsachsen wie folgt beschreiben:

$$\frac{\Delta \lambda_{Bp}}{\lambda_{B0p}} = \epsilon_1 - \frac{n_0^2}{2} \left[p_{12}\epsilon_1 + (p_{11} + p_{12}) \left(\frac{\epsilon_2 + \epsilon_3}{2} \right) + \frac{p_{11} - p_{12}}{2} \cdot \gamma_{max} \cdots \right. \\ \left. \cdots - \left[\frac{2}{n_0^3} \cdot \frac{dn}{dT} + (2 \cdot p_{12} + p_{11}) \alpha^{(FBG)} \right] \Delta T \right] \quad (2.85)$$

$$\frac{\Delta \lambda_{Bq}}{\lambda_{B0q}} = \epsilon_1 - \frac{n_0^2}{2} \left[p_{12}\epsilon_1 + (p_{11} + p_{12}) \left(\frac{\epsilon_2 + \epsilon_3}{2} \right) - \frac{p_{11} - p_{12}}{2} \cdot \gamma_{max} \cdots \right. \\ \left. \cdots - \left[\frac{2}{n_0^3} \cdot \frac{dn}{dT} + (2 \cdot p_{12} + p_{11}) \alpha^{(FBG)} \right] \Delta T \right] \quad (2.86)$$

2. Theoretische und methodische Grundlagen

Für die Messreihen in der vorliegenden Arbeit wurden die Temperatur und die Dehnungsmessung entkoppelt betrachtet. D.h. es wurden alle Messreihen zur Dehnung bei konstanter Temperatur aufgezeichnet und alle Temperaturmessungen bei konstanter Dehnung. Hierfür lassen sich Gleichung 2.85 und 2.86 unter bestimmten Voraussetzungen wie folgt vereinfachen und betrachtet die blanke optische Glasfaser ohne Beschichtung: Für die Messung von eindimensionalen Dehnungen parallel zur Ausbreitungsrichtung des Lichts, x_1 werden folgende Randbedingungen gesetzt: $\sigma_1 \neq 0, \sigma_2 = \sigma_3 = \sigma_4 = \sigma_5 = \sigma_6 = 0$ In unserem Fall bedeutet dies: $\epsilon_1 \neq 0, \epsilon_2 = \nu^{(FBG)} \cdot \epsilon_1, \epsilon_3 = \nu^{(FBG)} \cdot \epsilon_1, \epsilon_4 = \epsilon_5 = \epsilon_6 = 0 \Rightarrow \gamma_{max} = 0, \Delta T = 0$

$$\frac{\Delta\lambda_{B_{p/q}}}{\lambda_{B0}} = \left[1 - \frac{n_0^2}{2} [p_{12} - \nu^{(FBG)} (p_{11} + p_{12})] \right] \cdot \epsilon_1 = (1 - p_{eff}) \epsilon_1 \quad (2.87)$$

Formel 2.87 bedient sich dem photoelastischem Koeffizienten p_{eff} der zugleich als Kalibrierfaktor dient.

2.3.6. Herstellung von FBG Sensoren und die einhergehenden Eigenschaften

Dieses Kapitel befasst sich mit der Herstellung von FBG-Sensor-Glasfasern. 37 Jahre nach der erstmaligen Herstellung eines FBG-Gitters stehen zahlreiche Methoden der Herstellung zur Verfügung. Jede Methode für sich bietet ihre Vor- und Nachteile. Aufgrund guter Erfahrungen mit so genannten Ziehtrümfasern und dem interferometrischen Herstellungsverfahren wurden für die vorliegende Forschungsarbeit eben solche verwendet. Die Herstellung dieser Sensorfasern wird in diesem Kapitel näher behandelt.

Die Entstehung des ersten FBG-Sensors verdanken wir einem Experiment von Hill, Fuji, Johnson und Kawasaki im Jahre 1978. Bei einem Experiment koppelten die Forscher hochenergetisches Licht in den Germanium dotierten Kern einer Glasfaser ein. Das Licht wurde am Ende der Glasfaser reflektiert und es bildete sich eine stehende Welle im Kern des Lichtwellenleiters aus. Im weiteren Verlauf des Experiments konnte beobachtet werden, dass sich der Anteil des reflektierten Lichts kontinuierlich mit der Zeit erhöhte. In späteren Messungen stellte sich heraus, dass die Dichte der Kernbrechzahl periodische Schwankungen auswies. Durch die stehende Welle im Glasfaserkern wurde das erste Gitter geschrieben. In den Veröffentlichungen der Forscher [46] ist das Experiment sowie dessen Ergebnis genau beschrieben. Es dauerte weitere 10 Jahre bis FBG-Sensoren praktische Bedeutung erlangten. Ein Hauptgrund dafür waren mit Sicherheit die wenig zu beeinflussenden Eigenschaften der mit dieser Methode geschriebenen Gitter.

2.3. Faser-Bragg-Gitter (FBG)-Sensoren in Glasfasern

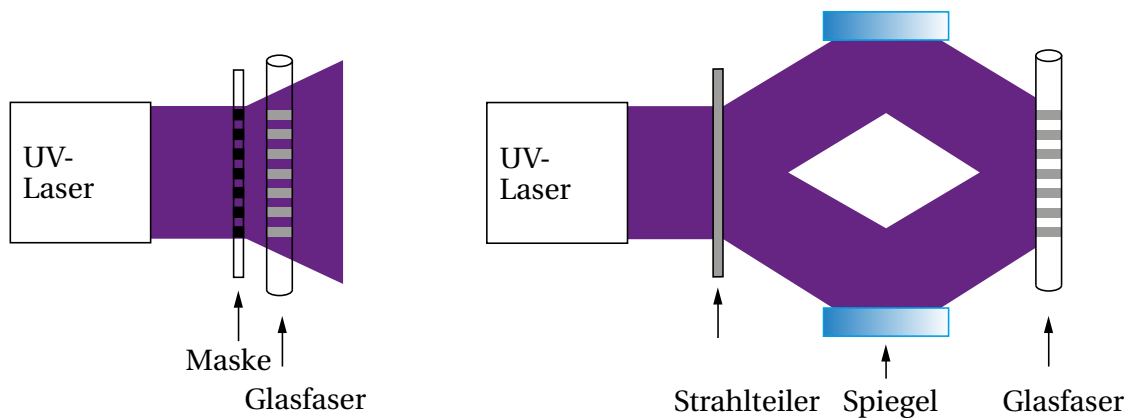


Abbildung 2.16.: Verschiedene Methoden zur Erzeugung von FBG-Sensoren in Glasfasern.

Im Jahre 1989 war es schließlich Meltz et al. welcher mit seiner Veröffentlichung [86] eine neue Methode zur Herstellung von FBG-Sensoren vorstellte. Bei dieser Methode wird das Gitter durch den Mantel in den Kern der Glasfaser geschrieben. Die Eigenschaften der auf diese Weise geschriebenen Gitter lassen sich wesentlich besser beeinflussen. Meltz legte damit den Grundstein für den Erfolg der FBG Sensoren in der Telekommunikations- und Messtechnik.

Es sei erwähnt, dass verschiedenste Verfahren existieren um die Brechzahl des Kerns einer optischen Glasfaser zu modellieren und so einen FBG-Sensor in die Glasfaser einzuschreiben. Neben dem Verfahren der stehenden Welle und dem Einsatz von Maskenverfahren (vgl. Abbildung 2.16 links), gibt es die Möglichkeit Laserstrahlens mittels eines Interferometers zur Interferenz zu bringen (vgl. Abbildung 2.16 rechts). Der Vollständigkeit wegen sei die Methode der Punkt-für-Punkt Einschreibung mittels Femtosekundenlasern erwähnt.

Die zur dieser Forschungsarbeit verwendeten FBG-Sensoren wurden bei der Firma FBGS Technologies bestellt und am Institut für Photonische Hochtechnologie (IPHT) in Jena mittels des Ziehturmverfahrens hergestellt. In dem so genannten Faserziehturm erfolgt die Einschreibung des FBG-Sensors mittels der zur Interferenz gebrachten Laserstrahlen. Im Rahmen dieser Arbeit wird deshalb lediglich auf dieses Herstellungsverfahren näher eingegangen.

Der Herstellung von FBG-Sensorfasern in einem Faserziehturm hat einen entscheidenden Vorteil. Im Gegensatz zu anderen, oben genannten Herstellungsverfahren muss die Beschichtung der Glasfaser, welche UV-Licht absorbieren würde, nicht entfernt werden. Beim Entfernen der Beschichtung erfährt der Glasfasermantel wie auch der Kern der Glasfaser Mikrorisse. Dies wirkt sich auf die Lebensdauer und Belastbarkeit einer solchen Sensorfaser aus. Da wir am Hubschrauberrotorblatt hohe Dehnungen erwarten und die thermischen und mechanischen Belastung während des Herstellungsprozesses eines Ro-

2. Theoretische und methodische Grundlagen

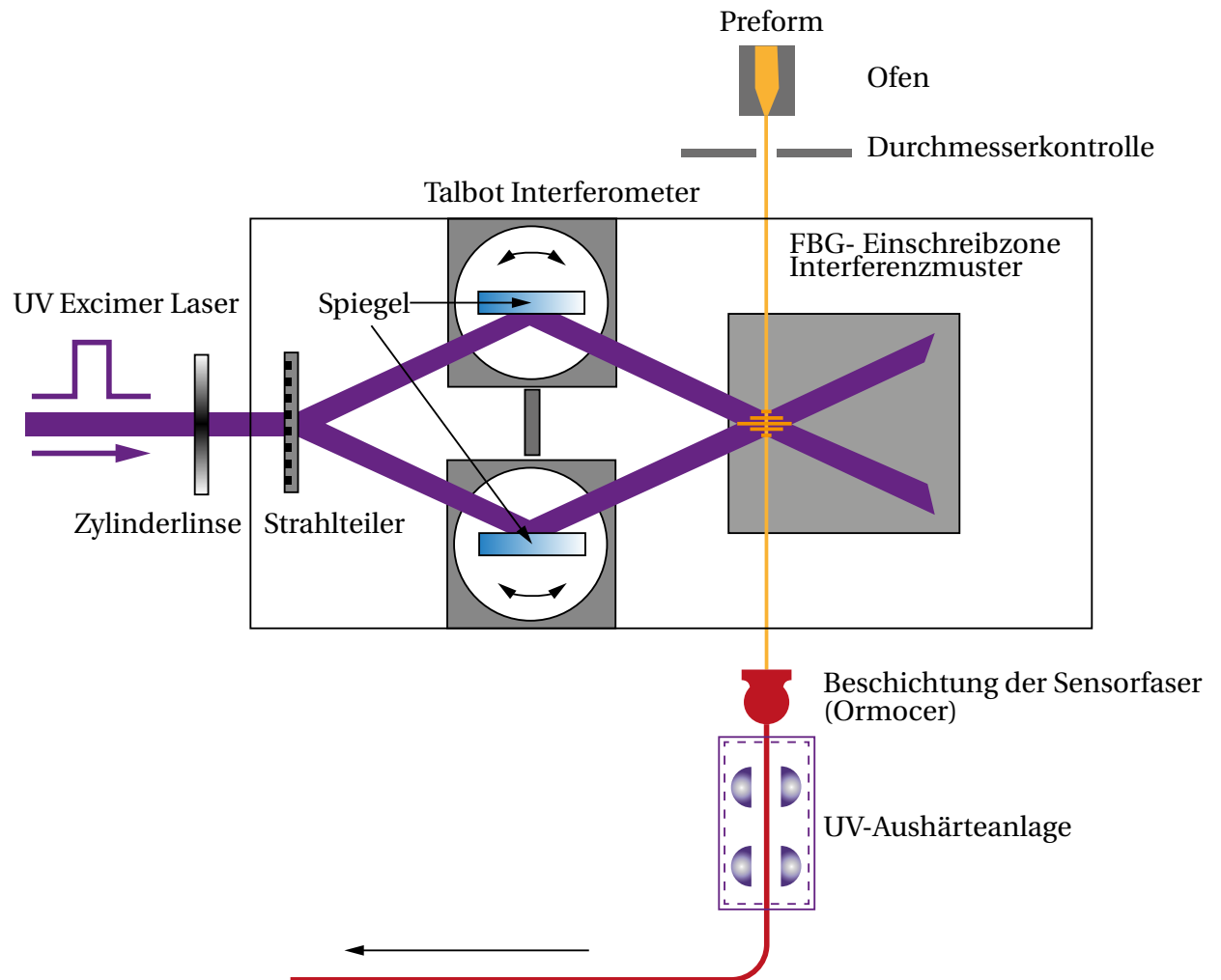


Abbildung 2.17.: Ein Faserziehturm wie er beim IPHT in Jena Anwendung findet. Noch vor dem Aufbringen der Beschichtung wird mittels UV-Laser und Interferometer das Gitter in den Kern der Glasfaser geschrieben. Dieses Verfahren weist diverse Vorteile gegenüber den alleinigen Schreiben des Gitters mittels Maskentechnik oder dem alleinigen Schreiben mittels Interferenzmethode auf.

torblatts erheblich sind ist dies für unsere Anwendung ein entscheidender Nachteil. Die einzelnen Stationen der Glasfaser im Ziehturm sind in Abbildung 2.17 skizziert. Die aus der Preform kommende optische Glasfaser durchläuft zunächst eine Durchmesserkontrolle. Anschließend wird das FBG mittels der Interferenzmethode in den Kern der Glasfaser geschrieben. Die schützende Beschichtung wird beim Durchlauf durch den Coatingbehälter aufgetragen und anschließend mittels UV-Lampen gehärtet. Die optische Glasfaser wird so in einem Produktionsschritt gefertigt und die Belastung der noch blanken Glasfaser auf ein Minimum beschränkt.

2.4. Messtechnik zur Erfassung des FBG Signals

Die Auswertung eines FBG Sensorsignals stellt einige Herausforderungen an die Messtechnik. Bereits in Kapitel 2.3.1 wurde das physikalische Funktionsprinzip des FBG-Sensors besprochen. Die Auswertung des reflektierten Lichts und damit die Bestimmung und Erfassung des Spektrums ist Aufgabe der Auswerteeinheit. Im folgenden wird auf die gängigen Auswerteprinzipien eingegangen.

2.4.1. Optischer Spektrum Analyzer (OSA)

Ein optischer Spektrum Analyzer eignet sich insbesondere für den Einsatz im Labor und für Versuchsaufbauten. Je nach Modell und Hersteller verfügt ein OSA über eine große Bandbreite. Gängige Modelle wie das am Lehrstuhl für Messsystem- und Sensortechnik der TUM, Rhode und Schwarz OSA123, arbeiten im Bereich von 600 nm - 1700 nm. Das Funktionsprinzip eines OSA basiert auf Reflexions- und/oder Lichtbrechungstechniken. Meist kommt die Monochromatortechnik zum Einsatz. In 2.18 ist diese Aufspaltung als Czerny-Turner Monochromator skizziert welcher häufig Verwendung findet. Es handelt sich um einen so genannten Gittermonochromator der Licht verschiedener Wellenlängen filtern kann. Das Beugungsgitter wird dabei von einem Motor mit geringer Schrittweite bewegt. So entsteht die verhältnismäßig große Bandbreite. Das bewegte Beugungsgitter ist die limitierende Größe, da diese präzise Bewegung nur bedingt schnell erfolgen kann und zudem vibrationsanfällig ist. Das auf diese Weise in seine Wellenlängen aufgespaltene Signal wird von einem optisch-elektrischen Wandler wie z.B. einer Photodiode hinsichtlich der Intensität detektiert. Das Ergebnis der Messung wird im Display dargestellt und zusätzlich als Messdatenfile bereitgestellt (vgl. Abb. 2.19).

Der Vorteil eines OSAs liegt in der hohen Auflösung mit welcher man das Spektrum erfassen kann. Die CCD Zeile des Q8384 besteht aus 10.000 Pixelpunkten über diese man das Spektrum oder auch nur Teile dessen auslesen kann. Im Vergleich dazu arbeiteten die meis-

2. Theoretische und methodische Grundlagen

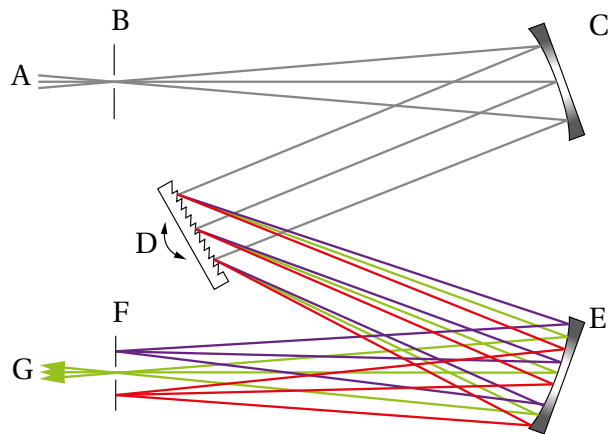


Abbildung 2.18.: Das Kernstück der gängigen OSA ist ein Monochromator. In dieser Abbildung ist die Czerny-Turner-Konfiguration skizziert welcher mit Hilfe eines Hohlspiegels C und eines Spalts F polychromatisches Licht parallel auf ein Beugungsgitter D leitet. Dort werden die Wellenlängen in verschiedenen Winkeln reflektiert und über einen weiteren Hohlspiegel E und den Spalt F selektiert.

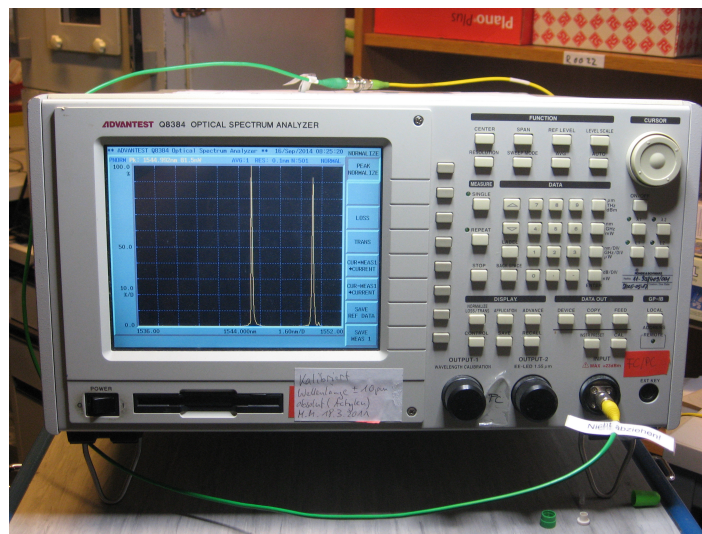


Abbildung 2.19.: Rhode & Schwarz Optical Spectrum Analyzer. Modell Advantest Q8384 wie er am Lehrstuhl für Messsystem- und Sensortechnik zum Einsatz kommt. Im Display zu erkennen zwei Reflexionspeaks einer FBG-Sensorfaser.

ten kommerziellen Auswerteanlagen für FBG-Sensoren mit einer CCD Zeile von 512 Pixelpunkten wobei dies den gesamten Wellenlängenbereich abdeckt. Aufgrund der Abmessungen eines OSA und der Vibrationsanfälligkeit seiner Komponenten ist das Haupteinsatzgebiet das Messlabor mit geringen Abtastraten von unter 0.1 Hz.

2.4.2. Spektrometer Technologie

Durch ein Spektrometer lässt sich die Wellenlänge von breitbandigen Licht erfassen. Analog zur Bezeichnung Monochromator wird ein Spektrometer Polychromator genannt. Der grundlegende Unterschied ist, dass ein Monochromator lediglich Licht einer Wellenlänge erfasst, ein Polychromator erfasst gleichzeitig verschiedenen Wellenlängen durch verschiedene Austrittsspalte.

In den handelsüblichen FBG Auswertemodulen ist ein Spektrometer verbaut. Im Gegensatz zum Monochromator, wie er in einem OSA zum Einsatz kommt, benötigt ein Spektrometer keine beweglichen Teile und ist deshalb deutlich robuster für den Einsatz außerhalb des Labors.

2.4.3. Scanning Laser Systeme

Eine weitere Möglichkeit stellen Scanning Laser Systeme dar. Hierbei kommt ein abstimmbarer Laser zum Einsatz. Das Prinzip beruht auf den Vergleich von bekannter Laserwellenlänge mit dem Licht welches von den FBG reflektiert wird. Bei diesen Systemen wird jeder FBG-Sensor separat angesprochen durch Wellenlängen-Multiplex. Solche Systeme sind aufgrund der feinen Abstimmung des Lasers stark temperaturabhängig. Da die einzelnen Sensoren sequentiell angesprochen werden sind Scanning Laser Systeme nicht für die parallele Abtastung geeignet.

2.4.4. Weitere Systeme zur Auswertung von FBG Signalen

Neben den bereits erwähnte Systemen zur Auswertung von FBG Signalen befinden sich auf dem Markt weitere Technologien. Als Beispiele seien Systeme auf Basis optischer Filter und Systeme mit anderen passiven optischen Bauelementen genannt. Eine Technologie die gerade für den Einsatz am Hubschrauber und die optisch-elektrische Wandlung im rotierenden System von Interesse ist, ist die Technologie der Wellenlängenseparierung durch so genannte Arrayed Waveguide Gratings. Durch das passive optische Bauelement, des Arrayed Waveguide Grating sind diese Systeme geeignet für Umgebungen mit hoher

2. Theoretische und methodische Grundlagen

Vibration. Kommerzielle Systeme sind bislang nicht verfügbar, jedoch schreitet die Forschung schnell voran [132], [98]. Systeme auf Basis optischer Filter wie sie z.B. die Firma FOS4X oder AOS anbieten haben den Vorteil des Anti-Antialiasing was bei Standardsystemen oftmals schwierig ist. Diese Technologie bietet bereits Systeme mit Luftfahrteignung und Zulassung.

2.4.5. Lichtquellenauswahl

Je nach Technologie des FBG Auswertesystems hat man verschiedenen Lichtquellen zur Auswahl. Bei spektrometrischen Verfahren sowie dem OSA wünscht man sich eine möglichst breitbandige Lichtquelle mit konstanter und nahezu gleich verteilter Intensität über den Spektralbereich des Systems. Hierfür kann sowohl eine Amplified Stimulated Emission (ASE)-Quelle mit Erbium-Faser oder eine Superluminescence Light Emitting Diode (SLED) verwendet werden. Je nach Anwendung und gewähltem FBG-Sensor ist die Polarisation des Lichts von Bedeutung. Im Speziellen für polarisationserhaltende Fasern ist es entscheidend unpolarisiertes Licht zu verwenden. Für die in dieser Forschungsarbeit zum Einsatz kommenden FBG-Sensoren und optischen Fasern ist dies von untergeordneter Bedeutung und wird deshalb nicht weiter erörtert. Für Scanning Laser Systeme gibt es verschiedenen Laserkonfigurationen die in Frage kommen.

Für die Signalerfassung der vorliegenden Arbeit wurde eine Interrogator auf Basis eines Spektrometers mit optischen Switch und CCD-Zeilendetektor verwendet. Für nähere Informationen bezüglich der Lichtquellen und Auswertetechnologien wird aus diesem Grund auf die Literatur verwiesen.

Das in Kapitel 2 erlangte Grundwissen mechanischer und messtechnischer Natur dient als solide Basis für die weiteren Kapitel dieser Arbeit. Sowohl das mechanische Verständnis, erlangt am Beispiel der Balkenbiegung, wie auch die Einblicke in die Lichtleitung der Glasfaser und die damit verbundenen Technologien der Messtechnik sind von großer Bedeutung für die anschließenden Kapitel und wurden ganz bewusst in dieser Art und Weise vorgestellt.

3. Anforderungen an das optische Messsystem im Rotorblatt

Bereits während der Entwurfsphase ist es von großer Wichtigkeit die Randbedingungen unter denen ein System funktionieren muss abzuklären. Aus diesem Grund werden an dieser Stelle der Arbeit die Randbedingungen der verschiedenen Disziplinen die dieses Messsystem berührt betrachtet.

3.1. Grundaufgabe des Messsystem

Zur Realisierung eines HUMS Systems benötigen wir die auf den Hauptrotor wirkenden Lasten und damit die ins System Hubschrauber eingebrachten Kräfte und Momente. Die Erfassung der Strukturlasten ist die Hauptaufgabe des angestrebten Messsystems. Als Sensor wird der FBG-Sensor sowie DMS-Sensoren als Referenz verwendet. Dies bedeutet, dass zunächst Dehnungen an diskreten Positionen erfasst werden. Da diese Dehnung die Basis aller weiteren Berechnungen darstellen, ist es von außerordentlicher Wichtigkeit, dass die Güte dieser Signale genau bekannt sowie optimal für die weitere Verarbeitung ist.

Um diese Signale zu erfassen muss das gesamte optische Messsystem Hürden meistern. Abbildung 3.1 zeigt den Aufriss der Haupthürden, unterteilt in mechanische Hürden und signaltechnische Hürden.

Um die Randbedingungen festlegen zu können werden sowohl die Strukturdehnungen abgeschätzt als auch die Umwelteinflüsse auf die ein Hubschrauber während seines Lebenszyklus trifft betrachtet. Im Weiteren wurde die Anzahl der Messpunkte mit Hilfe der Finite Elemente (FE)-Methode abgeschätzt sowie die Positionierung derer festgelegt.

3. Anforderungen an das optische Messsystem im Rotorblatt



Abbildung 3.1.: Herausforderungen auf dem Weg zu einem HUMS-System

3.2. Mechanische Anforderungen

Angefangen bei der allgemeinen Fragestellung der Integrierbarkeit hin zu möglichen Störeinflüssen für die Struktur der Blattkomponente bis zu möglichen Delaminationen gibt es viele unbeantwortete Fragen. Durch einer ausführlichen Literaturrecherche wurde die generelle Machbarkeit der Integration, obgleich auch mit verschiedenen Herausforderungen einhergehend, bestätigt.

Als besonders kritische Punkte stellten sich folgendes heraus:

- Handhabung der optischen Glasfaserleitungen vor der eigentlichen Integration
- Einhaltung der Mindestradien bei der Verlegung
- Gestaltung von Eintritts- und Austrittsstelle
- Haftung zwischen Glasfaserbeschichtung und Faserverbundmatrix
- Verdichten der Faserverbundlagen (punktueller Druck)
- Mechanische Belastung beim Schließen und Öffnen der Form
- Thermische Belastung beim Aushärtevorgang
- Austritt von Faserverbundmaterial durch den Druck der Presse und das Verflüssigen des Harzes während des Aushärtevorgangs
- Nachbearbeitung der Struktur (Entgraten, Aufbringen des Lochlaibungslaminates)

Die Dehnungsbelastung der Glasfaser kann mittels Rechenmodellen für ein „Worst-Case-Szenario“ bestimmt werden. Eine sorgfältig integrierte optische Glasfaserleitung ist den zu erwartenden Dehnungen, resultierend aus Schlag-, Schwenk- und Torsionsbelastungen sowie Dehnung aufgrund der Zentrifugalkraft eines sich drehenden Hubschrauberrotors durchaus gewachsen. Dies wird im Kapitel 5 mittels Versuchsreihen nachgewiesen.

Neben der Fragestellung der Integrierbarkeit wurde die bereits auf dem Markt befindlichen Systeme hinsichtlich der mechanischen Belastbarkeit zur Signalerzeugung näher betrachtet. Die größten Herausforderungen für das Messsystem sind Vibrationen. Je nach Funktionsprinzip des Systems wurde auch hier die theoretische Realisierbarkeit eines optischen Signalerzeugungs- und Auswertesystems für den Einsatz am Hubschrauberrotor bestätigt.

3. Anforderungen an das optische Messsystem im Rotorblatt

Die am Lehrstuhl für Hubschraubertechnologie verfasste Literaturrecherche in Form einer Semesterarbeit [21] vergleicht die sich auf dem Markt befindenden Systeme zur Signalerzeugung- und Auswertung.

Ferner sind die Umwelteinflüsse zu betrachten welche einen erheblichen Einfluss auf das Messsystem haben können.

3.3. Messtechnische Hürden

Die Messtechnischen Hürden wurden für dieses Kapitel in Stichpunkten zusammengefasst. Die genaue Herangehensweise während der Versuchsreihen, insbesondere der Signalanalyse und Auswertung werden in Kapitel 5 behandelt. Zu den Messtechnischen Hürden zählen folgende Hauptgruppen:

- Energieversorgung der rotierenden Messtechnik
- Optisch-elektrische Wandlung des Messsignals
- Temperaturkompensation der Sensorsignale
- Signalinterpretation und Signalgüte
- Kalibrierung des Sensornetzwerks
- Mechanische Belastung des Auswertesystems
- Thermische Belastung des Auswertesystems

In Kapitel 7 werden, nach Stand der letzten Versuchsreihen besonders geeignete Lösungsansätze für einzelne messtechnische Hürden vorgestellt.

3.4. Bewegungen des Rotorblatts und prognostizierte Dehnungsspitzen

Die zu erwartenden Dehnungen eines Rotorblatts, genauer der Blattwurzel bzw. des Flexbeams standen uns, an spezifischen Punkten gemessen, durch den Hersteller Airbus Helicopters zur Verfügung. Da einem Prototypen im Flug in der Regel ein Prinzipnachweis

3.4. Bewegungen des Rotorblatts und prognostizierte Dehnungsspitzen

voraus geht, war es wichtig die in unserem Versuchsszenario auftretenden Dehnungsspitzen eines Flexbeams durch Messkampagnen zu bestimmen. Außerdem wurde eine FE-Simulation angestrebt um das Grundverhalten der Struktur abbilden zu können. Diese FE-Simulation wurde mit den gemessenen Dehnungssignalen aus den Messreihen verifiziert.

Wie in Kapitel 1 bereits angesprochen sind die Bewegungen, die ein Hubschrauberrotorblatt während einer Umdrehung durchläuft, miteinander gekoppelt und deren Beschreibung sehr komplex. Als Grundbewegungen gelten:

- Schlagen
- Schwenken
- Torsion

Abbildung 1.4 in Kapitel 1 veranschaulicht diese Grundbewegungen.

Dem Rotorblatt werden periodische Schwingungen aufgezwungen. Diese werden vor allem durch die Anströmung und Ansteuerung der Rotorblätter verursacht. Die Literatur bietet Lösungsansätze für eine genaue Nachbildung dieser Bewegungen. Dabei können Luft- und Machzahleffekte, Abreißen der Blattanströmung, Rückanströmung und instationäre Beiwerte mit berücksichtigt werden [12].

In [52] werden die Bewegungseichnungen ausführlich und vollständig hergeleitet. Da der Kenntnis der genauen Blattbewegungen für die vorliegende Forschungsarbeit lediglich eine Randbedeutung zukommt, wird an dieser Stelle auf die Fachliteratur verwiesen.

3.5. Simulation der Hauptbeanspruchungen eines Rotorblattes durch den Prüfstand am Lehrstuhl für Hubschraubertechnologie, TU München

Eine möglichst realitätsnahe Simulation der auf den Hubschrauberrotor wirkenden Kräfte und Momente während des Flugs bietet ein so genannter „Whirl Tower“. Dabei handelt es sich um einen Mast mit Rotorkopf zur Befestigung der Rotorblätter. Eine solche Versuchseinrichtung dient ebenso der Vermessung und Beurteilung neuer Blattkonzepte wie auch der Trimmung eines jeden Rotorblatts bevor es die Produktion verlässt. Zumeist finden sich diese „Whirl Tower“ bei den Hubschrauberherstellern oder Forschungseinrichtungen wie z.B. dem DLR. Die finanziellen Mittel für solch einen full-scale Rotorprüfstand waren am Lehrstuhl für Hubschraubertechnologie der Technischen Universität München nicht verfügbar. Hinzu kommt, dass vor einem solchen Testlauf das gesamte Messsystem für statische Belastungen verifiziert sein sollte um die Signalen auswerten zu können. Da die vorliegende Arbeit den absoluten Grundstein für ein solches Messsystem liefert, befasst sie sich neben der Betrachtung und Realisierung eines Gesamtsystems, angefangen bei der Auswahl und Integration der Sensornetzwerke bis hin zur Signalerfassung und Analyse ausschließlich mit statischen Belastungen.

Dies erforderte den Aufbau eines geeigneten Prüfstands, welcher in Kapitel 4 ausführlich beschrieben wird.

3.5.1. Schlagen

Bei der so genannten Schlagbewegung eines Rotorblatts handelt es sich um die Vertikal-schwingung, die das Blatt erfährt. Hauptursachen hierfür sind Steuereingaben, welche die Blattspitzenebene und damit den Schubvektor definieren, die Drehbewegung des Rotors und die angreifenden aerodynamischen Kräfte. Die dominierende dämpfende Größe ist der Luftwiderstand. Für das Modell des EC135 Hubschraubers findet sich die erste harmonische Eigenfrequenz bei 100% Rotordrehzahl bei etwa 7 Hz, die 2. harmonische Eigenfrequenz bei etwa 18 Hz und die 3. harmonische Eigenfrequenz bei 53 Hz (vgl. Abbildung 3.2). Die Schlagbewegung führt zu hohen Dehnungen in der Blattwurzel. Die während der Blattentwicklung gemessenen Dehnungsspitzen werden je nach Position mit $3000 \mu\text{m/m}$ beziffert.

3.5. Hauptbeanspruchungen eines Rotorblattes durch den Prüfstand

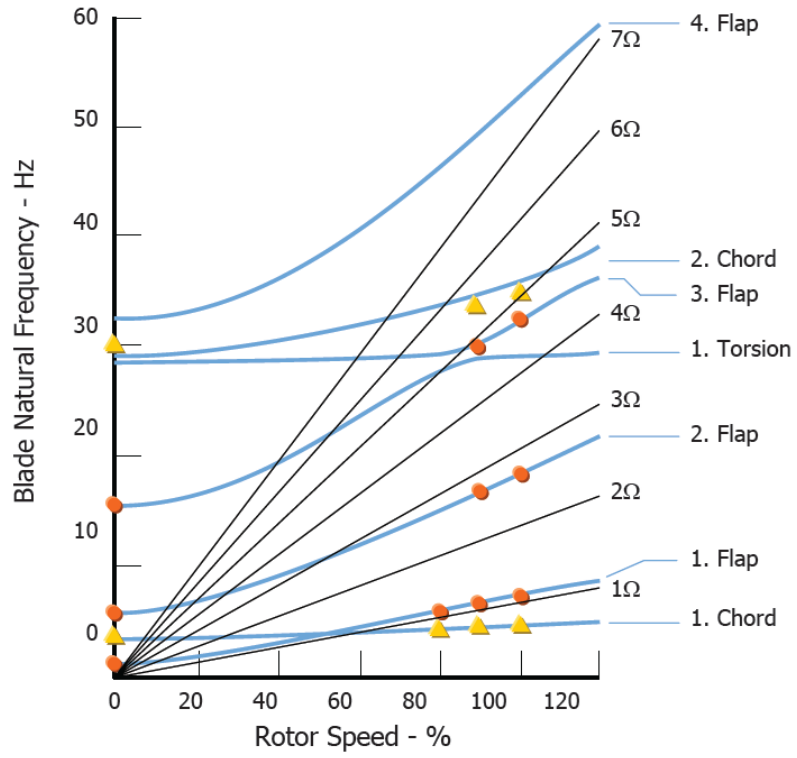


Abbildung 3.2.: Eigenfrequenzen der Schlag und Schwenkbewegung eines EC135BMR Rotorblatts [63].

3. Anforderungen an das optische Messsystem im Rotorblatt

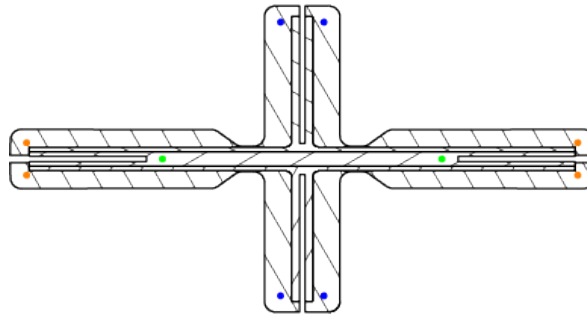


Abbildung 3.3.: Torsionsweiches Element auch Drillelement genannt mit Kreuzquerschnitt. Originalquerschnitt des Flexbeams eines EC135 Rotorblatts. Quelle: Airbus Helicopters

3.5.2. Schwenken

Die Schwenkbewegung des Rotorblatts erfolgt in der Rotorebene und nicht wie bei der Schlagbewegung orthogonal dazu und wird durch Corioliskräfte verursacht. Um diese Schwenkbewegungen möglichst klein zu halten werden so genannte Schwenkdämpfer eingebaut, da entgegen der Schlagbewegung keine nennenswerte Luftdämpfung stattfindet. Für das Modell des EC135 Hubschraubers findet sich die erste harmonische Eigenfrequenz in Schwenkrichtung bei 100% Rotordrehzahl bei etwa 4 Hz, die 2. harmonische Eigenfrequenz bei etwa 36 Hz (vgl. Abbildung 3.2). Durch die generell größere Steifigkeit des Rotorblatts in Schwenkrichtung ergeben sich deutlich höhere Eigenfrequenzen als für die Schlagbewegung. Beachtung finden aufgrund dessen oftmals nur die ersten beiden Eigenfrequenzen. Die prognostizierten Dehnungsspitzen sind höher als die der Schlagbewegung, da die Struktur in dieser Achse deutlich steifer ist. Es werden Maxima von bis zu 5000 $\mu\text{m}/\text{m}$ erwartet.

3.5.3. Torsion

Ein lager- und gelenkloses Rotorblatt - wie das der EC135 - enthält neben dem schlag- und schwenkweichen Bereich ein torsionsweiches Element. Im Falle des Flexbeams ist dies der Bereich mit Kreuzquerschnitt (vgl. Abbildung 3.3).

Der torsionsweiche Bereich des Flexbeams ersetzt das Gelenk eines Rotorblatts, welches den Anstellwinkel ermöglicht. Die Anstellung des lager- und gelenklosen Rotorblatts der EC135 wird aus dem Zusammenspiel der so genannten Steuertüte mit dem Flexbeam ermöglicht. Die Erfassung der Torsionswerte eines Rotorblatts kommt demzufolge der Erfassung des Anstellwinkels gleich und ist ein wichtiger Kennwert für die in das System Hubschrauber eingebrachten Lasten. Im Vergleich zu den Dehnungsspitzen der Schlag- und Schwenkbewegung sind die zu erwartenden Dehnungen aufgrund der Torsion gering.

3.6. Zusammenfassung der Anforderungen

Erfahrungswerte nennen Dehnungen von unter $1000\ \mu\text{m}/\text{m}$.

Sicherlich ist die Platzierung des Sensors von ausschlaggebender Bedeutung für die zu erwartenden Dehnungsspitzen. Zudem sind die genannten Erfahrungswerte durch DMS erfasste Oberflächendehnungen und demnach größer als in der Struktur auftretende Dehnungen. Um eine geeignete Positionierung der Sensoren innerhalb der Flexbeamstruktur bestimmen zu können, wurde in [32] ein FE-Modell des Flexbeams erstellt und zur Positionierung der Sensoren herangezogen.

Für die Bestimmung der Anforderungen an ein optisches Messsystem am Hubschrauber, hinsichtlich der zu erfassenden Dehnungen wird daher ein Maximalwert von $4000\ \mu\text{m}/\text{m}$ angenommen.

3.5.4. Vernachlässigbare Belastungen

Die aufgrund der Zentrifugalkraft eingebrachte Dehnung, welche radial erfolgt, wird auf Grund der hohen Steifigkeit der Glasfaserfilamente des Glasfaserverbundwerkstoffs vernachlässigt. Für die Simulation der Blattbewegungen, wie diese in diesem Kapitel 1 besprochen werden erfolgt, die Untersuchung entkoppelt. Dies bedeutet, dass der entwickelte Prüfstand Biegebelastungen getrennt in zwei Achsen erzwingt und eine reine Torsion aufgebracht wird. Zudem erfolgt keine Zugbelastung der Teststrukturen.

3.6. Zusammenfassung der Anforderungen

Die Top-Down-Anforderungen eines faseroptischen Messsystems für den Hubschrauberrotor sind in Tabelle 3.1 und 3.2 zusammengefasst. Auf dem Weg zu einem funktionsfähigen Messsystem wird eine weitere Diskretisierung sowie Ausweitung auf Anforderungen passieren. Diese Tabelle stellt lediglich den Anfang eines Systementwurf dar.

3.7. Sicherheit und Zulassung von Subsystemen im Hubschrauber

Dieses Unterkapitel bietet einen kurzen Exkurs zu den Besonderheiten der Luftfahrtzulassung von Systemen. Die Zulassung von Luftfahrzeugen und deren Systemen ist eine der Hauptaufgaben von neu entwickelten Hubschraubern bzw. Hubschraubersystemen.

3. Anforderungen an das optische Messsystem im Rotorblatt

Messtechnik	
Komponente	Eigenschaft
Lichtquelle	Breitbandquelle, nicht polarisiert, temperaturunabhängig evtl. Scanning Laser Quelle
Multiplexverfahren	Wave Division Multiplex (WDM) Time Division Multiplex (TDM)
Kanalanzahl	abhängig von der Bandbreite der Quelle vorzugsweise 4-8 Kanäle Minimum 3 Kanäle (Schlagen, Schwenken, Torsion)
Abtastrate	200 Hz
Auslesetechnik	Spektrometer Arrayed Waveguide Grating (AWG)- Technologie optische Filter
Sensorfaser	keine beweglichen Komponenten Sensorketten über den gesamten Spektralen Bereich des Auswertesystems
Faserbeschichtung	Ormocer Acrylat
Technologie zur Signalübertragung	beschichtungsfrei optischer Drehübertrager Funktelemetrie Hochfrequentelemetrie Schleifring
Energieversorgung der rotorseitigen Messtechnik	Akkumulatoren Hochfrequenz (HF)-Technologie elektrischer Kontakt (Schleifring)

Tabelle 3.1.: Anforderungen an die Messtechnik, Teststrukturen und den Prüfstand

3.7. Sicherheit und Zulassung von Subsystemen im Hubschrauber

Teststruktur	
Trägermaterial	Glasfaserverbund (Originalmaterial AHD) 60% Faservolumenanteil, Epoxidmatrix
Struktur I	Balkenträger (Rechteckbalken) 100mm x 80mm x 13mm
Struktur II	Flexbeamstruktur (Originalbauteil AHD)
Sensorplatzierung	+/- 5mm
Fasereinlass /-auslass	sichere Schnittstelle ausreichender Knickschutz am Übergang Steckverbindung

Tabelle 3.2.: Anforderungen an die Messtechnik, Teststrukturen und den Prüfstand

Von besonderer Wichtigkeit ist die Einteilung in Fehlerkategorien. Die Bedeutung eines Systemausfalls für die Besatzung und Passagiere des Hubschraubers steht im Zentrum der Betrachtung. Jeder Fehlerkategorie ist mit einer maximal zugelassenen Ausfallwahrscheinlichkeit des Systems versehen. Die Ausfallsicherheit muss, um eine Zulassung zu erwirken, nachgewiesen werden. Die Ausfallwahrscheinlichkeiten liegen je nach Fehlerkategorie zwischen 10^{-3} und 10^{-9} pro Flugstunde [38]. Um solch niedrige Ausfallwahrscheinlichkeiten zu erreichen behilft man sich verschiedenster Arten von Redundanz welche im System realisiert werden. Dieses hochkomplexe Gebiet wird in der Literatur behandelt und durch Fachleute umgesetzt. Die Erteilung der Zulassung obliegt in Deutschland dem Luftfahrtbundesamt.

Die Erkenntnis in Bezug auf die Zulassbarkeit eines solchen Messsystems ist Redundanz. Dieses Prinzip wird bereits beim Planen des Sensornetzwerks berücksichtigt und begleitet die gesamte Forschungsarbeit.

Dieses Kapitel dient dem Überblick über die Anforderungen die ein Messsystem für den Einsatz am Hubschrauberrotorblatt erfüllen muss. Neben den mechanischen Lasten wurden die sich ändernden Umgebungsbedingen betrachtet, des weiteren wurde die theoretische Umsetzbarkeit des Sensornetzwerks während der Strukturherstellung hinterfragt und letztlich eine kurze Betrachtung in Sachen Ausfallsicherheit eines Messsystems ange stellt.

4. Entwicklung einer geeigneten Testumgebung

Mit der in Kapitel 4 vorgestellten Testumgebung sollen am Ende Versuchsreihen gefahren werden. Damit soll gezeigt werden, dass strukturintegrierte FBG-Sensoren ein sinnvolles und nutzbares Signal liefern. Zu diesem Zweck werden neben dem Prüfstand an sich zwei verschiedenen Testträgerstrukturen entwickelt und hergestellt. Besonderes Augenmerk gilt den Applikations- und Integrationsmöglichkeiten sowie den damit verbundenen Austrittsstellen der Glasfaserleitungen.

Die Realisierung eines Prüfstands ist von großer Bedeutung als Datenquelle für die Validierung des angestrebten Prototyps eines mit Sensoren realisierten Rotorblatts für ein HUMS. Als Beispiele für die Validierung seien an dieser Stelle einige Punkte genannt:

- Qualität der FBG-Signale
- Validierung des FE-Modells
- Beurteilung der Integrationsverfahren für FBG-Sensoren
- Untersuchung von Applikationsmöglichkeiten von FBG-Sensoren und DMS

4.1. Prüfstand

In Kapitel 3 wurde bereits über den so genannten „Whirl-Tower“ gesprochen. Ein solcher Prüfstand befindet sich am Produktionsstandort Donauwörth von Airbus Helicopters Deutschland. Zu Beginn der Forschungsarbeit standen keine Voruntersuchungen zum Thema faseroptisches Messsystem im Hubschrauberrotor zur Verfügung. Die vorliegende Forschungsarbeit sollte die Grundlagen für solch ein System abklären. Etliche Fragestellungen wie z.B. die Integrierbarkeit, die ggf. in die Struktur eingebrachten Störeinflüsse, die Haftung zwischen optische Glasfaser und Faserverbundmaterial hin zu signaltechnischen Untersuchungen können im rein statischen System beantwortet werden. Bevor der

4. Entwicklung einer geeigneten Testumgebung

Grundstein im statischen Bereich nicht gesetzt wurde macht eine Betrachtung im hochdynamischen System wie dem eines rotierenden Hubschrauberrrotors keinen Sinn. Aus diesem Grund beschloss der Lehrstuhl für Hubschraubertechnologie der TU München einen geeigneten, nicht-rotierenden Prüfstand zu entwickeln.

Die Entwicklung und Realisierung wurde von einer Semesterarbeit [80] und einer Bachelor Arbeit [103] begleitet. Im weiteren Verlauf dieses Unterkapitels werden die Anforderungen benannt, Realisierung vorgestellt und die technischen Grenzen aufgeführt.

4.1.1. Anforderungen an einen Prüfstand

Die in Kapitel 3 aufgeführten Anforderungen hinsichtlich der zu erwartenden Lasten am Hubschrauberrotorblatt bilden eine hervorragende Basis für die Definition der Anforderungen Prüfstand. Aus bereits angesprochenen Gründen wurde der Prüfstand auf die Basisbelastungen eines Rotorblatts reduziert.

Eine weitere Reduktion der Anforderungen geht mit der Beschränkung der Untersuchungen auf den Flexbeam des EC135 Rotorblatts einher. Gründe die für eine solche Fokussierung der Untersuchungsstruktur sprechen und diese rechtfertigen werden im weiteren Verlauf, in Kapitels 4.2.2, vorgestellt.

Hinsichtlich der hubschraubertypischen Bewegungen Schlagen, Schwenken und Torsion erfolgte die Umsetzung lediglich für statische Belastungen. Es stehen verschiedene Möglichkeiten zur Lastbeaufschlagung der Teststruktur zur Verfügung. Die erste Möglichkeit soll auf der Nutzung von Kalibriergewichten basieren. Zusammen mit der Gravitationskraft kann auf diese Weise ein entsprechendes Biegemoment auf die Teststruktur aufgebracht werden. Die zweite Möglichkeit soll mit Hilfe elektrische Motoren die Teststruktur einseitig aus der Ruhelage bewegen und dadurch das gewünschte Moment einbringen. Die Torsion soll in definierten Schritten eingestellt werden können, ebenso die Kopplung der Biegeachsen. Tabelle 4.1 gibt einen Überblick über die parallel realisierten Möglichkeiten zur Lastbeaufschlagung.

Einen wichtiger Aspekt stellt die Möglichkeit der entkoppelten Lastbeaufschlagung dar. Biegebelastungen und Torsionslasten sollen sowohl gekoppelt als auch entkoppelt beaufschlagt werden können. Dies ist von besonderer Wichtigkeit für die Kalibrierung und Validierung der Sensorsignale.

Des Weiteren soll der Prüfstand mit allen Teststrukturen kompatibel sein und eine Erweiterung auf neue Teststrukturen mit möglichst geringen Aufwand zu realisieren sein.

Möglichkeit Kalibriergewichte	
Funktionsprinzip	Hebelwirkung, Gewichte definiertes Moment mit der die Teststruktur belastet wird
Kalibriergewichte	Genauigkeitsklasse M3 max. 100kg Schrittweite 1kg
Anwendung	statische Belastung Dauerbelastung (Driftversuche)
Möglichkeit elektrische Motoren	
Funktionsprinzip	erzeugtes Moment der Elektromotoren, Auslenkung des Angriffspunkts aus der Ruhelage, erzeugt Momentenlast auf der Teststruktur
Elektromotoren	Servomotoren mit 1800Nm Anordnung paarweise, Schneckengetriebe
Anwendung	niederfrequente Lastzyklen +/- 0.3 mm Schrittweite Maximalgeschwindigkeit 35 mm/s

Tabelle 4.1.: Möglichkeiten für die Lastbeaufschlagung der Teststrukturen.

4. Entwicklung einer geeigneten Testumgebung

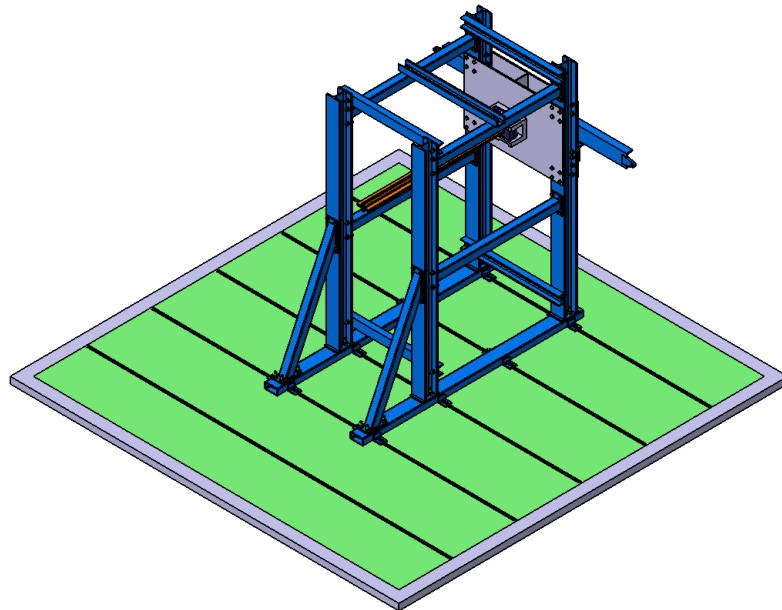


Abbildung 4.1.: Isometrische Ansicht der Blattwurzelseite der Prüfstandskonstruktion.

4.1.2. Realisierung

Nach einer Begutachtung der zur Verfügung stehenden Räumlichkeiten für die Realisierung des Prüfstands, wurden verschiedene Konzepte in einer Studie betrachtet. Diese werden in [80] näher beschrieben. Die vorhandene schwingsgedämpfte Plattform mit eingelassenen Nutschienen beeinflusste zusammen mit dem Entschluss sich auf den Flexbeam zu fokussieren die Konzeptwahl.

Der Rotorblattprüfstand des Lehrstuhls für Hubschraubertechnologie wurde in zwei Schritten realisiert. Eine grundlegende Studie zu den in Frage kommenden Konzepten wurde von Lukas Mathis begleitet [80]. Ebenso die Konstruktion des Rahmens und die blattwurzelseitigen Komponenten des Prüfstands. Die Konstruktion wurde mit einem Lastüberhöhungsfaktor von 5 ausgelegt. Dies dient der Sicherheit und ist im Prüfstandbau üblich. Abbildung 4.1 gibt eine Übersicht über die im ersten Schritt realisierten Komponenten des Prüfstandes.

Die Konstruktion erlaubt es Prüflinge von bis zu 1.5 m einzuspannen und mit den hubschraubertypischen Belastungen zu beaufschlagen. Sie besteht aus einem Rahmen mit Rotorblattwurzel- und Rotorblattspitzenseite. Der Rahmen ist in Abbildung 4.3 dargestellt und wurde durch Normprofile aus Stahl realisiert. Vier gleichartige I-Träger sorgen an der Einspannstelle für den nötigen Abstand der beiden Lagerpunkte. I-Träger zeichnen sich durch ein hohes Flächenträgheitsmoment aus und sorgen somit für eine hohe Steifigkeit der Rahmenkonstruktion. Um die Steifigkeit zwischen Seite der Rotorblattwurzel und der

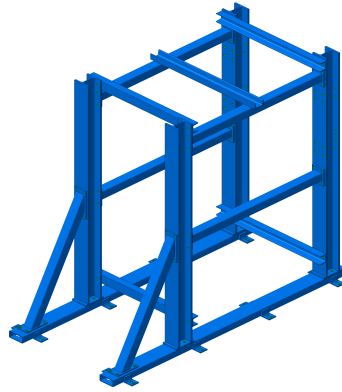


Abbildung 4.2.: Isometrische Ansicht Rahmens.

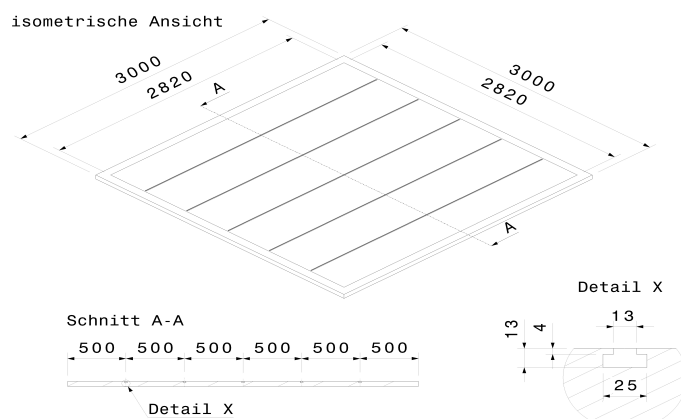


Abbildung 4.3.: Schwingungsgedämpfte Plattform.

Seite der Rotorblattspitze beziehungsweise Teststrukturspitze weiter zu erhöhen wurden vier baugleiche Längsstreben aus quadratischen Hohlprofilen verwendet. Diese sollen der aus der Belastungsart resultierenden Zug- und Druckbelastung stand halten. Aufgrund des gewählten quadratischen Profilquerschnitts ergibt sich eine hohe zulässige Knickkraft. Zusätzlich zu den I-Trägern und Längsstreben wurden zwei weitere diagonal verlaufende Streben vorgesehen um die Steifigkeit weiter zu erhöhen. Um der Verwindung durch die Torsion der Teststruktur entgegen zu wirken wurden an mehreren Stellen Querstreben aus U-Profilen gesetzt [80].

Der Rahmen ist mit der schwingungsgedämpften Plattform starr verbunden und stützt die auftretenden Lasten während des Betriebs ab. Dieser Schritt war nötig, da keine fundierten Angaben zur Belastbarkeit der Plattform vorliegen. Aufgrund der Rahmenkonstruktion werden nur Teillasten in den Boden geleitet.

Am Blattwurzelseite der Rahmenkonstruktion befindet sich ein Gleitlager um einen belie-

4. Entwicklung einer geeigneten Testumgebung

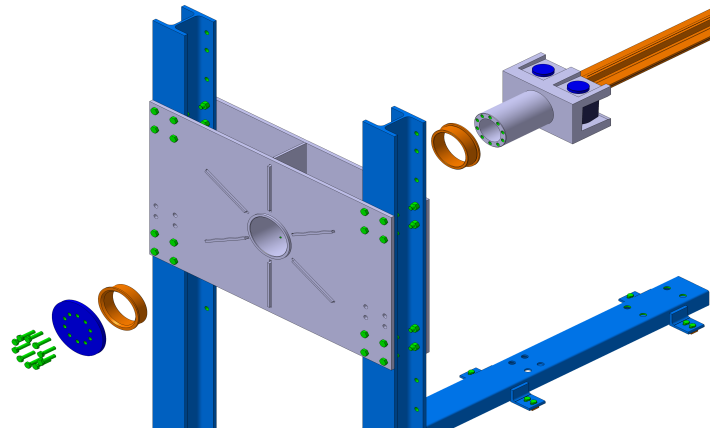


Abbildung 4.4.: Blattwurzelseite des Prüfstands mit Gleitlager und Einspannung.

ben Kopplungswinkel der Biegeachsen für Schlag- und Schwenkbewegung einstellen zu können. Die Mastseite ist in Abbildung 4.4 gezeigt.

Das Gleitlager und die Einspannung des Flexbeams ist in Abbildung 4.5 zu erkennen. Über das selbe Lager lässt sich auch die reine Schwenkbewegung realisieren. Die Einstellung des Kopplungswinkels kann stufenlos vorgenommen werden.

Auf die Flexbeameinspannung setzt der Adapter für die verschiedenen Teststrukturen auf. Der Adapteranschluss wurde derart konstruiert, dass der Neigungswinkel von 2.5° den ein Flexbeam aufweist eliminiert wird. Dies wurde aus Gründen der Achsensymmetrie entschieden. Auf diese Weise ist der Prüfstand hoch flexibel.

Das Gleitlager zusammen mit der Flexbeameinspannung und einem Torsionselement in Form eines Hebelarms schließen das Ende des Flexbeams in Richtung Blattwurzel ab. Durch dieses Torsionselement lassen sich beliebige Winkel der Kopplung einfach einstellen. Durch die Kalibriergewichte lässt sich ein Torsionsmoment aufbringen bei gleichzeitiger Fixierung der Teststruktur am rotorblattspitzseitigen Ende des Prüfstands. Die Vorgabe eines definierten Torsionswinkels durch eine Fixierung des Torsionsmechanismus ist ebenfalls möglich. Abbildung 4.6 zeigt eine Skizze des Torsionsmechanismus am Ende des Prüfstands auf der Seite der Blattspitze.

Dies bisher beschriebenen Komponenten des Prüfstands wurden im ersten Schritt erstellt. Im Folgenden wird die Realisierung des zweiten Schritts, begleitet durch Thomas Pfaffinger [103], beschrieben. Die Komponenten des zweiten Schritts erlauben eine automatisierte Bewegung des rotorblattspitzseitigen Endes der Teststruktur aus der Ruhelage heraus. Zudem bietet das dort befindliche Torsionslager die Möglichkeit einen festen Torsionswinkel einzustellen und festzuhalten. Eine weitere Komponente ist der Adapter für Lastbeaufschlagung mittels Kalibriergewichten für den Flexbeam.

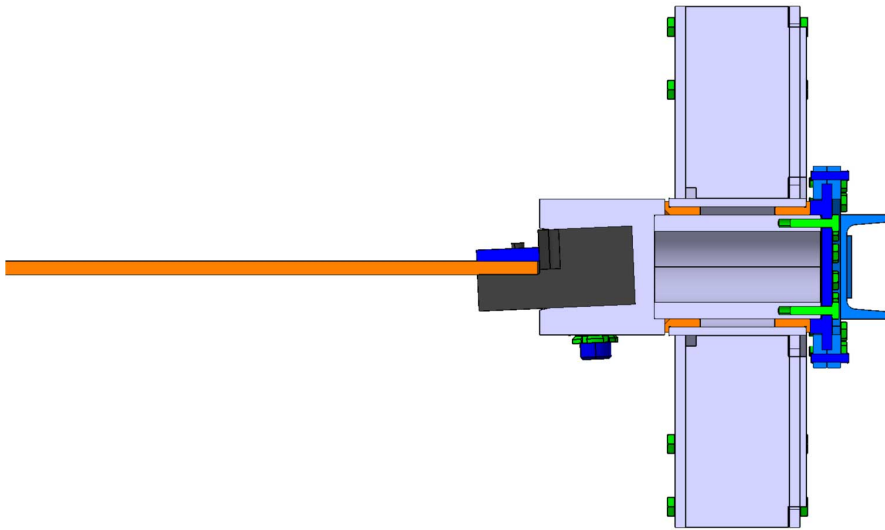


Abbildung 4.5.: Adapter in der Einspannung für Balkenstrukturen mit Ausgleich des 2.5° Winkels.

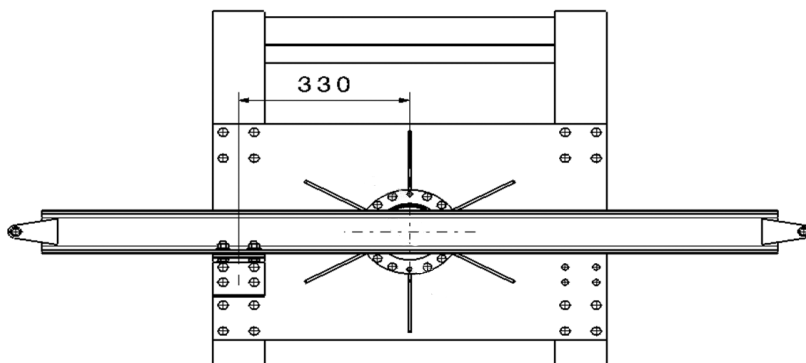


Abbildung 4.6.: Zeichnung der Seite der Blattwurzel Torsionsmechanismus, Draufsicht.

4. Entwicklung einer geeigneten Testumgebung

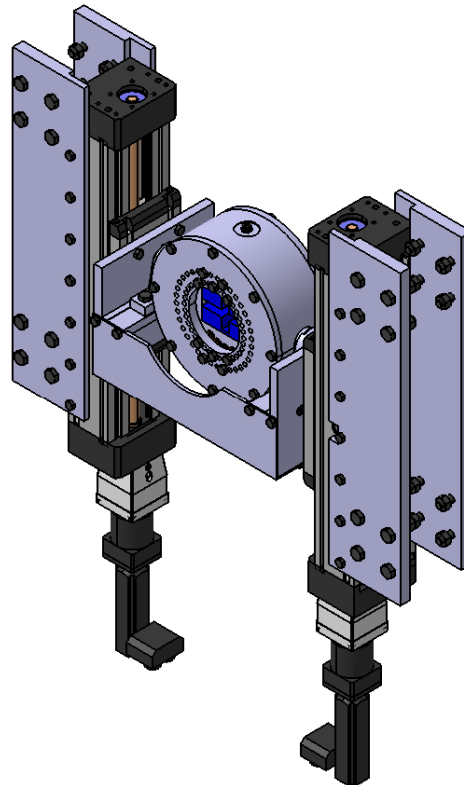


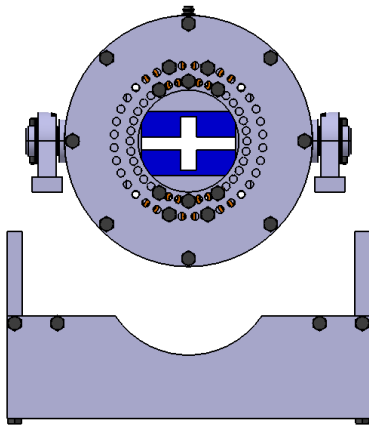
Abbildung 4.7.: Lineareinheit am blattspitzseitigen Ende des Prüfstands. Die Lineareinheiten bewegen das Torsionslager der Blattspitze aus der Ruhelage heraus.

Abbildung 4.12a zeigt die Lineareinheiten mit Servomotoren und das Torsionslager. Diese Komponente wurden in Schritt zwei konstruiert.

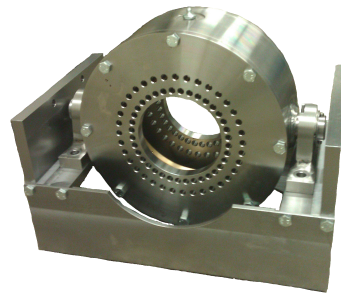
Das Torsionslager lässt die Rotation um die ortsfeste Längsachse des Flexbeams zu. Die Lagerung des Teststruktur durch die Manschetten lässt eine Translationsbewegung zu, welche durch die Auslenkung und die resultierende Verkürzung des Abstands der Lager entsteht. Eine weitere Lagerung lässt die Neigung zu welche die Teststruktur an Stelle der rotorblattsitzseitigen Einspannung durch die Manschetten und Auslenkung durch die Lineareinheiten einnimmt.

Die Auslegung und detaillierte Konstruktion dieses Torsionselements ist in [103] beschrieben. Abbildung 4.8 zeigt die Konstruktion dieses Lagers und eine Fotografie des Werkstücks. Die Manschetten, welche die Teststruktur greifen, sind in Abbildung 4.9 gezeigt. Durch ein zugelassenes Spiel und ein geeignetes Schmiermittel wird ein translatorisches Gleiten zugelassen.

Das Torsionslager ist auf einer starren Verbindung zwischen den beiden Lineareinheiten montiert. Die Lineareinheiten bewegen sich im Master-Slave Modus und sind stets durch

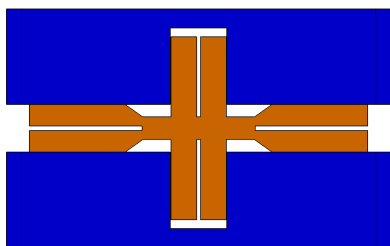


(a) Isometrische Sicht auf das Torsionslager.

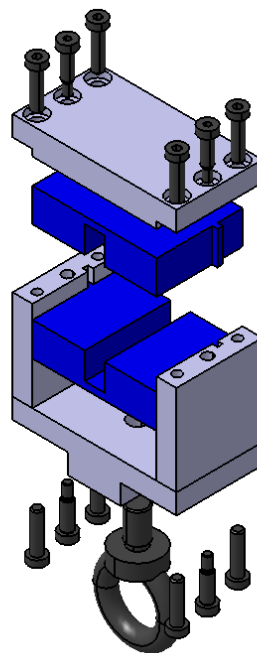


(b) Fotografie des Werkstücks.

Abbildung 4.8.: Spitzseitiges Torsionslager welches eine Rotationsbewegung, eine translatorische Bewegung und einen gewissen Neigungswinkel zulässt.



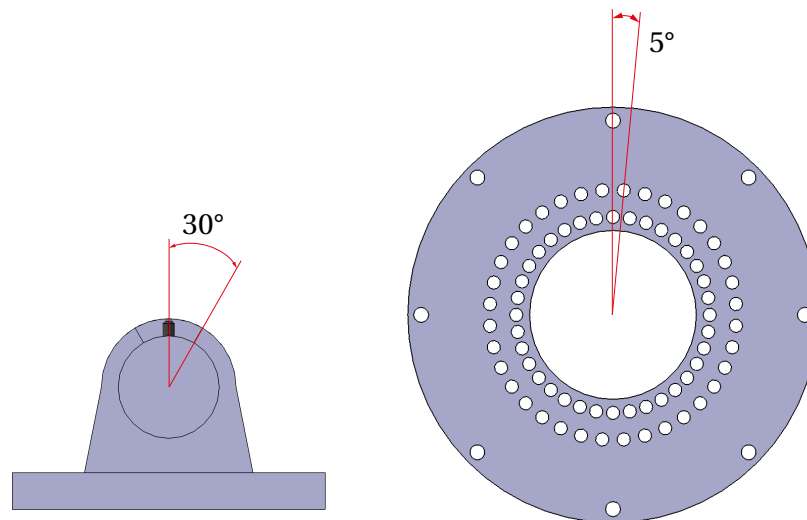
(a) Manschette für die Balkenstruktur.



(b) Einbau der Manschette für die spitzseitige Lagerung.

Abbildung 4.9.: Manschetten für die spitzseitige Lagerung der Teststrukturen im Torsionslager.

4. Entwicklung einer geeigneten Testumgebung



(a) Neigungsfreiheit des Torsionslagers.

(b) Fest einstellbare Torsionswinkel am Torsionslager. Schrittweite 5°.

die entsprechende Reglereinstellung gekoppelt. Die Auslenkung der Teststrukturen ist auf +/- 150 mm beschränkt. Neben der Möglichkeit die Teststruktur durch die Linearmotoren mit dem gewünschten Biegemoment zu beaufschlagen, wurde die Möglichkeit der Lastbeaufschlagung mittels Kalibriergewichten ermöglicht. Die Manschetten, welche die Teststrukturen umgreifen finden, hier Wiederverwendung und werden durch zwei Platten mit einer Öse zum Anbringen des Gewichts ergänzt. Abbildung 4.11 zeigt beispielhaft die Manschette für den Flexbeam mit Gewichten. Die für den Prüfstand zur Verfügung stehenden Kalibriergewichte lassen sich in 1.0 kg Schritten bis zu 100 kg staffeln.

Zusammenfassend wurden folgende Punkte realisiert:

- Die Biegebeanspruchung in Schlag- und Schwenkrichtung wird durch vertikale Auslenkung einer der Strukturenden erzeugt.
- Schlag- und Schwenkrichtung kann durch das Torsionslager am anderen Ende der Struktur beliebig eingestellt werden. Eine Drehung um 45° ist somit eine 1:1 Kopplung der Biegeachsen und 90° stellt die Separierung der Schwenkbewegung dar.
- Das Einbringen eines Torsionsmoments ermöglicht ein Lager an der Strukturspitze das den eingestellten Winkel hält.
- Die Bewegung des Torsionslagers aus der Ruhelage der Teststruktur heraus erfolgt durch 2 gekoppelte Lineareinheiten mit Servomotorantrieb.
- Die Bewegung der Teststrukturspitze aus der Ruhelage heraus kann ebenfalls durch Kalibriergewichte erfolgen.

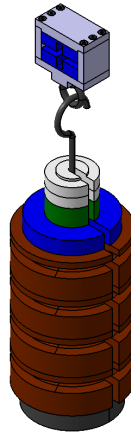


Abbildung 4.11.: Gewichte mit Manschette für den Flexbeam.

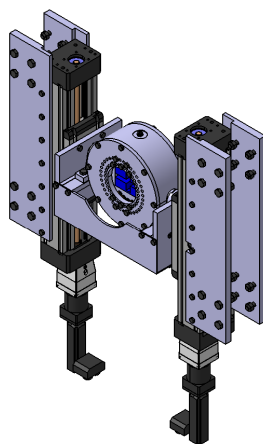
- Die jeweiligen Lager werden durch eine Rahmenkonstruktion miteinander verbunden und dieser auf der Bondenplatte fixiert.
- Die Aufnahme der Teststrukturen wird mittels Adaptern realisiert. Im Fall des Flexbeams ist dies ein Adapter ähnlich der Blattgabel am Rotorkopf der EC135.
- Der Prüfstand sowie die Lineareinheiten wurden derart ausgelegt, dass sie einer Belastung der Teststrukturspitze von 100 kg stand halten. Zusätzlich wurde für alle Prüfstandskomponenten ein Lastüberhöhungsfaktor von 5 berücksichtigt. Die Lineareinheiten wurden mit einem Lastüberhöhungsfaktor von 1.2 ausgelegt.

Abbildung 4.12a zeigt die im Schritt realisierten Komponenten, 4.12b die Gesamtkonstruktion des Prüfstands.

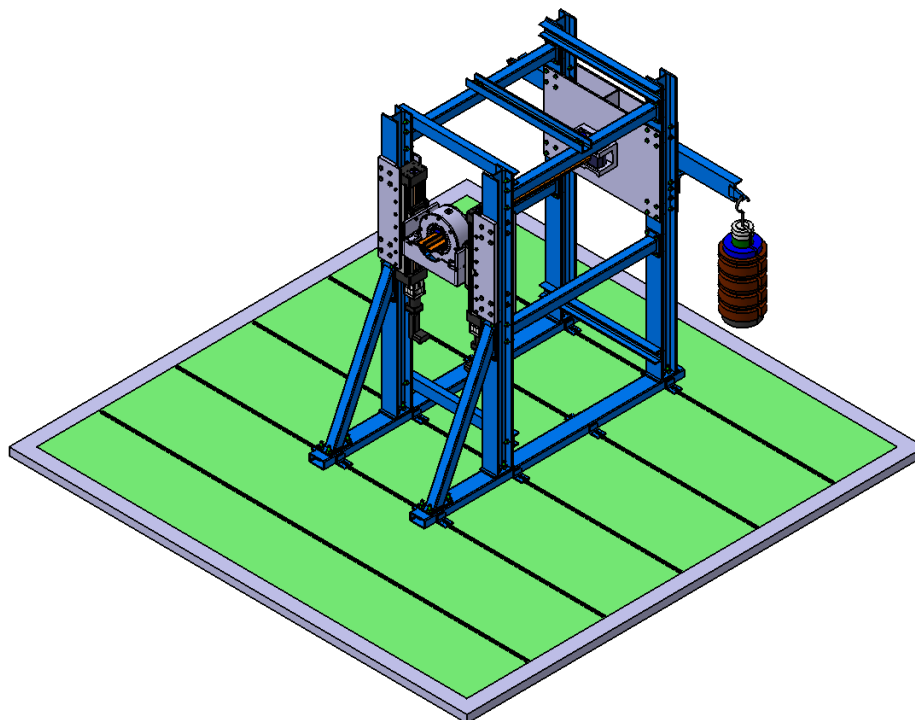
4.1.3. Technische Grenzen

Dieses Unterkapitel soll die technischen Grenzen des Prüfstands in Hinblick auf eine reale Belastung eines Rotorblatts beleuchten. In [80] wird der Unterschied zu der Blattbiegemaschine von AHD genauer beschrieben. Hauptunterschied liegt in der resultierenden Biegelinie die einem Rotorblatt aufgezwungen wird. Die an einem Rotorblatt im Flug angreifende Zentrifugalkraft führt zu einem Rückstellmoment. Dieses wird bei den Blattbiegemaschinen von AHD mittels einer entsprechend ausgelegten Feder realisiert. Die durch den am Lehrstuhl für Hubschraubertechnologie entworfenen Prüfstand aufgebraachte Biegelinie unterscheidet sich demnach von der realen Blattbiegung. Zudem können keine aerodynamischen Kräfte simuliert werden. Parasitäre Reibungskräfte und Knickmomente bedingt durch die Einspannung der Testträgerspitze sind ebenfalls vor-

4. Entwicklung einer geeigneten Testumgebung



(a) Detail Lineareinheit mit Servomotoren.



(b) Rotorblattprüfstand isometrische Ansicht.

Abbildung 4.12.: Hebel des Torsionsmechanismus mit Anbindung an das Gleitlager.

handen. Für dynamische Lastbeaufschlagungen wie höherfrequente Lastzyklen ist der Prüfstand nicht ausgelegt. Dies stellt für die Anwendung in der vorliegenden Forschungsarbeit keine Einschränkung dar, da das Hauptaugenmerk in diesem ersten Schritt auf der Realisierbarkeit des Systems und der Genauigkeit der Sensorsignale liegt. Weiterführende Forschungsarbeiten werden zu angebrachter Zeit auf die Blattbiegemaschinen und den „Whirl-Tower“ von AHD ausweichen.

4.2. Testträger

Um die theoretische Eignung der FBG-Sensoren als in den Faserverbund integrierbares Sensorennetzwerk zu verifizieren war die Produktion von Testträgern erforderlich. Als Basis aller Integrationsversuche wurden optische Glasfasern in das originale Verbundmaterial des Flexbeams integriert. Im Folgenden wird auf die zwei während dieser Forschungsarbeit untersuchten Teststrukturen eingegangen. Dabei werden sowohl die Geometrien wie auch die Herstellung und das integrierte Sensornetzwerk betrachtet.

4.2.1. Balkenstrukturen

Für erste Untersuchungen wurde eine möglichst einfache und symmetrische Geometrie gewählt. Als Trägermaterial wurde das Original-Prepreg des EC135 Flexbeams, gewählt. Dies wurde von AHD zur Verfügung gestellt.

Geometrie

Die für die Teststruktur ausgewählte Geometrie ist ein Rechteckbalken. Die Randbedingungen der genauen Geometrie wurden, aufgrund der geforderten Kompatibilität mit dem bereits in der Entwicklung und Konstruktion befindlichen Prüfstand, von diesem abgeleitet. Dabei war die Länge der Teststruktur mit 1000 mm durch die Rahmenkonstruktion und die Einspannung am Prüfstand vorgegeben. Breite und Höhe der Struktur wurden mittels einer Überschlagsrechnung ausgelegt. Dabei ist die festgelegte Breite 80 mm und die festgestellte Höhe 13 mm. Abbildung 4.13 im Anhang zeigt eine Skizze der Balkenstruktur.

Für die Teststruktur I, die Balkenteststruktur, wurde eine Herstellungsform konstruiert die es erlaubte Balken von identischer Beschaffenheit zu produzieren [120]. Abbildung A.1 zeigt die konstruierte Form. Als Werkstoff wurde Aluminium ($AlMg_3$) gewählt, ein im Formenbau üblicher Werkstoff. Dies hat zum einen den Vorteil, dass die Form leichter

4. Entwicklung einer geeigneten Testumgebung

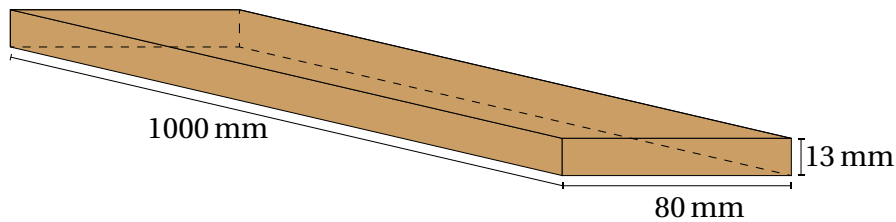


Abbildung 4.13.: Geometrie der Teststruktur I, Balkenstruktur. L x B x H ist 1000 mm x 80 mm x 13 mm.

ist als eine Stahlform, zum anderen ähnelt der Wärmeausdehnungskoeffizient dem des GFK Materials. Die montierte Form besteht aus einer Wanne und einem Stempel. Mittels Schrauben lässt sich so Druck auf den Faserverbund in der Wanne ausüben. Die Stirnseiten der Wanne sind mit dicken Blechen versehen haben Bohrungen für die Durchführung von optischen Glasfasern. Abbildung 4.14 zeigt die Realisierung der verschiedenen Integrationstiefen sowie die Balkenstruktur bei der Produktion.

Herstellung

Die Herstellung der Balkenstrukturen erfolgte in Zusammenarbeit mit dem Hubschrauberhersteller AHD in Donauwörth. Vorexperimente zur Handhabung der entworfenen Form wurden von der Lehrwerkstatt und der tatkräftigen Unterstützung von Markus Stenzenberger durchgeführt. Das Originalmaterial wurde von der Rotorblattproduktion zur Verfügung gestellt und in Lagen von 1000 mm x 80 mm geschnitten. 10 dieser Lagen wurden jeweils vorkompaktiert. Die vorkompaktierten Lagen sind in Abbildung 4.15 zu sehen.

Die Vorkompaktierung einzelner Lagen dient dem schnellen Aufbau des Balkenlaminats sowie der Sicherstellung möglichst wenig eingeschlossener Luft. Um die geforderte Höhe von 13 mm zu erlangen waren 104 Lagen Prepreg nötig. Dieses Maß unterliegt jedoch Schwankungen, da ein gewisser Anteil an Harz beim Aushärten aus der Form austritt.

Es wurde mit 2 verschiedenen Integrationstiefen experimentiert. Die anfänglich vorgesehene Integrationstiefe von 2.5 mm welche auch bei den Stirnblechen der Form durch Bohrungen ermöglicht wurde durch eine sehr geringe Integrationstiefe ergänzt. Dazu veränderte man zwei der Bohrungen in Langlochbohrungen. Auf diese Weise konnte die so genannte Oberflächenintegration verwirklicht werden.

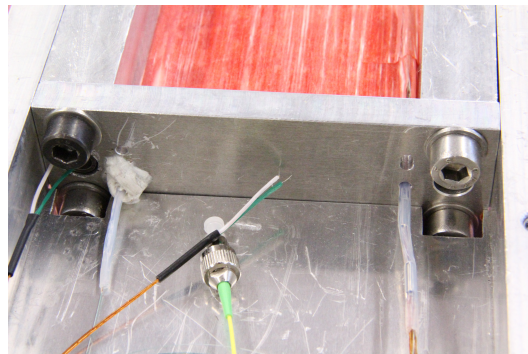
Im Falle der Integrationstiefe von 2.5 mm wurden zunächst 2 Lagenpakete, 20 Prepreglagen, in die Form gelegt. Zwischen dem zweiten und dritten Lagenpaket wurden die optischen Glasfasern gelegt und durch leichtes Andrücken fixiert. Anschließend wurden die weiteren Lagenpakete gelegt und nach jedem Schritt kompaktiert. Dies wurde durch den oberen Teil der Form, dem Stempel bewerkstelligt. Nach 88 Lagen Prepreg wurde eine

vollintegrierte optische Glasfasern



oberflächenintegrierte optische Glasfasern

(a) Positionierung der optischen Glasfasern mit unterschiedlicher Einbettiefe.



(b) Zu sehen ist das Ende der Balkenstruktur und die Blende der Form. Die optischen Glasfasern treten hier aus. Die Austrittsstelle wird mit Dichtmaterial versehen.

Abbildung 4.14.: Ein- und Austritt der optischen Glasfasern.

4. Entwicklung einer geeigneten Testumgebung

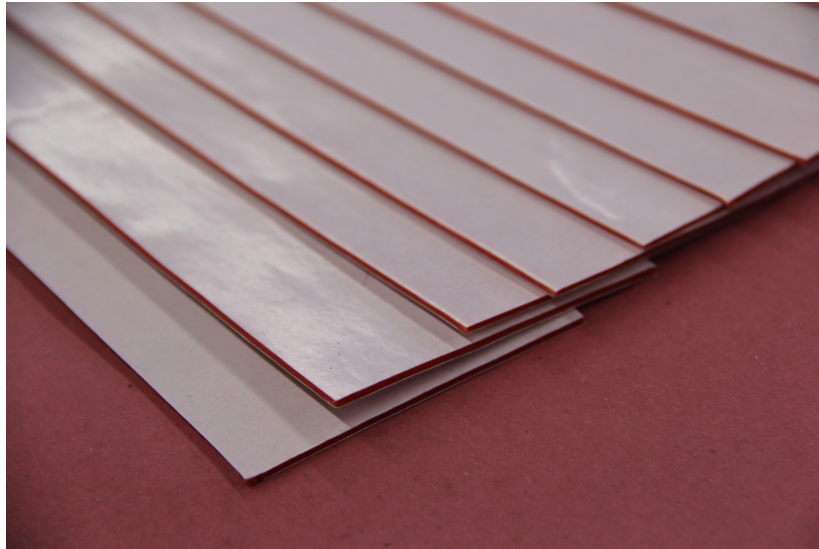


Abbildung 4.15.: Aushärtezyklus einer Balkenstruktur in der hydraulischen beheizten Presse bei AHD.

zweite Ebene optischer Glasfasern gelegt. Diese fixiert und das Laminat durch die beiden letzten Lagenpakete vervollständigt. Abbildung 4.16 zeigt das Vorgehen.

Im Falle der Oberflächenintegration wurde ein Streifen temperaturabhängiges beidseitiges Klebeband in die Form geklebt (siehe Abbildung 4.17). Darauf wurde die optische Glasfaser fixiert. Die optische Glasfaser wurde zum Schutz und einer ggf. besseren Benetzung mit dem Epoxid der Matrix von einem Glasfaserschlauch umhüllt. Dieser Schritt ist in Abbildung 4.18 veranschaulicht. Auf diese Weise erreichen wir zwei unterschiedliche Integrationstiefen für die Balkenstruktur. Die gemessenen Dehnungen werden sich aufgrund der Entfernung zur neutralen Faser unterscheiden. Dies wird in Kapitel 6 genauer betrachtet.

Die eigentliche Integration zwischen die Prepreglagen des Laminats erfolgte ohne große Probleme. Zu beachten ist jegliche Vermeidung von Querbelastungen und Scherkräften auf die optische Glasfaser. Punktuelle Drucklasten sind unbedingt zu vermeiden.

Der Ein- und Austritt aus dem Laminat hingegen bereitet weitaus größere Probleme. Zum einen erwies sich die Abdichtung der Austrittsstelle der optischen Glasfaser als sehr schwierig, zum anderen war die Entformung des Laminats eine Herausforderung. Durch den abrupten Übergang von starrer Laminatstruktur zu flexibler, dennoch sehr brüchiger optischer Glaser war eine Sollbruchstelle vorgegeben. Die Problematik ist in der Literatur durchaus bekannt [77], [7]. Eine Steckerlösung wäre denkbar, jedoch sind diese integrierbaren Stecker noch in der Prototypenphase und konnten daher nicht getestet werden.

Die Realisierung eines Knickschutzes durch mehrere ineinander geschobene Silikonschläu-

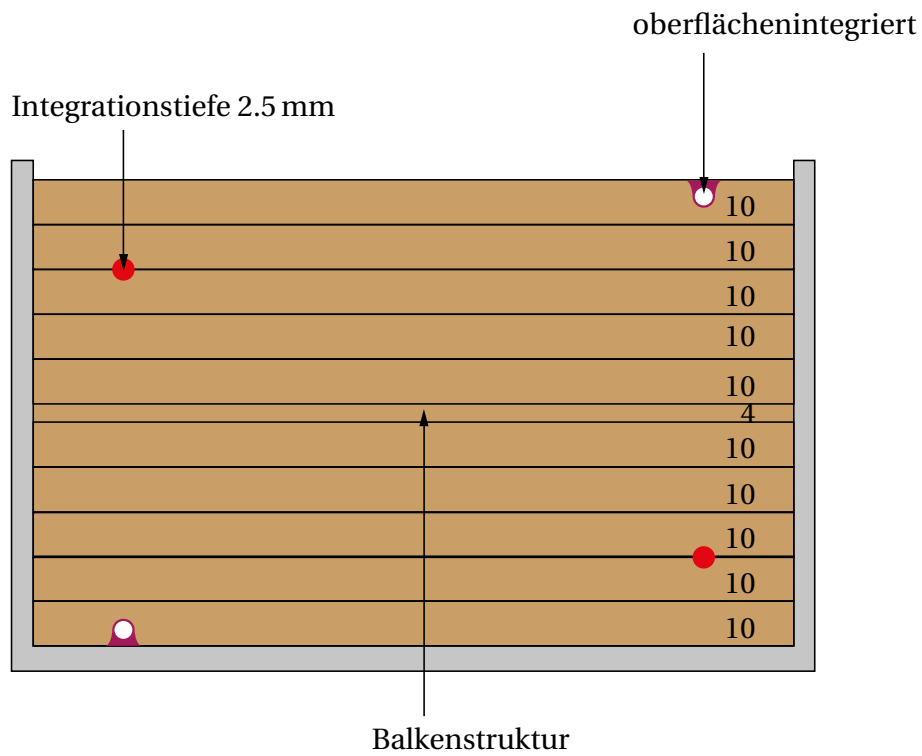


Abbildung 4.16.: Lagenaufbau der Balkenstruktur mit verschiedenen Integrationsstiefen.

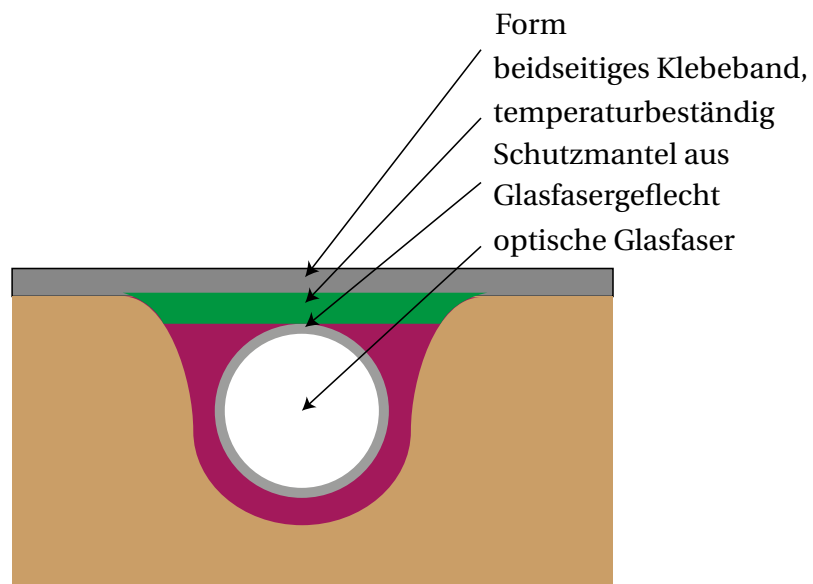


Abbildung 4.17.: Vorgehen zur Oberflächenintegration einer optischen Glasfaser.

4. Entwicklung einer geeigneten Testumgebung



Abbildung 4.18.: Zusätzlicher Schutz für die oberflächenintegrierte Glasfaser bietet ein Glasfaser-schlauch.

che erwies sich als unpraktikabel. Gründe dafür waren die erhältlichen Größen sowie das flüssige Epoxid bei der Aushärtung. Das Epoxid kroch zwischen optische Glasfaser und Silikonschläuche und machte diese unflexibel.

Ein weiterer Versuch mit so genannten Dual-Schrumpfläuchen erwies sich ebenfalls als unpraktikabel. Dual-Schrumpfschläuche bestehen aus einem Innen- und einem Außenmaterial. Das Außenmaterial schrumpft und das Innenmaterial schmilzt. Die Haftung des geschmolzenen Innenmaterials an der optischen Glasfaser war nicht gegeben, so dass auch hier das flüssige Epoxid eindrang.

Ein vielversprechender Versuch war die Nutzung von Gummipfropfen welche mit Spritzenkanülen durchstochen wurden. Die optische Glasfaser wurde durch die Kanüle geführt und diese anschließend abgezogen. Diese Variante führte zu einer hervorragenden Abdichtung, jedoch stellte der Gummipfropfen einen fast ebenso abrupten Übergang dar wie der aus dem Laminat selbst. Abbildung 4.19 zeigt das Ende der Balkenteststruktur mit drei Gummipfropfen. Bei der abgebildeten Balkenteststruktur wurde das Abziehen der Kanülen vergessen. Dies führte zum Austritt von Epoxid und dem Verlust von zwei der drei- optischen Glasfasern.

Es wurden in Summe drei Balkenteststrukturen gefertigt, wobei sich Balkenteststruktur I und II identisch sind abgesehen von der Realisierung des Ein- und Austritts. Abbildung 4.20 zeigt den Aushärtevorgang in einer hydraulischen Presse mit beheizten Platten.

Um die Güte der Integration der optischen Glasfasern bestimmen zu können, wurden Schliffbilder erzeugt. Die polierten Schnittkanten werden unter dem Mikroskop betrachtet und ein Bild erstellt. Abbildung 4.21 zeigt zwei dieser Bilder. Deutlich zu sehen ist die gleichmäßig Einbettung der optischen Glasfaser ohne Epoxidtaschenbildung. Die optische Glasfaser ist voll integriert in den Faserverbundwerkstoff. Aufnahmen des werkseitigen Computertomographen in Donauwörth zeigten keinen Unterschied zu Holmen ohne integrierte Sensoren. Es konnten weder Luftporen im Material, noch Welligkeiten der GFK-Filamente nachgewiesen werden. Die optischen Glasfasern selbst sind auf den Aufnahmen nicht zu erkennen. Dies liegt daran, dass eine optische Glasfaser in GFK weder mittels des Standard-Computertomographen noch des hochauflösenden Nano-Computertomographen fokussiert werden können. Die bereits erwähnte Prüfung auf Flugtauglichkeit wie dies für jede Holmkomponente des EC135 Hubschraubers durchgeführt wird kann unabhängig davon geschehen. Der Holm würde als flugtauglich eingestuft, es

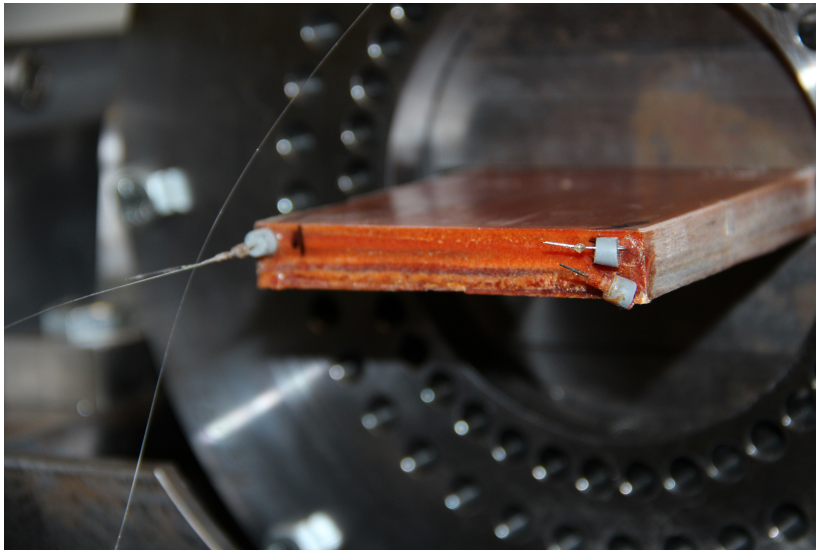
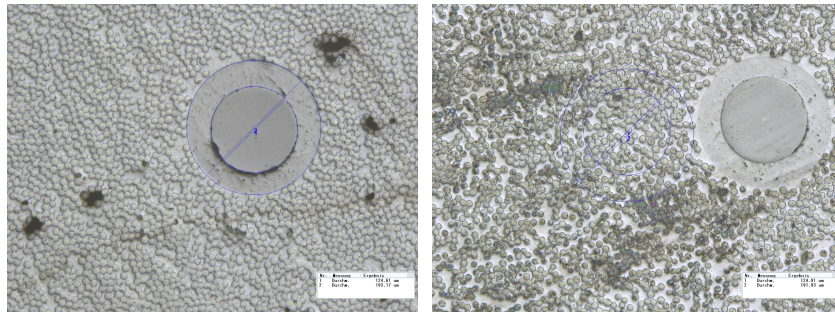


Abbildung 4.19.: Stirnseite einer Balkenteststruktur mit Gummipfropfenübergang. Die Kanülen wurden verpasst abzuziehen, dies führte zum Verlust der beiden rechten optischen Glasfasern.



Abbildung 4.20.: Die Herstellungsform für die Balkenteststruktur befindet sich in der hydraulischen beheizten Presse bei AHD.

4. Entwicklung einer geeigneten Testumgebung



(a) Einbettung der optischen Glasfaser in den Glasfaserverbund des Flexbeamwerkstoffs. (b) Einbettung der optischen Glasfaser in den Glasfaserverbund des Flexbeamwerkstoffs.

Abbildung 4.21.: Schnittbilder der Integrationsversuche, Balkenstruktur.

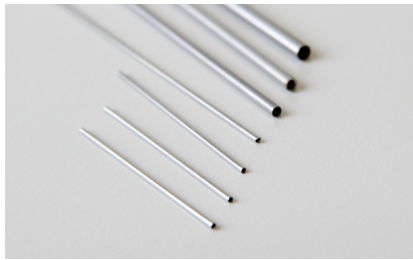
konnten keine Strukturschäden nachgewiesen werden.

Balkenstruktur III wurde zusätzlich mit Temperatursensoren bestückt. Als Sensoren wurden Mantel-Thermoelemente von Typ K und strukturentkoppelte FBG-Sensoren ausgewählt. Beide Temperatursensoren wurden in eine Stahlkanüle geführt und sowohl das Ende dieser als auch die Seite mit der optischen Glasfaser und dem Draht abgedichtet. Aufgrund dieser Realisierung konnte sichergestellt werden, dass beide Sensoren die Temperatur im gleichen Volumen erfassen und der FBG-Sensor zudem keine Dehnungen abgesehen von der Temperaturdehnung erfährt. Abbildung 4.22 zeigt die Realisierung dieses dualen Temperatursensors.

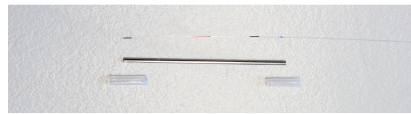
Zur besseren Benetzung mit Epoxidharz der Matrix wurde auch hier ein Glasfaserschlauch übergezogen. Abbildung 4.22d zeigt den fertigen Temperatursensor. Drei dieser Temperatursensoren wurden in die Balkenteststruktur III verlegt. Unter anderem wurde die Temperatur während des Aushärtevorgangs erfasst. Weitere Temperaturmessreihen werden in Kapitel 5 beschrieben.

Sensornetzwerk

Die im Zentrum stehende Forschungsfrage, ob und in wie weit FBG-Sensoren zur Dehnungserfassung im Hubschrauberrotorblatt genutzt werden können, erfordert ein Netzwerk an Sensoren. Ein Netzwerk von Sensoren soll späteren Anforderungen an die Ausfallwahrscheinlichkeit und damit der Forderung nach einer Redundanz der Sensoren genügen. In der vorliegenden Forschungsarbeit handelt es sich um ein hybrides, optisch-elektrisches Sensornetzwerk. Dies bedeutet, dass es ein Netzwerk aus integrierten FBG-Sensoren gibt, welches ergänzt wird durch applizierte FBG-Sensoren und als Referenz das elektrische Signal von Dehnungsmessstreifen verwendet.



(a) Verschiedenen Stahlkanülen zur Kapselung der Temperatursensoren.



(b) Veranschaulichung der Komponenten des gekapselten Temperatursensors. Im Bild ist das Thermoelement nicht gezeigt.



(c) Gekapselter Temperatursensor. Zu sehen ist der Draht des Thermoelements, die optische Glasfaser ist aufgrund der Abmessungen nicht zu erkennen.



(d) Zu besseren Strukturhaftung wurde über den Tempertursensor ein Glasfaserschlauch gezogen.

Abbildung 4.22.: In den obigen Bildern zu sehen sind die Komponenten und der Aufbau des entwickelten dualen Temperatursensors.

4. Entwicklung einer geeigneten Testumgebung

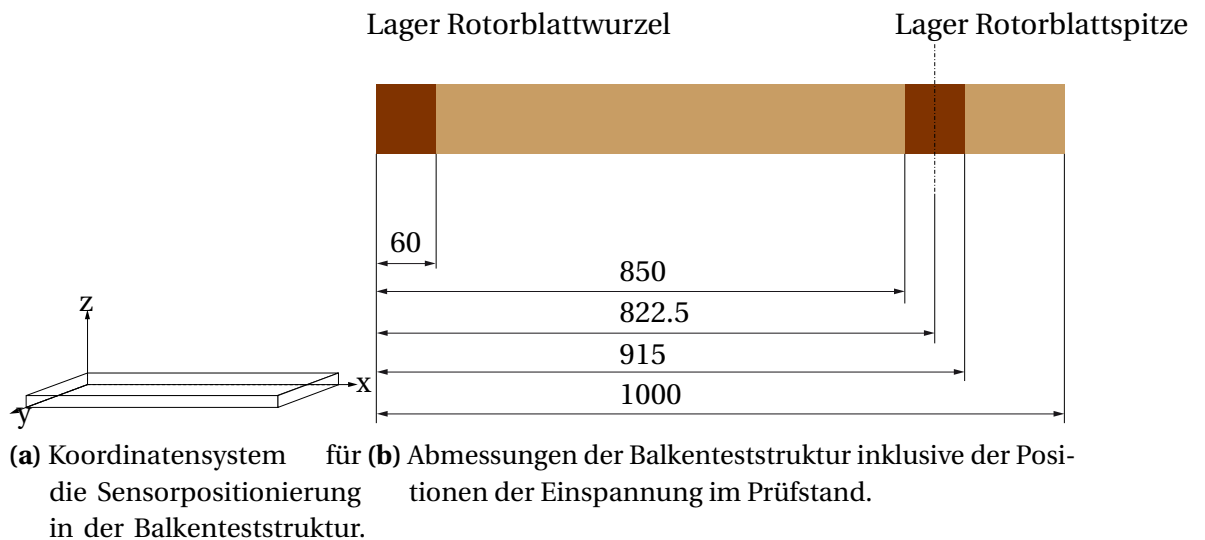


Abbildung 4.23.: Koordinatensystem und Einspannung der Balkenteststrukturen.

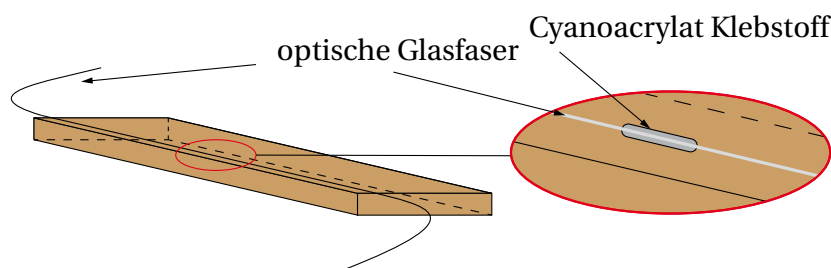


Abbildung 4.24.: Darstellung einer applizierten optischen Glasfaser auf einer Balkenteststruktur mit Nahaufnahme.

Durch die ausgewählte Geometrie eines Rechteckbalkens lassen sich die zu erwartenden Dehnung, trotz der nicht gegebenen Isotropie bei GFK-Verbundwerkstoffen gut abschätzen. Bei der Auswahl der Sensorpositionen wurde vor allem auf die Lage dieser zur neutralen Achse geachtet um ein gutes Signal-zu-Rausch-Verhältnis (Signal to Noise Ratio) (SNR) zu erzielen. Für die Sensorpositionierung wurde das in Abbildung 4.23a kartesisches Koordinatensystem gewählt. Wichtig für die Positionierung war neben den erwarteten Dehnung und den voraussichtlichen Lastfällen die Einspannung der Balkenteststruktur in den Prüfstand. Abbildung 4.23b zeigt die Einspannungsbereiche gekennzeichnet durch Lager Mast und Lager Spitze.

Die Applikation der Standardbalkenfasern erfolgte mittels Cyanoacrylat-Klebstoff aus der DMS-Technik. Dieser erwies sich nach einigen Tests als gut geeigneter Klebstoff. Ein ebenfalls getesteter 2-Komponenten Epoxidklebstoff hielt den Oberflächenspannungen hingegen nicht stand. Die Art und Weise der Klebung erfordert Erfahrung und Übung, da eine

zu große Menge an Klebstoff zu Querbelastungen des FBG-Sensors durch den Prozess der Aushärtung führen kann und dies in einer Doppelbrechung des Lichts resultiert. Als Doppelbrechung wird eine Spaltung des Intensitätspeaks eines FBG-Sensors bezeichnet. Eine Auswertung eines solchen Doppelpeaks ist nicht trivial und sollte, für unsere Anwendung, in jedem Fall vermieden werden. Eine zu geringe Klebstoffmenge hingegen birgt das Risiko des Ablösens der optischen Glasfaser. Abbildung 4.25 zeigt die empfohlene Klebstoffmenge und den zu verklebenden Bereich um den FBG-Sensor. Die Klebeverbindung mit der Balkenstruktur sollte etwa bis 10 mm vor und nach dem Sensor bestehen. Ein komplettes Verkleben der optischen Glasfaser erwies sich als unnötig.

Das Vorgehen für die Klebung ist wie folgt zu beschreiben:

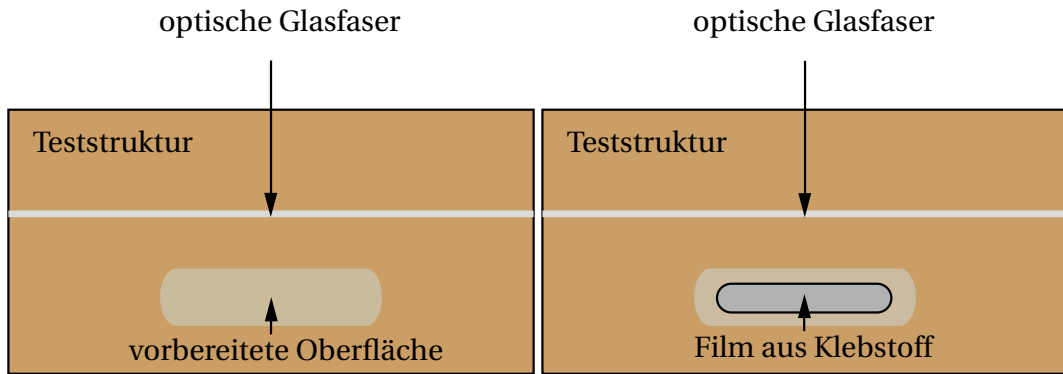
- Sensorpositionen in x-Richtung anreißen.
- Anrauen und Reinigen der Oberfläche.
- Klebstofflinie aufbringen 2 mm x 26 mm und optische Glasfaser hineinziehen.
- Optische Glasfaser mittels Kaptonband fixieren.
- Klebstoff an der Luft unter Raumtemperatur aushärten lassen.
- Kontrolle des Reflexionspeaks durch die optische Messtechnik.

Abbildung 4.26 zeigt die drei entstandenen Balkenteststrukturen. Zu sehen sind sie aus der Struktur austretenden optischen Glasfasern, applizierte optische Glasfasern sowie auf der Oberfläche applizierte Dehnungsmessstreifen.

4.2.2. Flexbeam-Struktur

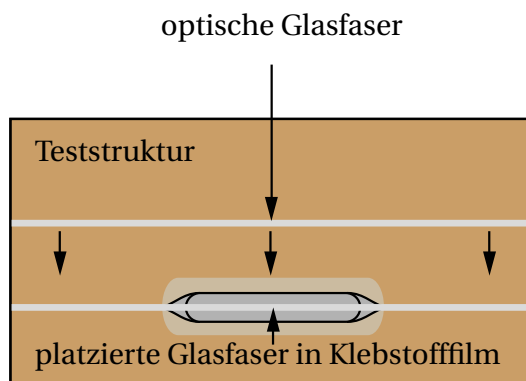
Als zweite Teststruktur kam der so genannte Flexbeam des Hubschraubermodells EC135 der Firma Airbus Helicopters zum Einsatz. Der Flexbeam bildet die Blattwurzel des lager- und gelenklosen Hauptrotors und verfügt über biege- und torsionsweiche Bereiche. Durch die fortschrittliche Bauweise und Werkstoffe ersetzt der Flexbeam damit konservative Schlag-, Schwenk-, und Torsionsgelenke. Wie bereits in Kapitel 1 angesprochen, eignet sich diese Teilstruktur des Rotorblatts um die vom Rotor induzierten Lasten zu erfassen.

4. Entwicklung einer geeigneten Testumgebung



(a) Teststruktur mit vorbereiteter Oberfläche. Die Klebestelle wurde angeaut und gereinigt.

(b) Aufbringen des Klebefilms.



(c) Positionieren der optischen Glasfaser durch hineinziehen in den Klebefilm.

Abbildung 4.25.: Vorgehen zur Applikation optische Glasfasern auf Teststrukturen.

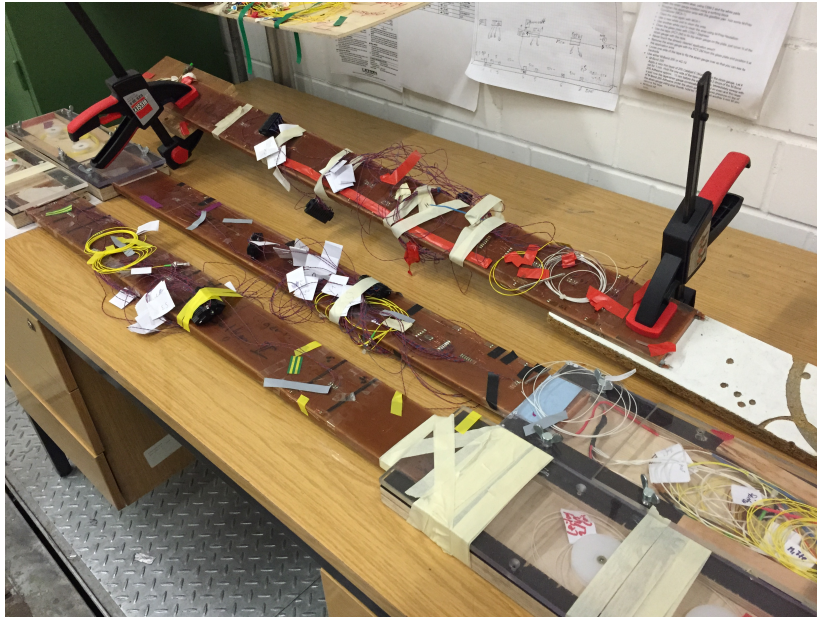


Abbildung 4.26.: Balkenteststrukturen I-III. Zu sehen sind die geschützten Austrittsstellen der integrierten optischen Glasfasern sowie applizierte optische Glasfasern und DMS.

Geometrie

Der Flexbeam, oder auch Holm bildet zusammen mit der Steuertüte, welche in die Blatt-haut übergeht, das Rotorblatt des Hubschraubermodells EC135. Abbildung 4.27 zeigt die verschiedenen Bereiche des Rotorblatts. Die Hauptlasten gehen dabei über den Flexbeam, weshalb dieser die zweite Teststruktur für die vorliegende Forschungsarbeit darstellt. Im Gegensatz zur starren Steuertüte, welche die Anstellung des Blattprofils erzeugt, ist der Flexbeam biege- und torsionsweich. Dies liegt zum einen an der Wahl des Werkstoffs und zum anderen an der Geometrie der Flexbeamstruktur.

Ein CAD-Modell zur Geometrie des Flexbeams wurde uns von AHD zur Verfügung gestellt. Aus Gründen des Betriebsgeheimnisses können keine detaillierten technischen Zeichnungen dazu abgedruckt werden. Abbildung 4.28 zeigt die Geometrie des Flexbeams als Auszug aus dem CAD-Dokument.

Im Folgenden wird der Flexbeam in seiner Geometrie beschrieben. Die eigentliche Länge des Flexbeams beträgt mehr als 5 m und vereint sich nach etwa 1.25 m mit der Steuertüte um das Blattprofil zu formen. Da der flexible Teil des Flexbeams für die Dehnungserfassung von Bedeutung ist und die Biege- und Torsionsmomente aufgrund der starren Auslegung des restlichen Rotorblatts in der Blattwurzel besonders hoch sind, wurde die Flexbeamteststruktur auf 1.15 m gekürzt und nur der Blattwurzelteil mit dem biege- und torsionsweichen Bereichen verwendet. Abbildung 4.29 zeigt eine Fotografie eines solchen

4. Entwicklung einer geeigneten Testumgebung

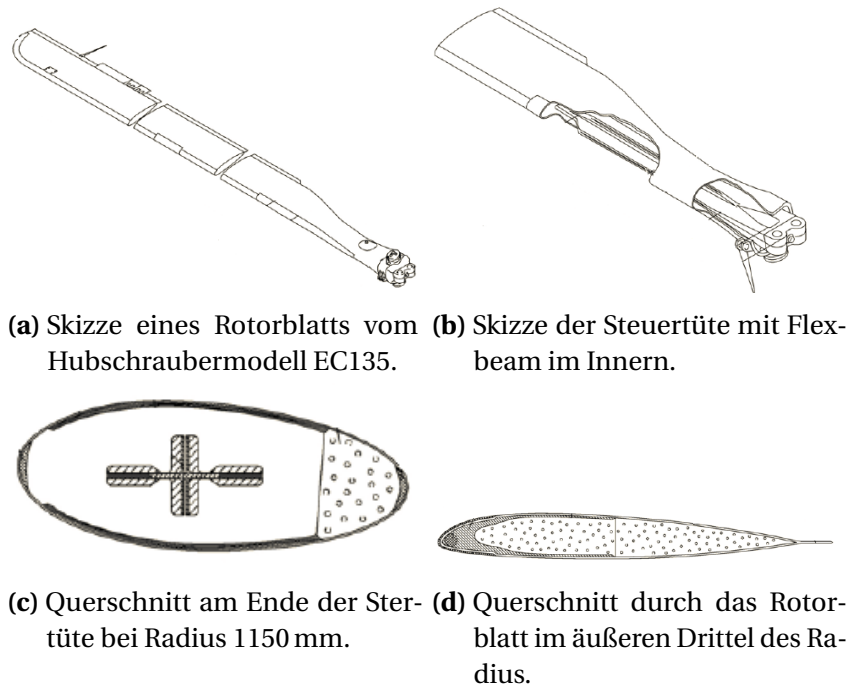


Abbildung 4.27.: Komponenten des Rotorblatts eines EC135 Hubschraubers.

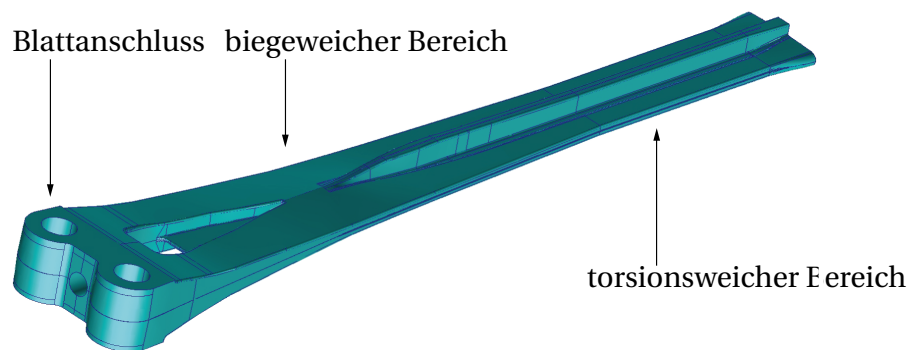


Abbildung 4.28.: Isometrische Darstellung des Flexbeams.



Abbildung 4.29.: Flexbeamstruktur im Rohzustand. Links im Bild sind die Löcher für den Anschluss am Rotorkopf zu sehen.

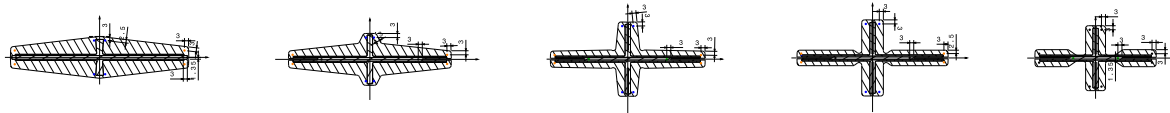


Abbildung 4.30.: Flexbeamquerschnitt im radiale Verlauf der Flexbeamteststruktur.

gekürzten Holms.

Der Querschnitt ist symmetrisch zur x-Achse und stark veränderlich im radialen Verlauf. Abbildung 4.30 zeigt Querschnitte an verschiedenen radialen Positionen des gekürzten Flexbeams. Der Kreuzquerschnitt ermöglicht die nötige Torsionsweichheit.

Der Werkstoff des Flexbeams ist ein GFK-Prepreg. Es werden verschiedenste Orientierungen von Geweben und Rovingen verarbeitet, um die gewünschten Eigenschaften der Struktur zu erzielen.

Im folgenden Abschnitt wird zunächst die allgemeinen Herstellung eines Flexbeams beschrieben und die grundlegenden Schritte und Komponenten aufgeführt. Anschließend wird auf die Herstellung der Flexbeamteststruktur mit integrierten optischen Fasern eingegangen.

Herstellung

Die Herstellung des Flexbeams erfolgt in zwei Schritten. Der Werkstoff ist GFK und liegt in Form von Prepreg vor. Verarbeitet werden sowohl Prepregewebe als auch Rovinge des Materials.

Im ersten Arbeitsschritt wird der so genannte Mittelsteg des Flexbeams gefertigt 4.31a. Dies wird durch vorgefertigte Gewebeschablonen aus GFK-Prepreg realisiert. Anschließend wird das Laminat vor geliert, dies geschieht durch erwärmen des Laminats und vorzeitiges abkühlen. Der Mittelsteg wird zunächst tiefen Temperaturen eingelagert und später mit der sichtbaren Struktur des Flexbeams vereint (Abbildung 4.31b, 4.31c, 4.31d).

4. Entwicklung einer geeigneten Testumgebung

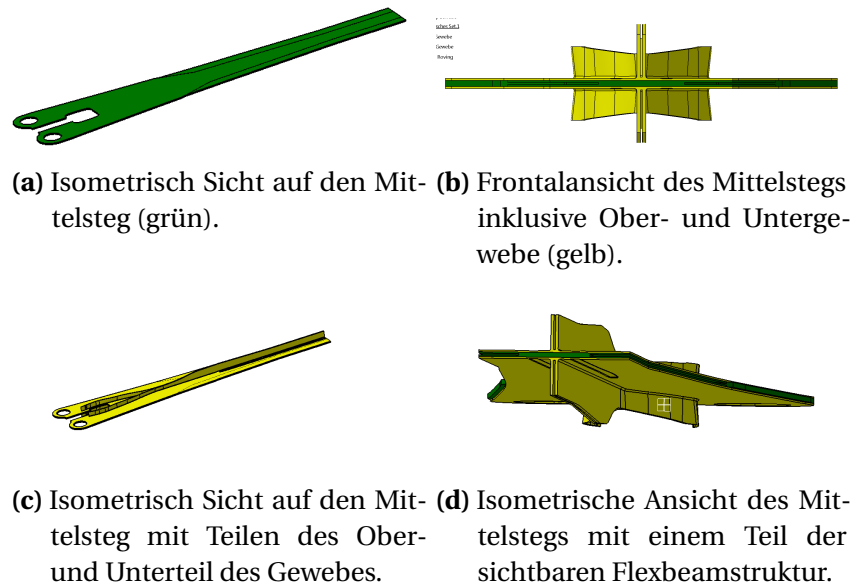


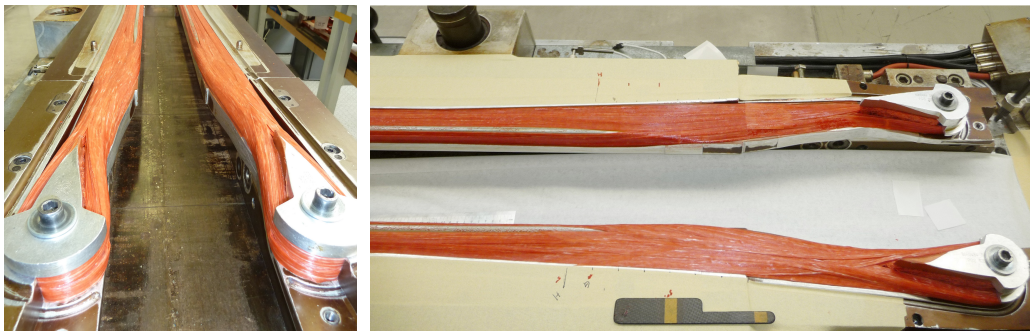
Abbildung 4.31.: Ansichten des Mittelstegs.

Im zweiten Schritt werden Ober- und Unterschale des sichtbaren Teils des Flexbeams gefertigt. Die Form besteht aus vier Vierteln welche im Laufe des Legeprozesses zusammengeführt werden. Das für den zweiten Schritt verwendete Material ist ebenfalls GFK-Prepreg und liegt in rovingform vor. Dies sind Prepregbahnen die unidirektionale Glasfaserfilamente aufweisen. Diese Prepreg-Rovinge werden auch zur Fertigung der bereits beschriebenen Balkentstrukturen verwendet. Das Laminat entsteht auch hier durch Handarbeit, da die Lagenorientierung hoch komplex und zudem filigran ist. Dieser Umstand ermöglichte uns die Integration von optischen Fasern.

Abbildung 4.32 zeigt die vier Viertel der sichtbaren Flexbeamstruktur aus GFK-Prepreg. Im Laufe des Legeprozesses werden zunächst die zwei Hälften der Oberschale und Unterschale zusammen geführt.

Anschließend wird der Mittelsteg positioniert und die Oberschale um 180° gedreht und auf die Unterschale mit Mittelsteg positioniert und die Form verschlossen. Die Aushärtung erfolgt in der Presse nach einem optimierten Aushärtezyklus von 12 h und einer Maximaltemperatur von 130° Celsius. Der Zyklus beinhaltet eine kontrollierte Abkühlung. Nach Ablauf des Zyklus werden ober und Unterschale getrennt, der Flexbeam verbleibt in einer Form, meist der Oberschale, und wird anschließend gelöst.

Für die Integration von optischen Glasfasern durfte der Fertigungsprozess nicht verändert werden, jedoch wurden zusätzlich Vorsichtsmaßnahmen für die optischen Glasfasern getroffen.



(a) Viertel der Oberschale des sichtbaren Teils des Flexbeams. (b) Viertel der Unterschale des sichtbaren Teils des Flexbeams.

Abbildung 4.32.: Die vier Viertel der sichtbaren Flexbeamstruktur.

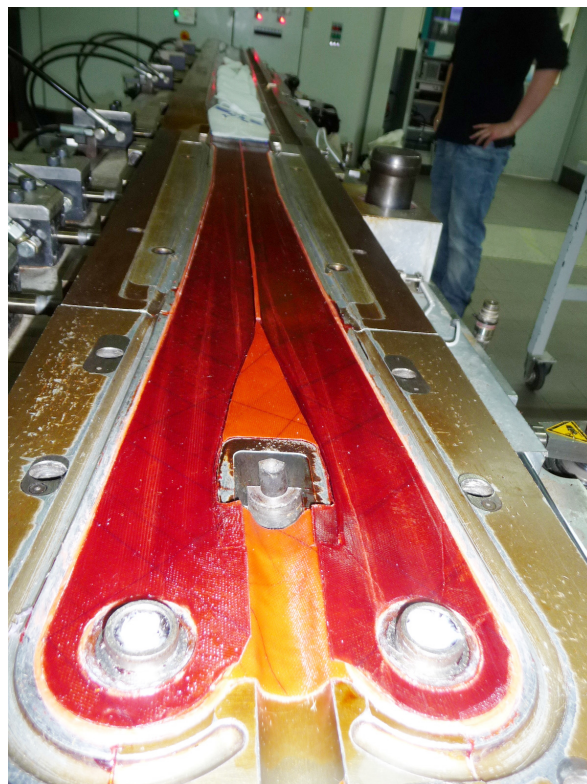
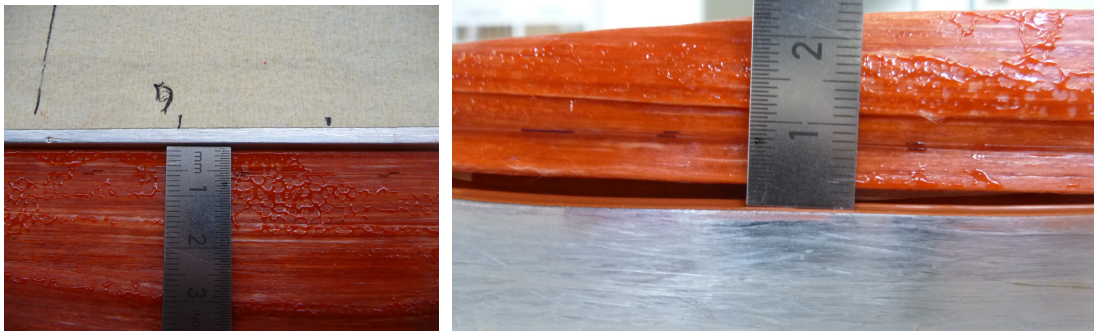


Abbildung 4.33.: Flexbeamstruktur im Rohzustand. Am unteren Bildrand sind die Löcher für den Anschluss am Rotorkopf zu sehen.

4. Entwicklung einer geeigneten Testumgebung



(a) Integrationstiefe der GFK-Sensoren vor Aushärtung der Flexbeamteststruktur, Schwenksensoren. (b) Integrationstiefe der GFK-Sensoren vor Aushärtung der Flexbeamteststruktur, Schlagrichtung.

Abbildung 4.34.: Integrationstiefe der unausgehärteten Flexbeamteststruktur. Der Unterschied der Integrationstiefe resultiert auf Erfahrungen in Bezug auf den Harz- und Gewebetransport während des Aushärteprozesses. Dieser ist für die Schlagrichtung deutlich höher.

- Legen der ersten Rovinglagen nach Fertigungsplan um die Integrationstiefe von ca. 2.5 mm zu erreichen (vgl. Abbildung 4.34a und 4.34b).
- Einhalten eines 5 mm Sicherheitsabstandes zur Form in y-Richtung und 10 mm in z-Richtung.
- Positionieren und leichtes Andrücken der Sensorfasern.
- Legen der weiteren Rovinglagen.
- Zusammenführen aller optischen Glasfasern zu einer Austrittsstelle.
- Ggf. nötige Spleiße innerhalb der Struktur mit einem Glasfasergewebeschauch schützen und entlasten.
- Sichern der Austrittsstelle mit Zugentlastung sowie Abdichtung gegen auslaufendes Epoxidharz.
- Einlegen des Mittelstegs.
- Zusammenfügen von Ober- und Unterseite des Flexbeams.
- Anschlusskabel der optischen Glasfasern in hitzebeständiges Fleece einpacken.

Die Applikation der FBG-Sensoren auf die Flexbeamteststruktur erfolgt nach abweichendem Schema im Vergleich zur Balkenteststruktur. Für die oberflächenäquivalente Integration wurde die Form des Flexbeams mit Drähten präpariert welche kleine Kanäle in die Flexbeamoberfläche drücken. Diese Drähte wurden mit 0.5 mm dimensioniert und mittels temperaturbeständigem Teflonklebeband in die Form geklebt. Dieses wirkte zugleich als Trennschicht. Die Integrationstiefe ist vergleichbar mit den oberflächenapplizierten FBG-Sensoren der Balkenteststruktur III. Durch die Kanäle tragen die optischen Glasfasern nicht auf und sind weniger gefährdet bezüglich Stößen und anderen Fremdeinwirkungen. Die Klebung erfolgt sehr ähnlich der applizierten FBG-Sensoren mit dem Unterschied des Einschlebens des Klebstoffs in den Kanal. Abbildung 4.35 insbesondere 4.35c veranschaulicht dabei das Einschleiben des Klebstoffs und das Einlegen der optischen Faser in den Kanal.

Für Anwendungsbereiche außerhalb des Labors kann der Kanal mit Epoxidharz gleicher Eigenschaften dem der Epoxidmatrix des GFK-Verbunds, aufgefüllt werden.

Dieser Oberflächenintegrationsversuch wurde von Herrn Wolfgang Wagner von AHD in Donauwörth angeregt und gibt mit dem erzielten Resultat einen richtungsweisenden Schritt für kommende Prototypen.

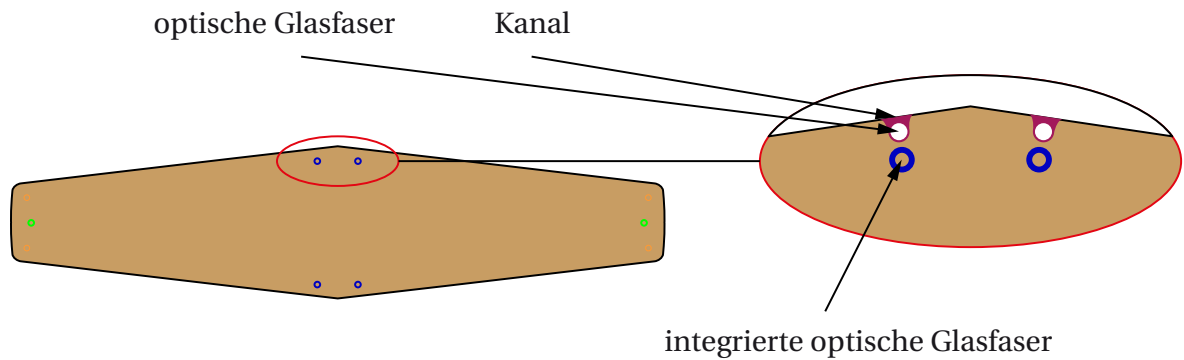
Sensornetzwerk

Ebenso wie bei der Balkenteststruktur werden für die Flexbeamteststruktur DMS-Sensoren als Referenzsensoren appliziert. Applizierter und integrierter FBG-Sensor werden unter Einbeziehung der Integrationstiefe mit dem DMS-Sensor verglichen. Unabhängig von der Teststruktur befinden sich die DMS-Gitter dabei exakt oberhalb den integrierten FBG-Sensoren und direkt neben dem Messgittern der DMS und den applizierten FBG-Sensoren. Im Falle von oberflächenintegrierten FBG-Sensoren musste zum Teil eine leicht abweichende Platzierung getroffen werden. Die verschiedenen Realisierungen sind in Abbildung 4.36 skizziert. Aufgrund der geringen Abweichungen von den eigentlichen Positionen entsteht ein vernachlässigbarer Fehler. Da jedoch die Messreihen mit Biegeachsen durchgeführt werden und lediglich der Abstand zur neutralen Ebene von für die gemessene Dehnung von Bedeutung ist, kann derart verfahren werden.

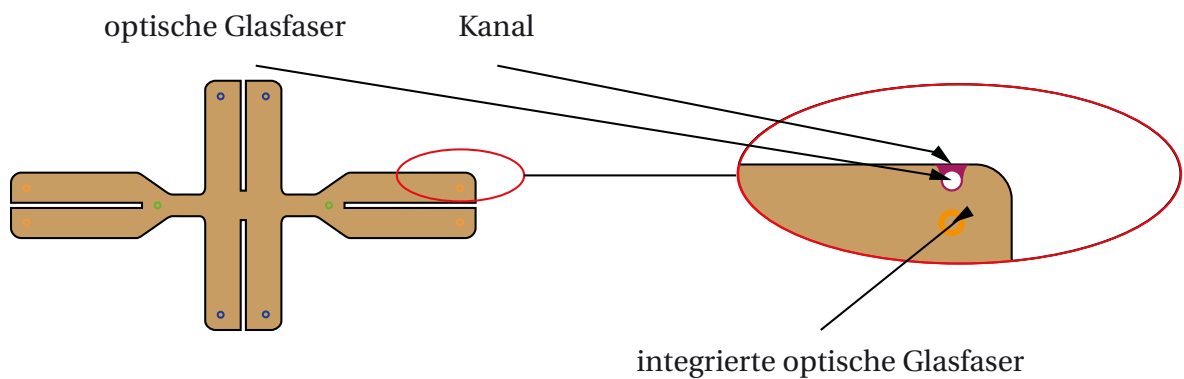
Abbildung 4.37 veranschaulicht die Anordnung von DMS-Gittern und applizierten optischen Glasfasern. Im abgebildete Fall ist ein 2 Komponenten Epoxidharz zum Einsatz gekommen. Dieser wurde im Laufe der Messreihen aufgrund besserer Hafteigenschaften durch den Cyanoacrylatklebstoff ersetzt.

Abbildung 4.37 veranschaulicht die Umsetzung der verschiedenen applizierten Sensoren für die Flexbeamteststruktur. Neben den DMS-Gittern befindet sich der Kanal mit ober-

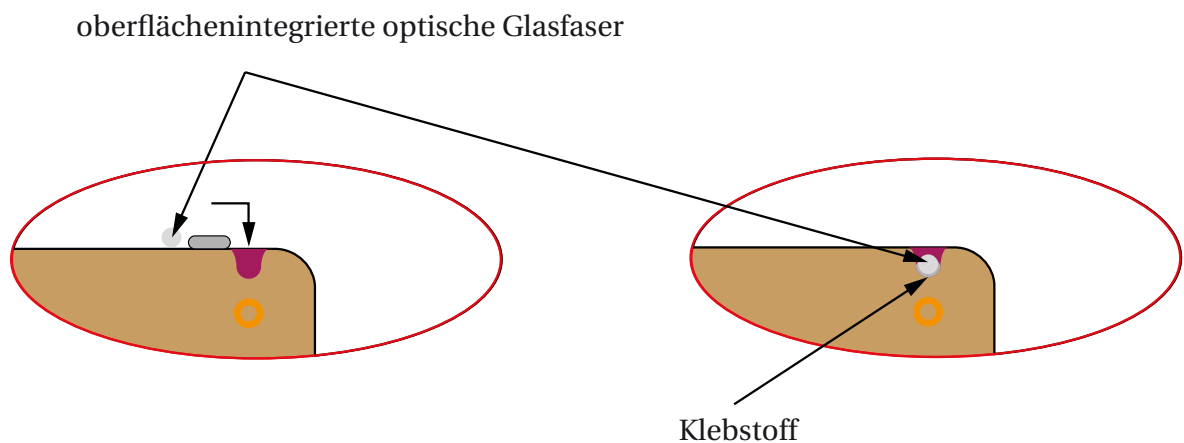
4. Entwicklung einer geeigneten Testumgebung



(a) Schematische Darstellung des Flexbeamquerschnitts im biegeweichen Bereich mit Detailansicht von integrierten und oberflächenintegrierten optischen Glasfasern.



(b) Schematische Darstellung des Flexbeamquerschnitts im torsionsweichen Bereich mit Detailansicht von integrierten und oberflächenintegrierten optischen Glasfasern.



(c) Vorgehensweise für die Oberflächenintegration in die Rillen der Flexbeamoberfläche.

Abbildung 4.35.: Vorgehen zur Applikation optische Glasfasern auf Teststrukturen.

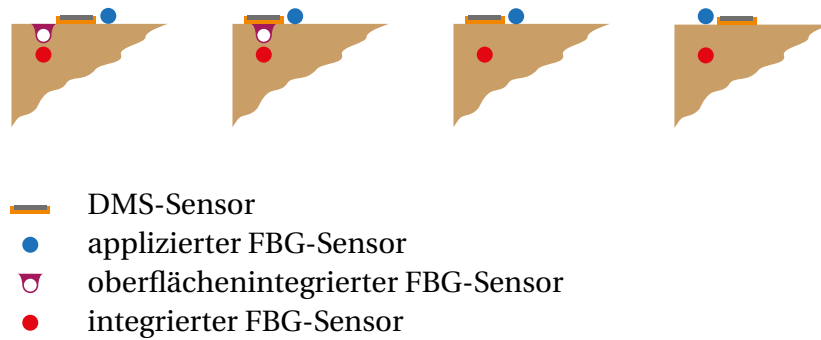
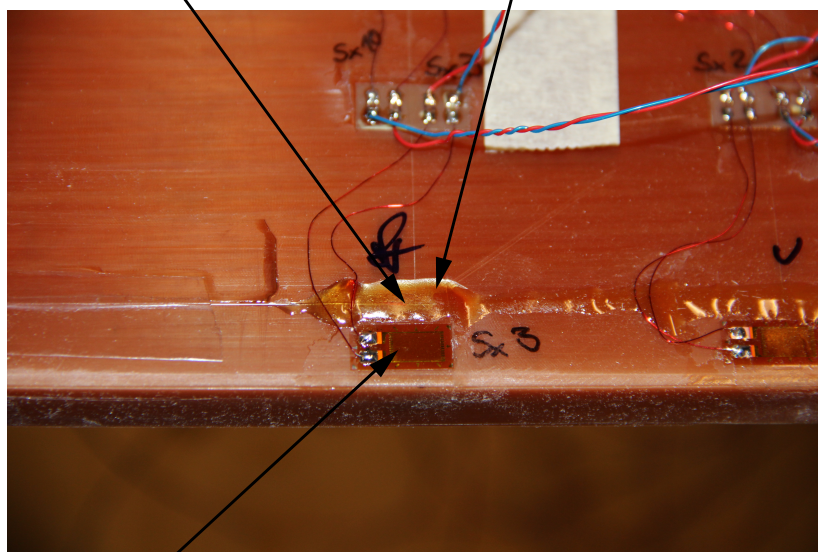


Abbildung 4.36.: Vergleich der Positionierung von Glasfaser- und Referenzsensoren.

Glasfaser mit FBG-Sensor 2-Komponenten-Epoxid-Klebstoff



DMS

Abbildung 4.37.: Balkenstruktur mit DMS-Sensoren und FBG-Sensoren. Der optische Sensor ist an gleicher x-Position wie der DMS-Sensor und in y-Position um 3.0 mm versetzt.

4. Entwicklung einer geeigneten Testumgebung

	angestr. Integrationstiefe y-Position	angestr. Integrationstiefe z-Position
Integrierte FBG-Sensoren	2.5 mm	2.5 mm
Oberflächenintegrierte FBG-Sensoren	1.0 mm	2.5 mm
DMS und applizierte FBG-Sensoren	0.0 mm	0.0 mm

Tabelle 4.2.: y- und z-Positionen bezogen auf die Teststrukturoberfläche.

flächenapplizierter optischer Glasfaser. Bei dem hierfür eingesetzten Klebstoff handelt es sich ebenfalls um Cyanoacrylat-Klebstoff.

Die Position der Sensoren und somit der Messstellen eines Netzwerk ist eine Optimierungsaufgabe. Diese hängt maßgeblich von der Geometrie der Struktur und den verwendeten Material ab. Für GFK-Werkstoffe ist dies aufgrund der orthotropen Materialeigenschaften deutlich schwerer vorauszusagen als für metallische Werkstoffe.

Für die Balkenteststruktur kann aufgrund der Orientierung der Glasfaserfilamente und der einfachen symmetrischen Geometrie das Deformationsverhalten dem eines Biegebalkens angenähert werden. Im Fall der Flexbeamteststruktur ist dies nicht möglich, da zum einen die Orientierung der Glasfaserfilamente in der Struktur nicht rein unidirektional ist und zudem die Geometrie des Flexbeams hoch komplex und über den Querschnitt stark veränderlich sind. Um eine erste Abschätzung die Dehnungsmaximierung für verschiedene Lastfälle abschätzen zu können wurde sich einer FE-Simulation bedient. Von entscheidender Bedeutung sind vor allem die x-Positionen der Messstellen, sowohl für die Balkenteststruktur als auch für die Flexbeamteststruktur. Sowohl die y- und z-Positionen sind durch die Geometrie vorgegeben. Grundsätzlich legt die Art der Integration die Integrationstiefe und damit die y- und z-Position fest. So befindet sich ein applizierter DMS- oder FBG-Sensor immer auf der Teststrukturoberfläche, ein oberflächenintegrierter FBG-Sensor 1.0 mm unterhalb der Strukturoberfläche und ein vollintegrierter FBG-Sensor 2.5 mm unterhalb der Strukturoberfläche. Der seitliche Abstand und damit die z-Position wird bei applizierten Sensoren durch die Referenzsensoren bestimmt und liegt üblicherweise 2.5 mm von der Oberfläche entfernt die vollintegrierten FBG-Sensoren liegen immer 2.5 mm unterhalb der Strukturoberfläche. Tabelle 4.2 stellt eine Übersicht über die y- und z-Positionen dar wie diese bei der Produktion angestrebt wurde. In den Tabellen im Anhang (A.1, A.2, A.3, A.4 und A.4) finden sie die exakten Positionen einer jeden Teststruktur.

Die Bestimmung der x-Positionen von den Sensoren der Balkenteststruktur folgte einer Berechnung. Dabei wurde zunächst das Elastizitätsmodul in der Biegeachsen experimentell bestimmt [33] und anschließend die Durchbiegung mit quasihomogenen Werkstoffverhalten der entsprechenden Biegeachse berechnet. Diese Werte wurde mit den gemessenen Dehnungen abgeglichen und somit verifiziert.

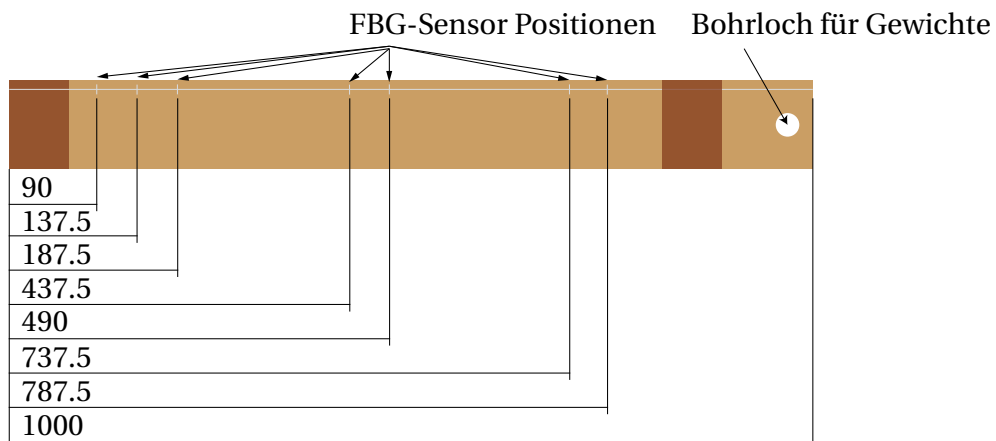


Abbildung 4.38.: Sensorpositionierung der Balkenteststruktur inklusive der Positionen der Einspannung im Prüfstand.

In Summe wurden sieben FBG-Sensoren pro optischer Glasfaser auf die Distanz zwischen den Einspannungen verteilt. Es wurden je Balkenteststruktur drei bis vier optische Glasfaserleitungen integriert. Die exakte Integrationstiefe der jeweiligen optischen Glasfaser ist dabei den Tabellen A.1-A.3 im Anhang zu entnehmen.

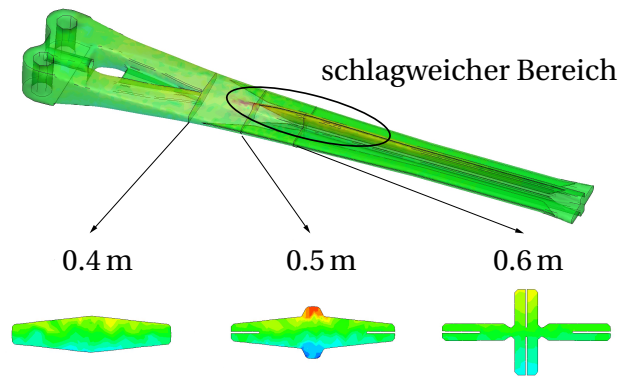
Die optischen Glasfasern wurden kundenspezifisch hergestellt und haben exakt positionierte FBG-Sensoren. Diese Positionen sind Abbildung 4.38 zu entnehmen. In weiteren Verlauf sprechen wir von Standardbalkenfasern. Es handelt sich um die Ur-Positionierung. Sie ist maßgeblich für die Position der applizierten FBG- wie auch DMS-Sensoren.

Alle verwendeten optische Glasfasern, sowohl integrierte als auch applizierte, sind identisch und als Standardbalkenfasern deklariert. Auf diese Weise wird sichergestellt, dass die Positionen in x-Achse für alle optischen Glasfasern gleich sind sofern der erste Sensor korrekt positioniert wird.

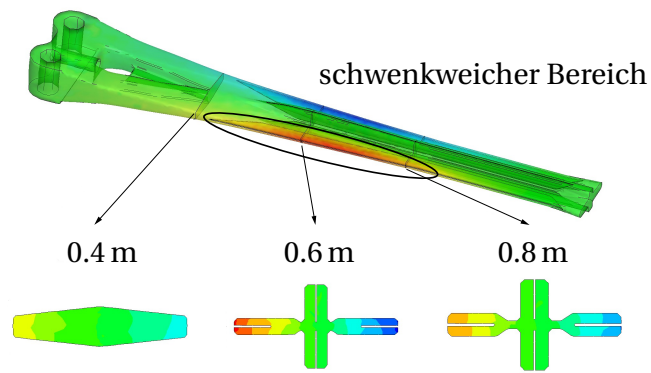
Wie bereits erwähnt, ist die Bestimmung der x-Positionen für die Flexbeamteststruktur aufgrund des sich ändernden Querschnitts und der verwundenden Lagen der Rovinge nicht trivial und erfordern mehr als eine Überschlagsrechnung wie dies für die Balkenteststruktur angewandt wurde. Die in Zusammenarbeit mit Alfredo González [32] eigens erstellte FE-Simulation wurde mit experimentellen Werten verifiziert und liefert gute Ergebnisse. Folgende Hauptdehnungsbereiche für Schlag- Schwenk- und Torsionsbewegungen wurden identifiziert und können Abbildung 4.39 entnommen werden.

Die Hauptspannungsbereiche der jeweiligen Lastfälle befinden sich auf einem Intervall von 0.2 m Länge. Auf diese Länge wurden jeweils 8 Sensorpositionen für die Schlag und Schwenkbelastung und 7 Sensorpositionen für den Torsionsfall verteilt. Die genaue Positionierung in x-Richtung für die Flexbeamteststruktur ist der technischen Zeichnung in Abbildung 4.40 zu entnehmen.

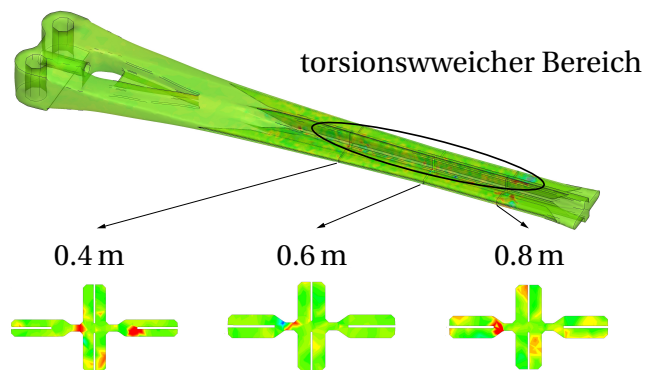
4. Entwicklung einer geeigneten Testumgebung



(a) Durch FE-Simulation bestimmter biegeweicher Bereich der Schlagachse.



(b) Durch FE-Simulation bestimmter biegeweicher Bereich der Schwenkachse.



(c) Durch FE-Simulation bestimmter torsionsweicher Bereich.

Abbildung 4.39.: Ermittelte Hauptdehnungsbereiche mit Hilfe der FE-Simulation.

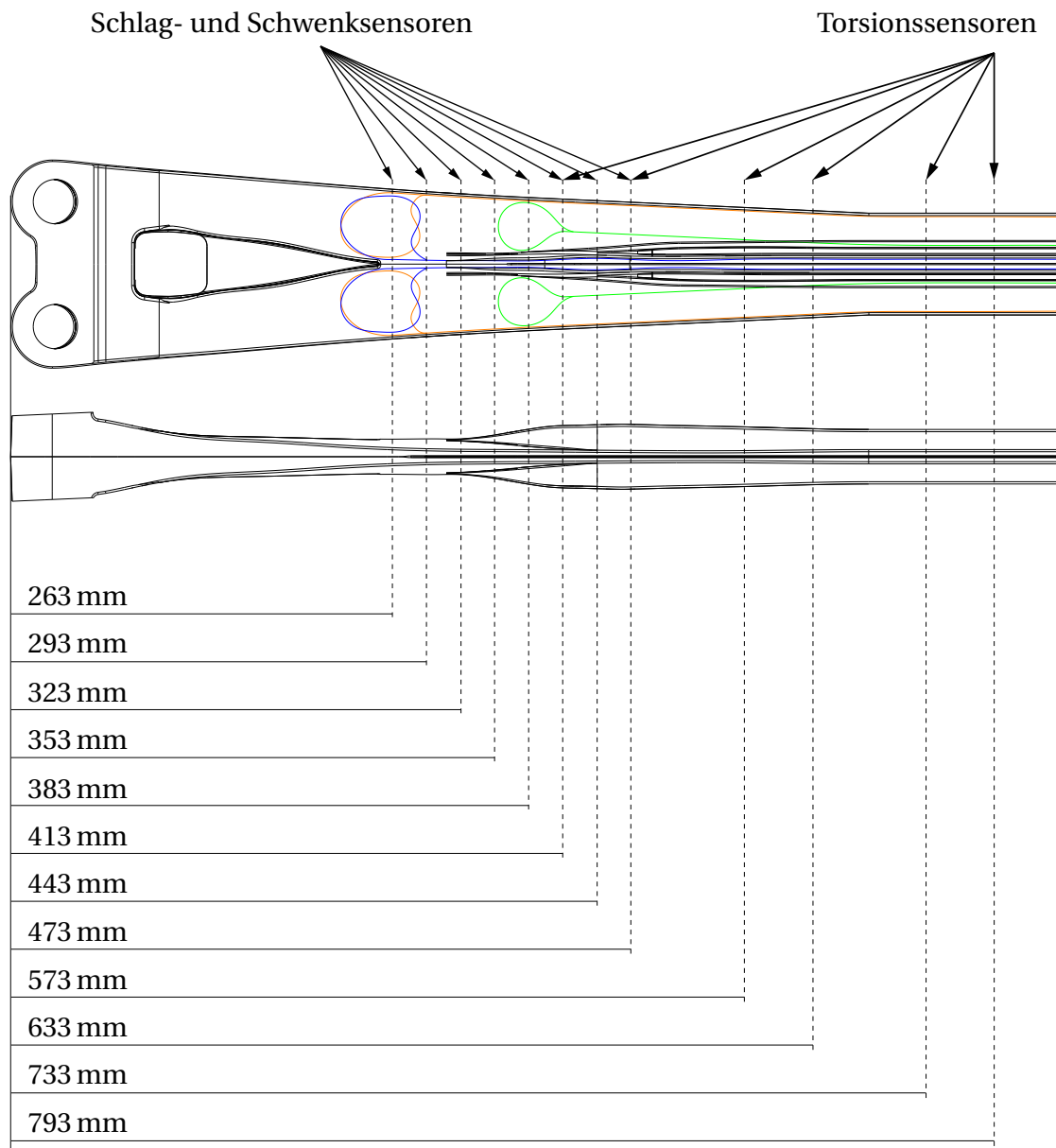


Abbildung 4.40.: Sensorpositionierung der Flexbeamteststruktur.

4. Entwicklung einer geeigneten Testumgebung

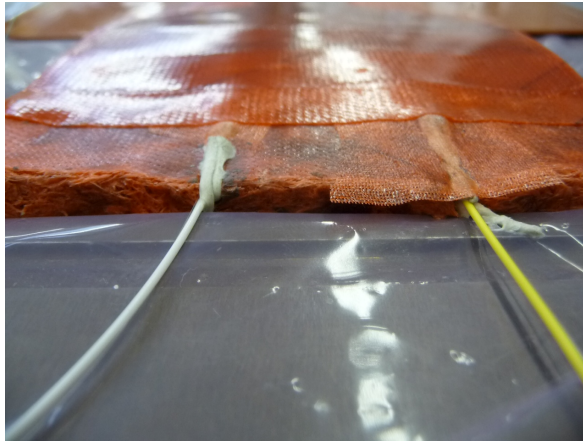


Abbildung 4.41.: Optische Glasfasern zur Torsionsmessung im Kern des Mittelstegs. Der Übergang wurde mit Dichtmasse gedämpft.



Abbildung 4.42.: Draufsicht auf die Torsionsfasern. Rechts im Bild sieht man die Spleißschutzhülsen, welche sich nach der Aushärtung als Bruchstelle erwiesen.

Sowohl die Applikation als auch die Integration optische Fasern birgt hohe Verlusten. Zum einen sind dies Brüche am Faseraustritt oder -einlass zum anderen Brüche in der Sensorkette, insbesondere Spleißstellen oder defekte Spektren wie Doppelbrechungsphänomene die durch zu hohen Querlasten bei der Aushärtung des Klebstoffs entstehen. Einem Teil dieser Probleme konnte entgegen gewirkt werden und eine zufriedenstellende Lösung unter Laborbedingungen geschaffen werden. Der realisierte Faserein- und austritt der Balkenteststruktur wurde bereits angesprochen. Für die Flexbeamteststruktur war diese Herangehensweise nicht möglich. Die Originalform zur Herstellung des Flexbeams konnte nicht verändert werden und somit auch kein Austritt geschaffen werden. In Zusammenarbeit mit der Blattfertigung von AHD wurde die im folgenden vorgestellte Lösung geschaffen.

Wie bereits erwähnt wird der Flexbeam und somit auch die Flexbeamteststruktur in zwei

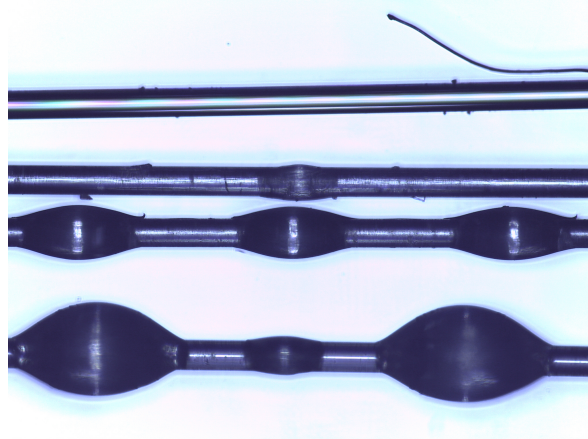


Abbildung 4.43.: Ormocerbeschichtete Spleißstellen. Die verschiedenen Glasfaserstücke zeigen verschiedenen Mischverhältnisse des Ormocers. Es konnte keine zufriedenstellende gleichmäßige Benetzung der Glasfaser hergestellt werden.

Schritten hergestellt. Die bereits besprochene Herstellung des Mittelstegs, genauer der Übergang der optischen Glasfaser vom Bauteil heraus ist in Abbildung 4.41 und 4.42 gezeigt. Abbildung 4.42 zeigt zudem die Spleißschutzhülsen weiche mit in den Glasfaserverbund eingelegt werden mussten. Ein Test nach der Vorfertigung des Mittelstück offenbarte den verheerenden Einfluss dieser relativ starrer Hülsen. Der Übergang zwischen optischer Glasfaser und Spleißschutzhülse ist eine hundertprozentige Sollbruchstelle. Dies ergab einen Ausfall des Backup-Pfades der Torsionsfasern. Die ungespleißte Leitung hingegen blieb ungeschädigt. Für den zweiten Schritt der Produktion wurde eine Alternativlösung angestrebt. Der Spleiß wurde wie gehabt ausgeführt, jedoch wurde die Spleißschutzhülse durch einen Glasfasergewebeschlauch ersetzt. Diese Lösung erwies sich als voller Erfolg. Ein weiterer Versuch mit einer Ormocer-Beschichtung nach dem Spleiß erwies sich als ungeeignet, da keine gleichmäßige Benetzung mit Ormocer gelang. Abbildung 4.43 zeigt den Beschichtungsversuch. Die entstandenen Perlen beziehungsweise Übergänge stellten abermals Sollbruchstelle dar.

Der Glasfaserein- und auslass aus der Flexbeamstruktur wurde durch den original PU-Schaumkern realisiert. Dafür wurden der Schaumkern zunächst in zwei Hälften durchtrennt. Anschließend wurden rechteckförmige Aussparungen an der Stelle des Schaumkerns gefräst und ein mäandernden Kabelkanal in den Schaumkern geformt. Abbildung 4.44 zeigt den noch ungeschlossenen Schaumkern. Die blauen Flächen fungieren als Klebstoff welcher sowohl die die optischen Glasfasern in den Kanälen fixiert und die beiden Schaumkernhälften verklebt.

Der Übergang von Glasfaserverbundwerkstoff des Flexbeams zum Schaumkern erfolgt geschäftet. Einige Lagen Prepreg-Rovinge umschließen den Schaumkern und Fixieren ihn somit sicher im Bauteil. Bei einem Flexbeam voller Länge würde der Schaumkern vollkommen von Prepreg-Rovingen umschlossen. Aufgrund der bereits angesprochenen

4. Entwicklung einer geeigneten Testumgebung

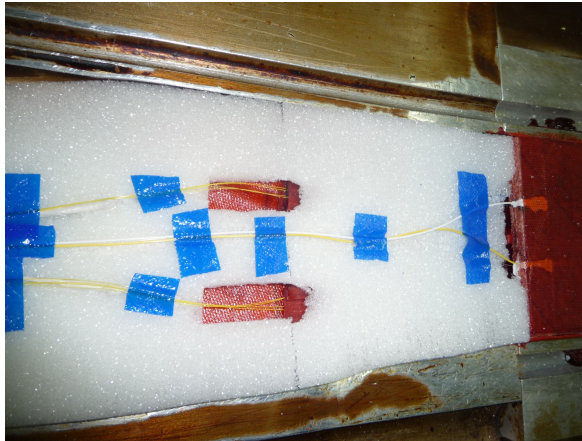


Abbildung 4.44.: Flexbeamstruktur mit realisierten Glasfaserein- und austritt durch den PU-Schaumkern. im Rohzustand. Die mäanderförmig gelegten optisch Glasfaserleitungen wirken zugentlastend

Kürzung der Flexbeamteststruktur wurde dies angepasst. Abbildung 4.45 zeigt den finalen Ein- und Austritt der optischen Gasfasern aus der Flexbeamteststruktur.

Diese Realisierung erwies sich als äußerst vielversprechend. Bei der Produktion der Flexbeamteststruktur kam es zu keinen Sensorausfällen. Alle 10 optischen Glasfaserleitungen mit jeweils 8 beziehungsweise 6 FBG-Sensoren sind voll funktionstüchtig. 4 der 10 Glasfaserleitungen weisen keine Redundanz bezüglich der Lichteinspeisung auf. Dies ist den Spleißhülsen geschuldet, können jedoch durch das zweite Leitungsende angesteuert werden.

Im Anhang dieser Arbeit finden sich Tabellen (A.1, A.2, A.3, A.4 und A.4) zu jeder Teststruktur. Der Zustand aller Sensoren wird hierin adressiert.

4.3. Messtechnik

In diesem Unterkapitel der Arbeit werden die zum Einsatz kommenden Messsysteme vorgestellt. Aufgrund des hybriden Netzwerkcharakters der Sensornetzwerks ist sowohl ein Messsystem zur Erfassung der elektrischen Signale der DMS-Gitter als auch ein System zur Erfassung der optischen Signale der FBG-Sensoren von Nöten. Im Folgenden werden die beiden ausgewählten Systeme vorgestellt. Es wird auf das jeweilige Funktionsprinzip eingegangen, die Güte der Auswertung durch Messreihen bewertet und die technischen Grenzen aufgezeigt.

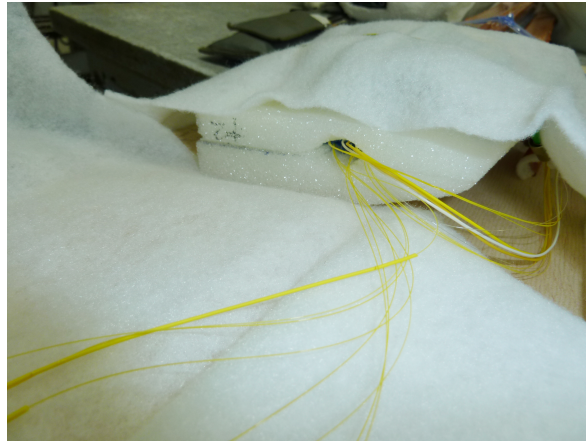


Abbildung 4.45.: Flexbeamstruktur nach der Herstellung. Die bereits zugentlastenden optischen Glasfasern treten durch ein Loch im Schaumkern aus und haben keinen abrupten Übergang.

4.3.1. FBGS Scan 840D

Funktionsprinzip

Bei dem FBG-Scan 840D handelt es sich um einen optischen Interrogator mit 4 optischen Kanälen. Die Kanäle werden über einen optischen Switch angesteuert. Ein InGaAs-Array bildet zusammen mit einem Volume Phase Grating (VPG®) das Spektrometer vom Hersteller BaySpec. Der spektrale Arbeitsbereich liegt zwischen 1510 nm und 1590 nm. Dabei verfügt das FBG-Scan 840D über eine Lichtquelle in Form einer Superlumineszenzdiode welche als unpolarisiert angenommen werden kann. Aufgrund der schnellen Oszillation der Polarisationsachsen und dem im Vergleich dazu langsamen Abtastraten bei der Messung sind keine störenden optischen Phänomene wie Doppelpeaks zu erwarten. Aufgrund des optischen Switches und der Auswerteelektronik des integrierten Spektrometers ist die Abtastrate bei 4-Kanalbetrieb auf 500 Hz begrenzt. Abbildung 4.46 zeigt die einzelnen Komponenten des FBG-Scan 840D Interrogators.

Für die Auswahl eines geeigneten FBG-Interrogators wurde eine fundierte Recherche der auf dem Markt befindlichen Technologien durchgeführt [21]. Das FBG-Scan 840D erwies sich als gute Lösung. Der Interrogator ist stabil im Betrieb, variabel einsetzbar und einfach zu bedienen. Die im Lieferumfang inbegriffene Software Illumisense, zur Aufzeichnung der gemessenen Wellenlängen, basiert auf dem Programm LabView von National Instruments. Mit dieser Software gelingt die Aufzeichnung der Peak-Wellenlänge eines jeden FBG-Sensors. Ein Software Developer Kit bietet zudem die Möglichkeit, selbst in den Ausleseprozess und die Ansteuerung des optischen Switchs einzugreifen und z.B. das komplette Spektrum auf dem InGaAs-Array zu erfassen. Hierzu wurden Testreihen gefahren,

4. Entwicklung einer geeigneten Testumgebung

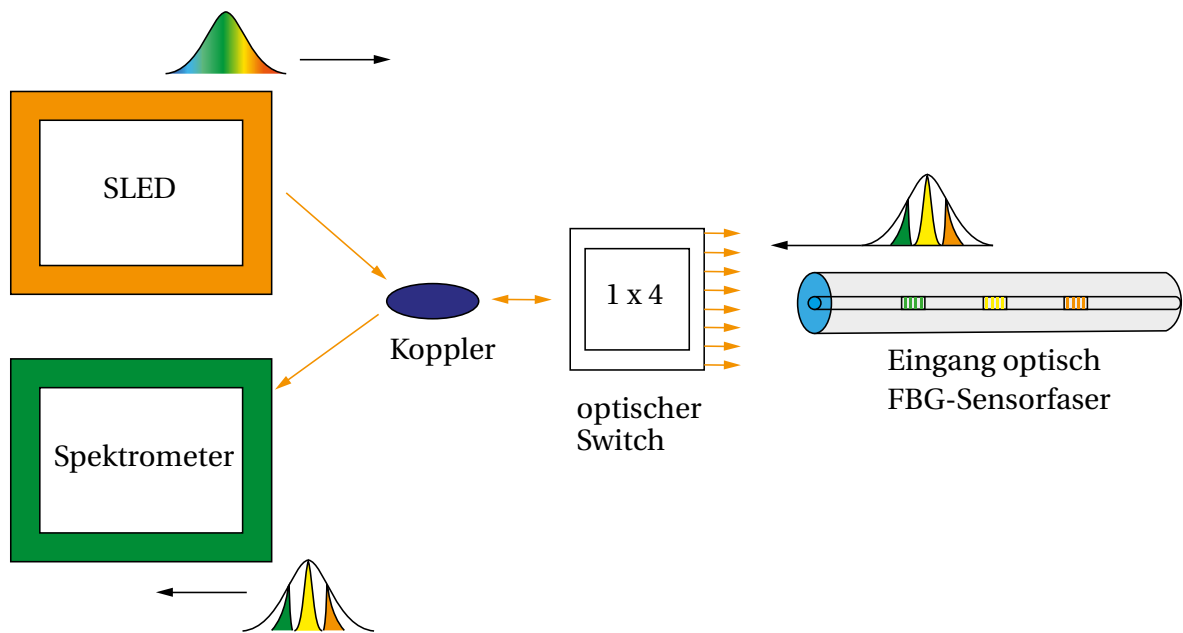


Abbildung 4.46.: Komponenten des FBG-Scan 804D.(Quelle FBGS Technologies)

um die Güte des Auswertalgorithmus der Illumisense Software bewerten zu können [33]. Die Ergebnisse sind zufriedenstellend, es konnte keine signifikante Abweichung zu dem verwendeten „Least Absolute Residual“-Algorithmus nachgewiesen werden. Hinzu kommt, dass der Lehrstuhl für Hubschraubertechnologie alle optischen Glasfasern von der Firma FBGS Technologies bezieht, da diese über eine herausragende Qualität verfügen.

Rauschanfälligkeit

Zur Untersuchung der tatsächlichen Rauschanfälligkeit des Interrogators wurden Messreihen durchgeführt. Abbildung 4.47 zeigt den Aufbau des Experiments. Ganz bewusst wurde bei dieser Messreihe zuerst die Rauschanfälligkeit ohne Belastung betrachtet, da dies das Worst-Case-Szenario darstellt.

Bei der Langzeitrauschmessung ist ein deutlicher Drift sowie eine deutliche Diskretisierung des Signals zu erkennen (Abbildung 4.48a). Über eine Messdauer von 5 Tagen ist ein Drift von $5 \mu\text{m}/\text{m}$ zu erkennen und ein konservativ gemessenes Rauschen von $11 \mu\text{m}/\text{m}$. Betrachtet man den Verlauf der Messung über 1 Stunde so ist der Drift mit $1.0 \mu\text{m}/\text{m}$ und das Rauschen mit lediglich $2.0 \mu\text{m}/\text{m}$ anzunehmen (Abbildung 4.48b). Das schwankende Signal der Langzeitmessung lässt auf einen Temperatureinfluss auf die Komponenten des FBG-Scan 804D schließen. Aufgrund der Tatsache, dass für die vorliegende Forschungsarbeit Kurzzeitmessungen durchgeführt werden ist die Messung von Rauschbandbreite sowie Drift über die Zeitdauer von 1 Stunde von größerer Bedeutung. Für die Betrachtung

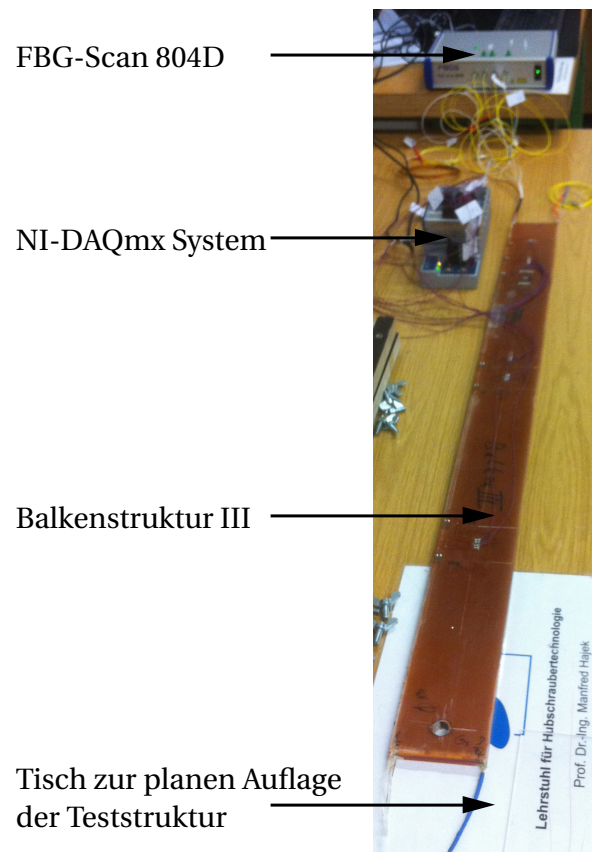
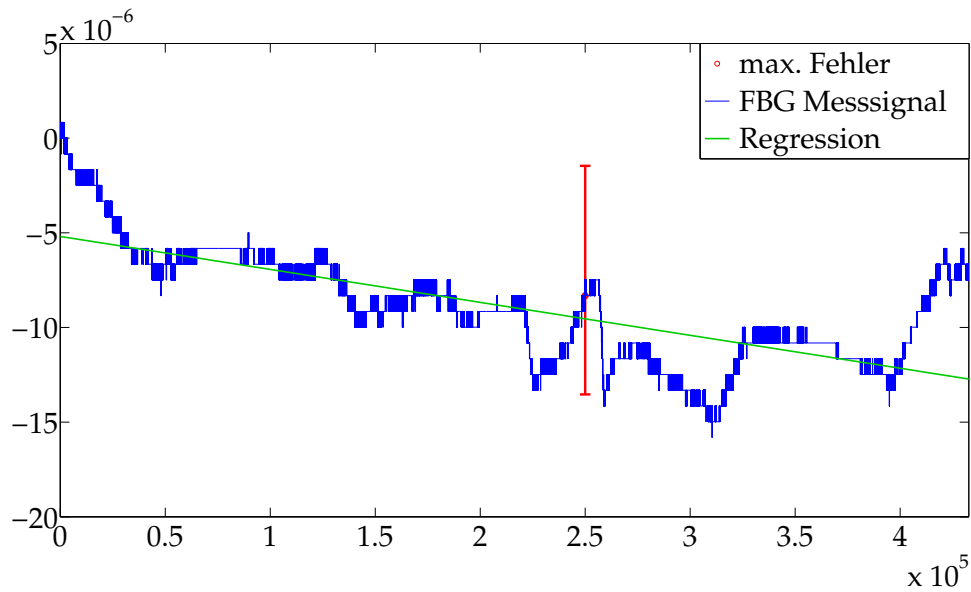
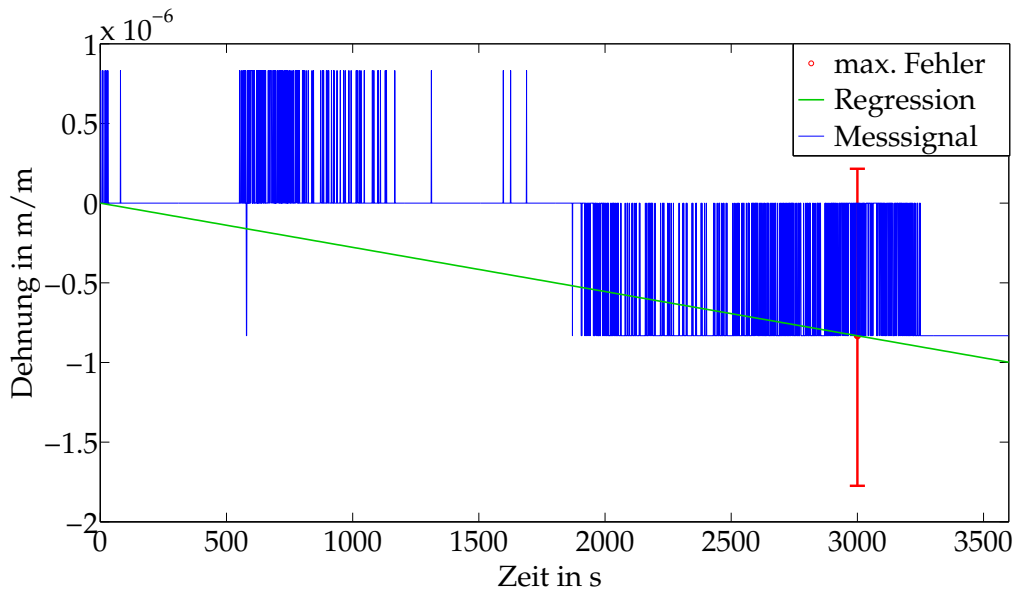


Abbildung 4.47.: Messaufbau des Rauschversuchs. Die Balkenteststruktur III wird plan auf einem Labortisch gelagert. Oben im Bild zu sehen die beiden Messgeräte FBG-Scan 804D und NI-DAQmx.

4. Entwicklung einer geeigneten Testumgebung



(a) Rauschen der FBG-Sensoren, abgebildet ist der FBG-Sensor aus Leitung 1. Messdauer sind 432000 s, dies entspricht einer Messung über 5 Tage. Der Fehlerbalken in rot zeigt den maximalen Fehler zur Regressionsgeraden.



(b) Eine Messdauer von 3600 s, dies entspricht 1 Stunde des aufgezeichneten Rauschsignals. Der Fehlerbalken in rot zeigt den maximalen Fehler zur Regressionsgeraden für den gezeigten Intervall von 1 Stunde.

Abbildung 4.48.: Exemplarisches Rauschsignal eines FBG-Sensors der unbelasteten Balkenteststruktur III.

des SNR wird das Verhältnis des Signalwerts (Amplitude) zur Rausch-Standardabweichung betrachtet. Da wir Dehnungen um die $4000 \mu\text{m}/\text{m}$ für beide Teststrukturen erwarten wird der Rauschanteil nur einen geringen Einfluss haben und das SNR dementsprechend gut ausfallen.

Technisches Grenzen

Das FBG-Scan 804D ist eine gute Wahl für den Laborbetrieb. Für einen Testlauf auf einem rotierenden Rotor ist es nicht geeignet. Der Interrogator verfügt weder über Belastungstest hinsichtlich Vibrationen und Fliehkraft noch besteht die Möglichkeit des Akkubetriebs. Allein die Größe und das Gewicht ($260 \text{ mm} \times 230 \text{ mm} \times 60 \text{ mm}$ und 1.5 kg) des Interrogators disqualifiziert das Gerät für den Flug. In Kapitel 7 werden Lösungsansätze für dieses Problem vorgestellt.

4.3.2. Referenzmesstechnik für Dehnungsmessstreifen (NI-DAQmx System)

Funktionsprinzip - Dehnungserfassung durch DMS

Wie bereits erwähnt wird der DMS als Referenzsensor verwendet. Die Erfassung des Signals erfolgt dabei durch die Widerstandsänderung aufgrund der Deformation des Messgitters. Eine analoge Brückenschaltung welche den DMS in unserem Fall zur einer Wheatstone'schen Viertel-Brücke ergänzt, liefert eine Differenzspannung. Diese Differenzspannung wird verstärkt und ist direkt proportional zur anliegenden Dehnung.

Für die vorliegende Arbeit wurde sich für ein Datenerfassungsmodul von National Instruments entschieden. Basis des Systems ist ein USB-Chassis mit 8 Steckplätzen, das NI cDAQ-9178. Die Firma National Instruments (NI) bietet Datenerfassungsmodule für verschiedenste Anwendungen an. Für die zu absolvierende Messaufgabe wurde sich für das NI 9236 Viertelbrücken Dehnmessmodul mit 8 Kanälen entschieden. Dieses beinhaltet die Brückenvervollständigung, den Brückenabgleich sowie den Verstärker und wird durch die Software LabView von NI angesteuert. Die Datenübertragung erfolgt mittels USB. In Summe standen 16 Messkanäle für Viertelbrücken zur Verfügung sowie 4 Multikanäle des NI9219 Multimoduls. Dieses Modul kann zur Auslesung von Dehnung, analogen Spannungen- und Strömen oder auch Thermoelementen verwendet werden.

Das System arbeitet mit 24-bit Auflösung sowie einer maximalen Samplerate von 50 kS/s bis 10000 kS/s 50 kS/s to 10000 kS/s abhängig vom verwendeten Modul. Da die DMS-

4. Entwicklung einer geeigneten Testumgebung

Signalewerte direkt mit den FBG-Signalwerten verglichen werden ist dies völlig ausreichend.

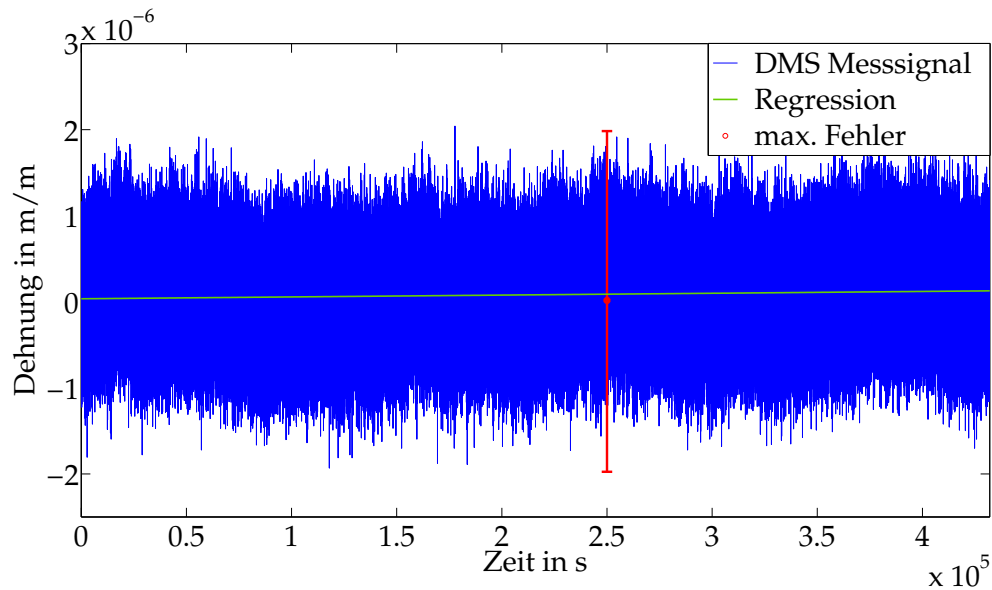
Rauschanfälligkeit

Die Langzeitmessung des Rauschens ergab eine Rauschbandbreite von $1 \mu\text{m}/\text{m}$, konservativ gemessen von $3 \mu\text{m}/\text{m}$. Es ist kein Drift nachzuweisen. Das NI-DAQmx System verfügt somit über eine deutlich geringere Rauschbandbreite als der optische Interrogator obgleich beide Systeme für unseren Anwendungsfall als gut zu bewerten sind. Abbildung 4.49a zeigt das Rauschen über 5 Tage, Abbildung 4.49b die Messung über 1 Stunde.

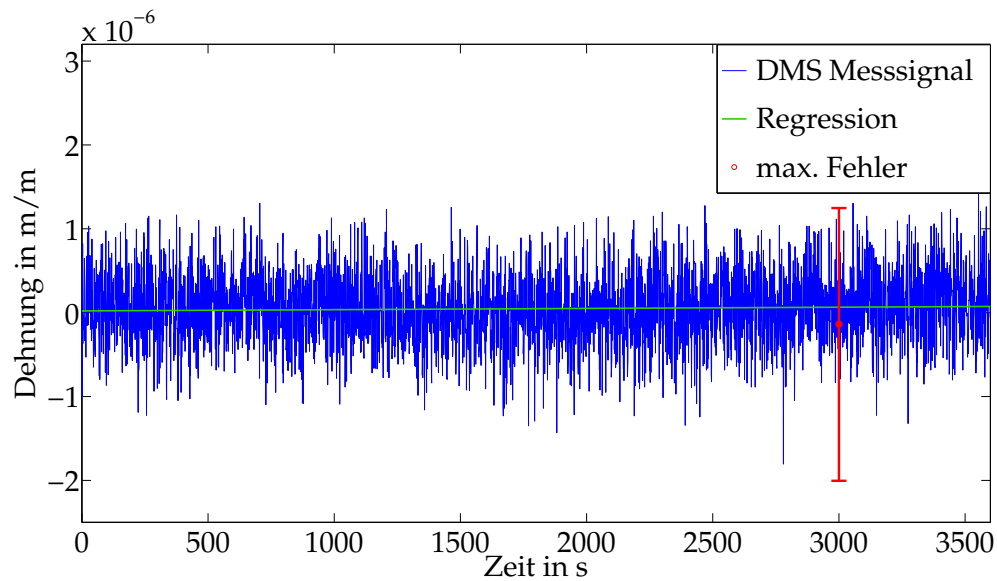
Technische Grenzen

Die Kanalanzahl des NI-DAQmx Systems ist aufgrund der Chassissteckplätze auf 8×8 und somit 64 DMS-Viertelbrücken beschränkt. Es besteht die Möglichkeit solche Chassis zu kaskadieren. Die zur Verfügung stehenden Module am Lehrstuhl für Hubschraubertechnologie waren 2 NI9236 Viertelbrücken Dehnmessmodule und 1 NI9219 Multimodul. Es erwies sich als ratsam mit höheren Abtastraten zu arbeiten, da das NI-DAQmx-System ein bekanntes Problem bei langsamen Abtastraten hat. Ein Oversampling und eine anschließende Mittelung über die gewünschte Anzahl von Werte erwies sich als ratsam.

In Kapitel 4 wird die Entwicklung einer geeigneten Testumgebung vorgestellt. Angefangen vom Prüfstand selbst, über die Teststrukturen und deren Herstellung bis hin zum messtechnischen Equipment bildet dieses Kapitel die Grundlagen für die messtechnischen Untersuchungen und damit einem der wichtigsten Meilensteine hin zum faseroptischen Messsystem für Hubschrauberrotoren.



(a) Rauschen der DMS-Sensoren, abgebildet ist DMS y1. Der Fehlerbalken in rot zeigt den maximalen Fehler zur Regressionsgeraden.



(b) Rauschen über 1 Stunde aufgezeichnet. Ausschnitt eines Bereichs aus Abbildung 4.49a. Der Fehlerbalken in rot zeigt den maximalen Fehler zur Regressionsgeraden.

Abbildung 4.49.: Exemplarisches Rauschsignal eines DMS-Sensors der unbelasteten Balkenteststruktur III.

5. Messtechnische Untersuchung der Versuchsträger

5.1. Messreihen zur Voruntersuchung

Vorangegangenen Experimente zur Vibrationsanfälligkeit des Prüfstands und der Temperaturabhängigkeit der Sensoren wurden zum Großteil durch M. Graf unterstützt und bereits in der Masterarbeit [33] vorgestellt. Zusammenfassend kann gesagt werden, dass unter den vorherrschenden Laborbedingungen keine oder nur vernachlässigbar geringe Temperaturschwankungen zu erwarten sind. Abbildung 5.1 zeigt eine Langzeitmessung über 5 Tage. Die Spezifizierung der Sensoren mit „Mast, Mitte oder Spitze“ beschreibt die Position in der Balkenstruktur und ist in diesem Fall von untergeordneter Bedeutung. Der deutliche Unterschied zwischen den von den DMS-Sensoren erfassten Temperaturen zu den von den FBG-Sensoren erfassten, lässt auf eine Temperaturempfindlichkeit des FBG-Scan 804D hindeuten. Insbesondere deswegen, da die beiden Sensoren, wie in Kapitel 4 beschrieben, im selben Volumen gekapselt sind. Aufgrund der Tatsache, dass die Messungen zur Evaluierung der Sensorsignale weitestgehend Kurzzeitmessungen sind und die vom FBG-Interrogator erfassten Temperaturschwankungen mit maximal 1.5° sehr gering ausfallen, wird für die weitere Arbeit von einer Temperaturkompensation der Messsignale Abstand genommen.

Bei diversen impulsartigen Belastungen der schwingungsfreien Plattform lies sich kein Einfluss auf das Messsignal nachweisen. Aufgrund dieser Messreihen kann davon ausgegangen werden, dass weder die sich im Raum befindlichen Zugtestmaschinen einen Einfluss auf die Messung haben, noch Personen welche den Raum und die schwingungsfreie Plattform betreten. Exemplarisch für alle durchgeführten Aufprallmessungen zeigt Abbildung 5.2 den Signalverlauf beim Aufprall von Kalibriergewichten „100.0 kg“ auf die Plattform. Dabei markiert die rote Linie den Aufprall und die cyanfarbene Linie das Entfernen der Gewichte. Als Messinstrument verwendeten wir das Vibrometer der Firma SIOS, Modell SP-120. Vielen Dank an den Lehrstuhl für Messsystem- und Sensortechnik der TU München für die Leihgabe.

Betrachtet wurde das Schwingverhalten des einseitig eingespannten Balkentestträger gegenüber der Prüfstandsrahmenkonstruktion wie auch das Schwingverhalten der schwin-

5. Messtechnische Untersuchung der Versuchsträger

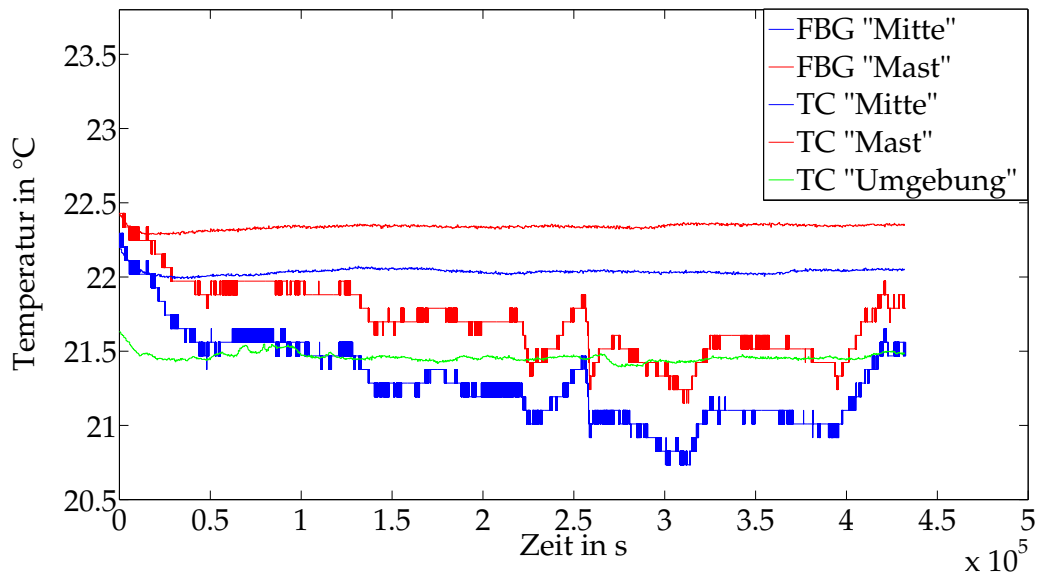


Abbildung 5.1.: Aufzeichnungen des Temperaturverlaufs über 5 Tage. Die Thermoelemente zeigen eine nahezu konstante Temperatur, wohingegen die FBG-Sensoren leichte Temperaturschwankungen aufzeichnen. Das ähnliche Signalverhalten der FBG-Sensoren spricht für eine Temperaturempfindlichkeit der Auswertelektronik.

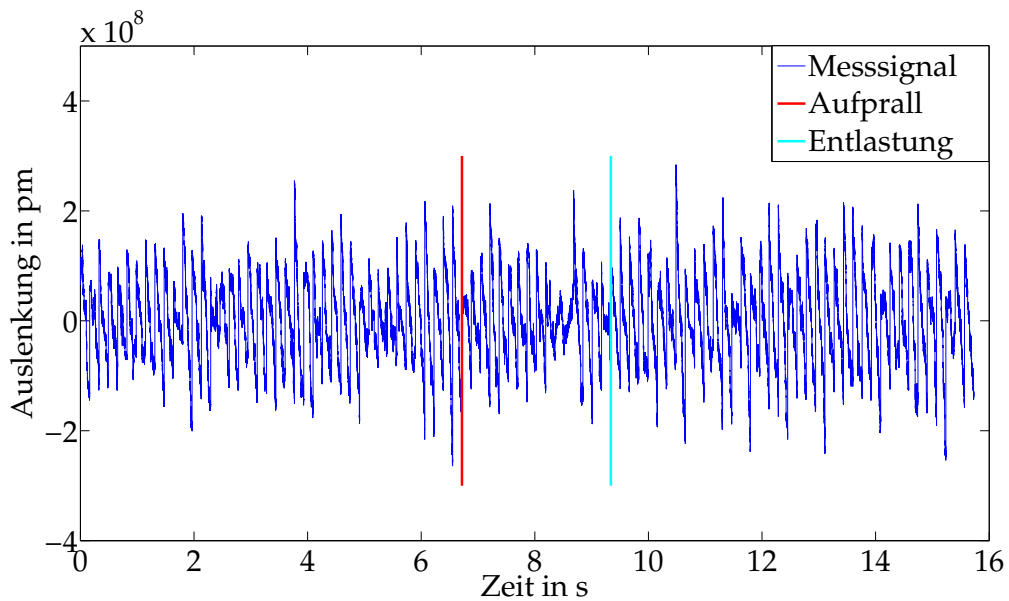


Abbildung 5.2.: Aufzeichnung einer Aufprallmessung durch ein Vibrometer. Der Aufprall der Gewichte auf die schwingungsfreie Plattform erfolgte zum Zeitpunkt der roten Linie. Quelle [33]

gungsfreien Plattform zum Boden der Laborhallen.

5.2. Messreihen an der Balkenstruktur

Es wurden diverse Messreihen an der Balkenteststruktur durchgeführt und nur ausgewählte Messkampagnen an der Flexbeamteststruktur wiederholt. Gründe dafür sind zum einen die chronologische Reihenfolge der Fertigstellung der Testträger wie auch die Geometrie der Strukturen selbst. Zudem sollte sich die Balkenteststruktur und vor allem die integrierten und applizierten FBG-Sensoren zunächst beweisen. Die angestrebte Produktion der Flexbeamteststruktur ging mit erheblichen Kostenaufwand hinsichtlich der Fertigung selbst sowie den optischen Sensorfasern und noch zu lösenden Problemen einher.

5.2.1. Temperaturmessung des Auswertezyklus

Um Temperaturschwankungen erfassen zu können und die FBG-Sensorsignale hinsichtlich der Temperaturschwankungen zu kompensieren wurde die in Kapitel 4 vorgestellte Temperatursensoreinheit entworfen (Abbildung 4.22). Drei solcher gekapselten Temperatursensoreinheiten wurden, wie in Abbildung 5.3 skizziert, zwischen den Einspannungen gleichmäßig verteilt.

Das Design wurde in der Balkenteststruktur III getestet. Dazu wurde der Temperaturgang des Aushärteprozesses aufgezeichnet. Abbildung 5.5 zeigt den Aufbau des Experiments. Die gemessenen Temperaturen sind in Abbildung 5.4 zu sehen. Der FBG-Sensor „Mitte“ zeigt einen Messfehler bei etwa 25 min erholt sich jedoch rasch. Leider konnte der Temperatursensor „Mitte“ durch eine computertomographische Untersuchung nicht dargestellt werden. Von einer die Struktur zerstörenden Untersuchung wurde abgesehen. Die Übereinstimmung der Signale von DMS- und FBG-Temperatursensoren ist äußerst zufriedenstellend. Die Sensoren wurden vorab nicht kalibriert. Eine vorherige Kalibrierung der Sensoren einhergehend mit weiteren Messreihen könnten das Design der gekapselten Temperatursensoren bestätigen und die Differenz der Rohsignale eliminieren. Aufgrund der vorangegangenen Messreihe bezüglich der Temperaturschwankungen im Messlabor sowie dem Schwerpunkt der Arbeit auf die Dehnungssignale stellt dies eine Aufgabe für eine Anschlussarbeit dar und wird nicht weiter betrachtet.

In diesem Kapitel wurden die nötigen Voruntersuchungen für die in Kapitel 6 vorgestellten und analysierten Messkampagnen beschrieben. Die Bedeutung der Ergebnisse dieser Untersuchungen wurde erörtert und der Weg zu den eigentlichen Messkampagnen freigegeben.

5. Messtechnische Untersuchung der Versuchsträger

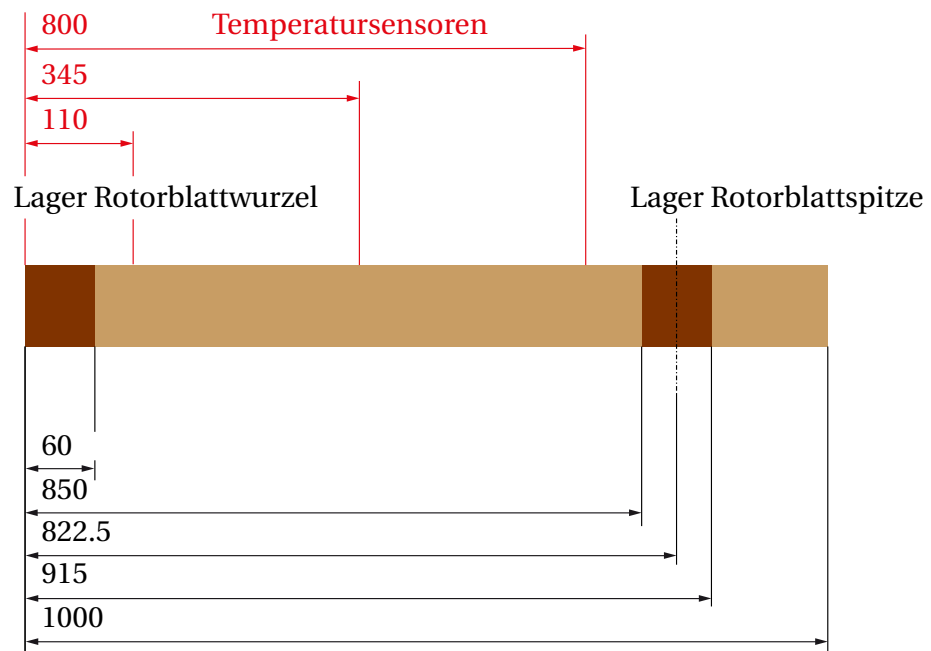
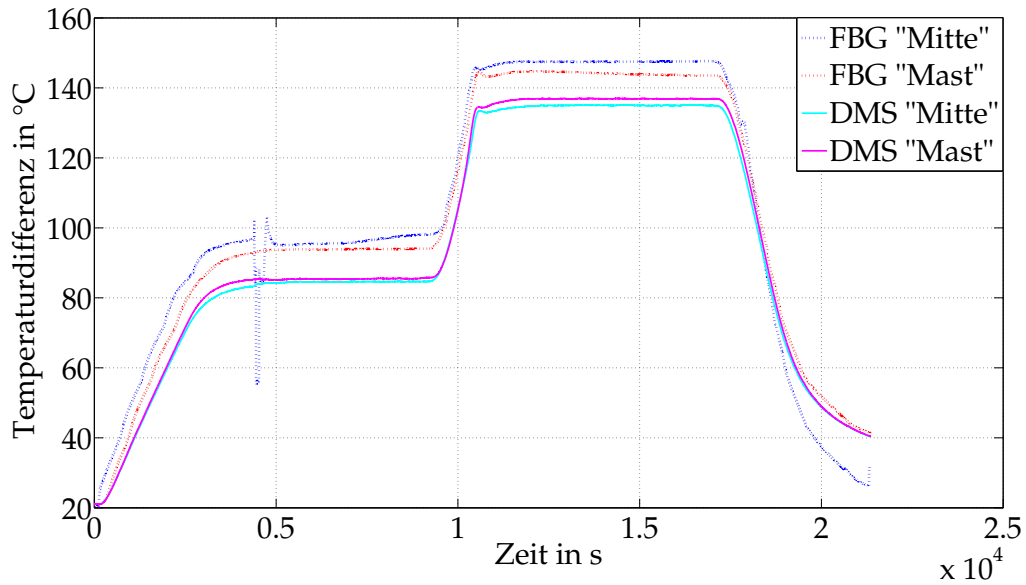
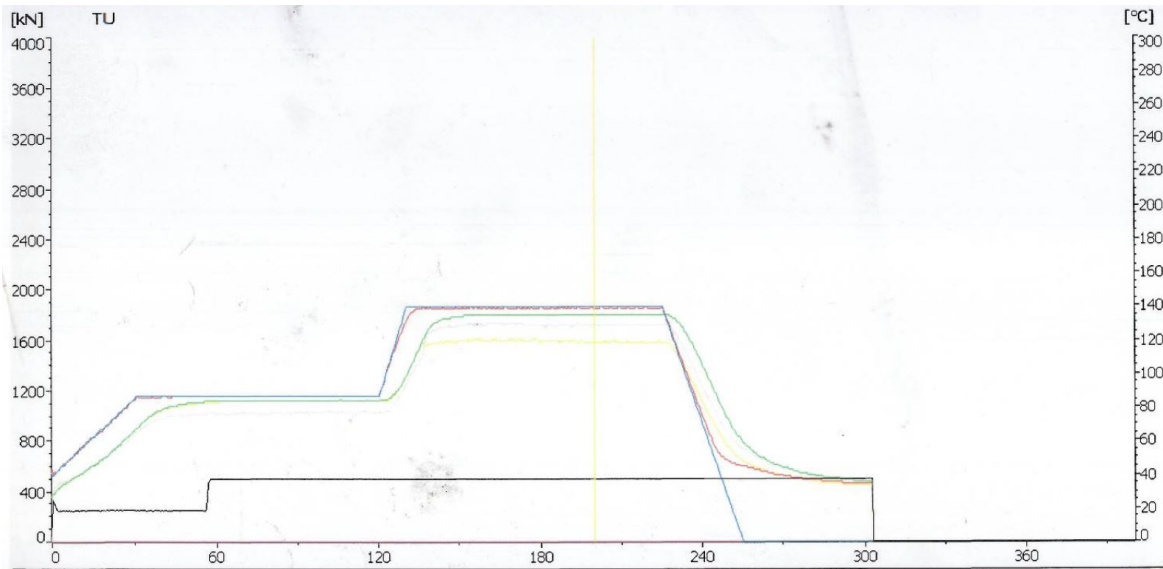


Abbildung 5.3.: Positionierung der Temperatursensoreinheiten, Angaben in mm.



(a) Temperatursignal der dualen Temperatursensoren während des Aushärtezyklus der Balkenteststruktur III.



(b) Hierbei handelt sich um eine Fotografie des Original Produktionsdatenblattes aus der Rotorblattfertigung. Es werden die Temperaturen der Form sowie der Druck der Pressen aufgezeichnet

Abbildung 5.4.: Aushärtezyklus der Balkenteststruktur III. Oben ist das gemessene Signal der dualen Temperatursensoren, FBG- und DMS-Temperatursignal, zu sehen. Unten sieht man die Temperatur der Presse.

5. Messtechnische Untersuchung der Versuchsträger



Abbildung 5.5.: Experiment zur Temperaturmessung mit FBG-Sensoren. Der Versuch wurde in der Rotorblattproduktion bei AHD durchgeführt.

6. Analyse der Messdaten und Ergebnisse

Ein faseroptisches Messsystem auf der Basis eines Netzwerks strukturintegrierter FBG-Sensoren eröffnet völlig neue Möglichkeiten. In Kapitel 1 wurden diese bereits vorgestellt und allen voran steht die Vision eines HUMS -und die „messbare Rest-Lebensdauer“ von Hubschrauberkomponenten. Mit dieser Vision ist die Arbeit entstanden und stellt einen ersten Meilenstein zu Verwirklichung dieser langgehegten Vision dar. Die nötige Infrastruktur für die in diesem Kapitel vorgestellten Messreihen wurde in Kapitel 4 beschrieben. Der eigens konstruierte Prüfstand, ebenso wie die Testträgerstrukturen, stellen die Hauptkomponenten für die Validierung der Sensorsignale dar. Alle Messreihen wurden mit Hilfe des Prüfstands erstellt. Die Sensorsignale entstammen den Teststrukturen wie sie in Kapitel 4 beschrieben sind.

Die dafür durchgeführten Messreihen sind:

- Driftmessungen unter Last
- Dehnungsmessungen durch Auslenkung des Strukturspitze
- Kalibrierbarkeit der Sensoren

6.1. Drift und Kriechen der Sensoren unter Last

6.1.1. Messaufbau zur Untersuchung von Drift und Kriechphänomenen

Der Versuchsaufbau ist Abbildung 6.1 zu entnehmen. Exemplarisch ist eine Balkensteststruktur abgebildet, der Aufbau für die Flexbeamteststruktur erfolgt analog und kann dem Bild aus Abbildung 6.2 entnommen werden. Tabelle 6.1 gibt eine Übersicht der Messreihen

6. Analyse der Messdaten und Ergebnisse

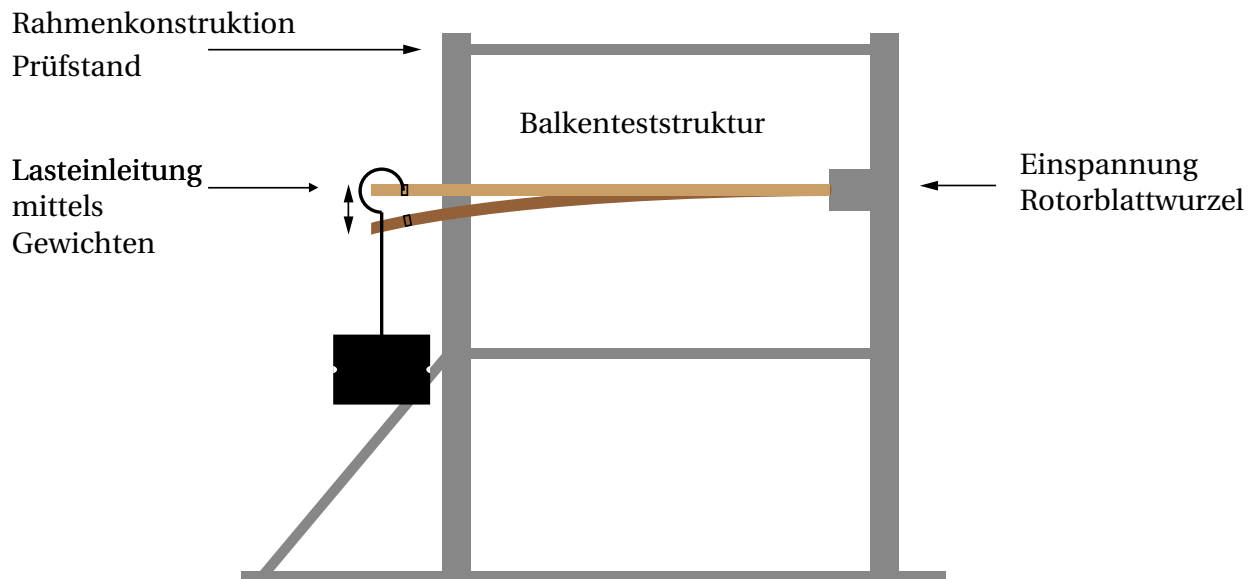


Abbildung 6.1.: Aufbau des Driftmessungsversuchs. Die Teststrukturen werden in den Prüfstand eingespannt und auf der Rotorblattwurzelseite starr eingespannt. Auf der Seite der Rotorblattspitze wird die Teststruktur mit Kalibriergewichten beaufschlagt.

für den Driftversuch. In den Prüfstand werden die Teststrukturen am rotorblattwurzelseitigen Ende starr eingespannt und auf der Seite der Rotorblattspitze mittels Kalibriergewichten belastet.

Zum einen wird die Rückstellgenauigkeit betrachtet, insbesondere die Verschiebung des Nullpunkts nach Entfernen der Last und zum anderen das Driftverhalten während der Lastbeaufschlagung. Die Ergebnisse dieser Messung sind mit den Auswerteeinheiten gekoppelt. Dies bedeutet, dass wenn ein Gerät einem Drift unterliegt sei es abhängig von kleinen Temperaturschwankungen oder Einflüssen der Auswerteelektronik, so addiert sich dieser Fehler zu einem tatsächlichen Sensorkriechen oder einer Sensordegradierung durch Haftprobleme. Nicht desto trotz ist die Erkenntnis aus dieser Messreihe sinnvoll

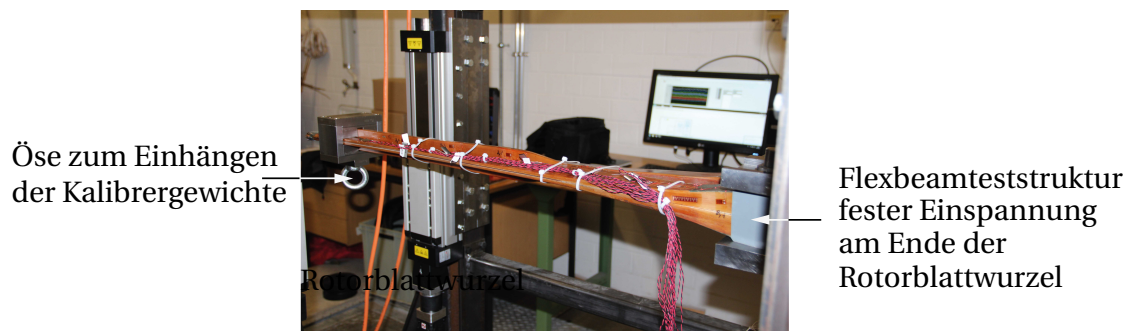


Abbildung 6.2.: Bild des Driftmessungsversuchs der Flexbeamstruktur. Die Manschette auf der Seite der Rotorblattspitze dient der Beaufschlagung mit Gewichten.

Teststruktur	Belastungsdrift
Balkenteststruktur II	
MR 113	981 N
Flexbeamteststruktur I	
MR 114	588 N
Flexbeamteststruktur II	
MR 115	588 N

Tabelle 6.1.: Belastungsdrift

und hilfreich für weiter Betrachtungen.

6.1.2. Ergebnisse Balkenstruktur

Die Lastbeaufschlagung der Balkenstruktur III erfolgte in Schlagrichtung. Als Last kamen 10 kg Kalibriegewichte der Klasse M3 zum Einsatz welche jeweils ein Biegemoment von 981 N entspricht. Das Signal wurde über 5 Tage erfasst und mit einer Rate von 1 bzw. 200 Hz abgetastet. Die Überabtastung des NI-DAQ-mx Systems ist aufgrund der Systemeigenschaften erforderlich, zur Auswertung wird lediglich jeder fünfte Wert herangezogen.

Es erfolgte die Kalibrierung der unbelasteten Balkenstruktur auf Null. Für Sensor 1 wurde die Dehnung nach Lastbeaufschlagung mit $1352\ \mu\text{m}$ gemessen, nach Abnahme der Last wurde eine Restdehnung von $-2\ \mu\text{m}$ erfasst. Die Werte der übrigen Sensoren können Tabelle A.9 entnommen werden. Abbildung 6.3 bietet eine grafische Darstellung der Messergebnisse. Es handelt sich um den prozentualen Anteil der maximalen Dehnung welcher als Nullpunktsdrift zurück bleibt.

Die Rückstellgenauigkeit des Nullpunkts befindet sich in einem Bereich von $2.4\ \mu\text{m}$ was einem prozentualen Fehler von 1.76 % der Maximallast entspricht.

Die Auswertung der Signale für den Belastungsdrift ist Abbildung 6.4 und 6.6 zu entnehmen. Dabei ist zu erkennen, dass die DMS Signale wie auch die Signale integrierter FBG-Sensoren in einem Bereich kleiner $21\ \mu\text{m}$ schwanken. Ein Trend oder Driftverhalten im eigentlichen Sinne ist nicht zu erkennen.

Eine Kriechen der Sensoren war weder bei den DMS-Sensoren noch bei integrierten FBG-

6. Analyse der Messdaten und Ergebnisse

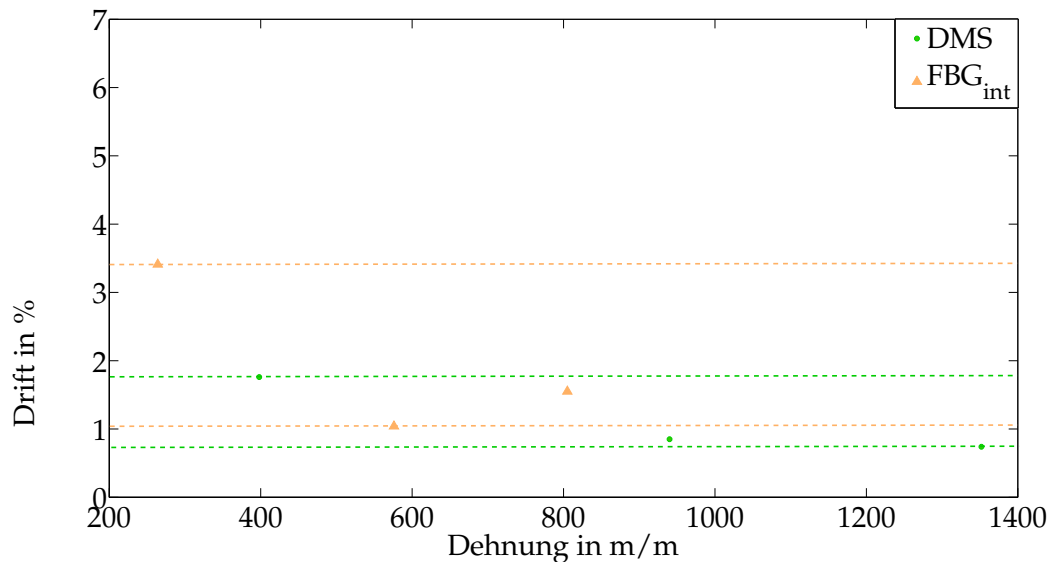


Abbildung 6.3.: Grafische Darstellung der Rückstellgenauigkeit nach dem Langzeitbelastungsdrift Balkenteststruktur III. Die prozentualen Angaben sind immer bezogen auf die maximale Dehnung welche der Sensor erfahren hat.

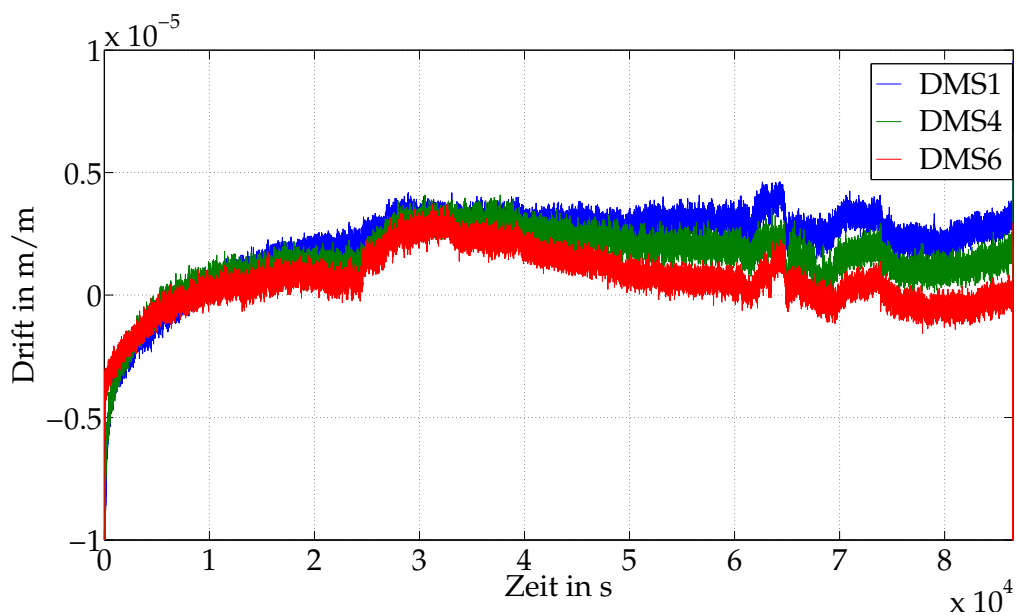


Abbildung 6.4.: Signal der DMS-Sensoren bei der Belastungsdrifterfassung von Balkenteststruktur III.

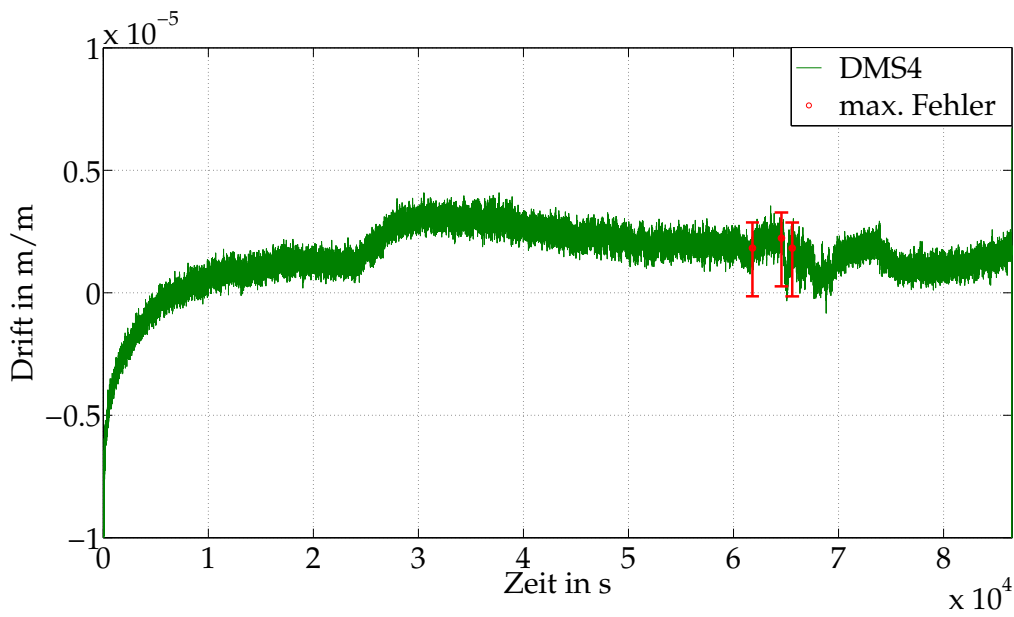


Abbildung 6.5.: Signal des DMS4 bei der Belastungdrifterfassung der Balkenteststruktur III. Exemplarisch sind Fehlerbalken an 3 Punkten dargestellt die sich aus dem Rauschsignal (vgl. Kapitel 5.1) ergeben.

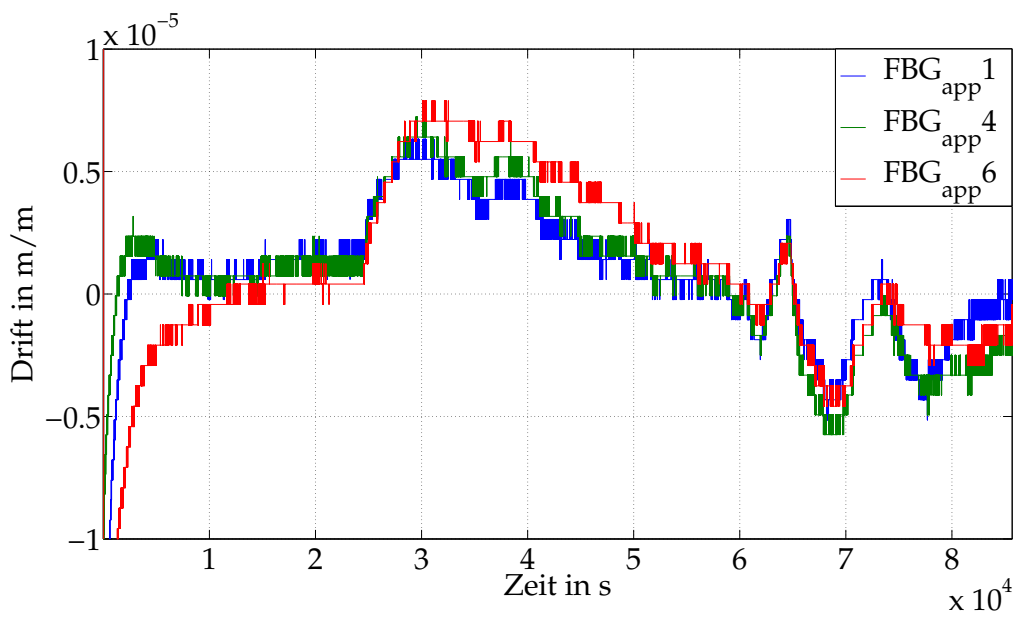


Abbildung 6.6.: Signal der applizierten FBG-Sensoren bei der Belastungdrifterfassung von Balkenteststruktur III.

6. Analyse der Messdaten und Ergebnisse

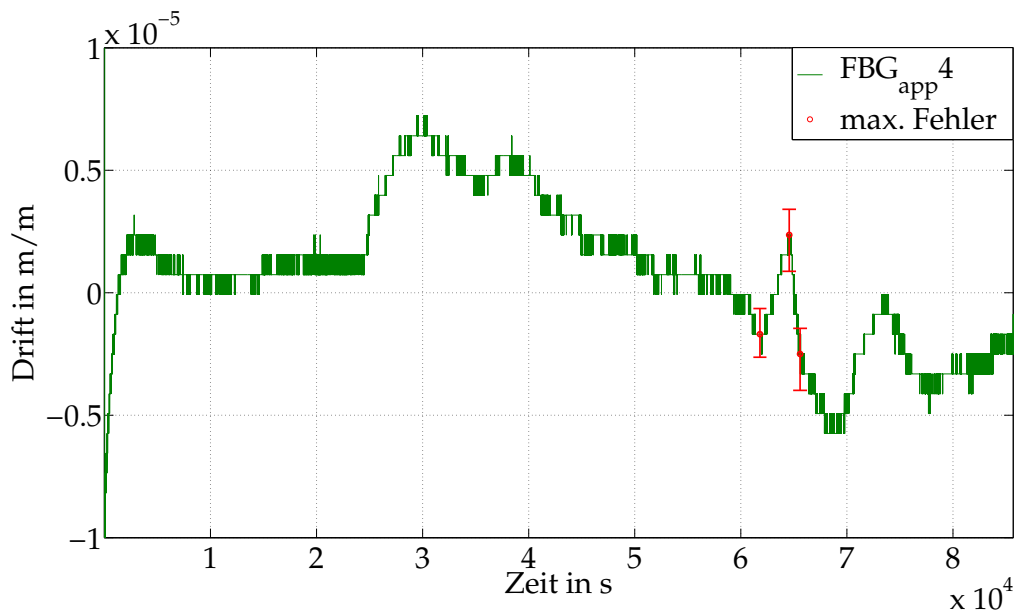


Abbildung 6.7.: Signal des FBG_{app}4 bei der Belastungdrifterfassung der Balkenteststruktur III. Exemplarisch sind Fehlerbalken an 3 Punkten dargestellt die sich aus dem Rauschsignal (vgl. Kapitel 5.1) ergeben.

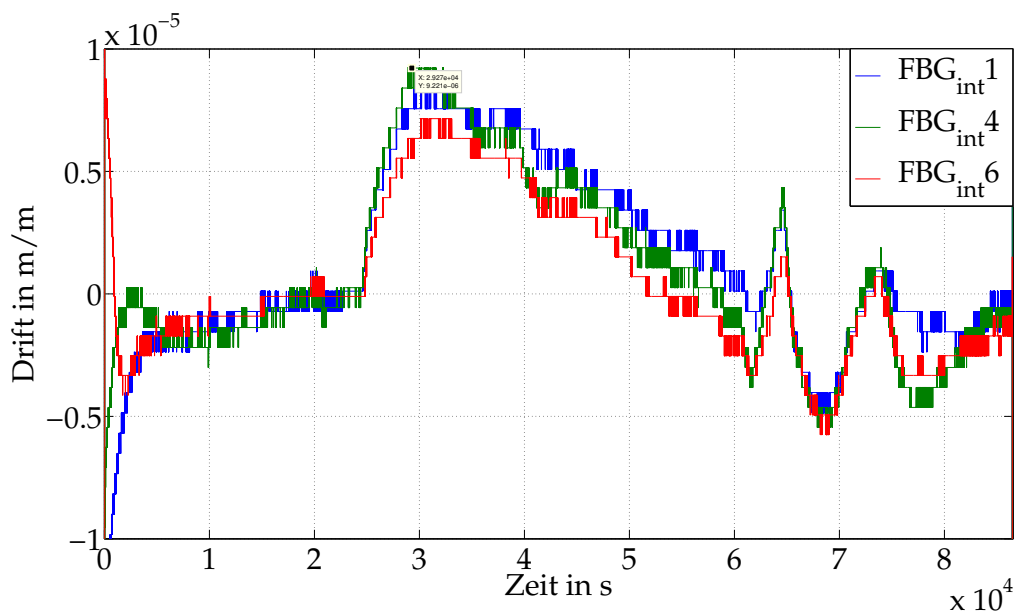


Abbildung 6.8.: Signal der integrierten FBG-Sensoren bei der Belastungdrifterfassung von Balkenteststruktur III. Die Ähnlichkeit im Signalverlauf der FBG-Sensoren ist deutlich zu erkennen.

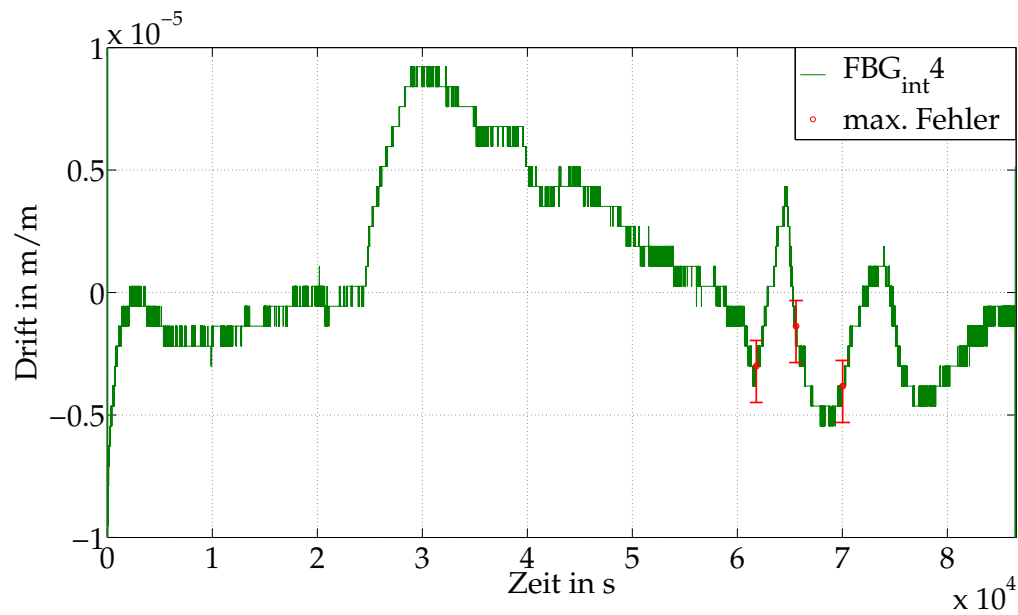


Abbildung 6.9.: Signal des FBG_{int}4 bei der Belastungsdrifterfassung der Balkenteststruktur III. Exemplarisch sind Fehlerbalken an 3 Punkten dargestellt die sich aus dem Rauschsignal (vgl. Kapitel 5.1) ergeben.

Sensoren zu erkennen. Die auftretenden Schwankungen sind demnach der Auswertelektronik sowie anderen mechanischen und thermischen Einflüssen welchen alle Sensoren unterliegen zuzuschreiben. Dies zeigen die ähnlichen Signalverläufe der Sensoren (vgl. Abbildung 6.4-6.9).

6. Analyse der Messdaten und Ergebnisse

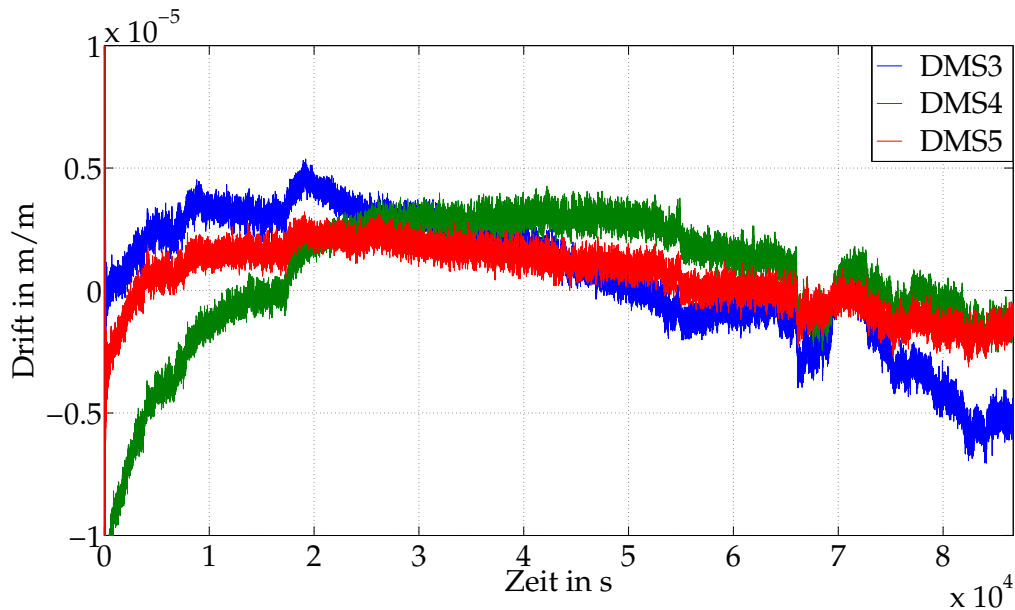


Abbildung 6.10.: Signal der DMS-Sensoren bei der Belastungsdrifterfassung der Flexbeamteststruktur II.

6.1.3. Ergebnisse Flexbeamstruktur

Der Aufbau des Driftversuchs an den Flexbeamteststrukturen I und II ist analog der Balkenstruktur. An der Flexbeamspitze wurde eine Manschette mit Öse montiert. An der Öse werden die Kalibriegewichte der Genauigkeitsklasse M3 eingehakt. Die Last ist mit 588 N derart dimensioniert, dass sich die Auslenkung des Endes der Rotorblattspitze im selben Bereich wie der Auslenkung der Balkenteststruktur bei 91.8 N befinden.

Bei den Messreihen wurden die DMS- und applizierten FBG-Sensoren der beiden Flexbeamteststrukturen miteinander verglichen und die integrierten FBG-Sensoren der Flexbeamstruktur II zusätzlich betrachtet.

Abbildung 6.10, 6.12 und 6.14 zeigt exemplarisch das Driftverhalten der drei Sensortypen der Flexbeamteststruktur II.

Die Ergebnisse können den Tabellen A.10 und A.11 entnommen werden. Es sind keine signifikanten Unterschiede des Driftverhaltens der verschiedenen Sensortypen zu erkennen.

Der Driftversuch an den Flexbeamstrukturen bestätigte die Ergebnisse an der Balkenteststruktur III. Ein Drift oder Trend wie dies bei einer Degradierung des Haftverhaltens zu erwarten wäre, tritt mit Ausnahme des applizierten FBG Sensor 5 des Flexbeamteststruktur I nicht auf. Eine optische Kontrolle des Sensors ergab ein Ablösen der Klebeverbindung.

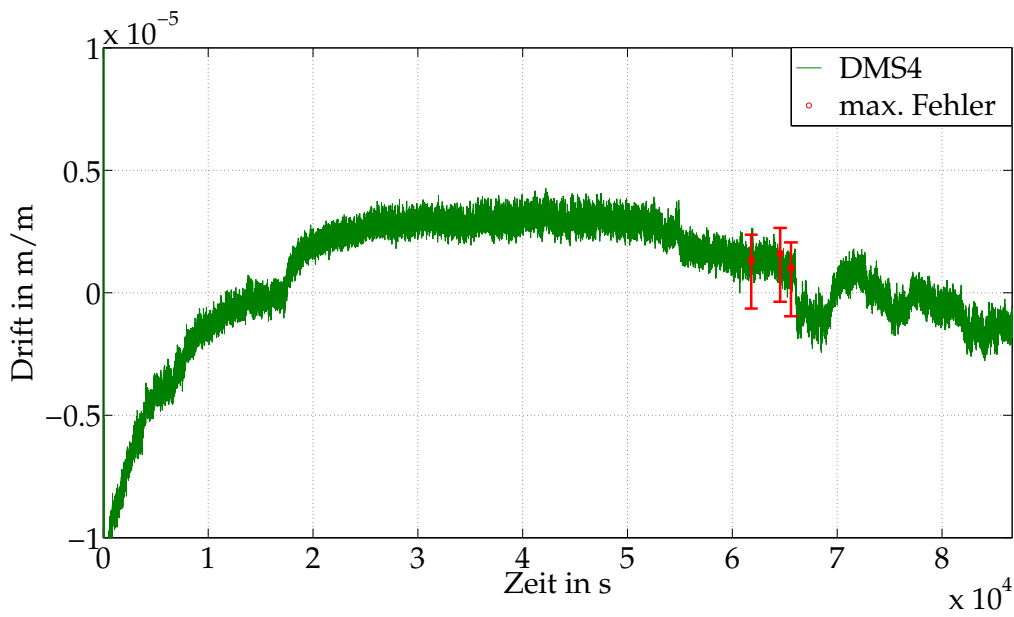


Abbildung 6.11.: Signal des DMS4 bei der Belastungsdrifterfassung der Flexbeamteststruktur II. Exemplarisch sind Fehlerbalken an 3 Punkten dargestellt die sich aus dem Rauschsignal ergeben.

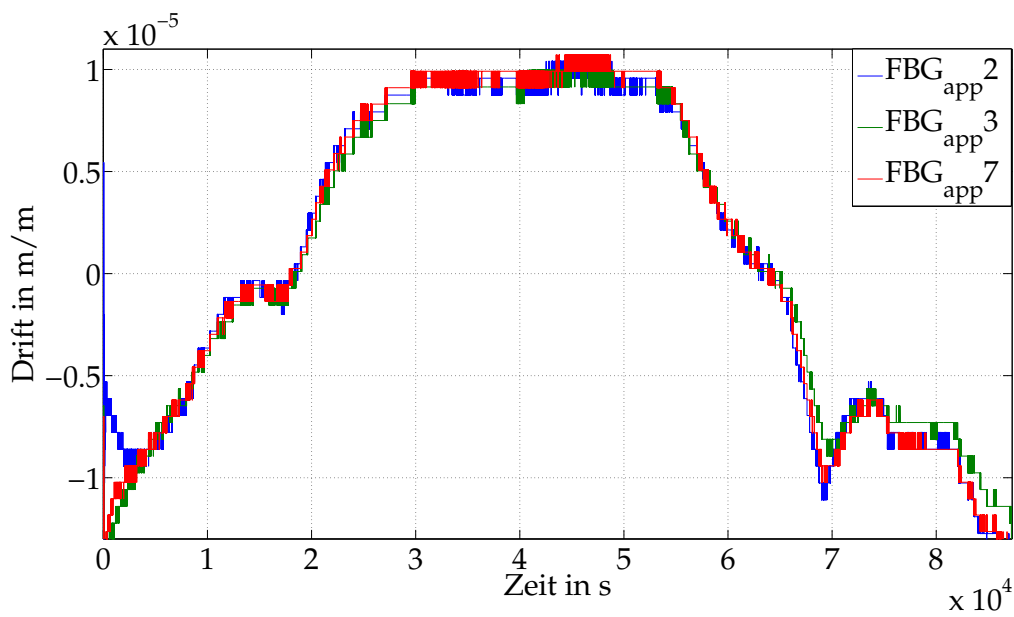


Abbildung 6.12.: Signal der applizierten FBG-Sensoren bei der Belastungsdrifterfassung der Flexbeamteststruktur II.

6. Analyse der Messdaten und Ergebnisse

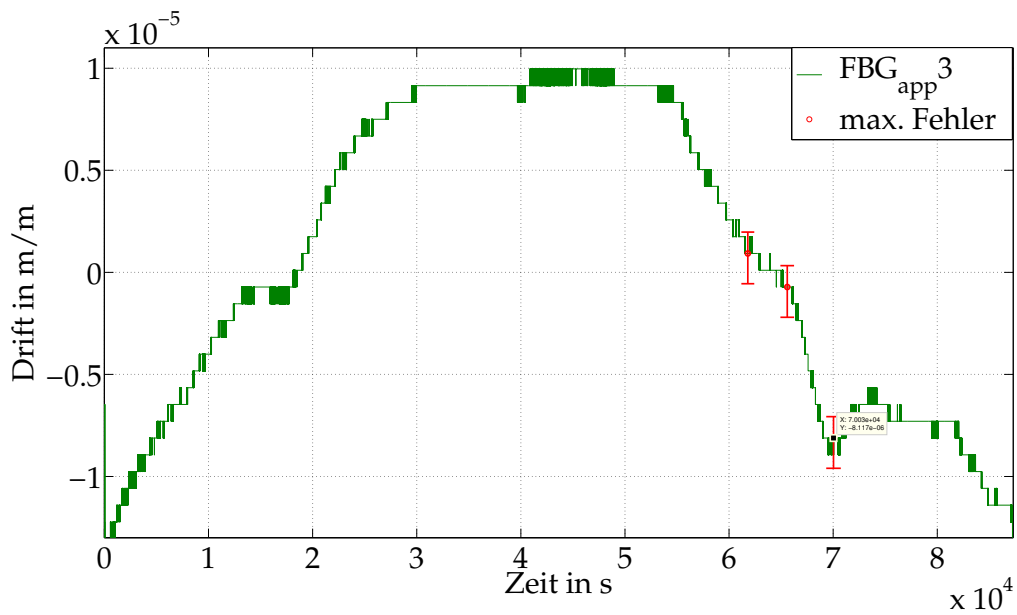


Abbildung 6.13.: Signal des $\text{FBG}_{\text{app}3}$ bei der Belastungdrifterfassung der Flexbeamteststruktur II. Exemplarisch sind Fehlerbalken an 3 Punkten dargestellt die sich aus dem Rauschsignal ergeben.

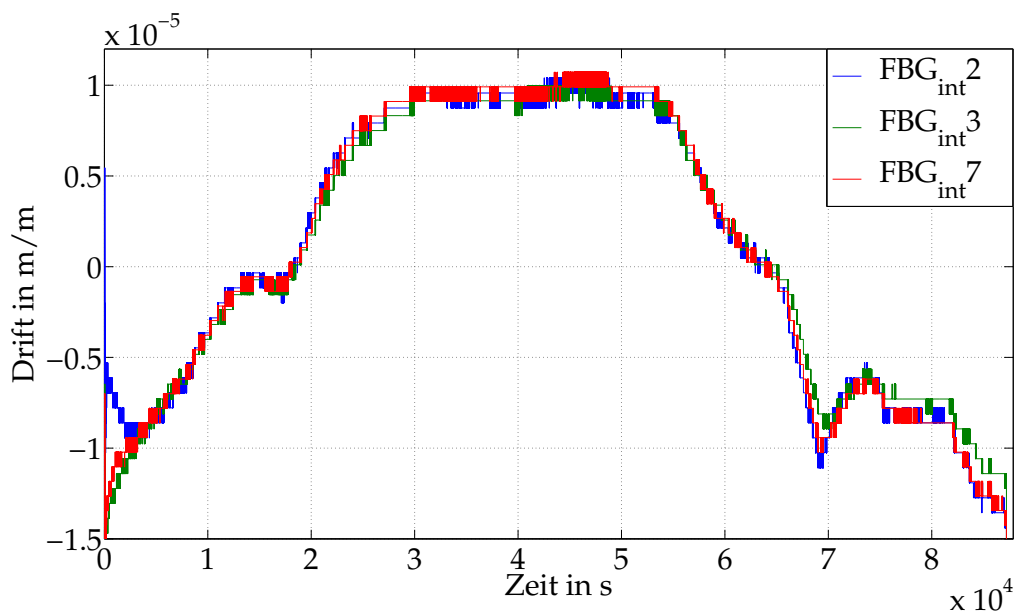


Abbildung 6.14.: Signal der integrierten FBG-Sensoren bei der Belastungdrifterfassung der Flexbeamteststruktur II. Die Ähnlichkeit der Signalverläufe zu den applizierten FBG-Sensoren spricht für einen systematisches Verhalten des Messeinrichtung.

6.1. Drift und Kriechen der Sensoren unter Last

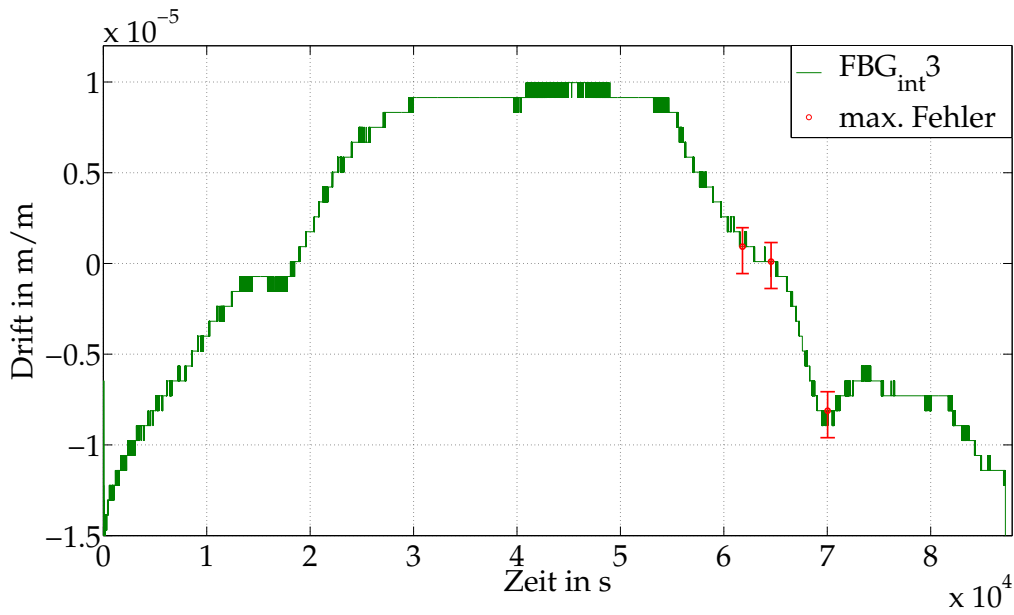


Abbildung 6.15.: Signal des $\text{FBG}_{\text{int}3}$ bei der Belastungsdrifterfassung der Flexbeamtteststruktur II. Exemplarisch sind Fehlerbalken an 3 Punkten dargestellt die sich aus dem Rauschsignal ergeben.

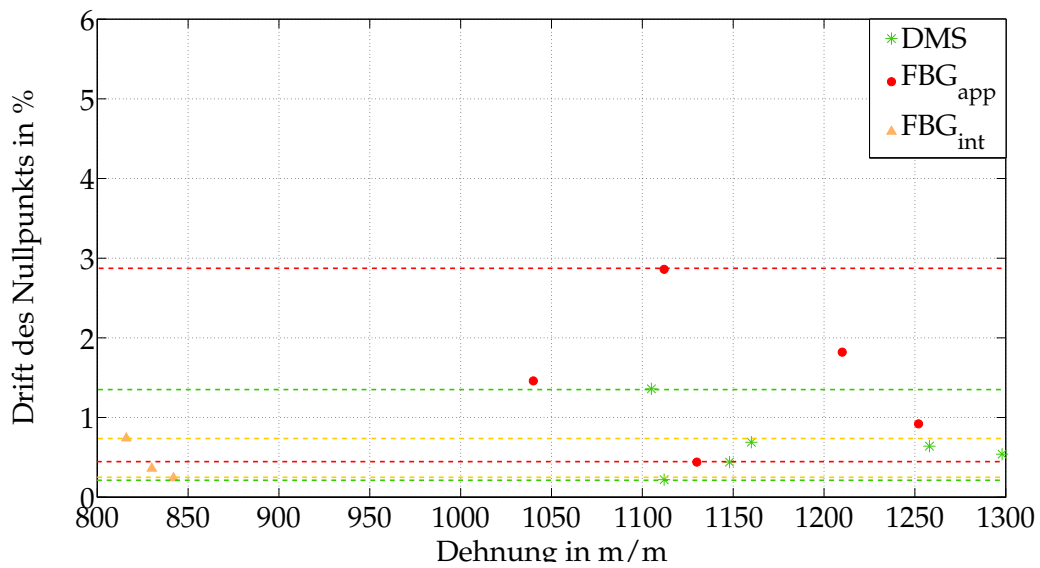


Abbildung 6.16.: Grafische Darstellung der Rückstellgenauigkeit nach dem Langzeitbelastungsdrift Flexbeamtteststrukturen. Die prozentualen Angaben sind immer bezogen auf die maximale Dehnung welche der Sensor erfahren hat. Dabei zeigen die integrierten FBG-Sensoren das stabilste Verhalten bezüglich des Nullpunktes.

6. Analyse der Messdaten und Ergebnisse

Im weiteren Verlauf der Arbeit wird die Haftverbindung der verschiedenen Sensortypen erneut betrachte, da Lastwechsel zusammen mit höheren Dehnungen die eigentliche Herausforderung an die Haftverbindung darstellen. Die im Driftversuch sehr geringen Schwankungen von maximal $32\ \mu\text{m}$ sind der Auswertetechnik sowie Einflüssen der Umgebung zuzuschreiben und mit 2.86 % vernachlässigbar gering. Abbildung 6.16 liefert eine grafische Darstellung des prozentualen Fehlers, welcher als Nullpunktsdrift nach aufbringen der Maximallast zurück bleibt.

6.2. Dehnungsmessung bei Lastzyklen

Die zyklische Belastung der Teststrukturen basiert auf der Realisierung des in Kapitel 4.1 beschriebenen Prüfstands. Die Lineareinheiten mit den Servomotoren können derart programmiert werden, dass eine Bewegung um den ebenfalls einstellbaren Nullpunkt geschieht. Zudem lässt sich die Geschwindigkeit der Bewegung sowie die Haltezeit an der positiven und negativen Auslenkungsgrenze vorgeben. Die Vorteile der Erfassung einer kompletten Lastzyklenreihe ist die Möglichkeit der Aufzeichnung eines Nullpunktdrifts sowie eines Signaldrifts. Zudem werden die Strukturen bei einer Bewegung um die Nulllage positiv und negativ vorbelastet was ein übliches Vorgehen in der Messgliedkalibrierung darstellt. Die Lasteinleitung mittels der Lineareinheiten verringert das Schwingverhalten der Teststrukturen welches durch das Aufbringen einer Gewichtslast entsteht.

Es wurden pro Messreihe 35 Messzyklen gefahren und dabei simultan die Signale der DMS sowie den applizierten und verschieden tief eingebetteten FBG-Sensoren gewonnen. Als Abtastfrequenz für alle Messreihen wurden 200 kHz gewählt. Für die Auswertung wurden die Messwerte an den Auslenkungsgrenzen verwendet und daraus der Erwartungswert der Dehnung und die Standardabweichung berechnet. Für die Schlag und Schwenkrichtung wurden insgesamt 40 Messreihen durchgeführt und daraus 1200 Erwartungswerte und Standardabweichungen berechnet. Dies dient als solide Datenbasis, um daraus weitere Erkenntnisse über die Eignung von FBG-Sensoren am Hubschrauberrotorblatt und deren Vorteile gegenüber herkömmlichen DMS gewinnen zu können.

6.2.1. Messaufbau zur Lastzyklenmessung

Der Messaufbau für die Dehnungsmessung an Lastzyklen besteht aus dem Prüfstand, den Messgeräten, sowohl elektrisch als auch optisch und einem Messcomputer welcher die Daten speichert. Abbildung 6.17 dient der schematischen Verdeutlichung des Aufbaus.

6. Analyse der Messdaten und Ergebnisse

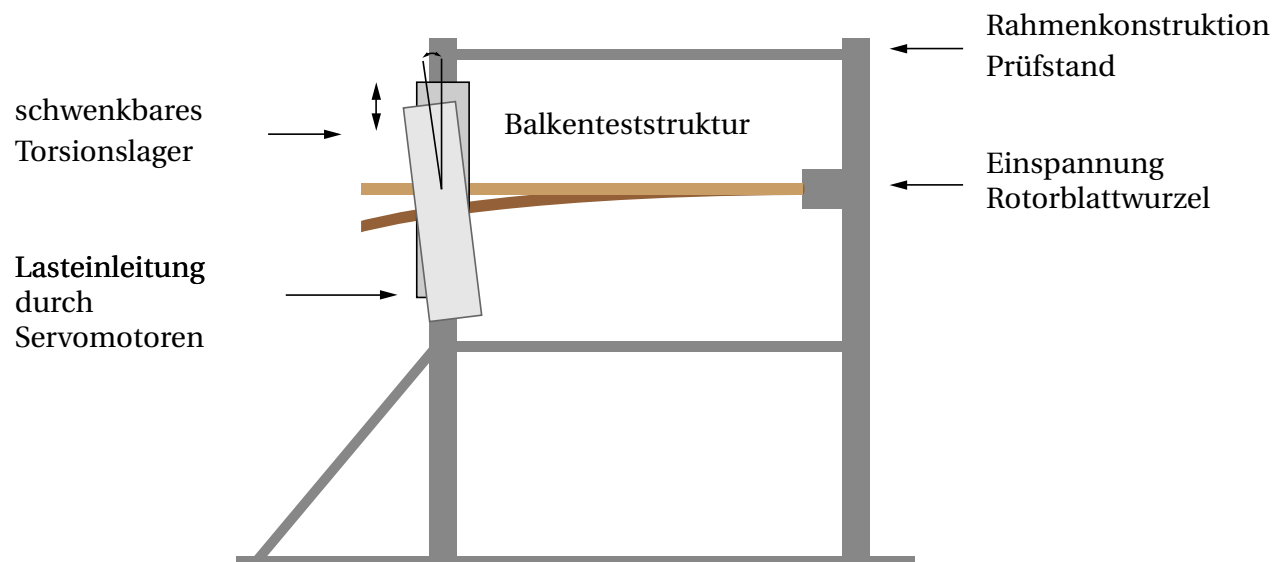


Abbildung 6.18.: Aufbau des Lastzyklenmessung. Die Balkenteststruktur wird in den Prüfstand mastseitig starr eingespannt. Am spitzen Ende greift ein Torsionslager manchettenartig um die Struktur und leitet die Kraft durch das Verfahren der Servomotoren ein.

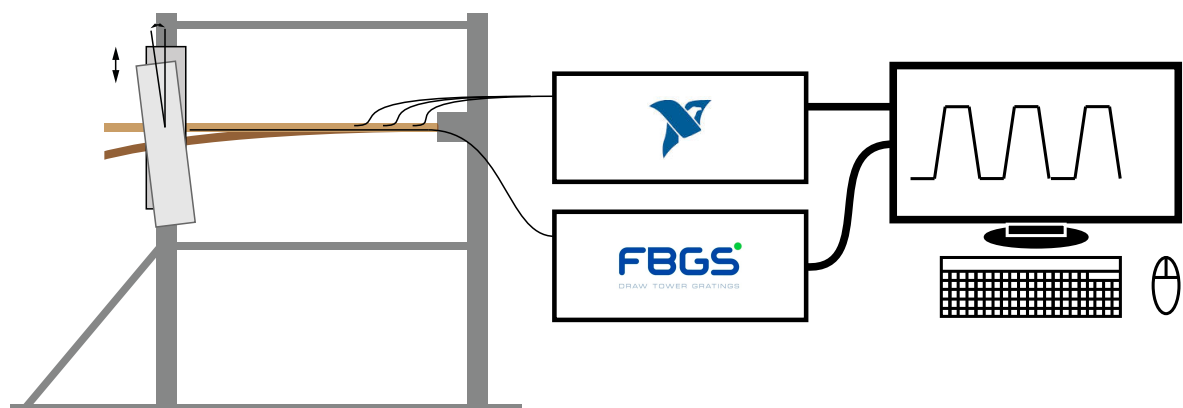


Abbildung 6.17.: Schematische Darstellung des Versuchsaufbaus.

Abbildung 6.18 kann, am Beispiel der Balkenteststruktur, die Einspannung sowie die Angriffsstelle der Lineareinheit mit Torsionslagerbewegung entnommen werden.

Die Achsen der Lineareinheit lassen sich derart programmieren, dass eine zyklische Bewegung mit vorgegebener Geschwindigkeit und Haltezeit in den Umkehrpunkten ausgeführt wird. Dabei lassen sich die Regler der Servomotoren über eine RS232 und RS428 Schnittstelle vom Messcomputer aus programmieren. Die Messreihen wurden mit einer Geschwindigkeit von 25 mm/s gefahren und einer Haltezeit von 3 s.

Die Messgeräte von NI und FBGS zur Erfassung der Sensorsignale wurden über eine USB Schnittstelle des Messcomputers angeschlossen. Die Auswertung der Rohdaten erfolgte offline und wird in den Auswertekapiteln 6.2.2 und 6.2.3 beschrieben.

Tabelle A.6 (im Anhang) zeigt die durchgeführten Messreihen für die Dehnungserfassung der Lastzyklen.

6.2.2. Vorgehen bei der Datenanalyse

Für die Aufzeichnung der Messwerte stehen für das Messsystem der Firma NI verschiedenen Formate zur Verfügung. Trotz des geringeren Speicherbedarfs des binär codierten Formats wurden die Messwerte im .dat-Format aufgezeichnet. Das Messsystem der Firma FBGS bietet lediglich die Aufzeichnung im .txt-Format an. Die Auswertung der Rohdaten wurde mit dem Programm MATLAB des Anbieters Mathworks bestritten.

Für alle Messreihen wurden die Signale der Sensoren eingelesen und in Matrizen gesichert. Dabei wurde die korrekte Zuordnung sichergestellt und die Komma-Punkt Wandlung ausgeführt.

Die weitere Analyse der verschiedenen Sensorarten erfolgt auf unterschiedlichen Wegen. Die Daten des NI Systems können direkt weiterverarbeitet werden wohingegen die Daten des FBGS Systems zunächst von Wellenlängendifferenzen in Dehnungen gewandelt werden müssen. Da stets komplette Lastzyklen aufgezeichnet wurden müssen alle Lastmaxima für die Bestimmung des Erwartungswerts und der Standardabweichung ausgeschnitten und in einem Vektor zusammengefasst werden. Das FBGS Messsystem besitzt auf Grund des in Kapitel 4.3.1 beschriebenen Funktionsprinzip einen höheren Grad der Diskretisierung wie dies für das NI System der Fall ist. Aus diesem Grund wurden die Signale des NI Systems auf die 6. Nachkommastelle gerundet um die Häufungen der gemessenen Dehnungen zu bestimmen.

Nach dem im vorherigen Absatz beschriebenen Pre-Processing wird jeder Lastfall (Messreihe) für sich, jede Sensorart sowie jede Sensorposition analysiert. Daraus ergibt sich eine Summe von etwa 1200 verschiedenen Datenanalysen für die Berechnung des Erwartungswertes und der Beurteilung der Streuung der Sensoren.

Um die Streuung beurteilen zu können werden die Häufung der Dehnungssignale eines jeden Sensors pro Lastfall über der Dehnung berechnet und anschließend ein Gauß-Fit für die Punkte berechnet. Die für unseren Fall in MATLAB hinterlegte Funktion ist Gleichung 6.1 zu entnehmen.

6. Analyse der Messdaten und Ergebnisse

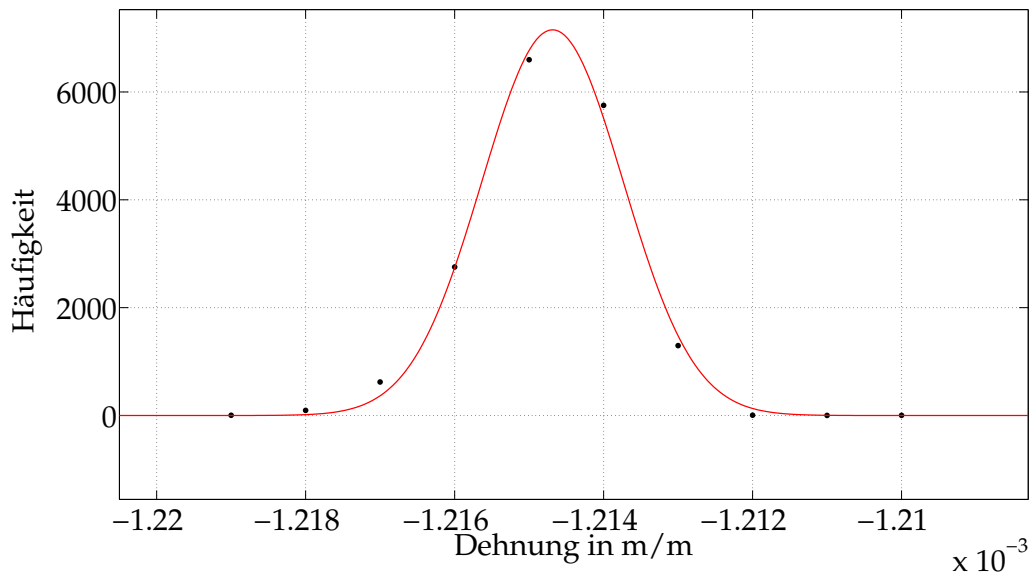


Abbildung 6.19.: Signal des DMS-Sensors S2 der Flexbeamteststruktur II.

$$y = a \cdot e^{\left[-\left(\frac{x-b}{c}\right)^2\right]} \quad (6.1)$$

Dabei ist b der Wert des Gauss-Maxima und damit der Erwartungswert der gemessenen Dehnung. Die Standardabweichung σ der gemessenen Dehnung berechnet sich nach Gleichung 6.2.

$$\sigma = \frac{c}{\sqrt{2}} \quad (6.2)$$

Abbildung 6.19 zeigt exemplarisch den Gauss-Fit eines Dehnungssignals des Sensortyps DMS.

Die Sensoren erfassen Dehnungen an der gleichen lateralen Koordinate der Flexbeamteststruktur II. Die etwas geringere Dehnung des FBG-Sensors ist auf eine Einbettiefe von etwa 2.5 mm zurück zu führen. Deutlich zu erkennen ist die Breite des Gauss-Fits des FBG-Sensors, betrachtet an der Abszisse, mit $2 \mu\text{m}$ geringer als die des DMS-Sensors mit $8 \mu\text{m}$.

Die Abbildung 6.19 und 6.20 zeigen einen guten Fall des Gaußfitting. Nicht immer sind die Signale von solch eindeutiger Qualität. Abbildung 6.21 zeigt ein Sensorsignal mit deutli-

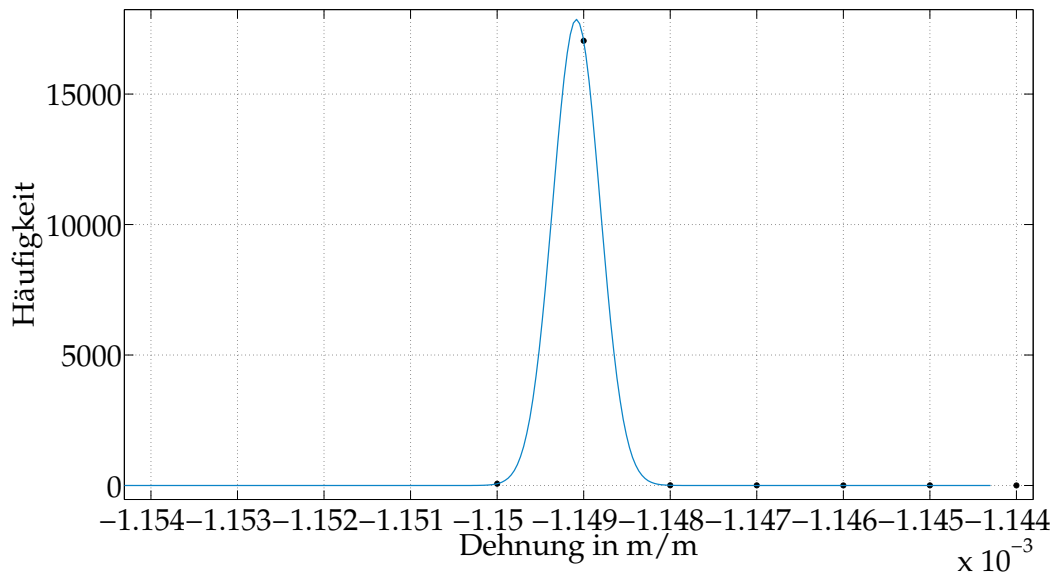


Abbildung 6.20.: Signal des integrierten FBG-Sensors S2 der Flexbeamteststruktur II.

cher Streuung. Hierbei handelt es sich um einen Grenzfall. War das bestmögliche Fitting-ergebnis schlechter als in diesem Fall wurde die entsprechende Messung verworfen.

Das folgende Kapitel präsentiert die Ergebnisse der Datenanalyse. Dabei werden die verschiedenen Sensorarten miteinander verglichen und eine Schlussfolgerung für die Eignung des FBG-Sensors als applizierter und integrierter Sensor am Hubschrauberrotorblatt gezogen.

6. Analyse der Messdaten und Ergebnisse

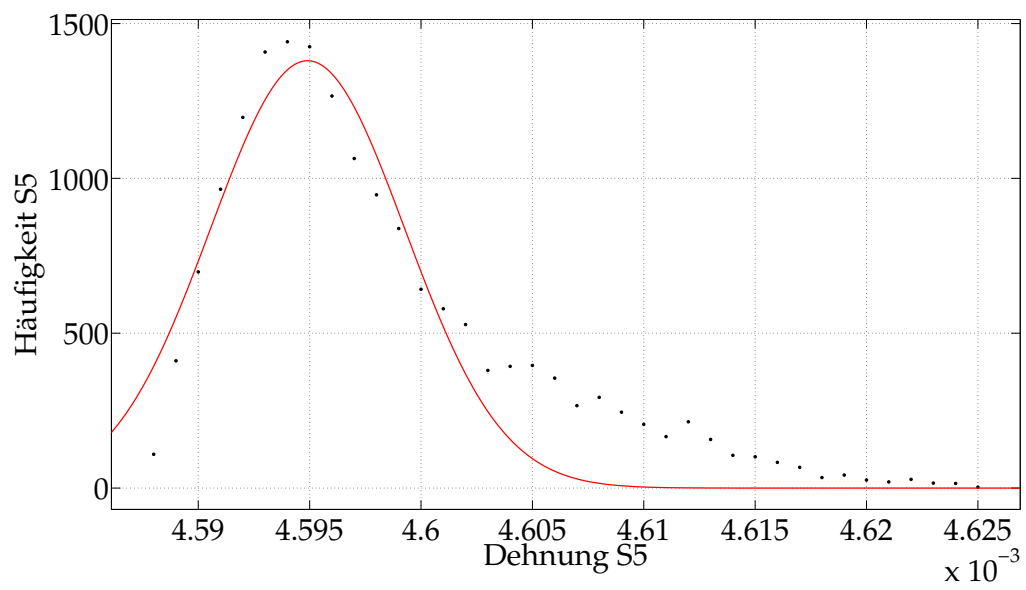


Abbildung 6.21.: Signal eines DMS-Sensors mit deutlicher Streuung.

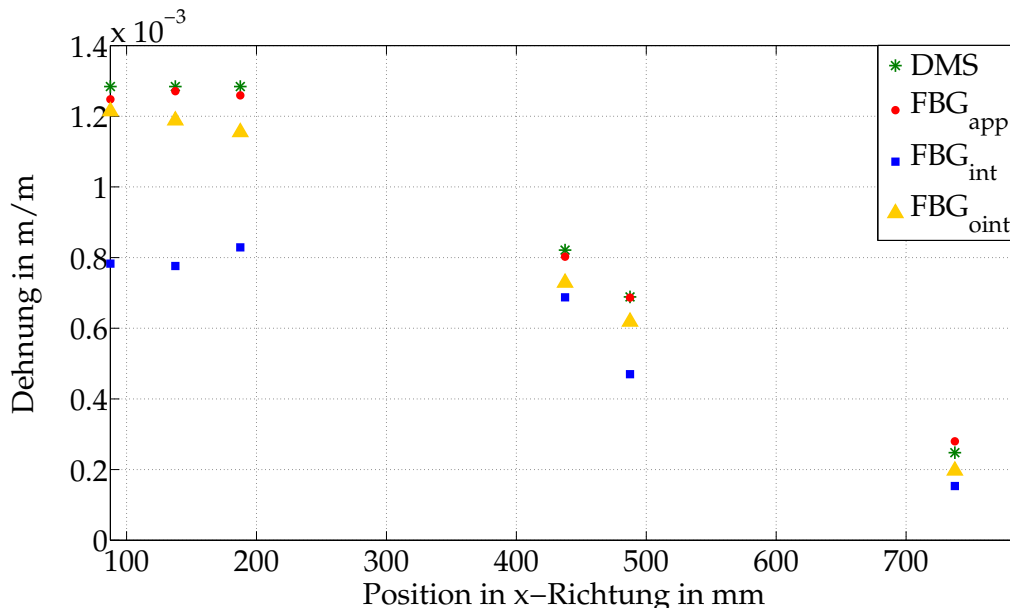


Abbildung 6.22.: Dehnungsverlauf entlang der x-Richtung der Balkenteststruktur III. Dargestellt sind sowohl DMS als auch FBG Sensoren sowie die verschiedenen Einbettiefen der FBG Sensoren.

6.2.3. Ergebnisse der Messreihen zur Erfassung der Dehnung

Die in diesem Kapitel vorgestellten Ergebnisse basieren auf 52 Messreihen der 4 Teststrukturen (vgl. Tabelle A.6). Die zum Einsatz gekommenen Teststrukturen wurden in Kapitel 4 bereits beschrieben.

Zunächst wird der Verlauf der Dehnung entlang der Balkenteststrukturen betrachtet. Erwartet wird trotz der Orthotropie des Faserverbundwerkstoffs ein nahezu linearer Verlauf der Dehnung entlang der x-Richtung. Abbildung 6.22 zeigt dies exemplarisch für die Balkenteststruktur III im Lastfall Schlagen 60 mm. Der Verlauf der Dehnung entlang der x-Richtung entspricht der in Kapitel 2.1 hergeleiteten Biegelinie für eine gerade Biegung eines Balkens. Die Sensoren 1-3 sind mit gleichem Abstand, ebenso Sensoren 4 und 5 sowie 6 und 7. Abbildung 6.23 zeigt den Dehnungsverlauf der Balkenstruktur II für den gleichen Lastfall.

Vor dem Hintergrund, dass es sich um zwei verschiedenen von Hand gefertigte Testträger handelt, wenn auch gleicher Geometrie und Material, so ist die Ähnlichkeit des Dehnungsverlaufs erstaunlich. In Abbildung 6.24 sind die Differenzen der Dehnungssignale der Balkenteststruktur II und III für die verschiedenen Sensoren und Einbettiefen in Prozent dargestellt. Es fällt auf, dass die Abweichungen für die integrierten FBG deutlich größer sind als für die applizierten FBG- und DMS-Sensoren. Diese Abweichung sind dem nicht definierbaren Absinken der FBG-Sensorfasern geschuldet. Aufgrund des Herstellungs-

6. Analyse der Messdaten und Ergebnisse

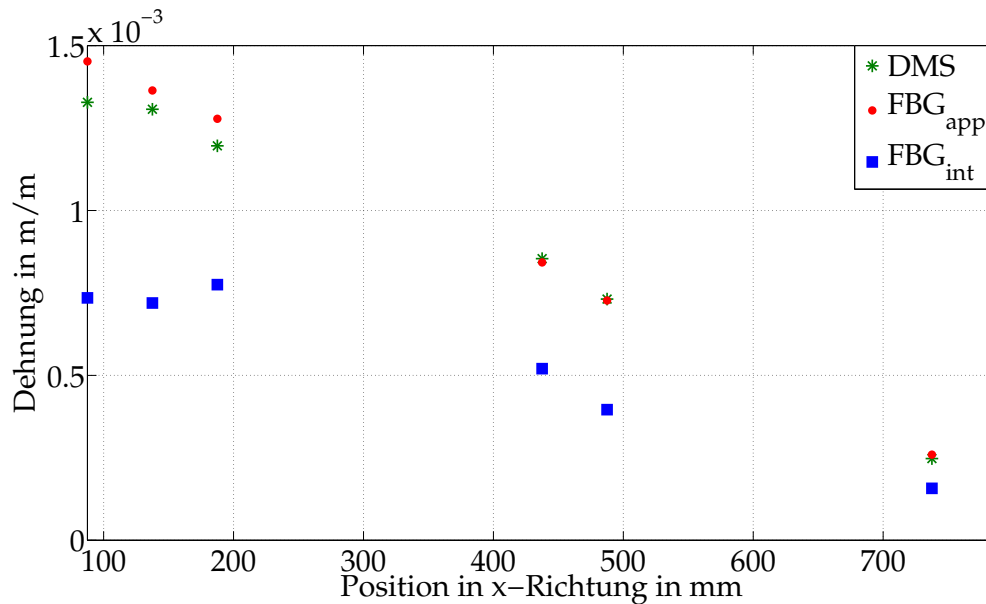


Abbildung 6.23.: Dehnungsverlauf entlang der x-Richtung der Balkenteststruktur II. Dargestellt sind sowohl DMS als auch FBG Sensoren sowie applizierte und integrierte FBG Sensoren.

prozesses der Balkenteststrukturen kann es bei den integrierten optischen Glasfasern zu Abweichungen der Integrationstiefe kommen. Vergleichbar ist dies mit einem zwischen zwei Punkten gespannten Seil. Durch die Erwärmung des Materials und das Gleiten an den Stellen des Faseraustritts kann es zum Absinken oder auch Aufschwimmen der optischen Glasfaser kommen. Typisch dafür sind die deutlich höheren Abweichungen an Positionen in der Balkenmitte. **Als Ergebniss erhalten wir eine durchschnittliche Differenz der DMS-Sensorsignale der beiden Balkenteststrukturen von 4.07 %, der applizierten FBG-Sensorsignale von 6.42 % und der integrierten FBG-Sensorsignale von 10.88 %.** Die Balkenteststruktur III verfügt als einzige über eine besonders geartete zusätzliche Integration. Die so genannte Oberflächenintegration ist in Kapitel 4 beschrieben und in Abbildung 4.17 schematisch skizziert. Anhand des Balkentestträgers III können Schlussfolgerungen über die Dehnung in Bezug auf die Integrationstiefe gezogen werden. Dazu wurde das Verhältnis von oberflächenintegrierten und komplett integrierten Sensoren zu den applizierten Sensoren berechnet. Abbildung 6.25 zeigt den prozentualen Anteil der Dehnung über die Sensorpositionen. **Deutlich zu erkennen handelt es sich bis Sensorposition 3 um den selben prozentualen Anteil je Integrationstiefe.** Das Maxima der Dehnungssignale der integrierten FBG-Sensoren an der Sensorposition 4 entsteht durch das Absacken der optischen Glasfaserleitung zur Balkenmitte hin. Da die optische Glasfaserleitung auf der Unterseite der Balkenteststruktur angeordnet, ist verringert sich die Einbetttiefe durch das Absacken der Leitung hin zum Boden der Form. Die Dehnungssignale nähern sich so an die Signale der applizierten Sensoren an.

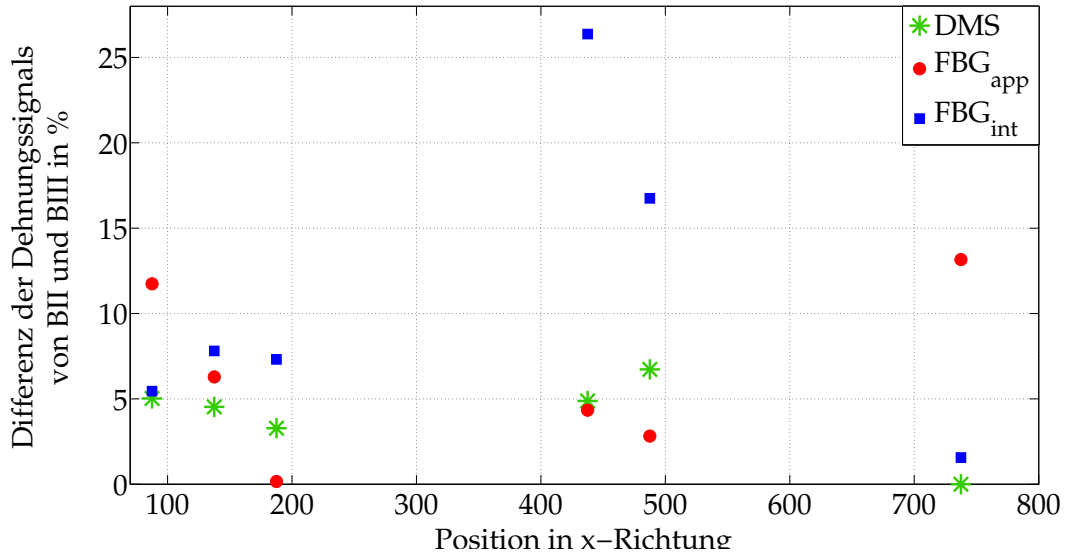


Abbildung 6.24.: Prozentuale Differenz zwischen den Dehnungen des Balkentestträgers III und II an den jeweiligen Sensorpositionen.

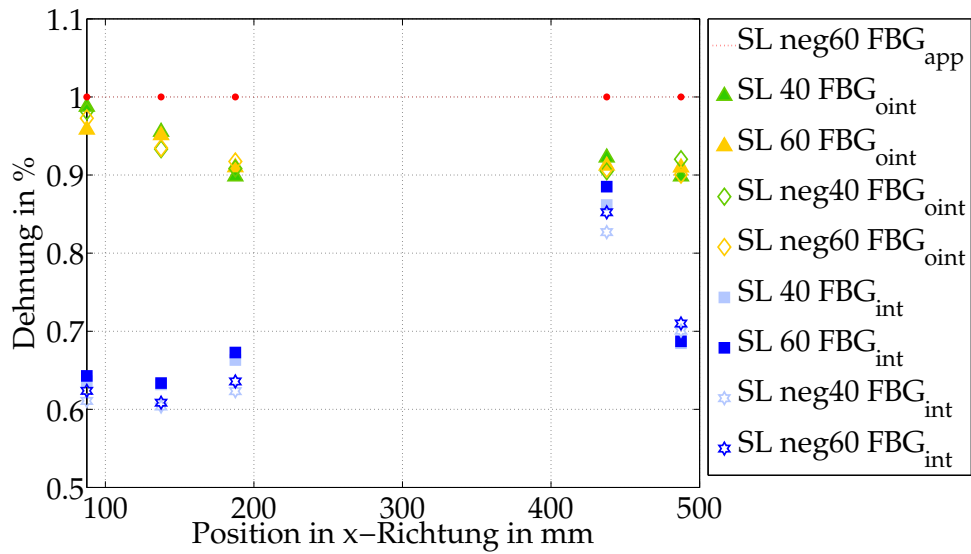


Abbildung 6.25.: Prozentuale Differenz von oberflächenintegrierten (orange) und integrierten (blau) FBG-Sensoren zu den applizierten FBG-Sensoren (rot). Betrachtete wurden der Fall Schlägen mit den Auslenkungen 40 mm, 60 mm, -40 mm und -60 mm.

6. Analyse der Messdaten und Ergebnisse

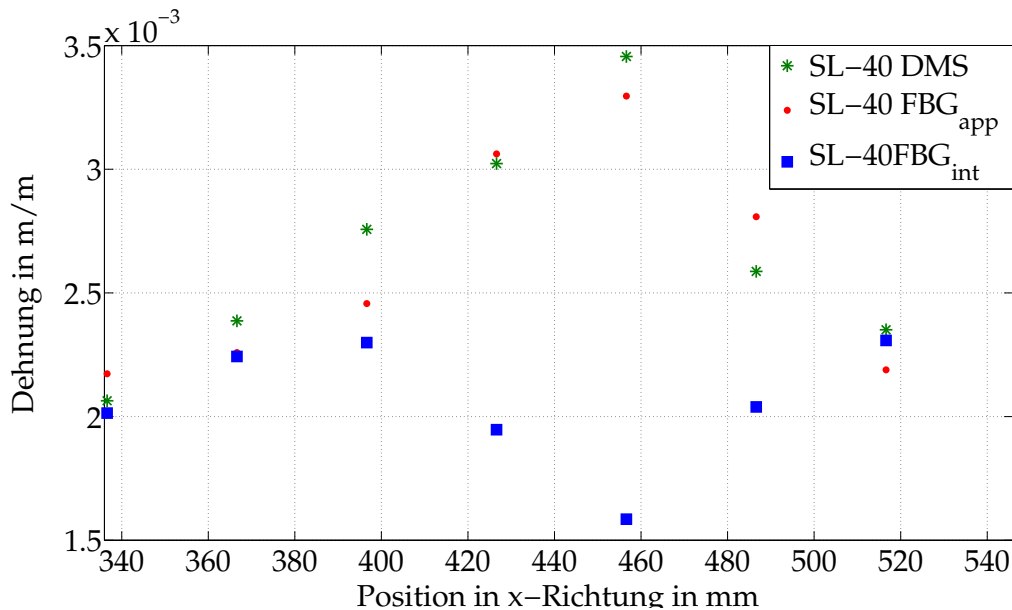


Abbildung 6.26.: Dehnungsverlauf in x-Richtung der Flexbeamteststruktur II. Die Dehnungen entsprechen dem Lastfall -40 mm.

Die deutlich komplexere Geometrie der Flexbeamteststruktur macht eine Vorhersage des Dehnungsverlaufs unmöglich. Da jeder Flexbeam ein Einzelstück ist gelangen auch die FE-Modelle an ihre Grenzen. Die Messung direkt am Bauteil liefert die tatsächlich vorherrschende Dehnung. Durch die Möglichkeit der Integration von FBG-Sensoren können so Messergebnisse im Innern der Struktur gewonnen werden. Abbildung 6.26 zeigt den Dehnungsverlauf in x-Richtung der Flexbeamteststruktur II für den Lastfall Schlagen mit Auslenkung -40 mm. **Für den Lastfall Schwenken ist der Dehnungsverlauf für applizierte Sensoren geradlinig und identischen Verlauf für die beide Flexbeamteststrukturen (vgl. Abbildung 6.29).** Die integrierte Sensorleitung zeigt ab Sensorposition 5 eine abweichende Charakteristik. Dies kann mehrere Gründe haben. Ein Wandern der Sensorleitung ist ebenso möglich wie ein abweichendes Dehnungsfeld im Innern des Flexbeam aufgrund der Lagenanordnung der Rovingstreifen. Aufgrund der fehlenden integrierten Sensoren in der Flexbeamteststruktur I wird dies nicht weiter untersucht. Der Dehnungsverlauf der Flexbeamteststruktur findet sein Maximum an Sensorposition 5. Dies ist für beide Flexbeamteststrukturen zu erkennen. Ebenso deutlich zu erkennen ist ein sich stark ähnelnder Dehnungsverlauf.

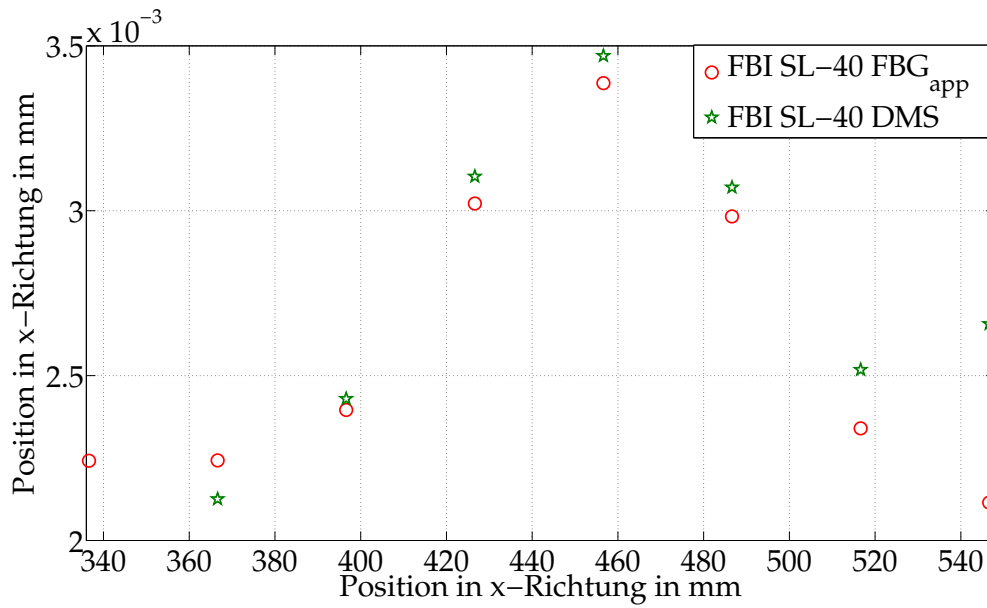


Abbildung 6.27.: Dehnungsverlauf in x-Richtung der Flexbeamteststruktur I. Die Dehnungen entsprechen dem Lastfall -40 mm.

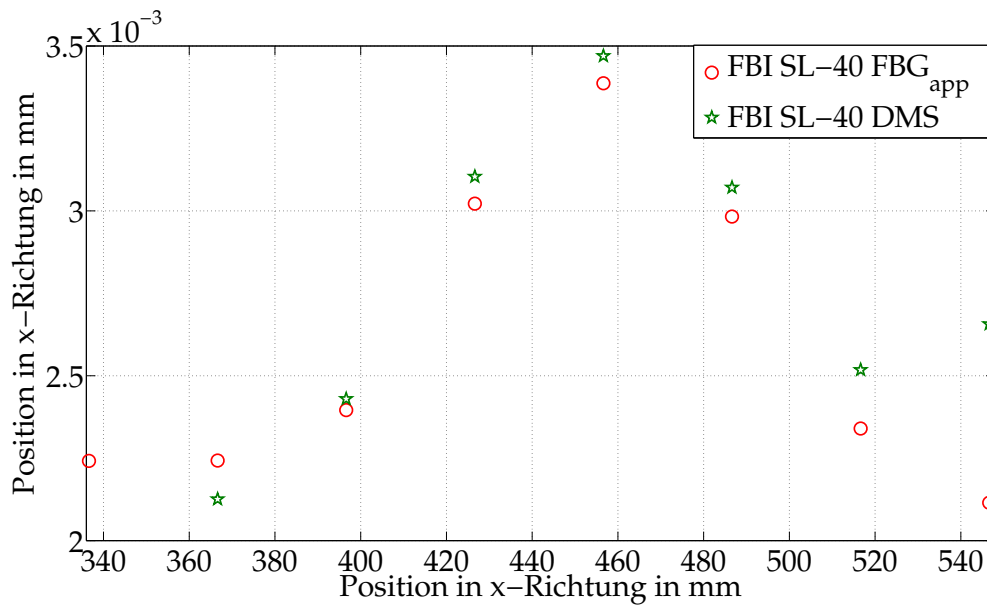


Abbildung 6.28.: Dehnungsverlauf in x-Richtung der Flexbeamteststruktur. Die Dehnungen entsprechen dem Lastfall SL-40 mm für die Flexbeamteststruktur I und II.

6. Analyse der Messdaten und Ergebnisse

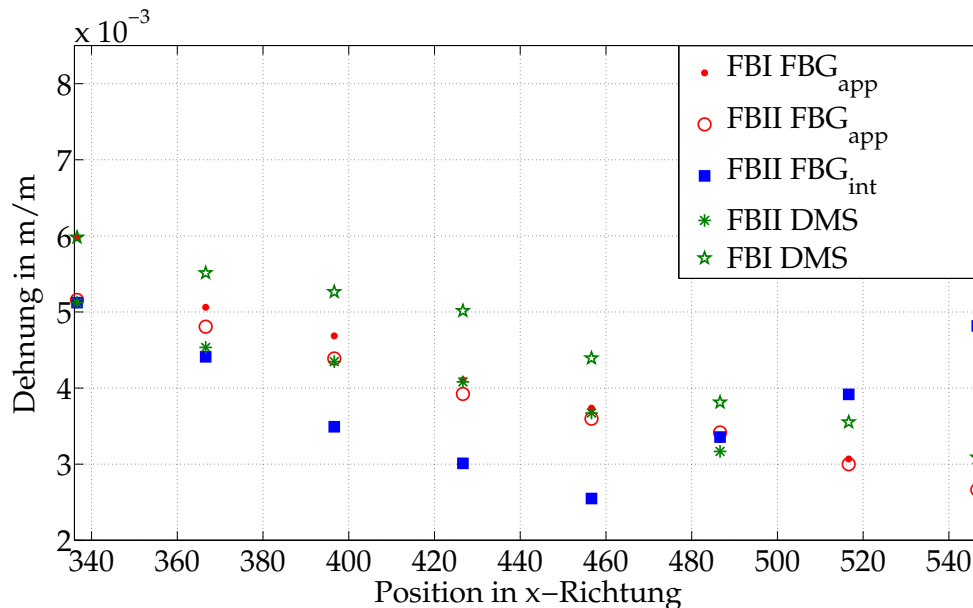


Abbildung 6.29.: Dehnungsverlauf in x-Richtung der Flexbeamtteststruktur I. Die Dehnungen entsprechen dem Lastfall SW-30 mm.

Um eine Aussage darüber treffen zu können wie gut sich FBG-Sensoren im Vergleich zu DMS für die Dehnungserfassung an der Flexbeamtteststruktur eignen wurden alle 1200 Datensätze ausgewertet. Erfasst wurde insbesondere der Erwartungswert der Dehnung und die Standardabweichung für verschiedene Sensorkonstellationen betrachtet. Hauptaugenmerk liegt dabei herauszufinden ob sich ein signifikanter Unterschied zwischen DMS und FBG-Sensoren sowie den verschiedenen Integrationstiefen zeigt.

Abbildung 6.30 vergleicht die applizierten Sensoren und damit die DMS-Sensoren mit den applizierten FBG-Sensoren. **Deutlich zu erkennen ist die geringere Standardabweichung der applizierten FBG-Sensoren gegenüber den DMS.** Insbesondere trifft dies für Dehnungen größer $1000 \mu\text{m}/\text{m}$ zu. Der Vergleich aus Abbildung 6.31 bestätigt dies. **DMS haben verglichen zu FBG-Sensoren allgemein eine höhere Standardabweichung, sind streuanfälliger.** Der direkte Vergleich der Standardabweichung von applizierten und integrierten FBG-Sensoren ist in Abbildung 6.32 zu sehen. Die Unterschiede sind gering, im oberen Bereich der Dehnungen ist die Streuung applizierter Sensoren geringfügig größer. Aufgrund der in Abbildung 6.31 erkennbaren geringeren Standardabweichung von FBG-Sensoren gegenüber den DMS-Sensoren wurden abschließend die Standardabweichungen aller FBG-Sensoren untereinander betrachtet. Das Ergebnis findet sich in Abbildung 6.33. **Zu erkennen ist die geringere Standardabweichung von oberflächenintegrierten und integrierten FBG-Sensoren im Vergleich zu den DMS-Sensoren.** Aufgrund der deutlich geringeren Anzahl der Messreihen mit oberflächenintegrierten FBG-Sensoren lässt sich keine eindeutige Aussage darüber treffen ob die Integrationstiefe einen Einfluss auf die Standardabweichung der gemessenen Dehnungen hat. Für geringere Dehnungen lässt

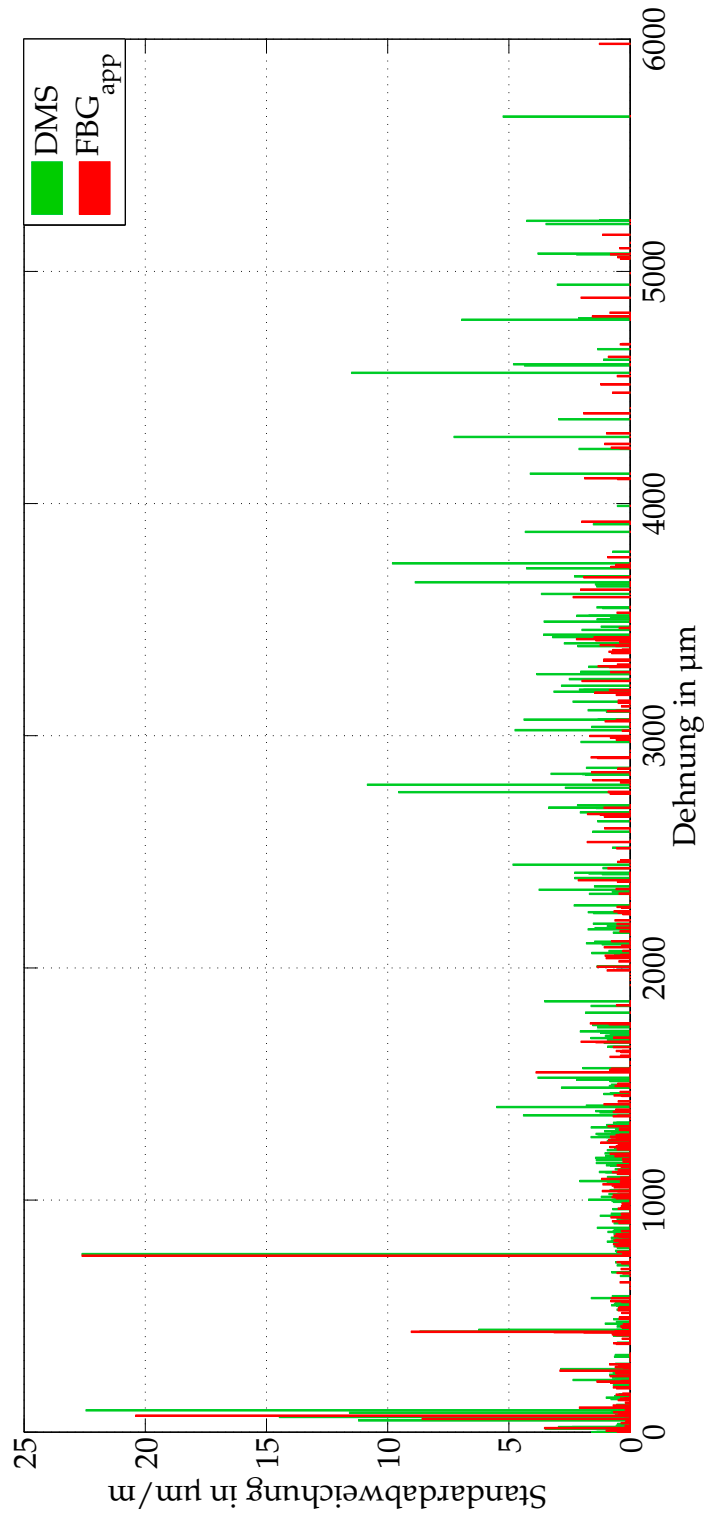


Abbildung 6.30.: Vergleich der Standardabweichung von DMS und applizierten FBG Sensoren.

6. Analyse der Messdaten und Ergebnisse

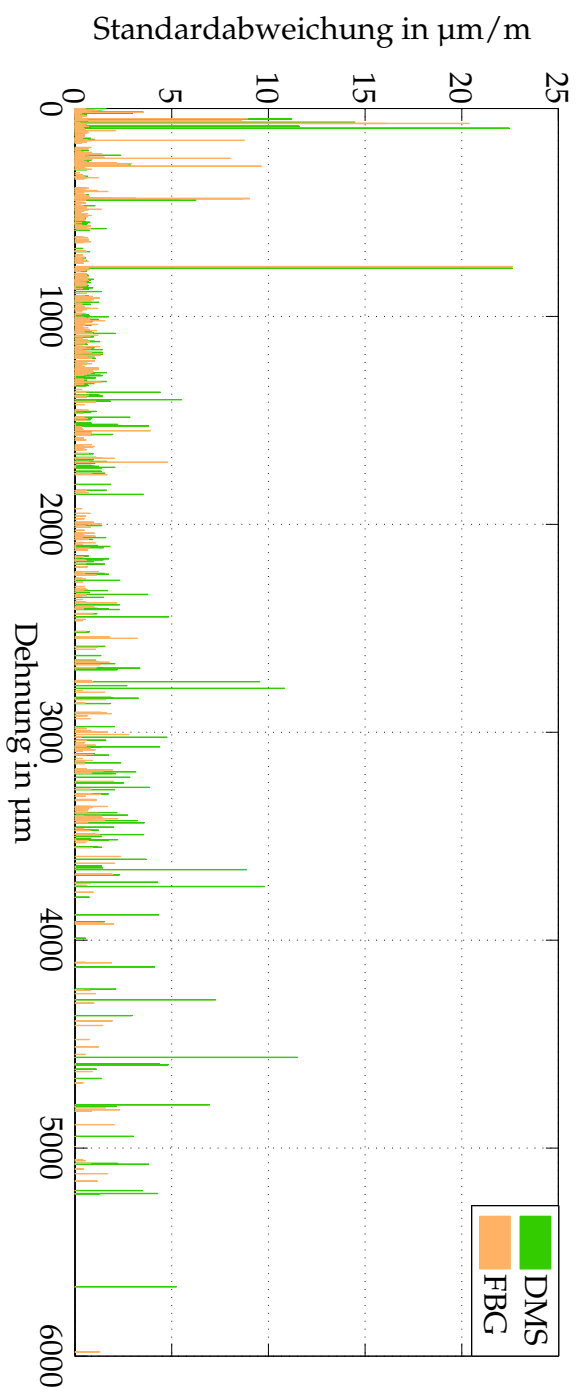


Abbildung 6.31.: Vergleich der Standardabweichung von DMS und allen Integrationstiefen der FBG-Sensoren.

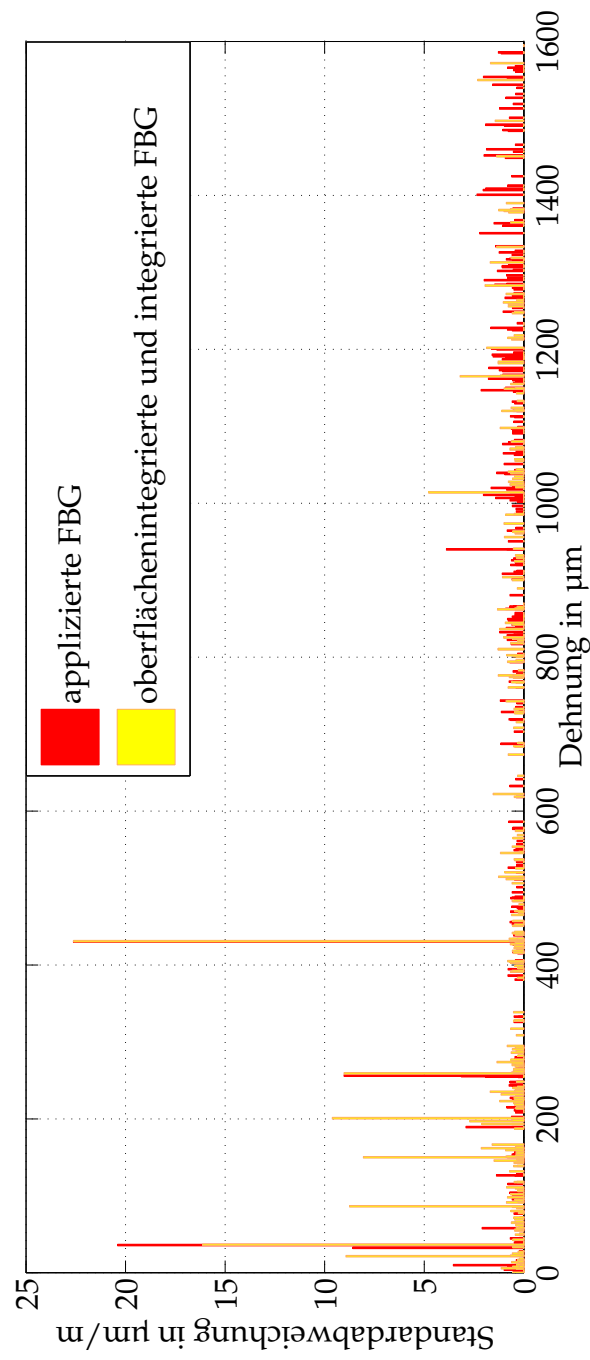


Abbildung 6.32.: Vergleich der Standardabweichung von applizierten und integrierten FBG-Sensoren.

6. Analyse der Messdaten und Ergebnisse

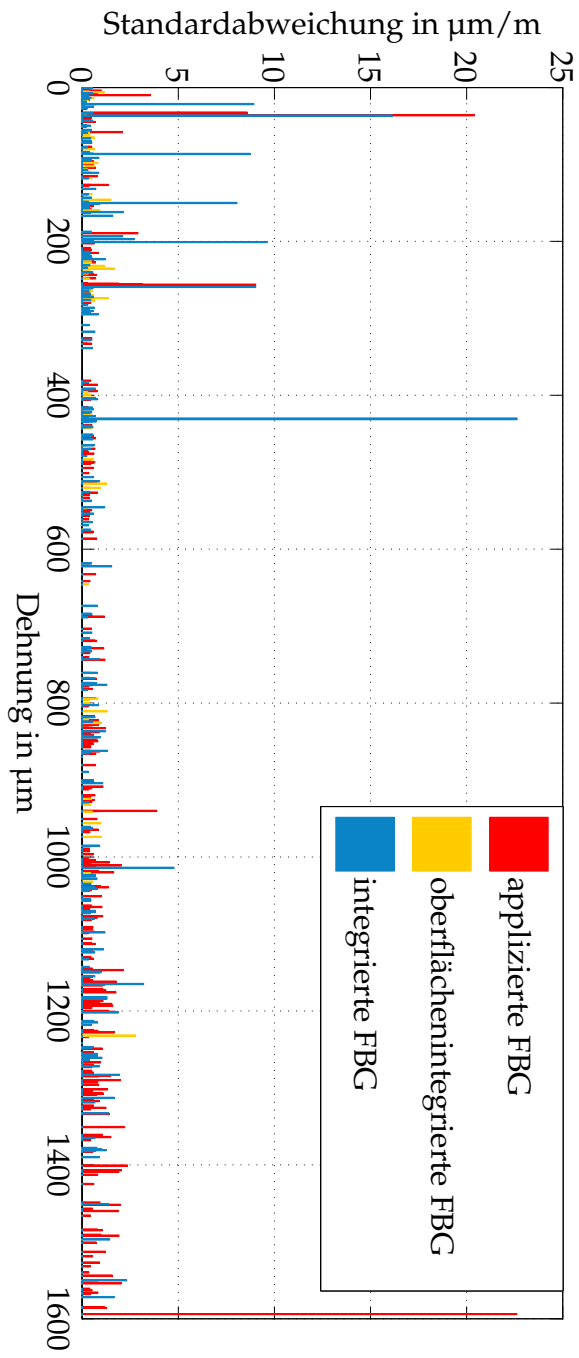


Abbildung 6.33.: Vergleich der Standardabweichung von allen Integrationsstiefen der FBG-Sensoren untereinander.

sich allerdings feststellen, dass im Vergleich zu den integrierten FBG-Sensoren größere Standardabweichungen ermittelt wurden. Abbildung 6.32 stellt dies grafisch dar. **Aufgrund der in Abbildung 6.30-6.33 gezeigten Grafiken ist der Vorteil von FBG-Sensoren gegenüber den herkömmlichen DMS-Sensoren eindeutig. Die geringere Standardabweichung spricht für eine höhere Messgenauigkeit.**

Ein wichtiger Punkt dieses Kapitels war der Vergleich von Standardabweichungen verschiedener Sensortypen. Dies wurde ausführlich beschrieben und die Ergebnisse präsentiert. Ein weiterer ebenso wichtiger Punkt ist die Anfälligkeit der Sensoren gegenüber äußeren Einflüssen. Während der Ausführung diverser Messreihen zeichnet sich erste Erkenntnisse diesbezüglich ab. Das größte Problem im Laborbetrieb war der Verlust der Haftung zur Teststruktur. Bei Dehnungen über $3000\ \mu\text{m}/\text{m}$ verloren 20 % der DMS-Sensoren ihre Haftung und mussten ersetzt werden. Dies wiederholte sich bei jeder weiteren Messreihe mit Dehnungen über $3000\ \mu\text{m}/\text{m}$, so dass in Summe 35 DMS-Sensoren ersetzt werden mussten. Dieses Phänomen beschränkte sich, bis auf wenige Ausnahmen, auf DMS-Sensoren. Vereinzelt Ablösungen erfuhr die applizierte FBG-Sensoren. **Oberflächenintegrierte und integrierte FBG-Sensoren hingegen mussten keine Verluste verzeichnen.** Ein großes Problem stellt jedoch der Fasereinlass und Faserauslass der Sensorleitungen dar. Die für die Flexbeamteststruktur II realisierte Lösung erweist sich als vielversprechend und sollte weiter verfolgt werden.

6.3. Kalibrierbarkeit der Sensoren

Drift- und Belastungsdriftversuche aus Kapitel 5 und 6 geben erste Aufschlüsse über die Signalstabilität der Sensoren. Genauere Untersuchungen der Kalibrierbarkeit der Teststrukturen werden in diesem Kapitel beschrieben. Dabei wird auf das Kalibrierszenario eingegangen und die Ergebnisse hinsichtlich der Genauigkeit der Kalibrierung und des eventuellen Nullpunktdrifts präsentiert.

Allgemein werden Messglieder in einem ihrem späteren Einsatz entsprechenden Belastungsszenario kalibriert. Für die untersuchten Balkenteststrukturen und Flexbeamteststrukturen wurde sich für einen linearen Belastungslauf in Schlagrichtung entschieden. Dabei wird die Teststruktur wie im Fall der Dehnungsmessung bei Lastzyklen in den Prüfstand eingebaut (vgl. Abbildung 6.18). Die Teststruktur wird aus der Ruhelage ausgelenkt. Dabei wird zunächst in den negativen Bereich belastet, anschließend in die Ruhelage zurück und der positive Bereich durchlaufen bis die Ruhelage erneut erreicht wird. Anschließend erfolgt die Betrachtung der Kalibrierkurve und es wird der Fehler zur Regressionsgeraden betrachtet. Die maximale prozentuale Abweichung vom errechneten Wert gibt die Güte des Messglieds an. Anhand dieser kann jedes Sensornetzwerk für sich sowie auch die verschiedenen Teststrukturen beurteilt werden.

Abbildung 6.34 zeigt die erfasste Dehnung über einen kompletten Kalibrierlauf. Bei dem aufgezeichneten Signal handelt es sich um ein DMS-Signal. Das FBG-Sensorsignal weist die gleiche Charakteristik auf.

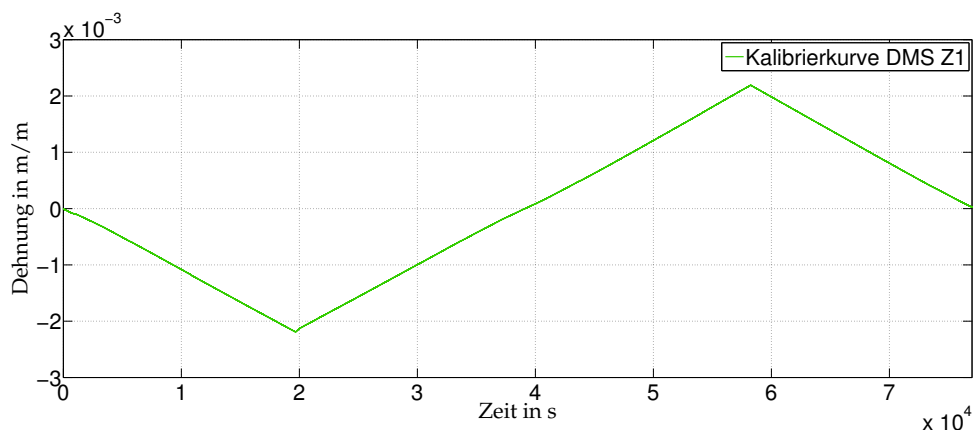
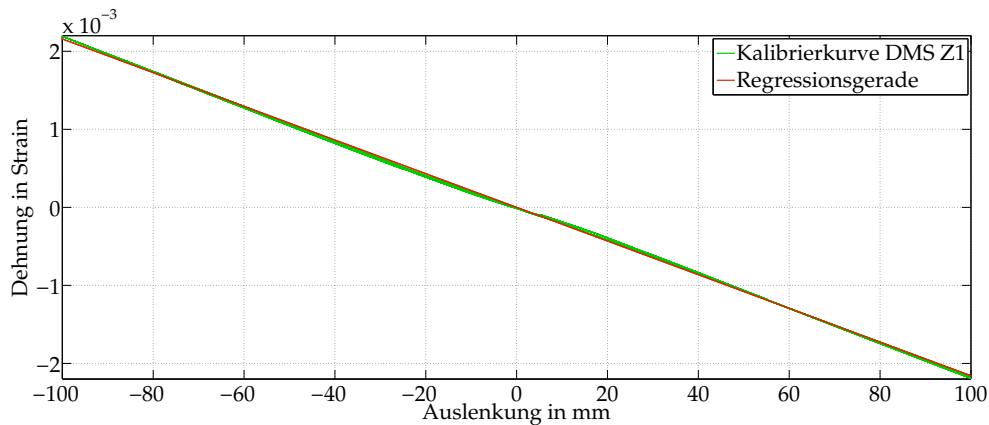
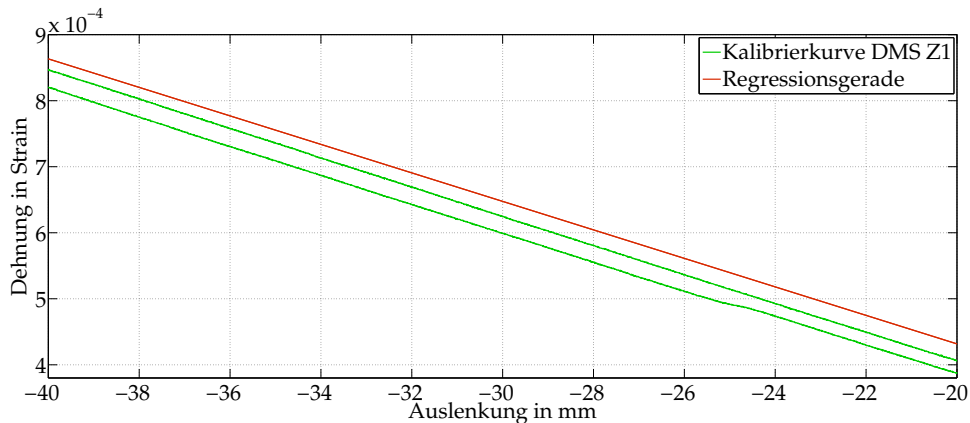


Abbildung 6.34.: Aufgezeichnete Dehnung für den Kalibrierlauf einer Balkenteststruktur.

Für jeden Kalibrierlauf, jede Sensorart und jeden Sensor wird eine Regressionsgerade ermittelt zu welcher im Anschluss die Differenz und daraus der prozentuale Fehler errechnet wird. Exemplarisch ist eine solche Regressionsgerade in Abbildung 6.35 dargestellt. Der grün gezeichnete Dehnungsverlauf weist eine Hysterese auf. Diese ist charakteristisch und



(a) Zu sehen ist das Dehnungssignal in (grün) sowie die errechnete Regressionsgerade in (rot).



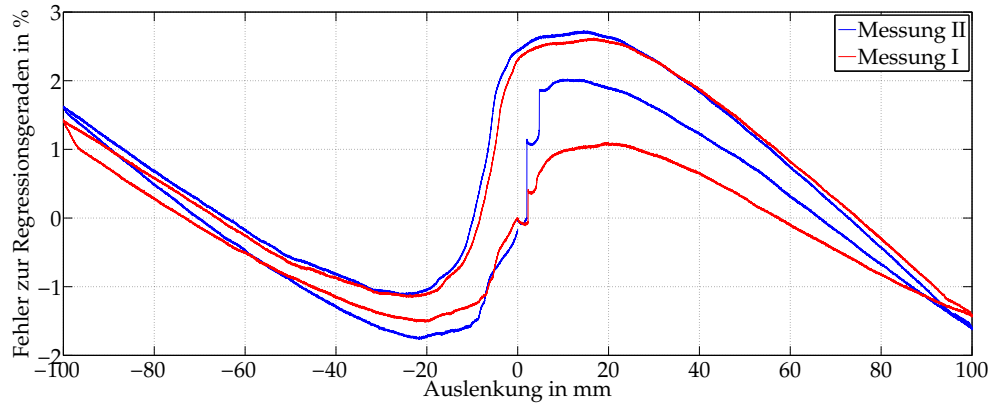
(b) Diese Grafik ist ein Ausschnitt aus 6.35a und verdeutlicht das Abweichen der gemessenen Dehnung von der Ideallinie (Regressionsgerade (rot)).

Abbildung 6.35.: Vergleich von gemessenen Dehnungen während des Kalibrierlaufs zu der errechneten Ideallinie (Regressionsgerade).

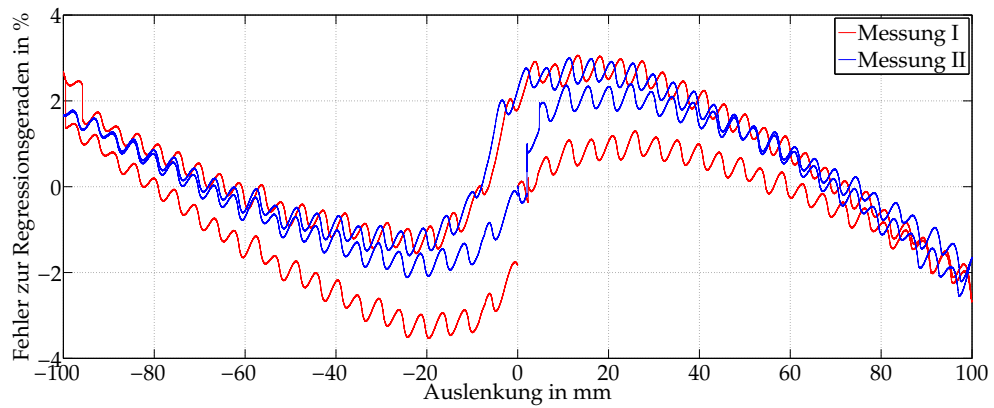
je nach Güte des Messglieds stärker oder weniger stark ausgeprägt. In Abbildung 6.35b ist dieser Fehler durch heranzoomte deutlicher zu erkennen.

Abbildung 6.36 zeigt Fehlerkurven für die Flexbeamteststruktur II. Der Fehler zur Regressionsgeraden ist bei den FBG-Sensoren von einer Schwingung überlagert (vgl. Abbildung 6.36b und 6.36c). Erste Überlegungen führen zu den Servomotoren der Lineareinheiten und der geringeren Abtastfrequenz des optischen Systems. Aufgrund des zeitlichen Rahmens für die vorliegende Arbeit konnte darauf nicht näher eingegangen werden. Aus diesem Grund wird an dieser Stelle empfohlen die parasitäre Schwingung bei weiteren Messungen genauer zu betrachten. Ein wichtiger Punkt bei der Kalibrierung ist der Nullpunktsdrift. Es ist wichtig, dass nach Durchlaufen der positiven und negativen Maximallast der Nullpunkt für die Nulllage stabil ist und sich nicht über gewisse Grenze hinaus bewegt.

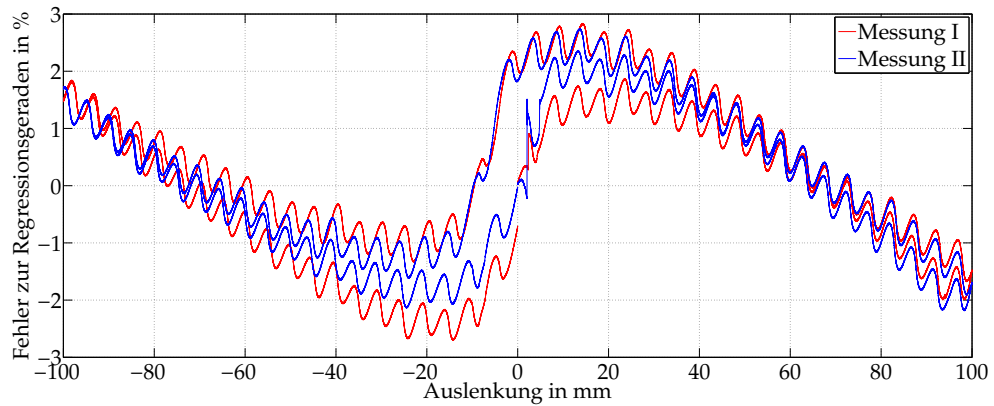
6. Analyse der Messdaten und Ergebnisse



(a) Fehler der DMS-Signale zur Regressionsgeraden.



(b) Fehler der applizierten FBG-Signale zur Regressionsgeraden.



(c) Fehler der integrierten FBG-Signale zur Regressionsgeraden.

Abbildung 6.36.: Fehler der jeweiligen Sensorarten zur ermittelten Regressionsgeraden.

Bezogen auf die Maximallast während des Kalibrierlaufs ist der Fehler maximal 3.125 %. Dieser Wert wird von einem DMS-Sensor erreicht. Der maximale Nullpunktsfehler für applizierte FBG-Sensoren ist 1.732 % und der für integrierte FBG-Sensoren liegt bei 0.690 %. Daraus lässt sich schließen, dass integrierte FBG-Sensoren deutlich stabiler bezüglich ihres kalibrierten Nullpunktes sind.

Bei der Betrachtung des Fehlers zur Regressionsgeraden fällt auf, dass eine parasitäre Schwingung alle FBG-Signalen überlagert. Diese lässt den maximalen Fehler wachsen. Ein sinnvoller Ansatz war es daher, zwei Messreihen der identischen Flexbeamteststruktur II miteinander zu vergleichen. Dies ist in Abbildung 6.36 gezeigt. **Die Differenz der Fehlerkurven zueinander liegt im Mittel bei unter 1.0 %. Mit den Hintergrund, dass es sich um einen handgefertigten Prototypen handelt ist dieses Ergebnis ausgezeichnet.** Die im Anhang befindliche Tabellen A.7 und A.8 stellt die Ergebnisse der Kalibrierläufe aller Sensoren gegenüber.

In diesem Kapitel wurden die Ergebnisse aller Messreihen vorgestellt. Im Fokus stand die Einschätzung der Messgenauigkeit und die Kalibrierbarkeit eines Systems. Dies ist gelungen und zeigt das Potential integrierter FBG-Sensoren für den Hubschrauberrotor. Nach Abschluss aller Analysen zeigt sich vor allem der integrierte FBG-Sensor als überlegen. In Hinblick auf die beabsichtigte Verwendung, zeigt der integrierte FBG-Sensor bessere Signaleigenschaften in Hinblick auf:

- Messgenauigkeit (Standardabweichung)
- Kalibrierbarkeit

Die nachgewiesenen guten Eigenschaften bezüglich der Kalibrierbarkeit lassen bei der weiteren Entwicklung bis hin zur Anwendungsreife keine besonderen Schwierigkeiten erwarten.

7.

7.1. Zusammenfassung

Am Lehrstuhl für Hubschraubertechnologie wird am Rotor geforscht. Dabei stellt die Dynamik elastischer Rotorblätter eine besondere Herausforderung dar. Bisher kann das Verhalten der Rotorblätter nicht real gemessen werden. Vielmehr wird ein Standardfall aufwendig berechnet und dient der Forschung und Entwicklung als Grundlage. Ein HUMS System welches erlaubt alle angreifenden Lasten zuverlässig zu erfassen, um in einem weiteren Schritt eine nutzungsabhängige Bauteillebensdauer zu realisieren, existiert bisweilen nicht. Die Erfassung der Lasten im rotierenden System des Hubschrauberrotorblatts scheiterte bisweilen an den Messaufnehmern beziehungsweise Sensoren. Mit einem voll funktionstüchtigen Prototyp ist ein HUMS System wie dies von Hajek, Manner und Süsse in [41] präsentiert wurde greifbar. Die Erforschung der FBG-Sensoren ist soweit fortgeschritten, dass einer Integration von FBG-Sensoren in den Faserverbund des Rotorblatts theoretisch möglich ist. Die Vorteile der FBG-Sensoren wie deren Multiplexeigenschaften, ihre geringen Abmessungen und Immunität gegenüber elektromagnetischen Störfeldern machen sie, zusammen mit der Integrierbarkeit, zu einer idealen Datenquelle für die Lastermittlung am Hubschrauberrotorblatt. Der Herausforderungen in Hinblick auf das angestrebte HUMS-System und der lastabhängigen Bauteillebensdauer sind von ausgesprochen interdisziplinärer Natur. Die Gebiete Messtechnik, Werkstoffkunde, Strukturmechanik und Informationstechnik seien exemplarisch genannte Fachgebiete, die in die Realisierung eines HUMS Systems involviert sind.

Die vorliegende wissenschaftliche Arbeit stellt einen Prinzipnachweis für den Einsatz der beschriebenen Sensorintegration vor. Es wurden Prototypen entwickelt und realisiert und damit die erfolgreiche Integration der FBG-Sensoren in das Faserverbundmaterial des Rotorblatts bewiesen. Dabei wurden verschiedenen Integrationstiefen umgesetzt und Lösungen für den Austritt der optischen Glasfaser aus dem Bauteil gefunden. Die Überlegenheit der integrierten FBG-Sensoren gegenüber den applizierten Sensoren, FBG- wie DMS-Sensoren, wurde anhand von Lastzyklen gezeigt. Die integrationstiefen wurden hinsichtlich ihrer Bedeutung für die Signalqualität untersucht. Zudem wurde die Signalqualität hinsichtlich der Streuung und auf eine eventuelle Tendenz zum Signaldrift untersucht. Das Temperaturverhalten wurde betrachtet und ein dualer Temperatursensor zur Kompensation erprobt. Die Kalibrierbarkeit der Sensoren wurde nachgewiesen und der Null-

punktsdrift untersucht. Die FBG-Sensoren zeigen sich im Vergleich zu DMS-Sensoren als überlegen in jeder Hinsicht. Die Standardabweichung ist deutlich geringer. Es ist kein nennenswerter Drift des Signals zu erwarten und die Ergebnisse hinsichtlich der Kalibrierbarkeit sind so gut, dass keine Probleme bei der weiteren Entwicklung hin zur Anwendungsreife zu erwarten sind. Zudem zeigen sich die FBG-Sensoren als äußerst robust gegen Krafteinflüsse und halten stärksten Dehnungen ohne Degradierung des Signals stand. Als nächster Schritt ist die Erprobung des entworfenen Messsystems am „Whirltower“ oder fliegenden Objekt zu sehen.

7.2. Ausblick

Der voll funktionstüchtige Prototyp des Hubschrauberrotorblatts vom Typ EC135, mit seinem in den Faserverbund integrierten Sensornetzwerk liefert den Beweis der Machbarkeit und ist grundlegend auf dem Weg zu einem zulassaren HUMS System für den Hubschrauber. Durch den interdisziplinären Charakter des Projekts wurden am Rande verschiedenster Ingenieursdisziplinen gearbeitet, Probleme gelöst und die Machbarkeit bewiesen. Durch die geschaffene Redundanz und hervorragende Signalqualität der Sensoren ist es möglich weiterführende Arbeiten anzustoßen um das Ziel der nutzungsabhängigen Lebensdauer wie es von Hajek, Manner und Süße [41] vorgestellt wurde zu erreichen.

Um die Forschung voranzutreiben ist als nächster Schritt die Realisierung des bislang statischen Messaufbaus am drehenden Hubschrauberrotor zu sehen. Dazu ist es notwendig verschiedenen Übertragungs- und Signalwandlungsszenarien zu betrachten. Die größte bisher ausgemachte Hürde stellt die optisch-elektrische Wandlung der Sensorsignale dar. Die kommerziell erhältlichen Auswerteeinheiten sind weder vibrationserprobt noch ausreichend klein und leicht um sie auf dem Rotorblatt zu installieren. Aufgrund des wachsenden Interesses an FBG-Sensoren erwarten wir in den kommenden Jahren einen großen Fortschritt auf dem Gebiet der Auswertung. Grundsätzlich sollte von Auswertesystemen mit beweglichen Komponenten abgesehen werden. Eine interessante Lösung sind Auswertesysteme auf Basis optischer Filter wie dem eines AWGs. Etabliert auf dem Gebiet der Telekommunikation besteht die Möglichkeit diese passiven optischen Bauelemente zur Wellenlängendetektion zu nutzen. Die geringe Größe des AWGs und die miniaturisierbare Auswerteelektronik würden ein äußerst robustes System darstellen. Eine weitere Möglichkeit stellt die optische Übertragung der Signale ins starre System des Hubschraubers dar. Dies gelingt mit so genannten optischen Drehübertragern. Lee und Hwang [70] haben einen Testträger damit realisiert. Es gibt mittlerweile diverse kommerzielle Übertrager deren Eignung nicht zuletzt im Flugbetrieb nachgewiesen werden muss. Insbesondere der Einsatz unter harschen Wetterbedingungen und bei Szenarien wie „White-Out“ und „Brown-Out“ sollten untersucht werden. FBG-Sensoren liefern ein Lichtspektrum als Signal. Entscheidend hierbei ist die Peak-Wellenlänge. Liegt ein störungsfreies Signal vor.

so reicht die Übertragung dieser Wellenlänge. Weißt das Spektrum allerdings Störungen auf, wie dies bei Querbelastungen der Sensoren auftreten, muss es Algorithmen geben die dies erkennen und das Signal gegebenenfalls verwerfen. Es sei angemerkt, dass bei keiner Messreihen, welche für die vorliegende Arbeit gefahren wurden, Doppelbrechungen und somit ein aufweiten des Spektrumpeaks erkannt werden konnten. Die Blattbewegungen während des Flugs unterscheiden sich allerdings deutlich von den entkoppelten Lastfällen im Prüfstand. Um die nutzungsabhängige Lebensdauer weiterer, nicht direkt mit dem Rotorblatt in Verbindung stehender Komponenten, ermitteln zu können, erfordert es noch einige Arbeit in der Disziplin der Strukturmechanik. In Kapitel 1 wurde die Beziehung von optischen Signal zu hubschraubertechnischen Größen wie Schlag-, Schwenk- und Torsionswinkel und den daraus resultierenden Momenten durch Matrizen beschrieben.

Der Grundstein für die nutzungsabhängige Bauteillebensdauer von Hubschrauber wurde mit dieser Arbeit gelegt und eine Empfehlung für das weitere Vorgehen ausgesprochen.

A. Anhang

A.1. Tabellen

A. Anhang

	angestr. Position (x/y/z)	gem. Position (x/y/z/Winkel)	Zustand -	Anschluss -
DMS (Oben)				
	Angaben in mm	Angaben in mm/°		
Z1	(87,5/74,5/13)	(88/77/13/0°)	OK	Mod1Ch0
Z2	(137,5/74,5/13)	(138/76,5/13/0°)	OK	Mod1Ch1
Z3	(187,5/74,5/13)	(187,5/77/13/0°)	OK	Mod1Ch2
Z4	(437,5/74,5/13)	(437,5/76,5/13/0°)	OK	Mod1Ch3
Z5	(487,5/74,5/13)	(487,5/76,5/13/0°)	OK	Mod1Ch4
Z6	(737,5/74,5/13)	(739/76,5/13/0°)	OK	Mod1Ch5
Z7	(787,5/74,5/13)	(789/76,5/13/0°)	OK	Mod1Ch6
DMS (Seite)				
Y1	(87,5/80/6,5)	(88/80/5/-1°)	OK	Mod1Ch7
Y2	(437,5/80/6,5)	(437,5/80/5/+1°)	OK	Mod2Ch0
DMS (Torsion)				
T1	(225/40/13)	(225/40,5/13/0°)	OK	Mod2Ch6
T2	(225/40/13)	(225/40,5/13/0°)	OK	Mod2Ch4
T3	(225/40/13)	(225/40,5/13/0°)	OK	Mod2Ch2
integr. FBG				
	Sensorenzahl	Typ	Zustand	
Leitung 1	7 Sensoren	integr.	OK	
Leitung 2	7 Sensoren	integr.	defekt	
Leitung 3	7 Sensoren	integr.	defekt	
Leitung 4	7 Sensoren	integr.	defekt	
appl. FBG (Schlagen)				
über Leitung 2	7 Sensoren	appl.	OK	

Tabelle A.1.: Sensorbestückung Balkentestträger I

	angestr. Position (x/y/z)	gem. Position (x/y/z/Winkel)	Zustand -	Anschluss -
DMS (Oben)				
	Angaben in mm	Angaben in mm/°		
Z1	(87,5/74,5/13)	(89/76/13/0°)	OK	Mod1Ch6
Z2	(137,5/74,5/13)	(139/76,5/13/0°)	OK	Mod1Ch4
Z3	(187,5/74,5/13)	(189/77/13/0°)	OK	Mod1Ch2
Z4	(437,5/74,5/13)	(437,5/78/13/0°)	OK	Mod2Ch6
Z5	(487,5/74,5/13)	(489,5/77/13/0°)	OK	Mod2Ch4
Z6	(737,5/74,5/13)	(739/77/13/0°)	OK	Mod2Ch2
Z7	(787,5/74,5/13)	(789/77,5/13/0°)	OK	Mod2Ch0
DMS (Seite)				
Y1	(87,5/80/6,5)	(90/80/5,5/-1°)	OK	Mod1Ch0
Y2	(437,5/80/6,5)	(438/80/5,5/0°)	OK	Mod2Ch7
DMS (Torsion)				
T1	(225/40/13)	(224/40,5/13/+1°)	OK	Mod2Ch5
T2	(225/40/13)	(224/40,5/13/+1°)	OK	Mod2Ch3
T3	(225/40/13)	(224/40,5/13/+1°)	OK	Mod2Ch1
integr. FBG				
	Sensorenanzahl	Typ	Zustand	
Leitung 1	1 Sensoren	integr.	Mast, OK	
Leitung 2	3 Sensoren	integr.	Mast, OK	
Leitung 2	4 Sensoren	integr.	Blatt, OK	
Leitung 3	7 Sensoren	integr.	Mast, OK	
Leitung 4	7 Sensoren	integr.	defekt	
appl. FBG (Schlagen)				
über Leitung 2	7 Sensoren	appl.	OK	
appl. FBG (Schwenken)				
über Leitung 2	7 Sensoren	appl.	OK	

Tabelle A.2.: Sensorbestückung Balkentestträger II

A. Anhang

	angestr. Position (x/y/z)	gem. Position (x/y/z/Winkel)	Zustand -	Anschluss -
DMS (Oben)				
	Angaben in mm	Angaben in mm/°		
Z1	(87,5/74,5/13)	(87,5/76/13/0°)	OK	Mod1Ch6
Z2	(137,5/74,5/13)	(137/76/13/0°)	OK	Mod1Ch4
Z3	(187,5/74,5/13)	(189/78/13/0°)	OK	Mod1Ch2
Z4	(437,5/74,5/13)	(439,5/78/13/0°)	OK	Mod2Ch6
Z5	(487,5/74,5/13)	(499/78/13/0°)	OK	Mod2Ch4
Z6	(737,5/74,5/13)	(739/77/13/0°)	OK	Mod2Ch2
Z7	(787,5/74,5/13)	(789/77/13/0°)	OK	Mod2Ch7
DMS (Seite)				
Y1	(87,5/80/6,5)	(87,5/76/7/0°)	OK	Mod1Ch0
Y2	(437,5/80/6,5)	(439/78/6,5/+1°)	OK	Mod2Ch7
DMS (Torsion)				
T1	(225/40/13)	(225/41/13/0°)	OK	Mod1Ch7
T2	(225/40/13)	(225/41/13/0°)	OK	Mod1Ch5
T3	(225/40/13)	(225/41/13/0°)	OK	Mod1Ch3
integr. FBG				
	Sensorenzahl	Typ	Zustand	
Leitung 1	7 Sensoren	Oberfläche integr.	Mast, OK	
Leitung 2	3 Sensoren	integr.	Mast, OK	
Leitung 3	7 Sensoren	integr.	Blatt, OK	
Leitung 3	1 Sensor	Mast	defekt	
Leitung 3	1 Sensor	Mitte	defekt	
Leitung 3	1 Sensor	Spitze	Mast, OK	
Leitung 4	7 Sensoren	Oberfläche integr.	defekt	
appl. FBG (Schlagen)				
über Leitung 2	7 Sensoren	appl.	Mast, OK	
appl. FBG (Schwenken)				
über Leitung 2	7 Sensoren	appl.	Mast, OK	
Thermoelemente				
	Position	Zustand		
TC _{Spitze}	Leitung 3	defekt, bei prod.		Mod3Ch0
TC _{Mitte}	Leitung 3	OK		Mod3Ch1
TC _{Mast}	Leitung 3	OK		Mod3Ch2

Tabelle A.3.: Sensorbestückung Balkentestträger III

	angestr. Position (x/y/z)	Zustand	Anschluss
<hr/>			
DMS (Oben)	°		
<hr/>			
Z1	(336,62/y/z)	OK	Mod1Ch0
Z2	(366,62/y/z)	OK	Mod1Ch1
Z3	(396,62/y/z)	OK	Mod1Ch2
Z4	(426,62/y/z)	OK	Mod1Ch3
Z5	(456,62/y/z)	OK	Mod1Ch4
Z6	(486,62/y/z)	OK	Mod1Ch5
Z7	(516,62/y/z)	OK	Mod1Ch6
Z8	(546,62/y/z)	OK	Mod1Ch7
<hr/>			
DMS (Seite)			
<hr/>			
Y1	(336,62/y/z)	OK	Mod1Ch0
Y2	(366,62/y/z)	OK	Mod1Ch1
Y3	(396,62/y/z)	OK	Mod1Ch2
Y4	(426,62/y/z)	OK	Mod1Ch3
Y5	(456,62/y/z)	OK	Mod1Ch4
Y6	(486,62/y/z)	OK	Mod1Ch5
Y7	(516,62/y/z)	OK	Mod1Ch6
Y8	(546,62/y/z)	OK	Mod1Ch7
<hr/>			
appl. FBG (Schlagen)	Sensornzahl	Typ	Zustand
<hr/>			
über Sl4	8 Sensoren	appl.	einseitig, Blattseite, OK
<hr/>			
appl. FBG (Schwenken)			
<hr/>			
über Sw4	8 Sensoren	appl.	einseitig, Blattseite, OK
<hr/>			

Tabelle A.4.: Sensorbestückung Flexbeamtestträger I

A. Anhang

	angestr. Position (x/y/z)	Zustand	Anschluss
<hr/>			
DMS (Oben)	Angaben in mm		
Z1	(336,62/y/z)	OK	Mod1Ch0
Z2	(366,62/y/z)	OK	Mod1Ch1
Z3	(396,62/y/z)	OK	Mod1Ch2
Z4	(426,62/y/z)	OK	Mod1Ch3
Z5	(456,62/y/z)	OK	Mod1Ch4
Z6	(486,62/y/z)	OK	Mod1Ch5
Z7	(516,62/y/z)	OK	Mod1Ch6
Z8	(546,62/y/z)	OK	Mod1Ch7
<hr/>			
DMS (Seite)			
Y1	(336,62/y/z)	OK	Mod1Ch0
Y2	(366,62/y/z)	OK	Mod1Ch1
Y3	(396,62/y/z)	OK	Mod1Ch2
Y4	(426,62/y/z)	OK	Mod1Ch3
Y5	(456,62/y/z)	OK	Mod1Ch4
Y6	(486,62/y/z)	OK	Mod1Ch5
Y7	(516,62/y/z)	OK	Mod1Ch6
Y8	(546,62/y/z)	OK	Mod1Ch7
<hr/>			
integr. FBG	Sensoranzahl	Typ	Zustand
Sl1 grün	8 Sensoren	integr.	OK
Sl1 rot	8 Sensoren	integr.	OK
Sl2 rot	8 Sensoren	integr.	OK
Sl3 grün	8 Sensoren	integr.	OK
Sl3 rot	8 Sensoren	integr.	OK
Sl4 grün	8 Sensoren	integr.	OK
Sl4 rot	8 Sensoren	integr.	OK
Sw1 grün	8 Sensoren	integr.	OK
Sw2 grün	8 Sensoren	integr.	OK
Sw3 rot	8 Sensoren	integr.	OK
Sw4 grün	8 Sensoren	integr.	OK
T1 grün	6 Sensoren	integr.	OK
T2 rot	6 Sensoren	integr.	OK
<hr/>			
appl. FBG (Schlagen)			
über Sl4	8 Sensoren	appl.	einseitig, Blattseite, OK
<hr/>			
appl. FBG (Schwenken)			
über Sw4	8 Sensoren	appl.	einseitig, Blattseite, OK
<hr/>			

Teststruktur	Auslenkung aus Ruhelage		
Balkenteststruktur II	Schlagen	Schwenken	
MR 1	20 mm	MR 11	5 mm
MR 2	-20 mm	MR 12	-5 mm
MR 3	40 mm	MR 13	10 mm
MR 4	-40 mm	MR 14	-10 mm
MR 5	60 mm		
MR 6	-60 mm		
MR 7	80 mm		
MR 8	-80 mm		
MR 9	100 mm		
MR 10	-100 mm		
Balkenteststruktur III	Schlagen	Schwenken	
MR 15	20 mm	MR 25	5 mm
MR 16	-20 mm	MR 26	-5 mm
MR 17	40 mm	MR 27	10 mm
MR 18	-40 mm	MR 28	-10 mm
MR 19	60 mm		
MR 20	-60 mm		
MR 21	80 mm		
MR 22	-80 mm		
MR 23	100 mm		
MR 24	-100 mm		
Flexbeamteststruktur I	Schlagen	Schwenken	
MR 29	20 mm	MR 35	10 mm
MR 30	-20 mm	MR 36	-10 mm
MR 31	40 mm	MR 37	20 mm
MR 32	-40 mm	MR 38	-20 mm
MR 33	60 mm	MR 39	30 mm
MR 34	-60 mm	MR 40	-30 mm
Flexbeamteststruktur II	Schlagen	Schwenken	
MR 41	20 mm	MR 47	10 mm
MR 42	-20 mm	MR 48	-10 mm
MR 43	40 mm	MR 49	20 mm
MR 44	-40 mm	MR 50	-20 mm
MR 45	60 mm	MR 51	30 mm
MR 46	-60 mm	MR 52	-30 mm

Tabelle A.6.: Messreihen zur Dehnungsmessung bei Lastzyklen

Sensorart	Kalibrierbereich	Nullpunkt am Ende	max.Fehler zur Regressionsgeraden
Balkenteststruktur II			
DMS S1	-100 mm to 100 mm	$-2,000e-6$	2.36 %
DMS S4	-100 mm to 100 mm	$-2,000e-6$	2.15 %
FBGapp S1	-100 mm to 100 mm	$-1,329e-5$	2.2 %
FBGapp S4	-100 mm to 100 mm	$-1,329e-5$	1.78 %
FBGint S1	-100 mm to 100 mm	$+1,6558e-6$	4.13 %
FBGint S4	-100 mm to 100 mm	$+1,6558e-6$	4.88 %
Balkenteststruktur III			
DMS S1	-100 mm to 100 mm	$-3,171e-6$	2.1 %
DMS S4	-100 mm to 100 mm	$+5,603e-6$	1.85 %
FBGapp S1	-100 mm to 100 mm	$-8,100e-7$	1.78 %
FBGapp S4	-100 mm to 100 mm	$+8,000e-7$	1.81 %
FBGoint S1	-100 mm to 100 mm	$+1,655e-7$	2.9 %
FBGoint S4	-100 mm to 100 mm	defekt	defekt
FBGint S1	-100 mm to 100 mm	$+1,081e-5$	4.1 %
FBGint S4	-100 mm to 100 mm	$+1,081e-5$	3.6 %

Tabelle A.7.: Kalibriermessreihen

Sensorart	Kalibrierbereich	Nullpunkt am Ende	max.Fehler zur Regressionsgeraden
Flexbeamteststruktur I			
DMS S1	-60 mm to 60 mm	$-9,166e-7$	6.95 %
DMS S4	-60 mm to 60 mm	$-9,198e-7$	3.6 %
FBGapp S1	-60 mm to 60 mm	$+2,500e-6$	4.15 %
FBGapp S4	-60 mm to 60 mm	$+2,484e-6$	3.9 %
Flexbeamteststruktur II (Messung I)			
DMS S1	-60 mm to 60 mm	$-5,000e-6$	2.61 %
DMS S4	-100 mm to 100 mm	$-5,000e-6$	2.55 %
FBGapp S1	-60 mm to 60 mm	$-5,737e-5$	3.55 %
FBGapp S4	-60 mm to 60 mm	$-5,736e-5$	3.3 %
FBGint S1	-60 mm to 60 mm	$+2,000e-5$	2.83 %
FBGint S4	-60 mm to 60 mm	$+2,000e-5$	2.89 %
Flexbeamteststruktur II (Messung II)			
DMS S1	-60 mm to 60 mm	$+9,510e-5$	2.72 %
DMS S4	-100 mm to 100 mm	$-5,600e-5$	2.65 %
FBGapp S1	-60 mm to 60 mm	$-6,590e-6$	3.0 %
FBGapp S4	-60 mm to 60 mm	$-6,590e-6$	2.71 %
FBGint S1	-60 mm to 60 mm	$-1,440e-6$	2.89 %
FBGint S4	-60 mm to 60 mm	$-1,440e-6$	2.74 %

Tabelle A.8.: Kalibriermessreihen

A. Anhang

Dehnung	Drift unter Last	prozentualer Drift	Nullpunktverschiebung
DMS Sensor 1			
1352 μm	10 μm	0.74 %	-2.4 μm
DMS Sensor 4			
940 μm	8 μm	0.85 %	-1.8 μm
DMS Sensor 6			
398 μm	7 μm	1.76 %	-2.4 μm
FBG Sensor 1(integriert)			
805 μm	12.5 μm	1.55 %	-1.558 μm
FBG Sensor 4(integriert)			
576 μm	6 μm	1.04 %	-1.18 μm
FBG Sensor 6 (integriert)			
264 μm	8 μm	3.41 %	-0.95 μm

Tabelle A.9.: Ergebnisse für den Belastungsdrift der Balkenteststruktur. Es wurde die DMS Sensoren sowie die FBG Sensoren an den Positionen 1, 4 und 5.

Dehnung	Drift unter Last	prozentualer Drift
FBI DMS Sensor 4		
1298 μm	7 μm	0.54 %
FBI DMS Sensor 3		
1160 μm	8 μm	0.69 %
FBI DMS Sensor 5		
1148 μm	5 μm	0.44 %
FBI FBG Sensor 4(appliziert)		
1152 μm	11.5 μm	0.92 %
FBI FBG Sensor 3(appliziert)		
1120 μm	Ablösung	-
FBI FBG Sensor 5 (appliziert)		
1130 μm	5 μm	0.44 %

Tabelle A.10.: Ergebnisse für den Belastungsdrift des Flexbeamtestträgers I. Es wurde die DMS Sensoren sowie die FBG Sensoren an den Positionen 4, 3 und 5.

A. Anhang

Dehnung	Drift unter Last	prozentualer Drift
FBII DMS Sensor 7		
1258 μm	8 μm	0.64 %
FBII DMS Sensor 3		
1112 μm	2.5 μm	0.22 %
FBII DMS Sensor 2		
1105 μm	15 μm	1.36 %
FBII FBG Sensor 7(appliziert)		
1210 μm	22 μm	1.82 %
FBII FBG Sensor 3(appliziert)		
1120 μm	32 μm	2.86 %
FBII FBG Sensor 2 (appliziert)		
1040 μm	15.2 μm	1.46 %
FBII FBG Sensor 7(integriert)		
842 μm	2 μm	0.24 %
FBII FBG Sensor 3(integriert)		
830 μm	3 μm	0.36 %
FBII FBG Sensor 2 (integriert)		
816 μm	6 μm	0.74 %

Tabelle A.11.: Ergebnisse für den Belastungsdrift des Flexbeamtestträgers II. Es wurde die DMS Sensoren sowie die FBG Sensoren an den Positionen 7, 3 und 2.

A.2. Abbildungen

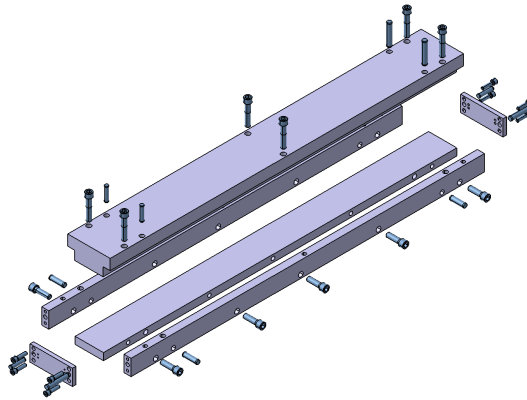


Abbildung A.1.: Isometrische Ansicht der konstruierten Form zur Herstellung der Balkenteststrukturen.

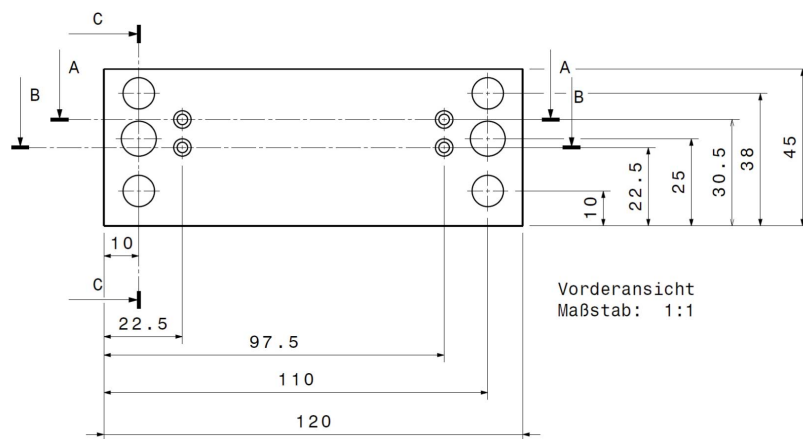


Abbildung A.2.: Blende der Form zum Durchlass der optischen Glasfaserleitungen.

Abbildungsverzeichnis

1.1. Eurocopter EC135, ein Hubschrauber in konventioneller Bauweise mit Fe- nestron als Heckrotor [26].	2
1.2. Asymmetrische Anströmbedingung am Rotorblatt im Vorwärtsflug	3
1.3. Anströmungsproblematik Hauptrotor bei Vorwärtsgeschwindigkeit[39].	3
1.4. Typische Blattbewegungen eines Hubschrauberrotorblattes: Schlagen, Schwen- ken und Torsion [40].	4
1.5. Folge der asymmetrischen Ausströmung: Vibrationen	5
1.6. Eurocopter EC145, Schwingungstilger am Rotorblatthals (Archiv AHD).	5
1.8. Rahmen der Dissertation - Messtechnik.	7
2.1. Geometrie der Teststruktur Balken.	13
2.2. Schnittgrößen am ebenen Balken.	14
2.3. Faserelement mit neutraler Faser (rot) und Krümmungsradius R . Es wirkt das Biegemoment M . Die ungedehnte Länge aller Fasern ist ds	15
2.4. Spannungsverlauf über den Querschnitt eines Bernoullibalkens.	15
2.5. Balkenbiegung unter der Bernoulli-Hypothese.	17
2.6. Einseitig belasteter Balken mit schmalem Rechteckquerschnitt.	17
2.7. Schematische Darstellung einer Singlemode Glasfaser	22
2.8. Dämpfung einer Standard Singlemode Glasfaser [43]	22
2.9. Gebräuchliche Brechzahlverläufe von Glasfasern (radial) [127]	23
2.10. Numerische Apparatur mit Θ_A , dem Akzeptanzwinkel einer optischen Glas- faser.	24
2.11. Intensitätsverteilung für verschiedene Modentypen [87]. Von links: LP01 Mo- de, LP11 Mode, LP02 Mode, entartete Mode TE01 für Wellenlängen $> \lambda_{cutoff}$	26
2.12. Schematische Darstellung eines FBG-Sensors mit periodisch wechselnden Kernbrechzahlen n_{K1} und n_{K2} , sowie den Polarisationsachsen des Lichts p und q.	27
2.13. Schematische Darstellung eines FBG und der Reflexion der Lichts um die Mittenwellenlänge λ_B	28
2.14. Eingangsspektrum der Lichtquelle mit dazugehörigem Transmissions- und Reflexionsspektrum.	28
2.15. Polarisationsachsen einer zylindrischen optischen Glasfaser.	32
2.16. Verschiedene Methoden zur Erzeugung von FBG-Sensoren in Glasfasern.	35

2.17. Ein Faserziehturm wie er beim IPHT in Jena Anwendung findet. Noch vor dem Aufbringen der Beschichtung wird mittels UV-Laser und Interferometer das Gitter in den Kern der Glasfaser geschrieben. Dieses Verfahren weist diverse Vorteile gegenüber den alleinigen Schreiben des Gitters mittels Maskentechnik oder dem alleinigen Schreiben mittels Interferenzmethode auf.	36
2.18. Das Kernstück der gängigen OSA ist ein Monochromator. In dieser Abbildung ist die Czerny-Turner-Konfiguration skizziert welcher mit Hilfe eines Hohlspiegels C und eines Spalts F polychromatisches Licht parallel auf ein Beugungsgitter D leitet. Dort werden die Wellenlängen in verschiedenen Winkeln reflektiert und über einen weiteren Hohlspiegel E und den Spalt F selektiert.	38
2.19. Rhode & Schwarz Optical Spectrum Analyzer. Modell Advantest Q8384 wie er am Lehrstuhl für Messsystem- und Sensortechnik zum Einsatz kommt. Im Display zu erkennen zwei Reflexionspeaks einer FBG-Sensorfaser.	38
3.1. Herausforderungen auf dem Weg zu einem HUMS-System	42
3.2. Eigenfrequenzen der Schlag und Schwenkbewegung eines EC135BMR Rotorblatts [63].	47
3.3. Torsionsweiches Element auch Drillelement genannt mit Kreuzquerschnitt. Originalquerschnitt des Flexbeams eines EC135 Rotorblatts. Quelle: Airbus Helicopters	48
4.1. Isometrische Ansicht der Blattwurzelseite der Prüfstandskonstruktion.	56
4.2. Isometrische Ansicht Rahmens.	57
4.3. Schwingungsgedämpfte Plattform.	57
4.4. Blattwurzelseite des Prüfstands mit Gleitlager und Einspannung.	58
4.5. Adapter in der Einspannung für Balkenstrukturen mit Ausgleich des 2.5° Winkels.	59
4.6. Zeichnung der Seite der Blattwurzel Torsionsmechanismus, Draufsicht.	59
4.7. Lineareinheit am blattspitzseitigen Ende des Prüfstands. Die Lineareinheiten bewegen das Torsionslager der Blattspitze aus der Ruhelage heraus.	60
4.8. Spitzseitiges Torsionslager welches eine Rotationsbewegung, eine translatorische Bewegung und einen gewissen Neigungswinkel zulässt.	61
4.9. Manschetten für die spitzseitige Lagerung der Teststrukturen im Torsionslager.	61
4.11. Gewichte mit Manschette für den Flexbeam.	63
4.12. Hebel des Torsionsmechanismus mit Anbindung an das Gleitlager.	64
4.13. Geometrie der Teststruktur I, Balkenstruktur. L x B x H ist 1000 mm x 80 mm x 13 mm.	66
4.14. Ein- und Austritt der optischen Glasfasern.	67
4.15. Aushärtezyklus einer Balkenstruktur in der hydraulischen beheizten Presse bei AHD.	68
4.16. Lagenaufbau der Balkenstruktur mit verschiedenen Integrationstiefen.	69
4.17. Vorgehen zur Oberflächenintegration einer optischen Glasfaser.	69

4.18. Zusätzlicher Schutz für die oberflächenintegrierte Glasfaser bietet ein Glasfaserschlauch.	70
4.19. Stirnseite einer Balkenteststruktur mit Gummipropfenübergang. Die Kanülen wurden verpasst abzuziehen, dies führte zum Verlust der beiden rechten optischen Glasfasern.	71
4.20. Die Herstellungsform für die Balkenteststruktur befindet sich in der hydraulischen beheizten Presse bei AHD.	71
4.21. Schnittbilder der Integrationsversuche, Balkenstruktur.	72
4.22. In den obigen Bildern zu sehen sind die Komponenten und der Aufbau des entwickelten dualen Temperatursensors.	73
4.23. Koordinatensystem und Einspannung der Balkenteststrukturen.	74
4.24. Darstellung einer applizierten optischen Glasfaser auf einer Balkenteststruktur mit Nahaufnahme.	74
4.25. Vorgehen zur Applikation optische Glasfasern auf Teststrukturen.	76
4.26. Balkenteststrukturen I-III. Zu sehen sind die geschützten Austrittsstellen der integrierten optischen Glasfasern sowie applizierte optische Glasfasern und DMS.	77
4.27. Komponenten des Rotorblatts eines EC135 Hubschraubers.	78
4.28. Isometrische Darstellung des Flexbeams.	78
4.29. Flexbeamstruktur im Rohzustand. Links im Bild sind die Löcher für den Anschluss am Rotorkopf zu sehen.	79
4.30. Flexbeamquerschnitt im radiale Verlauf der Flexbeamteststruktur.	79
4.31. Ansichten des Mittelstegs.	80
4.32. Die vier Viertel der sichtbaren Flexbeamstruktur.	81
4.33. Flexbeamstruktur im Rohzustand. Am unteren Bildrand sind die Löcher für den Anschluss am Rotorkopf zu sehen.	81
4.34. Integrationstiefe der unausgehärteten Flexbeamteststruktur. Der Unterschied der Integrationstiefe resultiert auf Erfahrungen in Bezug auf den Harz- und Gewebeaustritt während des Aushärteprozesses. Dieser ist für die Schlagrichtung deutlich höher.	82
4.35. Vorgehen zur Applikation optische Glasfasern auf Teststrukturen.	84
4.36. Vergleich der Positionierung von Glasfaser- und Referenzsensoren.	85
4.37. Balkenstruktur mit DMS-Sensoren und FBG-Sensoren. Der optische Sensor ist an gleicher x-Position wie der DMS-Sensor und in y-Position um 3.0 mm versetzt.	85
4.38. Sensorpositionierung der Balkenteststruktur inklusive der Positionen der Einspannung im Prüfstand.	87
4.39. Ermittelte Hauptdehnungsbereiche mit Hilfe der FE-Simulation.	88
4.40. Sensorpositionierung der Flexbeamteststruktur.	89
4.41. Optische Glasfasern zur Torsionsmessung im Kern des Mittelstegs. Der Übergang wurde mit Dichtmasse gedämpft.	90
4.42. Draufsicht auf die Torisonsfasern. Rechts im Bild sieht man die Spleißschutzhülsen, welche sich nach der Aushärtung als Bruchstelle erwiesen.	90

4.43.Ormocerbeschichtete Spleißstellen. Die verschiedenen Glasfaserstücke zeigen verschiedenen Mischverhältnisse des Ormocers. Es konnte keine zufriedenstellende gleichmäßige Benetzung der Glasfaser hergestellt werden.	91
4.44.Flexbeamstruktur mit realisierten Glasfaserein- und austritt durch den PU-Schaumkern. im Rohzustand. Die mäanderförmig gelegten optisch Glasfaserleitungen wirken zugentlastend	92
4.45.Flexbeamstruktur nach der Herstellung. Die bereits zugentlastenden optischen Glasfasern treten durch ein Loch im Schaumkern aus und haben keinen abrupten Übergang.	93
4.46.Komponenten des FBG-Scan 804D.(Quelle FBGS Technologies)	94
4.47.Messaufbau des Rauschversuchs. Die Balkenteststruktur III wird plan auf einem Labortisch gelagert. Oben im Bild zu sehen die beiden Messgeräte FBG-Scan 804D und NI-DAQmx.	95
4.48.Exemplarisches Rauschsignal eines FBG-Sensors der unbelasteten Balkenteststruktur III.	96
4.49.Exemplarisches Rauschsignal eines DMS-Sensors der unbelasteten Balkenteststruktur III.	99
5.1. Aufzeichnungen des Temperaturverlaufs über 5 Tage. Die Thermoelemente zeigen eine nahezu konstante Temperatur, wohingegen die FBG-Sensoren leichte Temperaturschwankungen aufzeichnen. Das ähnliche Signalverhalten der FBG-Sensoren spricht für eine Temperaturempfindlichkeit der Auswertelektronik.	102
5.2. Aufzeichnung einer Aufprallmessung durch ein Vibrometer. Der Aufprall der Gewichte auf die schwingungsfreie Plattform erfolgte zum Zeitpunkt der roten Linie. Quelle [33]	102
5.3. Positionierung der Temperatursensoreinheiten, Angaben in mm.	104
5.4. Aushärtezyklus der Balkenteststruktur III. Oben ist das gemessene Signal der dualen Temperatursensoren, FBG- und DMS-Temperatursignal, zu sehen. Unten sieht man die Temperatur der Presse.	105
5.5. Experiment zur Temperaturmessung mit FBG-Sensoren. Der Versuch wurde in der Rotorblattproduktion bei AHD durchführt.	106
6.1. Aufbau des Driftmessungsversuchs. Die Teststrukturen werden in den Prüfstand eingespannt und auf der Rotorblattwurzelseite starr eingespannt. Auf der Seite der Rotorblattspitze wird die Teststruktur mit Kalibriergewichten beaufschlagt.	108
6.2. Bild des Driftmessungsversuchs der Flexbeamstruktur. Die Manschette auf der Seite der Rotorblattspitze dient der Beaufschlagung mit Gewichten.	108
6.3. Grafische Darstellung der Rückstellgenauigkeit nach dem Langzeitbelastungsdrift Balkenteststruktur III. Die prozentualen Angaben sind immer bezogen auf die maximale Dehnung welche der Sensor erfahren hat.	110

6.4. Signal der DMS-Sensoren bei der Belastungsdrifterfassung von Balkenteststruktur III.	110
6.5. Signal des DMS4 bei der Belastungsdrifterfassung der Balkenteststruktur III. Exemplarisch sind Fehlerbalken an 3 Punkten dargestellt die sich aus dem Rauschsignal (vgl. Kapitel 5.1) ergeben.	111
6.6. Signal der applizierten FBG-Sensoren bei der Belastungsdrifterfassung von Balkenteststruktur III.	111
6.7. Signal des FBG_{app4} bei der Belastungsdrifterfassung der Balkenteststruktur III. Exemplarisch sind Fehlerbalken an 3 Punkten dargestellt die sich aus dem Rauschsignal (vgl. Kapitel 5.1) ergeben.	112
6.8. Signal der integrierten FBG-Sensoren bei der Belastungsdrifterfassung von Balkenteststruktur III. Die Ähnlichkeit im Signalverlauf der FBG-Sensoren ist deutlich zu erkennen.	112
6.9. Signal des FBG_{int4} bei der Belastungsdrifterfassung der Balkenteststruktur III. Exemplarisch sind Fehlerbalken an 3 Punkten dargestellt die sich aus dem Rauschsignal (vgl. Kapitel 5.1) ergeben.	113
6.10. Signal der DMS-Sensoren bei der Belastungsdrifterfassung der Flexbeamteststruktur II.	114
6.11. Signal des DMS4 bei der Belastungsdrifterfassung der Flexbeamteststruktur II. Exemplarisch sind Fehlerbalken an 3 Punkten dargestellt die sich aus dem Rauschsignal ergeben.	115
6.12. Signal der applizierten FBG-Sensoren bei der Belastungsdrifterfassung der Flexbeamteststruktur II.	115
6.13. Signal des FBG_{app3} bei der Belastungsdrifterfassung der Flexbeamteststruktur II. Exemplarisch sind Fehlerbalken an 3 Punkten dargestellt die sich aus dem Rauschsignal ergeben.	116
6.14. Signal der integrierten FBG-Sensoren bei der Belastungsdrifterfassung der Flexbeamteststruktur II. Die Ähnlichkeit der Signalverläufe zu den applizierten FBG-Sensoren spricht für einen systematisches Verhalten des Messeinrichtung.	116
6.15. Signal des FBG_{int3} bei der Belastungsdrifterfassung der Flexbeamteststruktur II. Exemplarisch sind Fehlerbalken an 3 Punkten dargestellt die sich aus dem Rauschsignal ergeben.	117
6.16. Grafische Darstellung der Rückstellgenauigkeit nach dem Langzeitbelastungsdrift Flexbeamteststrukturen. Die prozentualen Angaben sind immer bezogen auf die maximale Dehnung welche der Sensor erfahren hat. Dabei zeigen die integrierten FBG-Sensoren das stabilste Verhalten bezüglich des Nullpunktes.	117
6.18. Aufbau des Lastzyklenmessung. Die Balkenteststruktur wird in den Prüfstand mastseitig starr eingespannt. Am spitzseitigen Ende greift ein Torsionslager manschettenartig um die Struktur und leitet die Kraft durch das verfahren der Servomotoren ein.	120
6.17. Schematische Darstellung des Versuchsaufbaus.	120

6.19. Signal des DMS-Sensors S2 der Flexbeamteststruktur II.	122
6.20. Signal des integrierten FBG-Sensors S2 der Flexbeamteststruktur II.	123
6.21. Signal eines DMS-Sensors mit deutlicher Streuung.	124
6.22. Dehnungsverlauf entlang der x-Richtung der Balkenteststruktur III. Dargestellt sind sowohl DMS als auch FBG Sensoren sowie die verschiedenen Einbettiefen der FBG Sensoren.	125
6.23. Dehnungsverlauf entlang der x-Richtung der Balkenteststruktur II. Dargestellt sind sowohl DMS als auch FBG Sensoren sowie applizierte und integrierte FBG Sensoren.	126
6.24. Prozentuale Differenz zwischen den Dehnungen des Balkentestträgers III und II an den jeweiligen Sensorpositionen.	127
6.25. Prozentuale Differenz von oberflächenintegrierten (orange) und integrierten (blau) FBG-Sensoren zu den applizierten FBG-Sensoren (rot). Betrachtete wurden der Fall Schlagen mit den Auslenkungen 40 mm, 60 mm, -40 mm und -60 mm.	127
6.26. Dehnungsverlauf in x-Richtung der Flexbeamteststruktur II. Die Dehnungen entsprechen dem Lastfall -40 mm.	128
6.27. Dehnungsverlauf in x-Richtung der Flexbeamteststruktur I. Die Dehnungen entsprechen dem Lastfall -40 mm.	129
6.28. Dehnungsverlauf in x-Richtung der Flexbeamteststruktur. Die Dehnungen entsprechen dem Lastfall SL-40 mm für die Flexbeamteststruktur I und II.	129
6.29. Dehnungsverlauf in x-Richtung der Flexbeamteststruktur I. Die Dehnungen entsprechen dem Lastfall SW-30 mm.	130
6.30. Vergleich der Standardabweichung von DMS und applizierten FBG Sensoren.	131
6.31. Vergleich der Standardabweichung von DMS und allen Integrationstiefen der FBG-Sensoren.	132
6.32. Vergleich der Standardabweichung von applizierten und integrierten FBG-Sensoren.	133
6.33. Vergleich der Standardabweichung von allen Integrationstiefen der FBG-Sensoren untereinander.	134
6.34. Aufgezeichnete Dehnung für den Kalibrierlauf einer Balkenteststruktur.	136
6.35. Vergleich von gemessenen Dehnungen während des Kalibrierlaufs zu der errechneten Ideallinie (Regressionsgerade).	137
6.36. Fehler der jeweiligen Sensorarten zur ermittelten Regressionsgeraden.	138
A.1. Isometrische Ansicht der konstruierten Form zur Herstellung der Balkenteststrukturen.	158
A.2. Blende der Form zum Durchlass der optischen Glasfaserleitungen.	158

Tabellenverzeichnis

3.1. Example Table (this text goes into list of tables)	50
3.2. Example Table (this text goes into list of tables)	51
4.1. Example Table (this text goes into list of tables)	55
4.2. y- und z-Positionen bezogen auf die Teststrukturoberfläche.	86
6.1. Blastungsdrift	109
A.1. Sensorbestückung Balkentestträger I	146
A.2. Sensorbestückung Balkentestträger II	147
A.3. Sensorbestückung Balkentestträger III	148
A.4. Sensorbestückung Flexbeamtestträger I	149
A.5. Sensorbestückung Flexbeamtestträger II	150
A.6. Messreihen zur Dehnungsmessung bei Lastzyklen	151
A.7. Kalibriermessreihen	152
A.8. Kalibriermessreihen	153
A.9. Ergebnisse für den Belastungsdrift der Balkenteststruktur. Es wurde die DMS Sensoren sowie die FBG Sensoren an den Positionen 1, 4 und 5.	154
A.10. Ergebnisse für den Belastungsdrift des Flexbeamtestträgers I. Es wurde die DMS Sensoren sowie die FBG Sensoren an den Positionen 4, 3 und 5.	155
A.11. Ergebnisse für den Belastungsdrift des Flexbeamtestträgers II. Es wurde die DMS Sensoren sowie die FBG Sensoren an den Positionen 7, 3 und 2.	156

Literaturverzeichnis

- [1] A. PANOPOULOU, T. LOU TAS, D. ROULIAS, S. FRANSEN und V. KOSTOPOULOS: *Dynamic fiber Bragg gratings based health monitoring system of composite aerospace structures*. Acta Astronautica, 69(7–8):445–457, 2011.
- [2] ALTENBACH, H. und H. J. DREYER: *Technische Mechanik Festigkeitslehre*. Springer Fachmedien Wiesbaden, 2014.
- [3] ANDREWS, JAMES R. und MICHAEL J. AUGUSTIN: *Advanced CBM Technologies for Helicopter Rotor Systems - Full Scale Rotor Demonstration and Test Results*. American Helicopter Society Journal, 2010.
- [4] ASSMANN, B. und P. SELKE: *Technische Mechanik 2: Band 2: Festigkeitslehre*. Oldenbourg Lehrbücher für Ingenieure. Oldenbourg Wissenschaftsverlag, 2013.
- [5] BAERE, I. DE, E. VOET, W. VAN PAEPEGEM, J. VLEKKEN, V. CNUDDÉ, B. MASSCHAELE und J. DEGRIECK: *Strain Monitoring in Thermoplastic Composites with Optical Fiber Sensors: Embedding Process, Visualization with Micro-tomography, and Fatigue Results*. Journal of Thermoplastic Composite Materials, 20(5):453–472, 2007.
- [6] BANSE MIR, HORST und BERND BOMGERS: *Schwingungstilger für einen Hubschrauber und Verwendung einer Batterie als Masse eines Schwingungstilgers*, 1999.
- [7] BASILE, E., A. BRO TZU, F. FELLI, C. LUPI, G. SAVIANO, C. VENDITTOZZI und M. A. CAPONERO: *New magnetic connector for embedding of optical sensors in composite materials*. In: *Sensing Technology (ICST), 2011 Fifth International Conference on*, Seiten 521–526, 2011.
- [8] BAUMANN, INGOLF, JOACHIM SEIFERT, NOWAK WALTER und MICHAEL SAUER: *Compact All-Fiber Add-Drop-Multiplexer Using Fiber Bragg Gratings*. IEEE Photonics Technology Letters, 1996.
- [9] BETZ, D., L. STAUDIGEL und MICHAEL N. TRUTZEL: *Test of a fiber bragg grating sensor network for commercial aircraft structures*. Optical Fiber Sensors Conference Technical Digest, 2002.

- [10] BETZ, DANIEL C.: *Application of Optical Fibre Sensors for Structural Health and Usage Monitoring*. Doktorarbeit, University of Sheffield, Sheffield, 2004.
- [11] BILODAU, F., D. C. JOHNSON, TERIAULT S., B. MALO, J. ALBERT und K. O. HILL: *An all-fiber dense-wavelength-division multiplexer/demultiplexer using photoimprimed Bragg gratings*. IEEE Photonics Technology Letters, (7):1041–1135, 1995.
- [12] BITTNER, W.: *Flugmechanik der Hubschrauber: Technologie, das flugdynamische System Hubschrauber, Flugstabilitäten, Steuerbarkeit*. Springer, 2009.
- [13] BRADY, G. P., S. HOPE, LOBO RIBEIRO, ANTONIO B., DAVID J. WEBB, LAURENCE REEKIE, JEAN-LUC ARCHAMBAULT und DAVID A. JACKSON: *Bragg grating temperature and strain sensors*. Proc. SPIE, 2360, 1994.
- [14] BREITBACH, E. und A. BÜTER: *The main sources of helicopter vibration and noise emissions and adaptive concepts to reduce them*. Journal of Structural Control, 3(1-2):21–32, 1996.
- [15] BRININSTOOL, MICHAEL R.: *Measuring Longitudinal Strain In Optical Fibers*. Optical Engineering, 26(11):261112–261112–, 1987.
- [16] CHEN, PETER C. und INDERJIT CHOPRA: *Wind Tunnel Test of a Smart Rotor Model with Individual Blade Twist Control*. Journal of Intelligent Material Systems and Structures, 8(5):414–425, 1997.
- [17] CHENG, CHIH-CHUN, YU-LUNG LO, B. S. PUN, Y. M. CHANG und W. Y. LI: *An investigation of bonding-layer characteristics of substrate-bonded fiber Bragg grating*. Journal of Lightwave Technology, 23(11):3907–3915, 2005.
- [18] CHILDERS, BROOKS A., MARK E. FROGGATT, SIDNEY G. ALLISON, MOORE SR, THOMAS C, DAVID A. HARE, CHRISTOPHER F. BATTEN und DAWN C. JEGLEY: *Use of 3000 Bragg grating strain sensors distributed on four 8-m optical fibers during static load tests of a composite structure*. In: *SPIE's 8th Annual International Symposium on Smart Structures and Materials*, Seiten 133–142, 2001.
- [19] DANKERT, J. und H. DANKERT: *Technische Mechanik*. Vieweg + Teubner Studium. Mechanik. Vieweg+Teubner Verlag, 2011.
- [20] DAVIS, M. A. und A. D. KERSEY: *All-fibre Bragg grating strain-sensor demodulation technique using a wavelength division coupler*. Electronics Letters, 30(1):75–77(2), 1994.

- [21] DECKER, T.: *Faser-Bragg-Gitter Messsysteme zur Dehnungsmessung am Hubschrauberrotorblatt für den Structural Health Monitoring Einsatz*. Februar 2013.
- [22] DEGRIECK, J., W. DE WAELE und P. VERLEYSEN: *Monitoring of fibre reinforced composites with embedded optical fibre Bragg sensors, with application to filament wound pressure vessels*. 5NDT6 & E International, 34(4):289–296, 2001.
- [23] DI SANTE, RAFFAELLA: *Fibre Optic Sensors for Structural Health Monitoring of Aircraft Composite Structures: Recent Advances and Applications*. Sensors, 15(8):18666, 2015.
- [24] DRAGAN, K., P. KLIMASZEWSKI, P. KUDELA, P. MALINOWSKI und T. WANDOWSKI: *Health Monitoring of the helicopter main rotor blades with the structure integrated sensors*. In: *Proceedings of the Fifth European Workshop on Structural Health Monitoring*, Seiten 63–69, 2010.
- [25] DUNPHY, JAMES R., GERALD MELTZ, F. P. LAMM und WILLIAM W. MOREY: *Multi-function, distributed optical fiber sensor for composite cure and response monitoring*. Proc. SPIE, 1370, 1990.
- [26] EUROCOPTER: *Trainingsmanual EC135*, 2002.
- [27] FERNÁNDEZ-LOPEZ, ANTONIO, WOLFGANG WAGNER und ALFREDO GUEMES: *Embedded sensors at the root of an helicopter blade*. Proceedings of the 6th International Workshop on Structural Health Monitoring, 2007.
- [28] FOOTE, P. D. und I. READ: *Optical sensors for aerospace structural monitoring*. In: *Optical Techniques for Structural Monitoring, IEE Colloquium on*, Seiten 2/1–2/6, 1995.
- [29] FOOTE, PETER D. und IAN J. READ: *Applications of optical fiber sensors in aerospace: the achievements and challenges*. Proc. SPIE, 4074, 2000.
- [30] FRIEBELE, E. J., CHARLES G. ASKINS, MARTIN A. PUTNAM, FLORIO, JR., J., FOSHA, JR., A. A., R. P. DONTI und C. D. MOSLEY: *Distributed strain sensing with fiber Bragg grating arrays embedded in Continuous Resin Transfer Molding (CRTM) composites*. Proc. SPIE, 2361, 1994.
- [31] GIALLORENZI, T. G., J. A. BUCARO, A. DANDRIDGE, G. H. JR. SIGEL, J. H. COLE, S. C. RASHLEIGH und R. G. PRIEST: *Optical Fiber Sensor Technology*. IEEE TRANSACTIONS ON MICROWAVE THEORY AND TECHNIQUES, 1982.

- [32] GONZÁLEZ RIOG, ALFREDO: *Optimization of sensor positions for deformation monitoring of an EC135 Flexbeam*. Juni 2013.
- [33] GRAF, M. A.: *Experimenteller Vergleich von Signalen integrierter und applizierter FBG mit herkömmlichen DMS an einem Hubschrauberrotorblatt*. September 2014.
- [34] GREEN, A. K. und E. SHAFIR: *Termination and connection methods for optical fibres embedded in aerospace composite components*. Smart Materials and Structures, 8(2):269, 1999.
- [35] GREEN, A. K., M. ZAIDMAN, E. SHAFIR, M. TUR und S. GALI: *Infrastructure development for incorporating fibre-optic sensors in composite materials*. Smart Materials and Structures, 9(3):316, 2000.
- [36] GROSS, D., W. HAUGER, J. SCHRÖDER und W. A. WALL: *Technische Mechanik 2: Elastostatik*. Springer-Lehrbuch. Springer Berlin Heidelberg, 2014.
- [37] GUEMES, J. A. und J. M. MENÉNDEZ: *Response of Bragg grating fiber-optic sensors when embedded in composite laminates*. Composites Science and Technology, 62(7–8):959–966, 2002.
- [38] HAJEK, M.: *Sicherheit und Zulassung von Hubschraubern*. 2010.
- [39] HAJEK, M.: *Auslegung und Entwurf von Hubschraubern 1*, 2012.
- [40] HAJEK, M.: *Flugphysik der Hubschrauber I*, 2013.
- [41] HAJEK, M., S. MANNER und S. SUESSE: *Blade Root Integrated Optical Fiber Bragg Grating Sensors – A Highly Redundant Data Source For Future HUMS*. American Helicopter Society Conference, 2015.
- [42] HALL, STEVEN R. und SPANGLER JR., RONALD L.: *Piezoelectric helicopter blade flap actuator*, 1993.
- [43] HANIK, PROF. DR.-ING. N.: *Leitungsgebundenen Nachrichtentechnik*, 2008.
- [44] HEAVISIDE, OLIVER: *On the Forces, Stresses, and Fluxes of Energy in the Electromagnetic Field*. Philosophical Transactions of the Royal Society of London. A, Seiten 423–480, 1892.
- [45] HIBBELER, R. C.: *Technische Mechanik. 2. Festigkeitslehre: Lehr- und Übungsbuch*. Always learning. Pearson, 2013.

- [46] HILL, K. O., Y. FUJII, D. C. JOHNSON und B. S. KAWASAKI: *Photosensitivity in optical fiber waveguides: Application to reflection filter fabrication*. Applied Physics Letters, 32(10):647–649, 1978.
- [47] HILL, KENNETH O. und GERALD MELTZ: *Fiber Bragg grating technology fundamentals and overview*. Journal of Lightwave Technology, 15(8):1263–1276, 1997.
- [48] HONG-IL KIM, LAE-HYONG KANG und JAE-HUNG HAN: *Shape estimation with distributed fiber Bragg grating sensors for rotating structures*. Smart Materials and Structures, 20(3):035011, 2011.
- [49] HUANG, YI, SIA NEMAT-NASSER und KARA J. PETERS: *Structural Integrity of Composite Laminates with Embedded Microsensors*. Proceedings of Spie, Seiten 65300W–65300W–6, 2001.
- [50] ISSLER, L., H. RUOSS und P. HÄFELE: *Festigkeitslehre - Grundlagen*. Springer Berlin Heidelberg, 2013.
- [51] JAENKER, P., V. KLOEPPPEL, P. KONSTANZER und R. MAIER: *PIEZO ACTIVE VIBRATION AND NOISE CONTROL IN HELICOPTERS*. INTERNATIONAL CONGRESS OF THE AERONAUTICAL SCIENCES, 2008.
- [52] JOHNSON, W.: *Helicopter Theory*. Dover Publications, 1994.
- [53] JUNG-RYUL LEE, CHI-YOUNG RYU, BON-YONG KOO, SANG-GUK KANG, CHANG-SUN HONG und CHUN-GON KIM: *In-flight health monitoring of a subscale wing using a fiber Bragg grating sensor system*. Smart Materials and Structures, 12(1):147, 2003.
- [54] KAHANDAWA, GAYAN C., JAYANTHA EPAARACHCHI, HAO WANG und K. T. LAU: *Use of FBG sensors for SHM in aerospace structures*. Photonic Sensors, 2(3):203–214, 2012.
- [55] KEHLENBACH, M.: *Integrierte Sensorik zur Schädigungserkennung im Faserverbundstrukturen für die Luftfahrt*, 2003.
- [56] KENNY, R. P., E. GUTIERREZ, A. C. LUCIA, M. P. WHELAN, F. GAIAZZI und J. T. SHERIDAN: *Fibre optic in-fibre Bragg grating sensors for use in composite material structural element characterisation and structural monitoring*. IET Conference Proceedings, Seiten 11–11(1), 1997.
- [57] KENNY, ROBERT P., E. GUTIERREZ, ALFREDO C. LUCIA, MAURICE P. WHELAN und F. GAIAZZI: *Fiber optic sensors for characterization of composite structural materials and structural monitoring*. Proc. SPIE, 3180, 1997.

- [58] KERSEY, A. D., W. W. MOREY und BERKOFF, T. A.: *Fiber-optic Bragg grating strain sensor with drift-compensated high-resolution interferometric wavelength-shift detection*. Opt. Lett., 18(1):72–74, 1993.
- [59] KESSLER, CH.: *Active rotor control for helicopters: motivation and survey on higher harmonic control*. CEAS Aeronautical Journal, 1(1-4):3–22, 2011.
- [60] KESSLER, CH.: *Dynamik und Regelung von Hubschrauberrotoren*, 2012.
- [61] KO, WILLIAM L., W. L. RICHARDS und T. VAN TRAN: *Displacement Theories for In-Flight Deformed Shape Predictions of Aerospace Structures*. NASA Technical Reports, 2007.
- [62] KOJIMA, SEIJI, SHINJI KOMATSUZAKI, YOSHINORI KUROSAWA und AKIHITO HONGO: *Embedding type strain sensors using small-diameter*. Hitachi Cable Review, 2004.
- [63] KONSTANZER, P.: *Hubschrauberseminar Eurocopter: Helicopter Dynamics*, 2009.
- [64] KOPOLA, HARRI, PEKKA SUOPAJÄRVI, VEIJO LYÖRI, SEPPO NISSILÄ und REIJO JOHANSSON: *Experiences from Embedded Optical Fiber Based Cure and Stress Sensing in Composite Structures*. In: LAMPROPOULOS, GEORGEA. und ROGERA LESSARD (Herausgeber): *Applications of Photonic Technology 2*, Seiten 783–788. Springer US, 1997.
- [65] KUANG, K.S.C., R. KENNY, M. P. WHELAN, W. J. CANTWELL und P. R. CHALKER: *Embedded fibre Bragg grating sensors in advanced composite materials*. Composites Science and Technology, 61(10):1379–1387, 2001.
- [66] KUBE, R., VAN DER WALL, B. G., K.-J. SCHULTZ und W. R. SPLETTSTOESSER: *IBC Effects on BVI Noise and Vibrations A Combined Numerical and Experimental Investigation*. American Helicopter Society Conference, 1999.
- [67] KUNTZE-FECHNER, G.: *Konstruktion / Bauweisen Rotorsysteme*, 2009.
- [68] LÄPPLE, V.: *Einführung in die Festigkeitslehre: Lehr- und Übungsbuch*. Festigkeitslehre und Werkstofftechnik. Vieweg+Teubner Verlag, 2011.
- [69] LAU, K-T.: *Structural health monitoring for smart composites using embedded FBG sensor technology*. Materials Science and Technology, 30(13a):1642–1654, 2014.
- [70] LEE, JONG MIN und YOHA HWANG: *A novel online rotor condition monitoring system using fiber Bragg grating (FBG) sensors and a rotary optical coupler*. Measurement Science and Technology, 19(6):065303, 2008.

- [71] LENG, JINSONG und ANAND ASUNDI: *Structural health monitoring of smart composite materials by using EFPI and FBG sensors*. Sensors and Actuators A: Physical, 103(3):330–340, 2003.
- [72] LI, W. Y., C. C. CHENG und Y. L. LO: *Investigation of strain transmission of surface-bonded FBGs used as strain sensors*. Sensors and Actuators A: Physical, 149(2):201–207, 2009.
- [73] LING, HANG-YIN, KIN-TAK LAU, LI CHENG und WEI JIN: *Viability of using an embedded FBG sensor in a composite structure for dynamic strain measurement*. Measurement, 39(4):328–334, 2006.
- [74] LIU, KEXING: *A Critical Review of Fiber-Optic Based Smart Structures*. In: LAMPROPOULOS, GEORGEA. und ROGERA LESSARD (Herausgeber): *Applications of Photonic Technology 2*, Seiten 731–737. Springer US, 1997.
- [75] LOUTAS, T. H., A. PANOPOULOU, D. ROULIAS und V. KOSTOPOULOS: *Intelligent health monitoring of aerospace composite structures based on dynamic strain measurements*. Expert Systems with Applications, 39(9):8412–8422, 2012.
- [76] LUYCKX, G., W. DE WAELE, J. DEGRIECK, W. VAN PAEPEGEM, J. VLEKKEN, S. VANDAMME und K. CHAH: *Three-dimensional strain and temperature monitoring of composite laminates*. Insight - Non-Destructive Testing and Condition Monitoring, 49(1):10–16, 2007.
- [77] LUYCKX, GEERT, ELI VOET, NICOLAS LAMMENS und JORIS DEGRIECK: *Strain Measurements of Composite Laminates with Embedded Fibre Bragg Gratings: Criticism and Opportunities for Research*. Sensors, 11(1):384–408, 2010.
- [78] M S FERREIRA, J VIEIRA, C FRIAS und O FRAZÃO: *Simultaneous measurement of strain and temperature using fiber Bragg grating sensors embedded in hybrid composite laminates*. Measurement Science and Technology, 22(4):045206, 2011.
- [79] MAJUMDER, MOUSUMI, TARUN KUMAR GANGOPADHYAY, ASHIM KUMAR CHAKRABORTY, KAMAL DASGUPTA und D. K. BHATTACHARYA: *Fibre Bragg gratings in structural health monitoring—Present status and applications*. Sensors and Actuators A: Physical, 147(1):150–164, 2008.
- [80] MATHIS, L.: *Entwicklung eines Prüfstands für Hubschrauber-Rotorblätter*. Dezember 2012.
- [81] MAXWELL, JAMES CLERK: *A treatise on electricity and magnetism*, Band 1. Clarendon press, 1881.

- [82] MEASURES, R. M.: *Smart structures with nerves of glass*. Progress in Aerospace Sciences, 26(4):289–351, 1989.
- [83] MELLE, S. M., A. T. ALAVIE, S. KARR, T. COROY, K. LIU und R. M. MEASURES: *A Bragg grating-tuned fiber laser strain sensor system*. Photonics Technology Letters, IEEE, 5(2):263–266, 1993.
- [84] MELTZ, G., J. R. DUNPHY, W. H. GLENN, J. D. FARINA und F. J. LEONBERGER: *Fiber Optic Temperature And Strain Sensors*. Proc. SPIE, 0798, 1987.
- [85] MELTZ, G., W. W. MOREY, W. H. GLENN und J. D. FARINA: *In-Fiber Bragg-Grating Sensors*. In: *Optical Fiber Sensors*, Seite ThBB5. Optical Society of America, 1988.
- [86] MELTZ, G., MOREY, W., W. und GLENN, W., H.: *Formation of Bragg gratings in optical fibers by a transverse holographic method*. Optics Letters, (15), 1989.
- [87] MESCHÉDE, DIETER: *Optik, Licht und Laser*. Teubner, 2005.
- [88] MIAO, W. L., KOTTAPALLI, S. B. R. und H. M. FRYE: *Flight Demonstration of Higher Harmonic Control (HHC) in S-76*. American Helicopter Society Conference, 1986.
- [89] MIELOSZYK, M., L. SKARBK, M. KRAWCZUK, W. OSTACHOWICZ und A. ZAK: *Application of fibre Bragg grating sensors for structural health monitoring of an adaptive wing*. Smart Materials and Structures, 20(12):125014, 2011.
- [90] MINAKUCHI, SHU, TAKAHIDE UMEHARA, KAZUNORI TAKAGAKI, YUSAKU ITO und N. TAKEDA: *Life cycle monitoring and advanced quality assurance of L-shaped composite corner part using embedded fiber-optic sensor*. Composites Part A: Applied Science and Manufacturing, 48:153–161, 2013.
- [91] MITSCHKE, FEDOR: *Glasfasern: Physik und Technologie*. Spektrum Akademischer Verlag, 2005.
- [92] MIZRAHI, V., T. ERDOGAN, D. J. DIGIOVANNI, P. J. LEMAIRE, W. M. MACDONALD, S. G. KOSINSKI, S. CABOT und J. E. SIPE: *Four channel fibre grating demultiplexer*. Electronics Letters, 30(10):780, 1994.
- [93] MONNER, HANS PETER, STEFFEN OPITZ, JOHANNES RIEMENSCHNEIDER und PETER WIERACH: *Evolution of Active Twist Rotor Designs at DLR*. In: *49th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, 16th AIAA/ASME/AHS Adaptive Structures Conference, 10th AIAA Non-Deterministic Approaches Conference, 9th AIAA Gossamer Spacecraft Forum, 4th AIAA Multidisciplinary Design Optimization Specialists Conference*, Structures,

- Structural Dynamics, and Materials and Co-located Conferences. American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2008.
- [94] MOREY, W. W., G. MELTZ und W. H. GLENN: *Fiber Optic Bragg Grating Sensors*. Proc. SPIE, 1169, 1990.
- [95] MOREY, WILLIAM W., JAMES R. DUNPHY und GERALD MELTZ: *Multiplexing fiber Bragg grating sensors*. Proc. SPIE, 1586, 1992.
- [96] MOTZ, H. D.: *Ingenieur-Mechanik: Technische Mechanik für Studium und Praxis*. VDI-Buch. Springer Berlin Heidelberg, 2013.
- [97] MÜLLER, UWE CHRISTIAN: *Structural Monitoring and Displacement Estimation based on Distributed Fiber Bragg Grating Sensors*. Doktorarbeit, Technische Universität München, München, 2010.
- [98] MUNOZ, P., D. PASTOR, J. CAPMANY, D. ORTEGA, A. PUJOL und J. R. BONAR: *AWG Model Validation Through Measurement of Fabricated Devices*. Journal of Lightwave Technology, 22(12):2763–2777, 2004.
- [99] OSTACHOWICZ, WIESŁAW M. und ALFREDO GÜEMES: *New Trends in Structural Health Monitoring*, Band 542. Springer, 2013.
- [100] OTHONOS, ANDREAS und KYRIACOS KALLI: *Fiber Bragg gratings: fundamentals and applications in telecommunications and sensing*, Band 2. Artech House Boston, 1999.
- [101] PAWAR, P. M. und R. GANGULI: *Helicopter rotor health monitoring- a review*. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering, 221(5):631–647, 2007.
- [102] PAWAR, PRASHANT M.: *Structural health monitoring of composite helicopter rotor blades*. 2007.
- [103] PFAFFINGER, T.: *Realisierung und Validierung eines Hubschrauberrotorblattprüfstandes*. Februar 2013.
- [104] POLYCHRONIADIS, M. und M. ACHACHE: *Higher Harmonic Control: Flight Tests of an Experimental System on a SA 349 Research Gazelle*. American Helicopter Society Conference, 1986.
- [105] READ, I. J. und PETER D. FOOTE: *Sea and flight trials of optical fibre Bragg grating strain sensing systems*. Smart Materials and Structures, 10(5):1085, 2001.

- [106] SCHIMKE, D., ARNOLD, U. T. P. und R. KUBE: *Individual Blade Root Control Demonstration Evaluation of Recent Flight Tests*. American Helicopter Society Conference, 1998.
- [107] SCHLÜTER, VIVIEN GISELA: *Entwicklung eines experimentell gestützten Bewertungsverfahrens zur Optimierung und Charakterisierung der Dehnungsübertragung aberflächenapplizierter Faser-Bragg-Gitter-Sensoren*. Doktorarbeit, Technische Universität Berlin, Berlin, 2010.
- [108] SCHRÖDER, G. und H. TREIBER: *Technische Optik: Grundlagen und Anwendungen*. Kamprath-Reihe. Vogel, 2002.
- [109] SCHROEDER, KERSTIN, WOLFGANG ECKE, JÖRG APITZ, ELFRUN LEMBKE und GERHARD LENSCHOW: *A fibre Bragg grating sensor system monitors operational load in a wind turbine rotor blade*. Measurement Science and Technology, 17(5):1167–1172, 2006.
- [110] SENDECKYJ, G. P. und C. A. PAUL: *Some Smart Structures Concepts*. Proc. SPIE, 1170, 1990.
- [111] SHAW JR, JOHN: *HIGHER HARMONIC BLADE PITCH CONTROL FOR HELICOPTER VIBRATION REDUCTION: A FEASIBILITY STUDY*, 1968.
- [112] SHEN, YONG, XINGWANG LI, XIUMEI ZHAI, HUIYUN WANG und YIFEI HE: *Design on the health and usage monitoring system*. In: *Prognostics and System Health Management Conference (PHM-2014 Hunan), 2014*, Seiten 465–468, 2014.
- [113] SHIVAKUMAR, KUNIGAL und LEGUNCHIM EMMANWORI: *Mechanics of Failure of Composite Laminates with an Embedded Fiber Optic Sensor*. Journal of Composite Materials, 38(8):669–680, 2004.
- [114] SIMONSEN, H. D., R. PAETSCH und J. R. DUNPHY: *Fibre Bragg grating sensor demonstration in glass-fibre reinforced polyester composite*. Spie, 1992.
- [115] SJÖGREN, B. A.: *Static strength of CFRP laminates with embedded fiber-optic edge connectors*. Composites Part A: Applied Science and Manufacturing, 32(2):189–196, 2001.
- [116] SPILLMAN JR, W B, J. S. SIRKIS und GARDINER, P T: *Smart materials and structures: what are they?* Smart Materials and Structures, 5(3):247, 1996.

- [117] TAKEDA, N., SHU MINAKUCHI, TAKAHIDE UMEHARA und YUSAKU ITO: *Life Cycle Monitoring of Curved Composite Parts Using Embedded Fiber Bragg Grating Sensors*. Advanced Materials Research, 2007.
- [118] TAKEDA, S., Y. AOKI, T. ISHIKAWA, N. TAKEDA und H. KIKUKAWA: *Structural health monitoring of composite wing structure during durability test*. Composite Structures, 79(1):133–139, 2007.
- [119] TEVES, D., V. KLÖPPEL und P. RICHTER: *Development of Active Control Technology in the Rotating System, Flight Testing and Theoretical Investigations*. European Rotorcraft Forum, 1992.
- [120] TRIEBS, A.: *Untersuchung eines Messsystems aus Faser-Bragg-Gitter-Sensoren zur Deformationsmessung von Faserverbundbauteilen*. August 2013.
- [121] TRUTZEL, MICHAEL N.: *Dehnungsermittlung mit faseroptischen Bragg-Gitter-Sensoren: Grundlagen, Eigenschaften und Anwendungen*. Doktorarbeit, 2001.
- [122] TUCKER, BRIAN, ALAN LOVE und ROGER CAESLEY: *Embedded Fiber Optic Sensors for High Strain Composite Components*. SAE International, Warrendale and PA, 2013.
- [123] UDD, ERIC: *An overview of fiber-optic sensors*. Review of Scientific Instruments, 66(8):4015, 1995.
- [124] VON WAGNER PROF. DR.-ING., UTZ: *Elementare Festigkeitslehre*, 2012.
- [125] WAN, KAI TAI, LEUNG, CHRISTOPHER K Y und NOAH G. OLSON: *Investigation of the strain transfer for surface-attached optical fiber strain sensors*. Smart Materials and Structures, 17(3):035037, 2008.
- [126] WANDINGER PROF. DR.-ING., JOHANNES: *Technische Mechanik 2*, 2015.
- [127] WEN, BIN JI, CHUAN TJIN SWEE und BO, LIN, CHOONG, LENG NG: *Highly Sensitive Refractive Index Sensor Based on Adiabatically Tapered Microfiber Long Period Gratings*. Sensors, (10), 2013.
- [128] WIERACH, PETER, JOHANNES RIEMENSCHNEIDER und STEFAN KEYE: *Development of an active twist rotor blade with distributed actuation and orthotropic material*. Proc. SPIE, 5764, 2005.
- [129] WILSON, E. B.: *Vector Analysis of Josiah Willard Gibbs—The History of a Great Mind*. Charles Scribners Sons, 1901.

Literaturverzeichnis

- [130] WINKLER, J., H. AURICH, L. ROCKHAUSEN und J. LASSMANN: *Taschenbuch der Technischen Mechanik*. Fachbuchverl. Leipzig im Carl Hanser Verlag, 2006.
- [131] WOOD, E. ROBERTS, RICHARD W. POWERS, JOHN H. CLINE und C. EUGENE HAMMOND: *On Developing and Flight Testing a Higher Harmonic Control System*. Journal of the American Helicopter Society, 30(1):3–20, 1985.
- [132] XIAO, GAOZHI, GENGGUO SUN, ZHENGUO LU und ZHIYI ZHANG: *Simultaneously Interrogation of Multi Fiber Bragg Grating Sensors by an AWG Based Demultiplexer*. IEEE Photonics Technology Letters, 2005.
- [133] YANG, S.-M., J.-H. HAN und I. LEE: *Characteristics of smart composite wing with SMA actuators and optical fiber sensors*. International Journal of Electronics, 2006.
- [134] YUN-JIANG RAO: *In-fibre Bragg grating sensors*. Measurement Science and Technology, 8(4):355, 1997.