



Hochschule für Angewandte Wissenschaften Hamburg  
*Hamburg University of Applied Sciences*

**Master Thesis**

**Department Fahrzeugtechnik und Flugzeugbau**

**Einfluss von Materialschäden auf Merkmalscharakteris-  
tika von zerstörungsfreien Prüfverfahren an dynamisch  
belastetem CFK**

**Marko Alder**

**29.02.2011**

Hochschule für Angewandte Wissenschaften Hamburg  
Department Fahrzeugtechnik + Flugzeugbau  
Berliner Tor 9  
20099 Hamburg

in Zusammenarbeit mit:

Lufthansa Technik AG  
HAM WO31  
Weg beim Jäger 193  
22335 Hamburg

und

Technische Universität Hamburg-Harburg  
Institut für Kunststoffe und Verbundwerkstoffe  
Denickestrasse 15  
21073 Hamburg

Verfasser: Marko Alder  
Abgabedatum: 29.02.2012

1. Prüfer: Prof. Dr.-Ing. Jens Baaran, HAW Hamburg
2. Prüfer: Prof. Dr.-Ing. Karl Schulte, TU Hamburg-Harburg

Betreuer: Dipl.-Ing. Henrik Schmutzler, MBA

# Eidesstattliche Erklärung

Ich, MARKO ALDER (Student des Flugzeugbaus an der Hochschule für Angewandte Wissenschaften Hamburg, Matrikelnummer 1858998), versichere an Eides statt, dass ich die vorliegende Masterarbeit selbstständig verfasst und keine anderen als die angegebenen Hilfsmittel verwendet habe. Die Arbeit wurde in dieser oder ähnlicher Form noch keiner Prüfungskommission vorgelegt.

Hamburg, 28. Februar 2012

Marko Alder

# Abstract

Due to its high specific strength and stiffness carbon fibre reinforced plastics (CFRP) allow efficient lightweight constructions. In combination with high fatigue resistance the use of CFRP-structures in commercial aviation may lead to a significant reduction of operating expenses. The detectability of impact induced material defects, however, turns out to be quite difficult. This thesis is based on a research and development project for the identification and extension of performance limitations of modern non-destructive testing (NDT) methods for composite materials. It investigates the influence of material defects on such NDT methods, in particular on cyclic loaded CFK. The main focus lies on the characterization of the active thermography results based on the pulse-phase-evaluation.

By transforming the time dependent infrared measurements into the frequency domain it became possible to identify and characterise defects in the tested material. Under cyclic loading a growth of near-surface delaminations could be observed. Evaluating the phase spectrum for a given frequency lead to the result that the increasing delamination size goes along with an increasing difference between the phase magnitude measured at the impact damage and the one measured in areas without a preliminary damage. By the use of additional NDT methods such as X-ray or ultrasonic testing as well as an analysis of specific specimens in a light microscope an increasing density of inter fibre cracks was observed. This, however, could not be verified with the infrared camera system available.

Furthermore the gained results were analyzed in terms of characterising the fatigue process under a cyclic tension-pressure loading. Hence, improvement measures for the experimental process have been developed to optimize this research project for the future.

# Kurzzusammenfassung

Faserverstärkte Kunststoffe (CFK) ermöglichen aufgrund ihrer hohen dichtespezifischen Festigkeit und Steifigkeit eine effiziente Leichtbauweise. Gepaart mit einer hohen Ermüdungsfestigkeit, bietet der Einsatz von CFK-Strukturen in der kommerziellen Luftfahrt ein erhebliches Einsparungspotential der Betriebskosten. Die Detektierbarkeit schlaginduzierter Materialschädigungen stellt sich jedoch als äußerst aufwendig heraus. Im Rahmen eines Forschungs- und Entwicklungsprojektes zur Ermittlung und Erweiterung der Leistungsgrenzen moderner, zerstörungsfreier Prüfverfahren für Verbundwerkstoffe werden in dieser Arbeit die Einflüsse solcher Materialschäden auf zerstörungsfreie Prüfverfahren an dynamisch belastetem CFK untersucht. Das Hauptaugenmerk liegt hierbei auf der Charakterisierung der Ergebnisse aktiver Thermographieprüfungen auf Basis des Puls-Phasen-Prinzips.

Anhand einer spektralen Analyse der Infrarotabstrahlung thermisch angeregter CFK-Proben konnten Schlagschäden im Werkstoff identifiziert und qualitativ charakterisiert werden. Es wurde festgestellt, dass unter zyklischer Belastung der Prüfkörper ein Wachstum einer oberflächennahen Delamination initiiert wird. Eine Auswertung des Phasenspektrums für eine definierte Frequenz zeigt, dass dieses Wachstum mit einer zunehmenden Differenz zwischen den gemittelten Phasenwerten im Bereich der Delamination und einem Bereich ohne Vorschädigung einhergeht. Der Einsatz weiterer zerstörungsfreier Prüfmethoden, wie Röntgen- und Ultraschalluntersuchungen, sowie die Untersuchung ausgewählter Proben im Lichtmikroskop, ließen außerdem eine Zunahme der Rissdichte erkennen, was jedoch mit der verwendeten Infrarotkamera nicht ausreichend detektiert werden konnte.

Die Ergebnisse wurden über die Charakterisierung des Einsatzpotentials zerstörungsfreier Prüfmethoden hinaus für eine Beurteilung des Ermüdungsprozesses unter zyklischer Belastung im Zug-Druck-Bereich ausgewertet. Daraus ließen sich Maßnahmen ableiten, um den Versuchsprozess im weiteren Verlauf des Forschungsprojektes zu optimieren.

# Inhaltsverzeichnis

Abbildungsverzeichnis	vii
Tabellenverzeichnis	viii
Verzeichnis der Formelzeichen und Abkürzungen	ix
<b>1 Einleitung</b>	<b>1</b>
<b>2 Theoretische Grundlagen</b>	<b>3</b>
2.1 Faserverbundwerkstoffe . . . . .	3
2.2 Prepregverarbeitung mit Autoklav . . . . .	6
2.3 Einsatz von FKV in der Luftfahrt . . . . .	8
2.3.1 Schlagschäden an Strukturelementen von Verkehrsflugzeugen . . . . .	9
2.3.2 Kategorisierung von Schlagschäden . . . . .	10
2.4 Einfluss von Schlagschäden auf die Ermüdungsfestigkeit von FKV . . . . .	12
2.4.1 Auswirkungen von Schlagschäden auf Materialeigenschaften von FKV-Laminaten . . . . .	13
2.4.2 Statische Belastung von Proben nach Impacts . . . . .	20
2.4.3 Dynamische Belastung von Proben nach Impacts . . . . .	23
2.5 Zerstörungsfreie Prüfung von FKV . . . . .	30
2.5.1 Aktive Thermographie . . . . .	30
2.5.2 Ultraschallprüfung . . . . .	38
2.5.3 Röntgenprüfung . . . . .	41
<b>3 Experimente</b>	<b>44</b>
3.1 Prüfequipment . . . . .	44
3.1.1 Fallturm . . . . .	44
3.1.2 Dynamische Prüfmaschine . . . . .	45
3.1.3 Laserextensometer . . . . .	46

---

3.1.4	Thermographie-Equipment . . . . .	47
3.1.5	Ultraschallprüfgerät . . . . .	48
3.1.6	Röntgenprüfgerät . . . . .	48
3.1.7	Lichtmikroskop . . . . .	48
3.2	Probenherstellung . . . . .	48
3.2.1	Herstellung der FKV-Platten . . . . .	49
3.2.2	Probenfertigung . . . . .	51
3.2.3	Probenpräparation . . . . .	53
3.3	Versuchsdurchführung . . . . .	54
3.3.1	Initiierung von Schlagschäden in Proben . . . . .	56
3.3.2	Vorbereitung der Knickstütze . . . . .	57
3.3.3	Vorbereitung der dynamischen Prüfung . . . . .	59
3.3.4	Durchführung der ZfP . . . . .	62
3.3.5	Mikroskopie-Untersuchung . . . . .	64
3.3.6	Präparation unbelasteter Vergleichsproben mit Schlagschaden	66
<b>4</b>	<b>Ergebnisse</b>	<b>67</b>
4.1	Qualitätskontrolle der gefertigten Proben . . . . .	67
4.2	Form und Größe der Schlagschäden . . . . .	68
4.3	S-N-Kurven für Proben mit und ohne Schlagschaden . . . . .	70
4.4	Steifigkeitsverläufe . . . . .	75
4.4.1	Ermüdungsverhalten von Proben ohne Schlagschaden . . . . .	75
4.4.2	Ermüdungsverhalten von Proben mit Schlagschaden . . . . .	79
4.5	Schädigungsverhalten . . . . .	85
4.6	Phasenwinkelverläufe . . . . .	89
4.6.1	Feststellung geeigneter Referenzpunkte . . . . .	89
4.6.2	Darstellung der Phasenwinkeldifferenzen in Abhängigkeit vom Belastungsstatus . . . . .	92
4.7	Detaillierte Betrachtung der Entwicklung von Materialschäden unter dynamischer Belastung . . . . .	100
4.7.1	Entwicklung einer lokalen Ablösung der äußeren Laminatschicht	100
4.7.2	Wachstum der Delaminationsflächen . . . . .	103
4.7.3	Zunahme der Rissdichte . . . . .	113

---

<b>5</b>	<b>Auswertung</b>	<b>117</b>
5.1	Vergleich der Degradationskurven und der Entwicklung der Phasenwinkeldifferenz . . . . .	117
5.2	Betrachtung des Zusammenhangs zwischen Rückseitendefekt und Phasenwinkeldifferenz . . . . .	122
5.3	Entwicklung der Phasenwinkeldifferenz in Abhängigkeit von den Delaminationsflächen . . . . .	128
5.4	Entwicklung der Phasenwinkeldifferenz in Abhängigkeit von der Rissdichte . . . . .	131
<b>6</b>	<b>Diskussion</b>	<b>133</b>
6.1	Untersuchung möglicher Einflussfaktoren auf die Ermüdungsdauer . .	133
6.1.1	Einfluss der Probenqualität und der Knickstütze auf die Lebensdauer . . . . .	133
6.1.2	Einfluss von Schlagschäden auf die Ermüdungsfestigkeit . . . .	135
6.2	Korrelation zwischen PPT-Ergebnissen und Materialschäden . . . .	143
6.2.1	Diskussion der Degradationsverläufe . . . . .	144
6.2.2	Diskussion zur Ermittlung der Phasenwinkeldifferenzen . . . .	145
6.2.3	Entwicklung der Phasenwinkeldifferenz . . . . .	146
6.2.4	Zusammenhang zwischen Kennwertdegradationen und der Phasenwinkeldifferenz . . . . .	150
<b>7</b>	<b>Zusammenfassung und Ausblick</b>	<b>156</b>
	<b>Literaturverzeichnis</b>	<b>158</b>
<b>A</b>	<b>Datenblatt-Auszug der Epoxidharz-Matrix</b>	<b>163</b>
<b>B</b>	<b>Gegenüberstellung der Fehlertiefe aller Schlagschäden</b>	<b>164</b>
<b>C</b>	<b>Plattendicken nach dem Autoklavprozess</b>	<b>166</b>
<b>D</b>	<b>Einflussfaktoren auf die Ermüdungsdauer der CFK-Proben</b>	<b>168</b>

# Abbildungsverzeichnis

2.1	Graphitstruktur der C-Faser . . . . .	4
2.2	Entwicklung des FKV-Anteils im Flugzeugbau . . . . .	8
2.3	Verteilung der Schlagschäden an einem Verkehrsflugzeug . . . . .	9
2.4	Schadenskategorisierung nach AC20-107B . . . . .	12
2.5	Exemplarischer Kraft- und Energieverlauf beim Auftreffen des Stoßkörpers eines Fallturmes auf einen Probekörper . . . . .	14
2.6	Definition des Bezugskordinatensystems . . . . .	15
2.7	Ausbildung von Zwischenfaserbrüchen durch Niedergeschwindigkeits-Impacts . . . . .	16
2.8	Grundlegende Schadenswachstumsmechanismen in Kreuzlaminaten . . . . .	18
2.9	Röntgen-Computertomographie im Querschnitt durch die Impactzone eines CFK-Kreuzlaminates mit BVID und VID . . . . .	19
2.10	Restzugfestigkeit in Abhängigkeit der Impact-Energie . . . . .	20
2.11	Zusammenhang zwischen Schadensgröße und CAI-Festigkeit nach experimentellen Daten von Mitrovic et. al. . . . .	22
2.12	Steifigkeitsreduktion durch Schadenswachstum unter dynamischer Belastung von FKV . . . . .	23
2.13	Fehlerecho einer Probe unter 65% UTS Belastung . . . . .	26
2.14	Fehlerecho einer Probe mit Schlagschaden unter 65% UTS Belastung . . . . .	26
2.15	Vergleich der Schwingfestigkeit von Laminaten mit unterschiedlich großflächigen Schlagschäden . . . . .	28
2.16	Schwingfestigkeit von Proben verschiedener Dicke mit und ohne Schlagschaden . . . . .	29
2.17	Elektromagnetischer Spektralbereich . . . . .	33
2.18	Planck'sches Strahlungsspektrum für Temperaturen von 100 K bis 10000 K . . . . .	34
2.19	Prinzip der aktiven Thermographie-Versuchsanordnung . . . . .	35
2.20	Thermische Anisotropie von CFK-Laminaten . . . . .	36

---

2.21	Auswertung der Phasendifferenz nach dem Prinzip der Lockin-Thermographie . . . . .	37
2.22	Transformation der Bildsequenz vom Zeit- in den Bildbereich . . . . .	38
2.23	Funktionsprinzip der Ultraschallprüfung nach dem Echo-Impuls-Verfahren . . . . .	40
2.24	C-Bild eines Schlagschadens in einem CFK-Probekörper . . . . .	41
2.25	Röntgendurchstrahlung eines Werkstoffes . . . . .	43
3.1	Aufbau des Fallturmes . . . . .	45
3.2	Aufbau der sorvohydraulischen Prüfmaschine . . . . .	46
3.3	Prinzipskizze eines Laserextensometers . . . . .	47
3.4	Fertigungsprozess der Prüfkörper in 3 Schritten . . . . .	49
3.5	Autoklavaufbau . . . . .	50
3.6	Autoklavzyklus . . . . .	51
3.7	Geometrie der Probekörper . . . . .	51
3.8	Präparation der Prüfkörper für dynamische Prüfungen . . . . .	54
3.9	Versuchsdurchführung . . . . .	55
3.10	Vorbereitung der Knickstütze . . . . .	58
3.11	Einspannung der Probe im Pulser . . . . .	60
3.12	Versuchsaufbau zur PPT-Messung . . . . .	63
3.13	Ausschnitt eines Mikroskopiesegments . . . . .	65
4.1	Qualitätskontrolle der CFK-Platte L12 . . . . .	68
4.2	Wöhlerkurve für Proben ohne Schlagschaden . . . . .	72
4.3	Ermüdungsversuch von Proben mit Schlagschaden . . . . .	73
4.4	Vergleich der Ermüdungsversuche von Proben mit und ohne Schlagschaden . . . . .	75
4.8	Steifigkeitsverlauf der Probe L23-3 auf dem Lasthorizont 410 MPa . . . . .	80
4.9	Steifigkeitsverläufe der geprüften Proben mit Schlagschaden auf dem Lasthorizont 410 MPa . . . . .	81
4.10	Steifigkeitsverläufe der geprüften Proben mit Schlagschaden auf dem Lasthorizont 410 MPa . . . . .	82
4.11	Steifigkeitsverläufe der geprüften Proben mit Schlagschaden auf dem Lasthorizont 430 MPa . . . . .	83
4.12	Steifigkeitsverläufe der geprüften Proben mit Schlagschaden auf einem Lasthorizont von 430 MPa . . . . .	84

---

4.13	Steifigkeitsverläufe der geprüften Proben mit Schlagschaden auf einem Lasthorizont von 430 MPa . . . . .	84
4.14	Schädigungsverhalten von Proben mit vergleichsweise kurzer Lebensdauer Proben auf dem Lasthorizont 410 MPa . . . . .	86
4.15	Schädigungsverhalten von Proben mit vergleichsweise hoher Lebensdauer auf dem Lasthorizont 410 MPa . . . . .	86
4.16	Schädigungsverhalten von Proben mit vergleichsweise kurzer Lebensdauer auf dem Lasthorizont 430 MPa . . . . .	87
4.17	Schädigungsverhalten von Proben mit vergleichsweise mittlerer Lebensdauer auf dem Lasthorizont 430 MPa . . . . .	88
4.18	Schädigungsverhalten von Proben vergleichsweise hoher Lebensdauer auf dem Lasthorizont 430 MPa . . . . .	88
4.19	Phasenbilder der Probe L23-3 . . . . .	91
4.23	Verlauf der normierten Phasenwinkeldifferenz $\Delta\Phi_{d,s}$ der Probenvorderseite auf dem Lasthorizont 430 MPa . . . . .	96
4.27	Verlauf der normierten Phasenwinkeldifferenz $\Delta\Phi_{d,s}$ über die normierte Lebensdauer . . . . .	99
4.28	Röntgenaufnahme der Probe L12-7 nach 25000 LW . . . . .	100
4.29	Röntgenaufnahme der Probe L23-2 nach 500 LW . . . . .	101
4.32	Faserbruch im Bereich der lokal abgelösten Laminatschicht auf der Probenrückseite . . . . .	103
4.33	Ultraschallergebnis zur Untersuchung des Delaminationswachstums der Probe L26-3 . . . . .	104
4.34	Ultraschallergebnis zur Untersuchung des Delaminationswachstums der Probe L26-7 . . . . .	105
4.35	Ultraschallergebnis zur Untersuchung des Delaminationswachstums der Probe 12-7 . . . . .	105
4.36	Ausprägung der Höhe von Delaminationsquerschnitten zwischen der 9ten und 10ten Lage . . . . .	106
4.37	Ablösung der Deckschicht auf der Rückseite von Probe L23-2 . . . . .	107
4.44	Auswertung der Röntgenergebnisse der Probe L26-3 . . . . .	113
4.45	Auswertung der Röntgenergebnisse der Probe L13-5 . . . . .	114
5.5	Vergleich der Phasenwinkeldifferenz $\Delta\Phi_{d,s}$ mit dem Schädigungsverlauf der Probe L13-1 . . . . .	120

5.6	Vergleich der Phasenwinkeldifferenz $\Delta\Phi_{d,s}$ mit dem Schädigungsverlauf der Probe L23-1 . . . . .	121
5.7	Vergleich der Phasenwinkeldifferenz $\Delta\Phi_{d,s}$ mit dem Schädigungsverlauf der Probe L12-2 . . . . .	121
5.8	Vergleich der Phasenwinkeldifferenz $\Delta\Phi_{d,s}$ mit dem Schädigungsverlauf der Probe L26-7 . . . . .	122
5.9	Vergleich der Phasenwinkeldifferenz $\Delta\Phi_{d,s}$ für den Lasthorizont 410 MPa mit der Fläche der lokalen Schichttrennung auf der Probenrückseite . . . . .	123
5.10	Vergleich der Phasenwinkeldifferenz $\Delta\Phi_{d,s}$ für den Lasthorizont 430 MPa mit der Fläche der lokalen Schichttrennung auf der Probenrückseite . . . . .	123
5.11	Zusammenhang zwischen der Phasenwinkeldifferenz $\Delta\Phi_{d,s}$ und der Delaminationsfläche $A_{del}$ auf dem Lasthorizont 410 MPa . . . . .	124
5.12	Zusammenhang zwischen der Phasenwinkeldifferenz $\Delta\Phi_{d,s}$ und der Delaminationsfläche $A_{del}$ auf dem Lasthorizont 430 MPa . . . . .	125
5.14	LM-Aufnahme der Probe L23-2 . . . . .	127
5.15	LM-Aufnahme der Probe L12-7 . . . . .	128
5.20	Entwicklung der Rissdichte, normiert auf die ersten Prüfwert nach 50 LW . . . . .	132
6.9	Phasenwinkelmessung nach vollständiger Abkühlung ausgewählter Proben . . . . .	148
B.1	Orientierung der C-Bilder . . . . .	164
B.2	Fehlertiefen der Schlagschäden in Proben, welche für Mikroskopieuntersuchungen entnommen wurden . . . . .	164
B.3	Fehlertiefen der Schlagschäden in Proben, welche bis zum Versagen belastet wurden . . . . .	165
C.1	Darstellung der Plattendicken nach dem Autoklavprozess . . . . .	167

# Tabellenverzeichnis

2.1	Kennwerte von HTS-Fasern . . . . .	5
2.2	Erläuterung der Schadenskategorien nach der Damage Tolerance Zu- lassungsphilosophie . . . . .	11
2.3	Wärmediffusivität und Wärmeeindringkoeffizient von CFK in unter- schiedlichen Orientierungen . . . . .	32
3.1	Maße der Probekörper . . . . .	52
3.2	Unterbrechungspunkte der dynamischen Prüfung . . . . .	61
3.3	Gewählte Lasthorizonte für die dynamische Prüfung von Proben mit und ohne Schlagschaden . . . . .	61
3.4	Regelparameter der servohydraulischen Prüfmaschine . . . . .	61
3.5	Prüfparameter der PPT . . . . .	63
3.6	Prüfparameter der Ultraschallprüfung . . . . .	64
3.7	Schleif- und Polierprozess an der <i>ATM SAPHIR 550</i> für Mikrosko- piesegmente . . . . .	66
4.1	Quantitative Erfassung der Probendicke $t_2$ und der Delaminations- größen . . . . .	69
4.2	Proben ohne Schlagschaden zur Ermittlung der Referenz-Wöhlerkurve	72
4.3	Proben mit Schlagschaden unter dynamischer Belastung . . . . .	74

# Verzeichnis der Formelzeichen und Abkürzungen

## Formelzeichen

Zeichen	Einheit	Bedeutung
$b$	[m]	Breite
$c_p$	[J/K]	Wärmekapazität
$D$	[Nm]	Kopplungselement der Plattensteifigkeitsmatrix
$D$	1	Schädigungsparameter
$D$	1	Schwärzung einer Röntgenaufnahme
$D_e$	[m]	Effektiver Durchmesser einer Delamination
$E$	[MPa]	Steifigkeit des Prüfwerkstoffes
$e_{eff}$	[Wm <sup>-2</sup> K <sup>-1</sup> √s]	Effusivität / Wärmeeindringkoeffizient
$E_0$	[MPa]	Ausgangssteifigkeit des Prüfwerkstoffes
$E_i$	[J]	Impactenergie
$F$	[N]	Kraft
$h$	[m]	Höhe
$L$	1	Leuchtdichte
$l$	[m]	Länge
$M$	1	Biegesteifigkeitsdifferenz
$N$	1	Anzahl der Lastwechsel
$M_\lambda$	[Wm <sup>-2</sup> m <sup>-1</sup> ]	Spektrale Ausstrahlung
$m_S$	[kg]	Masse des Stoßkörpers

## Formelzeichen

Zeichen	Einheit	Bedeutung
$Q$	[J]	Wärmeenergie
$\dot{q}$	[Wm <sup>-2</sup> ]	Wärmestromdichte
$R$	1	Spannungsverhältnis einer zyklischen Belastung
$R$	1	”Pearson-R” Korrelationskoeffizient
$S$	[MPa]	Spannungsniveau
$T$	[K]	Temperatur
$t$	[s]	Zeitvariable instationärer Prozesse
$t$	[m]	Dicke der Prüfkörper
$U$	[J]	Innere Energie eines geschlossenen Systems
$v$	[ms <sup>-1</sup> ]	Geschwindigkeit des Stoßkörpers
$v$	[ms <sup>-1</sup> ]	Ausbreitungsgeschwindigkeit therm. Wellen
$Z$	[Nsm <sup>5</sup> ]	Akustische Impedanz

## Griechische Formelzeichen

Zeichen	Einheit	Bedeutung
$\alpha$	[m <sup>2</sup> s <sup>-1</sup> ]	Wärmediffusivität
$\epsilon_c$	1	Materialstauchung beim Impact
$\lambda$	[Wm <sup>-1</sup> K <sup>-1</sup> ]	Wärmeleitfähigkeit
$\mu$	[m]	Diffusionslänge / Eindringtiefe
$\rho$	1	Faservolumengehalt
$\rho$	[kgm <sup>-3</sup> ]	Massendichte
$\sigma$	[MPa]	Spannung
$\Phi$	[Rad]	Phase einer thermischen Welle

---

## Indizes

---

<b>Index</b>	<b>Bedeutung</b>
a	= Amplitude
d	= Defect - Bereich eines Schlagschadens
f	= Failure - Versagen
G	= Gesamt
i	= Impact - Einschlag
kin	= Kinetisch
L	= Lasteinleitungselement
P	= Prüfbereich
pot	= Potentiell
r	= Reference - Bereich einer unbelasteten Vergleichsprobe
S	= Stoßkörper
s	= Surround - der umliegende Bereich eines Schlagschadens
t	= Total
x	= Raumkoordinate in Richtung der 0°-Lagenorientierung
y	= Raumkoordinate in Richtung der 90°-Lagenorientierung
z	= Raumkoordinate, welche mit x und y ein rechtshändiges kartesisches Koordinatensystem bildet

---

---

## Abkürzungen

---

<b>Abk.</b>	<b>Bedeutung</b>
ATL	= Automatischer Tape-Leger
BVID	= Barely visible impact damage - Kaum sichtbarer Schlagschaden
CAI	= Compression after impact - Restdruckfestigkeit
CFK	= Kohlefaserverstärkter Kunststoff
CLT	= Classical laminate theory - Klassische Laminattheorie
CMC	= Ceramic matrix composite - Verbundwerkst. mit keramischer Matrix
DFT	= Diskrete Fourier-Transformation
DIN	= Deutsche Industrie-Norm
DMS	= Dehnungsmessstreifen
EP	= Epoxidharz
FT	= Fourier-Transformation
FKV	= Faser-Kunststoff-Verbund
FSH	= Full screen height - Höhe des Vollbildes
FVW	= Faserverbundwerkstoff
GFK	= Glasfaserverstärkter Kunststoff
GVI	= General visual inspection - Allgemeine Sichtinspektion
HTS	= High tenacity-strength - Hohe Zähigkeit und Festigkeit
LCL	= Lower confidence-level - Untere Konfidenzgrenze
LL	= Limit load - Sichere Last
LPL	= Lower prediction limit - Untere Vorhersagegrenze
LT	= Lockin-Thermographie
LW	= Lastwechsel
MMC	= Metal Matrix Composite - Verbundwerkstoff mit metallischer Matrix
NDT	= Non-destructive testing - Zerstörungsfreie Prüfung
PAN	= Polyacrylnitril
PPT	= Puls-Phasen-Thermographie
PT	= Puls-Thermographie
UCL	= Upper confidence limit - Obere Konfidenzgrenze

---

---

## Abkürzungen

---

<b>Abk.</b>	<b>=</b>	<b>Bedeutung</b>
UD	=	Unidirektional
UL	=	Ultimate load - Bruchlast
UP	=	Ungesättigtes Polyesterharz
UPL	=	Upper prediction limit - Obere Vorhersagegrenze
VD	=	Visible impact damage - Sichtbarer Schlagschaden
ZFB	=	Zwischenfaserbruch
ZfP	=	Zerstörungsfreie Prüfung

---

# 1 Einleitung

## Motivation und Ziel der Arbeit

Nach über dreieinhalbjähriger Verspätung war es soweit: Am 25. September 2011 wurde die erste Boeing 787 "Dreamliner" an die japanische Fluggesellschaft All Nippon Airways ausgeliefert. Im Gegensatz zu bisherigen Flugzeugmustern der kommerziellen Passagierluftfahrt ist nahezu die komplette Rumpfstruktur aus kohlefaserverstärkten Kunststoffen (CFK) gefertigt.

Durch die hohe dichtespezifische Festigkeit faserverstärkter Kunststoffe [1] werden somit signifikante Gewichtseinsparungen der Flugzeugstruktur und damit ein effizienter Flugbetrieb ermöglicht. Das sehr gute Ermüdungsverhalten dieses Werkstoffes [1] trägt durch die damit erzielte Erweiterung der Inspektionsintervalle zu einer weiteren Senkung der Betriebskosten bei. Jedoch begründet unter anderem die schlechte visuelle Detektierbarkeit von Strukturschäden und bisher unausgereifte Wartungskonzepte das Zögern vieler Fluggesellschaften, ihre Flotte mit derartigen Flugzeugmustern zu modernisieren.

Im Rahmen des "Luftfahrtclusters Metropolregion Hamburg" engagiert sich daher die Lufthansa Technik AG in Kooperation mit der Technischen Universität Hamburg-Harburg und der Automation Technology GmbH in einem Forschungs- und Entwicklungsprojekt zur Ermittlung und Erweiterung der Leistungsgrenzen moderner, zerstörungsfreier Prüfverfahren. Das Hauptziel des Vorhabens besteht darin, das Einsatzpotential der aktiven Thermographie und Ultraschallprüfung für eine sichere und effiziente Untersuchung großer Flugzeugstrukturelemente zu untersuchen und signifikant zu erweitern.

Die vorliegende Arbeit ist im Rahmen dieses Projektes entstanden und untersucht die Entwicklung schlaginduzierter Materialschädigungen in orthotropen CFK-Laminaten unter zyklischer Belastung. Dabei zielen die Untersuchungen in erster Linie auf

---

eine Charakterisierung der Ergebnisse aktiver Thermographieprüfungen, in diesem Fall nach dem Prinzip der Puls-Phasen-Thermographie, ab.

### **Gliederung der Arbeit**

Im ersten Kapitel dieser Arbeit wird ein Überblick der bisherigen Forschungsergebnisse zur Entwicklung von Schlagschäden in CFK-Strukturen gegeben. Zusätzlich werden die theoretischen Grundlagen der zur Anwendung kommenden zerstörungsfreien Prüfverfahren erläutert.

Der anschließende Abschnitt der Arbeit widmet sich der experimentellen Versuchsdurchführung. Dazu werden die Methoden der Probenherstellung und -Präparation erläutert und die anschließenden Ermüdungsversuche beschrieben.

Die aus den experimentellen Versuchen gewonnenen Teilergebnisse werden daraufhin in Kapitel 4 präsentiert, um im anschließenden Kapitel einander gegenübergestellt und ausgewertet zu werden. Dazu werden die Ergebnisse der zerstörungsfreien Prüfverfahren wie die Ultraschall- oder Röntgenprüfung sowie der zerstörenden Untersuchungen im Lichtmikroskop herangezogen, um die Schadensakkumulation zu beurteilen und diese mit den Ergebnissen der Puls-Phasen-Thermographie zu korrelieren.

Eine ausführliche Diskussion der Ergebnisse folgt in Kapitel 6. Im Verlauf der experimentellen Versuche herauskristallisierte Probleme werden hier analysiert und die im vorangegangenen Kapitel getroffenen Thesen unter Einbeziehung von Fehlerquellen beurteilt.

Den Abschluss dieser Arbeit bildet eine Zusammenfassung der Erkenntnisse und ein Ausblick.

## 2 Theoretische Grundlagen

Das folgende Kapitel soll zunächst einen Überblick über die theoretischen Grundlagen zum Thema Faser-Kunststoff-Verbunde, entsprechende Fertigungsverfahren, zerstörungsfreie Prüfmethode sowie Ermüdungsfestigkeit geben. Da sich damit komplette Studiengänge füllen lassen, sollen die Betrachtungen an dieser Stelle auf die für diese Arbeit relevanten Aspekte begrenzt werden.

### 2.1 Faserverbundwerkstoffe

Als Faserverbundwerkstoffe (FVW) werden in der Regel Materialien bezeichnet, welche aus mindestens zwei Komponenten bestehen, wobei die eine Komponente in Faserform vorliegt und in eine zweite Komponente eingebettet ist, die sogenannte Matrix. Das Prinzip hat der Mensch von der Natur abgeschaut, wo sich natürliche FVW wie zum Beispiel Holz, Bambus oder Knochen finden lassen und so Materialien bei vergleichsweise niedriger Dichte hohe Steifigkeiten und Festigkeiten aufweisen. Neben verschiedenen künstlich hergestellten FVW, wie Keramik-Matrix-Verbunde (CMC) oder Metall-Matrix-Verbunde (MMC), erlangten gerade die Faser-Kunststoff-Verbunde (FKV) eine besondere Bedeutung für Leichtbaukonstruktionen [2]. Liegt ein Werkstoff in Faserform vor, so hat er eine um ein Vielfaches höhere Festigkeit in Faserrichtung im Vergleich zum selben Werkstoff in kompakter Form. Die Festigkeit steigt mit abnehmendem Faserdurchmesser, was sich durch verschiedene Effekte erklären lässt. So nimmt zum Beispiel die Anzahl festigkeitsreduzierender Fehlstellen bei geringer werdenden Volumenkörpern ab [2]. Schürmann [1] vergleicht das als Größeneffekt bekannte Phänomen mit einer Kette, dessen Festigkeit durch das schwächste Glied bestimmt wird. Bei zunehmender Anzahl von Kettengliedern steigt die Wahrscheinlichkeit, dass ein noch schwächeres Glied vorkommt. Weitere Einflüsse auf die festigkeitssteigernde Wirkung von Werkstoffen in Faserform, wie

die Ausrichtung der Molekülketten durch Strecken oder die Verminderung von Fehlstellen und Kerben, werden in einschlägiger Literatur ausführlich diskutiert [1].

Der in dieser Arbeit verwendete Fasertyp ist die Kohlenstoff- oder C-Faser<sup>1</sup>. Sie hat im Vergleich zu weiteren Fasertypen hervorragende Eigenschaften bezüglich ihrer dichtespezifischen Steifigkeit und Festigkeit, ist daher aber auch verhältnismäßig teuer. Deswegen wird die C-Faser besonders im Flugzeugbau für hochbelastete Strukturen verwendet. Der Kohlenstoff in den Fasern liegt in der Modifikation Graphit vor ist im hexagonalen Kristallsystem angeordnet, wie es Abbildung 2.1 modellhaft veranschaulicht. Innerhalb der einzelnen Schichtebenen herrschen starke kovalente Bindungen zwischen den Kohlenstoffatomen, wodurch die hohen Festigkeiten in dieser Richtung begründet sind. Folglich wird beim Herstellungsprozess ein besonderes Augenmerk auf die Ausrichtung der Schichtebenen in Faserrichtung gelegt. Quer zur Faserrichtung herrschen nur schwache Van-der-Waals-Kräfte, womit die C-Faser deutlich anisotrope Eigenschaften aufweist [2].

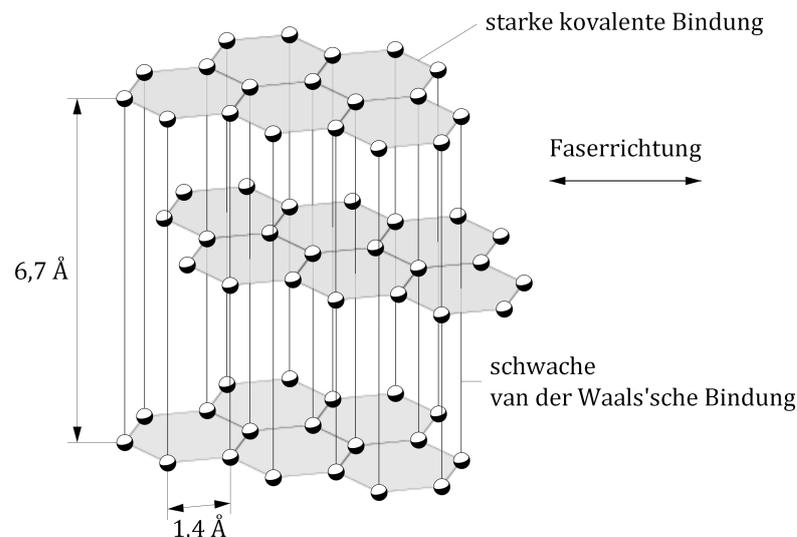


Abbildung 2.1: Graphitstruktur der C-Faser [1]

C-Fasern werden üblicherweise aus der Textilfaser Polyacrylnitril (PAN) hergestellt. Abhängig von diversen Prozessparametern, wie der Vororientierung des Ausgangsmaterials, dem Verstreckungsgrad oder den Verarbeitungstemperaturen bei der Graphitierung, lassen sich verschiedene Materialeigenschaften einstellen. Somit werden nach Preis und Eigenschaftsprofil unterschiedliche C-Fasertypen vermarktet [1]. In dieser Arbeit kommt die sogenannte HTS-Faser<sup>2</sup> zur Anwendung. Nennenswerte

<sup>1</sup>engl. *carbon fibre*

<sup>2</sup>engl. *high tenacity-strength*

Vorteile dieser Faser sind zum Einen das hohe Dehnungsvermögen bei gleichzeitig hohen Spannungen, ein hohes Arbeitsaufnahmevermögen und die hohe Schlagzähigkeit [2].

**Tabelle 2.1:** Kennwerte von HTS-Fasern [2]

Kenngröße	Einheit	Wert
Zugfestigkeit	[GPa]	3,9 - 7,0
E-Modul	[GPa]	230 - 270
Bruchdehnung	[%]	1,7 - 2,7
Faserdurchmesser	[ $\mu\text{m}$ ]	5 - 7
Dichte	[ $\text{g}/\text{cm}^3$ ]	1,78 - 1,83
Ausdehnungsk.	[ $10^{-6}/\text{K}$ ]	-0,1 - -0,7

In FKV hat die Matrix die Aufgabe, die Fasern in der gewünschten Anordnung zu fixieren und Kräfte in diese zu übertragen. Dazu ist eine gute Haftung zwischen Faser- und Matrixmaterial notwendig. Zusätzlich sollte die Matrix die Fasern vor Umgebungsmedien, wie Feuchtigkeit oder Chemikalien, schützen. Entsprechend dem Anwendungsfall kann durch die Kombination verschiedener Matrix- und Fasermaterialien die Verformbarkeit und das Energieaufnahmevermögen des Gesamtverbundes variiert werden [1]. Jedoch gilt das Prinzip, dass hochwertige Fasern auch mit einem hochwertigen Matrixsystem kombiniert werden sollten, um die Verstärkungswirkung zu maximieren. Daher werden die in dieser Arbeit verwendeten HTS C-Fasern mit einer Epoxidharz-Matrix (EP) verarbeitet. EP gehört zur Gruppe der duromeren Polymere<sup>3</sup> und ist damit im ausgehärteten Zustand durch eine auf Hauptvalenzbindungen basierende engmaschige Vernetzung der Molekülketten untereinander weder schmelzbar noch plastisch verformbar. Duromere werden daher oberhalb der sogenannten Zersetzungstemperatur durch thermisches Aufbrechen der molekularen Bindungen lediglich irreversibel zersetzt [2]. Epoxidharz als Matrix-Komponente in FKV ist besonders im Flugzeugbau mit ca. 95% aller Faserverbundbauteile besonders weit verbreitet. Es gehört zur Gruppe der Reaktionsharze und entsteht gewöhnlich durch Polykondensation aus Bisphenol A oder Bisphenol F und Epichlorhydrin unter Abspaltung von Chlorwasserstoff. Die räumliche Vernetzung vollzieht sich in einer Additionspolymerisation als Stufenreaktion unter Zugabe von mengenmäßig exakt bemessenen Härtern, wie zum Beispiel polyfunktionellen Aminen [1, 2].

<sup>3</sup>Weitere wichtige Gruppen polymerer Matrixsysteme sind Plastomere (früher auch als Thermoplaste bezeichnet) und Elastomere, wobei letztere in den hier angesprochenen Industriezweigen eine untergeordnete Rolle spielen. [2]

Den vielfältigen Vorteilen von EP, wie beispielsweise die hohe statische und dynamische Festigkeit, eine höhere Bruchdehnung als ungesättigte Polyesterharze (UP), geringer Härteschwund oder die gute Chemikalien- und Witterungsbeständigkeit bei gleichzeitig geringer Brennbarkeit, stehen Nachteile, wie der vergleichsweise hohe Preis, die hohe Viskosität bei der Verarbeitung und Kennwertdegradation bei Feuchtigkeitsaufnahme gegenüber. Zusätzlich ist bei der Verarbeitung auf gesundheitsrelevante Aspekte zu achten [1].

## 2.2 Prepregverarbeitung mit Autoklav

Bei der Verwendung von FKV bieten sich eine Vielzahl von Halbzeugen an, die in Kombination mit einem entsprechenden Fertigungsprozess der jeweiligen Zielkonstruktion passend ausgewählt werden können. Ganz allgemein wird zwischen „trockenen“ Faserhalbzeugen und vorimprägnierten Faserhalbzeugen unterschieden. In dieser Arbeit kommen duromere Prepregs<sup>4</sup> zur Anwendung. Der Begriff „Prepreg“ leitet sich aus der englischen Terminus *preimpregnated material* für vorimprägnierte, nicht fließfähige Faserhalbzeuge ab. Nachdem 1960 bei Boeing die ersten Prepregs aus unidirektional faserverstärkten duroplastischen Matrices für Strukturbauteile entwickelt wurden, hat sich diese Technik in der Luft- und Raumfahrt rasch etabliert [2]. Die Verwendung von Prepregs zur Bauteilfertigung bringt zwei Vorteile mit sich: Zum einen werden durch die Auslagerung der Halbzeugherstellung die Fertigungskosten gesenkt, da der Bauteil-Fertiger nicht in die entsprechende Technik und das notwendige Know-How investieren muss, um eigenständig Prepregs herstellen zu können. Zum anderen wird durch spezialisierte und erfahrene Halbzeug-Hersteller die Produktqualität gesteigert und die Gefahr von Lufteinschlüssen bei der Verarbeitung von hochviskosen duromeren Matrixsystemen maßgeblich gesenkt [1].

Die in dieser Arbeit verwendeten Prepregs bestehen aus den im Abschnitt 2.1 vorgestellten HTS C-Fasern in einer EP-Matrix. Um die Verstärkungswirkung zu maximieren, sind die Endlosfasern<sup>5</sup> unidirektional (UD) angeordnet. Es gibt verschiedene Herstellungsverfahren, üblich ist jedoch eine Schmelzharzimprägnierung. Die Rovings werden dabei auf eine Trägerfolie abgelegt, welche mit einer dünnen Ma-

---

<sup>4</sup>Häufig wird für duromere Prepregs auch der Ausdruck „Tapes“ verwendet [2].

<sup>5</sup>Als Endlosfasern werden Fasern mit einer Länge von 50 mm und mehr klassifiziert.

trixschicht versehen ist. In beheizten Walzen vollzieht sich die Imprägnierung gleichmäßig und reproduzierbar unter Druck. Auf 300 bis 600 mm breiten Rollen aufgewickelt, kann das Halbzeug bei  $-18^{\circ}\text{C}$  für mehrere Wochen in einem vorvernetzten Zustand gelagert werden. Bei Raumtemperatur werden die üblicherweise 0,125 bis 0,250 mm dicken Prepregs haftend und können in dieser plastomeren Zwischenstufe in die gewünschte Form drapiert werden. Dieser Arbeitsschritt kann von manueller Fertigung durch Handlaminieren bis hin zur vollautomatischen Fertigung mittels computergesteuerten, automatischen Tape-Legemaschinen (ATL) variieren [2]. Der Verbund aus mehreren Prepreg-Schichten wird schließlich als Laminat bezeichnet.

Letztendlich werden die Prepregs unter rechnergesteuerten Druck- und Temperaturzyklen im Autoklav ausgehärtet. Abhängig vom Laminataufbau variieren die Prozessdrücke üblicherweise zwischen 6 und 10 bar, bei Temperaturen von  $80^{\circ}\text{C}$  bis  $180^{\circ}\text{C}$  und Zykluszeiten zwischen 3 und 12 Stunden. Als Arbeitsgas kann dafür Luft oder Stickstoff dienen. Charakteristisch für diesen Fertigungsprozess ist die meist einseitig starre Formhälfte, während die andere Hälfte durch eine Vakuumfolie gebildet wird<sup>6</sup>. Somit lassen sich homogene Presskräfte als Summation des relativen Unterdruckes im Vakuumaufbau und dem Innendruck im Autoklaven auf das Laminat aufbringen sowie leichte Hinterschneidungen und sprunghafte Übergänge realisieren. Es wird allgemein zwischen sogenannten „bleed“- und „no bleed“-Laminataufbauten unterschieden. Bei Ersteren wird die überschüssige Matrix durch eine im Laminataufbau integrierte Saugschicht aufgenommen. Beim „no bleed“-Aufbau verbleibt die Matrix vollständig im Bauteil, wodurch der Faservolumengehalt  $\varphi$  sehr genau eingestellt werden kann. Dieser berechnet sich aus dem Verhältnis von Faservolumen zu Gesamtvolumen [2].

Zusammenfassend können durch die Prepregverarbeitung mit Autoklav FKV-Bauteile mit höchstmöglichen Faservolumenanteil gefertigt werden. Da der Einsatz eines Autoklaven allerdings hohe Anlagen- und Betriebskosten mit sich zieht, beschränkt er sich in der Regel auf die Fertigung von Bauteilen mit höchsten Anforderungen an die Werkstoffkennwerte sowie auf Forschungs- und Industriezweige, bei denen die Kosten an anderer Stelle wieder eingespart werden können (z.B. durch Gewichtseinsparungen bei Flugzeugstrukturen).

---

<sup>6</sup>Für plastomere Matrixsysteme kann der Fertigungsprozess abweichen. Die Betrachtungen beschränken sich an dieser Stelle wieder auf die für diese Arbeit relevanten Anwendungen.

## 2.3 Einsatz von FKV in der Luftfahrt

Wie eingangs bereits erwähnt, gewinnt die Anwendung von FKV in der Luftfahrtindustrie eine immer größer werdende Bedeutung, da sich die Mehrkosten durch Gewichtseinsparungen und folglich durch Senkung der Betriebskosten wieder einsparen lassen. Zusätzlich lassen sich durch das sehr gute Ermüdungsverhalten von FKV die Inspektionsintervalle erweitern. Waren FKV anfänglich noch auf niedrig belastete Strukturbauteile, wie etwa Verkleidungselemente oder Radome beschränkt, so erweiterte sich die Anwendung über Höhenleitwerke, Steuerflächen oder Kielträgern auf die Konstruktion nahezu kompletter Flugzeugrumpfe, wie dies bei der kürzlich in Dienst gestellten Boeing 787 der Fall ist. Anhand von Abbildung 2.2 lässt sich ein klarer Aufwärtstrend bei der Entwicklung des FKV-Anteils im Flugzeugbau ableiten [3]. Obwohl eine Fortsetzung dieses Trends vorerst unwahrscheinlich erscheint, spielen Forschungsergebnisse zur Schadensausbreitung und Fehlerdetektion sowie die Entwicklung angepasster Reparaturverfahren im Flugzeugbau eine besondere Rolle. Da diese Arbeit im Rahmen des Luftfahrtforschungsprogrammes entstanden ist, soll dieses Kapitel den Bezug der durchgeführten Untersuchungen zum Flugzeugbau herstellen.

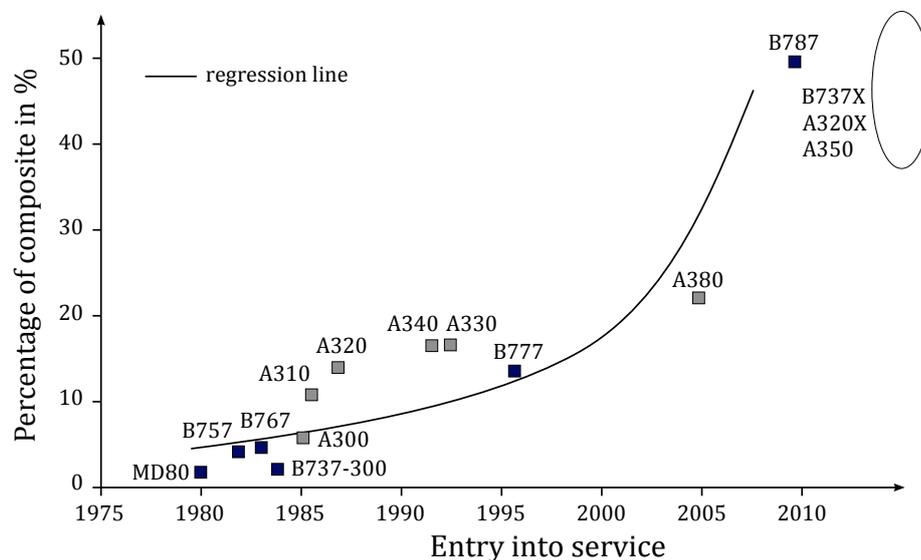
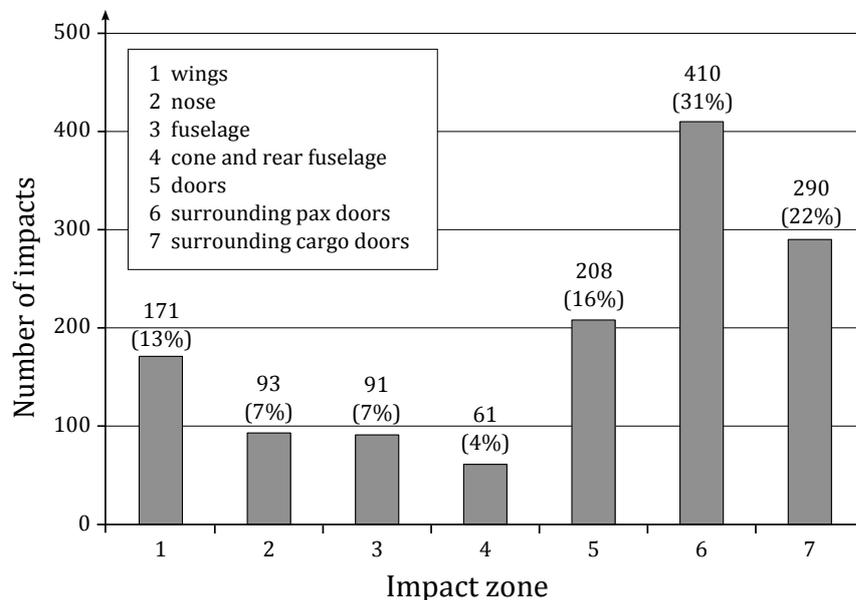


Abbildung 2.2: Entwicklung des FKV-Anteils im Flugzeugbau [3]

### 2.3.1 Schlagschäden an Strukturelementen von Verkehrsflugzeugen

Einschläge in Strukturelemente, im Folgenden als Impacts<sup>7</sup> bezeichnet, können verschiedene Ursachen haben, wie zum Beispiel beim Start aufgewirbelte Fremdteile auf der Startbahn, Kollisionen mit Vögeln oder Hagelniederschlag. Studien von Flugzeugherstellern haben jedoch erwiesen, dass eine der am häufigsten Impacts ausgesetzten Strukturelemente am Flugzeug die Türregion von Passagier- und Frachttüren ist (vgl. Abbildung 2.3). So weisen die Bereiche um die Passagiertüren etwa 31% aller durch Impacts verursachte Schlagschäden auf, gefolgt von den Bereichen um die Frachttüren mit 22%. Zählt man die Passagier- und Frachttüren mit insgesamt 16% hinzu, so sind die kompletten Türregionen etwa 70% aller Impacts am Flugzeug ausgesetzt [4]. Dieses Ergebnis lässt darauf schließen, dass die Hauptursache für Schlagschäden in der Abfertigung von Flugzeugen am Boden durch Servicefahrzeuge, Passagierbrücken etc. liegt. Eine detaillierte Zusammentragung aktueller Untersuchungsergebnisse zu diesem Thema und deren Auswirkung auf die Strukturauslegung liefert Ziehm [5].



**Abbildung 2.3:** Verteilung der Schlagschäden an einem Verkehrsflugzeug. Untersucht wurden 1324 Schlagschäden an 77 Flugzeugen. [3]

<sup>7</sup> engl. Einschlag. In dieser Arbeit wird der in der Literatur vielfach verwendete Begriff Impact auch in Deutsch verwendet. Es wird darunter das Auftreffen eines Fremdkörpers auf Strukturelemente verstanden. Der Begriff Schlagschaden bezeichnet einen aus einem Impact resultierenden Strukturschaden.

Je nach eingebrachter Energie beim Einschlag auf ein Strukturbauteil werden Schlagschäden unterteilt in „Barely Visible Impact Damages“ (BVID) und „Visible Impact Damages“ (VID). Ersterer stellt die Grenze dar, ab welcher der Schaden genügend groß ist, um nach definierten Inspektionsintervallen durch Sichtprüfung entdeckt zu werden. Allerdings wird diese Grenze von den unterschiedlichen Flugzeugherstellern verschieden ausgelegt. So setzte Airbus eine Entdeckungswahrscheinlichkeit von 90% bei visueller Prüfung<sup>8</sup> (GVI) voraus, was nach internen Studien bei einer Kerbtiefe von 1,35 mm der Fall ist [6]. Boeing hingegen definiert diesen Wert nicht explizit und gibt eine Marge von 0,25 mm bis 0,5 mm für die minimale Kerbtiefe an [6]. Bei Impacts mit höherer kinetischer Energie kommt es üblicherweise zu VID. Solche Schäden sind durch Inspektionen mit bloßem Auge leicht zu entdecken. Diese Definition wird bei Boeing und Airbus gleichermaßen angewendet. Typische Ausprägungsmerkmale sind signifikante Oberflächenschäden, wie tiefe Risse, oder Durchschläge.

### 2.3.2 Kategorisierung von Schlagschäden

Ausgehend von einem erweiterten Wissenstand über die Eigenschaften der verwendeten Materialien unter Betriebslasten, wurde schon für Verkehrsflugzeuge aus Werkstoffen mit isotropen Materialeigenschaften (hauptsächlich Aluminium-Legierungen) die Konstruktionsphilosophie „Damage Tolerance“ entwickelt. Demzufolge werden Strukturelemente so ausgelegt, dass geringe Schäden toleriert werden können und das Schadenswachstum durch definierte Inspektionsintervalle vor Erreichen einer kritischen Größe erkannt wird [7]. Dabei wird das Ziel verfolgt, ein vergleichsweise niedriges Strukturgewicht bei geringen Instandhaltungskosten zu erreichen. Folglich wird diese Methodik auch auf die Faserverbund-Bauweise übertragen. Strukturelemente aus FKV werden so ausgelegt, dass BVID innerhalb eines Inspektionsintervalles unter normaler Betriebslast in ihrer Schadensausbreitung nicht zunehmen. Auf diesem Prinzip basiert die so genannte „no growth“ Zertifizierungs-Methode [8]. Um größer werdende Schäden bei der Inspektionen auch rechtzeitig und zuverlässig zu erkennen, sind ausgereifte Inspektionsverfahren nötig, wie sie in Kapitel 2.5 vorgestellt sind und im Rahmen des in Kapitel 1 vorgestellten Forschungsprojektes optimiert und weiterentwickelt werden.

---

<sup>8</sup> *engl.* General visual inspection

Schematisch ist die Damage Tolerance Philosophie in Abbildung 2.4 dargestellt. Darin werden Schäden nach ihrer Erkennbarkeit in Bezug auf das wirkende Lastlevel eine von fünf Kategorien zugeordnet [6].

Die zwei dimensionierenden Lastfälle im Flugzeugbau sind die „sichere Last“<sup>9</sup> (LL) und die Bruchlast<sup>10</sup> (UL). Unter LL darf sich ein Strukturelement nicht plastisch verformen. Wird die Dimensionierung nach UL ausgelegt, so muss ein Bauteil der Bruchlast für wenige Sekunden standhalten. Damit existiert eine Sicherheitsmarge zwischen LL und UL, welche durch das 1,5-fache der sicheren Last definiert ist [7]. Nach Abbildung 2.4 werden Schäden also in fünf Kategorien unterteilt, welche in Tabelle 2.2 charakterisiert sind. Schäden der Kategorie 1 müssen somit immer noch UL aushalten, während Schäden der Kategorien 2 und 3 bereits so ausgeprägt sind, dass betroffene Strukturelemente bei diesem Lastniveau bereits versagen würden.

**Tabelle 2.2:** Erläuterung der Schadenskategorien nach der Damage Tolerance Zulassungsphilosophie [9]

#	Definition	Beispiele
1	Schaden bleibt durch Sichtinspektion unentdeckt	BVID, Kratzer, tolerierbare Herstellungsfehler etc.
2	Schaden wird nach definierten Inspektionsintervallen durch Sichtprüfung entdeckt	VID, Herstellungsfehler, tiefe Schrammen und Kratzer etc.
3	Schaden wird in einem kürzeren Intervall als bei Kategorie 2 durch Sichtinspektion leicht entdeckt	große VID, große Schädigungen der Struktur etc.
4	Schaden wird durch starke Beeinträchtigung der Flugeigenschaften bereits vom Piloten erkannt	Vogelschlag, verlorene Triebwerksschaufeln etc.
5	Schwerwiegende Schäden an der Struktur	abnormale Einflüsse am Boden (Kollision mit Servicefahrzeugen) oder in der Luft

<sup>9</sup> engl. Limit load

<sup>10</sup> engl. Ultimate load

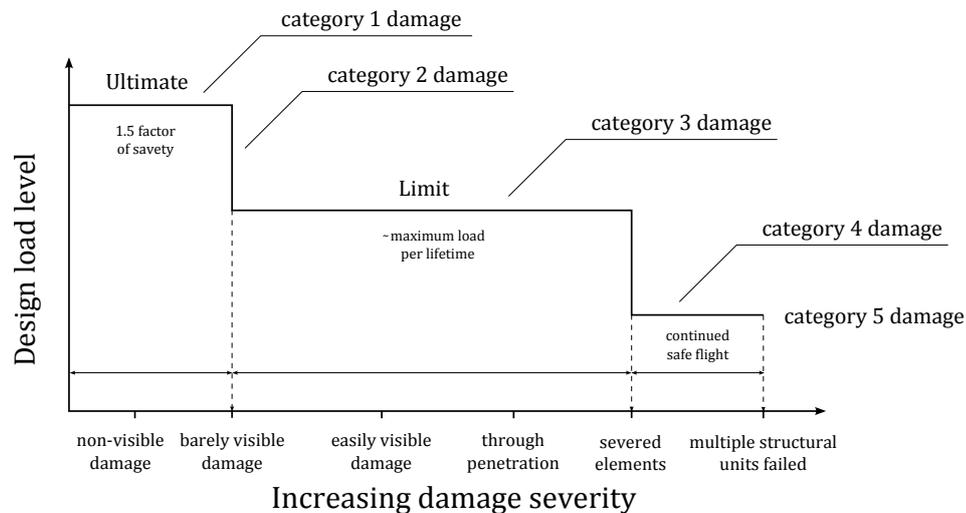


Abbildung 2.4: Schadenskategorisierung nach AC20-107B [7, 9]

## 2.4 Einfluss von Schlagschäden auf die Ermüdungsfestigkeit von FKV

Bei der Durchführung der für diese Arbeit notwendigen Untersuchungen werden zerstörungsfreie Prüfverfahren eingesetzt, welche in Abschnitt 2.5 detailliert erläutert sind. Um die Ergebnisse dieser Prüfverfahren mit der Ausprägung eventueller Schädigungen im Prüfkörper korrelieren zu können, ist ein grundlegendes Verständnis über das Verhalten von FKV, insbesondere das Ermüdungsverhalten, unter dem Einfluss von Materialschäden notwendig. Zur Materialcharakterisierung verschiedener Faser-Matrix-Kombinationen mit unterschiedlichen Lagenaufbauten gibt es bereits eine große Anzahl an Untersuchungen, welche aufgrund der Fülle an verschiedenen Auslegungsmöglichkeiten von FKV weiterhin vervollständigt werden. Die folgenden Abschnitte geben einen kurzen Überblick über Forschungsergebnisse, welche für das in dieser Arbeit behandelte Thema von Bedeutung sind. Dazu werden besonders Untersuchungen betrachtet, welche sich mit dem Einfluss von Schlagschäden auf CFK-Strukturen sowie dem daraus resultierenden Einfluss auf die Ermüdungsfestigkeit beschäftigen.

### 2.4.1 Auswirkungen von Schlagschäden auf Materialeigenschaften von FKV-Laminaten

Zur gezielten Untersuchung von Schlagschäden in FKV muss die eingebrachte Impactenergie  $E_i$  räumlich begrenzt und betragsmäßig möglichst genau eingestellt werden können. Dazu sind zwei Varianten üblich. Zum einen werden mit Stickstoff betriebene Gaspistolen verwendet [10–13], wobei ein Projektil durch eine fest installierte Anlage beschleunigt wird und an einer definierten Position auf die Probe auftrifft. Die kinetische Energie  $E_{kin}$  des Projektils kann u.a. durch Lichtschranken [11], über dessen Signale die Geschwindigkeit ermittelt wird, berechnet werden. Als zweite Variante zur Einbringung von Impacts dienen Fallgewichte [14–18]. In sogenannten Falltürmen werden Stoßkörper aus einer frei einstellbaren Höhe  $h$  auf die Probe fallen gelassen. Die im freien Fall aus der potentiellen Energie  $E_{pot}$  gewonnene kinetische Energie  $E_{kin}$  ( $E_{pot} = E_{kin}$ ) wirkt somit auf den Probekörper<sup>11</sup>. Um weitere Impacts auf den Probekörpern zu vermeiden, wird üblicherweise über eine Lichtschranke eine Rückprallbremse<sup>12</sup> aktiviert, die den Stoßkörper nach dem ersten Auftreffen greift. Ein typischer Kraftverlauf, wie ihn exemplarisch Tai [14] über die Deformation<sup>13</sup> aufgezeichnet hat, ist in Abbildung 2.5 dargestellt. Ab dem Punkt A lässt der Kraftverlauf aufgrund des nicht mehr linearen Anstiegs darauf schließen, dass Materialschädigungen verursacht werden. Verschiedene Literaturquellen beziehen sich bei ihren Experimenten auf die Referenz-Impactenergie  $E_i$ , welche das Integral der Kraft-Kurve bis zu deren Maximum am Punkt B darstellt [14]. Andere Autoren normieren die Gesamt-Impactenergie auch auf die Probendicke [16, 18]. Auf entsprechende Unterschiede wird an der jeweiligen Stelle hingewiesen.

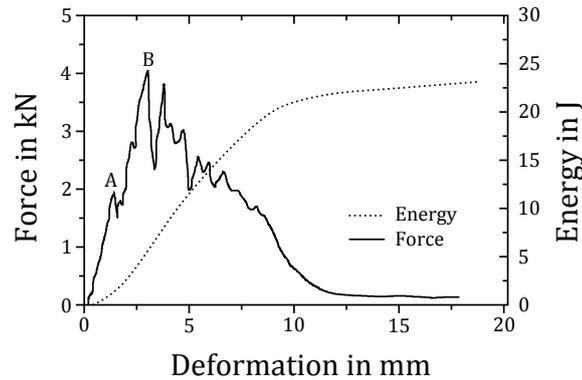
Zur Untersuchung des Einflusses von BVID auf Strukturelemente, dürfen Proben nur mit vergleichsweise geringer Impactenergie beschädigt werden. Solche Impacts werden im Allgemeinen als Niedergeschwindigkeits-Impacts<sup>14</sup> bezeichnet [19]. Der

<sup>11</sup>Dabei beschränken sich die Betrachtungen auf einen idealen Stoßprozess. Ein Teil der potentiellen Energie wird zum Beispiel im Fallturm konstruktionsbedingt in Wärmeenergie durch Reibung an der Schlittenführung, welcher zur Zentrierung des Stoßkörpers dient, umgewandelt.

<sup>12</sup>Häufig wird für die Rückprallbremse die englische Bezeichnung „anti rebound“-Vorrichtung verwendet.

<sup>13</sup>In der Literatur wird häufig die Impactkraft über die Deformation des Stoßkörpers aufgezeichnet. In den Veröffentlichungen von Tai et. al. sind keine weiteren Informationen über die qualitativ sehr großen Verformungen angegeben. In dieser Arbeit wird die zeitabhängige Kontaktkraft über die Dauer des Impacts aufgetragen. Der Verlauf ist qualitativ gleich, die Fläche unter dem Kurvenverlauf entspricht dann jedoch nicht mehr der Impactenergie.

<sup>14</sup>engl. low-velocity impacts



**Abbildung 2.5:** Exemplarischer Kraft- und Energieverlauf beim Auftreffen des Stoßkörpers eines Fallturmes auf einen Probekörper. Die Fläche unter der Kraft-Kurve bis zum Maximum (B) wird häufig als Referenzenergie  $E_i$  in der Literatur verwendet [14].

Übergang zu Hochgeschwindigkeits-Impacts<sup>15</sup> ist jedoch nicht eindeutig bestimmt. So definieren beispielsweise Davies [20] und Robinson [21] die Grenze über die Stauchung  $\varepsilon_c$ , der ein zylindrischer Bereich unter dem Stoßkörper ausgesetzt ist, wenn die kinetisch erzeugte Druckwelle durch das Material dringt (siehe Gleichung 2.1). Der Übergang zu Hochgeschwindigkeits-Impacts wird im Bereich zwischen 0,5 und 1% festgelegt [20].

$$\varepsilon_c = \frac{\text{Einschlaggeschwindigkeit des Stoßkörpers}}{\text{Schallgeschwindigkeit des Prüfmateri als}} \quad (2.1)$$

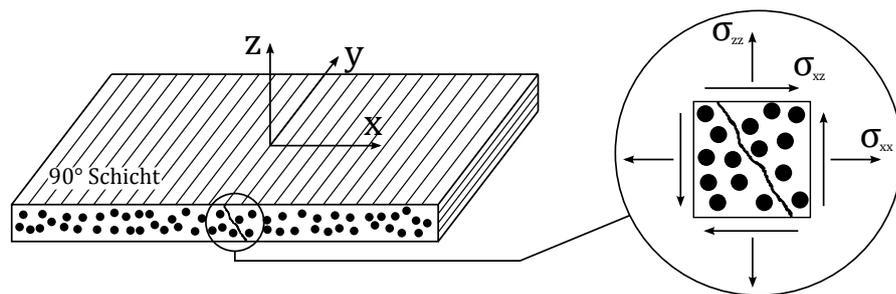
Andere Autoren, wie Liu und Malvern [12], definieren Niedergeschwindigkeits-Impacts bis zu der Grenze, ab welcher neben Zwischenfaserbrüchen (Zfb) und Delaminationen zusätzlich Faserbrüche auftreten.

Zum Zeitpunkt der maximalen Deformation der Probe ist bei quasistatischer Betrachtung die kinetische Energie des Stoßkörpers in Verformungsenergie umgewandelt, welche sich zusammensetzt aus Biege- und Schubverformung sowie MembranstEIFigkeitseffekte bei größeren Probengeometrien [22]. Die Energiebilanz kann daher wie folgt formuliert werden:

$$\frac{1}{2}mv^2 = E_b + E_s + E_m + E_c \quad (2.2)$$

<sup>15</sup> engl. high-velocity impacts

Die Koeffizienten in Gleichung 2.2 stehen dabei für Biegung  $b$ , Schub  $s$ , MembranstEIFigkeit  $m$  und die in der Kontaktregion gespeicherte Energie  $c$ . Die daraus resultierenden Belastungen führen aufgrund des anisotropen Materialverhaltens zu vier Hauptschadensmechanismen: Zfb, Delamination, Faserbruch und Durchschlag [19]. Die Kenntnis über die Zusammensetzung eines Schadens ist zum einen wichtig für die korrekte Bewertung von Materialeigenschaften nach Impacts sowie die Entwicklung von Schlagschäden nach dynamischer Belastung. Zum anderen sind die experimentellen Ergebnisse der in Kapitel 2.5 behandelten Methoden zur zerstörungsfreien Prüfung (ZfP) von der Ausprägung eines Schadens beeinflusst. Im Folgenden werden Untersuchungsergebnisse verschiedener Autoren zu solchen Schadensmechanismen ausgewertet. Grundlagenwissen zu diesem Thema fasst Schürmann [1] zusammen. Alle Spannungen, Schichtorientierung oder sonstige räumlichen Verweise beziehen sich in dieser Arbeit auf das in Abbildung 2.6 dargestellte globale Koordinatensystem.

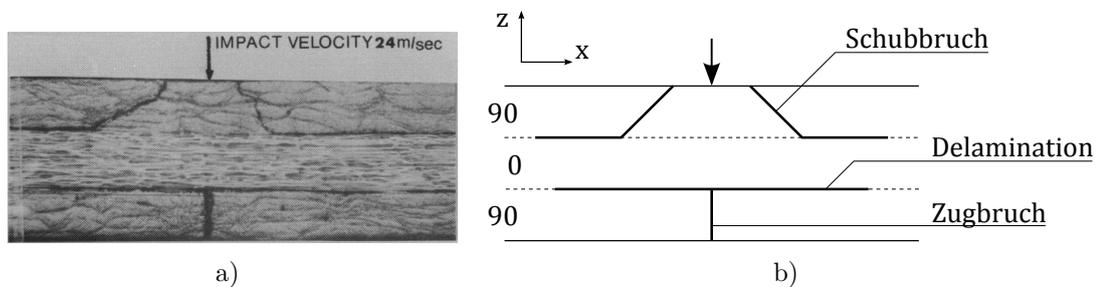


**Abbildung 2.6:** Definition des Bezugskordinatensystems. Die Fasern der 0°-Schicht verlaufen parallel zur x-Achse und entsprechend die der 90°-Schicht entlang der y-Achse ausgerichtet. [23].

### Zfb durch Niedergeschwindigkeits-Impacts

Als Zfb werden im Allgemeinen Werkstofftrennungen in der Matrixkomponente des FKV bezeichnet. Dies können Brüche sein, die durch die Matrix verlaufen (vgl. Abbildung 2.6) oder auch Ablösungen der Matrix von der Faseroberfläche. Letzteres Schadensbild ist mit ZfP-Methoden schwer zu erkennen. Obwohl Zfb direkt keinen kritischen Einfluss auf die Degradation der Materialkennwerte nach Impacts haben [22], führen sie doch zur Ausbildung von Delaminationen [23]. Dieser Mechanismus wird im Anschluss näher erläutert. Grundlegende Untersuchungen zur Bildung von

Zfb in Kreuzlaminaten<sup>16</sup> wurden von Joshi und Sun [13] durchgeführt. Die Ergebnisse lassen darauf schließen, dass sich im Impactbereich sogenannte Schubbrüche ausbilden. Diese sind durch ihren unter einem Winkel von etwa 45° orientierten Verlauf gekennzeichnet und entstehen durch hohe Schubspannungen im Material. Choi et. al. [23] führten an einem vergleichbaren Laminataufbau eine Spannungsanalyse beim Impactvorgang durch und stellten fest, dass im Material interlaminare Schubspannungen  $\sigma_{xz}$  und Zugspannungen in der Laminebene  $\sigma_{xx}$  dominieren. Durch die Deformation der Probe beim Impact sind in der rückwandigen Schicht die durch die Biegebelastung entstehenden Normalkräfte in der Ebene maximal und können somit zur Ausbildung eines Zugbruches führen. Ein solcher Bruch ist üblicherweise vertikal ausgerichtet. Das von Joshi und Sun [13] beobachtete Schadensbild ist in Abbildung 2.7 als Lichtmikroskop-Aufnahme (LM) und schematisch dargestellt. Aufgrund dieser Ergebnisse lässt sich schlussfolgern, dass bei vergleichsweise dünnen Proben das Auftreten von Zugbrüchen dominiert, da bei solchen Geometrien durch die geringe Biegesteifigkeit hohe Spannungen in den unteren Laminatschichten auftreten. Dagegen bilden sich bei dickeren Proben aufgrund der größeren Kontaktkraft zwischen Projektil und Probe hauptsächlich Schubbrüche infolge dominierender transversaler Schubspannungen im Bereich der impactnahen Lagen aus [22].



**Abbildung 2.7:** Ausbildung von Zwischenfaserbrüchen durch Niedergeschwindigkeits-Impacts. a) Querschnitt durch den Schlagschaden eines [90/0/90] Glas-Epoxid-Laminates von Joshi und Sun [13]. b) Schematische Darstellung mit Position der Schub-, Zugbrüche und Delamination [19].

<sup>16</sup>Als Kreuzlaminat wird ein Laminat aus orthogonal zueinander angeordneten Schichten bezeichnet.

## Delamination durch Niedergeschwindigkeits-Impacts

Bei Delaminationen handelt es sich wie bei den Zfb auch um Werkstofftrennungen im Matrixmaterial. Da sie jedoch in ihrer Ausprägung großflächiger als Zfb sind und Schichttrennungen zwischen unterschiedlich orientierten Lagen in einem FVK-Laminat darstellen [24], werden sie gesondert betrachtet. Umfassende Untersuchungsergebnisse zur Ausbildung von Delaminationen durch Impacteinwirkung liefert Liu [25]. Demnach entstehen sie durch Biegesteifigkeitssprünge infolge der Querkrafteinwirkung eines Stoßkörpers. Da solche Biegesteifigkeitssprünge nur an Winkelsprüngen zwischen benachbarten Lagen auftreten, werden Delaminationen nicht innerhalb einer gleichorientierten Lagengruppe auftreten. Liu [25] weist experimentell und analytisch eine längliche Form der Delaminationsfläche für verschiedene Lagenaufbauten nach, welche mit zunehmender Winkeldifferenz zwischen den angrenzenden Lagen die Form von „Peanuts“ annimmt. Dabei folgt die längste Ausdehnung der Faserorientierung der darunterliegenden Lage. Die Größe der Delaminationsfläche ist von verschiedenen Faktoren abhängig. So ist diese linear ansteigend mit steigender kinetischen Energie des Stoßkörpers. Liu [25] führt außerdem einen Biegesteifigkeitsdifferenz-Koeffizienten  $M$  ein. Nach Gleichung 2.3 wird der Kopplungsterm  $D_{11}$ <sup>17</sup> dargestellt als die Differenz aus der unteren ( $b$ ) und der oberen ( $t$ ) Lage einer betrachteten Grenzfläche mit den jeweiligen Orientierungen ( $\theta$ ). Diese wird ins Verhältnis gesetzt mit der Differenz aus den Kopplungstermen  $D_{11}$  einer  $0^\circ$  und  $90^\circ$  orientierten Lage. Je größer der Betrag von  $M$ , desto größer die Biegesteifigkeitssprünge zwischen den Lagen und desto größer die Delaminationsfläche. Demzufolge ist diese abhängig von den Materialeigenschaften, dem Lagenaufbau und den Schichtdicken [25].

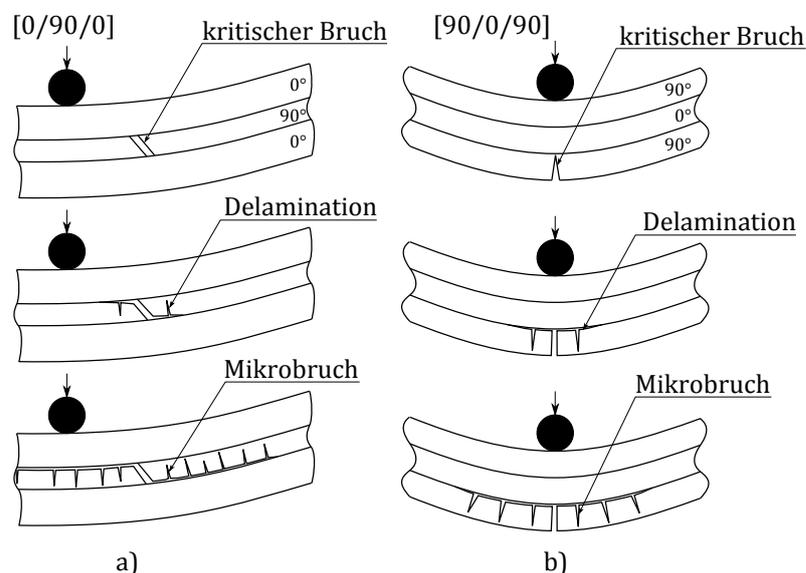
$$M = \frac{D_{11}(\theta_b) - D_{11}(\theta_t)}{D_{11}(0^\circ) - D_{11}(90^\circ)} \quad (2.3)$$

## Zusammenwirken von Zfb und Delaminationen

Bei der Untersuchung der Schadensausprägung nach dem Einbringen von Impacts auf FKV-Laminat stellt Choi et. al. [24] fest, dass Delaminationen erst ab einer gewissen kinetischen Grenzenergie des Stoßkörpers auftreten. Dieses Phänomen wurde

<sup>17</sup>Entsprechend der klassischen Laminattheorie (CLT) stellt dieses Kopplungselement die Beziehung zwischen der Schnittgröße  $M_x$  und der Verzerrung  $\kappa_x$  aus dem Biegesteifigkeitsanteil der ABD-Matrix dar.

an verschiedenen Laminataufbauten nachgewiesen und von weiteren Autoren bestätigt. Einige Versuchsergebnisse an CFK-Proben mit Epoxid-Matrix von Mitrovic et. al. [18] sind in Abbildung 2.11a) zusammengefasst. Im Gegensatz zu Liu [25], welcher einen linearen Zusammenhang zwischen Impactenergie und Delaminationsfläche sieht, lässt die Trendlinie bei Mitrovic auf einen nichtlinearen Zusammenhang schließen. Dies würde nach Abbildung 2.11a) bedeuten, dass mit weiter ansteigender Impactenergie kein nennenswerter Zuwachs des Delaminationsdurchmessers auftreten würde. Alle Untersuchungen haben jedoch gemeinsam, dass ein Auftreten von Delaminationen immer mit Zfb einhergeht. Eine Korrelation zwischen diesen beiden Schadensmechanismen soll im Folgenden dargestellt werden.



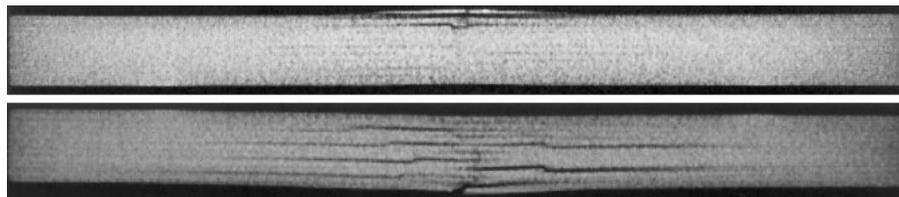
**Abbildung 2.8:** Grundlegende Schadenswachstumsmechanismen in Kreuzlamina. a) Delamination mit Mikrobrüchen, ausgelöst durch einen kritischen Scherbruch. b) Delamination mit Mikrobrüchen ausgelöst durch einen kritischen Zugbruch [23].

Choi et. al. [23] stellen fest, dass die Grenzenergie zum Auslösen eines Schlagschadens im Material eng mit der notwendigen Energie zum Erzeugen eines sogenannten kritischen Bruches zusammenhängt. Dabei handelt es sich um einen Zfb, der auf eine Grenzfläche zwischen zwei unterschiedlich orientierten Laminatlagen trifft und dort eine Delamination initiiert. Diese wächst großflächig entlang der Grenzfläche durch Normalspannungen ( $\sigma_{zz}$  / Mode 1-Belastung) und interlaminare Schubspannungen ( $\sigma_{xz}$  und  $\sigma_{yz}$  / Mode 2-Belastung). Im weiteren Verlauf bilden sich an den Delaminationsflächen wiederum kleine Zfb, so genannte Mikrobrüche aus. Abbildung 2.8 stellt diesen Vorgang ausgehend von einem Zug- und einem Schubbruch schematisch dar.

Abrate [22] bezeichnet das gesamte Schadenswachstum als „Tannenbaum“-förmig, da sich die in Abbildung 2.8 gezeigten Mechanismen in mehrschichtigen Laminaten auf die angrenzenden Schichten überträgt. Dabei nimmt die Delaminationsfläche bei vergleichsweise dicken Probekörpern, ausgelöst durch kritische Scherbrüche im Impactbereich, zur Laminatrückseite<sup>18</sup> hin zu. Die bei dünnen Laminaten durch kritische Zugbrüche ausgelösten Delaminationsflächen an der Laminatrückseite wiederum weisen die Form eines umgedrehten „Tannenbaums“ auf, da sie zur Probenvorderseite hin in ihrer Größe zunehmen. Untersuchungen von Uda et. al. [16] zeigen, dass beide Wachstumsmechanismen auch kombiniert auftreten.

### Faserbruch durch Impacts

Ein Versagen der Fasern hat einen signifikanten Festigkeitsverlust des Probematerials zur Folge. Allerdings tritt dieser Versagensmechanismus nicht so häufig bei Niedergeschwindigkeits-Impacts und damit verbundenen BVID auf. Ist die kinetische Energie des Stoßkörpers ausreichend groß (Hochgeschwindigkeits-Impacts), können Faserbrüche durch hohe lokale Zugspannungen in der Kontaktzone mit dem Stoßkörper verursacht werden [19]. Es entsteht ein VID. Symons und Davis [10] vergleichen die Schadensbilder von BVID und VID. Durch Röntgen-Computertomographie stellen sie fest, dass bei dünnen Laminaten durch die erhöhte Biegespannung auch auf der Laminatrückseite Faserbrüche als VID auftreten können.



**Abbildung 2.9:** Röntgen-Computertomographie im Querschnitt durch die Impactzone eines CFK-Kreuzlaminates mit BVID (oben) und VID (unten). [10]

<sup>18</sup>Unter Vorderseite eines Laminates sei die Seite bezeichnet, auf welcher der Impact stattgefunden hat. Demzufolge ist die Rückseite die gegenüberliegende Seite eines Probekörpers. Die Laminatschichten werden im Folgenden von der Probenvorderseite zur -Rückseite gezählt.

## 2.4.2 Statische Belastung von Proben nach Impacts

Wie im vorangegangenen Abschnitt bereits betont wurde, sinken nach dem Einwirken von Impacts auf FKV Materialkennwerte wie Steifigkeit und Festigkeiten unter Zug- und Druckbelastung. Die Restfestigkeit nach Impacts wird oft als Referenz für anschließende dynamische Untersuchungen verwendet. Daher soll anschließend ein kurzer Überblick über Untersuchungsergebnisse zu dieser Thematik erfolgen.

### Restzugfestigkeit

Die Restzugfestigkeit nach Impacts kann, wie in Abbildung 2.10 dargestellt, in 3 Zonen unterteilt werden. In Zone I liegt die Impact-Energie unter dem Grenzwert zum Auslösen eines Schlagschadens (vergleiche Abbildung 2.11a). Damit kommt es zu keiner Festigkeitsabnahme in diesem Bereich. In Zone II nimmt die Zugfestigkeit aufgrund des größeren Schadens bis zu einem Minimalwert ab. Mit weiter steigender Impact-Energie wird die Probe durchgeschlagen, weshalb das Schadensausmaß geringer ist als am Minimum in Phase II. In Phase III stellt sich die Restzugfestigkeit auf einen konstanten Wert ein, da die hohen Impact-Energien beim Durchdringen der Probe das gleiche Schadensbild verursachen [19]. Die Autoren Kang und Kim [11] haben dieses Verhalten an CFK-Laminaten mit Epoxyd-Matrix experimentell bestätigt und zur analytischen Beschreibung das Modell von Caprino [26] erfolgreich validiert.

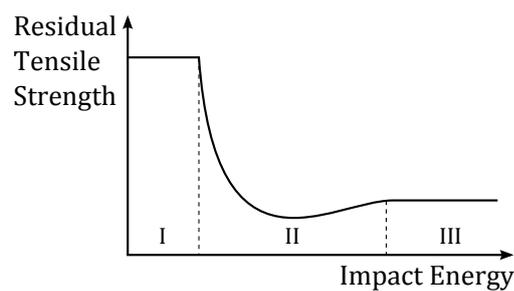


Abbildung 2.10: Restzugfestigkeit in Abhängigkeit der Impact-Energie. [19]

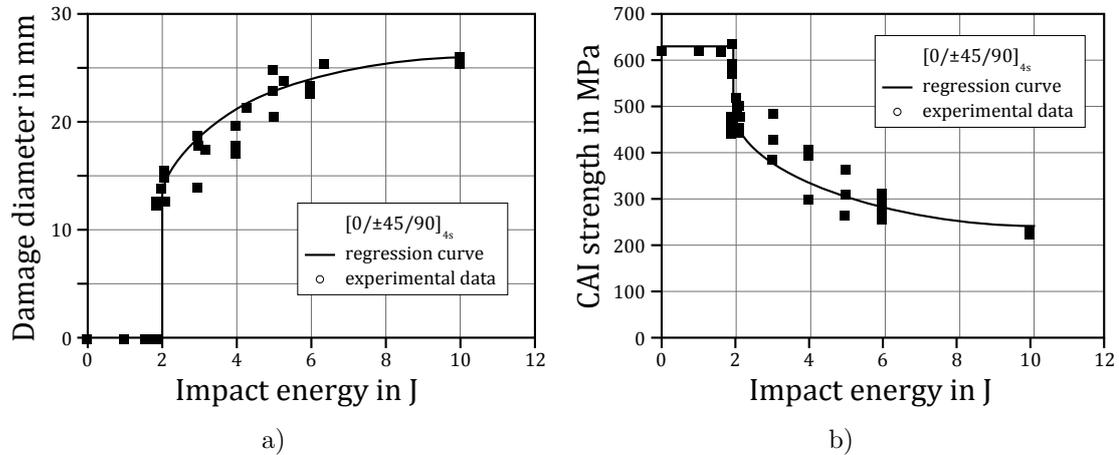
## Restdruckfestigkeit

Im Vergleich zur Restzugfestigkeit haben Schlagschäden gravierendere Festigkeitsreduktionen im Druckbereich (CAI-Festigkeit<sup>19</sup>) zur Folge. Wie in Abschnitt 2.4.1 beschrieben, lassen sich bei BVID bereits großflächige Delaminationen nachweisen. Unter Zugbelastung wirken die Fasern weiterhin als lasttragende Komponente des FKV. Bei einer Druckbelastung jedoch muss das Laminat durch die Werkstofftrennung zwischen den einzelnen Lagen als eine Anordnung von entsprechend mehreren dünneren Laminaten angesehen werden. Diese haben gegenüber dem Ausgangslaminat eine reduzierte Biegesteifigkeit, wodurch Stabilitätsversagen durch Beulen bereits bei geringeren Lasten auftritt [27]. Abrate [22] unterteilt das Beulen durch Delaminationen in 3 Modi. Modus 1 wird als lokales Beulen bezeichnet und stellt das Ablösen einer Schicht nahe der Oberfläche des Prüfkörpers dar, wodurch diese beult, während der Rest des Laminats stabil bleibt. Im Gegensatz dazu führen vergleichsweise kleine Delaminationen nahe der Laminatmittelebene zu keinem signifikanten Unterschied im Beulverhalten eines ungeschädigten Laminats. Dieser zweite Modus wird durch globales Beulen charakterisiert. Letztendlich kann auch eine Kombination dieser beiden Modi auftreten, also durch großflächige Delaminationen nahe der Laminatmittelebene. Es führt zu einem unsymmetrischem Beulverhalten der getrennten Laminatanteile und damit wieder zu einem Versagen bei geringeren Lasten. Abrate bezeichnet dies als gemischten Modus.

Mitrovic et. al. [18] verdeutlichen durch ihre Versuchsergebnisse, dass es einen Zusammenhang zwischen der Delaminationsgröße und der Restdruckfestigkeit gibt. Abbildung 2.11 zeigt, dass die CAI-Festigkeit bei den von diesen Autoren durchgeführten Versuchen direkt nach Erreichen der Grenzenergie zum Initiieren von Delaminationen um ca. 25% abfällt. Mitrovic e. al. [18] weisen darauf hin, dass bei anderen Autoren ebenfalls ein starker Abfall der CAI-Festigkeit beobachtet wurde, diese aber mit Reduktionen um bis zu 65% verbunden sind und damit signifikant variieren. Eine quantitative Aussage scheint also stark vom verwendeten Material und Lagenaufbau abhängig zu sein. Dies wird u.a. von Uda et. al. [16] bestätigt, welche Proben mit duromerer und plastomerer Matrix miteinander vergleichen. Der Festigkeitsverlust von Laminataufbauten mit Epoxyd-Matrix ist diesen Untersuchungen zufolge

---

<sup>19</sup>engl. compression after impact. In der Literatur sind weitere Bezeichnungen wie "compressive strength after impact" (CSAI) oder "post-impact compressive strength" (PICS) zu finden. Für diese Arbeit soll jedoch die erste Bezeichnung verwendet werden.



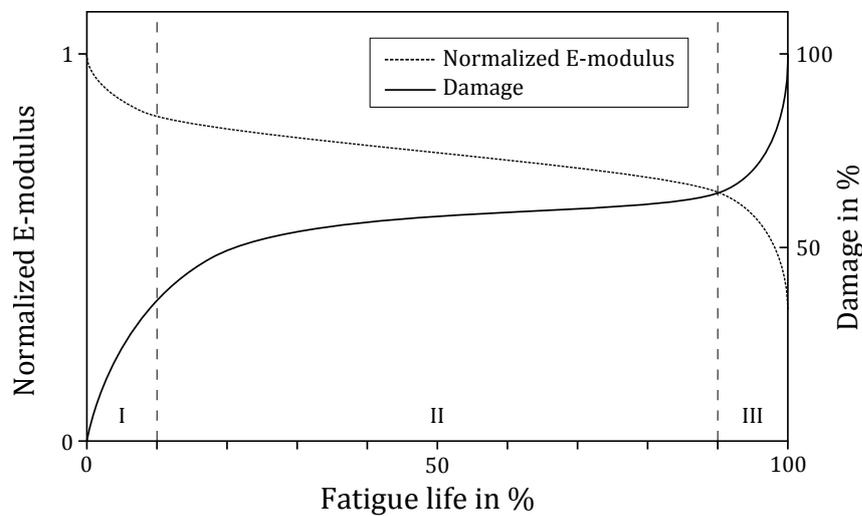
**Abbildung 2.11:** Zusammenhang zwischen Schadensgröße und CAI-Festigkeit nach experimentellen Daten von Mitrovic et. al. [18]. a) Delaminationen treten erst ab einer Grenzenenergie auf. b) Erst bei Überschreiten dieser Grenzenenergie kommt es zu einer Degradation der CAI-Festigkeit. Der Verlauf entspricht qualitativ dem der Restzugfestigkeit. Die Abnahme der CAI-Festigkeit ist quantitativ jedoch stärker ausgeprägt.

größer als mit PEEK-Matrix<sup>20</sup>. Ramkumar [28] stellt bei einer Gegenüberstellung der CAI-Festigkeit von Proben mit BVID und VID fest, dass die Festigkeitsabnahme nahezu unabhängig von der Impactart ist. Da die VID mit einer höheren Impactenergie erzeugt wurden (40 N; Stoßkörper entsprechend aus 31cm Fallhöhe für BVID und 122cm Fallhöhe für VID), scheint es auf den ersten Blick den Erkenntnissen von Mitrovic et. al. [18] in Abbildung 2.11b) zu widersprechen. Allerdings erzeugt Ramkumar [28] durch Variation der Stoßkörperform (BVID: kugelförmiger Kopf; VID: scharfe Spitze) flächenmäßig konstante (ca. 5 mm im Durchmesser) Schlagschäden. In der gemeinsamen Betrachtung der Ergebnisse aus Abbildung 2.11a) mit 2.11b) müsste also die CAI-Festigkeit auf die Schadensgröße bezogen werden. Ferner kommt Mitrovic [18] zu der Erkenntnis, dass die Restfestigkeit nicht nur von der Gesamtfläche des Schlagschadens abhängig sein kann, sondern von der Ausprägung des Schadens in Tiefenrichtung der Probekörper.

<sup>20</sup>Polyetheretherkethon. Vertiefende Details zu Hochleistungsthermoplasten liefert Schürmann [1].

### 2.4.3 Dynamische Belastung von Proben nach Impacts

FKV weisen unter dynamisch wechselnder Lastbeanspruchung typischerweise eine Verschlechterung ihrer Materialkennwerte gegenüber statischer Beanspruchung auf (vergleiche Abbildung 2.12). Da sie unter realen Einsatzbedingungen jedoch häufig auch dynamischen Lasten ausgesetzt sind, kommt der Erforschung des Ermüdungsverhaltens von unbeschädigten und vorbeschädigten FKV eine große Bedeutung zu. Als Basis für diese Arbeit werden in diesem Abschnitt einige ausgewählte Forschungsergebnisse erläutert und gegenübergestellt.



**Abbildung 2.12:** Steifigkeitsreduktion durch Schadenswachstum unter dynamischer Belastung von FKV.

Die Art der zu untersuchenden dynamischen Belastung in dieser Arbeit beschränkt sich auf die uniaxiale Belastung in der 0°-Richtung (x-Richtung). Der qualitative Verlauf des E-Moduls über die Lebensdauer, also bis zum Bruch des Bauteils, ist in Abbildung 2.12 dargestellt. Die Steifigkeit  $E$  über den Belastungszeitraum ist normiert auf die ursprüngliche Steifigkeit  $E_0$ . Andersherum lässt sich nach Gleichung 2.4 der Grad der Schädigung  $D$  in einem Bereich zwischen 0 und 1 (bzw. 100%) ausdrücken [29].

$$D = 1 - E/E_0 \quad (2.4)$$

Die Lebensdauer eines FKV-Bauteils lässt sich in drei Abschnitte unterteilen, welche in Abbildung 2.12 durch die vertikal gestrichelten Linien voneinander separiert werden. Umfangreiche Untersuchungen zum Schadenswachstum, u.a. in  $[0/90]_{45}$ -Proben, während dieser Phasen wurden von Jamison et. al. [30] durchgeführt. Am Beispiel

eines Kreuzlaminats ist Phase I charakterisiert durch eine rasche Zunahme von Zfb in den 90°-Schichten, was zu einem anfänglich sehr großen und dann abnehmenden Gradienten der Steifigkeitsdegradation über die Lastwechselzahl führt. Der Übergang zu Phase II ist durch eine Sättigung der Zfb und anfänglichen Ausbildungen von Delaminationen durch Längsrisse entlang der Grenzfläche zu den 0°-Schichten gekennzeichnet. Die Kurve der Steifigkeitsdegradation geht in einen linearen Verlauf über, während ein Wachstum der Delaminationsflächen stattfindet. In Phase III treffen einzelne Delaminationen aufeinander und führen somit zu einem exponentiellen Abfall der Steifigkeit, gefolgt von Faserbruch und einem Totalversagen der Probe [30].

Die Ermüdungsfestigkeit von FKV wird üblicherweise unter einer periodischen, sinusförmig verlaufenden Belastung untersucht. Während eines Lastwechsels wird die Probe dabei einer maximalen und einer minimalen Spannung ( $\sigma_{max}$  und  $\sigma_{min}$ ) ausgesetzt. Das Verhältnis  $R$  von minimaler zu maximaler Spannung beeinflusst signifikant das Ermüdungsverhalten der Probekörper. Daher werden experimentelle Untersuchungen in Bereichen der Zugschwell- (Zug-Zug), Wechsel- (Zug-Druck) und Druckschwellbeanspruchung (Druck-Druck) durchgeführt.

### Schadenswachstum unter dynamischer Belastung

Untersuchungen im Zugschwellbereich an CFK-Proben wurden u.a. von Tai et. al. [14] bei einem Spannungsverhältnis von  $R = 0,1$  durchgeführt<sup>21</sup>. Die Auswertung der Schadensausprägung ist mittels Ultraschalluntersuchungen realisiert worden<sup>22</sup>. Ein Vergleich der C-Bilder des Rückwandechos (in % der Bildschirmhöhe FSH<sup>23</sup>) in Abbildung 2.13 und Abbildung 2.14 gibt Aufschluss über den Versagensmechanismus von Proben ohne Schlagschaden und Proben, welche einer auf die Probendicke normierten Impactenergie von  $E_i = 0,81 \text{ Jmm}^{-1}$  ausgesetzt wurden. Der Vergleich dieser Proben zeigt, dass unabhängig vom Schlagschaden bei einer Belastung von 65% UTS ein Delaminationswachstum vom Probenrand ausgeht, es jedoch zu keinem sichtbaren Wachstum einer durch einen Impact induzierten Delaminationsfläche

---

<sup>21</sup>Die Autoren beziehen sich auf die Energie bei Erreichen der maximalen Impactkraft nach Abbildung 2.5.

<sup>22</sup>Die Funktionsweise der Ultraschalluntersuchung ist ausführlich in Kapitel 2.5.2 beschrieben.

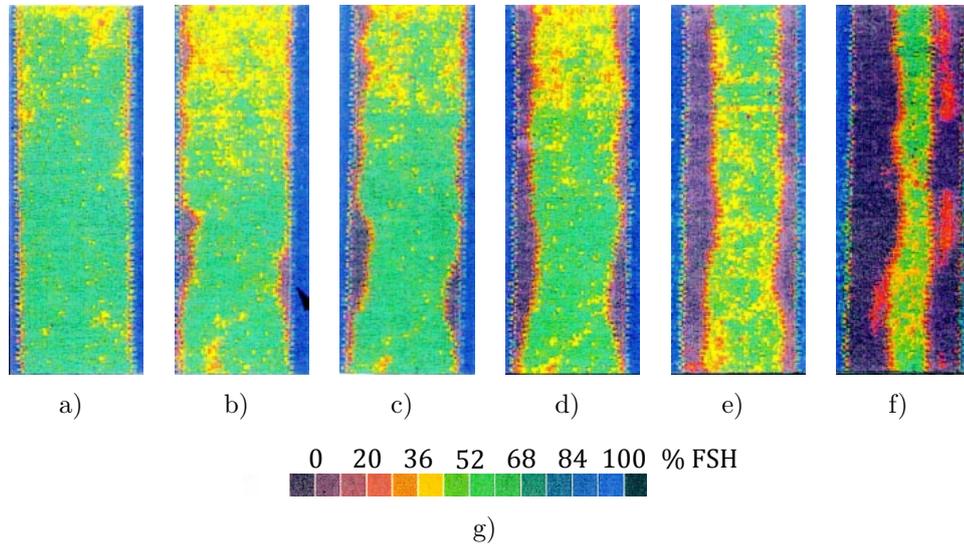
<sup>23</sup>engl.: full screen heigth. 100% der Bildschirmhöhe entspricht der minimalen Abschwächung des Rückwandechos.

kommt. Erst zwischen 5000 und 10000 Lastwechseln kommt es zu einer Korrelation zwischen den Randdelaminationen und der Impact-Delamination. Die Autoren geben an, dass dies zu einem etwas früheren Versagen gegenüber der Probe ohne Impact führt.

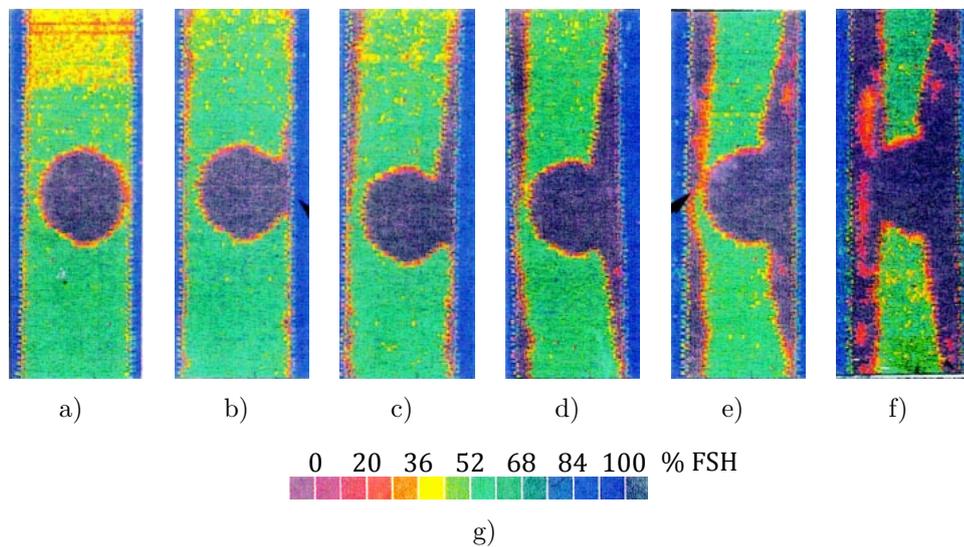
Zu ähnlichen Beobachtungen kommen Mitrovic et. al. [18] bei ihren Untersuchungen unter Wechsellast. CFK-Proben mit einem  $[0/\pm 45/90]_{4s}$  Lagenaufbau zeigten nach Impact-Energien von  $E_t \sim 2$  J unter  $\pm 30\%$  der CAI-Festigkeit ein gleiches Verhalten wie Vergleichsproben ohne Schlagschaden auf. Eine Ausbreitung der Delaminationsfläche wurde nicht beobachtet. Die Versuche wurden bei  $10^6$  LW gestoppt. Bei Erhöhung der Last auf 40% und 50% der CAI-Festigkeit wurde zusätzlich die Ausbreitung von Randdelaminationen beobachtet, verbunden mit einem sehr geringen Vergrößerung der Schlagschaden-Delaminationen. Zu einem ähnlichen Ergebnis kommen auch Symons und Davis [10]. Sie untersuchten CFK-Proben als Kreuzlaminate bei einem Spannungsverhältnis von  $R = -1$ . Trotz Erzeugung eines VID durch eine Impactenergie von  $E_t \sim 3,1$  Jmm<sup>-1</sup> konnte mittels Ultraschalluntersuchung nur ein äußerst geringes Wachstum der Schlagschadendelaminationen beobachtet werden. Da die Autoren in ihrer Veröffentlichung [10] keine Angabe zur genauen CAI-Festigkeit machen, ist anhand des veröffentlichten Wöhlerschaubildes<sup>24</sup> bei einer Wechsellast von  $\pm 158$  MPa auf über 73% der CAI-Festigkeit für diese Beobachtungen zu schließen.

Mitrovic et. al. [18] führten mit den genannten CFK-Proben ebenfalls Versuche im Druckschwellbereich durch. Unter 40% und 50% der CAI-Festigkeit wurde bis zu  $10^6$  LW kein Wachstum der Schlagschaden-Delaminationen beobachtet. Erst ab 60% CAI-Festigkeit kam es zu einer leichten Vergrößerung und bei 70% sowie 80% CAI-Festigkeit versagten die Proben durch ein signifikantes Anwachsen der Schlagschadendelaminationsflächen schon nach wenigen Lastwechseln. Die Ausbreitung erfolgte überwiegend in Richtung der Belastung, also der 0°-Lage. Ein solches Verhalten bestätigen Versuche von Ramkumar [31] zur Abhängigkeit der Schadensausbreitung vom Laminataufbau. Bei Proben, deren äußere Lage in 0°-Richtung (entspricht der Lastrichtung) orientiert ist, ist ein Wachstum von Delaminationen in diese Richtung wahrscheinlich. Uda et. al. [16] untersuchten CFK-Proben mit  $[+45/0/-45/90]_{ns}$  ( $n = 3, 4$ ) Lagenaufbau bei dynamischer Belastung unter  $R = \infty$ . Die Autoren definieren für die mit Schlagschäden versehen Proben einen effektiven Durchmesser  $D_e$ . Dieser entspricht dem Durchmesser der als vollständige Kreisfläche vorgestell-

<sup>24</sup>Das Wöhlerschaubild wird im folgenden Abschnitt näher erläutert.



**Abbildung 2.13:** Fehlerecho einer  $[0/45/90/-45]_{2s}$  Probe unter 65% UTS Belastung nach: a) 5000, b) 10000, c) 15000, d) 20000 und f) 30000 LW. g) Skala des Rückwandechos in % der FSH.



**Abbildung 2.14:** Fehlerecho einer  $[0/45/90/-45]_{2s}$  Probe mit Schlagschaden unter 65% UTS Belastung nach: a) 5000, b) 10000, c) 15000, d) 20000 und f) 30000 LW. g) Skala des Rückwandechos in % der FSH.

ten Delamination, normiert auf die Probendicke  $t$ . Für eine durch  $E_t = 1,91 \text{ J/mm}$  verursachte Delamination von  $D_e/t = 0,46$  kam es nach dynamischer Belastung von ca. 87% der CAI-Festigkeit zu einer Schadensausbreitung entlang der 90°-Schicht.

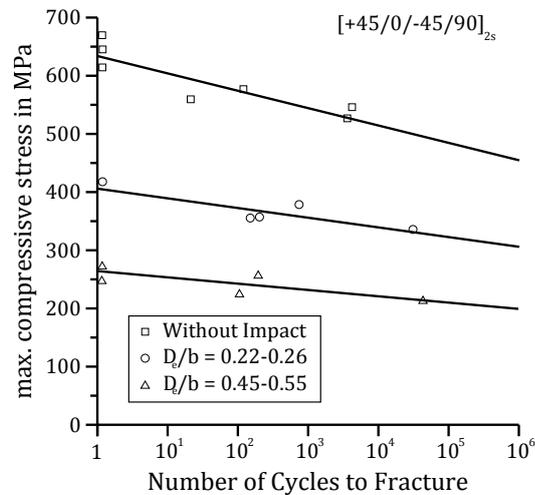
Da die erläuterten Beobachtungen zur Ausbreitungsrichtung der Delaminationsflächen mit weiteren Autoren übereinstimmen [32–34], kann davon ausgegangen werden, dass die in Abschnitt 2.4.1 beschriebene Tendenz zur Ausrichtung von Delaminationen entlang der nächst unteren Lagenorientierung die weitere Wachstumsrichtung vorgibt. Bei den Untersuchungen handelt es sich meist um vergleichsweise dünne Proben, daher sind es die der Impactseite gegenüberliegenden Schichten, in denen sich die Delaminationen ausbilden und wachsen.

Um eine zu starke Erwärmung der Proben während der dynamischen Prüfung durch innere Reibung zu vermeiden, prüfen die meisten Autoren mit einer Frequenz zwischen 1 Hz und 6 Hz. [10, 11, 14, 16, 28].

### **Beeinflussung der Ermüdungsfestigkeit durch Impacts**

Durch Auftragung der ermittelten Lastwechselzahl (LW)  $N_f$  beim Versagen der Proben bei unterschiedlichen Spannungsniveaus  $S$  (es wird gewöhnlich die Spannungsamplitude  $\sigma_a$  aufgetragen) ergibt sich das sogenannte S-N-Bild, was nach einer Prüfung von mindestens neun Proben auch als Wöhlerschaubild bezeichnet wird. Durch eine Regressionsrechnung kann eine Trendlinie, die sogenannte Wöhlerlinie, ermittelt werden und somit Rückschlüsse auf die Ermüdungsfestigkeit bei beliebigen Spannungsniveaus getroffen werden.

Ein Vergleich der Wöhlerlinien von Proben mit und ohne Schlagschaden liefern Uda et. al. [16]. Die Ergebnisse, dargestellt in Abbildung 2.15, lassen eine verringerte Schwingfestigkeit im Druckschwellbereich der Proben mit Schlagschaden erkennen. Dies kann als logische Schlussfolgerung der Untersuchungsergebnisse zur Festigkeitsabnahme nach Impacts verstanden werden und wird in der Literatur vielfach auch für Wechsel- und Zugschwellversuche nachgewiesen [11, 14, 15, 29–34]. Die Größe der Delaminationsflächen (ausgedrückt als auf die Probendicke normierter effektiver Durchmesser) scheint nach Abbildung 2.15 keinen signifikanten Einfluss auf die Neigung der Wöhlerlinie und somit die Ermüdungsempfindlichkeit zu haben. Gegenüber den Proben ohne Schlagschaden hat jedoch die Empfindlichkeit abgenommen.

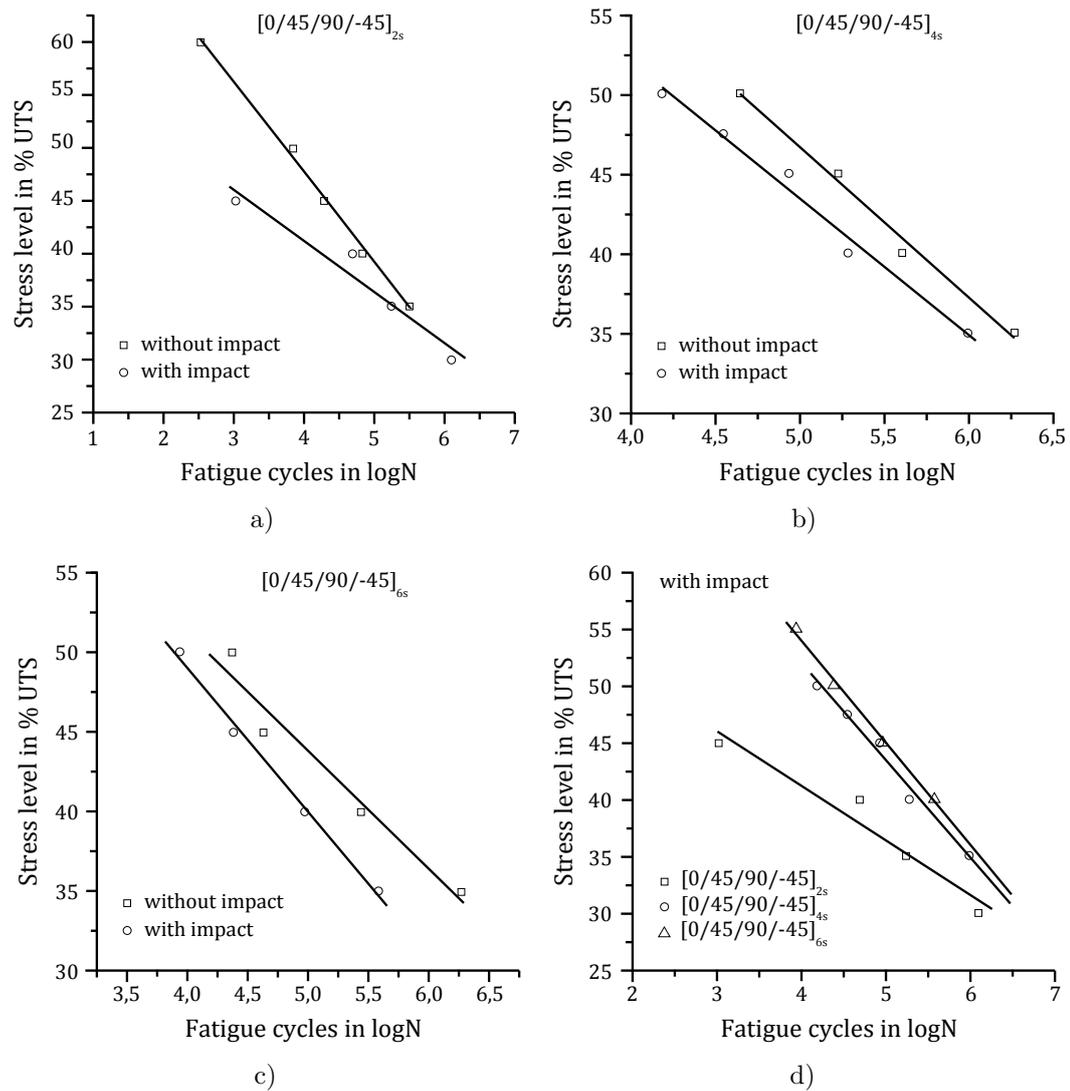


**Abbildung 2.15:** Vergleich der Schwingfestigkeit von Laminaten mit unterschiedlich großflächigen Schlagschäden [16].

Ein Faktor, der signifikant die Ermüdungsfestigkeit und -Empfindlichkeit beeinflusst, ist die Probendicke. Tai et. al. [15] führte Ermüdungsversuche unter Wechsellast ( $R = -1$ ) an 2, 4 und 6 mm dicken Proben mit und ohne Schlagschäden durch. Die Ergebnisse sind in Abbildung 2.16 gegenübergestellt. Die Wöhlerlinien der 2 mm Proben mit und ohne Impacts scheinen bei einem geringen Spannungsniveau einen gemeinsamen Schnittpunkt zu haben (vergleiche Abbildung 2.16a). Dies bedeutet, dass für dünne Laminat der Einfluss von Schlagschäden auf die Ermüdungsfestigkeit bei niedrigeren Spannungsniveaus kleiner wird. Da dünne Laminat eher großflächige Schadensbilder nach dem Einbringen von Schlagschäden aufweisen, kommt es überwiegend zu einem Modus-1 Beulverhalten (lokales Beulen). Bei geringen Belastungen wirkt sich dies nicht so gravierend auf die Festigkeit des Prüfmateri als, wie unter hohen Belastungen [15].

Die Wöhlerlinie der 4 mm dicken Proben mit Schlagschaden ist gegenüber denen ohne Schlagschaden nach links versetzt (vergleiche Abbildung 2.16b). Neben der bereits nachgewiesenen Abnahme der Lebensdauer, bzw. des Ermüdungswiderstands, steigt also die Ermüdungsempfindlichkeit gegenüber den 2 mm dicken Proben an. Dies bestätigen die Ergebnisse der 6 mm dicken Laminat, dargestellt in Abbildung 2.16c). Ein direkter Vergleich der Wöhlerlinien in Abbildung 2.16d) zeigt, dass zu dünneren Proben hin der Ermüdungswiderstand geringer wird und die Wöhlerlinie unter einer größeren Neigung verläuft<sup>25</sup>.

<sup>25</sup>Zu beachten ist hierbei die übliche Definition der Neigung als Verhältnis aus Lastwechseldifferenz  $\Delta N$  zur Spannungsdifferenz  $\Delta S$  [35].



**Abbildung 2.16:** Schwingfestigkeit von Proben verschiedener Dicke mit und ohne Schlagschaden. a) 2 mm, b) 4 mm, c) 6 mm, d) Gegenüberstellung der Impact-Wöhlerlinien [15]

In Kapitel 2.4.2 wurde die Druckempfindlichkeit von FKV unter statischer Belastung beschrieben. Dies überträgt sich auch auf dynamische Prüfungen [10, 28]. Daher sollte zur Erfassung der Einsatzgrenzen von FKV der Druckbereich als kritisch angesehen werden und Ermüdungsversuche mit Druckanteil durchgeführt werden. Symons und Davis [10] stellen heraus, dass für schlagschadenbehaftete CFK-Lamine ein Spannungsverhältnis von  $R = -1$  am kritischsten wirkt.

## 2.5 Zerstörungsfreie Prüfung von FKV

Im Gegensatz zu zerstörenden Prüfmethoden, wie sie zur Untersuchung der Ermüdungsfestigkeit von FKV eingesetzt werden, dient die zerstörungsfreie Prüfung (ZfP) zur Qualitätskontrolle von der Fertigung einzelner Bauteile bis hin zur Schadensinspektion bei Wartungs- und Überholungsaufgaben von Luft- und Raumfahrzeugen, Windkraftanlagen etc. In dieser Arbeit werden ZfP-Methoden zur Beobachtung und Auswertung der Schadensentwicklungen in Prüfkörpern zu Hilfe gezogen. Im folgenden Kapitel wird dazu die aktive Thermographie sowie die Ultraschall- und Röntgenprüfung näher erläutert.

### 2.5.1 Aktive Thermographie

Erste Versuche, Defekte in Materialien zerstörungsfrei durch deren Wärmeabstrahlung detektieren zu können, gab es bereits seit 1960. Die Temperaturempfindlichkeit der verwendeten Messverfahren, wie zum Beispiel das Aufbringen temperaturempfindlicher Farben oder die Nutzung von Sensoren zur punktuellen Temperaturmessung, war jedoch zu gering, um konkurrenzfähig zu gängigen Prüfverfahren, wie etwa dem Ultraschall-Verfahren zu sein [36]. Erst in den 90er Jahren hat sich die Thermographie als primäres Prüfverfahren für faserverstärkte Kunststoffe etabliert [37]. Dies liegt an der Entwicklung leistungsfähiger Infrarot-Kameras, neuen Anregungsverfahren und nicht zuletzt an der rasanten Weiterentwicklung der Computertechnologie, welche es erlaubte, größere Datenmengen zu speichern und schnell auszuwerten. Die Entwicklung zweier aktiver Thermographie-Methoden, die Lockin- (LT) und Puls-Thermographie (PT), stellt seit dem eine deutlich schnellere bildgebende Anwendung und Analyse als zum Beispiel das Ultraschall-Verfahren dar [38]. Eine Kombination aus beiden Verfahren, die sogenannte Puls-Phasen-Thermographie (PPT)

wird in dieser Arbeit angewendet. Im Folgenden werden daher die mathematischen und physikalischen Grundlagen sowie die Verfahren als solche beschrieben.

## Mathematische und physikalische Grundlagen

### Wärmeleitung

In Folge einer Energieeinkopplung auf der Oberfläche eines Festkörpers werden die Atome abhängig vom Betrag der eingebrachten Energie zu Schwingungen um ihre Ruhelage angeregt. Diese Störung überträgt sich durch intermolekulare Impulsaustauschvorgänge auf benachbarte Atome. Der Vorgang kann bei einer intensitätsmodulierten Anregung als eine durch den Werkstoff fortbewegende Welle aufgefasst werden, welche sich mathematisch für den eindimensionalen Fall durch Gleichung 2.5 beschrieben lässt.

$$T(z, t) = T_0 e^{-z/\mu} e^{\omega t - z/\mu} \quad (2.5)$$

Eine thermische Welle beschreibt einen Diffusionsvorgang von Wärmeenergie  $Q$  durch ein System in Richtung eines Temperaturgefälles. Der Indikator der thermodynamischen Prozessgröße  $Q$  ist die Zustandsgröße Temperatur  $T$ , welche eine Aussage über die mittlere kinetische Energie der Teilchen in einer betrachteten Position  $z$  zum Zeitpunkt  $t$  macht<sup>26</sup>.

Die Eindringtiefe von thermischen Wellen ins Material wird durch die thermische Diffusionslänge  $\mu$  ausgedrückt, welche abhängig von der Modulationsfrequenz  $f$  ist:

$$\mu = \sqrt{\alpha/\pi f} \quad (2.6)$$

Die Wärmediffusivität (oder Temperaturleitfähigkeit)  $\alpha$ , welche quantitativ für CFK in Tabelle 2.3 angegeben ist, ist abhängig von der Wärmeleitfähigkeit  $\lambda$ , der Masendichte  $\rho$  und der spezifischen Wärmekapazität  $c_p$  des verwendeten Werkstoffes:

$$\alpha = \frac{k}{\rho c_p} \quad (2.7)$$

---

<sup>26</sup>Zur Vereinfachung wird der eindimensionale Fall der Wärmediffusion und damit nur die Tiefenposition  $z$  betrachtet. Im realen Prozess sind alle Raumrichtungen  $x$ ,  $y$  und  $z$  betroffen.

Durch Gleichung 2.8 kann die Ausbreitungsgeschwindigkeit  $v$  thermischer Wellen als Produkt der Wärmeleitfähigkeit und der Modulationsfrequenz beschrieben werden [39]:

$$v = \lambda f = 2\pi\mu f = \sqrt{2\omega\alpha} \quad (2.8)$$

Aus den Gleichungen 2.6 und 2.8 lässt sich also schlussfolgern, dass mit niedrigen Frequenzen die Eindringtiefe ins Material erhöht werden kann, wodurch sich die thermischen Wellen mit geringerer Geschwindigkeit ausbreiten.

Ein weiterer wichtiger Materialparameter ist die thermische Effusivität  $e_{eff}$ , oder auch Wärmeeindringkoeffizient genannt. Er stellt nach Gleichung 2.9 den Widerstand gegen einen Temperaturanstieg im Material dar. Ist dieser Wert sehr groß, wird an der Oberfläche wenig Leistung absorbiert. Die anfängliche Temperaturamplitude  $T_0$  fällt somit geringer aus und die thermische Welle ist durch die im Anschluss beschriebene geringere Infrarotabstrahlung schlecht detektierbar [37].

$$e_{eff} = \sqrt{k\rho c_p} \quad (2.9)$$

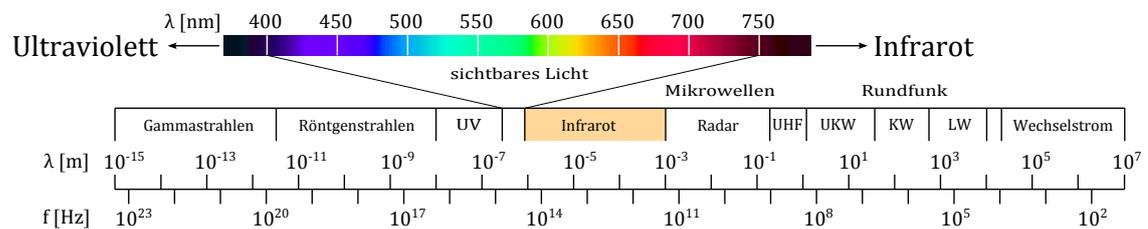
Bei der Idealisierung der Wärmediffusion auf den eindimensionalen Fall muss beachtet werden, dass gerade FKV eine starke thermische Anisotropie aufweisen. Tabelle 2.3 macht dies anhand der quantitativen Größen der Wärmeleitfähigkeit und der thermischen Effusivität am Beispiel von CFK deutlich. Die um eine Zehnerpotenz höhere Wärmeleitfähigkeit in Faserrichtung im Vergleich quer dazu führt zu unerwünschten Randeffekten bei der Durchführung von Thermographie-Verfahren, da sich der Wärmefluss bevorzugt in Faserrichtung einstellt, anstatt transversal durch das Material.

**Tabelle 2.3:** Wärmediffusivität und Wärmeeindringkoeffizient von CFK in unterschiedlichen Orientierungen [37]

Material	Wärmediffusivität [m <sup>2</sup> /s]	Wärmeeindringkoeffizient [Wm <sup>-2</sup> K <sup>-1</sup> √s]
CFK (parallel zur Faserrichtung)	36,458 · 10 <sup>-7</sup>	3666,1
CFK (transversal)	4,167 · 10 <sup>-7</sup>	1239,3

## Wärmestrahlung

Körper, die eine Temperatur von  $T > 0$  K besitzen, emittieren an ihrer Oberfläche Wärmestrahlung in Form elektromagnetischer (EM) Strahlung. Physikalisch kann diese mit dem Modell der Wellenausbreitung beschrieben werden, wobei kein Trägermedium notwendig ist. Thermographie-Verfahren werden genutzt, um EM-Wellen im Spektralbereich von  $0,8 \leq \lambda \leq 14 \mu\text{m}$  aufzuzeichnen [36]. Nach Abbildung 2.17 ist dieser Bereich der Infrarot-Strahlung zuzuordnen.

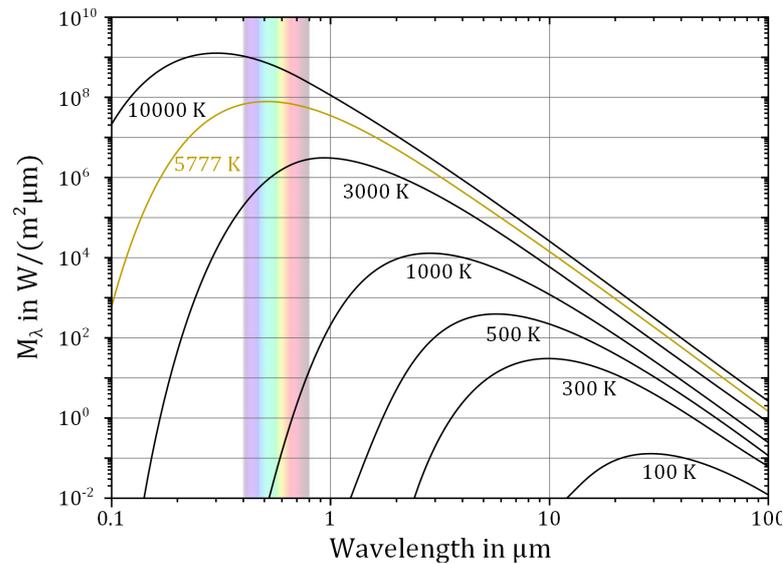


**Abbildung 2.17:** Elektromagnetischer Spektralbereich [40]

Da bei realen Körpern die Wärmestrahlung bei gleicher Temperatur in Abhängigkeit von der Oberflächenbeschaffenheit verschieden sein kann, wird das idealisierte Modell eines schwarzen Körpers verwendet. Bei diesem Modell wird auf den Körper auftreffende Strahlung vollständig absorbiert und ein Maximum an Strahlung bei einer bestimmten Temperatur emittiert. Transmittierte und reflektierte Anteile, wie sie bei realen Körpern auftreten, werden zu Null. Das Verhältnis der Strahlungsintensität realer Körper zu einem schwarzen Körper bei gleicher Temperatur wird Emissivität genannt. Die mathematische Beschreibung gemessener Spektren gelang um 1900, als Max Planck ein Strahlungsgesetz für schwarze Körper herleitete:

$$M_\lambda(T) = \frac{2\pi hc^2}{\lambda^5} \frac{1}{e^{\frac{hc}{\lambda kT}} - 1} \quad (2.10)$$

Die spezifische spektrale Ausstrahlung  $M_\lambda(T)$  wird nach Gleichung 2.10 aus der Lichtgeschwindigkeit  $c$ , dem Planck'schem Wirkungsquantum  $h$  und der Stefan-Boltzmann-Konstante  $k$  bestimmt. Abbildung 2.18 zeigt kontinuierliche Strahlungsspektren für schwarze Körper verschiedenen Temperaturen. Infrarot-Kameras detektieren die Ausstrahlung über einen definierten Spektralbereich, um daraus die Oberflächentemperatur eines Prüfkörpers bestimmen zu können.



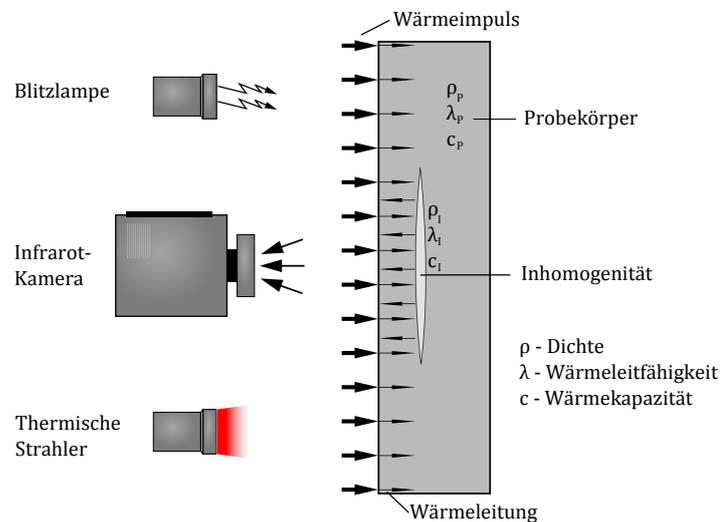
**Abbildung 2.18:** Planck'sches Strahlungsspektrum für Temperaturen von 100 K bis 10000 K. Die Oberflächentemperatur der Sonne von 5777 K ist farblich dargestellt. [36]

## Funktionsprinzip der Puls-Phasen-Thermographie

Wird die thermische Ausstrahlung einer Körperoberfläche mittels einer Infrarotkamera detektiert, ohne den Körper in irgendeiner Weise zusätzlich von Außen zu beeinflussen, ist das Thermographie-Verfahren passiv. Um jedoch Materialfehler unter der Oberfläche bei etwas dickwandigeren Körpern erkennen zu können, muss dieser zusätzlich thermisch angeregt werden. Als Erregerquelle können EM-Wellen (z.B. Licht, Mikrowellen, etc.), mechanische, chemische oder auch elektrische Verfahren dienen [37]. In den folgenden Betrachtungen befindet sich die Erregerquelle auf der gleichen Seite des Prüfkörpers wie die Infrarotkamera. Diese sogenannte „Auflicht“-Anordnung ist in Abbildung 2.19 schematisch dargestellt<sup>27</sup>. Um bei der Anregung mit Licht einen Großteil der auf die Prüfoberfläche auftreffenden Leistung zu absorbieren, muss die Emissivität möglichst hoch sein. Dazu wird auf helle Materialien häufig eine dunkle Farbe aufgetragen. Die angeregten thermischen Wellen breiten sich transversal im Prüfmaterial aus. Da die bereits erläuterte Anisotropie von FKV zu unerwünschten lateralen Wärmeströmen in Faserrichtung führt und damit die Tiefenreichweite verschlechtert [41], sollte auf eine großflächige und gleichmäßige Anregung geachtet werden. So wird der Wärmefluss in Faserrichtung überwiegend

<sup>27</sup>Eine weitere Variante ist die „Durchlicht“-Anordnung, bei der sich die Infrarotkamera und Erregerquelle auf entgegengesetzten Prüfteilseiten befinden. Diese findet im Rahmen dieser Arbeit jedoch keine Anwendung und wird daher nicht näher betrachtet.

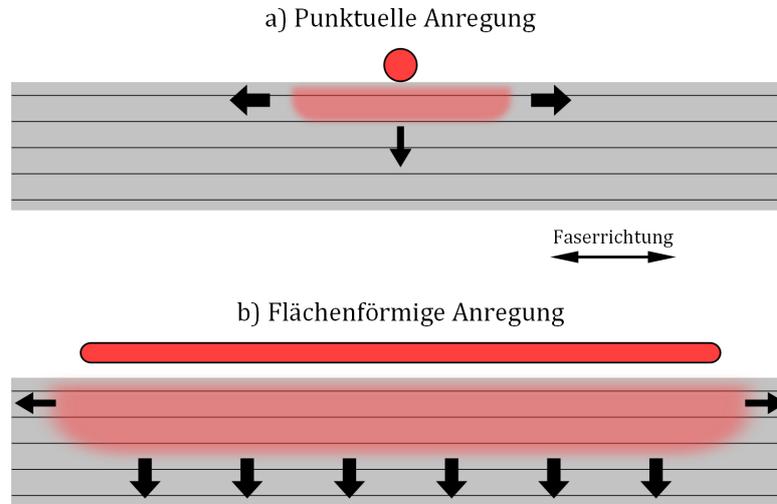
auf die Randbereiche beschränkt, während sich dieser im Prüfbereich verstärkt transversal einstellt, wie es in Abbildung 2.20 schematisch dargestellt ist.



**Abbildung 2.19:** Prinzip der aktiven Thermographie-Versuchsanordnung. Durch eine Energiezufuhr mittels Blitzlampen oder Wärmestrahlern wird im Material ein Wärmetransport in Form thermischer Wellen angeregt. Inhomogenitäten werden durch unterschiedliche Temperaturgradienten an der Prüfoberfläche im Infrarotbereich sichtbar. [42]

Die zwei gängigsten Methoden der aktiven Thermographie sind die Puls- (PT) und die Lockin-Thermographie (LT) [36]. Im Falle der PT wird, im Regelfall durch Blitzlampen, ein kurzer rechteckförmiger Lichtimpuls auf das Prüfobjekt gerichtet. An Defekten oder Inhomogenitäten im Material kommt es zu einem kurzzeitigen Wärmestau, da sich ein Wärmestrom wegen der unterschiedlichen Wärmeleitfähigkeit um den Defekt herum ausbilden muss. Dies beeinflusst den Temperaturverlauf bei der Abkühlung an der Prüfoberfläche, was durch eine Infrarotkamera über eine Serie von Bildern aufgenommen und digitalisiert wird. Bei der Wiederherstellung des thermischen Gleichgewichts im Werkstoff kann kurze Zeit nach der Impulseinbringung eine Temperaturdifferenz zwischen beschädigten und unbeschädigten Bereichen erkannt werden. Die Zeit bis zum Eintritt dieses Effektes ist direkt proportional zur Tiefe  $z$  eines Defektes und umgekehrt proportional zur Wärmediffusivität  $\alpha$  [36].

Im Unterschied zur PT wird bei der LT-Methode eine intensitätsmodulierte, sinusförmige Anregung mit konstanter Erregerfrequenz verwendet. Dies verhindert kritische Temperaturspitzen am Prüfmaterial. Im Prüfobjekt bildet sich ein oszillierendes Temperaturfeld aus, welches wieder mit einer Infrarotkamera detektiert werden



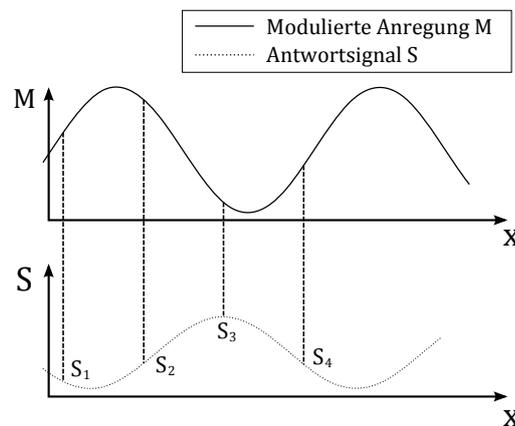
**Abbildung 2.20:** Thermische Anisotropie von CFK-Laminaten: a) Durch eine punktuelle thermische Erregung dominierende Wärmeleitung in Faserrichtung; b) Durch eine großflächige thermische Anregung überwiegender transversale Wärmeleitung [37]

kann. Durch die Effusivität ist der Zeitpunkt, bei dem das Temperaturfeld auf der Prüfoberfläche sein Maximum erreicht, versetzt zum Zeitpunkt der maximalen Temperatur der Erregerquelle. Es entsteht also eine Phasendifferenz  $\Delta\Phi$  zwischen der Erregerschwingung und dem Antwortverhalten des Werkstoffes (vergleiche Abbildung 2.21). Diese Phasendifferenz ist bei einer homogenen Materialverteilung über die Körperoberfläche konstant. Durch den bereits diskutierten Wärmestau an Materialdefekten kommt es hierbei zu Reflexionen. Die resultierende Wärmewelle ist dadurch also auch phasenverschoben im Vergleich zu ungeschädigten Bereichen, in welchen bei idealisierter Betrachtung die thermischen Wellen erst an der Materialrückseite reflektiert werden. Anhand dieser Phasenwinkeldifferenz können Inhomogenitäten im Prüfkörper charakterisiert werden. Durch eine zeitliche equidistante Abtastung des Temperaturverlaufs an mindestens drei Punkten in jedem aufgenommenen Pixel der Bildsequenz wird ein Phasen- und ein Amplitudenbild erstellt. Entsprechend Abbildung 2.21 wird die Phase und Amplitude eines modulierten Signals am Beispiel einer Abtastung mit vier Punkten ermittelt durch Gleichung 2.11 und 2.12:

$$\Phi(x_1) = \arccos\left(\frac{S_1(x) - S_3(x)}{S_2(x) - S_4(x)}\right) \quad (2.11)$$

$$A(x_1) = \left\{ [S_1(x) + S_3(x)]^2 - [S_2(x) + S_4(x)]^2 \right\} \quad (2.12)$$

Aufgrund der gedämpften Schwingungscharakteristik kann mit dem Amplitudenbild eine Aussage über das Verhalten von thermischen Wellen über ihre gesamte Laufzeit bis zu einer frequenzabhängigen Tiefe getroffen werden. Es ist qualitativ abhängig von einer homogenen, großflächigen Anregung und damit auch anfällig für Oberflächendefekte (in einer Tiefe  $z = 0$ ). Das Phasenbild ist unabhängig von äußeren Störeinflüssen sowie Inhomogenitäten und damit für die Auswertung besser geeignet.



**Abbildung 2.21:** Auswertung der Phasendifferenz nach dem Prinzip der Lockin-Thermographie [43].

1996 wurde von Maldague und Marinetti die Puls-Phasen-Thermographie (PPT) entwickelt, welche die Vorteile der PT und LT miteinander vereint [44]. Diese sind zusammengefasst [42]:

- PT: schnelle Datenerfassung, flexibler Aufbau, hochenergetischer Impuls für eine größere zu inspizierende Fläche
- LT: bessere Tiefenauflösung, effektive Auswertemethode

Die Auswerteprozedur der Lockin-Thermographie wird demnach auf einen energiereichen Impuls angewendet, dessen rechteckförmige Charakteristik als Überlagerung von thermischen Wellen unterschiedlicher Frequenzen angesehen werden kann. Mit einer einzigen Messung lassen sich somit viele verschiedene Frequenzen analysieren. Dazu soll das Prinzip der Fourier-Transformation zeitlich diskreter Signale etwas genauer erläutert werden.

Liegt eine kontinuierliche Signalfunktion  $x(t)$  vor, so existiert für jeden Wert der unabhängigen Variablen  $t$  ein Wert  $x(t)$ . Die Funktion ist somit stetig und das vorliegende Signal analog. Durch eine Fourier-Transformation (FT) kann solch eine stetige

Funktion in harmonische Sinus- und Cosinusschwingungen zerlegt werden. Die digitale Aufzeichnung zeitkontinuierlicher Informationen führt durch eine äquidistante Abtastung zu einem diskreten Signal [41]. Zur weiteren Auswertung werden daher die Informationen eines jeden Pixels  $(x, y)$  der aufgezeichneten Thermogramme  $N$  mittels der diskreten Fourier-Transformation (DFT) vom Zeit- in den Bildbereich überführt. Die Fourier-Transformierte der Funktion  $T(k)$  lautet [39]:

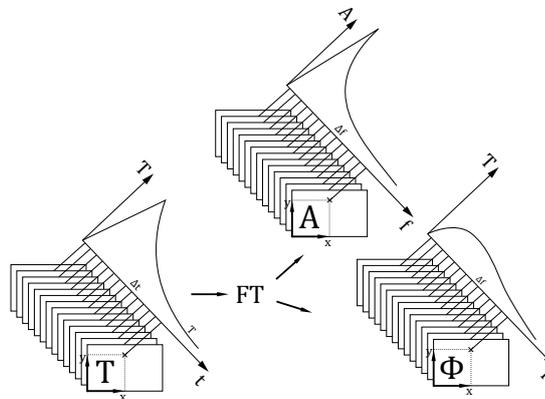
$$F_n = \sum_{k=0}^{N-1} T(k) \cdot e^{i2\pi kn/N} = \text{Re}(F_n) + i\text{Im}(F_n) \quad (2.13)$$

Die Fourier-Transformierte mit dem Inkrement  $n$  der Frequenz ist komplex und lässt sich somit in Real- und Imaginärteil aufspalten oder als Betrag und Phase angeben:

$$A_n = \sqrt{\text{Re}(F_n)^2 + \text{Im}(F_n)^2} \quad (2.14)$$

$$\Phi_n = \arctan\left(\frac{\text{Im}(F_n)}{\text{Re}(F_n)}\right) \quad (2.15)$$

Abbildung 2.22 veranschaulicht die Vorgehensweise zur Erzeugung des Amplituden- und Phasenspektrums mittels der DFT.



**Abbildung 2.22:** Transformation der Bildsequenz vom Zeit- in den Bildbereich liefert das zugehörige Amplituden- und Phasenspektrum [45, 46]

## 2.5.2 Ultraschallprüfung

Neben der Thermographie ist die Ultraschallprüfung ein weiteres effektives Verfahren zur ZfP. Es beruht auf dem Prinzip des Impedanzunterschiedes<sup>28</sup> zwischen verschiedenen Medien, wodurch mit Ultraschall Defekte wie Fremdeinschlüsse, Poren, Delaminationen etc. detektiert werden können [47].

Über einen Signalgeber (Transducer), welcher in der Regel aus einem Piezoelement besteht, wird eine akustische Welle mit einer Frequenz von 0,5 bis 75 MHz erzeugt und senkrecht zur Materialoberfläche auf das Prüfobjekt ausgerichtet. Trifft die akustische Welle auf das Prüfobjekt, dringt ein bestimmter Anteil in das Material ein, während der restliche Anteil reflektiert wird. Dies liegt am unterschiedlichen Wellenwiderstand  $Z$  der beiden Medien, welcher aus der Dichte  $\rho$  und der Schallgeschwindigkeit  $c$  ermittelt werden kann:

$$Z_i = \rho_i c_i \quad (2.16)$$

Möser [48] liefert nach einer Herleitung über die Schnelle  $v$  einen mathematischen Zusammenhang zwischen der Intensität der emittierten ( $e$ ) Welle und der Intensität der transmittierten ( $t$ ) und reflektierten ( $r$ ) Welle. Beide lassen sich dadurch in Abhängigkeit vom Wellenwiderstand der beiden betroffenen Medien ausdrücken. Das Verhältnis aus Schallintensität der reflektierten zur emittierten Welle wird als Reflexionsfaktor ( $r$ ) bezeichnet. Es stellt das Reziproke zum Transmissionsgrad  $\tau$  dar.

$$I_t = 0.5 \cdot Z_2 v_t^2 = 4I_e \frac{Z_1 Z_2}{(Z_1 + Z_2)^2} \quad (2.17)$$

$$I_r = 0.5 \cdot Z_1 v_r^2 = I_e \frac{(Z_2 - Z_1)^2}{(Z_1 + Z_2)^2} \quad (2.18)$$

$$r = \frac{I_r}{I_e} = \frac{(Z_2 - Z_1)^2}{(Z_1 + Z_2)^2} \quad (2.19)$$

$$\tau = \frac{I_t}{I_e} = r^{-1} \quad (2.20)$$

Aus Gleichung 2.17 bis 2.20 lässt sich erkennen, dass bei sehr großen Unterschieden der Wellenwiderstände ( $Z_1 \ll Z_2$ ) die emittierte Welle größtenteils reflektiert wird

<sup>28</sup>Unter akustischer Impedanz versteht man den Widerstand eines Materials gegen die Ausbreitung einer akustischen Welle. Physikalisch kann sie als Proportionalitätskonstante zwischen Schalldruck und Schallschnelle verstanden werden.

und der Transmissionsgrad folglich vernachlässigbar klein wird. Im Fall der Ultraschalluntersuchung von CFK wäre der Impedanzsprung beim Übergang von Luft in das Prüfobjekt so groß, dass der Transmissionsgrad nur 0,03% betragen würde. Zur Impedanzanpassung wird daher Wasser als Koppelmedium verwendet<sup>29</sup>. Damit lässt sich der Transmissionsgrad auf 73% erhöhen [47].

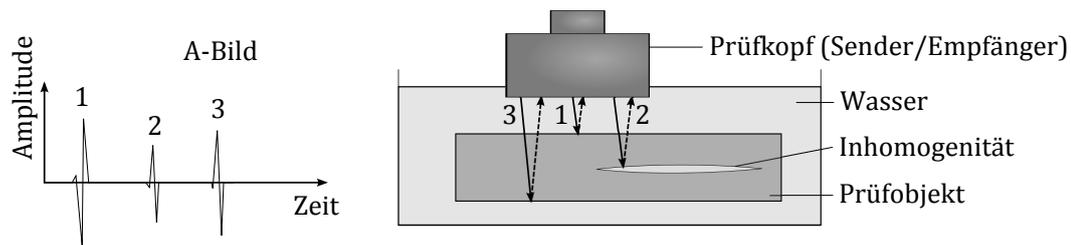
Weitere Impedanzsprünge treten bei Inhomogenitäten im Prüfmaterial auf. So wird das Ultraschallsignal nicht nur an den bereits genannten Defekten reflektiert, sondern unter anderem in geringerem Maße auch an den einzelnen Schichtübergängen im Laminat. Bei dem sogenannten Echo-Impuls-Verfahren dient der Signalgeber gleichzeitig als Messsonde für die Intensität des reflektierten Anteils der akustischen Welle. Es existieren auch Verfahren, die zwischen einem Signalgeber und einen auf der gegenüberliegenden Materialseite befindlichen Empfänger unterscheiden, um die Abschwächung des auf der Rückseite transmittierten Signals zu messen. Letzteres hat den Nachteil, dass in der Praxis beide Seiten des Prüfobjektes zugänglich sein müssen. Daher wird es in dieser Arbeit nicht weiter betrachtet. Das Funktionsprinzip des Echo-Puls-Verfahrens ist in Abbildung 2.23 dargestellt. Die Darstellung der Amplitude über der Zeit wird als A-Bild bezeichnet. Der erste signifikante Ausschlag ist das Signal des Eintrittsechos, also der reflektierte Anteil der emittierten Schallwelle. Trifft die Schallwelle senkrecht auf eine Inhomogenität, wird sie teilweise wieder reflektiert und vom Prüfkopf detektiert<sup>30</sup> (Fehlerecho). Auch der reflektierte Anteil der Schallwelle, die auf die Rückseite des Prüfkörpers auftritt, wird vom Prüfkopf detektiert und als Rückwandecho bezeichnet [47]. Je größer die Inhomogenitäten im Material sind, desto mehr wird das Rückwandecho abgeschwächt. Anhand der Ausschläge des A-Bildes lassen sich im Idealfall auch die Übergänge zwischen den einzelnen Schichten des Laminats als Signalabschwächungen erkennen.

Der Prüfkopf kann computergesteuert über einen mehrachsigen Manipulator über einen Scantisch verfahren werden. Bei einem B-Scan wird der Prüfkopf mit konstanter Geschwindigkeit über eine bestimmte Distanz bewegt und die Signalstärke farbkodiert in Abhängigkeit von der Zeit und einer Koordinate der Prüfebene dargestellt. Am gebräuchlichsten ist die Auswertung mit Hilfe des C-Bildes. Dabei wird eine am Computer definierte Prüffläche automatisch mit dem Prüfkopf abgefahren.

---

<sup>29</sup>Für Anwendungen in anderen Bereichen (z.B. in der Medizintechnik) kommen auch weitere Koppelmedien zur Anwendung (Gel, Öle, Glyzerin etc.)

<sup>30</sup>Streng genommen wird die reflektierte Welle beim Auftreffen auf die Materialoberseite wieder in Abhängigkeit vom Transmissionsgrad teilweise reflektiert (Körperschall) und teilweise transmittiert.



**Abbildung 2.23:** Funktionsprinzip der Ultraschallprüfung nach dem Echo-Impuls-Verfahren. Das A-Bild zeigt das Eintritts- (1), Fehler- (2) und das Rückwandecho (3).

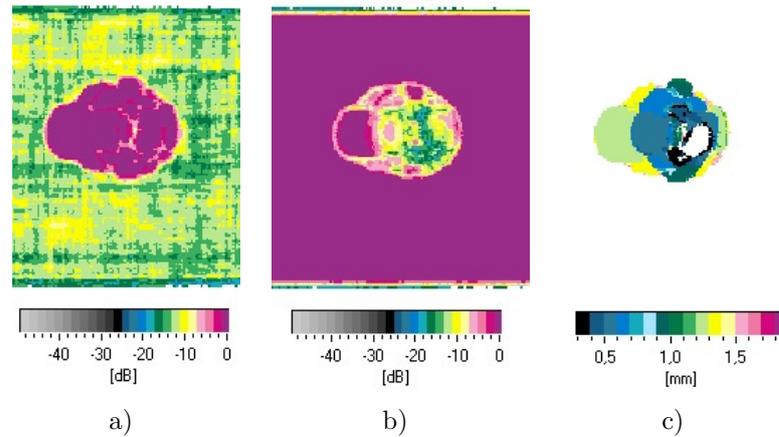
Die Intensitäten der empfangenen Echos werden dabei farblich kodiert visualisiert, wodurch sich eine zweidimensionale Darstellung ergibt (siehe Abbildung 2.24). Aus der Differenz zwischen Sende- und Empfangszeit kann mit Kenntnis der Schallgeschwindigkeit die Fehlertiefe berechnet werden. Die Schallgeschwindigkeit wird experimentell durch eine Kalibrierung der Sonde über die Materialstärke an einer beliebigen Position ermittelt. Als weitere Auswertemöglichkeit kann ein Volumen-Bild erzeugt werden. Die Informationen des A-Bildes werden dabei über einen definierten Bereich räumlich aufgetragen [49].

Als Nachteil des Ultraschall-Verfahrens sei zu erwähnen, dass Einschlüsse direkt unter der Oberfläche aufgrund des starken Eintrittsechos übersehen werden können oder der Bereich unterhalb einer Inhomogenität nicht mehr präzise erfasst wird (es kommt zu "Schattenbereichen"). Die Abtastung eines großen Prüfbereiches zur Erstellung eines C- oder Volumen-Bildes kann außerdem im Zeitrahmen von mehreren Stunden liegen. Handelt es sich nicht um einen flächigen Prüfkörper, sondern ein komplexes Bauteil, so kann die Prüfung unter Zuhilfenahme von Roboterarmen schnell sehr aufwendig und kostenintensiv werden [47].

### 2.5.3 Röntgenprüfung

Eine eher untergeordnete Rolle in der Industrie, aber für die Forschung und Entwicklung eine weitere wichtige ZfP-Methode, ist die Röntgenprüfung [47]. Das Prinzip basiert auf dem unterschiedlichen Abschwächungsverhalten von kurzwelligen, elektromagnetischen Strahlen bei der Durchdringung verschiedener Werkstoffe.

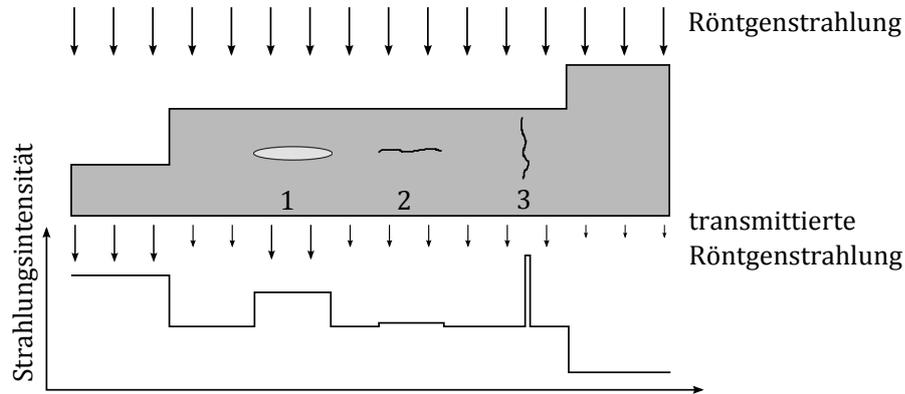
In einer Röntgenröhre werden Elektronen durch Glühemission von der Kathode gelöst und durch ein starkes elektromagnetisches Feld in Richtung der Anode beschleunigt.



**Abbildung 2.24:** C-Bild eines Schlagschadens in einem CFK-Probekörper. Es zeigt a) das Fehlerecho, b) das Rückwandecho und c) die Fehlertiefe über die definierbare Prüfebene.

nigt. Die Elektronen dringen mit hoher kinetischer Energie in das Anodenmaterial ein, wo sie schließlich gebremst werden. Physikalisch betrachtet werden bei diesem Vorgang Elektronen aus den inneren Schalen der Atome des Anodenmaterials herausgelöst. Elektronen aus höheren Energieniveaus nehmen den freien Platz ein und sondern die Energiedifferenz in Form von charakteristischer Röntgenstrahlung ab [50]. Die Anode ist so ausgerichtet, dass die hoch energetische Röntgenstrahlung auf den zu prüfenden Werkstoff trifft. Sie durchdringt das Material, wird aber dabei unterschiedlich stark absorbiert<sup>31</sup>. Bei energetisch konstanter Röntgenstrahlung hängt der Absorptionsgrad von der zu durchdringenden Materialstärke und der Werkstoffdichte ab (vergleiche Abbildung 2.25). Die Intensitätsunterschiede der durch das Prüfobjekt transmittierten Strahlung werden auf einem unter dem Prüfobjekt befindlichen Röntgenfilm aufgezeichnet und nach einer chemischen Verarbeitung (Entwicklung) sichtbar gemacht [47]. Allerdings ist bei quer zur Strahlung liegenden Rissen oder Delaminationen die Absorptionsdifferenz zum ungestörten Material so gering, dass der Defekt auf dem Röntgenfilm kaum sichtbar ist. Zum Sichtbarmachen von Delaminationen, ZfB oder Rissen in FKV kann eine Zinkiodid-Lösung auf den Probekörper aufgetragen werden. Die Lösung dringt aufgrund des Kapillareffektes in die Fehlstellen ein und absorbiert wegen ihrer hohen Dichte weitaus mehr Röntgenstrahlung als Luft.

<sup>31</sup>Unter Absorption wird an dieser Stelle die Umwandlung von kinetischer in thermische Energie verstanden.



**Abbildung 2.25:** Röntgendurchstrahlung eines Werkstoffes. Einschlüsse (1), Delaminationen (2), Risse oder ZfB (2,3) verringern die Absorption der Strahlung.

Je mehr Röntgenstrahlung auf den Film trifft, desto dunkler sind die entsprechenden Bereiche nach der Entwicklung abgebildet. Die Bestrahlungszeit muss daher abhängig von der Probendicke und dem Prüfmaterial entsprechend angepasst werden. Um eine quantitative Aussage über den Kontrast zwischen einem intakten und einem mit einer Inhomogenität versehenen Bereich machen zu können, wird an den entsprechenden Bereichen die Schwärzung  $D$  bestimmt. Dies ist durch eine Messung der Leuchtdichte auf der Leuchtquellenseite  $L_0$  und der Leuchtdichte des betrachteten Bereiches  $L_F$  auf dem Röntgenfilm möglich. Nach Gleichung 2.21 ergibt sich daraus die Schwärzung  $D$ . Die Differenz der Schwärzung an zwei betrachteten Punkten des Röntgenfilmes stellt nach Gleichung 2.22 den Kontrast  $\Delta D$  dar.

$$D = \lg \frac{L_0}{L_I} \quad (2.21)$$

$$\Delta D = D_2 - D_1 \quad (2.22)$$

Dem Vorteil, dass durch die Röntgenprüfung aufgrund der hochenergetischen Strahlung auch vergleichsweise dicke Proben untersucht werden können, stehen auch einige Nachteile gegenüber. So ist zum Beispiel besonders auf Strahlenschutz zu achten. Als weiterer Nachteil muss in Kauf genommen werden, dass die Tiefe der Inhomogenitäten im Werkstoff durch die Aufnahme auf dem Röntgenpapier nicht mehr nachvollzogen werden kann. Die Entwicklung des Filmes ist relativ zeitintensiv und erfordert spezielle Umgebungsbedingungen, wie einen Dunkelraum mit Rotlicht. Es

gibt Röntgenprüfverfahren, welche diesen Arbeitsschritt automatisieren oder durch Videoaufnahmen überflüssig machen [47]. Diese finden in dieser Arbeit jedoch keine Anwendung.

# 3 Experimente

Das folgende Kapitel erläutert die Durchführung der experimentellen Versuche. Dazu wird das verwendete Prüfequipment sowie die Herstellung der Proben beschrieben. Im Anschluss wird der eigentliche Prüfablauf vorgestellt.

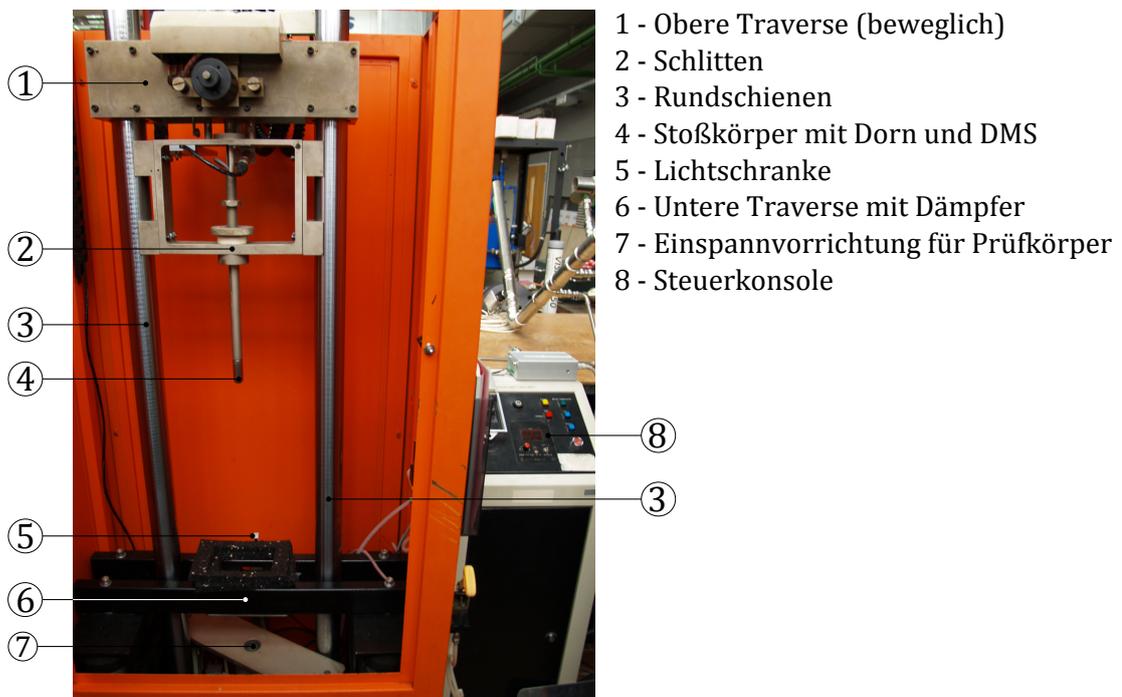
## 3.1 Prüfequipment

Im Institut für Kunststoffe und Verbundwerkstoffe steht ein vielfältiges Prüfequipment zur Durchführung der experimentellen Versuche zur Verfügung. Dieser Abschnitt stellt die verwendeten Gerätschaften zur zerstörungsfreien und zerstörenden Prüfung der Proben vor.

### 3.1.1 Fallturm

Beim institutseigenen Fallturm handelt es sich nur indirekt um eine Prüfmaschine, da die primäre Aufgabe das Initiieren von Schlagschäden durch Impacts mit einem Stoßkörper (4) darstellt, jedoch sekundär auch das Verhalten des Materials beim Impact in Form von Kontaktkraft-Zeit-Informationen aufgezeichnet wird. Der Stoßkörper, an dessen Spitze sich ein halbkugelförmiger Dorn befindet, ist an einem Schlitten befestigt, welcher wiederum von zwei 3 m langen Rundschiene beim freien Fall geführt wird. Über eine Steuerkonsole (8) kann die obere Traverse (1) in vertikale Richtung verfahren und somit die Fallhöhe eingestellt werden. Nach dem Ausklinken des Schlittens beginnt der freie Fall und damit die Umwandlung potentieller in kinetische Energie. Mit Zusatzgewichten lässt sich das Gewicht des 1,3 kg schwere Stoßkörpers anpassen, um höhere Impactenergien zu erreichen. Durch 4 Madenschrauben kann die Reibung zwischen dem Schlitten und den Rundschiene angepasst werden. Kurz vor dem Auftreffen des Stoßkörpers auf die Probe wird der Schlitten an der unteren Traverse (6) gestoppt. Eine Schicht Gummi dämpft den

Aufprall und reduziert den dabei entstehenden Lärm. Der Dorn des Stoßkörpers beträgt 20 mm im Durchmesser und enthält eine DMS-Vollbrücke zur zeitabhängigen Aufzeichnung der Stoßkraft. Die Daten werden an einen PC gesendet und mit der Programmiersoftware *LabVIEW* grafisch ausgegeben.

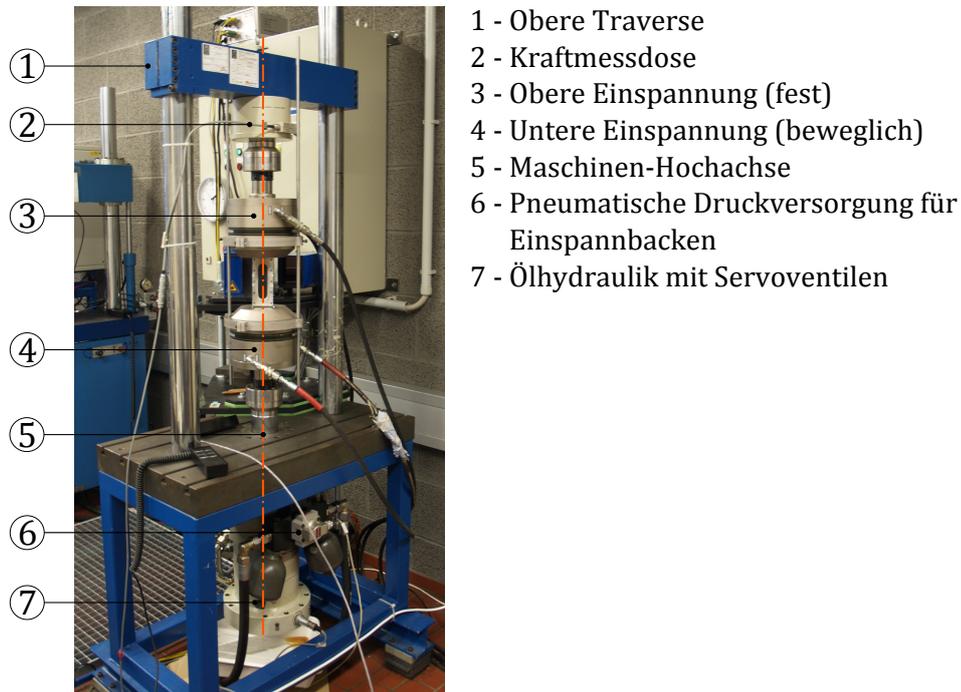


**Abbildung 3.1:** Aufbau des Fallturmes.

Die Einspannung der Prüfkörper erfolgt rutschfest über zwei pneumatisch gesteuerte Spannbacken (7). Diese besitzen in Stoßrichtung eine kreisrunde Aussparung von 40 mm Durchmesser, um transversale Verformungen beim Impact zuzulassen. Nach dem ersten Impact wird über ein Lichtschrankensystem (5) eine Rückprallbremse aktiviert. Zwei pneumatisch angesteuerte Spannbacken greifen den Dorn während des Rückpralls und verhindern somit weitere Impacts.

### 3.1.2 Dynamische Prüfmaschine

Zur Durchführung der Ermüdungsversuche kommt eine servohydraulische Prüfmaschine (umgangssprachlich als Pulser bezeichnet) des Herstellers *Instron/Shenk* zum Einsatz. Mit dieser lassen sich maximale Prüflasten von 100 kN erzielen. Die Belastung erfolgt in Richtung der Maschinen-Hochachse. Abbildung 3.2 zeigt den verwendeten Pulser mit seinen Hauptelementen.



**Abbildung 3.2:** Aufbau der sorvohydraulischen Prüfmaschine.

An der oberen Traverse (1) ist die obere Einspannung (3) fixiert. Im Betrieb auftretende Belastungen werden über eine Kraftmessdose (2) registriert. Die untere Einspannung (4) ist in Richtung der Maschinen-Hochachse (5) beweglich gelagert, sodass über die leistungsstarke Ölhydraulik mit Servoventilen (7) die gewünschten Soll-Kräfte am Prüfobjekt generiert werden können.

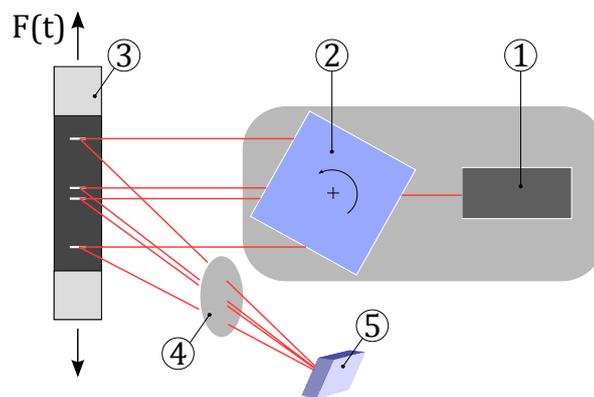
Mit Steuerungssoftware *WAVE MATRIX* werden Prüfprogramme programmiert und überwacht. Sie ermöglicht zudem die Ermittlung der Proportional-, Differential und Verzögerungsanteile des PID-Reglers für die dynamische Prüfung, um Soll- und Ist-Werte aufeinander abzustimmen.

### 3.1.3 Laserextensometer

Zur berührungsfreien Dehnungsmessung der Probekörper während der Ermüdungsversuche wird ein Laserextensometer der Firma *Fiedler Optoelektronik GmbH* eingesetzt. Dessen Funktionsprinzip ist in Abbildung 3.3 verdeutlicht.

Ein Laseremitter (1) generiert monochromatisches Licht mit großer Kohärenzlänge - einen Laserstrahl. Durch einen rotierenden Reflektor (2) wird der Laserstrahl gebrochen und trifft somit an zeitlich variierenden Positionen auf die Probe (3). Die

Ausrichtung erfolgt dabei so, dass der Laserstrahl die Probe entlang ihrer Längsachse scannt. Das im Institut für Kunststoffe und Verbundwerkstoffe verwendete System arbeitet mit einer Scannrate von 400 Hz. An Kodierungsstreifen, welche gemäß Abbildung 3.8 auf die Prüfteiloberfläche aufgebracht sind, wird der Laserstrahl diffus reflektiert. Das reflektierte Licht wird durch eine Kollektor (4) zentriert und von einem Empfänger (5) erfasst. Somit wird ein analoges, elektrisches Signal erzeugt, über dessen Ableitungen die Position der Kodierungsstreifen errechnet wird. Wirkt eine zyklische Last  $F(t)$  entlang der Probenlängsachse, stellt sich entsprechend dem definierten Kraft-Zeitverlauf ein bestimmter Dehnungszustand ein. Dieser kann folglich über eine Positionserfassung der Kodierungsstreifen über frei definierbare Bereiche ermittelt werden. Eine Analog-Ausgangskarte des Laserextensometers übermittelt die Daten über zwei Kanäle an die Prüfsoftware *WAVE MATRIX*.



**Abbildung 3.3:** Prinzipskizze eines Laserextensometers. 1) Laseremitter 2) Rotierender Reflektor 3) Probe 4) Kollektor 5) Empfänger

### 3.1.4 Thermographie-Equipment

Für die zerstörungsfreie Prüfung mittels aktiver Thermographie kommt in dieser Arbeit ein System der Firma *Automation Technology* zur Anwendung. Ein Halogenstrahler mit 2,5 kW Leistung erzeugt einen energiereichen Wärmeimpuls. Die thermische Abstrahlung wird durch eine *Photon* Infrarotkamera mit einer Auflösung von 640 x 512 Pixel und einer Bildwiederholrate von 8,3 Hz aufgezeichnet. Mit der Windows-Software *IrNDT* lassen sich die Prüfparameter konfigurieren und anschließend die Messergebnisse weiterverarbeiten.

### 3.1.5 Ultraschallprüfgerät

Das bildgebende Ultraschallprüfsystem *USPC 3040* der Firma *Dr. Hillger* besitzt einen 300 mm x 300 mm großen Prüfbereich, welcher mit destilliertem Wasser als Koppelmedium gefüllt ist. Der Prüfkopf mit der Ultraschallsonde lässt sich über eine Traverse in alle drei Raumrichtungen verfahren und arbeitet im Ultraschall-Frequenzbereich von 6 MHz. Angesteuert wird das System über die Windows-Software *Hillgus*.

### 3.1.6 Röntgenprüfgerät

Mit dem *Hewlett-Packard X-Ray System* aus der *Faxitron Serie* steht ein geschlossenes Röntgenprüfgerät zur Verfügung. Der Prüfbereich ist nach außen strahlungssicher abgeschirmt. Um optimale Ergebnisse bei der Untersuchung verschiedener FKV zu erzielen, bietet das System die Möglichkeit, die für das zu prüfende Material optimale Spannung der Röntgenröhre und die Bestrahlungsdauer automatisch zu ermitteln. Sind diese Parameter bekannt, kann die Prüfung auch manuell gesteuert werden.

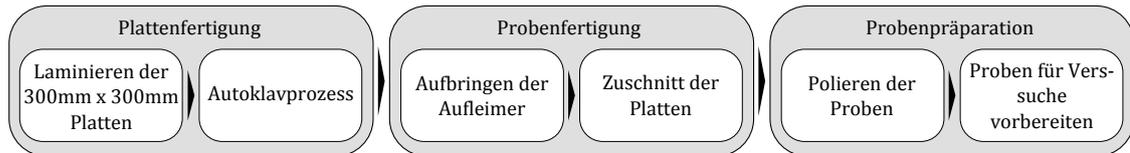
### 3.1.7 Lichtmikroskop

Ein Lichtmikroskop (LM) vom Modell *Polyvar* der Marke *Leica Reichert-Jung* bietet die Möglichkeit, über verschiedene Objektive bis zu 500-fache optische Vergrößerungen zu erreichen. Die präparierten Probensegmente werden auf Glaträgern horizontal ausgerichtet und auf den in alle Raumrichtung verfahrbaren Prüftisch fixiert.

## 3.2 Probenherstellung

Zur erfolgreichen Durchführung der Versuche ist es notwendig, Proben mit hoher und besonders konstanter Qualität herzustellen, um unerwünschte Einflussfaktoren, welche aus einer ungenauen Fertigung resultieren können, zu minimieren. Die Herstellung der Prüfobjekte erfolgt grundsätzlich in drei Schritten (vergleiche Abbildung

3.4). Als erstes werden aus dem verwendeten Halbzeug Platten mittels Autoklavprozess gefertigt. In der anschließenden Probenfertigung werden diese mit Aufleimern zur Krafteinleitung versehen und auf das gewünschte Maß zur Durchführung der Versuche gebracht. Im letzten Schritt, der Probenpräparation, werden die Proben poliert und für die dynamische Prüfung vorbereitet.



**Abbildung 3.4:** Fertigungsprozess der Prüfkörper in drei Schritten: Plattenfertigung, Probenfertigung und Probenpräparation.

### 3.2.1 Herstellung der FKV-Platten

Die monolithischen CFK-Platten, aus welchen die Probensätze hergestellt werden, bestehen aus dem Prepreg-System *Cycom 977-2-35-12K HTS-134-T1-ATL-300* der Firma *Cytec*. Der Handelsbezeichnung können die wichtigsten Werkstoff- und Fertigungsparameter dieses Halbzeuges entnommen werden. Es enthält unidirektional angeordnete HTS C-Fasern in 12k Rovings, welche mit der Epoxidharz-Matrix *977-2* vorimprägniert sind. Mittels ATL wird das Prepreg-System in Form von 300 mm breiten Bahnen auf Rollen abgelegt und bis zur späteren Weiterverarbeitung bei  $-18^{\circ}\text{C}$  tiefgefroren gelagert. Die Matrix macht 35 Gewichtsprozent am Gesamtsystem aus, während die Fasern allein ein Flächengewicht von  $134 \text{ g/m}^2$  aufweisen. Für die Materialeigenschaften der HTS C-Fasern sei auf Tabelle 2.1 verwiesen. Die Eigenschaften des verwendeten Epoxidharzes sind ausführlich dem zugehörigen Materialdatenblatt zu entnehmen<sup>1</sup>.

Um Proben mit einer Dicke von 2 mm zu erhalten, werden für jede Platte 16 Einzellagen mit einer Dicke von circa 0,125 mm auf ein Maß von 300 mm x 300 mm zugeschnitten. Es wird eine orthotrope Laminat-Struktur mit einer Lagenfolge von  $[0/90]_{4s}$  gewählt. Durch den symmetrischen Lagenaufbau wird eine Entkopplung von Dehnung und Krümmung erzielt [1]. Da es beim Herstellungsprozess zur Aufheizung und Abkühlung des Materials kommt, wird trotz unterschiedlicher Wärmedehnungseigenschaften von Fasern und Matrix eine Krümmung der Platten vermieden.

<sup>1</sup>Die entsprechende Auszüge nach [51] finden sich in Anhang A.

Dies ist für die folgenden dynamischen Prüfverfahren von hoher Bedeutung, da die Belastung unter Zug und Druck in x-Richtung (parallel zur  $0^\circ$ -Orientierung) aufgebracht wird. Zusätzlich zur Dehnung auftretende Krümmungen würden besonders im Druckbereich den Prüfaufbau zu kritischen Schwingungen anregen. Vor der Aushärtung der Prepreg-Stapel im Autoklavprozess wird nach der Ablage von jeweils vier Einzelschichten ein Vakuum um den Aufbau erzeugt, um den Umgebungsdruck zum gleichmäßigen Anpressen der aufeinander liegenden Lagen zu nutzen und Luftein-schlüsse im Laminat zu vermeiden. Als untere Formhälfte dient dazu eine biegesteife Aluminiumplatte, auf welcher das Laminat mit einer vakuumdichten Folie bedeckt ist. Eine Schicht Fließ sorgt für die gleichmäßige Absaugung der Luft mittels einer Vakuumpumpe. Zusätzlich verhindert eine Lage Schutzfolie der Prepregrolle sowie eine Schicht Abreißgewebe störende Rückstände des Fließes im Laminat. Nach 16 Lagen wird das Laminat wie in Abbildung 3.5 schematisiert für den Autoklavprozess verpackt.

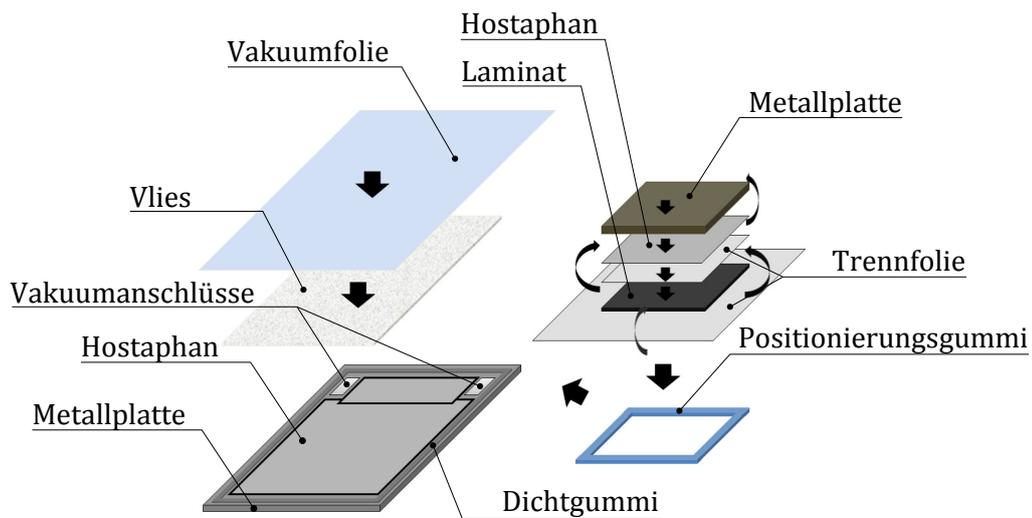


Abbildung 3.5: Autklavaufbau

Im Autoklaven vollzieht sich die Vernetzung des Matrix-Systems simultan bei bis zu vier Laminaten. Zur qualitativ hochwertigen Vernetzung und Vermeidung von Luft-einschlüssen im Material findet der Reaktionsprozess bei einer Temperatur von circa  $177^\circ\text{C}$  und einem Autoklavdruck von 7 bar statt. Zusätzlich liegt über den kompletten Autoklavzyklus von circa 4,8 h Prozessdauer ein Vakuum von etwa 0,2 bar an der Laminat-Struktur an. Der relative Überdruck von 7 bar addiert sich mit dem relativen Unterdruckes des Vakkums, wodurch ein Gesamtdruck von 7,2 bar auf der Oberfläche des Laminates lastet. Der Autoklavzyklus ist in Abbildung 3.6

dargestellt. Die fertigen Laminat werden vor der anschließenden Weiterverarbeitung mittels Ultraschallprüfung auf eventuelle Herstellungsfehler, wie zum Beispiel Lufteinschlüsse, untersucht.

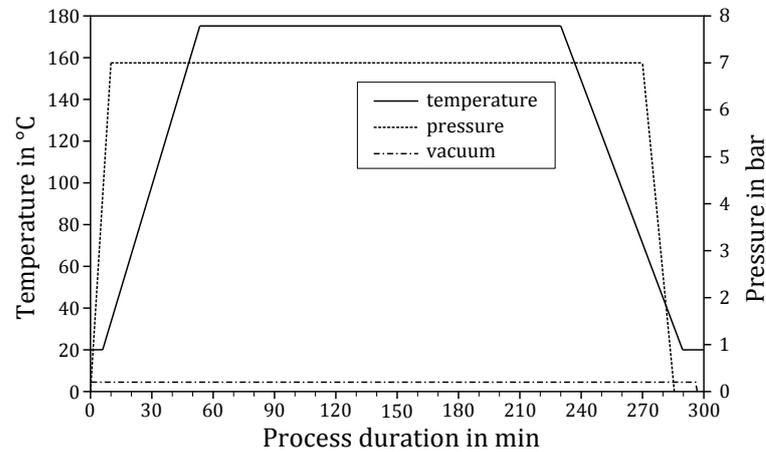


Abbildung 3.6: Autoklavzyklus

### 3.2.2 Probenfertigung

Die endgültigen Probekörper werden aus den vollständig ausgehärteten Platten gewonnen. Abbildung 3.7 zeigt die Geometrie der Proben. Die in Tabelle 3.1 angegebenen Maße sind in Anlehnung an DIN EN ISO 527 gewählt. Um nach dem Einbringen eines Schlagschadens einen genügend großen Abstand zum freien Rand der Probe zu gewährleisten, soll die Breite  $b = 35$  mm betragen.

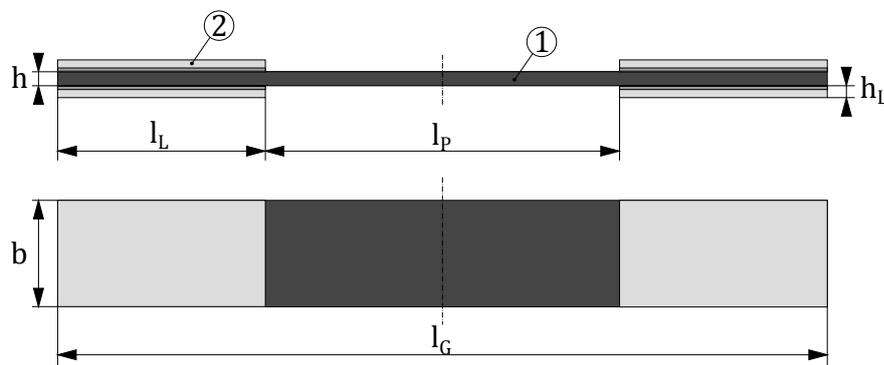


Abbildung 3.7: Geometrie der Probekörper. 1) Prüfmateriale (CFK) 2) Lasteinleitungselemente (Aluminium und GFK)

**Tabelle 3.1:** Maße der Probekörper

Maße	Symbol	Einheit	dyn. Prüfung
Gesamtlänge	$l_G$	[mm]	250
Freie Prüflänge	$l_P$	[mm]	150
Länge der Lasteinleitungselemente	$l_L$	[mm]	$\geq 50$
Dicke	h	[mm]	2
Dicke der Lasteinleitungselemente	$h_L$	[mm]	2
Breite	b	[mm]	35

Vor dem Zuschnitt der Prüfkörper werden Lasteinleitungselemente<sup>2</sup> auf die Laminatplatten aufgebracht. Diese dienen dazu, die aus der dynamischen Prüfung resultierenden mechanischen Belastungen über die Spannbacken der Prüfmaschine in den Werkstoff einzuleiten. Die Positionierung dieser Aufleimer erfolgt so, dass die Fasern der beiden Deckschichten in x-Richtung, bzw. Prüfrichtung, zeigen und damit den 0°-Lagen entsprechen. Zur Vermeidung von Korrosion zwischen den 1 mm dicken Aufleimern aus Aluminium und dem CFK, wird eine zusätzliche Schicht GFK zwischen beide Komponenten eingefügt. Diese hat ebenfalls eine Dicke von 1 mm und ist aus  $\pm 45^\circ$ -Lagen aufgebaut. Bei der Lasteinleitung in die Probe ergibt sich somit eine höhere Nachgiebigkeit. Als Kleber wird der Zwei-Komponenten-Epoxidharzkleber *UHU plus endfest 300* verwendet. Ein speziell gefertigter Abstandshalter aus zwei miteinander verbundenen GFK-Platten deckt den Prüfbereich ab und verhindert damit ein Verschwimmen der Aufleimer während des Aushärtens sowie ein übermäßiges Austreten von Harz in den Prüfbereich. Zum Erreichen einer höheren Maßgenauigkeit kommt zusätzlich eine Fixierung mittels Bolzen aus Holz zum Einsatz. Dazu werden vor dem Aufbringen des Klebers die Aufleimer mittels Klemmen fixiert und an vier Positionen Bohrungen mit dem Durchmesser der Bolzen eingebracht. Diese Positionen müssen so gewählt werden, dass sie in Bereichen liegen, welche ohnehin beim Sägen Verschnitt darstellen. Nach dem anschließenden Auftragen des Klebstoffes werden die Bolzen in die Bohrungen gepresst. Mit Hilfe einer Druckpresse vollzieht sich anschließend die Aushärtung unter einer Presskraft von 18 kN innerhalb einer Stunde bei einer Temperatur von 60°C. Durch diesen Prozessschritt wird zusätzlich eine gleichmäßige Verteilung des Epoxidharzes erreicht. Bereiche, welche nicht mit Harz in Berührung kommen sollen, wie etwa der spätere freie Prüfbereich,

<sup>2</sup>Der umgangssprachliche Ausdruck für Lasteinleitungselemente ist "Aufleimer". Der besseren Lesbarkeit halber sei dieser Begriff im Folgenden verwendet, obwohl es sich nicht um einen offiziellen Ausdruck handelt.

werden mit Klebeband geschützt. Hierbei ist darauf zu achten, den Aushärtprozess nach etwa 10 Minuten zu unterbrechen. Das Harz hat zu diesem Zeitpunkt eine Viskosität erreicht, bei der das aufgebrachte Klebeband noch abgezogen werden kann, durch die Presskraft aber kein weiteres Harz zwischen den Aufleimern und der CFK-Platte austreten wird.

Beim anschließenden Zuschnitt der Prüfkörper kommen zwei verschiedene Sägen zum Einsatz. Mit Hilfe einer *Mutronic Diadis 4500/500* werden die Proben mit diamantbeschichteten Trennblättern auf die Gesamtlänge  $L_G$  zugeschnitten. Für die parallelen Längsseiten wird die Laborsäge ATM Brillant 265 verwendet. Diese wassergekühlte CNC-Säge ermöglicht sehr hochwertige Schnittkanten und eine höhere Maßgenauigkeit. Unter Berücksichtigung des Verschnittes beim Trennvorgang lassen sich sieben Proben aus einer CFK-Platte gewinnen.

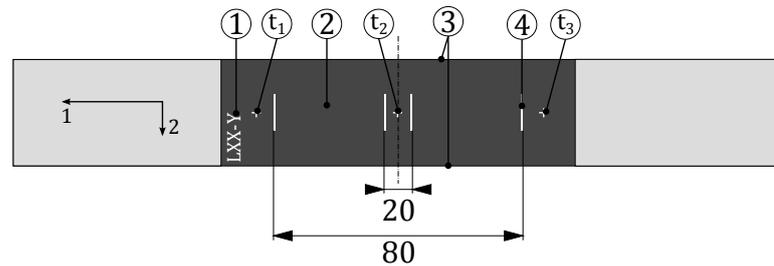
### 3.2.3 Probenpräparation

Um die Proben ihrer ursprünglichen Position in der CFK-Platte zuordnen zu können, wird eine Nomenklatur nach dem Schema LXX-Y verwendet.

- L - Abkürzung für Laminat
- XX - Laufende Nummerierung der im Institut gefertigten Lamine. Somit kann zurückverfolgt werden, aus welcher Platte eine Probe gefertigt wurde.
- Y - Laufende Nummerierung der Proben von 1 bis 7, gezählt vom linken zum rechten Rand der CFK-Platte.

Um Randeffekte an den Schnittkanten zu minimieren, welche durch Riefenbildung bei Kontakt mit der Trennscheibe entstehen können, werden die Probekörper an den Seitenrändern des freien Prüfbereiches zusätzlich mit Schleifpapier (Körnung 800) poliert (vergleiche Abbildung 3.8). Beim Schleifvorgang wird in ausreichendem Maße Wasser verwendet.

Gemäß Abbildung 3.8 werden im freien Prüfbereich vier weiße Streifen (Kodierungsstreifen) zur Dehnungsmessung mit dem in Abschnitt 3.1.3 vorgestellten Laserextensometer aufgeklebt, welche von links nach rechts als Kodierungsstreifen 1 bis 4 deklariert seien. Die mit weißen Kreuzen markierten Punkte auf der freien Prüflfläche stellen Positionen dar, an welchen die Materialdicke sowie die Probenbreite gemessen wird. Dies wird später für die Berechnung der Steifigkeit aus den Dehnungszuständen notwendig.



**Abbildung 3.8:** Präparation der Prüfkörper für dynamische Prüfungen. 1) Probenbezeichnung 2) Unbehandelter freier Prüfbereich; 3) Mit Schleifpapier polierte Seitenkanten; 4) Markierungsstreifen für Laserextensometer-Messungen;  $t_1$ ,  $t_2$ ,  $t_3$ ) Positionen der Dicken und Breitenmessung.

### 3.3 Versuchsdurchführung

Ziel dieser Arbeit ist in erster Linie, die Entwicklung von Materialschäden unter dynamischer Belastung mit den Merkmalscharakteristika zerstörungsfreier Prüfverfahren, insbesondere der PPT zu korrelieren. Unter dynamischer Belastung wird hierbei die Durchführung von Dauerschwingversuchen verstanden, da durch eine zyklische Krafteinleitung  $F(t)$  in die Prüfkörper ein Schadenswachstum im Werkstoff gewöhnlich mit einer Degradation der Materialkennwerte einhergeht. Aus materialcharakteristischer Sicht ist dies für eine Vielzahl von Werkstoffen und Lagenaufbauten von FKV untersucht. Eine Übersicht wichtiger Forschungsergebnisse zu diesem Thema liefert Abschnitt 2.4. Zur Beurteilung des Leistungspotentials zerstörungsfreier Prüfverfahren besteht der Kern dieser Arbeit in der Durchführung von Ermüdungsversuchen. Da sich bei Untersuchungen von Symons und Davis [10] ein Spannungsverhältnis von  $R = -1$  als besonders kritisch herausgestellt hat und im Rahmen des Forschungsprojektes an der Technischen Universität Hamburg-Harburg noch nicht ausführlich untersucht wurde, finden die Ermüdungsversuche dieser Arbeit unter Wechsellast statt. Zur Anwendung der PPT muss die dynamische Prüfung zwischenzeitlich unterbrochen werden. Um zu gewährleisten, dass Unterschiede im Materialverhalten, wie sie in vorangegangenen Arbeiten erkannt wurden [5], ausgeschlossen werden können und eine Vergleichbarkeit der Ergebnisse zu wahren, werden alle Versuche nach einer festgelegten Anzahl von Lastwechseln unterbrochen.

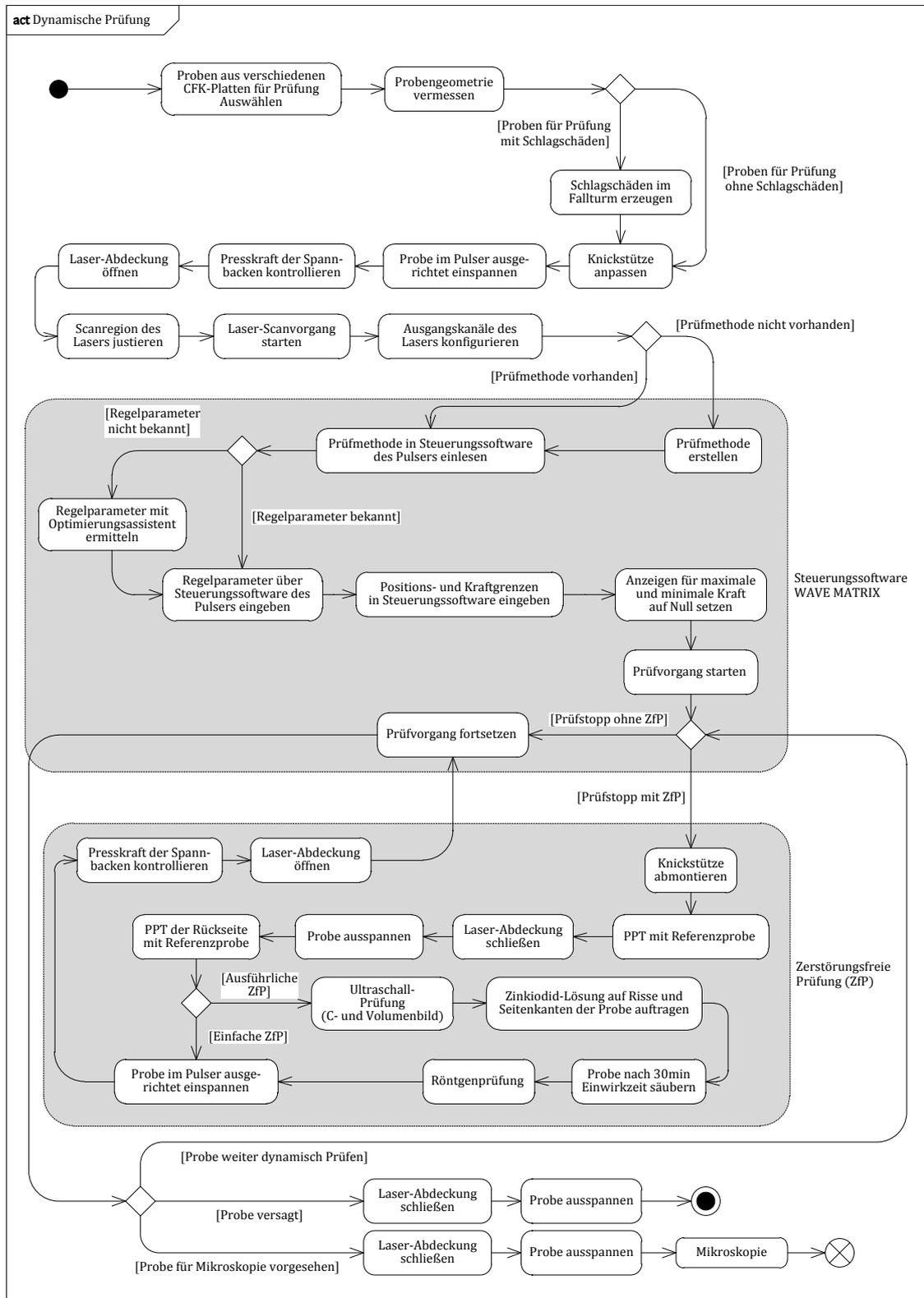


Abbildung 3.9: Versuchsdurchführung

Zusammengefasst kommen die folgenden Prüfparameter zur Anwendung:

- Spannungsverhältnis:  $R = -1$  (Wechselast)
- Lastwechselfrequenz:  $f = 6$  Hz
- Last-Zeit-Verlauf: zyklisch (sinusförmig)
- Art der Ermüdungsversuche: gestuft nach Tabelle 3.2
- Lastniveau: Prüfung auf Lasthorizonten nach Tabelle 3.3
- Umgebungstemperatur: 23°C (konstant gehalten durch Klimaanlage)

In den vorangegangenen Abschnitten wurde die Herstellung der Proben sowie das verfügbare Versuchs-Equipment ausführlich vorgestellt. Darauf aufbauend wird im Folgenden die Durchführung der Versuche beschrieben. Da diese einer stetigen Optimierung unterliegen, wird an entsprechenden Stellen auf Änderungen während der Versuchsdurchführung hingewiesen. Das SysML-Aktivitätsdiagramm in Abbildung 3.9 gibt einen Gesamtüberblick über den Gesamtablauf der dynamischen Prüfung.

### 3.3.1 Initiierung von Schlagschäden in Proben

Vor dem Beginn der Ermüdungsversuche werden ausgewählte Proben mit einem Schlagschaden versehen. Bei der Auswahl wird darauf geachtet, möglichst Proben aus verschiedenen Positionen der Ausgangslamine unter gleichen Prüfbedingungen zu verwenden. Die Einbringung der Schlagschäden erfolgt mit dem in Abschnitt 3.1.1 beschriebenen Fallturm. Dabei werden die Proben in der Einspannvorrichtung so justiert, dass der Stoßkörper im freien Prüfbereich mittig auf die Seite, welche die Probenbezeichnung enthält, auftrifft. Im Folgenden wird diese Seite als Vorderseite der Proben bezeichnet. Entsprechend wird die gegenüberliegende Seite als Rückseite deklariert.

Aufgrund der recht geringen Breite der Proben von 35 mm, soll die vom Schlagschaden betroffene Fläche möglichst klein sein. In Abschnitt 2.4.1 wurde erläutert, dass für FKV eine Grenzenergie zur Ausbildung von Schlagschäden existiert. Die verwendete Prüfsoftware des Fallturmes in Ihrer zur Anfertigung dieser Arbeit vorliegenden Version kann die Energie anhand des gemessenen Kraft-Zeit-Verlaufes nicht berechnen. Daher wird konservativ unter Beachtung des Energieerhaltungssatzes die eingebrachte kinetische Energie  $E_{kin_S}$  mit der potentiellen Energie  $E_{pot_S}$  des Stoßkörpers vor dem Ausklinken aus der oberen Traverse gleichgesetzt. Die potentielle Energie lässt sich nach Gleichung 3.1 als Produkt aus der Masse des Stoßkörpers

$m_S$ , der Erdbeschleunigung  $g$  sowie der Fallhöhe  $h_S$  des Stoßkörpers ermitteln. Dabei werden die im Theorieteil diskutierten zusätzlichen Einflüsse, wie Reibung an den Rundschiene, vernachlässigt.

$$E_{kin_S} = E_{pot_S} = m_S \cdot g \cdot h_S \quad (3.1)$$

In vorangegangenen Versuchen wurde experimentell ermittelt, dass Schlagschäden durch Impacts ab einer Fallhöhe von  $h_S \geq 0,3$  m hervorgerufen werden. Bei einer Masse des Stoßkörpers ohne Zusatzgewicht von  $m_S = 1,3$  kg beträgt die beim Impact wirkende kinetische Energie  $E_{kin_S} = 3,83$  J. In dieser Arbeit wird die Fallhöhe und die Masse des Stoßkörpers nicht variiert.

Um zu große Biegeverformungen der 2 mm dicken Proben beim Impact zu vermeiden, wird ein 1 mm dickes Blech aus Aluminium zwischen der Einspannvorrichtung und der Rückseite der Probe eingebracht. Somit wird ein Teil der Impactenergie in Verformungsenergie des Aluminium-Blech umgewandelt. Dies verhindert ein zu ausgeprägtes Initiieren von Delaminationen durch Zugbrüche auf der Probenrückseite.

### 3.3.2 Vorbereitung der Knickstütze

Die verwendete Probengeometrie nach Abbildung 3.7 zeigt, dass es sich bei den verwendeten Proben um dünnwandige Körper handelt. Unter Belastungen im Druckbereich ( $\sigma_{min} < 0$ ) kommt es daher zu unerwünschten Stabilitätsproblemen. Gemäß dem vierten Eulerschen Knickfall [1] tritt ohne zusätzliche Stützeinheiten quer zur Prüfrichtung (z-Richtung nach Abbildung 2.6) globales Beulen auf. Um geometrisch-strukturelle Nichtlinearitäten, wie zum Beispiel lokales Hautbeulen zwischen Stringern und Spanten an Flugzeugstrukturen, nachzubilden, wird in dieser Arbeit eine sogenannte Knickstütze eingesetzt, die globales Beulen verhindert und globales Beulen ermöglicht.

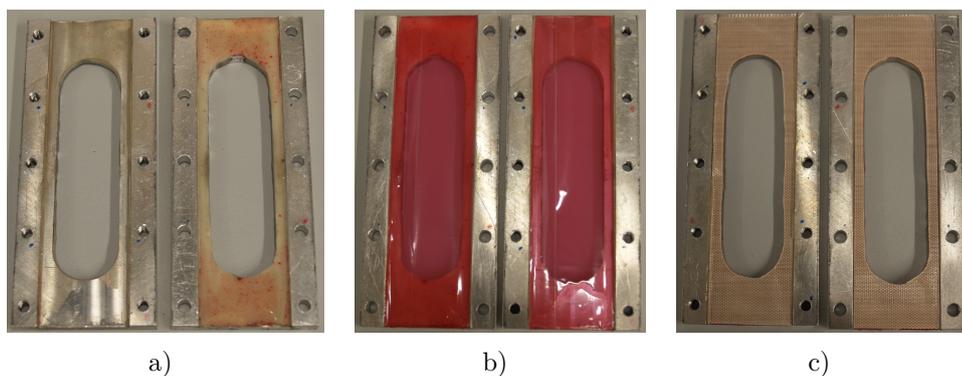
Abbildung 3.10 zeigt die verwendete Knickstütze. Sie besteht aus einer unteren und einer oberen Teilhälfte. Beide werden durch insgesamt 10 Schrauben der Gewindegröße M5 miteinander verschraubt<sup>3</sup>. Die Probe liegt während der Prüfung innerhalb

---

<sup>3</sup>Die Versuche wurden zu Beginn mit Schrauben der Größe M4 durchgeführt. Aufgrund der hohen dynamischen Belastungen und dem häufigen An- und Abmontieren der Knickstütze traten

einer ausgefrästen, etwa 36 mm breiten Nut. In diesem Bereich enthält jede Seite eine Aussparung in Form eines Langloches von 104 mm Länge und 28 mm Breite. Eine solche Geometrie lässt Dehnungen in Zug- und Druckrichtung zu. Gleichzeitig wird ein globales Ausbeulen der Probe verhindert, während lokales Beulen im Bereich des Schlagschadens auftreten kann. Ein weiterer Vorteil der Langlöcher besteht darin, während der dynamischen Prüfung den Dehnungszustand der Probe mit dem in Abschnitt 3.1.3 vorgestelltem Laserextensometer zu erfassen.

Da die Proben keine konstante Dicke aufweisen (dieser Aspekt wird in Kapitel 6 ausführlich betrachtet), die Anpresskraft zwischen Knickstütze und Probe bei den durchgeführten Versuchen jedoch möglichst konstant sein soll, muss die Tiefe der Nut an die Probendicke angepasst werden. Als erstes wird dazu eine Teilhälfte der Knickstütze mit einer Schicht aus Epoxidharz ausgefüllt (siehe Abbildung 3.10a). Zur genauen Anpassung der Nuttiefe an die Probendicke wird zusätzlich temperaturstabile Klebeband auf die Teilhälften aufgebracht (siehe Abbildung 3.10b). Über die Anzahl der Lagen wird die Anpresskraft der Knickstütze auf die Probenoberfläche reguliert. Abschließend dient eine Schicht Teflon-Folie auf jeder Seite dazu, zu hohe Reibeffekte zwischen Knickstütze und Probe unter dynamischer Belastung (siehe Abbildung 3.10c) zu vermeiden. Das Langloch wird letztendlich wieder freigeschnitten.



**Abbildung 3.10:** Vorbereitung der Knickstütze. a) Knickstütze mit Epoxidharzschicht. b) Zusätzliche Lagen Klebeband zur Anpassung an die Probendicke. c) Je eine Schicht Teflon-Folie pro Seite zur Verminderung von Reibeffekten.

---

während der Durchführung Gewinde-Defekte auf. Entsprechend sind diese auf die Größe M5 aufgebohrt und das Gewinde neu gedreht worden.

Vor Beginn einer neuen dynamischen Prüfung wird gegebenenfalls die Epoxidharz-Schicht ausgebessert. Die Schichten aus Klebeband und Teflon-Folie werden beim Versagen von Proben beschädigt und müssen daher vor jedem Prüfdurchlauf erneuert werden.

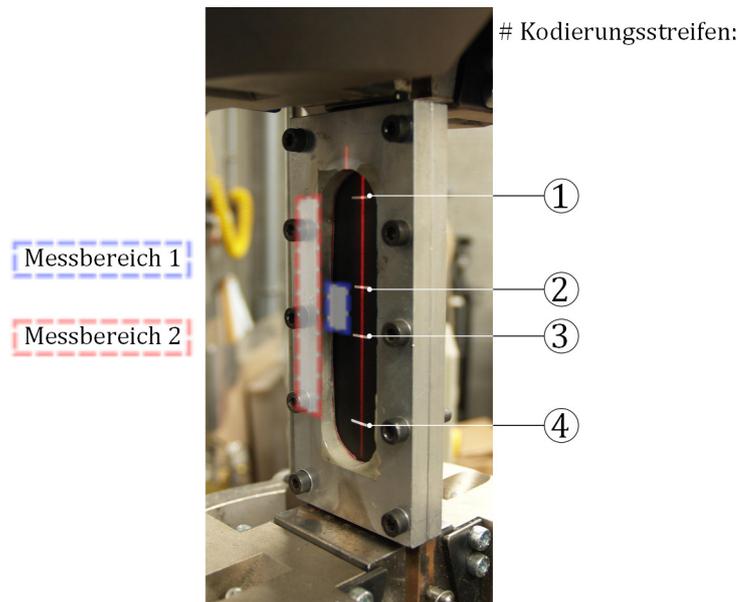
### 3.3.3 Vorbereitung der dynamischen Prüfung

#### Einspannen der Probe

Nachdem die Auswahl und Präparation der Proben sowie die Vorbereitung der Knickstütze abgeschlossen ist, wird die Probe in den Pulser eingespannt. Dabei ist darauf zu achten, diese möglichst exakt in Richtung der Pulser-Hochachse auszurichten. Als Justierungshilfe bietet sich ein Werkstatt-Winkel an. Die unteren und oberen Einspannbacken werden nacheinander geschlossen und der Anpressdruck auf ca. 118 bar reguliert. Anschließend wird die Knickstütze an die Probe montiert. Dazu werden beide Hälften der Knickstütze durch ein möglichst gleichmäßiges Anziehen aller 10 Befestigungsschrauben über Kreuz fixiert. Abbildung 3.11 zeigt eine Probe im eingespannten Zustand mit Knickstütze, nachdem die Abdeckung des Laserextensometers geöffnet wurde. Gegebenenfalls muss vor Beginn der dynamischen Prüfung die Ausrichtung des Lasers angepasst werden. Über die zugehörige Steuerungssoftware werden zwei Bereiche innerhalb der Kodierungsstreifen zur Dehnungsmessung jeweils einem Ausgangskanal zugewiesen. Als Messbereich 1 wird der Abstand zwischen den äußeren Kodierungsstreifen 1 und 4 definiert. Der Abstand beider innen liegender Kodierungsstreifen 3 und 4 zueinander wird als Messbereich 2 festgelegt.

#### Prüfsoftware konfigurieren

Mit der Steuerungssoftware *WAVE MATRIX* lässt sich vor Beginn der Prüfung der komplette Ablauf in Form einer sogenannten Prüfmethode mit allen Parametern planen und programmieren. Die geplanten Stopps der unterbrochenen Prüfungen werden gemäß Tabelle 3.2 nach einer ansteigenden Anzahl von Lastwechseln durchgeführt. Ein x kennzeichnet Unterbrechungen, bei welchen PPT Messungen sowie weitere ZfP zum Einsatz kommen. Proben, welche aufgrund einer hohen Steifigkeitsdegradation wenige LW bis zum Versagen erwarten lassen, werden in kürzeren Intervallen zerstörungsfrei untersucht. Solche sind mit einem (x) gekennzeichnet.



**Abbildung 3.11:** Einspannung der Probe im Pulser. Im freien Prüfbereich wird der Dehnungszustand durch die Positionsermittlung der Kodierungsstreifen 1 bis 4 mit dem Laserextensometer ermittelt.

Ein weiterer wichtiger Prüfparameter ist die Spannungsamplitude  $\sigma_a$ . Da als Spannungsverhältnis  $R = -1$  gewählt wird, beträgt die Mittelspannung  $\sigma_m = 0$  MPa. Als Referenz zu den schlagschadenbehafteten Proben wird ein Wöhlerversuch mit ungeschädigten Proben durchgeführt. Dazu gehört gemäß DIN 50100 die dynamische Prüfung der Lebensdauer von mindestens neun Proben auf drei oder mehr Lasthorizonten. Die Untersuchung von Proben mit Schlagschäden erfolgt primär auf zwei Lasthorizonten, deren Spannungsamplituden Tabelle 3.3 zusammenfasst.

Eine einmalig erstellte Prüfmethode wird gespeichert und durch entsprechende Modifikationen den jeweiligen Versuchen angepasst. Anschließend werden die in Abschnitt 3.1.2 erläuterten Parameter des PID-Reglers über eine automatische Regelkreisoptimierung ermittelt, sofern diese für das zu prüfende Material nicht bereits vorhanden sind. Für die in dieser Arbeit verwendeten Proben werden die in Tabelle 3.4 aufgeführten Regelparameter verwendet.

Vor jeder Prüfung werden der Steuerungssoftware Positions- und Kraftgrenzwerte der Einspannung übergeben. Dies ist von hoher Bedeutung für die Arbeitssicherheit, da bei einem Überschreiten dieser Grenzwerte der Prüfprozess automatisch angehalten wird. Weiterhin soll dadurch eine Beschädigung der Prüfmaschine und der Knickstütze verhindert werden. Bei den in dieser Arbeit verwendeten Lasthori-

**Tabelle 3.2:** Unterbrechungspunkte der dynamischen Prüfung.

Stopp	LW	PPT Messung	Stopp	LW	PPT Messung
I	50	x	XII	2500	x
II	100	(x)	XIII	5000	x
III	150	(x)	XIV	7500	x
IV	200	(x)	XV	10000	x
V	250	x	XVI	17500	x
VI	300		XVII	25000	x
VII	350		XVIII	50000	x
VIII	400		XIX	100000	x
IX	450		XX	550000	x
X	500	x	XXI	1000000	x
XI	1000	x			

**Tabelle 3.3:** Gewählte Lasthorizonte für die dynamische Prüfung von Proben ohne Schlagschaden.

Schlagschaden	Lasthorizont	Spannungsamplitude $\sigma_a$ in MPa
ohne	I	495
ohne	II	505
ohne	III	525
ohne	IV	575
mit	V	410
mit	VI	430

**Tabelle 3.4:** Regelparameter der servohydraulischen Prüfmaschine für CFK-Proben mit einem  $[0,90]_{4s}$  und  $[90,0]_{4s}$  Lagenaufbau.

Regelparameter	Wert
P	9,65
I	1,1
D	0,9
$v$	0,8

zonen wird eine Wegtoleranz zum unbelasteten Zustand von 1,8 mm bis 2 mm im Zug- und Druckbereich gewählt. Dem Betrag der maximal auftretenden Kraft eines gewählten Lasthorizontes wird 1 kN als Grenzwert beaufschlagt.

Nach der Ausführung dieser vorbereitenden Maßnahmen wird der eigentliche Prüfungsvorgang gestartet. Währenddessen dient die Steuerungssoftware zur Kontrolle und Aufzeichnung aller interessierenden Ist-Werte. Dazu ist die Prüfmethode so konfiguriert, dass folgenden Kanäle und Zustandsgrößen ausgegeben werden:

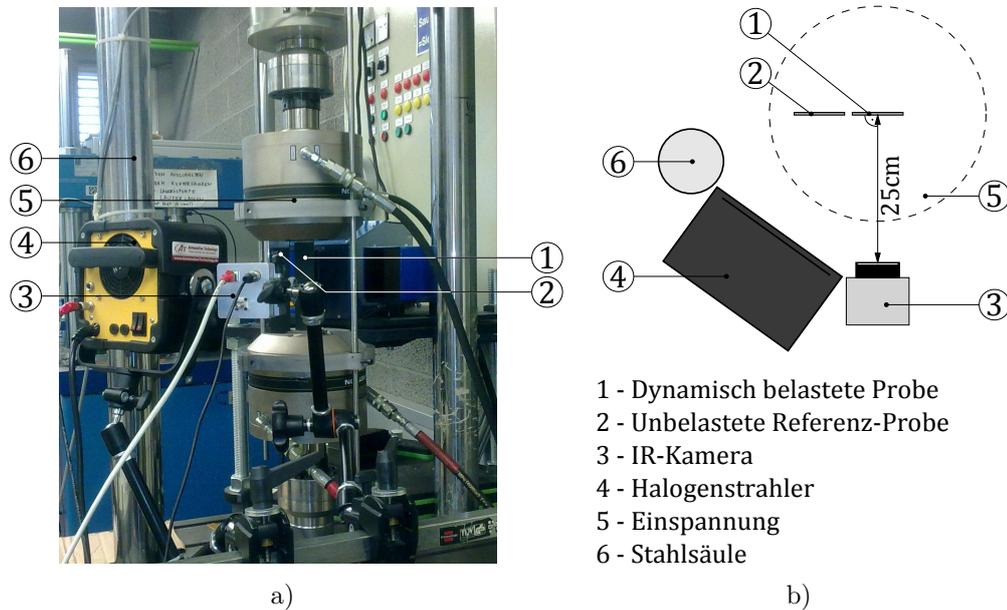
- Kraftamplituden (Minimum und Maximum)
- Zyklenzahl
- Position der Einspannung
- E-Moduln in MPa aus Dehnungsmessung des Laserextensometers (2 Kanäle) und der Einspannung über LW-Zahl
- Energiedissipation in MPa über LW-Zahl
- Spannungsamplitude in MPa über LW-Zahl
- Dehnungszustand in % aus 2 Kanälen des Laserextensometers und der Einspannung über LW-Zahl

### 3.3.4 Durchführung der ZfP

Zerstörungsfreie Prüfungen können während den Unterbrechungspunkten nach Tabelle 3.2 durchgeführt werden. Befindet sich der Pulser im wegeregelt Modus, ist ein Abmontieren der Knickstütze und ein Lösen der Einspannung gefahrlos möglich.

#### PPT-Untersuchung

Der Versuchsaufbau zur Durchführung der PPT ist in Abbildung 3.12 dargestellt. Da die Auflösung der in Abschnitt 3.1.4 vorgestellten Infrarot-Kamera auf 640 x 520 Pixel begrenzt ist, wird diese um 90° nach links gekippt in einem Abstand von circa 25 cm zur Probe ausgerichtet. Somit kann die komplette Prüflänge über 640 Pixel abgebildet werden. Dies bringt allerdings den Nachteil mit sich, dass der Halogenstrahler, welcher seitlich neben der Kamera justiert wird, die Probe nicht senkrecht bestrahlt.



**Abbildung 3.12:** Versuchsaufbau zur PPT-Messung. a) Realer Versuchsaufbau b) Schematische Darstellung des Versuchsaufbaus.

Die Steuerung der Infrarotkamera und des Halogenstrahlers erfolgt mit den in Tabelle 3.5 angegebenen Parametern. Nach Abschluss der Aufzeichnung wird die Probe aus der Einspannung gelöst und gegebenenfalls für eine weitere Aufzeichnung auf der gegenüberliegenden Probenseite umgedreht.

**Tabelle 3.5:** Prüfparameter der PPT.

Regelparameter	Einheit	Wert
Aufzeichnungsfrequenz Kamera	Hz	8,33
Anregungsdauer Halogenstrahler	s	8
Amplitudenhöhe	%	100
Aufzeichnungsdauer	s	30

### Ultraschallprüfung

Von ausgewählten Proben wird zusätzlich zur PPT-Untersuchung ein C-Bild und bei Bedarf ein Volumen-Bild erzeugt. Dazu kommt das in Abschnitt 3.1.5 vorgestellte *Hillgus*-Prüfgerät zur Anwendung. Befinden sich Kodierungsstreifen im Bereich der Schlagschaden-Delaminationsflächen, werden sie entfernt, um eine zusätzliche Abschwächung des Ultraschallsignals zu vermeiden. Die Probe wird anschließend in den

Scanbereich eingespannt, welcher mit destilliertem Wasser gefüllt ist. Beim Positionieren der Ultraschall-Sonde ist auf Kollisionsfreiheit mit der Probe zu achten.

Aus der Dicke der Probe lässt sich mit Hilfe der *Hillgus*-Software die Schallgeschwindigkeit des Werkstoffes ermitteln. Die Messsonde wird anschließend so konfiguriert, dass die Peaks des A-Bildes einem Materialdefekt oder der Vorder- und Rückseite zugeordnet werden. Beim Prüfdurchlauf wird die zu untersuchende Fläche, welche in x- und y-Koordinaten definiert ist, in ein Raster aus Messpunkten diskretisiert. Tabelle 3.6 führt die verwendeten Scan-Parameter für C- und Volumenbilder auf.

**Tabelle 3.6:** Prüfparameter der Ultraschallprüfung.

Raumkoordinate	Raster: C-Bild [mm]	Raster: Volumenbild [mm]
x	0,250	0,050
y	0,250	0,050
z	0,050	0,025

### Röntgenprüfung

Zur Vorbereitung der Röntgenprüfung wird auf die Seitenkanten und Oberflächenrisse der Proben möglichst schon vor der Durchführung der dynamischen Versuche eine Zinkiodid-Lösung aufgetragen (siehe Kapitel 2.5.3). Materialdehnungen während der zyklischen Belastung begünstigen so den Kapillareffekt beim Eindringen der Lösung in den Werkstoff. Im institutseigenen Röntgenprüfgerät (vorgestellt in Abschnitt 3.1.6) wird der Prüfvorgang unter einer Bestrahlungsdauer von 3,5 Minuten bei einer Beschleunigungsspannung von 20 keV durchgeführt.

Die Entwicklung der Röntgenfilme erfolgt durch ein jeweils siebenminütiges Bad in Enwicklerflüssigkeit und anschließend in Fixiererkonzentrat. Mit einem Durchlichtscanner werden die Röntgenbilder digitalisiert und gespeichert. Somit können über die Kontrastoptimierung in einer Bildbearbeitungs-Software Materialdefekte deutlich hervorgehoben werden.

### 3.3.5 Mikroskopie-Untersuchung

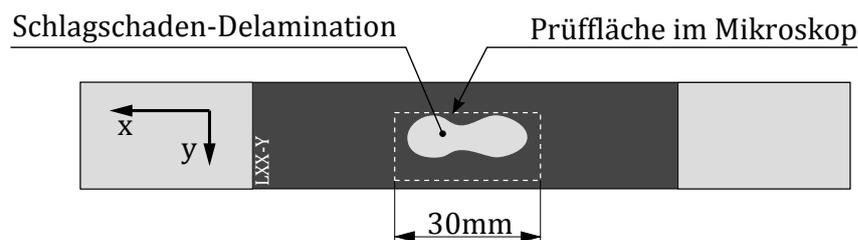
Das Auftreten eines makroskopischen Bruches der Probe wird als Versagen definiert und führt damit zur Beendigung der dynamischen Prüfung. Ein weiteres Abbruch-

kriterium stellt die Entnahme der Proben für mikroskopische Untersuchungen dar, da es sich hierbei gewöhnlich um eine zerstörende Prüfmethode handelt. Im Folgenden wird die abschließende Untersuchung von Materialdefekten durch Mikroskopie-Verfahren erläutert.

### Lichtmikroskopische Untersuchung

Auf den Lasthorizonten 410 MPa und 430 MPa werden jeweils drei Proben mit Schlagschaden für Mikroskopie-Untersuchungen entnommen. Eine weitere mit einem Schlagschaden versehene Probe wird nach 500000 LW unter einer zyklischen Belastung von  $\sigma_a = 350$  MPa gestoppt und untersucht.

Zur Untersuchung von Schlagschäden mit dem in Abschnitt 3.1.7 vorgestellten Lichtmikroskop werden etwa 30mm breite Segmente aus der entsprechenden Probe herausgesägt. Um ZfB in den 90°-Lagen und Delaminationen zu betrachten, wird der Ausschnitt um eine Delamination so gewählt, dass eine Schnittkante am Rand der Delaminationsfläche verläuft (siehe Abbildung 3.13). Die einzelnen Segmente werden in der Einbettmasse *KEM 15* fixiert. Dies verringert die Gefahr zusätzlicher Materialschädigung beim Schleif- und Polierprozess. Mit den in Tabelle 3.7 aufgeführten Prozessschritten für das Poliergerät *ATM SAPHIR 550* lassen sich Schliffbilder mit ausreichend hoher Qualität erzielen. Zwischen den einzelnen Schritten erfolgt eine Reinigung der Proben in einem Ultraschallbad mit destilliertem Wasser.



**Abbildung 3.13:** Ausschnitt eines Mikroskopiesegments. Die obere Schnittkante grenzt an den Rand der Delaminationsfläche.

Nachdem die Segmente gereinigt und getrocknet sind, wird die polierte Schnittfläche mit einer 20-fachen Vergrößerung komplett aufgenommen. Interessante Bereiche der Segmente, wie etwas ZfB und Delaminationen, werden zusätzlich mit 50-facher Vergrößerung untersucht. Die Einzelbilder werden anschließend in der Bildbearbeitungssoftware *Adobe Photoshop* zu einer Großaufnahme zusammengefügt und digital weiterverarbeitet.

**Tabelle 3.7:** Schleif- und Polierprozess an der *ATM SAPHIR 550* für Mikroskopie-segmente.

Schleif- oder Polierscheibe	Körnung [ $\mu\text{m}$ ]	Suspension	Schmiermittel	Druck [N]	Drehzahl [ $\text{min}^{-1}$ ]	Zeit [min]
Galaxy 30	k.A.	-	H <sub>2</sub> O	30	150	2
Galaxy blau (600er)	k.A.	-	H <sub>2</sub> O	30	150	2
Galaxy gelb (1200er)	k.A.	-	H <sub>2</sub> O	30	150	3
Galaxy türkis	3	-	H <sub>2</sub> O	30	150	5
Galaxy lila	1	-	H <sub>2</sub> O	40	150	10
Seide	1	1 $\mu\text{m}$ Diamantsuspension		50	150	10

Für eine weiterführende Untersuchung der Mikroskopiesegmente wird der Polierprozess so modifiziert, dass dabei etwa 1 mm Material abgetragen wird. Auf diese Weise lässt sich ein Schlagschaden schichtweise analysieren. Um die Delaminationsflächen zusätzlich im REM untersuchen zu können, wird der Prozess nach Erreichen der Impact-Stelle unter der Annahme einer einigermaßen symmetrischen Ausprägung des Schlagschadens beendet.

### 3.3.6 Präparation unbelasteter Vergleichsproben mit Schlagschaden

Um die in der Versuchsdurchführung erarbeiteten Ergebnisse stets mit dem Zustand der Proben ohne zyklische Belastung vergleichen zu können, werden zusätzlich 6 Proben mit einem Schlagschaden versehen und entsprechend den vorangegangenen Erläuterungen zur Durchführung der ZfP analysiert. Dabei kommt das Röntgenprüfverfahren sowie die Ultraschalluntersuchung zur Anwendung. Anschließend dient eine detaillierte Prüfung im Lichtmikroskop zur besseren Beurteilung der Schadensausprägung nach einem Impact und zur Validierung der ZfP-Ergebnisse.

# 4 Ergebnisse

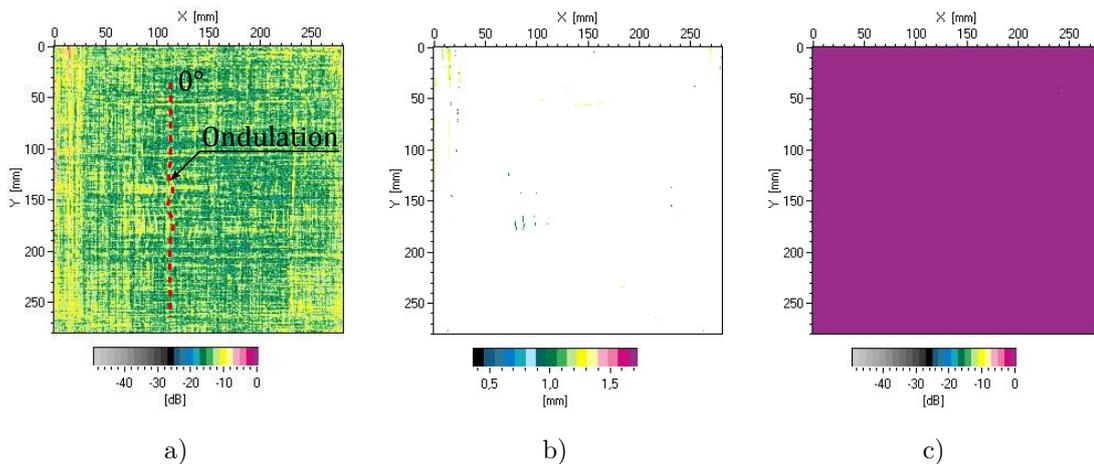
Auf Basis der in den vorangegangenen Kapiteln erläuterten theoretischen Grundlagen und der Beschreibung der Versuchsdurchführung, werden in diesem Kapitel die Ergebnisse vorgestellt. Zu Beginn werden die Ergebnisse der Proben ohne Schlag-schaden präsentiert. Anschließend geben die Messdaten der Proben mit Schlag-schaden einen Eindruck davon, wie sich die Materialkennwerte von solchen ohne Vorschädigung unterscheiden. In diesem Zusammenhang werden die Ergebnisse der PPT-Aufnahmen dargestellt und erläutert.

## 4.1 Qualitätskontrolle der gefertigten Proben

Vor dem Zuschnitt der Proben aus den CFK-Platten wurden diese mittels Ultraschallprüfung auf das Vorhandensein von Poren oder Materialdefekten untersucht. Abbildung 4.1 zeigt exemplarisch für alle angefertigten Platten die Auswertung des Ultraschallsignals in Form eines C-Bildes. Anhand der farbkodierten Darstellung des Rückwandechos ist zu erkennen, dass dies über die Fläche konstant um weniger als 2 dB abgeschwächt wird. Da Luftporen aufgrund des Impedanzsprunges zu einer Abschwächung des Ultraschallsignals führen würden, ist daraus zu schließen, dass keine größeren Einschlüsse im Werkstoff vorhanden sind. Die restlichen Prüfungen ergeben gleiche Resultate.

Eine nähere Betrachtung des Fehlerechos zeigt, dass einige Fasern in der Mitte der Platte eine gewisse Welligkeit aufweisen. Dies war beim Anlegen des Zwischen-vakuums und nach der Durchführung des Autoklavprozesses durch reine Sichtprüfung nicht erkennbar. Eine Auswertung der Fehlertiefe des C-Bildes lässt darauf schließen, dass es sich um Lagen in der Mitte des Laminataufbaus handelt. Dies wird ebenfalls anhand der in Abschnitt 4.1.1 präsentierten Mikroskopieergebnisse an einigen Proben nachgewiesen. Mittels Ultraschallprüfung wurde bei folgenden CFK-Platten eine Faserwelligkeit erkannt:

- L11: in 90°-Richtung
- L12: in 0°-Richtung
- L14: in 0° und 90°-Richtung
- L23: in 0° und 90°-Richtung



**Abbildung 4.1:** Qualitätskontrolle der CFK-Platte L12. a) Fehlerecho b) Fehler-tiefe c) Rückwandecho

## 4.2 Form und Größe der Schlagschäden

Für die Durchführung der Ermüdungsversuche wurden insgesamt 28 Proben mit einem Schlagschaden durch einen Impact im Fallturm versehen. Mittels Ultraschalluntersuchung wurde von jeder Probe ein C-Bild erstellt, welches durch eine Bildbearbeitungssoftware vermessen wurde. So konnte der gesamte durch Delaminationen beschädigte Prüfbereich (IDA), die dazugehörige Ausdehnung quer zur Prüfrichtung (IDW) sowie der minimale Abstand zum freien Prüfrand (ED) quantitativ erfasst werden<sup>1</sup>. Tabelle 4.1 listet die Ergebnisse dieser Untersuchung auf. Dabei fällt auf, dass die Messwerte sehr stark variieren. Die Delaminationsfläche weicht bis zu 71% vom Mittelwert  $183,6 \text{ mm}^2$  ab. Erfasst der größte Schlagschaden  $309 \text{ mm}^2$  des Prüfbereiches, so ist dies das 5,76-fache der kleinsten Delamination mit einer Flächenausbreitung von  $53,6 \text{ mm}^2$ . Warum es zu diesen großen Variationen kommt, wird in Kapitel 6 ausführlich diskutiert.

<sup>1</sup>Um eine gewisse Konsistenz mit den Abbildungen und Diagrammen zu wahren, seien an dieser Stelle die Abkürzungen der englischen Bezeichnungen verwendet: impact delamination area (IDA), impact delamination width (IDW) und edge distance (ED).

**Tabelle 4.1:** Quantitative Erfassung der Probendicke  $t_2$  und der Delaminationsgrößen. Ein x kennzeichnet Proben, welche eine Faserwelligkeit aufweisen.

Probe	Dicke $t_2$ [mm]	IDA [mm <sup>2</sup> ]	IDW [mm]	ED [mm]	Ondulation
L11-3	2,28	210	7,3	15,8	x
L11-4	2,32	168,4	10,6	13	x
L12-2	2,17	158,9	8,9	13,2	
L12-6	2,24	266,2	9,2	15,7	
L12-7	2,16	98,2	12,2	9,7	
L13-1	2,16	180,5	8,7	14	
L13-2	2,18	122,3	10,7	10,8	
L13-5	2,21	151,8	8,8	14,4	
L13-6	2,19	178,1	10,2	13,6	
L23-1	2,18	227,6	7,3	15,1	x
L23-2	2,25	198,8	10,2	15,3	x
L23-3	2,31	199,3	10,1	14,3	x
L23-6	2,31	289,3	8,3	17,4	x
L23-7	2,21	309	7,6	16,5	x
L24-1	2,12	126	9,7	12,8	
L24-2	2,18	200,6	9,5	14,5	
L24-4	2,23	228,2	8,9	16,3	
L25-1	2,19	133,5	9,1	12,5	
L25-5	2,2	185	9,8	14	
L25-6	2,2	287,4	8,2	17,6	
L26-1	2,16	123,2	10,9	11,3	
L26-2	2,19	272,2	8,7	16,5	
L26-3	2,23	140,8	10,6	12,6	
L26-6	2,21	168,4	9,5	13	
L26-7	2,16	53,6	11,8	8,2	
L27-1	2,17	195,1	4,8	20,1	
L27-5	2,26	125,4	10,7	11,8	
L27-7	2,19	143,8	8,9	13,7	
$\phi$	2,21	183,6	9,3	14,1	

Die Abbildungen B.2 und B.3 stellen die C-Bilder (die Orientierung ist Abbildung B.1 zu entnehmen) der in Tabelle 4.1 aufgeführten Schlagschäden dar. Diese haben gemeinsam, dass ein Großteil der Schichttrennungen im Bereich der Probenmitte stattfindet. Anhand der Tiefenskala (siehe Abbildung B.3v) lässt sich herleiten, dass die Größe der einzelnen Delaminationsflächen in Tiefenrichtung zunimmt. Dies stimmt mit den Ergebnissen aus der Literatur (siehe Abschnitt 2.4.1) überein. Ein sprunghafter Anstieg der Delaminationsgröße findet im Übergang von der 9ten zur 10ten Lage statt, gezählt vom der Probenvorderseite<sup>2</sup>. Da die untere Lage in 0°-Richtung orientiert ist, kommt es zu einer ellipsenförmigen Ausbreitung der Delamination in Längsrichtung der Probe.

Bei einigen Proben jedoch kann diese Verallgemeinerung nicht nachgewiesen werden. So zeigt etwa Probe L27-1 eine ausgeprägte Orientierung in 90°-Richtung. Die Farbkodierung lässt auf eine Tiefe von etwa 1,3 mm schließen, was dem Übergang von der zehnten zur elften Lage entspricht. Dies deckt sich mit der These, dass eine Ausbreitung der Delamination hauptsächlich entlang der unteren Lage eines Schichtüberganges erfolgt. Einige Proben, wobei besonders L11-3 und L25-6 betrachtet werden, weisen großflächige Delaminationen lediglich im Bereich der rückseitigen Lagen auf.

Auffällig ist häufig ein weißer Bereich in der Mitte (Blick auf die x-y-Ebene) einiger Schlagschäden. Befindet sich dort eine Delamination direkt unter der Probenoberfläche, wird diese durch die Tiefenauflösung der Ultraschallsonde nicht erkannt und somit nicht farbig dargestellt. LM-Aufnahmen von Proben, welche nicht bis zum Versagen belastet wurden, bestätigen diese Vermutung (die entsprechenden C-Bilder sind in Abbildung B.2 dargestellt).

### 4.3 S-N-Kurven für Proben mit und ohne Schlagschaden

Um eine Aussage über das Materialverhalten ohne den Einfluss eines Schlagschadens treffen zu können, wurde mit 12 intakten Proben ein Wöhlerversuch durchgeführt. Die so ermittelte Wöhlerkurve soll für die anschließenden Versuche als Referenz dienen, um zum Beispiel den Einfluss der Knickstütze oder der Unterbrechungen

---

<sup>2</sup>Wie bereits in Kapitel 2 deklariert, wird im Folgenden mit Vorderseite die dem Impact zugewandte Seite der Probe bezeichnet, während die gegenüberliegende Seite die Rückseite darstellt.

während der dynamischen Prüfung isoliert untersuchen zu können. Abbildung 4.2 zeigt das Ergebnis des Wöhlerversuches. Zwei Proben sind als Ausreißer deklariert. Bei beiden war ein deutliches Klacken bei der Versuchsdurchführung zu hören. Dies ist vermutlich auf ein globales Ausbeulen zurückzuführen, was zu einem zyklischen Anschlag zwischen Material und der Innenseite der Knickstütze führt. Abbildung C.1 in Anhang C zeigt, dass die CFK-Platten nach dem Autoklavprozess nicht einheitlich dick sind. Die Daten basieren auf den Vermessungen der einzelnen Proben, wie es in Abschnitt 3.2.3 erläutert ist. Anhand dieser Messungen wird deutlich, dass die Dicke der Lamine zu den Randzonen abnimmt. Dementsprechend weisen Proben aus diesen Bereichen eine geringere Dicke auf. Die Materialstärken an den Positionen  $t_2$  (vergleiche Abbildung 3.8) weisen Unterschiede von bis zu 0,25 mm auf. Eine Herstellung passgenauer Stützen durch eine für jede Probe individuell angepassten Epoxidharz-Schicht würde den zeitlichen Rahmen einer solchen Untersuchung sprengen, weshalb die Dickenunterschiede mit Klebeband ausgeglichen wurden (vergleiche Abbildung 3.10). Dies führte zu verlässlicheren Ergebnissen während der Ermüdungsversuche. Von besonderem Interesse in dieser Arbeit sind dabei Lastwechselzahlen bis zu  $10^6$ . Eine Probe, welche auf einem Lastniveau von 430 MPa 1500000 Lastwechsel erreicht hatte, wurde folglich aus dem Prüfprogramm entnommen und geht daher nicht in die Berechnung der Wöhlerkurve mit ein.

Die neun verbliebenen Proben dienen somit zur Ermittlung des Ermüdungsverhaltens. Tabelle 4.2 liefert eine Übersicht über die erreichten Lastwechselzahlen aller für diesen Versuch verwendeten Proben. Zusätzlich ist die Abweichung der Lastwechselzahl  $N_f$  von der anhand der berechneten Wöhlerkurve ermittelten theoretischen Lastwechselzahl angegeben, um eine Maß für die Streuung der Ergebnisse zu liefern. In Abbildung 4.2 sind die 95% Konfidenzintervalle dargestellt und der Korrelationskoeffizient (Pearson-Korrelation  $R$ ) berechnet. Letzterer macht eine statistische Aussage darüber, ob zwischen einer Anzahl  $n$  von Variablen ein linearer Zusammenhang besteht. Er nimmt Werte zwischen -1 und +1 an. Diese Extrema beschreiben einen vollständig linearen Zusammenhang der Variablen, während bei einem Wert von 0 kein linearer Zusammenhang nach dieser Methode festgestellt werden kann. Für die Referenzkurve wurde ein  $R$  von -0,8841 ermittelt.

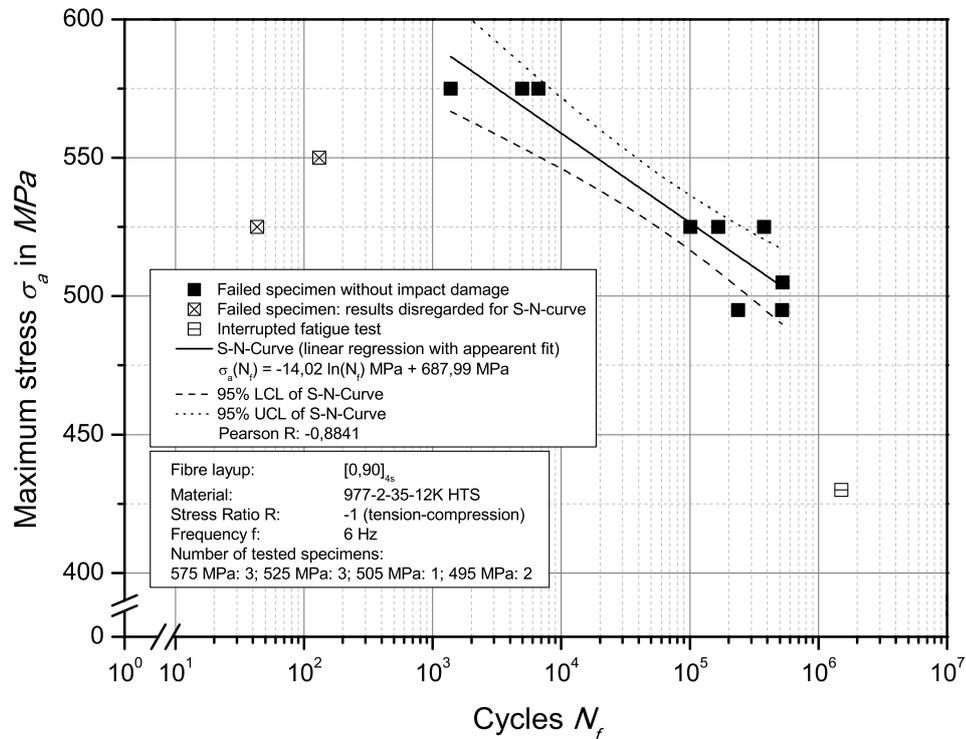


Abbildung 4.2: Wöhlerkurve für Proben ohne Schlagschaden

Tabelle 4.2: Proben ohne Schlagschaden zur Ermittlung der Referenz-Wöhlerkurve.

Probe	Lasthorizont $\sigma_a$ [MPa]	Lastwechselzahl $N_f$	Abweichung $\Delta N_f$	Bemerkung
L12-4	495	236374	-714689 (-302,4%)	
L24-3	495	521012	-430051 (-82,5%)	
L26-4	505	523144	57085 (+10,9%)	
L25-3	525	100918	-11001 (-10,9%)	
L25-4	525	165544	53625 (+32,4%)	
L24-5	525	377842	265923 (+70,4%)	
L23-5	575	1382	-1781 (-128,9%)	
L26-5	575	4945	1782 (+36,0%)	
L24-6	575	6654	3491 (+52,5%)	
L25-7	430	1500000		- gestoppt
L11-7	525	43		- Ausreißer
L24-7	550	131		- Ausreißer

Die mit einem Schlagschaden versehenen Proben wurden einer zyklischen Belastung wie die Proben ohne Schlagschaden ausgesetzt, allerdings handelt es sich hierbei nicht um einen klassischen Wöhlerversuch. Vielmehr interessiert in dieser Arbeit ein Vergleich ausgewählter Proben auf einem Lasthorizont. Daher wurden zwei Lasthorizonte genauer untersucht. So sind neun Proben bei einer Spannungsamplitude von  $\sigma_a = 430$  MPa und acht Proben bei  $\sigma_a = 410$  MPa zyklisch belastet worden. Abbildung 4.3 zeigt, dass es zu einer sehr großen Streuung der Ergebnisse kommt. Dies spiegelt sich auch in dem Korrelationskoeffizient, welcher aus sechs Proben auf einem Lasthorizont von 430 MPa und fünf Proben bei 410 MPa ermittelt wurde, wieder. Zusätzlich fließt das Ergebnis der Probe L26-6 mit in die Berechnung ein, welche anfänglich auf einem Lasthorizont von 390 MPa untersucht wurde und nach 1616730 Lastwechseln versagt hat. Ein Korrelationswert von  $R = 0,0423$  bestätigt die sehr große Ergebnisstreuung. Aus der Berechnung ausgeschlossen sind acht Proben, welche bereits beim Anfahrvorgang des Pulsers versagten. Die Ursache dafür wird in Kapitel 6 näher betrachtet und diskutiert.

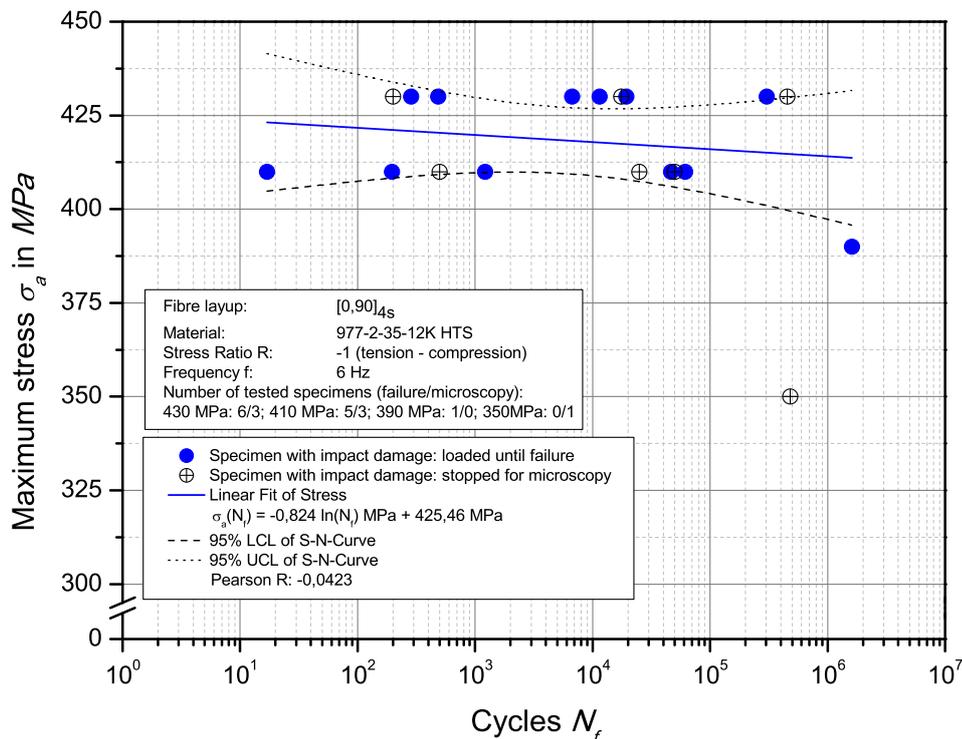


Abbildung 4.3: Ermüdungsversuch von Proben mit Schlagschaden

Bei allen Proben wurden während der unterbrochenen Ermüdungsversuche PPT-Messungen durchgeführt. Um diese Ergebnisse mit der Schadensakkumulation während der dynamischen Versuche korrelieren zu können, wurden auf den Lasthorizon-

ten 430 MPa und 410 MPa jeweils drei Proben nach unterschiedlichen Lastwechselzahlen entnommen. Anhand dieser werden Mikroskopieuntersuchungen durchgeführt, um eine genauere Aussage über den Zustand der Proben zum Zeitpunkt der Entnahme aus dem Prüfprogramm treffen zu können. Leider kann aufgrund der großen Streuung nicht mit Sicherheit bestimmt werden, wieviel LW eine entnommene Probe noch bis zum Versagen ertragen hätte. Eine Zunahme des globalen Ausbeulens im Bereich der Delamination kann jedoch anhand der Dehnungsmessung über die beiden inneren Kodierungsstreifen getroffen werden, da die Komponente in Tiefenrichtung nicht in die Berechnung der Steifigkeit mit einfließt. Somit lässt eine zunehmende Differenz zu der anhand der äußeren Kodierungsstreifen ermittelten Steifigkeit darauf schließen, dass lokales Beulen auftritt, bzw. zunimmt und ein baldiges Versagen der Probe bevorsteht. Dies hatte sich bei Proben, welche bis zum Versagen belastet wurden, bestätigt. So wurden Proben im niedrigen, mittleren und hohen Lastwechselbereich entnommen, um zu untersuchen, ob sich die Streuung auch bei den Messergebnissen der ZfP-Verfahren widerspiegelt.

**Tabelle 4.3:** Proben mit Schlagschaden unter dynamischer Belastung. Proben mit dick gedruckten Lettern wurden für Mikroskopieuntersuchungen entnommen.

Probe	Lasthorizont $\sigma_a$ [MPa]	LW $N_f$	Probe	Lasthorizont $\sigma_a$	LW $N_f$
<b>L13-2</b>	350	479998	<b>L26-1</b>	430	200
L26-6	390	1616730	L26-3	430	286
L23-7	410	17	L27-5	430	484
L24-4	410	196	L24-4	430	6687
<b>L23-2</b>	410	500	L23-1	430	11466
L25-5	410	1213	<b>L26-7</b>	430	17500
<b>L12-7</b>	410	25000	L13-1	430	19390
L13-5	410	46606	L25-1	430	303970
<b>L11-4</b>	410	50000	<b>L12-2</b>	430	452884
L23-3	410	61196			

Es kann jedoch festgestellt werden, dass die Ermüdungsfestigkeit nach Einbringung eines Schlagschadens deutlich unterhalb der Ausgangsfestigkeit liegt. Dies zeigt ein Vergleich der S-N-Kurven in Abbildung 4.4. Bei allen Proben wurde über die Kraftmesseinheit des Pulsers ein Versagen durch eine Auslösung der Sicherheitsgrenzen im Druckbereich detektiert.

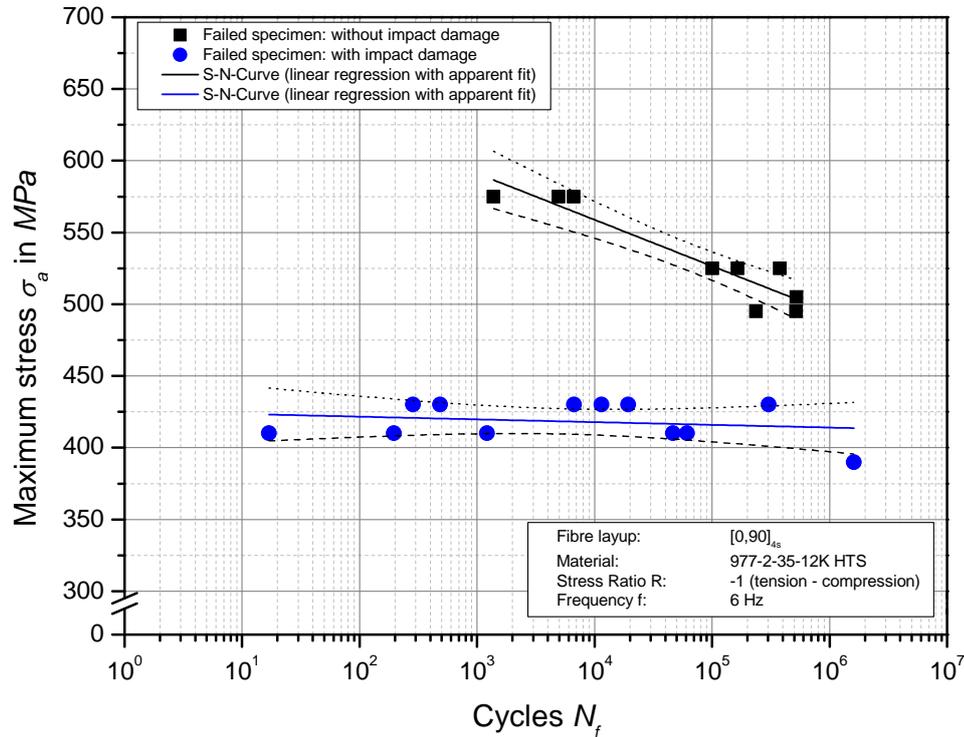


Abbildung 4.4: Vergleich der Ermüdungsversuche von Proben mit und ohne Schlagschaden.

## 4.4 Steifigkeitsverläufe

Im Folgenden wird die Degradation der Materialsteifigkeit  $E_x$  (in Lastrichtung) der einzelnen Proben während der dynamischen Belastung dargestellt. Eine Analyse der Steifigkeitsverläufe schlagschadenfreier Proben hilft, das Materialverhalten zu charakterisieren. Mit diesen Ergebnissen können später die Aufzeichnungen der Steifigkeitsverläufe von schlagschadenbehafteten Proben besser mit den Messergebnissen der ZfP-Verfahren korreliert werden.

### 4.4.1 Ermüdungsverhalten von Proben ohne Schlagschaden

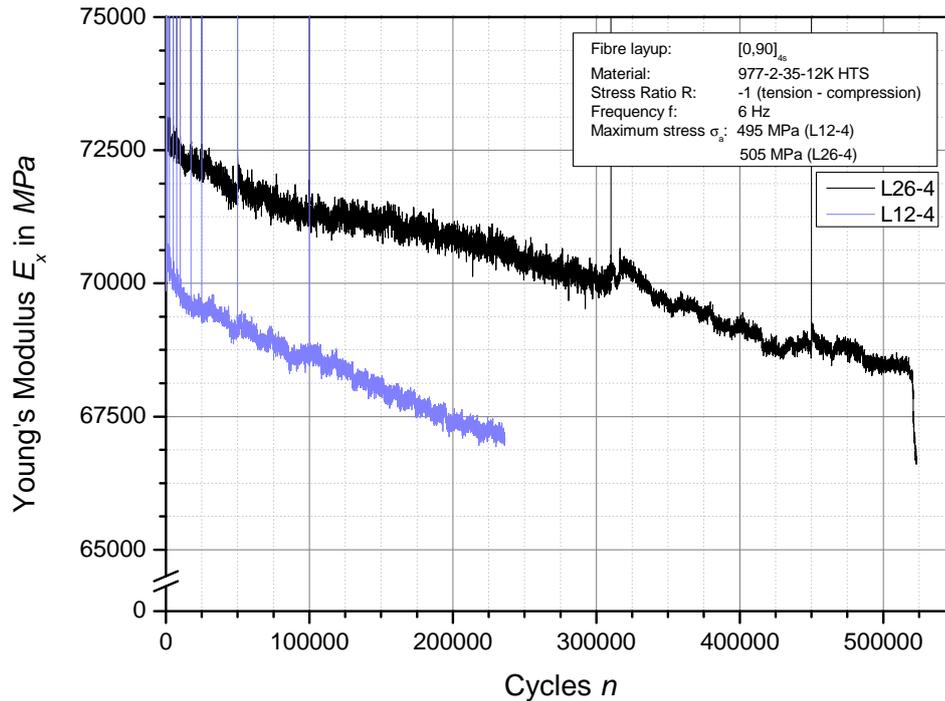
Abbildung 4.5 stellt die Steifigkeitsdegradationen der Proben L26-4 und L12-4 gegenüber. Obwohl ein Vergleich stets auf einem einheitlichen Lastniveau anzustreben ist, werden beide Proben zusammen abgebildet, da die Lasthorizonte I und II (vergleiche Tabelle 3.3) sich mit einer Lastdifferenz von 10 MPa geringfügig unterscheiden.

den. Leider stehen aufgrund eines Aufzeichnungsfehler kein Ergebnisse der zweiten bei 495 MPa getesteten Probe (L24-3) zur Verfügung.

Es fällt auf, dass eine Phase I, wie es klassische Degradationsmodelle prognostizieren, bei beiden Versuchen sehr schwach ausgeprägt ist. So stellt sich für Probe L26-4 nach etwa 10000 LW und für Probe L12-4 nach 20000 LW ein konstanter Gradient der Degradationskurve ein. Dies ist ein typisches Merkmal für Phase II. Die Probe L2-4, welche gemäß Tabelle 4.1 eine Faserwelligkeit aufweist, zeigt während dieser Phase eine große Steigung des Steifigkeitsverlaufes als L26-4. Möglicherweise ist dies ein Indez für die kurze Lebensdauer. Während Probe L12-4 nach 236374 LW plötzlich versagt, weist die Probe L26-4 ein starken Steifigkeitsabfall kurz vor dem Versagen auf. Eine Phase III scheint bei den verwendeten Prüfkörpern damit ebenfalls nur geringfügig aufzutreten.

Eine Besonderheit zeigt der Vergleich der dynamischen Steifigkeit zu Beginn der Prüfung. Die Knickstütze wurde einheitlich mit 5 Lagen Klebeband präpariert, da beide Proben in der Mitte des freien Prüfbereiches eine Dicke von  $t_2 = 2,25$  mm aufweisen. Trotzdem unterscheiden sich die E-Moduln um etwa 2500 MPa. Mögliche Ursachen für diesen Unterschied werden in Kapitel 6 diskutiert.

Nach 310110 LW kam es bei der Prüfung von Probe L26-4 zu einem Ausfall der Stromversorgung. Bei der Wiederaufnahme des Versuchsdurchlaufes ist ein Anstieg der Steifigkeit zu erkennen, bis nach circa 30000 LW das ursprüngliche Niveau wieder erreicht zu sein scheint. Die vertikalen Peaks kennzeichnen eine verfälschte Berechnung der Steifigkeit beim Einschwingen des Pulsers nach einer Prüfunterbrechung.

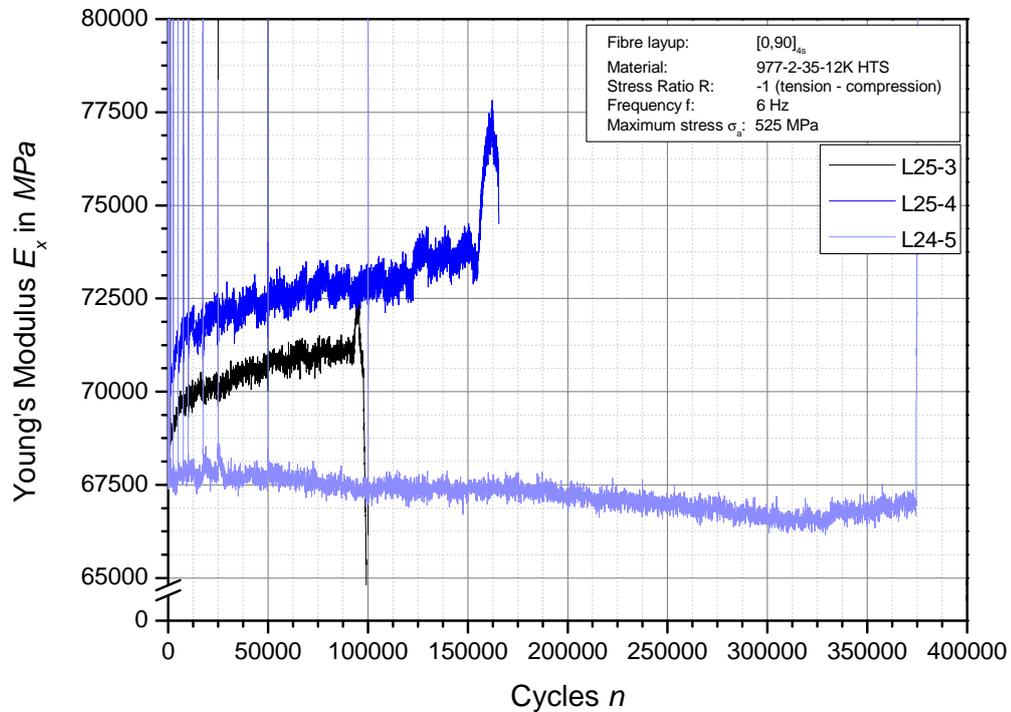


**Abbildung 4.5:** Steifigkeitsdegradation von Proben ohne Schlagschaden auf dem Lasthorizont 495 MPa sowie 505 MPa.

Um eine geeignete Versuchsdurchführung für die anschließende Prüfung der schlag-schadenbehafteten Proben zu erarbeiten, wurde der Lasthorizont III ( $\sigma_a = 525$  MPa) genutzt, um eine Steifigkeitsberechnung über andere Dehnungsbereiche zu erproben. Abbildung 4.6 stellt das Ergebnis aus der Dehnungsmessung zwischen den Kodierungsstreifen 1 und 2 dar. Eine Steifigkeitszunahme während der dynamischen Prüfung ist jedoch unwahrscheinlich. Vielmehr beeinträchtigt der Einfluss des lokalen Beulens im freien Prüfbereich die Messung, da die Position der Kodierungsstreifen nur zweidimensional erfasst werden kann. Die Berechnung der Steifigkeit  $E_x$  wird daher mit einer Zunahme des lokalen Ausbeulens verfälscht. Dieser Effekt kann jedoch als Indikator für die Intensität von Beuleffekten herangezogen werden.

Mit diesem Hintergrund wird deutlich, dass bei der Probe L24-5 innerhalb der ersten 325000 LW kaum lokales Beulen aufgetreten ist. Im Vergleich dazu lässt ein starker Anstieg der Steifigkeitsverläufe von L25-3 und L25-4 darauf schließen, dass bereits im frühen Stadium des Versuchsdurchlaufes lokale Beuleffekte aufgetreten sind, welche anscheinend zu einem früheren Versagen der Proben geführt haben. Eine Faserwelligkeit liegt bei keiner der drei Proben vor und kann daher als Erklärung

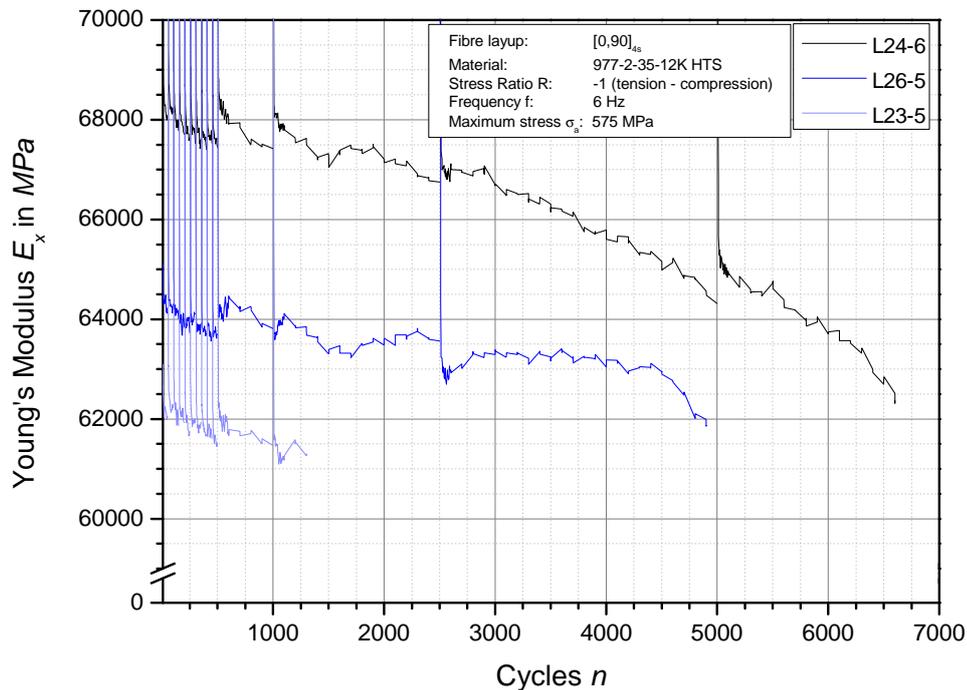
ausgeschlossen werden. Besonders die beiden vergleichsweise früh versagten Proben L25-3 und L25-4 kündigen ein Versagen durch eine Zunahme lokalen Beulens an.



**Abbildung 4.6:** Steifigkeitsdegradation von Proben ohne Schlagschaden auf dem Lasthorizont 525 MPa.

Zur Erfassung des E-Moduls  $E_x$  wird bei der Versuchsdurchführung auf dem Lasthorizont IV wieder die ursprüngliche Konfiguration der Dehnungsmessung angewendet. Im folgenden Verlauf dieser Arbeit ist diese Vorgehensweise nicht verändert worden. Ein Vergleich der Steifigkeitsverläufe in [Abbildung 4.7](#) zeigt, dass auf diesem Lastniveau wieder eine große Diskrepanz zwischen den dynamischen Steifigkeiten zu Beginn der jeweiligen Prüfdurchläufe zu erkennen ist. Je höher diese ist, desto größer war die Lebensdauer der entsprechenden Probe. Ob dies ein Indiz für die zu erwartende Lastwechselzahl bis zum Versagen darstellt, wird in [Kapitel 6](#) diskutiert.

Auffällig an den Steifigkeitsdegradationen ist ein temporärer Anstieg des dynamischen E-Moduls nach einer Unterbrechung der Prüfung. Ein Versagen tritt bei allen Proben wieder ohne eine ausgeprägte Phase III auf.



**Abbildung 4.7:** Steifigkeitsdegradation von Proben ohne Schlagschaden auf dem Lasthorizont 575 MPa.

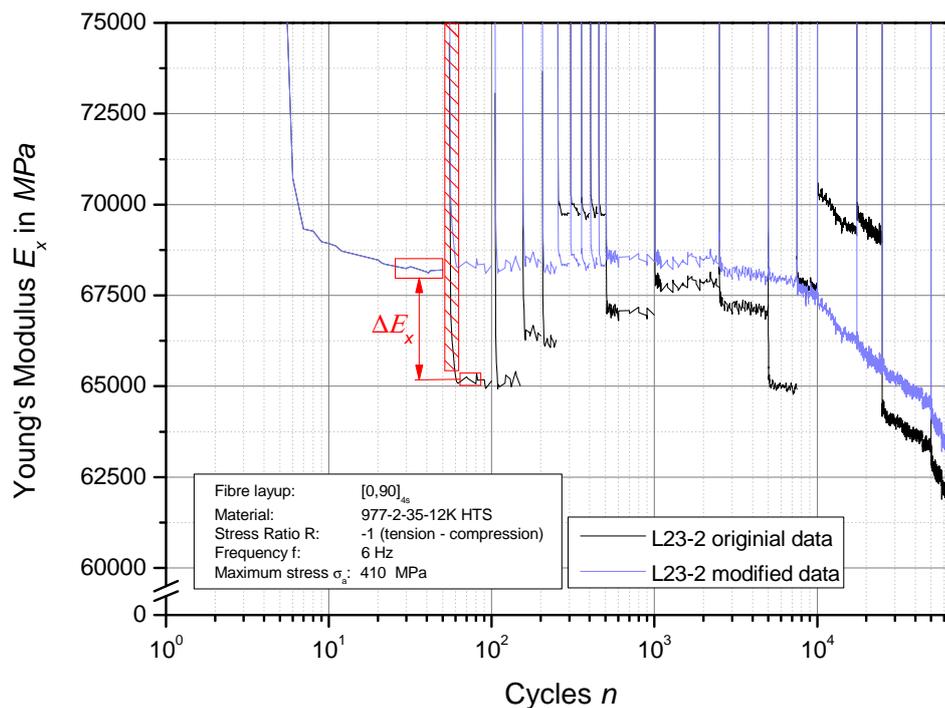
#### 4.4.2 Ermüdungsverhalten von Proben mit Schlagschaden

Die Durchführung von unterbrochenen Versuchen mit PPT-Messungen geht mit einem Problem einher, welches bei der Betrachtung der Steifigkeitsverläufe von schlag-schadenbehafteten Proben offensichtlich wird. Zur Erläuterung seien exemplarisch die Daten aus der E-Modulberechnung der Probe L23-2 herangezogen. Abbildung 4.8 zeigt, dass über die Lebensdauer unregelmäßige Steifigkeitssprünge auftreten<sup>3</sup>. Die großen Peaks zu Beginn einer solchen Diskrepanz sowie ein Vergleich mit Tabelle 3.2 zeigt, dass es sich dabei um genau solche Unterbrechungen des Prüfprogrammes handelt, in welchen eine PPT-Messung durchgeführt wurde. Dies beinhaltet ein Ab-bauen und erneutes Befestigen der Knickstütze.

Da der Verlauf der Kurve trotz der Steifigkeitssprünge nahezu identische Steigungen vor und nach einer Unterbrechung aufweist, werden die Ergebnisse der schlag-schadenfreien Proben herangezogen, um die wahren Steifigkeitssprünge ohne ein Abmontieren der Knickstütze oder die Durchführung einer PPT-Messung zu ana-lysierten. Dazu werden jeweils die letzten 10 Messwerte vor einer Unterbrechung

<sup>3</sup>Es sei an dieser Stelle eine halblogarithmische Auftragung gewählt, um die ersten Lastwechsel ebenfalls erkennbar zu machen.

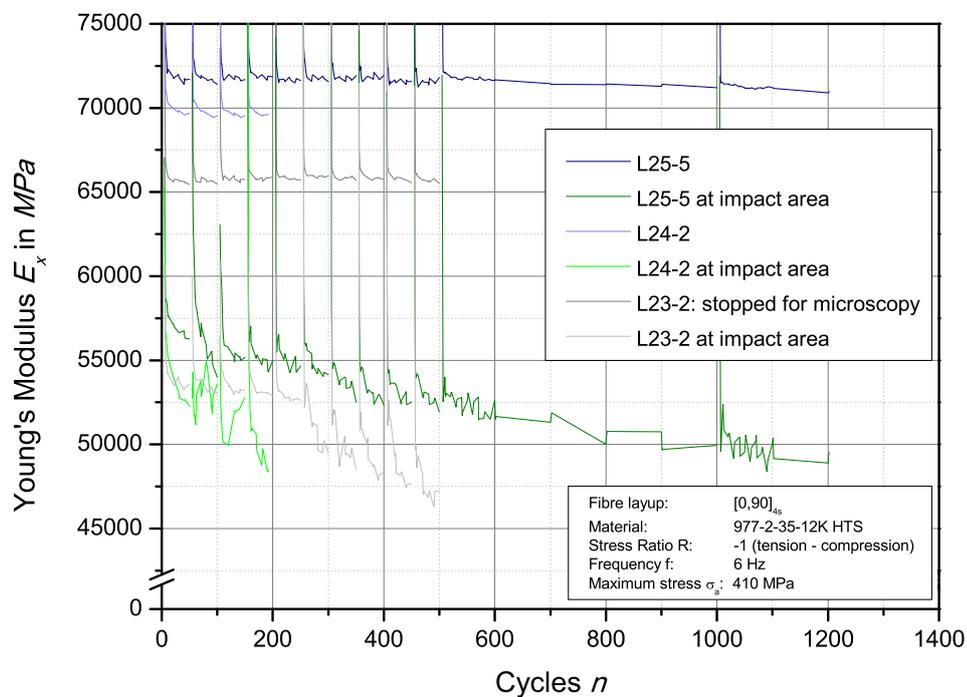
gemittelt. Nach weiteren 10 Messwerten wird erneut der Durchschnitt der folgenden 10 Messwerte gebildet. Somit wird der Einschwingvorgang des Pulsers beim Anfahren der Soll-Kraft mit Sicherheit übersprungen. Aus allen Referenzkurven (bis auf L25-3, L25-4 und L24-5, dessen E-Moduln über einen abweichenden Dehnungsbe- reich ermittelt wurden) wird die Differenz aus den beiden Mittelwerten gebildet. Der Durchschnitt aller ermittelten Differenzwerte wurde explizit für jede Unterbrechung ermittelt und dient als Referenzwert für die schlagschadenbehafteten Proben. Für diese wird ebenfalls bei jeder Unterbrechung der Durchschnitt der vorangegangenen 10 Messwerte sowie der Messwerte 20 bis 30 nach Wiederaufnahme der Prüfung ge- bildet (vergleiche Abbildung 4.8). Die Differenzen werden mit den Referenzwerten verglichen und in einem iterativen Prozess, welcher in *Excel* automatisiert wurde, auf diese angeglichen. Das Ergebnis am Beispiel der Probe L23-2 ist in Abbildung 4.8 den unkorrigierten Daten gegenübergestellt.



**Abbildung 4.8:** Steifigkeitsverlauf der Probe L23-3 auf dem Lasthorizont 410 MPa. In rot markierte Messwerte werden für die Korrekturrechnung herangezogen.

In Abbildung 4.9 sind die auf dem Lasthorizont 410 MPa geprüften Proben dargestellt, welche eine Lebensdauer von 1500 LW nicht überschritten haben. Während die Probe L25-5 eine leichte Steifigkeitsdegradation vor dem plötzlichen Versagen nach 1213 LW erkennen lässt, zeigt L24-4 während der ersten 196 LW ein in die-

sem Bereich vergleichbares Verhalten, bevor es erneut zu einem plötzlichen Versagen kommt. Auffällig jedoch ist bei diesen Proben eine hohe Reduktion der aus den Kodierungsstreifen 2 und 3 berechneten Steifigkeit im Bereich des Schlagschadens, was auf eine starke Zunahme lokalen Beulens hindeutet. Die Probe L23-2 wies diesen Effekt ebenfalls auf und wurde daher vor einem vollständigen Versagen für weitere LM-Untersuchungen entnommen. Der bei Probe L23-2 erkennbare Anstieg des E-Moduls während der ersten 250 LW ist ebenfalls bei den schlagschadenfreien Vergleichsproben erkennbar und resultiert aus der Ermittlung Referenzwerte für die Kurvenkorrektur.

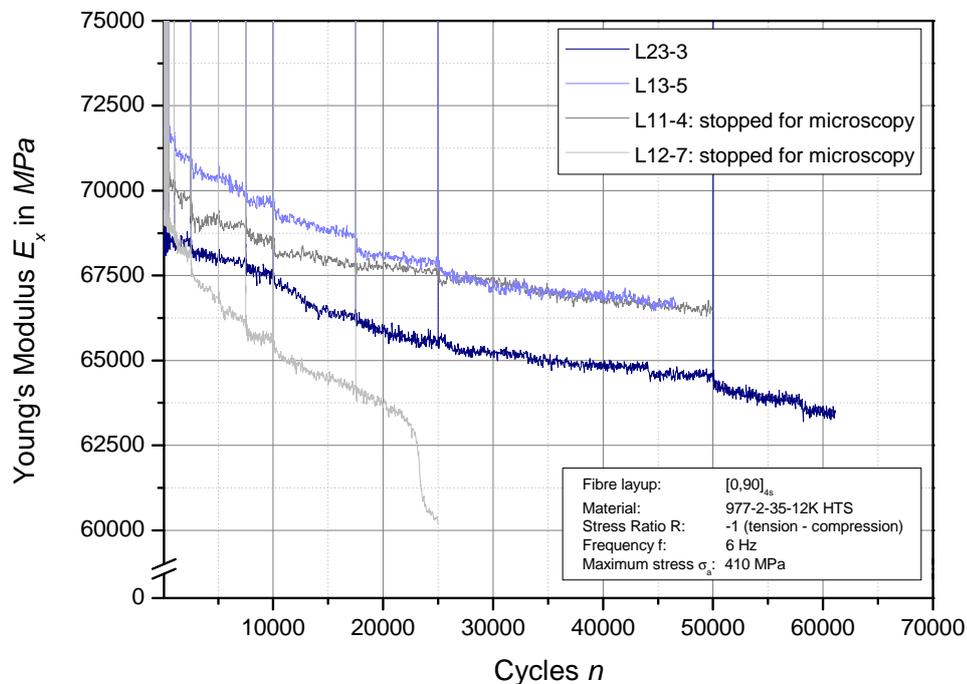


**Abbildung 4.9:** Steifigkeitsverläufe der geprüften Proben mit Schlagschaden auf dem Lasthorizont 410 MPa. In dieser Darstellung sind die Proben dargestellt, bei welchen ein Versagen vergleichsweise frühzeitig auftrat. Anhand der Dehnungsmessung im Bereich des Schlagschadens (Kodierungsstreifen 2 bis 3) ist ein frühzeitiges Einsetzen lokalen Beulens zu beobachten.

Die Steifigkeitsverläufe der restlichen vier Proben auf dem Lasthorizont 410 MPa sind in Abbildung 4.10 einander gegenübergestellt. Bei den beiden vollständig getesteten Proben L23-3 sowie L13-5 tritt ein plötzliches Versagen ohne eine ausgeprägte Phase III auf. Eine dritte Probe (L11-4) erreicht 50000 LW und wurde zum Vergleich mit den kurzlebigen Proben für Mikroskopieuntersuchungen aus dem Prüfprogramm entnommen. Ebenfalls zeigt die Probe L12-7 einen interessanten Verlauf. Der hohe

Steifigkeitsverlust nach etwa 22000 LW ist zwar im Vergleich zu den restlichen Proben untypisch, deutet jedoch auf eine ausgeprägte Phase III hin. Daher wurde der Prüfdurchlauf nach der geplanten Unterbrechung bei 25000 LW beendet und die Probe für anschließende Mikroskopie-Untersuchungen aufbewahrt.

Ein nahezu paralleler Verlauf der bis zum Versagen geprüften Proben deckt sich mit den vergleichbaren Lebensdauern. Die Probe L11-4 zeigt zwar nach der Korrekturrechnung einen höheren Steifigkeitsverlust und damit eine ausgeprägte Phase I. Der Anstieg der Kurve ähnelt aber im weiteren Verlauf der Prüfung denen der Proben L23-3 und L13-5. Ein Vergleichsweise frühzeitiges Auftreten der Phase III bei L12-7 könnte mit dem hohen Steifigkeitsgradienten in Phase II einhergehen.

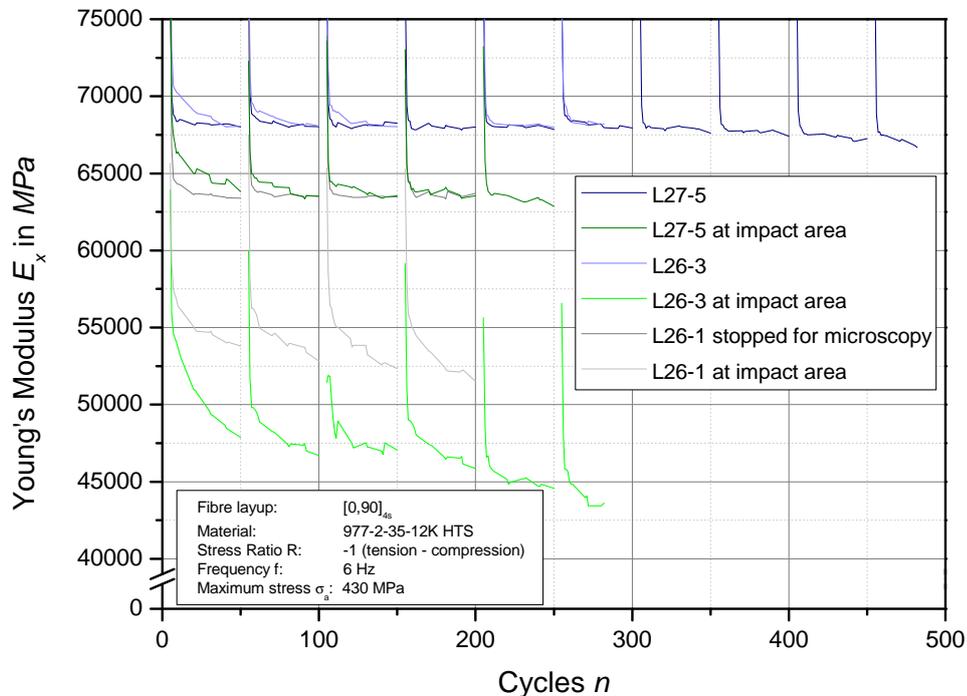


**Abbildung 4.10:** Steifigkeitsverläufe der geprüften Proben mit Schlagschaden auf dem Lasthorizont 410 MPa. In dieser Darstellung sind die Proben dargestellt, welche eine vergleichsweise hohe Lebensdauer aufwiesen.

Die folgenden Abbildungen 4.11 bis 4.13 stellen die Steifigkeitsdegradationen der auf dem Lasthorizont 430 MPa geprüften Proben mit Schlagschaden einander gegenüber. Der Übersichtlichkeit halber wurden nur Proben mit vergleichbaren Lastzyklen in einem Diagramm zusammengefasst. Auffällig sind wieder große Unterschiede in den dynamischen E-Moduln zu Beginn der dynamischen Belastung. Die Steifigkeitsverläufe sind vergleichbar mit den auf dem Lasthorizont 410 MPa geprüften Proben.

Eine ausgeprägte Phase III konnte bei keinem Versuch festgestellt werden. Lediglich Probe L27-5 zeigte einen leichten Steifigkeitsverlust. Ein geringfügiger Anstieg des E-Moduls, wie er bei Probe L26-7 aufgezeichnet wurde, kann durch eine Beeinflussung der Kodierungsstreifen verursacht werden, wenn es in dem Bereich zu einem lokalen Ablösen der Deckschicht kommt.

Ein Zusammenhang zwischen der dynamischen Steifigkeit zu Beginn der Prüfung und der erreichten Lastwechselzahl  $N_f$  kann auf dem Lasthorizont 430 MPa nicht mehr festgestellt werden. Folglich muss der Einfluss der Knickstütze näher betrachtet werden.



**Abbildung 4.11:** Steifigkeitsverläufe der geprüften Proben mit Schlagschaden auf dem Lasthorizont 430 MPa. Dargestellt sind Proben mit kurzer Lebensdauer. Anhand der Dehnungsmessung zwischen Laserextensometer 2 bis 3 eine hohe Zunahme lokalen Beulens erkannt. Dementsprechend ist die Probe L26-1 für Mikroskopieuntersuchungen entnommen worden.

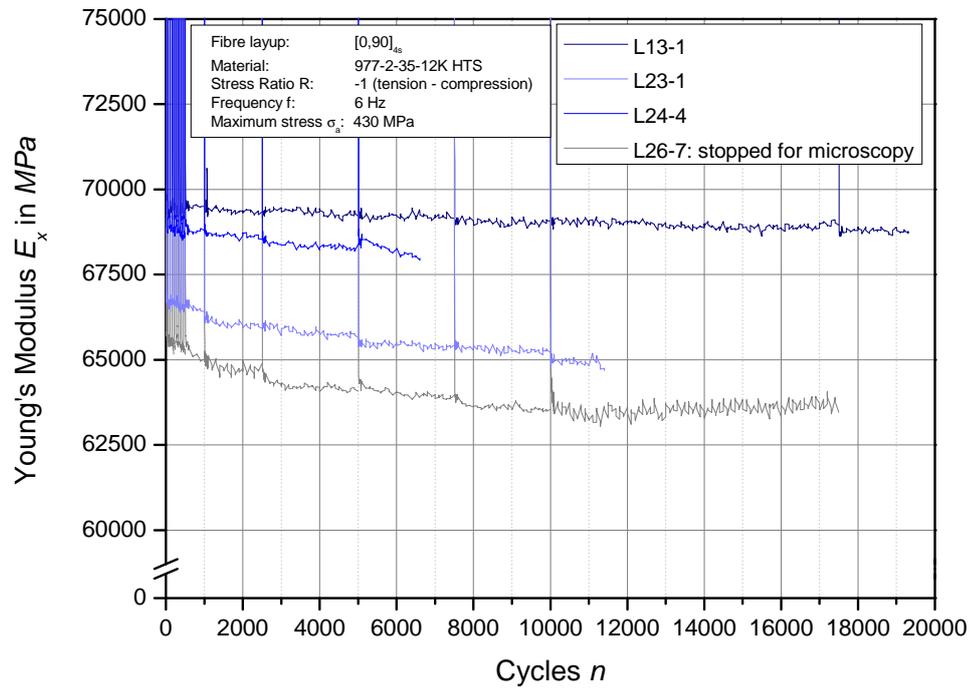


Abbildung 4.12: Steifigkeitsverläufe der geprüften Proben mit Schlagschaden auf einem Lasthorizont von 430 MPa. Dargestellt sind Proben mit mittlerer Lebensdauer.

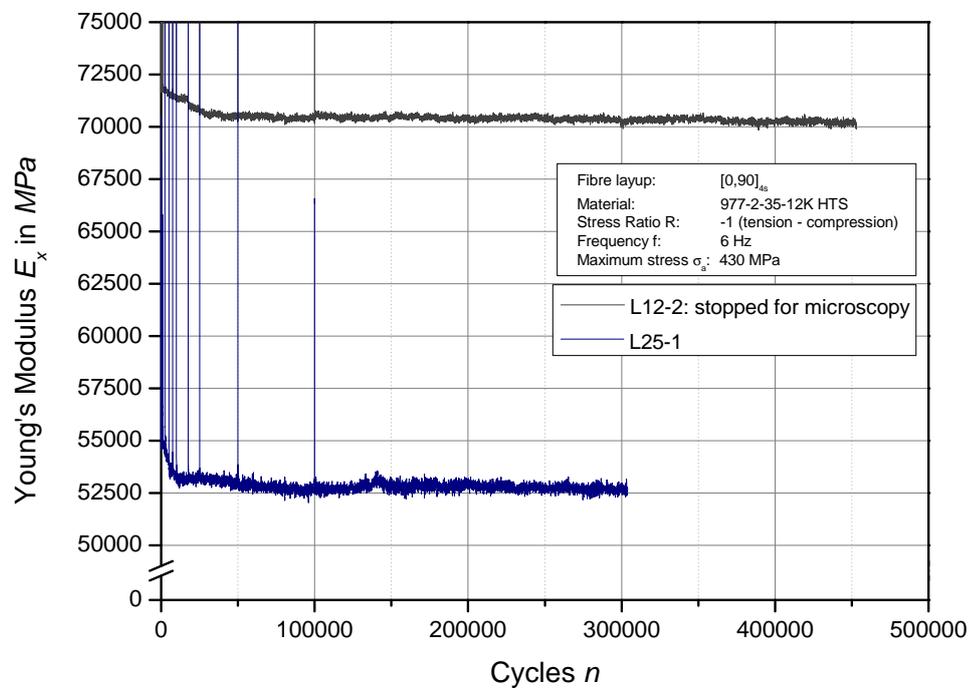


Abbildung 4.13: Steifigkeitsverläufe der geprüften Proben mit Schlagschaden auf einem Lasthorizont von 430 MPa. Dargestellt sind Proben mit hoher Lebensdauer.

## 4.5 Schädigungsverhalten

Da ein qualitativer Vergleich mit der Steifigkeitsdegradationen mit Vorsicht zu treffen ist, werden im Folgenden die Steifigkeiten auf die Anfangssteifigkeit  $E_{x,0}$  normiert und einander gegenübergestellt. Dies vereinfacht einen Vergleich der Kurvensteigungen. Über den Schädigungsparameter  $D$  ist eine Aussage über den Grad der Schädigung möglich. Weiterhin werden die Lastwechsel normiert auf die Lastwechselzahl  $N_f$  beim vollständigen Versagen der Probe. Auf diese Weise können die einzelnen Abschnitte der Lebensdauer verschiedener Proben besser miteinander verglichen werden. Dabei ist jedoch zu berücksichtigen, dass die für Mikroskopieuntersuchungen entnommenen Proben eine höhere Lebensdauer erwarten lassen. Trotzdem sollen sie in den Vergleich mit aufgenommen werden, um eventuelle Gemeinsamkeiten und Unterschiede hervorzuheben.

In Abbildung 4.14 und 4.15 ist der Schädigungsparameter  $D$  der auf dem Lasthorizont 410 MPa geprüften Proben über die Lebensdauer aufgetragen. Während Probe L25-5 während der letzten 20% der Lebensdauer eine Phase III andeutet, kommt es bei L24-2 zum plötzlichen Versagen. Die im vorangegangenen Abschnitt diskutierten Steifigkeitsdegradationen sind auch anhand der Schädigung erkennbar, da nach Gleichung 2.4 diese Parameter voneinander abhängig sind. So verlaufen die Anstiege von Proben vergleichbarer Lebensdauer nahezu parallel, wie es etwa bei L23-3 und L13-5 der Fall ist. Die für Mikroskopieuntersuchungen entnommene Probe L12-7 zeigt die bereits erkannte Phase III während der letzten 10% ihrer Lebensdauer und ebenfalls eine erkennbare Phase I innerhalb der ersten 10% Lebensdauer. Letzteres trifft ebenfalls auf die Mikroskopie-Probe L11-4 zu.

Ein Vergleich der Abbildung 4.14 mit 4.15 zeigt, dass eine deutlich höhere Lastwechselzahl auch mit höheren Schädigungsparametern einhergeht. Vor dem finalen Versagen liegen die Proben mit kurzer Lebensdauer im Bereich von  $0,01 \leq D \leq 0,024$ . Im Gegensatz dazu beträgt die Schädigung der Proben mit über 25000 LW über 0,06. Eine Voraussage über die zu erwartende Lastwechselzahl  $N_f$  ist damit zwar noch nicht möglich, da mit Bezug auf die Lastwechselzahl kein signifikanter Unterschied zwischen den kurzlebigen und den langlebigen Proben auszumachen ist. Jedoch scheint mit höheren Lastwechselzahlen der Schädigungsparameter weiter anzusteigen. Dies ist ein interessanter Aspekt bei der Auswertung der PPT-Messungen.

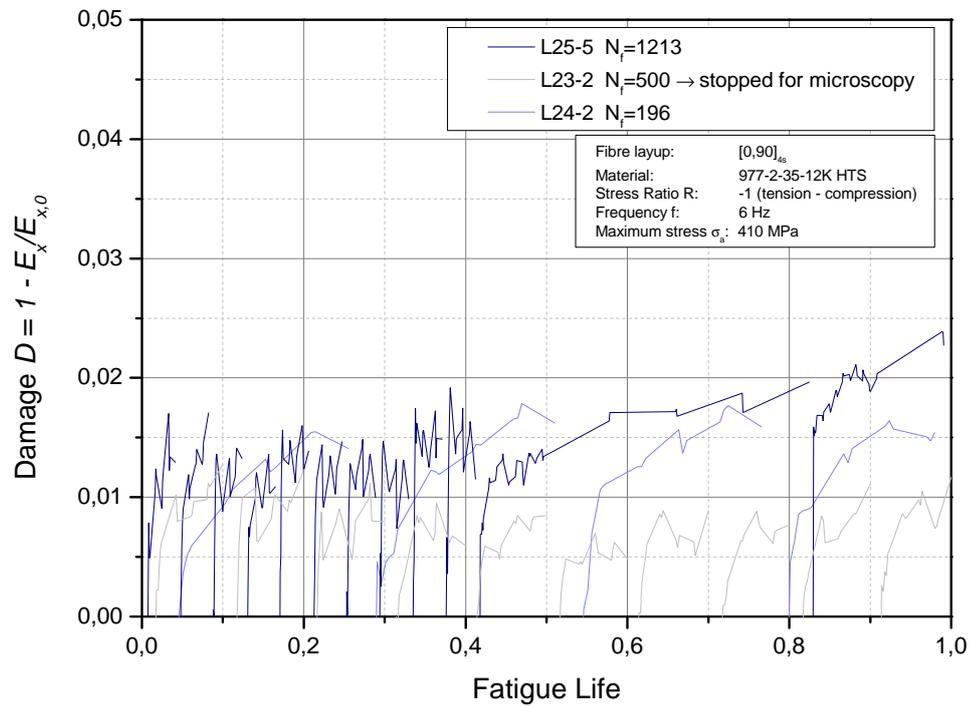


Abbildung 4.14: Schädigungsverhalten von Proben mit vergleichsweise kurzer Lebensdauer Proben auf dem Lasthorizont 410 MPa.

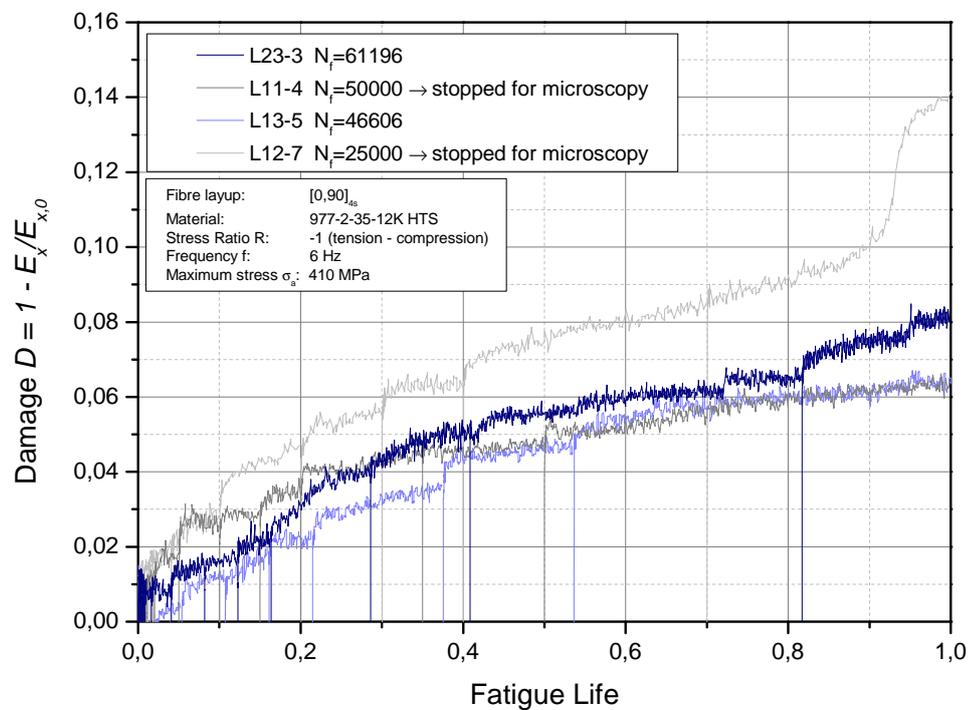
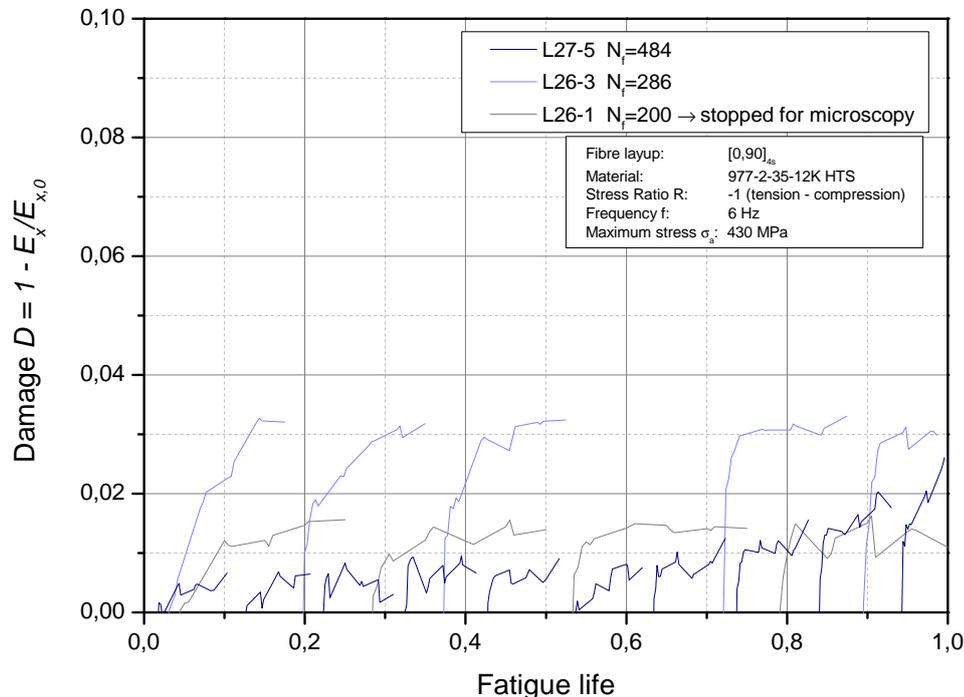


Abbildung 4.15: Schädigungsverhalten von Proben mit vergleichsweise hoher Lebensdauer auf dem Lasthorizont 410 MPa.

Die auf dem Lasthorizont 430 MPa getesteten Proben zeigen ein ähnliches Verhalten wie die Proben unter einer zyklischen Belastung mit 410 MPa Maximalspannung. Lediglich bei den Schädigungsverläufen der Probe L27-5 und andeutungsweise bei L23-1 und L24-4 ist ein Versagen durch einen zunehmenden Anstieg der Kurven angedeutet. Eine Tendenz, dass höhere Lastwechsel zu höheren Schädigungsparametern führen, die Kurven also in positive Richtung entlang der Ordinatenachse verschoben sind, ist erkennbar, jedoch nicht eindeutig.

Der bereits erwähnte Steifigkeitsanstieg der Probe L26-7 spiegelt sich auch in einem Abfall des Schädigungsparameters ab 60% der Lebensdauer wieder. Die plötzliche Zunahme des Messrauschens in diesem Bereich deutet auf eine fehlerhafte Messung hin, da ein Einsetzen von Beuleffekten kontinuierlicher vermutet wird. Allerdings kann auch ein Ausbeulen der Probe zu veränderten Dehnungswerten in Abhängigkeit von dem aktuellen Zustand der Probe bei der Messwerteerfassung führen. Andere Einbrüche der Schädigungskurven treten wieder infolge einer Versuchsunterbrechung auf und sind daher auf den Einfluss externer Einflussfaktoren wie das An- und Abmontieren der Knickstütze oder PPT-Messungen zu untersuchen.



**Abbildung 4.16:** Schädigungsverhalten von Proben mit vergleichsweise kurzer Lebensdauer auf dem Lasthorizont 430 MPa.

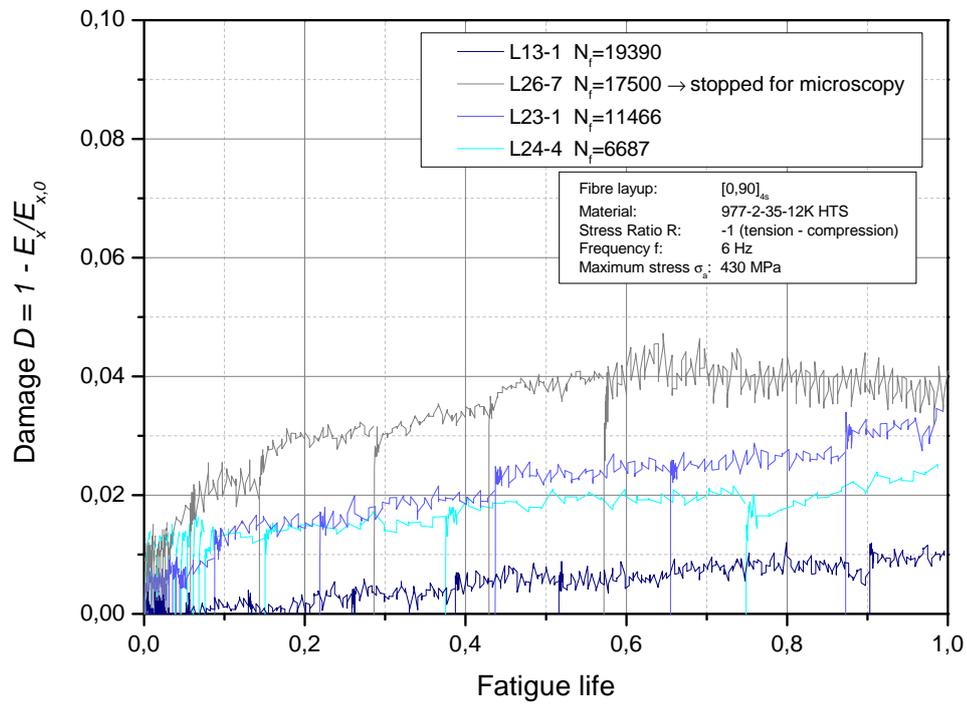


Abbildung 4.17: Schädigungsverhalten von Proben mit vergleichsweise mittlerer Lebensdauer auf dem Lasthorizont 430 MPa.

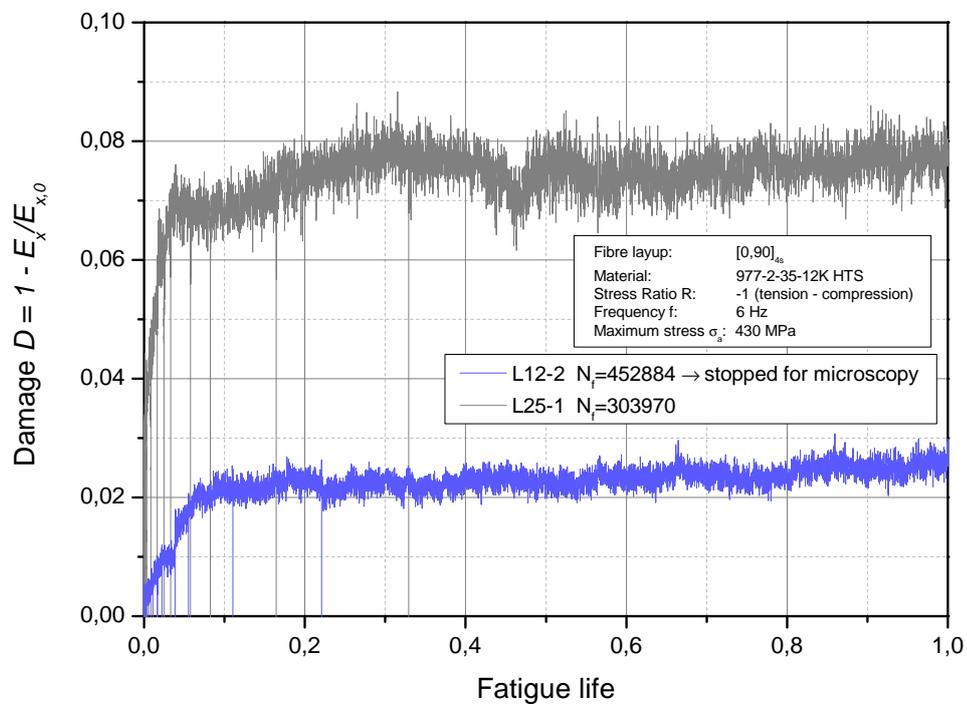


Abbildung 4.18: Schädigungsverhalten von Proben vergleichsweise hoher Lebensdauer auf dem Lasthorizont 430 MPa.

## 4.6 Phasenwinkelverläufe

Im Folgenden werden die Ergebnisse der PPT-Messungen vorgestellt. Anhand ausgewählter Proben wird die Wahl der Referenzpunkte erläutert. Basierend darauf können anschließend etwaige Änderungen der Phasenwinkeldifferenzen thermischer Wellen über die Lebensdauer der Proben dargestellt werden.

### 4.6.1 Feststellung geeigneter Referenzpunkte

Ein Ergebnis der PPT-Aufnahme ist exemplarisch für Probe L23-3, welche auf dem Lasthorizont 410 MPa nach 61196 LW versagt hat, in Abbildung 4.19 dargestellt. Die Wärmeabstrahlung der geprüften Probe und einer unbelasteten Referenzprobe wurde auf der Vorder- und der Rückseite aufgenommen und die Temperaturentwicklung über eine Bildsequenz von 251 Aufnahmen<sup>4</sup> gespeichert. Durch ein Polynom 7ten Grades werden die diskreten Daten in eine stetige Funktion überführt und durch eine Fourier-Transformation vom Zeit- in den Frequenzbereich überführt. Die Grafiken in Abbildung 4.19 zeigen das Phasenbild bei der Frequenz mit dem höchsten Kontrast. Der maximale Kontrast entsteht bei der Frequenz, bei welcher die Differenz des Phasenwinkels im Bereich des Schlagschadens  $\Phi_{def}$  und dem eines Referenzbereiches außerhalb des Schlagschadens  $\Phi_{ref}$  maximal wird. Diese Differenz, bezogen auf den Phasenwinkelwert  $\Phi_{ref}$ , ergibt den frequenzabhängigen Kontrast:

$$C(f) = \frac{\Phi_{def} - \Phi_{ref}}{\Phi_{ref}} \quad (4.1)$$

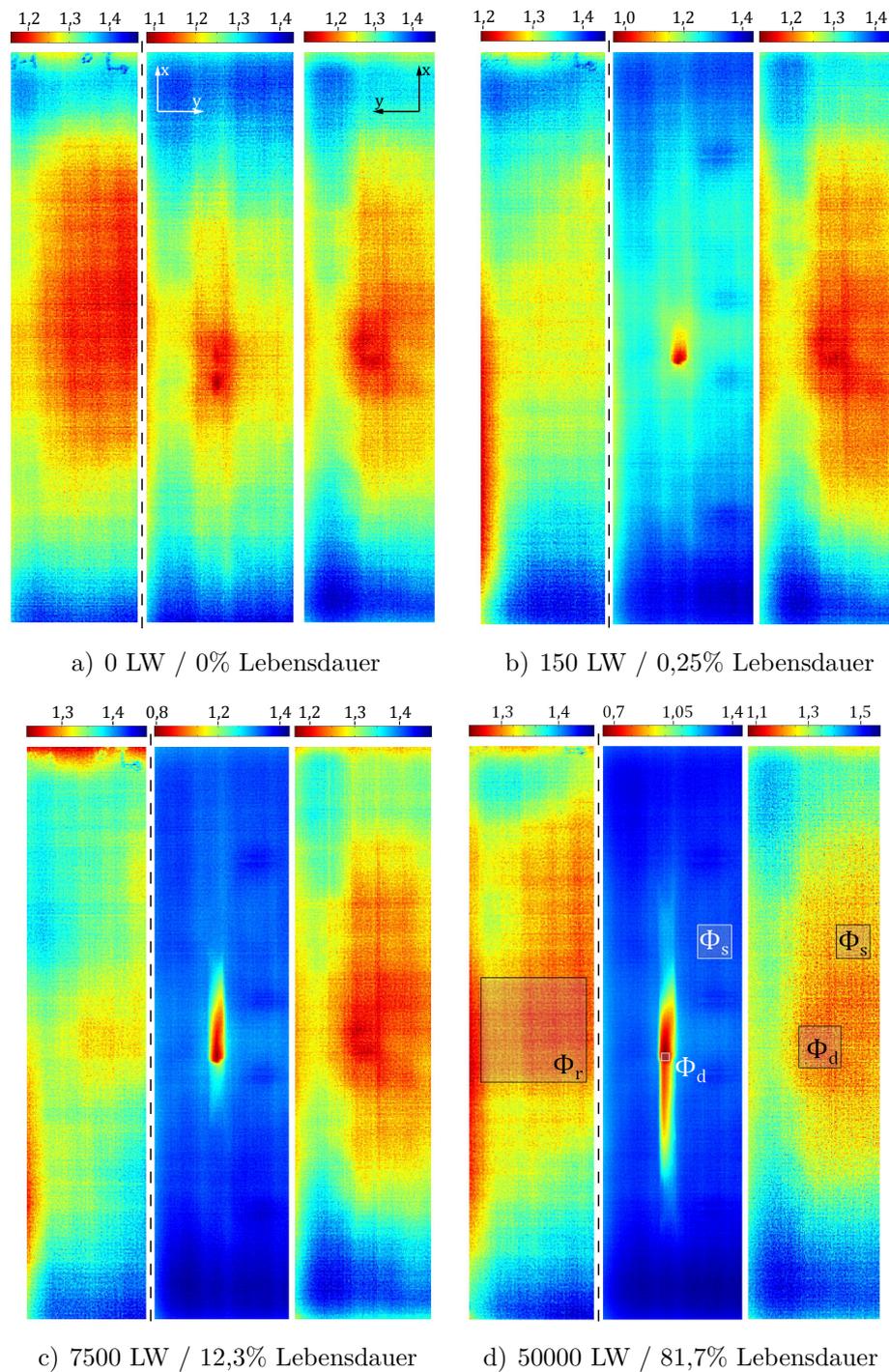
Eine Auswertung der Aufnahmen mit einer an der Technischen Universität Hamburg-Harburg entwickelte Matlab-Software ergibt einen maximalen Kontrast bei der Frequenz  $f_{opt} = 0,09$  Hz. Die in der Einheit Rad ermittelten Phasenwinkelwerte für diese Frequenz sind über die Prüffläche farbkodiert dargestellt. Die Darstellung in Abbildung 4.19 entspricht der Ausrichtung der Proben im Pulser. Dabei handelt es sich bei der Probe links der gestrichelten Trennlinie um die unbelastete Referenzprobe. Die mittlere Abbildung stellt die Probenrückseite dar. Rechts davon ist die Phasenwinkelverteilung der Probenvorderseite abgebildet.

<sup>4</sup>Dieser Wert ergibt sich aus der Aufzeichnungsdauer von 30 Sekunden bei einer Aufzeichnungsrate der IR-Kamera von 8,33 Hz.

Die Probe L23-3 zeigt bei der Darstellung der Phasenwinkel einige Phänomene, die bei weiteren Messungen ebenfalls beobachtet werden können. In Abbildung 4.19a) sind exemplarisch vier ausgewählte Messergebnisse dargestellt. Anhand der farblichen Kodierung der Phasenwinkel auf der Probenvorderseite ist bis zur letzten Aufnahme bei circa 81,7% der Lebensdauer kein großer Unterschied zu erkennen. Die Änderung der Farbskala, beziehungsweise der Differenz aus dem niedrigsten und dem höchsten Phasenwert, beträgt ungefähr 0,1 Rad. Dagegen ist auf der Probenrückseite schon nach den ersten Lastwechseln ein deutlicher Unterschied auszumachen. Im Bereich des Schlagschadens ist vor Beginn der dynamischen Prüfung ein Maximum zu erkennen. Dieses nimmt über die Lebensdauer weiter zu. Am linken Probenrand treten über eine schmale Zone in Lastrichtung niedrigere Phasenwerte auf. Mit einer Zunahme des maximalen Phasenwertes wird der Randbereich der Probenrückseite auf einen kleineren Bereich der Farbskala projiziert und erscheint daher zunehmend homogener. Eine explizite Überprüfung dieser Randzonen ergibt, dass sich die Phasenwertdifferenzen in diesem Bereich nicht signifikant ändern. Während der Versuchsdurchführung löste sich bei vielen Proben ein wenige Millimeter breiter Streifen der äußeren Laminatschicht ab, ausgehend vom Zentrum des Schlagschadens. Nach weiteren Lastwechseln erfolgte ein Wachstum in Belastungsrichtung. Ein Zusammenhang zwischen dem abgelösten Faserstrang und der zunehmenden Phasenwinkeldifferenz auf der Probenrückseite wird in Kapitel 6 ausführlich analysiert.

Der obere und untere Rand der Prüfkörper ist durch eine kleinere der Phasenwerte charakterisiert. Ebenso sind entlang des linken Randes der Proben geringere Phasenwerte zu beobachten. Dieser Zustand bleibt über die Ermüdungsdauer konstant. Die Referenzprobe zeigt eine schwankende Phasenwinkelverteilung.

Um die Entwicklung eines Schlagschadens über die Lebensdauer anhand des Phasenspektrums charakterisieren zu können, ist eine Betrachtung der Phasenwinkeländerung im Bereich des Defektes notwendig. Da bisher ungeklärte Einflussfaktoren zu Schwankungen der Absolutwerte führen, wird für alle Messungen die Differenz aus dem Phasenwert des Defektes und eines schlagschadenfreien Bereiches gebildet. Bei besonders hohen Phasenwinkelgradienten in  $y$ -Richtung  $\delta\Phi/\delta y$  wird das Maximum gewählt und nur über wenige Pixel darum der Durchschnitt gebildet. Auf der Probenvorderseite ist die Phasenwertverteilung eher schlecht aufgelöst. Aus diesem Grund wird über einen größeren Bereich gemittelt. Als Referenz kommen zwei rechteckförmige Bereiche in Frage. Ein erster liegt auf der belasteten Probe oberhalb des Schlagschadens ( $\Phi_s$ ,  $s$  - *surround*). Die exakte Positionierung wird für jede



**Abbildung 4.19:** Phasenbilder der Probe L23-3. Die linke Abbildung zeigt die unbelastete Referenzprobe, die mittlere Abbildung die Probenrückseite und die rechte Abbildung die Vorderseite der dynamisch belasteten Probe.

Probe individuell festgelegt. Grundsätzlich werden dabei folgende Anforderungen berücksichtigt:

- Der Bereich liegt in der oberen Probenhälfte. Damit wird eine Vergleichbarkeit der Versuche untereinander gewahrt.
- Der Referenzbereich soll nach Möglichkeit nicht von einem schlagschadenverursachten Schadenswachstum beeinflusst werden. Daher erfolgt die Positionierung im Randbereich.
- Es sind Zonen mit flächenmäßig konstanter Phasenwinkelverteilung zu wählen.

Im Regelfall werden diese Anforderungen durch eine Mittlung der Phasenwinkel im oberen rechten Bereich der belasteten Probe erfüllt. Bei der Auswertung der Aufnahmen wird ebenfalls der gemittelte Phasenwinkelwert auf der Referenzprobe bestimmt ( $\Phi_r$ , r - *reference*). Da auf diesen Proben häufig eine nicht homogene Verteilung der Absolutwerte zu erkennen ist, wird der Referenzbereich möglichst groß gewählt.

#### 4.6.2 Darstellung der Phasenwinkeldifferenzen in Abhängigkeit vom Belastungsstatus

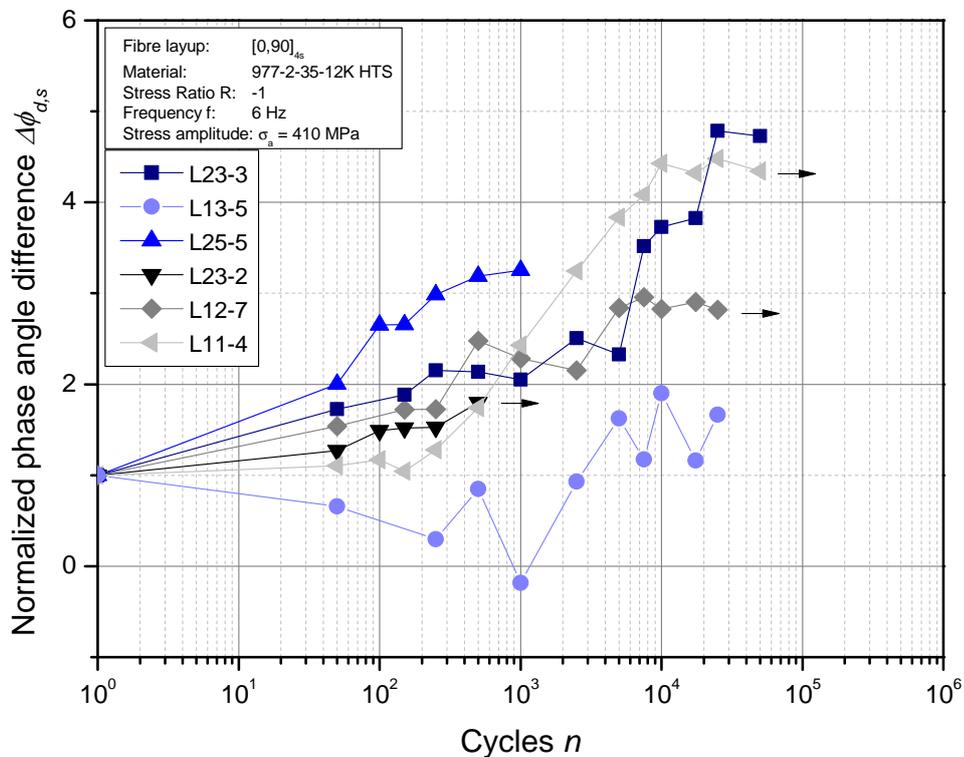
Im Folgenden wird die Entwicklung der Phasenwinkeldifferenz  $\Delta\Phi_{d,s}$  über die Lastwechselzahl unter zyklischer Belastung untersucht. Dazu wird als Referenzwert der durchschnittliche Phasenwinkel  $\Phi_s$  auf der belasteten Probe verwendet. Zur Vergleichbarkeit der Proben untereinander wird jede Messung auf die Phasenwinkeldifferenz vor dem ersten Lastwechsel normiert:

$$\frac{\Delta\Phi_{d,s}}{\Delta\Phi_{d,s,0}} = \frac{\Phi_d - \Phi_s}{\Phi_{d,0} - \Phi_{s,0}} \quad (4.2)$$

Die auf der Probenrückseite aufgenommenen Ergebnisse auf dem Lasthorizont 410 MPa sind in Abbildung 4.20 einander gegenübergestellt. Bis auf die Phasenwinkeldifferenz der Probe L13-5 zeigen alle Verläufe ein ähnliches Bild. Innerhalb der ersten Lastwechsel kommt es bei einer halblogarithmischen Auftragung zu einem geringfügigen Anstieg der Phasenwinkeldifferenz. Im weiteren Verlauf erhöht sich der Anstieg der Kurve, um dann am Ende der Lebensdauer wieder in einen horizontalen Verlauf überzugehen. Dieses Bild zeigen ebenfalls die Phasenverläufe der für Mikroskopieuntersuchungen entnommenen Proben. Dementsprechend kann die

Lebensdauer der untersuchten Proben in drei charakteristische Phasenwinkelbereiche eingeteilt werden. Der Verlauf der Kurve L13-5 zeigt jedoch im Vergleich zu den restlichen Ergebnissen ausgeprägte Schwankungen. Innerhalb der ersten 1000 LW ist sogar eine Abnahme der Phasenwinkeldifferenz zu erkennen.

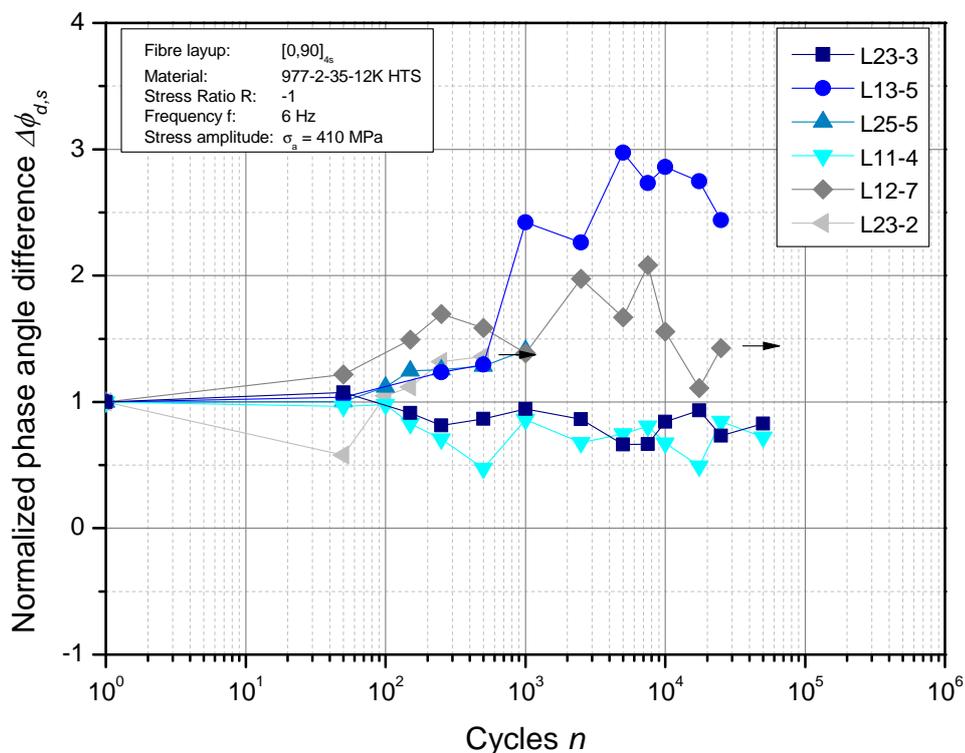
Proben, welche höhere Lastwechselzahlen erreichen, zeigen die Tendenz zu höheren Vielfachen der Phasenwinkeldifferenz  $\Delta\Phi_{d,s0}$ . So erreicht etwa Probe L23-3 das 4,8-fache der ursprünglichen Phasenwinkeldifferenz. Charakteristisch für den Verlauf der Kurve L25-5 ist ein anfänglich vergleichsweise großer Anstieg. Zur Klärung dieses Phänomens ist eine nähere Betrachtung des Schadenswachstums notwendig. Eine solche findet in Abschnitt 4.7 statt.



**Abbildung 4.20:** Verlauf der normierten Phasenwinkeldifferenz  $\Delta\Phi_{d,s}$  der Probenrückseite auf dem Lasthorizont 410 MPa.

Einen eher unregelmäßigen Verlauf zeigen die Kurven der auf den Probenvorderseiten ermittelten Phasenwinkeldifferenzen. Die Ergebnisse sind in Abbildung 4.21 der auf diese Weise geprüften Proben dargestellt. Kommt es bei den Proben L11-4, L23-3 und L23-2 nach 50 LW zu einem Abfall der Phasenwinkeldifferenz, so weisen die Kurvenverläufe von L25-5, L13-5 und L12-7 einen positiven Anstieg auf. Bis auf Probe L13-5 ist keine signifikante Abweichung von der Phasenwinkeldifferenz  $\Delta\Phi_{d,s0}$  zu

erkennen. Probe L12-7 zeigt zwar einen Anstieg auf das zweifache des ursprünglichen Wertes, fällt nach 7500 LW jedoch nahezu auf die Ausgangsphasenwinkeldifferenz ab. Lediglich die Ergebniskurve der Probe L13-5 zeigt auf der Probenvorderseite annähernd einen Verlauf, welcher in die drei charakteristischen Phasenwinkelbereiche unterteilt werden kann - einen schwachen Anstieg auf das 1,3-fache von  $\Delta\Phi_{d,s0}$  bis 500 LW, gefolgt von einem steileren Anstieg auf das dreifache von  $\Delta\Phi_{d,s0}$  mit einem anschließenden Übergang in einen horizontalen Verlauf der Kurve. Allerdings zeigt der letzte Messwert einen untypischen Abfall der Phasenwinkeldifferenz.

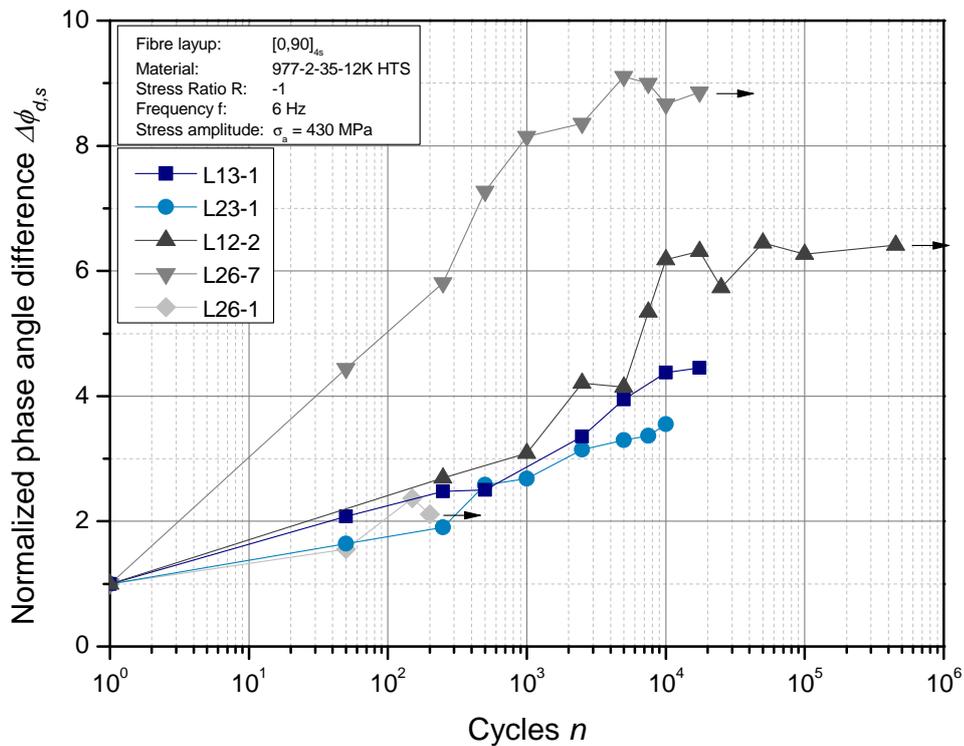


**Abbildung 4.21:** Verlauf der normierten Phasenwinkeldifferenz  $\Delta\Phi_{d,s}$  der Probenvorderseite auf dem Lasthorizont 410 MPa.

Auf dem Lasthorizont 430 MPa wurde ebenfalls die Rückseite von fünf Proben aufgenommen. Diese zeigen bei einer logarithmischen Auftragung der Lastwechsel einen Verlauf, der grundsätzlich wieder in drei charakteristische Phasenwinkelbereiche unterteilt werden kann. Eine Tendenz zu höheren Vielfachen der Phasenwinkeldifferenz  $\Delta\Phi_{d,s0}$  weisen ebenfalls Proben auf, welche eine höhere Lastwechselzahlen erreichen. Zwar haben die für Mikroskopie-Untersuchungen entnommenen Proben noch nicht ihre volle Lebensdauer  $N_f$  erreicht, jedoch lässt zumindest der Verlauf der Kurven L12-2 und L26-7 vermuten, dass keine weitere signifikante Änderung der Phasenwinkeldifferenz zu erwarten ist.

Die Zunahme der Phasenwinkeldifferenz der Probe L26-7 auf das 4,4-fache innerhalb der ersten 50 LW weicht von den restlichen Beobachtungen ab. Allerdings handelt es sich bei den Verbindungen der Messpunkte nur um eine lineare Interpolation. Dies bedeutet, dass ein charakteristischer Phasenbereich 1 durchaus unterhalb der ersten 50 LW aufgetreten sein kann, die Messungen diesen Bereich nur nicht hoch genug auflösen. Mit einer normierten Phasenwinkeldifferenz von 9,1 der Probe L26-7 sowie 6,4 der Probe L12-2 werden höhere Vielfache als auf dem Lasthorizont 410 MPa erreicht.

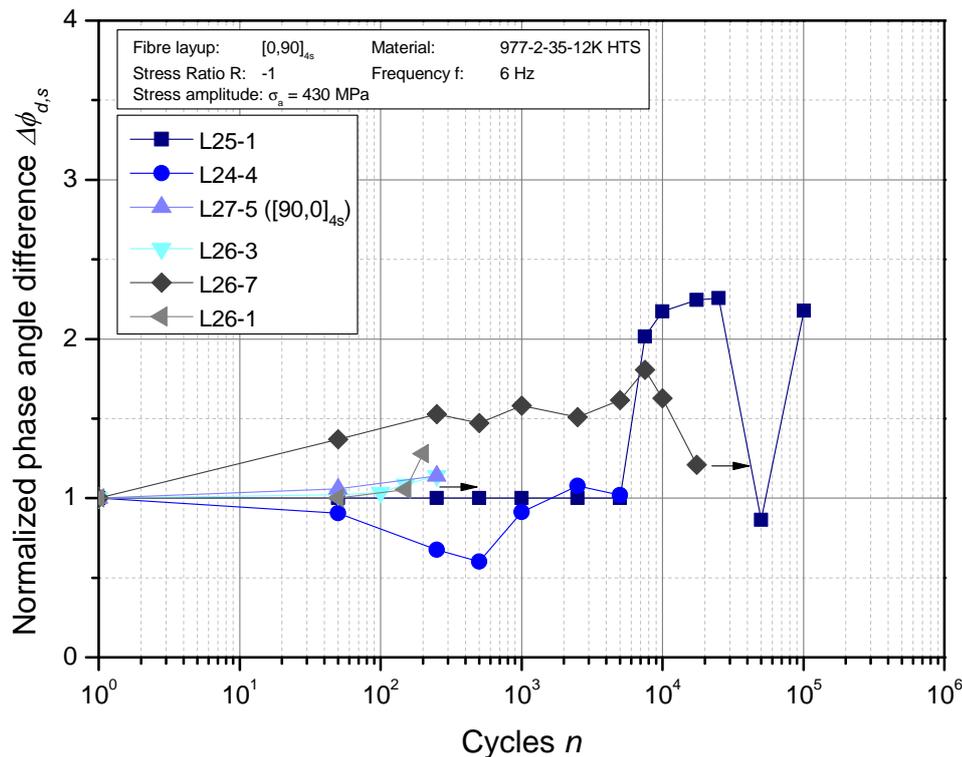
Unregelmäßige Schwankungen der Werte, wie sie bei Proben auf dem Lasthorizont 410 MPa erkennbar sind, treten auch auf dem Lasthorizont 430 MPa auf. Dies äußert sich besonders bei der Probe L12-2 nach 5000 LW und 25000 LW.



**Abbildung 4.22:** Verlauf der normierten Phasenwinkeldifferenz  $\Delta\Phi_{d,s}$  der Probenrückseite auf dem Lasthorizont 430 MPa.

An sechs Proben wurde auf dem Lasthorizont 430 MPa eine PPT-Messung auf der Vorderseite durchgeführt. Dabei werden unregelmäßige Abweichungen von der Phasenwinkeldifferenz  $\Delta\Phi_{d,s0}$  beobachtet. Die Kurven schwanken um den Wert Eins. Lediglich die Probe L25-1 weist nach 5000 LW einen Anstieg der normierten Phasenwinkeldifferenz auf, unterbrochen von einer Unregelmäßigkeit bei 50000 LW. Mit

Ausnahme der letzten beiden Messungen zeigt auch die Kurve der Probe L26-7 einen stetigen Anstieg. Dieser erreicht allerdings nur eine maximale normierte Phasenwindkeldifferenz von 1,8. Ein negativer Kurvenanstieg innerhalb der ersten 500 LW ist bei Probe L24-4 zu erkennen. Im weiteren Verlauf der Lebensdauer konnte aus dem Phasenspektrum kein Unterschied der Phasenwindkeldifferenz zu der Messung vor dem Beginn der zyklischen Belastung erkannt werden.

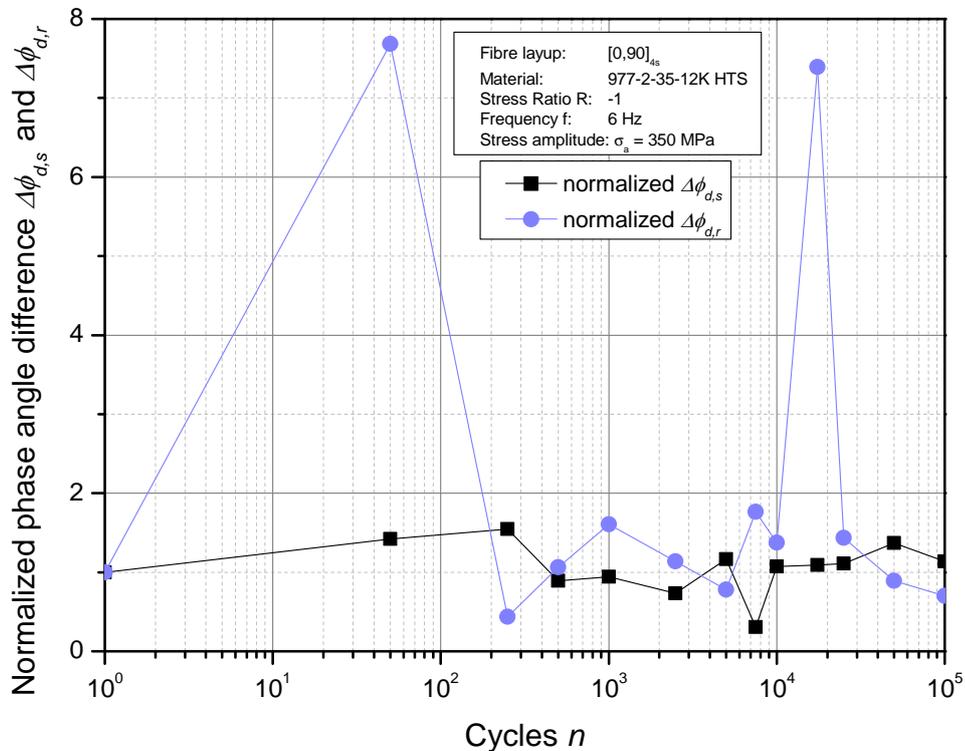


**Abbildung 4.23:** Verlauf der normierten Phasenwindkeldifferenz  $\Delta\Phi_{d,s}$  der Probenvorderseite auf dem Lasthorizont 430 MPa.

Die auf dem Lastniveau 350 MPa geprüfte Probe L13-2 ist auf der Rückseite ebenfalls analysiert worden. Der Phasenwinkelverlauf fügt sich in das Bild der vorherigen Ergebnisse. Es ist keine signifikante Änderung der normierten Phasenwindkeldifferenz zu erkennen. Vielmehr lassen sich Schwankungen um den Ausgangswert beobachten.

Diese Ergebnisse zeigen, dass mit dem gewählten Versuchsaufbau aussagekräftige Ergebnisse auf der Probenrückseite erzielt werden, während auf der Probenvorderseite oft keine bemerkenswerte Änderung der Phasenwindkeldifferenz stattfindet. Leider wurde dies erst im Verlauf der experimentellen Untersuchungen dieser Arbeit erkannt, weshalb nicht zu allen Proben Ergebnisse auf beiden Probenseiten verfügbar

sind. Im Folgenden wird die Probenvorderseite bis auf den Sonderfall L13-5 nicht weiter betrachtet.



**Abbildung 4.24:** Verlauf der normierten Phasenwinkeldifferenz  $\Delta\Phi_{d,s}$  auf der Probenvorderseite auf dem Lasthorizont 350 MPa.

Die vorangegangenen Auswertungen wurden ebenfalls mit Bezug auf die Referenzprobe durchgeführt. Allerdings zeigt bereits Abbildung 4.24, dass es teilweise zu bisher unerklärlich großen Abweichungen der normierten Phasenwinkeldifferenz kommt. Trotzdem weisen die Kurvenverläufe der normierten Phasenwinkeldifferenz  $\Delta\Phi_{d,r}$  zwischen Schlagschaden und Referenzprobe auf den Lasthorizonten 410 MPa und 430 MPa qualitative Übereinstimmungen mit die bisherigen Auswertungen auf. Abbildung 4.25 und 4.26 stellt diese Ergebnisse grafisch gegenüber. Ein quantitativer Vergleich ist aufgrund der Tatsache, dass der Anstieg der Kurven stark von der exakten Erfassung der Phasenwinkeldifferenz  $\Delta\Phi_{d,r0}$  vor dem ersten Lastwechsel abhängt, mit Vorsicht durchzuführen. Die Tendenz höherer normierter Phasenwinkeldifferenzen mit zunehmender Belastungsdauer ist trotzdem besonders auf dem Lasthorizont 410 MPa in Abbildung 4.25 wiederzuerkennen.

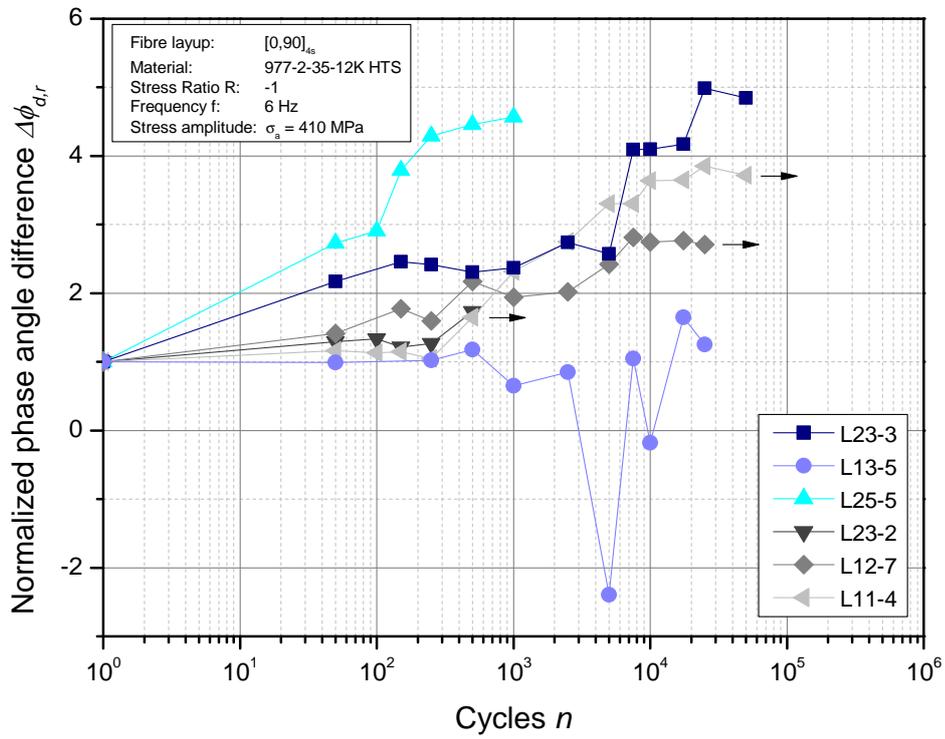


Abbildung 4.25: Verlauf der normierten Phasenwinkeldifferenz  $\Delta\Phi_{d,r}$  der Probenrückseite auf dem Lasthorizont 410 MPa.

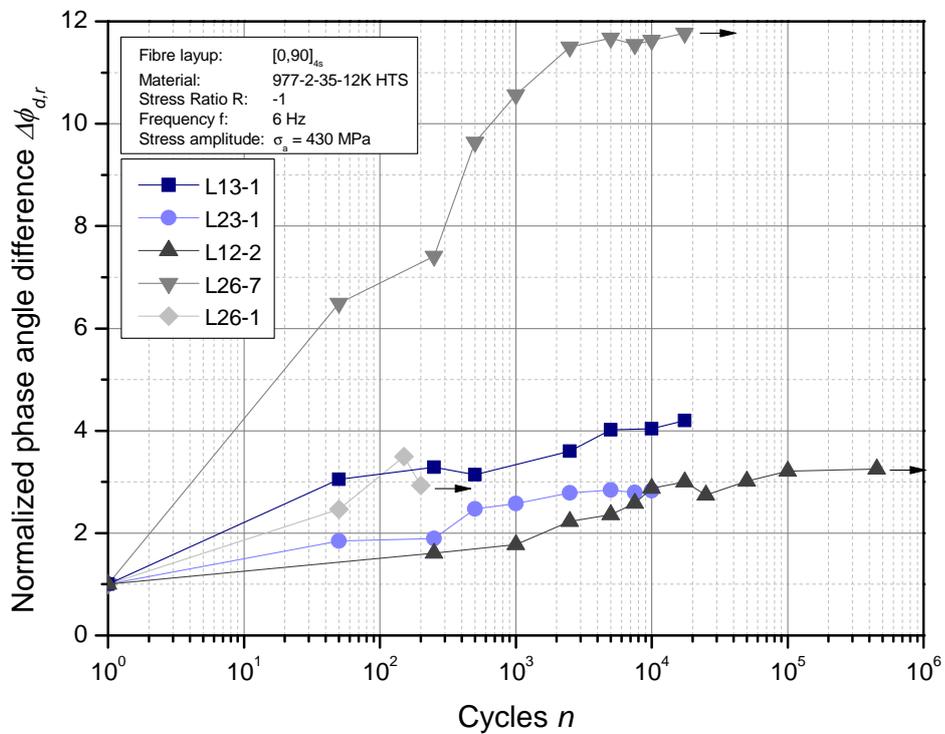
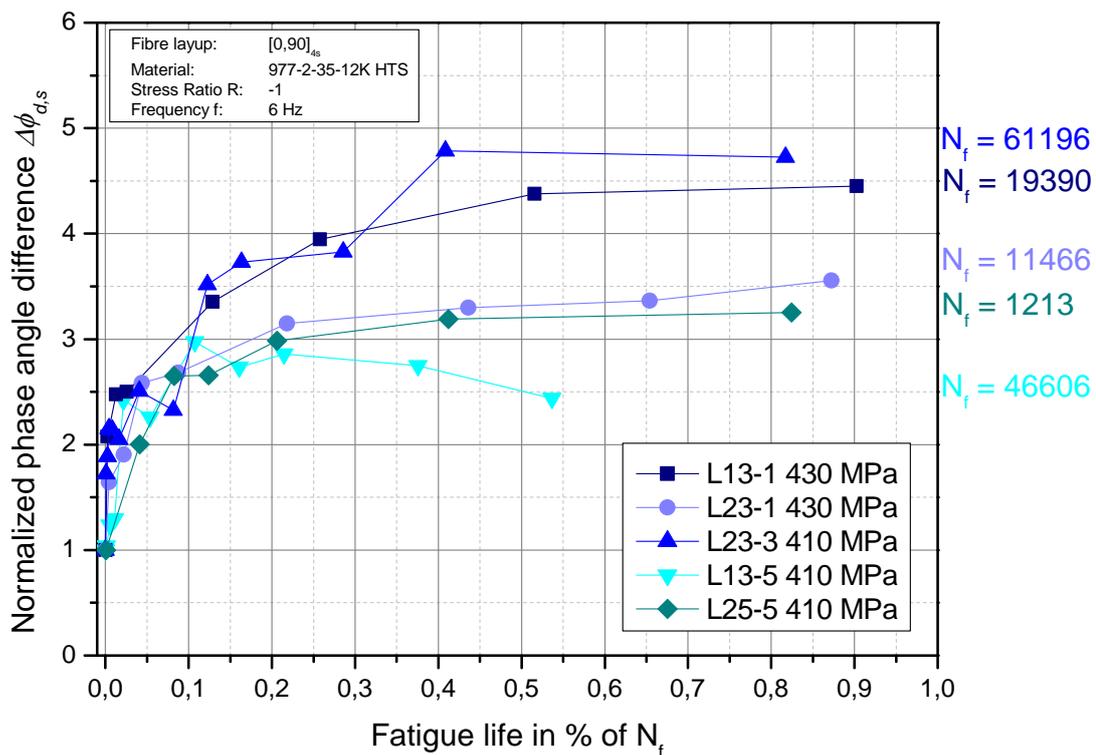


Abbildung 4.26: Verlauf der normierten Phasenwinkeldifferenz  $\Delta\Phi_{d,r}$  der Probenrückseite auf dem Lasthorizont 430 MPa.

Die Normierung der Lebensdauer aller versagten Proben bietet wieder einen Vergleich bestimmter Abschnitte des Ermüdungslebens untereinander. In Abbildung 4.27 sind die Ergebnisse der Proben einander gegenübergestellt, deren Verlauf der normierten Phasenwinkeldifferenz  $\Delta\Phi_{d,s}$  einen deutlichen Anstieg aufweist. Das letzte Ergebnis vor dem finalen Versagen wurde bei vier von fünf Proben zwischen 80% und 90% der Lebensdauer erfasst. Abgesehen von der Probe L13-5, deren Phasenwinkeldifferenz nach 20% der Lebensdauer eine negative Tendenz aufweist, zeigen die restlichen Versuche den Übergang in einen horizontalen Verlauf der Phasenwinkeldifferenzkurve ab durchschnittlich 40% der Lebensdauer. Davor sind die signifikantesten Änderungen der Messergebnisse zu beobachten. Auch in dieser Abbildung spiegelt sich die Tendenz höherer Vielfache der Phasenwinkeldifferenz  $\Delta\Phi_{d,s0}$  wieder. Davon weichen lediglich die Ergebnisse der Probe L13-5 ab.



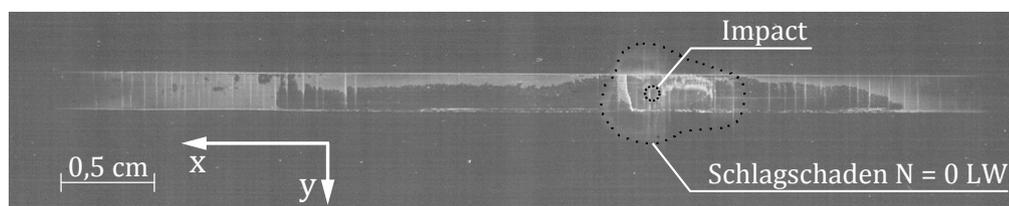
**Abbildung 4.27:** Verlauf der normierten Phasenwinkeldifferenz  $\Delta\Phi_{d,s}$  über die normierte Lebensdauer.

## 4.7 Detaillierte Betrachtung der Entwicklung von Materialschäden unter dynamischer Belastung

Bisher wurde lediglich die Auswirkung von Impacts auf die Form und Größe der dadurch initiierten Schlagschäden untersucht. Da die Auswertung der PPT-Messungen teilweise deutliche Veränderungen während der Ermüdungsversuche ergeben hat, liegt die Vermutung nahe, dies auf ein durch die zyklische Belastung induzierten Schadenswachstum zurückzuführen. Dementsprechend wird im Folgenden die Entwicklung der Schlagschäden während des Ermüdungslebens genauer betrachtet.

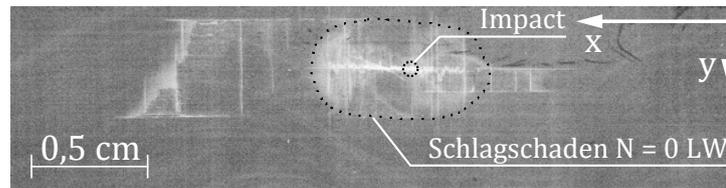
### 4.7.1 Entwicklung einer lokalen Ablösung der äußeren Laminatschicht

Bereits nach den ersten Lastwechseln konnte bei vielen Proben auf der Rückseite eine lokale Ablösung der äußeren Laminatschicht beobachtet werden. Ausgehend von der Position des Schlagschadens bildete sich ein wenige Millimeter breiter Strang in Belastungsrichtung aus. Dies ist besonders gut an den Ergebnissen der Röntgenprüfung erkennbar. Die auf die Oberfläche aufgetragene Zinkiodid-Lösung dringt über Oberflächenrisse in die Delamination ein und führt somit zu einer kontrastreichen Hervorhebung des abgelösten Faserstranges. Abbildung 4.28 und 4.29 zeigt dies exemplarisch anhand der Proben L12-7 und L23-3 nach 25000 und respektive 500 Lastwechseln. Ein Vergleich beider Darstellungen zeigt, dass die Breite der Ablösung, welche durch zwei ZfB in Lastrichtung begrenzt wird, variiert. So beträgt diese bei der Probe L12-7 etwa 2 mm, während bei der Probe L23-2 ein doppelt so breiter Strang zu beobachten ist.



**Abbildung 4.28:** Röntgenaufnahme der Probe L12-7 nach 25000 LW.

Die Breite und Länge einer solchen Delamination wurde bei jeder Unterbrechung des Prüfdurchlaufs anhand der Infrarotabstrahlung erfasst und die daraus resultierende



**Abbildung 4.29:** Röntgenaufnahme der Probe L23-2 nach 500 LW.

Gesamtfläche in Abbildung 4.30 und 4.31 über die Lastwechselzahl aufgetragen. Vor dem Beginn der dynamischen Prüfung war ein solcher Schaden nicht wahrnehmbar, weshalb sämtliche Kurvenverläufe die Startordinate 0 mm zugewiesen ist. Dies macht eine Normierung überflüssig. Durch eine halblogarithmische Darstellung zeigen die Kurvenverläufe der auf dem Lasthorizont 410 MPa geprüften Proben ein leichtes Wachstum des abgelösten Streifens. Nach durchschnittlich 100 LW kommt es zu einer Zunahme der Kurvensteigung. Während die Proben L23-3 und L23-2 bei der letzten Messung noch eine deutliche Zunahme der Schadensgröße aufweisen, stabilisieren sich die letzten Werte der restlichen Probe auf ein Maximum. Eine sehr ausgeprägte Schichttrennung weist L23-3 mit annähernd 344 mm<sup>2</sup> Gesamtfläche auf. Die Probe L23-2 zeigt mit einer vergleichbaren Breite des abgelösten Faserstranges ein nahezu identisches Schadenswachstum, wird jedoch aufgrund der bereits erläuterten Zunahme lokalen Beulens für Mikroskopieuntersuchungen aus dem Prüfprogramm entnommen.

Eine Untersuchung des Schadenswachstums auf dem Lasthorizont 430 MPa führt zu ähnlichen Ergebnissen. Besonders der Kurvenverlauf von Probe L12-2 lässt auf einen Übergang zu einem ausgeprägten Wachstum der Delaminationsfläche nach 17500 LW schließen. Dies vollzieht sich bei Probe L23-1 bereits nach 1000 LW, obwohl ein bis dahin ausgeprägteres Wachstum als bei L12-2 zu beobachten ist. Einen annähernd logarithmischen Verlauf des Schadenswachstums weist die Probe L26-7 auf. Tendenziell werden auf dem Lasthorizont 430 MPa größere Delaminationsflächen erreicht als auf 410 MPa.

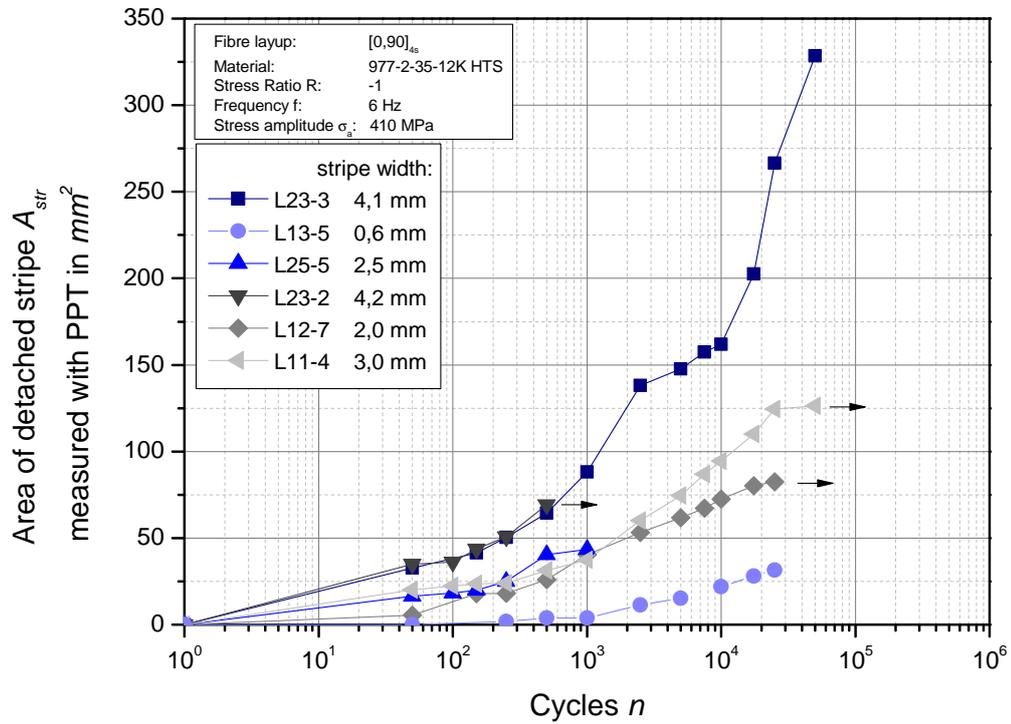


Abbildung 4.30: Gesamtfläche des abgelösten Faserstranges verschiedener auf dem Lasthorizont 410 MPa geprüfter Proben.

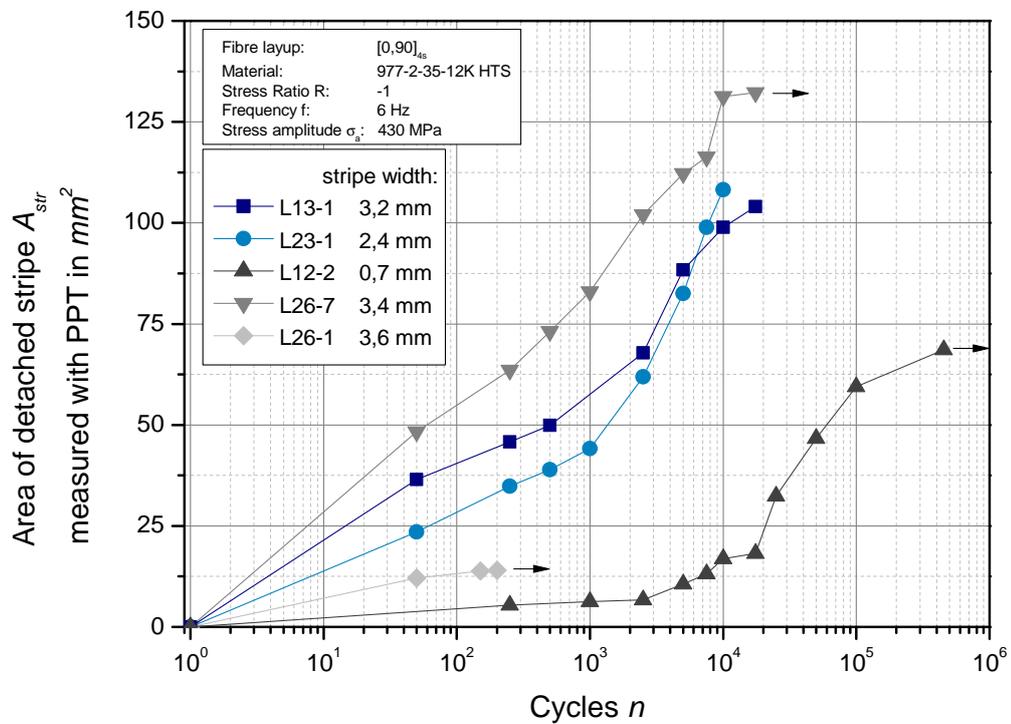
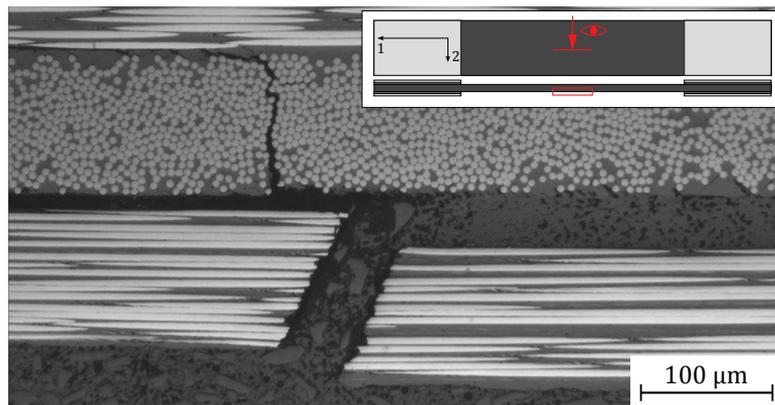


Abbildung 4.31: Gesamtfläche des abgelösten Faserstranges verschiedener auf dem Lasthorizont 430 MPa geprüfter Proben.

Abbildung 4.32 zeigt eine LM-Aufnahme der Probe L23-2 im Bereich des abgelösten Faserstranges auf der Rückseite. In diesem Fall ist sogar ein Faserbruch durch die komplette Dicke der  $0^\circ$ -orientierten Laminatschicht zu erkennen<sup>5</sup>. Die Schichttrennung zwischen der äußeren  $0^\circ$ -Lage und der angrenzenden  $90^\circ$ -Lage ist äußerst glatt, ohne ein erkennbares Ausbrechen von Fasern oder Matrixmaterial. Im Bereich des Faserbruches befindet sich ein ZfB in der  $90^\circ$ -Lage.



**Abbildung 4.32:** Faserbruch im Bereich der lokal abgelösten Laminatschicht auf der Probenrückseite.

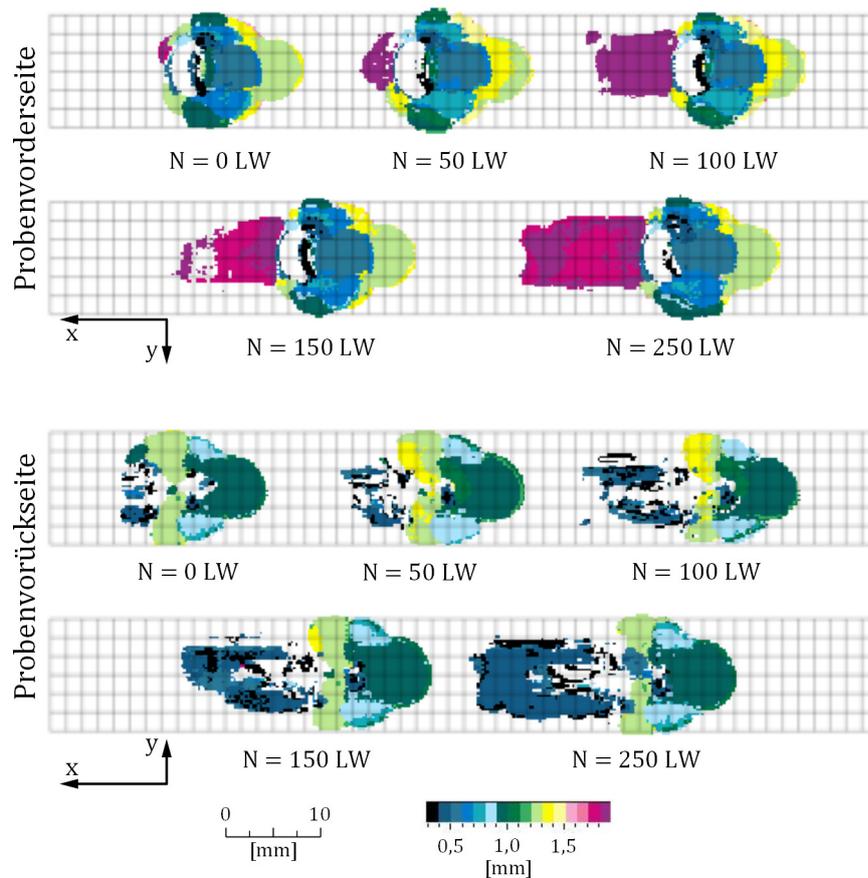
## 4.7.2 Wachstum der Delaminationsflächen

### Analyse der Flächenausbreitung

Zur Beurteilung des Wachstums einzelner Delaminationsflächen von Schlagschäden werden die Ultraschallergebnisse von drei ausgewählten Proben näher betrachtet. Die Orientierung der folgenden Darstellung erfolgt dabei nach Abbildung B.1. Abbildung 4.33 zeigt das C-Bild der Probe L26-3, welches die Fehlertiefen darstellt. Diese Probe gehört mit 286 LW auf dem Lasthorizont 430 MPa zu den nach besonders wenigen Lastwechseln versagten Proben. Bei der starken Zunahme der Delaminationsfläche in 1,8 mm Tiefe handelt es sich um die in Abschnitt 4.7.1 erläuterte lokale Ablösung der äußersten Laminatschicht auf der Probenrückseite. Diese Delamination weist ein ausgeprägtes Wachstum zwischen 50 LW und 100 LW auf. Ein Wachstum der einzelnen Delaminationsflächen zwischen der 1ten und 15ten Laminatschicht ist jedoch nicht zu erkennen. Zwar suggerieren die Aufnahmen eine

<sup>5</sup>Da die Einbettmasse KEM15 die Probe sauber umschließt und keine ausgebrochenen Fragmente zeigt, kann ein nachträgliches Initiieren eines solchen Defektes während der Probenpräparation weitgehend ausgeschlossen werden.

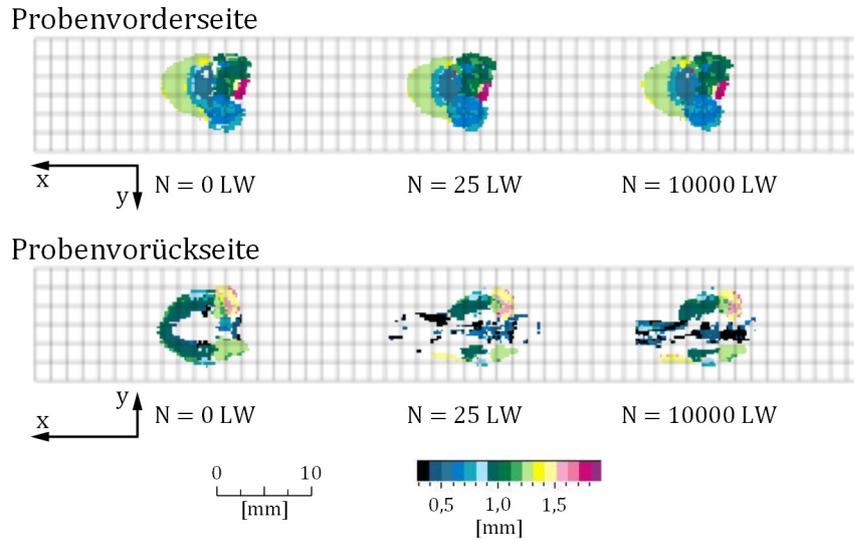
deutliche Fehlerzunahme in 1,3 mm Tiefe, jedoch liegt dies daran, dass die eigentlichen Schichttrennung zwischen der 9ten und 10ten Lage im Übergangsbereich der Farbskala liegt. Nach 250 LW ist keine erkennbare Zunahme dieser Delaminationsfläche zu beobachten. Der gleiche Effekt zeigt sich bei einer Betrachtung der Probenrückseite. Die weißen Bereiche stellen die erläuterte Schichttrennung der 15ten und 16ten Lage dar, die aufgrund der zu geringen Tiefenaufösung nicht erfasst wird.



**Abbildung 4.33:** Ultraschallergebnis zur Untersuchung des Delaminationswachstums der Probe L26-3 auf der Vorderseite und Rückseite.

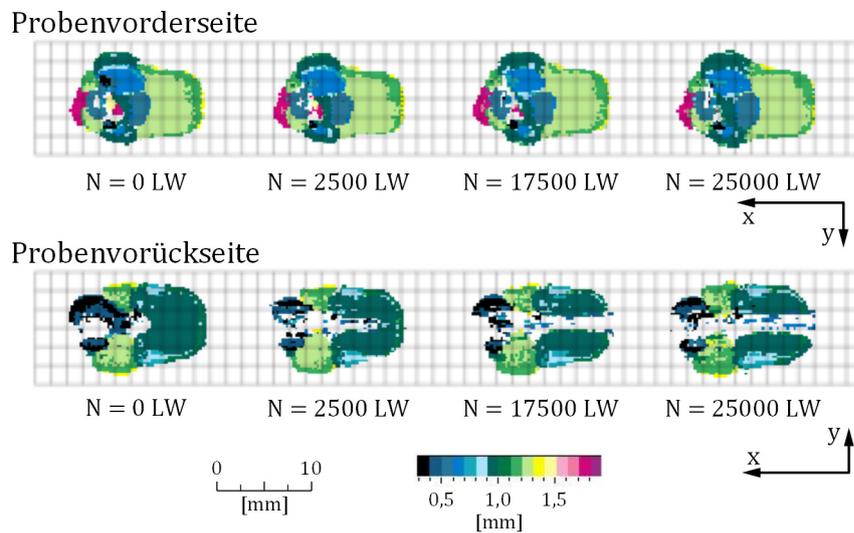
Eine Betrachtung der Probe L12-7 repräsentiert solche Proben, die auf dem Lasthorizont  $430$  MPa eine höhere Lastwechselzahl bis zum Versagen erreichen. Auch in diesem Fall ist kein Wachstum der Delaminationsflächen erkennbar. Davon ausgenommen deutet die Zunahme der weißen Bereiche auf den Aufnahmen der Probenrückseite die lokale Ablösung eines Faserstranges der Deckschicht an.

Letztendlich sollen diese Ergebnisse durch eine Betrachtung der Probe L12-7 vervollständigt werden. Diese wurde auf dem Lastniveau  $410$  MPa dynamisch belastet und erreichte  $25000$  LW ohne ein Versagen. Das C-Bild in [Abbildung 4.35](#) zeigt, dass ein



**Abbildung 4.34:** Ultraschallergbnis zur Untersuchung des Delaminationswachstums der Probe L26-7 auf der Vorderseite und Rückseite.

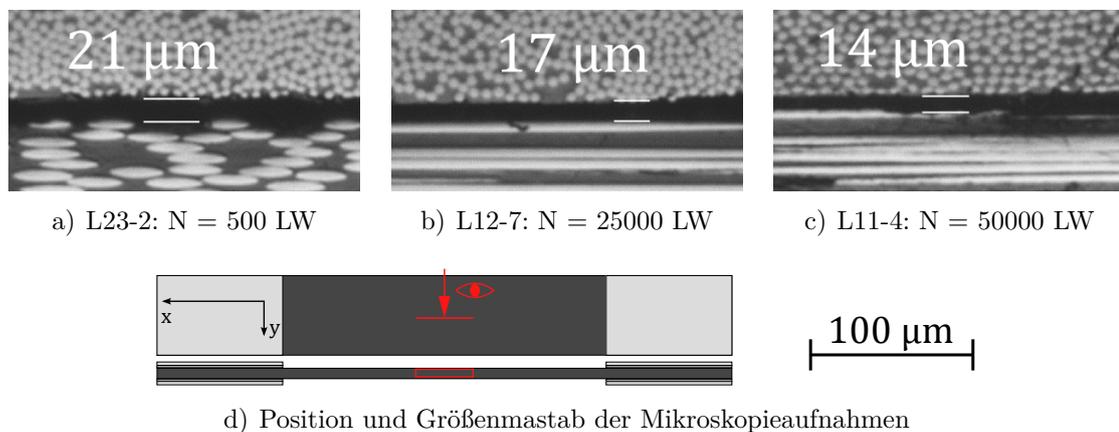
Wachstum der Delaminationsflächen weder von einer Betrachtung der Probenvorderseite noch von der Rückseite festgestellt werden kann. Lediglich die Ausbildung des abgelösten Faserstranges in der 16ten Laminatschicht wird wieder deutlich.



**Abbildung 4.35:** Ultraschallergbnis zur Untersuchung des Delaminationswachstums der Probe 12-7 auf der Vorderseite und Rückseite.

### Transversale Beschaffenheit der Delaminationen

Anhand der im Lichtmikroskop untersuchten Proben kann der Querschnitt der Delaminationen analysiert werden. Ein Vergleich in Abbildung 4.36 zeigt, dass die Proben L23-2 und L12-7 im Durchschnitt einen größeren Abstand zwischen zwei getrennten Laminatschichten aufweist, als dies bei der Probe L11-4 beobachtet wurde. Die Aufnahmen zeigen den Schichtübergang der 9ten und 10ten Lage, gezählt von der Probenvorderseite. Ein Auftreten von großen Delaminationshöhen geht oft mit einer erhöhten Faserwelligigkeit einher. Diese ist in Abbildung 4.36a) am ovalen Schlibbild der Fasern in der  $0^\circ$ -Lage zu erkennen.

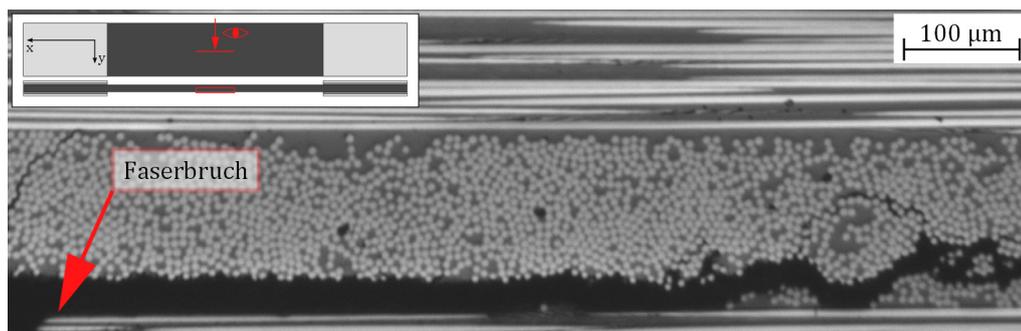


**Abbildung 4.36:** Ausprägung der Höhe von Delaminationsquerschnitten zwischen der 9ten und 10ten Lage, gezählt von der Probenvorderseite, dreier auf dem Lasthorizont 410 MPa geprüften Proben.

Um einen Gesamtvergleich der Schlagschäden zu erhalten, wurden diese in Abständen von einem Millimeter abgetragen und von jeder Ebene LM-Aufnahmen erstellt. Anhand der Ultraschallaufnahmen in den Abbildungen 4.38 bis 4.43 sind diese Betrachtungsebenen als rote Linien dargestellt. Die einzelnen Aufnahmen wurden digital zusammengesetzt und anhand des Farbkontrastes ZfB und Delaminationen extrahiert. Somit ist eine Darstellung in Form von Risskarten möglich. Das Resultat der Proben auf den Lasthorizonten 350 MPa und 410 MPa, welche nicht bis zum Versagen belastet wurden, ist in den Abbildungen 4.38 bis 4.43 dargestellt. Besonders die Probe L23-2 zeigt nach 500 LW im Bereich der Probenrückseite ein Übergang der Delaminationen in ein signifikantes Aufbrechen des Matrixmaterials. Tritt dieses Phänomen bei der Probe L12-7 nach 25000 LW eher geringfügig auf, so verlaufen

die Delaminationen der Probe L11-4 nach 50000 LW äußerst glatt zwischen zwei Laminatschichten.

Zwei Referenzproben, dessen Risskarten in Abbildung 4.42 bis 4.43 dargestellt sind, wurden keiner dynamischen Prüfung ausgesetzt. Ein vergleichbares Bild der Delaminationsflächen wie Probe L23-2 zeigt L28-3-1. Im Bereich der Probenrückseite gehen die Delaminationen in deutliche Matrixtrennungen über. Abbildung 4.37 zeigt diese Struktur anhand der Probe L23-2<sup>6</sup>. Ausgehend von einer Delamination der Deckschicht auf der Probenrückseite, wie sie in Abschnitt 4.7.1 beschrieben wurde, breitet sich ein Riss innerhalb der darunterliegenden 90°-Schicht aus und führt zu einem deutlichen Auseinanderklaffen des Matrixmaterials. Hingegen enthält die Probe L13-2 (ähnlich wie L11-4) nach 50000 LW auf dem Lasthorizont 350 MPa sehr glatte und homogene Schichttrennungen.



**Abbildung 4.37:** Ablösung der Deckschicht auf der Rückseite von Probe L23-2. Eine Delamination um einen Faserbruch geht in ein Aufbrechen des Matrixmaterials der darunterliegenden 90°-Schicht über.

Ein Vergleich mit den unbelasteten Referenzproben führt also zu der Erkenntnis, dass ein Übergang von Delaminationen auf der Probenrückseite in unregelmäßige Matrixrisse der anschließenden Laminatschicht kein Resultat der dynamischen Prüfung ist, sondern bereits bei der Einbringung des Schlagschadens in das Prüfmaterial entsteht. Besonders ausgeprägt ist dieser Effekt bei Proben, welche nach vergleichsweise wenigen Lastwechseln eine hohe Degradation der Materialeigenschaften aufweisen. Demnach kann ein Zusammenhang zwischen diesem Schadensbild und der Lebensdauer der Proben vermutet werden.

<sup>6</sup>Zum Vergleich sei das Schliffbild 5 in Abbildung 4.39 zu verwenden.

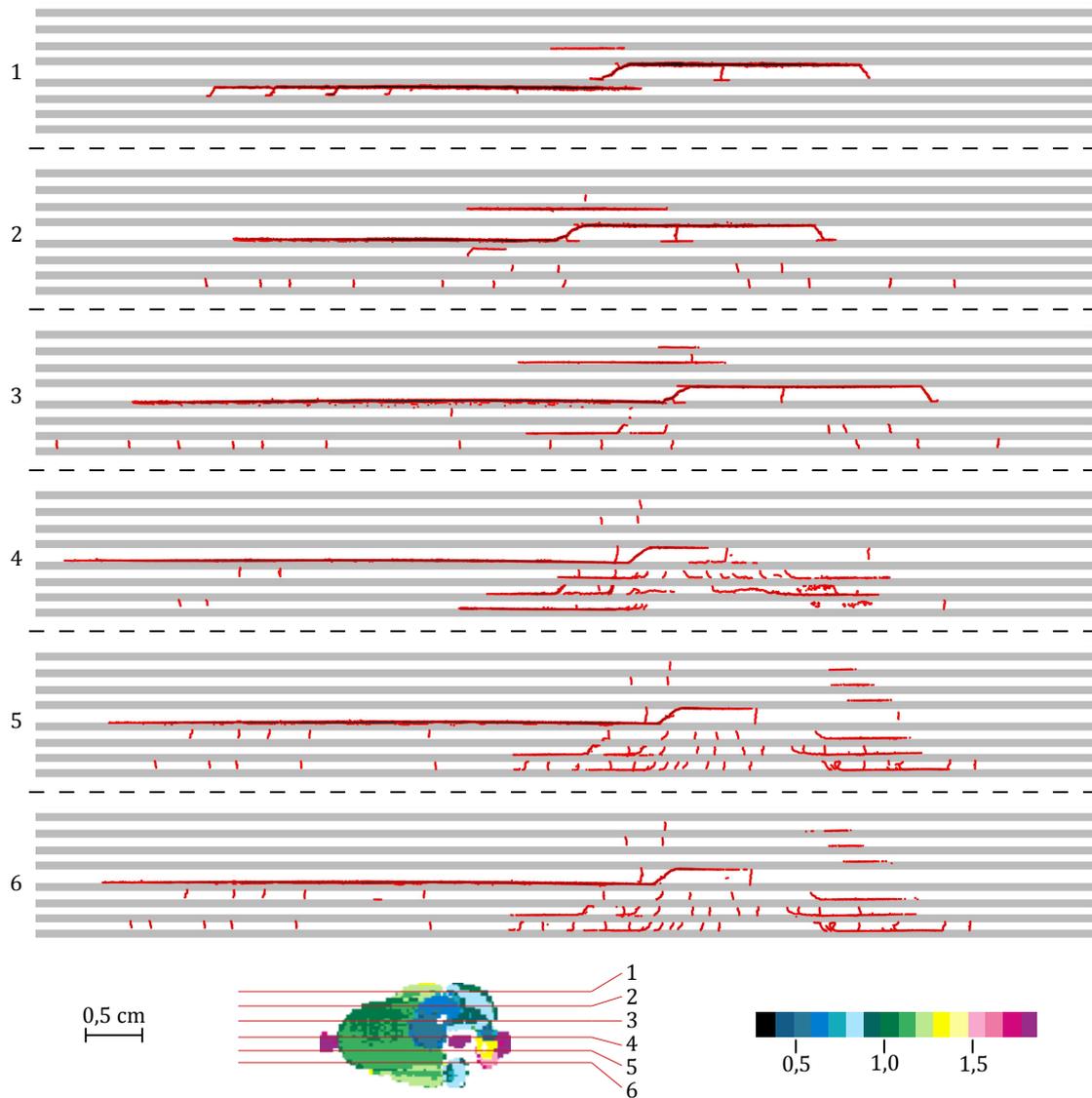


Abbildung 4.38: Risskarte der Probe L13-2 nach 500000 LW.

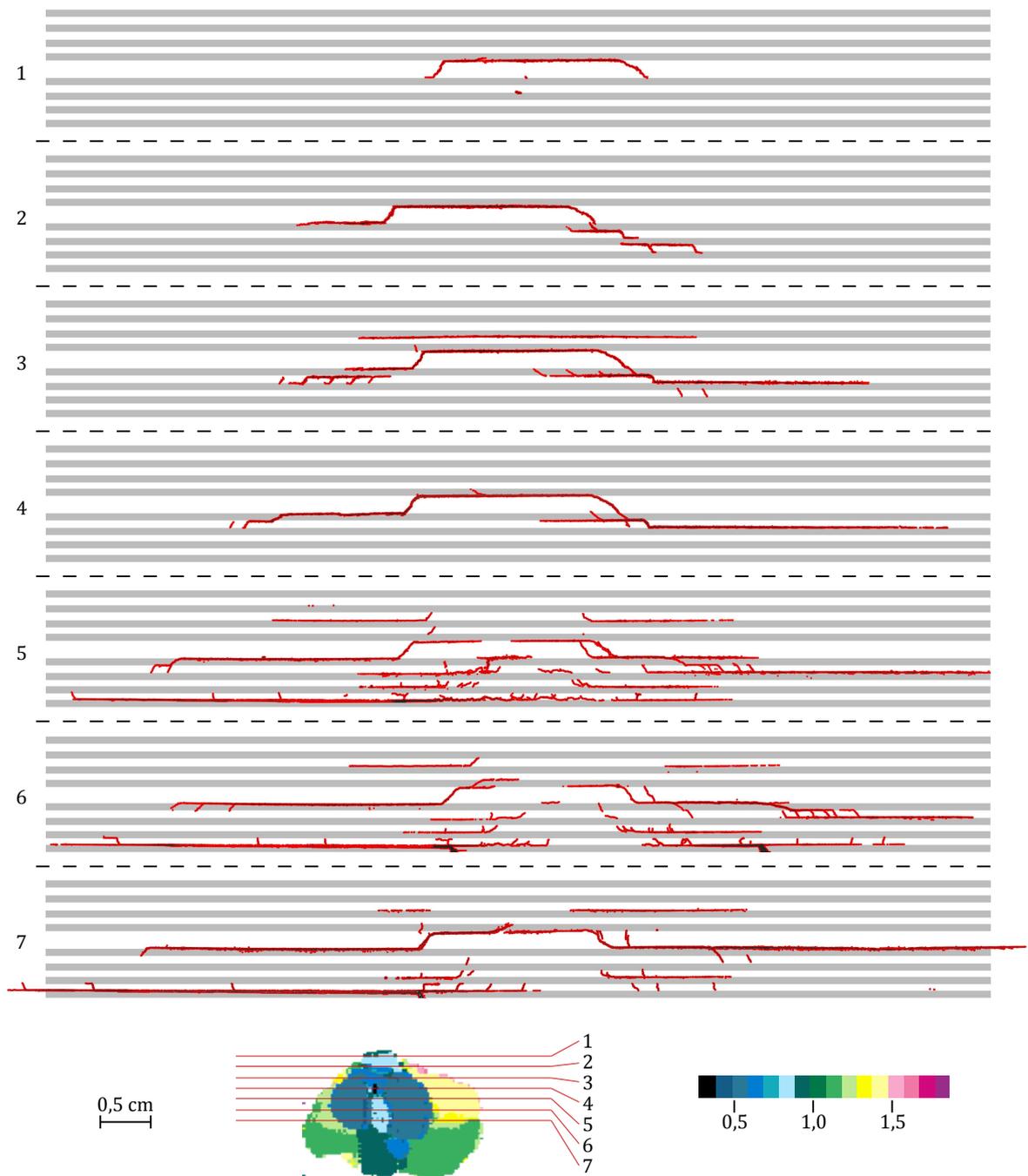


Abbildung 4.39: Risskarte der Probe L23-2 nach 500 LW.

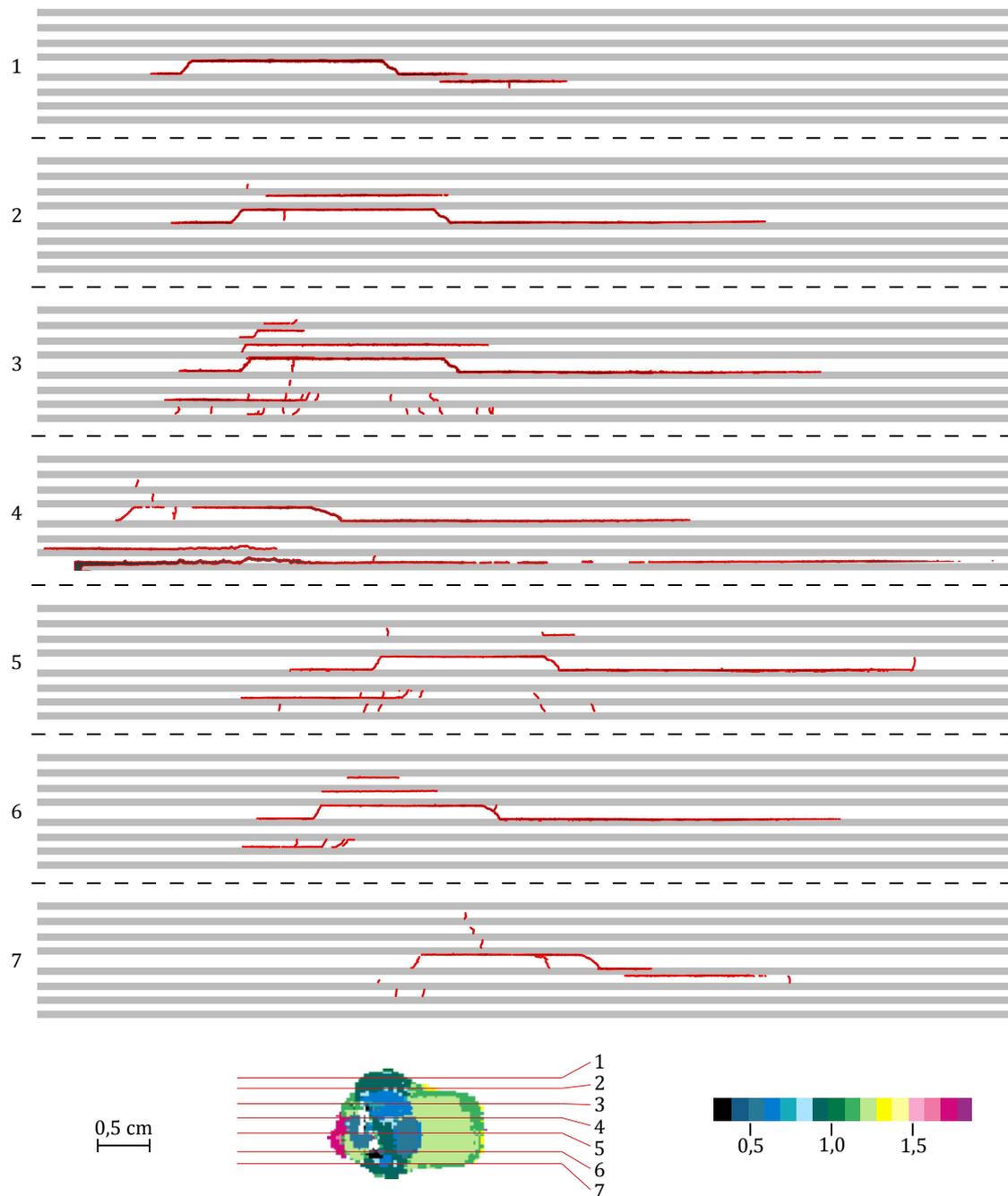


Abbildung 4.40: Risskarte der Probe L12-7 nach 25000 LW.

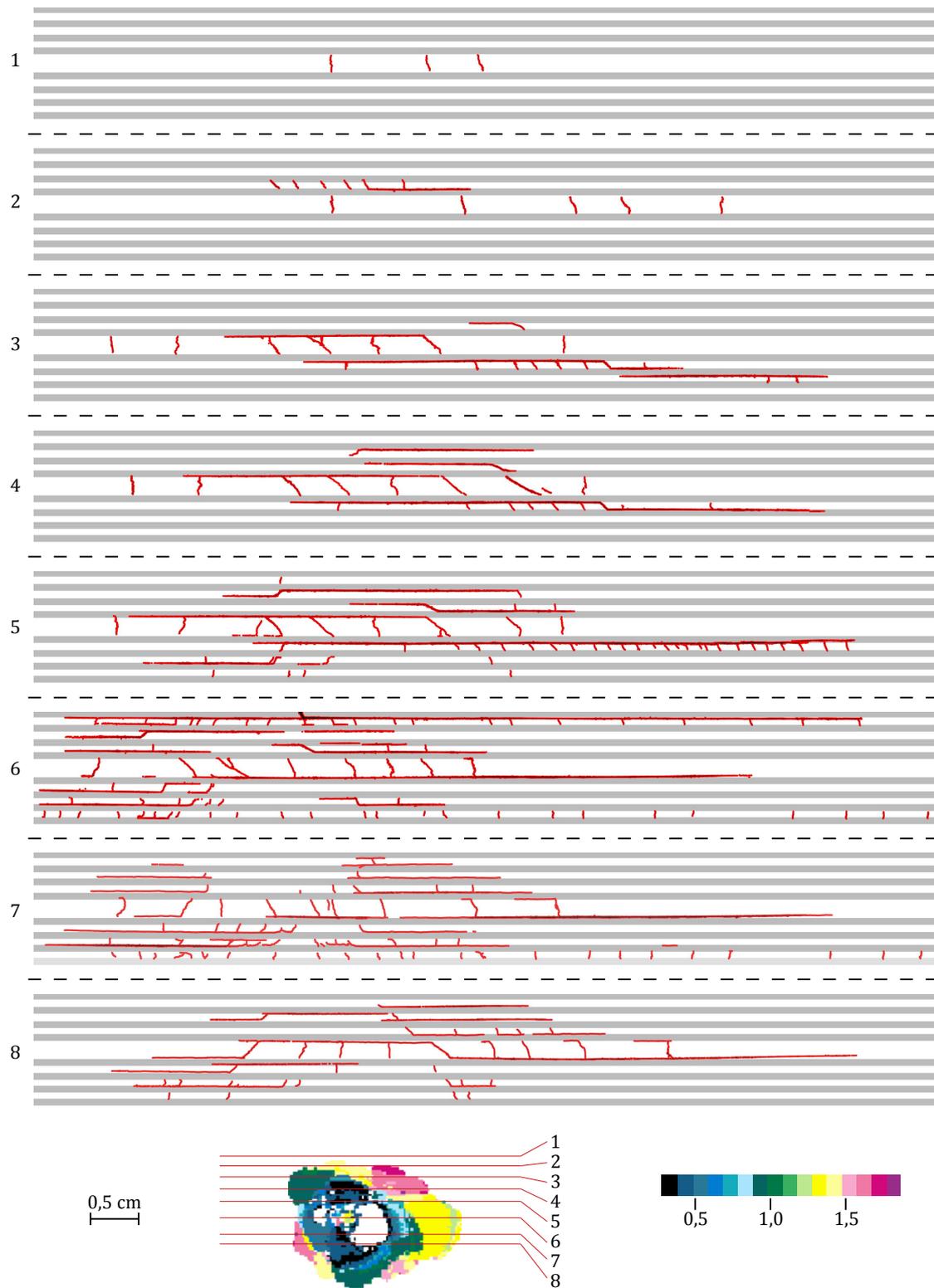


Abbildung 4.41: Risskarte der Probe L11-4 nach 50000 LW.

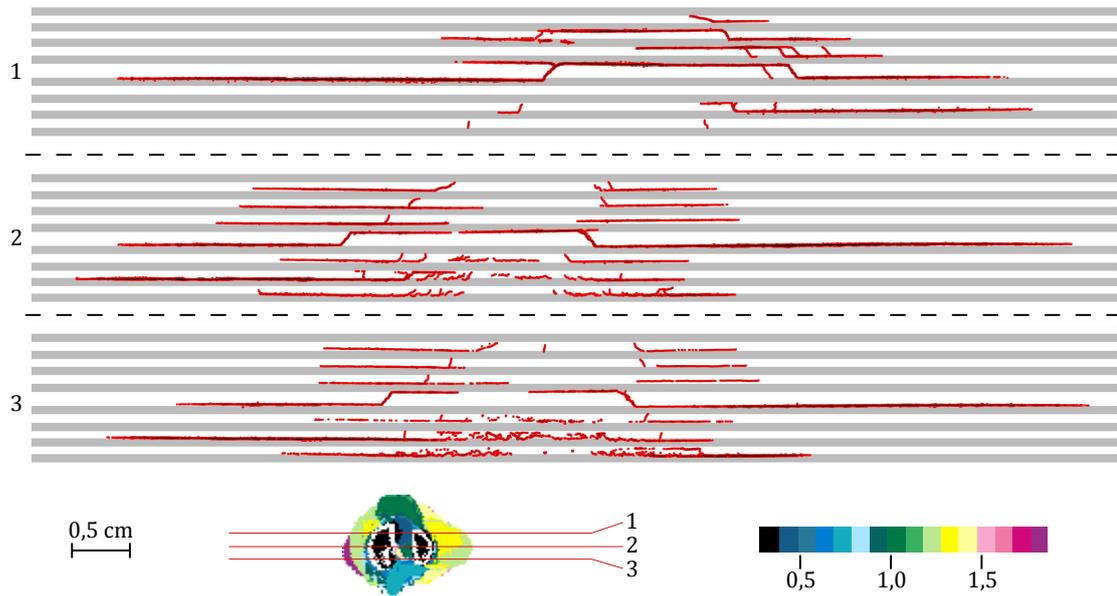


Abbildung 4.42: Risskarte der Probe L28-3-1 ohne zyklische Belastung.

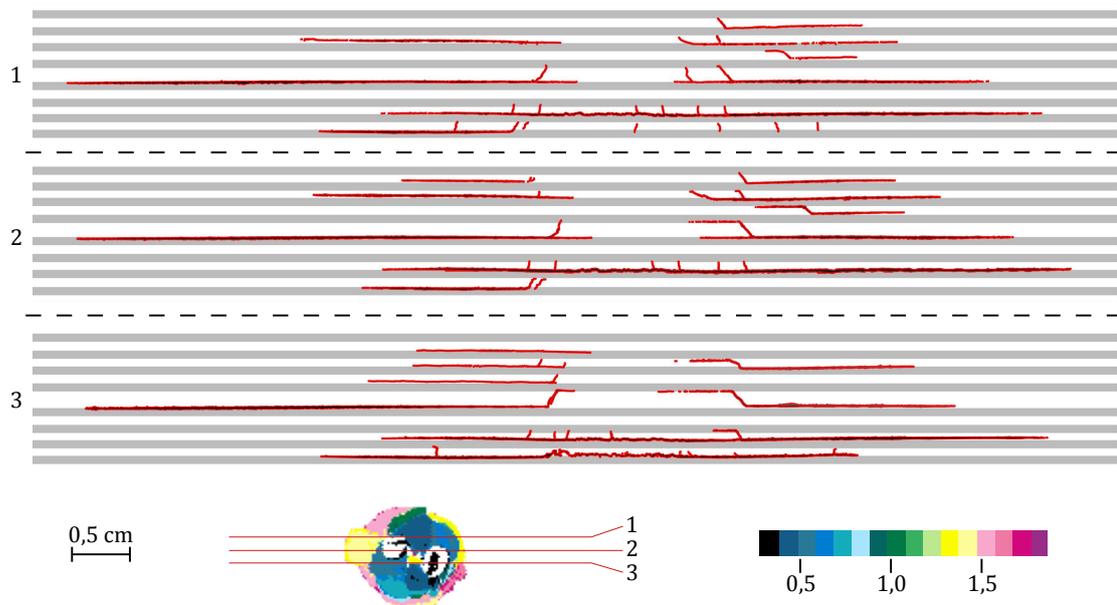
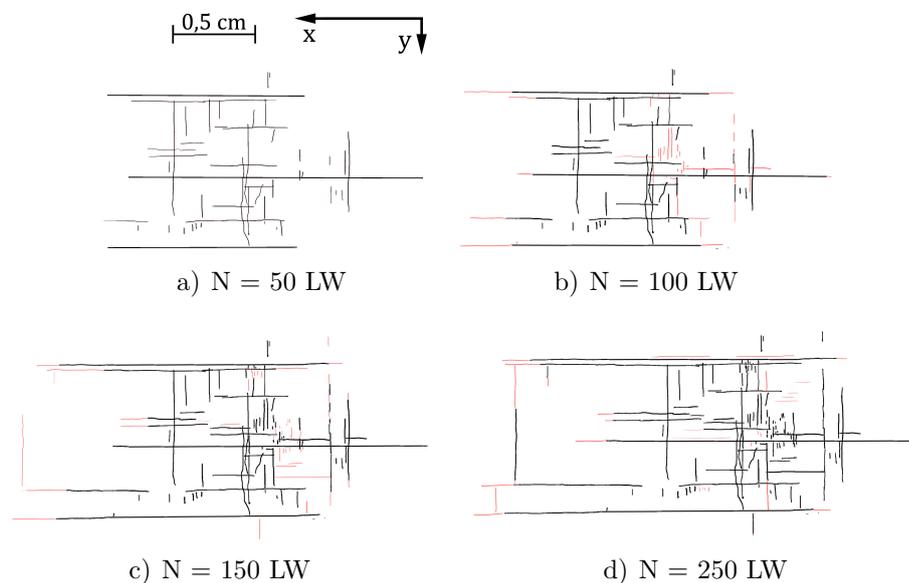


Abbildung 4.43: Risskarte der Probe L28-2-3 ohne zyklische Belastung.

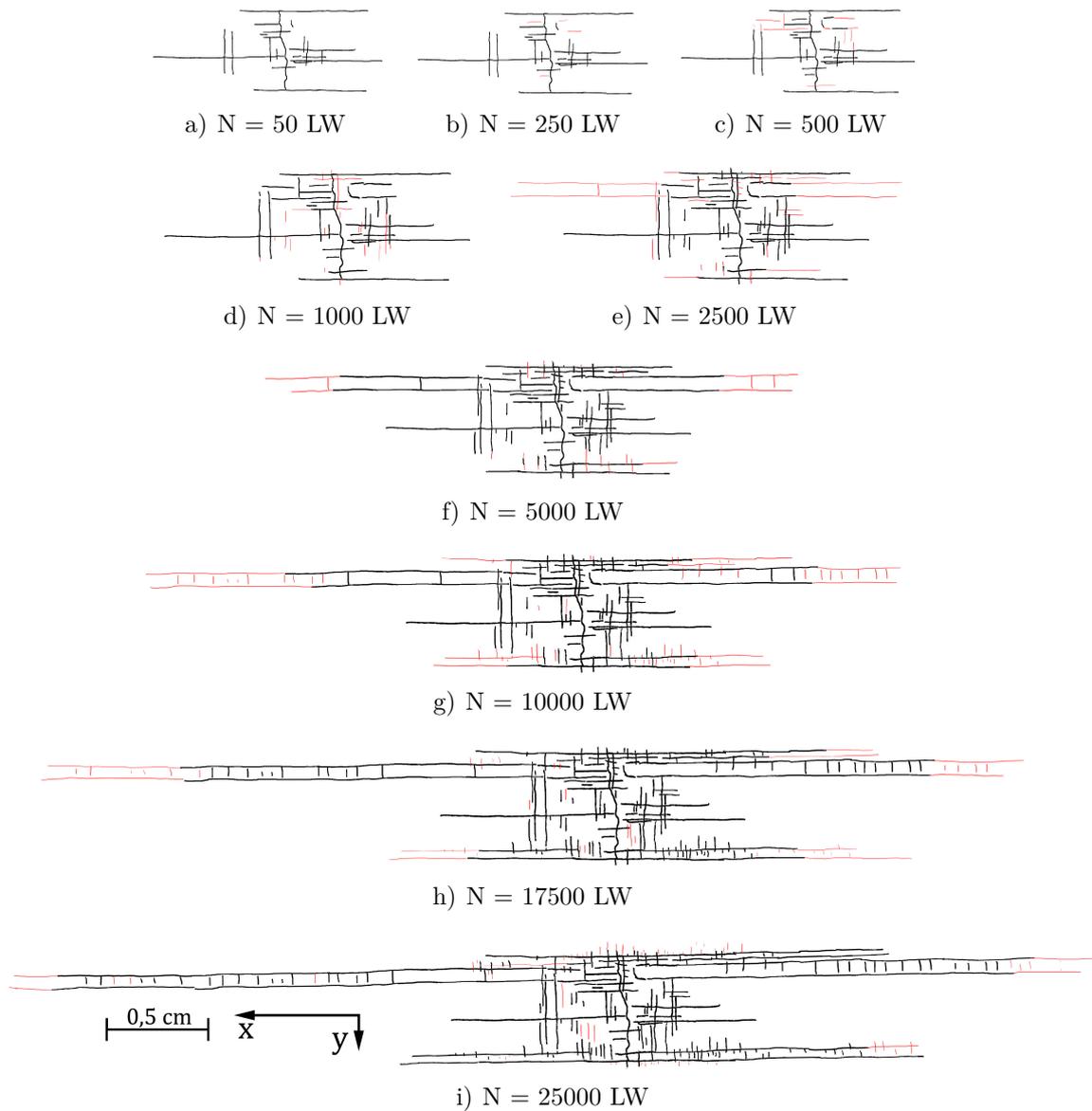
### 4.7.3 Zunahme der Rissdichte

Zur Erfassung der Häufigkeit von ZfB hat sich die Röntgenprüfung als geeignete ZfP-Methode erwiesen. Die Proben L26-3 und L13-5 wurden nach jeder Unterbrechung des Ermüdungsversuches mit dieser Methode untersucht. L26-3, welche auf dem Lasthorizont 430 MPa eine Lastwechselzahl von  $N_f = 286$  erreicht hat, weist nach 50 Lastwechseln drei ausgeprägte ZfB in Lastrichtung auf. Zwischen den beiden äußeren Rissen kommt es zu einer Häufung von kleineren ZfB in beiden Lagenorientierungen. Im Verlauf des Ermüdungslebens nimmt die Länge der drei großen ZfB etwas zu. Gleichzeitig erhöht sich die Rissdichte bis zum Versagen der Probe.



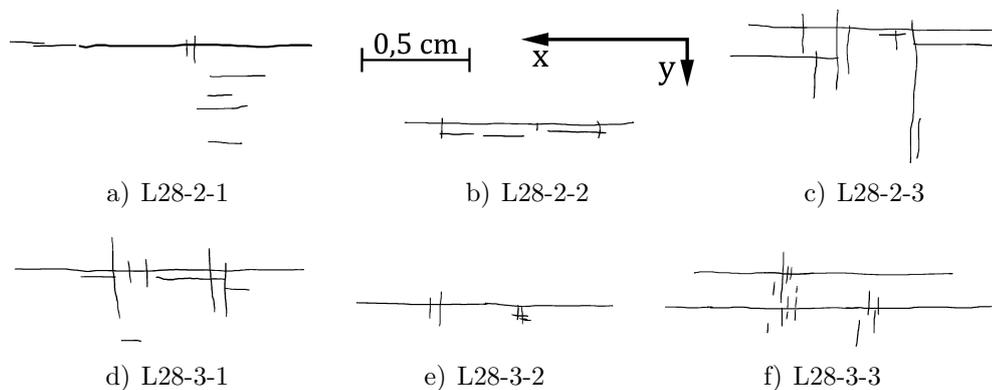
**Abbildung 4.44:** Auswertung der Röntgenergebnisse der Probe L26-3. Im Vergleich zur vorangegangenen Untersuchung hinzugekommene ZfB sind in rot markiert.

Im Gegensatz zur Probe L26-3 erzielt L13-5 mit 46606 LW auf dem Lasthorizont 410 MPa eine deutlich größere Lebensdauer. Abbildung 4.45 zeigt die Entwicklung der Rissdichte anhand der ausgewerteten Röntgenbilder. Mit einer leichten Zunahme von ZfB in der  $90^\circ$ -Lage kommt es ab 250 LW zu einem Wachstum zweier ausgeprägter Längsrisse in Belastungsrichtung. Daran kann sehr gut der Fortschritt der Delamination unterhalb den obersten Deckschicht verfolgt werden, welche in diesem Fall auf der Probenvorderseite auftritt. Weitere Längsrisse entstehen ab 2500 LW. Ausgehend von diesen bilden sich weitere ZfB quer zur Lastrichtung aus.



**Abbildung 4.45:** Auswertung der Röntgenergebnisse der Probe L13-5. Im Vergleich zur vorangegangenen Untersuchung hinzugekommene ZfB sind in rot markiert.

Da erst im Verlauf der Versuchsdurchführung entschieden werden konnte, ob eine ausführliche Röntgenprüfung der entsprechenden Probe zielführend ist, wurde auf eine Prüfung aller Proben vor Beginn der Ermüdungsversuche aus Zeitgründen verzichtet. Dementsprechend wurden die unbelasteten Vergleichsproben (vergleiche Kapitel 3.3.6) mittels Röntgenprüfung auf das Vorhandensein von ZfB untersucht. Diese Ergebnisse sind in Abbildung 4.46f) einander gegenübergestellt und dienen somit als Referenz für die Rissdichte vor dem Aufbringen einer mechanischen Last. Die sechs Proben zeigen, dass durch den Schlagschaden ein ZfB in x-Richtung initiiert wird. Weiterhin lassen sich einige ZfB erkennen, allerdings ist die Rissdichte im Vergleich zu den Ergebnissen aus Abbildung 4.44 und 4.45 gering, was auf eine Zunahme der ZfB während der ersten Lastwechsel hindeutet.



**Abbildung 4.46:** Auswertung der Röntgenergebnisse von sechs  $[0,90]_{4s}$  Vergleichsproben gleichen Materials, welche keiner zyklischen Belastung ausgesetzt worden sind.

Eine ausführliche Darstellung der Rissdichte im fortgeschrittenen Stadium des Ermüdungslebens geben ebenfalls die Ergebnisse der Mikroskopieuntersuchung in Abschnitt 4.7.2. Anhand der schichtweisen Materialabtragung wird deutlich, dass Proben mit einer hohen Lebensdauer, wie etwa L13-2 nach 500000 LW auf dem Lasthorizont 350 MPa, eine hohe Rissdichte aufweisen. Eine Häufung der ZfB ist in Richtung der Probenrückseite zu erkennen. Ebenfalls weist die Probe L11-4 nach 50000 LW eine hohe Anzahl von ZfB im Bereich des Schlagschadens auf. Im Vergleich dazu ist die Rissdichte der Probe L12-7 nach 25000 LW deutlich geringer. Die Rissdichte der Probe L23-2 nach 500 LW ist vergleichsweise gering. Die Schliffbilder nahe des Impact-Bereiches zeigen eine erhöhte Anzahl an ZfB im Vergleich zu Randzonen des Schlagschadens.

Als Vergleich wurden ebenfalls unbelastete Referenzproben im Lichtmikroskop untersucht. Diese weisen trotz einer hohen Anzahl von Delaminationen nur wenige ZfB auf. Dies führt ebenfalls zu der Schlussfolgerung, dass sich die Rissdichte in Abbildung 4.44 und 4.45 größtenteils innerhalb der ersten Lastwechsel entwickelt hat.

Es konnten bei den Referenzproben weder mit bloßem Auge noch durch eine Untersuchung im Lichtmikroskop Faserbrüche festgestellt werden. Demzufolge ist davon auszugehen, dass die bei Probe L23-2 und L23-7 beobachteten Faserbrüche in äußerster Lage der Probenrückseite im Verlauf des Ermüdungslebens aufgetreten sind.

# 5 Auswertung

Im vorangegangenen Kapitel wurden die Ergebnisse der Ermüdungsversuche sowie der zerstörungsfreien und zerstörenden Prüfung vorgestellt. Um den Einfluss der beobachteten Materialschäden auf die Ergebnisse der ZfP zu untersuchen, werden im Folgenden die Teilergebnisse ausgewertet und einander gegenübergestellt.

## 5.1 Vergleich der Degradationskurven und der Entwicklung der Phasenwinkeldifferenz

Eine Betrachtung der in Abschnitt 4.4 präsentierten Steifigkeitsverläufe und der Degradationskurven aus Abschnitt 4.5 führt zu dem Resultat, dass entsprechend den theoretischen Degradationsmodellen häufig keine ausgeprägte Phase I oder III anhand der Messergebnisse zu beobachten ist. Das Ermüdungsleben kann in der Regel durch eine konstante Degradation der Steifigkeit  $E_x$  charakterisiert werden. Eine Gegenüberstellung der Schädigungsverläufe und der Entwicklung der Phasenwinkeldifferenz über die Lebensdauer soll etwaige qualitative Übereinstimmungen der Kurvenverläufe herausstellen. Abbildung 5.1 bis 5.4 stellt die Ergebnisse der auf dem Lasthorizont 410 MPa geprüften Proben dar. Beide bis zum Versagen belasteten Proben L23-3 und L25-5 zeigen einen vergleichbaren Verlauf der Phasenwinkeldifferenz- und Schädigungskurve, vorausgesetzt es handelt sich bei den Unregelmäßigkeiten der Phasenwinkeldifferenz um Schwankungen durch äußere Störgrößen. Die Proben L23-3 und L25-5 lassen eine gering ausgeprägte Phase III erkennen. Da die PPT-Messungen nur während der Unterbrechungspunkte der dynamischen Prüfung durchgeführt werden können, existieren für die letzten Lastwechsel keine Informationen über den Phasenwinkelverlauf.

In Abbildung 5.3 und 5.4 sind die Ergebnisse der für Mikroskopie-Untersuchungen gestoppten Versuche gegenübergestellt. Die Phasenwinkeldifferenz der Probe L11-4

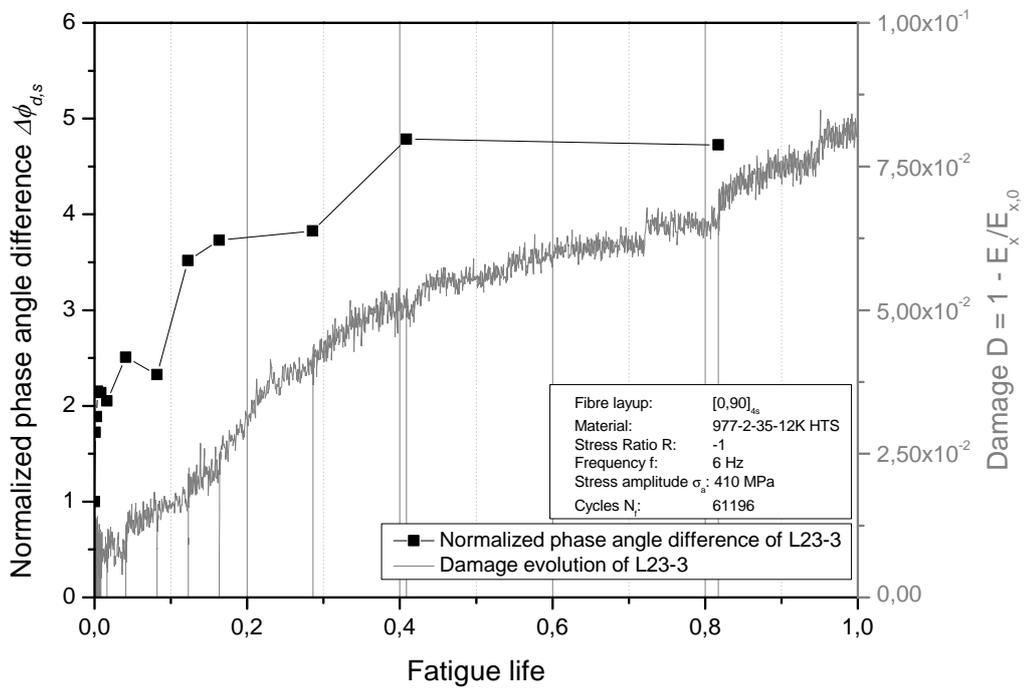


Abbildung 5.1: Vergleich der Phasenwinkeldifferenz  $\Delta\Phi_{d,s}$  mit dem Schädigungs-verlauf der Probe L23-3.

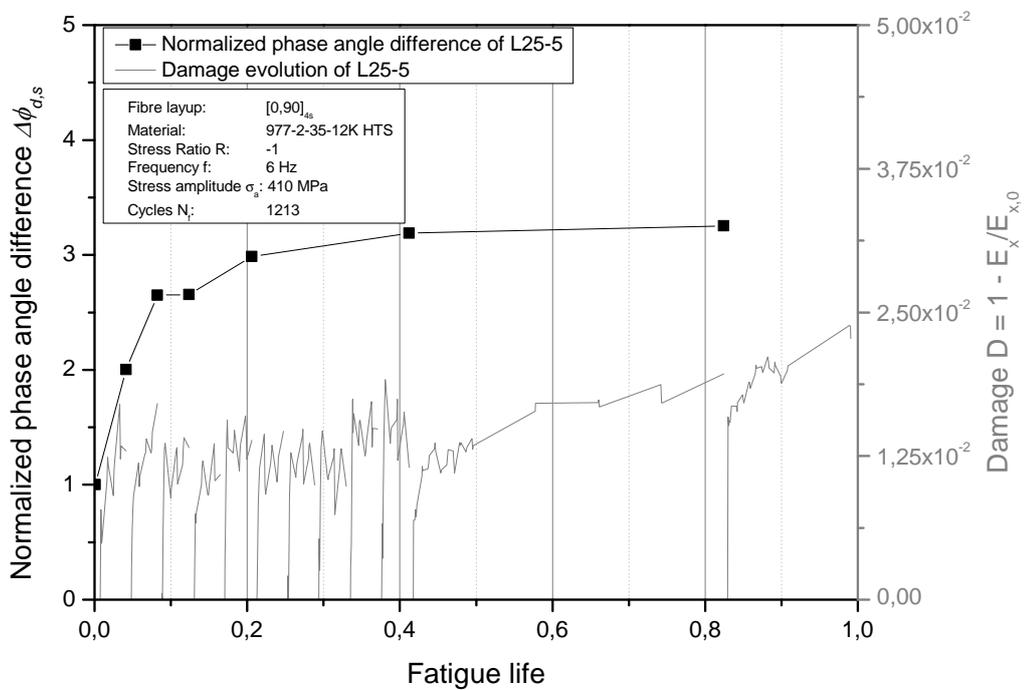


Abbildung 5.2: Vergleich der Phasenwinkeldifferenz  $\Delta\Phi_{d,s}$  mit dem Schädigungs-verlauf der Probe L25-5.

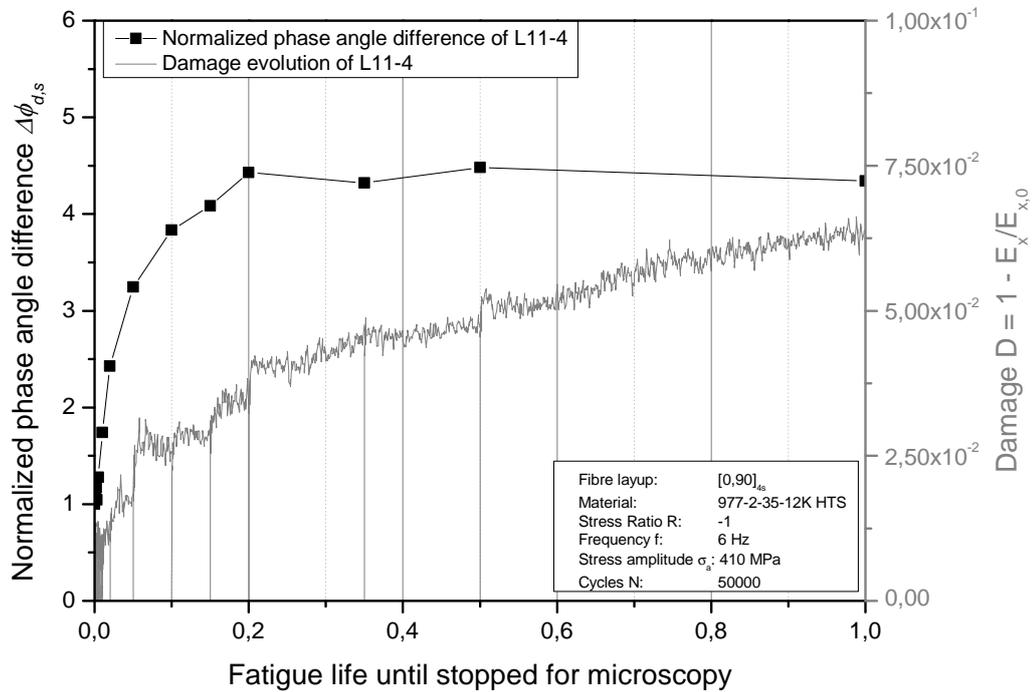


Abbildung 5.3: Vergleich der Phasenwinkeldifferenz  $\Delta\Phi_{d,s}$  mit dem Schädigungs-verlauf der Probe L11-4.

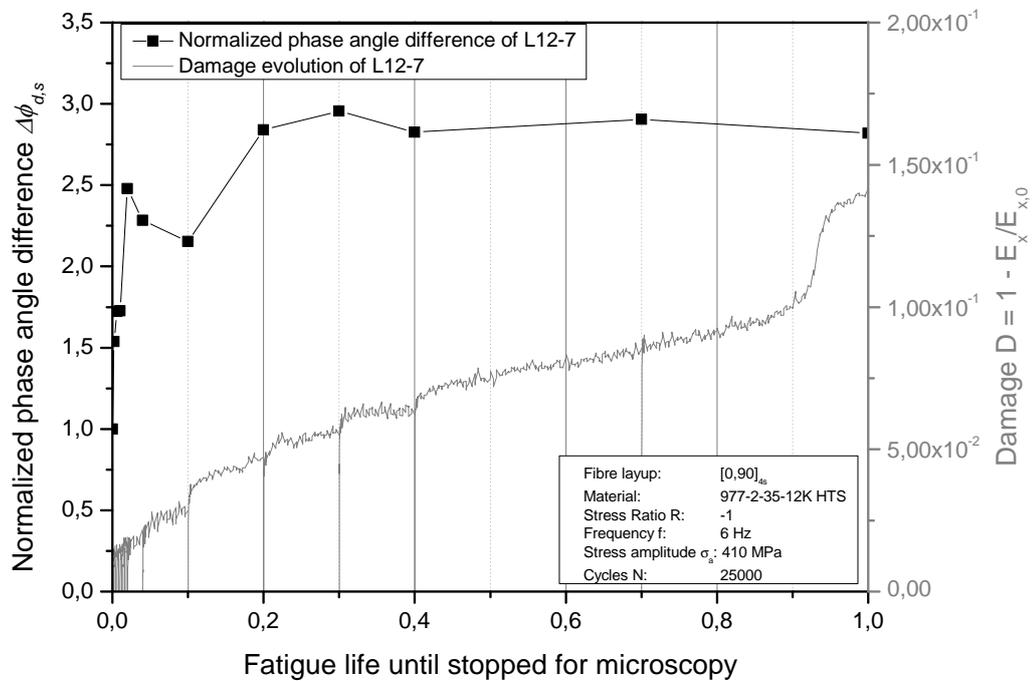


Abbildung 5.4: Vergleich der Phasenwinkeldifferenz  $\Delta\Phi_{d,s}$  mit dem Schädigungs-verlauf der Probe L12-7.

steigt wie die Schädigungskurve logarithmisch an. Die konstante Steigung der Degradationskurve spiegelt sich jedoch nicht im Verlauf der Phasenwinkeldifferenz wieder. Ähnliche Beobachtungen lassen sich für die Probe L12-7 machen. Die ausgeprägte Phase III ist anhand einer verändernden Phasenwinkeldifferenz nicht zu beobachten.

Die Ergebnisse der auf dem Lasthorizont 430 MPa geprüften Proben sind in Abbildung 5.5 bis 5.8 dargestellt. Ein recht linearer Anstieg der Degradationskurve der Probe L13-1 spiegelt sich ab etwa 10% Lebensdauer ebenfalls im Phasenwinkelverlauf wieder. Ebenfalls für Probe L23-1 kann eine qualitative Übereinstimmung der Steifigkeitsdegradation und der normierten Phasenwinkeldifferenz festgestellt werden. Dies trifft in etwas geringerem Maße auch für die nicht bis zum Versagen belasteten Proben L12-2 und L26-7 zu. Allerdings lösen die PPT-Messungen der Probe L12-2 nur die ersten 22% der Prüfdauer genau auf. Ebenfalls spiegelt sich eine geringfügige Abnahme der normierten Phasenwinkeldifferenz der Probe L26-7 zwischen 29% und 57% der Prüfdauer nicht im Verlauf der Degradationskurve wieder. Dass diese nach etwa 60% ebenfalls in eine negative Steigung übergeht, erscheint nicht dem wahren Materialverhalten zu entsprechen.

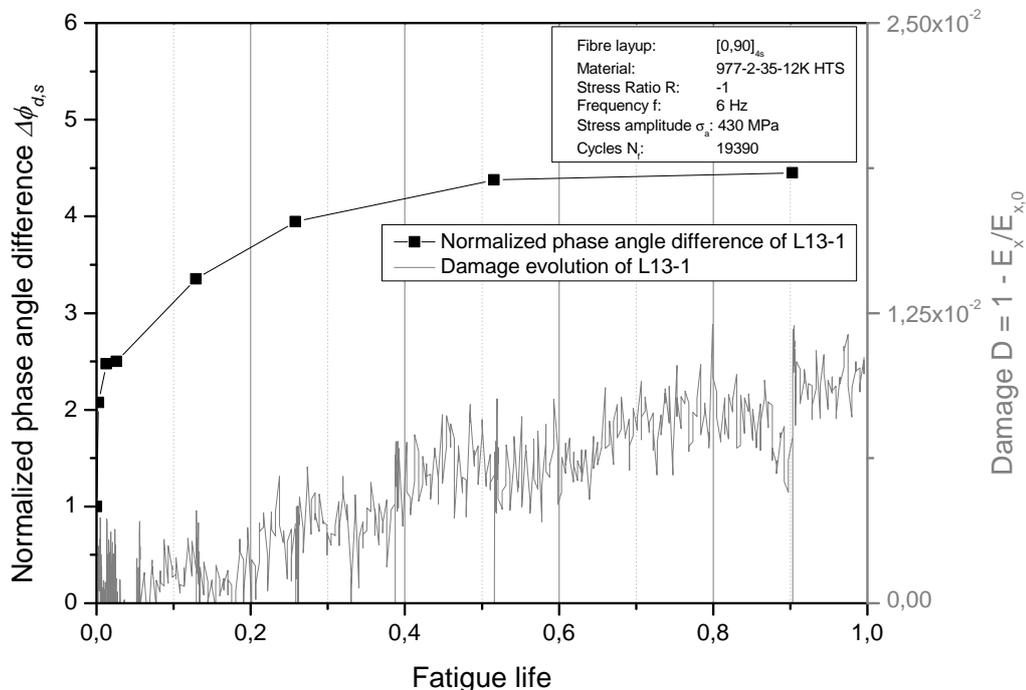


Abbildung 5.5: Vergleich der Phasenwinkeldifferenz  $\Delta\Phi_{d,s}$  mit dem Schädigungsverlauf der Probe L13-1.

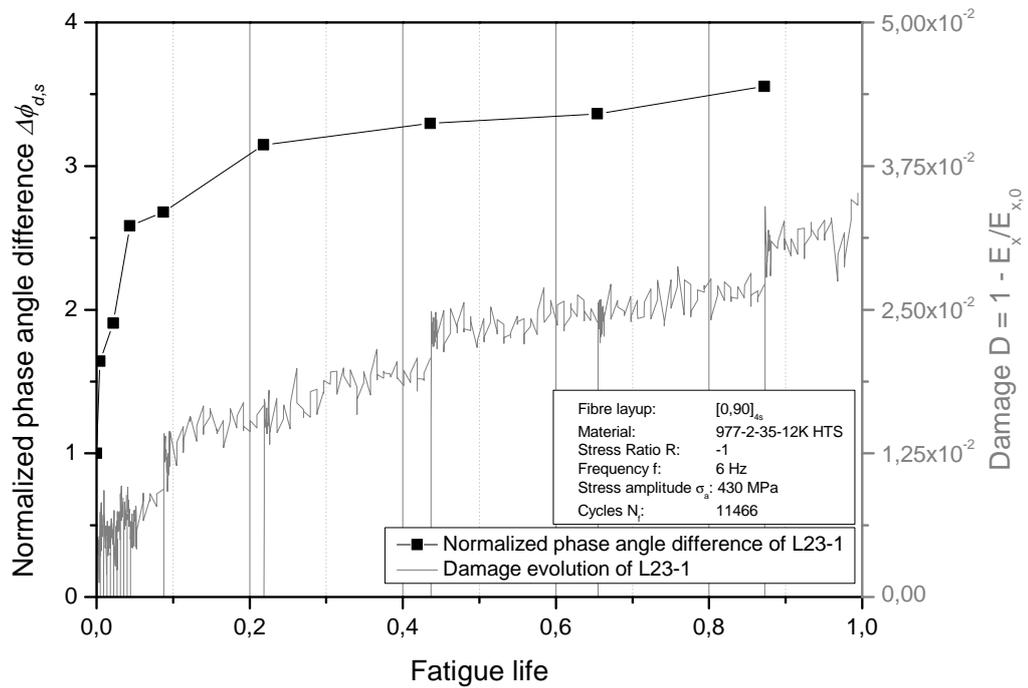


Abbildung 5.6: Vergleich der Phasenwinkeldifferenz  $\Delta\Phi_{d,s}$  mit dem Schädigungsverlauf der Probe L23-1.

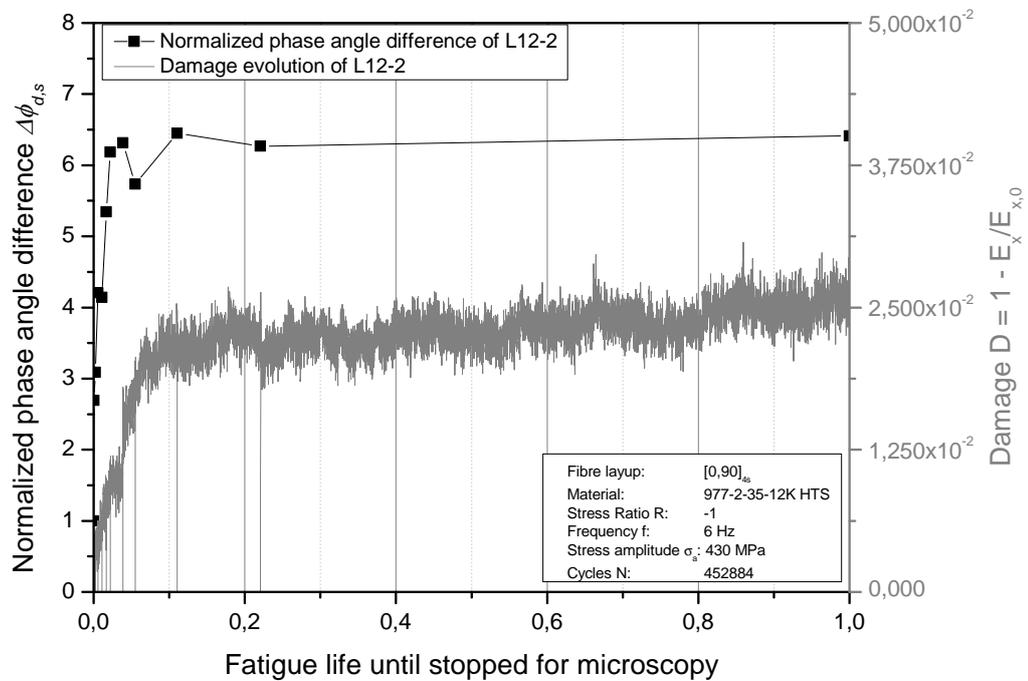


Abbildung 5.7: Vergleich der Phasenwinkeldifferenz  $\Delta\Phi_{d,s}$  mit dem Schädigungsverlauf der Probe L12-2.

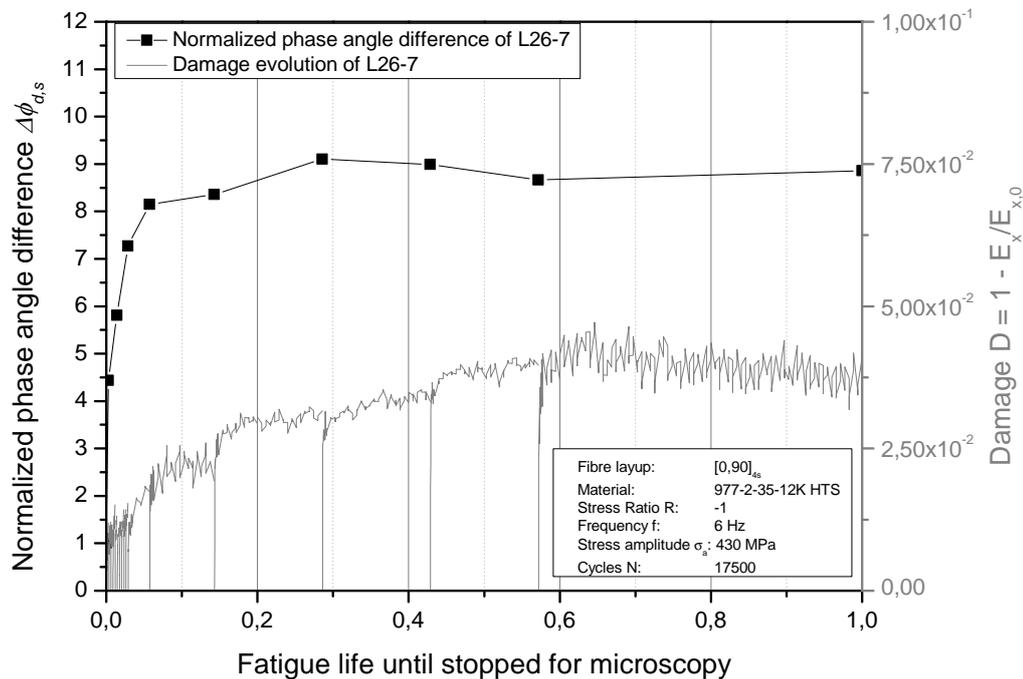


Abbildung 5.8: Vergleich der Phasenwinkeldifferenz  $\Delta\Phi_{d,s}$  mit dem Schädigungsverlauf der Probe L26-7.

## 5.2 Betrachtung des Zusammenhangs zwischen Rückseitendefekt und Phasenwinkeldifferenz

In Abschnitt 4.7.1 wurde beschrieben, dass ein Großteil der Proben unter zyklischer Belastung eine lokale Schichttrennung auf der Probenrückseite aufweist, ausgehend vom Schlagschaden. Abbildung 5.9 stellt die Fläche dieser Delamination der normierten Phasenwinkeldifferenz  $\Delta\Phi_{d,s}$  für den Lasthorizont 410 MPa gegenüber. Der qualitative Verlauf der Kurven weist Gemeinsamkeiten auf. So ist eine Charakterisierung der Kurvenanstiege in 3 Phasen sowohl für die Phasenwinkeldifferenz, als auch für die Entwicklung dieser Delaminationsfläche möglich. Bis auf einige Unregelmäßigkeiten der Kennwertkurven der Probe L23-3 zeigen die restlichen Kurven eine qualitativ gute Übereinstimmung der Anstiege.

Ebenfalls kann auf dem Lasthorizont 430 MPa eine gute Übereinstimmung dieser Teilergebnisse festgestellt werden. Beispielhaft sei die normierte Phasenwinkeldifferenz  $\Delta\Phi_{d,s}$  im Vergleich zur Delaminationsgröße der Probe L13-1 betrachtet. Während des Ermüdungslebens kommt es nach etwa 500 LW zu einem Anstieg beider Ergebniskurven, welche nach ungefähr 10000 LW wieder abflachen.

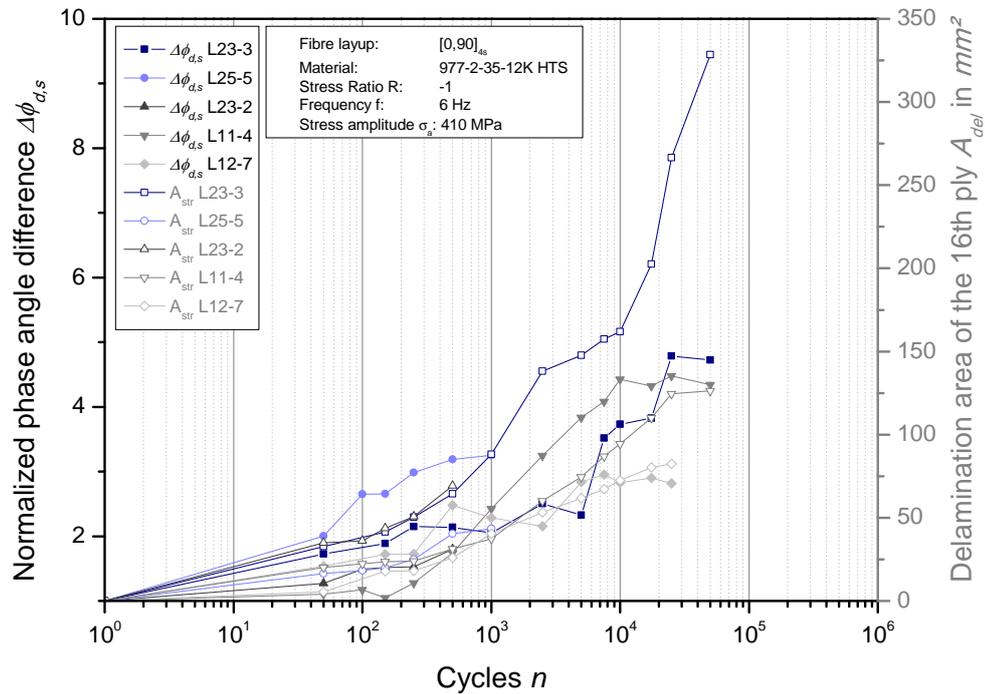


Abbildung 5.9: Vergleich der Phasenwinkeldifferenz  $\Delta\Phi_{d,s}$  für den Lasthorizont 410 MPa mit der Fläche der lokalen Schichttrennung auf der Probenrückseite.

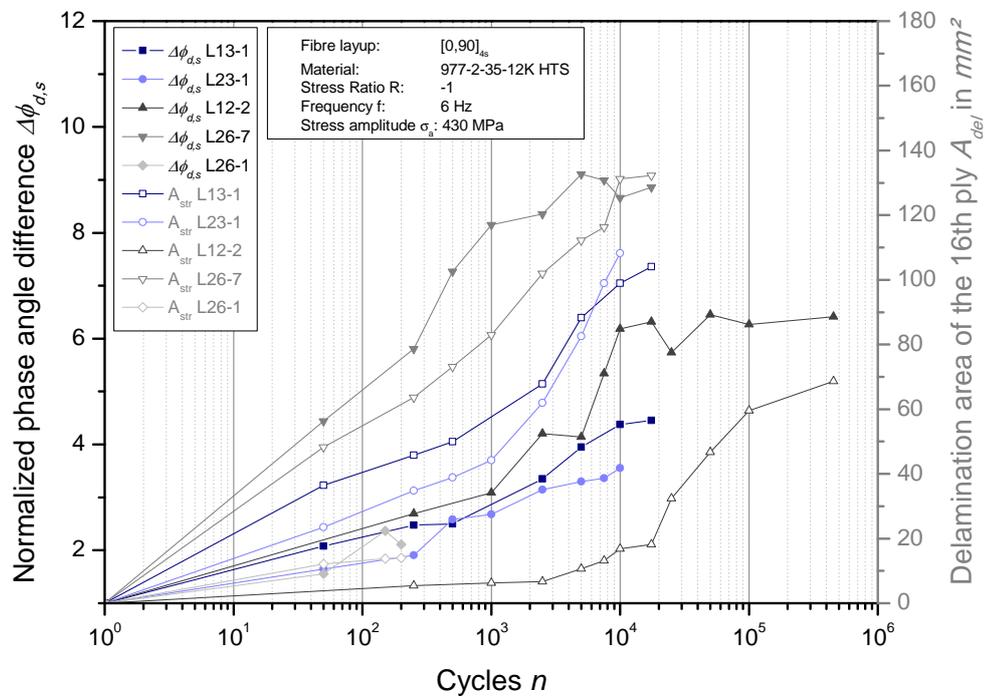
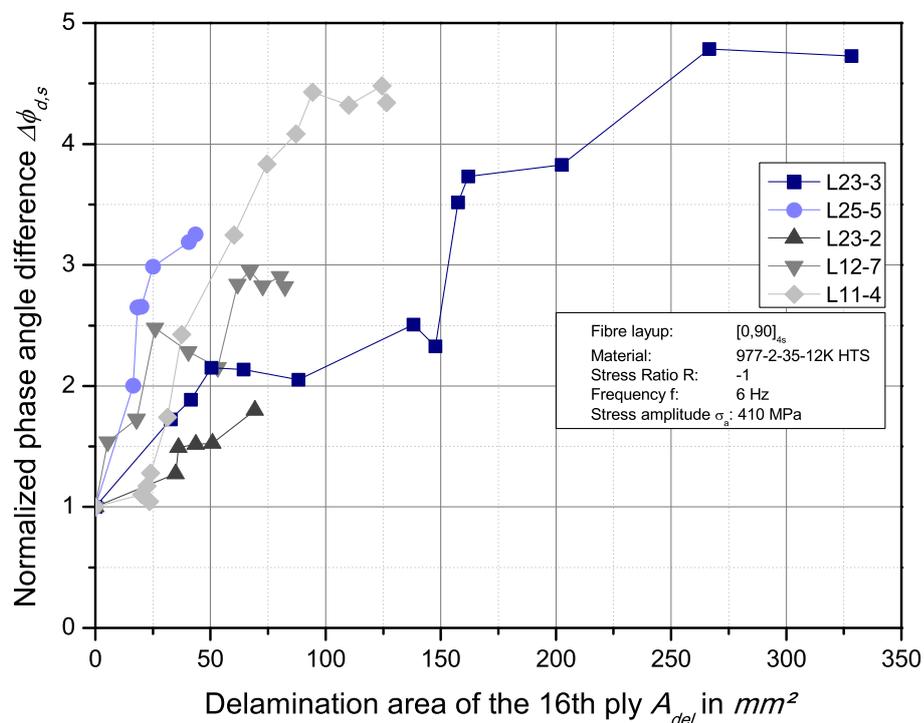
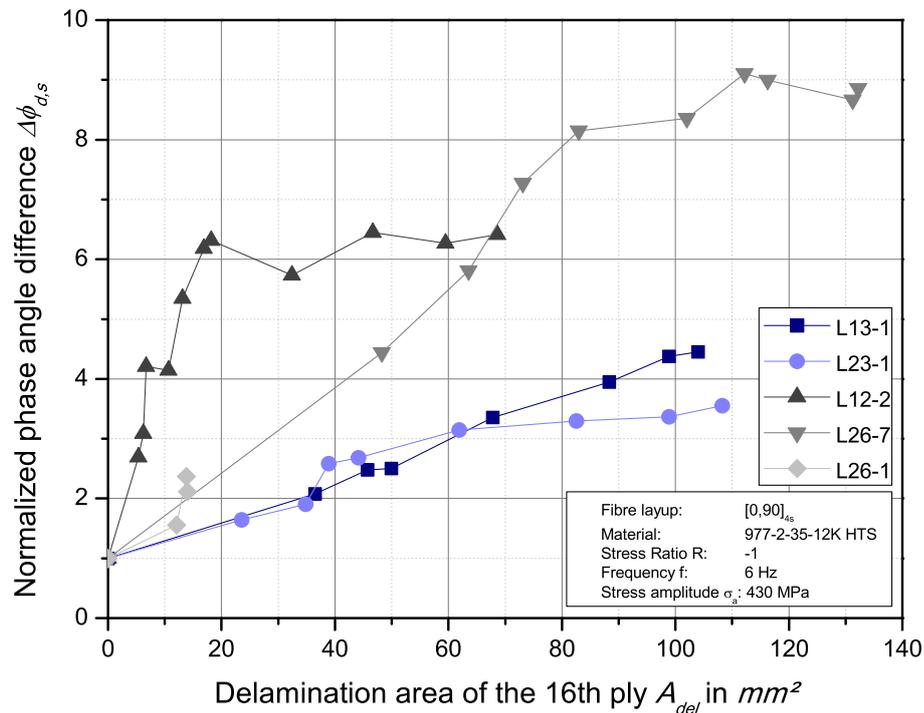


Abbildung 5.10: Vergleich der Phasenwinkeldifferenz  $\Delta\Phi_{d,s}$  für den Lasthorizont 430 MPa mit der Fläche der lokalen Schichttrennung auf der Probenrückseite.

Da also ein Zusammenhang zwischen der Delaminationsfläche der 15ten und 16ten Laminatschicht bestehen könnte, wird dieser quantitativ durch eine Auftragung der normierten Phasenwinkeldifferenz  $\Delta\Phi_{d,s}$  über die Gesamtfläche der Ablösung analysiert. Das Resultat ist in Abbildung 5.11 und 5.12 für den Lasthorizont 410 MPa und entsprechend 430 MPa dargestellt. Es kann weitgehend auf einen linearen Zusammenhang der beiden Größen geschlossen werden. Allerdings tritt nach einer gewissen Größe der Delamination eine Sättigung der Phasenwinkeldifferenz ein. Die Kurve geht dann in einen horizontalen Verlauf über.

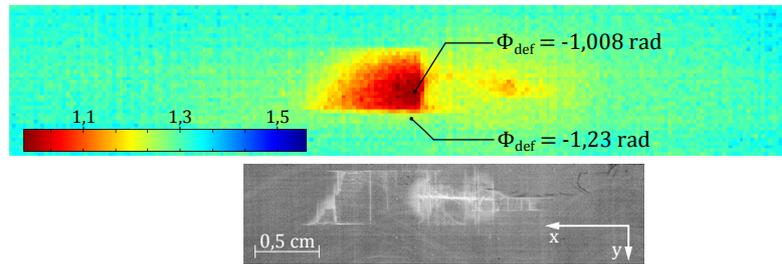


**Abbildung 5.11:** Zusammenhang zwischen der Phasenwinkeldifferenz  $\Delta\Phi_{d,s}$  und der Delaminationsfläche  $A_{del}$  auf dem Lasthorizont 410 MPa.

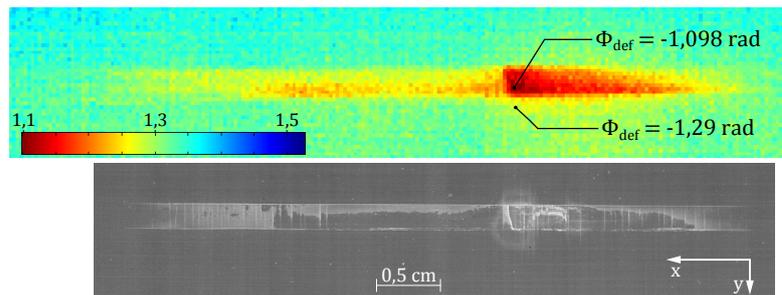


**Abbildung 5.12:** Zusammenhang zwischen der Phasenwinkeldifferenz  $\Delta\Phi_{d,s}$  und der Delaminationsfläche  $A_{del}$  auf dem Lasthorizont 430 MPa.

Ein Vergleich der Phasenwinkelverteilung über die freie Prüffläche der Proben L23-2 und L12-7 mit den entsprechenden Röntgenaufnahmen in Abbildung 5.13 zeigt weitere Gemeinsamkeiten. Anhand der Zinkiodid-Lösung ist die lokale Delamination zwischen der 15ten und 16ten Laminatschicht gut zu erkennen. Der Vergleich mit der Phasenwinkelverteilung unter der Verwendung eines gemeinsamen Größenmaßstabes macht deutlich, dass eine solche Delamination mit einem hohen Phasenwinkelkontrast einhergeht. Abbildung 4.39 zeigt anhand der LM-Aufnahmen der Probe L23-2, dass die 16te Lage zwei Faserbrüche aufweist. Ausgehend vom linken (entsprechend der Darstellung) Faserbruch breitet sich die Delamination hauptsächlich in positive x-Richtung aus, während sich vom rechten Faserbruch eine verhältnismäßig kleine Delamination in negative x-Richtung erstreckt. Dies spiegelt sich ebenfalls in der Phasenwinkelverteilung wieder. Die große Delamination der 16ten Laminatschicht ruft einen maximalen Phasenwinkel von  $-1,008$  Rad hervor. Direkt unterhalb der Position dieses Maximums fällt der Phasenwinkel auf etwa  $-1,23$  Rad ab. Nach Gleichung 4.1 ergibt dies bei einer Frequenz von  $f = 0,09$  Hz einen relativen Kontrast von  $C = 0,18$  am Übergangsbereich der Delamination. Die gleiche Betrachtung ergibt für die Probe L12-7 einen etwas geringeren relativen Kontrast von  $C = 0,15$ .



a) Probe L23-2 nach 500 LW



b) Probe L12-7 nach 25000 LW

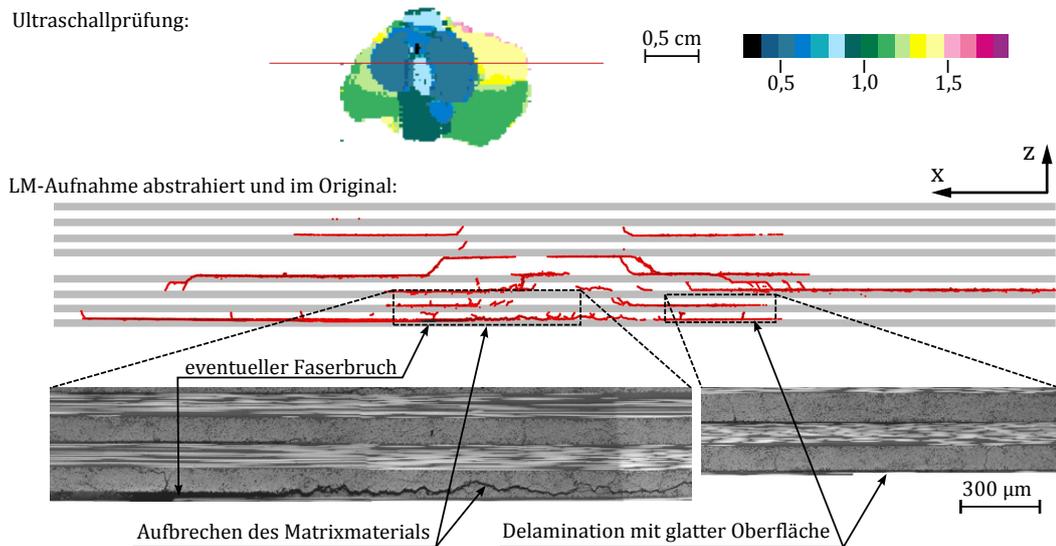
**Abbildung 5.13:** Phasenwinkelverteilung  $\Phi$  auf der Probenrückseite bei einer Frequenz von  $f = 0,09$  Hz, im Vergleich mit einer durch Röntgenprüfung sichtbar gemachten Delamination zwischen der 15ten und 16ten Laminatschicht.

Besonders ein Vergleich der PPT- und Röntgenaufnahme in [Abbildung 5.13b](#)) zeigt jedoch, dass es trotz einer lokalen Ablösung der 16ten Laminatschicht, welche mit konstanter Breite deutlich über den ursprünglichen Schlagschaden hinausreicht, zu einer inhomogenen Phasenwinkelverteilung entlang die Delaminationsfläche kommt. Dies lässt also vermuten, dass die reine Fläche der Rückseitendelamination nicht der einzige Einflussfaktor auf den sich einstellenden Phasenwinkel ist. Demzufolge müsste es einen Unterschied der Schadensausbildung in diesen Bereichen geben.

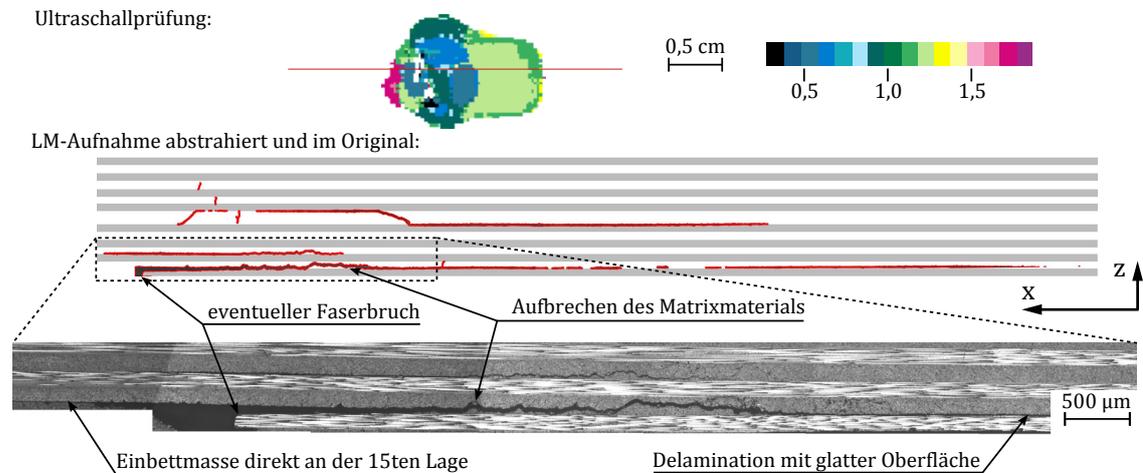
Eine nähere Betrachtung der LM-Aufnahmen (siehe [Abbildung 5.15](#) und [5.14](#)) gibt einen Aufschluss über die Beschaffenheit der Delaminationen in diesem Bereich. Es wird deutlich, dass einige Schichttrennungen mit äußerst glatten Oberflächen genau zwischen zwei Lagen verlaufen, während es in anderen Bereichen zu einem Übergang der reinen Schichttrennung in ein Aufklaffen des Matrixmaterials einer kompletten  $90^\circ$ -Schicht kommt. Im Fall der Probe L12-7 befindet sich eine solche Matrixtrennung gleich hinter einem vermutlichen Faserbruch der 16ten Laminatschicht<sup>1</sup> in negative

<sup>1</sup>Eine Ursache für die Fasertrennung könnte auch in der Probenpräparation für die LM-Aufnahmen liegen.

x-Richtung. Ebenfalls lässt sich bei Probe L23-2 ein solches Matrixversagen mit den Positionen der maximalen Phasenwinkelwerte korrelieren. Die inhomogene Verteilung der Phasenwinkelwerte über den Bereich des Schlagschadens der Probe L23-2 könnte ebenfalls darauf zurückgeführt werden, dass die Delamination in transversale Richtung unterschiedlich stark ausgeprägt ist. Abbildung 5.14 macht deutlich, dass in dieser Ansicht der rechte Bereich des Schlagschadens von einer glatten Delaminationsfläche geprägt ist, während es weiter links davon zu einem Aufbrechen der 15ten Lage kommt.



**Abbildung 5.14:** LM-Aufnahme der Probe L23-2 nach 500 LW. In positiver x-Richtung geht die vergleichsweise glatte Delaminationsoberfläche zwischen der 15ten und 16ten Lage in ein Aufbrechen der 90°-Schicht über.



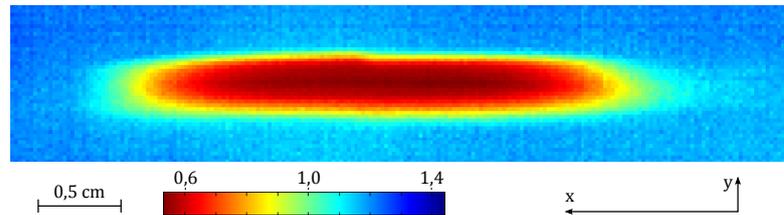
**Abbildung 5.15:** LM-Aufnahme der Probe L12-7 nach 25000 LW. In negativer x-Richtung geht die vergleichsweise glatte Delaminationsoberfläche zwischen der 15ten und 16ten Lage in ein Aufbrechen der 90°-Schicht über.

### 5.3 Entwicklung der Phasenwinkeldifferenz in Abhängigkeit von den Delaminationsflächen

In Abschnitt 4.7.2 wurde festgestellt, dass bis auf Probe L13-5 kein Delaminationswachstum zwischen der 1ten und 15ten Laminatschicht beobachtet werden kann. Jedoch hat der vorherigen Abschnitt gezeigt, dass sich die Beschaffenheit der Delaminationsflächen unterscheidet.

Die Schlibfbilder der Probe L11-4 zeigen lediglich glatte Delaminationsflächen. Eine Phasenwinkelverteilung müsste demnach deutlich homogener verlaufen. Das dies der Fall ist, zeigt die nach 50000 LW durchgeführte PPT-Messung auf der Probenrückseite. Das Ergebnis der Spektralanalyse in Abbildung 5.16 zeigt eine symmetrische Verteilung der Phasenwinkel über die Länge der Delamination zwischen der 15ten und 16ten Lage.

Eine qualitative Verteilung der Phasenwinkel über die aufgenommene Prüfebene scheint also abhängig von der Flächenausdehnung einer Delamination sowie von deren strukturellen Beschaffenheit zu sein. Um eine quantitative Aussage über das thermische Verhalten an Materialdefekten treffen zu können, soll eine Betrachtung der absoluten Phasenwinkeldifferenzen  $\Delta\Phi_{d,s}$  herangezogen werden. Abbildung 5.17 zeigt die auf der Rückseite und Vorderseite ermittelte unnormierte Phasenwinkeldifferenz für die drei auf dem Lasthorizont 410 MPa geprüften Proben L23-2, L12-7



**Abbildung 5.16:** Phasenwinkelverteilung anhand einer PPT-Messung auf der Rückseite der Probe L11-4 nach 50000 LW bei einer Frequenz von  $f = 0,09$  Hz.

und L11-4 sowie der auf dem Lasthorizont 350 MPa geprüften Probe L13-2. Die Messungen auf der Probenrückseite zeigen wieder einen charakteristischen Anstieg der Phasenwinkeldifferenz, welcher vermutlich mit dem Wachstum der Delamination zwischen der 15ten und 16ten Lage einhergeht. Innerhalb der ersten 500 LW unterscheiden sich die Verläufe der Kurven L11-4 und L23-2 kaum. Lediglich die Absolutwerte der Probe L12-7 sind niedriger. Anhand der Risskarte in Abbildung 4.40 ist zu erkennen, dass die Anzahl der Delaminationen sowie die Anzahl der ZfB in dieser Probe geringer ist als bei L11-4 und L23-2. Eine Betrachtung der Probenvorderseite, welche vermutlich kaum von dem ablösenden Faserstrang auf der Rückseite beeinflusst wird, liefert jedoch keine aussagekräftigen Ergebnisse.

Da die Phasenwinkeldifferenz  $\Delta\Phi_{d,s}$  auch stark von der Wahl des Bereiches zur Mittelung der Phasenwerte  $\Phi_s$  abhängig. Abbildung 5.18 verdeutlicht anhand der Probe L11-4, dass die Absolutwerte  $\Phi_d$  und  $\Phi_s$  gleichermaßen schwanken und somit der Kontrast verhältnismäßig konstant bleibt. Da jedoch der Absolutwert der Phasenwinkeldifferenz  $\Delta\Phi_{d,s}$  stark von der Wahl des Bereiches zur Mittelung der Phasenwerte  $\Phi_s$  abhängig ist, liefert Abbildung 5.19 eine Gegenüberstellung der Phasenwerte  $\Phi_d$  auf den Probenvorder- und Rückseiten. Dem kann entnommen werden, dass die maximalen am Schlagschaden ermittelten Phasenwerte bei der Probe L11-4 auftreten, gefolgt von den Messungen der Probe L23-2. Die niedrigsten Werte treten bei L12-7 auf. Diese Tendenz ist jedoch nicht in Übereinstimmung mit der in Abschnitt 4.7.2 erläuterten Matrixtrennung in der 90°-Lage. Allerdings fällt bei einem Vergleich mit den entsprechenden Risskarten im selbigen Abschnitt auf, dass die Phasenwerte mit zunehmender Anzahl der Delaminationsflächen abnehmen. Dies bestätigen Messungen auf der Vorder- und Rückseite der Proben.

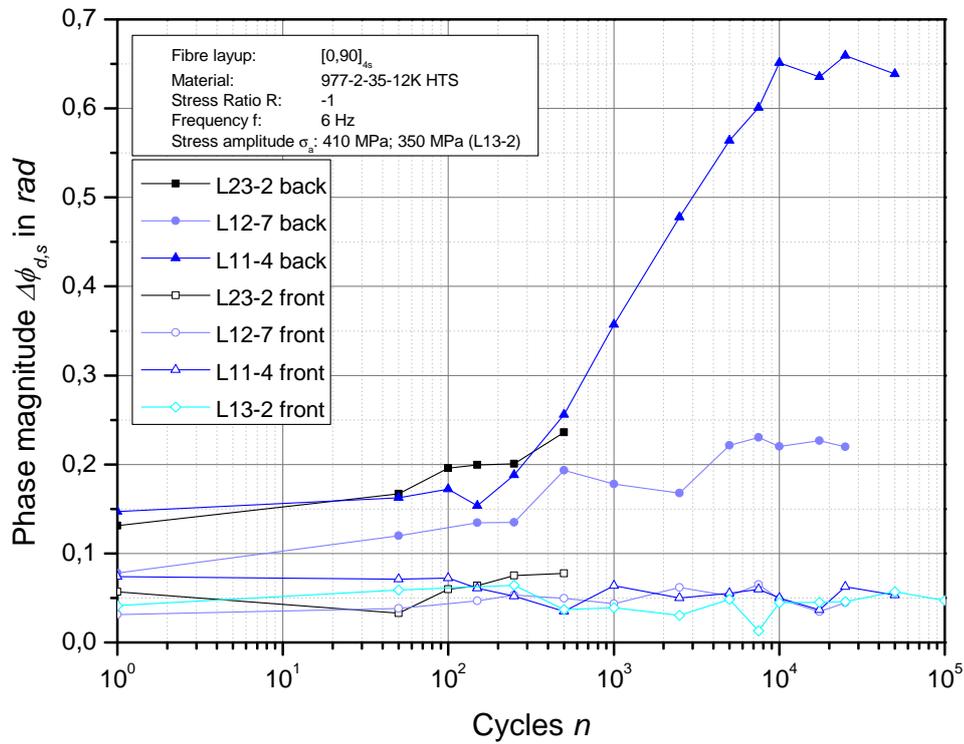


Abbildung 5.17: Entwicklung des Phasenwinkeldifferenz im Bereich eines Schlagchadens bei einer Frequenz von  $f = 0,09$  Hz.

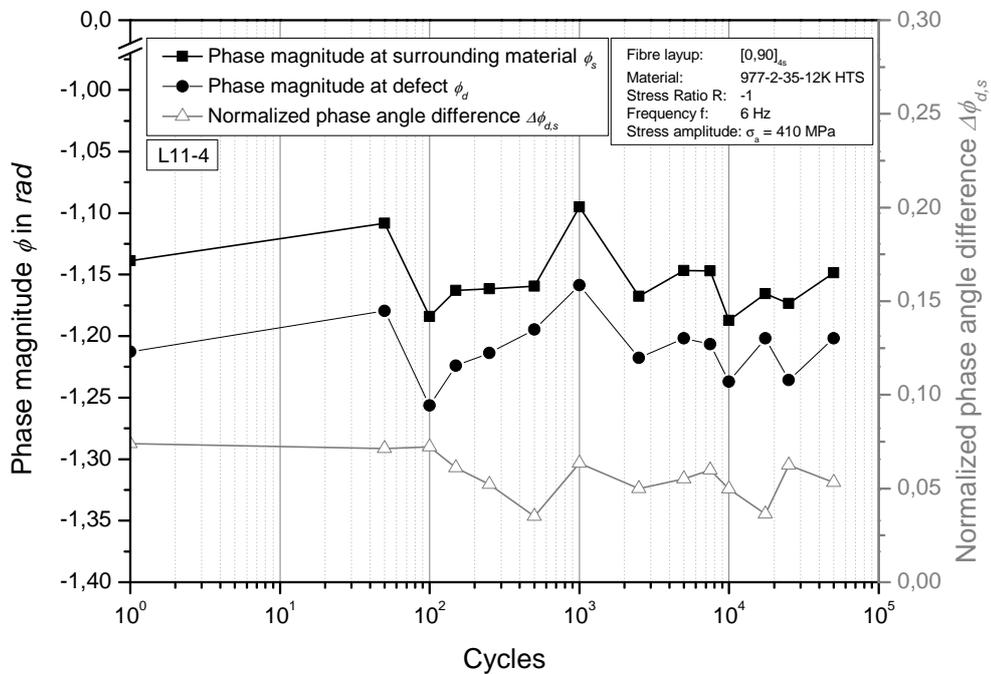


Abbildung 5.18: Gegenüberstellung der Phasenwerte  $\Phi_s$  und  $\Phi_d$  mit der daraus resultierenden Phasenwinkeldifferenz  $\Delta\Phi_{d,s}$  bei der Frequenz  $f = 0,09$  Hz.

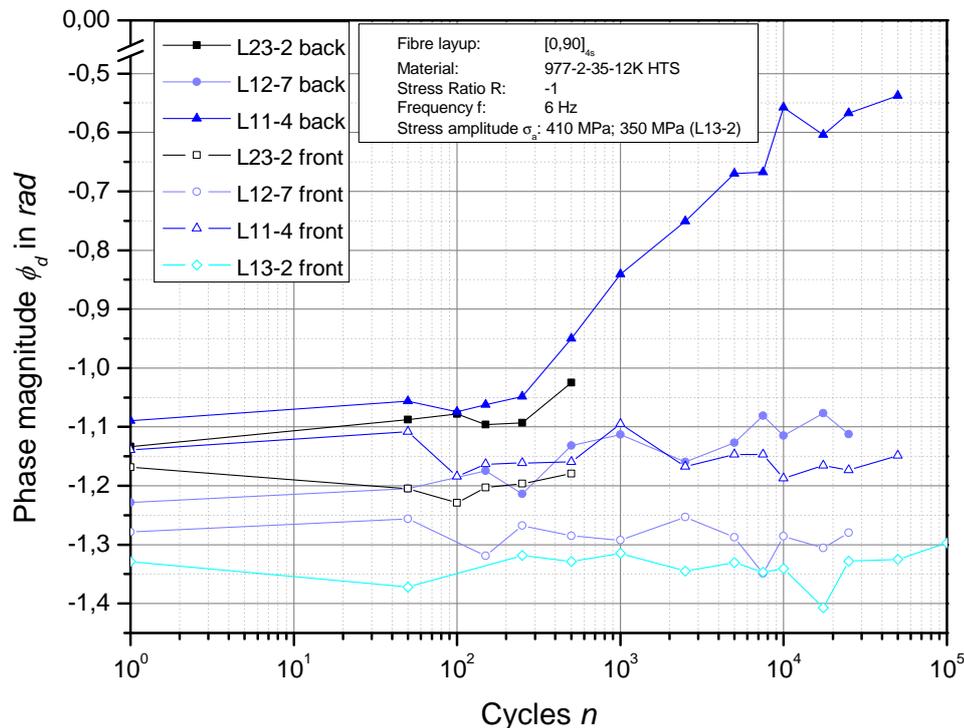


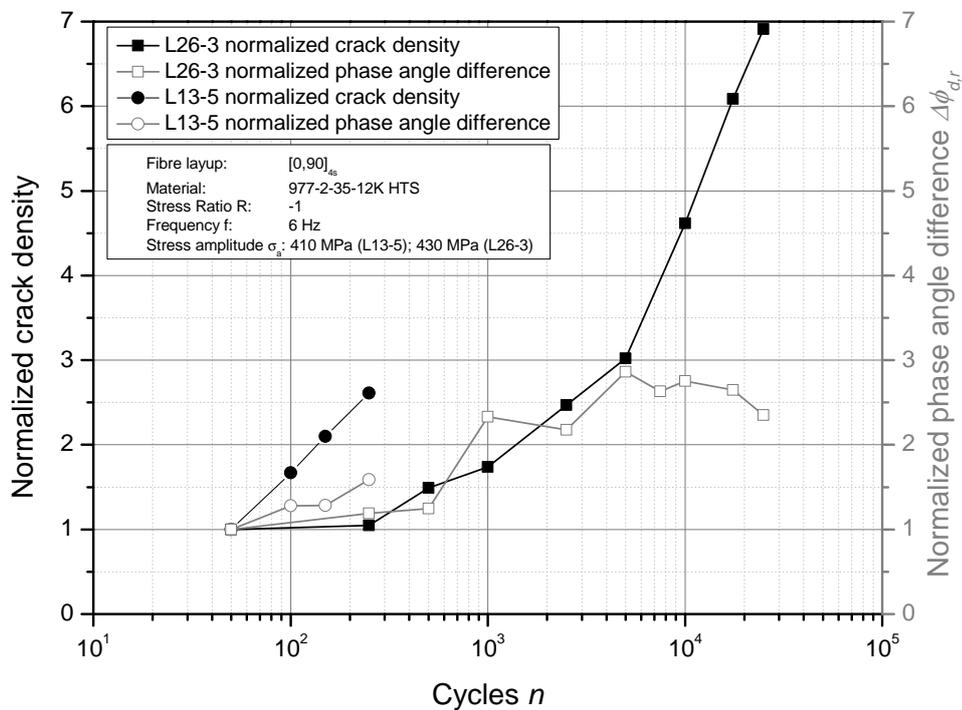
Abbildung 5.19: Entwicklung des maximalen Phasenwertes im Bereich eines Schlagschadens bei einer Frequenz von  $f = 0,09$  Hz.

## 5.4 Entwicklung der Phasenwinkeldifferenz in Abhängigkeit von der Rissdichte

Anhand der Risskarten in Abbildung 4.39 bis 4.41 kann eine Aussage über die Rissdichte der 15ten Laminatschicht getroffen werden. In diesem Bereich treten bei der Probe L12-7 nur vereinzelt ZfB auf. Eine höhere Rissdichte, welche zusätzlich durch die großräumigen Materialtrennungen innerhalb der 15ten Lage beeinflusst wird, kann bei der Probe L23-2 beobachtet werden. Die Probe L11-4 weist nach 50000 LW eine vergleichsweise sehr hohe Rissdichte auf. Dies spiegelt sich in den Phasenwinkelwerten in Abbildung 5.19 wieder. Davon abweichend ist allerdings die Messung der Probenvorderseite von L13-2.

Um die Entwicklung der Rissdichte über die Ermüdungsdauer beurteilen zu können, wurden die Proben L26-3 und L13-5 einer ausführlichen Röntgenprüfung unterzogen. Die extrahierten Risse in Abbildung 4.44 und 4.45 wurden dazu mit einer Bildanalysesoftware quantitativ ausgewertet, indem die Zunahme der Pixel ausgezählt wurde. Damit kann eine Aussage über die Rissdichte getroffen werden. Abbildung

5.20 zeigt die Zunahme der Rissdichte, welche auf den ersten ermittelten Wert nach 50 LW normiert ist. Bei einer halblogarithmischen Auftragung nimmt diese für die Probe L26-3 nach 50 LW linear zu. Bei Probe L13-5 geht die Kurve nach 50000 LW in einen linearen Verlauf über. Dem gegenübergestellt ist der Verlauf der normierten Phasenwinkeldifferenz  $\Delta\Phi_{d,s}$ . Eine schnellere Risszunahme spiegelt sich in einem steileren Anstieg der Phasenwinkeldifferenz-Kurve wieder. Obwohl bei Probe L13-5 die Rissdichte nach 50000 LW weiter zunimmt, kommt es zu der bereits beschriebenen Sättigung der Phasenwinkeldifferenz.



**Abbildung 5.20:** Entwicklung der Rissdichte, normiert auf die ersten Prüfwert nach 50 LW. Zum Vergleich sind die Phasenwinkeldifferenzen  $\Delta\Phi_{d,s}$  mit dargestellt.

# 6 Diskussion

Im folgenden Kapitel werden die gewonnenen Ergebnisse und die darauf basierenden Auswertungen diskutiert. In einer Ursachenanalyse zur Ergebnisstreuung werden mögliche Verbesserungsvorschläge zur erfolgreichen Fortführung des Projektes erarbeitet. Anschließend werden die in vorangegangenen Kapiteln getroffenen Aussagen zur Korrelation zwischen Merkmalcharakteristika der ZfP-Verfahren und dem beobachteten Schadenswachstum diskutiert.

## 6.1 Untersuchung möglicher Einflussfaktoren auf die Ermüdungsdauer

Zwar ist eine große Ergebnisstreuung bei der Durchführung von Ermüdungsversuchen insofern von Vorteil, dass der Einfluss der unterschiedlichen Kritikalitäten von Schlagschäden oder anderen Störgrößen auf die Ergebnisse der PPT-Messungen untersucht werden kann. Andererseits ist dadurch keine verlässliche Aussage über die verbleibende Lebensdauer von Proben, welche für Mikroskopieuntersuchungen nicht bis zum Versagen belastet werden, möglich. Daher sollen in diesem Abschnitt einige Ursachen für die große Streuung untersucht werden.

### 6.1.1 Einfluss der Probenqualität und der Knickstütze auf die Lebensdauer

Als Vergleichskurve für anschließende Versuche mit schlagschadenbehafteten Proben wurde in einem klassischen Ermüdungsversuch mit neun Proben eine Wöhlerkurve erstellt. Anhand dieser Ergebnisse lässt sich das Materialverhalten ohne dem An- und Abmontieren der Knickstütze und ohne den Einfluss von Schlagschäden und

ZfP untersuchen. Der ermittelte Korrelationskoeffizient  $R = -0,8841$  zeigt, dass eine nicht unerhebliche Streuung der Ergebnisse vorhanden ist.

Zum Einen hat die bei einigen Proben beobachtete Faserwelligkeit einen erheblichen Einfluss auf die Ermüdungsdauer. Die Wöhlerkurve in Abbildung 4.2 beinhaltet die dynamische Prüfung von zwei Proben, bei welchen eine Faserwelligkeit nachgewiesen werden kann (siehe Tabelle 4.1). Dabei handelt es sich um L23-5, welche auf dem Lasthorizont 575 bereits nach 1382 LW versagte. Ebenfalls hat die zweite Probe L12-4 auf dem Lasthorizont 495 MPa mit nur 236374 früher versagt als erwartet. Kreuzverbunde weisen ihre maximalen Steifigkeiten in Faserrichtung auf. Liegt eine Ondulation der Fasern vor, so nimmt die Steifigkeit zwischen der 0°- und 90°-Orientierung zu, während die ursprünglichen Extrema abnehmen [1].

Die beiden als Ausreißer deklarierten Proben in Abbildung 4.2 weisen jedoch keine signifikante Faserwelligkeit auf. Es konnte jedoch unter zyklischer Belastung ein in Abschnitt 4.3 beschriebenes Klacken wahrgenommen werden. Wurde daraufhin die Knickstütze mit einer zusätzlichen Lage Klebeband versehen, stoppte dieses Geräusch. Daraus kann die Schlussfolgerung gezogen werden, dass einige Proben zyklisch gegen die Innenseite der Knickstütze geschlagen haben. Dies resultiert vermutlich aus einem globalen Ausbeulen der Probe. Der Versuchsdurchlauf wurde daraufhin so modifiziert, dass eine zusätzliche Lage Klebeband für die Präparation der Knickstütze verwendet wurde, sobald ein solches Klacken wahrgenommen wurde. Dies wirft jedoch die Frage auf, warum dieses Phänomen nur bei einigen Proben beobachtet werden konnte. Eine wahrscheinliche Ursache ist die unterschiedliche Dicke der Proben. In Abbildung C.1 ist die Dickenverteilung der CFK-Platten nach dem Autoklavprozess dargestellt. In Richtung der Plattenränder nimmt die Dicke stets ab. So variiert auch die Probendicke um bis zu 0,25 mm. Für eine erfolgreiche Fortführung des Projektes muss also der Autoklavprozess optimiert werden. Dies könnte zum Beispiel durch die Verwendung einer biegesteifen Negativform erreicht werden, um beim Aushärten ein eventuelles Austreten von Matrixmaterial an den Randzonen zu verhindern. Ein solcher Materialverlust, welcher zu niedrigeren Faservolumengehalten an den Randzonen führt, kann bei dem in dieser Arbeit verwendeten Autoklavaufbau nicht mit Sicherheit ausgeschlossen werden. Als Idealprozess muss ein "no-bleed"-Aufbau angestrebt werden.

Eine Variation der Probendicke führt weiterhin zu unterschiedlichen Kontaktkräften zwischen dem Prüfkörper und der Knickstütze. Die Steifigkeitsdegradationen der Proben ohne Schlagschaden in Abbildung 4.5 bis 4.7 zeigt bereits zu Beginn

der dynamischen Prüfung deutliche Abweichungen untereinander. Dies könnte aus einer variierenden Anzugskraft beim Montieren der Knickstütze resultieren. Je größer diese ist, desto höher ist der Kraftfluss durch die Knickstütze, was wiederum zu einer abweichenden Gesamtsteifigkeit führt. Um dies zu vermeiden, müssten die zehn Befestigungsschrauben mit einem konstanten Drehmoment angezogen werden. Dazu sollten die beiden Teilhälften an den Randzonen nicht aufeinander liegen, um ein vergleichbares Maß für die Kontaktkraft mit dem Prüfkörper zu garantieren. Im Idealfall sollte die Knickstütze für jede Probe individuell mit einer exakt passenden Epoxidharzschicht ausgegossen werden, da die Probendicke in der Mitte des freien Prüfbereiches von den Randzonen abweicht. Dies würde jedoch den zeitlichen Rahmen einer solchen Arbeit sprengen.

### 6.1.2 Einfluss von Schlagschäden auf die Ermüdungsfestigkeit

Eine Regressionsrechnung für die Ergebnisse der schlagschadenbehafteten Proben in Abbildung 4.3 ergibt einen Korrelationskoeffizient von  $R = -0,0423$ . Die große Streuung resultiert zum Einen aus den im vorherigen Abschnitt diskutierten Einflussfaktoren wie Faserondulationen in der Laminebene, unterschiedliche Probendicken und der Knickstütze. Ein weiterer Grund für eine Zunahme der Ergebnisstreuung lässt sich aus den Forschungsergebnissen von Tai et. al. [15] erschließen. In diesen wurden Ermüdungsversuche unter Wechsellast ( $R = -1$ ) mit quasi-isotropen CFK-Proben mit und ohne Schlagschaden durchgeführt. Bei einer Probendicke von bis zu 4 mm zeigen die Ermüdungskurven der schlagschadenbehafteten Proben in Abbildung 2.16 eine geringere Steigung als die Ermüdungskurven von Proben ohne Schlagschaden. Ein vergleichbares Bild liefert eine Gegenüberstellung der in dieser Arbeit gewonnenen Ergebnisse der Ermüdungsversuche in Abbildung 4.4. Da für die Ermüdungskurve der schlagschadenbehafteten Proben ein geringerer Anstieg zu erwarten ist, müssen für die Prüfung nahe beieinander liegende Lasthorizonte verwendet werden. Dementsprechend führen geringe Unterschiede der Belastungszustände auch zu geringeren Unterschieden in der erwarteten Ermüdungsdauer. Dies resultiert, dass ein linearer Zusammenhang mit der vorhandenen Streuung schlechter ermittelt werden kann.

Einen weiteren Einflussfaktor stellt die Varianz der durch Impacts initiierten Schlagschäden dar. Tabelle 4.1 führt drei charakteristische Maße der durch Ultraschalluntersuchungen detektierten Delaminationsflächen auf. Anhand der in der zweidi-

mensionalen Draufsicht ermittelten Delaminationsfläche (IDA), der dazugehörigen Ausdehnung in  $y$ -Richtung (IDW) und dem minimalen Abstand der Delaminationen (ED) zum freien Prüfrand sollen im Folgenden die Haupteinflussfaktoren auf die Lebensdauer der Proben ermittelt werden. Dazu werden die drei Geometrieparameter als Absolutwert oder normiert auf die Probendicke  $t_2$  (siehe Abbildung 3.8) der erreichten Lastwechselzahl  $N_f$  bis zum Versagen der jeweiligen Probe gegenübergestellt. Als Vergleichswert dieser Untersuchungsergebnisse dient der Korrelationskoeffizient  $R$  der entsprechenden Regressionsrechnung.

Die höchste Abhängigkeit der Geometrieparameter von der Lastwechselzahl  $N_f$  kann für die Breite der Delamination und für die Delaminationsfläche, beide normiert auf die Probendicke  $t_2$ , ermittelt werden. Die Abbildungen 6.1 und 6.2 zeigen, dass für den Lasthorizont 410 MPa die Regressionsrechnungen einen Korrelationskoeffizienten von  $R = -0,6821$  für die normierte Delaminationsbreite und  $R = -0,6861$  für die normierte Delaminationsfläche ergeben. Für den Lasthorizont 430 MPa wird entsprechend ein  $R = -0,9359$  für die normierte Delaminationsbreite und  $R = -0,9081$  für die normierte Delaminationsfläche ermittelt. Dabei ist allerdings zu berücksichtigen, dass zwei Ergebnisse aus der Regressionsrechnung herausgenommen wurden. Die als Ausreißer deklarierten Proben auf dem Lasthorizont 430 MPa scheinen erheblich durch die im vorangegangenen Abschnitt diskutierten Einflussfaktoren (Knickstütze, Faserwelligkeit) beeinflusst. Ein Vergleich der Regressionskurven zeigt, dass der Betrag der Steigung zum niedrigeren Lastniveau abnimmt. Damit steigt allerdings auch wieder die Streuung der Ergebnisse. Eine weitere Gegenüberstellung der genannten Geometrieparameter führt qualitativ zu gleichen Aussagen. Jedoch ist der lineare Zusammenhang der untersuchten Parameter mit der Lastwechselzahl  $N_f$  geringer. Die Ergebnisse können den Abbildungen D.1 bis D.4 aus Anhang D entnommen werden.

Da viele Proben während des Einschwingvorgangs des Pulsers und damit vor dem Erreichen der vollen Last versagt haben, die CAI-Festigkeit also ebenfalls stark variiert, ist an dieser Stelle ein Zusammenhang zwischen der Delaminationsgröße und der maximalen Last  $\sigma_{a,max}$  beim Versagen der Probe zu vermuten. Die höchste Abhängigkeit ergibt sich für eine lineare Regression der Delaminationsfläche (IDA) und der maximalen Last  $\sigma_{a,max}$ . Der Korrelationskoeffizient beträgt in diesem Fall  $R = -0,5542$ . Dies verdeutlicht, dass die Fläche des Schlagschadens allein keine verlässliche Aussage über die Restfestigkeit macht. Allerdings kann so eine Abschätzung getroffen werden, ob eine Probe die dynamische Belastung des gewünschten Last-

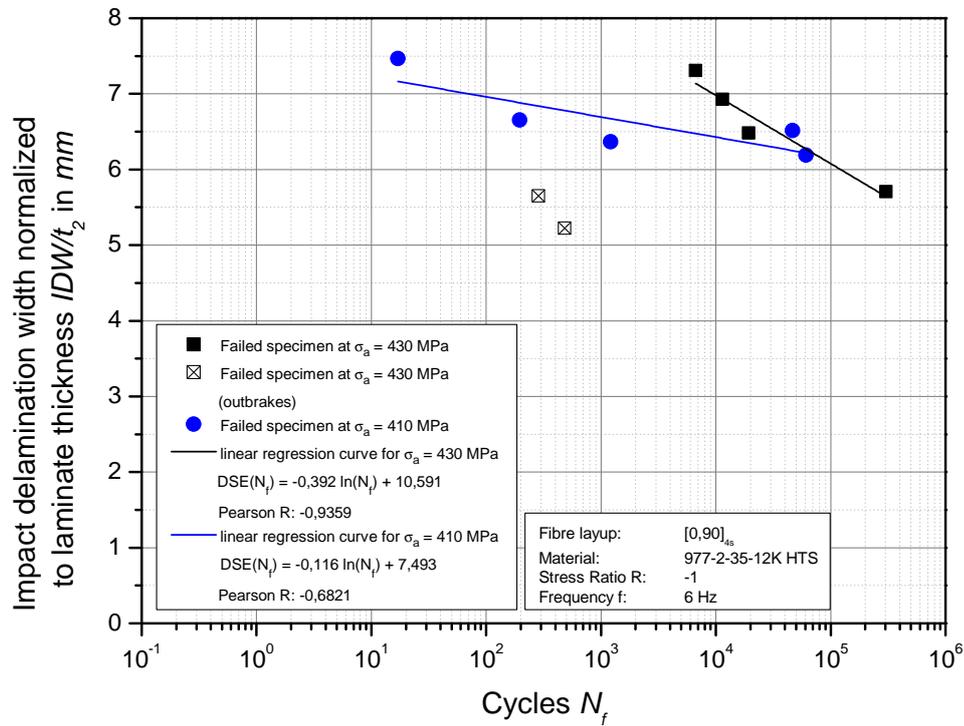


Abbildung 6.1: Abhängigkeit der Lastwechselzahl  $N_f$  von der Breite der Schlag-schadendelaminationen, normiert auf die Probendicke.

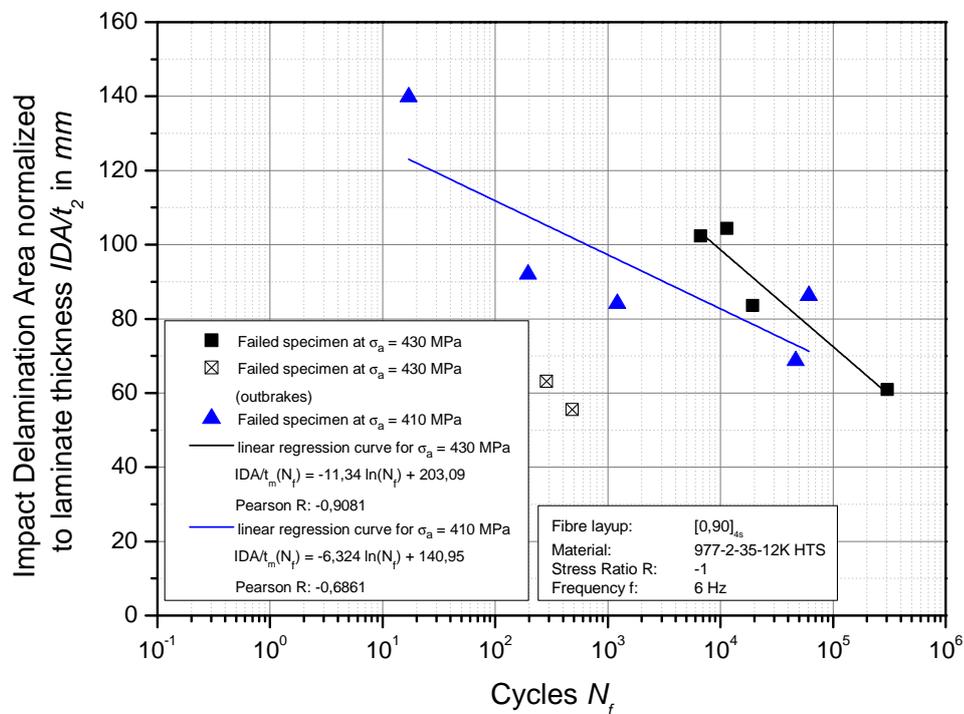
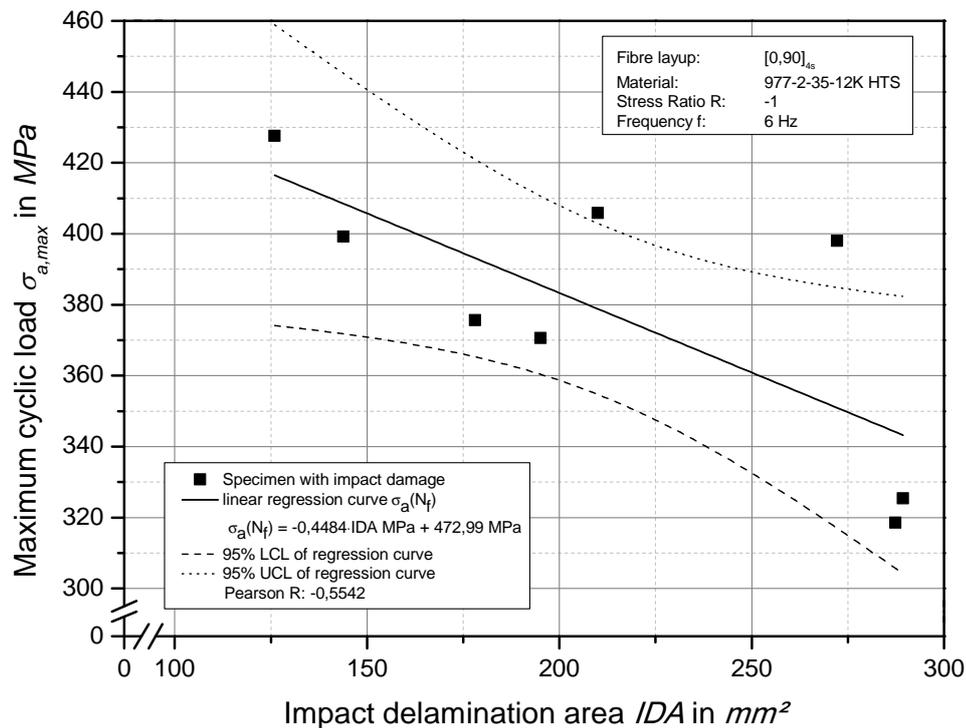


Abbildung 6.2: Abhängigkeit der Lastwechselzahl  $N_f$  von der Fläche der Schlag-schadendelaminationen, normiert auf die Probendicke

horizontes überhaupt erreicht. Abbildung 6.3 verdeutlicht den als linear vermuteten Zusammenhang der Parameter. Trotz der großen Streuung der Ergebnisse bestätigt das Konfidenzintervall, dass mit zunehmender Delaminationsgröße die dynamische Festigkeit abnimmt. Die Regressionsrechnung wurde ebenfalls für die auf Probendicke  $t_2$  normierte Delaminationsfläche durchgeführt. Dies führt zu einem ähnlichen, aber etwas geringeren Korrelationskoeffizienten von  $R = -0,5415$ . Das Ergebnis kann der Abbildung D.5 entnommen werden.

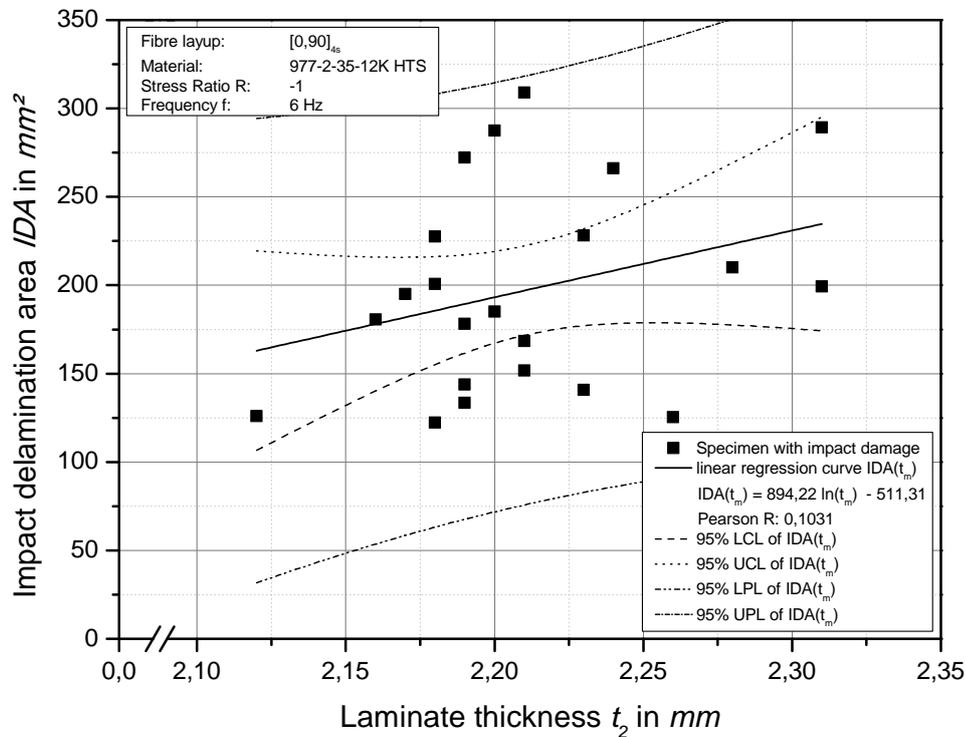


**Abbildung 6.3:** Maximale Last  $\sigma_{a,max}$ , bei welcher die Proben beim Anschwingvorgang des Pulsers versagt haben, in Abhängigkeit von der normierten Delaminationsgröße.

Die Größe und Form der Schlagschadendelaminationen hat also einen erheblichen Einfluss auf die maximale Ermüdungsdauer. Folglich muss eine konstantere Schadensinitiierung beim Impact angestrebt werden. Dies führt zu der Frage, warum die Schlagschäden trotz einer konstanten Fallhöhe in ihrer Kritikalität so unterschiedlich ausfallen. Eine Korrelation der Delaminationsfläche mit der Probendicke  $t_2$  zeigt zwar die Tendenz zu größeren Schadensbildern bei dickeren Proben<sup>1</sup>, jedoch bedeutet ein Korrelationskoeffizient von  $R = -0,1031$ , dass ein linearer Zusammenhang

<sup>1</sup>Eine größere Probendicke führt zu einem geringeren Faservolumengehalt. Dadurch könnte die Schadensinitiierung kritischer sein.

sehr schwach ist. Es muss also weitere Faktoren geben, welche die Kritikalität der Schlagschäden beeinflussen.



**Abbildung 6.4:** Abhängigkeit der Größe eines durch Impact initiierten Schlagschadens von der Probendicke  $t_2$ .

Um weitere Einflussfaktoren zu finden, werden an dieser Stelle Ergebnisse herangezogen, die im Folgenden Verlauf dieses Kapitels noch chronologisch diskutiert werden. Abrate [22] bestimmt drei Beulmodi entsprechend der Position der einzelnen Delaminationen in Tiefenrichtung, welche ausführlich in Abschnitt 2.4.2 erläutert werden. Anhand der Risskarten für die drei auf dem Lasthorizont 410 MPa geprüften Proben L13-2 (Abbildung 4.38), L23-2 (Abbildung 4.39) und L12-7 (Abbildung 4.40) ist die genaue Lage der einzelnen Delaminationen zu erkennen. Die Probe L13-2 weist nach 500 LW eine großflächige Delamination zwischen der 9ten und 10ten Lage auf. Dies ordnet Abrate [22] als Modus 2 ein. Anhand der ausgeprägten Zunahme lokalen Beulens während der ersten Lastwechsel ist im Vergleich zu anderen Proben ein frühzeitiges Versagen vermutet worden. Dies kann allerdings nicht mit Sicherheit bestimmt werden. Die Probe L11-4 weist im Gegensatz dazu äußerst viele Schichttrennungen über die gesamte Probendicke auf, welche allerdings schmaler sind als bei L23-2 und L12-7. Trotz dieser großen Anzahl an Delaminationen hat die Probe L11-4 50000 LW ohne Versagen überstanden. Die Anzahl und Position

scheint also als direkter Faktor für die Bestimmung der Ermüdungsfestigkeit ungeeignet. Vielmehr hat die Beschaffenheit der Delaminationsflächen einen Einfluss auf die maximale Ermüdungsdauer. Die in Abbildung 4.37 dargestellte LM-Aufnahme zeigt das Auseinanderklaffen der Matrix in der 15ten Lage der Probe L23-2. Diese Werkstofftrennung vollzieht sich teilweise über die komplette Schichtdicke. Damit verliert die Matrix einen Großteil ihrer Stützwirkung, was womöglich zu ausgeprägten Beuleffekten führt. Ohne eine Mikroskopieuntersuchung ist es jedoch schwierig, eine Aussage über die Beschaffenheit der Delaminationsflächen zu treffen.

Die Kraft-Zeit-Verläufe, welche durch die im Stößkörper integrierten DMS aufgezeichnet wurden, entsprechen typischerweise dem Verlauf, welcher in Abbildung 6.5 exemplarisch für die Probe L11-4 dargestellt ist. In Abschnitt 2.4 ist beschrieben, dass Oszillationen im Kurvenverlauf auf die Entstehung von Delaminationen und ZfB zurückgeführt werden können. Um eine aussagekräftige Korrelation zwischen dem Kraft-Zeit-Verlauf und dem dadurch initiierten Schadensbild treffen zu können, ist eine ausführliche Impact-Studie notwendig. Dies würde jedoch den Rahmen dieser Arbeit sprengen, weshalb die Betrachtungen an dieser Stelle auf die zwei im Mikroskop untersuchten Proben L28-3-1 und L28-2-3 beschränkt werden.

Sechs weiteren Proben, die für eine zukünftige Impact-Studie mit einem Schlagschaden im Fallturm<sup>2</sup> versehen wurden, weisen ein Kurvenverlauf mit vielen Ausschlägen wie in Abbildung 6.5 und 6.6 auf. Da der Kraft-Zeit-Verlauf in Abbildung 6.8 deutlich davon abweicht, wurde die Probe L28-3-1 für eine LM-Untersuchung ausgewählt. Die Risskarte für diese Probe in Abschnitt 4.42 zeigt jedoch viele Delaminationen. Der Unterschied der Rissdichte ist im Vergleich zur Probe L28-2-3 nicht groß genug, um aus dem Kurvenverlauf einen Rückschluss auf die Anzahl der ZfB oder Delaminationen machen zu können. Möglicherweise sind die Oszillationen auch auf ein Vibrieren der Probe während des Impacts zurückzuführen, wie es Abrate [22] schildert. Letztendlich besteht ebenfalls die Möglichkeit, dass ein Messfehler den homogenen Kraft-Zeit-Verlauf verursacht.

---

<sup>2</sup>Die Fallhöhe betrug wie bei den für Ermüdungsversuche vorgesehenen Proben  $h_s = 0,3$  m.

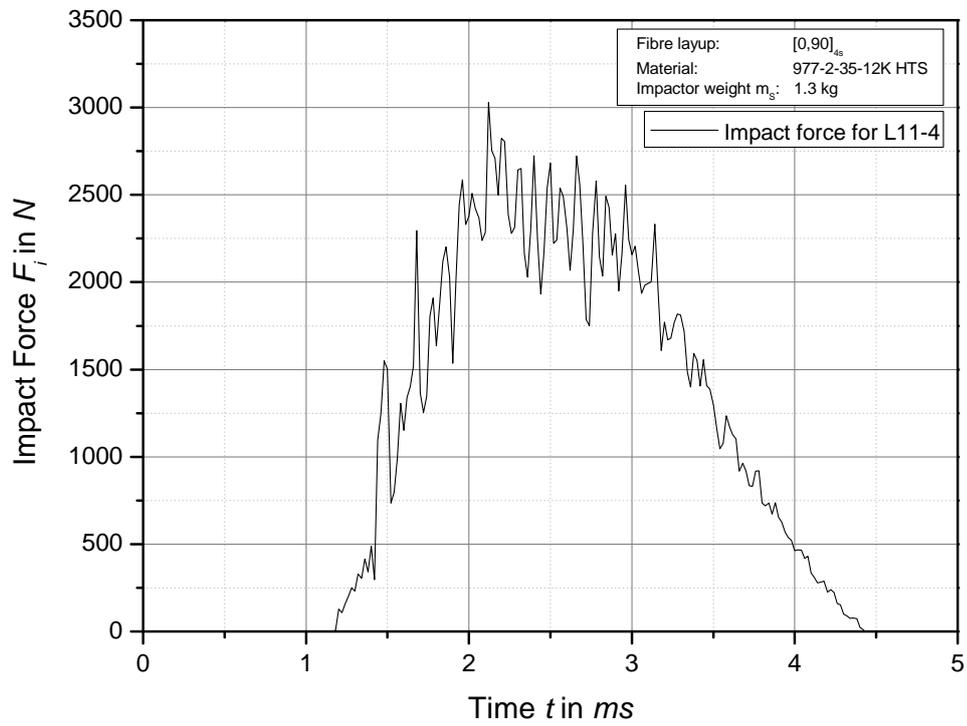


Abbildung 6.5: Kraft-Zeit-Verlauf beim Impact auf die Probe L11-4.

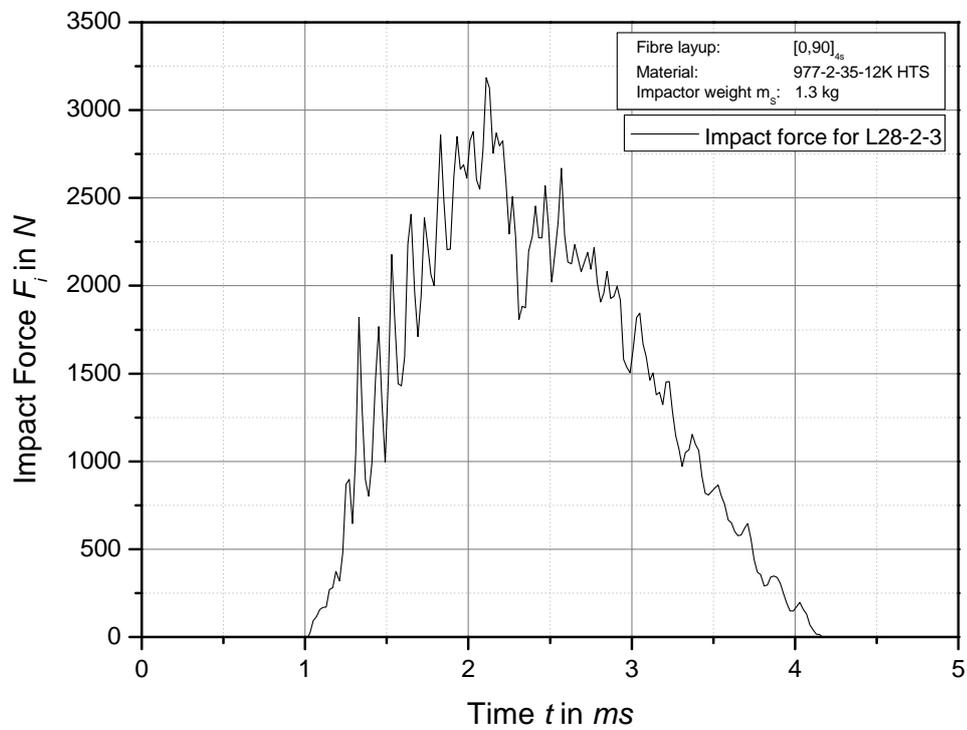
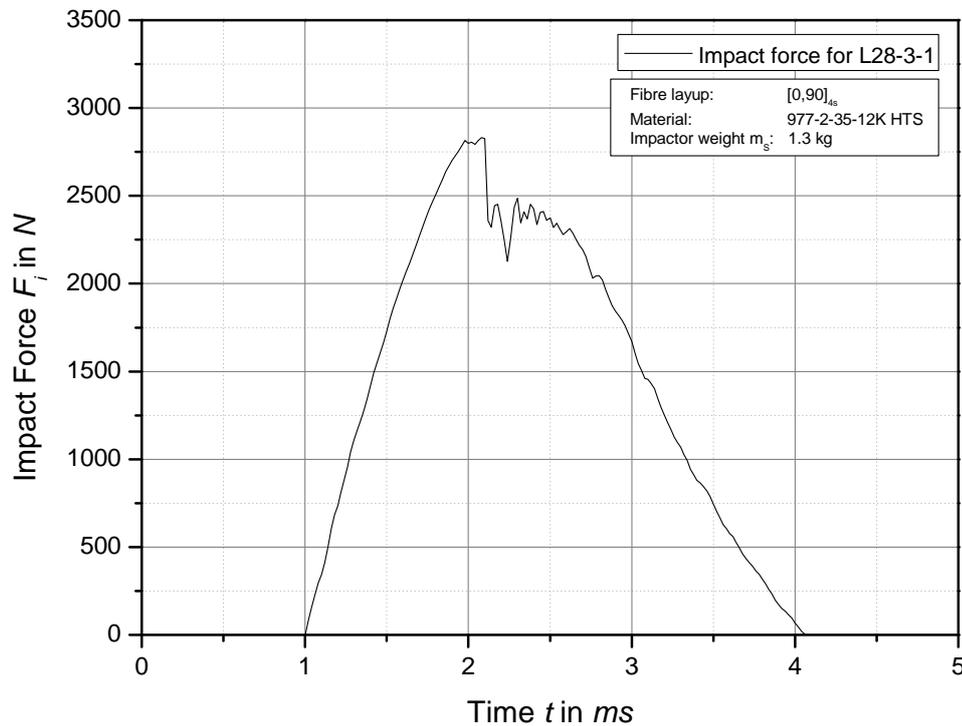


Abbildung 6.6: Kraft-Zeit-Verlauf beim Impact auf die Probe L28-2-3.



**Abbildung 6.7:** Kraft-Zeit-Verlauf beim Impact auf die Probe L28-3-1.

Was jedoch anhand der Kurvenverläufe auffällt, ist eine Varianz der Maximalkraft. Da für sämtliche Impacts die Messdaten aufgezeichnet wurden, kann diese für jeden Impact ermittelt werden. Abbildung 6.8 zeigt die auf die Probendicke  $t_2$  normierten Delaminationsgrößen in Abhängigkeit von der Maximalkraft. Ein linearer Zusammenhang scheint nach der Bewertung mit einem Korrelationskoeffizienten von  $R = 0,0524$  nicht zu bestehen.

Zusammenfassend kann die Vermutung getroffen werden, dass all die erläuterten Einflussparameter auf die Kritikalität von Schlagschäden und der daraus resultierenden Ermüdungsfestigkeit wahrscheinlich in einem komplexen Zusammenhang miteinander wirken. Die im Rahmen dieser Arbeit durchgeführten Versuche geben einen Hinweis auf mögliche Ursachen und deren Detektionsmöglichkeit, jedoch sind weitere umfangreiche Studien notwendig, um den Prozess der Schadensinitiierung besser zu verstehen und somit Proben mit konstanten Schlagschäden versehen zu können. Während der Durchführung der Versuche für diese Arbeit wurden die Schlagschäden individuell zum Zeitpunkt der Prüfung einer Probe eingebracht. Zwischenzeitlich wurden am Fallturm andere Projekte durchgeführt, die mitunter Veränderungen an diesem notwendig gemacht haben. Dies kann unter anderem zu unterschiedlichen Reibkräften zwischen dem Schlitten und den Führungsschienen führen. Um solche

Einflussfaktoren zu verhindern, sollten zukünftig sämtliche Proben hintereinander mit einem Schlagschaden versehen werden, um konstante Randbedingungen im Fallturm zu gewährleisten.

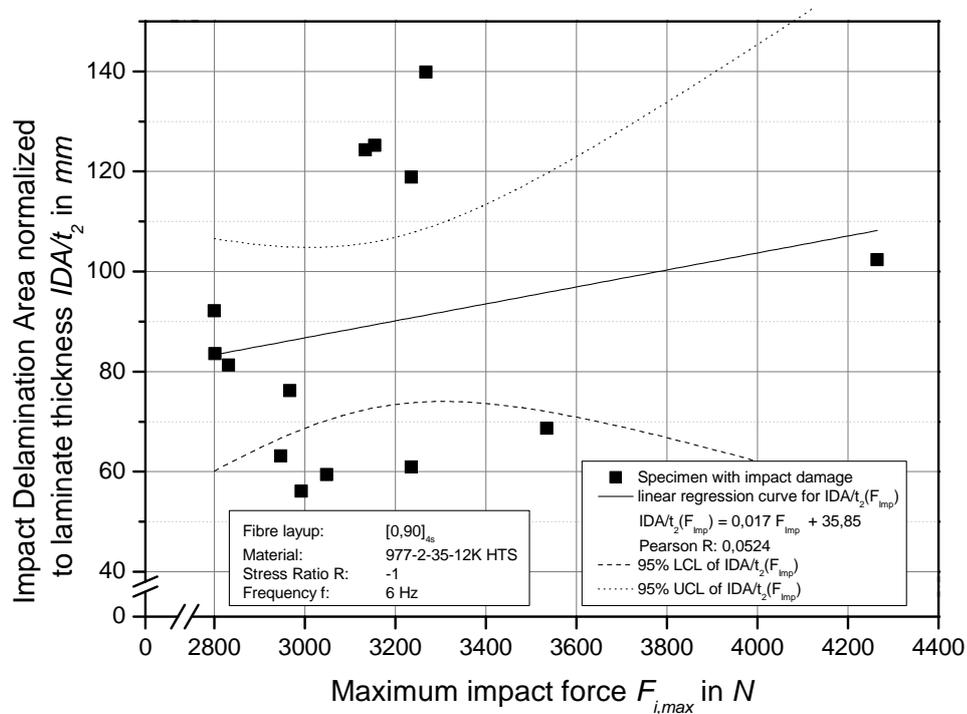


Abbildung 6.8: Lineare Abhängigkeitsuntersuchung zwischen der normierten Delaminationsfläche  $IDA/t_2$  und der maximalen beim Impact gemessenen Kraft  $F_{i,max}$ .

## 6.2 Korrelation zwischen PPT-Ergebnissen und Materialschäden

In Kapitel 5 wurden die Teilergebnisse einander gegenübergestellt, um mögliche Beziehungen zwischen den Merkmalscharakteristika der PPT-Messungen und dem Schadenswachstum unter dynamischer Belastung herauszustellen. Die dazu herangezogenen Daten aus der versuchsbegleitenden Dehnungsmessung und die daraus gewonnenen Ergebnisse werden im Folgenden diskutiert, um darauf basierend die Entwicklung der Phasenwinkeldifferenz beurteilen zu können.

### 6.2.1 Diskussion der Degradationsverläufe

Eine Gegenüberstellung der Degradationskurven mit den ermittelten Phasenwindifferenzen in Abschnitt 5.1 zeigt in einigen Punkten eine gute Übereinstimmung. Dabei ist zu berücksichtigen, dass die Steifigkeitsdegradation an den Unterbrechungspunkten der dynamischen Prüfung auf eine Berechnung von Korrekturfaktoren basieren. Diese werden aus den Steifigkeitsdifferenzen vor und nach einer Unterbrechung der Prüfung schlagschadenfreier Proben ermittelt. Die Prozedur ist in Abschnitt 4.4.1 beschrieben. Zwar werden die Unterbrechungsstufen dabei getrennt betrachtet, jedoch steht nur eine begrenzte Anzahl an Vergleichskurven zur Verfügung. Da gerade Proben mit sehr kurzer Lebensdauer vor und nach den Unterbrechungspunkten ein aufgrund der höheren Steifigkeitsdegradation anderes Verhalten zeigen als Proben mit vergleichsweise hoher Lebensdauer, ist besonders bei der Betrachtung der ermittelten Degradationskurven dieser kurzlebigen Proben Vorsicht geboten. Um Sprünge in den Steifigkeitsverläufen generell zu verhindern, muss die Frage nach der Ursache geklärt werden. Anhand der Abbildung 4.8 ist deutlich zu erkennen, dass hohe Steifigkeitsdifferenzen an solchen Unterbrechungspunkten vorkommen, bei welchen die Knickstütze ab- und wieder anmontiert wurde. Um ein globales Beulen des Prüfkörpers zu verhindern, müssen die Teilhälften der Knickstütze fest miteinander verbunden werden. Dadurch wird ein Teil der Last von der Knickstütze aufgenommen. Dies verändert den Dehnungszustand der Probe, wodurch unterschiedliche Steifigkeiten gemessen werden.

Mit einer im vorangegangenen Abschnitt beschriebenen Modifikation der Knickstütze und der Verwendung eines Drehmomentenschlüssels zum einheitlichen Anziehen der Schrauben ließe sich dieses Problem minimieren. Optimal wäre ein Abmontieren der Knickstütze überflüssig zu machen. Dazu müssten allerdings der langlochförmige Ausschnitt größer sein, um bei der thermischen Anregung störende Randeffekte durch das Knicksützenmaterial zu vermeiden. Dies würde eine Vergrößerung der Probenbreite erfordern. Die in dieser Arbeit erstellten Degradationskurven sollten somit nur mit Vorsicht quantitativ betrachtet werden. Besonders bei Proben mit hoher Lebensdauer wird jedoch durch das Korrekturverfahren eine qualitative Einschätzung des Materialverhaltens ermöglicht.

Von der Tendenz, dass höhere Ausgangssteifigkeiten zu höheren Lastwechselzahlen führen, weichen einige Proben ab. Die diskutierten Einflüsse auf die Degradationskurven sind noch zu groß, um eine solche materialcharakteristische Aussage treffen

zu können. Über die gesamte Lebensdauer betrachtet erfolgte bei sämtlichen Proben nur eine sehr geringe Steifigkeitsabnahme. Der Schädigungsparameter  $D$  erreichte lediglich bei der Probe L12-7 einen größeren Wert als 0,1. Möglicherweise ist dies eine Ursache für die oft sehr schwach ausgeprägten Phasen I und III.

Bei einer Auswertung der Messwerte tritt bei vielen Proben ein ausgeprägtes Rauschen auf. Eine genaue Ursache dafür ist unklar. Vermutlich haben Ungenauigkeiten bei der Positionierung der Kodierungsstreifen einen störenden Einfluss. Im Fall von abgelösten Fasersträngen müssen die Kodierungsstreifen seitlich davon aufgeklebt werden. Bei einem Kontakt mit der Knickstütze würden diese durch Reibeffekte etwas verrutschen, was ebenfalls die Messung verfälscht. Obwohl bei der Versuchsdurchführung auf eine Vermeidung dieses Störeffektes geachtet wurde, kann er nicht mit vollständiger Sicherheit ausgeschlossen werden. Eine Zunahme der Steifigkeit, wie sie bei der Probe L26-7 festgestellt wurde, ist unwahrscheinlich und beruht wahrscheinlich auf ein solches Verrutschen der Kodierungsstreifen.

### 6.2.2 Diskussion zur Ermittlung der Phasenwinkeldifferenzen

Die entsprechenden Phasenwinkelverläufe basieren auf einer Normierung der Phasenwinkeldifferenz  $\Delta\Phi_{d,s}$ . Zwar liegt es nahe, die unbelastete Referenzprobe als Vergleichswert zu nutzen, allerdings kommt es bei einigen Messungen zu unerklärlich hohen Abweichungen vom gemittelten Kurvenverlauf. Dies macht besonders Abbildung 4.24 deutlich. Eine Betrachtung der Phasenwinkelentwicklung bezüglich eines Bereiches außerhalb des Schlagschadens der belasteten Probe erscheint verlässlichere Aussagen zu liefern. Zusätzlich birgt dieses Vorgehensweise den Vorteil, eine vom Schlagschaden unabhängige Fehlerentwicklung herauszufiltern. Bei einer näheren Betrachtung der Phasenbilder in Abbildung 4.19 fällt auf, dass die Phasenwinkelverteilung recht inhomogen ist. Dies kann aus der schrägen Bestrahlung bei der thermischen Anregung resultieren. Die unbelastete Referenzprobe wird aufgrund der exzentrischen Bestrahlung noch ungleichmäßiger erwärmt, als die belastete Probe. Aufgrund der schrägen Anregung wird ein Wärmefluss von der linken Probenseite (entsprechend der Blickrichtung in Abbildung 4.19) initiiert. Randeffekte durch die anisotropen Materialeigenschaften lassen sich somit nicht verhindern. Unter anderem kommt es zu einem Abfall der Phasenwerte am linken Probenrand sowie im

oberen und unteren Prüfbereich. Letzteres resultiert höchstwahrscheinlich aus einer thermischen Abstrahlung der Einspannung.

Um die Proben thermisch gleichmäßiger anzuregen, müsste jeweils ein Halogenstrahler auf beiden Seiten der Kamera montiert werden. Durch eine symmetrische Anordnung können durch die thermische Anisotropie der Proben verursachte Randeffekte verringert werden.

Bei der Auswertung der IR-Aufnahmen wurde immer die gleiche Frequenz des Phasenspektrums gewählt. Der höchste Kontrast trat stets bei der Frequenz  $f = 0,09$  Hz auf. Bei einer Wärmediffusivität von  $\alpha = 4,167 \cdot 10^{-7} \text{ m}^2\text{s}^{-1}$  nach Tabelle 2.3 ergibt dies laut Gleichung 2.6 eine Eindringtiefe  $\mu$  von:

$$\mu = \sqrt{\frac{4,167 \cdot 10^{-7}}{\pi \cdot 0,09}} \text{ m} = 1.214 \text{ mm} \quad (6.1)$$

Die Eindringtiefe stimmt zwar somit nicht mit der exakten Fehlertiefe überein, jedoch ist aufgrund der Aufzeichnungsrate der verwendeten IR-Kamera ein höhere Auflösung des Frequenzbereiches nicht möglich. Bei der Frequenz  $f = 0,09$  Hz handelt es sich um die niedrigste auswertbare Frequenz des ermittelten Phasenspektrums, welches in Frequenzschritten von  $\Delta f = 0,045$  Hz aufgelöst ist. Dies entspricht nach Gleichung 2.6 einer Eindringtiefendifferenz von  $\Delta\mu = 0,5$  mm zwischen den Frequenzschritten  $f = 0,045$  Hz und  $f = 0,09$  Hz. Um höhere Kontrastwerte zu erzielen, die Tiefenreichweite  $\mu$  also exakter der eigentlichen Fehlertiefe anzupassen, wird eine Infrarotkamera mit einer höheren Aufzeichnungsrate benötigt.

### 6.2.3 Entwicklung der Phasenwinkeldifferenz

Eine halblogarithmische Auftragung der Phasenwinkeldifferenz wird in Kapitel 4 in drei charakteristische Phasenbereiche unterteilt. Wird der Bereich zwischen zwei Messpunkten linear interpoliert, ergibt sich ein Kurvenverlauf, welcher ab einer im Vergleich zur Ermüdungsdauer geringen Anzahl von Lastwechseln eine Zunahme der Steigung erfährt, um anschließend eine Sättigung der Phasenwinkeldifferenz zu erreichen. Ein quantitativer Vergleich der Kurvensteigungen wird vermieden, da sämtliche Werte auf die Phasenwinkeldifferenz vor Beginn der Prüfung normiert sind. Die Ermittlung dieser Phasenwinkeldifferenz wird von einem gewissen Messrauschen beeinflusst, was demzufolge zu einer Variation der Kurvenanstiege führt. Eine Tendenz

zu höheren Phasenwinkeldifferenzen nach längerer Belastungsdauer ist trotzdem gegeben.

Auffällig am Verlauf der Phasenwinkeldifferenzen sind häufig große Schwankungen um den anhand der benachbarten Messwerte erwarteten Kurvenverlauf. Exemplarisch sei das Ergebnis der Probe L12-2 (siehe Abbildung 4.22) näher betrachtet. Eine nachträgliche Analyse der Zeitpunkte, zu welchen eine PPT-Messung durchgeführt wurde, ergibt, dass die Messungen sofort ausgeführt wurden, nachdem der Pulser bei einer geplanten Unterbrechung gestoppt hat und in den weg-geregelten Modus übergegangen ist. Demnach können die Schwankungen nicht direkt auf unterschiedliche Abkühlzeiten der Probe zurückgeführt werden.

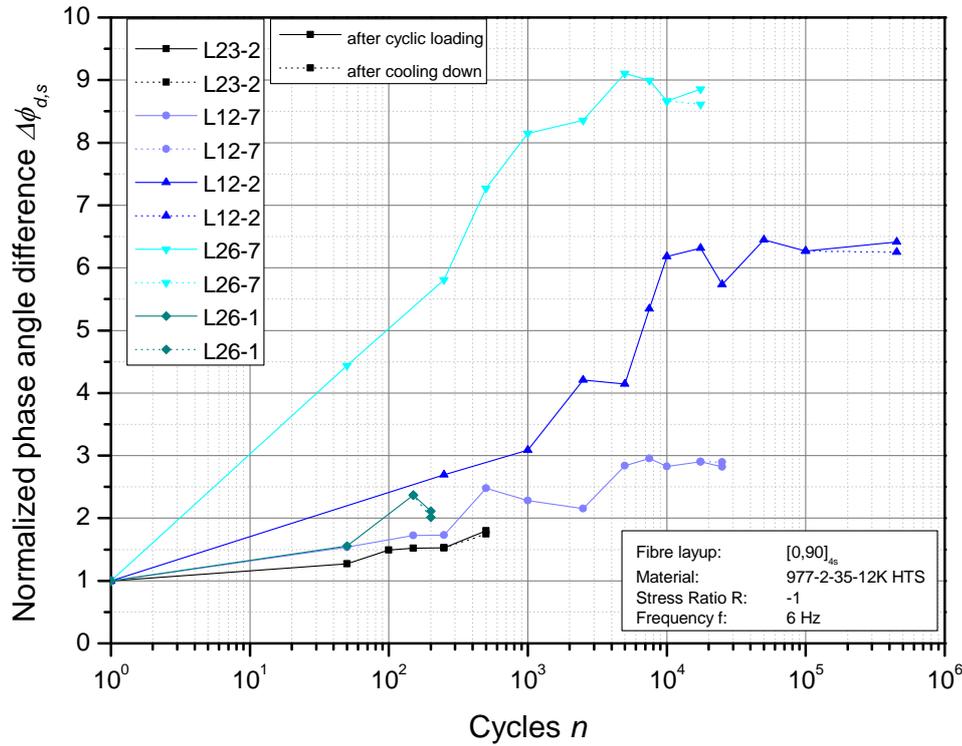
Es könnte die Vermutung aufgestellt werden, dass die Phasenwinkeländerung nicht aus einem Schadenswachstum, sondern lediglich aus einer lokalen reibinduzierten Wärmeentwicklung der Delaminationsflächen des Schlagschadens resultiert. Daher wurde bei einigen Proben, welche nicht bis zum Versagen belastet wurden, eine erneute PPT-Messung durchgeführt. Das Ergebnis in Abbildung 6.9 führt zu der Erkenntnis, dass auch nach einer vollständigen Abkühlung<sup>3</sup> der Proben ähnliche Phasenwinkeldifferenzen gemessen werden. Tendenziell ist der Wert der nachträglichen Messung etwas geringer.

Bei zukünftigen PPT-Aufnahmen sollte nach dem Stopp des Pulsers bis zur Abkühlung der Proben gewartet werden, bevor eine PPT-Messung durchgeführt wird. Somit werden störende Einflüsse durch eine passive Temperaturerhöhung mit Sicherheit vermieden.

Ein weiterer zu hinterfragender Einfluss ist die Abhängigkeit der Phasenwinkeldifferenz von wiederholenden Messungen. Sind bei einer PPT-Untersuchung Fehler gemacht worden, wurde diese wiederholt. Die erneute Bestrahlung führt zu einer Temperaturerhöhung der Probe. In vorangegangenen Untersuchungen zu dieser Thematik wurde festgestellt, dass die Gesamttemperatur der Probe keinen nennenswerten Einfluss auf die Phasenwinkeldifferenz hat [52]. Ob dieses Ergebnis auf die in dieser Arbeit durchgeführten Versuche übertragen werden kann, soll anhand einer wiederholten thermischen Anregung einer Probe überprüft werden. An der Probe L12-7 wurden sechs hintereinanderliegende PPT-Messungen durchgeführt. Abbildung 6.10

---

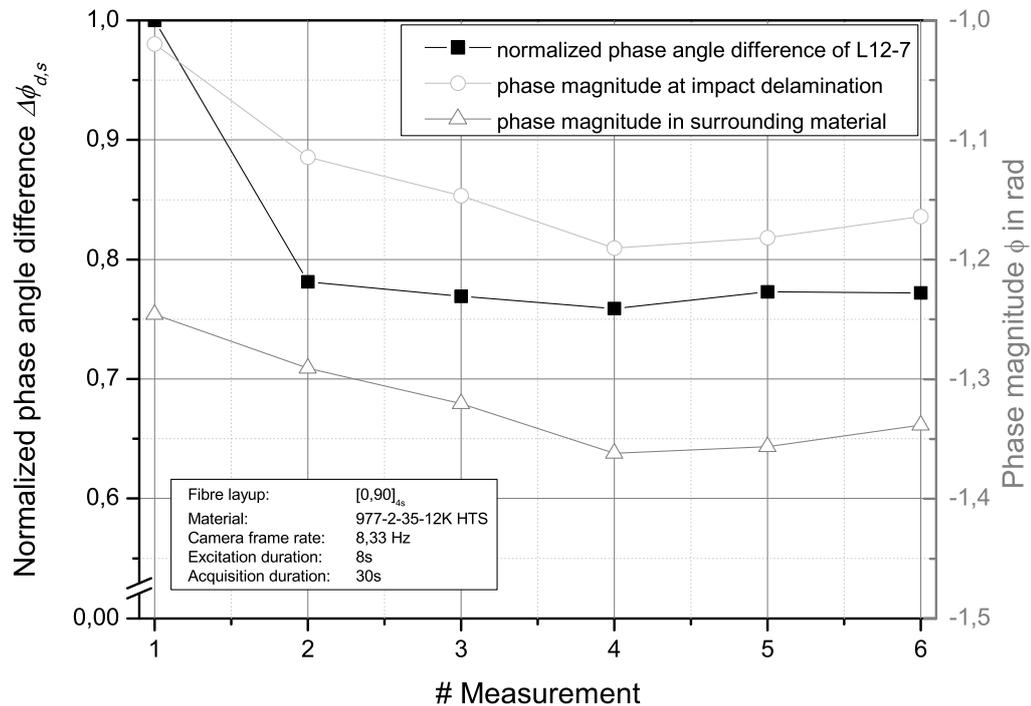
<sup>3</sup>Zwischen der Beendigung der dynamischen Prüfung und der erneuten PPT-Messung lagen in diesem Fall mehrere Tage.



**Abbildung 6.9:** Phasenwinkelmessung nach vollständiger Abkühlung ausgewählter Proben. Anhand der normierten Phasenwinkeldifferenz  $\Delta\Phi_{d,s}$  ist nur eine geringfügige Abweichung der Ergebnisse zu beobachten.

stellt die dabei ermittelten Phasenwerte  $\Phi_s$  und  $\Phi_d$  sowie die normierte Phasenwinkeldifferenz  $\Phi_{d,s}$  einander gegenüber. Letztere sinkt nach der ersten Messung um etwa 23% und verläuft dann konstant. Eine Änderung der Temperaturleitfähigkeit ist bei den Prüftemperaturen unwahrscheinlich. Jedoch ist der Temperaturgradient im Defekt nach der ersten Anregung geringer, was zu einem vergleichsweise niedrigerem Wärmefluss bei den wiederholenden Messungen führt. Damit sinkt der Kontrast. Einbrüche im Verlauf der Phasenwinkeldifferenzkurven könnten mit dieser Beobachtung in Zusammenhang gebracht werden. Dieser Einflussfaktor lässt sich für zukünftige Versuche vermeiden, indem wieder auf eine vollständige Abkühlung der Proben vor der Durchführung einer PPT-Untersuchung geachtet wird.

Ein dritter Einflussfaktor, welcher den Verlauf der Phasenwinkeldifferenzkurven beeinflusst, ist die thermische Empfindlichkeit der Kamera. Das in dieser Arbeit verwendete System hat eine Empfindlichkeit von 50 mK. Innerhalb diesen Bereiches kommt es zu einem Signalrauschen, was die quantitative Auswertung der Phasenbilder erschwert und somit zu Abweichungen führt.



**Abbildung 6.10:** Entwicklung der Phasenwinkeldifferenz nach sechs wiederholten Messungen an einer Probe.

Letztendlich sei ebenfalls ein numerischer Fehler bei der Auswertung mit der an der TU Hamburg-Harburg entwickelten Matlab-Software zu berücksichtigen. Um den Kontrast des Phasenbildes zu erhöhen, wird nur der interessierende Bereich aus der kompletten Aufnahme extrahiert. Bei unterschiedlichen Größen dieser Auswertungszonen sind teilweise unterschiedliche Phasenwerte eines Pixels zu messen. Wahrscheinlich führt die Veränderung der betrachteten Anzahl an Pixeln zu einer unterschiedlichen Approximation durch die Polynomfunktion. Weiterhin kann bei der quantitativen Erfassung der Phasenwerte nicht der exakte Wert eines Pixels entnommen werden. Dieser wird in der Draufsicht auf die Prüfebene als quadratische Fläche dargestellt, dessen vier Eckpunkte ausgewählt werden können. An diesen Punkten wird jedoch ein interpolierter Wert zu den benachbarten Pixeln gebildet. Gerade bei hohen Phasenwinkelgradienten führt dies zu einem ungenauen Ergebnis. Über eine Mittlung mehrerer Pixel wird dieser Fehler minimiert.

### 6.2.4 Zusammenhang zwischen Kennwertdegradationen und der Phasenwinkeldifferenz

Anhand der Gegenüberstellung der Degradationskurven mit der Entwicklung der Phasenwinkeldifferenz scheint eine Korrelation zwischen den Kurvenverläufen nahelegend. Obwohl von der Probenvorderseite eine deutliche Differenz zwischen den gemittelten Phasenwinkel  $\Phi_d$  und  $\Phi_s$ , beziehungsweise  $\Phi_r$ , ermittelt werden kann, ist jedoch keine Änderung dieser Phasenwinkeldifferenz während der dynamischen Prüfung zu beobachten. Der Einfluss unterschiedlicher Schadensmechanismen auf die Phasenwinkeldifferenz scheint demnach zu variieren. Drei Schadenskategorien, welche die Degradation der Materialkennwerte verursachen, wurden in Kapitel 4 hinsichtlich ihres Einfluss auf die Phasenwinkelentwicklung untersucht - ein ausgeprägtes Delaminationswachstum zwischen der 15ten und 16ten Laminatschicht, die Form und Größe der übrigen Delaminationsflächen des Schlagschadens sowie die Zunahme der Rissdichte während der Ermüdungsversuche.

#### Rückseitendelamination

Das offensichtlichste Schadenswachstum bei der Durchführung der Ermüdungsversuche stellt die in Abschnitt 4.7.1 beschriebene Delamination zwischen der 15ten und 16ten Lage dar, welche mit bloßem Auge als abgelöster Strang der 0°-Lage in Lastrichtung erkennbar ist. Der qualitative Verlauf einer solchen Ablösung stimmt über weite Bereiche des Ermüdungslebens mit der Entwicklung der Phasenwinkeldifferenz  $\Delta\Phi_{d,s}$  überein. Bevor diese ein maximales Niveau erreicht und nicht weiter ansteigt, besteht ein annähernd linearer Zusammenhang mit der Delaminationsfläche. Es wurde festgestellt, dass der Bereich hoher Phasenwinkeländerungen mit dem Bereich der lokalen Ablösung übereinstimmt.

Der typische Verlauf der normierten Phasenwinkeldifferenz, welcher in drei charakteristische Bereiche eingeteilt werden wurde, kann wie folgt mit dem Schadenswachstum in Verbindung gebracht werden. Erst ab einer gewissen Anzahl von LW beginnt die Delamination sich in Belastungsrichtung auszuweiten. Bis dahin ist keine signifikante Änderung der Phasenwinkeldifferenz zu messen. Das logarithmische Wachstum der Delamination führt zu einem qualitativ vergleichbaren Anstieg der Phasenwinkeldifferenz. Letztere nimmt jedoch ab einen gewissen Schädigungsgrad einen

maximalen Wert an, auf dem sich die folgenden Messungen im Bereich des Schlag Schadens einpendeln. An den Randzonen des Faserstranges ist bei einem weiteren Delaminationswachstum allerdings weiterhin eine Änderung der Phasenwerte zu beobachten. Eine Betrachtung der Phasenwerte über den kompletten Schadensbereich wäre eine interessante Untersuchung. Dazu müsste die verwendete Software zur Auswertung der PPT-Aufnahmen dahingehend angepasst werden, dass rechteckförmige Bereiche zur Mittelung der Phasenwerte definiert werden können. In der Version, die zum Zeitpunkt des Verfassens dieser Arbeit vorliegt, kann lediglich ein quadratischer Bereich um einen ausgewählten Pixel für eine Durchschnittsberechnung ausgewählt werden.

Eine Änderung der Phasenwinkeldifferenz ermöglicht also die Charakterisierung eines Delaminationswachstums nahe der Prüfoberfläche. Der Grund für dieses Phänomen soll anhand vereinfachter Modelle gefunden werden. Der auf der Probenrückseite abgelöste Faserstrang hat die Dicke einer Laminatschicht, also  $t_{16} = 0,125$  mm, und eine konstante Breite. Somit kann der Faserstrang und die Probe als zwei Teilvolumina (Faserstrang: Volumen 1; restliche Probe: Volumen 2) betrachtet werden, welche im Bereich der Delamination keinen Kontakt haben, jedoch an den Enden der Ablösung miteinander verbunden sind. Nach dem ersten Satz der Thermodynamik ist die innere Energie  $U$  eines geschlossenen Systems gleich der Summe der Zufuhr an Wärmeenergie  $Q$  und der geleisteten Arbeit  $W$ :

$$\Delta U = Q + W \quad (6.2)$$

Wird dem System keine Arbeit zugeführt, so gilt entsprechend:

$$\Delta U = Q \quad (6.3)$$

Während der thermischen Anregung nimmt der Werkstoff also einen Energiebetrag  $\Delta U$  über die geprüfte Oberfläche auf. Es entsteht ein Temperaturgradient  $\delta T/\delta z$  in Tiefenrichtung  $z$ , welcher zu einem transversalen Wärmestrom  $\dot{Q}$  durch das Material führt. Im Bereich der Delamination kann die Wärme nur durch eine thermische Abstrahlung erfolgen oder an den verbundenen Enden zu Volumen 2 erfolgen. Folglich enthält das Volumen 1 mehr Wärmeenergie als der dahinter liegende Bereich des großen Volumens 2. Nachdem die Anregungsphase vorüber ist, stellt sich an den Körperoberflächen durch die Umgebungstemperatur ein niedrigeres Temperaturniveau

ein. Beide Volumina beginnen sich abzukühlen. Dies geschieht bei Volumen 2 langsamer, da ein größerer spezifischer Energiebetrag absorbiert wurde. Die niedrigere Temperatur des Volumens 1 führt zu einer Ausbildung eines Temperaturgradienten entlang des abgelösten Faserstranges. Der Temperaturgradient bekommt eine Komponente in Lastrichtung und stellt nun ein dreidimensionales Phänomen dar:

$$\frac{\delta T}{\delta n} = \left( \frac{\delta T}{\delta x} \quad \frac{\delta T}{\delta y} \quad \frac{\delta T}{\delta z} \right)^T = \text{grad}T \quad (6.4)$$

Im Kontaktbereich beider Volumina ist der Temperaturunterschied am größten, weshalb der Gradient  $\delta T/\delta n$  und folglich auch die Wärmestromdichte  $\dot{q}$  hier maximal ist:

$$\dot{q} = -\Lambda \cdot \frac{\delta T}{\delta n} \quad (6.5)$$

Die Proportionalitätskonstante  $\Lambda$  beschreibt die Wärmeleitfähigkeit des Materials. Während also an Übergangspunkten beider Teilvolumina Wärme über die Oberfläche sowie die Verbindung zwischen beiden Volumen übertragen wird, der Temperaturgradient  $\delta T/\delta n$  also zunehmend in Belastungsrichtung orientiert ist, so findet in der Mitte des Faserstranges die Abkühlung hauptsächlich über die Materialoberfläche statt. Dieser Effekt des Wärmestaus wird auch als "hot-spot" bezeichnet. Mit zunehmender Länge der abgelösten Schicht steigt auch der während der Aufheizphase aufgenommene Energiebetrag  $\Delta U$ , jedoch bleibt die Breite und damit der Übergang zwischen beiden Volumen konstant. Eine größere Wärmemenge  $\Delta Q$  muss damit über die gleiche Verbindungsfläche in das Volumen  $V_2$  fließen. Dementsprechend steigt mit zunehmender Stranglänge auch die Wärmestromdichte  $\dot{q}$ . Nach Gleichung 6.5 ist damit ebenfalls der Temperaturgradient  $\delta T/\delta n$  größer.

Bei der Prüfung auf der gegenüberliegenden Seite nimmt das Volumen 2 keinen direkten Energiebetrag  $\Delta U$  durch die thermische Anregung auf. Demnach findet eine Erwärmung während der Aufheizphase nur über einen Wärmefluss  $\dot{Q}$  durch das deutlich größere Volumen 2 statt. Dementsprechend ist während der Abkühlphase der Temperaturgradient  $\delta T/\delta n$  am Übergang beider Teilvolumina geringer. Es kommt also nicht zu einer Bildung eines "hot-spots".

Die Ausbildung eines Wärmestaus resultiert also in einer Zunahme der Phasenverschiebung bei der transformation der Temperatur-Zeit-Verläufe in den Frequenz-

raum. Aufgrund des sehr geringen Wärmestaus im Bereich des abgelösten Faserstranges bei einer Prüfung auf der gegenüberliegenden Probenseite wird eine signifikante Änderung der Phasenwinkeldifferenz nicht beobachtet. Somit erklärt sich, warum der vorhandene Kontrast des Phasenbildes bei dieser Prüfmethode konstant bleibt. Würden die übrigen Delaminationen in laterale Richtung wachsen, käme es zu einer zunehmenden Behinderung des Wärmeflusses, welcher in einen Wärmestau und damit einer Änderung der ermittelten Phasenwinkeldifferenz resultiert.

Aufgrund der Schwankungen der Absolutwerte wurde in dieser Arbeit nur eine Auftragung der Phasenwinkeldifferenz gewählt. Abbildung 6.10 macht deutlich, dass bei unterschiedlichen Messungen unterschiedliche Absolutwerte des Phasenspektrums erzielt werden, diese jedoch über die Probe konstant sind und somit die Differenz der Phasenwinkel eine verlässlichere Aussage über mögliche Änderungen dieser während der Ermüdungsversuche liefert.

Die in diesen Untersuchungen betrachtete Größe der Schichttrennung zwischen der 15ten und 16ten Laminatschicht wurde an einigen Proben aus den Röntgenaufnahmen entnommen. Diese Methode ist sehr präzise, jedoch auch sehr zeitaufwendig. Zudem macht sie ein komplettes Ausspannen der Probe aus dem Pulser notwendig, was wiederum Auswirkungen auf die Degradationsverläufe mit sich bringen kann. Die Größe der rückwandigen Delamination von Proben, welche nicht ausgespannt wurden, sind anhand der IR-Aufnahme beurteilt worden. In Abschnitt 5.2 wurde eine gute flächenmäßige Übereinstimmung zwischen der Delaminationsgröße und der Phasenwinkelverteilung festgestellt. Daher wurde die Größe der lokalen Ablösung auf der Probenrückseite, sofern diese nicht für weitere ZfP entnommen wurde, anhand der IR-Aufnahmen ausgewertet. Dies ermöglicht erste Aussagen über eine Abhängigkeit beider Größen, führt jedoch auch zu Messfehlern.

## **Ausprägung und Anzahl der restlichen Delaminationsflächen**

Die Änderung der Phasenwinkeldifferenz durch ein Delaminationswachstum wurde ausführlich anhand der Schichttrennung zwischen der 15ten und 16ten Lage beschrieben. Somit wird auch ein Einfluss der übrigen Delaminationen auf die Phasenwinkeldifferenz vermutet, allerdings kann aufgrund des fehlenden Schadenwachstums keine Aussage über eine Abhängigkeit zum Ermüdungsleben der Probe diskutiert werden. Ein Vergleich der Schadensbilder mit Berücksichtigung der Phasenwerte liefert interessante Ergebnisse.

Anhand der Abbildung 5.19 aus Abschnitt 5.3 wurde erkannt, dass mit einer Zunahme der Anzahl an Delaminationsflächen über die Dicke der Probe der Phasenwinkel größer wird, beziehungsweise der Absolutwert abnimmt. Vermutlich ist dieses Phänomen wieder mit der Bildung eines Wärmestaus, dem "hot-spot", verbunden, welcher durch einen behinderten Wärmeleitungsvorgang in transversale Richtung durch den Prüfwerkstoff hervorgerufen wird. Es finden ausgeprägte Wärmetransportvorgänge um die Delaminationsflächen herum statt, bevor das thermische Gleichgewicht wieder hergestellt ist. Dies äußert sich in einer Änderung der Phasenverschiebung der untersuchten Frequenz. Ein Einfluss der Position der einzelnen Schichttrennungen auf die Phasenwerte wäre anhand weiterer Versuche, in welchen Delaminationen gezielt in verschiedenen Tiefen initiiert werden, zu untersuchen.

Um ein Wachstum der Delaminationsflächen und damit eine Änderung der Phasenwinkeldifferenz während der Durchführung von Ermüdungsversuchen zu untersuchen, sind vermutlich höhere Lasten notwendig. Da jedoch viele Proben auf den gewählten Lasthorizonten nach wenigen Lastwechseln versagt haben, müssten Prüfkörper mit einer größeren Breite verwendet werden. Somit wäre der verbleibende prozentuale Anteil intakten Materials nach einem Impact größer.

Eine Untersuchung von Proben mit einem  $[90,0]_{4s}$  Laminataufbau könnte verhindern, dass das Wachstum der Delamination zwischen der 15ten und 16ten Lage schnell voranschreitet. Somit wären auch geringer ausgeprägte Schadensmechanismen von der Probenrückseite besser zu beurteilen, insofern eine IR-Kamera mit höherer thermischer Empfindlichkeit zu Verfügung steht. Einige Proben mit einem solchen Lagenaufbau wurden in dieser Arbeit verwendet. Sie sind anhand der Bezeichnung L27 auszumachen. Jedoch erreichten solche Proben keine ausreichend hohe Lastwechselzahl, um eine aussagekräftige Bewertung durchführen zu können.

## Zunahme der Rissdichte

Die Zunahme der Rissdichte wurde anhand der Röntgenaufnahmen beurteilt. Dabei ist jedoch zu berücksichtigen, dass gerade in Bereichen, welche ausgeprägte Delaminationen enthalten, die Erkennbarkeit der Risse durch die Zinkiodid-Lösung verringert wird. Ein gewisser Einfluss der Rissdichte auf die Entwicklung der Phasenwinkeldifferenz kann aus Abbildung 5.20 entnommen werden. Demnach spiegelt sich eine schnellere Risszunahme in einem größeren Phasenwinkeldifferenzen-Gradienten

$\delta(\Delta\Phi_{s,d})/\delta n$  über die Lastwechselzahl  $N$  wider. Die Auswertung der Röntgenaufnahmen in Abbildung 4.44 und 4.45 macht deutlich, dass ausgehend von den dominierenden ZfB in Lastrichtung die Anzahl der ZfB quer dazu ansteigt. Die Risskarten der im Lichtmikroskop untersuchten Proben zeigen, dass die Risse von vorhandenen Delaminationen ausgehen. Dies ist in Übereinstimmung mit den Erkenntnissen der Literaturrecherche in Abschnitt 2.4.1. Daraus resultiert, dass sich die ZfB entlang des sich ablösenden Streifens in der darunterliegenden  $90^\circ$ -Schicht befinden.

Bildet sich um eine Delamination ein Wärmefluss aus, so wird dieser vermutlich durch ZfB in seiner Ausbreitung behindert. Sind die Fasern jedoch intakt, stellt sich der Energietransport aufgrund der höheren Wärmeleitfähigkeit in Richtung der Faserorientierung ein. Eine Besonderheit weist die Probe L13-5 auf. Im Gegensatz zu den restlichen Proben löste sich ein schmaler Faserstrang auf der Probenvorderseite ab. Der abweichende Verlauf der Phasenwinkeldifferenz  $\Delta\Phi_{s,d}$  über die Lastwechselzahl in Abbildung 4.20 resultiert daher aus der Entwicklung der Rissdichte. Es könnte ein Abfall mit einer anschließenden leichten Zunahme der Werte vermutet werden. Allerdings kann aus den Unregelmäßigkeiten der Messungen auf der Probenseite, welche nicht von einem ablösenden Faserstrang betroffen ist, kein Zusammenhang zur Entwicklung der Rissdichte erkannt werden. Die Vermutung, dass hohe Rissdichten mit geringeren Phasenbeträgen einhergehen, wird nach Abbildung 5.19 durch die Auswertung der Probe L13-2 widerlegt. Diese Probe weist eine hohe Rissdichte auf und zeigt trotzdem einen Verlauf mit den größten Phasenbeträgen.

Ein Einfluss der Rissdichte auf die Phasenwinkeländerung scheint im Vergleich zu den restlichen diskutierten Schadensmechanismen klein zu sein. Um eine genauere Aussage über eine Abhängigkeit treffen zu können, ist eine IR-Kamera mit höherer thermischer Empfindlichkeit zu verwenden. Eine Untersuchung von Proben ohne Schlagschaden, welche also lediglich ZfB aufweisen, wurde im Institut für Kunststoffe und Verbundwerkstoffe bereits mit dem gleichen Prüfequipment durchgeführt. Es wurde jedoch ebenfalls keine Änderung der Phasenwinkeldifferenz beobachtet [53].

## 7 Zusammenfassung und Ausblick

Im Rahmen dieser Arbeit wurde der Einfluss von Schlagschäden auf die Lebensdauer dynamisch belasteter CFK-Proben untersucht. Das Hauptaugenmerk lag dabei auf einer Korrelation zwischen der Schadensentwicklung und den Merkmalscharakteristika zerstörungsfreier Prüfverfahren, insbesondere der aktiven Thermographie.

Die zyklische Belastung der CFK-Proben wurde nach festgelegten Lastwechselzahlen unterbrochen, um den Zustand der Schadensakkumulation anhand von Ultraschall- und Röntgenprüfverfahren sowie Thermographiemessungen nach dem Puls-Phasen-Prinzip festzustellen. Zusätzlich wurden ausgewählte Proben im Lichtmikroskop untersucht. Die Auswertung der Ergebnisse führte zu drei wesentlichen Erkenntnissen.

Während der zyklischen Belastung der Prüfkörper wurde häufig eine laterale Ausbreitung einer oberflächennahen Delamination beobachtet. Die Wiederherstellung des thermischen Gleichgewichts während einer PPT-Messung führt zu ausgeprägten lateralen Wärmeströmen um eine solche Schichttrennungen herum. Eine Transformation des Temperatur-Zeit-Signals in den Frequenzbereich führt zu dem Resultat, dass ein Delaminationswachstum mit einer Zunahme der Phasenwinkeldifferenz zwischen einem Schlagschaden und dem umgebenden Material, welches nicht von einer Vorschädigung beeinflusst ist, einhergeht. Es besteht ein linearer Zusammenhang zwischen der Delaminationsgröße und der Phasenverschiebung im Zentrum des Schadens. Letztere erreicht ab einer gewissen lateralen Größe der Delamination ein Maximum und verhält sich über die Ermüdungsdauer annähernd konstant.

Eine Zunahme der Rissdichte während des Ermüdungslebens wurde anhand von Röntgenaufnahmen detektiert. Der Einfluss auf die Phasenverschiebung ist jedoch so gering, dass er mit dem verwendeten PPT-Equipment nicht festgestellt werden kann.

Die dritte Erkenntnis ist, dass eine zunehmende Anzahl und Größe von Delaminationen im Werkstoff eine Abnahme der Phasenwinkelbeträge bewirkt. Ein Vergleich verschiedener Schlagschäden und den daraus resultierenden Phasenwerten hat gezeigt, dass eine Auswertung von Proben mit einer hohen Anzahl an großflächigen Schichttrennungen kleinere Phasenwertbeträge ergibt als Proben mit vergleichsweise wenigen Delaminationsflächen, auch wenn letztere häufig dicker ausgeprägt sind. Es wird vermutet, dass mit zunehmender Behinderung des transversalen Energie-transportes laterale Wärmeflüsse um Fehlstellen herum zunehmen, was zu einer veränderten thermischen Abstrahlung führt.

Während der Durchführung der dynamischen Versuche zur Ermittlung der Lebensdauer schlagschadenbehafteter Proben kam es zu einer sehr großen Ergebnisstreuung. In einer Ursachenanalyse konnten zwei wesentliche Einflussparameter identifiziert werden. Aufgrund der unterschiedlichen Probendicken sitzt die Knickstütze nicht passgenau. Ein zweiter Einfluss ist die variierende Kritikalität der Schlagschäden. Diese ist hauptsächlich durch die Größe der Delaminationsflächen und deren strukturelle Beschaffenheit charakterisiert.

Ein nicht unerheblicher Anteil der in diese Arbeit investierten Zeit war der Analyse möglicher Einflussparameter auf die Ermüdungsdauer der CFK-Proben gewidmet. Dies zeigt, wie komplex die Mechanismen der Schadensinitiierung durch Stoßvorgänge und ein damit verbundenes Wachstum von Materialdefekten ist. Um in zukünftigen Projekten die Streuung der erreichten Lebensdauer zu verringern, wäre eine dynamische Prüfung von breiteren Proben mit einem angepassten Design der Knickstütze anzustreben.

Zukünftige Fragestellungen zur Beurteilung des Einsatzpotentials aktiver Thermographiemethoden könnten auf eine detailliertere Untersuchung der Schadensausprägung mittels Mikroskopieuntersuchungen abzielen, um den Einfluss von Materialdefekten auf die sich ausbildenden Wärmeströme zu analysieren und somit die in dieser Arbeit gefundenen Zusammenhänge zu validieren. Zum Beispiel könnte mittels der Rasterelektronenmikroskopie die Oberflächenmorphologie der Delaminationen besser beurteilt werden. Drei auf dem Lasthorizont 430 MPa geprüften Proben befanden sich für eine zerstörungsfreie Prüfung mittels Röntgen-Computertomographie bei der Bundesanstalt für Materialforschung und -prüfung. Die Ergebnisse waren bis zum Zeitpunkt der Abgabe dieser Arbeit nicht verfügbar und stehen somit für eine Analyse in anschließenden Projekten aus.

# Literaturverzeichnis

- [1] SCHÜRMAN, Helmut: *Konstruieren mit Faser-Kunststoff-Verbunden*. 2. bearb. und erw. Auflage. Berlin [u.a.] : Springer-Verlag Berlin, 2007
- [2] LANGE, J. H.: *Fertigungstechnologie für FVK: Vorlesungsbegleitendes Manuskript*. HAW Hamburg, 2010
- [3] SAUER, C.: Lufthansa Perspective on Application & Field Experience for Composite Airframe Structures.
- [4] CALLIGARIS, A.: Robustness by Design: Lufthansa Technik Präsentation. (26.05.2008)
- [5] ZIEHM, H.: *Untersuchung der Schadensausbreitung an dynamisch belastetem CFK mittels zerstörungsfreier Prüfung*. Hamburg, Hochschule für Angewandte Wissenschaften, Bachelorarbeit, 2010
- [6] FUALDES, C. ; MORTEAU, E.: Composites @ Airbus: Damage Tolerance Methodology. In: *National Institute for Aviation Research* (2006)
- [7] SEIBEL, M. ; FLÜH, H. J.: *Strukturkonstruktion: Vorlesungsbegleitendes Manuskript*. HAW Hamburg, 2006
- [8] TROPIS, A. ; THOMAS, M. ; BOUNIE, J. L. ; LAFON, P.: Certification of the composite outer wing of the ATR72. In: *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering* (1995), Nr. 209, S. 327–339
- [9] FEDERAL AVIATION ADMINISTRATION: *Advisory Circular 20-107B*. 08.09.2009
- [10] SYMONS, Digby D. ; DAVIS, Graham: Fatigue testing of impact-damaged T300/914 carbon-fibre-reinforced plastic. In: *Composites Science and Technology* 60 (2000), Nr. 3, S. 379–389

- 
- [11] KANG, Ki-Weon ; KIM, Jung-Kyu: Fatigue life prediction of impacted carbon/epoxy laminates under constant amplitude loading. In: *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing* 35 (2004), Nr. 5, S. 529–535
- [12] LIU, D. ; MALVERN, L. E.: Matrix Cracking in Impacted Glass/Epoxy Plates. In: *Journal of Composite Materials* 21 (1987), Nr. 7, S. 594–609
- [13] JOSHI, S.P ; SUN, C.T: Impact Induced Fracture in a Laminated Composite. In: *Journal of Composite Materials* 19 (1985), Nr. 1, S. 51–66
- [14] TAI, N. H. ; YIP, M. C. ; LIN, J. L.: Effects of low-energy impact on the fatigue behavior of carbon/epoxy composites. In: *Composites Science and Technology* 58 (1998), Nr. 1, S. 1–8
- [15] TAI, N. H. ; MA, C. C. M. ; LIN, J. M. ; WU, G. Y.: Effects of thickness on the fatigue-behavior of quasi-isotropic carbon/epoxy composites before and after low energy impacts. In: *Composites Science and Technology* 59 (1999), Nr. 11, S. 1753–1762
- [16] UDA, N. ; ONO, K. ; KUNOO, K.: Compression fatigue failure of CFRP laminates with impact damage: The Sixteenth International Conference on Composite Materials with Regular Papers. In: *Composites Science and Technology* 69 (2009), Nr. 14, S. 2308–2314
- [17] CHIU, Sheng-Tsong ; LIOU, Yie-Yih ; CHANG, Yuan-Chang ; ONG, Ching-long: Low velocity impact behavior of prestressed composite laminates. In: *Materials Chemistry and Physics* 47 (1997), Nr. 2-3, S. 268–272
- [18] MITROVIC, Milan ; HAHN, H. T. ; CARMAN, Greg P. ; SHYPRYKEVICH, Peter: Effect of loading parameters on the fatigue behavior of impact damaged composite laminates. In: *Composites Science and Technology* 59 (1999), Nr. 14, S. 2059–2078
- [19] RICHARDSON, M. O. W. ; WISHEART, M. J.: Review of low-velocity impact properties of composite materials. In: *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing* 27 (1996), Nr. 12, S. 1123–1131
- [20] DAVIES, G. A. O. ; ROBINSON, P.: Predicting failure by debonding/delamination. In: *AGARD: 74th Structures and Materials Meeting* (1992)

- [21] ROBINSON, P. ; DAVIES, G. A. O.: Impactor mass and specimen geometry effects in low velocity impact of laminated composites. In: *International Journal of Impact Engineering* 12 (1992), Nr. 2, S. 189–207
- [22] ABRATE, S.: *Impact on composite structures*. Cambridge : Cambridge University Press, 1998
- [23] CHOI, Y.H ; WU, H.-Y.T ; CHANG, F.K: A New Approach toward Understanding Damage Mechanisms and Mechanics of Laminated Composites Due to Low-Velocity Impact: Part II—Analysis. In: *Journal of Composite Materials* (1991), Nr. 25, S. 1012–1038
- [24] CHOI, Y.H ; DOWNS, R.J ; CHANG, F.K: A New Approach toward Understanding Damage Mechanisms and Mechanics of Laminated Composites Due to Low-Velocity Impact: Part I—Experiments. In: *Journal of Composite Materials* (1991), Nr. 25, S. 992–1011
- [25] LIU, D.: Impact-Induced Delamination—A View of Bending Stiffness Mismatching. In: *Journal of Composite Materials* 22 (1988), Nr. 7, S. 674–692
- [26] CAPRINO, G.: Residual Strength Prediction of Impacted CFRP Laminates. In: *Journal of Composite Materials* 18 (1984), Nr. 6, S. 508–518
- [27] SELA, N. ; ISHAI, O.: Interlaminar fracture toughness and toughening of laminated composite materials: a review. In: *Composites* 20 (1989), Nr. 5, S. 423–435
- [28] RAMKUMAR, R.L: Effect of Low-Velocity Impact Damage on the Fatigue Behavior of Graphite/Epoxy Laminates. In: *Long-Term Behavior of Composites. ASTM STP 813* (1983), S. 116–135
- [29] SHIRAZI, Alireza ; VARVANI-FARAHANI, A.: A Stiffness Degradation Based Fatigue Damage Model for FRP Composites of (0/Teta) Laminate Systems. In: *Applied Composite Materials* 17 (2010), Nr. 2, S. 137–150
- [30] JAMISON, R.D ; SCHULTE, K. ; REIFSNIDER, K.L ; STINCHCOMB, W.W: Characterization and analysis of damage mechanisms in tension-tension fatigue of graphite/epoxy laminates. In: *Effects of Defects in Composite Materials, ASTM STP* (1984), Nr. 836, S. 21–55

- [31] RAMKUMAR, R.L.: Compression fatigue behavior of composites in the presence of delaminations. In: *Damage in Composite Materials. ASTM STP 775* (1982), S. 184–210
- [32] CHEN, A. S. ; ALMOND, D. P. ; HARRIS, B.: Impact damage growth in composites under fatigue conditions monitored by acoustography. In: *International Journal of Fatigue* 24 (2002), Nr. 2-4, S. 257–261
- [33] MELIN, L. G. ; SCHÖN, J. ; NYMAN, T.: Fatigue testing and buckling characteristics of impacted composite specimens. In: *International Journal of Fatigue* 24 (2002), Nr. 2-4, S. 263–272
- [34] KATERELOS, D. G. ; PAIPETIS, A. ; KOSTOPOULOS, V.: A simple model for the prediction of the fatigue delamination growth of impacted composite panels. In: *Fatigue & Fracture of Engineering Materials & Structures* 27 (2004), Nr. 10, S. 911–922
- [35] RADAJ, Dieter ; VORMWALD, Michael: *Ermüdungsfestigkeit: Grundlagen für Ingenieure*. 3., neubearb. und erw. Berlin [u.a.] : Springer-Verlag Berlin, 2007
- [36] VOLLMER, Michael ; MÖLLMANN, Klaus-Peter: *Infrared thermal imaging: Fundamentals, research and applications*. Weinheim : Wiley-VCH, 2010
- [37] SHEPARD, S. M.: Thermography of Composites. In: *Materials Evaluation* (2007), Nr. July, S. 690–696
- [38] KRELL, T. ; WOLFRUM, J. ; DEUS, B. ; THERMOGRAFIE-KOLLOQUIUM (Hrsg.): *Puls-Phasen-Thermographie an definiert geschädigten und reparierten Faserverbundbauteilen*. Stuttgart, 2007
- [39] MALDAGUE, X. ; GALMICHE, F. ; ZIADI, A.: Advances in pulsed phase thermography. In: *Infrared Physics & Technology* (2002), Nr. 43, S. 175–181
- [40] NITSCHKE, Wolfgang ; BRUNN, Andre: *Strömungsmesstechnik*. 2. aktualisierte und bearbeitete Aufl. Springer-Verlag Berlin, Heidelberg, 2006
- [41] WALLBURG, F.: *Puls\_Phasen\_Thermographie zur Fehlstellendetektion in CFK\_Sandwich\_Strukturen*. Leipzig, 2010
- [42] ARNDT, R.: *Rechteckimpuls-Thermografie im Frequenzbereich: Adaption der Puls-Phasen-Thermografie für die qualitative und quantitative zerstörungsfreie Prüfung oberflächennaher Strukturen im Bauwesen*, TU Berlin, Diss., 2007

- [43] WU, D. ; BUSSE, G.: *Lockin-Thermographie für die zerstörungsfreie Werkstoffprüfung und Werkstoffcharakterisierung*, Universität Stuttgart, Diss., 1996
- [44] MALDAGUE, X. ; MARINETTI, S.: Pulse phase infrared thermography. In: *Journal of Applied Physics* 79 (1996), Nr. 5, S. 2694–2698
- [45] ARNDT, R. ; HILLEMEIER, B. ; MAIERHOFER, C. ; RIECK, C. ; RÖLLIG, M. ; SCHEEL, H. ; WALTHER, A.: Zerstörungsfreie Ortung von Fehlstellen und Inhomogenitäten in Bauteilen mit der Impuls-Thermografie. In: *Bautechnik* (2004), Nr. 10, S. 786–793
- [46] VALLERAND, S. ; MALDAGUE, X.: Defect characterization in pulsed thermography: a statistical method compared with Kohonen and Perceptron neural networks. In: *NDT & E International* 33 (2000), Nr. 5, S. 307–315
- [47] ASTRÖM, B. T.: *Manufacturing of polymer composites*. London, Cheltenham, UK : Chapman & Hall and reprinted by Nelson Thornes, 1997
- [48] MÖSER, Michael: *Technische Akustik*. 8., aktualisierte Aufl. Dordrecht ; Heidelberg, London, New York : Springer-Verlag Berlin, 2009
- [49] MATTHIES, K. ; GOHLKE, D.: Der Ultraschall-Volumenscan als Werkzeug zur Prüfung komplizierter Geometrien und komplexer Gefüge. In: *DGZfP-Jahrestagung* (2007), Nr. 57
- [50] GREHN, J. ; KRAUSE, J.: *Metzler Physik*. Schroedel, 2000 (Metzler Physik)
- [51] CYTEC INDUSTRIES ; CYTEC ENGINEERING MATERIALS (Hrsg.): *CYCOM 977-2 Toughened Epoxy Resin*. Greenville, Texas, 1995
- [52] SCHUMACHER, K.: *Bestimmung von Einflussparametern bei der zerstörungsfreien Prüfung von Faserverbundwerkstoffen: Laufende Arbeit*, TU Hamburg-Harburg, Diplomarbeit, 2012
- [53] CELIK, B.: *Untersuchung des Schadenswachstums von Schlagschäden an dynamisch belastetem CFK mittels Thermographie*, Tu Hamburg-Harburg, Bachelorarbeit, 2011

# A Datenblatt-Auszug der Epoxidharz-Matrix

## CYCOM® 977-2 Toughened Epoxy Resin

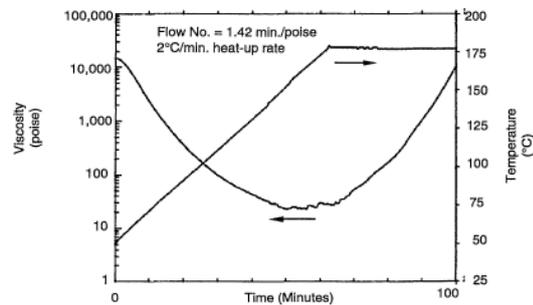
Page 2 of 4

### Typical neat resin properties

	RT
Tensile Strength, ksi	11.8 ± 1.6
Tensile Modulus, Msi	0.51 ± 0.02
Tensile Strength, MPa	81.4 +/- 11
Tensile Modulus, GPa	3.52 ± 0.14
Flexural Strength, ksi	28.6 ± 1.0
Flexural Modulus, Msi	0.50 ± 0.01
Flexural Strength, MPa	197 +/- 7
Flexural Modulus, GPa	3.45 +/- 0.07
G <sub>ic</sub>	
in-lb/in <sup>2</sup>	2.73 ± 0.48
J/m <sup>2</sup>	478 ± 84
K <sub>ic</sub>	
MPa • m <sup>1/2</sup>	1.34 ± 0.15
ksi • in. <sup>1/2</sup>	1.22 ± 0.14
T <sub>g</sub> , °C (RDS, 10°C/min)	212
Density, g/cc	1.31

### Viscosity profile

Straight Heat-Up Cure Cycle to 350°F (177°C)



This information is provided for informational purposes only and without legal responsibility. Users are expected to perform adequate verification and testing to ensure that materials meet required specifications.

## B Gegenüberstellung der Fehlertiefe aller Schlagschäden

Schlagschaden-Delamination

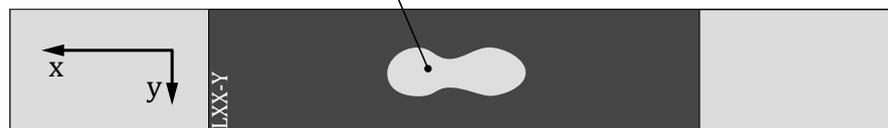


Abbildung B.1: Orientierung der C-Bilder

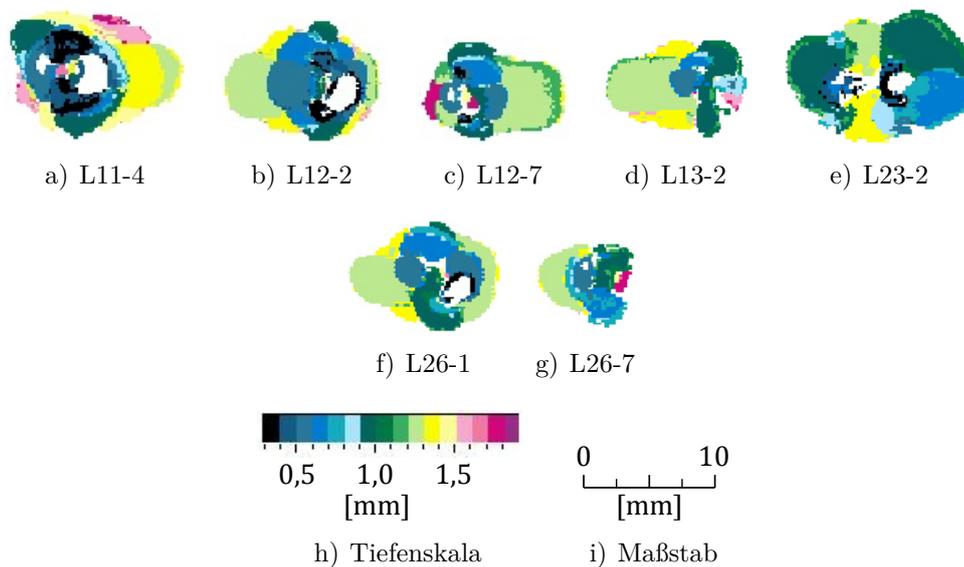


Abbildung B.2: Fehlertiefen der Schlagschäden in Proben, welche für Mikroskopieuntersuchungen entnommen wurden.

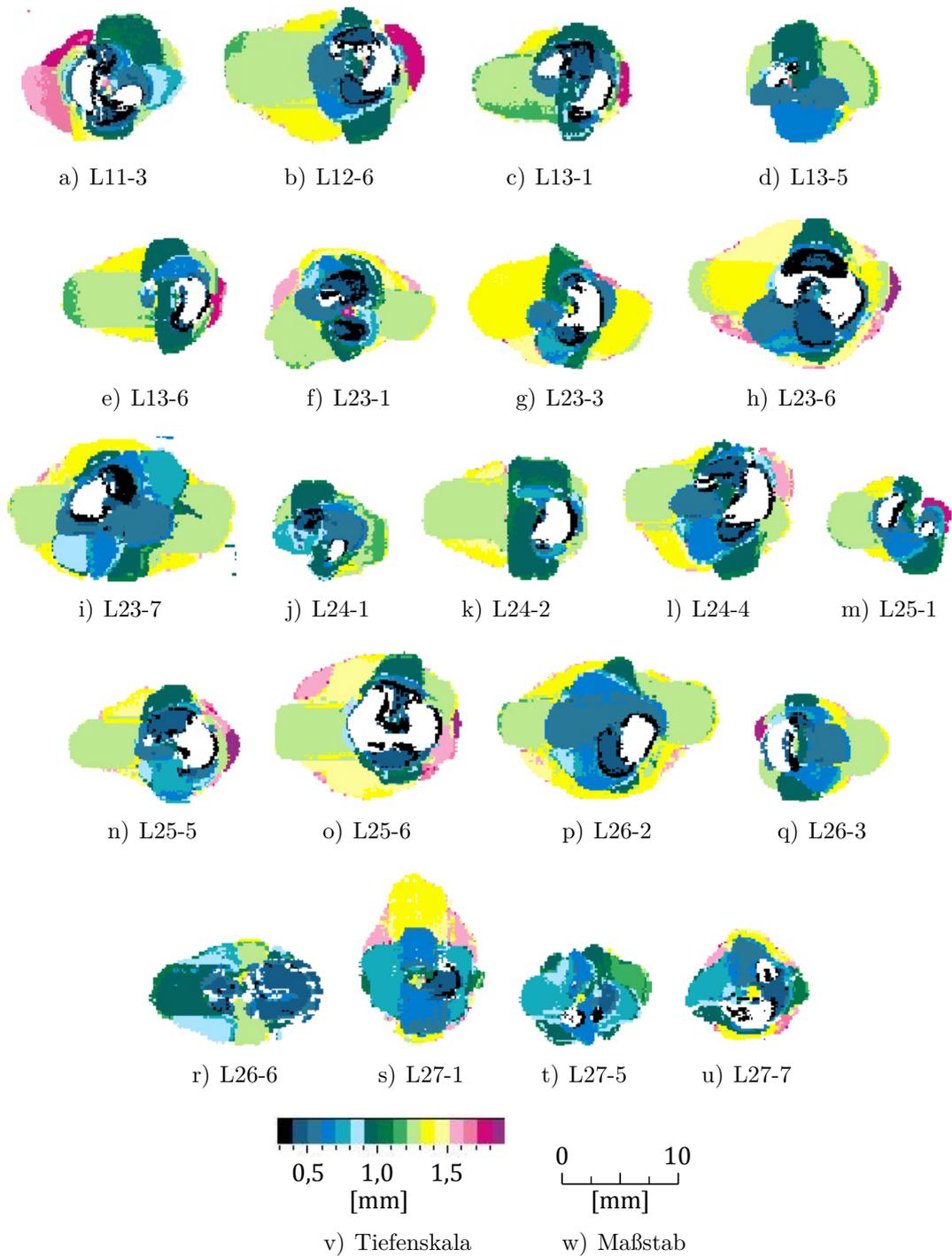
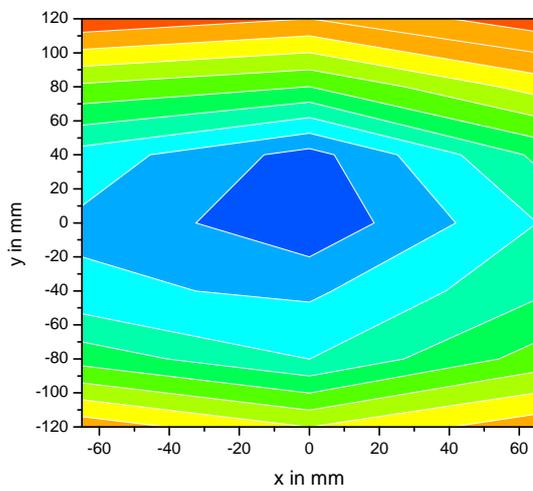
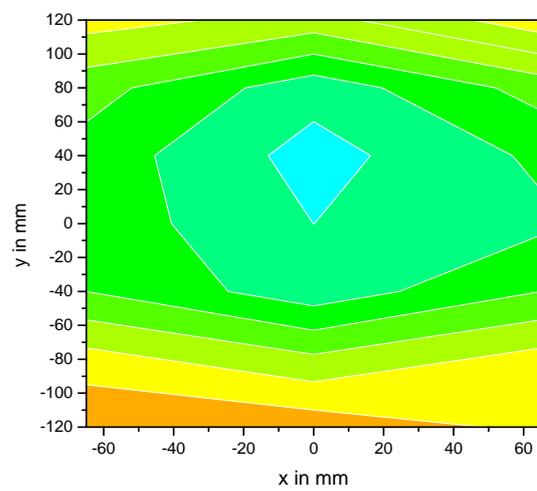


Abbildung B.3: Fehlertiefen der Schlagschäden in Proben, welche bis zum Versagen belastet wurden.

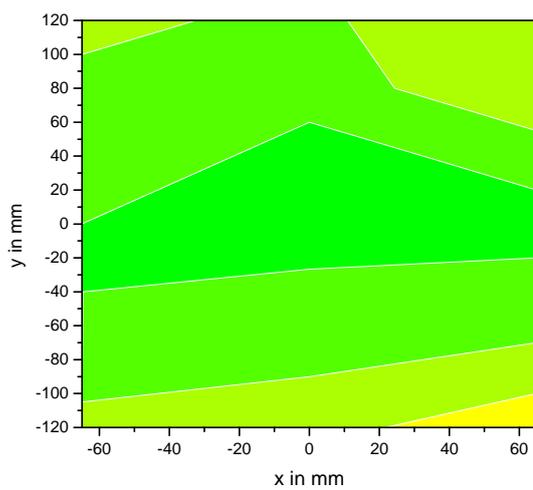
# C Plattendicken nach dem Autoklavprozess



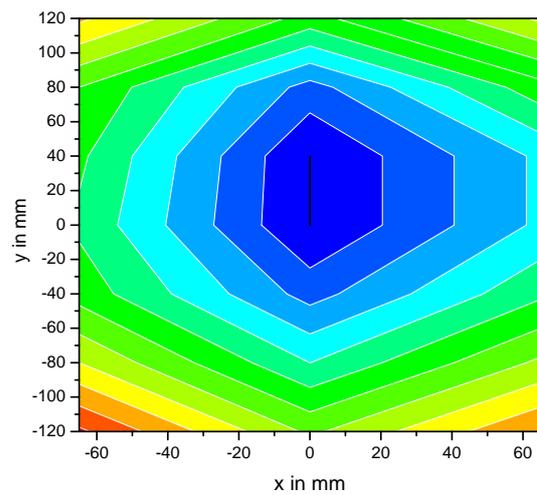
a) L11



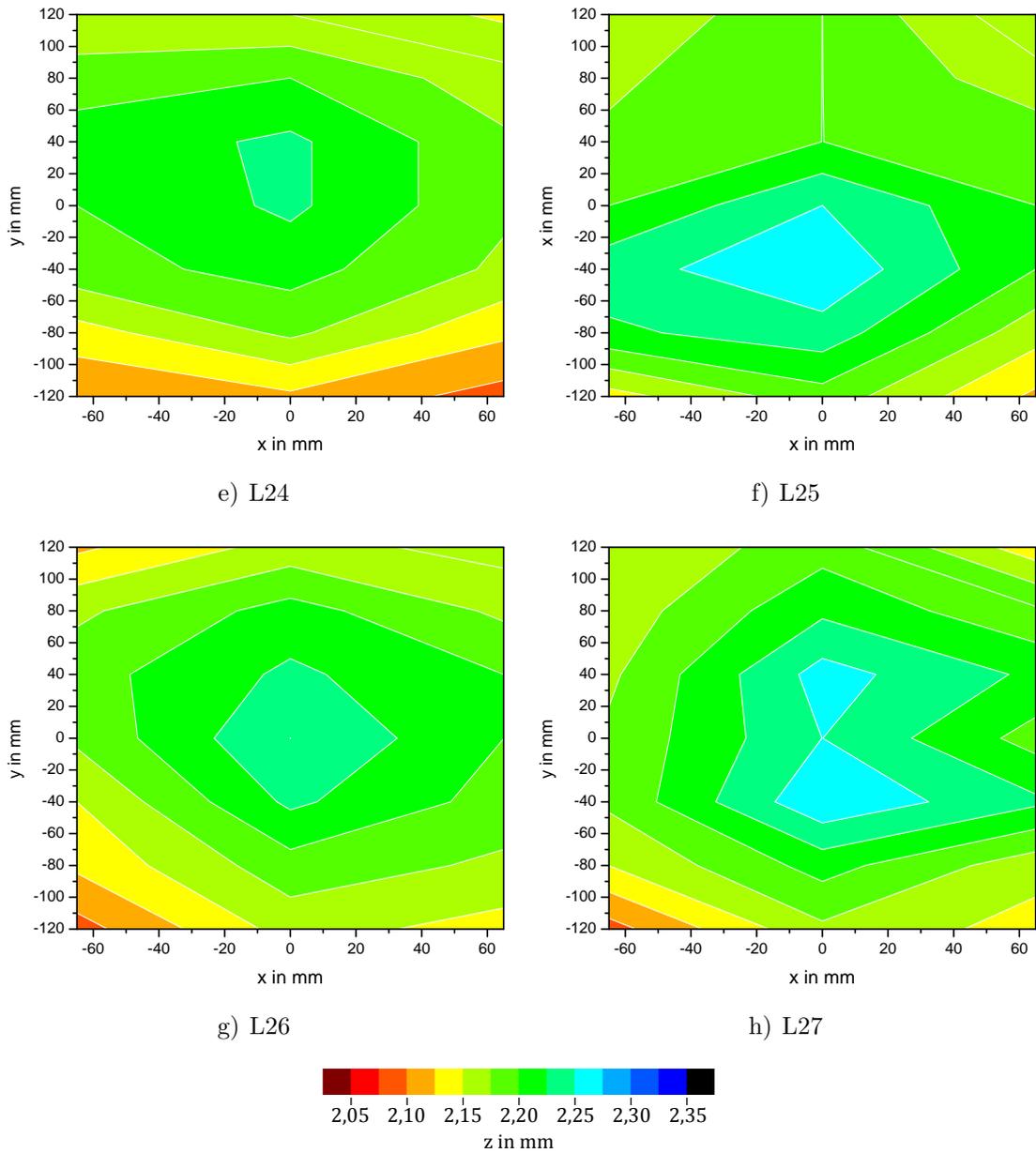
b) L12



c) L13



d) L23



i) Skala: Dicke der Platte

Abbildung C.1: Darstellung der Plattendicken nach dem Autoklavprozess.

# D Einflussfaktoren auf die Ermüdungsdauer der CFK-Proben

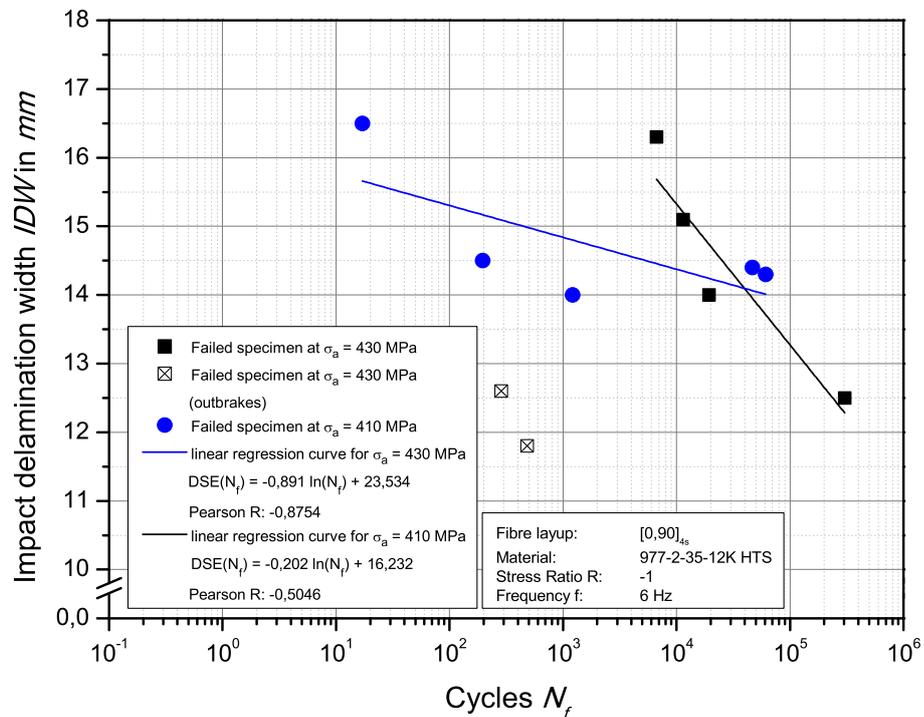


Abbildung D.1: Abhängigkeitsstudie der Lastwechselzahl  $N_f$  von der Breite der Schlagschadendelaminationen.

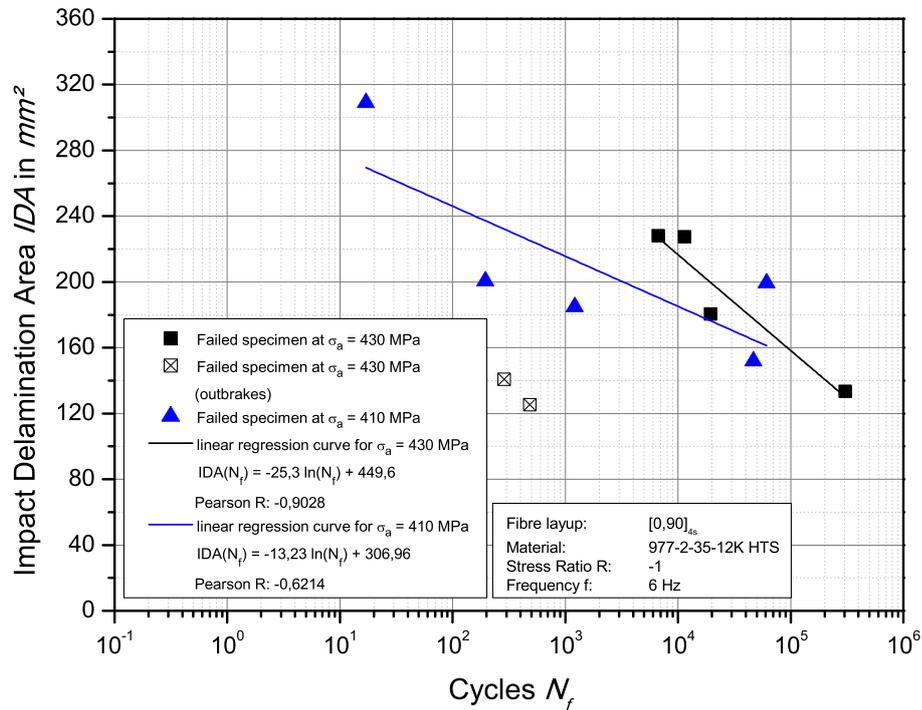


Abbildung D.2: Abhängigkeitsstudie der Lastwechselzahl  $N_f$  von der Fläche der Schlagschadendelaminationen

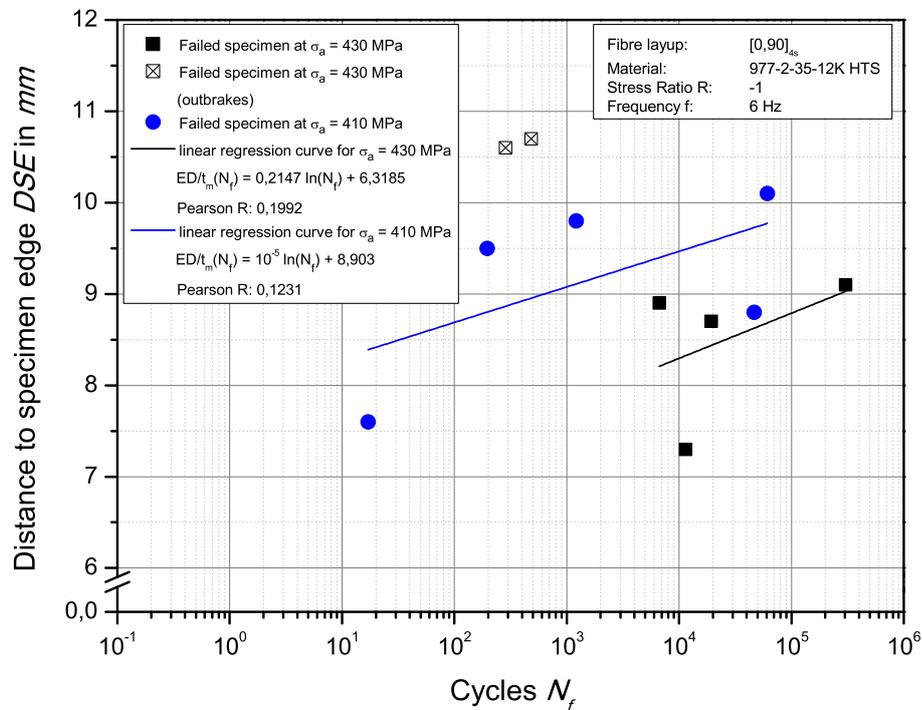


Abbildung D.3: Abhängigkeitsstudie der Lastwechselzahl  $N_f$  vom minimalen Abstand der Schlagschadendelaminationen zum Rand der freien Prüffläche.

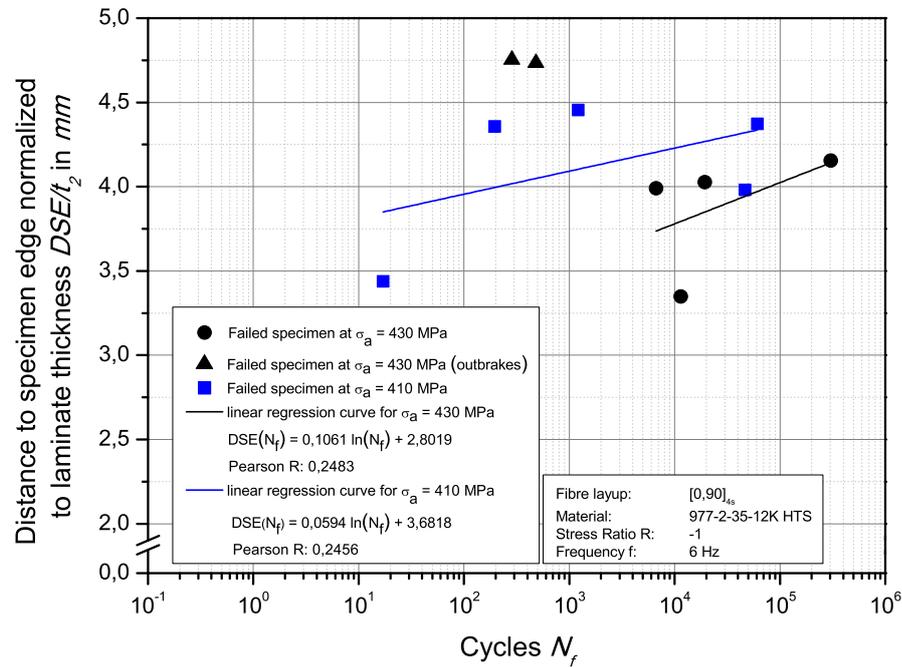


Abbildung D.4: Abhängigkeitsstudie der Lastwechselzahl  $N_f$  vom minimalen Abstand der Schlagschadendelaminationen zum Rand der freien Prüffläche, normiert auf die Probendicke

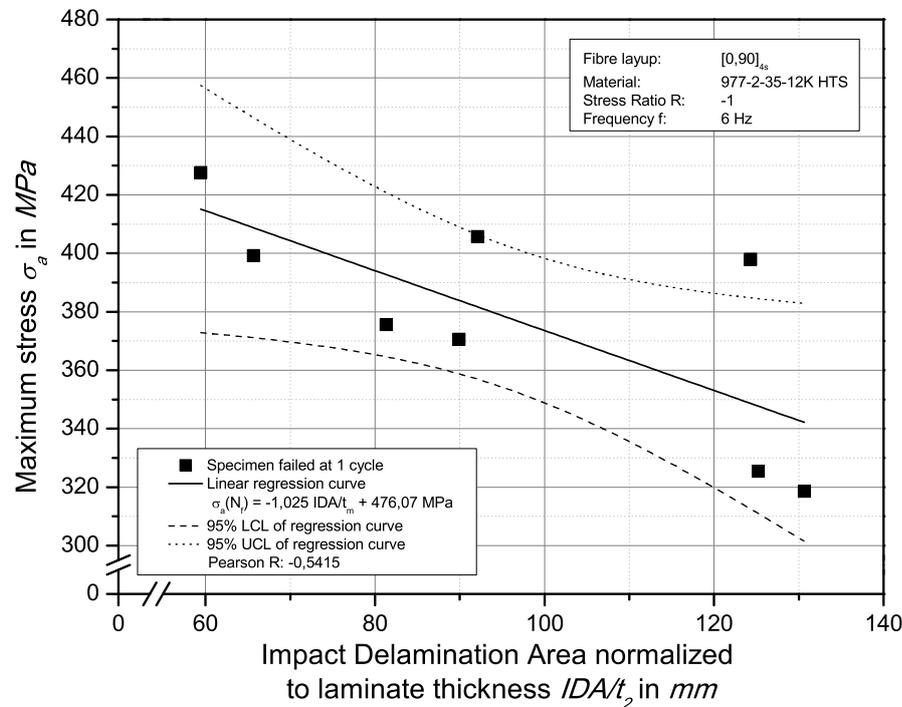


Abbildung D.5: Maximale Last  $\sigma_{a,max}$ , bei welcher die Proben beim Anschwingvorgang des Pulsers versagt haben, in Abhängigkeit von der normierten Delaminationsgröße.