

Experimentelle und modellhafte Untersuchung von FKV-Verbindungselementen bei statischer und zyklischer Belastung

Vom Promotionsausschuss der
Technischen Universität Hamburg
zur Erlangung des akademischen Grades
Doktor-Ingenieur (Dr.-Ing.)
genehmigte Dissertation

von
Martin Schütt
aus Erlangen

2018

Gutachter: Prof. Dr.-Ing. habil. Bodo Fiedler
Prof. Dr. Benedikt Kriegesmann

Vorsitzender des Prüfungsausschusses:

Prof. Dr.-Ing. Wolfgang Hintze

Tag der mündlichen Prüfung: 05. November 2018

Technisch-Wissenschaftliche Schriftenreihe

Herausgeber:

Prof. Dr.-Ing. habil. Bodo Fiedler

Anschrift:

Technische Universität Hamburg

Institut für Kunststoffe und Verbundwerkstoffe

Denickestraße 15

21073 Hamburg

Band 34:

Experimentelle und modellhafte Untersuchung von FKV-Verbindungselementen bei statischer und zyklischer Belastung

Martin Schütt

1. Auflage

Hamburg 2019

ISSN 2625-6029

Copyright Martin Schütt 2019

Bibliographische Information der Deutschen Nationalbibliothek:

Die deutsche Nationalbibliothek verzeichnet diese Publikation in der Deutschen Nationalbibliothek; detaillierte Informationen sind im Internet über <http://www.dnb.de> abrufbar.

Kurzzusammenfassung

Diese Arbeit ist eine detaillierte experimentelle Studie zu neuartigen Verbindungselementen aus Faser-Kunststoff-Verbund (FKV), bestehend aus Kohlenstofffasern (engl. carbon fibre = CF) und einer thermoplastischen Matrix Polyether-Etherketon (PEEK), die entwickelt wurden, um konventionelle FKVs zu verbinden. Motivation der Arbeit ist es, ein besseres Verständnis über das Verhalten von CF-PEEK Verbindungselementen im Einsatz zu erhalten. Das System- und Versagensverhalten wird anhand einer einfach überlappenden Verbindung mit zwei CF-PEEK Senkkopfbolzen bei quasi-statischer Zug- und zyklischer Zug-Zug-Belastung detailliert untersucht. Der Versagensprozess der FKV-Verbindungen wird unter Verwendung akustischer Emission und metallographischer Schnittansichten im Detail beschrieben. Eine Parameterstudie untersucht den Einfluss signifikanter Parameter wie der Vorspannkraft und der Passung auf das System- und Versagensverhalten einer einfach überlappenden Verbindung mit zwei CF-PEEK Senkkopfbolzen. Zum Vergleich werden Standard Bolzen aus Titan unter den entsprechenden Bedingungen und Belastungen untersucht. Die experimentellen Ergebnisse stimmen gut mit dem entwickelten mathematischen Modell überein. Dieser erweiterte analytische Ansatz basiert auf einem Feder-Modell, bei dem die Bolzen und die Lamine durch eine Anordnung von Federn und Massen dargestellt werden. Das Modell deckt alle das Systemverhalten beeinflussenden Variablen wie Befestigungsposition, Gelenkmaterial, Befestigungstyp, Lochdurchmesser, Fugenstärke, Bolzenlochspiel und Schraubenmoment ab.

Abstract

This paper presents a detailed experimental study on carbon fibre (CF) polyether etherketone (PEEK) composites fasteners designed to join conventional high performance composites (CFRP). The failure mechanisms of two CF-PEEK fasteners with countersunk heads joining two laminate plates in a single-lap configuration were investigated under static (tensile) and cyclic loading (tension-tension). The failure process of the bolted joints is described in detail using acoustic emission and microscopic cut views. For comparison the CF-PEEK fasteners were replaced by Titanium fasteners under the corresponding conditions and loadings. The experimental results are in good agreement with the newly developed “closed-form” model. This enhanced analytical approach is a closed-form extension of the spring based method, where bolts and laminates are represented by an arrangement of springs and masses. The model covers all variables influencing the joint behavior, such as fastener position, joint material, fastener type, hole-diameter, joint thickness, bolt-hole clearance and bolt torque.

Inhaltsverzeichnis

Kurzzusammenfassung	v
Abstract	vi
Abkürzungsverzeichnis	xii
Formelzeichen	xiii
1 Einleitung	1
1.1 Motivation und Ziel dieser Arbeit	1
1.2 Gliederung der Arbeit	3
2 Technologische Grundlagen	4
2.1 Verbindungstechnik von Faserverstärkten Kunststoffen	4
2.1.1 Definition der Bolzenverbindungen.....	5
2.1.2 Kraftflüsse und Verspannungsschaubild einer Verbindung.....	6
2.1.3 Grundlagen der Lastübertragung einer Verbindung	8
2.2 Systemverhalten einer Bolzenverbindung von FKV	9
2.3 Makroskopische Versagensarten einer FKV Bolzenverbindung	12
2.4 Mikroskopische Schädigungsmechanismen einer FKV Bolzenverbindung	14
2.5 Einflussgrößen auf das Versagensverhalten einer FKV Bolzenverbindung	16
2.5.1 Material Parameter.....	17
2.5.2 Geometrische Parameter	18
2.5.3 Montageparameter	20
2.6 Analytische Modellansätze zu Bolzenverbindungen	21
2.7 Das FKV-Verbindungselement	21

2.7.1	Fertigung der FKV-Verbindungselemente	22
2.7.2	Morphologie der FVK-Verbindungselemente	23
2.7.3	Eigenschaften der FKV-Verbindungselemente	24
3	Materialprüfung und Auswertung	27
3.1	Verwendete Halbzeuge und Komponenten.....	27
3.1.1	Faser-Matrix Halbzeuge.....	27
3.1.2	Verbindungselemente	28
3.2	Herstellung der SLS-Probekörper.....	29
3.2.1	Laminatherstellung	30
3.2.2	Fertigung der Probenhälften	30
3.2.3	Montage der SLS Prüfkörper	32
3.3	Mechanische Materialprüfung und Auswertung	34
3.3.1	Versuchsprogramm.....	35
3.3.2	Quasistatische Materialprüfung	37
3.3.3	Zyklische Dauerschwingversuche	39
3.4	Eingesetzte Prüfmethode und -systeme.....	43
3.4.1	Lichtmikroskopie	43
3.4.2	Winkelmessung der Lamine und CF-PEEK Bolzen	44
3.4.3	Dehnungsmessung und Klemmkraftmessung der CF-PEEK Bolzen	44
3.4.4	Akustische Emissionsmessungen.....	45
3.4.5	Thermographie.....	49
3.4.6	Ultraschall.....	50
3.4.7	Röntgendurchstrahlverfahren.....	51
4	Versagensanalyse bei quasi-statischer Belastung.....	53
4.1	Systemverhalten der einfachen überlappenden Verbindung.....	53

4.1.1	Steifigkeitsverhalten der Verbindung bei quasi-statischer Belastung....	54
4.1.2	Systemverhalten der SLS-Probekörper mit CF-PEEK-Bolzen.....	57
4.2	Versagensanalyse der SLS-Probekörper mittels AE-Analyse.....	60
4.2.1	SLS-Probekörper mit Ti-Bolzen	60
4.2.2	Versagensanalyse der Verbindung mit 1/4“ CF-PEEK Bolzen	63
4.2.3	Versagensanalyse der Verbindung mit 3/16“ CF-PEEK Bolzen	68
4.2.4	Zuordnung der AE-Signale zu den Schadensmechanismen	71
4.3	Parametereinfluss auf das Systemverhalten	74
4.3.1	Einfluss der Vorspannkraft auf das Systemverhalten	74
4.3.2	Einfluss der Passung auf das Systemverhalten	78
5	Analytischer Modellansatz der quasi-statischen Belastung	85
5.1	Modell-Entwicklung.....	85
5.1.1	Feder-Masse Modellansatz	85
5.1.2	Mathematischer Ansatz.....	86
5.1.3	Mathematische Modellbildung	93
5.2	Modell-Validierung.....	95
5.3	Parameterstudie des analytischen Modells	97
5.3.1	Parameterrelevanzstudie	98
5.3.2	Einfluss von Eingangsparametern auf die Steifigkeit.....	99
5.3.3	Einfluss von Eingangsparametern auf die Verschiebung	103
6	Versagensanalyse bei zyklischer Belastung	107
6.1	Ermüdungseigenschaften der einfachen Überlappungsfügung	107
6.1.1	Systemsteifigkeit und Temperaturentwicklung bei zyklischer Belastung.....	109
6.1.2	Systemverhalten der SLS-Probekörper mit 1/4“ CF-PEEK Bolzen	110

6.1.3	Temperatureinfluss auf das Systemverhalten der SLS-Verbindung	113
6.2	Versagensanalyse der SLS-Probekörper	115
6.2.1	SLS-Probekörper mit Ti-Bolzen	115
6.2.2	SLS-Probekörper mit 1/4“ CF-PEEK Bolzen	116
6.2.3	Schadensentwicklung der Lamine mit 1/4“ CF-PEEK Bolzen	122
6.2.4	SLS-Probekörper mit 3/16“ CF-PEEK Bolzen	125
6.2.5	Schadensentwicklung der Lamine mit 3/16“ CF-PEEK Bolzen	130
6.3	Parametereinfluss auf das Systemverhalten	130
6.3.1	Einfluss der Klemmkraft auf das Systemverhalten bei zyklischer Belastung.....	130
6.3.2	Einfluss des Passungsspiels auf das Systemverhalten bei zyklischer Belastung.....	136
7	Diskussion	141
8	Zusammenfassung.....	149
9	Ausblick.....	151
	Literaturverzeichnis.....	153
	Anhang	165

Abkürzungsverzeichnis

<i>Abkürzung</i>	<i>Description</i>
CF	Kohlenstofffaser (engl. Carbon-Fibre)
CFK	Kohlenstofffaserverstärkter Kunststoff
FB	Faserbruch
FKV	Faser-Kunststoff-Verbund
SLS-Verbindung	einfach überlappende Verbindung (engl. Single-Lap-Shear)
PEEK	Polyether-Etherketon
ZfB	Zwischenfaserbruch

<i>Indizes</i>	<i>Description</i>
B	Bolzen, Bolzenschaft
BK	Bolzenkopf
L	Laminat, Bereich zwischen den Bolzen
LE	Laminatendstück
n _o	normalisiert

Formelzeichen

Lateinische Buchstaben

<i>Symbol</i>	<i>Unit</i>	<i>Description</i>
A	mm ²	Fläche
A _B	mm ²	Querschnittfläche Bolzendurchmesser
A _{BK}	mm ²	Auflagefläche Bolzenkopf
A _{LB}	mm ²	Fläche Lochleibungsschäden
A _P		Peak-Amplitude
A _{TR}	mm ²	Fläche Tribologische Schäden
b _L	mm	Laminatbreite
c	mm	Passungsspiel
d	mm	Durchmesser
d _{2B}	mm	Flankendurchmesser Bolzen
d _B	mm	Bolzendurchmesser
d _{BK}	mm	Äußerer Bolzenkopfdurchmesser
d _{DK}	mm	Fläche Druckkörper
d _H	mm	Bohrungsdurchmesser
d _{KB}	mm	Wirksame Reibfläche Bolzendurchmesser
D _B	mm	Durchmesser Klemmfläche Bolzen
D _K	mm	max. Durchmesser Druckspannungsfläche
e	mm	Bohrungsabstand Unterkante
E	N/m ²	Elastizitätsmodul (E-Modul)
E _B	N/m ²	E-Modul Bolzenschaf
E _{BK}	N/m ²	E-Modul Bolzenkopf
E _{xx}	N/m ²	E-Modul X-Richtung
E _{yy}	N/m ²	E-Modul Y-Richtung Laminat
E _{zz}	N/m ²	E-Modul Z-Richtung Laminates
f _{BM}	mm	Bolzenlängung nach Montage
f _{BV}	mm	Bolzenlängung nach Setzen

f_{KM}	mm	Stauchung montierte Komponenten
f_{KV}	mm	Stauchung nach Setzen
f_Z	mm	Setzbetrag
F	N	Kraft
F_{max}	N	Maximal-Last
F_M	N	Montage Vorspannkraft
F_{VK}	N	Vorspannkraft
F_Z	N	Vorspannkraftverlust
G	N/m ²	Schubmodul
G_B	N/m ²	Schubmodul Bolzenkopf
G_{BK}	N/m ²	Schubmodul Bolzenkopf
G_{xy}	N/m ²	Schubmodul XY-Richtung Laminat
G_{xz}	N/m ²	Schubmodul XZ-Richtung Laminat
G_{yz}	N/m ²	Schubmodul XY-Richtung Laminat
h_{BK}	mm	Höhe Bolzenkopf
$K_{B,halb}$	N/m	Bolzenausdehnungskoeffizient bei Halbkontakt
$K_{B,voll}$	N/m	Bolzenausdehnungskoeffizient bei Vollkontakt
K_L	N/m	Laminatausdehnungskoeffizient
K_{LE}	N/m	Ausdehnungskoeffizient Laminatendstück
K_{scher}	N/m	Scherkoeffizient des Laminates
l_L	mm	Laminatlänge
L_K	mm	Klemmlänge
L_F	mm	Kontaktlänge der Probekörperhälften
L_U	mm	Freie Länge der Probekörperhälften
m	kg	Massepunkt
m_i		Anzahl Massepunkte
M_{VK}	Nm	Anzugsmoment
n_i		Anzahl der Bolzen

N_f	-	Schwingspielzahl
P_{max}	N	Maximale Zugkraft
P_{min}	N	Minimale Zugkraft
P_{gleit}	N	Gleitkraft
P_{voll}	N	Übergangskraft: Halbkontakt zu Vollkontakt
r	mm	Radius
T	dB	Schwellwert (threshold)
T	s	Zeit
t	mm	Dicke
t_{ED}	ms	Ereignisdauer (event duration)
t_{RT}	ms	Anstiegszeit (rise time)
u	m	Verschiebung
V	m ³	Volumen
w	mm	Breite Laminat

Griechische Buchstaben

<i>Symbol</i>	<i>Unit</i>	<i>Description</i>
β	-	Last-Korrektur-Faktor
μ	-	Reibkoeffizient
μ_{BK}	-	Reibkoeffizient Bolzenkopfauflage
ν	-	Poissonzahl
ν_B	-	Poissonzahl Bolzen
ν_{xy}	-	Poissonzahl XY-Richtung
ν_{xz}	-	Poissonzahl XZ-Richtung
ν_{zy}	-	Poissonzahl ZY-Richtung
Q_B	°	Reibungswinkel Bolzengewinde
ϕ	°	Senkkopfwinkel
φ_{fB}	%	Faservolumenanteil Bolzen
φ_{fL}	%	Faservolumenanteil Laminat
ψ	°	Steigungswinkel Bolzengewinde

1 Einleitung

1.1 Motivation und Ziel dieser Arbeit

Die Verbindung zweier Strukturbauteile aus Faserverbundwerkstoffen ist in der Regel ein kritischer Aspekt. Mechanische Verbinder wie Bolzen oder Nieten werden in der Luftfahrtindustrie gegenüber den reinen Klebeverbindungen bevorzugt. Bolzenverbindungen bieten hierbei mehrere Vorteile, wie z.B. die einfache Montage und Demontage sowie die relative Temperatur- und Feuchte-Unempfindlichkeit. Das Einbringen der benötigten Bohrung führt bei dieser Art der Verbindung jedoch zu einem signifikanten Abfall der Festigkeit. Daher erfolgt die Auslegung einer Bolzenverbindung immer für einen konkreten Belastungsfall. Es gilt die geometrischen Größen der Verbindung sowie die Materialkennwerte zu berücksichtigen, um ein plötzliches Versagen im Belastungsfall zu verhindern. Für die Fixierung der Kohlenstofffaserverstärkten Kunststoff (CFK) Rumpfschalen an den Strukturbauteilen werden in der Flugzeugindustrie vornehmlich Titan (Ti) Verbindungselemente verwendet (siehe Abbildung 1.1), da Verbindungselemente aus anderen Metallen aufgrund der teils stark unterschiedlichen elektrochemischen Potentiale nur bedingt einsetzbar sind.

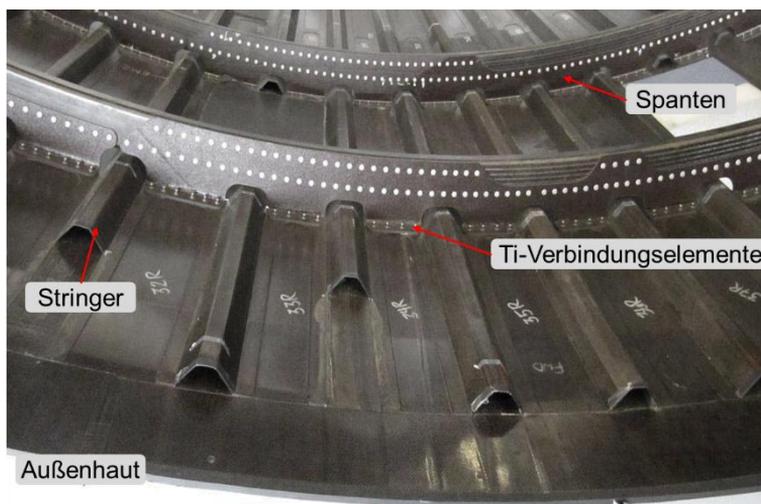


Abbildung 1.1: CFK-Rumpfschale einer Boeing 787 [1]

Ein neuer Ansatz sieht nun vor, die Titan-Bolzen durch FKV-Verbindungselemente, bestehend aus Kohlenstofffasern (engl. carbon fibre = CF) und einer thermoplastischen Matrix aus Polyether-Etherketon (PEEK) zu ersetzen, um so eine nicht unerhebliche Gewichtseinsparung zu erzielen. Zudem bietet eine werkstoffgleiche Verbindung Vorteile hinsichtlich des Korrosionsschutzes der Verbindungskomponenten und außerdem treten im Falle eines Blitzschlags keine Feldspitzen an den Bolzen auf. Fundierte Erkenntnisse über die Eigenschaften von CF-PEEK-Bolzen basieren zurzeit lediglich auf empirischen Untersuchungen. Erste Studien von Starikov [2, 3] zeigen jedoch, dass das Ermüdungsverhalten hinsichtlich der Festigkeiten bei Schwingspielzahlen von mehr als 10^6 für Titan und CF-PEEK Bolzen annähernd gleich ist.

Überarbeitete Fertigungsprozesse sowie neue Designs führten bereits zu einer qualitativen Verbesserung dieser neuartigen Verbindungselemente. Somit wird ein wesentlich breiteres Feld an Anwendungsmöglichkeiten geschaffen. Jedoch ist ein tieferes Verständnis hinsichtlich der Versagensmechanismen und des Systemverhaltens einer Verbindung mit CF-PEEK Bolzen bei statischer und dynamischer Belastung notwendig, um keine Auslegungsgrenzen zu überschreiten. Aus der Literatur geht hervor, dass bestimmte Parameter das Systemverhalten einer mechanischen Verbindung von CFK-Laminaten unterschiedlich stark beeinflussen.

Ziel dieser Arbeit ist es, das Systemverhalten sowie die Schadensentwicklung einer einfach überlappenden Verbindung mit zwei CF-PEEK Senkkopfbolzen bei statischer und zyklischer Belastung detailliert zu beschreiben. Die Untersuchungen erfolgen dabei anhand von Normprobekörpern, da dieses Vorgehen im Gegensatz zur Untersuchung an Großstrukturen eine einfache und kostengünstige Methode bietet, das Systemverhalten der neuartigen FKV-Verbindungselemente genau zu analysieren. Bei der Charakterisierung der Schadensentwicklung erweist sich die Schadensdetektion als besonders problematisch. Die Interaktion der einzelnen Verbindungskomponenten sowie ihr nahezu elastisches Verhalten bis kurz vor dem Versagen erschweren eine exakte Fehlerdetektion. Die akustische Emissionsanalyse bietet hier einen guten Ansatz, die Schadensentwicklung im Bauteil zu identifizieren.

Das anhand der Ergebnisse der quasi-statischen Belastungsprüfung der FKV-Verbindung entwickelte mathematische Modell ermöglicht das Systemverhalten der neuartigen FKV-Verbindungselemente in einer einfach überlappenden Verbindung im viskoelastischen Bereich abzubilden. Dieser mathematische Ansatz bietet eine einfache Methode, das Systemverhalten für Auslegungszwecke von Großstrukturen kostengünstig bestimmen zu können.

1.2 Gliederung der Arbeit

Die vorliegende Arbeit ist in sieben Hauptkapitel unterteilt. Nach einer Einführung in das Thema werden in Kapitel 2 die theoretischen Grundlagen der Verbindungstechnik für Faserverstärkte-Kunststoff-Verbunde (FKV) dargestellt und die Herstellung der neuartigen FKV-Verbindungselemente näher beschrieben. In Kapitel 3 erfolgt eine detaillierte Darstellung der verwendeten Materialien und der damit durchgeführten quasi-statischen und zyklischen Materialprüfungen. Zudem werden die in den Prüfungen eingesetzten Messmethoden näher erklärt. Die Ergebnisse der experimentellen Untersuchung der FKV Verbindungselemente sind im Kapitel 4 für die quasi-statische und im Kapitel 6 für die zyklische Belastungsprüfung aufgezeigt. Die modellhafte Beschreibung des Systemverhaltens der FKV-Verbindung anhand des aufgestellten analytischen Modells erfolgt detailliert in Kapitel 5. Abschluss der Arbeit ist ein Zusammenfassung bzw. ein Fazit der gewonnen Ergebnisse sowie ein Ausblick.

2 Technologische Grundlagen

Zu den technologischen Grundlagen, die in diesem Kapitel beschrieben werden, zählen Grundlagen der Verbindungstechnik von faserverstärkten Kunststoffen (FKV), die auftretenden Versagensmechanismen und der Einfluss verschiedener Parameter auf die Verbindung von FKV. Des Weiteren folgen eine kurze Beschreibung der CFK-Verbindungselemente und die Einführung in die Grundlagen der mechanischen Materialprüfung und der Materialcharakterisierung.

2.1 Verbindungstechnik von Faserverstärkten Kunststoffen

Aufgrund der etablierten Fertigungstechnologien ist die Bolzenverbindung die wichtigste Verbindungstechnik in der Luftfahrtindustrie, trotz der nicht fasergerechten Eigenschaften. Bei Belastung der Verbindung, treten an den Bohrungen und Kerben Spannungsspitzen auf, die i.d.R. durch plastische Verformungen abgebaut werden. Zudem wird der tragende Querschnitt durch die Bohrung vermindert. Die Tragfähigkeit von FKV Bauteilen mit Verbindungen wird somit bei statischer und zyklischer Belastung deutlich beeinträchtigt. Zudem können hohe interlaminare Beanspruchungen zu einem viskoelastischen Kriechen führen, welches bleibende Deformationen zur Folge hat. [4–7]

Art und Ausführung der Verbindung wird maßgeblich durch Ihr Wirkprinzip kategorisiert. In Tabelle 2.1 sind zu den drei Hauptwirkprinzipen, Kraftschlüssig, Stoffschlüssig und Formschlüssig, verschiedene Arten von Verbindungstechnik aufgeführt.

Tabelle 2.1: Zuordnung einzelner Verbindungstechniken zu den Wirkprinzipien [6, 7]

Kraftschlüssig	Stoffschlüssig	Formschlüssig
Klemmen	Kleben	Schlaufen
Duchgangsschraube	Laminieren	Bolzen/Passschraube/Niet
	Schweißen	Insert/Onserts/Inlays

Für die Anbindung der Rumpfschalen an die Strukturbauteile der Flugzeuge wird i.d.R. auf spezielle Nietverfahren zurückgegriffen. Es kommen sogenannte Schließringbolzen

zum Einsatz. Im gefügten Zustand bilden Schließringbolzen eine kraft- und formschlüssige hochfeste Verbindung. Der Einfachheit halber werden Niet-, Bolzen und Durchsteckverbindungen unter dem Begriff der Bolzenverbindung zusammengefasst. Diese Art der Verbindungstechnik für faserverstärkte Verbundlaminaten ist neben dem Kleben gängige Praxis in der Luftfahrttechnik. Der Vorteil liegt hier vor allem in der Lösbarkeit der Verbindung für Wartungszwecke sowie in der großen Prozesssicherheit bei der Montage. [8–10]

2.1.1 Definition der Bolzenverbindungen

Eine Bolzenverbindung ist i.d.R. eine lösbare Verbindung und besteht aus mehreren Fügepartnern, den Bauteilen und den Verbindungselementen. Das Funktionsprinzip basiert auf mikroskopischen- und makroskopischen Wechselwirkungen wie der Reibung der Fügepartner, den Scher- und Zugbelastungen der Verbindungselemente und den Kontaktkräften der Fügelemente [3, 11–15]. Die Größe der Kraftübertragung über Bolzen wird durch mehrere Parameter beeinflusst, jedoch ist die Steifigkeit der einzelnen Fügepartner und Verbindungselemente der Haupteinflussfaktor.

Bolzenverbindungen werden grundsätzlich überlappend gefügt, die Ausführung erfolgt dabei ein-, zwei- oder mehrschnittige (siehe Abbildung 2.1 a).

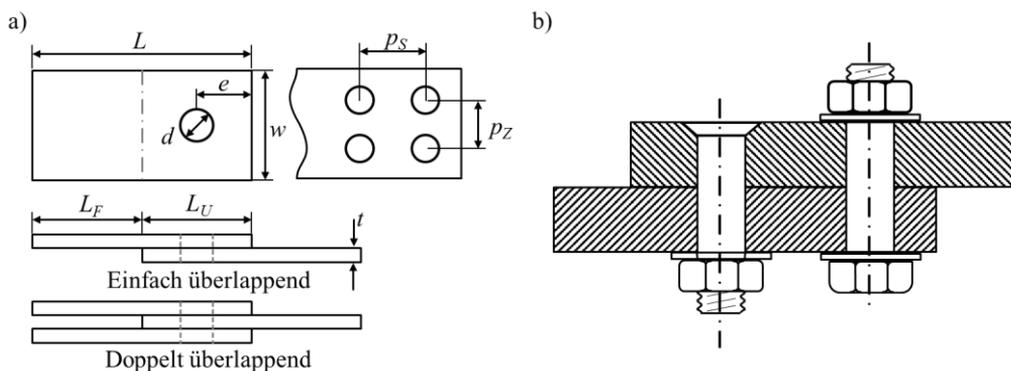


Abbildung 2.1: Definition der Verbindung a) Geometrie und Design der Verbindung, b) Bolzengeometrie mit Senkkopf und Sechskantkopf

Definiert wird die Verbindung mit mehreren geometrischen Größen, wie der Gesamtbaueteillänge L eines Fügepartners, der Kontaktzonenlänge L_U der Bauteilhälften sowie der freien Bauteillänge L_F . Die Kontaktzone der beiden Laminathälften wird auch als Scherebene bezeichnet. Zusätzlich werden bei einer Verbindung der

Bohrungsdurchmesser d , die Breite w der Bauteile sowie der Abstand E der Bohrungen zur Bauteilkante angegeben. Verbindungen mit mehreren Bolzen werden zusätzlich über die Parameter p_s für den Abstand der Bohrung in Lastrichtung und den Parameter p_z für den Bohrungsabstand senkrecht zur Lastrichtung definiert [3, 16].

Die Verbindungselemente unterscheiden sich in der Regel durch Ihre Abmessungen und speziell durch ihre Kopfform. Die beiden am häufigsten verwendeten Kopfformen sind Bolzen/Schrauben mit Senkkopf oder Bolzen mit überstehendem Kopf (siehe Abbildung 2.1 b).

2.1.2 Kraftflüsse und Verspannungsschaubild einer Verbindung

Die Verbindung der Bauteile erfolgt z.B. über einen Formschluss des Außengewindes eines Bolzens mit dem Innengewinde einer Mutter. Im montierten Zustand erfahren die Fügeteile und der Bolzen eine elastische Verformung, die zu einer Vorspannung in der Verbindung führt [6, 17–20]. Beim Festziehen der Mutter wird der Bolzen gedehnt und die Bauteile gestaucht. Die so entstandenen Druckspannungen beschränken sich nach der VDI-Norm 2230 [6, 17] nicht auf die unmittelbaren Gebiete unter dem Schraubenkopf, sondern breiten sich nach Abbildung 2.2 in Abhängigkeit der Klemmlänge L_K auf bis zu $D_B \approx 3D_K$ aus.

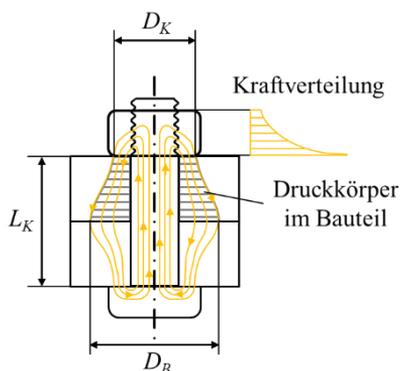


Abbildung 2.2: Kraftfluss und Kraftverteilung in einer Schraub/Bolzenverbindung

Aufgrund der axialen Stauchung der Mutter und der Dehnung des Bolzens, entstehen Steigungsunterschiede zwischen Innen- und Außengewinde. Die daraus resultierende Gangdurchbiegung ist in Bauteilnähe am größten und führt zu einer ungleichmäßigen Kraftverteilung. In der Regel sind somit nur die ersten sechs Gewindegänge lasttragend

2.1.3 Grundlagen der Lastübertragung einer Verbindung

Das Verhalten einer Bolzenverbindung von FKV Bauteilen kann mittels Spannungs- und Festigkeitsanalyse beschrieben werden. Anhand der Spannungsanalyse ist es möglich, den Einfluss der Geometrie von Bolzen und Fügeworkstoff und den der Passung zwischen Bolzen und Laminataufbau in Bezug auf die Spannungsverläufe zu untersuchen. Mit Hilfe der Festigkeitsanalyse wird der Versagenszeitpunkt der Verbindung berechnet. Prinzipiell tritt kein schlagartiges Versagen einer FKV Verbindung auf. Faser und Matrix verhalten sich bis zum Versagen linear elastisch, jedoch führen Zwischenfaserbrüche und Delaminationen im Laminat zu Spannungsumlagerungen und so zu einem komplexen Spannungszustand im Bereich der Bohrung [8, 23].

Für die Auslegung einer CFK-Verbindung müssen die kritischen Bereiche in Bezug auf Spannungsspitzen identifiziert werden. Das Tragverhalten über die Länge der Verbindung ist von der Art der Fügung abhängig. Bei einer kraftschlüssigen Verbindung werden die Fügeteile über vorgespannte Schrauben gegeneinander geklemmt, die Belastung wird über den Reibschluss übertragen (siehe Abbildung 2.4).

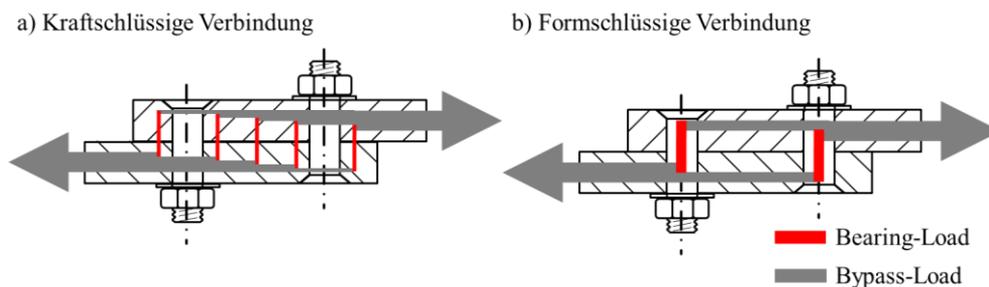


Abbildung 2.4: Kraftverlauf einer einfachen Überlappungsfügung mit zwei Bolzen für eine a) Kraftschlüssige Verbindung b) Formschlüssige Verbindung

Ist die Vorspannkraft der Verbindungselemente jedoch zu vernachlässigen oder ist die Belastung senkrecht zur Fügeebene zu groß, trägt die Fügung als Formschluss wie in Abbildung 2.4 b) dargestellt. Die Bolzen werden dabei zu gleichen Anteilen auf Scherung beansprucht und die Fügepartner auf Lochleibung [8, 17, 18, 20, 23, 24].

In Abbildung 2.5 ist exemplarisch der Spannungszustand bei einer formschlüssigen Verbindung um die Bohrung mit einem quer zur Bauteilrichtung belasteten Bolzen dargestellt. Dabei überlagern sich Spannungsüberhöhungen im Kerbgrund, verursacht

durch die Last, die an der Bohrung vorbeigeführt wird (Bypass) und die Flächenpressung am Bohrungsrand und der daraus resultierenden Lochleibungsspannung.

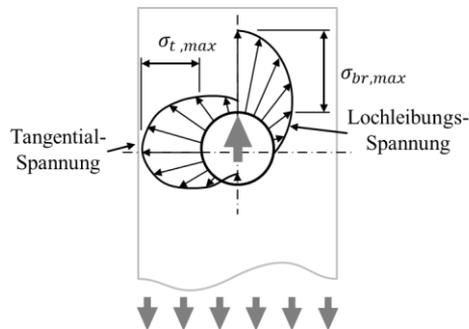


Abbildung 2.5: Lochleibungs- und Tangentialspannung (Hoop) einer belasteten Bohrung [25]

Die Höhe der durch die Bypass-Load verursachten Tangentialspannungen $\sigma_{t,max}$ wird maßgeblich vom verwendeten Laminataufbau bestimmt. Die Festigkeit der Verbindung wird zudem von den geometrischen Abmessungen der Fügepartner wie Randabstände der Bohrung, Bolzendurchmesser, Bolzenanzahl und dem Verhältnis von Bohrungsgröße zu Laminatdicke beeinflusst. Die maximalen Tangentialspannungen treten dabei in der Bohrungswand im Bereich des engsten Querschnitts des Laminates auf. Die Last, die durch den Bolzen auf das Laminat übertragen wird, führt zu einer hohen Belastung im Druckpunkt des Bolzens, der Lochleibungsspannung $\sigma_{br,max}$. Die Maxima der beiden Spannungen um die Bohrung hängen dabei auf unterschiedliche Weise von der Geometrie, der Oberflächenbeschaffenheit der Fügepartner und dem verwendeten Material der Fügepartner ab [10, 23, 25–30].

2.2 Systemverhalten einer Bolzenverbindung von FKV

Eine große Anzahl von Veröffentlichungen beschreibt das mechanische Verhalten von Bolzen-Verbindungen in FKV-Bauteilen. Der quasistatische Zugversuch ist ein genormtes Standardverfahren der Werkstoffprüfung zur Bestimmung von Werkstoffparametern wie der Streckgrenze, der Zugfestigkeit und der Bruchdehnung. Er zählt zu den zerstörenden Prüfverfahren und wird zur Untersuchung von Werkstoffen und Strukturen genutzt. Für einen Probekörper einer einfach überlappenden Verbindung mit 2 Bolzen (engl: single-lap-shear joint, kurz SLS-Verbindung) dargestellt in Abbildung 2.6 a) ist in Abbildung 2.6 b) schematisch das Kraft-Verschiebungs-

Diagramm skizziert. Die Kraft-Verschiebungs-Kurve lässt sich nach Stocchi et al. [31] vereinfacht in fünf Phasen unterteilen: die Kraftschluss-Phase, die Gleit-Phase, die Formschluss-Phase, das Lochleibungsversagen sowie die Versagensphase.

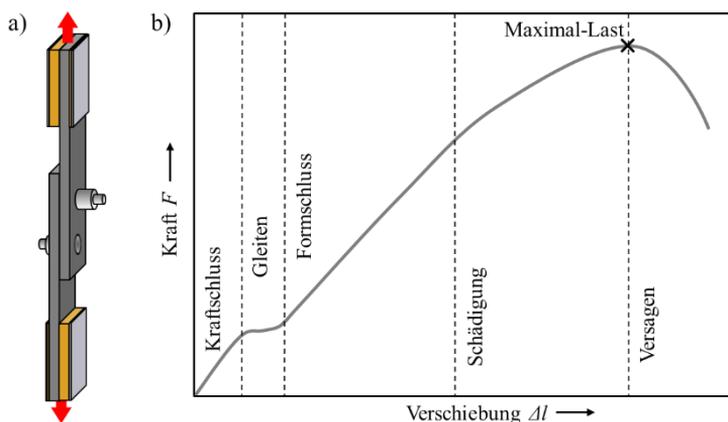


Abbildung 2.6: a) Probekörper einer SLS-Verbindung b) Fünf Phasen in einem Kraft-Verschiebungs-Diagramm einer einfach überlappenden Bolzenverbindung nach Stocchi et al. [31]

In der Kraftschlussphase tritt ein linearer Verschiebungsverlauf auf, der durch die Reibkraft zwischen den Laminaten bestimmt wird. Ein höherer Reibbeiwert sowie höhere Klemmkräfte führen zu einer Erhöhung der Lastaufnahme in der Kraftschlussphase. Ist die Reibkraft überwunden, setzt eine Verschiebung der Laminatplatten ein (Gleitphase). Der Abstand zwischen Bolzenschaft und Bohrungswand – das Passungsspiel – wird in dieser Phase überwunden. Die Länge der Gleitbewegung und die Steigung der Kurve in der Gleitphase werden vom Passungsgröße und dem Reibbeiwert der Laminathälften bestimmt. In der Formschlussphase stehen der Bolzenschaft und die Bohrungswand der Lamine in direkter Verbindung, die Lastübertragung erfolgt durch die Bolzen. Der Verschiebungsverlauf ist linear bis erste Schädigungen das Verhalten beeinflussen (Schädigungs-Phase). Der quasistatische Zugversuch endet mit dem finalen Versagen des Materials (Versagens-Phase) nach Erreichen der Maximallast. [31, 32]

Egan [33] beschrieb mit einem sehr detaillierten numerischen Ansatz den Spannungszustand und die Schädigung einer Senkkopfschraubenverbindung. Dabei wird die Formschlussphase bei konstant zunehmender Belastung, wie in Abbildung 2.7 dargestellt, in eine Halb- und Vollkontaktphase unterteilt. Bedingt durch

Fertigungstoleranzen an Bolzen und Bohrungsdurchmesser besteht in der Kraftschlussphase zwischen Bolzenschaft und Bohrungswand kein Kontakt. Während des Gleitens bewegt sich zunächst nur das Laminat unter der Mutter bis Kontakt zwischen Schaft und einer Bohrungswand hergestellt ist – der Halbkontakt.

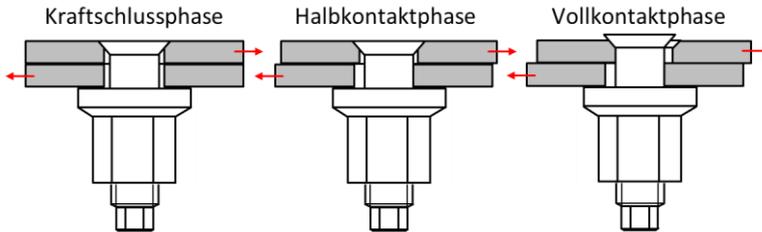


Abbildung 2.7: Schrittweise Ausbildung des Formschlusses durch ein Halb- und Vollkontaktphase

Mit zunehmender Belastung dehnt sich der Bolzen in Längsrichtung und der Senkkopf des Bolzens gleitet entlang der Senkung, bis der Schaft an beiden Bohrungswänden des Laminates anliegt – der Vollkontakt.

Während der Belastung der Verbindung wird die Kraft teilweise über den Reibschluss und teilweise über Bolzen übertragen. Wird Last von dem Bolzen aufgenommen ist die Lastverteilung entlang Längsachse ungleichmäßig [34, 35]. Unabhängig davon ob die Verbindung einfach oder zweifach überlappend ist, wird in Abhängigkeit der Verbindungsparameter durch die Scherbelastung der Bolzen eine Bolzenbiegung hervorgerufen (in dieser Arbeit als Primärbiegung definiert) [14, 36, 37].

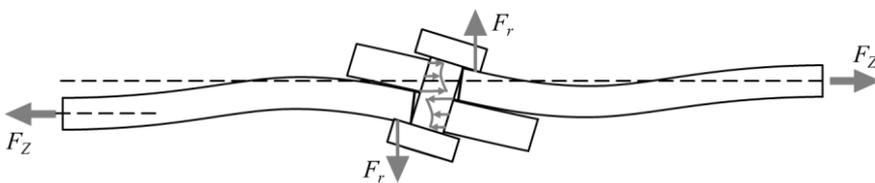


Abbildung 2.8: Sekundärbiegung einer einfachüberlappenden Verbindung mit einem Bolzen

Wird eine einfach überlappende Bolzenverbindung mit der Kraft F_z belastet, dann führt diese einfache Überlappung der Laminathälften zu einer exzentrischen Lasteinleitung in die Verbindung. Dies erzeugt, wie in Abbildung 2.8 dargestellt, eine Sekundärbiegung im System, welches eine ungleichmäßige Kräfteinleitung zwischen den Verbindungselementen und der Bohrungswand zur Folge hat. Diese Durchbiegung ist

von Materialkennwerten, Verbindungsparametern sowie den geometrischen Abmessungen der Verbindung abhängig. [35, 38–41]

Die Primärbiegung der Bolzen sowie die Sekundärbiegung der Verbindung führen zu einer zusätzlichen Zugkraft F_r auf das Verbindungselement (siehe Abbildung 2.8). [33, 37, 38, 42, 43]

2.3 Makroskopische Versagensarten einer FKV Bolzenverbindung

Die Festigkeit von Verbindungen von FKV mit mehreren Bolzen wird in verschiedenen Arbeiten untersucht [14, 23, 29, 36, 38–43]. Aus den Spannungsüberhöhungen resultieren verschiedene makroskopische Versagensarten, sobald die Struktur keine weitere Lastzunahme aufnehmen kann. Dies kann zu einem finalen Versagen der Laminatplatte oder der Bolzen führen, und damit einen nicht tolerierbaren Steifigkeitsabfall der Verbindung bewirken. Abbildung 2.9 zeigt die vier grundlegenden Versagensformen der Laminatplatten. Das Lochleibungsversagen (bearing failure) in Abbildung 2.9 (a) wird durch Druckkräfte in der Bohrungswand hervorgerufen und führt zu einer Aufweitung der Bohrung. Diese Versagensform tritt auf, wenn das Verhältnis aus Bearing-Load zu Bypass-load gering und das Verhältnis von Bohrungsdurchmesser D zu Laminatbreite w hoch ist. Es bilden sich dabei Risse in Form von Zwischenfaserbrüchen (ZfB) und Delaminationen vor dem Bolzen aus. Zudem ist aber auch ein Schubknicken der in Lastrichtung liegenden Fasern zu beobachten [8, 42, 44]. Aufgrund der Tatsache, dass beim Lochleibungsversagen keine Füge-teiltrennung auftritt, wird es als gutmütiges Versagen betrachtet und dient in der Regel als Auslegungskriterium.

Der Flankenbruch (siehe Abbildung 2.9 (b)) tritt auf, wenn die Verhältnisse aus Bypass-Load zu Bearing-Load und D/w groß sind. Die Versagensform des Laminates hängt dabei stark vom Orthotropiegrad des Laminates ab [8]. Scherbrüche, wie in Abbildung 2.9 c) dargestellt, treten bei einem zu geringen Randabstand e der Bolzen auf. Aber auch eine geringe Schubfestigkeit der Laminatplatte begünstigt diese Versagensform. Spaltbrüche im Laminat treten vor allem dann auf, wenn die Laminatplatte geringe Festigkeiten quer zur Belastungsrichtung aufweisen. Auch die Presspassung begünstigt

einen Spaltbruch, da der Bolzen einen Innendruck auf die Bohrungswand ausübt und so die Spaltung begünstigt. [8, 42, 45, 46]

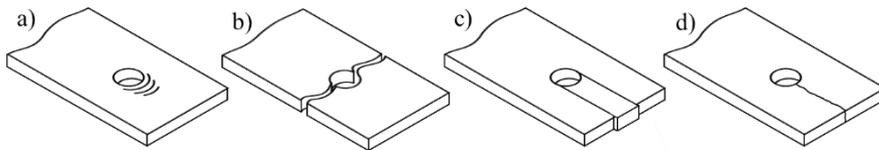


Abbildung 2.9: Übersicht über die Versagensarten der Fügepartner a) Lochleibung, b) Flankenbruch, c) Scherbruch, d) Spaltbruch [8]

Abhängig vom Belastungszustand der montierten Bolzen Zug, Schub oder Biegung treten verschiedene Arten von Scher- und Zugversagen der Verbindungselemente auf. In Abbildung 2.10 sind die vier grundlegenden Bolzenversagensarten dargestellt. Ein Bolzenbruch im Schaft resultiert je nach Position der Bruchstelle aus Schub-, Zug- oder Biegebelastung (siehe Abbildung 2.10 a) [42].

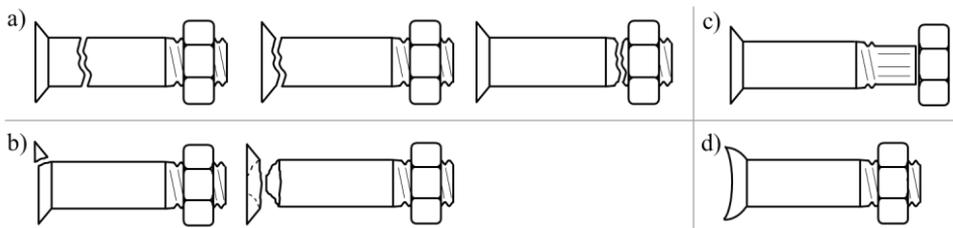


Abbildung 2.10: Übersicht über der Bolzenversagensarten: a) Bruch des Bolzens im Schaft, b) Versagensformen des Senkkopfes, c) Gewindeversagen, d) Deformation des Senkkopfes

Ein Versagen in der Kontaktebene der Fügepartner ist auf eine zu große Schubbelastung zurückzuführen. Versagt der Bolzen jedoch direkt am Kopf oder am Gewinde, so lässt dies auf kritische Zug bzw. Biegebelastungen schließen. Hohe Zug- und Schubbelastungen des Bolzens können zu einer Verformung, einem Bruch, Abgleiten oder eine Deformation des Bolzenkopfes führen (siehe Abbildung 2.10 b und d). Das Versagen ist auf die Spannungskonzentrationen infolge der Kerbwirkungen im Übergang von Schaft und Kopf zurückzuführen [47]. Hohe Zugbelastungen des Verbindungselements können zudem zu einem Versagen des Gewindes führen. Die Mutter gleitet dabei vom Gewindenschaft des Bolzens, das Gewinde versagt unter Schub. Es kann sich um das Gewinde der Mutter oder das des Bolzens handeln (siehe Abbildung 2.10 c) [47].

2.4 Mikroskopische Schädigungsmechanismen einer FKV Bolzenverbindung

Schäden auf mikroskopischer Ebene im Laminat oder im Verbindungselement sind Auslöser des finalen Versagens einer FKV-Bolzenverbindung. In Abhängigkeit von der Belastungsart, dem Laminataufbau und den Materialeigenschaften treten in der heterogenen und anisotropen Struktur der FKV verschiedene Schädigungsmechanismen auf, die im makroskopischen Schadensbild des Lochleibungsschadens zusammengefasst sind.

Es werden grundsätzlich drei Versagensarten unterschieden, Faserbruch (FB), Zwischenfaserbruch (ZfB) und Delaminationen. Der Faserbruch tritt bei hohen faserparallelen Zug- oder Druckspannungen auf. Bei Zugspannungen im Verbund treten FB zufällig verteilt an Schwachstellen auf. Eine Lastzunahme führt zu einem Versagen weiterer benachbarter Fasern bis zum Gesamtversagen. Druckbelastungen führen zu Mikrobeulen an einzelnen Fasern, welches bei Lastzunahme zur Bildung eines Kink-Bandes führt. Der matrixdominierte Zwischenfaserbruch wird in Faser-Matrixablösungen (Adhäsivbruch) und Matrixbruch (Kohäsivbruch) unterteilt. ZfB führen in der Regel nicht zu einem Gesamtversagen des Verbundes, sie führen vielmehr zu einer Spannungsumlagerung in benachbarte Schichten, was zu einer Spannungsüberhöhungen und einer Abnahme der Steifigkeit führt. Delaminationen sind großflächige Schichttrennungen, die zwischen Laminatlagen mit unterschiedlicher Faserorientierung auftreten. Ursache für Delaminationen sind hohe interlaminaire Normal- und Scherspannungen sowie lokale Spannungskonzentrationen resultierend aus ZfB oder Delaminationen. [48–50]

Wird eine Bolzenverbindung von FKV quasistatisch belastet, so ist zu beobachten, dass die ersten mikroskopischen Schädigungen in den Laminaten lange vor dem finalen Versagen auftreten. Iremann et al. [35] zeigt, dass bereits bei 25% der Maximallast erste ZfB auftreten. Ausgehend von den ZfB treten ab etwa 35% der Maximallast Faserbrüche und/oder Faserabsplitterungen in den äußeren Laminatlagen in der Nähe der Bohrungswand auf. Ab etwa 70% der Maximallast bilden sich von den Kanten der Bohrung Delaminationen aus, die sich bis in die Mitte des Laminates ausbreiten.

Grundsätzlich ist zu beobachten, dass der Schädigungsprozess weit unter dem Lastniveau beginnt, bei dem nichtlineares Materialverhalten beobachtet wird, welches dann einen Steifigkeitsabfall der Verbindung zur Folge hat. [35, 36]

Mikroskopische Schäden können bereits durch den Bohrprozess in der Bohrungswand im Laminat der Verbindung entstehen. Delaminationen, Absplittern von Fasern und Matrix, sowie die thermische Schädigung der Matrix sind Schadensbilder, die durch einen ungenügenden Bohrprozess im FKV verursacht werden können [51–53]. Presson et al. [54] weist anhand von Versuchsreihen mit drei unterschiedlichen Bohrprozessen an FKV Laminaten nach; die höchste Ermüdungslebensdauer wird bei geringsten Defekten in der Bohrungswand erreicht.

Werden Bolzenverbindungen in FKV zyklisch belastet, treten zusätzlich zu ZfB, FB, Faserabsplitterungen und Delaminationen noch weitere Schadensmechanismen um die Bohrungen auf. Typische Mikroschäden der Ermüdungsprüfung sind der Abrieb in und um die Bohrung, das Wachsen der Delamination sowie das Scherversagen einzelner Laminatlagen [3, 12, 13, 55–58]. Der Abrieb nach Schön et al. [57] ist das Resultat eines Erosions- und Wiederablagerungsprozesses aufgrund der Reibung zwischen den Laminaten der Verbindung.

Aufgrund der Durchbiegung der Bolzen (Primärbiegung) werden in den zyklischen Belastungsphasen die Bohrungskanten stark beansprucht. Diese Belastung führt nach Starikov et al. [12, 13, 36] in der Degradation zu einer Aufweitung der Bohrung und erhöht somit das Passungsspiel der Verbindung.

Die während der zyklischen Belastung auftretenden ZfB und FB führen nach Schulte et al. [4] dazu, dass sich aufgrund der Spannungskonzentrationen an Risspitzen dieser Schadensmechanismen Delaminationen ausbilden. Die Delaminationen verhindern so die Lastübertragung zwischen den einzelnen Laminatlagen, was wiederum die Tragfähigkeit der Verbindung schwächt und zu einem Steifigkeitsabfall führt [3, 12, 13, 36]. In Abbildung 2.11 ist ein typisches Schadensbild der auftretenden mikroskopischen Schädigungsmechanismen einer mit Wechsellast geprüften Bolzenverbindung dargestellt. Eine genaue experimentelle Untersuchung der Schädigungsmechanismen und des Systemverhaltens von FKV-Verbindungselementen bei quasi-statischer und zyklischer Belastung ist in der Literatur nicht zu finden.

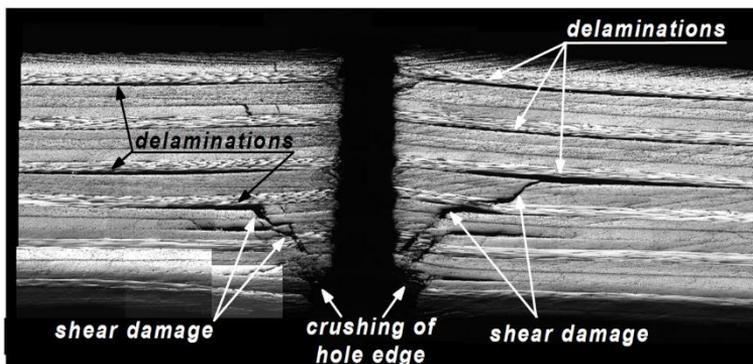


Abbildung 2.11: Mikroskopischen Schädigungsmechanismen im Laminat die nach zyklischer Wechselbelastung im Bolzenbereich einer Verbindung auftreten [36]

Starikov et al. vergleichen in einer quasi-statischen [2] und einer zyklischen [3] Versuchsreihe das Tragverhalten verschiedener Verbindungselemente bei einer doppelt überlappenden Bolzenverbindung. Es zeigt sich, dass in allen Lastfällen der CF-PEEK Bolzen das geringste Tragverhalten aufweist. In der zyklischen Belastung weisen die Verbindungen, die mit den CF-PEEK Bolzen montiert werden, eine geringe Steigung der Zeitfestigkeitsgeraden auf, was auf eine gute Ermüdungseigenschaften der FKV Verbindungselemente hinweist. Eine genauere Betrachtung der Versagensmechanismen im Zusammenhang mit dem Systemverhalten der Verbindung mit CF-PEEK Bolzen wird jedoch nicht durchgeführt.

2.5 Einflussgrößen auf das Versagensverhalten einer FKV Bolzenverbindung

Grundsätzlich gilt: das Design einer FKV Bolzenverbindung beeinflusst nachhaltig ihr Tragverhalten bei quasi-statischer und zyklischer Belastung. Die Qualität der Konstruktion einer Bolzenverbindung beeinflusst direkt die Haltbarkeit und Zuverlässigkeit der Struktur. Für eine optimale Auslegung ist es notwendig, die Wirkung der Materialeigenschaften, der Geometrieparameter der Verbindung sowie die Montageparameter in Relation zur Art der mechanischen Belastung und dem daraus resultierenden Systemverhalten bei den auftretenden Versagensarten zu kennen. [9]

2.5.1 Material Parameter

Die Auswahl des geeigneten Materials für die Bolzenverbindung von FKV ist dabei grundsätzlich von mehreren Faktoren abhängig:

- dem thermischen Ausdehnungskoeffizienten der einzelnen Komponenten der Verbindung
- dem Gewicht der Verbindungselemente
- der elektrischen Kontinuität des Verbundwerkstoffs und die möglichen Lichtbogenbildung zwischen Befestigungselementen
- der Gefahr von Delamination, die durch die Verbindungselemente verursacht werden können
- der Möglichkeit des Eindringens von Feuchtigkeit und der daraus resultierenden galvanischen Korrosion der Verbindung

Die Tragfähigkeit der Verbindung wird zudem maßgeblich von den verwendeten Fasern und Matrixsystem sowie den Material der verwendeten Bolzen abhängig. So nimmt der Laminataufbau als ein wichtiger Materialparameter Einfluss auf das Versagensverhalten einer FKV Bolzenverbindung. Smith et al. [59] weisen nach, dass die Ausrichtung und der Laminataufbau das Versagensverhalten hinsichtlich des initial Schadensmechanismen sowie der Schadensentwicklung um die Bohrung beeinflussen. Park et al. [60] zeigen, dass der Lagenaufbau des Laminates die Steifigkeit, die Versagenslasten, die Lochleibungsfestigkeit und die Art der auftretenden mikroskopischen Schäden bestimmt. So verzögern z.B. außenliegende 90° Lagen das Auftreten von Delamination, wohingegen außenliegende 0° Lagen die Lochleibungsfestigkeit herabsetzen.

Starikov et al. [2, 3] zeigen, dass das Tragverhalten einer Verbindung bei quasi-statischer und zyklischer Belastung signifikant vom Material der verwertenden Verbindungselemente abhängt. Aufgrund der kleineren mechanischen Kennwerte der FKV-Verbindungselemente nimmt die Tragfähigkeit der Verbindung grundsätzlich gegenüber Verbindung mit Verbindungselemente aus Metall ab. Nachteil der FKV-Verbindungselemente ist, dass bei starken Belastungen der Verbindung ein Bruch des Bolzens und nicht des Laminates als Hauptversagenskriterium zu beobachten ist. Es

zeigt sich jedoch, dass bei zyklischer Belastung die Steigung der Zeitfestigkeitsgeraden für die Verbindung mit FKV-Verbindungselementen wesentlich flacher als bei Verbindungen mit Metall-Verbindungselemente gleichen Durchmessers ausfällt. Dieses spricht laut Starikov et al. für eine guten Ermüdungseigenschaften der FKV-Verbindungselemente.

2.5.2 Geometrische Parameter

Das Systemverhalten einer Bolzenverbindung von FKV wird stark von den geometrischen Parametern bestimmt. Die Bolzengeometrie ist entscheidend für die Tragfähigkeit der FKV Verbindung. In Abhängigkeit von den Anforderungen an die Verbindung variieren Art und Größe der Verbindungselemente. Hauptunterschied ist die Kopfform der Bolzen: Senkkopf oder überstehender Kopf. Durch die unterschiedliche Kopfform treten in Klemmrichtung der Verbindungselemente unterschiedliche Spannungsverteilungen auf [34, 35]. Wird die Verbindung quer zur Bolzenachse belastet, ergibt sich aufgrund der Primärbiegung des Bolzens ein ungleichförmiger Belastungszustand in der Bohrungswand [36]. Bei Verbindungen mit Senkkopfbolzen trägt zudem der Schaft den Hauptteil der Last, wohingegen bei Verbindungen mit überstehendem Kopf die Last über die gesamte Dicke des Laminates verteilt ist [34, 36]. Bei zyklischer Belastung der Verbindung nimmt die Lastverteilung über die Laminatdicke starken Einfluss auf die Tragfähigkeit sowie die Ermüdungseigenschaften [3, 36]. So ist neben der Kopfform auch der Bolzendurchmesser entscheidend. Bei kleinerem Bolzendurchmesser nimmt die Flächenpressung zu, was bei zyklischer Belastung zu einem früheren Versagen führt, da vorzeitige Delaminationen entstehen [3, 36, 55].

Für die Befestigung der Außenhaut von Flugzeugen werden aus aerodynamischen Gründen Senkkopfniete bzw. -bolzen verwendet. Colet et al. [61] zeigen, dass unterschiedliche Senkkopfwinkel das Versagensverhalten bei statischer und zyklischer Belastung beeinflussen. So zeigen Bolzen mit einem Senkkopfwinkel von 120° und 130° eine höhere maximale Bruchlast auf, wohingegen 100° Senkkopfwinkel eine höhere Ermüdungslebensdauer aufweisen. Verbindungen mit überstehendem Bolzenkopf weisen eine höhere Ermüdungslebensdauer auf als die mit Senkkopfbolzen.

Als ein weiterer kritischer Aspekt werden in der Literatur [25, 62–70] das e/d und das w/d Verhältnis (siehe Abbildung 2.1) hinsichtlich der Steifigkeit und des Versagensverhalten angesehen. Grundsätzlich zeigt sich, dass die maximale Zugbelastung direkt proportional zum Verhältnis von e/d und w/d steht. Je größer die Kontaktfläche zwischen den Bauteilhälften ist, desto höher kann die Verbindung belastet werden. Liegt das Verhältnis von e/d und $w/d < 3$, so führt dies zu einem Scherversagen bzw. Flankenzugbruch, wohingegen für ein Verhältnis von $e/d > 3$ eher Lochleibungsversagen dominiert [62, 65]. Die Steifigkeit der Verbindung wird hingegen direkt proportional zum w/d Verhältnis bestimmt [62]. Grundsätzlich wirkt sich laut Okutan et al. [65] ein größeres w/d und e/d Verhältnis positiv auf das Tragverhalten der Verbindung aus, diese sind aber in Abhängigkeit des verwendeten Materials, Lagenaufbau der Laminare, Art der Verbindung sowie der Montageparameter einzeln zu definieren. Zur Realisierung von Leichtbaustrukturen sind die geometrischen Abmessungen für jeden Anwendungsfall gesondert zu betrachten.

In der Flugzeugindustrie wird ein Toleranzmaß von $+75/-0 \mu\text{m}$ für die Passung einer Bolzenverbindung von FKV akzeptiert. Aufgrund der hohen Anzahl von FKV Verbindungen in einem Flugzeug ist es aus wirtschaftlichen Betrachtungen essentiell, den Einfluss des Passungsspiels auf System- und Versagensverhalten einer Bolzenverbindung bei statischer, zyklischer und dynamischer Belastung zu kennen [9]. In experimentellen, numerischen und analytischen Arbeiten [31, 33, 33, 71–75] wird der Einfluss der Passung auf das Systemverhalten einfach überlappender Bolzenverbindungen untersucht. Es zeigt sich, dass während der Belastung der Verbindung die Lastzunahme in Abhängigkeit der Passung verzögert wird, die maximale Bruchlast aber nicht nachhaltig beeinflusst wird. Zudem ist zu beobachten, dass die Steifigkeit der Verbindung mit zunehmendem Passungsspiel abnimmt. Grundsätzlich sind Spielpassungen für die Verbindungen von FKV mit Metallbolzen zu vermeiden, da die kleinere Auflagefläche zwischen Bolzenschaft und der Bohrungswand zu hohen Druckbelastungen führen. Zudem führen Primär- und Sekundärbiegung in Kombination der Spielpassung zu einer höheren Belastung der Bohrungskanten. Presspassungen werden hingegen verwendet, um die Spannungskonzentration um die Bohrung

abzubauen, was bei zyklischer Belastung der Verbindung zu einer Erhöhung der Ermüdungslebensdauer führt [76].

2.5.3 Montageparameter

Das Anzugsmoment, mit dem die Bolzenverbindung der FKV montiert wird, hat auf das Systemverhalten einen signifikanten Einfluss. Grundsätzlich sind FKV Bauteile nach Zhao [77] mit einem wesentlich geringeren Anzugsmoment zu montieren, als Verbindungen von metallischen Werkstoffen. Es ist zu berücksichtigen, dass die Kraftverteilung in der Verbindung maßgeblich von den mechanischen Eigenschaften der FKV-Bauteile in Dickenrichtung bestimmt wird. So ist nach Thomas et al. [78] das zeitabhängige viskoelastische Verhalten der Matrix in Relation zum Setzverhalten der Verbindung zu berücksichtigen.

Stocchi et al. [31] beschreiben in einem detaillierten numerischen Modell den Einfluss der Klemmkraft auf das quasi-statische Verhalten einer SLS-Verbindung. Eine Zunahme des Anzugsmomentes hat eine Zunahme der Klemmkraft zur Folge, wodurch in der Kraftschlussphase höhere Lasten aufgenommen werden können.

Die Höhe der durch das Verbindungselement aufgebrauchten Klemmkraft beeinflusst maßgeblich das Systemverhalten der Verbindung bei Belastung. So weisen Bolzen-Verbindungen, unabhängig von der Art der Verbindung, höhere Festigkeiten auf, wenn sie mit höheren Anzugsmomenten montiert werden [35, 36, 44, 60, 62, 79]. Bei zyklischer Belastung der Verbindung sind die gleichen Effekte zu beobachten, mit zunehmender Klemmkraft steigt die Ermüdungslebensdauer [12, 36, 80, 81]. Die Verbesserung der Tragfähigkeit beruht vornehmlich darauf, dass durch die höhere Klemmkraft ein größerer Teil der äußeren Belastung kraftschlüssig übertragen wird. Zudem induziert die Klemmkraft Druckspannungen in dem Probekörper, die sich mit den Zugspannungen aus der äußeren Belastung überlagern. Somit verringert sich die effektive Zugbelastung in den Proben [81, 82]. Zusätzlich führt eine höhere Klemmkraft dazu, dass sich Delaminationen in den Laminaten der Proben langsamer ausbilden [12, 35].

2.6 Analytische Modellansätze zu Bolzenverbindungen

Für die Auslegung einer Bolzenverbindung im FKV sind mehrere Verbindungsparameter zu berücksichtigen. Die Position der Verbindungselemente, das Material, Art des Verbindungselements, Bohrungsdurchmesser, Dicke der Laminathälften, das Passungsspiel und das Anzugsmoment beeinflussen das Verhalten einer Verbindung unter Last. Methoden zur Bestimmung der Lastverteilung sind i.d.R. konservativ, da Spannungsüberhöhungen an den Bohrungen schnell zu einem kompletten Ausfall der Verbindung führen können. Oft werden numerische Ansätze verwendet, um das Lastverhalten von Verbindungen zu beschreiben. Diese Modelle werden allerdings schnell sehr komplex. Analytische Modelle bieten daher eine effiziente Methode zur Auslegung und Berechnung von Bolzenverbindungen.

Tate und Rosenfeld [83] führten 1946 auf Basis eines Feder-Masse Modells einen analytischen Ansatz ein, der es ermöglicht, die Lastverteilung für eine doppelt überlappende Verbindung aus Aluminiumblech zu berechnen. Die Methode wurde von Barrois [84] und Nelson [37] erweitert, so dass die Berechnung einfach überlappende Verbindungen aus FKV möglich ist. McCarthy [32, 72] und Liu [85] implementierten in diese Modellansätze für mehrreihige Bolzenverbindungen die Reibeffekte, das Anzugsmoment der Bolzen und das Passungsspiel. Der Effekt der Sekundärbiegung wird in dem Modell von Olmedo [86] ausführlich diskutiert.

Feder-Masse Modelle sind eine einfache und effektive Methode zur Optimierung von Bolzenverbindungen. Senkkopfschrauben sind speziell für aerodynamische Anwendung von hohem Interesse. In einfach überlappenden Verbindungen führen Senkkopfschrauben zu einer signifikanten Spannungskonzentration im Übergang vom Kopf zu Schaft [23, 34, 87]. Für die analytische Berechnung sind in der Literatur keine detaillierten Ansätze zu finden, die das Verhalten einer einfach überlappenden Bolzenverbindung mit Senkkopfschrauben beschreiben. Daher wird in dieser Arbeit ein Polynomansatz verfolgt.

2.7 Das FKV-Verbindungselement

In diesem Kapitel werden der Fertigungsprozess sowie die Eigenschaften der FKV-Verbindungselemente näher erläutert.

2.7.1 Fertigung der FKV-Verbindungselemente

Die FKV-Verbindungselemente werden in einem Composite-Fliesspress-Prozess (CFM; Composite Flow Moulding) gefertigt. Das CFM ist ein Umformprozess für hochgefüllte Polymere, die einen Faservolumengehalt von bis zu 61% besitzen. Die Bauteile werden aus einem Ausgangskörper umgeformt, der aus zugeschnittenen endlosfaserverstärkten Rundstäben besteht. [88]

Der Ausgangskörper oder Rohling für den CFM-Prozess wird in einem Strangzieh-Verfahren bzw. Pultrusionsprozess hergestellt. Kohlenstofffasern werden über Faserführungen durch eine Imprägniereinrichtung geführt. Hier werden die Endlosfasern mit einer thermoplastischen Matrix (hier PEEK) imprägniert und durchlaufen mehrere Vorformstationen bis die gewünschte Profilform erreicht ist. Anschließend wird der Endlosstrang in einem Werkzeug konsolidiert, bevor der Strang die Pultrusionsanlage verlässt. Das Endlosprofil (hier Vollstab) wird mit einer Säge im Anschluss der Pultrusion auf die gewünschte Rohlinglänge abgelängt. [5, 89, 90]

Die icotec AG liefert die in dieser Arbeit zum Einsatz kommenden FKV-Verbindungselemente. Ein weiterentwickelter CFM-Prozess ermöglicht es, hochwertige Verbindungselemente mit dem Thermoplast PEEK als Matrix und Kohlenstofffasern (kurz CF-PEEK Bolzen) herzustellen. Dabei werden im Umformprozess des Rohlings die Fasern so orientiert, dass sie sich der Kontur des Verbindungselementes optimal anpassen. Die einzelnen Fertigungsschritte des CFM-Prozesses sind in Abbildung 2.12 beschrieben.

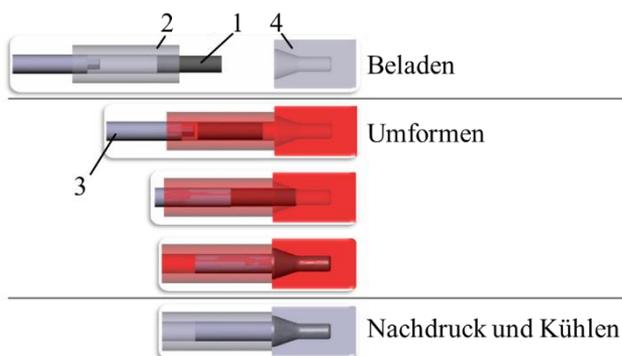


Abbildung 2.12: Prozessschritte im CFM-Prozess zur Herstellung der FKV-Verbindungselemente: 1. Rohling, 2. Rohlingslager, 3. Stempel, 4. Formkavität[91]

Die Formgebung des Fließpressbauteiles erfolgt über drei Werkzeuge: Vorheizzone oder Rohlingslager (2), Stempel (3) und Formkavität (4). Das Rohlingslager wird zunächst mit dem Rohling (1) beladen. Für den Umformprozess wird das Rohlingslager bis kurz unter die Umformtemperatur aufgewärmt. Im folgenden Prozessschritt wird der Rohling aus der Vorheizzone axial mit einem Stempel in die Kavität gepresst. Durch axiale und radiale Verformung nimmt der Rohling seine Endform an. Im letzten Prozessschritt, des Abkühlens kristallisiert das PEEK in Abhängigkeit der Abkühlrate aus. Das Abkühlen erfolgt unter Nachdruck, um dem Schwund der Matrix entgegenzuwirken.

2.7.2 Morphologie der FVK-Verbindungselemente

Die Eigenschaften der CFM-Bauteile sind wesentlich stärker von den äußeren Konturen abhängig als bei metallischen Bauteilen, da diese Einfluss auf die Faserorientierung nehmen [91]. In Abbildung 2.13 ist in a) schematisch der Ausgangszustand des Rohlings und in b) ein idealisierter Endzustand des FKV-Verbindungselementes dargestellt.

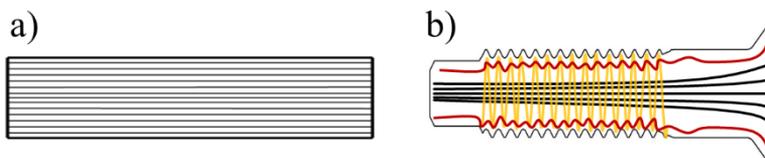


Abbildung 2.13: a) Endlosfaserverstärker Rohling, b) idealisierte schematische Darstellung des FKV-Verbindungselementes

Die unidirektionalen Fasern des Rohlings, werden im CFM-Prozess so umgeformt, dass die äußeren Schichten des Bolzens eine konturgesteuerte und die inneren Schichten eine prozessbezogene Faserorientierung aufweisen. Im Bereich der Mittelachse des Schaftes sind die Fasern axial orientiert (siehe ebenfalls Schliffbild in Abbildung 2.14).

In der Übergangszone erfolgt eine dreidimensionale Ausrichtung der Fasern im Bolzen. Im Gewindegrund sind auch wieder axiale Faseranordnungen zu erkennen. Durch die im Fließprozess laminare, zentrale Strömung sowie die durch die Reibung kontrollierte periphere Strömung, richten sich die Fasern im Gewinde helixartig aus [90, 91] (siehe Abbildung 2.14).



Abbildung 2.14: Schliffbild eines CF-PEEK Bolzens, Axiale-Fasern erscheinen weiss, Faserquerschnitte (helixartige Fasern) erscheinen dunkel

Durch den Umformprozess können bereits Faserbrüche im Bauteil entstehen, diese sind zu vernachlässigen. Die Länge der Faserbruchstücke liegt laut Togini et al. [91] über der kritischen Faserlänge.

2.7.3 Eigenschaften der FKV-Verbindungselemente

Die FKV-Verbindungselemente bieten gegenüber den metallischen Verbindungselementen eine Vielzahl von Vorteilen. Eine werkstoffgleiche Verbindung bietet den Vorteil, dass keine Potentialdifferenz zwischen den Fügepartnern auftritt. Eine korrosionsbedingte Schwächung der Verbindung ist somit ausgeschlossen. Aufgrund des geringen spezifischen Gewichtes der CF-PEEK Bolzen von $1,6 \text{ g/cm}^3$ gegenüber Ti-Bolzen (Ti6AL4V) mit einem spezifischen Gewicht von $4,5 \text{ g/cm}^3$ und Aluminium-Bolzen (ALCuMgL) von $2,8 \text{ g/cm}^3$ sind Gewichtseinsparungen von bis zu 66% bei gleichen Bolzenabmessungen möglich. Zusätzlich bietet die hohe Temperaturbeständigkeit von PEEK einen Einsatzbereich der Bolzen von -70°C bis 180°C . Bei großen Temperaturschwankungen treten im Einsatzbereiche einer reinen FKV-Verbindung aufgrund der Wärmedehnungen geringere temperaturinduzierte Spannungen auf. [61, 89–93]

Der wesentliche Vorteil wird durch den kleineren E-Modul der CF-PEEK Bolzen erzielt. Zwei Aspekte sind dabei besonders hervorzuheben. Der geringere E-Modul verbessert nach Togini et al. [90, 91] das Losdrehverhalten und die dämpfenden Eigenschaften der Verbindungselemente. Der Vibrationstest nach DIN 65151 zeigt, dass CF-PEEK Schrauben gegenüber Ti und Al Schrauben gleicher Abmessungen einen geringeren prozentualen Vorspannkraftverlust aufweisen. Da der E-Modul, die Steifigkeit der Schraube beeinflusst, führt ein geringer E-Modul nach Abbildung 2.15, aufgrund der

Reduktion des Setzbetrags zu einem geringeren Vorspannkraftverlust. In Abbildung 2.15 sind in dem Verspannungsdreieck der Verbindung die Schraubengeometrie, Bauteilabmessungen und der Werkstoff der Fügebauteile sowie die aufgebrachte Klemmkraft konstant, lediglich der E-Modul der Schraube ändert sich.

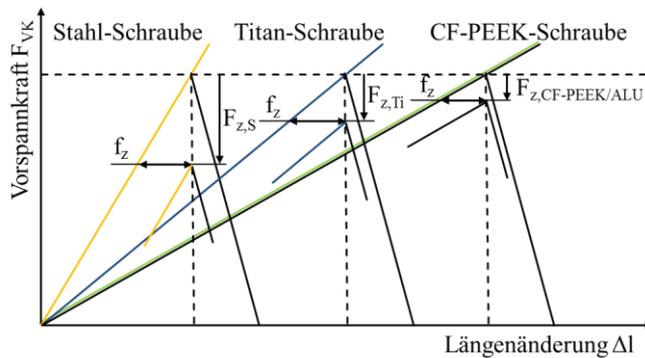


Abbildung 2.15: Vergleich des Verlustes der Vorspannkraft bei Stahl-, Titan-, und CF-PEEK-Schrauben bei gleicher Schraubengeometrie sowie konstanten Nachgiebigkeit der verspannten Bauteile

Zudem verbessert ein geringer E-Modul bei gleicher Struktur (Abmessung und Werkstoff) der zu fügenden Bauteile die Schwingbelastung der Verbindung. Die vibrationshemmenden Eigenschaften in Kombination mit dem niedrigen E-Modul der CF-PEEK Schraube führen so nach Togni et al. [90] zu einem geringen Setz- und Vorspannverlust während der zyklischen Belastung der Verbindung.

3 Materialprüfung und Auswertung

In diesem Kapitel sind die Methoden erläutert, die zur Charakterisierung des Verhaltens einer einfach überlappenden Verbindung unter Last verwendet werden. Außerdem werden die verwendeten Verbindungskomponenten, die Probekörperherstellung, die mechanischen Prüfverfahren mit Auswertung sowie die Methoden zur Untersuchung und Charakterisierung des Materialverhaltens näher beschrieben.

3.1 Verwendete Halbzeuge und Komponenten

Die in dieser Arbeit hergestellten Prüfkörper einer einfach überlappenden Verbindung setzen sich aus mehreren Halbzeugen und Einzelbauteilen zusammen. In dieser Arbeit erfolgen die experimentellen Untersuchungen anhand der in Abbildung 3.1 dargestellten SLS-Probekörper. Dieser besteht aus zwei Probekörperhälften die jeweils mit zwei CF-PEEK Senkkopfbolzen montiert werden.

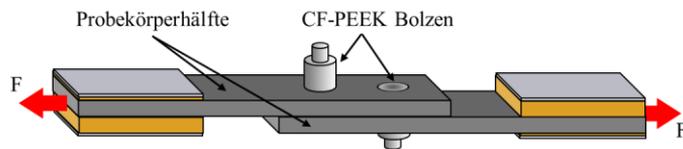


Abbildung 3.1: Schematische Darstellung eines SLS-Probekörpers bestehend mit zwei CF-PEEK Senkkopfbolzen

3.1.1 Faser-Matrix Halbzeuge

Die Laminatplatten der Verbindung werden aus einem Prepreg-Halbzeugsystem (vorimprägnierten Fasern) hergestellt. Als Prepreg wird HexPly M21/35%/198/T800S der Firma Hexcel Composites GmbH & Co KG verwendet. Das M21 Matrixsystem ist ein mit Thermoplastpartikeln modifiziertes Epoxidharzsystem, es erreicht seine maximalen mechanischen Eigenschaften nach einer Aushärtetemperatur von 180 °C über 120 min. Bei einem Flächengewicht von 198 g/m² hat das Prepreg einen Matrixmasseanteil von 35%. Die Kohlenstofffasern sind T800S der Firma Toray Industries, sogenannte Intermediate Modul Fasern, die in 24 K (24000 Filamente) Rovings zusammengefasst sind.

Das Aufleimermaterial für die Krafteinleitung während der statischen und zyklischen Prüfung besteht aus 1 mm und 2 mm dicken Epoxid Glashartgewebe ($\pm 45^\circ$) HGW 2372.4 EP GC 201 der Firma Arthur Krüger GmbH. Zusätzlich kommen auch noch 1mm dicke Aluminiumplatten (ALMg5) für die Aufleimer zur Anwendung.

3.1.2 Verbindungselemente

In dieser Arbeit werden die einfachen Überlappungsfügungen mit drei unterschiedlichen Verbindungselementen montiert. Zum Einsatz kommen ein Titan Schließringbolzen System sowie zwei unterschiedliche Größen von FKV-Verbindungselementen. Das verwendete Schließringbolzen System ist ein 3/16“ Bolzen aus der Titanlegierung TIA16V4 der Luftfahrtserie und einer selbstklemmenden Mutter aus 302HQ Aluminium. Die Bolzen haben Feingewinde vom Typ UNJF-3A. Die geometrischen Abmessungen und Materialkennwerte der Ti-Bolzen sind den Datenblättern entnommen.

Die FKV-Verbindungselemente werden von der Firma icotec AG in einem Composite-Fliesspress-Prozess gefertigt (vergleiche Kapitel 2.7.1). Bolzen und Muttern bestehen aus einer thermoplastischen Matrix Polyether-Etherketon (PEEK) und Kohlenstofffasern vom Typ Intermediate Modul IM7 der Firma Toho. Die Kristallinität des PEEKs liegt zwischen 20-40%. Der Faservolumenanteil des Bolzens und der Mutter beträgt $\varphi_{fB} = 61\% \pm 1\%$.

Als FKV Verbindungselemente (auch CF-PEEK Bolzen) werden 3/16“ CF-PEEK Bolzen und 1/4“ CF-PEEK Bolzen mit den jeweils entsprechenden Muttern in den einzelnen Versuchsreihen verwendet. Die Geometrie und das Design (siehe Abbildung 3.2) der CF-PEEK Bolzen ist in enger Zusammenarbeit mit der Firma icotec in Anlehnung an die 3/16“ Titan Bolzen entwickelt worden (vergleiche auch Anhang A Abbildung 0.1 bis Abbildung 0.4)

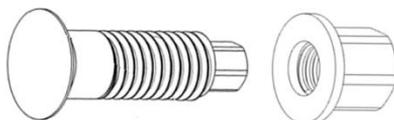


Abbildung 3.2: Design CF-PEEK Bolzen und Mutter

Die Bolzen und Muttern besitzen ein UNJF-Gewinde welches Basis der ISO 3161 ausgelegt ist. Die Materialkennwerte der CF-PEEK Bolzen werden anhand quasi-

statischer Zugversuchen ermittelt. Für diese Untersuchung werden eigens konstruierte Einspannungen verwendet. Der E-Modul des Bolzenschaftes E_B und des Bolzenkopfes E_{BK} werden anhand eines Spannungs-Dehnungsdiagramm bestimmt. Die Dehnung des Bolzenschaftes wird mit einem hier aufgebrauchten DMS gemessen. Als tragender Querschnitt wird der Schaftdurchmesser gewählt. Verformungen im Bolzenschaft sind lediglich zu Beginn der Belastung mit dem DMS zu detektieren. Mit zunehmender Belastung sind eine Verformung des Bolzenkopfes sowie ein Abnehmen der globalen Steifigkeit des CF-PEEK Bolzen zu beobachten. Es wird somit angenommen, dass die Dehnungsmessung des DMS den E-Modul des Bolzenschaftes repräsentativ widerspiegelt. Der E-Modul des Bolzenkopfes E_{BK} wird zu dem Zeitpunkt bestimmt, in dem keine weitere Verformung mehr im Bolzenschaft nachweisbar ist, die Verformungen im Bolzenkopf aber reversibel sind. Die relevanten Abmessungen und Materialkennwerte der CF-PEEK Verbindungselemente sind in Tabelle 3.1 aufgeführt.

Tabelle 3.1: Geometrische Abmessungen und mechanische Kennwerte der Bolzen laut Datenblatt des Herstellers und Messungen

	Geometrie			Materialkennwerte		
	d_B	h_{BK}	ϕ_B	E_B	E_{BK}	ν_B
3/16“ Ti-Bolzen	4,8 mm	1,4 mm	100°	110GPA	110GPA	0,3
3/16“ CF- PEEK-Bolzen	4,8 mm	1,4 mm	100°	44GPA	32,2GPA	0,3
1/4“ CF- PEEK-Bolzen	6,35 mm	1,6 mm	100°	44GPA	32,2GPA	0,3

Die in Tabelle 3.1 aufgeführten Possionzahlen für die verschiedenen Bolzen, sind anhand von Literaturwerten abgeschätzt.

3.2 Herstellung der SLS-Probekörper

Die SLS-Probekörper dieser Arbeit sind eine einfach überlappende Verbindung mit zwei Senkkopfbolzen. Sie bestehen aus zwei FKV-Laminaten sowie den Verbindungselementen aus Senkkopfbolzen und Mutter. Die Lamine werden im Prepreg-Autoklav Prozess hergestellt, die Verbindungselemente werden von der Firma

icotec gefertigt. Die Herstellung der Prüfkörper erfolgt in 3 Schritten: Laminatherstellung, Fertigung der Probenhälften und Montage der Prüfkörper

3.2.1 Laminatherstellung

Die Prozessschritte der Laminatherstellung sind für alle Probekörper gleich. Die Lamine haben einen quasiisotropen Laminataufbau $[+45/90/-45/0]_{2s}$. Nach vier laminierten Lagen, wird für 15 min ein Vakuum angelegt, dieses dient der Kompaktierung der Lagen sowie der Vermeidung von Poren.

Die Lamine werden in einem Vakuumsackaufbau, eingeschlagen in TEFLON- und HOSTAPHAN-Folie und mit einer Druckplatte versehen, im Autoklaven der Firma Scholz ausgehärtet. Die Aushärtung erfolgt entsprechend dem in Abbildung 3.3 abgebildeten Prozess mit einer Aufheizrate von $1,6 \text{ }^\circ\text{C}/\text{min}$ und einer Haltezeit von 140 min bei $180 \text{ }^\circ\text{C}$. Über den gesamten Autoklavzyklus liegt im Vakuumsack ein Druck von $0,2 \text{ bar}$ an.

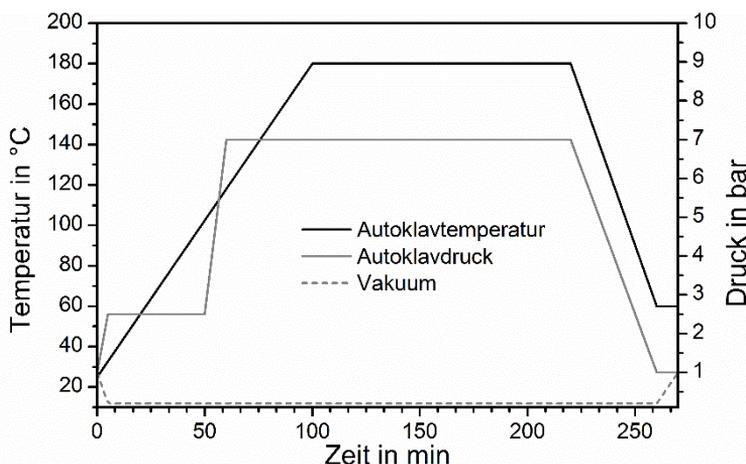


Abbildung 3.3: Autoklavzyklus für das CFK-Laminat (M21/T800S) nach Herstellerangaben

Aus den so gefertigten Laminatplatten werden die für die Versuche notwendigen SLS-Probekörper gefertigt. Der Faservolumenanteil der Lamine beträgt $\varphi_{fL} = 60\% \pm 1\%$

3.2.2 Fertigung der Probenhälften

Die Probenhälften werden aus den ausgehärteten Laminaten in Anlehnung an die Norm ASTM D 5961 [47] in Abhängigkeit der Bolzendurchmesser gefertigt. Die Abmessungen der Probenhälften richten sich nach den verwendeten Durchmessern der

Verbindungselemente. Für die 3/16“ und 1/4“ Bolzen sind die Werte in Tabelle 3.2 aufgeführt. Die SLS-Probekörper bestehen aus zwei in Abbildung 3.4 dargestellt Probenhälften.

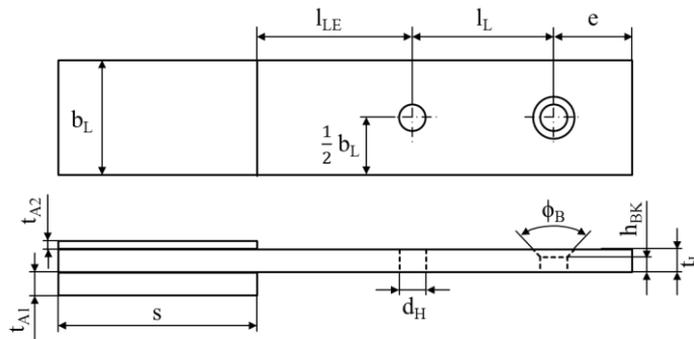


Abbildung 3.4: Geometrische Abmessungen einer Probenhälfte des SLS-Probekörpers

Tabelle 3.2: Geometrische Abmessungen der Probekörperhälften für die 3/16“ und 1/4“

Geometrie für	Dicke t_L	Breite b	Länge l_{LE}	Länge l_L	Bohrung e	Bohrung d_H	Aufleimer s	Aufleimer t_{A1}	Aufleimer t_{A2}
3/16“	3mm	30mm	$7 \cdot d_B$	$6 \cdot d_B$	$3 \cdot d_B$	4,82mm	60mm	5mm	1mm
1/4“						6,37mm			

Auf jede Probenhälfte werden asymmetrische Aufleimer als Krafteinleitungselemente mit der Länge $s = 60$ mm aufgeklebt. Die Aufleimer bestehen jeweils aus 1 mm dicken Aluminium Blech und aus 1 mm bzw. 2x 2mm dicken Glasfaser verstärkten Kunststoff (GFK) Platten. Dieser Aufbau reduziert den Steifigkeitssprung zwischen den Stahlspannbacken und der Probe und verhindert zudem eine Beschädigung der Probe durch das Spannzeug der Prüfmaschinen. Der exzentrische Aufbau der Aufleimer ermöglicht eine zentrische Ausrichtung der Spannzeuge in den Versuchsreihen. Die Aufleimer werden mit einem zwei Komponenten Epoxid Kleber UHU plus endfest 300 auf die Lamine geklebt. Alle Klebeflächen werden vor dem Verkleben angeraut und mit Isopropanol gereinigt.

Die Probekörper werden auf einer ATM Brilliant 265 mit einem Diamantsägeblatt auf Nennmaße zugeschnitten. Um den Einfluss von Randeffekten bei den statischen und

zyklischen Prüfungen zu minimieren, werden die Ränder der einzelnen Probekörper mit Schleifpapieren bis zu einer Korngröße von 1000 poliert.

Die Bohrungen in den zugeschnittenen Probekörper wurden im Institut für Produktionsmanagement und -technik an der TUHH auf einer CNC – Bohr- und Fräsmaschine vom Typ F03A der Firma Deckel gefertigt. Zur Minimierung der Schädigungen des Laminates durch das Bohren ist die Wahl eines geeigneten Bohrers (Definition des Schnittwinkels) sowie die richtige Vorschubgeschwindigkeit und die Drehzahl beim Bohren entscheidend. Für den Bohrprozess wurden aus der Luftfahrtindustrie-Vorschrift AIPS 01-02-005 das Toleranzfeld mit V3 definiert. Der Bohrungsdurchmesser darf nicht mehr als $\pm 40\mu\text{m}$ vom geforderten Durchmesser abweichen. Chipouts und Delaminationen auf der Austrittsseite dürfen nicht weiter als 2-2,5 mm vom Bohrungsrand auftreten. Die Geometrie der Bohrungen orientiert sich an der Luftfahrtstandart von Airbus ABS1707. Zur Fertigung der Durchgangsbohrung und der Senkbohrung, wurden entsprechend der Bolzengeometrie Bohrer und Bohrsenker der Firma Klenk GmbH & Co. KG eingesetzt (siehe Tabelle 3.3). Für den Bohrprozess werden die in Tabelle 3.3 aufgeführten Schnittdaten verwendet.

Tabelle 3.3: Schnittdaten für die Fertigung der Bohrungen

	Ø-Bohrer	Schnittwinkel	Drehzahl	Schnittgeschw.	Vorschub
3/16"-Bohrer	4,834 mm	35°	4000 1/min	60 mm/min	0,05 mm/U
1/4"-Bohrer	6,443 mm			81 mm/min	

Vor der Montage der SLS-Probekörper werden alle Probenhälften nach Norm getrocknet und anschließend für 14 Tage im Labor bei 50% rel. Luftfeuchte und 23°C ausgelagert.

3.2.3 Montage der SLS Prüfkörper

Die Montage der einzelnen SLS-Prüfkörper erfolgt jeweils mit zwei Probekörperhälften und zwei Verbindungselementen. Alle relevanten Probenabmessungen werden mit einer Messgenauigkeit von 0,01 mm dokumentiert. Die Probekörper werden mit Isopropanol gereinigt und mit einer speziell entworfenen Montagevorrichtung ausgerichtet und fixiert. Die Verbindungselemente werden so montiert, dass die Prüfkörper

punktsymmetrisch zur deren Mittelachse wie in Abbildung 3.5 dargestellt angeordnet sind. Dieser Aufbau soll verhindern, dass in den Untersuchungen ein zusätzliches Moment durch das Gewicht der Muttern in der Verbindung erzeugt wird. Die Verbindungselemente fügen die Lamine abhängig vom Belastungszustand kraft- bzw. formschlüssig. Der Formschluss tritt erst dann auf, wenn der Bolzen und die Bohrungswand der Lamine aufgrund der Belastung der Verbindung ineinandergreifen.

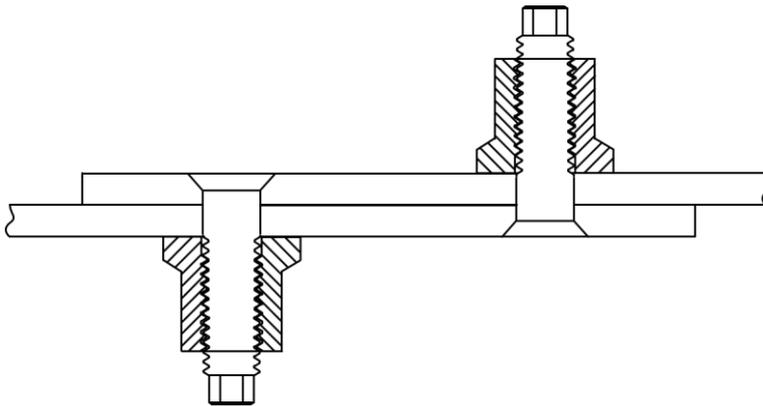


Abbildung 3.5: Schnittansicht monierter SLS-Probekörper

Die Verbindung wird kraftschlüssig montiert. Das aufgebrauchte Anzugsmoment M_{VK} bei der Montage des Bolzens erzeugt eine Vorspannkraft, die eine Klemmkraft bzw. Normalkraft auf das Laminat ausübt (siehe Abbildung 2.2). Die Vorspannkraft kann auf zwei verschiedene Arten rechnerisch bestimmt werden. Die erzeugte Vorspannkraft des Bolzens ist abhängig vom Gewindemoment und dem Reibmoment an der Auflagefläche des Schraubenkopfes bzw. der Mutter [6, 20]. Sie lässt sich somit aus dem Reibungswinkel ϱ_B , dem Steigungswinkel des Gewindes ψ_B , dem effektiven Durchmesser der Reibfläche des Bolzens d_{KB} , dem effektiven Gewindedurchmesser d_{2B} und dem Haftreibungsbeiwert in der Bolzenkopfaufgabe μ_{KB} bestimmen zu:

$$F_{VK} = \frac{2 \cdot M_{VK}}{d_{2B} \cdot \tan(\psi_B + \varrho_B) + d_{KB} \cdot \mu_{KB}} \quad 3.1$$

Für die Berechnung der Vorspannkraft sind in Tabelle 3.4 die jeweiligen Kennwerte der verwendeten Bolzen dieser Arbeit aufgeführt.

Tabelle 3.4: Kennwerte der drei Bolzen zur Bestimmung der Vorspannkraft

Bolzen	μ_{KB}	ψ_B	ϱ_B	d_{2B}	d_{KB}	M_{VK}
3/16“ Ti	0,31	3,3°	13,8°	4,4 mm	8,1 mm	8-12 Nm
3/16“ CF-PEEK	0,3	3,3°	14,7°	4,4 mm	8,1 mm	1-5 Nm
1/4“ CF-PEEK	0,3	2,9°	14,7°	5,7 mm	10,2 mm	2-8 Nm

Die Haftreibungsbeiwerte der Bolzenkopf- bzw. Mutterauflagefläche μ_{KB} werden anhand Literaturwerten [6, 7, 20, 20, 94] abgeschätzt. Der Reibungswinkel ϱ_B für die Gewinde der einzelnen Verbinder wird mit Tabellenwerten aus dem Roloff/Matek [20] abgeschätzt.

Eine weitere sehr einfache Möglichkeit zur Bestimmung der aufgetragenen Vorspannkraft kann auf Basis der Materialkennwerte des Bolzens sowie deren geometrischen Abmessungen bestimmt werden. Die Vorspannkraft F_{VK} wird dabei bestimmt zu:

$$F_{VK} = \frac{E_B \cdot \varepsilon_B \cdot A_B}{100} \quad 3.2$$

mit dem E-Modul des Bolzens E_B und der durch die Montage auftretenden Dehnung des Bolzens ε_B sowie der Querschnittsfläche des Bolzens A_B .

Die Montage der Prüfkörper erfolgt mit einem elektronischen Drehmomentschlüssel der Firma Horex, dessen Anzugsgenauigkeit bei $\pm 2\%$ liegt. In der Tabelle 3.4 sind die Wertebereiche angegeben, in denen die Anzugsmomente in dieser Arbeit in den einzelnen Versuchsreihen variiert wurden. Die Länge jedes Bolzens wird vor und nach der Montage des Bolzens mit einer Mikronormschraube bestimmt.

3.3 Mechanische Materialprüfung und Auswertung

Für die Untersuchung des Verhaltens der FKV-Verbindungselemente unter Last werden quasi-statische und zyklische Materialprüfungsmethoden durchgeführt. Im Folgenden wird zunächst das Versuchsprogramm dieser Arbeit vorgestellt. Anschließend werden Theorie und die Normen erläutert, die für die Auswertung der quasi-statischen und zyklischen Versuche gelten.

3.3.1 Versuchsprogramm

Die detaillierte Beschreibung des Verbindungsverhaltens der einfach überlappenden FKV-Verbindung erfolgt anhand der experimentellen Untersuchungen bei quasi-statischer und zyklischer Belastung. Das Versuchsprogramm ist schematisch in Abbildung 3.6 dargestellt. Auf Basis der Literaturrecherche werden drei Verbindungsparameter definiert, die einen signifikanten Einfluss auf das Verbindungsverhalten haben. Diese sind das Material der Verbindungselemente, die Klemmkraft der Verbindungselemente und das Passungsspiel der Verbindung. Auf Basis dieser Ergebnisse wird das analytische Modell entwickelt (siehe Kap. 5).

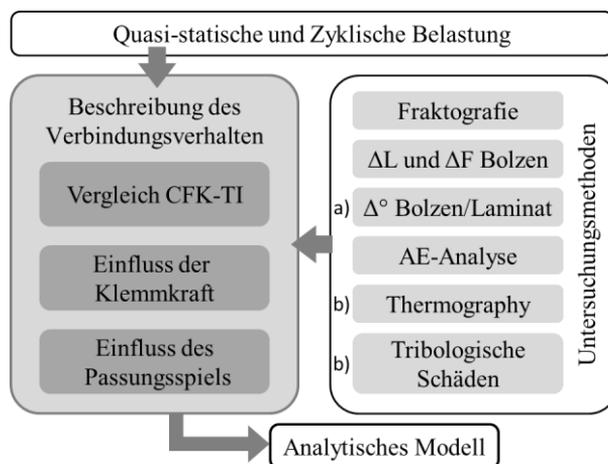


Abbildung 3.6: Darstellung des Versuchsprogramms zur Beschreibung der Versagensmechanismen einer einfach überlappenden FKV-Verbindung; a) nur quasi-statische Belastung und b) nur zyklische Belastung

Der Versagensprozess der SLS-Probekörper im Versuchsprogramm wird bei der quasi-statischen und zyklischen Belastung anhand der Akustischen Emissions-Analyse und der fraktographischen Untersuchungsmethoden nach Greenhalgh [56] beschrieben. Zu diesem Zweck werden einzelne Versuche in Abhängigkeit von bestimmten akustischen Ereignissen unterbrochen. Von den einzelnen Komponenten der SLS-Probekörper werden Schliffbilder für die fraktographische Untersuchung angefertigt. Zusätzlich wird die Längenänderung bzw. Dehnung der CF-PEEK Bolzen sowie die Klemmkraftänderung in den quasi-statischen und zyklischen Versuchen bestimmt. Aufgrund der messtechnischen Einschränkung erfolgt die Untersuchung der durch die Belastung hervorgerufenen Winkeländerung der Laminats (Sekundärbiegung) und

Bolzen nur bei den statischen Versuchen. Bei den zyklischen Schwingversuchen wird zusätzlich die Erwärmung der SLS-Probekörper anhand thermographischer Untersuchungen bestimmt. Zudem werden die tribologischen Schäden in der Reibfläche der beiden Probenhälften untersucht.

In den einzelnen Versuchsreihen dieser Arbeit werden drei verschiedene SLS-Probekörper bestehend jeweils aus zwei Probehälften mit entweder 3/16“ Ti-Bolzen, 3/16“ CF-PEEK Bolzen oder 1/4“ CF-PEEK Bolzen verwendet. Die Standard Montageparameter der SLS-Probekörperkonfigurationen sind in Tabelle 3.5 aufgeführt, in den Versuchsbeschreibungen werden diese Angaben neben den Probekörperabmessungen nur im Falle von Abweichungen angegeben.

Tabelle 3.5: Standard Montageparameter der SLS-Probekörper

SLS-Probekörper	d_H	d_B	M_{VK}
3/16“ Ti	4,82 mm	4,8 mm	9 Nm
3/16“ CF-PEEK	4,82 mm	4,8 mm	2,5 Nm
1/4“ CF-PEEK	6,37 mm	6,35 mm	4 Nm

Für die Untersuchung des Einflusses der Klemmkraft und des Passungsspiels auf das Verbindungsverhalten der SLS-Probekörper werden die in Tabelle 3.6 aufgelisteten Montage bzw. Geometrieparameter verwendet.

Tabelle 3.6: Montage bzw. Geometrieparameter der SLS-Probekörper für die Untersuchungen der Verbindungsparameter

	SLS-Probekörper	d_H	M_{VK}
Klemmkraft	3/16“ CF-PEEK Bolzen	4,8 mm	1,0 Nm
			2,5 Nm
			5,0 Nm
	1/4“ CF-PEEK Bolzen	4,8 mm	2,0 Nm
			8,0 Nm
Passungsspiel	3/16“ CF-PEEK Bolzen	4,7 mm	2,5 Nm
		4,8 mm	
		5,0 mm	

Der Einfluss der Klemmkraft auf das Verbindungsverhalten wird dabei nur an SLS-Probekörpern mit 3/16“ und 1/4“ CF-PEEK Bolzen untersucht. Die drei Anzugsmomente in Tabelle 3.6 erzeugen bei der Montage der SLS-Probekörper die unterschiedlichen Klemmkräfte.

Für die Untersuchungen des Einflusses des Passungsspiels werden die Bohrungsdurchmesser der Probekörperhälften mit speziell gehärteten Stahlbohrern in den entsprechenden Größen angepasst, alle anderen Abmessungen bleiben unverändert.

3.3.2 Quasistatische Materialprüfung

Zur Bestimmung des mechanischen Verhaltens einer einfach überlappenden Verbindung wird diese quasi-statisch belastet. Die Belastung erfolgt stoßfrei und stetig mit einer konstanten Verschiebung. Nach ASTM D5961/D5961 M-13 [47], werden die Lochleibungsfestigkeit σ_b und Lochleibungsdehnung ε_b der Bolzenverbindung bezogen auf die projizierte Fläche der Bohrungen quer zur Belastungsrichtung definiert. Mit der Kraft P , Bohrungsdurchmesser d_H , der Laminatdicke t_L , der Anzahl der Bolzen k und dem Berechnungsfaktor K zur Unterscheidung von einfach und doppelt überlappenden Verbindungen, sowie den Werten von zwei Wegmesssystemen δ_1 und δ_2 werden σ_b und ε_b bestimmt zu

$$\sigma_b = \frac{P}{k \cdot d_h \cdot t_L} \quad 3.3$$

und

$$\varepsilon_b = \frac{(\delta_1 + \delta_2)/2}{K \cdot d_h}. \quad 3.4$$

Die Ergebnisse der quasistatischen Belastung werden in einem Spannungs-Dehnungs-Diagramm oder Kraft-Verschiebungs-Diagramm aufgetragen und sind exemplarisch in Abbildung 3.7 a dargestellt. Eine bleibende Lochaufweitung der Bohrung von 2% gilt nach Norm als Versagenskriterium der Bolzenverbindung. Dieses Kriterium wird über eine Tangente der Messkurve bestimmt, die um 2% Dehnung nach rechts verschoben wird. Abhängig von der Art der Bolzenverbindung ist die Wahl des linearen Abschnittes für die Bestimmung der Offset-Last unter Umständen nicht uneindeutig und lässt viel Raum für Interpretationen. Die Maximalkraft beschreibt die maximal übertragbare Last

der Verbindung, nach deren Erreichen nur eine Zunahme der auftretenden Schäden zu beobachten ist.

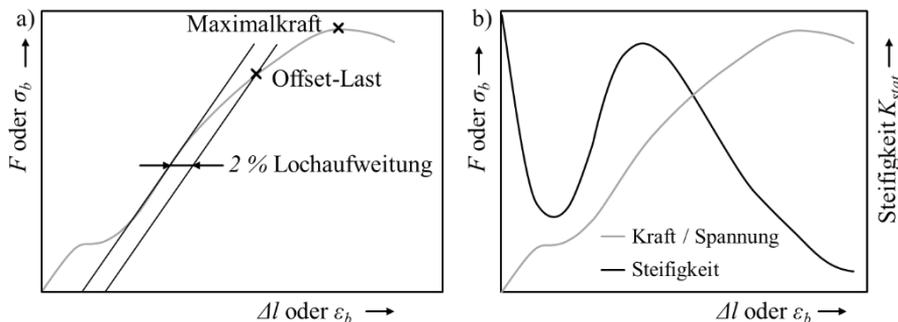


Abbildung 3.7: Experimentelle Auswertung der Quasistatischen Zugversuche der einfach überlappenden Verbindung [71]

McCarthy et al. [71] beschreiben die Möglichkeit, dass anhand der Steifigkeit der Verbindung aufgetragen über die Dehnung bzw. Verschiebung, auf Schäden im System bestehend aus Fügepartnern, Bolzen und Muttern geschlossen werden kann. Es wird, wie in Abbildung 3.7 b) dargestellt, zu jedem Zeitpunkt der Messung die Steigung der ermittelten Kurve bestimmt. Für kleine Verschiebungen bzw. Dehnungen ist die mathematische Bestimmung der Steifigkeit stark vom nichtlinearen Systemverhalten abhängig und als kritisch zu bewerten.

In dieser Arbeit werden die SLS-Probekörper wie Strukturbauteile betrachtet, und der Einfluss einzelner Parameter auf das Steifigkeitsverhalten der Verbindung gewertet. Die Kraft-Verschiebungsdiagramme, die zur Beschreibung des Systemverhaltens der Verbindung verwendet werden, sind daher nicht als Materialkenngrößen zu betrachten. So ist die Steifigkeit K_{stat} nicht als ein E-Modul (N/mm^2) zu betrachten, sondern als eine Federsteifigkeit bzw. Systemsteifigkeit (N/mm), welche die Steigung der Kraft-Verschiebungs-Kurve in den einzelnen Versuchsphasen im Sinne des Feder-Masse-Modells abbildet.

Die statischen Prüfungen der SLS-Probekörper erfolgen in einer Universalprüfmaschine Z1474 der Firma Zwick/Roell, die eine Feindehnungsmessdose bis 100kN besitzt. Alle quasi-statischen SLS-Versuche werden bei einer konstanten Traversengeschwindigkeit von 1,5 mm / min vorgenommen. Die Verschiebungsmessung der Probe erfolgt über das maschineninterne berührende Messsystem Multisens. Die Steuerung der quasis-

statischen SLS-Versuche sowie die Aufnahme der Messergebnisse erfolgt mit der maschineninternen Software *Zwick XLine*.

3.3.3 Zyklische Dauerschwingversuche

Die zyklischen Versuche werden zur Ermittlung der Schwingfestigkeit der einfach überlappenden Bolzenverbindungen durchgeführt. Die Bauteile werden einstufig mit einer sich periodisch ändernden einachsigen Last beansprucht. Die Belastung ist mit Angabe der Frequenz f , der Mittellast L_m und der Lastamplitude L_a vollständig definiert. Die Schwingfestigkeit von Bauteilen wird entweder im Zug-Schwellbereich (nur positive Lasten), Wechselbereich (positive und negative Lasten) oder Druck-Schwellbereich (nur negative Lasten) ermittelt. Über das Lastverhältnis R (Gleichung 3.5) ist mit dem Lastminimum L_{min} und dem Lastmaximum L_{max} der Belastungsfall definiert.

$$R = \frac{L_{min}}{L_{max}} \quad 3.5$$

Die Anzahl der Schwingspiele (Lastwechsel) bis zum Versagen ist als Versagensschwingspielzahl N_f definiert. Als Versagenskriterium können verschiedene Grenzwerte einer mikro- oder makroskopischen Schädigung definiert werden. Die Ergebnisse der Versuche werden in einem Wöhlerdiagramm aufgetragen. Dieses bildet die angelegte Last L (Maximallast, Lastamplitude oder Mittellast) über der Versagensschwingspielzahl N_f ab. Tritt bei einer Probe bis zum Erreichen einer definierten Grenzwingspielzahl N_G kein Versagen auf, wird diese als dauerhaft betrachtet. Zur Vereinfachung der Darstellung wird die Abszissenachse im Wöhlerdiagramm logarithmisch dargestellt. Die Lastniveaus können auf der Ordinatenachse linear oder logarithmisch aufgetragen werden.

Die Ergebnisse der Ermüdungsversuche auf einem Lasthorizont unterliegen einer Streuung. Ursache für die Streuung sind unter anderem Materialgüte, Fertigungsbedingungen, Werkstoffeigenschaften und Umgebungseinflüsse. Ein Vergleich verschiedener Messreihen ist über die Mittelwerte der Versuche auf den einzelnen Lasthorizonten sinnvoll möglich. Messdaten können mit verschiedenen Verteilungsfunktionen als Wöhlerlinie oder Zeitfestigkeitsgerade im Wöhlerdiagramm beschrieben werden. In der Literatur wird i.d.R. die logarithmische Normalverteilung

zur Beschreibung der Streuung der Messergebnisse verwendet [11, 95–98]. Die Wöhlerlinie wird in drei Abschnitte eingeteilt: die Kurzzeitfestigkeit (LCF) in der Proben unter 10^4 Schwingspielen versagen; die Zeitfestigkeit (HCF) ist für Versagensschwingspielzahlen von etwa 10^4 bis 10^6 definiert und die Langzeitfestigkeit (LLF) für Proben, die nach mehr als 10^6 Schwingspiele versagen. Für die statistische Absicherung der Schwingversuche wird eine Stichprobenanzahl von 9 bis 25 gewählt [99–101].

Zur Bestimmung der Zeitfestigkeitsgeraden können nach DIN 50100 [100] das Perlschnurverfahren oder das Horizontenverfahren verwendet werden. Das Perlschnurverfahren wird bei beliebigen Lasthorizonten im erwarteten Zeitfestigkeitsbereich der Schwingversuche durchgeführt. Damit wird der HCF-Bereich für die Bauteile definiert. Im Horizontenverfahren werden vor Versuchsbeginn zwei Lasthorizonte in den Übergängen zum LCF- bzw. LLF-Bereich definiert. Dieses Verfahren setzt zu Beginn der Untersuchung Kenntnisse über den Zeitfestigkeitsbereich voraus. In der vorliegenden Arbeit wird für die statistische Auswertung der Versuchsergebnisse das Perlschnurverfahren zur Beschreibung des Ermüdungsverhaltens der Bolzenverbindungen verwendet, da noch keine Kenntnisse zum Zeitfestigkeitsbereich vorliegen.

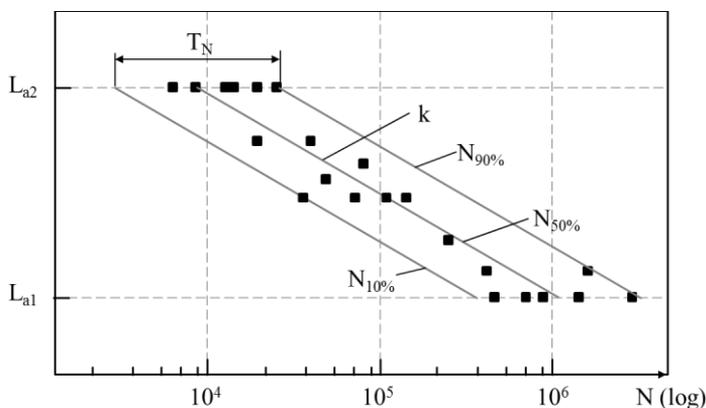


Abbildung 3.8: exemplarisches Wöhlerdiagramm mit der Zeitfestigkeitsgerade k und den Ausfallwahrscheinlichkeiten N für 90% und 10%

Die Versuchsergebnisse werden für verschiedene Lasthorizonte im Zeitfestigkeitsbereich mittels einer linearen Regressionsrechnung über die Methode der kleinsten Fehlerquadrate in Richtung der Schwingungszahlen als Gerade dargestellt

[100] (siehe Abbildung 3.8). Die Geradengleichung der Zeitfestigkeitsgerade wird in einem doppelt logarithmischen Wöhlerdiagramm bestimmt zu

$$\log N = \log C - k \cdot \log L. \quad 3.6$$

Die Gerade ist mit der Konstanten C für die Lage und k für die Neigung bestimmt. Die Standardabweichung im Perlschnurverfahren wird unter der Annahme bestimmt, dass sie auf jedem Lasthorizont i gleich ist. Alle Versuchsergebnisse werden somit parallel der Zeitfestigkeitsgeraden mit der Gleichung 3.7 auf einen fiktiven Lasthorizont verschoben.

$$N_{i,fiktiv} = N_i \cdot \left(\frac{L_{fiktiv}}{L_i} \right)^{-k} \quad 3.7$$

Nach DIN 50100 wird der Mittelwert der Schwingspielzahlen $N_{50\%,fiktiv}$ auf Basis des fiktiven Lasthorizonts L_{fiktiv} bestimmt zu:

$$N_{50\%,fiktiv} = 10^{\log N_{i,fiktiv}} \quad 3.8$$

Die Standardabweichung der Grundgesamtheit $\tilde{s}_{\log N}$ wird mit der Gleichung 3.9 bestimmt zu

$$\tilde{s}_{\log N} = \sqrt{\frac{1}{n-2} \cdot \sum (\log N_{i,fiktiv} - \log N_{50\%,fiktiv})^2}. \quad 3.9$$

Die Standardabweichung der logarithmierten Schwingspielzahl bzw. der Grundgesamtheit $\tilde{s}_{\log N}$ ist stark von der Probenanzahl abhängig. Der Wert wird somit bezüglich der Erwartungstreue mit der Gleichung 3.10 für geringe Probenanzahlen ($n < 10$) nach Martin et al. [102] korrigiert.

$$\tilde{s}_{\log N, \text{korr}} = \tilde{s}_{\log N} \cdot \frac{n - 1,74}{n - 2} \quad 3.10$$

Der Bruch der Gleichung 3.10 wird als Korrekturfaktor betrachtet, der in Abhängigkeit der Probenanzahl aber auch nach dem Ansatz von Rossow oder Weibull bestimmt werden kann [103–105]. Übliche Standardabweichungen liegen laut DIN Norm zwischen 0,10 und 0,30. Diese Werte sind aber für metallische Werkstoffe ermittelt worden [100, 106]. In den Wöhlerdiagrammen werden nach DIN 50100 Werte der Schwingspielzahlen für eine Ausfallwahrscheinlichkeit von 90% und 10% angegeben. Die Schwingspielzahlen für eine 90% Ausfallwahrscheinlichkeit $N_{90\%}$ wird berechnet

mit Gleichung 3.11, die für eine 10% Ausfallwahrscheinlichkeit $N_{10\%}$ wird mit Gleichung 3.12 bestimmt.

$$N_{90\%} = 10^{\log N_{50\%,fiktiv} + 1,282 \cdot \tilde{s}_{\log N,korr}} \quad 3.11$$

$$N_{10\%} = 10^{\log N_{50\%,fiktiv} - 1,282 \cdot \tilde{s}_{\log N,korr}} \quad 3.12$$

Die Streubreite T_N gibt die Güte bzw. die Treffsicherheit der Versuche an und ist als Verhältnis der Lebensdauer von 90% Ausfallwahrscheinlichkeit zu 10% Ausfallwahrscheinlichkeit definiert (Gleichung 3.13)

$$T_N = \frac{N_{90\%}}{N_{10\%}} \quad 3.13$$

Für die zyklische Bauteilbelastung ist ein Versagen der FKV-Probekörper als einziges Ermüdungskriterium nicht ausreichend. Mit zunehmender Belastungsdauer und fortschreitender Ermüdungsschädigung tritt bei FKV ein mehr oder weniger ausgeprägter Steifigkeitsabfall auf [5]. Die Schadensentwicklung von FKV-Bauteilen kann anhand der dynamischen Steifigkeit K_{dyn} abgebildet werden. K_{dyn} wird über den Sekantenmodul, wie in Abbildung 3.9 a) dargestellt, im annähernd linearen Bereich der Belastungsphase der Probe zwischen 5% und 50% in der Kraft-Weg-Hysterese mit der Gleichung 3.14 bestimmt.

$$K_{dyn} = \frac{F_{50\%} - F_{5\%}}{\Delta l_{50\%} - \Delta l_{5\%}} \quad 3.14$$

Der qualitative Verlauf des Steifigkeitsabfalls über der Lebensdauer eines FKV-Probekörpers ist in Abbildung 3.9 b) dargestellt. Im ersten Teil der Belastungsphase ist ein starker Abfall der Steifigkeit in Folge erster Risse in der Matrix zu beobachten.

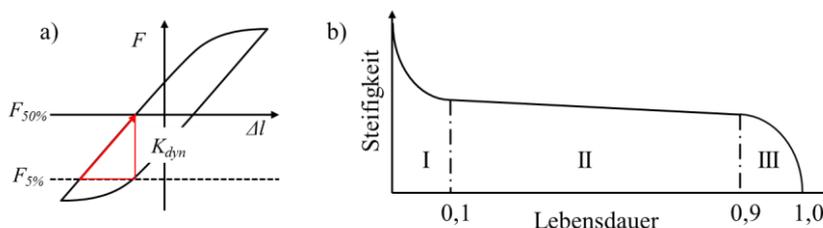


Abbildung 3.9: a) Kraft-Verschiebungs-Hysterese mit Berechnung der dynamischen Steifigkeit, b) Ermüdung eines FKV-Werkstoffes (schematisch)

In der zweiten Phase der Belastung schreitet die Schadensentwicklung i.d.R. nur langsam voran, was nur einen geringen Steifigkeitsverlust zur Folge hat. In der letzten Phase III tritt das finale Versagen des FKV auf. [4, 107]

Die Ermüdungsbelastungstests der verschiedenen Probenkonfigurationen erfolgen bei einem Spannungsverhältnis von $R = \sigma_{\min} / \sigma_{\max} = 0,1$ auf drei servohydraulischen Prüfmaschinen mit 100 kN, 63 kN und 250 kN Maximalkraft der Firma Instron GmbH. Die Prüffrequenz ist in Anlehnung an die Norm ISO 13003 [99] jeweils zu 5 Hz bestimmt. Die Dehnungsmessung bzw. Verschiebungsmessung erfolgt während der zyklischen Belastung berührungslos, und zwar mit einem Laser-Extensometer der Firma Fiedler Optik. Die Regelung und Aufnahme der Messergebnisse der zyklischen Versuche erfolgt mit der in den Prüfmaschinen integrierten Software Wavematirx.

Alle Experimente werden bei einer Raumtemperatur von $T = 23 \text{ }^\circ\text{C}$ und einer relativen Luftfeuchtigkeit von 50% durchgeführt.

3.4 Eingesetzte Prüfmethoden und -systeme

Die Probekörper wurden im Verlauf und nach der Prüfung auf Schäden untersucht. Dafür wurden verschiedene, zerstörungsfreie Prüfmethoden angewendet.

3.4.1 Lichtmikroskopie

Anhand lichtmikroskopischer Aufnahmen erfolgen fraktographische Untersuchungen der Längsquerschnitte der versagten Bolzen der FKV-Verbindungen. Die Zuordnung einzelner Schädigungsmechanismen in FKV-Bauteilen erfolgt auf Basis der Untersuchungen von Greenhalgh et al. [108]. Die aufgetretenen Schädigungen des Probekörpers werden als Ansicht auf die Schnittebene betrachtet (siehe Abbildung 3.10).

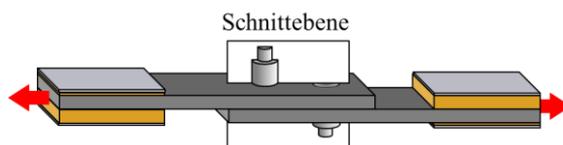


Abbildung 3.10: Schnitteben für fraktographische Untersuchungen

Aufgrund der geringen Tiefenschärfe der Mikroskope müssen die entnommenen Teilsegmente der Probekörper präpariert werden. Die entnommenen Segmente werden in der Einbettmasse KEM 15 der ATM GmbH eingebettet und anschließend in der

entsprechenden Betrachtungsebene mit der Poliermaschine Saphir 550 (ATM GmbH) in fünf Schritten bis Körnungen zu 1 μm poliert. Die Aufnahmen werden im Lichtmikroskop BX51 der Firma Olympus sowie einem Polyvar der Firma Leica Microsystems GmbH gemacht.

3.4.2 Winkelmessung der Laminat- und CF-PEEK Bolzen

Die Winkelmessung der Bolzen zur Laminatfläche unter Belastung bei den quasi-statischen Zugversuchen erfolgt mit einer USB-Mikroskop/Kamera der Firma DNT, die seitlich auf den SLS-Probekörper gerichtet ist. Die Kamera wird dabei in der Probenmitte genau senkrecht zur Belastungsrichtung ausgerichtet. Mit einem Messintervall von 2 sec, werden Bilder während des Versuches aufgenommen. Auf den Kanten der Probenhälften sowie den Bolzen werden Messmarken aufgebracht, anhand derer über die Freeware ImageJ eine Auswertung der Schrägstellung der Bolzen und der Laminat- zur Ausgangsposition bestimmt werden kann.

3.4.3 Dehnungsmessung und Klemmkraftmessung der CF-PEEK Bolzen

Die Dehnungsmessung der CF-PEEK Bolzen erfolgt während eines SLS-Versuches mit einem Extensometer der Firma SANDNER Messtechnik GmbH. Das Extensometer wird mit zwei Metallmessarmen wie in Abbildung 3.11 a) für den unteren Bolzen schematisch dargestellt auf den Bolzen aufgesetzt und fixiert. Diese Haltevorrichtung verhindert, dass sich der Messaufbau während der zyklischen Prüfung verschiebt.

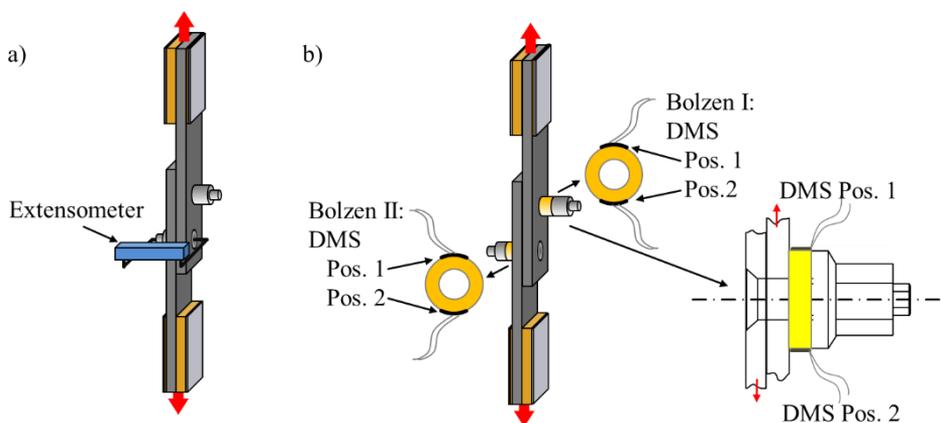


Abbildung 3.11: Schematische Darstellung Messaufbau SLS-Versuch; a) Dehnungsmessung und b) Klemmkraftmessung der CF-PEEK Bolzen

Die Klemmkraftmessung erfolgt aus montagetechnischen Gesichtspunkten nur für SLS-Probekörper mit ¼“ CF-PEEK Bolzen in Anlehnung an die Messmethoden von Yan et al. [79] und Wand et al. [79, 109]. Für die Klemmkraftmessung werden Unterlegescheiben aus Epoxidharz (RIM 135 und Härter Rim 137) gefertigt. Sie haben eine Dicke von 8 mm, einen Bohrungsdurchmesser von 6,4 mm und einem Außendurchmesser von 15 mm, entsprechen also der Auflagefläche der ¼“ CF-PEEK Mutter. Auf die Außenseite der Unterlegscheiben werden in der Mittelachse des SLS-Probekörpers (Abbildung 3.11 b) jeweils zwei Dehnungsmesstreifen (DMS EA-06-060LZ-120/E der Firma Vishay) in Pos. 1 und Pos. 2 appliziert. Für eine Klemmkraftmessung werden die mit DMS versehenen Unterlegscheiben anhand einer Druckprüfung in einer Universalprüfmaschine Z010 der Firma ZwickRoell kalibriert. Bei den Messungen ist zu beachten, dass die Belastung der SLS-Probekörper eine Zunahme der Klemmkraft im Bolzen zur Folge hat. Wird diese zu groß, sind an der Unterlegscheibe plastische Verformungen zu beobachten. Dies führt zu einem nicht linearen Systemverhalten des Messaufbaus mit den Unterlegscheiben. Bei der zyklischen Belastung des SLS-Probekörpers können somit Ermüdungseffekte bei der Unterlegscheibe auftreten. Die gemessenen Kraftwerte sind daher nur als qualitative Werte zu betrachten, die den Verlauf der Klemmkraftentwicklung verdeutlichen.

3.4.4 Akustische Emissionsmessungen

Die Messung akustischer Emissionen (AE) oder auch Schallemissionsprüfung beruht auf der Messung von transienten elastischen Wellen, die durch plötzliche Umverteilung von Spannungen in einem Material hervorgerufen werden. Ursachen für eine Spannungsumverteilung sind die Veränderungen der inneren Struktur des Materials, wie z.B. das Entstehen oder Schließen von Rissen, Faserbrüchen, innere Reibungen etc. Die transienten Spannungswellen breiten sich kugelförmig aus und werden in Oberflächenwellen transformiert. Mit einem piezoelektrischen Wandler können diese Wellen in analoge elektrische Signale überführt werden (siehe Abbildung 3.12). Die so generierten Signale, unterscheiden sich vom Ursprungssignal, da die Schallwellen durch den Werkstoff eine starke Veränderung durch Dispersion und Reflexion erfahren. [110–114]

Das ursächliche Ereignis regt, wie in Abbildung 3.12 gezeigt, den Wandler zu einer sinusförmig gedämpften Eigenschwingung an. Die so generierten AE-Signale werden nach DIN EN 1330-9 [115] in zwei Typen unterteilt, die kontinuierlichen und die diskontinuierlichen Schallemissionen. Kontinuierliche Emissionen sind nicht voneinander trennbare Ereignisse und sind i.d.R. plastische, homogene Verformungen oder Fließvorgänge. Diskontinuierliche Ereignisse sind voneinander trennbare Ereignisse und entstehen z.B. durch Rissbildung und Risswachstum. Diese transienten- oder Burst-Signale bieten eine Vielzahl von Auswertungsmöglichkeiten.

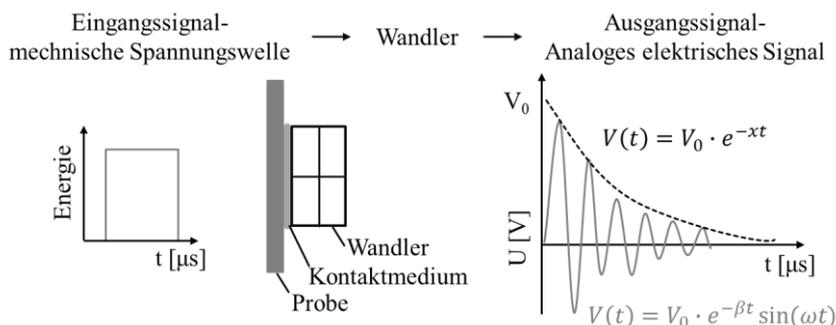


Abbildung 3.12: Signalverarbeitung AE-Analyse, $V(t)$ gedämpfte Wandlerspannung, V_0 maximale Spannungsamplitude, t Abklingzeit, β Dämpfungs konstante, ω Kreisfrequenz [110, 112]

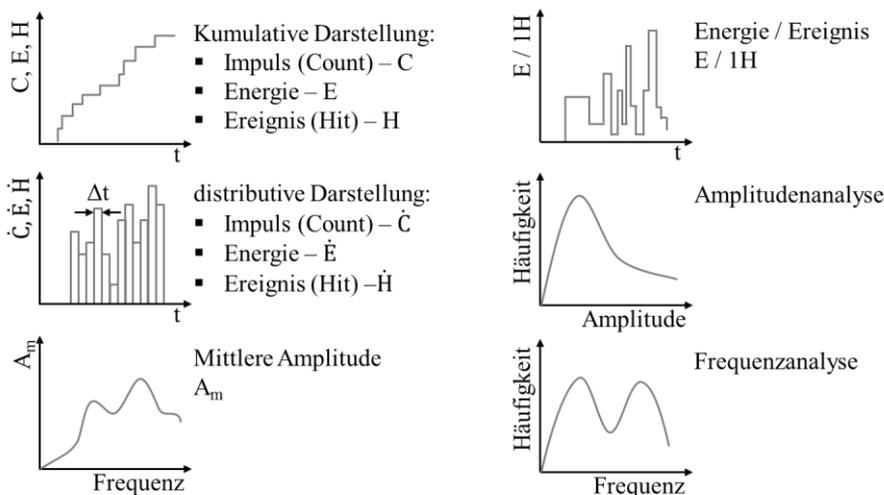


Abbildung 3.13: Möglichkeiten der Schallemissionsanalyse [112]

In Abbildung 3.13 sind die Impuls- (Count), Energie-, als auch die Ereignismessung kumulativ oder distributiv dargestellt. Sie dienen der Charakterisierung der

Signaldynamik und damit der Schädigungsentwicklung und –akkumulation [110]. Da die Impulsmessung nach Bardenheier [112] ohne Berücksichtigung der Signalform nur die positiven Überschwinger über einen Grenzwert bzw. Schwellwert zählt (siehe Abbildung 3.12), wird mit der Energie-, der Ereignis- und der Energie-pro-Ereignis-Messung eine Bewertung des Signals vorgenommen. Die Bewertung der Signalenergie erscheint hier als das physikalisch sinnvollste Verfahren zur Charakterisierung. Nach Radlmeier et al. [116] steht die freigesetzte Energie in einem direkten Zusammenhang zur Änderung der Steigung der Lastkurven eines Versuches und den entstandenen Schädigungen im Material.

Nähere Informationen über die Schädigungsmechanismen liefern die Amplitudenwerte sowie eine Frequenzanalyse der aufgenommen Schallereignisse [110, 111, 116–120, 120, 121]. Ramirez et al., Ni et al. und Bohse et al. [114, 122–124] zeigen, dass die Amplitudenanalyse nur bedingt zur Identifikation der Schadensmechanismen dient. Ursache ist die der Schwächung der mechanischen Spannungswellen auf dem Weg zum Sensor. Die Wellen werden durch die Geometrie der Probe, die Materialdämpfung (E-Modul) und durch Inhomegenitäten im Material reflektiert und geschwächt. Die Frequenzanalyse bietet dagegen eine verlässlichere Methode zur Bestimmung der Schadensmechanismen.

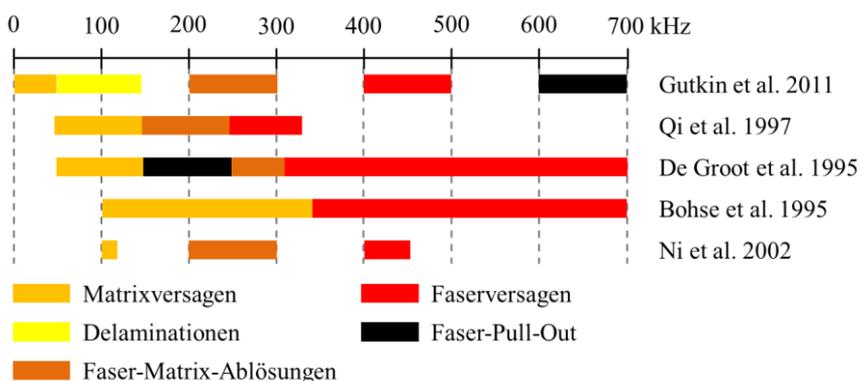


Abbildung 3.14: Korrelation der Literaturwerte für die Versagensmechanismen und Frequenzbereich [117, 118, 120, 121, 123]

Verschiedene Versagensmechanismen erzeugen in unterschiedlichen FKV-Probekörpern mit unterschiedlichen Geometrien Spannungswellen mit unterschiedlichen Frequenzbereichen. In Abbildung 3.14 sind aus der Literatur Werte

der Frequenzbereiche für Matrixversagen, Delaminationen, Faser-Matrix-Ablösungen, Faserbruch und Faser-Pull-Out aufgetragen. Das breite Spektrum der Frequenzbereiche ist auf die Orientierung der Fasern in Bezug zur Beanspruchungsrichtung sowie der Rissausbreitungsrichtung und der Belastungsrichtung zurückzuführen. Zudem beeinflussen die Faser-Matrix-Haftung, der Fasertyp, der Faservolumengehalt, die Faserlänge, Faserdurchmesser und die inhärenten Verlustmechanismen die Charakteristik des akustischen Signals. [110, 123] Jeder Werkstoff sowie jede Probengeometrie ist für eine AE-Analyse daher gesondert zu betrachten und neu zu bewerten. In dieser Arbeit kann Matrixversagen nicht eindeutig von einer Faser-Matrix-Ablösung oder Delamination unterschieden werden, daher werden diese Versagensmechanismen als Zwischenfaserbrüche (ZfB) zusammengefasst.

Das verwendete insitu AE-Messsystem ist das MICRO II der Firma MISTRAS Physical Acoustics. Abbildung 3.15 a) zeigt den schematischen Messaufbau für die quasistatische sowie die zyklische Prüfung. Zwei Breitbandsensoren vom Typ WD werden mit einem Koppelmedium, einem selbstschweißenden Klebeband, auf dem SLS-Probekörper befestigt. Die Sensoren werden jeweils über einen 2/4/6 Vorverstärker, der das AE-Messsignal um 20 dB verstärkt und einen Bandpassfilter für einen Filterbereich von 20 kHz bis 1.200 kHz mit der PCI-2 Messkarte verbunden. Die Verwendung von zwei AE-Sensoren ermöglicht eine Lokalisierung des Ereignisses über eine Laufzeitfunktion.

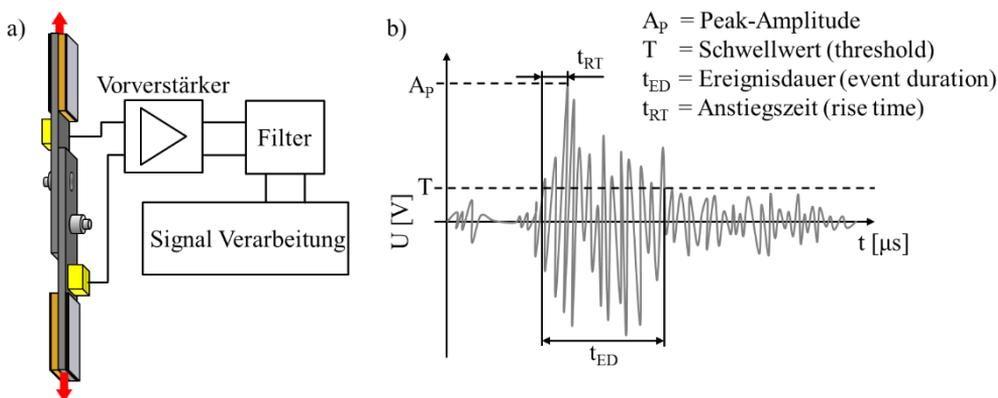


Abbildung 3.15: a) Prinzip der AE-Messung b) Definition der Hitparameter eines transienten AE-Signals

Die mit dem Messsystem aufgenommenen transienten AE-Signale, definiert als Hit, besitzen verschiedene Charakteristika (siehe Abbildung 3.15 b). Überschreitet die

aufgenommen Spannung einen Schwellwert, so tritt ein Hit auf, der über seine Peak-Amplitude, die Ereignisdauer t_{ED} und die Anstiegszeit t_{RT} definiert wird. Die Energie des AE-Signals entspricht der Fläche unter einer einhüllenden Kurve des gleichgerichteten Schallemissionssignals. Die diskrete Wellenform der detektierten Schallemissionssignale wird mittels der sogenannten schnellen Fourier-Transformation aus dem Zeitbereich in den Frequenzraum transformiert. Im Frequenzraum wird dieses Signal dann als eine Funktion der Frequenz angegeben.

Tabelle 3.7: Systemeinstellung für AE-Messung

	Quasistatische Versuche	Zyklische Versuche
Nachweisschwelle	40 dB	63 dB
Analog Filter	100 – 3.100 kHz	100 – 3.100 kHz
PDT	400 μ s	400 μ s
HDT	1'000 μ s	1'000 μ s
HLT	1'500 μ s	1'000 μ s
Max Duration	1'000 ms	1'00 ms

Die Validierung der AE-Sensoren erfolgt anhand der Hsu-Nielsen-Quelle (Bleistiftminenbruch) in Anlehnung an den ASTM E2374-16 [125]. Für die Messung der AE-Signale sind der Schwellwert und drei Zeitwerte zu definieren. Die Zeitwerte sind in Abhängigkeit des SLS-Probekörpers zu wählen und als Hit Definition Time (HDT), die Hit Lockout Time (HLT) und die Peak Definition Time (PDT) definiert. In Tabelle 3.7 sind die wichtigen Systemeinstellungen für die AE-Messungen, die in dieser Arbeit durchgeführt wurden, aufgeführt.

3.4.5 Thermographie

Während der zyklischen Versuche wird die Oberflächentemperatur mittels Thermographie gemessen. Das verwendete Messprinzip der Thermographie beruht auf dem Stefan-Boltzmann-Gesetz bzw. dem Planckschen Strahlungsgesetz. Dabei wird ausgenutzt, dass ein Festkörper eine temperaturabhängige Strahlungsleistung emittiert, in diesem Fall im infraroten Spektralbereich. Anhand der gemessenen Strahlungsleistung wird die Körperoberflächentemperatur mit Hilfe des

Emissionsgrades der Oberfläche, der Oberflächenbeschaffenheit, dem Strahlungsverhalten der Umgebung sowie der Luftfeuchtigkeit der Atmosphäre berechnet. Alle genannten Parameter müssen vor der Messung ermittelt werden.

Für die Messung der Probenoberflächentemperatur wird in dieser Arbeit eine Thermographiekamera FLIR A640 eingesetzt. Die Auswertung der Messdaten erfolgt mit der Software IRControl 4.59 der Firma Automation Technologie, die es ermöglicht die Temperatur für Bereiche, Linien oder Punkte zu bestimmen (siehe Abbildung 3.16).

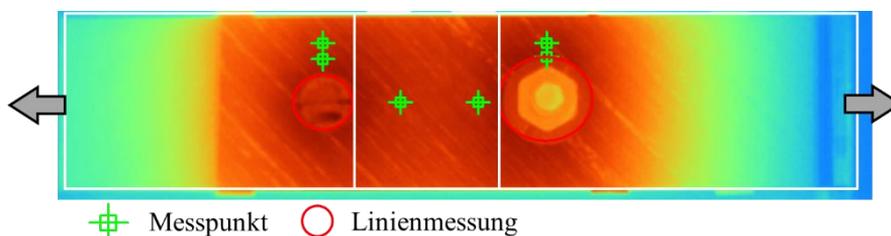


Abbildung 3.16: Definition der Messpunkte zur Temperaturerfassung

Die Messung der Temperatur erfolgt an den in Abbildung 3.16 gezeigten Messpunkte und Linienmessungen. Es zeigt sich, dass über die Versuchsdauer alle Messpunkte qualitativ die gleichen Temperaturverläufe aufweisen. Auf Basis von Messungen der Wärmeleitfähigkeit wird zudem davon ausgegangen, dass in den Versuchsreihen die Temperatur an der Reibfläche bzw. Kontaktfläche der beiden Probehälften annähernd der gemessenen Oberflächentemperatur entspricht. Angegeben wird in den Messkurven immer der Temperaturanstieg gegenüber der Ausgangstemperatur (Raumtemperatur 23°C) gemessen auf der Fläche der Überlappung der SLS-Probekörper.

3.4.6 Ultraschall

Das Reflexionsschallverfahren bietet eine einfache Möglichkeit, Defekte im FKV zu detektieren. Eine Schallwelle wird in das zu untersuchende Objekt eingeleitet, in dem sie sich mit einer definierten Wellengeschwindigkeit ausbreitet. Die Geschwindigkeit der Schallwelle ist eine materialspezifische Größe. An Grenzflächen, an Übergängen von einem Medium in das andere, an Defekten oder an Dichteänderungen werden die Schallwellen reflektiert bzw. gestreut. Eine Aussage über Schäden im Material erfolgt durch den Vergleich von Schallwellen, die von einer Anomalie im Werkstück reflektiert werden, mit Schallwellen, die das defektfreie Material durchlaufen haben. In dieser

Arbeit wird für das Reflexionsschallverfahren ein Puls-Echo-Gerät USPC 3040 DAC (Ingenieurbüro Dr. Hillger) verwendet. Das System hat eine Auflösung von 20 MHz und eine Verstärkung bis 106 dB in 0,5 dB Schritten. Der Ultraschallkopf ist der STS 6 MHz der Firma Karls Deutsch GmbH. Als Koppelmedium wird destilliertes Wasser verwendet. Kalibriert wird das System durch die Anpassung der Schallgeschwindigkeit auf die bekannte Dicke der zu untersuchenden Proben. Bei der Ultraschalluntersuchung werden C-Bilder generiert, die ein projiziertes Bild der Fehlstellen im Werkstück darstellen. Grundsätzlich werden drei Echohöhebilder unterschieden, das Fehlerecho, das Rückwandecho und die Fehlertiefe.

3.4.7 Röntgendurchstrahlverfahren

Bei der Durchstrahlprüfung wird energiereiche Strahlung wie z.B. Röntgen oder Gammastrahlung verwendet, um das Material zu durchdringen. Verschiedene Materialdichten, Materialvolumina und Bauteilgeometrien absorbieren die Strahlung unterschiedlich stark. Bei Lufteneinschlüssen tritt eine geringere Schwächung des Strahls auf, als im fehlerfreien Material. Diese Schwächungsunterschiede werden auf einem Durchstrahlungsfilm abgebildet und nach der Filmentwicklung als Schwärzungsdifferenz (Kontrast) auf einem Film sichtbar. Die wichtigsten Prüfparameter sind die Energie der Strahlung, die Belichtungszeit des Films sowie die Aufnahmegeometrie. In dieser Arbeit wird ein Röntgengerät der Firma HP der Faxitron Serie verwendet. Die Röhrenspannung beträgt 3 mA bei 20 keV. Kleine Risse und Delaminationen werden mit Hilfe von Zink Iodide (60 g ZnI_2 , 8 ml H_2O , 10 ml Isopropanol, 10 ml Agfa Agepon), einem Röntgenkontrastmittel, sichtbar gemacht. Das Röntgenkontrastmittel wird an den Positionen möglicher Schäden aufgetragen und dringt über Kapillarwirkung in die Risse ein. Hierfür wird mindestens 30 min Zeit gelassen. Die Röntgenfilme werden im chemischen Prozess mit Agfa Structurix G128 und G328 entwickelt. Die so erhaltenen Negative werden mit einem Durchlichtscanner Agfa Arcus 1200 digitalisiert.

Mit Hilfe des Röntgenverfahrens wird so die projizierte Fläche der Lochleibungsschäden bestimmt. Das Röntgenbild in Abbildung 3.17 a) wird in der Freeware ImageJ mit einem Grauwertfilter so bearbeitet, dass lediglich die Lochleibungsschäden, wie in Abbildung

3.17 b) dargestellt, sichtbar sind. Mit dem bekannten Bohrungsdurchmesser wird die Fläche der Lochleibungsschäden bestimmt.

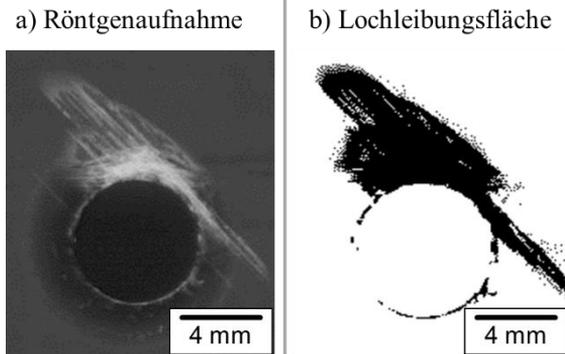


Abbildung 3.17: a) Röntgenaufnahme der Lochleibungsschäden einer Senkkopfbohrung, b) mittels Grauwertfilter bestimmte Lochleibungsfläche

4 Versagensanalyse bei quasi-statischer Belastung

Zum Verständnis des Versagensprozesses der Bolzenverbindung werden in diesem Kapitel die Ergebnisse der quasi-statischen Belastung vorgestellt. Anhand von repräsentativen Kurven wird für die drei getesteten Verbindungskonfigurationen mit 3/16“ Ti-Bolzen, 3/16“ CF-PEEK-Bolzen und 1/4“CF-PEEK-Bolzen das Systemverhalten vorgestellt und diskutiert. Anschließend erfolgt eine detaillierte Beschreibung des Versagensprozesses für die drei untersuchten Probenkonfigurationen anhand der akustischen Emissionsanalyse. Weiterhin werden der Einfluss der Klemmkraft und des Passungsspiels auf das Verbindungsverhalten untersucht und diskutiert.

4.1 Systemverhalten der einfachen überlappenden Verbindung

Die SLS-Probekörperkonfigurationen mit 3/16“ Ti-Bolzen, 3/16“ CF-PEEK-Bolzen bzw. 1/4“ CF-PEEK-Bolzen werden quasi-statisch belastet. Drei repräsentative Kurven sind in einem Kraft-Verschiebungsdiagramm in Abbildung 4.1 dargestellt. Das Systemverhalten der unterschiedlichen Probekörper zeigt, dass die mit Ti-Bolzen versehen Proben im Vergleich zu der gleichen Größe mit CF-PEEK-Bolzen (3/16“) eine höhere Bruchkraft aufweisen. Die CF-PEEK-Bolzen mit einem Durchmesser von 1/4“ hingegen weisen in etwa dieselbe Bruchkraft von 17.750 N wie die Ti-Bolzen auf, sind jedoch um 4% leichter. Allerdings sind bei den verschiedenen Verbindungselementen Unterschiede im Systemverhalten an Hand der Steifigkeit zu beobachten.

Ein genauere Betrachtung der Kraft-Verschiebungs-Kurven bis zu einer Belastung von 6000 N im Ausschnitt von Abbildung 4.1 zeigt, dass die Änderungen in der Steifigkeit mit den definierten Phasen Kraftschluss, Gleiten und Formschluss von Stocchi et al. [31] korreliert werden können. Auf Basis dieser Modellvorstellung (siehe Abbildung 2.6) können den Kraft-Weg-Kurven für die einzelnen Bolzenverbindungen in Abbildung 4.1 die fünf Phasen: Kraftschluss, Gleiten; Formschluss, Schädigung und Versagen zu geordnet werden. Eine klare Abgrenzung der fünf Phasen zueinander ist nicht zu erwarten. Effekte wie der Haft-Gleiteffekt zwischen den einzelnen Verbindungskomponenten, Toleranzen der Bohrung sowie der Positionierung

zueinander sowie die Toleranzen in den geometrischen Abmessungen der Bolzen beeinflussen das Systemverhalten signifikant. Der Übergang zwischen den einzelnen Phasen ist daher nicht so stark ausgeprägt wie in der Modellvorstellung, dennoch ist eine Zuordnung der drei Kurven in Abbildung 4.1 zu den einzelnen Phasen möglich. Eine graphische, eindeutige Zuordnung der einzelnen Phasen erfolgt im Kapitel 7 in Abbildung 7.1.

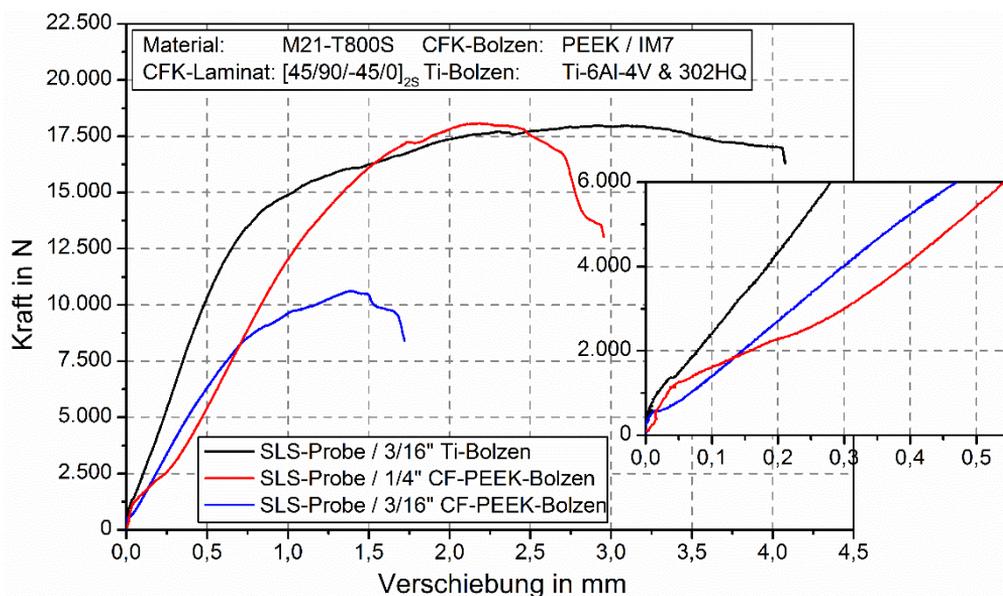


Abbildung 4.1: Vergleich von SLS-Probekörpern montiert mit verschiedenen Verbindungselementen (Ti-Bolzen, CF-PEEK-Bolzen) in einem Kraft-Verschiebungsdiagramm

4.1.1 Steifigkeitsverhalten der Verbindung bei quasi-statischer Belastung

Der Verlauf der Steifigkeit aufgetragen über der Verschiebung bietet eine einfache Möglichkeit, Einflüsse im Systemverhalten genau zu analysieren. In Abbildung 4.2 a) ist im Kraft-Verschiebungsdiagramm für die drei SLS-Probekörper zusätzlich deren Steifigkeitsverlauf über die Verschiebung aufgetragen. Für die drei Bolzenverbindungen sind in Abbildung 4.2 b) die mittlere Steifigkeit mit der Standardabweichung für die Phasen Kraftschluss, Gleiten, Formschluss und Schädigung der drei Bolzenverbindungen gemittelt über 9 Zugversuche dargestellt. Die Steifigkeit der jeweiligen Phase wird für die unterschiedlichen Bolzendurchmesser über den in Abbildung 4.2 angegebenen Bereiche der x-Achse ermittelt.

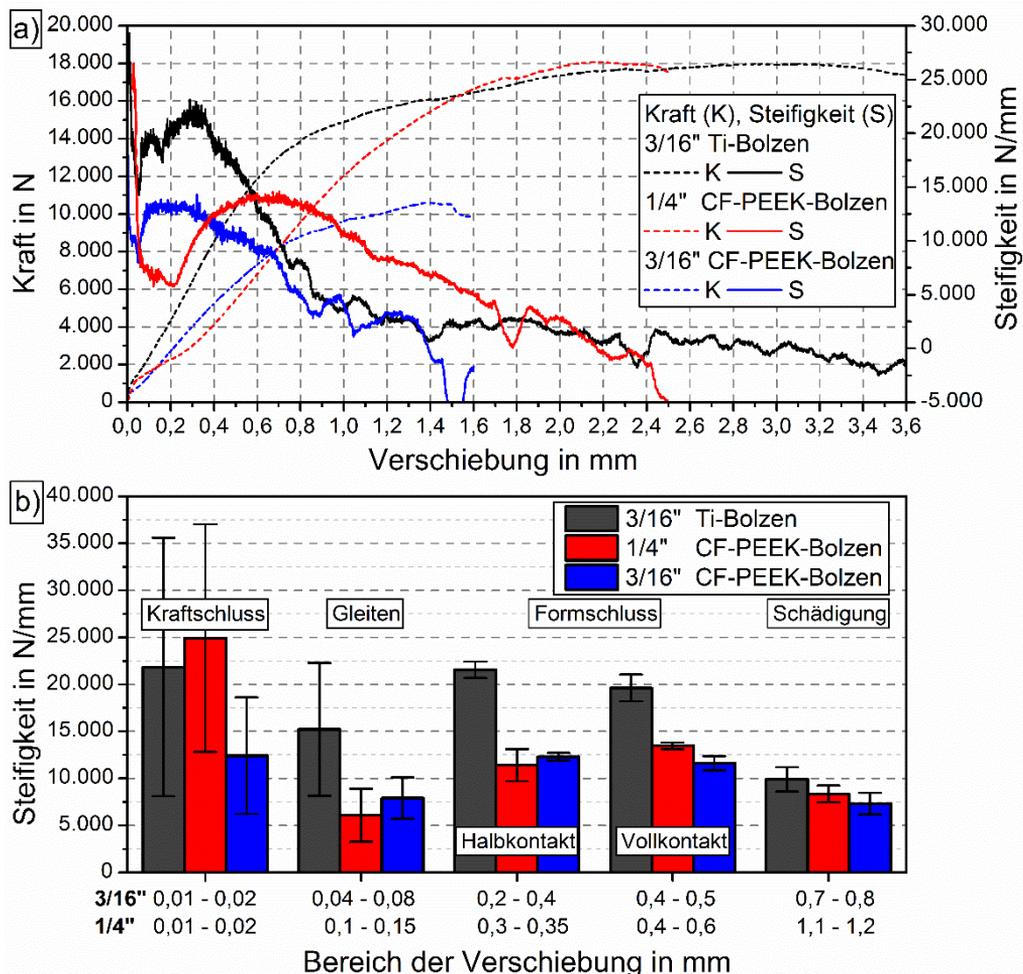


Abbildung 4.2: a) Steifigkeits- und Kraftkurven aufgetragen über der Verschiebung für die drei SLS-Probekörper Konfigurationen mit Ti-Bolzen und CF-PEEK-Bolzen; b) Mittlere Steifigkeit für die Phasen Kraftschluss, Gleiten, Formschluss und Schädigung der Belastung der verschiedenen SLS-Probekörper

Die Kraftschluss Phase weist die höchste Steifigkeit für alle drei Bolzen-Systeme auf. In dieser Belastungsphase ist die Steifigkeit der Verbindung hauptsächlich von der Laminatsteifigkeit abhängig. Die maximal übertragbare Kraft der Verbindung korreliert mit der Klemmkraft der Bolzen und dem Reibkoeffizient zwischen den einzelnen Verbindungskomponenten. Der Vergleich der Steifigkeit der 3/16" Ti-Bolzen mit den 1/4" CF-PEEK-Bolzen stützt diese Überlegung, da aufgrund des ähnlichen Anzugmomentes bei der Montage die Klemmkraft für beide Bolzenkonfiguration vergleichbar sind. Die geringe Steifigkeit der Verbindung mit 3/16" CF-PEEK-Bolzen

ist so auch einen geringer Klemmkraft der Bolzen zurückzuführen. Für die 3/16“ CF-PEEK-Bolzen ist die Kraftschlussphase relativ klein.

Übersteigt die Belastung die maximal durch die Reibkraft übertragbare Last, verschieben sich die Probehälften gegeneinander. Die Gleitphase wird durch die geometrischen Abmessungen von Bohrung und Bolzen bestimmt und weist zudem die geringste Steifigkeit auf (siehe Abbildung 4.2 b). Die Steifigkeit der Verbindung wird in dieser Belastungsphase durch den Gleitreibungskoeffizienten dominiert. Zudem weist die große Streuung der Steifigkeitswerte darauf hin, dass der Übergang von Kraftschluss in Gleiten zudem von den Toleranzen der Passung sowie dem Anzugsmoment der einzelnen Proben abhängt.

Ein weiterer Anstieg der Steifigkeit der SLS-Probekörper ist zu beobachten, sobald der Formschluss zwischen Bolzen und Bohrungswand der Laminate auftritt. Unterschiedliche Außendurchmesser der Bolzen und Innendurchmesser der Bohrung sowie der Primärbiegung der Bolzen und der Sekundärbiegung des Probekörpers führen zu einer kontinuierlichen Zunahme der Kontaktfläche zwischen Bolzen und Laminat. Die Steifigkeiten der Formschlussphase werden in Abbildung 4.2 der Halb- und Vollkontaktphase zugeordnet. Die Steifigkeit in der Formschlussphase nimmt somit stetig zu. Die Steifigkeit des Bolzens quer zur Belastungsrichtung beeinflusst die Steigung der Steifigkeitskurve signifikant. Da die Ti-Bolzen einen größeren Schubmodul als die CF-PEEK-Bolzen aufweisen, sind die Steifigkeiten der SLS-Probekörper mit Ti-Bolzen wesentlich größer. Speziell für die SLS-Probekörper mit 1/4“ CF-PEEK-Bolzen ist zu beobachten, dass die Steifigkeit über einen größeren Bereich der Verschiebung kontinuierlich zunimmt (siehe Abbildung 4.2 a und b). Dieser Effekt kann mit der Halb- und Vollkontaktphase erklärt werden, die durch die Arbeit von Egan et al. [33] definiert werden. Auch für die anderen beiden Verbindungstypen ist dieser Effekt zu beobachten, ist aber aufgrund der geometrisch kleineren Abmessungen nicht so stark ausgeprägt. In der Kraftschlussphase erfolgt die Lastübertragung in der Verbindung über die Bolzen. In Abbildung 4.2 b) ist in der Halbkontaktphase im Bereich für die 1/4“ Bolzen eine geringe Streuung in den Werten der Steifigkeit zu beobachten. Dies zeigt, dass die Steifigkeit der Verbindung in diesem Bereich von den

Materialeigenschaften der Bolzen bestimmt wird und nicht von deren geometrischen Abmessungen.

Nach Erreichen eines Steifigkeitspeaks ist ein kontinuierlicher Abfall der Steifigkeit der Verbindung zu beobachten (siehe Abbildung 4.2). Es ist wahrscheinlich, dass elastische und plastische Verformungen der einzelnen Fügepartner Ursache für den Steifigkeitsabfall sind. Treten mikroskopische und makroskopische Schäden auf, sind Schwankungen in der Systemsteifigkeit zu beobachten. Die folgenden Kapitel beschreiben den Versagensprozess im Detail.

4.1.2 Systemverhalten der SLS-Probekörper mit CF-PEEK-Bolzen

Die Bolzen haben einen entscheidenden Einfluss auf die Steifigkeit der Verbindung. Um mehr über das Verhalten der CF-PEEK-Bolzen in der quasi-statischen Belastung zu verstehen, werden die Winkeländerungen der Bolzen und Probenhälften, der Verlauf der Bolzendehnung und der Klemmkraftverlauf der Bolzen gemessen.

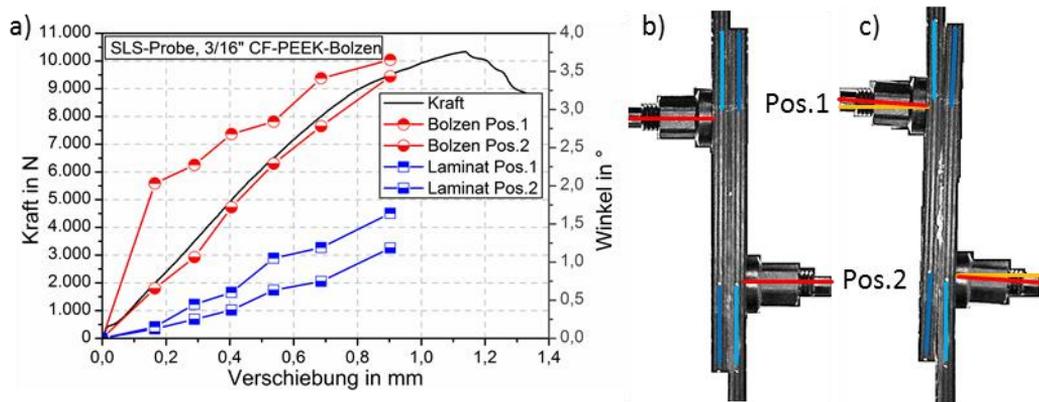


Abbildung 4.3:a) Kraft-Verschiebungs-Diagramm eines SLS-Probekörpers mit 3/16 CF-PEEK Bolzen mit der Winkeländerung der Bolzen und der Probenhälften, b) Abbildung des SLS-Probekörpers mit Messmarken im Ausgangszustand, c) Zustand kurz vor dem Versagen während der Belastung

Die über einen repräsentativen, quasi-statischen Zugversuch eines SLS-Probekörpers mit 3/16" CF-PEEK Bolzen, gemessenen Winkeländerungen der Bolzen und der Probenhälften sind in Abbildung 4.3 dargestellt. Mit zunehmender Kraft auf die Verbindung ist ein kontinuierliches Kippen der Bolzen (Primärbiegung) und eine Biegung bzw. Schrägstellung der Lamine (Sekundärbiegung) zu beobachten (siehe

Abbildung 4.3 a). Der Ausgangszustand des SLS-Probekörpers vor dem Versuch ist in Abbildung 4.3 b) und der Zustand kurz vor dem Versagen in Abbildung 4.3 c) dargestellt.

Die Effekte der Primär- und Sekundärbiegung sind im Ansatz gut zu erkennen. Aufgrund der diskreten Winkelmessung zu bestimmten Zeitpunkten ist jedoch keine exakte Zuordnung zu den einzelnen Belastungsphasen der Verbindung möglich. SLS-Probekörper mit $\frac{1}{4}$ " CF-PEEK Bolzen weisen ein ähnliches Systemverhalten auf, lediglich die gemessenen Winkel sind aufgrund der höheren Kräfte bei der maximalen Bruchlast um etwa 1° größer.

In dem repräsentativen Kraft-Verschiebungs-Diagramm in Abbildung 4.4 ist zusätzlich zum Steifigkeitsverhalten der SLS-Probe mit $\frac{3}{16}$ " CF-PEEK-Bolzen die Dehnung eines Bolzens über die Verschiebung aufgetragen (vgl. Abbildung 3.9).

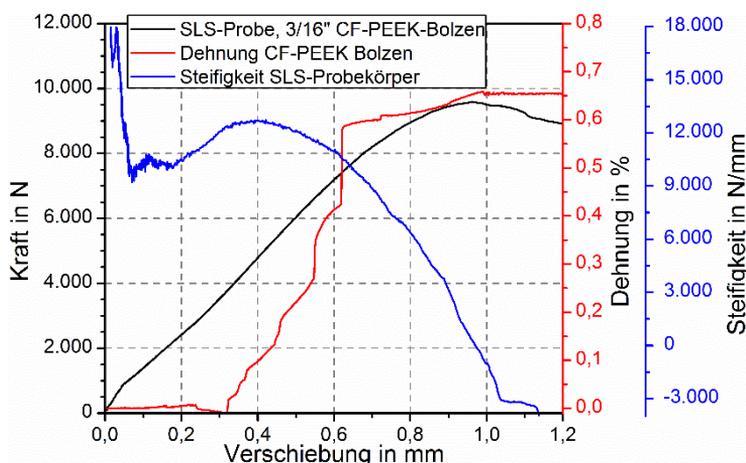


Abbildung 4.4: Kraft-Verschiebungs-Diagramm einer SLS-Probe mit $\frac{3}{16}$ " CF-PEEK-Bolzen, zusätzlich ist die Steifigkeit der Probe sowie die Dehnung eines CF-PEEK Bolzens über der Verschiebung aufgetragen

Die Dehnung des Bolzens beschreibt nur die Deformation während der Belastung, die Längung des Bolzens durch die Montage (Vordehnung) ist in dieser Darstellung nicht mit berücksichtigt. In der Kraftschlussphase und in der Gleitphase, die durch die Steifigkeits-Kurve des SLS-Probekörpers sehr gut zu identifizieren sind, tritt keine Dehnung des Bolzens auf.

Mit zunehmender Belastung tritt bei einer Verschiebung ab etwa 0,3 mm eine kontinuierliche Längenänderung des CF-PEEK Bolzens auf. Korreliert man die

auftretende Dehnung des Bolzens mit der Kraft- und Steifigkeitskurve der SLS-Probe, so fällt auf, dass die Dehnung des Bolzens mit abfallender Steifigkeit zunimmt. Auf Basis der Theorie von Egan et al. [33] und Smith et al. [33, 67] ist davon auszugehen, dass zum Zeitpunkt der größten Steifigkeit ein Übergang von der Halbkontakt in die Vollkontaktphase stattfindet. Zwei Effekte führen zu der Bolzendehnung. Zum einen führt die relative Verschiebung der Lamine zueinander zu einer Bewegung des Senkkopfbolzens in der Bohrung, was eine Längenänderung des Bolzens bewirkt. Ist der gesamte Bolzen in Kontakt mit der Bohrungswand, tritt die größte Steifigkeit auf. Zum anderen nimmt die sekundäre Biegung der SLS-Probe zu, was aufgrund der Zwangskräfte zu einer Zugkraft auf den Bolzen führt und dies die Längung des Bolzens zur Folge hat. Der sprunghafte Anstieg der Bolzendehnung ist durch ein beginnendes Abscheren des Senkkopfs zu erklären. Dies führt auch zu einer starken Abnahme der Verbindungssteifigkeit. Nach Erreichen der Maximallast der Verbindung ist keine Längenänderung des Bolzens zu beobachten. Laminat und Bolzen werden durch eine weitere Verschiebung lediglich weiter geschädigt.

Neben der Dehnung der CF-PEEK Bolzen, gibt auch die anliegende Klemmkraft der CF-PEEK Bolzen Aufschluss über das Systemverhalten der Verbindung. In Abbildung 4.5 sind die Kraft-Verschiebungsdiagramme für zwei getestete SLS-Probekörper mit $\frac{1}{4}$ “ CF-PEEK Bolzen mit den jeweiligen Steifigkeitsverläufen der Verbindung dargestellt.

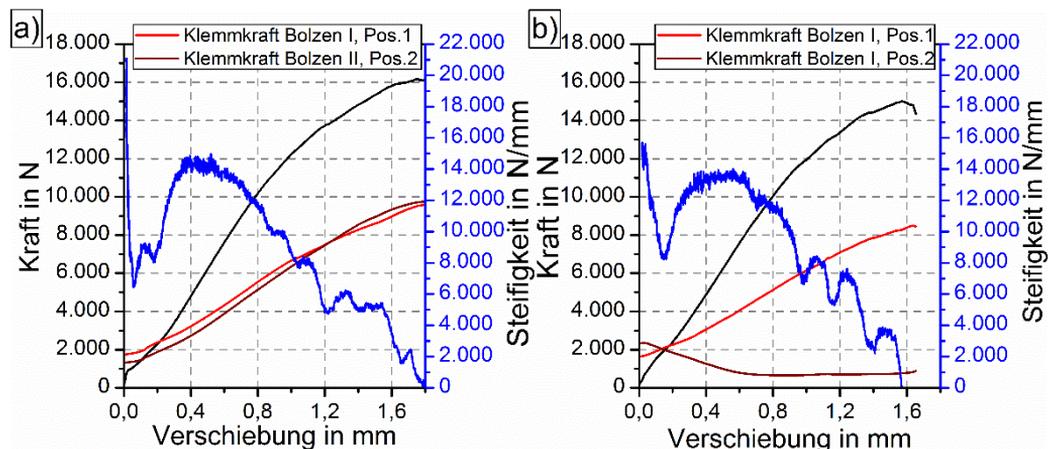


Abbildung 4.5: Kraft-Verschiebungs-Diagramme sowie der Steifigkeitsverläufe für zwei SLS-Probekörper mit $\frac{1}{4}$ “ CF-PEEK-Bolzen, a) Messung der Klemmkraft an Pos.1 für beiden Bolzen der Verbindung; b) Messung der Klemmkraft an Pos.1 und Pos.2 an einem Bolzen der Verbindung

Zusätzlich ist in Abbildung 4.5 a) die Entwicklung der Klemmkraft an der Pos. 1 für beide Bolzen des SLS-Probekörpers im quasi-statischen Zugversuch abgebildet. In Abbildung 4.5 b) ist für einen Bolzen des SLS-Probekörpers die maximale (Pos.1) und minimale (Pos.2) Klemmkraftentwicklung über die Verschiebung aufgetragen. Die Klemmkräfte werden mit den in Kap. 3.4.3 (siehe Abbildung 3.11) beschriebenen modifizierten Unterlegscheiben gemessen. Die mit der Montage in den Verbindungselementen aufgebrachtten Vorspannkkräfte sind deutlich zu erkennen. Die Abweichung der Klemmkraft in Abbildung 4.5b) an einem Bolzen der Verbindung ist mit einer exzentrischen Montage sowie Formtoleranzen der Unterlegscheibe zu erklären. Zu Beginn der Belastung ist in der Kraftschluss-, Gleit- und Halbkontaktphase für alle Messpositionen eine leichte Änderung der Klemmkraft zu messen. Mit Erreichen der Vollkontaktphase und kurz vor Erreichen des Steifigkeitspeaks, steigt der gemessene Betrag der Klemmkraft bei beiden Prüfkombinationen signifikant an. Die Positionen der Klemmkraftmessungen zeigen deutlich den Einfluss der Primär- und Sekundärbiegung der Verbindung. In der Kraftschlussphase bis zur Halbkontaktphase sind die durch die Belastung hervorgerufene Biegung der Bolzen sowie die Schrägstellung der Lamine auf Grund der Sekundärbiegung der Probe noch nicht so ausgeprägt. Erst in der Vollkontaktphase ist keine toleranzbedingte Bewegung des SLS-Probekörpers mehr möglich und führt somit zu größeren Zwangskräften, hervorgerufen durch die Sekundärbiegung (siehe Abbildung 4.5 a). Die Primärbiegung wird mit dem einseitigen Anstieg der Belastung am Bolzen in Abbildung 4.5 b) belegt.

4.2 Versagensanalyse der SLS-Probekörper mittels AE-Analyse

4.2.1 SLS-Probekörper mit Ti-Bolzen

Für die detaillierte Beschreibung des Versagensprozesses der SLS-Probekörper mit 3/16“ Ti-Bolzen, wird die AE-Analyse verwendet. Die AE-Messdaten der Gipfelfrequenz, die akkumulierte Energie und die akkumulierte Anzahl der Hits sind in Abbildung 4.6 über eine Kraft-Verschiebungs-Kurve der Probe gelegt. Der hier exemplarisch abgebildete Versuch zeigt einen repräsentativen Verlauf für die untersuchte Probenkonfiguration. Die aufgezeichneten Hits besitzen zudem geringe Gipfelfrequenzen und geringe Energie. Die detektierten Frequenzbereiche von 80 kHz

bis 200 kHz und 230 kHz bis 300 kHz stehen laut Literatur [110] für Matrixversagen und Faser-Matrix Ablösungen. Beide Schadensarten sind in einer Röntgenuntersuchung anhand von unterbrochenen Zugversuchen nicht nachweisbar.

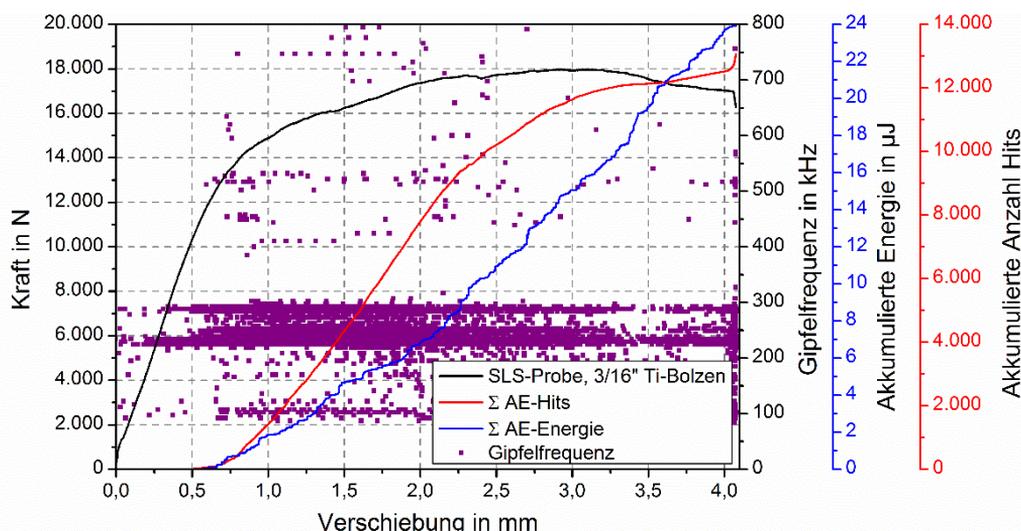


Abbildung 4.6: Kraft-Verschiebungs-Diagramm eines SLS-Probekörpers mit 3/16“ Ti-Bolzen mit der Gipffrequenz der akkumulierte Energie und die akkumulierten Anzahl der Hits

Ursache für die Schallereignisse bis zu einer Verschiebung von 0,5 mm kann die Bewegung der einzelnen Verbindungskomponenten relativ zueinander sein. Ebenfalls können elastische Deformationen aus den Laminaten Ursache der Geräuschentwicklung sein. Eine weitere Quelle der AE-Ereignisse kann die Deformation von Fasern und Matrix sein, die aus dem Bohrgrund ragen. Mit zunehmender Last treten bei einer Verschiebung von 0,5 mm Hits mit höheren Frequenzen von 400 bis 800 kHz auf.

Der Beginn des Lochleibungsversagens ist anhand der mit über 30 Hits maximal gemessenen Energie gut zu bestimmen (siehe Abbildung 4.7). Mit Auftreten von Hits mit Energien größer als $1 \times 10^5 \mu\text{J}$ nimmt die Steifigkeit der Verbindung kontinuierlich ab, welches auf eine zunehmende Schädigung des Laminates deutet. Die AE-Messung an den SLS-Probekörper mit den 3/16“ Ti-Bolzen ermöglichen charakteristische AE-Signale zu bestimmen, die bei Schädigung der Laminaten auftreten.

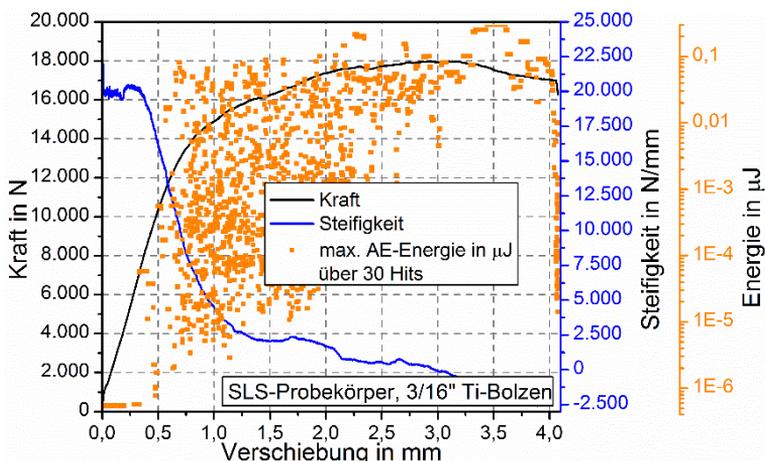


Abbildung 4.7: Kraft-Verschiebungs-Diagramm eines SLS-Probekörpers mit 3/16“ Ti-Bolzen mit dem Steifigkeitsverlauf und maximal Energie gemessen über 30 Hits

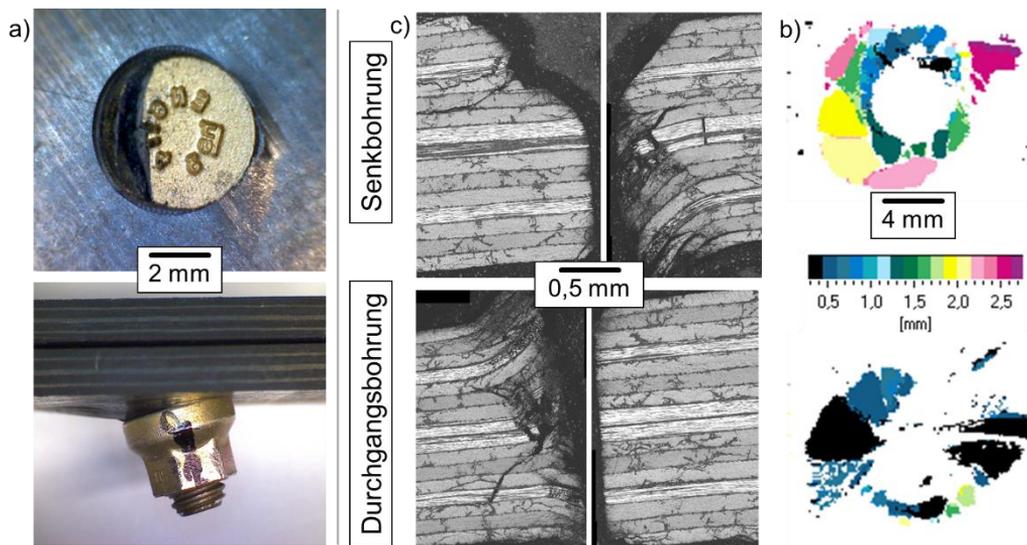


Abbildung 4.8: a) Zustand einer SLS-Probe mit 3/16“ Ti-Bolzen nach Erreichen der maximalen Bruchkraft, b) Schlifffbilder längs zur Belastungsrichtung einer Senk- und Durchgangsbohrung, c) Ultraschallbild eines C-Scans mit der Information über die Fehlertiefe des Lochleibungsschadens für die Senk- und Durchgangsbohrung

Die Art der Schäden, die bei der quasi-statischen Belastung der SLS-Probekörper mit 3/16“ Ti-Bolzen auftreten, sind in Abbildung 4.8 dargestellt. Für alle Versuche ist bis zur maximalen Bruchkraft der Verbindung kein Versagen des Bolzens festzustellen. Die Schrägstellung der Ti-Bolzen, die aufgrund der Verschiebung der Probehälften auftritt,

führt zu einem Durchziehen des Bolzenkopfes durch das Laminat (siehe Abbildung 4.8 a) und einem Lochleibungsversagen der Laminat (siehe Abbildung 4.8 b und c).

Durch die Verschiebung der Probekörperhälften erfolgt eine Schrägstellung des Ti-Bolzens. Dies ist Ursache für das Lochleibungsversagen. Der Druck des Bolzenschaftes auf die Kante führt zu einer starken Druckbelastung der Bohrungskanten. Die Druckbelastung führt zu einem Ausknicken der einzelnen Laminatlagen und hat Zwischenfaserbrüche, Faserbrüche und Delaminationen zu Folge. Die Schlifffbilder in Abbildung 4.8 b) zeigen dies ganz deutlich. Die Größe der so entstandenen Delaminationsflächen sind mit den C-Scans der Ultraschalluntersuchung in Abbildung 4.8 b) gut zu erkennen.

4.2.2 Versagensanalyse der Verbindung mit 1/4“ CF-PEEK Bolzen

Die AE-Messungen bei der quasi-statischen Belastung der SLS-Probekörper mit 1/4“ CF-PEEK Bolzen ermöglichen es, den Versagensprozess detailliert zu beschreiben. In Abbildung 4.9 sind über das Kraft-Verschiebungsdiagramm eines repräsentativen SLS-Versuches die akkumulierte Anzahl der AE-Hits mit der zu jedem Hit gemessenen Gipffrequenz sowie die akkumulierte Energie aller Schallereignisse aufgetragen.

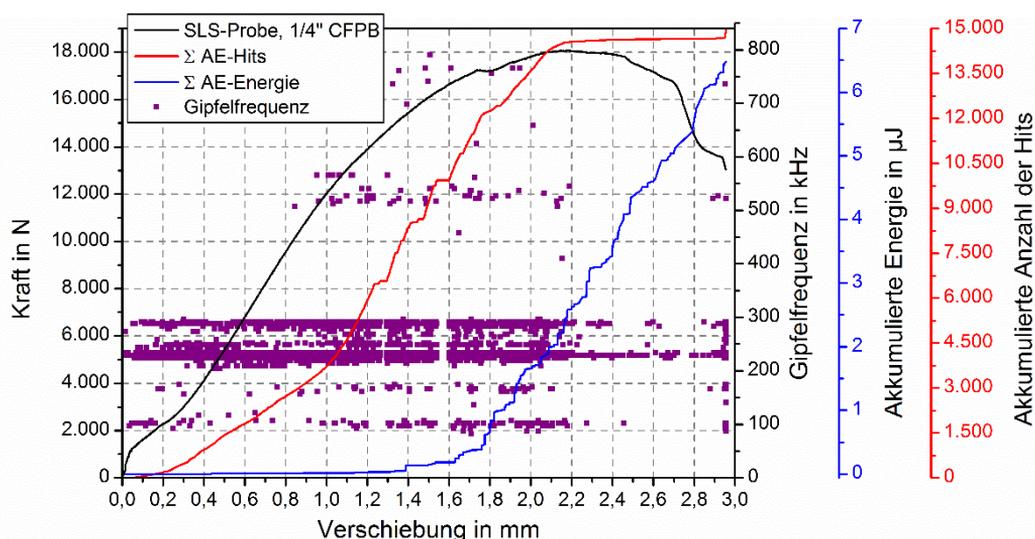


Abbildung 4.9: Kraft-Verschiebungs-Diagramm eines SLS-Probekörpers mit 1/4“ CF-PEEK Bolzen (CFPB) mit der Gipffrequenz der akkumulierten Energie und die akkumulierten Anzahl der Hits

Wie bereits bei den zuvor beschriebenen Verbindungskonfigurationen mit 3/16“ Bolzen ist in den ersten drei Phasen der Belastung, Kraftschlussphase bis Formschluss- bzw. Vollkontaktphase, nur eine geringe Anzahl von AE-Ereignissen detektierbar.

Für die 1/4“ CF-PEEK Bolzen liegen die Hits bis zu einer Verschiebung von 0,8 mm in den Frequenzbändern von 80 – 200 kHz und 230 – 300 kHz. Das ist charakteristisch für Matrixversagen und Faser-Matrix Ablösungen. Außerdem ist anzunehmen, dass Setzeffekte sowie Spannungumlagerungen in den Laminaten die AE-Ereignisse erzeugen.

Ab dem Zeitpunkt einer Verschiebung von 1,0 mm werden Hits mit höheren Gipffrequenzen von 400 -800 kHz gemessen, die für Faserbrüche stehen. Die freiwerdende Energie der AE-Signale ist zu diesem Zeitpunkt aber noch sehr gering, erst ab einer Verschiebung von 1,4 mm nimmt die akkumulierte Energie über alle Hits zu und lässt auf eine Schädigung in der Verbindung schließen. Nach Erreichen der maximalen Bruchkraft ist zwar eine Zunahme der akkumulierten Energie klar zu erkennen, aber die Anzahl der Hits steigt nicht weiter an. Dies ist auf die kontinuierliche Schädigung und somit ein andauerndes Schallsignal zurückzuführen.

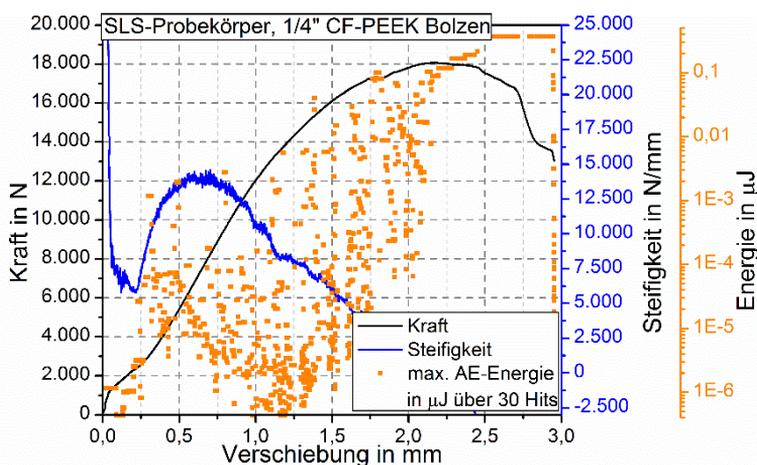


Abbildung 4.10: Kraft-Verschiebungs-Diagramm eines SLS-Probekörpers mit 1/4“ Ti-Bolzen mit dem Steifigkeitsverlauf und maximal Energie gemessen über 30 Hits

Setzt man die maximale Energie eines Hits, gemessen über 30 Hits eines SLS-Versuchs, in Relation zur Steifigkeit der Verbindung (siehe Abbildung 4.10), so ist zu erkennen, dass in der Formschluss- und Gleitphase nur sehr geringe Energien in Form von

akustischen Signalen freigesetzt werden. Mit Beginn der Formschlussphase (Halb- und Vollkontakt) ab 0,25 mm treten Hits mit Energien von 10^{-5} bis 10^{-3} μJ auf. Die höheren Energien können damit begründet werden, dass der Bolzen in der Halbkontaktphase eine Dehnung aufgrund der Verschiebung in der Senkbohrung erfährt. Die so erzeugte Bolzenlängung führt zu Spannungsumlagerungen, die wiederum AE-Signale zu Folge hat. Schäden treten dann eher in der Faser-Matrix Grenzschicht auf, was die höheren gemessenen Energien erklärt. Mit Erreichen des Steifigkeitspeaks nimmt die Konzentration an Hits mit Energie zwischen 10^{-5} bis 10^{-3} μJ allerdings wieder ab.

Nach McCarthy [71] gibt eine Änderung der Steifigkeit Hinweise auf Schäden in der Verbindung. Die kumulierte Energie aus Abbildung 4.9 und eine Untersuchung der Verbindung mit Schlißbildern zeigt, dass keine signifikanten Schäden wie Zwischenfaserbrüche bzw. Faser-Matrix Ablösungen in den Laminaten oder CF-PEEK-Bolzen zu finden sind. Es ist anzunehmen, dass der Steifigkeitsabfall durch eine elastische und evtl. plastische Verformung der CF-PEEK Bolzen verursacht wird. Die Verformungen finden dabei quer zur Faserrichtung der Bolzen statt, welches eher zu einem Versagen in der Matrix führt und somit auch die geringen Energien erklären würde.

Erst mit Anstieg der akkumulierten Energie (exemplarisch an einem SLS-Versuch mit 1/4“ CF-PEEK Bolzen in Abbildung 4.11 gezeigt) sind erste Schäden in den Komponenten der Verbindung nachweisbar. Ab einer Belastung von etwa 85% treten erste Zwischenfaserbrüche (ZfB) im Übergang vom Senkkopf in den Schaft des Bolzens sowie in den höher belasteten ersten Gewindegängen auf (siehe Abbildung 4.11 a).

Die Schäden treten in Bereichen des Bolzens auf, die aufgrund der Primär- und Sekundärbiegung stark belastet werden. Eine Schädigung der Laminare ist bei diesen Belastung noch nicht zu erkennen.

Mit zunehmender Belastung bilden sich die ZfB in den Regionen großer Belastung in dem CF-PEEK Bolzen weiter aus. Bei 90 % der Maximalkraft ist in Abbildung 4.11 b) zu erkennen, dass sich mehrere ZfB ausgebildet haben. Über die Versuchsreihen ist weiterhin zu beobachten, dass die Orientierung der Fasern entscheidenden Einfluss auf die Position der ersten ZfB hat. Unregelmäßigkeiten in der Faserorientierung begünstigen die Ausbildung von Schäden. Bei 90 % der maximalen Kraft, ist zudem

noch Lochleibungsversagen an den Stoßkanten der Laminare in Form von Faserversagen und kleinen Delaminationen zu erkennen.

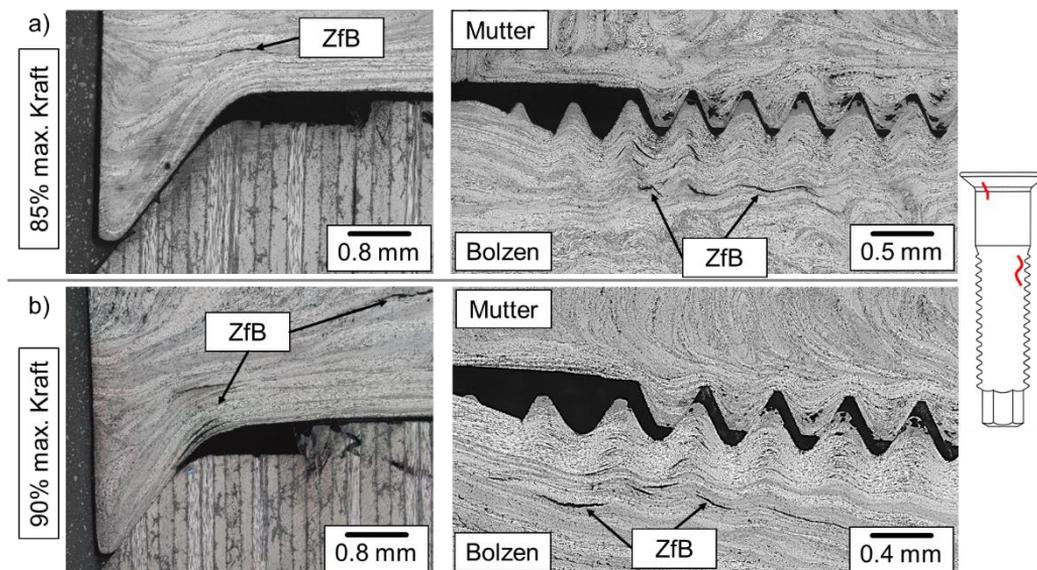


Abbildung 4.11: Schliffbilder der Versagensmechanismen für SLS-Probekörper mit $\frac{1}{4}$ “ CF-PEEK Bolzen: a) bei 85% der maximal Kraft sind Zwischenfaserbrüche (ZfB) im Schaft und Gewinde des Bolzens zu beobachten; b) bei 90% der maximal Kraft ist eine Wachsen der ZfB im Schaft und in den Gewindeböden des Bolzens zu beobachten

Das finale Versagen der Verbindung erfolgt durch Versagen des CF-PEEK Bolzens dargestellt im Schliffbild in Abbildung 4.12 a). Durch die Drucklast der Bolzen auf die Bohrungswand der Laminare tritt Lochleibungsversagen an den Kontaktflächen beider Probenhälften auf und setzt sich aus Delaminationen, Faserbrüchen und Ausbrüchen von Laminatlagen zusammen (siehe Abbildung 4.12 b). Trotz der starken Druckbelastung, die zu einer starken Schädigung des Laminates führt, sind im $\frac{1}{4}$ “ CF-PEEK Bolzen selbst keine Schäden zu finden. Auf der Gegenseite wird aufgrund der Sekundärabiegung der Verbindung der Bolzenkopf auf Zug belastet. Dies führt zu einer konkaven Wölbung des Bolzenkopfes (siehe Abbildung 4.12 c). Durch die Verschiebung der Laminare erfolgt die Primärabiegung des Bolzens.

Durch die Kombination aus primär und Sekundärabiegung des Bolzens treten Belastungen quer zur Hauptfaserrichtung des Bolzens auf. Diese Spannungskonzentrationen im Übergang von Bolzenkopf zum Schaft führen zu ZfB in

Kombination mit Matrixversagen (siehe Abbildung 4.12 c). Die starke Durchbiegung des Bolzens führt zusätzlich zu einer Spannungskonzentration in den ersten lasttragenden Gewindegängen des Bolzens. Aufgrund der großen Zugbelastungen und der Kerbwirkung des Gewindes tritt an dieser Stelle Faserversagen auf (siehe Abbildung 4.12 d). In den CF-PEEK Muttern der Verbindungen ist zu keinem Zeitpunkt des Versuches ein Schaden detektierbar.

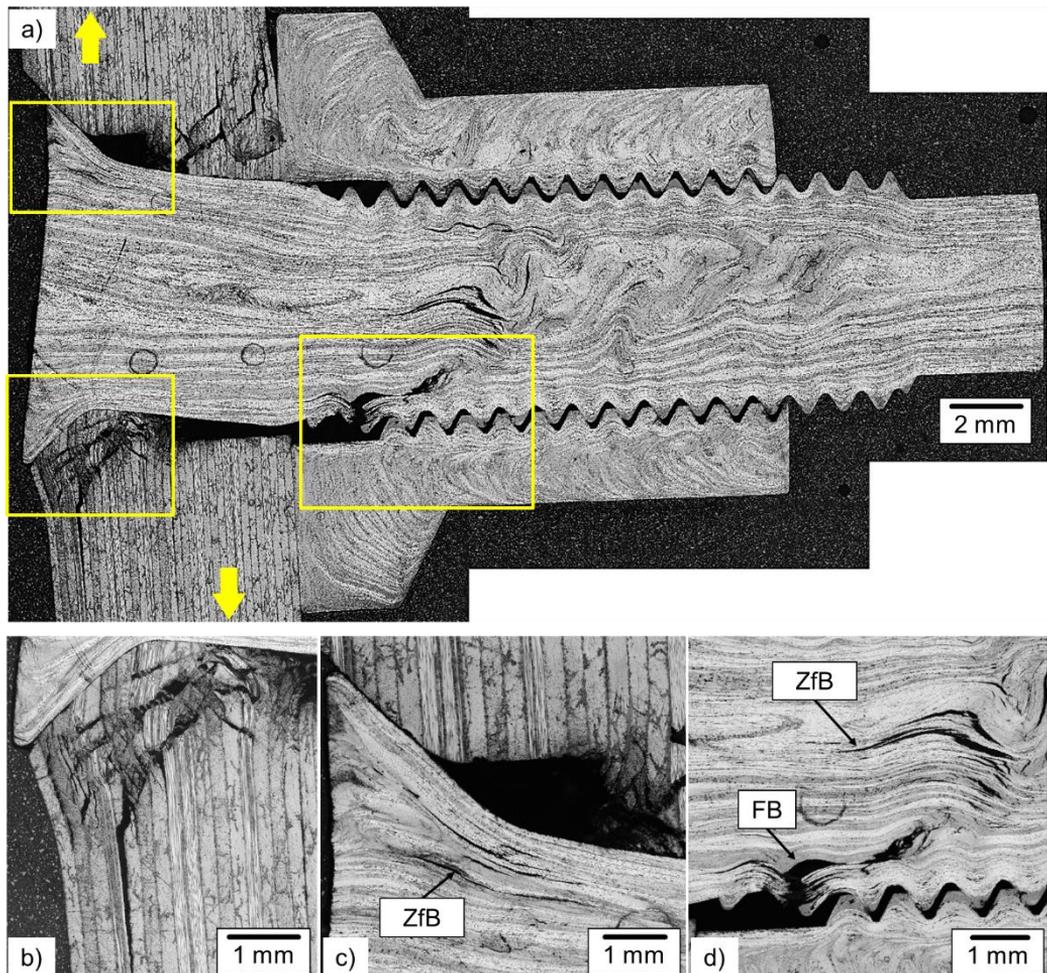


Abbildung 4.12: a) Schliffbild einer versagten Verbindung mit $\frac{1}{4}$ " CF-PEEK Bolzen, b) Lochleibungsversagen des Laminates, c) ZfB und Matrixversagen im Bolzenkopf, d) Faserbruch (FB) und ZfB im Gewinde des CF-PEEK Bolzens

4.2.3 Versagensanalyse der Verbindung mit 3/16“ CF-PEEK Bolzen

Die Ergebnisse der AE-Messungen zeigen für die Versagensanalyse der Verbindungen mit 3/16“ CF-PEEK Bolzen ein ähnliches Schädigungsverhalten, wie dieses bei den 1/4“ CF-PEEK Bolzen zu beobachten ist. In Abbildung 4.13 sind in einem Kraft-Verschiebungsdiagramm für einen repräsentativen SLS-Versuch die Gipffrequenzen, die akkumulierte Energie und die Hits aufgetragen.

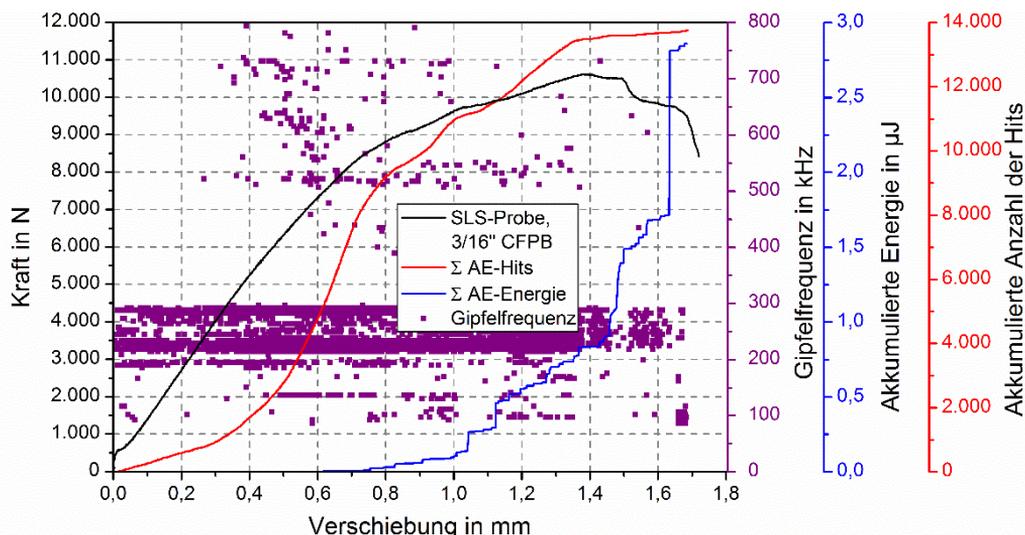


Abbildung 4.13: Kraft-Verschiebungs-Diagramm eines SLS-Probekörpers mit 3/16“ CF-PEEK Bolzen (CFPB) mit der Gipffrequenz der akkumulierte Energie und die akkumulierten Anzahl der Hits

In den ersten drei Belastungsphasen Kraftschluss, Gleiten und Formschluss treten wiederum nur Schallereignisse mit niedrigen Gipffrequenzen auf. Die für diese Frequenzspektren typischen Faser-Matrixablösungen und Zwischenfaserbrüche können in den Probekörpern weder mit Ultraschalluntersuchung, noch mit Röntgenverfahren oder über Schlifffbilder nachgewiesen werden. Die Energie der Schallereignisse nimmt erst ab einer Verschiebung von 0,8 mm signifikant zu.

Die maximale Energie aus 30 Hits, aufgetragen in einem Kraft-Verschiebungs-Diagramm zusammen mit der Steifigkeit der Verbindung (siehe Abbildung 4.14), zeigt ebenfalls deutlich, dass die Energiepeaks in den ersten drei Belastungsphasen bis zum Erreichen des Steifigkeitspeaks sehr gering ausfallen. Es ist, wie schon bei den 1/4“ CF-PEEK Bolzen, davon auszugehen, dass in der Formschlussphase die elastische und plastische Verformung der Bolzen zu einem Steifigkeitsabfall führen.

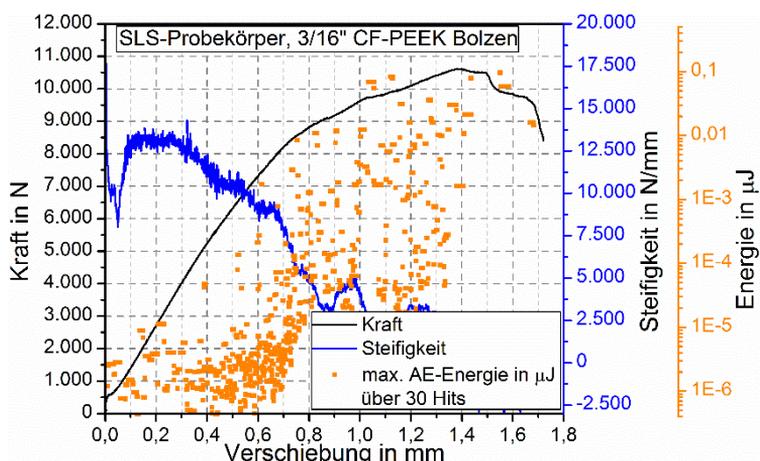


Abbildung 4.14: Kraft-Verschiebungs-Diagramm eines SLS-Probekörpers mit 3/16“ CF-PEEK-Bolzen mit dem Steifigkeitsverlauf und maximal Energie gemessen über 30 Hits

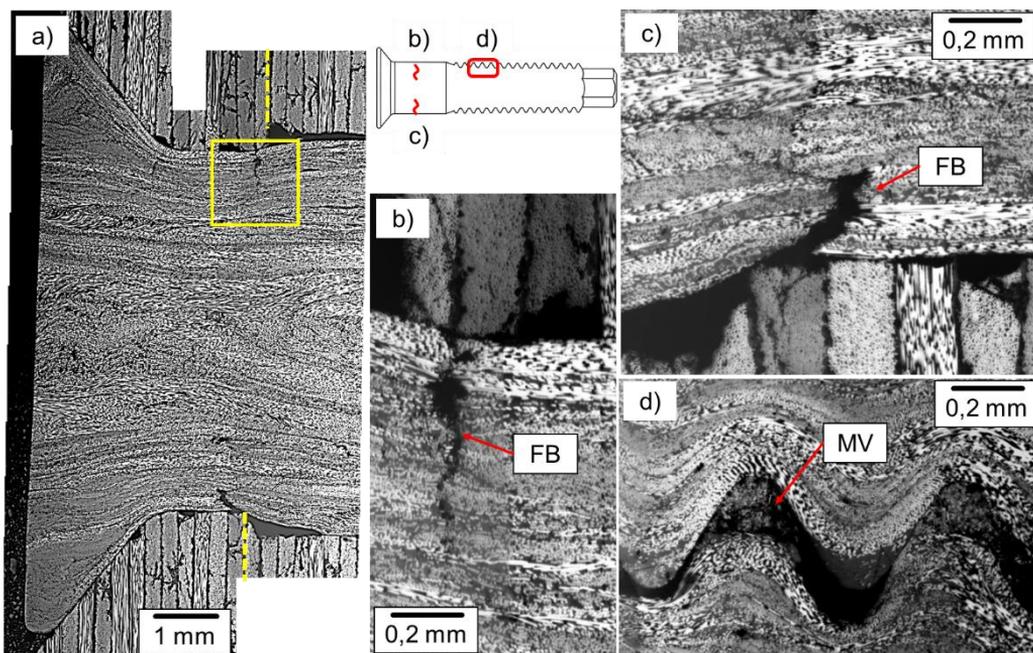


Abbildung 4.15: Darstellung der Versagensmechanismen eines 3/16“ CF-PEEK Bolzen im Laminat bei etwa 85% der Maximallast a) Ausschnitt des Bolzen inklusive Laminat, b) und c) Vergrößerungen des Bolzenbruchs im Schaftbereich, d) Matrixversagen MV im Gewindebereich des Bolzens

Die ersten Schäden, die in der Verbindung mit 3/16“ CF-PEEK nachweisbar sind, treten parallel zum Anstieg der akkumulierten Energie der Schallereignisse auf. Bei einer

Versagensanalyse bei quasi-statischer Belastung

Belastung von etwa 85% der maximalen Bruchlast treten im Schaft des 3/16“ CF-PEEK Bolzens Faserbrüche auf. Die Schädigung tritt auf beiden Seiten des Bolzens genau in Höhe der Trennebene der beiden Probekörperhälften auf (siehe Abbildung 4.15 a, b, c). Ursache für diese Schädigung sind die durch Verschiebung hervorgerufenen Schubkräfte auf den Bolzen. Die durch Sekundärbiegung der Probe und leichte Primärbiegung hervorgerufene Zugbelastung des Bolzens führt zu einem Abbruch der nur aus Matrix bestehenden Gewindespitzen in den ersten ein bis drei Gewindegängen (siehe Abbildung 4.15 d). Weitere Schäden im Senkkopf der Bolzen oder Lochleibungsschäden in den Laminaten sind zu diesem Zeitpunkt der Belastung noch nicht zu erkennen.

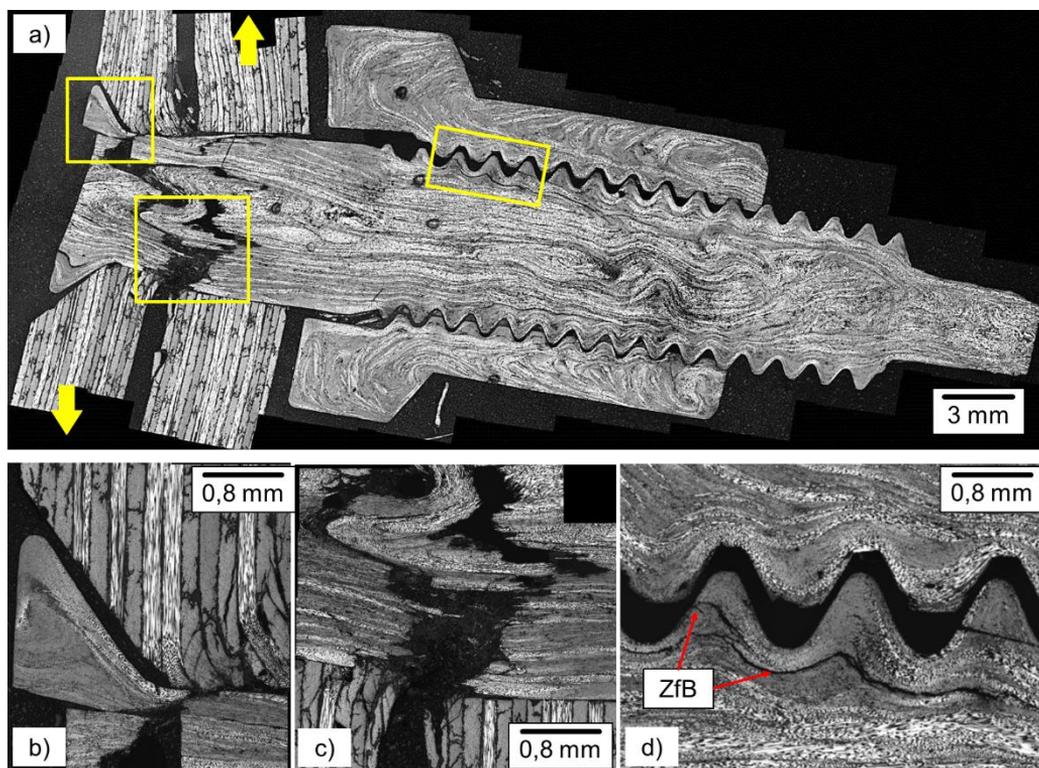


Abbildung 4.16: a) Schlichtbild einer versagten Verbindung mit 3/16“ CF-PEEK Bolzen, b) Abscheren des CF-PEEK Bolzenkopfs, c) Bruch des Bolzens, d) ZfB im Gewinde des CF-PEEK Bolzens

Mit zunehmender Belastung, kommt es zu einer Zunahme der Primärbiegung der Bolzen und Sekundärbiegung des SLS-Probekörper. Die dadurch auftretenden Zwangskräfte auf die Komponenten der Verbindung führen zu dem in Abbildung 4.16 dargestellten finalen

Versagensbild. Die Kombination aus Zug- und Druckbelastung auf den Bolzenkopf führt zum einseitigen Abscheren des Senkkopfes im Umfangsbereich des Schaftes (siehe Abbildung 4.16 b).

Im Vergleich zu 1/4“ CF-PEEK Bolzen tritt der Schaden beim 3/16“ CF-PEEK Bolzen auf der durch die Lamine auf Druckbelasteten Seite des Bolzens auf. Ursache für diesen Effekt kann sein, dass bei der Fertigung der Bolzen, bedingt durch das kleine Volumen, im Übergang von Bolzenkopf zu Schaft eine ungünstigere Faserausrichtung entsteht. Die Verschiebung bewirkt hier eine hohe Schubbelastung auf den Bolzen. Ausgehend von den in Abbildung 4.15 beschriebenen Vorschädigungen erfolgt der Schaftbruch des Bolzens an der Kontaktebene der beiden Probenhälften. In Abbildung 4.16 d) ist zu erkennen, dass die durch Primär- und Sekundärbiegung entstehenden Zugkräfte zu Matrixversagen und ZfB in den hoch belasteten ersten Gewindegängen führen. Auch bei der Verbindung mit 3/16“ CF-PEEK Bolzen ist für CF-PEEK Muttern bei keinem Versuch ein Schaden detektierbar.

4.2.4 Zuordnung der AE-Signale zu den Schadensmechanismen

Bei der AE-Messung gilt es die Schäden zu identifizieren, die die Tragfähigkeit der Verbindung negativ beeinflussen. Die akkumulierte Energie während des SLS-Versuchs ist eine einfache Methode, den Zeitpunkt des kritischen Versagens zu bestimmen. Eine genauere Zuordnung bestimmter AE-Ereignisse zu bestimmten Schadensmechanismen erfolgt anhand der Signalcharakteristika sowie der Ortungsfunktion des AE-Systems.

Für eine genaue Charakterisierung der AE-Signale, sind in Abbildung 4.17 für die drei Verbindungskonfigurationen die maximalen Energien gemessen über 30 Hits über der Gipfelfrequenz aufgetragen. Anhand der Diagramme in Abbildung 4.17 ist es möglich in den einzelnen Frequenzbändern hoch energetische Hits zu bestimmen. Die AE-Signale, die für die SLS-Probekörper mit 3/16“ Ti-Bolzen gemessen werden, sind zweifelsfrei nur auf Schäden aus dem Laminat zurückzuführen.

Die Fläche der Lochleibungsschäden der SLS-Probekörper mit 3/16“ Ti-Bolzen ist zudem ausgeprägter als bei den beiden Probenkonfigurationen mit CF-PEEK Bolzen. Das führt auch zu einer größeren Anzahl von Hits. Zusätzlich besitzen die Hits im Frequenzbereich von 400 – 800 kHz eine höhere Energie.

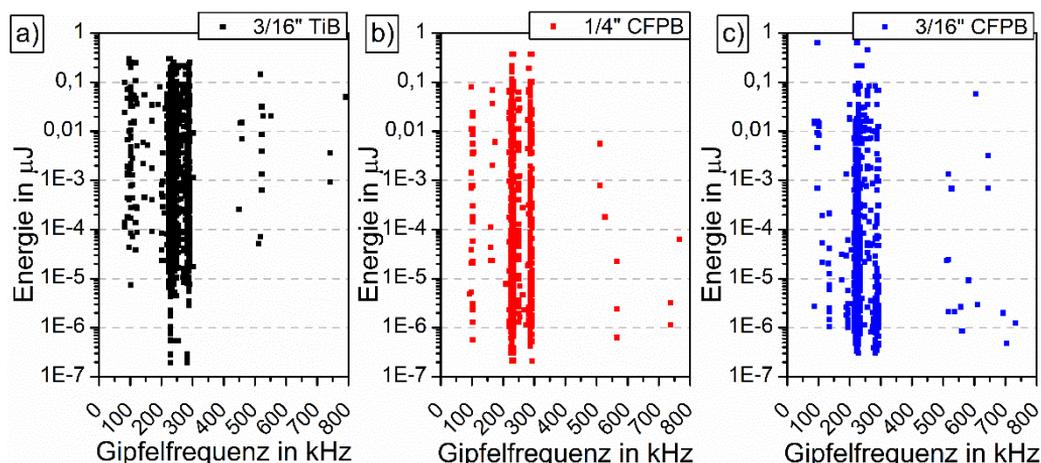


Abbildung 4.17: Maximalen Energien gemessen über 30 Hits aufgetragen über der Gipffrequenz für repräsentative SLS-Proben mit a) 3/16“ Ti-Bolzen (TiB), b) 1/4“ CF-PEEK Bolzen (CFPB) und c) 3/16“CF-PEEK Bolzen CFPB

Bei der Auswertung der AE Signalcharakteristik ist zu beachten, dass die PEEK Matrix im CF-PEEK Bolzen eine relativ hohe Zugfestigkeit verglichen mit der M21 Matrix im Laminate besitzt. Daher sollte das Matrixversagen der CF-PEEK Bolzen hohe Frequenzanteile mit hoher Energie besitzen. Für eine genaue Zuordnung der AE-Signale zu den Versagensmechanismen ist entscheidend, in welcher Belastungsphase das AE-Signal auftritt.

In Abbildung 4.18 sind die maximalen Energien gemessen über 30 Hits gemeinsam mit den jeweiligen Kraft-Verschiebungs-Diagrammen und der zugehörigen Steifigkeitsverläufe der jeweiligen SLS-Probekörper dargestellt.

Die Zuordnung der energiereichen Hits zu den einzelnen Belastungsphasen ermöglicht es zusammen mit den Ergebnissen aus den Kapiteln 4.2.1 bis 4.2.3, einzelne Signalcharakteristika der drei SLS-Probekörper miteinander zu vergleichen. Der Vergleich der Wellenform und die über die Fast Fourier Transformation (FFT) erhaltenen Energie Spektren ermöglichen typische AE-Signale für die Bolzenschädigung zu bestimmen.

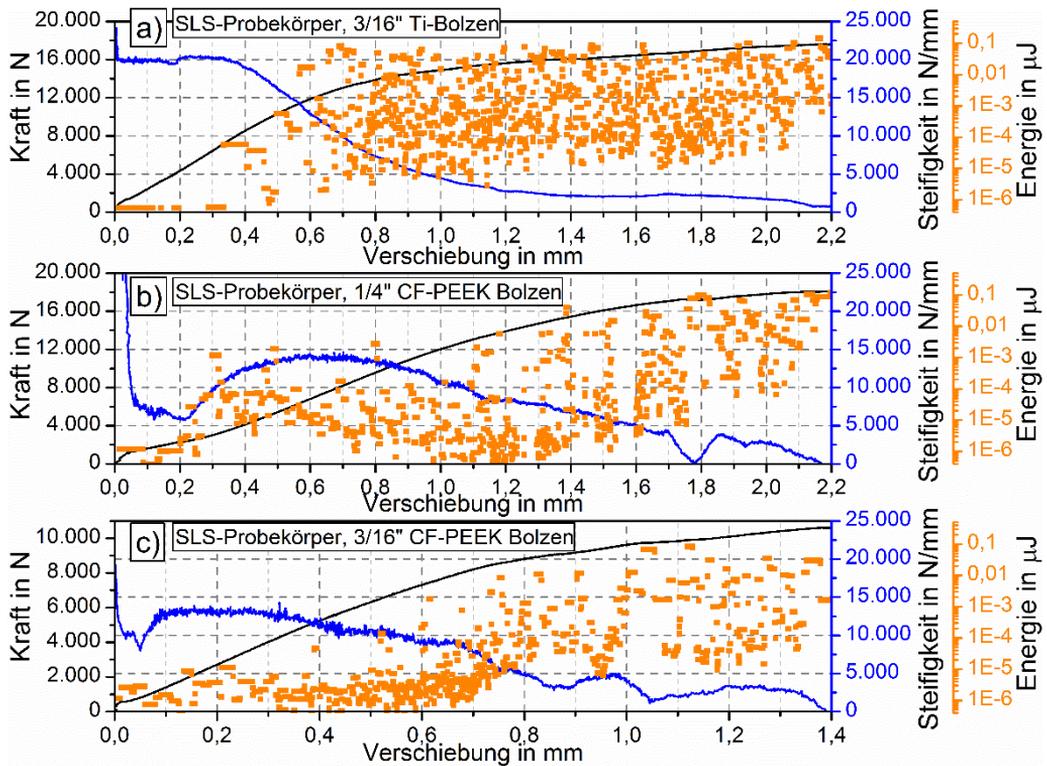


Abbildung 4.18: Vergleich der Steifigkeitsverläufe und der maximal Energie gemessen über 30 Hits für die drei SLS-Probenkonfigurationen: a) 3/16" Ti-Bolzen, b) 1/4" CF-PEEK Bolzen, c) 3/16" CF-PEEK Bolzen

In Abbildung 4.19: sind die Signalformen und die aus der FFT erhalten Energiespektren aufgetragen, die der Bolzenschädigung zugeordnet werden können. Alle hochenergetischen Signale, die nur in den SLS-Probekörpern mit CF-PEEK Bolzen detektierbar sind, entstehen im energiereichen Frequenzbereich von 500 – 800 kHz. Es zeigt sich aber, dass die Gipffrequenz alleine keine zuverlässige Information über den Schädigungsmechanismus liefert. Auch energiereiche Hits mit Gipffrequenzen zwischen 210 – 300 kHz besitzen zusätzlich einen hohen energiereichen Anteil bei 500 bis 800 kHz. Prinzipiell gilt, dass aus einem starken Anstieg der gemessenen Energie der AE-Signale auf eine signifikante Schädigung der SLS-Probe geschlossen werden kann.

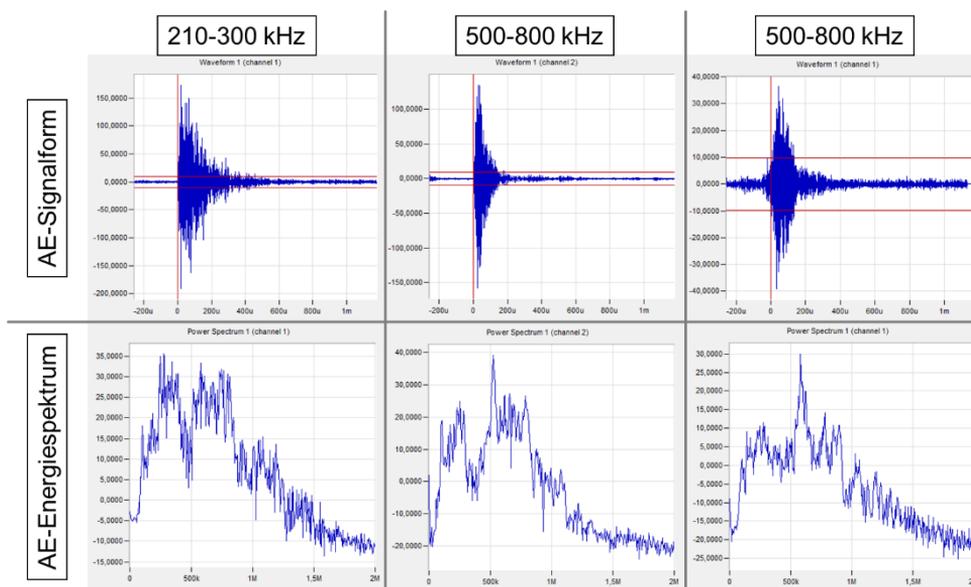


Abbildung 4.19: Charakteristischen AE-Signalformen für die Bolzenschädigung der AE-Hits in Spannung [V] über der Zeit [ms] sowie das durch die FFT erhaltenen Energiespektrum in Signalstärke [dB] über der Frequenz [kHz].

4.3 Parametereinfluss auf das Systemverhalten

Das Systemverhalten der Verbindung wird durch mehrere Parameter beeinflusst. In diesem Teilkapitel wird dargestellt, welchen Einfluss die Vorspannkraft und das Passungsspiel auf die Kraftübertragung besitzen.

4.3.1 Einfluss der Vorspannkraft auf das Systemverhalten

Nach der Montage und nach dem Setzen ist die Schraubenverbindung mit der Kraft F_{VK} vorgespannt. Die Klemmkraft an der Trennfuge der Fügepartner ist dann gleich der Vorspannkraft [6]. Ein Setzbetrag sowie daraus resultierender Verlust an Klemmkraft waren im Rahmen dieser Arbeit nicht nachweisbar. Die Vorspannkraft ist abhängig von dem bei der Montage der SLS-Probekörper aufgebrauchten Anzugsmoment. Mit dem ermittelten E-Modul der CF-PEEK Bolzen sowie der während der Montage gemessenen Bolzendehnung lässt sich mit der Formel 3.2 die Klemmkraft der Bolzen bestimmen. Anhand von Boxplots sind in Abbildung 4.20 für jeweils 20 montierte SLS-Probekörper mit 3/16“ und 1/4“ CF-PEEK Bolzen die Bolzendehnung für die aufgebrauchten Anzugsmomente sowie die mit dem E-Modul der Bolzen errechneten Vorspannkraften aufgezeigt.

Bei 3/16“ CF-PEEK Bolzen ist für die Drehmomente 1, 2,5 und 5 Nm eine kontinuierliche Zunahme der mittleren Bolzendehnung zu beobachten. Die Streuung der Dehnung ist speziell beim Anzugsmoment von 2,5 Nm besonders groß. Die 1/4“ CF-PEEK Bolzen weisen hingegen einen exponentiellen Anstieg der mittleren Bolzendehnung von 2 bis 8 Nm auf. Auch hier ist wieder eine recht große Streuung in der Bolzendehnung zu beobachten. Infolge dieser Streuung treten Klemmkraftunterschiede von bis zu 1000 N auf. Ursache können fertigungsbedingt variierende Reibkoeffizienten im Gewinde vom Bolzens und Mutter sein. Bei der Montage muss ein Teil des Drehmoments dafür aufgebracht werden, die Haftreibung zu überwinden. Besitzt eine Bolzen-Mutter Paarung einen höheren Reibkoeffizienten, so wird eine geringere Vorspannkraft auf die Probe aufgebracht.

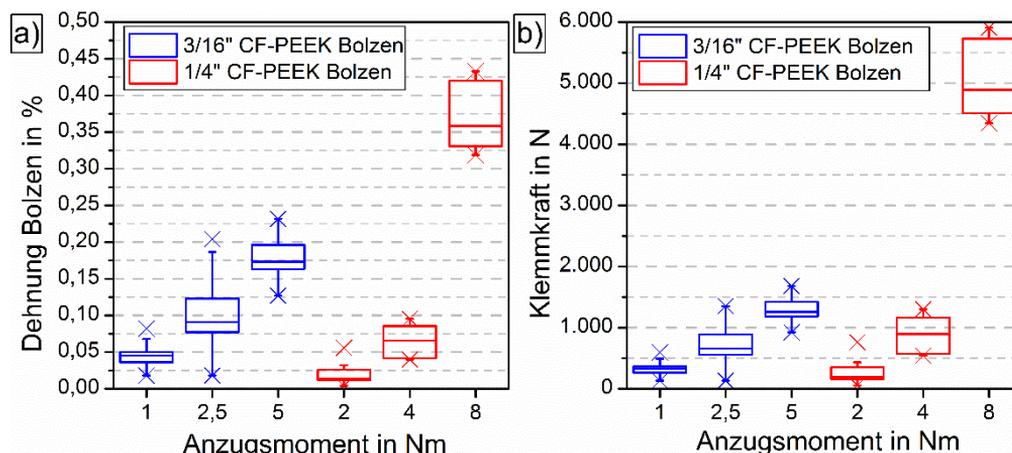


Abbildung 4.20: Boxplot a) der gemessenen Bolzendehnung und b) der errechneten Klemmkraft für 3/16“ und 1/4“ CF-PEEK Bolzen bei den jeweils aufgebracht Anzugsmomenten (je 20 Probekörper).

Die Streuung der Bolzendehnung wird auch von der Faserausrichtung in den CF-PEEK Bolzen beeinflusst. Wie bereits beschrieben, hat die Faserverteilung im Bolzenkopf einen signifikanten Einfluss auf das Versagensverhalten, kann sich also auch auf die Nachgiebigkeit des Kopfes bei der Montage auswirken.

Die exponentielle Zunahme der Dehnung bzw. der Vorspannkraft ist auch auf die Materialeigenschaften der 1/4“ CF-PEEK Bolzen zurückzuführen. Bei geringeren Anzugsmomenten ist von einem matrixdominierten Verhalten der Bolzen auszugehen, wohingegen bei höheren Anzugsmomenten der Bolzen ein Faserdominiertes Verhalten

aufweist. Der CF-PEEK Bolzen wird somit steifer und eine geringere Änderung des Anzugsmomentes führt zu einer höheren Vorspannkraft.

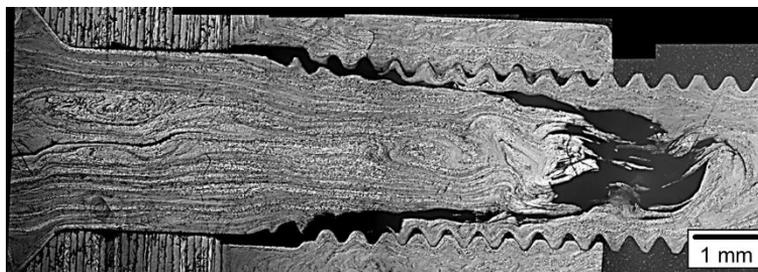


Abbildung 4.21: Schliffbild: Versagen bei Montage eines 3/16“ CF-PEEK Bolzens

Werden bei der Montage zu hohe Anzugsmomente von etwa 6 Nm bei den 3/16“ CF-PEEK Bolzen und etwa 10 Nm bei 1/4“ CF-PEEK Bolzen verwendet, so tritt Versagen aufgrund der zu hohen Zugbelastung jeweils im ersten Gewindegang des Bolzens auf (siehe Abbildung 4.21).

Der Einfluss der Vorspannkraft auf das Systemverhalten bei quasi-statischer Belastung ist mittels repräsentativer Kurven für drei Probekörper mit verschiedenen Anzugsmomenten in Abbildung 4.22 dargestellt; 4.22 a) und b) für 1/4“ CF-PEEK Bolzen und 4.22 c) und d) für 3/16“ CF-PEEK Bolzen.

Der direkte Vergleich der beiden Verbindungskonfigurationen mit 1/4“ bzw. 3/16“ CF-PEEK Bolzen in Abbildung 4.22 a) und c) zeigt, dass das Systemverhalten für beide Bolzensysteme in Bezug auf die Anzugsmomente ähnlich ist. Proben, montiert mit dem höchsten Anzugsmoment, erreichen in der Kraftschlussphase jeweils die höchste Kraft. Da ein hohes Anzugsmoment eine hohe Klemmkraft zur Folge hat, muss mehr Kraft aufgewendet werden, um die beiden Probenhälften gegeneinander zu verschieben. Entsprechend weisen Proben mit dem kleinsten Anzugsmoment die geringsten übertragbaren Kräfte in der Kraftschlussphase auf. In dieser Phase der Belastung tritt die maximale Steifigkeit auf. Nach Stocchi et al. [31] entspricht die globale Steifigkeit, aufgrund der fehlenden Relativbewegung, der Steifigkeit der Probenhälften. In der Kraftschlussphase ist mit einer Steigerung des Anzugsmomentes auch eine Zunahme der mittleren Steifigkeit zu beobachten.

Allerdings ist mit zunehmendem Anzugsmoment auch eine Zunahme der gemittelten Steifigkeit zu beobachten (siehe Abbildung 4.22 b und d). Es ist daher davon

auszugehen, dass bereits in der Kraftschlussphase die beiden Probenhälften gegeneinander verschoben werden. Je höher jedoch die Klemmkraft desto geringer fällt die Verschiebung aus und desto höher ist die Steifigkeit. In der Formschlussphase sind die Steifigkeiten für die drei Anzugsmomente wieder nahezu identisch, da hier die Lastübertragung durch den Bolzen realisiert wird.

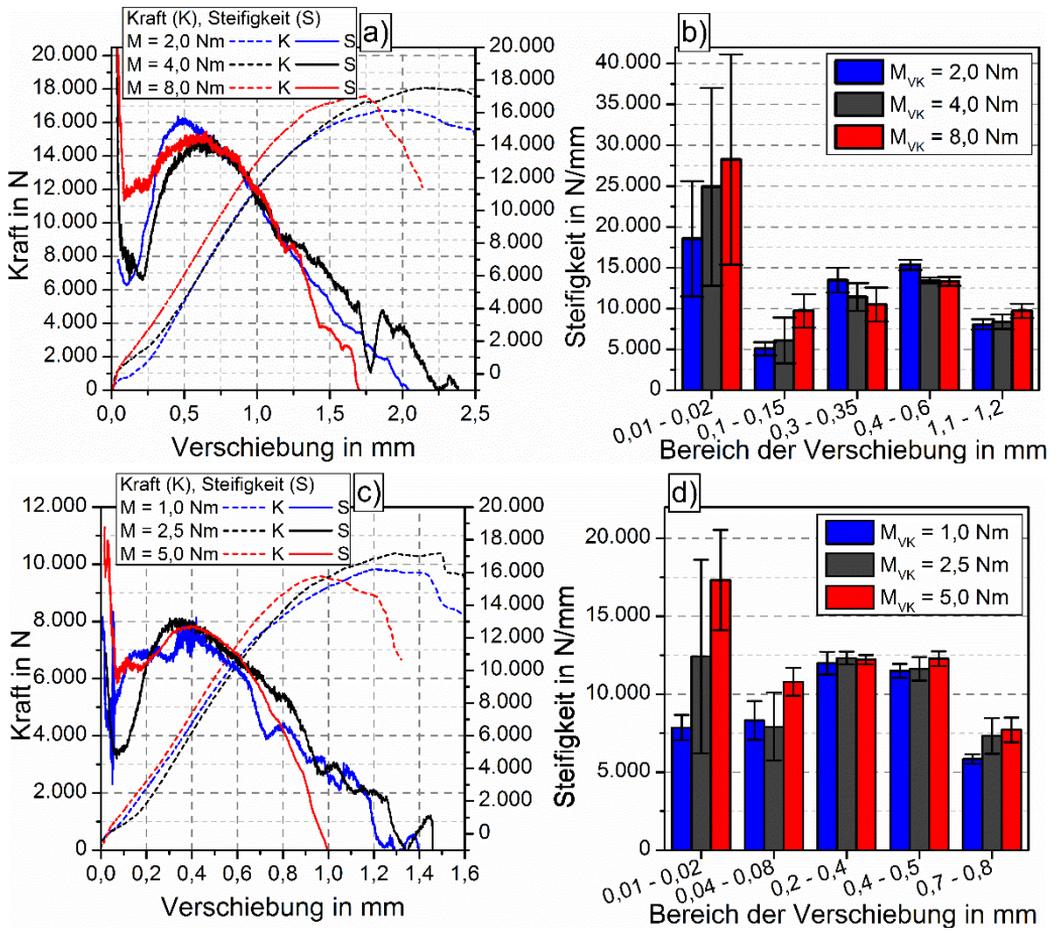


Abbildung 4.22: Steifigkeits- und Kraftkurven aufgetragen über der Verschiebung für drei SLS-Probekörper mit variierenden Anzugsmomenten: a) 1/4'' CF-PEEK Bolzen, c) 3/16'' CF-PEEK Bolzen / Mittlere Steifigkeit in den Belastungsphasen der SLS-Proben mit variierenden Anzugsmomenten: b) 1/4'' CF-PEEK Bolzen, d) 3/16'' CF-PEEK Bolzen

Die Steifigkeitsverläufe für die verschiedenen Anzugsmomente zeigen bei beiden Probenkonfigurationen in Abbildung 4.22 a) und b) deutlich, dass höhere Anzugsmomente einen direkteren Übergang in die Formschlussphase zur Folge haben. Grund hierfür kann zum einen sein, dass die Verschiebung der Probenhälften zueinander

stark verzögert wird. Zum anderen bewirkt ein höheres Anzugsmoment eine bessere Ausrichtung der Probenhälften zueinander, da sich der Bolzen durch die höheren Kräfte besser in der Senkbohrung zentriert.

Trotz des leicht unterschiedlichen Systemverhaltens der SLS- Proben mit verschiedenen Anzugsmomenten konnte jedoch bei den Versagensmechanismen der CF-PEEK Bolzen und der Laminats keine signifikanten Änderungen beobachtet werden. Alle Probenkonfigurationen erreichen in etwa die gleiche Bruchlast.

4.3.2 Einfluss der Passung auf das Systemverhalten

Um die Funktion eines Bauteils zu gewährleisten, sind funktionsbestimmende geometrischen Abmessungen entscheidend für das Systemverhalten. Da sich absolut genaue Abmessungen nicht herstellen lassen, müssen mehr oder weniger große Abweichungen zugelassen werden. Wie groß der Einfluss der Passung auf das Systemverhalten bei quasi-statischer Belastung ist, wird anhand drei SLS-Probekörperkonfigurationen mit 3/16“ CF-PEEK Bolzen bei Presspassung, Übergangspassung und Spielpassung untersucht (siehe Abbildung 4.23).

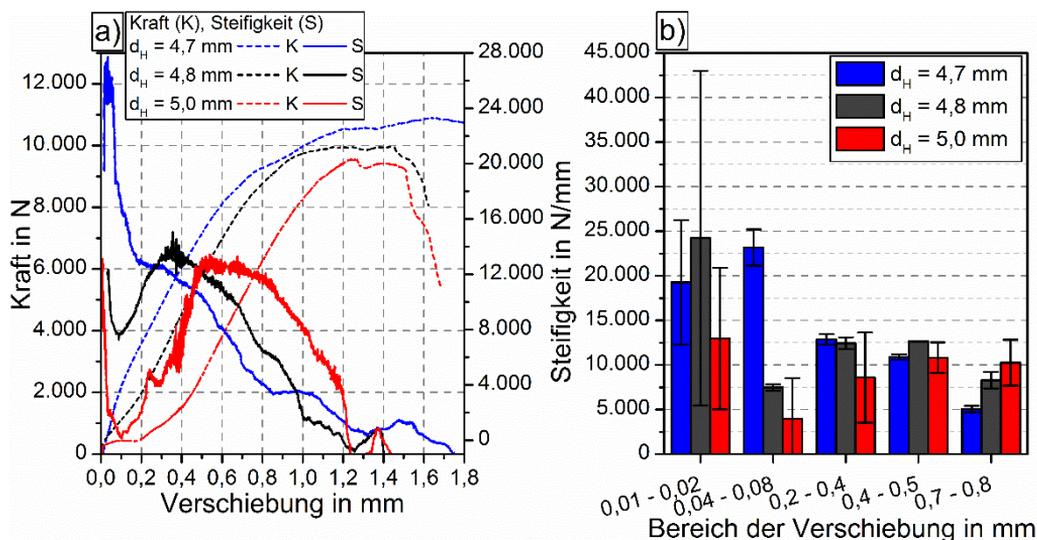


Abbildung 4.23: Repräsentative Belastungskurven der SLS-Probekörper mit 3/16“ CF-PEEK Bolzen für Presspassung ($d_H=4,7$ mm), Übergangspassung ($d_H=4,8$ mm) und Spielpassung ($d_H=5,0$ mm), a) Steifigkeits- und Kraftkurven aufgetragen über der Verschiebung b) Mittlere Steifigkeit der fünf Belastungsphasen

Der Bohrungsdurchmessern d_H der Probenhälften beträgt für die Presspassung 4,7 mm, für die Übergangspassung 4,8 mm und für die Spielpassung 5,0 mm. Der direkte Vergleich der SLS-Probekörper mit unterschiedlichen Passungen zeigt, dass mit zunehmender Bohrungsgröße die Übergänge zwischen den Belastungsphasen ausgeprägter auftreten (siehe Abbildung 4.23 a).

Aufgrund des Bolzenübermaßes in der Presspassung erfolgt der Übergang von der Kraftschlussphase direkt in die Formschlussphase. Somit sind die Steifigkeiten in den Bereichen von 0,01 – 0,02 mm und 0,04 – 0,08 mm gleich (siehe Abbildung 4.23 b). In der Formschlussphase nimmt die Steifigkeit der SLS-Probekörper mit Spielpassung merklich ab. Der Steifigkeitsverlust ist mit dem niedrigen Schubmodul der CF-PEEK Bolzen gegenüber dem Laminat zu erklären.

Bei Übergangs- und Spielpassung sind die fünf Belastungsphasen der Verbindung anhand der mittleren Steifigkeiten in Abbildung 4.23 b) eindeutig zu erkennen. Aufgrund des großen Bohrungsdurchmessers von $d_H=5,0$ mm tritt bei der Spielpassung eine Verschiebung von 0,2 mm in der Gleitphase ohne Zunahme der Kraft auf. Ist bei allen drei Passungsarten die Formschlussphase erreicht, zeigen alle drei Verbindungskonfigurationen die gleiche mittlere Steifigkeit.

Es zeigt sich weiterhin, dass die maximale Bruchkraft der Verbindungen von der Presspassung hin zur Spielpassung abnimmt. Als finales Versagen tritt immer ein Versagen der Bolzen auf. Da davon auszugehen ist, dass jeder SLS-Probekörper die gleichen Materialeigenschaften besitzt, ist die Art der Bolzenbelastung zu berücksichtigen. Einen Rückschluss auf die Belastungsart der Bolzen während der SLS-Versuche kann die Winkeländerung, gemessen nach Messmethode in Kap. 3.4.2, der Lamine sowie der Bolzen für die drei Passungen liefern (siehe Abbildung 4.24).

Das Messverfahren zur Bestimmung der Winkel ist kein kontinuierliches Messverfahren, daher ist die exakte Auflösung der Winkelpositionen von Bolzen und Laminaten für die einzelnen Belastungsphasen nicht möglich. Unter Berücksichtigung der Messungenauigkeiten von bis zu 1° je Messpunkt, sind aber Tendenzen der Primär und Sekundärbiegung der SLS-Probekörper zu erkennen.

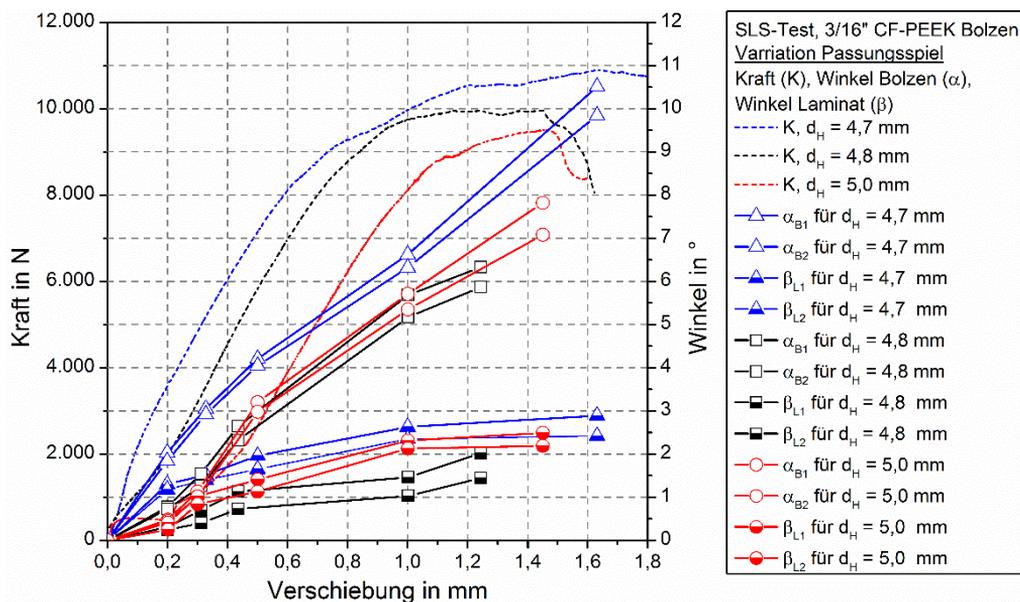


Abbildung 4.24: Repräsentative Kraft-Verschiebungsdiagramm der SLS-Probekörper mit Spiel-, Übergangs- und Presspassung mit gemessener Winkeländerung der Bolzen und Laminat

Die Ergebnisse in Abbildung 4.24 zeigen jedoch signifikante Unterschiede zwischen der Presspassung und der Übergangs- bzw. Spielpassung. Aufgrund des direkten Kontaktes zwischen CF-PEEK Bolzen und Bohrungswand tritt bei der Presspassung eine wesentlich größere Winkeländerung bei den Bolzen und Laminaten bei Verschiebungen bis 0,5 mm auf. SLS-Probekörper mit Übergangspassung und Spielpassung weisen vergleichbare Winkeländerungen über der Belastung auf. Es fällt jedoch auf, dass die Änderungen der Winkel für alle Passungskonfigurationen in der Kraftschlussphase nahezu identisch sind. Es kann daher davon ausgegangen werden, dass die Ausrichtung der Bolzen zu Beginn des Versuches entscheidend für das Systemverhalten sind.

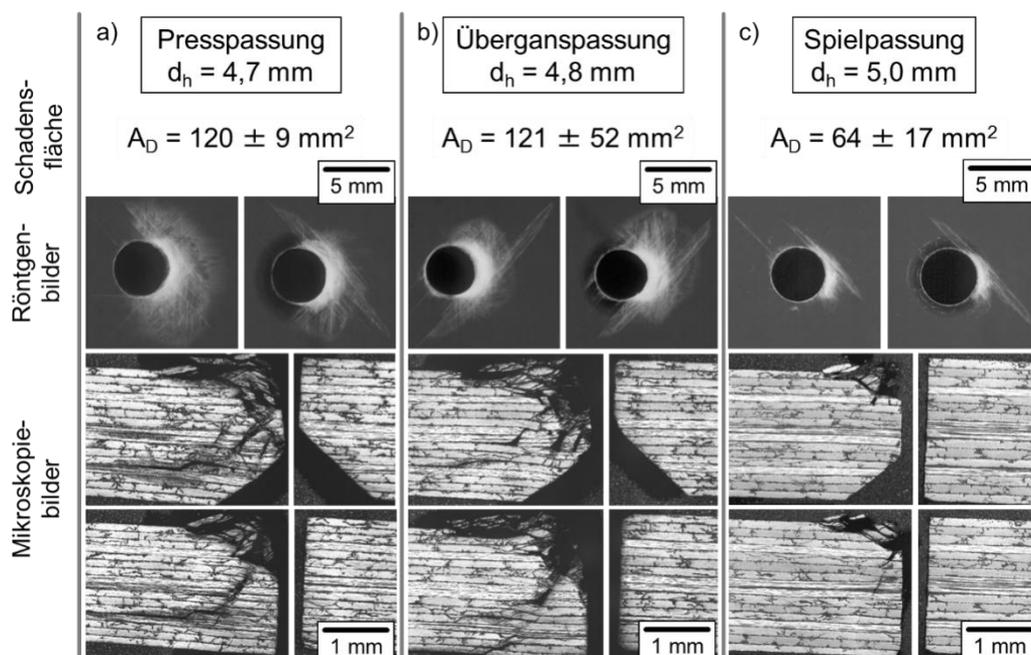


Abbildung 4.25: Darstellung der Lochleibungsschäden gesamten Schadensfläche eines SLS-Probekörpers, mit Röntgenaufnahmen und Schlibfbildern einer Probefälfte für a) Presspassung, b) Übergangspassung und c) Spielpassung

Fraktographische Untersuchungen mit Röntgenaufnahmen und Schlibfbildern geben Aufschluss über das Systemverhalten der Verbindungen mit unterschiedlichen Passungen, siehe Abbildung 4.25 und Abbildung 4.26. Im Fall einer Presspassung ist eine Verschiebung der Verbindungskomponenten zueinander nicht möglich und die Kraftübertragung in der Verbindung erfolgt gleich zu Beginn der Belastung über den Bolzen. Die größeren Winkel der Laminat in Abbildung 4.24 belegen eine größere Sekundärbiegung. Das führt gleich zu Beginn des SLS-Versuches zu einer stärkeren punktuellen Belastung der Bohrungskanten der Probenhälften. Das hat zur Folge, dass die geschädigte Fläche der Laminat mit Presspassung im Vergleich zu den beiden anderen Passungskonfiguration tendenziell größer ausfällt (siehe Abbildung 4.25 a).

Die Schädigung des Bolzens in der Presspassungsverbindung wird hauptsächlich dadurch verursacht, dass der direkte Kontakt zwischen Bohrungswand und Bolzen über den gesamten Umfang gleich zu Beginn der Verschiebung vorliegt. So führt die größere Sekundärbiegung zu einer höheren Zugbelastung des Bolzens. Dies hat Matrix- und Faserversagen im Übergang von Schaft auf Senkkopf sowie ZfB ausgehend vom ersten

lasttragenden Gewindegang zur Folge (siehe Abbildung 4.26 a). Außerdem verhindert der direkte Kontakt zwischen Bohrungswand und Bolzen ein Durchbiegen des Bolzens (Primärbiegung). Die Schubbelastung auf den Bolzenschaft ist durch Verschiebung der Probenhälften stärker ausgeprägt, was wiederum das Schubversagen im Bolzenschaft begünstigt (siehe Abbildung 4.26 a).

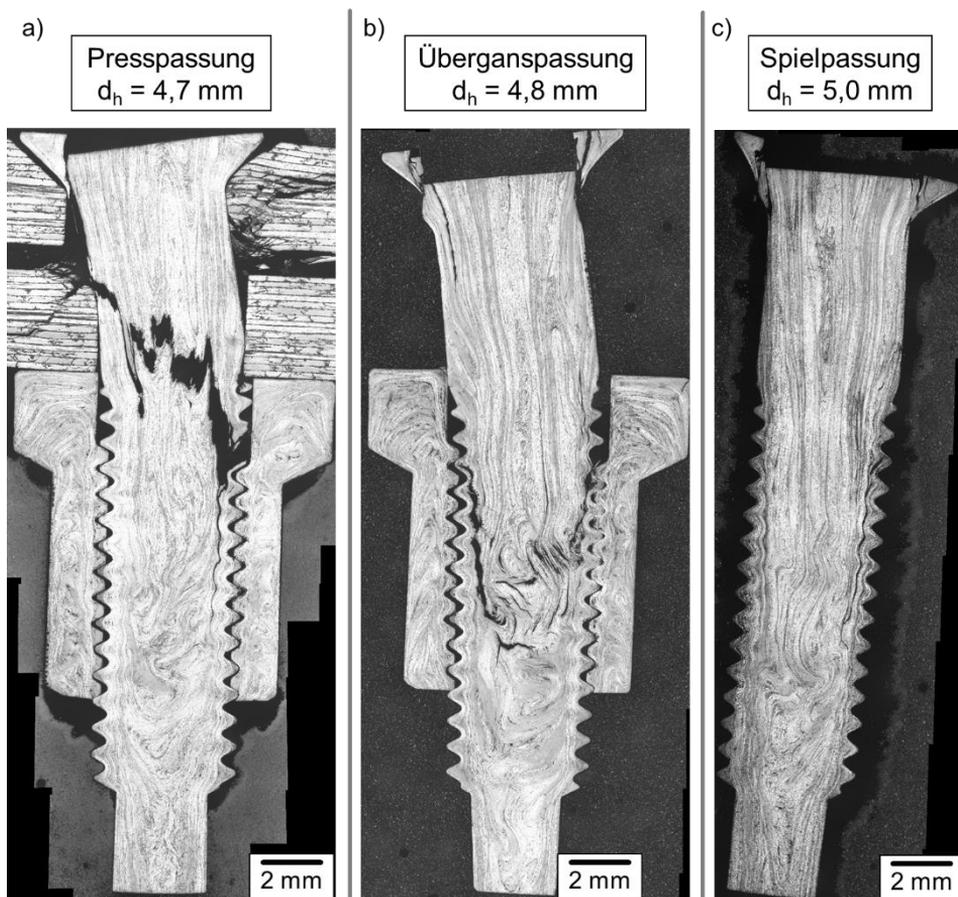


Abbildung 4.26: Schliffbilder versagter 3/16“ CF-PEEK Bolzen einer SLS-Probekörper mit: a) Presspassung, b) Übergangspassung und c) Spielpassung

Der Versagensprozess einer SLS-Verbindung mit Übergangspassung ist im Lastfall ebenfalls durch Sekundär- und Primärbiegung beeinflusst. Die durch die Sekundärbiegung hervorgerufenen Zugbelastungen führen zum Abscheren des Senkkopfes in Form von Faser- und Matrixversagen (siehe Abbildung 4.26 b). Da bei der Übergangspassung der Kontakt zwischen Bohrungswand und Bolzen nicht über den vollen Umfang des Bolzens vorliegt, kann eine Durchbiegung des Bolzens auftreten. Das

ist auch mit einem kleineren Winkel des Bolzens in Abbildung 4.24 zu belegen. Die Kombination aus Zugbelastung und Primärbiegung des Bolzens führen zu einer Spannungsüberhöhung im ersten lastragenden Gewindegang. An dieser Position treten ZfB auf, die zu einem Versagen des CF-PEEK Bolzens führen. Die Lochleibungsschäden bilden sich wiederum von den Bohrungskanten in der Kontaktebene der beiden Probehälften aus. Die große Streuung der gesamten Schadensfläche in Abbildung 4.25 b) kann bei der Übergangspassung vom jeweiligen Spiel zwischen Bolzenschaft und Bohrungswand abhängig sein. Je geringer das Spiel zwischen den Verbindungskomponenten ist, desto größer fällt die Schadensfläche aus. Das Versagensverhalten der Verbindung mit einer Spielpassung ist ebenfalls stark von der Sekundärbiegung des SLS-Probekörpers abhängig. Die durch Sekundärbiegung hervorgerufene Zugbelastung des Bolzens führt zu Faser- und Matrixversagen im stark belasteten Übergang von Senkkopf zu Schaft. Zudem tritt ZfB wieder ausgehend von dem hoch belasteten ersten Gewindegang auf. Das große Spiel zwischen Bolzenschaft und Bohrungswand lassen eine große Verformung des Bolzens zu, was auch eine geringere Steifigkeit der Verbindung zur Folge hat. Außerdem wird die Kontaktfläche zwischen Bolzen und Laminat größer und das führt zu einer besseren Spannungsverteilung in den Kontaktflächen der Verbindungskomponenten und es entstehen weniger Lochleibungsschäden, siehe Abbildung 4.25. Die homogenere Spannungsverteilung zusammen mit der Verformungsmöglichkeit des Bolzens verhindern ein Schubversagen bei quasi-statischer Belastung (siehe Abbildung 4.26 c).

5 Analytischer Modellansatz der quasi-statischen Belastung

Dieses Kapitel befasst sich mit der Entwicklung eines analytischen Modells zur Beschreibung des Systemverhaltens der einfach überlappenden Bolzenverbindung auf Basis eines polynomischen Ansatzes. Ziel der analytischen Betrachtung ist die Generierung einer Kraft-Verschiebungskurve, die die Eigenschaften der Verbindung beschreibt. Der Modellansatz wird anhand der gewonnen Versuchsergebnisse validiert und mit einer Parameterstudie auf seine Sensitivität hin getestet.

5.1 Modell-Entwicklung

5.1.1 Feder-Masse Modellansatz

Eine n-Bolzen-Überlappungsfügung kann nach McCarthy [32, 72, 126] durch ein idealisiertes System von Federn und Massen repräsentiert werden. Das Steifigkeitsverhalten von Laminat und Bolzen wird über Federelemente zwischen Massenpunkten als Ersatzmodell dargestellt. In Abbildung 5.1 ist ein Feder-Masse-Modell für eine einfache Überlappungsfügung mit zwei Senkkopfbolzen gezeigt.

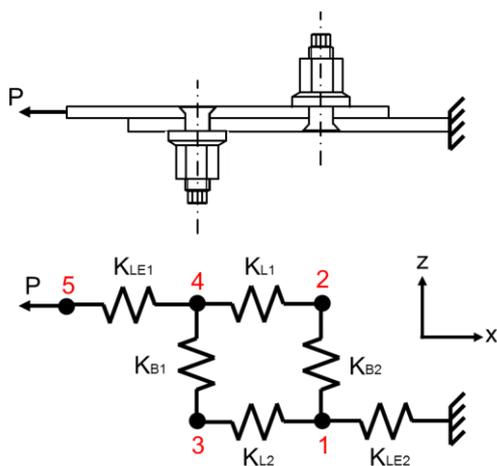


Abbildung 5.1: Feder-Masse-Modell der einfachen überlappenden 2-Bolzen-Verbindung. K_{B1} und K_{B2} wirken nur in x -Richtung

Die Laminatsteifigkeiten zwischen den Bolzen werden mit K_{L1} und K_{L2} sowie durch K_{LE1} und K_{LE2} für die Laminatendstücke abgebildet. Die Steifigkeitsterme der Bolzen sind K_{B1} und K_{B2} . Dem Verhalten des Feder-Masse-Modells sind folgende Annahmen zu Grunde gelegt. Die Belastung der Verbindung erfolgt nur über die Kraft P in x-Richtung.

- Die Massen (1-5) sind nur in x-Richtung beweglich
- Alle Federsteifigkeiten wirken nur in x-Richtung
- Multidirektionale Verformungen der Verbindung (Primärbiegung und Sekundärbiegung) und die daraus resultierenden Spannungskonzentrationen werden mittels Last-Korrektur-Faktor β (β -Faktors) abgeschätzt [37].
- Die Orientierung der Bolzen wird durch die Bolzensteifigkeit und den β -Faktor berücksichtigt
- Es wird nur Haftreibung zwischen den Laminaten berücksichtigt
 - In der Gleitphase bewegen sich Bolzen und Lamine reibungsfrei
 - „Stick Slip Effekte“ werden nicht abgebildet
- Beide Bolzen üben jeweils die gleich Klemmkraft aus
- Die Passung ist für beiden Bolzen gleich
- Gleiten setzt simultan an beiden Bolzen ein

5.1.2 Mathematischer Ansatz

Das analytische Modell verfolgt einen mathematischen Ansatz, der es ermöglicht, die einzelnen Phasen des Kraft-Verschiebungs-Diagramms unabhängig voneinander zu modellieren. Die Steifigkeitsterme der einzelnen Verbindungskomponenten bilden die Berechnungsgrundlage der analytischen Betrachtung. Das Feder-Masse-Modell wird in drei Phasen unterteilt, die das linear elastische Verhalten einer SLS-Probe bei Zugbelastung abbilden. Die Unterteilung erfolgt nach Kap. 2.2 in die Kraftschlussphase (1), die Gleitphase (2) und die Formschluss- bzw. Kontaktphase (3a/3b) (siehe Abbildung 5.2). Neu ist die Unterteilung der Formschlussphase nach der Überlegung von Egan et al. [33] in eine Halbkontakt- (3a) und eine Vollkontaktphase (3b). Die maximale Last bei der Berechnung des Modells wird auf Basis der AE-Ergebnisse auf $P_{max}=6000N$ gesetzt. Bis zu dieser Last treten keine Schäden in der Verbindung auf.

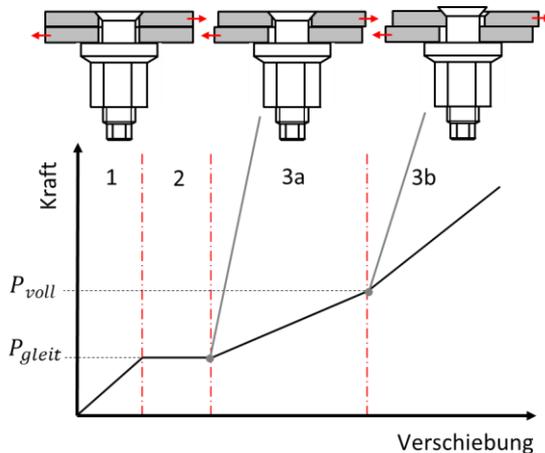


Abbildung 5.2: Definition der Formschluss bzw. Kontaktphasen der Senkkopfverbindung während der Belastung

Tate und Rosenfeld [83] beschreiben die Phase 1 des Gleitens in Abbildung 5.2 als einen linearen Kraft-Verschiebungsverlauf. In diesem Ausgangszustand werden die Mutter und der Senkkopf des Bolzens durch die aufgebrachte Vorspannkraft gegen die Stirnflächen des Laminates verspannt. Es besteht kein Kontakt zwischen Bolzenschaft und innerer Bohrungswand. Die maximalübertragbare Kraft im Kraftschluss ist mit der Reibkraft P_{gleit} definiert, die das Produkt aus der Vorspannkraft F_{VK} der Bolzen und dem Reibkoeffizienten μ zwischen den Laminatpaarungen ist (siehe 5.1)

$$P_{gleit} = F_{VK} \cdot \mu \quad 5.1$$

Die Vorspannkraft wird mit der Gleichung 3.1 bestimmt. Das Bolzenanzugsmoment bestimmt somit über die Vorspannkraft die Dauer der Kraftschlussphase. Das Steifigkeitsverhalten des Systems wird in dieser Phase nur durch den Laminatausdehnungskoeffizient K_L und Scherkoeffizienten K_{scher} im Bereich der Auflagefläche des Bolzenkopfes bestimmt. Der Laminatausdehnungskoeffizient ist abhängig vom E-Modul des Laminates in Hauptlastrichtung $E_{xx,L}$, der Laminatbreite b_L , der Länge des Laminates l_L sowie seiner Dicke t_L :

$$K_L = \frac{E_{xx,L} \cdot b_L \cdot t_L}{l_L} \quad 5.2$$

Der Scherkoeffizient wird nach McCarthy [32] auf Basis der Annahme berechnet, dass die durch die Zugkräfte hervorgerufenen Dehnungen einen Schervorgang im Bereich der Klemmung des Bolzens verursachen. Unter der Annahme, dass die Auflageflächen des

Bolzenkopfes und der Mutter gleich sind und die Scherung nur in dem durch diese Flächen beschriebenen Zylindervolumen auftritt ergibt sich K_{scher} zu:

$$K_{scher} = \frac{A_{BK} \cdot G_{xz,L}}{t_L} \quad 5.3$$

mit A_{BK} der Auflagefläche des Bolzens, dem Schubmodul $G_{xz,L}$ des Laminates in xz-Richtung und der Laminatdicke t_L .

Die Phase 2 (siehe Abbildung 5.2) - die Gleitphase - setzt ein, wenn die Reibkraft überwunden ist und die Laminatplatten sich relativ zueinander bewegen. Die Relativbewegung von Laminat und Bolzen erfolgt bis der Bolzenschaft auf der Seite der Mutter den Kontakt zur Bohrungswand hat. Der Verschiebeweg c ist Abhängig von der Passung der Verbindung und wird über die Differenz aus Bohrungsdurchmesser d_H und Durchmesser des Bolzenschafts d_B bestimmt (siehe 5.4).

$$c = d_H - d_B \quad 5.4$$

In der 3. Phase der Belastung, der Formschlussphase, stehen Bolzenschaft und Laminatbohrungswand in direktem Kontakt. Neben dem Laminatausdehnungskoeffizienten (siehe Gleichung 5.2) nimmt auch die Steifigkeit des Bolzens direkten Einfluss auf das Systemverhalten. Tate und Rosenfeld [83], Nelson et al. [37] und McCarthy et al. [72] beschreiben die Kontaktphase mit einer jeweils modifizierten Bolzensteifigkeit. Im Abgleich mit dem beobachteten Systemverhalten der CF-PEEK Bolzen ist dieser Ansatz nicht hinreichend. Der ursprüngliche Ansatz nach Nelson et al. [37] der als Ausgangsbasis in dieser Arbeit genutzt wird, ist in Gleichung 5.5 beschrieben.

$$\frac{1}{K_{B,voll}} = \frac{2(t_{L,1} + t_{L,2})}{3G_{B,1}A_{B,1}} + \left[\frac{2(t_{L,1} + t_{L,2})}{t_{L,1}t_{L,2}E_{B,1}} + \frac{1}{t_{L,1}(\sqrt{E_{xx}E_{yy}})_{L,1}} + \frac{1}{t_{L,2}(\sqrt{E_{xx}E_{yy}})_{L,2}} \right] [1 + 3\beta] \quad 5.5$$

In der Gleichung werden die folgenden Variablen verwendet: Laminatdicke t_L , Schubmodul der Bolzen G_B , Bolzenquerschnitt A_B , der E-Modul des Laminates in die Hauptlastrichtungen E_{xx} und E_{yy} . Der erste Term der Gleichung beschreibt die Schubverformung des Bolzens; der zweite Term definiert das Trag- und Verformungsverhalten der Bolzen aufgrund von Flächenpressung (Lochleibung des

Bolzens); der dritte und vierte Term der Gleichung geben das Lochleibungsverhalten der Laminat wieder. Im fünften Term wird die Biegesteifigkeit der Verbindung anhand des Lastkorrekturfaktor β in Bezug auf die Rotationsbewegung der Bolzen sowie die Sekundärbiegung der Laminatplatten nach Nelson et al. [37] abbildet. Der Lastkorrekturfaktor oder β -Faktor modelliert so die Biegemomente in der Verbindung, die durch die exzentrisch angreifenden Lasten auftreten. Entsprechend der Bolzenkopfform sind Werte für $0 \leq \beta \leq 1$ zu wählen. Einfache Stifte werden mit $\beta = 1$ beschrieben, für Flachkopfbolzen mit einem Durchmesser-Dickenverhältnis von 2 ist $\beta = 0,15$.

Zur Optimierung des analytischen Modells werden zwei Erweiterungen dem Modellansatz hinzugefügt. Zum einen werden Bolzenkopf und Schaft unterschiedliche Materialeigenschaften zugewiesen und zum anderen wird die Kontaktphase in je eine Halb- und Vollkontaktphase aufgeteilt. Die Annahmen der Materialeigenschaften des Bolzens beruhen dabei auf fertigungsbedingten, ungleichmäßigen und teils ondulierten Faseranordnungen im Bolzenkopf. Für die 3/16“ und 1/4“ CF-PEEK Bolzen sind bei Belastung kleine elastische und plastische Verformungen im Bolzenkopf zu detektieren. Dieses anisotrope Werkstoffverhalten wird im Modellansatz durch den E-Modul des Bolzenschaftes E_B und den Modul für den Bolzenkopf E_{BK} abgebildet (siehe Abbildung 5.3).

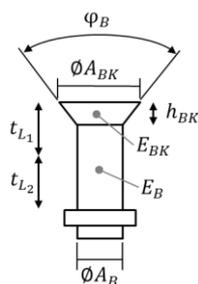


Abbildung 5.3: Bolzenmodell für analytischen Ansatz

Auf Basis der Morphologie des Bolzenkopfes sowie der Ergebnisse von Zugversuchen der CF-PEEK Bolzen wird angenommen, dass der Modul des Bolzenkopfes ca. 80% des Moduls des Schaftes beträgt. Die zweite Erweiterung des Modellansatzes beruht auf der Tatsache, dass durch die Senkkopfverbindung eine Reihe von Kombinationseffekten durch Kontaktsituationen zwischen Bolzen und Laminat auftreten. Egan et al. [33]

erweitert die Modellvorstellung in der numerischen Berechnung um eine schrittweise Kontaktaufnahme, der Halb- (3a) und Vollkontakt (3b) Phase (siehe Abbildung 5.2). In dieser Arbeit wird diese Annahme in das analytische Modell überführt. In der Halbkontaktphase ist der untere Teil des Bolzenschaftes im Kontakt mit der Wand der Durchgangsbohrung. Bei zunehmender Belastung dehnt sich der Bolzen in Längsrichtung. Der Senkkopf gleitet unter Vernachlässigung der Reibung und der Sekundärbiegung entlang der Senkung bis zum Vollkontakt zwischen Bolzenschaft und Laminat.

Die Änderungen der Kontaktphasen während der Belastung der Verbindung erfordern eine Modifizierung des Modelansatz der Bolzensteifigkeit nach Nelson et al. [37] (siehe Gleichung 5.5). Zum einen erfolgt eine separate Berechnung der Halb- und Vollkontaktphase, zum anderen werden die unterschiedlichen Module des Bolzenkopfes und Schaftes berücksichtigt.

Der erste Term der Bolzensteifigkeit beschreibt die Schubverformung des Bolzens. Für die Halbkontaktphase wird angenommen, dass der Kraftangriffspunkt des Laminates mit Senkkopfbohrung auf halber Bolzenkopfhöhe liegt (siehe Abbildung 5.2). Die Gesamtverschiebung des Bolzens $\Delta l_{scher,halb}$ wird auf Basis der Scherung aus der Summer der Verschiebung im Bolzenschaft Δl_B und Bolzenkopf Δl_{BK} bestimmt. Als Ergebnis der Schubbelastung kann die Verformung des Bolzens mit der Gleichung 5.6 mit der Laminatdicken t_{L1} und t_{L2} , des Schermoduls des Bolzenkopfs G_{BK} bzw. -schafts G_B , des Querschnitts des Bolzenkopfs A_{BK} bzw. -Schafts A_B und der Höhe des Bolzenkopfes h_{BK} bestimmt werden zu:

$$\begin{aligned} \Delta l_{scher,halb} &= \Delta l_B + \Delta l_{BK} = \frac{\tau \cdot h}{G_B} + \frac{\tau \cdot h}{G_{BK}} \\ &= \left[\frac{2(t_{L,1} + t_{L,2})}{3G_{B,1}A_{B,1}} + \frac{2t_{L,1} - 4h_{BK,1}}{3G_{B,1}A_{B,1}} + \frac{4h_{BK,1}}{3G_{BK,1}(A_{BK,1} + A_{B,1})} \right] \cdot P \end{aligned} \quad 5.6$$

In der Vollkontaktphase wird angenommen, dass der Kraftangriffspunkt in der Mitte des oberen und unteren Laminats liegt und der Einfluss des Schraubenkopfs verschwindend gering ist. Die Verformung des Bolzens ergibt sich wie zuvor aus der Schublast und wird wie folgt berechnet:

$$\Delta l_{scher,voll} = \frac{\tau \cdot h}{G_B} = \left[\frac{2(t_{L,1} + t_{L,2})}{3G_{B_1}A_{B_1}} \right] \cdot P \quad 5.7$$

Der zweite Term der Bolzensteifigkeit repräsentiert das Trag- und Verformungsverhalten der Bolzen. Die Gleichungen für den Halbkontakt 5.8 und Vollkontakt 5.9 stellen eine Verschiebung $\Delta l_{N,halb/voll}$ des Bolzens aufgrund der Flächenpressung zwischen Bolzen und Bohrungswand dar. Die wirkende Spannung ist ein Quotient zwischen der angreifenden Kraft P und der senkrecht projizierten Stützfläche. Um die Relation des Elastizitätsmoduls von Bolzenkopf E_{BK} und Bolzenschaft E_B zu berücksichtigen, werden beide Materialparameter mit ihrer jeweiligen Höhe der Lamine die im Kontakt mit dem Bolzen sind gewichtet.

$$\Delta l_{N,halb} = 2 \cdot [\Delta l_{N,1} + \Delta l_{N,2}] = \left[\frac{2}{h_{BK,1}E_{BK,1}} + \frac{2}{t_{L,2}E_{B,1}} \right] \cdot P \quad 5.8$$

$$\begin{aligned} \Delta l_{N,voll} &= 2 \cdot [\Delta l_{N,1} + \Delta l_{N,2}] \\ &= \left[\frac{2(t_{L,1} + t_{L,2})}{t_{L,1}t_{L,2}E_{B,1}} + \frac{2h_{BK,1}(E_{B,1} - E_{BK,1})}{t_{L,1}E_{B,1}(t_{L,1}E_{BK,1} - h_{BK,1}E_{B,1} + h_{BK,1}E_{BK,1})} \right] \cdot P \end{aligned} \quad 5.9$$

Der dritte Term der Bolzensteifigkeit bestimmt die Lochleibung der Lamine. Halb- und Vollkontaktstufe unterscheiden sich nur in der Auflagefläche des Bolzens an der Bohrungswand. Weitere Änderungen sind in Bezug auf den Ansatz von Nelson et al. [37] zur Bestimmung der Lochleibung nicht notwendig.

$$\Delta l_{N,halb} = \left[\frac{1}{h_{BK,1}(\sqrt{E_x E_y})_{L,1}} + \frac{1}{t_{L,2}(\sqrt{E_x E_y})_{L,2}} \right] \cdot P \quad 5.10$$

$$\Delta l_{N,voll} = \left[\frac{1}{t_{L,1}(\sqrt{E_x E_y})_{L,1}} + \frac{1}{t_{L,2}(\sqrt{E_x E_y})_{L,2}} \right] \cdot P \quad 5.11$$

Die erweiterten Bolzensteifigkeitsterme, die sowohl die schrittweise Kontaktmodellierung als auch die Unterteilung des Bolzens berücksichtigen, sind in der Gleichungen 5.12 für den Halbkontakt 5.13 für den Vollkontakt abgebildet. Die Halbkontaktphase wird aus den Gleichungen 5.6, 5.8 und 5.10 zusammengesetzt, die Vollkontaktphase wird dabei mit Hilfe der Gleichungen 5.7, 5.9 und 5.11 gebildet. Die ersten drei Summationsterme der ersten Zeile von $K_{B,halb}$ und $K_{B,voll}$ (siehe Gleichung

5.12 und 5.13) beschreiben somit die Schubverformung. Die Terme der zweiten Zeile bilden das durch die Flächenpressung des Bolzen/Bolzenkopfes hervorgerufene Verformungsverhalten ab. Mit den Termen der dritten Zeile wird das von der Flächenpressung indizierte Verformungsverhalten der beiden Laminathälften bestimmt.

$$\begin{aligned} \frac{1}{K_{B,halb}} &= \frac{2(t_{L,1} + t_{L,2})}{3G_{B,1}A_{B,1}} + \frac{2t_{L,1} - 4h_{BK,1}}{3G_{B,1}A_{B,1}} + \frac{4h_{BK,1}}{3G_{BK,1}(A_{BK,1} + A_{B,1})} \\ &+ \left[\frac{2}{h_{BK,1}E_{BK,1}} + \frac{2}{t_{L,2}E_{B,1}} \right. \\ &\left. + \frac{1}{h_{BK,1}(\sqrt{E_{xx}E_{yy}})_{L,1}} + \frac{1}{t_{L,2}(\sqrt{E_{xx}E_{yy}})_{L,2}} \right] [1 + 3\beta] \end{aligned} \quad 5.12$$

$$\begin{aligned} \frac{1}{K_{B,voll}} &= \frac{2(t_{L,1} + t_{L,2})}{3G_{B,1}A_{B,1}} \\ &+ \left[\frac{2(t_{L,1} + t_{L,2})}{t_{L,1}t_{L,2}E_{B,1}} + \frac{2h_{BK,1}(E_{B,1} - E_{BK,1})}{t_{L,1}E_{B,1}(t_{L,1}E_{BK,1} - h_{BK,1}E_{B,1} + h_{BK,1}E_{BK,1})} \right. \\ &\left. + \frac{1}{t_{L,1}(\sqrt{E_{xx}E_{yy}})_{L,1}} + \frac{1}{t_{L,2}(\sqrt{E_{xx}E_{yy}})_{L,2}} \right] [1 + 3\beta] \end{aligned} \quad 5.13$$

Die Materialeigenschaften des Laminates werden durch den longitudinalen E-Modul E_{xx} und den transversalen E-Modul E_{yy} als homogenisiert dargestellt. Für den Lastkorrekturfaktor wird in dieser Arbeit nach Nelson et al. [37] für die betrachtet Senkkopfbolzenform $\beta = 0,5$ gewählt.

Der Übergang von der Halb- zur Vollkontaktphase wird durch Erreichen der Übergangskraft P_{voll} bestimmt. Sie tritt auf, wenn der Bolzen in Längsrichtung so weit gedehnt ist, dass die Lücke zwischen Senkkopf und Laminat geschlossen ist und das Laminat vollständig mit dem Bolzen in Kontakt ist (siehe Abbildung 5.2). Weiterhin ist der Vollkontakt abhängig von der Dehnung des Bolzens Δl in Relation zu den geometrischen Vorgaben der Verschiebung c , und dem Senkkopfwinkel φ_B (siehe Gleichung 5.14).

$$\Delta l = \frac{\frac{1}{2} \cdot c}{\tan \frac{\varphi_B}{2}} \quad 5.14$$

Es wird angenommen, dass der Bolzen mit der gesamten Zugkraft P_{voll} in seiner Längsrichtung belastet ist. Die Dehnungen im Bolzenschaft und -kopf werden mit den ihnen zugeordneten E-Modulen bestimmt. Zur Vereinfachung des Kraftangriffspunktes wird angenommen, dass die Kraft in der Mitte des Laminats und bei einem Drittel der Kopfhöhe angreift. Die Verformung des Bolzens kann dann wie folgt berechnet werden:

$$\Delta l = (\Delta l_B + \Delta l_{BK}) = P \cdot \left[\frac{t_{L1} - h_{BK} + \frac{1}{2}t_{L2}}{E_B A_B} + \frac{0,3h_{BK}}{E_{BK} [0,3(A_{BK} - A_B) + A_B]} \right] \quad 5.15$$

Die relevanten Geometrieparameter wie die Laminatdicken t_L , die Höhe des Bolzenkopfes h_{BK} , der Bolzenquerschnitt A_B , die Auflagefläche des Bolzens A_{BK} und der Senkungswinkel sind im Bolzenmodell in Abbildung 5.3 aufgeführt. Die Übergangskraft P_{voll} ergibt sich somit aus den Gleichungen 5.14 und 5.15 zu:

$$P_{voll} = c \cdot \left[2 \tan \frac{\phi}{2} \left(\frac{t_{L,1} - h_{BK} + \frac{1}{2}t_{L,2}}{E_B A_B} + \frac{h_{BK}}{E_{BK} \left[(A_{BK} - A_B) + \frac{1}{0,3} A_B \right]} \right) \right]^{-1} \quad 5.16$$

Dabei bestimmen die E-Moduln des Bolzenschaftes E_B und des Bolzenkopfes E_{BK} das Dehnungsverhalten in Längsrichtung.

5.1.3 Mathematische Modellbildung

Das Feder-Masse-Modell ermöglicht es, für jeden Massepunkt anhand eines Freikörperbildes eine Bewegungsgleichung aufzustellen. In Abbildung 5.4 ist exemplarisch das Freikörperbild für den Massepunkt 4 in der Halbkontaktphase dargestellt.

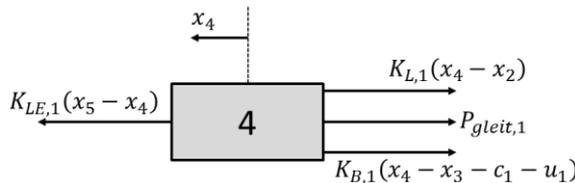


Abbildung 5.4: Freikörperbild der Masse 4 in der Halbkontaktphase

Die Bewegungsgleichung ergibt sich für dieses Beispiel zu:

$$\begin{aligned} m_4 \ddot{x}_4 - K_{L,1}x_2 - K_{B,1}x_3 + (K_{LE,1} + K_{L,1} + K_{B,1})x_4 - K_{LE,1}x_5 \\ = K_{B,1}(c_1 - u_1) + P_{gleit,1} \end{aligned} \quad 5.17$$

Die Verschiebung der fiktiven Masse wird durch x_4 , die Steifigkeit der Lamine und der Bolzen durch K_L bzw. K_{LE} und der Bolzen K_B und der Verschiebeweg in der Gleitphase durch c repräsentiert. Die maximale Verschiebung des Bolzens wird mit u abgebildet und die Coulombsche Reibkraft zwischen den Laminaten als P_{gleit} . Für eine quasi-statische Belastung kann die Beschleunigung vernachlässigt ($\ddot{x}_4 = 0$) werden und für jede Phase der Verformung der Verbindung wird ein lineares Gleichungssystem aufgestellt, welche nach 5.18 zusammengefasst werden.

$$[K]\{x\} = \{F\} \quad 5.18$$

Die Lösung der linearen Gleichungssysteme erfolgt rechnergestützt. Das linearen Gleichungssystem aus 5.18 wird mit Steifigkeitstermen aus Kapitel 5.1.2, für die einzelnen Phasen mit der Steifigkeitsmatrix $[K]$ in 5.19 und den jeweiligen Kraftvektoren $\{F\}$ aus den Formeln 5.20 gelöst. Für alle Phasen der Belastung werden die Laminatsteifigkeiten K_L und K_{LE} verwendet.

$$[K] = \begin{bmatrix} \begin{pmatrix} K_{LE,2} \\ +K_{L,2} \\ +K_{i,2} \end{pmatrix} & -K_{B2,i} & -K_{L,2} & 0 & 0 \\ -K_{B2,i} & \begin{pmatrix} K_{L,1} \\ +K_{i,2} \end{pmatrix} & 0 & -K_{L,1} & 0 \\ -K_{L,2} & 0 & \begin{pmatrix} K_{L,2} \\ +K_{i,1} \end{pmatrix} & -K_{B1,i} & 0 \\ 0 & -K_{L,1} & -K_{B1,i} & \begin{pmatrix} K_{LE,1} \\ +K_{L,1} \\ +K_{i,1} \end{pmatrix} & -K_{LE,1} \\ 0 & 0 & 0 & -K_{LE,1} & K_{LE,1} \end{bmatrix} \quad 5.19$$

Kraftvektor $\{F\}$ für die einzelnen Phasen

Kraftschluss	Halbkontakt	Vollkontakt
$\begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ P_{gleit} \end{bmatrix}$	$\begin{bmatrix} -K_{B2,halb} \cdot (c_2 + u_2) + P_{gleit,2} \\ K_{B2,halb} \cdot (c_2 + u_2) - P_{gleit,2} \\ -K_{B1,halb} \cdot (c_1 + u_1) + P_{gleit,1} \\ K_{B1,halb} \cdot (c_1 + u_1) - P_{gleit,1} \\ P_{voll} \end{bmatrix}$	$\begin{bmatrix} -K_{B2,voll} \cdot v_2 + P_{voll,2} \\ K_{B2,voll} \cdot v_2 - P_{voll,2} \\ -K_{B1,voll} \cdot v_1 + P_{voll,1} \\ K_{B1,voll} \cdot v_1 - P_{voll,1} \\ P_{max} \end{bmatrix}$

5.20

Für die definierten Phasen der Lastaufnahme der Verbindung ergibt sich die Bewegungsgleichung jeweils wie folgt:

- In der Kraftschlussphase wird in $[K]$ der Gleichung 5.19 für K_i mit dem Laminatscherkoeffizienten K_{scher} gerechnet. Der Lastvektor $\{F\}$ ist auf Basis der Annahme bestimmt, dass keine Relativbewegung der Komponenten vorliegt, bis die Haftreibung der Lamine durch Erreichen der angreifenden Kraft P_{gleit} überschritten wird.
- In der Halbkontaktphase wird im Gleichungssystem für K_i mit der Bolzensteifigkeit K_{halb} gerechnet. Der Übergang von der Halb- in die Vollkontaktphase wird durch Erreichen der Prüfkraft P_{voll} bestimmt. Die vorangegangene Verformungs- und Relativbewegung wird mit dem Verformungsfaktor u und dem Verschiebeweg c des Passungsspiels abgebildet.
- Die Vollkontaktphase wird mit der Bolzensteifigkeit K_{voll} für K_i berechnet. Das Ende der Berechnung ist durch Erreichen der Prüfkraft P_{max} bestimmt. Die vorangegangene Verformungsbewegung wird über den Verformungsfaktor v abgebildet

5.2 Modell-Validierung

Die Berechnung des analytischen Modells erfolgt mit den mechanischen und geometrischen Kennwerten für Bolzen und Laminat aus Tabelle 3.1, Tabelle 3.2 und Tabelle 0.1 im Anhang. Der Last-Korrektur-Faktor β wird auf Basis der Untersuchung von Nelson et al. [37] für Senkkopfschrauben für diese Arbeit zu $\beta=0,5$ definiert. In Abbildung 5.5 sind die Ergebnisse der analytischen Berechnung für die drei SLS-Probekörperkonfigurationen jeweils im Vergleich zu repräsentativen SLS-Versuchen in einem Kraft-Verschiebungs-Diagramm dargestellt.

Das analytische Modell beschreibt das Systemverhalten verschiedener SLS-Probekörperkonfigurationen im unbeschädigten Bereich der Belastung relativ gut. Die Steifigkeit der SLS-Proben während der Kraftschlussphase, die durch die Laminatsteifigkeit bestimmt wird, ist im analytischen Modell mit den Versuchsergebnissen vergleichbar. Ein reines Gleiten der Probekörperhälften ist in den Versuchsreihen nicht nachweisbar. Der Übergang von der Kraftschlussphase über die Gleitphase in Formschlussphase ist in den SLS-Versuchen eine Überlagerung von Gleitreibung, Haft-Gleit-Effekte und Fertigungstoleranzen. Im Modellansatz werden

diese Effekte nicht berücksichtigt. Der Beginn der Gleitphase, der durch die Vorspannkraft der Bolzen definiert ist, wird durch das analytische Modell abgebildet.

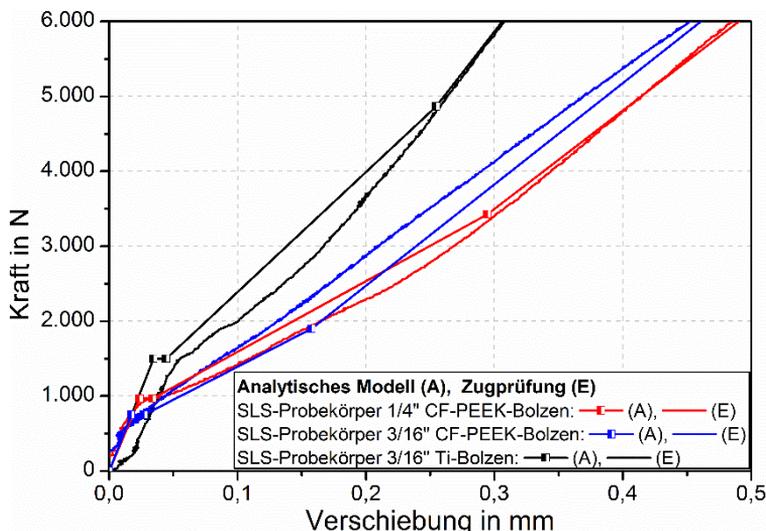


Abbildung 5.5: Kraft-Verschiebungs-Diagramm mit dem Vergleich der Ergebniskurven des Feder Masse Modells und repräsentativen SLS-Versuchen für SLS-Probekörper mit 1/4" CF-PEEK Bolzen 3/16" CF-PEEK Bolzen oder 3/16" Ti-Bolzen

Das Systemverhalten der SLS-Probekörper wird in der Formschlussphase mit den Berechnungen des Modells in Halb- und Vollkontaktphase eindeutig beschrieben. Die höhere Steifigkeit in der Halb- und Vollkontaktphase der SLS-Probekörper mit Ti-Bolzen ist auf den höheren Schubmodul des Titans im Vergleich zu dem CF-PEEK zurückzuführen.

Variationen in den Materialeigenschaften sowie Fertigungstoleranzen der SLS-Probekörper führen zu einer Streuung der Ergebnisse der SLS-Versuche. Um einen Erwartungsbereich des analytischen Modells in Bezug auf die Testergebnisse darzustellen, wird eine Berechnung mit variierenden Eingangsparametern von $\pm 5\%$ durchgeführt. Der erhaltene Erwartungsbereich des absoluten Maximums und Minimums für die gewählte Parametervariation ist in Abbildung 5.6 für einen SLS-Probekörper mit 1/4" CF-PEEK Bolzen dargestellt.

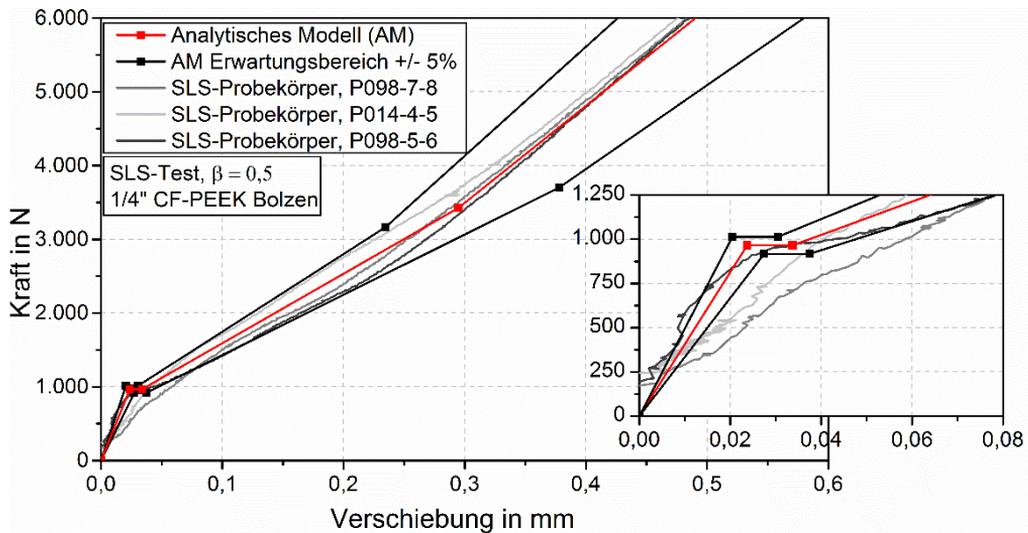


Abbildung 5.6: Kraft-Verschiebungs-Diagramm mit Vergleich des analytischen Modells mit aufgetragenem Erwartungsbereich $\pm 5\%$ gegenüber drei repräsentativen SLS-Versuchen mit $\frac{1}{4}$ " CF-PEEK Bolzen

Die Berechnung des analytischen Ansatzes wird mit repräsentativen Messkurven von drei SLS-Versuchen verglichen. Die Testergebnisse liegen im Erwartungsbereich des Modellansatzes, der mit den schwarzen Linien beschrieben wird. Die Kraftschluss- und Gleitphase, die im Bildausschnitt in Abbildung 5.6 vergrößert dargestellt sind, werden von dem Erwartungsbereich nicht komplett erfasst. Grund dafür ist die im analytischen Ansatz idealisierte Segmentierung der Belastungsphasen. Ab einer Verschiebung von 0,1 mm liegen alle Ergebnisse der SLS-Versuche innerhalb des definierten Erwartungsbereiches. In der Halb- und Vollkontaktphase bildet das aufgestellte analytische Modell die Kraft-Verschiebungskurven der SLS-Versuche sehr genau ab. Für konstruktive Zwecke ist eine Abschätzung des Systemverhaltens einer SLS-Verbindung mit CF-PEEK Bolzen anhand des Modells daher zulässig.

5.3 Parameterstudie des analytischen Modells

Das analytische Modell stellt das Systemverhalten der untersuchten SLS-Probekörperkonfiguration für die Steifigkeiten, Kräfte und Verschiebungen sehr gut dar. Zur genaueren Quantifizierung des Systemverhaltens der SLS-Probekörper in Relation zu den Material-, Fertigungs- und Geometrieparametern des Modells wird eine Parameterstudie durchgeführt. Die Variation der Parameter erfolgt in zwei Schritten. Im

ersten Schritt wird der Einfluss der einzelnen Parameter auf das Steifigkeitsverhalten der Verbindung in den einzelnen Belastungsphasen untersucht. Im zweiten Schritt werden signifikante Einflussparameter genauer untersucht. Die Parametervariation wird nur für den SLS-Probekörper mit ¼“ CF-PEEK Bolzen durchgeführt.

5.3.1 Parameterrelevanzstudie

Anhand einer Parameterrelevanzstudie wird überprüft, wie groß der Einfluss einzelner Eingangsparameter des analytischen Modells auf die Steifigkeit der SLS-Verbindung ist. Jeder Parameter wird systematisch um ±10% variiert, um deutlich die Relevanz auf das Systemverhalten in den jeweiligen Belastungsphasen zu bestimmen.

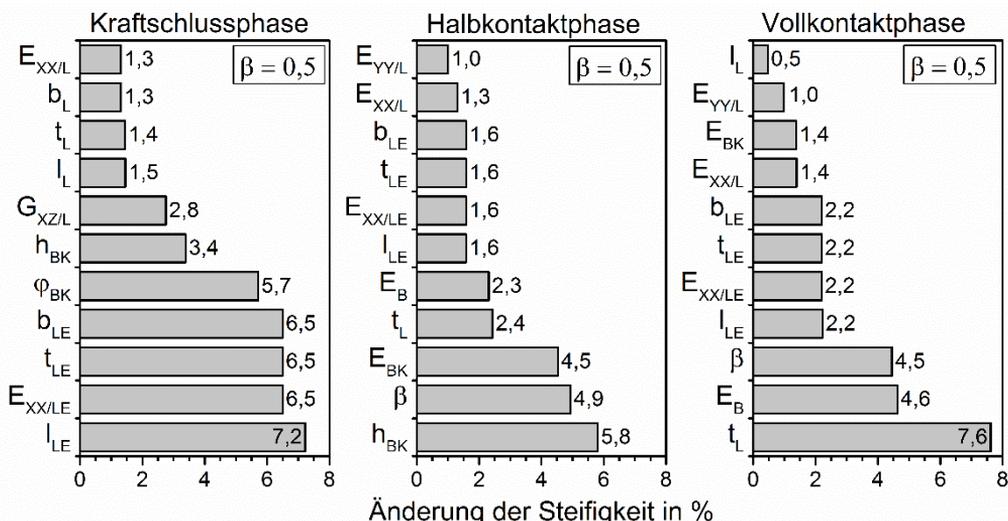


Abbildung 5.7: Prozentualer Einfluss der Eingangsparameter auf die Systemsteifigkeit bei einer Variation von ±10% in der Kraftschluss-, Halbkontakt- und Vollkontaktphase

In Abbildung 5.7 ist der prozentuale Einfluss der Eingangsparameter auf die Steifigkeit der SLS-Verbindung mit ¼“ CF-PEEK Bolzen während der Kraftschluss-, Halbkontakt- und Vollkontaktphase der Belastung dargestellt. Eingangsparameter wie die Klemmkraft sowie Bolzen- und Bohrungsdurchmesser haben keinen Einfluss auf die Steifigkeit der Verbindung, sie determinieren die Übergangspunkte zwischen zwei Belastungsphasen. Die Steifigkeit der Kraftschlussphase wird signifikant durch die geometrischen Eingangsparameter wie der Probenbreite $b_{L/LE}$ und der Laminatlänge $t_{L/LE}$ beeinflusst. Aber auch die Materialeigenschaft $E_{XX,L/LE}$ der Lamine der Probenhälften bestimmen

die Steifigkeit der Verbindung. Der geringere Einfluss des Laminatzwischenstückes (Index L) gegenüber dem Laminatende (Index LE) ist mit der geringen Ausgangslänge und der reziproken Proportionalität der Laminatdicke t_L gegenüber dem Laminatscherkoeffizient K_{scher} zu erklären. Die Schubfestigkeit (siehe Formel 5.3) wird in dieser Studie über die projizierte Auflagefläche des Bolzenkopfes, in Abhängigkeit der Bolzenkopfhöhe h_{BK} und dem Senkkopfwinkel φ_{BK} berechnet. Also beeinflussen die Abmessungen des Schraubenkopfes die Steifigkeit der Verbindung signifikant.

Die Ergebnisse der Parameterrelevanzstudie für die Halb- und Vollkontaktphase zeigen, dass die Materialeigenschaften des CF-PEEK Bolzens aufgrund des Kontaktes zwischen Bolzen und Bohrungswand der Lamine einen starken Einfluss auf die Steifigkeit der Verbindung und damit auf ihr Systemverhalten haben. In der Halbkontaktphase wird ein großer Anteil der aufgebrachten Last auf die Verbindung über die Bolzenköpfe übertragen. Der E-Modul des Bolzenkopfes E_{BK} und die Bolzenkopfhöhe h_{BK} dominieren daher die Steifigkeit der SLS-Verbindung. Der E-Modul des Bolzenschaftes E_B sowie die Dicke der Probenhälften t_L bestimmen die Steifigkeit der Verbindung signifikant, wenn der Formschluss in der Vollkontaktphase voll ausgebildet ist und die Last durch den Bolzenschaft übertragen wird. Zusätzlich hat der Last-Korrektur-Faktor β in der Halb- und Vollkontaktphase einen signifikanten Einfluss auf die Ergebnisse des analytischen Modells. Diese Dominanz ist zu erwarten, da der β -Faktor die exzentrische Belastung der Verbindung in dem Modellansatz abbildet, und so einen Schlüsselparameter in der Berechnung darstellt.

5.3.2 Einfluss von Eingangsparametern auf die Steifigkeit

Die Steifigkeit einer SLS-Verbindung wird, wie in Parameterrelevanzstudie in Kap 5.3.1 gezeigt, maßgeblich nur von wenigen Eingangsparametern bestimmt. Neben dem untersuchten Parameter bleiben alle anderen Eingangsgrößen konstant. Die Länge einer SLS-Verbindung ist definiert durch den Bolzenabstand zwischen den Bohrungen l_L . Dieser Parameter wirkt entscheidend auf die Versagensmechanismen der Lamine sowie auf das Gewicht der Verbindung. Abbildung 5.8 zeigt den Einfluss des vierfachen (4D), sechsfachen (6D) und achtfachen (8D) Bohrungsabstandes (l_L) auf das Systemverhalten. Es zeigt sich, dass die Steifigkeit einer Verbindung mit $\frac{1}{4}$ “ CF-PEEK

Bolzen mit zunehmendem Bohrungsabstand abnimmt. Die Steifigkeitsänderung wird in der Kraftschlussphase am stärksten von einer Änderung des Bolzenabstandes beeinflusst (siehe Abbildung 5.8 b), da dieser nach Formel 3.2 indirekt proportional in die Schersteifigkeit der Laminat eingeht. Der Einfluss des Bolzenabstandes auf die Steifigkeit ist somit sehr gering, die Dauer der Gleitphase bleibt zudem unbeeinflusst.

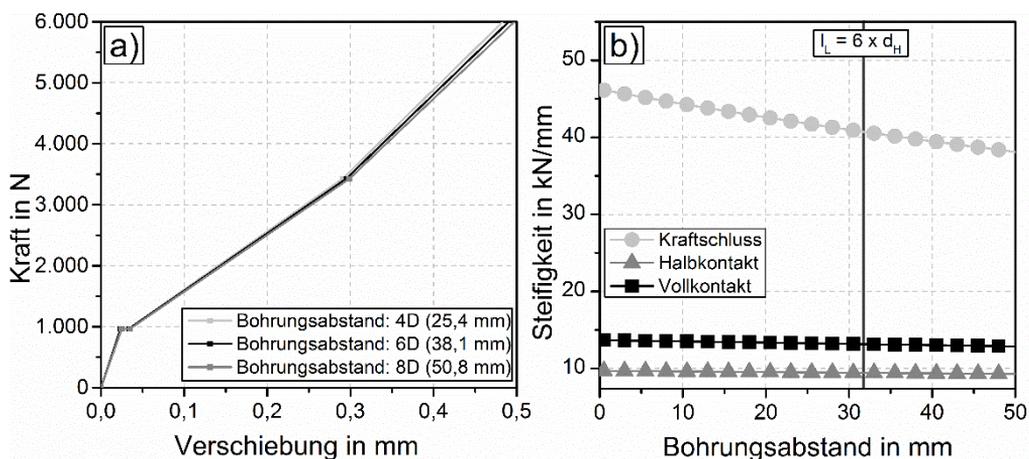


Abbildung 5.8: Einfluss des Bolzenabstandes l_L eines SLS-Probekörpers mit $\frac{1}{4}$ '' CF-PEEK Bolzen auf a) die Kraft-Verschiebungs-Diagramm, b) die Steifigkeit in den einzelnen Belastungsphasen

Drei weitere geometrische Größen, die das Steifigkeitsverhalten der Verbindung beeinflussen, sind der Senkkopfwinkel φ_{BK} , die Bolzenkopfhöhe h_{BK} und die Laminatdicke t_L (siehe Abbildung 5.9 a-c). Eine Variation des Senkkopfwinkels im Bereich der üblichen technischen Anwendungen von $80^\circ \leq \varphi_{BK} \leq 150^\circ$ ist in Abbildung 5.9 a) dargestellt. Es zeigt sich, dass der Senkkopfwinkel keinen Einfluss auf die Steifigkeit in der Halb- und Vollkontaktphase nimmt; in der Kraftschlussphase jedoch ein nahezu proportionaler Zusammenhang vorliegt. Der Senkkopfwinkel wird über die Bolzenkopffläche zur Bestimmung der Schersteifigkeit K_{scher} verwendet, und geht somit proportional in die Steifigkeit der Verbindung ein. Eine Extremwertbetrachtung mit $\varphi_{BK} \rightarrow 0^\circ$ bzw. $\varphi_{BK} \rightarrow 90^\circ$ würde eine starke Ab- bzw. Zunahme der Steifigkeit bewirken, ist mit dem analytischen Modell aber nicht abzubilden.

Variiert man die Bolzenkopfhöhe h_{BK} von 0 – 3mm, so ist in Abbildung 5.9 b ein nicht linearer Zusammenhang über der Steifigkeit der Verbindung zu erkennen. Die äußeren Grenzen der Parametervariation sind, begrenzt durch die Abmessungen der

Probenkörper, bei einer Laminatdicke von $t_L = 3\text{ mm}$ erreicht. In der Kraftschluss- und Halbkontaktphase wird die Steifigkeit der Verbindung signifikant von der Bolzenkopfhöhe beeinflusst. In diesen Belastungsphasen ist sie, auch laut der Parameterrelevanzstudie, eine dominierende Einflussgröße für den Modellansatz. In der Vollkontaktphase hat die Bolzenkopfhöhe keinen Einfluss auf die Steifigkeit, da in der Studie in Abbildung 5.9b) der E-Modul des Bolzenkopfes kleiner als der des Bolzenschaftes ist. Die Steifigkeitsberechnung endet in der Vollkontaktphase bei einer Bolzenkopfhöhe von $h_{BK} = 2,85\text{ mm}$. Das analytische Modell erreicht bis zur maximal aufgetragenen Kraft von $P_{\max} = 6000\text{ N}$ die Vollkontaktphase nicht mehr.

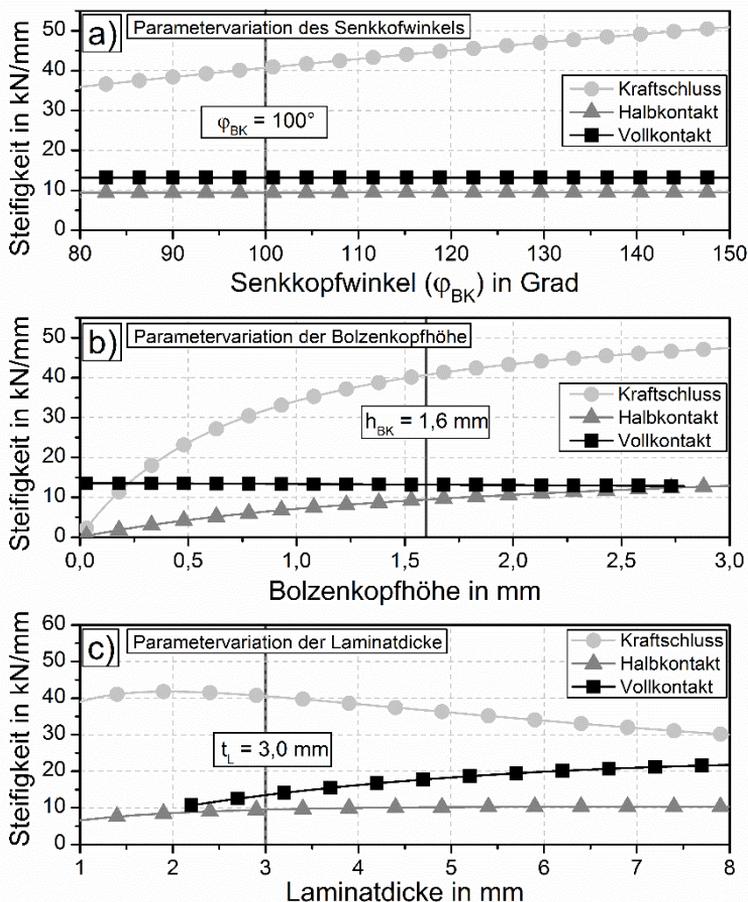


Abbildung 5.9: Einfluss a) des Senkkopfwinkels φ_{BK} , b) der Bolzenkopfhöhe h_{BK} und c) Laminatdicke t_L auf die Steifigkeit der Verbindung in den Belastungsphasen

Die Zusammenhänge zwischen Dickenänderung der Lamine von $0\text{ mm} \leq t_L \leq 8\text{ mm}$ und der Verbindungssteifigkeit sind in Abbildung 5.9 c) dargestellt. Die Verbindungssteifigkeit in den einzelnen Phasen wird erst ab einer Laminatdicke von $t_L = 1,6\text{ mm}$ korrekt dargestellt, da der Bolzenkopf bei kleineren Werten nicht voll auf dem Laminat aufliegt. Darüber hinaus wird der Vollkontakt rechnerisch erst ab einem Wert von $t_L = 2,2\text{ mm}$ im betrachteten Bereich erreicht. Der anfängliche Anstieg der Verbindungssteifigkeit in der Kraftschlussphase für kleine Laminatdicken ist durch den gegenläufigen Einfluss der Laminatdicke auf den Laminatausdehnungskoeffizienten K_L (siehe Formel 5.2) und Laminatscherkoeffizienten K_{scher} (siehe Formel 5.3) zu erklären. Nach einem Peak bei $\approx 2\text{ mm}$ sinkt die Steifigkeit der Verbindung bei zunehmender Laminatdicke. In der Halb- und Vollkontaktphase steigt hingegen die Steifigkeit mit zunehmender Laminatdicke. Mit zunehmender Auflagefläche des Bolzens wird auch die kraftübertragende Fläche größer und hat den Anstieg der Steifigkeit zur Folge.

Mit dem Last-Korrektur-Faktor β , wird bei der exzentrischen Belastung der einfach überlappenden Verbindung die Bolzengeometrie berücksichtigt. Nach Nelson et al. [37] variiert dieser Wert zwischen $0 \leq \beta \leq 1$. Dieser Faktor hat einen großen Einfluss auf das analytische Modell und stellt eine große Fehlerquelle dar. In Abbildung 5.10 a) ist der Zusammenhang zwischen der Steifigkeit der Verbindung und dem β -Faktor in der Halb- und Vollkontaktphase aufgetragen. Ermittelt wird der Wert auf Basis von experimentellen Versuchen und ist nach Nelson et al. [37] und auch bei den in dieser Arbeit durchgeführten Versuchen mit $\beta = 0,5$ festgelegt. Dieser Wert bildet das Systemverhalten der SLS-Probekörperkonfiguration wie in Abbildung 5.5 zu sehen ist, gut ab.

Die Parameterrelevanzstudie zeigt, dass die E-Moduln von Bolzenkopf und Bolzenschaft die Systemsteifigkeit maßgeblich bestimmen. In Abbildung 5.10 b) ist die Wirkung der Variation der E-Moduln von Bolzenkopf und Bolzenschaft im Halb- und Vollkontakt auf die Steifigkeit der SLS-Verbindung aufgetragen. Speziell bei kleinen E-Moduln hat Änderung einen großen Einfluss auf die Systemsteifigkeit. Aufgrund der Modellarchitektur wird das Systemverhalten der Verbindung in der Halbkontaktphase vom Bolzenkopf und in der Vollkontaktphase vom Bolzenschaft bestimmt, wobei der

Schaft das Systemverhalten dominiert. Der E-Modul von PEEK mit 10 GPa wird in dieser Arbeit als absolutes Minimum betrachtet.

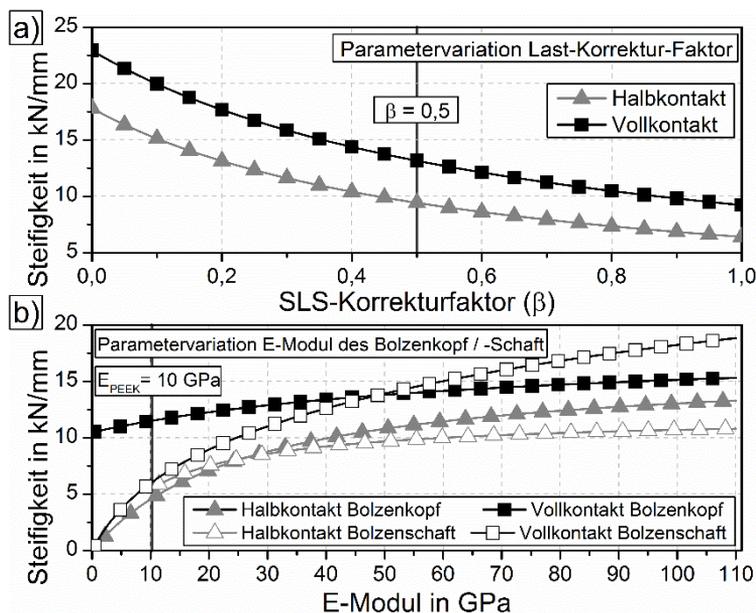


Abbildung 5.10: Einfluss a) des Last-Korrekturfaktor β b) des E-Moduls des Bolzenkopfes und -schaftes auf die Steifigkeit der Verbindung in den Belastungsphasen

5.3.3 Einfluss von Eingangsparametern auf die Verschiebung

Das Passungsspiel und das Anzugsmoment definieren im analytischen Modell den Übergang zwischen den einzelnen Belastungsphasen. Das Passungsspiel bestimmt in der Gleitphase maßgeblich die Länge der Verschiebung zwischen den Probekörperhälften (siehe Abbildung 5.11 a). Es zeigt sich aber, dass das Passungsspiel keinen Einfluss auf die Steifigkeiten der Formschluss-, Kraftschluss- und Gleitphase der Verbindung hat.

Auch der Übergang von der Halb- zur Vollkontaktphase wird durch das Passungsspiel beeinflusst. In Abbildung 5.11 b) ist aufgetragen, bei welcher Verschiebung die Gleit- bzw. Halbkontaktphase endet. Mit zunehmendem Bohrungsdurchmesser, (der Bolzendurchmesser bleibt konstant), wird die Gleitphase direkt proportional größer. Bei einem Passungsspiel von $c_H = 0 \text{ mm}$ liegt der Bolzen ganzflächig am Laminat an, es folgt ein direkter Übergang von der Kraftschlussphase in die Vollkontaktphase. Mit Erhöhung des Passungsspiels vergrößert sich zudem noch die erforderliche Kraft P_{voll} , die den Übergang zwischen Halb- und Vollkontaktphase definiert. Bei Passungsspiel

$c_H > 0,04 \text{ mm}$ liegt die Vollkontaktphase außerhalb des modellierten Bereichs der Verbindung.

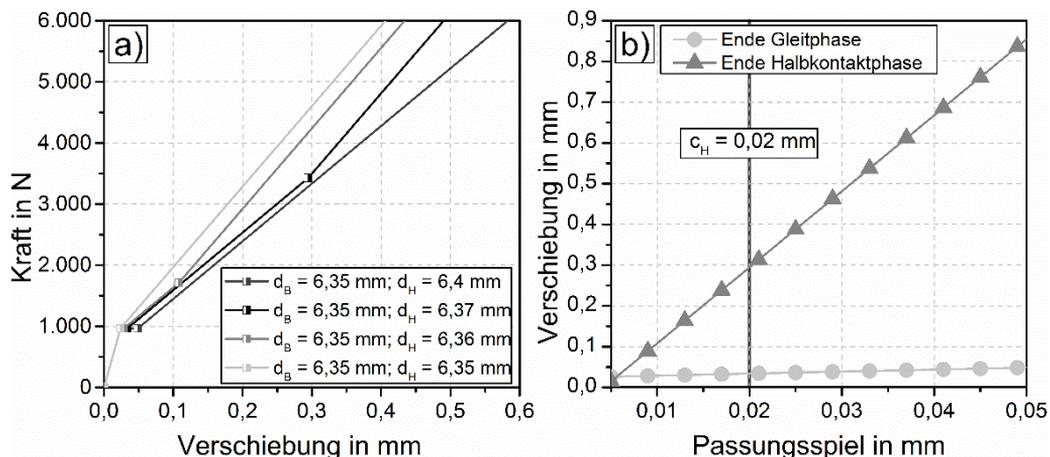


Abbildung 5.11: Einfluss des Passungsspiels eines SLS-Probekörpers mit $\frac{1}{4}$ “ CF-PEEK Bolzen auf a) die Kraft-Verschiebungskurve, b) den Übergang zwischen den Belastungsphasen in Bezug auf die Verschiebung

Bei einer Verbindung ist das Anzugsmoment grundsätzlich ein wesentlicher Parameter, dies gilt ebenfalls für das analytische Modell. In Abbildung 5.12 a) ist das berechnete Systemverhalten einer SLS-Probe für die Anzugsmomente 2 Nm, 4 Nm und 8 Nm in einem Kraft-Verschiebungsdiagramm dargestellt.

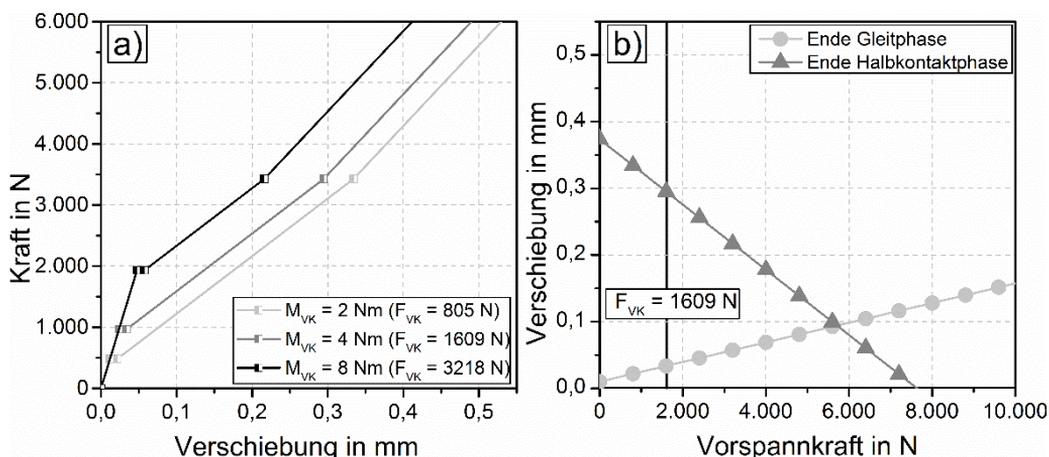


Abbildung 5.12: Einfluss der Vorspannkraft eines SLS-Probekörpers mit $\frac{1}{4}$ “ CF-PEEK Bolzen a) auf die Kraft-Verschiebungskurve, b) den Übergang zwischen den Belastungsphasen in Bezug auf die Verschiebung

Das Anzugsmoment bestimmt nach der Formel 5.1 die Vorspannkraft F_{VK} , die über den Laminateibungskoeffizienten μ den Beginn des Gleitvorganges zu P_{gleit} definiert. Eine

Erhöhung des Anzugmoments hat zur Folge, dass die Verbindung höhere Lasten in der Kraftschlussphase übertragen kann.

Der Zusammenhang zwischen aufgebrachtem Anzugsmoment und Ende der Kraftschluss- bzw. Gleitphase ist dabei proportional (siehe Abbildung 5.12 b). Das Anzugsmoment der Bolzen beeinflusst die Steifigkeiten der Verbindung in den einzelnen Belastungsphasen nicht. Der Übergang von Halb- zu Vollkontaktphase bei P_{voll} erfolgt daher bei derselben Last auf die SLS-Verbindung, allerdings bei kleineren Verschiebungen. Auch dieser Zusammenhang ist, wie in Abbildung 5.12 b) dargestellt, linear.

6 Versagensanalyse bei zyklischer Belastung

In diesem Kapitel werden die Ergebnisse des Versagensprozesses der unterschiedlichen Bolzenverbindungen bei zyklischer Belastung vorgestellt und diskutiert. Das Ermüdungsverhalten der Verbindungen wird bei einem Lastverhältnis von $R = 0,1$ anhand der Steifigkeitsverläufe und der Temperaturentwicklung im Detail analysiert. Eine detaillierte Beschreibung des Versagensprozesses der untersuchten Probenkonfigurationen mit CF-PEEK Bolzen erfolgt mit Hilfe der akustischen Emissionsanalyse. Weiterhin wird der Einfluss von Klemmkraft und Passungsspiel auf das Verbindungsverhalten bei zyklischer Belastung untersucht.

6.1 Ermüdungseigenschaften der einfachen Überlappungsfügung

Die drei Verbindungskonfigurationen mit Ti-Bolzen und CF-PEEK Bolzen werden bei unterschiedlichen Belastungsniveaus auf Ermüdungseigenschaften untersucht. In Abbildung 6.1 sind in einem Wöhlerdiagramm die auf verschiedenen Lasthorizonten jeweils erreichten Ermüdungslebensdauern für SLS-Probekörper mit 3/16“ Ti Bolzen sowie 1/4“ und 3/16“ CF-PEEK Bolzen logarithmisch aufgetragen. Zusätzlich sind in dem Wöhlerdiagramm die quasi-statischen Zugfestigkeiten mit entsprechenden Standardabweichungen für jede SLS-Probekörperkonfiguration dargestellt. Die Auswertung der unterschiedlichen Probekörperkonfiguration erfolgt mit der Methode der kleinsten Fehlerquadrate über der Schwingspielzahl. Mit dem Perlschnurverfahren werden die Mittelwerte und Standardabweichungen sowie die Neigung der Zeitfestigkeitsgeraden ermittelt. Die Zeitfestigkeitsgeraden sind in Abbildung 6.1 durch die Linien für die jeweils abgeschätzten Mittelwerte mit einer Auftretenswahrscheinlichkeit von 50% dargestellt. Die Streuspanne der jeweiligen SLS-Probekörperkonfiguration ist mit Hilfe der 10% und 90% Auftretenswahrscheinlichkeit als gestrichelte Linie abgebildet. Jede Probenkonfiguration ist über die korrigierte Standardabweichung $\tilde{\sigma}_{\log N, \text{korr}}$ der Grundgesamtheit sowie die Neigung k der Zeitfestigkeitsgeraden und Streuspanne T_N definiert. Bei allen zyklischen Versuchen ist das finale Versagen aller Probekörper ein Bruch des Bolzens. Die SLS-Probekörper mit 3/16“ CF-PEEK Bolzen haben die geringste Ermüdungsfestigkeit, weisen aber auch die

kleinste Steigung der Zeitfestigkeitsgeraden auf. Eine geringe Steigung mit hohen Werten für k oder $k \rightarrow \infty$ spricht tendenziell für eine ausgeprägte Langzeitfestigkeit. SLS-Probekörper mit CF-PEEK Bolzen weisen jedoch eine sehr große Streuspanne auf und haben eine Standardabweichung $\tilde{s}_{\log N, \text{Korr}}$ die jeweils außerhalb des idealen Bereichs von 0,1 und 0,3 liegt [100].

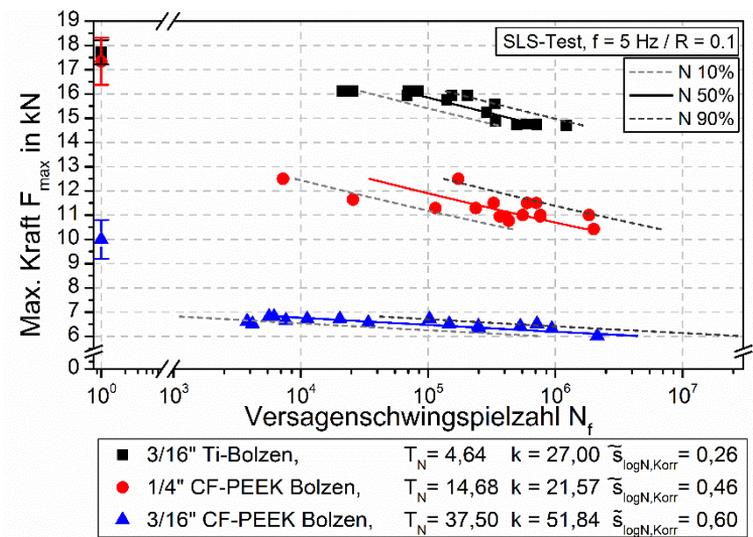


Abbildung 6.1: Wöhlerdiagramm für $R = 0,1$: Versagensschwingspielzahl der SLS-Probekörper mit 3/16'' Ti-Bolzen, sowie 1/4'' und 3/16'' CF-PEEK Bolzen für die jeweilige maximale Kraft, die durchgehende Linie ist die Zeitfestigkeitsgerade, die gestrichelten Linien stellen Auftretenswahrscheinlichkeit von 10% und 90% dar

Grundsätzlich lassen sich die unterschiedlichen Ermüdungseigenschaften der drei SLS-Probekörperkonfigurationen mit den unterschiedlichen Materialeigenschaften der jeweiligen Bolzen erklären. Insbesondere führt die hohe Scherfestigkeit des Titanbolzens zu einer höheren Tragfähigkeit der Verbindung. Enttäuschend ist, dass die Ermüdungsfestigkeit der CF-PEEK Bolzen nur zwischen 60% und 55% der statischen maximalen Zugbelastung liegt, während für den Ti-Bolzen zyklische Belastungen zwischen 85% bis 75% möglich sind. Die geringere Ermüdungsbeständigkeit der CF-PEEK Bolzen im Vergleich zu Ti-Bolzen kann auf Zwischenfaserbrüche (ZfB) bestehend aus Faser-Matrix und Matrix-Versagen zurückzuführen sein, die bereits bei niedrigeren Belastungsniveaus auftreten. Wie bereits für die quasi-statische Belastung gezeigt, treten im Bolzen in Bereichen mit einer hohen Belastungen ZfB auf. Die durch

zyklische Belastung verursachte Reibung zwischen Laminatplatten der Verbindung sowie der innere Reibung aufgrund der von Scherkräften in den Befestigungselementen führt zu einer Dissipation von Energie und damit einer Wärmeentwicklung. Die Probe heizt sich somit auf was eine Beschleunigung des Versagensprozesses zur Folge haben kann. Zudem kann die Qualität der CF-PEEK Bolzen in Form von Faserwelligkeiten und Poren die Festigkeit der Verbindung negativ beeinflussen.

6.1.1 Systemsteifigkeit und Temperaturentwicklung bei zyklischer Belastung

Die Systemsteifigkeit und die Temperaturentwicklung an der Probenoberfläche bieten eine gute Methode, das Systemverhalten der SLS-Probekörper über die Lebensdauer zu beschreiben. In Abbildung 6.2 sind Steifigkeits- und Temperaturanstieg über der normierten Schwingspielzahl exemplarisch für die zyklische Belastung von drei SLS-Probekörpern, montiert mit 3/16“ Ti-Bolzen sowie 1/4“ und 3/16“ CF-PEEK Bolzen aufgetragen.

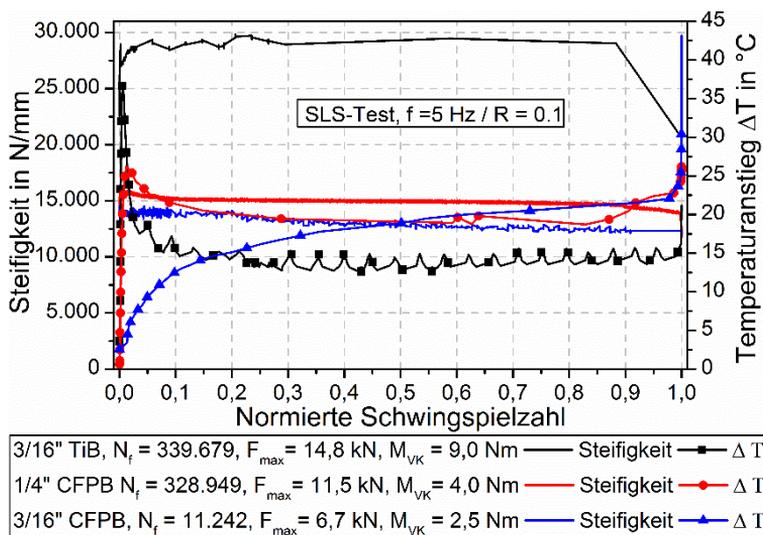


Abbildung 6.2: Steifigkeitsverläufe- und Temperaturanstieg für die SLS-Probekörper mit 3/16“ Ti-Bolzen (TiB) sowie 1/4“ und 3/16“ CF-PEEK Bolzen (CFPB) aufgetragen über der normierten Lebensdauer

Das Systemverhalten der einzelnen Verbindungen ist unabhängig vom Lastniveau bei den einzelnen zyklischen Versuchen. Abbildung 6.2 zeigt repräsentative Messkurven der drei Probekörperkonfigurationen. Die Lebensdauer des SLS-Probekörpers variiert abhängig von den Verbindungsparametern sowie der aufgetragenen maximalen Last. Bei

allen drei SLS-Probekörpern ist zu Beginn der Belastung zunächst ein kurzzeitiger Anstieg gefolgt von einem Abfall der Steifigkeit zu beobachten. Bis 0,9 der normierten Schwingenspielzahl ist die Steifigkeit der Verbindung nahezu konstant. Ein starker Steifigkeitsabfall ist ab etwa 0,99 der normierten Schwingenspielzahl für alle SLS-Probekörper zu beobachten. Abhängig vom Material der Bolzen ist die Systemsteifigkeit der 3/16“ Ti-Bolzen größer als die der CF-PEEK Bolzen. Unterschiede in der Steifigkeit des 3/16“ und 1/4“ CF-PEEK Bolzen sind auf Messungenauigkeiten der jeweiligen Prüfmaschine zurückzuführen.

Die Temperaturverläufe der SLS-Probekörper mit Ti-Bolzen und 1/4“ CF-PEEK Bolzen in Abbildung 6.2 verhalten sich ähnlich wie deren Steifigkeitsverläufe. Ein großer Teil der gemessen Erwärmung der SLS-Probe entsteht durch die Reibung der beiden Probenhälften. Tritt ein Schaden auf, wird Energie frei, die in Form von Wärme an die Umgebung abgegeben wird. Der Temperaturanstieg kurz vor dem Versagen der Probe lässt vermuten, dass die Energie, die mit der Entstehung von Schäden im Bolzen bzw. Lochleibungsschäden in den Laminaten freigesetzt wird, die Effekte der Reibung überlagert.

Bei den SLS-Probekörpern mit 3/16“ CF-PEEK Bolzen ist zu Beginn der Prüfung ein kontinuierlicher Anstieg der Temperatur zu beobachten. Dieses kann zwei Ursachen haben. Aufgrund eines relativ kleinen Anzugmomentes, welches eine geringe Klemmkraft zur Folge hat, ist zu Beginn der zyklischen Belastung nur ein geringer Reibwiderstand zu überwinden. Zum anderen hat die geringe Maximallast je Lastzyklus eine kleinere Belastung der Bohrungswand zur Folge, wodurch die Schädigung und somit die Wärmeentwicklung kleiner ausfällt. Der starke Temperaturanstieg beim finalen Versagen der Verbindungen ist dann auf die starke Schädigung zurückzuführen

6.1.2 Systemverhalten der SLS-Probekörper mit 1/4“ CF-PEEK Bolzen

Das Systemverhalten von SLS-Probekörpern mit 1/4“ CF-PEEK Bolzen ist anhand der Temperatur- und Steifigkeitsverläufe in Abbildung 6.3 gut zu erläutern. Drei identische SLS-Proben werden auf demselben Lastniveau über der normierten Schwingenspielzahl dargestellt. Das Verhalten von Temperatur und der Steifigkeit korrelieren dabei sehr gut. Die großen Unterschiede der Lebensdauer sind auf stark schwankende Qualität der

Bolzen zurück zu führen. In Anlehnung an Reifsnider et al. [107] kann das Ermüdungsverhalten der Verbindung anhand der Kurvenverläufe in drei Phasen eingeteilt werden [4]:

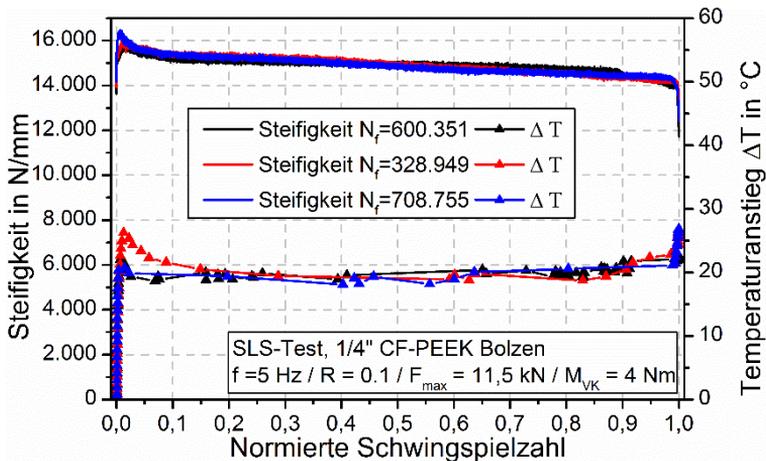


Abbildung 6.3: Steifigkeitsverläufe- und Temperaturanstieg für die SLS-Probekörper mit 1/4“ CF-PEEK Bolzen aufgetragen über der normierten Schwingenspielzahl. Alle Versuche auf einem Lastniveau

Phase I: Im Bereich von 0 bis 0,1 der normierten Schwingenspielzahlen tritt wenige Schwingenspiele nach dem Start der zyklischen Prüfung ein Peak bei ca. 0,01 in der gemessenen Steifigkeit und Oberflächentemperatur auf. Anschließend fällt die Steifigkeit und Temperatur stark ab.

Der Steifigkeitsanstieg bis ca. 0,01 der normierten Schwingenspiele kann mit einem Ausrichten der Bolzen und Laminat zueinander erklärt werden. Dieses Ausrichten der Verbindung, im Folgenden als Setzen bezeichnet, führt dazu, dass der lasttragen Querschnitt der Verbindung zunimmt, was eine Zunahme der Steifigkeit zur Folge hat. Im Fortlauf der Belastung führen elastische und plastische Verformungen des Bolzens und der Bohrungswand sowie im Laminat zu einem Abfall der Steifigkeit. Dieser Effekt wird verstärkt, dass in Folge der elastischen und plastischen Bolzenverformung ein Vorspannkraftverlust auftritt. Da die Temperaturentwicklung, parallel dem Steifigkeitsverlauf folgt, ist sie ein guter Indikator für die Schadensentwicklung und das Systemverhalten der SLS-Proben.

Phasen II: Von 0,1 bis 0,98 der normierten Schwingenspiele liegt ein nahezu stationärer Zustand der Verbindung vor. Es ist nur eine geringe kontinuierliche Steifigkeitsabnahme

und ein konkaver Verlauf der Oberflächentemperatur detektierbar. Der nahezu konstante Steifigkeitsverlauf spricht für eine geringe Schädigung der Verbindung. Dies ist durch eine leichte Reduzierung der gemessenen Oberflächentemperatur ersichtlich. Die kontinuierliche Schädigung der Bolzen und Lamine zum Ende der Lebensdauer führt zu einem schnellen Anstieg der Probenoberflächentemperatur.

Phase III: Das finale Versagen der Verbindung ist durch einen starken Abfall der Steifigkeit in wenigen Schwingspielen charakterisiert. Es bilden sich signifikante Schäden, die zu einem Anstieg in der gemessenen Oberflächentemperatur führen.

Die normierte Darstellung der Temperaturentwicklung führt jedoch zu einer Verzerrung der Ergebnisse. Der Temperaturanstieg auf der Probenoberfläche ist für charakteristische SLS-Probekörper auf einem Lastniveau mit unterschiedlicher Lebensdauer in Abbildung 6.4 dargestellt. Phase I dauert für alle Proben ungefähr 4000 Schwingspiele. In der Phase II ist bis zu etwa 300.00 Schwingspielen, eine kontinuierliche Abnahme der Temperatur zu beobachten. Ursache hierfür kann die durch die Schädigung der Verbindungskomponenten verursachte Abnahme der Klemmkraft sein. Dies resultiert in geringen Reibkräften und kann so zu einer reduzierten Wärmemenge führen.

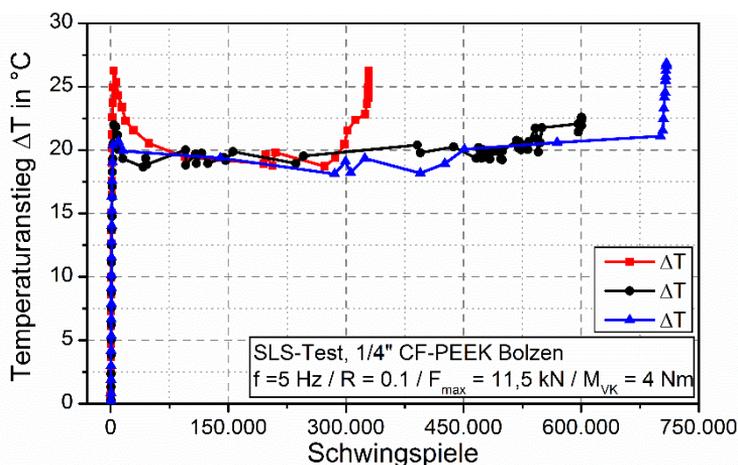


Abbildung 6.4: Temperaturentwicklung SLS-Probekörper mit 1/4" CF-PEEK Bolzen aufgetragen über der Schwingspielzahl

Es ist zu gut zu erkennen, dass die Art der Schadensentwicklung, die zum finalen Versagen der Verbindung in Phase III führen, unterschiedliche Temperaturanstiege aufweist. So steht an starker Temperaturanstieg für eine plötzlich auftretende

Schädigung, die viel Energie in Form von Wärme abgeben. Eine kontinuierliche Schädigung spricht eher für eine kontinuierliche Schädigung bis zum Versagen.

Das Verhalten von 1/4" CF-PEEK Bolzen über die Lebensdauer wird an einem repräsentativen Schwingversuch bei $R = 0,1$ und 5 Hz Belastungsfrequenz in Abbildung 6.5 näher beschrieben. Bei Versuchen mit einer hohen maximalen Belastung und geringen Schwingspielzahlen war es möglich, die Längung der Bolzen mit einem Extensometer sowie den Klemmkraftverlauf der CF-PEEK Bolzen mit einer mit DMS versehenen Unterlegscheibe aus Epoxidharz über die Lebensdauer zu bestimmen.

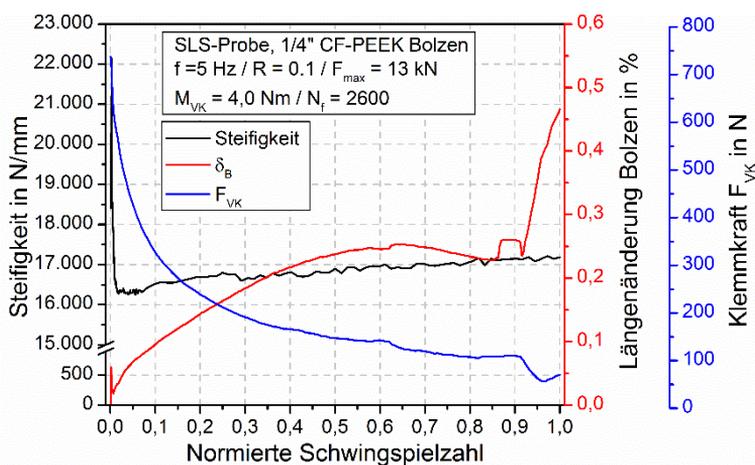


Abbildung 6.5: Steifigkeitsverlauf eines SLS-Probekörpers mit 1/4" CF-PEEK Bolzen mit der maximalen Längenänderung und Klemmkraftverlauf des Bolzen aufgetragen über der normierten Schwingspielzahl

In den ersten Schwingspielen tritt ein starker Klemmkraftverlust auf, der auf Setzeffekte der Verbindung zurückzuführen ist. Es ist zu berücksichtigen, dass die Degradation der Epoxidharz Unterlegscheibe mit in die Messung eingeht. Die Längenänderung des Bolzens, die ab Beginn der Prüfung gemessen wird, deutet darauf hin, dass eine elastische und plastische Verformung des Bolzens auftritt und somit in einer Abnahme der Klemmkraft resultiert.

6.1.3 Temperatureinfluss auf das Systemverhalten der SLS-Verbindung

Die Messung der Oberflächentemperatur ist eine gute Methode, um den Versagensprozess der SLS-Verbindung zu verfolgen. Es ist jedoch zu berücksichtigen, dass Temperaturerhöhungen von wenigen °C schon einen signifikanten Einfluss auf das Versagen faserverstärkter Kunststoffe haben [5, 8]. In einer zyklischen Prüfserie wird

der Einfluss der Umgebungstemperatur auf die Lebensdauer der SLS-Verbindung überprüft. In Abbildung 6.6 sind die Versagensschwingspielzahlen von SLS-Probekörpern, geprüft bei den Umgebungstemperaturen 40°C, 60 °C, 80°C und 100°C, aufgetragen. Bei einem Lastverhältnis von $R = 0,1$ und einer Maximallast von 13,5 kN wurde für die SLS-Proben eine Prüffrequenz von 1 Hz gewählt, so ist der Wärmeeintrag in den Probekörper durch die Reibung vernachlässigbar gering und muss nicht berücksichtigt werden.

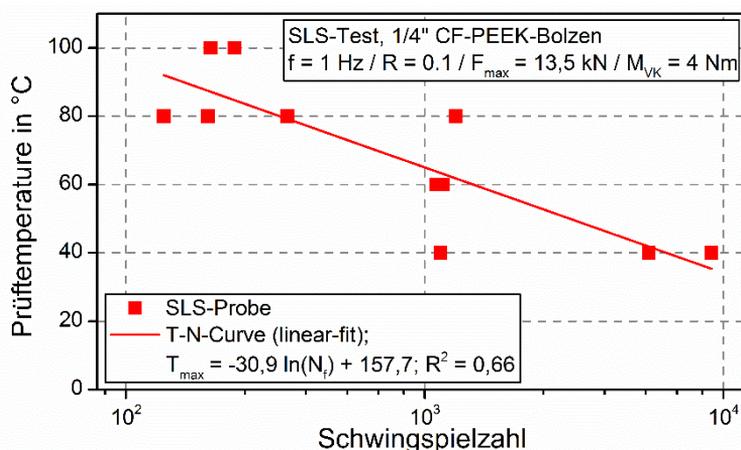


Abbildung 6.6: Versagensschwingspielzahlen von SLS-Probekörper mit 1/4" CF-PEEK Bolzen bei 1 Hz Prüffrequenz bei $F_{max} = 13,5 \text{ kN}$ und unterschiedlichen Prüftemperaturen

Es zeigt sich, dass die Prüftemperatur entsprechend der Theorie einen negativen Einfluss hat. Bei gleicher Belastung versagen die Proben früher, da mit steigender Temperatur die Matrix schneller degradiert. Das Systemverhalten der SLS-Verbindung wird durch eine erhöhte Temperatur nicht beeinflusst. In Abbildung 6.7 sind die Steifigkeit und der Temperaturanstieg für SLS-Probekörper bei einer Prüffrequenz von 1 Hz und 5 Hz auf gleichem Lastniveau dargestellt. Aufgrund der gleichen Maximallast an beiden SLS-Probekörpern ist anzunehmen, dass in den Verbindungen ähnliche Spannungszustände vorliegen. Die unterschiedlichen Prüffrequenzen führen idealerweise lediglich zu unterschiedlich starker Erwärmung der SLS-Probekörper auf Grund von Reibung. Da die Steifigkeitsverläufe bei den beiden Proben nahezu identisch sind, kann davon ausgegangen werden, dass Art und Position der Schäden nicht durch die Temperatur

beeinflusst werden. Die Temperatur nimmt lediglich auf den Zeitpunkt Einfluss, zu dem der Schaden auftritt.

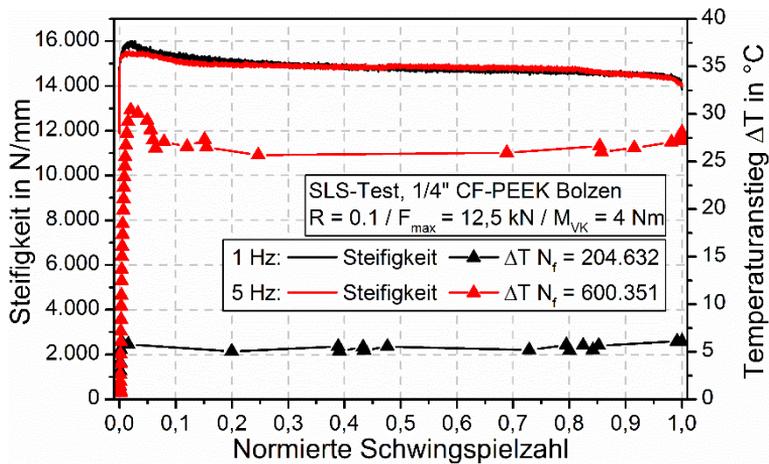


Abbildung 6.7: Gegenüberstellung des Systemverhaltens von SLS-Probekörpern bei Prüffrequenzen von 1 Hz und 5 Hz normiert über der Schwingspielzahl

6.2 Versagensanalyse der SLS-Probekörper

6.2.1 SLS-Probekörper mit Ti-Bolzen

Die Versagensanalyse der zyklischen Belastung von SLS-Probekörper mit 3/16“ Ti-Bolzen zeigt, dass zwei Schadensarten auftreten, Lochleibungsschäden und Bolzenbruch. Über den Ermüdungsversuch bildet sich aufgrund des Belastungszustandes und der Sekundärbiegung ein Lochleibungsschaden ausgehend von den hochbelasteten Kanten der Bohrung.

In der Abbildung 6.8 a) sind in den Schlibfbildern I-IV die Lochleibungsschäden in der Mittelachse einer Probenhälfte abgebildet. Durch die Schrägstellung der Bolzen ist nur eine Kante in den Bildern I und III stark beschädigt und führt zu einer Aufweitung der Bohrung (siehe Abbildung 6.8 b, Bild II). In Bild II der Abbildung 6.8 a) ist zu erkennen, dass das Kippen des Ti-Bolzen ein Delamination im Bereich der Senkung zur Folge hat. Finales Versagen der Verbindung ist immer der Bruch des Ti-Bolzens im Grund des ersten Gewindengangs (Abbildung 6.8 b). Das Bruchbild des Ti-Bolzens lässt vermuten, dass ein Spröbruch auftritt. Typische Rastlinien, die auf einen Ermüdungsriß hinweisen, sind nicht erkennbar. Die durch die zyklische Belastung erzeugte Relativbewegung der Probenhälften gegeneinander verursacht in der Kontaktebene

tribologische Schäden. Diese sind an durch die helle Verfärbung des Laminates in Abbildung 6.8 b), Bild I zu erkennen.

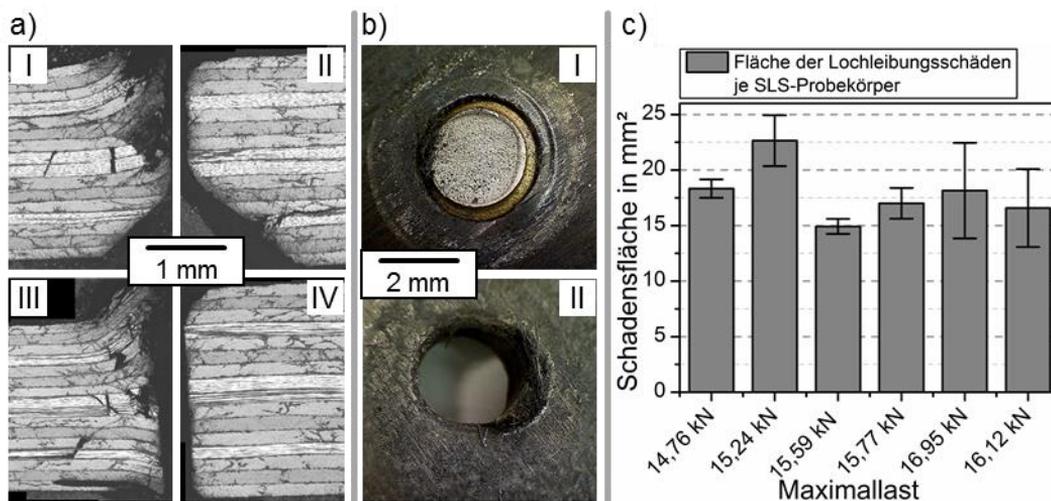


Abbildung 6.8: Lochleibungsschäden an SLS-Probekörpern mit 3/16“ CF-PEEK Bolzen
a) Mittlere Schadensfläche je Lastniveau, b) Schlibbild c) Bruchfläche Bolzen und tribologische Schäden

Die Ausbreitung des Lochleibungsschadens und die Fläche des Lochleibungsschadens kann nicht in Relation zu der Maximallast pro Schwingspiel gebracht werden. Für alle durchgeführten zyklischen Schwingversuche mit den SLS-Probekörpern ist in Abbildung 6.8 c) für das jeweilige Lastniveau die mit dem Röntgenverfahren nach Kap. 3.4.7 bestimmte Schadensfläche.

6.2.2 SLS-Probekörper mit ¼“ CF-PEEK Bolzen

Aufgrund der unerwarteten niedrigen der Ermüdungslebensdauer der CF-PEEK Bolzen in Relation zu ihrer statischen Zugfestigkeit ist eine detailliertere Untersuchung des Versagensverhaltens der CF-PEEK Bolzen notwendig. Zudem ist zu klären, welche Einflüsse die große Streuung in der Ermüdungslebensdauer bei Versuchen auf gleichem Lastniveau verursachen. Die Bewertung der Schadensentwicklung der Probekörper während der zyklischen Belastung ist mit der Steifigkeitsentwicklung möglich. Eine Änderung der Steifigkeit steht in direktem Zusammenhang mit einer durch Schäden verursachten Spannungsumverteilung in der Verbindung und kann ebenfalls nach Reifsnider et al. [107] in drei Lebensdauerphasen unterteilt werden.

Die AE-Analyse bietet eine sehr gute Methode, um die Art der auftretenden Schäden und deren Einfluss auf die Ermüdungslebensdauer zu bestimmen. In Abbildung 6.9 sind für ein Lastniveau repräsentative Steifigkeitsverläufe von jeweils einem SLS-Probekörper mit 1/4" CF-PEEK Bolzen für eine Schwingspielzahl von a) $N_f = 5596$ und b) $N_f = 888.237$ bei gleichem F_{max} aufgezeigt.

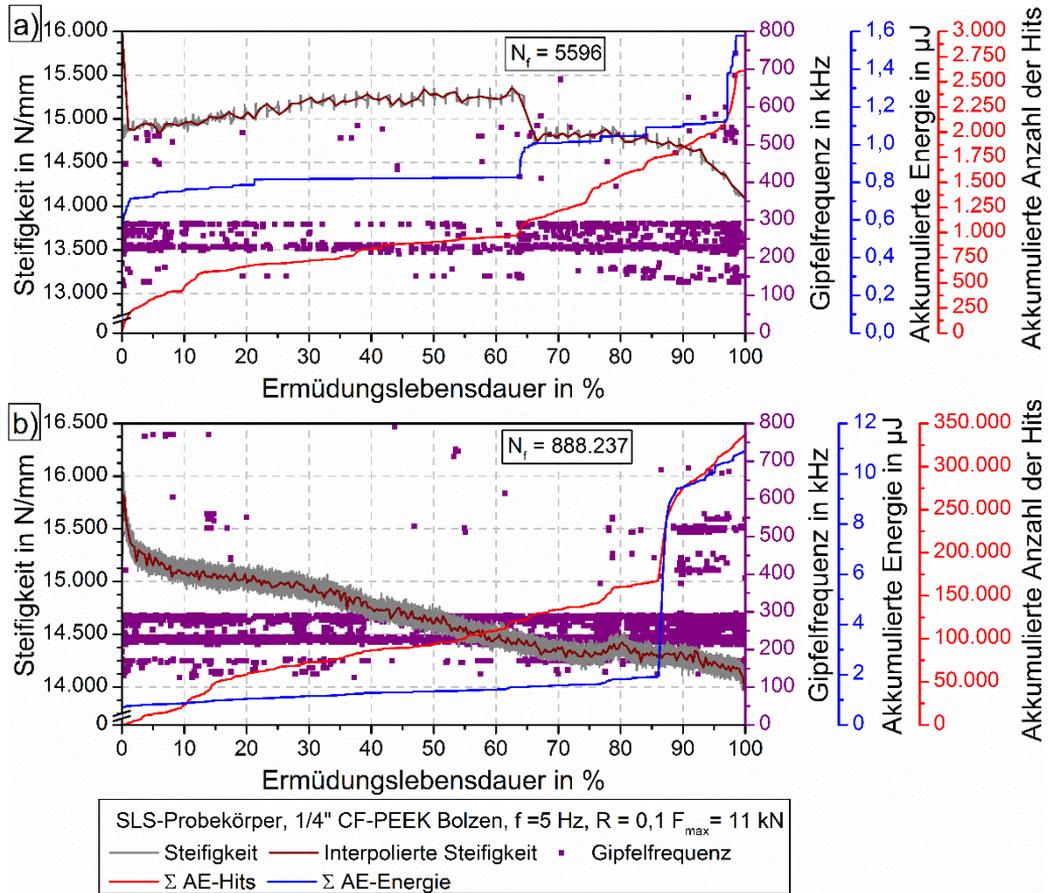


Abbildung 6.9: Steifigkeit über der normierten Ermüdungslebensdauer mit der Gipffrequenz der akkumulierten Energie und die akkumulierte Anzahl der Hits eines SLS-Probekörpers mit 1/4" CF-PEEK Bolzen für: a) $N_f = 5596$ und b) $N_f = 888.237$

Die Steifigkeitsverläufe sind linear interpoliert, um Änderungen während der Belastung hervorzuheben. Die Betrachtung unterschiedlicher Schwingspielzahlen auf einem Lastniveau ermöglichte es, Ursachen für ein schnelles Versagen der SLS-Probekörper zu identifizieren. Wie bereits bei den quasi-statischen SLS-Versuchen können mittels

der Gipffrequenz, der Anzahl und Energie der Hits Rückschlüsse auf das Schädigungsverhalten gezogen werden.

Die aufgezeichneten Hits der Ermüdungsversuchen in Abbildung 6.9 treten in den nach Schoßig [110] definierten Frequenzbändern von 80 – 200 kHz für Matrixversagen, 230 – 300 kHz für Faser-Matrix Versagen und 400 – 800 kHz Faserversagen auf. Es ist zu beobachten, dass ein sprunghafter Anstieg in der akkumulierten Energie der AE-Signale immer mit einer Steifigkeitsänderung der Verbindung einhergeht. Weiterhin ist zu erkennen, dass die Signaldichte im Frequenzbereich von 230 – 300 kHz stark zunimmt. Bei einer näheren Betrachtung dieses Frequenzbereiches sind auf Basis der Ergebnisse aus den quasistatischen SLS-Versuchen zahlreiche Signale detektierbar, die einer Bolzenschädigung entsprechen. Eine schwerwiegende Schädigung des CF-PEEK Bolzens, die zu einem Anstieg der akkumulierten Energie führt, hat in der Regel baldiges Versagen der Verbindung zur Folge.

Anhand der Kurven der akkumulierte Energie und Hits ist die große Differenz in der Lebensdauer der einzelnen SLS-Probekörper auf demselben Lastniveau von 11 kN nicht eindeutig zu erklären. In Summe werden bei einem Dauerschwingversuch mit kurzer Lebensdauer weniger Hits und geringe Energien gemessen.

Aufschluss über die Schädigung ist aber anhand der Energie jedes einzelnen Hits zu erkennen. Abbildung 6.10 stellt die maximale gemessene AE-Energie über 30 Hits der beiden unterschiedlichen Ermüdungslebensdauern der SLS-Probekörper dar. Es ist zu erkennen, dass bei den Proben mit der geringen Ermüdungslebensdauer (siehe Abbildung 6.10 a) die maximale Energie einzelner Hits ein bis zwei Zehnerpotenzen höher liegt, als für die Probe mit hoher Ermüdungslebensdauer in Abbildung 6.10 b.

Eine Untersuchung der Signalcharakteristika zeigt, dass ein Großteil der akustischen Ereignisse mit hoher Energie den Schäden im Bolzen zugeordnet werden können. Eine hohe Energie der AE-Signale lässt zudem darauf schließen, dass die auftretenden Schäden den CF-PEEK Bolzen signifikant schädigen und so zu einem früheren Versagen der SLS-Verbindung führen. Dabei nimmt die Faserorientierung in Bereichen der höchsten Spannungskonzentrationen am Bolzen starken Einfluss auf das Tragverhalten der Verbindungselemente. Je homogener die Ausrichtung der Fasern im Übergang von

Bolzenkopf zu Bolzenschaft im Bereich der Gewinde ist, desto besser ist das Tragverhalten der SLS-Verbindung und damit die Lebensdauer.

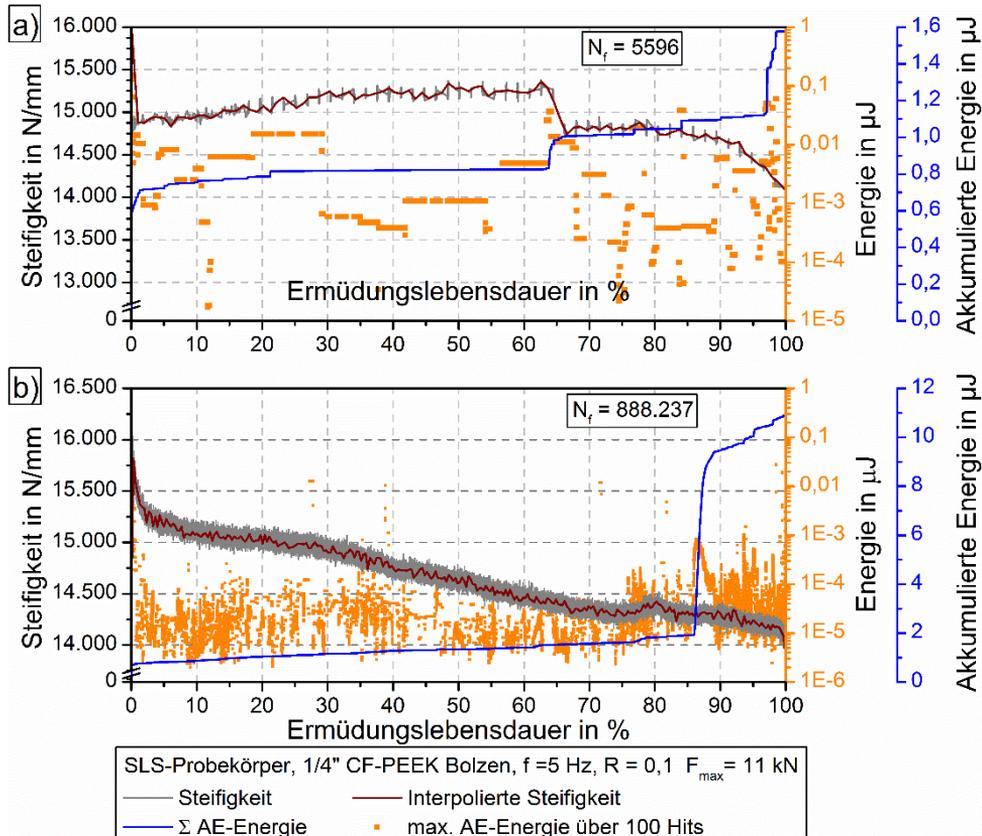


Abbildung 6.10: Steifigkeit über der normierten Ermüdungslebensdauer mit der akkumulierten Energie sowie maximalen Energie gemessen über 30 Hits eines SLS-Probekörpers mit 1/4“ CF-PEEK Bolzen für: a) $N_f = 5596$ und b) $N_f = 888.237$

Das Ermüdungsverhalten eines SLS-Probekörpers lässt sich ebenfalls in drei Phasen einteilen. Auf Basis der AE-Analyse wurden Schliffbilder der 1/4“ CF-PEEK Bolzen zu diskreten Zeitpunkten der Ermüdungslebensdauer angefertigt. Diese Bilder (siehe Abbildung 6.11) ermöglichen es, den Versagensprozess der Bolzen zu beschreiben. Zusammen mit den Ergebnissen aus Abbildung 6.9 und Abbildung 6.10 kann der Versagensprozess wie folgt beschrieben werden:

Phase I: Der durch das Setzen bedingte Anstieg der Steifigkeit zu Beginn der Ermüdungslebensdauer der Verbindung erzeugt keine erkennbaren Schäden in den einzelnen Fügepartnern. Das Setzen der Verbindung dauert unabhängig vom Lastniveau

ca. 4000 Schwingspiele. Erst nach dem Abfall der Steifigkeit treten nach etwa 4% der Lebensdauer die ersten Zwischenfaserbrüche (ZfB) im Übergang von Senkkopf zu Schaft sowie im Kern im Bereich des ersten lastragenden Gewindegangs auf. Die Positionen der ZfB in Abbildung 6.11 a) beruhen auf den Spannungsüberhöhungen der Primärbiegung des Bolzens sowie die Sekundärbiegung des SLS-Probekörpers.

Phase II: In der zweiten Phase (Abbildung 6.9 b) der Belastung sinkt die Steifigkeit kontinuierlich. Die ZfB im Bolzenkopf sowie im Bereich des Gewindes wachsen und verursachen einen weiteren Steifigkeitsabfall. Fertigungsbedingte Defekte, wie z.B. Poren, können das Systemverhalten zusätzlich stark beeinflussen. Untersuchungen verschiedener SLS-Probekörper haben gezeigt, dass sich die ZfB verstärkt in Bereichen mit großer Faserondulation ausbilden. Diese Bereiche liegen i.d.R. im Übergang vom Senkkopf in den Schaftbereich. Im Verlauf der Belastung führen Primär- und Sekundärbiegungen dazu, dass der Senkkopf des CF-PEEK Bolzens abschert. An der Kopfoberseite wird ein Riss sichtbar, der im Verlauf der weiteren Belastung in Umfangsrichtung des CF-PEEK Bolzens wächst (siehe Schema in Abbildung 6.11 b). Dieser Riss entspricht dem ZfB, der im Schliffbild bis an die Oberfläche des Senkkopfes verläuft. Die Lochleibungsschäden im Laminat, gekennzeichnet durch die roten Kästen in Abbildung 6.11 b), bestehen aus Faserbruchstücken, ZfB und Delamination zwischen den Laminatlagen.

Tritt eine signifikante Schädigung der CF-PEEK Bolzen auf, was durch einen Sprung in der akkumulierten Energie (siehe Abbildung 6.9 b) bestimmbar ist, nimmt die Steifigkeit der Verbindung zunächst zu. Ursache hierfür könnte sein, dass die Bolzen sich aufgrund der Beschädigung verformen und damit die Lastaufnahme fläche vergrößert wird. Die primäre Biegung des Bolzens und die sekundäre Biegung der Probe führen so zu einem Verkeilen der Verbindungskomponenten.

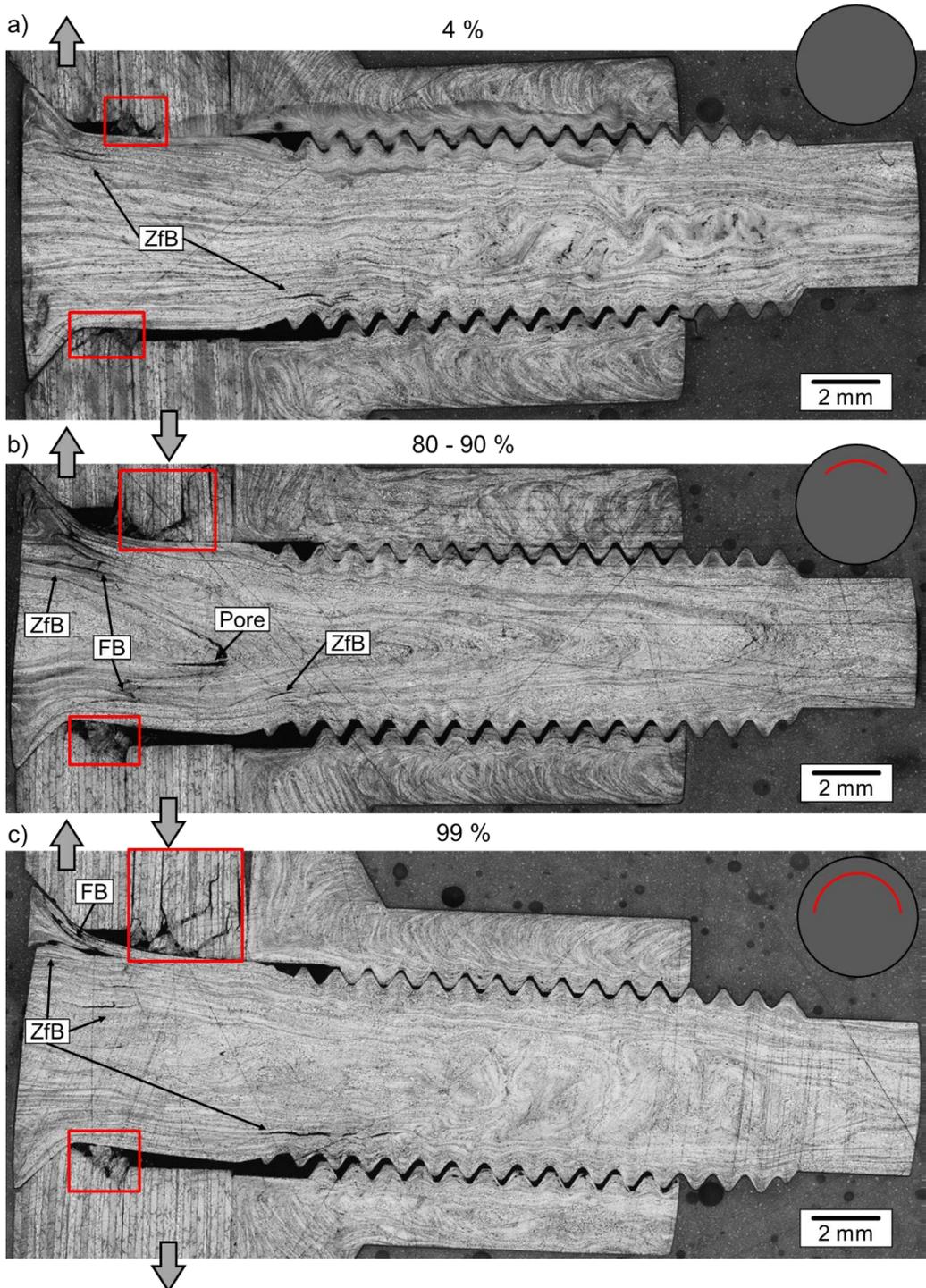


Abbildung 6.11: Versagensmechanismen von $\frac{1}{4}$ " CF-PEEK Bolzen nach a) 4%, b) 80 – 90% und c) 99% der Ermüdungslebensdauer, auftretenden Schäden sind: Lochleibungsschäden der Lamine, Zwischenfaserbrüche (ZfB), Faserbrüche (FB), mit schematischer Rissdarstellung des Bolzenkopfes

Phase III: Das finale Versagen der SLS-Verbindung ist durch einen starken Abfall der Verbindungssteifigkeit gekennzeichnet. In Abbildung 6.11 c) ist der Zeitpunkt bei etwa 99% der Ermüdungslebensdauer dargestellt. Die Lochleibungsschäden in den Laminaten sind deutlich zu erkennen. Ferner ist ein Abscheren des Senkkopfs zu sehen. Der an der Oberfläche des Senkkopfes sichtbare Riss hat sich über die Hälfte des Bolzenumfangs ausgebreitet. Dieser Fehlermodus führt zu einer größeren Auslenkung des Bolzens, was zu einer weiteren Rissöffnung im Gewindeabschnitt führt und den endgültigen Ausfall auslöst.

Die in Abbildung 6.11 dargestellten Schäden der CF-PEEK Bolzen und Laminaten sind bei allen SLS-Probekörpern unabhängig von der Anzahl der Schwingspiele und der maximalen Kraft in der beschriebenen Reihenfolge zu beobachten. Schäden in der CF-PEEK Mutter waren zu keinem Zeitpunkt feststellbar. Die äußere Belastung und die Qualität der Verbindungselemente haben entscheidenden Einfluss auf die Lebensdauer einer Verbindung.

6.2.3 Schadensentwicklung der Laminaten mit ¼“ CF-PEEK Bolzen

Während der zyklischen Belastung sind zwei Arten von Schäden zu beobachten, die Lochleibungsschäden ausgehend von der Bohrungswand und die tribologischen Schäden in der Kontaktebene der beiden Probenhälften. Die auftretenden Lochleibungsschäden, die in Kap. 6.2.2 in ihre Lage und mit Schadensbild beschrieben sind, hängen von einer Vielzahl von Faktoren ab. Wichtig sind die mechanischen Kennwerte wie die inter- und intralaminare Schubfestigkeit, die aber im Rahmen dieser Arbeit nicht näher untersucht werden. Weiterhin nimmt die Güte der gefertigten Bohrung Einfluss auf das Versagensverhalten. Wie bereits im Kapitel 3.2.2 beschrieben, können beim Bohren Schäden an der Bohrungswand entstehen, die den Versagensprozess nachhaltig beeinflussen.

In allen durchgeführten Schwingversuchen mit ¼“ Cf-PEEK Bolzen ist kein direkter Zusammenhang zwischen der Schadensfläche der Lochleibung in Bezug auf die Schwingspielzahl (siehe Abbildung 6.12 a) und der Maximallast (siehe Abbildung 6.12 b) zu erkennen. Es ist anzunehmen, dass die Größe des Lochleibungsschadens neben den mechanischen Kennwerten, vom Kontaktwinkel zwischen Bolzen und Bohrungswand

abhängig ist. Der Kontaktwinkel wird von vielen Faktoren beeinflusst, diese sind das Passungsspiel, die Primärbiegung der Bolzen und der Sekundärbiegung der SLS-Probekörper. Es ist daher nicht möglich, einen Einfluss der Schadensfläche der Lochleibungsschäden in Abhängigkeit von der Schwingspielzahl und der Maximalkraft herzustellen (vgl. Abbildung 6.12)

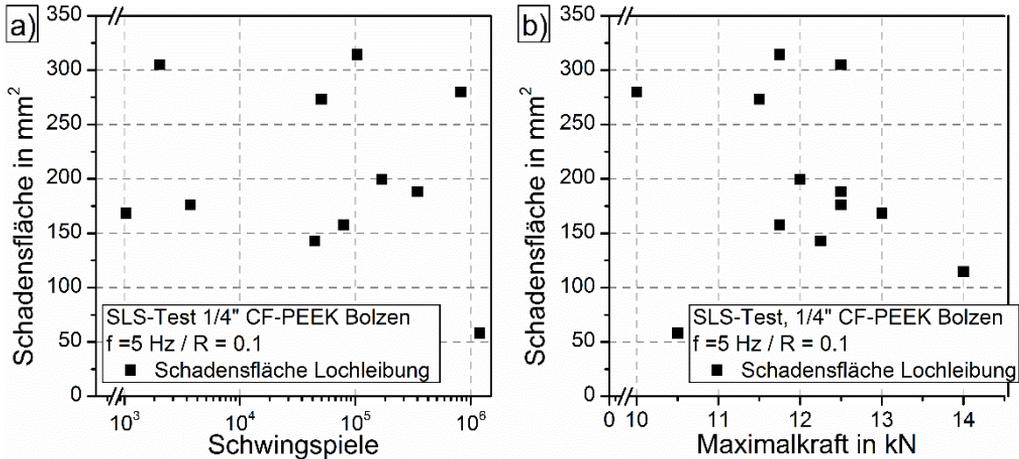


Abbildung 6.12: Schadensfläche einzelner SLS-Probekörper für a) Fläche der Lochleibung über Schwingspielen b) Fläche der Lochleibung über Maximalkraft c) Reibfläche über Schwingspielzahl

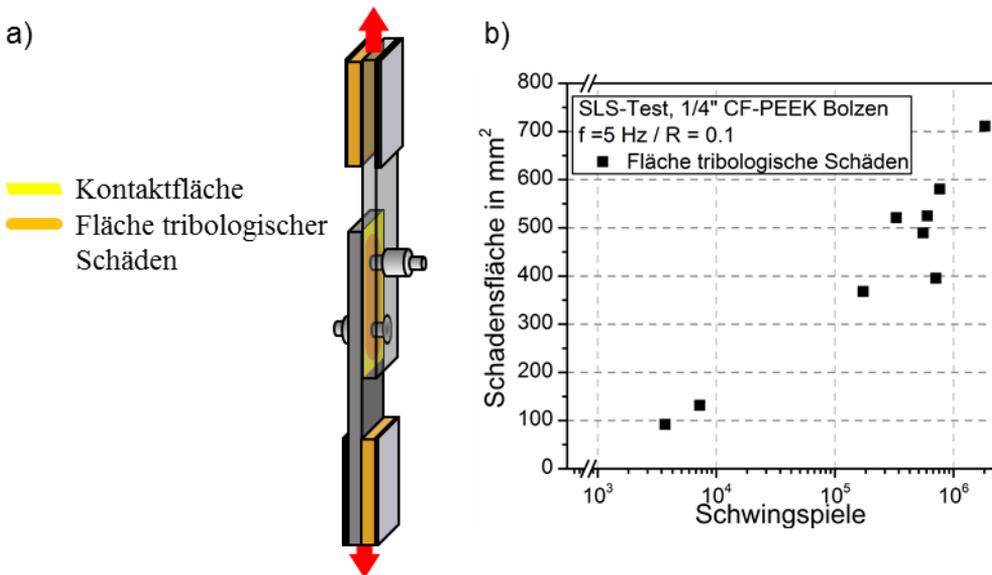


Abbildung 6.13: a) Schematische Darstellung Oberflächenschädigung einer SLS-Probe, b) Fläche tribologischer Schäden aufgetragen über der Schwingspielzahl

Versagensanalyse bei zyklischer Belastung

Die Relativbewegung der beiden Probenhälften zueinander führt in der Kontaktebene der Fügepartner, dargestellt in Abbildung 6.13 a), zu Reibung und damit zu tribologischen Schäden. Diese Oberflächenschädigung steht in direktem Zusammenhang mit den Schwingspielen. In Abbildung 6.13 b) ist zu erkennen, dass bei einer zyklischen Belastung der SLS-Probekörper mit zunehmender Anzahl der Schwingspiele die Fläche der tribologischen Schäden ebenfalls größer wird.

Die auf der Probenoberfläche auftretenden Schäden sind in Abbildung 6.14 dargestellt. Über die Versuchsdauer breitet sich der Schaden ringförmig um die Bohrung sowie zwischen den Bohrungen aus. Der dabei entstehende Abrieb sammelt sich in den Bohrlöchern bzw. an den Probenkanten. Es ist anzunehmen, dass der Abrieb in den Bohrlöchern zu Beginn der Prüfung mit zum Anstieg der Steifigkeit der Verbindung beiträgt. Der Abrieb füllt das Bohrloch auch was effektiv wieder zu einer Vergrößerung der Kontaktfläche im Lasttragen Pfad führt.

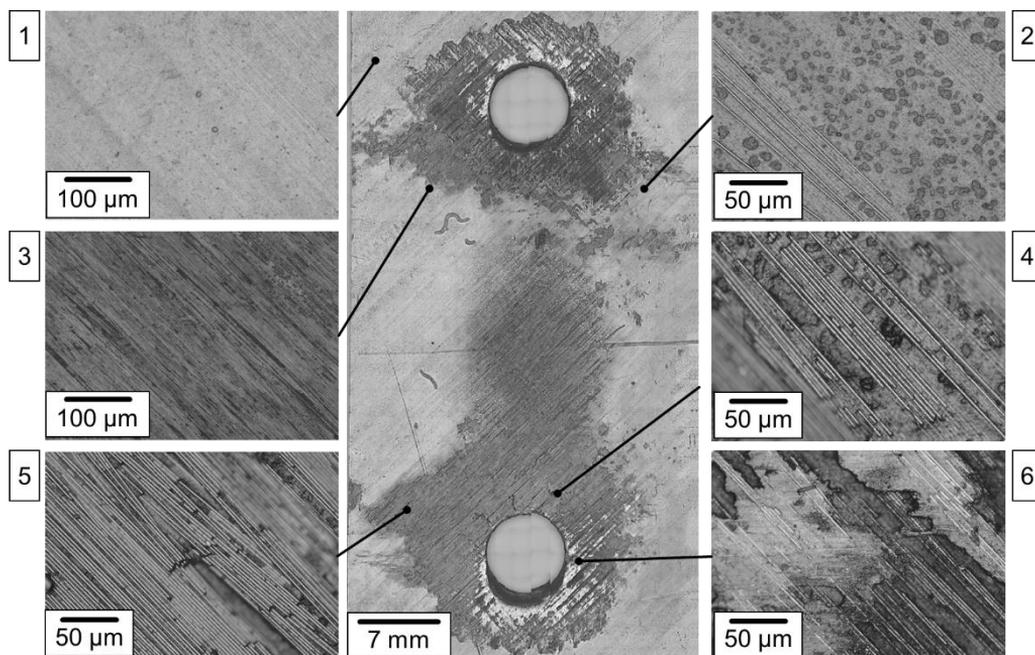


Abbildung 6.14: Tribologischer Schaden in der Kontaktfläche des Probekörpers einer SLS-Verbindung mit $\frac{1}{4}$ “ CF-PEEK Bolzen, Bilder 1-6 zeigen die Schadensentwicklung

Der Verschleiß der Probenoberfläche, ist ein gradueller Vorgang und wird in sechs Entwicklungsstadien unterteilt. Die Stadien des tribologischen Schadensbildes sind in

Abbildung 6.14 in Bild 1 bis Bild 6 dargestellt. Bild 1 zeigt die unbeschädigte Probenoberfläche. Mit Beginn der zyklischen Prüfung tritt Matrixverschleiß auf, dabei wird, wie in Bild 2 zu sehen, die Matrixoberfläche abgerieben und die in der Matrix enthaltenen Thermoplastpartikel freigelegt. Mit andauernder Belastung brechen einzelnen Matrixpartikel heraus, so dass die Fasern teilweise freigelegt werden (siehe Bild 3).

Im nächsten Stadium brechen, wie in Bild 4 zu sehen ist, die ersten Faserstücke ab, die dann nicht mehr in die Matrix eingebettet sind. Es entsteht ein harter Abrieb, der dazu führt, dass großflächig die Fasern freigelegt werden, welches wiederum ein Abbrechen einzelner Fasern zur Folge hat (siehe Bild 5). Direkt am Bohrungsrand tritt der stärkste Abrieb auf. Die starke Schädigung führt, wie in Bild 6 zu erkennen, zu einer großen Anzahl von Faserausbrüchen. In den entstandenen Senken der Probenoberfläche lagert sich der Abrieb an. Dieses sind die hellen Bereich in unmittelbarer Nähe zu den Bohrlöchern (mittleres Bild der Abbildung 6.14).

6.2.4 SLS-Probekörper mit 3/16“ CF-PEEK Bolzen

Die Messergebnisse der zyklischen Prüfung zeigen, dass das Systemverhalten und das Schädigungsverhalten der 3/16“ und 1/4“ CF-PEEK Bolzen ähnlich ist. Der Verlauf der Degradation während einer Ermüdungbelastung in Abbildung 6.15 dargestellt durch den Steifigkeitsverlauf hat drei Phasen nach Reifsnider et al. [107].

In Abbildung 6.15 sind für zwei SLS-Probekörper mit unterschiedlichen Schwingspielzahlen bei gleichem F_{\max} die Steifigkeitsverläufe zusammen mit den Ergebnissen der AE-Analyse über der Ermüdungslebensdauer aufgetragen. Ein Zuordnung der Hits zu den auftretenden Schadensmechanismen erfolgt anhand der Frequenzbändern der Gipfelfrequenzen von 80 – 200 kHz für Matrixversagen, 230 – 300 kHz für Faser-Matrix Versagen und 400 – 800 kHz für Faserversagen. In den Messreihen mit den 3/16“ CF-PEEK Bolzen werden Hits mit Frequenzen zwischen 0 – 80 kHz gemessen. Diese Messergebnisse sind jedoch zu vernachlässigen, da die Resonanzfrequenz der SLS-Probekörper in diesem Bereich liegt. Der Vergleich der beiden SLS-Schwingversuche a) und b) in Abbildung 6.15 mit unterschiedlichen Schwingspielzahlen zeigt, dass die Phase I der Lebensdauer ähnliche

Schwingungszahlen aufweisen. Auch die Anzahl der Hits und die dabei freiwerdende Energie nehmen ähnliche Werte an. Ein wesentlicher Unterschied liegt im Zeitpunkt des sprunghaften Anstiegs der akkumulierten Energie und der Steifigkeitszunahme der SLS-Probekörpern mit 3/16“ CF-PEEK Bolzen. Anhand der Abbildung 6.16 lassen sich die Signale bestimmen, die eine hohe AE-Energie aufweisen

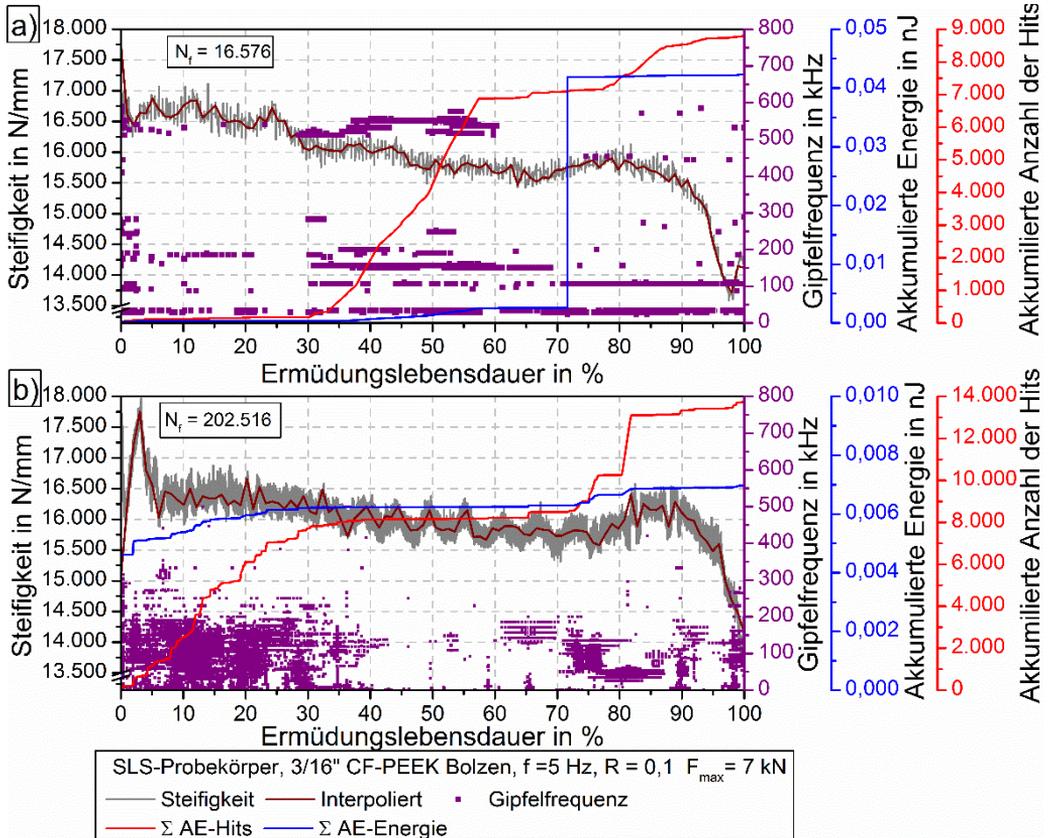


Abbildung 6.15: Steifigkeit über der Ermüdungslebensdauer in % mit der Gipffrequenz der akkumulierten Energie und die akkumulierte Anzahl an Hits eines SLS-Probekörpers mit 3/16“ CF-PEEK Bolzen für: a) $N_f = 16.576$ und b) $N_f = 202.516$

Die Signalcharakteristiken dieser Hits, die im Frequenzbereich von 100 – 300 Hz liegen, besitzen ein ähnliches Energiespektrum wie in Kap. 4.2.4. Es tritt somit ein signifikanter Schaden des CF-PEEK Bolzen auf, der eine Deformation des Bolzens in der Bohrung zur Folge hat und so zu einem Anstieg der Steifigkeit führt.

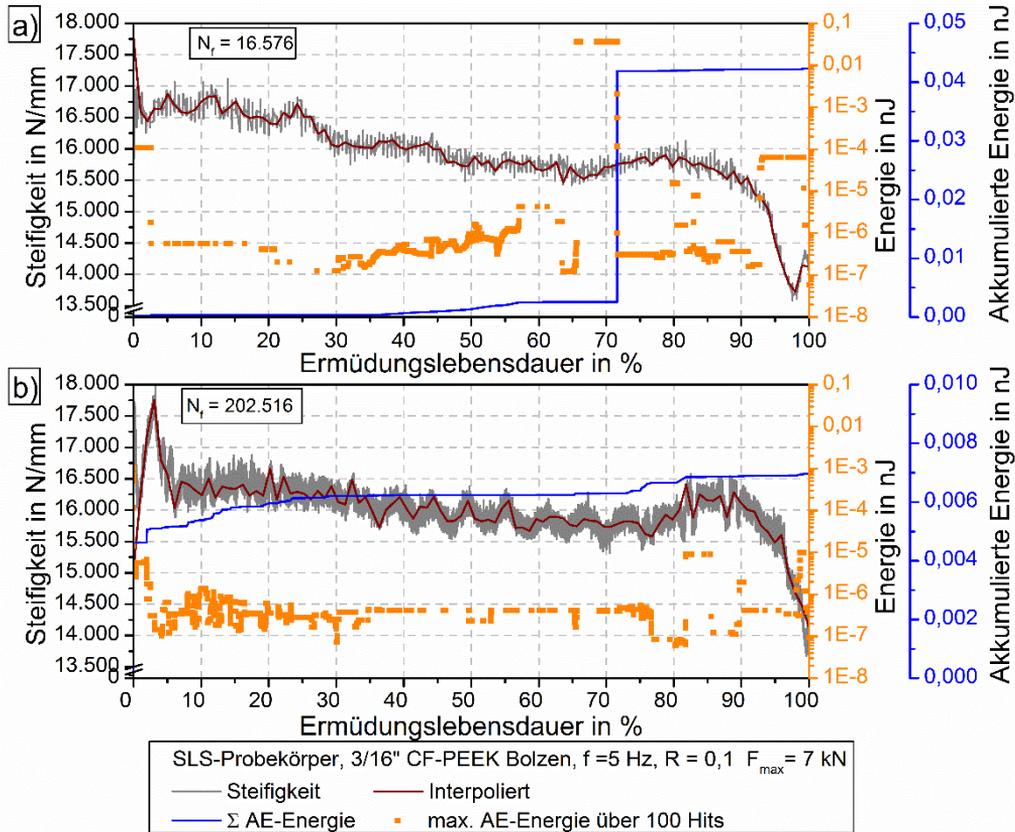


Abbildung 6.16: Steifigkeit über der Ermüdungslebensdauer in % mit der akkumulierten Energie sowie maximalen Energie gemessen über 30 Hits eines SLS-Probekörpers mit 3/16“ CF-PEEK Bolzen für: a) $N_f = 16.576$ und b) $N_f = 202.516$

Die AE-Messungen ermöglichen es, den Zeitpunkt zu bestimmen, und Schliffbilder des jeweiligen Zustandes der Proben aufgrund der Ermüdungsbelastung anzufertigen (siehe Abbildung 6.17).

Phase I: Setzeffekte der Verbindung führen zu einem Anstieg der Steifigkeit. Die starke Abnahme der Steifigkeit nach etwa 5% der Lebensdauer wird durch erste ZfB im Senkkopf des CF-PEEK Bolzens verursacht (siehe Abbildung 6.17 a). Der Senkkopf beginnt vom Schaft abzuscheren, was als Anriss der auf dem Bolzenkopf zu erkennen ist. Die Position des Schadens ist abhängig von den durch Primär- und Sekundärbiegung hervorgerufenen Spannungskonzentrationen. ZfB treten durch Poren begünstigt auch im Bereich der Gewinde auf (siehe Abbildung 6.17 b).

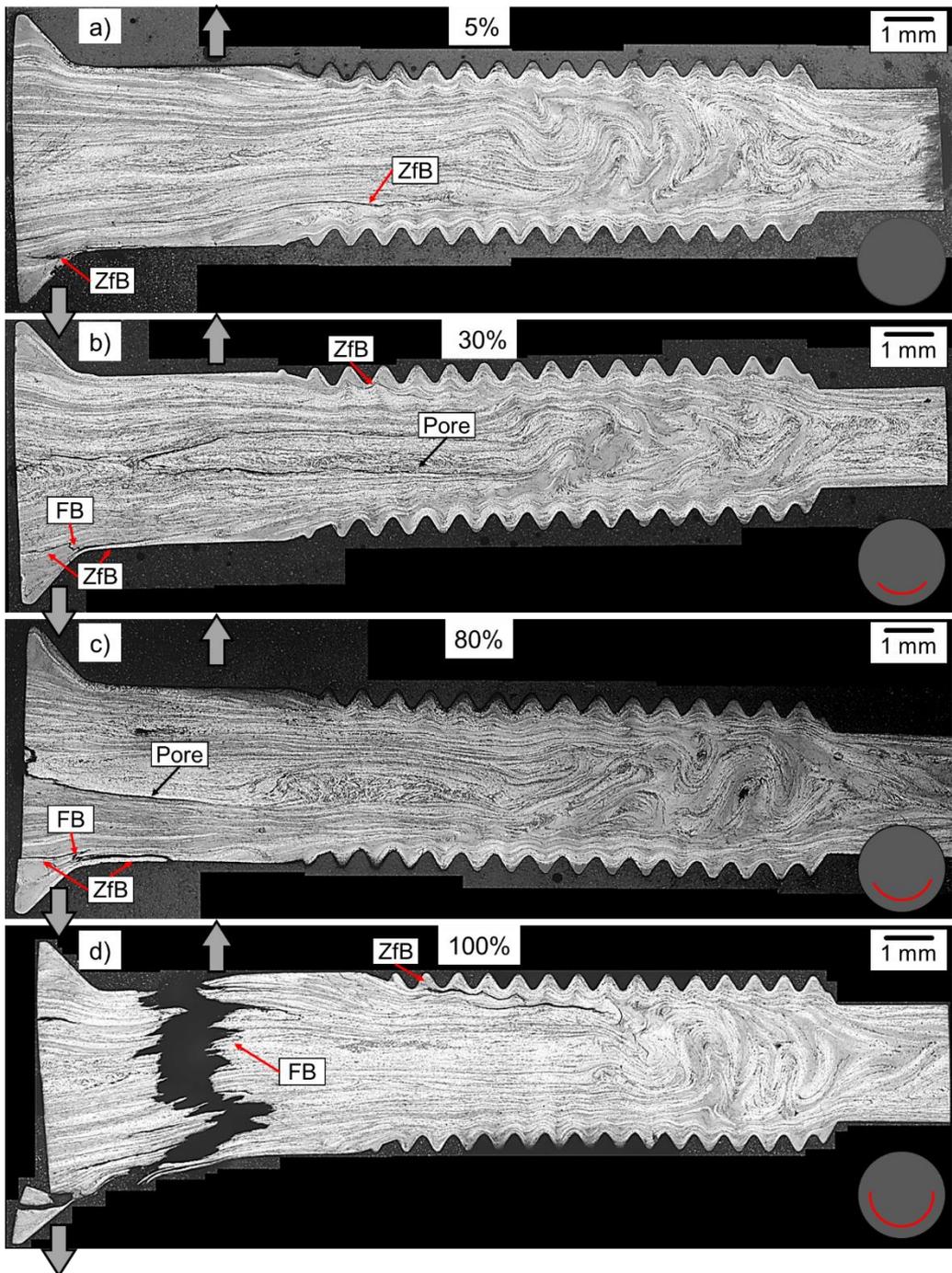


Abbildung 6.17: Versagensmechanismen in einem 3/16“ CF-PEEK Bolzen nach a) 5%, b) 30%, c) 80% und d) 100% der Ermüdungslebensdauer, auftretenden Schäden sind: Zwischenfaserbrüche (ZfB), Faserbrüche (FB), mit schematische Rissdarstellung des Bolzenkopfes (jeweils rechts)

Phase II: Die Steifigkeit nimmt langsam ab. Es sind allerdings eine oszillierende Schwingung auf der Steifigkeitskurve zu beobachten (siehe Abbildung 6.15 b). Diese Schwingung ist allerdings nicht auf Änderungen der mechanischen Eigenschaften der Verbindung wie Schäden oder Temperaturschwankungen des SLS-Probekörpers zurückzuführen. Diese Schwingung sind nur bei Versuchsreihen auf der 250 kN servohydraulischen Prüfmaschine zu beobachten. Aufgrund der vergleichsweise kleinen Prüflasten, hat die Öltemperaturschwankungen einen Einfluss auf das Systemverhalten der Probekörper. Eine Temperaturänderung bewirkt eine Viskositätsänderung des Hydrauliköls. Da die Wegmessung, anhand derer die Steifigkeit bestimmt wird, am Kolben erfolgt, ist anzunehmen, dass die Viskositätsschwankungen mit gemessen werden. Die Entwicklung der Schäden schreitet in der Phase II, wie in Abbildung 6.17 b) und c) für 30% und 80% der Lebensdauer zu erkennen ist, kontinuierlich voran. Der ZfB im Senkkopf bildet sich weiter aus und erste FB treten am Übergang von Senkkopf zum Schaft auf. Dies führt zu einem ZfB zwischen Senkkopf und Schaft, der in Umfangsrichtung der Bolzen über die Ermüdungslebensdauer von Abbildung 6.17 a) zu d) wächst. Dies ZfB ist in Form eines Risses, wie auf dem Senkkopf schematische in den Skizzen der Abbildung 6.17 gezeigt, zu beobachten. Poren, die fertigungsbedingt in den Bolzen auftreten, bilden Spannungsspitzen, die das Auftreten von ZfB begünstigen. Zusätzlich tretend ZfB ausgehend von dem ersten lasttragenden Gewinde auf.

Phase III: Das finale Versagen der SLS-Verbindung erfolgt durch eine starke Abnahme der Steifigkeit. Ursache ist ein Abscheren des Senkkopfes auf dem halben Bolzenumfang. Die ZfB im Gewinde vermindern die Tragfähigkeit der Verbindung zusätzlich. Der komplette Verlust an Tragfähigkeit der Verbindung erfolgt durch den Bruch des Bolzenschaftes. Dieser Versagensmechanismus wird durch zwei Faktoren beeinflusst. Zum einen führt das Scherversagen im Bolzenkopf und die Schwächung des Gewindes zu einer großen Relativbewegung der Probhälften gegeneinander. Zum anderen hat sich der ZfB über die Lebensdauer vom Senkkopf bis in den Schaftbereich hin ausgebildet und erzeugt somit einen Anriss. In den CF-PEEK Muttern der SLS-Probekörper mit 3/16“ CF-PEEK Bolzen ist in keiner Phase der Lebensdauer ein Schädigung zu detektieren.

6.2.5 Schadensentwicklung der Lamine mit 3/16“ CF-PEEK Bolzen

In den Laminaten bilden sich die Lochleibungsschäden von den hochbelasteten Kanten der Bohrung kontinuierlich über die Lebensdauer aus (siehe Abbildung 6.18). Es ist jedoch, wie schon bei der Verbindung mit 1/4“ CF-PEEK Bolzen, kein direkter Zusammenhang zwischen der Ausbreitung des Schadens und der maximalen Kraft bzw. der Anzahl der Schwingspiele zu erkennen. Die Qualität der Bohrungen und der Lamine beeinflussen die Schadensentwicklung signifikant. Auch der Kontaktwinkel zwischen Bolzen und Laminat und die daraus resultierende Belastungsrichtung nehmen Einfluss auf die Lochleibung.

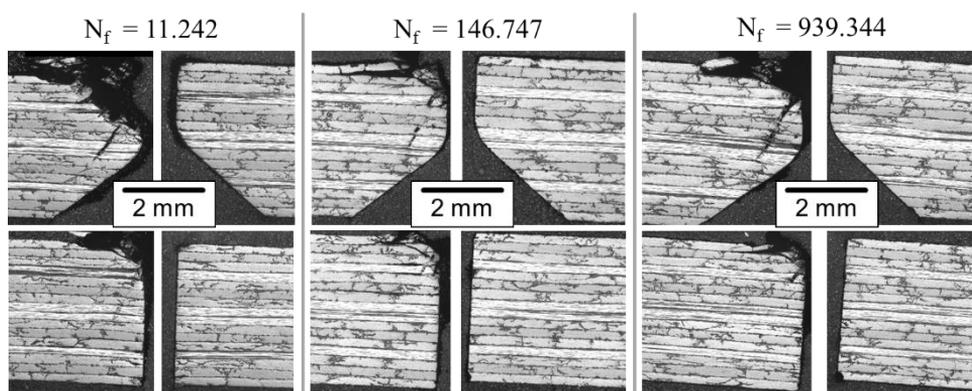


Abbildung 6.18: Lochleibungsschäden einer SLS-Probenhälfte mit 3/16“ CF-PEEK Bolzen für verschiedene Schwingspielzahlen N_f

6.3 Parametereinfluss auf das Systemverhalten

In diesem Teilkapitel wird der Einfluss von Vorspannkraft und Passungsspiel der SLS-Probekörper mit CF-PEEK Bolzen bei zyklischer Belastung auf das Systemverhalten näher untersucht.

6.3.1 Einfluss der Klemmkraft auf das Systemverhalten bei zyklischer Belastung

Die 1/4“ CF-PEEK Bolzen der SLS-Probekörper wurden mit drei Anzugsmomenten von 2Nm, 4Nm und 8Nm montiert. Nach Montage und Setzen ist die Schraubenverbindung mit der Vorspannkraft F_{VK} nach Kapitel 4.3.1 und Abbildung 4.20 vorgespannt und der Bolzen übt eine definierte Klemmkraft aus. Die SLS-Probekörper werden auf verschiedenen Lasthorizonten zyklisch belastet. Die Versagensschwingspielzahlen sind in Abbildung 6.19 für die jeweilige maximale Kraft in einem Wöhlerdiagramm

aufgetragen. Finales Versagen der SLS-Verbindungen ist immer ein Bruch der CF-PEEK Bolzen. Zusätzlich sind in dem Wöhlerdiagramm die quasi-statischen Zugfestigkeiten mit entsprechenden Standardabweichungen für jede SLS-Probekörperkonfiguration dargestellt. Anhand des Perlschnurverfahrens wurden in Richtung der Schwingspielzahlen Mittelwerte, Standardabweichung und die Zeitfestigkeitsgerade ermittelt. Die Zeitfestigkeitsgerade, die die Auftretenswahrscheinlichkeit von 50 % dargestellt, sowie die jeweilige Streubreite mit 10 % und 90 % Auftretenswahrscheinlichkeit sind in Abbildung 6.19 aufgetragen. Die Standardabweichung $\tilde{s}_{\log N, \text{Korr}}$ der Grundgesamtheit, die Neigung k der Zeitfestigkeitsgerade und die Streubreite T_N definieren die jeweilige SLS-Probekörperkonfiguration. Für die SLS-Probekörper montiert mit 4 Nm und 8 Nm Anzugsmoment liegen die Zeitfestigkeitsgeraden sehr dicht beisammen und sprechen für eine vergleichbare Ermüdungslebensdauer. Die große Streuspanne sowie die weit außerhalb der Norm liegende Standardabweichung zeigen, dass die Verbindung nicht zuverlässig ist.

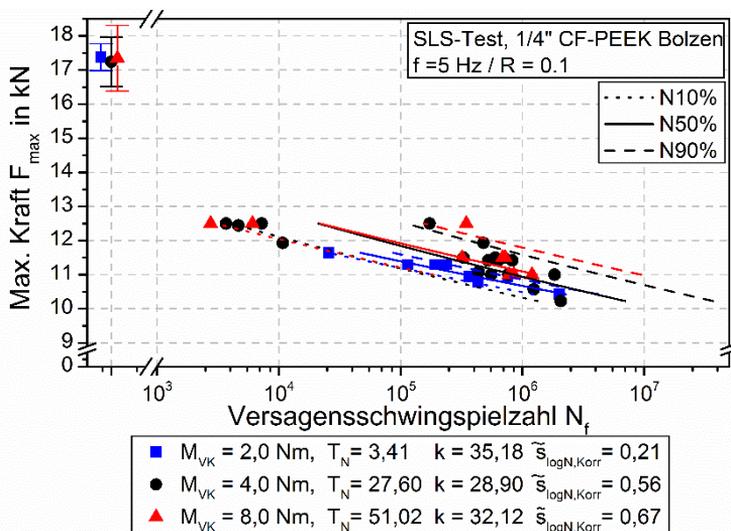


Abbildung 6.19: Wöhlerdiagramm für $R = 0,1$, Versagensschwingspielzahlen der SLS-Probekörper mit $\frac{1}{4}$ '' CF-PEEK Bolzen mit einem Anzugsmoment M_{VK} von 2,0Nm, 4,0Nm und 8Nm, die durchgezogene Linie ist die Zeitfestigkeitsgerade mit den gestrichelten Linien für Auftretenswahrscheinlichkeit von 10% und 90%.

Die SLS-Probekörper, die mit 2 Nm Anzugsmoment montiert wurden, weisen grundsätzlich eine leicht geringere Ermüdungslebensdauer als die anderen beiden Probenkonfigurationen auf. Die geringere Streubreite sowie eine Standardabweichung von 0,21 liegen innerhalb der Norm, damit wird diese Verbindung als theoretisch zuverlässig eingestuft. Zu beachten ist, dass eine Erhöhung der Maximallast auf 12 kN für SLS-Probekörper montiert mit 2 Nm, bereits nach wenigen 100 Schwingspielen versagen. Die geringe Vorspannkraft führt bei den ersten Schwingspielen durch die Sekundärbiegung zu einer zusätzlichen Zugbelastung auf den Bolzen, also zu einer stärkeren Längung des Bolzens. Diese führt in der Folge auch zu einem schnellen Verlust der Klemmkraft des CF-PEEK Bolzens.

Dieses Systemverhalten ist in Abbildung 6.20 ist, mit Hilfe der Dehnungs- und Klemmkraftmessung von 1/4“ Cf-PEEK Bolzen montiert mit 2 Nm und 4 Nm aufgetragen über der normierten Lebensdauer, klar zu erkennen. Das geringe Anzugsmoment hat eine größere Relativbewegung der Probekörperhälften und damit auch eine geringere Steifigkeit der Verbindung zur Folge. Der ungünstigere Belastungszustand der SLS-Proben montiert mit 2 Nm führt zu einem früheren Versagen des CF-PEEK Bolzens.

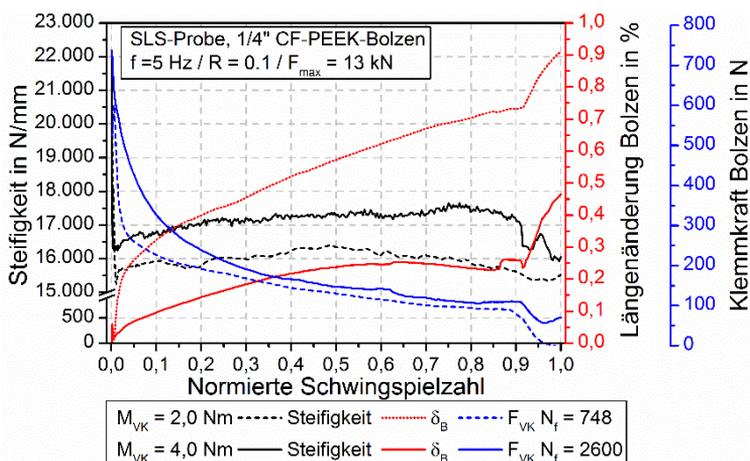


Abbildung 6.20: Steifigkeitsverlauf von SLS-Probekörpern mit 1/4“ CF-PEEK Bolzen montiert mit 2Nm und 4Nm, zusätzlich aufgetragen die maximale Längenänderung und Klemmkraft des Bolzens über der normierten Schwingspielzahl

Grundsätzlich ist in Bezug auf die unterschiedlichen Anzugsmomente und der daraus resultierenden Klemmkräfte kein signifikanter Einfluss auf die Ermüdungslebensdauer zu erkennen. Die Schadensbilder entsprechen den Ergebnissen der quasistatischen

Versuche in Abbildung 6.11. Zudem ist auch hier der Einfluss der Bolzenqualität auf das Versagensverhalten nicht zu vernachlässigen.

Der Einfluss der Vorspannkraft auf das Systemverhalten der SLS-Probekörper, kann anhand der Steifigkeitsverläufe aufgetragen und über der normierten Schwingenspielzahl für drei Lastniveaus in Abbildung 6.21 näher bestimmt werden.

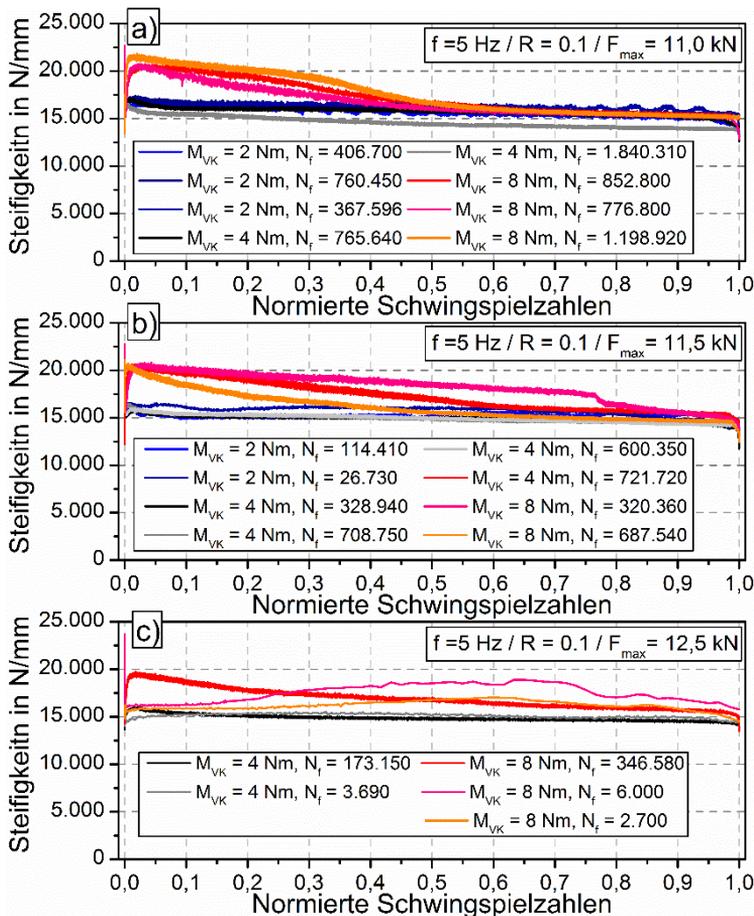


Abbildung 6.21: Steifigkeitsverläufe der SLS-Probekörper mit Anzugsmomenten von 2 Nm, 4 Nm und 8 Nm auf den Lastniveaus: a) 11,0 kN b) 11,5 kN und c) 12,5 kN

Zu Beginn der Lebensdauer weisen die SLS-Probekörper ein um 5 bis 10 kN höher Systemsteifigkeit auf, als die SLS-Probekörperkonfigurationen montiert mit 2 Nm und 4 Nm. Bedingt durch die größere Klemmkraft, wird ein großer Anteil der äußeren Belastung mittels Kraftschluss in den einzelnen Belastungsphasen übertragen. Während der zyklischen Belastung verringert sich die Vorspannkraft verursacht durch die

kontinuierliche Schädigung der Fügepartner, und die Steifigkeit der SLS-Probekörper montiert mit 8 Nm fällt kontinuierlich bis auf das Steifigkeitsniveau der Verbindungskonfigurationen montiert mit 2 Nm und 4 Nm. Werden die Probekörper mit einem Anzugsmomenten von 2 und 4 Nm montiert, so wird die äußere aufgebrachte Last zu einem größeren Anteil durch den Formschluss der Verbindung übertragen. Die Steifigkeiten dieser Verbindungskonfigurationen erscheinen daher auf den verschiedenen Lastniveaus als nahezu identisch.

Ein Indiz, dass aufgrund einer höheren Klemmkraft die Lastübertragung in den einzelnen Belastungsphasen der Verbindung durch Kraftschluss erfolgt, sind die maximalen Temperaturanstiege in den einzelnen Belastungsphasen der Ermüdungslebensdauer. Die Temperaturmessung in den drei Lebensdauer Phasen erfolgt wie in Abbildung 6.22 a) schematisch dargestellt mit T_1 , und T_3 als diskrete Spitzenwertmessung der Phasen I und III und T_2 als gemittelter Temperaturwert über die Phase II. In Abbildung 6.22 b) ist zu erkennen, dass der Temperaturanstieg der SLS-Probekörper montiert mit 4 Nm unabhängig vom Lastniveau immer größer ist als, bei den Probekörpern mit 8 Nm.

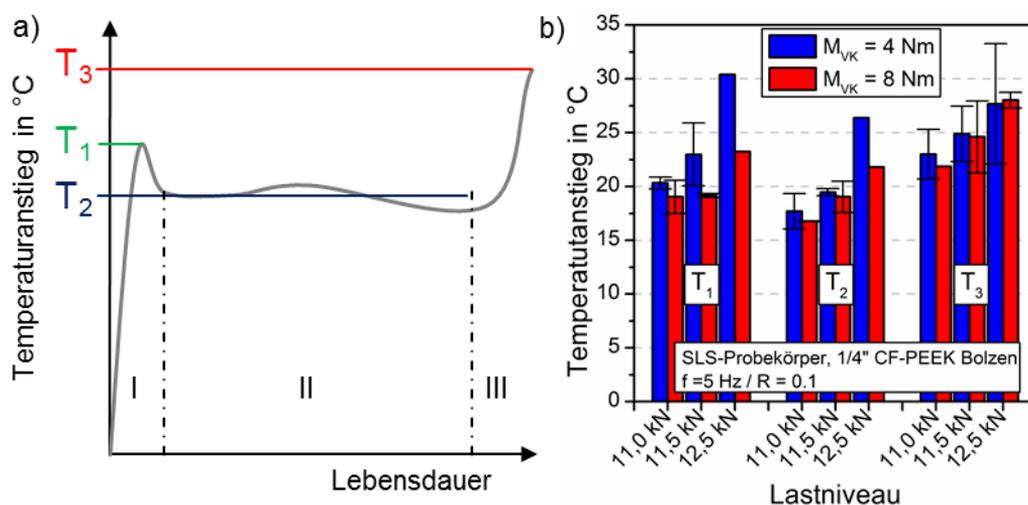


Abbildung 6.22: a) Temperaturanstieg T_1 , T_2 , und T_3 der drei Ermüdungslebensdauerphasen b) Schematische Darstellung der Temperaturmessungen über die Lebensdauer mit T_1 , und T_3 als diskrete Spitzenwertmessung für die Phasen I und III sowie T_2 als gemittelter Temperaturwert über die Phase II

SLS-Probekörper mit höherem Anzugsmoment weisen eine geringe Relativbewegung der Probenhälften zueinander auf, was eine geringere Erwärmung der Probe zur Folge

hat. Dieser Effekt ist sehr deutlich in der ersten und zweiten Phase für das Lastniveau von 12,5 kN zu beobachten (siehe Abbildung 6.22 b).

Die geringe Relativbewegung der SLS-Probekörper montiert mit 8 Nm, ist anhand der Fläche der tribologischen Schäden in der Kontaktebene der beiden Probenhälften zu erkennen. Der Vergleich der geschädigten Fläche der SLS-Proben montiert mit einem Anzugsmoment M_{VK} von 4 und 8 Nm aufgetragen über der Schwingspielzahl zeigt in Abbildung 6.23 a), dass die SLS-Proben montiert mit 8 Nm Anzugsmoment bei nahezu gleicher Reibfläche mehr Schwingspiele ertragen. Für beide Probekörperkonfigurationen nimmt die Reibfläche über die Schwingspielzahl zu.

Die mittlere Fläche der tribologischen Schäden, aufgetragen in Abbildung 6.23 b), zeigt für jedes Lastniveau, dass für größere Anzugsmomente bei der Montage die Schadensfläche 10 – 50 mm² kleiner ist. Die große Standardabweichung der Reibfläche für die jeweiligen Lastniveaus deutet auf jeweils stark variierende Schwingspielzahlen der SLS-Probekörper hin.

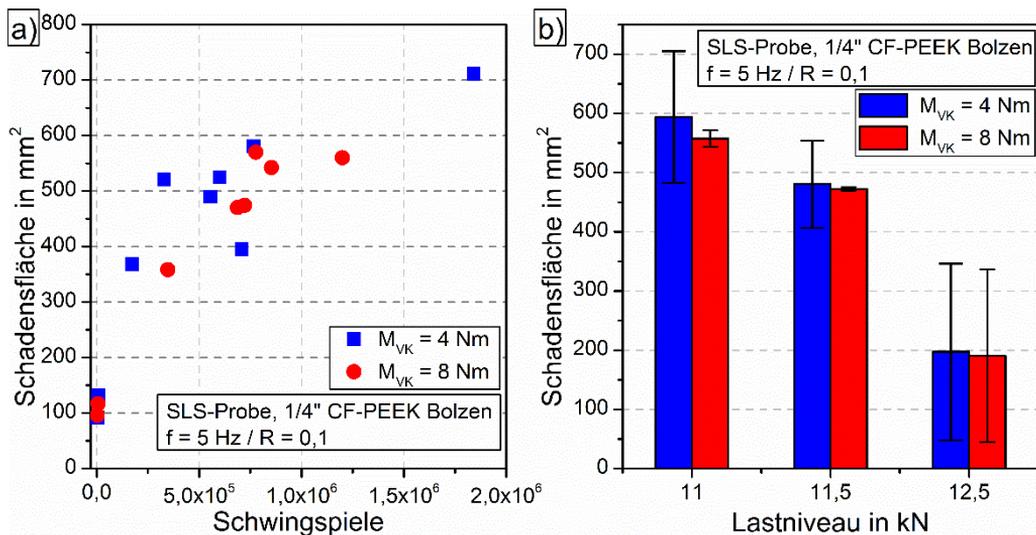


Abbildung 6.23: Tribologische Schadensfläche von SLS-Probekörpern mit 1/4'' CF-PEEK Bolzen montiert mit 4 und 8 Nm a) Reibfläche aufgetragen über der Schwingspielzahl; b) mittlere Reibfläche der jeweiligen Lastniveaus

Aus den Messergebnissen kann geschlossen werden, dass eine höhere Vorspannkraft zu einer besseren Kombination aus Kraftschluss und Formschluss in der Lastübertragung bei zyklischer Belastung der Verbindung führt. Je größer die Vorspannkraft, desto größere Lasten sind nach Formel 5.1 notwendig, um die Relativbewegung der

Probekörperhälften zu erzeugen. Eine geringere Bewegung der Verbindungskomponenten zueinander reduziert die Schädigung. Eine großes Anzugsmoment der CF-PEEK Bolzen kann allerdings schon zu einer frühen Schädigung des Bolzens führen.

6.3.2 Einfluss des Passungsspiels auf das Systemverhalten bei zyklischer Belastung

SLS-Probekörper montiert mit 3/16“ CF-PEEK Bolzen sowie drei verschiedenen Passungsarten, Presspassung ($d_H = 4,7$ mm), Übergangspassung ($d_H = 4,8$ mm) und Spielpassung ($d_H = 5,0$ mm), wurden auf jeweils drei definierten Lastniveaus zyklisch belastet.

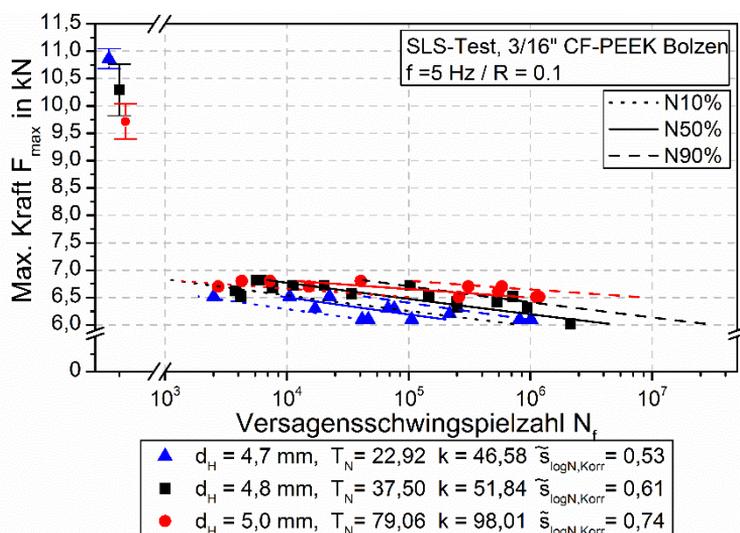


Abbildung 6.24: Wöhlerdiagramm für $R = 0,1$, Versagensschwingspielzahl der SLS-Probekörper mit 3/16“ CF-PEEK Bolzen für drei verschiedene Passungsarten, Presspassung ($d_H = 4,7$ mm), Übergangspassung ($d_H = 4,8$ mm) und Spielpassung ($d_H = 5,0$ mm) für die jeweilige maximale Kraft, die Linie ist die Zeitfestigkeitsgerade, die gestrichelten Linien stellen Auftretenswahrscheinlichkeit von 10% und 90% dar.

In dem Wöhlerdiagramm in Abbildung 6.24 sind die jeweiligen Versagensschwingspielzahlen zusammen mit den statischen Zugfestigkeiten aufgetragen. Finales Versagen der SLS-Verbindungen ist immer ein Bruch der CF-PEEK Bolzen. Anhand des Perlschnurverfahrens wird in Richtung der Schwingspielzahlen die Zeitfestigkeitsgerade und Standardabweichung der drei Passungskonfigurationen ermittelt. Die drei SLS-Probekörperkonfigurationen werden

wieder anhand der Standardabweichung $\tilde{s}_{\log N, \text{kor}}^2$ der Grundgesamtheit, der Neigung k der Zeitfestigkeitsgeraden und der Streuspanne T_N verglichen. Die Zugfestigkeit und die Ermüdungslebensdauer stehen in einem umgekehrten Verhältnis zueinander. So tritt bei den quasi-statischen Versuchen für die Presspassung die höchste und bei der Spielpassung die geringste mittlere Zugfestigkeit auf.

Die höchste Ermüdungslebensdauer wird für die Spielpassung gemessen. Die Streubreite sowie die Standardabweichung nehmen mit dem Bohrungsdurchmesser zu, die Steigung der Zeitfestigkeitsgerade nimmt für größere Bohrungsdurchmesser jedoch ab. Ein größeres Passungsspiel ermöglicht dem CF-PEEK Bolzen in der zyklischen Belastungsphase sich elastisch und plastisch zu verformen, was allem Anschein nach einen leicht positiven Effekt auf die Ermüdungslebensdauer hat.

Zum besseren Verständnis dieses Effektes, werden in Abbildung 6.25 für das Lastniveau I (hohe Lasten/geringe Schwingenspielzahlen) repräsentative Steifigkeitsverläufe der drei Passungsarten, Presspassung ($d_H = 4,7$ mm), Übergangspassung ($d_H = 4,8$ mm) und Spielpassung ($d_H = 5,0$ mm) über der normierten Schwingenspielzahl dargestellt. Deutlich ist zu erkennen, dass der SLS-Probekörper mit einer Spielpassung zu Beginn der Ermüdungslebensdauer die geringste Steifigkeit aufweist. Für die Presspassung sind in der Phase II geringfügig höher Steifigkeiten auf einem Lastniveau zu beobachten. Dies ist auf die kleineren Relativbewegungen der Probekörperhälften zueinander zurückzuführen. Die Temperaturanstiege in Abbildung 6.25 geben zudem näheren Aufschluss über das Systemverhalten der Verbindungsarten. Die größere Relativbewegung der Probekörperhälften mit Spielpassung hat einen stärkeren Temperaturanstieg aufgrund der Reibung gleich zu Beginn der zyklischen Belastung zur Folge. Mit Abnahme des Bohrungsdurchmessers ist der Temperaturanstieg der SLS-Probekörper über die Schwingenspiele kleiner. Die Passung hat also einen großen Einfluss auf das Versagensbild der Verbindung. Finales Versagen der Verbindung ist immer ein Bruch der Bolzen. Die auftretende Bolzenschädigung der zyklischen Versuche entsprechen aufgrund der gleichen Belastungssituation und Versagensmechanismen den Schadensbildern der quasi-statischen Versuche in Abbildung 4.26. Das Schadensbild der zyklischen Belastung für die Lochleibungsschäden setzt sich für alle Passungsarten aus Delamination, Faserbruch und Zwischenfaserbruch zusammen und ist damit

vergleichbar zu den Ergebnissen der quasi-statischen Versuche. Es sind jedoch Unterschiede bei der Schadensfläche bezogen auf das Lastniveau und die Passungsart zu beobachten.

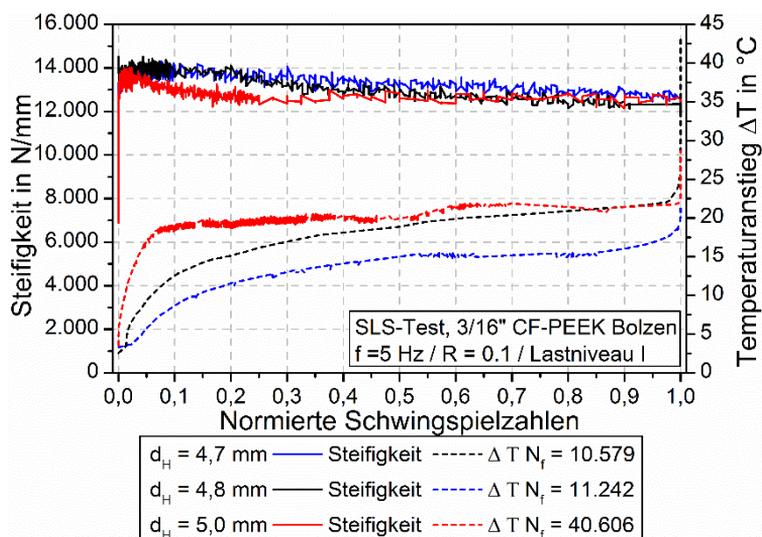


Abbildung 6.25: Repräsentative Steifigkeitsverläufe und Temperaturanstieg der SLS-Probekörper mit 3/16" CF-PEEK Bolzen für drei verschiedene Passungsarten, Presspassung ($d_H = 4,7$ mm), Übergangspassung ($d_H = 4,8$ mm) und Spielpassung ($d_H = 5,0$ mm) aufgetragen über der normierten Schwingspielzahl auf einem Lastniveau.

In Abbildung 6.26 sind die Flächen der jeweiligen Lochleibungsschäden für die verschiedenen Passungsarten der drei Lastniveaus aufgetragen. Unabhängig vom Lastniveau weisen die SLS-Probekörper mit der Spielpassung die größte Schadensfläche auf, gefolgt von der Übergangspassung und der Presspassung. Bei Presspassung nimmt die Schadensfläche erwartungsgemäß mit sinkender maximaler Last ab. Für die anderen Passungsarten ist ein solcher Effekt nicht erkennbar. In der Übergangs- und Spielpassung, sind aufgrund des Spiels zwischen Bolzenschaft und Bohrungswand die Komponenten der Verbindung unterschiedlich zueinander positioniert. In der Belastung treten aufgrund der Primär- und Sekundärbiegung unterschiedliche Belastungen der Bohrungskanten auf. Dies führt dann zu einer unterschiedlichen Lochleibungsschädigung der Lamine. Die Streuung der Fläche der Lochleibungsschäden wird zusätzlich auch von den mechanischen Eigenschaften der Lamine bestimmt.

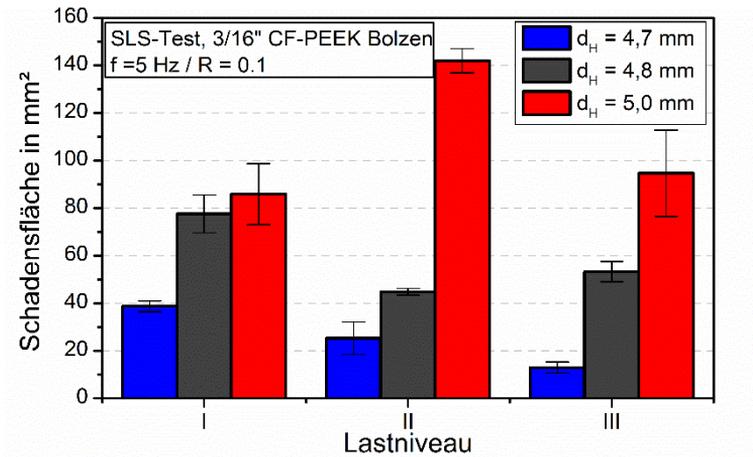


Abbildung 6.26: Mittlere Fläche der Lochleitungsschäden der SLS-Probekörper auf den drei Lastniveaus für die unterschiedlichen Passungsarten; Presspassung ($d_H = 4,7$ mm), Übergangspassung ($d_H = 4,8$ mm) und Spielpassung ($d_H = 5,0$ mm).

7 Diskussion

Auf Basis der experimentellen und analytischen Betrachtung der FKV-Verbindung mit CF-PEEK Senkkopfbolzen kann das Systemverhalten bei quasi-statischer und zyklischer Belastung und bei den resultierenden Versagensprozessen mit Hilfe eines Modells eindeutig beschrieben werden. Die akustische Emissionsanalyse bietet eine hervorragende Möglichkeit, den Versagensprozess der Verbindung auf mikroskopischer Ebene zu verfolgen und zu bestimmen. Dabei hat sich gezeigt, dass neben der Frequenzanalyse vor allem die Energie der akustischen Ereignisse ein sehr guter Indikator für eine signifikante Schädigung der Verbindung bei quasi-statischen und zyklischer Belastung ist. Die Auswertung der einzelnen AE-Signale ermöglicht eine eindeutige Zuordnung des jeweiligen Schadens.

Auf Basis der Literaturrecherche sowie mit Hilfe der Ergebnisse der durchgeführten experimentellen Versuche kann das Systemverhalten einer SLS-Verbindung mit CF-PEEK Bolzen bei quasi-statischer Belastung - wie in Abbildung 7.1 dargestellt - beschrieben werden. Zudem konnte gezeigt werden, dass die Steifigkeit der Verbindung, aufgetragen über der Verschiebung, ein sehr guter Indikator für das System- und Schädigungsverhalten ist. In der Kraftschlussphase erfolgt die Lastübertragung reibschlüssig. Elastische Deformationen sowie Schäden an den CF-PEEK Bolzen sind zu diesem Zeitpunkt nicht nachweisbar (siehe Abbildung 7.1 a). Die Gleitphase ist in dem Kraft-Verschiebungsdiagramm nur bei großen Spielpassungen eindeutig zu beobachten. Anhand des Steifigkeitsverlaufs ist der Übergang von Kraftschluss hin zum Formschluss der Verbindung eindeutig gekennzeichnet (siehe Abbildung 7.1 b). Die Aufteilung der Formschlussphase in Halbkontakt- und Vollkontaktphase ist anhand der Messergebnisse eindeutig nachzuweisen. Diese Betrachtungsweise unterstützt die genauere Abbildung des Systemverhaltens mit Hilfe des analytischen Modells. Eine Schädigung der CF-PEEK Bolzen ist in der Halbkontaktphase nicht zu detektieren. In der Vollkontaktphase tritt, in Kombination mit der Sekundärbiegung der SLS-Verbindung, zunächst eine rein elastische Verformung des Senkkopfes des CF-PEEK Bolzens auf (siehe Abbildung 7.1 c).

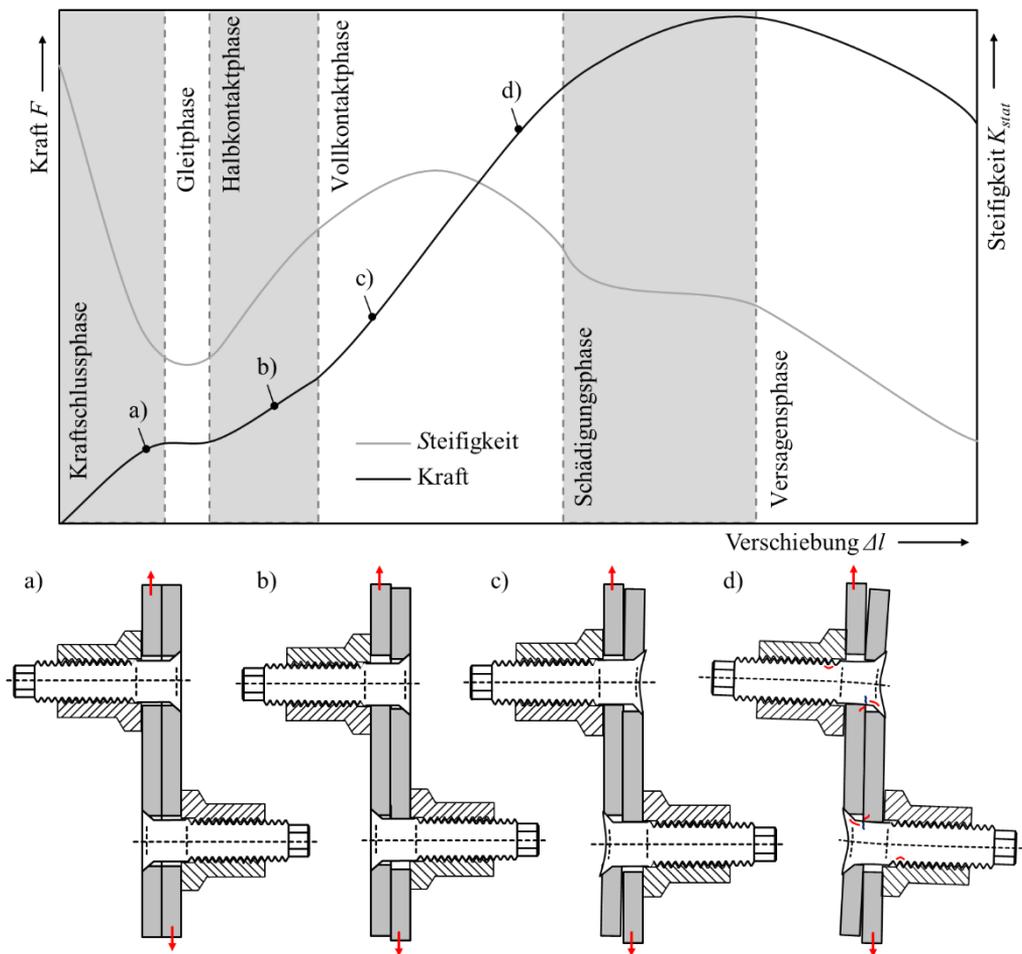


Abbildung 7.1: Systemverhalten eine SLS-Verbindung mit CF-PEEK Bolzen bei quasi-statischer Belastung

Mit zunehmender Belastung ist eine Zunahme der Verformung des Bolzenkopfes sowie Sekundärbiegung der Verbindung zu beobachten. Die Zunahme der Verformung ist auch anhand des Abfalls der Steifigkeit der Verbindung zu beobachten. Es ist davon auszugehen, dass zu diesem Zeitpunkt auch erste plastische Verformungen des CF-PEEK Bolzens auftreten. Erste Schäden treten, wie in Abbildung 7.1 d) gezeigt, ab etwa 80% bis 85% der maximalen Belastung auf. Bei den AE-Signalen ist ein starker Anstieg in der Energie zu beobachten. Durch Primär- und Sekundärbiegung hervorgerufene Zwangskräfte verursachen bei beiden CF-PEEK Bolzen Größen Zwischenfaserbrüche. Diese treten speziell im Übergangsbereich vom Senkkopf zum Schaftbereich sowie im Bereich der ersten lasttragenden Gewinde sowie als Lochleibungsschäden an den

Innenkanten der Bohrungen auf. Bei den 3/16 CF-PEEK Bolzen tritt ein zusätzlicher Versagensmechanismus in Form von Faserbrüchen in der Kontaktebene der Probekörperhälften auf (blau gekennzeichneten Schaden in Abbildung 7.1 d). Im Vergleich zu den 1/4“ CF-PEEK Bolzen liegt die Ursache in der durch die kleine Auflagefläche bedingte ungünstigere Lastverteilung im Schaftbereich. Alle auftretenden Schäden bilden sich mit zunehmender Belastung weiter aus und führen zum finalen Versagen der Verbindung.

Das Systemverhalten der SLS-Verbindung mit CF-PEEK Bolzen kann anhand der gewonnenen Ergebnisse, wie in Abbildung 7.2 schematisch dargestellt, beschrieben werden.

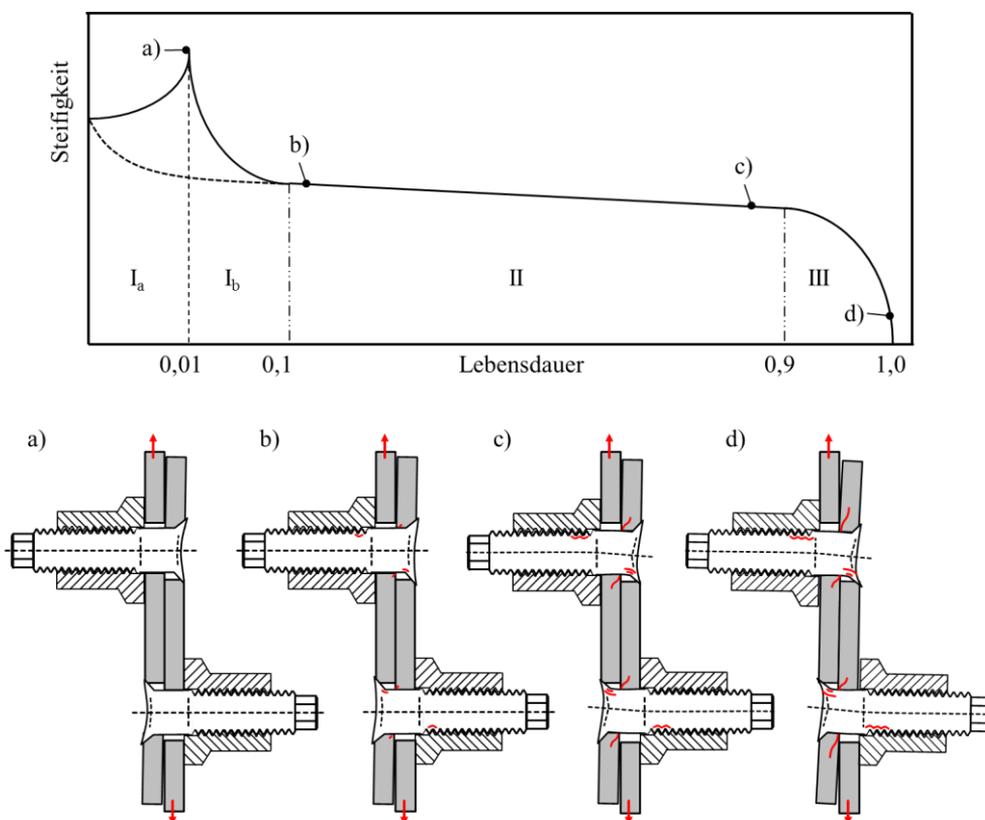


Abbildung 7.2: Systemverhalten einer SLS-Verbindung mit CF-PEEK Bolzen bei zyklischer Belastung

Unabhängig vom angelegten Lastniveau und auch unabhängig von der verwendeten CF-PEEK Bolzengröße, kann bei allen zyklischen Versuchen zunächst eine Steifigkeitszunahme beobachtet werden. Die Belastung der SLS-Probekörper erfolgt

immer bis zur Vollkontaktphase der Verbindung. Bis zum Steifigkeitspeak in Punkt a) bei etwa 0,01 nach etwa 1% der auf 1,0 normierten Lebensdauer hat sich die Verbindung vollständig gesetzt. Die SLS-Probekörperhälften richten sich dabei in Abhängigkeit der Passung zueinander aus und die CF-PEEEK Bolzen haben jeweils Kontakt mit der Bohrungswand. Die elastischen und evtl. plastischen Verformungen der CF-PEEK Bolzen führen in der Formschlussphase der Verbindung zu einer Vergrößerung des lasttragenden Querschnittes. Dies führt in der Folge zu einer Erhöhung der Steifigkeit.

Nach Erreichen des Steifigkeitspeaks fällt die Steifigkeit der Verbindung bis etwa 0,1 (10%) der Lebensdauer rapide ab. Ursache hierfür sind erste ZfB in den CF-PEEK Bolzen im Übergang von Senkkopf auf Bolzenschaft sowie im Bereich der ersten lasttragenden Gewinde. Es werden zudem erste Lochleibungsschäden in Form von Faserausbrüchen an der Kante der Bohrung beobachtet (siehe Abbildung 7.2 b).

Im weiteren Verlauf der zyklischen Belastung, bilden die sich die ZfB in den CF-PEEK Bolzen und die Lochleibungsschäden in dem Laminat weiter aus (siehe Abbildung 7.2 c). Die Entstehung der Schäden in den CF-PEEK Bolzen ist dabei zeitlich und räumlich stark von der Faserorientierung in den kritischen Bereichen abhängig. Die Schädigung der Verbindungskomponenten bewirkt aufgrund der Zwangskräfte zudem eine Zunahme der Primär und Sekundärbiegung.

Das finale Versagen der SLS-Verbindung erfolgt i. d. R. bei allen CF-PEEK-Bolzen durch ein Abscheren des Bolzenkopfes initiiert durch die ZfB im Übergangsbereich von Bolzenkopf auf den Schaft (siehe Abbildung 7.2 d). Die Lochleibungsschäden in den Laminaten sowie die tribologischen Schäden in der Kontaktfläche der Probekörperhälften sind dabei abhängig vom verwendeten Bolzensystem sowie den Verbindungsparametern.

Die in dieser Arbeit durchgeführten Parameteruntersuchungen erfolgten anhand der drei Bolzensysteme, die in ihren geometrischen Abmessungen gleich bzw. skaliert sind. Der Einfluss verschiedener Verbindungsparameter auf das Systemverhalten wurde anhand der Variation von Verbindungskonfigurationen untersucht. In der Tabelle 7.1 sind die Ergebnisse der Parameterstudie bei quasi-statischer und zyklischer Belastung zusammengefasst. Für jede Parameterkombination erfolgt jeweils ein direkter Vergleich der Ergebnisse. Die Messergebnisse der jeweiligen Parameterkombination werden

anhand folgender Werte tendenziell verglichen: der Maximalkraft F_{\max} , der Systemsteifigkeit K_{stat} , der Fläche der Lochleibungsschäden A_{LB} , den tribologischen Schäden A_{TR} , der Übergangskraft P_{gleit} von der Kraftschluss- in die Gleitphase und der Versagensschwingspielzahl N_f . Der Vergleich einer Parameterkombination erfolgt mittels der Einordnung „groß“, „mittel“ und „klein“.

Tabelle 7.1: Zusammenfassung der Parameterstudie der SLS-Verbindung

Parameter		quasi-statisch	zyklisch
Material Verbindungselement	Titan	F_{\max} groß K_{stat} groß A_{LB} groß	N_f groß A_{LB} groß
	CF-PEEK	F_{\max} klein K_{stat} mittel A_{LB} klein	N_f groß A_{LB} klein
Durchmesser CF-PEEK Bolzen	3/16"	F_{\max} klein K_{stat} mittel	N_f groß A_{LB} klein
	1/4"	F_{\max} groß K_{stat} mittel	N_f groß A_{LB} klein
Klemmkraft	niedrig	P_{gleit} klein F_{\max} klein K_{stat} mittel	N_f mittel A_{TR} groß
	hoch	P_{gleit} hoch F_{\max} groß K_{stat} hoch	N_f groß A_{TR} klein
Passungspiel	Presspassung	F_{\max} groß K_{stat} groß	N_f klein A_{LB} klein
	Übergangspassung	F_{\max} mittel K_{stat} mittel	N_f mittel A_{LB} mittel
	Spielpassung	F_{\max} klein K_{stat} klein	N_f groß A_{LB} groß

Grundsätzlich ist anhand der durchgeführten experimentellen Versuche eine umfassende Beschreibung des Einflusses der Verbindungsparameter auf das Systemverhalten einer SLS-Verbindung mit CF-PEEK Bolzen möglich. Es zeigt sich, dass die CF-PEEK Verbindungselemente im Gegensatz zu Titan Verbindungselementen eine etwas

geringere Systemsteifigkeit aufweisen. Aufgrund der Verformbarkeit der neuartigen FKV Verbindungselemente wird ein etwas gutmütigeres Versagensverhalten beobachtet. Erste Schäden treten erst bei hohen Belastungen in den CF-PEEK Bolzen auf, gleichzeitig fallen aber die Lochleibungsschäden etwas geringer aus, als bei Ti-Verbindungselementen.

Das Einsatzpotential der CF-PEEK Bolzen bei quasi-statischer und zyklischer Belastung konnte mit dieser Arbeit deutlich aufgezeigt werden. Das Versagensverhalten unterliegt aber in Bezug auf die maximale Bruchfestigkeit und der Versagensschwingspielzahl einer nicht zu vernachlässigenden Streuung. Als Hauptursache dafür wurden fertigungsbedingte Toleranzen der einzelnen Bolzen und der Lamine identifiziert. Es ist zudem zu erkennen, dass die Faserausrichtung im CF-PEEK Bolzen einen entscheidenden Einfluss auf das Versagensverhalten und damit auf die Tragfähigkeit der Verbindung hat. Im direkten Vergleich der Verbindungselemente bei quasi-statischer und zyklischer Belastung weisen die FKV Verbindungen mit Ti-Bolzen tendenziell höhere Tragfähigkeiten auf.

Ein Ansatz der Untersuchung der CF-PEEK Verbindungselemente ist, dass diese ein großes Einsparpotential hinsichtlich ihres Gewichts bieten. Anhand der bisher gezeigten Ergebnisse ist es doch schwer zu erkennen, ob sich das Gewicht positiv auf die Verbindung auswirkt. Das große Potential der CF-PEEK Verbindungselemente wird sichtbar, wenn das Gewicht der Verbindungselemente bei der Maximalkraft sowie der Ermüdungslebensdauer berücksichtigt wird. In Abbildung 7.3 sind die Ermüdungslebensdauer für die drei Verbindungskonfiguration mit 3/16“ Ti-Bolzen, sowie 1/4“ und 3/16“ CF-PEEK Bolzen als spezifischen Kraft dargestellt. Die Werte der Kraft werden zusätzlich auf das Gewicht der einzelnen Bolzen normiert. Die normierte Maximallast F_{no} der statischen und zyklischen Versuche wird bestimmt nach

$$F_{no} = \frac{F}{F_{Ti,st,max}} \sqrt{\frac{m_{Bolzen}}{m_{Ti}}} \quad 7.1$$

F steht dabei für die Maximallast jedes Versuches, $F_{Ti,st,max}$ ist die mittlere Maximalkraft der statischen SLS-Versuche mit Ti-Bolzen, für m_{Bolzen} wird das jeweilige Gewichte der Bolzen der Verbindung eingesetzt und für m_{Ti} das Gewicht der Ti-Bolzen. Das Gewicht

der Muttern wird in dieser Betrachtungsweise nicht berücksichtigt, da diese noch nicht gewichtsoptimiert sind.

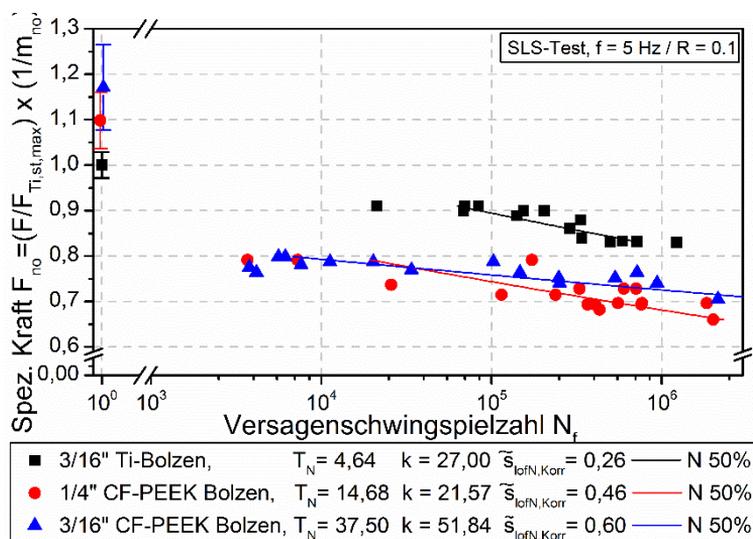


Abbildung 7.3: Ermüdungslebensdauer der SLS-Verbindungsconfiguration: Normalisierte maximale Last aufgetragen über der Versagenschwingenspielzahl

Das hohe Potential bei statischer Belastung kann nicht auf die zyklischen Belastungen übertragen werden. Abbildung 7.3 zeigt, dass die Reduzierung des Bolzengewichtes eine Zunahme der mittleren Zugfestigkeit von 18 % bei 3/16" und 11 % bei 1/4" CF-PEEK Bolzen im Vergleich zu den Ti-Bolzen bewirkt. Bei den zyklischen Belastungen liegt die Maximallast der Ermüdungslebensdauer der Verbindungen mit Ti-Bolzen um 10 % über denen der Verbindungen mit CF-PEEK Bolzen. Frühzeitig im Bereich des Senkkopfes der CF-PEEK Bolzens auftretende ZfB verringern die Tragfähigkeit der Verbindung und die Ermüdungslebensdauer.

8 Zusammenfassung

Der zunehmende Einsatz von FKV führt in der Luftfahrtindustrie zur Gewichtsreduktion einzelner Strukturelemente, erfordert jedoch genau Kenntnisse im Bereich der Verbindungstechnik. Mechanische Verbinder wie Bolzen oder Nieten werden in der Luftfahrtindustrie gegenüber den reinen Klebeverbindungen bevorzugt. Bolzenverbindungen bieten hierbei mehrere Vorteile, wie z.B. die einfache Montage und Demontage sowie die relative Temperatur- und Feuchte-unempfindlichkeit. Kritische Aspekte der Bolzenverbindungen in FKV sind der Einfluss der Bohrung als Kerbe, geometrische Abmessungen der Verbindung und der Werkstoff der einzelnen Verbindungskomponenten. Der Einsatz neuartigen FKV-Verbindungselemente setzt eine genaue Kenntnis des Schädigungs- und Degradationsverhalten dieser Verbindung unter statischer und zyklischer Belastung voraus, um das vorhandene Leichtbaupotential ausschöpfen zu können. Das Schädigungsverhalten bei statischer und zyklischer Belastung der neuen FKV-Verbindungselemente ist aktuell noch nicht vollständig beschrieben und verstanden. Im Rahmen dieser Arbeit wurde anhand der Ergebnisse aus detaillierten Versuchen ein Schadensmodell entwickelt, welches den Versagensprozess der FKV-Verbindungselemente beschreibt.

Die Untersuchungen wurden im Projekt 03CL34B des Bundesministeriums für Forschung und Bildung gefördert.

Die Ergebnisse der Arbeit zeigen:

1. Das Systemverhalten einer FKV-Verbindung mit CF-PEEK Bolzen kann anhand der der Steifigkeitsverläufe für die quasi-statische und zyklische Belastung sehr gut beschrieben werden. Änderungen in der Steifigkeit der Verbindung sind ein gute Indikator für eine Änderung des Belastungszustandes bzw. auftretenden Schäden.
2. Ein signifikanter Anstieg der akkumulierten Energie bei der AE-Messung, bietet eine verlässliche Methode um eine signifikante Schädigung der Verbindung mit CF-PEEK Bolzen zu detektieren.

3. Schäden bei den Bolzen treten in Bereichen von geometrisch bedingten Spannungskonzentration auf.
4. Für alle Parameterkombinationen sind für die CF-PEEK Bolzen bei quasi-statische und zyklische Belastung die folgenden Schäden zu beobachten:
 - a. Zwischenfaserbrüche ausgehend von den ersten lasttragenden Gewinden der CF-PEEK Bolzen
 - b. Zwischenfaserbrüche im Übergangsbereich von Senkkopf zu Bolzenschaft
 - c. Ein kombinierter Lastfall von Scherung und Zug der CF-PEEK Bolzen führt zum finalen Versagen der SLS-Proben
5. Zwischenfaserbrüche im Bereich des Senkkopfes der CF-PEEK Bolzen führen zu einem Verlust der Klemmkraft und so zu einer Reduzierung der Steifigkeit der Verbindung.
6. Die Versuchsergebnisse lassen vermuten, dass eine lastpfadgerechte Ausrichtung der Fasern im CF-PEEK Bolzen eine höher Tragfähigkeit der Bolzen zur Folge hat.
7. SLS-Probekörper mit CF-PEEK Bolzen sind hinsichtlich der Ermüdungslebensdauer stärker von Veränderungen der Lastniveaus abhängig.
8. Die Lochleibungsschäden bei SLS-Probekörpern sind mit Ti-Bolzen ausgeprägter.
9. Das analytische Modell bietet einen sehr guten Ansatz, das Systemverhalten einer SLS-Verbindung mit Senkkopfbolzen abzuschätzen. Der Einfluss von verschiedenen Parametern wird weitestgehend überprüfbar und realistisch abgebildet.
10. Fertigungsbedingte Defekte der CF-PEEK Bolzen haben einen negativen Einfluss auf die Lebensdauer und Festigkeit der Verbindung.

Die experimentellen und analytischen Untersuchungen der SLS-Probekörper in dieser Arbeit haben gezeigt, dass der CF-PEEK Bolzen das Potential hat, als Leichtbauelement in der Verbindungstechnik für die verschiedensten Anwendungsfälle eingesetzt zu werden.

9 Ausblick

Das System- und Schädigungsverhalten der CF-PEEK Bolzen ist dieser Arbeit detailliert beschrieben worden. Die akustische Emissionsanalyse hat sich dabei als hervorragendes Messsystem erweisen, um das Schädigungsverhalten der FKV-Verbindung mit mehreren Komponenten näher zu beschreiben und um wichtige Erkenntnisse zu gewinnen. Eine Optimierung des verwendeten Messaufbaus würde eine exakte Zuordnung der einzelnen AE-Signale zum Entstehungsort ermöglichen. So könnten mit kleineren, speziell auf den CF-PEEK Bolzen abgestimmten Mikrofonen nur die im Bolzen und um die Bohrung entstehenden AE-Signale präzise erfasst werden. So würde es möglich, aufgrund der geringen Anzahl von akustischen Störgeräuschen und mit den entsprechenden Filtern in der AE-Software den einzelnen Schäden sehr exakte Signalcharakteristika zuzuordnen.

Die gewonnen Erkenntnisse über das Systemverhalten eröffnen zudem den Weg, ein numerisches Modell aufzustellen, welches es ermöglicht, die Interaktion der einzelnen Komponenten der Verbindung in Bezug auf Lastverläufe in unbeschädigten und geschädigten Zustand näher zu untersuchen. Genauere Kenntnisse über die Spannungsverläufe im CF-PEEK Bolzen der FKV-Verbindung zusammen mit den Erkenntnissen dieser Arbeit ermöglichen dann die Überarbeitung des Designs der Bolzen zur Verbesserung der mechanischen Eigenschaften. Eine lastpfadgerechte Ausrichtung der Fasern der neuartigen Verbindungselemente kann eine signifikante Verbesserung der Tragfähigkeit bewirken.

Die fertigungsbedingten Defekte haben sich zudem im Verlauf der Arbeit als sehr nachteilig erweisen und werden als ein Grund für die hohe Streuung der Versuchsergebnisse aufgeführt. Eine Überarbeitung der Technik des Fertigungsprozesses der CF-PEEK Bolzen ist daher zwingend notwendig. Es ist davon auszugehen, dass die Fertigung der CF-PEEK Halbzeuge in einem klassischen Pultrusionsprozess der Fasern mit einer thermoplastischen Matrix schon eine große Anzahl an Lufteinschlüssen erzeugt. Diese Poren können im folgenden Umformprozess nicht mehr entfernt werden. Eine Reduzierung der Poren wäre mit der Fertigung der

Halbzeuge z.B. durch einen In-situ-Pultrusionsprozess zu erzielen. In diesem Fertigungsprozess wird die thermoplastische Matrix direkt an der Faser erzeugt, was eine optimale Benetzung der Fasern und eine Minimierung der Poren im Faser-Matrix-Halbzeug zur Folge hat. Des Weiteren wird die Überarbeitung des Umformprozesses der CF-PEEK Bolzen als sinnvoll erachtet. Mit einem mehrstufigen Umformprozess könnte die Ausrichtung der Fasern aktiv beeinflusst werden, um so eine lastpfadgerechte Faserorientierung in den FKV-Verbindungselementen zu erhalten.

Der aufgestellte analytische Modellansatz bietet ein hervorragendes Werkzeug für Auslegungszwecke von Verbindungen mit CF-PEEK Bolzen. Dieser mathematische Ansatz benötigt zudem eine wesentlich geringere Rechenkapazität als die vergleichbaren numerischen Modelle und eröffnet somit die Möglichkeit, die Berechnung zur Auslegung von Großstrukturen in der Flugzeugindustrie schnell und effizient zu gestalten.

Grundsätzlich ist anzumerken, dass das Vorhaben, die FKV-Verbindungselemente in der Primärstruktur von Flugzeugen einzusetzen, sehr ambitioniert war. Auf Basis der Ergebnisse dieser Arbeit ist es jedoch gelungen, das Potential der Verbindungselemente für die Luftfahrtindustrie zu zeigen. Als Resultat wird in Zusammenarbeit zwischen Airbus der Firma icotec und dem Institut für Kunststoffe und Verbundwerkstoffe der TUHH geprüft, ob eine Verwendung überarbeiteter CF-PEEK Bolzen für Befestigung von Systembauteilen einsetzbar sind. Erste Ergebnisse sind sehr vielversprechend.

Literaturverzeichnis

- [1] Unbekannter Autor, *www.boeing.com*.
- [2] R. Starikov and J. Schön, “*Quasi-static behaviour of composite joints with countersunk composite and metal fasteners,*” *Composites Part B: Engineering*, vol. 32, no. 5, pp. 401–411, 2001.
- [3] R. Starikov and J. Schön, “*Fatigue resistance of composite joints with countersunk composite and metal fasteners,*” *International Journal of Fatigue*, vol. 24, no. 1, pp. 39–47, 2002.
- [4] K. Schulte and B. Fiedler, *Structure and Properties of Composite Materials*. 2nd Edition. Hamburg, 2010.
- [5] G. W. Ehrenstein, *Faserverbund-Kunststoffe: Werkstoffe, Verarbeitung, Eigenschaften*, 2nd ed. München [u.a.]: Hanser, 2006.
- [6] Decker, *Maschinenelemente: Funktion, Gestaltung und Berechnung*, 18th ed. München: Hanser Verlag, 2011.
- [7] B. Klein, *Leichtbau-Konstruktion: Berechnungsgrundlagen und Gestaltung*, 10th ed. Wiesbaden: Imprint: Springer Vieweg, 2013.
- [8] H. Schürmann, *Konstruieren mit Faser-Kunststoff-Verbunden: Mit 39 Tabellen*, 2nd ed. Berlin, Heidelberg, New York, NY: Springer, 2007.
- [9] S. D. Thoppul, J. Finegan, and R. F. Gibson, “*Mechanics of mechanically fastened joints in polymer–matrix composite structures – A review,*” *Composites Science and Technology*, vol. 69, no. 3–4, pp. 301–329, 2009.
- [10] H. Wilmes, A.S. Herrmann, B. Kolesnikov, I. Kröber, Ed, *Festigkeitsanalysen von Bolzenverbindungen für CFK-Bauteile mit dem Ziel der Erstellung von Dimensionierungsrichtlinien*: DGLR, 1999.
- [11] B. Harris, *Fatigue in composites: Science and technology of the fatigue response of fibre-reinforced plastics*. Abington: Woodhead, 2003.
- [12] R. Starikov and J. Schön, “*Local fatigue behaviour of CFRP bolted joints,*” *Composites Science and Technology*, vol. 62, no. 2, pp. 243–253, 2002.

- [13] R. Starikov and J. Schön, “*Experimental study on fatigue resistance of composite joints with protruding-head bolts,*” *Composite Structures*, vol. 55, no. 1, pp. 1–11, 2002.
- [14] R. Starikov and J. Schön, “*Quasi-static behaviour of composite joints with protruding-head bolts,*” *Composite Structures*, vol. 51, no. 4, pp. 411–425, 2001.
- [15] R. Starikov, “*Fatigue resistance of composite joints with countersunk composite and metal fasteners,*” *International Journal of Fatigue*, vol. 24, no. 1, pp. 39–47, 2002.
- [16] P. Irving and C. Soutis, *Polymer composites in the aerospace industry*. Amsterdam [u.a.]: WP, Woodhead Publ./Elsevier, 2014.
- [17] *Systematische Berechnung hochbeanspruchter Schraubenverbindungen Zylindrische Einschraubenverbindungen*, VDI 2230.
- [18] C.-O. Bauer and W. Althof, *Handbuch der Verbindungstechnik*. München, Wien: Hanser, 1991.
- [19] G. Niemann, H. Winter, and B.-R. Hohn, *Maschinenelemente, band 1: Konstruktion und Berechnung von Verbindungen, Lagern, Wellen*, 4th ed. Berlin, New York: Springer-Verlag, 2005.
- [20] H. Wittel, D. Muhs, D. Jannasch, and J. Voßiek, *Roloff/Matek Maschinenelemente: Normung, Berechnung, Gestaltung*, 22nd ed. Wiesbaden: Springer Vieweg, 2015.
- [21] G. Turlach, “*Verbindungselemente für CFK-Strukturen,*” Sonderdruck aus VDI-Z Nr. 1/2, no. 126, 1984.
- [22] Heinrich Wiegand, Karl-Heinz Kloos, Wolfgang Thomala, *Schraubenverbindungen: Grundlagen, Berechnung, Eigenschaften, Handhabung*. Berlin, Heidelberg: Springer Berlin Heidelberg, 1988.
- [23] L. J. Hart-Smith, “*Mechanically-Fastened Joints for Advanced Composites — Phenomenological Considerations and Simple Analyses,*” in *Fibrous Composites in Structural Design*, E. Lenoe, D. Oplinger, and J. Burke, Eds.: Springer US, 1980, pp. 543–574.

- [24] D. W. Oplinger, “*On the Structural Behavior of Mechanically Fastened Joints in Composite Structures*,” in *Fibrous Composites in Structural Design*, E. Lenoe, D. Oplinger, and J. Burke, Eds.: Springer US, 1980, pp. 575–602.
- [25] L. J. Hart-Smith, “*Mechanically-Fastened Joints for Advanced Composites — Phenomenological Considerations and Simple Analyses*,” in *Fibrous Composites in Structural Design*, E. Lenoe, D. Oplinger, and J. Burke, Eds.: Springer US, 1980, pp. 543–574.
- [26] H. N. HILL, “*Stress-Concentration Factors around a central circular hole in a plate loaded through a pin in the hole*,” in *Photoelasticity: The Selected Scientific Papers of M.M. Frocht*, M. M. Leven, Ed, Burlington: Elsevier Science, 1969, pp. 159–170.
- [27] W. G. Bickley, “*The Distribution of Stress Round a Circular Hole in a Plate*,” *Philosophical Transactions of the Royal Society A: Mathematical, Physical and Engineering Sciences*, vol. 227, no. 647-658, pp. 383–415, 1928.
- [28] M. W. Hyer and E. C. Klang, “*Contact stresses in pin-loaded orthotropic plates*,” *International Journal of Solids and Structures*, vol. 21, no. 9, pp. 957–975, 1985.
- [29] F.-K. Chang, R. A. Scott, and G. S. Springer, “*Strength of Mechanically Fastened Composite Joints*,” *Journal of Composite Materials*, vol. 16, no. 6, pp. 470–494, 1982.
- [30] L. J. Hart-Smith, “*Bolted composite joints with orthogonal load components*,” Technical Report IRAD Report MDC-J2907, USA, Oct. 1983.
- [31] C. Stocchi, P. Robinson, and S. T. Pinho, “*A detailed finite element investigation of composite bolted joints with countersunk fasteners*,” *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, vol. 52, pp. 143–150, 2013.
- [32] C. T. McCarthy and P. J. Gray, “*An analytical model for the prediction of load distribution in highly torqued multi-bolt composite joints*,” *Composite Structures*, vol. 93, no. 2, pp. 287–298, 2011.
- [33] B. Egan, C. T. McCarthy, M. A. McCarthy, and R. M. Frizzell, “*Stress analysis of single-bolt, single-lap, countersunk composite joints with variable bolt-hole clearance*,” *Composite Structures*, vol. 94, no. 3, pp. 1038–1051, 2012.

- [34] T. Ireman, “*Three-dimensional stress analysis of bolted single-lap composite joints*,” *Composite Structures*, vol. 43, no. 3, pp. 195–216, 1998.
- [35] T. Ireman, T. Ranvik, and I. Eriksson, “*On damage development in mechanically fastened composite laminates*,” *Composite Structures*, vol. 49, no. 2, pp. 151–171, 2000.
- [36] Starikov and Roman, *Quasi-static and fatigue behaviour of composite bolted joints*. Stockholm: Royal Institute of Technology, 2001.
- [37] W. D. Nelson, B. L. Bunin, and L. J. Hart-Smith, “*Critical joints in large composite aircraft structure*,” Douglas Aircraft Co, Inc, Long Beach, CA, United States NASA-CR-3710, NAS 1.26:3710, DP-7266, Aug. 1983.
- [38] E. W. Godwin, F. L. Matthews, and P. F. Kilty, “*Strength of multi-bolt joints in grp*,” *Composites*, vol. 13, no. 3, pp. 268–272, 1982.
- [39] F.-K. Chang, R. A. Scott, and G. S. Springer, “*Failure of Composite Laminates Containing Pin Loaded Holes--Method of Solution*,” *Journal of Composite Materials*, vol. 18, no. 3, pp. 255–278, 1984.
- [40] F.-K. Chang, R. A. Scott, and G. S. Springer, “*Failure Strength of Nonlinearly Elastic Composite Laminates Containing a Pin Loaded Hole*,” *Journal of Composite Materials*, vol. 18, no. 5, pp. 464–477, 1984.
- [41] T. A. Collings, “*The strength of bolted joints in multi-directional cfrp laminates*,” *Composites*, vol. 8, no. 1, pp. 43–55, 1977.
- [42] C. Poon, Ed, *Literature review on the design of mechanically fastened composite joints*, May. 1987.
- [43] H.-S. Wang, C.-L. Hung, and F.-K. Chang, “*Bearing Failure of Bolted Composite Joints. Part I: Experimental Characterization*,” *Journal of Composite Materials*, vol. 30, no. 12, pp. 1284–1313, 1996.
- [44] E. W. Godwin and F. L. Matthews, “*A review of the strength of joints in fibre-reinforced plastics*,” *Composites*, vol. 11, no. 3, pp. 155–160, 1980.
- [45] P. Camanho and L. Tong, *Composite joints and connections: Principles, modelling and testing*. Cambridge: Woodhead Pub, 2011.

- [46] *Composite materials handbook: Volume 1 - Polymer Matrix Composites Guidelines for Characterization of Structural Materials*. [Washington, D.C.]: U.S. Dept. of Defense, 2002.
- [47] *Test Method for Bearing Response of Polymer Matrix Composite Laminates*, D5961_D5961M, 2013.
- [48] A. Puck, *Festigkeitsanalyse von Faser-Matrix-Laminaten: Modelle für die Praxis*. München, Wien: Hanser, 1996.
- [49] *Composite materials handbook: Guidelines for characterization of structural materials*. [Washington, D.C.?]: U.S. Dept. of Defense, 2002.
- [50] W. W. Feng, K. L. Reifsnider, G. P. Sendeckyj, T. T. Chiao, G. L. Rodericks, W. W. Stinchcomb, L. de Vore, and K. Schulte, “*Damage Development Near the Edges of a Composite Specimen During Quasi-static and Fatigue Loading*,” *J. Compos. Technol. Res*, vol. 6, no. 1, pp. 3–9, 1984.
- [51] R. Teti, “*Machining of Composite Materials*,” *CIRP Annals - Manufacturing Technology*, vol. 51, no. 2, pp. 611–634, 2002.
- [52] J. Y. Sheikh-Ahmad, *Machining of polymer composites*. New York, London: Springer, 2009.
- [53] C. R. Dandekar and Y. C. Shin, “*Modeling of machining of composite materials: A review*,” *International Journal of Machine Tools and Manufacture*, vol. 57, pp. 102–121, 2012.
- [54] E. Persson, I. Eriksson, and L. Zackrisson, “*Effects of hole machining defects on strength and fatigue life of composite laminates*,” *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, vol. 28, no. 2, pp. 141–151, 1997.
- [55] D. S. Saunders, S. C. Galea, and G. K. Deirmendjian, “*The development of fatigue damage around fastener holes in thick graphite/epoxy composite laminates*,” *Composites*, vol. 24, no. 4, pp. 309–321, 1993.
- [56] P. A. Smith and K. J. Pascoe, “*Fatigue of bolted joints in (0/90) CFRP laminates*,” *Composites Science and Technology*, vol. 29, no. 1, pp. 45–69, 1987.
- [57] J. Schön, “*Coefficient of friction and wear of a carbon fiber epoxy matrix composite*,” *Wear*, vol. 257, no. 3-4, pp. 395–407, 2004.

- [58] H. H. Shim, O. K. Kwon, and J. R. Youn, “*Effects of fiber orientation and humidity on friction and wear properties of graphite fiber composites,*” *Wear*, vol. 157, no. 1, pp. 141–149, 1992.
- [59] P. A. Smith and K. J. Pascoe, “*The effect of stacking sequence on the bearing strengths of quasi-isotropic composite laminates,*” *Composite Structures*, vol. 6, no. 1-3, pp. 1–20, 1986.
- [60] H.-J. Park, “*Effects of stacking sequence and clamping force on the bearing strengths of mechanically fastened joints in composite laminates,*” *Composite Structures*, vol. 53, no. 2, pp. 213–221, 2001.
- [61] R. T. Cole, E. J. Bateh, and J. Potter, “*Fasteners for composite structures,*” *Composites*, vol. 13, no. 3, pp. 233–240, 1982.
- [62] C. Cooper and G. J. Turvey, “*Effects of joint geometry and bolt torque on the structural performance of single bolt tension joints in pultruded GRP sheet material,*” *Composite Structures*, vol. 1995, no. 32, pp. 217–226, 1995.
- [63] R. M. Frizzell, C. T. McCarthy, and M. A. McCarthy, “*Predicting the effects of geometry on the behaviour of fibre metal laminate joints,*” *Composite Structures*, vol. 93, no. 7, pp. 1877–1889, 2011.
- [64] R.D. Adams and J.A. Harris, “*The influence of local geometry on the strength of adhesive joints,*” *International Journal of Adhesion and Adhesives*, vol. 7, no. 2, pp. 69–80, 1987.
- [65] B. Okutan, “*The effects of geometric parameters on the failure strength for pin-loaded multi-directional fiber-glass reinforced epoxy laminate,*” *Composites Part B: Engineering*, vol. 33, no. 8, pp. 567–578, 2002.
- [66] L. J. Hart-Smith, “*The key to designing efficient bolted composite joints,*” *Composites*, vol. 25, no. 8, pp. 835–837, 1994.
- [67] P. A. Smith, K. J. Pascoe, C. Polak, and D. O. Stroud, “*The behaviour of single-lap bolted joints in CFRP laminates,*” *Composite Structures*, vol. 6, no. 1-3, pp. 41–55, 1986.
- [68] J.-C. Chen, C.-K. Lu, C.-H. Chiu, and H. Chin, “*On the influence of weave structure on pin-loaded strength of orthogonal 3D composites,*” *Composites*, vol. 25, no. 4, pp. 251–262, 1994.

- [69] G. S. Ger, K. Kawata, and M. Itabashi, “*Dynamic tensile strength of composite laminate joints fastened mechanically,*” *Theoretical and Applied Fracture Mechanics*, vol. 24, no. 2, pp. 147–155, 1996.
- [70] A. Aktas and M. H. Dirikolu, “*An experimental and numerical investigation of strength characteristics of carbon-epoxy pinned-joint plates,*” *Composites Science and Technology*, vol. 2004, no. 64, pp. 1605–1611, 2004.
- [71] M. McCarthy, V. Lawlor, W. Stanley, and C. McCarthy, “*Bolt-hole clearance effects and strength criteria in single-bolt, single-lap, composite bolted joints,*” *Composites Science and Technology*, vol. 62, no. 10-11, pp. 1415–1431, 2002.
- [72] M. A. McCarthy, C. T. McCarthy, and G. S. Padhi, “*A simple method for determining the effects of bolt-hole clearance on load distribution in single-column multi-bolt composite joints,*” *Composite Structures*, vol. 73, no. 1, pp. 78–87, 2006.
- [73] B. Egan, C. T. McCarthy, M. A. McCarthy, P. J. Gray, and R. M. O’Higgins, “*Static and high-rate loading of single and multi-bolt carbon-epoxy aircraft fuselage joints,*” *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, vol. 53, no. 0, pp. 97–108, 2013.
- [74] Y. Zhai, D. Li, X. Li, L. Wang, and Y. Yin, “*An experimental study on the effect of bolt-hole clearance and bolt torque on single-lap, countersunk composite joints,*” *Composite Structures*, vol. 127, pp. 411–419, 2015.
- [75] C. T. McCarthy, M. A. McCarthy, and V. P. Lawlor, “*Progressive damage analysis of multi-bolt composite joints with variable bolt-hole clearances,*” *Composites Part B: Engineering*, vol. 36, no. 4, pp. 290–305, 2005.
- [76] J. Wei, G. Jiao, P. Jia, and T. Huang, “*The effect of interference fit size on the fatigue life of bolted joints in composite laminates,*” *Composites Part B: Engineering*, vol. 53, pp. 62–68, 2013.
- [77] Y. Zhao, D. Ford, and S. Richardson, Eds, *Torque limit for fasteners in composites: Technical Report: NASA/MSF/ED23*, 2001.
- [78] F. Thomas and Y. Zhao, “*Torque Limit for Composites Joined with Mechanical Fasteners,*” in *46th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural*

- Dynamics and Materials Conference*, Reston, Virginia: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2005.
- [79] Y. Yan, W.-D. Wen, F.-K. Chang, and P. Shyprykevich, “*Experimental study on clamping effects on the tensile strength of composite plates with a bolt-filled hole*,” *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, vol. 30, no. 10, pp. 1215–1229, 1999.
- [80] E. Persson, “*Fatigue of multiple-row bolted joints in carbon/epoxy laminates: Ranking of factors affecting strength and fatigue life*,” *International Journal of Fatigue*, vol. 21, no. 4, pp. 337–353, 1999.
- [81] T. N. Chakherlou, M. J. Razavi, A. B. Aghdam, and B. Abazadeh, “*An experimental investigation of the bolt clamping force and friction effect on the fatigue behavior of aluminum alloy 2024-T3 double shear lap joint*,” *Materials & Design*, vol. 32, no. 8-9, pp. 4641–4649, 2011.
- [82] T. N. Chakherlou, M. J. Razavi, and B. Abazadeh, “*Finite element investigations of bolt clamping force and friction coefficient effect on the fatigue behavior of aluminum alloy 2024-T3 in double shear lap joint*,” *Engineering Failure Analysis*, vol. 29, pp. 62–74, 2013.
- [83] M. B. Tate and S. J. Rosenfeld, *Preliminary Investigation of the Loads Carried by Individual Bolts in Bolted Joints*: National Advisory Committee for Aeronautics, 1946.
- [84] W. Barrois, “*Stresses and displacements due to load transfer by fasteners in structural assemblies*,” *Engineering Fracture Mechanics*, vol. 10, no. 1, pp. 115–176, 1978.
- [85] F. Liu, J. Zhang, L. Zhao, A. Xin, and L. Zhou, “*An analytical joint stiffness model for load transfer analysis in highly torqued multi-bolt composite joints with clearances*,” *Composite Structures*, vol. 131, pp. 625–636, 2015.
- [86] A. Olmedo, C. Santiuste, and E. Barbero, “*An analytical model for the secondary bending prediction in single-lap composite bolted-joints*,” *Composite Structures*, vol. 111, pp. 354–361, 2014.
- [87] J. Ekh, *Multi-fastener single-lap joints in composite structures*. Stockholm: Royal Institute of Technology, 2006.

- [88] R. R. Togini, *Das Composte-Fliesspressen: Ein neues Verfahren zur Net-Shape-Fertigung von Endlosfaserverstärkten Bauteilen mit thermoplastischer Matrix dargestellt am Beispiel einer Schraube für die Translaminäre Wirbelfixation*, 2001.
- [89] ETH, Ed, *Das Composite-Fliesspressen: Ein neues Verfahren zur Net-Shape-Fertigung von Endlosfaserverstärkten Bauteilen mit thermoplastischer Matrix dargestellt am Beispiel einer Schraube für die Translaminäre Wirbelfixation*. Abhandlung zur Erlangung des Titels Doktor der Technischen Wissenschaften, 2001.
- [90] R.R. Togini and G. Turlach, Eds, *Auslegung von höchstfesten Verbindungselementen aus endlosfaserverstärkten Thermoplasten: Schraubenverbindungen - Berechnungen, Gestaltung, Anwendung*. VDI-Bericht, 2005.
- [91] G. T. R. Togini, *Höchstfeste Verbindungselemente aus endlosfaserverstärkten Verbundwerkstoffen mit thermoplastischer Matrix*. Schraubenverbindungen
- [92] S. Blazewicz, J. Chlopek, A. Litak, C. Wajler, and E. Staszko, "Experimental study of mechanical properties of composite carbon screws," *Biomaterials*, vol. 18, no. 5, pp. 437–439, 1997.
- [93] R. T. Cole, E. J. Bateh, and J. Potter, "Fasteners for composite structures," *Jointing in fibre-reinforced plastics*, vol. 13, no. 3, pp. 233–240, 1982.
- [94] *Military Handbook - MIL-HDBK-17-1F: Composite Materials Handbook, Volume 1 - Polymer Matrix Composites Guidelines for Characterization of Structural Materials*. [Place of publication not identified]: U.S. Dept. of Defense.
- [95] E. Haibach, *Betriebsfestigkeit: Verfahren und Daten zur Bauteilberechnung*, 3rd ed. Berlin: Springer, 2006.
- [96] D. Radaj and M. Vormwald, *Ermüdungsfestigkeit: Grundlagen für Ingenieure*, 3rd ed. Berlin, Heidelberg: Springer-Verlag Berlin Heidelberg, 2007.
- [97] J. Rösler, H. Harders, and M. Bäker, *Mechanisches Verhalten der Werkstoffe*, 4th ed. Wiesbaden: Springer Vieweg, 2012.

- [98] Christian Müller, “*Zur statistischen Auswertung experimenteller Wählerlinien,*” Dissertation, IMAB, TU Clausthal, Clausthal, 2015.
- [99] *Fibre-reinforced plastics -- Determination of fatigue properties under cyclic loading conditions*, ISO 13003, 2003.
- [100] *Schwingfestigkeitsversuch - Durchführung und Auswertung von zyklischen Versuchen mit konstanter Lastamplitude für metallische Werkstoffproben und Bauteile*, DIN 50100, 2015.
- [101] J. Schijve, “*Fatigue of structures and materials in the 20th century and the state of the art,*” *International Journal of Fatigue*, vol. 25, no. 8, pp. 679–702, 2003.
- [102] A. Martin, K. Hinkelmann, and A. Esderts, “*Zur Auswertung von Schwingfestigkeitsversuchen im Zeitfestigkeitsbereich —,*” *MP*, vol. 53, no. 9, pp. 502–512, 2011.
- [103] W. Weibull, *A statistical theory of the strength of materials*. Stockholm, 1939.
- [104] W. Weibull, “*A statistical distribution function of wide applicability,*” *Journal of applied mechanics*, no. 293-7, 1951.
- [105] E. Rossow, “*Eine Einfache Rechenschiebernäherung an die den normal scores entsprechenden Prozentpunkte,*” *Qualitätskontrolle* 9, no. 146-7, 1964.
- [106] R. Adenstedt, “*Streuung der Schwingfestigkeit,*” Dissertation, TU Clausthal, Clausthal-Zellerfeld, 2001.
- [107] K. L. Reifsnider, K. Schulte, and J. C. Duke, “*Long-Term Fatigue Behavior of Composite Materials,*” *ASTM International*, vol. 1983.
- [108] E. S. Greenhalgh, *Failure analysis and fractography of polymer composites*. Cambridge: Woodhead Pub, 2009.
- [109] E. H. Vand, R. H. Oskouei, and T. N. Chakherlou, “*An Experimental Method for Measuring Clamping Force in Bolted Connections and Effect of Bolt Threads Lubrication on its Value,*” *Proceedings of World Academy of Science, Engineering & Technology*, no. 48, p. 457, 2008.
- [110] M. Schoßig, *Schädigungsmechanismen in faserverstärkten Kunststoffen: Quasistatische und dynamische Untersuchungen*. Wiesbaden: Vieweg+Teubner Verlag / Springer Fachmedien Wiesbaden, Wiesbaden, 2011.

- [111] M. Radlmeier, P. Jahnke, H. Meyer, C. Grosse, “*Failure Mechanisms of Carbon-Fiber-Reinforced Polymer Materials Characterized by Acoustic Emission Techniques*,” in *30th European Conference on Acoustic Emission Testing & 7th International Conference on Acoustic Emission*
- [112] R. Bardenheier, “*Schallemissionsuntersuchungen an polymeren Verbundwerkstoffen. Teil I: Das Schallemissionsmeßverfahren als quasi-zerstörungsfreie Werkstoffprüfung*,” *Mat.-wiss. u. Werkstofftech*, vol. 11, no. 2, pp. 41–46, 1980.
- [113] J. M. Berthelot and J. Rhazi, “*Acoustic emission in carbon fibre composites*,” *Composites Science and Technology*, vol. 37, no. 4, pp. 411–428, 1990.
- [114] C. U. Grosse and M. Ohtsu, *Acoustic emission testing: [basics for research, applications in civil engineering]*. Berlin: Springer, 2008.
- [115] *Zerstörungsfreie Prüfung - Terminologie - Teil 9: Begriffe der Schallemissionsprüfung*, DIN EN 1330-9:2009-09, 2009.
- [116] M. Radlmeier, P. Jahnke, H. Meyer and C. Grosse, “*Failure mechanisms of carbon-fiber-reinforced polymer materials characterized by acoustic emission techniques*,” 30th European Conference on Acoustic Emission Testing & 7th International Conference on Acoustic Emission, University of Granada, Sep. 2012.
- [117] R. Gutkin, C. J. Green, S. Vangrattanachai, S. T. Pinho, P. Robinson, and P. T. Curtis, “*On acoustic emission for failure investigation in CFRP: Pattern recognition and peak frequency analyses*,” *Mechanical Systems and Signal Processing*, vol. 25, no. 4, pp. 1393–1407, 2011.
- [118] P. J. de Groot, P. A. Wijnen, and R. B. Janssen, “*Real-time frequency determination of acoustic emission for different fracture mechanisms in carbon/epoxy composites*,” *Composites Science and Technology*, vol. 55, no. 4, pp. 405–412, 1995.
- [119] Y. Mizutani, K. Nagashima, M. Takemoto, and K. Ono, “*Fracture mechanism characterization of cross-ply carbon-fiber composites using acoustic emission analysis*,” *NDT & E International*, vol. 33, no. 2, pp. 101–110, 2000.

- [120] Q.-Q. Ni and M. Iwamoto, “*Wavelet transform of acoustic emission signals in failure of model composites,*” *Engineering Fracture Mechanics*, vol. 69, no. 6, pp. 717–728, 2002.
- [121] G. Qi, A. Barhorst, J. Hashemi, and G. Kamala, “*Discrete wavelet decomposition of acoustic emission signals from carbon-fiber-reinforced composites,*” *Composites Science and Technology*, vol. 57, no. 4, pp. 389–403, 1997.
- [122] C. Ramirez-Jimenez, N. Papadakis, N. Reynolds, T. Gan, P. Purnell, and M. Pharaoh, “*Identification of failure modes in glass/polypropylene composites by means of the primary frequency content of the acoustic emission event,*” *Composites Science and Technology*, vol. 64, no. 12, pp. 1819–1827, 2004.
- [123] J. Bohse, “*Acoustic emission characteristics of micro-failure processes in polymer blends and composites,*” *Composites Science and Technology*, vol. 60, no. 8, pp. 1213–1226, 2000.
- [124] G. Qi, “*Wavelet-based AE characterization of composite materials,*” *NDT & E International*, vol. 33, no. 3, pp. 133–144, 2000.
- [125] *Guide for Acoustic Emission System Performance Verification*, 2016.
- [126] P. A. Sharos, B. Egan, and C. T. McCarthy, “*An analytical model for strength prediction in multi-bolt composite joints at various loading rates,*” *Composite Structures*, vol. 116, pp. 300–310, 2014.

Anhang

A Bestimmung Materialkennwerte für das analytische Modell

In dem aufgestellten Modell werden Schädigungsmechanismen abgebildet und es wird daher angenommen, dass die Lamine homogenisierte transversale Materialeigenschaften aufweisen. Dies bedeutet, der Mehrschichtverbund wird über die Laminatdicke homogenisiert und nur die drei Vorzugsrichtungen werden mit Werten abgebildet. Durch den quasi-isotropen Laminataufbau, werden transversalen Eigenschaften angenommen womit E_{xx} und E_{yy} als gleich gesetzt werden. Die Materialkennwerte werden so auf Basis von Zug- und Druckversuchen sowie Werten aus Datenblättern mit der Software ELAMX2 der Technischen Universität Dresden berechnet. Die Ergebnisse sind in Tabelle 0.1 aufgeführt und lassen sich mit den Grundgleichungen der klassischen Laminattheorie z.B. nach Schürmann [8] überprüft.

Für den analytischen Ansatz wird zudem die Schubfestigkeit des Laminates benötigt. Die Schubmodule quer zur Faserrichtung G_{xz} und G_{yz} werden nach Formel 0.1 bestimmen aus dem E-Modul E_{zz} in Dickenrichtung der Lamine sowie der Poissonzahl ν_{xy} (Wert aus dem Datenblatt) des Laminates.

$$G_{xz} = G_{yz} = \frac{E_{zz}}{2 \cdot (1 + \nu_{xy})} \quad 0.1$$

Der für Formel 0.1 notwendige E-Modul E_{zz} in Dickenrichtung der Lamine wird auf Basis der Mischungsregel bestimmt zu:

$$E_{zz} = \frac{E_{xx} \cdot E_m}{E_m \cdot \varphi_{fL} + E_{xx} \cdot (1 - \varphi_{fL})} \quad 0.2$$

wobei E_{xx} der E-Modul in x-Richtung des Laminates ist und φ_{fL} dem Faservolumenanteil entspricht.

