



Hochschule für Angewandte Wissenschaften Hamburg
Hamburg University of Applied Sciences

Masterarbeit

Sebastian Neßlinger

Analyse von reinfiltrierten Schäden in Faserverbundkunststoffen

*Fakultät Technik und Informatik
Department Fahrzeugtechnik und Flugzeugbau*

*Faculty of Engineering and Computer Science
Department of Automotive and
Aeronautical Engineering*

Sebastian Neßlinger

**Analyse von reinfiltrierte Schäden in Faser-
verbundkunststoffen**

Masterarbeit eingereicht im Rahmen der Masterprüfung

im Studiengang Flugzeugbau
am Department Fahrzeugtechnik und Flugzeugbau
der Fakultät Technik und Informatik
der Hochschule für Angewandte Wissenschaften Hamburg

Erstprüfer: Prof. Dr.-Ing. Dipl.-Kfm. Markus Linke
Zweitprüfer: Prof. Dr.-Ing. Ulrich Huber

Abgabedatum: 02.04.2016

Zusammenfassung

Sebastian Neßlinger

Thema der Masterthesis

Analyse von reinfiltrierte Schäden in Faserverbundkunststoffen

Stichworte

CFK, Impactschaden, Reinfiltration, CAI-Test, ARAMIS, FEM-Berechnungen, Eigenwertanalyse, Plattenbeulen

Kurzzusammenfassung

In dieser Arbeit wird ein Reinfiltrationsverfahren zur Reparatur von Impactschäden in Faserverbundkunststoffen untersucht. Es wird ein Versuchsaufbau für einen Compression After Impact (CAI) Test entwickelt, mit dem die Druckfestigkeiten von Proben aus carbonfaserverstärktem Kunststoff (CFK) ermittelt werden. Jeweils fünf Proben werden unbeschädigt, beschädigt und repariert getestet. Die Beschädigungen werden mittels eines Fallhammers in die Proben eingebracht. Finite Elemente Berechnungen werden durchgeführt, in denen das Verhalten der Proben für unterschiedliche Lastfälle simuliert wird. Zur Auswertung des Beulverhaltens der Proben wird ein optisches Messsystem verwendet, welches dreidimensionale Verformungen während der Versuche aufzeichnet. Neben der mechanischen Prüfung wird auch eine Ultraschallanlage verwendet, um die Proben zu prüfen.

Sebastian Neßlinger

Title of the paper

Analysis of re-infiltrated impact damages in fiber reinforced plastic materials

Keywords

CFRP, impact damages, re-infiltration, CAI-Test, ARAMIS, FEM-calculations, eigenvalue calculations, plate buckling

Abstract

This Master thesis deals with a re-infiltration process in order to repair impact damages in composite materials. A compression after impact (CAI) test is developed to determine the compression strength of the specimens. The tests are performed for undamaged, damaged and repaired specimens that consist of carbon-fiber-reinforced plastic (cfRP) material. The impact damages are generated by a drop-down pendulum. In addition finite element calculations are performed to get a better understanding of the deformation behaviour of the specimens for different load cases. In a compression after impact test the specimens. An optical measurement system is used to assess the buckling behaviour of the specimens. Furthermore, an ultrasonic device is used to check the damages inside the specimens.

Inhaltsverzeichnis

Abbildungsverzeichnis.....	6
Tabellenverzeichnis.....	8
Abkürzungen.....	9
1. Einleitung.....	11
1.1 Motivation der Arbeit.....	11
1.2 Konventionelle Reparaturverfahren.....	11
1.3 Inhalte der Arbeit	14
2. Einführung in den CAI-Versuch	15
2.1 Anwendungsbereich.....	15
2.2 Entwicklung einer Druckvorrichtung.....	15
2.3 Prüf- und Messsystem.....	18
2.4 Durchführung des CAI-Tests.....	19
2.5 Definitionen zur Auswertung	20
3. Stabilität einer Aluminiumprobe	22
3.1 Hintergrund	22
3.2 Analytische Lösung.....	22
3.3 Numerische Lösung einer Eigenwertberechnung	24
3.4 Numerische Lösung einer nichtlinearen Berechnung	26
3.5 CAI-Test mit einer Aluminiumprobe.....	27
4. Dimensionierung und Herstellung der CFK-Proben	32
4.1 Faser-Matrix-System	32
4.2 Materialversagen.....	32
4.3 Berechnung der Zug- und Druckfestigkeiten des Laminats.....	34
4.4 Analytische lineare Berechnung.....	36
4.5 Lineare Stabilitätsanalyse.....	38
4.6 Nichtlineare Berechnung in Abaqus	39
4.7 Herstellung der CFK-Proben	43
5. Beschädigung der CFK-Proben.....	45
5.1 Literatur zum Thema Beschädigung in FVK.....	45

5.2	Definition der Beschädigung	47
5.3	Komponenten zur Erzeugung des Schadens	48
5.3.1	Fallhammer.....	48
5.3.2	Auflagevorrichtung.....	49
5.4	Erzeugung des Schadens	50
6.	Reparatur durch Reinfiltration	52
6.1	Beschreibung der Methode.....	52
6.2	Das Reparaturharz.....	52
6.3	Durchführung der Reparatur.....	53
7.	Durchführung der CAI Tests mit CFK-Proben.....	56
7.1	Auswertung der unbeschädigten Proben.....	56
7.2	Auswertung der beschädigten Proben.....	59
7.3	Auswertung der reparierten Proben	62
8.	Zusammenfassung der Ergebnisse und Diskussion	64
9.	Ausblick.....	67
	Literaturverzeichnis.....	70
	Anhang.....	72
	Prüfdaten der unbeschädigten Proben	72
	Prüfdaten der beschädigten Proben	77
	Prüfdaten der reparierten Proben	82
	Selbstständigkeitserklärung	87

Abbildungsverzeichnis

Abbildung 1: typische Reparatur einer Beschädigung am Flugzeug mittels zweier übereinander gelegter Patches, welche auf die Außenhaut aufgenietet sind [3].	12
Abbildung 2: Ausschnitt einer beschädigten Struktur, die mit einem aufgeklebten Patch repariert wird [4].	13
Abbildung 3: Der beschädigte Bereich wird schichtweise abgetragen. Anschließend wird das Reparaturpatch erstellt und mit der Schäftung verklebt [5].	13
Abbildung 4: Allseitig gelenkig gelagerte Probe unter axialer Druckbelastung (nur in der Theorie möglich).	16
Abbildung 5: Skizze der realen Randbedingungen der Druckvorrichtung.	16
Abbildung 6: Wirkungsweise der Randbedingungen auf den oberen und unteren Probenrand.	16
Abbildung 7: Druckvorrichtung (grau) aus Stahl mit eingelegter CFK-Probepplatte (schwarz).	17
Abbildung 8: Prüfstand mit CAI-Druckvorrichtung und optischem Messsystem zur Aufzeichnung der Verformung.	18
Abbildung 9: Druckvorrichtung mit eingelegter Probe im Prüfstand.	19
Abbildung 10: Darstellung des Koordinatensystems und Vermaßung der drei Messpunkte (links). Nur der rot umrandete Bereich kann vom ARAMIS-System erfasst und mit Facetten zur Auswertung belegt werden (links/mitte). Dementsprechend wird der Nullpunkt eines Schnittes auf den Rand des Facettennetzes gelegt (rechts).	21
Abbildung 11: 1. - 3. Eigenform der Aluminiumplatte mit den dazugehörigen Eigenwerten (rot umrandet).	25
Abbildung 12: Kraft-Verschiebungs-Kurve der Aluminiumplatte unter Druckbeanspruchung und vorgegebener Imperfektion der ersten Eigenform.	26
Abbildung 13: Druckspannung über der technischen Dehnung der drei Messpunkte und des Druckzylinders aus dem CAI-Versuch.	27
Abbildung 14: Kraft-Verschiebungs-Kurve der drei Messpunkte aus dem CAI-Versuch.	28
Abbildung 15: Plattenauslenkung der Probe entlang eines Schnitts durch die Mitte (parallel zur X-Achse) für unterschiedliche Druckkräfte.	29
Abbildung 16: Auslenkung der Probe entlang eines Schnitts durch die drei Messpunkte für unterschiedliche Druckkräfte.	29
Abbildung 17: Spannungs-Dehnungs-Kurve der drei Messpunkte der Aluminiumprobe aus dem CAI-Versuch.	30
Abbildung 18: Umsetzung der realen Probenlagerung (links) in Abaqus. Die punktierten Linien symbolisieren die Randbedingungen der Spannbacken (rechts).	34
Abbildung 19: Spannungs-Dehnungs-Kurve der CFK-Probe in der Simulation.	35
Abbildung 20: 1. - 3. Eigenform der CFK-Platte mit den dazugehörigen Eigenwerten.	38
Abbildung 21: Verschiebung der Messpunkte in Z-Richtung in Abhängigkeit von der Druckkraft.	39
Abbildung 22: Lokale Dehnungen der Messpunkte und technische Dehnung des Referenzpunkts in Abhängigkeit von der Druckspannung.	40
Abbildung 23: Auslenkung der CFK-Platte in Z-Richtung entlang eines Schnitts durch die Mitte (parallel zur X-Achse).	41
Abbildung 24: Auflegetisch mit 4 CFK-Platten vor dem Autoklav.	43

Abbildung 25: CFK-Probeplatte vor dem Schallen (Prüfkopf in Nulllage, links oben). Rechts oben ist das C-Bild einer geschallten, fehlerfreien Platte dargestellt; das untere Bild zeigt das B-Bild an der Stelle $Y=0$. Das Ein- und Austrittssignal der Ultraschallwellen ist jeweils durch eine Linie (unteres Bild) gekennzeichnet. Konstante Linienverläufe lassen auf ein ungestörtes, fehlerfreies Signal schließen.	44
Abbildung 26: Impactschäden in Faserverbund-kunststoffen besitzen eine kegelförmige Ausbreitungscharakteristik [18].	46
Abbildung 27: Ausbreitung der Delamination in einem Laminat nach Schlagbeanspruchung [17].	46
Abbildung 28: Aufbau des Fallhammers zur Erzeugung eines Impactschadens.	48
Abbildung 29: Explosionszeichnung der Auflagevorrichtung (unten) mit Spannrahmen (oben) und CFK-Platte (in der Mitte).	49
Abbildung 30: Beschädigung auf der Vorder- und Rückseite (rechts) der Platte 9 nach dem Impact.	50
Abbildung 31: Ultraschallbilder einer CFK-Probe nach dreimaligem Impact mit 18 J. Oben ist die Fläche des Schadens im C-Bild dargestellt, das untere B-Bild zeigt einen Schnitt durch die Platte an der Stelle $Y = 29$ mm (Y-Referenz im oberen Bild).	51
Abbildung 32: Idee der Reparatur: a) Das Harz wird durch eine zentrale Bohrung injiziert b) Nachdem die Delaminationen und Matrixbrüche gefüllt sind, läuft das überschüssige Harz durch die Entlüftungsbohrungen ab [19].	52
Abbildung 33: Versuchsaufbau zur Reinfiltration der beschädigten CFK-Proben. Über den Wagenheber mit angeschlossener Kraftmessdose wirkt ein definierter Druck auf die Spritze, die das Wasser bzw. im zweiten Schritt das Harz in den Impactschaden injiziert.	54
Abbildung 34: Ultraschallbilder einer beschädigten CFK-Probe (links) und derselben Probe nach der Reinfiltration (rechts). Die obere Reihe zeigt die C-Bilder der beschädigten Fläche, unten ist ein Schnitt durch die Probe an der Stelle $Y = 30$ mm dargestellt.	55
Abbildung 35: Unterschiedliche Versagensmodi einer unbeschädigten CFK-Probe im CAI-Test.	56
Abbildung 36: Maximale Druckkraft, die von den einzelnen, unbeschädigten CFK-Proben im CAI-Test erreicht wird.	57
Abbildung 37: Globale Spannungs-Dehnungs-Kurve der unbeschädigten Proben.	58
Abbildung 38: Auslenkung der unbeschädigten Proben entlang der X-Achse jeweils an der Stelle der kritischen und der maximalen Druckkraft.	58
Abbildung 39: Vorder- und Rückseite einer beschädigten Probe nach dem CAI-Test. Alle beschädigten Proben versagen im Test im Bereich des Impactschadens.	59
Abbildung 40: Maximale Druckkraft, die von den einzelnen, beschädigten CFK-Proben im CAI-Test erreicht wird.	60
Abbildung 41: Vergleich der globalen Spannungs-Dehnungs-Kurven der unbeschädigten und beschädigten Proben.	60
Abbildung 42: Auslenkung der beschädigten Proben entlang der X-Achse jeweils an der Stelle der kritischen und der maximalen Druckkraft.	61
Abbildung 43: Eine reparierte Probe nach dem CAI-Test. Am oberen Rand ist das Versagen der Probe zu erkennen. Auf der Rückseite (rechtes Bild) ist das ausgetretene, getrocknete Reparaturharz zu erkennen.	62
Abbildung 44: Maximale Druckkraft, die von den einzelnen, reparierten CFK-Proben im CAI-Test erreicht wird.	63

Abbildung 45: Auslenkung der reparierten Proben entlang der X-Achse jeweils an der Stelle der kritischen und der maximalen Druckkraft.....	63
Abbildung 46: Mittelwert und Standardabweichung der maximalen Druckkräfte der jeweils fünf unbeschädigten, beschädigten und reparierten Proben im CAI-Test.	64
Abbildung 47: Maximale Druckkraft, die von den einzelnen, beschädigten (rot) und reparierten (grün) CFK-Proben im CAI-Test erreicht wird, dargestellt über der beschädigten Probenfläche.....	65
Abbildung 48: Ultraschall-C-Bilder des Fehlerechos der beschädigten Proben sowie der reparierten Proben vor und nach der Reinfiltration.....	66
Abbildung 49: Auslenkung der CFK-Probe als Schnitt parallel zur X-Achse. Die Plattenenden sind fest eingespannt. Dadurch kann eine deutlich höhere Drucklast ertragen werden als bei einer gelenkigen Lagerung.	68

Tabellenverzeichnis

Tabelle 1: Kritische Beullasten in der Berechnung und im Versuch.....	31
Tabelle 2: Materialkennwerte als Grundlage der Berechnung.	33
Tabelle 3: Kritische Beullasten einer CFK-Platte in der Berechnung.	42
Tabelle 4: Durchschnittliche mechanische Eigenschaften des Epinal VI-4-Systems, bestehend aus dem Harz IR 77.31 und dem Härter IH 77.15.	53
Tabelle 5: Ergebnisse der Eigenwertanalyse und der nichtlinearen Druckbelastung einer CFK-Probe mit unterschiedlichen Randbedingungen.	67

Abkürzungen

Symbol	Beschreibung
CAI	Compression After Impact (Restdruckfestigkeit)
CFK	Carbonfaserverstärkter Kunststoff
DGL	Differenzialgleichung
FEM	Finite Elemente Methode
FVK	Faserverstärkter Kunststoff
Prepreg	Mit Harz vorimprägnierte, einzelne Faserlagen
XWB	Extra Wide Body

Symbol	Einheit	Beschreibung
a	mm	Probenlänge
A_{ij}	$\frac{\text{kN}}{\text{mm}^2} \cdot \text{mm}$	Element der MembranstEIFIGKEITSMATRIX
b		Probenbreite
D_{ij}	$\frac{\text{kN}}{\text{mm}^2} \cdot \text{mm}^3$	Element der BiegestEIFIGKEITSMATRIX
E	MPa	Elastizitätsmodul
E_1	MPa	Elastizitätsmodul in Faserrichtung
E_2	MPa	Elastizitätsmodul quer zur Faserrichtung in der Ebene einer Lage
E_3	MPa	Elastizitätsmodul quer zur Faserrichtung und orthogonal zur MitTEL-ebene einer Lage
F	N	Druckkraft
F_{krit}	N	Kritische Druckkraft
F_{max}	N	Maximale Druckkraft
g	m/s^2	Erdbeschleunigung
G_{ij}	MPa	Schubmodul in der i-j-Ebene einer Lage
h	m	Fallhöhe des Einschlagkörpers

Symbol	Einheit	Beschreibung
ILS	MPa	Interlaminare Schubfestigkeit
l	m	Länge des Pendelarms vom Fallhammer
m	-	Halbwellenanzahl in Längsrichtung
\tilde{m}	kg	Masse des Einschlagkörpers
n	-	Halbwellenanzahl in Breitenrichtung
N_x	N/mm	Kraftfluss
Q	mm ²	Probenquerschnitt
R_{\parallel}^+	MPa	Zugfestigkeit in Faserrichtung
R_{\parallel}^-	MPa	Druckfestigkeit in Faserrichtung
R_{\perp}^+	MPa	Zugfestigkeit quer zur Faserrichtung
R_{\perp}^-	MPa	Druckfestigkeit quer zur Faserrichtung
t	mm	Probendicke
v	m/s	Impactgeschwindigkeit
w	mm	Verschiebungen (Auslenkungen) in Z-Richtung
ε_{global}	-	Globale Probendehnung (technische Dehnung)
ε_{lokal}	-	Lokale Probendehnung (nur im Bereich der Messpunkte)
ν	-	Querkontraktionszahl
ν_{ij}	-	Querkontraktionszahl in der i-j-Ebene einer Lage
σ	MPa	Druckspannung
σ_{krit}	MPa	Kritische Druckspannung

1. Einleitung

1.1 Motivation der Arbeit

Faserverstärkte Kunststoffe (FVK) haben sich in den letzten Jahren, insbesondere bei einer Vielzahl moderner Strukturanwendungen, zu einer wichtigen Werkstoffklasse entwickelt. Ein großer Vorteil ist die erstklassige mechanische Performance bei geringem Materialgewicht. Im Flugzeugbau werden carbonfaserverstärkte Kunststoffe (CFK) schon seit den 1980er Jahren in der Primärstruktur eingesetzt. Der CFK-Anteil der neuesten Modelle der Marktführer Airbus und Boeing, die A350 XWB und die B787 (auch als Dreamliner bekannt), beträgt mehr als 50 % der gesamten Strukturmasse. Gemäß einer Prognose zum Thema Maintenance, Repair and Overhaul [1] werden diese beiden Flugzeugmodelle im Jahr 2031 mehr als die Hälfte der kleinen und mittleren Flugzeugtypen mit zwei Gängen¹ – der sogenannten Wide-Body-Kategorie – ausmachen. Vergleicht man diese Zahlen mit einer Airbus-Studie [2], werden im Jahr 2034 mehr als 4000 dieser Flugzeugtypen am Flugbetrieb teilnehmen. Das entspricht ungefähr 13 % aller zu diesem Zeitpunkt am Markt befindlichen Flugzeuge mit mehr als 100 Sitzplätzen.

Ein Nachteil der CFK-Strukturen ist die schlechtere Erkennung von Beschädigungen und die aufwändigere Reparatur der Schäden gegenüber Strukturen aus Aluminium. Insbesondere bei kleineren Beschädigungen, die nicht offensichtlich auf der Oberfläche zu erkennen sind, wäre eine Reparatur wie das in dieser Arbeit untersuchte Reinfiltrationsverfahren sinnvoll. Es kann ortsunabhängig ausgeführt werden, sodass keine speziellen Wartungseinrichtungen erforderlich sind. Die Reparatur ist nur minimal invasiv, es sind keine aufwendigen Vorbehandlungen der beschädigten Struktur wie beispielsweise Fräsarbeiten nötig. Dementsprechend können der zeitliche Aufwand und die Kosten, verglichen mit konventionellen Reparaturverfahren, stark reduziert werden.

1.2 Konventionelle Reparaturverfahren

Die Reparatur von Faserverbundkunststoffen erfordert nach wie vor einen hohen zeitlichen, organisatorischen und nicht zuletzt finanziellen Aufwand. Obwohl es aufgrund der zahlreichen Möglichkeiten, wie eine Beschädigung entstehen kann, ebenso viele Schadensbilder gibt, wird häufig auf dieselbe Reparaturmethode zurückgegriffen. Ein wichtiger Grund für dieses Vorgehen ist die gute Vorhersagbarkeit der mechanischen Eigenschaften dieser Methode. Üblicherweise wird dabei ähnlich vorgefahren, wie es bereits seit Jahrzehnten bei Aluminiumstrukturen gängige Praxis ist. Die beschädigte Stelle wird zuerst herausgefräst, um späteres Risswachstum zu vermeiden. Anschließend wird ein Reparaturpatch über die beschädigte Stelle gelegt und mit Nieten formschlüssig befestigt (siehe Abb. 1).

¹ Ausgenommen aus dieser Kategorie sind die Langstreckenflugzeuge Airbus A380 und Boeing 747

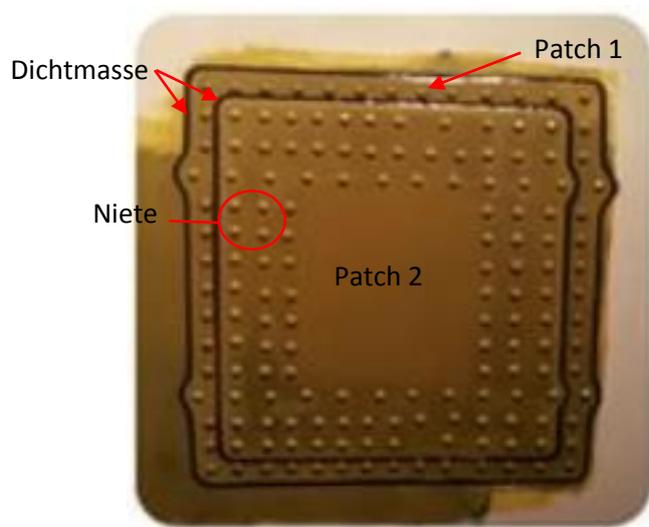


Abbildung 1: typische Reparatur einer Beschädigung am Flugzeug mittels zweier übereinander gelegter Patches, welche auf die Außenhaut aufgenietet sind [3].

Eine Patch-Reparatur kann auf unterschiedliche Weise durchgeführt werden. Die Patches können sowohl weich als auch hart aufgebracht werden. Weiche Reparaturpatches bestehen aus einzelnen Faserlagen, die entweder mit Harz vorimprägniert sind – sogenannte Prepregs – oder anschließend in einem Infusionsverfahren mit Harz getränkt werden. Die weichen Patches werden auf die beschädigte Stelle gelegt und können sich während des Aushärteprozesses stoffschlüssig mit der ursprünglichen Struktur verbinden.

Die harten Reparaturpatches bestehen ebenfalls aus einzelnen Faserlagen, die jedoch vor der Reparatur gefertigt werden. Das im Vorfeld ausgehärtete Reparaturpatch wird dann mit der beschädigten Struktur verklebt oder vernietet. Dieses Verfahren ist einfacher in der Anwendung. Der Vorteil der weichen Patches liegt in der individuellen Anpassung des Lagenaufbaus und damit auch in der Dicke, die entsprechend der Beschädigung gewählt werden können. Eine konstante Reparaturqualität ist hier allerdings schwieriger zu gewährleisten [4]. Dies liegt vor allem an der Harzanbindung zwischen dem Patch und der ursprünglichen Struktur, da das Harz an der Schnittstelle die Funktion des Klebers erfüllen muss. In beiden Fällen wird das Reparaturpatch auf die Struktur aufgesetzt und nicht durch vorheriges Ausfräsen in die Struktur eingelassen (siehe Abb. 2).

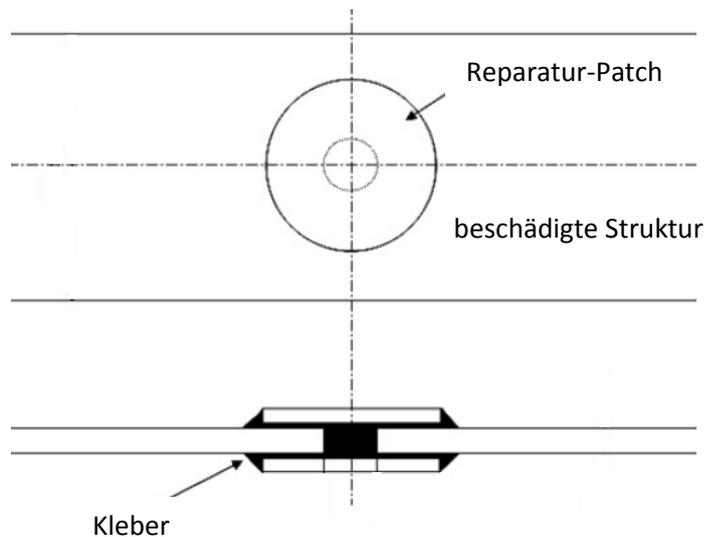


Abbildung 2: Ausschnitt einer beschädigten Struktur, die mit einem aufgeklebten Patch repariert wird [4].

Eine weitere Möglichkeit zur Reparatur bietet die sogenannte Schäftung. Dabei wird die beschädigte Stelle schichtweise abgetragen, sodass eine kegelförmige Kontur entsteht. Anschließend wird ein Reparaturpatch in die abgetragene Stelle eingesetzt und verklebt (siehe Abb. 3). Diese Methode ist für weiche und harte Reparaturpatches geeignet. Durch die Schäftung wird das Reparaturpatch in die Struktur eingelassen, was aus aerodynamischer Sicht in luftumströmten Bereichen von Vorteil ist, da die Strömung kaum beeinträchtigt wird. Außerdem wird kein zusätzliches Gewicht erzeugt. Allerdings erfordert diese Reparatur einen sehr hohen Aufwand. Beim Herausfräsen der Beschädigung muss sehr genau gearbeitet werden, da die Übergänge der einzelnen Schichten nur schwer zu erkennen sind. Beim Einlegen der einzelnen Schichten des Reparaturpatches muss darauf geachtet werden, dass die Faserorientierung dem Lagenaufbau der beschädigten Struktur entspricht und diese in ihrer Zielposition fixiert werden. Diese Arbeiten erfordern dementsprechend hochwertiges Werkzeug und qualifiziertes Personal. Die Durchführung der Reparatur obliegt ausschließlich zertifizierten Instandhaltungseinrichtungen; die Dauer des gesamten Reparaturprozesses, in der das Flugzeug am Boden bleiben muss, ist verhältnismäßig lang.

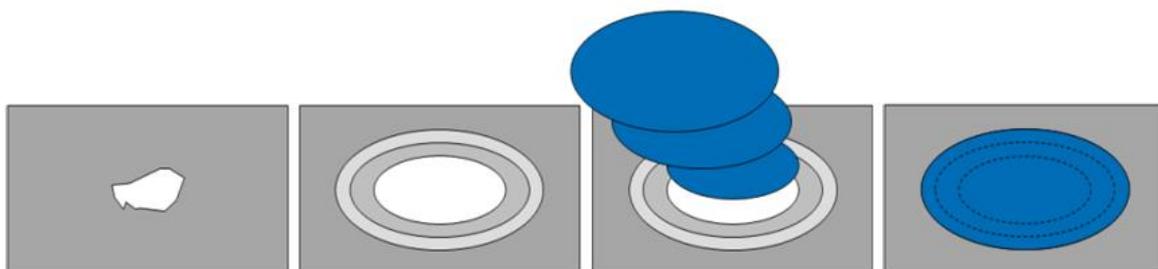


Abbildung 3: Der beschädigte Bereich wird schichtweise abgetragen. Anschließend wird das Reparaturpatch erstellt und mit der Schäftung verklebt [5].

1.3 Inhalte der Arbeit

In dieser Arbeit wird die Erprobung und Bewertung eines Reparaturverfahrens von Impactschäden in Faserverbundkunststoffen behandelt. Zur Bewertung des sogenannten Reinfiltrationsverfahrens ist es notwendig, ein geeignetes Mittel der Nachweisführung auszuwählen. In Kapitel 2 wird ein Compression After Impact (CAI) Test beschrieben, der zur Ermittlung der Restdruckfestigkeit von Impactschäden in Faserverbundkunststoffen geeignet ist. Für diesen Test wird eine Druckvorrichtung entwickelt, die die Randbedingungen der Probenlagerung während des Tests bestimmt. Außerdem wird das verwendete Messequipment beschrieben, zu dem neben der Druckvorrichtung noch der Prüfstand und das optische Messsystem gehört. In Kapitel 3 wird das Beulverhalten einer allseitig gelenkig gelagerten Aluminiumprobe in der Theorie beschrieben und anschließend im CAI-Test überprüft. Diese Untersuchung ist hilfreich, um mögliche Differenzen zwischen den Berechnungen und dem Versuch zu ermitteln und gegebenenfalls Änderungen vorzunehmen. In Kapitel 4 werden die CFK-Proben für den CAI-Versuch dimensioniert. Es werden Finite Elemente Berechnungen durchgeführt, um das Verhalten der Proben im Versuch vorherzusagen. Der Herstellungsprozess wird ebenfalls beschrieben. In Kapitel 5 werden Impactschäden in Faserverbundkunststoffen beschrieben. Zum einen wird auf die mechanische Wirkungsweise eines Impacts im Material eingegangen, zum anderen wird der Versuchsaufbau beschrieben, der in dieser Arbeit zur Beschädigung der Proben verwendet wird. In Kapitel 6 wird die Methode der Reinfiltration erläutert. Neben dem verwendeten Reparaturharz wird auch auf den Versuchsaufbau und die Durchführung der Reparatur im Detail eingegangen. In Kapitel 7 werden die CAI-Tests mit den CFK-Proben beschrieben. Es wird das Verhalten der unbeschädigten, der beschädigten sowie der reparierten Proben ausgewertet. In Kapitel 8 werden alle Ergebnisse noch einmal zusammengefasst und diskutiert. In Kapitel 9 wird ein Ausblick auf zukünftige Arbeiten gegeben, die weitere Möglichkeiten zur Untersuchung des Reinfiltrationsverfahrens aufzeigen.

2. Einführung in den CAI-Versuch

2.1 Anwendungsbereich

Der CAI Test ist ein Verfahren, um die Restdruckfestigkeit einer Bauteilprobe aus Faserverbundkunststoff zu ermitteln. Diese Probe wird im Vorfeld durch einen mechanischen Einschlag (Impact) beschädigt. Im Test wird dann eine Druckkraft auf den Probenrand aufgebracht, die schließlich zum Bruch führt. Hierfür gibt es unterschiedliche Normen, die sich unter anderem in den Randbedingungen der Plattenlagerung unterscheiden. Gemäß der Airbus-Norm [6] sind der obere und der untere Rand der Probe fest eingespannt und die seitlichen Ränder gelenkig gelagert. In der DIN-Norm [7] hingegen werden alle vier Ränder der Probe als gelenkig gelagert angenommen. In dieser Masterarbeit wird der CAI Test in Anlehnung an die DIN-Norm durchgeführt. Dabei werden die Druckfestigkeit und die Verformung vor beziehungsweise nach dem Impact an Proben aus multidirektionalen Laminaten ermittelt.

2.2 Entwicklung einer Druckvorrichtung

Die Aufgabe der Druckvorrichtung ist es, die Probe während des Versuchs derart zu fixieren, dass die Lagerung vergleichbar mit den Randbedingungen in der Theorie ist. Dies ermöglicht eine Vorhersagbarkeit der Probenverformung durch Berechnungen. Ein häufiger Fall in der Literatur ist die allseitig gelenkig gelagerte Platte, die durch eine axial wirkende Druckkraft belastet wird. Die seitlichen Ränder können sich durch die Querkontraktion frei ausdehnen. Aufgrund der guten Rechenbarkeit dieses Modells soll die Druckvorrichtung nach der DIN-Norm entwickelt werden, da hier eine allseitig gelenkige Lagerung angewendet wird (siehe Abb. 4). Für den Ursprung des Koordinatensystems wird die Mitte des unteren Plattenrandes ausgewählt. Die X-Achse zeigt in Richtung des oberen Plattenrandes und ist gleichzeitig die Wirkungsrichtung der axialen Druckkraft. Die Y-Achse steht orthogonal auf der X-Achse und zeigt in Richtung des linken Plattenrandes. Dementsprechend gibt die Z-Achse die Normalenrichtung der Plattenmittelfläche an.

Die Randbedingung der allseitig gelenkigen Lagerung lässt sich in der Praxis nicht vollständig umsetzen. Insbesondere in den Ecken der Probe, wo die seitlichen und oberen beziehungsweise unteren Linien der gelenkigen Lagerung aufeinandertreffen, entstehen Schwierigkeiten. Die seitliche Lagerung muss derart gestaltet werden, dass die Querkontraktion der Probe nicht behindert wird. Außerdem muss ausreichend Freiraum zwischen der seitlichen und der oberen beziehungsweise unteren Lagerung bestehen, sodass sich diese während der Verformung der Probe im Versuch nicht berühren. Diese Überlegungen führen zwangsweise zu dem Ergebnis, dass es keine umlaufende gelenkige Lagerung ohne freie Bereiche geben kann. In Abbildung 5 ist ein Ansatz dargestellt, wie diese freien Bereiche in der Praxis auf ein Minimum reduziert werden können. Diese Umsetzung ist auch konform mit der DIN-Norm. Die Probe wird seitlich sowie oben und unten mit Spannbacken fixiert, die eine Auslenkung der Probe in Z-Richtung (Koordinatensystem gemäß Abb. 4) verhindern. Die Kontaktfläche zwischen den Spannbacken und der Probe wird als Linienkontakt konstruiert, sodass sich die Probe während der Verformung um die Längsachse der Linien verdrehen kann. Am unteren und oberen

Rand der Probe wird diese Verdrehung zu Beginn der Druckbelastung durch die Reibung zwischen Probenkante und Druckplatte verhindert (siehe Abb. 6). Bei größeren Verformungen der Probe kann die Reibung jedoch überwunden werden und die Enden können sich schließlich verdrehen.

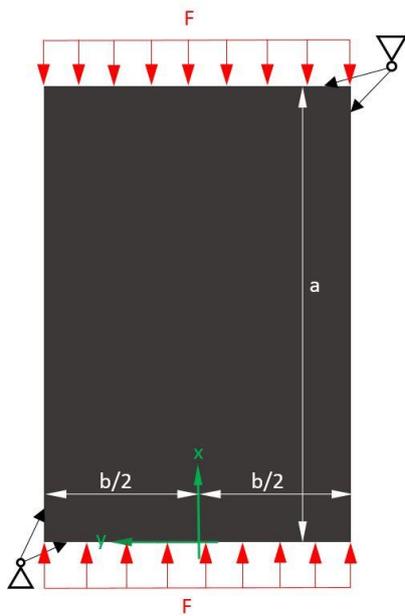


Abbildung 4: Allseitig gelenkig gelagerte Probe unter axialer Druckbelastung (nur in der Theorie möglich).

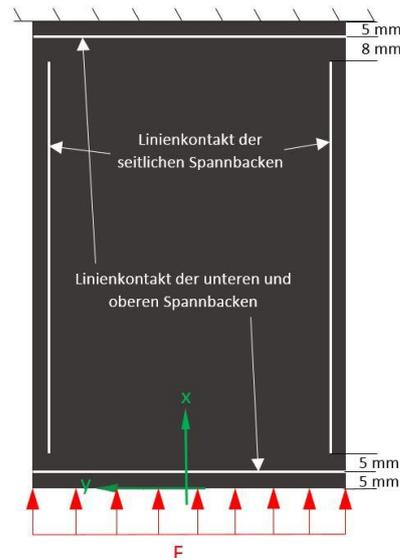


Abbildung 5: Skizze der realen Randbedingungen der Druckvorrichtung.

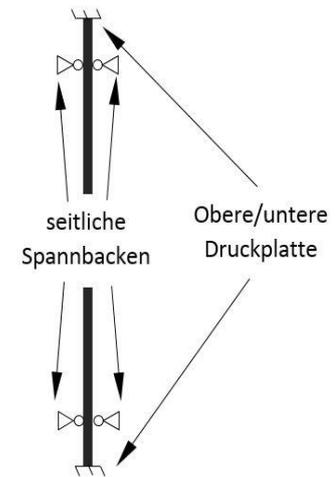


Abbildung 6: Wirkungsweise der Randbedingungen auf den oberen und unteren Probenrand.

In Abbildung 7 ist die konstruktive Umsetzung der Druckvorrichtung dargestellt. Das Halbzeug der Druckvorrichtung ist ein Baustahl mit der Bezeichnung S 235 JRC+C. Die Einzelteile werden miteinander verschraubt, sodass sie sich unter den hohen Druckkräften nicht zueinander verschieben können. Die Befestigung der Spanbacken zur Lagerung der Probe ist so konstruiert, dass auch unterschiedliche Laminatdicken berücksichtigt werden können (theoretisch zwischen 0 mm und 6 mm). Um eine gelenkige Lagerung der Platte zu ermöglichen, wird die Kontaktstelle zwischen der Spanbacke und der Probe als 1 mm breiter Linienkontakt konstruiert. Um den freien Bereich der Probe, auf den keine Randbedingungen wirken, möglichst gering zu halten, empfiehlt sich eine Probenlänge von 148 mm. Die Plattenbreite kann zwischen 60 mm und 100 mm variiert werden.

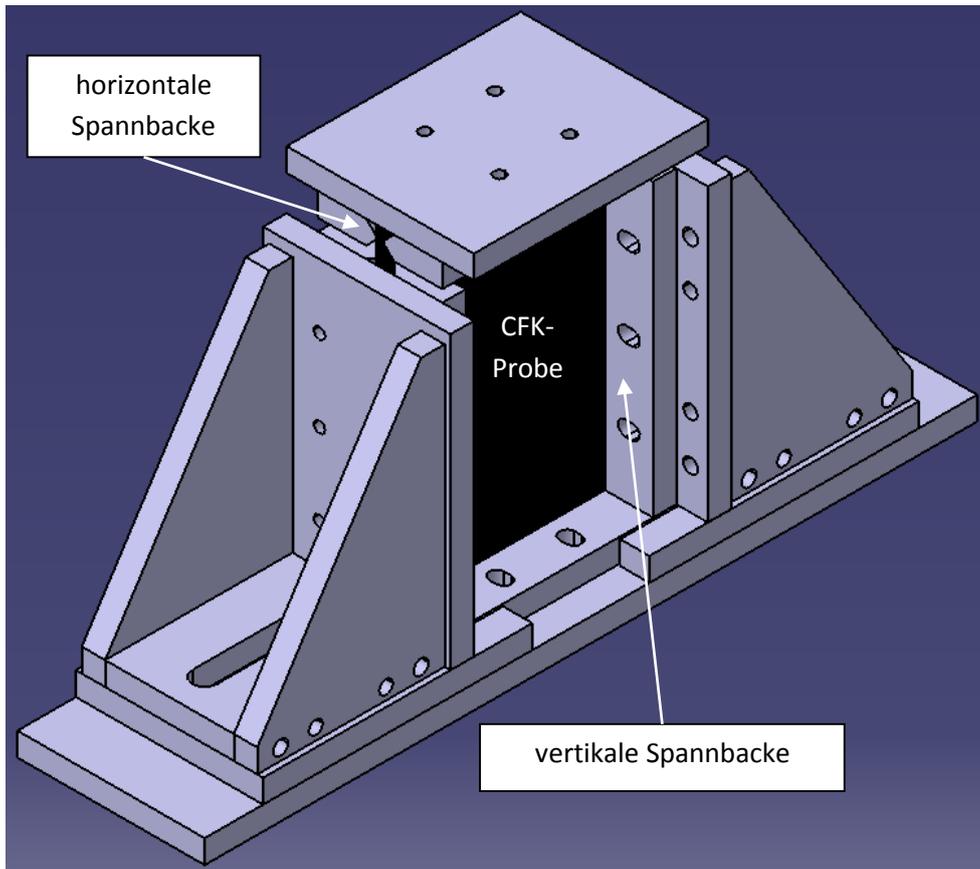


Abbildung 7: Druckvorrichtung (grau) aus Stahl mit eingelegter CFK-Probeplatte (schwarz).

2.3 Prüf- und Messsystem

Die servohydraulische Prüfmaschine (Hersteller: Schenck Technologie- und Industriepark, Darmstadt) kann insgesamt eine statische Kraft von 100 kN aufbringen. Die Daten zur späteren Auswertung werden mit dem optischen Messsystem ARAMIS (Hersteller: GOM mbH, Braunschweig) erfasst und ausgewertet (siehe Abb. 8). Dieses System erlaubt eine berührungslose und materialunabhängige Messung [8]. Dazu wird der Messbereich auf der Probenoberfläche in sogenannte Facetten unterteilt. Jede Facette besteht aus Bildpixel, denen eine Koordinate zugeordnet wird. Aus jeder gültigen Facette resultiert nach der Berechnung ein Messpunkt. Eine typische Facettengröße ist etwa 15 x 15 Pixel. Damit genügend Pixelmerkmale zur Unterscheidung vorhanden sind, wird die Oberfläche mit einem stochastischen Farbsprühmuster versehen.

Die Auflösung der Kamera beträgt 2448 x 2050 Pixel und kann eine maximale Rate von bis zu 29 Bildern pro Sekunde aufzeichnen [9]. Das erste aufgenommene Bild gibt den unverformten Zustand der Probe an. Während des Versuchs erfolgen kontinuierlich weitere Aufnahmen. Die Software vergleicht die digitalen Aufnahmen miteinander und berechnet daraus die Verschiebung und Verformung der Objektmerkmale. Anschließend können diese Daten ausgewertet und mit der Finite Elemente Simulation verglichen werden.

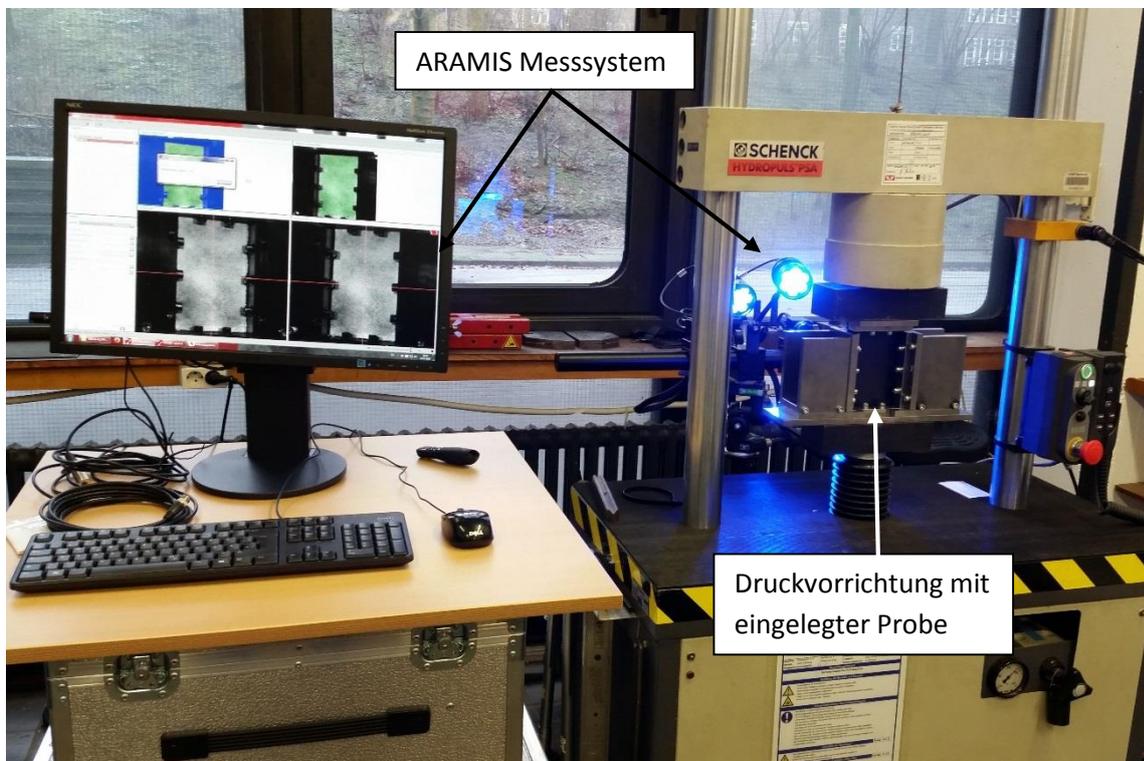


Abbildung 8: Prüfstand mit CAI-Druckvorrichtung und optischem Messsystem zur Aufzeichnung der Verformung.

2.4 Durchführung des CAI-Tests

Die Probeplatte wird in die Druckvorrichtung eingelegt und mit den Spannbacken fixiert. Die Vorrichtung wird dann mittig zwischen den Druckplatten der Prüfmaschine platziert, sodass die Kraft gleichmäßig auf dem gesamten Plattenquerschnitt aufgebracht werden kann (siehe Abb. 9).

Der Druckzylinder drückt die Vorrichtung mit einer konstanten Prüfkraft von 0,2 kN/s zusammen. Das ARAMIS-System fotografiert zeitgleich eine Plattenoberseite mit einer Rate von 2 Hertz. Damit der Versuch nach dem Versagen der Probe automatisch abgebrochen wird, werden Grenzen für den Verfahrweg des Druckzylinders gesetzt. Unmittelbar bevor die obere Druckplatte auf den seitlichen Spannbacken der Druckvorrichtung aufsetzen würde, stoppt der Versuch.

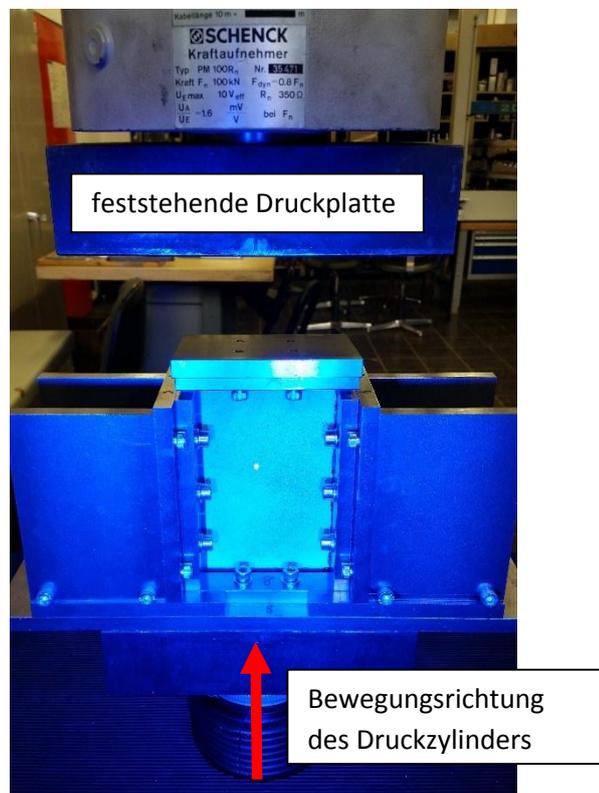


Abbildung 9: Druckvorrichtung mit eingelegter Probe im Prüfstand.

2.5 Definitionen zur Auswertung

Um das Verformungsverhalten der Proben in Abhängigkeit von der Druckkraft zu untersuchen, werden drei Punkte auf der X-Achse definiert. Die Verschiebungen und Dehnungen dieser Messpunkte während des CAI-Tests werden für alle Proben aufgezeichnet und miteinander verglichen. Der Messpunkt X_{Mitte} liegt im Mittelpunkt der Probe. Die anderen beiden Messpunkte X_{Oben} und X_{Unten} werden in gleichen Abständen in die obere beziehungsweise untere Hälfte der Probe gelegt (siehe Abb. 10). Zu Beginn des Versuchs werden für die drei Messpunkte weitestgehend gleiche Werte erwartet, da sich die Probe im linearen Bereich gleichmäßig verformen sollte. Ab einer gewissen Druckkraft wird die Probe beginnen, zu beulen. Dieser Wert wird als kritische Druckkraft F_{krit} bezeichnet. Die Messpunkte werden sich ab dem Erreichen der kritischen Druckkraft in ihrer Auslenkung und Dehnung voneinander unterscheiden. In der Praxis ist der Wert der kritischen Druckkraft stark abhängig von der Imperfektion der Probe. In dieser Arbeit ist damit die geometrische Imperfektion gemeint, die einen Einfluss auf die Steifigkeit der Probe hat. Je nachdem, wie groß die geometrische Abweichung (Imperfektion) der Probe von einer perfekt ebenen Platte ist, können auch der Wert der kritischen Druckkraft und die Beulform der Probe variieren.

Die Probe wird an insgesamt vier Stellen geschnitten, um mehr Informationen über die Beulform zu erhalten. Ein Schnitt verläuft durch die Plattenmitte parallel zur X-Achse. Die restlichen Schnitte verlaufen jeweils parallel zur Y-Achse durch die drei Messpunkte. Die Nullpunkte der Schnittbilder entsprechen nicht dem in Abbildung 4 definierten Koordinatensystem der Probe, sondern dem Auswertebereich des ARAMIS-Systems. Aufgrund der Lagerung der Probe kann nicht die gesamte Oberfläche erfasst werden; die Randbereiche werden durch die Spannbacken und die Schrauben teilweise verdeckt (siehe Abb. 10). Der Nullpunkt eines Schnittes beginnt aus diesem Grund am linken beziehungsweise am unteren Rand des Facettennetzes.

Die Druckspannungen σ werden zur Auswertung genutzt, um aus den Spannungs-Dehnungs-Kurven Aussagen über die Steifigkeit der Proben zu generieren. Sie werden aus den aufgezeichneten Druckkräften F , bezogen auf den Probenquerschnitt Q mit dem Normalenvektor in X-Richtung, errechnet. Die lokalen Dehnungen ε_{lokal} werden direkt von der Analysesoftware ARAMIS berechnet. Die technische Dehnung (auch als globale Dehnung bezeichnet) ε_{global} der Probe wird aus dem Weg des Druckzylinders, bezogen auf die Länge a der Probe, errechnet.

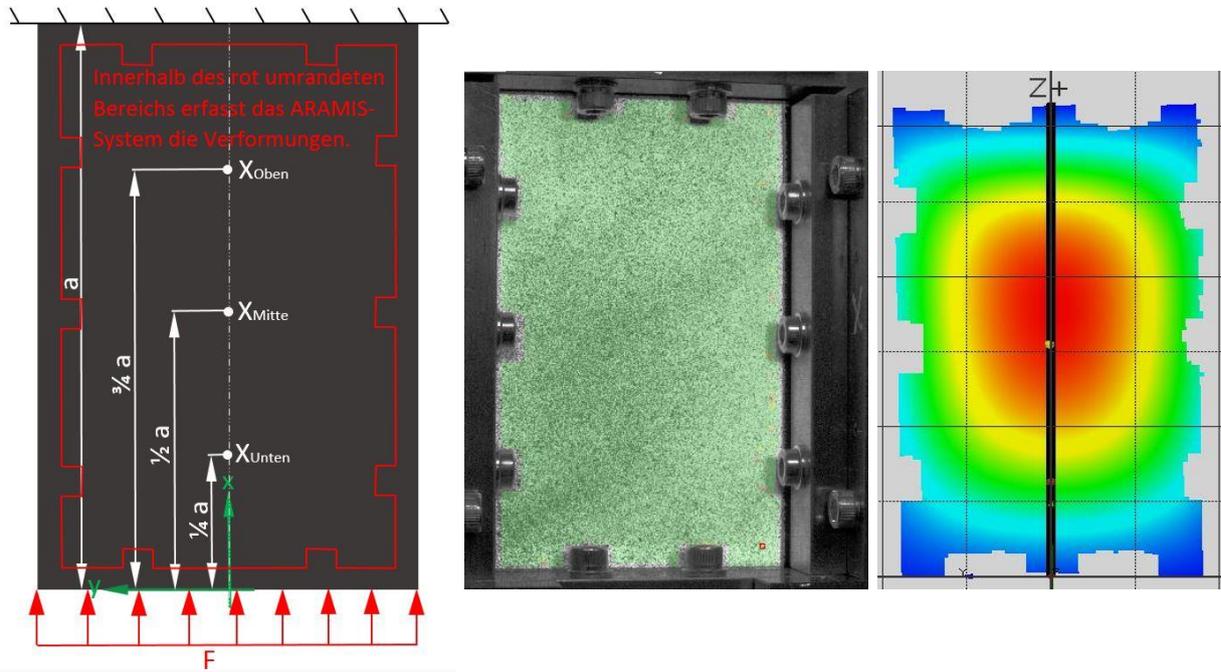


Abbildung 10: Darstellung des Koordinatensystems und Vermaßung der drei Messpunkte (links). Nur der rot umrandete Bereich kann vom ARAMIS-System erfasst und mit Facetten zur Auswertung belegt werden (links/mitte). Dementsprechend wird der Nullpunkt eines Schnittes auf den Rand des Facettennetzes gelegt (rechts).

3. Stabilität einer Aluminiumprobe

3.1 Hintergrund

Bevor der CAI Test mit den CFK-Proben durchgeführt wird, soll die Vorrichtung auf ihre Funktionsweise überprüft werden. Dafür wird anstatt einer CFK-Platte eine Probe aus Aluminium verwendet. Dieser Werkstoff besitzt einen isotropen Gefügebau und aufgrund von lediglich zwei unabhängigen, bekannten Materialkennwerten kann das Verhalten unter Druckbeanspruchung einfacher vorhergesagt werden als für die CFK-Probe. Insbesondere soll überprüft werden, wie sich die Probe verformen wird. Hierfür ist der Werkstoff Aluminium mit seiner guten plastischen Verformbarkeit ebenfalls besser geeignet als CFK.

Abmaße der Aluminiumprobe: 148 x 99 x 2,0 [mm] Werkstoff: AlCuMg

3.2 Analytische Lösung

In diesem Kapitel wird die kritische Druckkraft einer allseitig gelenkig gelagerten Probe aus Aluminium in einem analytischen Verfahren bestimmt. Durch den Beuleffekt und der damit verbundenen Auslenkung der Platte orthogonal zur Mittelebene werden Querkräfte und Momente in der Platte erzeugt. Deshalb muss zur Erstellung der Beugleichung von der Plattentheorie ausgegangen werden [10].

Unter Berücksichtigung der äußeren Kräfte, die in der Mittelebene der Platte wirken, ergibt sich folgende Differenzialgleichung (DGL) für die Plattenbiegung für isotropes Materialverhalten:

$$\Delta\Delta w = -\frac{t}{B} \left(\sigma_x \frac{\partial^2 w}{\partial x^2} + 2 \tau_{xy} \frac{\partial^2 w}{\partial x \partial y} + \sigma_y \frac{\partial^2 w}{\partial y^2} \right). \quad (1)$$

Darin ist w die Verschiebung orthogonal zur Plattenmittelebene, t die Dicke der Platte und B die Biegesteifigkeit der homogenen Platte mit

$$B = \frac{E \cdot t^3}{12(1-\nu^2)}. \quad (2)$$

Gemäß der Vorstellung, dass die Platte in Form von Sinushalbwellen beult, kann der Ansatz

$$w(x, y) = C_{mn} \cdot \sin \frac{m \cdot \pi \cdot x}{a} \cdot \sin \frac{n \cdot \pi \cdot y}{b} \quad (3)$$

mit den ganzzahligen Ordnungszahlen

$$m = 1, 2, 3, \dots \text{ bzw. } n = 1, 2, 3, \dots$$

als Lösung für die DGL verwendet werden. Darin ist a die Plattenlänge und b die Breite der Platte; m und n entsprechen der Halbwellenanzahl in Längen- respektive in Breitenrichtung.

Nach dem Ableiten des Ansatzes und unter Verwendung der Euler'schen Bezugsknickspannung nach [10] ergibt sich für eine allseitig gelenkig gelagerte Platte die kritische Beulspannung

$$\sigma_{krit} = \frac{2 \cdot \pi^2 \cdot E}{12(1 - \nu^2)} \cdot \left(\frac{t}{b}\right)^2 + \frac{\pi^2 \cdot E}{12(1 - \nu^2)} \cdot \left(\frac{t \cdot a}{b^2}\right)^2 \cdot \frac{1}{m^2} + \frac{(m \cdot \pi)^2 \cdot E}{12(1 - \nu^2)} \cdot \left(\frac{t}{a}\right)^2. \quad (4)$$

Daraus berechnet sich schließlich die kritische Beulkraft

$$F_{krit} = \sigma_{krit} \cdot b \cdot t. \quad (5)$$

Werden nun die Werte für die Aluminiumplatte in Gleichung 4 eingesetzt, ergibt sich für die kritische Beulspannung

$$\begin{aligned} \sigma_{krit} &= \frac{2 \cdot \pi^2 \cdot 70000}{12(1 - 0,33^2)} \cdot \left(\frac{2}{99}\right)^2 + \frac{\pi^2 \cdot 70000}{12(1 - 0,33^2)} \cdot \left(\frac{2 \cdot 148}{99^2}\right)^2 \cdot \frac{1}{2^2} \\ &\quad + \frac{(2 \cdot \pi)^2 \cdot 70000}{12(1 - 0,33^2)} \cdot \left(\frac{2}{148}\right)^2 = 114,7 \text{ MPa.} \end{aligned}$$

Folglich beträgt die kritische Beulkraft nach Formel 5

$$F_{krit} = 114,7 \text{ MPa} \cdot 99 \text{ mm} \cdot 2 \text{ mm} = 22,71 \text{ kN.}$$

3.3 Numerische Lösung einer Eigenwertberechnung

Im Folgenden wird die kritische Last einschließlich ihrer zugehörigen Beulformen in einem numerischen Verfahren berechnet. Dies geschieht mithilfe der linearen Eigenwertanalyse. In einer Eigenwertanalyse werden Eigenvektoren und die dazugehörigen Eigenwerte ermittelt. Die Eigenvektoren beschreiben in diesem Fall die Auslenkung der Platte in Z-Richtung, sie geben also die Beulform der Probe an. Der Eigenwert ist ein Streckungsfaktor des Eigenvektors und wird hier in die kritische Druckkraft umgerechnet.

Für die Berechnung wird vorausgesetzt, dass sich die Platte bis zum Verzweigungspunkt linear elastisch und linear geometrisch verhält. Das Versagen ist außerdem gutartig; es besteht also noch eine Resttragfähigkeit und die Kraft lässt sich nach dem Verzweigen weiter steigern [11].

Die Ausgangsgleichung für das Eigenwertproblem lautet

$$[K] [\underline{\phi}] = 0 \quad (6)$$

wobei $[K]$ für die Steifigkeitsmatrix der Platte steht und $[\underline{\phi}]$ den Eigenvektor der Verformung symbolisiert. Die Steifigkeitsmatrix $[K]$ teilt sich hierbei in einen linearen Anteil $[K_0]$ (Steifigkeitsmatrix der unverformten Platte) sowie einen nichtlinearen Anteil $[K_{geo}]$ auf. Während der lineare Anteil lastunabhängig ist, wird der nichtlineare Anteil mit einem Lastfaktor λ skaliert. Daraus ergibt sich der Ausdruck

$$[K_0 + \lambda K_{geo}] [\underline{\phi}] = 0. \quad (7)$$

Für eine nichttriviale Lösung muss also die Determinante der Steifigkeitsmatrix $[K]$ zu null werden:

$$\det(K) = \det[K_0 + \lambda K_{geo}] = 0. \quad (8)$$

Mit dieser Gleichung ist ein Eigenwertproblem formuliert, wobei λ der gesuchte Eigenwert ist. Das Bilden der Determinante führt auf eine skalare Funktion in λ , die als charakteristische Gleichung bezeichnet wird [12]. Zur Bestimmung der kritischen Last ist der kleinste Eigenwert interessant. Mithilfe des Finite Elemente Programmes Abaqus (Version 6-11.2 der Firma Dassault Systèmes, Frankreich) werden die ersten drei Eigenformen mit den dazugehörigen Eigenwerten berechnet. Die Randbedingungen werden gemäß des Versuchsaufbaus als allseitig gelenkig gelagert angenommen. Zur Berechnung der Steifigkeitsmatrix sind der Elastizitätsmodul mit $E = 70$ GPa und die Querkontraktionszahl mit $\nu = 0,33$ gegeben. Die Eigenwerte werden in Abaqus als Streckenlast in der Einheit N/mm angegeben. Zur besseren Vergleichbarkeit werden die Ergebnisse mit der Probenbreite multipliziert und so in eine Druckkraft mit der Einheit kN umgewandelt.

Die erste Eigenform entsteht bei einer kritischen Last von 22,137 kN und bildet dabei zwei Halbwellen in Längsrichtung aus (Abb. 11 oben links). Wird die Last ein wenig erhöht, entsteht die zweite Eigenform bei 23,981 kN. Die Platte bildet dabei nur eine Halbwelle in Längsrichtung aus (Abb. 11 oben rechts). Die dritte Eigenform entsteht bei einer kritischen Last von 31,797 kN und bildet drei Halbwellen aus. Der erste und der zweite Eigenwert unterscheiden sich um weniger als 2 kN während zwischen dem zweiten und dritten Eigenwert bereits fast 10 kN liegen. Daher ist es im Versuch wahrscheinlich, dass sich entweder die erste oder die zweite Eigenform bilden wird. Dies ist vermutlich stark abhängig von der Imperfektion der Probe.

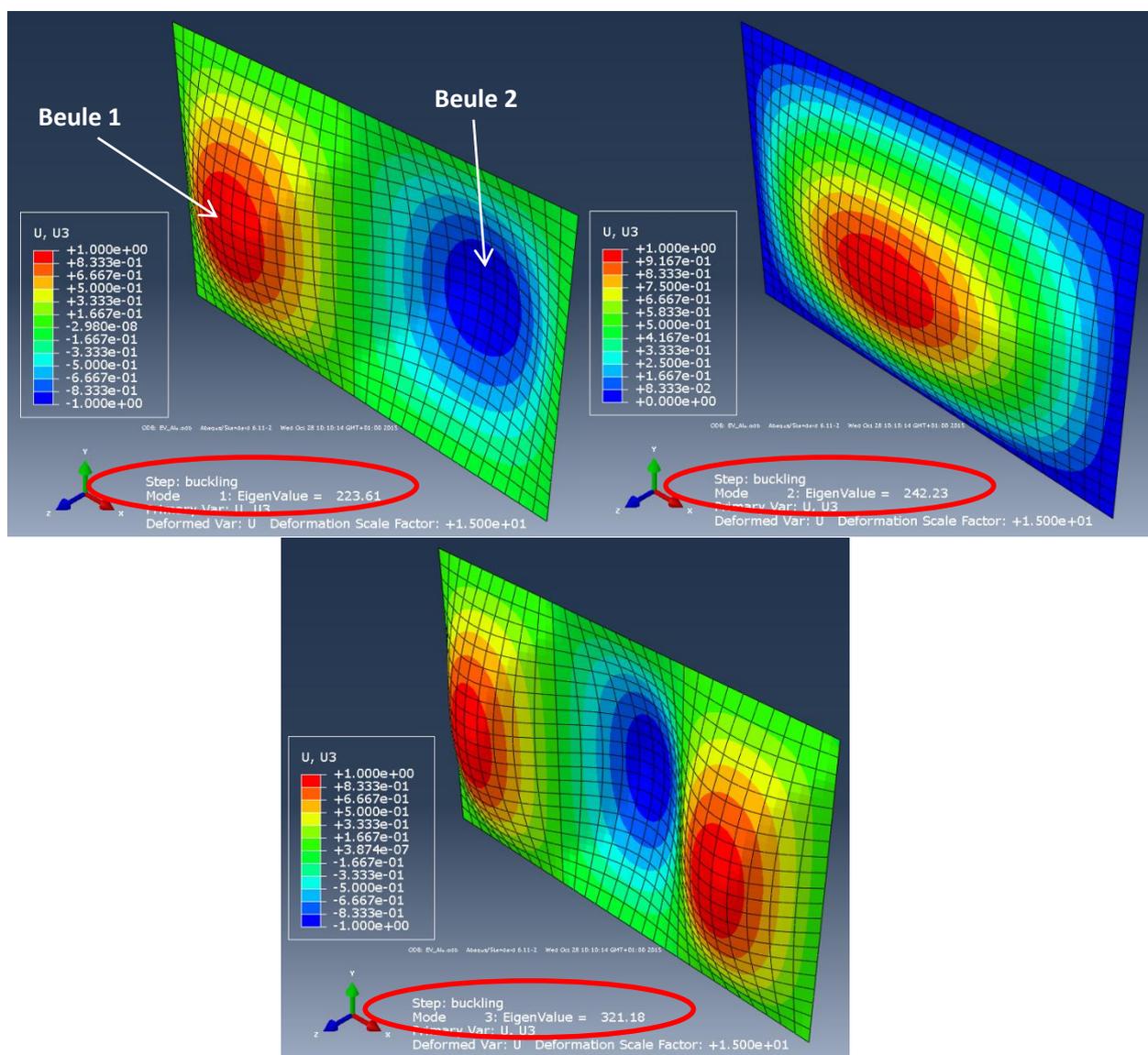


Abbildung 11: 1. - 3. Eigenform der Aluminiumplatte mit den dazugehörigen Eigenwerten (rot umrandet).

3.4 Numerische Lösung einer nichtlinearen Berechnung

In diesem Abschnitt wird das Verhalten der Platte infolge des Einwirkens einer Druckkraft analysiert. Es wird nun stufenweise über die Breite der Platte eine Streckenlast aufgebracht. Die Kurven der Plattenauslenkung w in Z-Richtung der drei Messpunkte werden mit den Werten der kritischen Druckkraft aus der analytischen Rechnung und aus der Eigenwertanalyse verglichen.

Damit das Finite Elemente Modell der ebenen Platte unter der Druckkraft beult, wird eine minimale Imperfektion in die Geometrie eingebracht. Diese geometrische Imperfektion orientiert sich an den Beulformen aus der Eigenwertanalyse. Zur Erzeugung der ersten Eigenform wird die Mittelebene der Platte nach der Funktion

$$w(x, y) = C \cdot \sin\left(\frac{2 \cdot \pi \cdot x}{a}\right) \cdot \cos\left(\frac{\pi \cdot y}{b}\right) \quad \text{mit} \quad M(x) = [0, a] \quad \text{und} \quad M(y) = \left[-\frac{b}{2}, \frac{b}{2}\right] \quad (9)$$

ausgelenkt. C skaliert dabei die gewünschte Größe der Imperfektion und wird in den durchgeführten Berechnungen mit 1 % der Plattendicke (hier: $w_{max/min} = \pm 0,02$ mm) angenommen. M gibt die Definitionsmenge an, für die die Funktion $w(x, y)$ gilt.

Während des Aufbringens der Kraft wird die Auslenkung der Plattenmittelfläche in orthogonaler Richtung aufgezeichnet. In Abbildung 12 ist das Beulverhalten der Platte dargestellt. Dabei wird die Auslenkung des oberen und unteren Messpunkts in Abhängigkeit von der Druckkraft aufgezeichnet. Kurz vor dem Erreichen der kritischen Last kommt es zur Ausbildung der zwei Beulen, die durch die Imperfektion vorgegeben sind. Wird die Kraft nach dem Erreichen der kritischen Last weiter gesteigert, verstärkt sich auch die Plattenauslenkung in Z-Richtung. Es wird mit linear-elastischen Materialeigenschaften gerechnet.

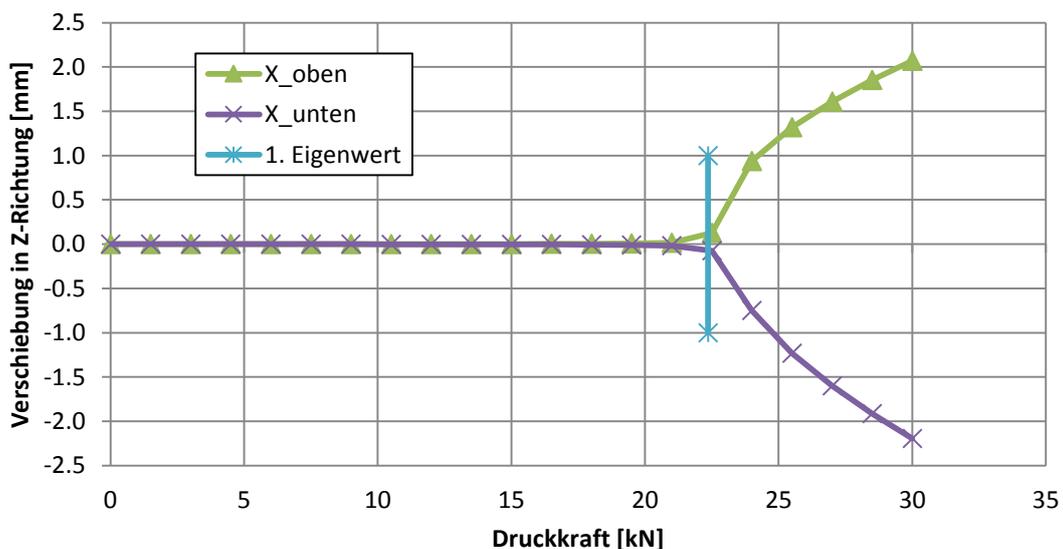


Abbildung 12: Kraft-Verschiebungs-Kurve der Aluminiumplatte unter Druckbeanspruchung und vorgegebener Imperfektion der ersten Eigenform.

3.5 CAI-Test mit einer Aluminiumprobe

Zunächst wird die technische Dehnung der Platte in X-Richtung betrachtet. In Abbildung 13 werden die Spannungs-Dehnungs-Kurven der drei Messpunkte X_{Oben} , X_{Mitte} und X_{Unten} mit der Kurve für den Druckzylinder der Prüfvorrichtung verglichen. Die Kurven geben Aufschluss darüber, welcher Bereich als linear angenommen werden kann. Bis etwa 35 MPa (6,9 kN) sind die Steifigkeiten aller Kurven sehr gering. Vermutlich liegt das an den Fertigungstoleranzen der Probe und der Druckvorrichtung, sodass die Kraft zu Beginn nicht auf den gesamten Probenquerschnitt wirken kann. Der Bereich bis circa 150 MPa (29,7 kN) kann dann als linearer Bereich angesehen werden. Ab diesem Wert wird vermutlich die kritische Druckkraft erreicht und das Dehnungsverhalten wird nichtlinear. Da alle Kurven innerhalb ihres linearen Bereichs unterschiedliche Steifigkeiten aufweisen, kann an dieser Stelle noch keine Aussage über die Gesamtsteifigkeit der Probe getroffen werden. Am deutlichsten unterscheidet sich die Kurve des Prüfstands von den anderen Kurven. Das liegt zum einen daran, dass der Druckzylinder des Prüfstands die Druckvorrichtung und die Probe bewegt und somit einen größeren Weg in X-Richtung zurücklegt als die Messpunkte auf der Probe. Daraus resultiert bei der Umrechnung auch eine größere technische Dehnung bei gleicher Kraft als bei den drei anderen Kurven. Folglich ist auch die Steigung der Kurve geringer.

Die Sprünge im Kurvenverlauf resultieren aus der Analog-Digital-Umwandlung der Kraft- und Wegsignale des Prüfstands. Bei der Übermittlung dieser Daten vom Prüfstand an das ARAMIS-System ist eine erneute Umwandlung erforderlich. Weiterhin begünstigt die Wegregelung des Druckzylinders einen zitterigen Verlauf der Kurve. Da sich der gesamte Weg während der Messung um weniger als 2 mm ändert, wird die Regelung entsprechend stark wahrgenommen.

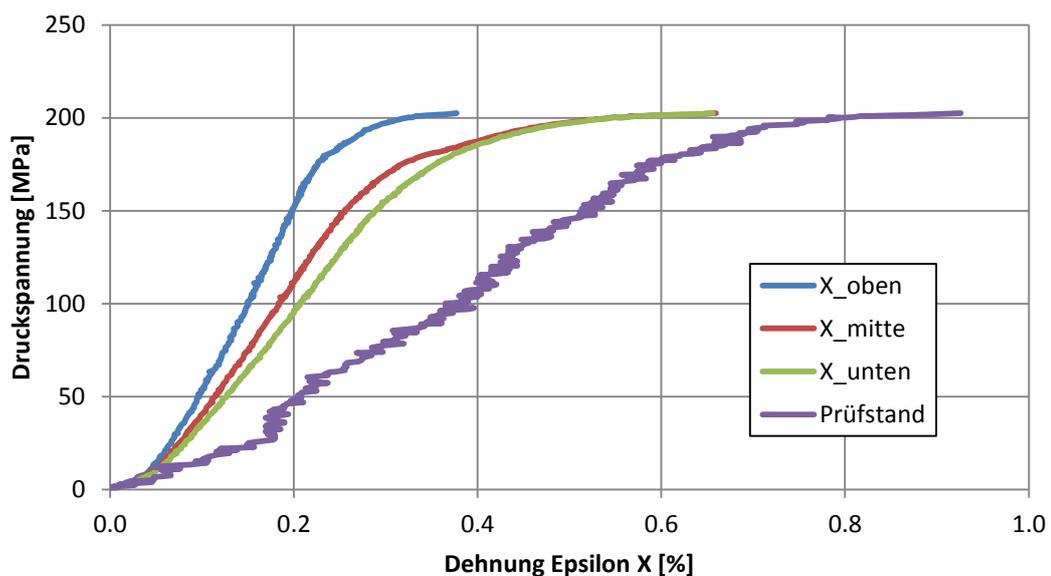


Abbildung 13: Druckspannung über der technischen Dehnung der drei Messpunkte und des Druckzylinders aus dem CAI-Versuch.

Die Auslenkung der drei Messpunkte in Z-Richtung ist in Abbildung 14 über der Druckkraft dargestellt. Der Punkt, an dem die drei Kurven auseinanderlaufen, markiert auf der Abszisse die kritische Druckkraft. Für die Aluminiumplatte liegt der Wert der kritischen Druckkraft in diesem Versuch zwischen 25 kN und 29 kN. Die kritische Druckkraft in der Berechnung liegt bei ungefähr 22 kN und damit deutlich geringer als die Werte im CAI-Test. Wie bereits in Kapitel 2.2 gezeigt, kann dafür die Lagerung der Probe verantwortlich sein. Eine feste Einspannung der Druckränder würde deutlich höhere Beullasten produzieren als eine gelenkige Lagerung. Um einen Eindruck der tatsächlichen Randbedingungen im CAI-Test zu erhalten, wird die Auslenkung der Probe in Z-Richtung an einzelnen Schnitten untersucht, die in Kapitel 2.5 definiert sind.

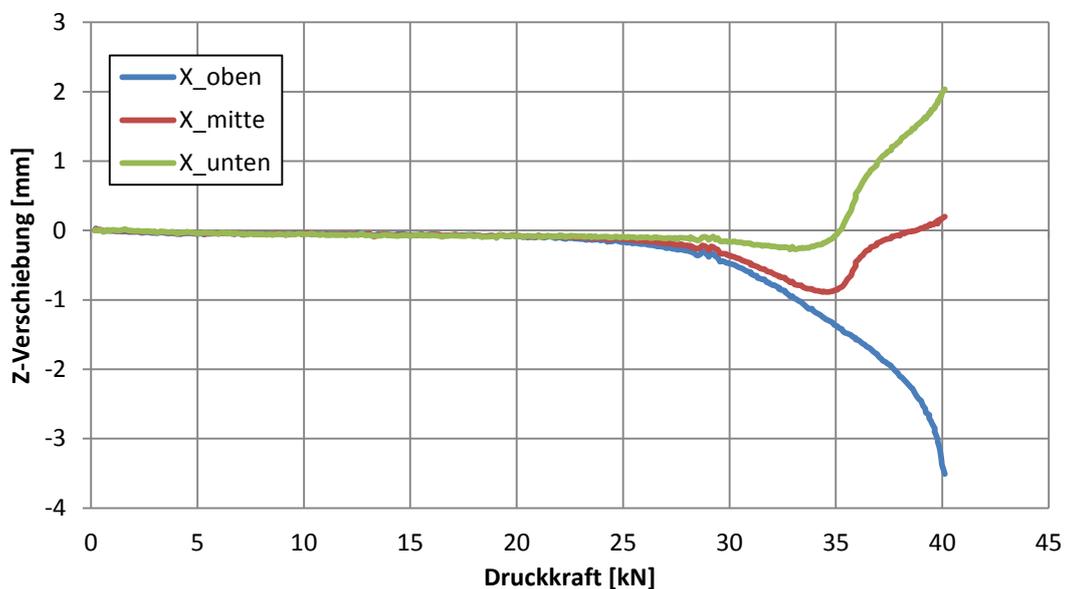


Abbildung 14: Kraft-Verschiebungs-Kurve der drei Messpunkte aus dem CAI-Versuch.

Die Beulformen der Aluminiumprobe werden auf diese Weise für die Druckkräfte 33,05 kN und 40,1 kN analysiert und sind in den Abbildungen 15 und 16 dargestellt. Der erste Schnitt bei 33,05 kN zeigt, dass das untere Plattenende sich nicht frei um die Y-Achse drehen kann, sondern eher eingespannt wird. Erst bei weiterer Erhöhung der Druckkraft ändert sich die Lagerung plötzlich und das untere Plattenende verdreht sich. Die Auslenkung der Probe für die drei Schnitte parallel zur Y-Achse ist in Abbildung 16 dargestellt. Bei 33,05 kN ist fast kein Beulen der Schnitte parallel zur Y-Achse zu erkennen. Dies ändert sich deutlich bei weiterer Erhöhung der Kraft. Die Beulform der Probe bei 40,1 kN zeigt deutlich, dass es sich bei den seitlichen Randbedingungen um eine gelenkige Lagerung handelt. Da der Anfang und das Ende der Schnitte nicht auf den Plattenrändern liegen (in Kapitel 2.5 diskutiert), betragen die Werte der Auslenkung niemals genau Null. Die Abbildungen vermitteln aber dennoch einen guten Eindruck vom Beulverhalten der Probe.

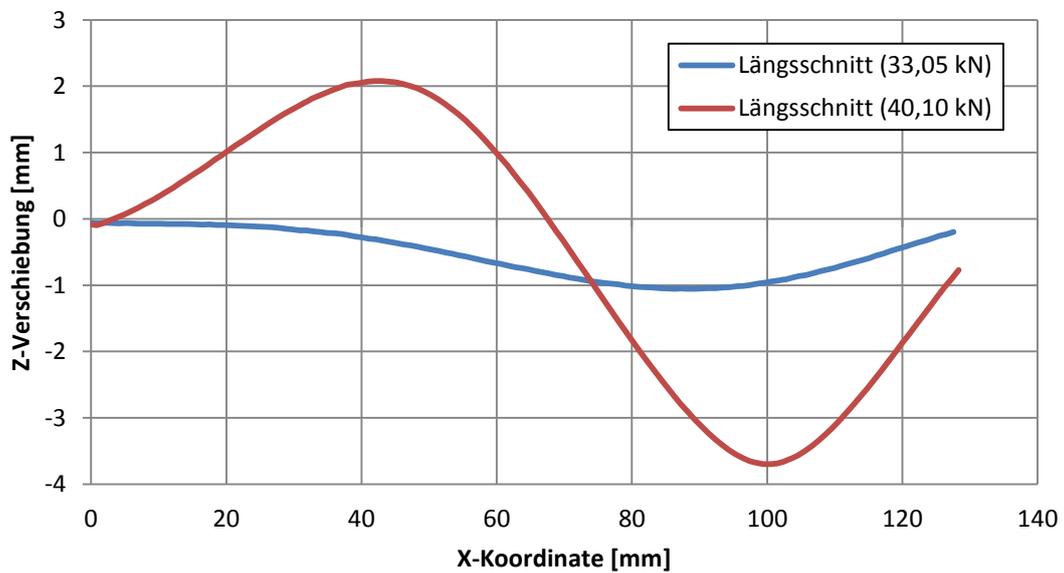


Abbildung 15: Plattenauslenkung der Probe entlang eines Schnitts durch die Mitte (parallel zur X-Achse) für unterschiedliche Druckkräfte.

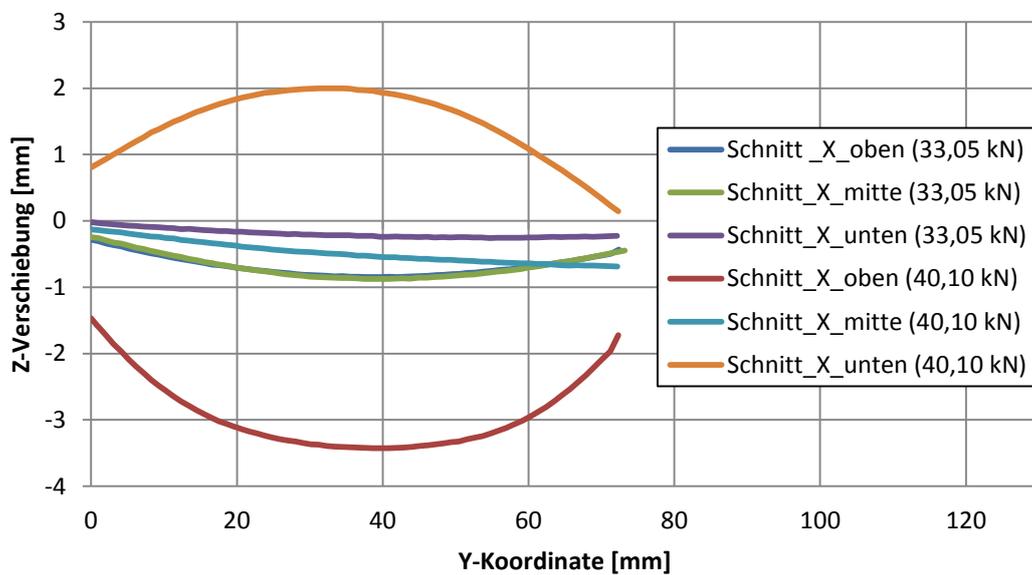


Abbildung 16: Auslenkung der Probe entlang eines Schnitts durch die drei Messpunkte für unterschiedliche Druckkräfte.

In Abbildung 17 wird die lokale Dehnung der drei Messpunkte in X-Richtung in Abhängigkeit von der Druckspannung gezeigt. Bis zum Erreichen der kritischen Druckkraft verlaufen die lokalen Dehnungen relativ linear und liegen für die drei Messpunkte eng zusammen. Der lineare Teil dieser Kurven kann für die Bestimmung der Plattensteifigkeit herangezogen werden. Da die einzelnen Werte aufgrund der Dehnungsberechnung der einzelnen Facetten im ARAMIS-System stark springen, wird eine lineare Regression der einzelnen Kurven durchgeführt. Je nachdem, wie der lineare Bereich definiert wird, schwanken die Steigungen der Regressionsgeraden. Für diesen Versuch wird der Bereich zwischen 0 MPa und 100 MPa für jede Kurve linearisiert. Die gemittelte Regressionsgerade ist in Abbildung 17 eingezeichnet. Die Steigung dieser Geraden entspricht der Steifigkeit der Platte und beträgt 62356 MPa. Die Abweichung zum Elastizitätsmodul (70 GPa) ist mit 11 % relativ hoch. Die Begründung hierfür könnte zum einen in dem gewählten Bereich der Linearisierung liegen. Zum anderen wirkt sich auch die Imperfektion der Probe auf die Steifigkeit aus.

Je ausgeprägter die Probe im nichtlinearen Bereich beult, desto größer werden auch die lokalen Dehnungen. Diese Beobachtung korreliert aufgrund des kinematischen Zusammenhangs stark mit der Auslenkung der Messpunkte in Z-Richtung.

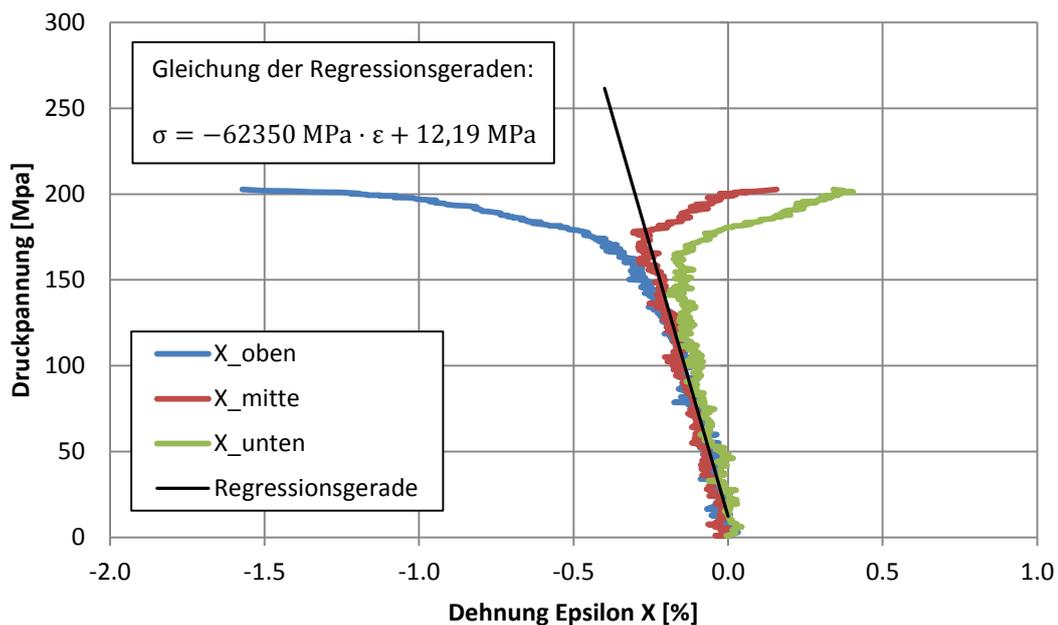


Abbildung 17: Spannungs-Dehnungs-Kurve der drei Messpunkte der Aluminiumprobe aus dem CAI-Versuch.

Fazit

In Tabelle 1 werden abschließend die Ergebnisse verglichen, die in der Berechnung beziehungsweise in dem CAI-Test erzielt werden. Die Werte der analytischen Beugleichung unterscheiden sich von den Ergebnissen der Eigenwertanalyse um weniger als 1 %. Bei einer immer feiner gewählten Vernetzung des FE-Modells sollten sich die Werte aus der Eigenwertberechnung weiter dem analytischen Ergebnis annähern. Aufgrund der geringen Abweichung wird die bestehende Vernetzung des FE-Modells jedoch beibehalten. Die nichtlineare Berechnung in Abaqus passt ebenfalls gut zur analytischen Lösung.

Die kritische Beullast im Versuch hingegen fällt deutlich höher aus als in den Berechnungen. Insbesondere bei den Lagerungen der Plattenenden in der Druckvorrichtung scheint die Norm nicht zum gewünschten Ergebnis zu führen. Die einspannungsähnlichen Randbedingungen der oberen und unteren Lagerung führen zu einem steiferen Verhalten der Platte. Daraus resultieren höhere kritische Druckkräfte, als sie vorher errechnet wurden. Die größte plastische Verformung ist an der oberen Einspannung zu erkennen, was auf einen starken Einfluss der Randbedingungen hinweist. Da eine Änderung der Druckvorrichtung nicht ohne größeren Aufwand möglich ist, werden die Randbedingungen in späteren Berechnungen den tatsächlichen Lagerungsbedingungen in der Druckvorrichtung angepasst. Möglichkeiten zur Modifizierung der Druckvorrichtung werden später in Kapitel 9 diskutiert.

Tabelle 1: Kritische Beullasten in der Berechnung und im Versuch.

	Kritische Last [kN]			CAI-Test
	Beugleichung (analytisch)	Eigenwertanalyse (Abaqus)	Nichtlinear (Abaqus)	
1. Eigenform	22,210	22,137	$21 < F_{krit} < 23$	
2. Eigenform	24,021	23,981		$25 < F_{krit} < 29$
3. Eigenform	31,981	31,797		

4. Dimensionierung und Herstellung der CFK-Proben

4.1 Faser-Matrix-System

Als Grundmaterial wird ein vorimprägniertes Faser-Matrix-System nach [13] mit der Bezeichnung EP137-CR527/80-35 (Hersteller: Gurit AG, Zollikon, Schweiz) verwendet, wie es beispielsweise auch im Flugzeugbau angewendet wird. Das Prepreg besteht aus unidirektional angeordneten Kohlenstofffasern, die in einer Epoxidharzmatrix (EP137) eingebettet sind. Die einzelnen Kohlenstofffasern setzen sich jeweils aus 24000 Filamenten zusammen. Die hier verwendete Faserfamilie IMS (Intermediate Modulus) ist insbesondere für Anwendungen geeignet, die eine höhere Steifigkeit bei gleichzeitig erhöhter Zugfestigkeit erfordern. Das Flächengewicht der Fasern beträgt 80 g/m^2 , die mit 35 % Harzanteil vermengt werden. Als gesamtes Flächengewicht sind 125 g/m^2 im Datenblatt angegeben. Das Prepreg misst eine Breite von 300 mm und ist auf eine Rolle gewickelt. Diese wird in einer Tiefkühltruhe bei minus 30° C aufbewahrt, damit der Aushärtungsprozess des Harzes unterbunden wird. Mit zunehmender Temperatur gewinnt das Material an Klebrigkeit, welche für die Anbindung der einzelnen Schichten aneinander während des Laminierens wichtig ist.

4.2 Materialversagen

In dem CAI Test ist die maximale Prüfkraft des Versuchsstandes von 100 kN der limitierende Faktor. Das bedeutet, die Probenplatten müssen so ausgelegt werden, dass eine unbeschädigte Probe unter der Druckkraft von 100 kN versagt.

Die Werte in Tabelle 2 geben die Materialkennwerte an und dienen als Grundlage für die Dimensionierung der CFK-Proben. Die Zug- und Druckfestigkeiten R_{\parallel}^+ und R_{\parallel}^- sowie der Elastizitätsmodul E_1 in Faserrichtung und die interlaminare Schubfestigkeit ILS werden direkt aus dem Datenblatt [13] des Prepregherstellers übernommen. Da das Datenblatt keine weiteren Materialkennwerte enthält, werden die Zug- und Druckfestigkeiten R_{\perp}^+ und R_{\perp}^- sowie der Elastizitätsmodul E_2 quer zur Faserrichtung aus dem Datenblatt eines ähnlichen Materials [14] entnommen. Die Querkontraktionszahl ν_{12} und der Schubmodul G_{12} entstammen demselben Datenblatt. Da die Fasern in dem Prepreg unidirektional angeordnet sind, gelten die Beziehungen

$$E_3 = E_2; \quad G_{13} = G_{12} \quad \text{und} \quad \nu_{13} = \nu_{12}.$$

Die Querkontraktionszahl ν_{23} und der Schubmodul G_{23} basieren auf Erfahrungswerten mit unidirektionalem Prepreg.

Tabelle 2: Materialkennwerte als Grundlage der Berechnung.

Werte aus Proben-Datenblatt		Werte aus HEXCEL-Datenblatt		Schätzwerte	
R_{\parallel}^+	2200 MPa	R_{\perp}^+	80 MPa	E_3	9 GPa
R_{\parallel}^-	1150 MPa	R_{\perp}^-	250 MPa	ν_{13}	0,27
E_1	150 GPa	E_2	9 GPa	ν_{23}	0,357
ILS	65 MPa	ν_{12}	0,27	G_{13}	4,4 GPa
		G_{12}	4,4 GPa	G_{23}	3,458 GPa

Gemäß der Norm soll ein quasi-isotroper Lagenaufbau für die Probenplatten verwendet werden. Da die unbeschädigten Proben im CAI-Test versagen sollen, wird folgender Lagenaufbau gewählt:

$$\text{Laminataufbau Probenplatten: } [0^\circ / 90^\circ / 45^\circ / -45^\circ]_{3S}$$

Bei einer Einzelschichtdicke von 0,092 mm ergibt sich eine Laminatdicke von $24 \cdot 0,092 \text{ mm} = 2,2 \text{ mm}$. Die Länge und die Breite der Probe betragen wie bei der Aluminiumplatte 148 mm respektive 99 mm. Mit den Materialkennwerten und dem Lagenaufbau können die Membransteifigkeiten A und die Biegesteifigkeiten D berechnet werden:

$$A = \begin{bmatrix} 138 & 43 & 0 \\ 43 & 138 & 0 \\ 0 & 0 & 47,6 \end{bmatrix} \frac{\text{kN}}{\text{mm}^2} \cdot \text{mm} \quad D = \begin{bmatrix} 64,7 & 13,7 & 1,65 \\ 13,7 & 55,5 & 1,65 \\ 1,65 & 1,65 & 15,5 \end{bmatrix} \frac{\text{kN}}{\text{mm}^2} \cdot \text{mm}^3$$

Die maximale Druckspannung F , die unter Berücksichtigung einer Prüfkraft von 100 kN auf den Probenquerschnitt Q aufgebracht werden kann, beträgt:

$$\sigma = \frac{F}{Q} = \frac{100000 \text{ N}}{99 \text{ mm} \cdot 2,2 \text{ mm}} = 459,1 \text{ MPa} \quad (10)$$

Im Folgenden soll die theoretische Auslastung der maximalen Prüfkraft für die oben dimensionierte Probe ermittelt werden.

4.3 Berechnung der Zug- und Druckfestigkeiten des Laminats

Die Materialdaten dienen als Basis für die Finite Elemente Berechnungen. Das Grundmodell besteht aus quadratischen Schalenelementen zweiter Ordnung, welche in Abaqus die Bezeichnung S8R tragen [15]. Die Materialeigenschaften werden aus Tabelle 2 übernommen. Das Versagen des Materials wird durch das Hashin-Kriterium abgebildet. Es wird ein Element in Dickenrichtung verwendet. Alle Elemente besitzen ein orthotropes Materialverhalten. Hierfür werden in den Section Properties einzelne Lagen unter Angabe der Orientierung und der Dicke definiert. Mit diesen Informationen errechnet das Programm anschließend die Steifigkeitsmatrix.

Die Randbedingungen orientieren sich an der Druckvorrichtung (siehe Abb. 18). Der Einfluss der Spannbacken wird durch die Sperrung des translatorischen Freiheitsgrades der entsprechenden Knoten in Z-Richtung abgebildet. Der obere Plattenrand kann sich nicht in X-Richtung verschieben. Der untere Plattenrand, auf den die Kraft wirkt, kann sich nicht um die Z-Achse drehen. Zusätzlich wird in der Simulation eine Verschiebung des Mittelpunktes der Platte in Y-Richtung unterbunden.

Zunächst soll überprüft werden, ob die errechneten 459,1 MPa ausreichen, um die Probe im Versuchsstand zu zerstören. Dafür wird eine ebene Platte ohne Imperfektion modelliert. Die Simulation wird kraftgesteuert durchgeführt. Die Einzelkraft wird stufenweise auf einem Referenzpunkt aufgebracht, der kinematisch an den unteren Plattenrand angebunden ist. Somit wird die Kraft gleichmäßig auf dem Rand aufgebracht, wie es auch im Versuch der Fall sein sollte. Es wird nichtlinear gerechnet.

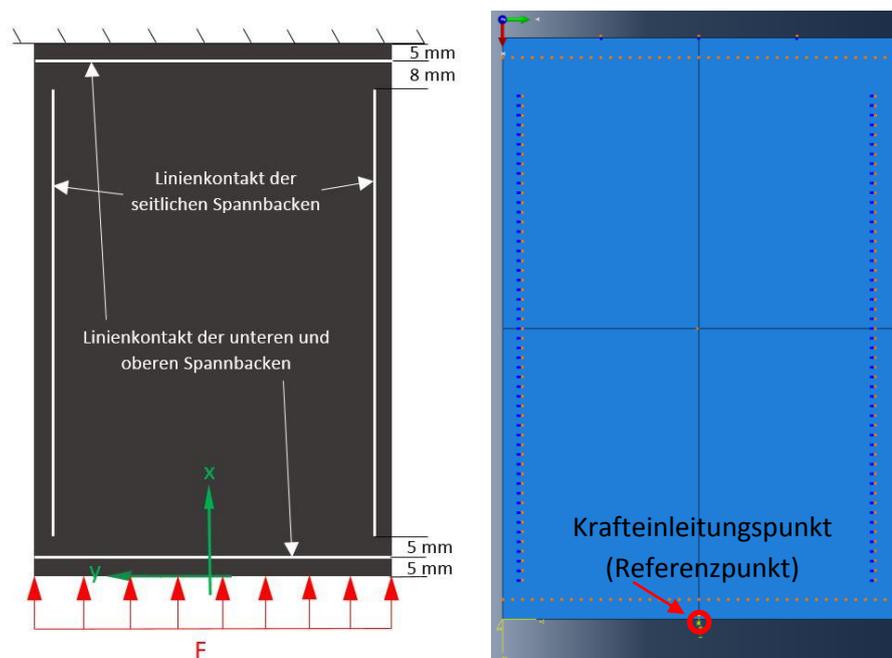


Abbildung 18: Umsetzung der realen Probenlagerung (links) in Abaqus. Die punktierten Linien symbolisieren die Randbedingungen der Spannbacken (rechts).

Abbildung 19 zeigt die Spannungs-Dehnungs-Kurve der Probe. Die aufgebrachte Kraft wird hierfür in eine Spannung, bezogen auf den Plattenquerschnitt, umgerechnet. Die Verschiebung des unteren Plattenrandes in X-Richtung wird in eine technische Dehnung, bezogen auf die Plattenlänge, umgerechnet. Um das Verhältnis zwischen den Zug- und Druckfestigkeiten der Platte abschätzen zu können, wird sowohl eine Zugkraft als auch eine Druckkraft aufgebracht. Die Druck- beziehungsweise Zugsteifigkeit in X-Richtung ist im linearen Bereich gleich und beträgt 57 GPa. Die maximale Zugfestigkeit liegt bei 570 MPa (124,146 kN) während die Platte unter Druckbelastung ohne zu beulen theoretisch 348 MPa (75,794 kN) erträgt. Die maximale Prüfstandskraft würde also gemäß der Simulation genügen, um eine unbeschädigte CFK-Probe ohne Stabilitätsversagen zu zerstören.

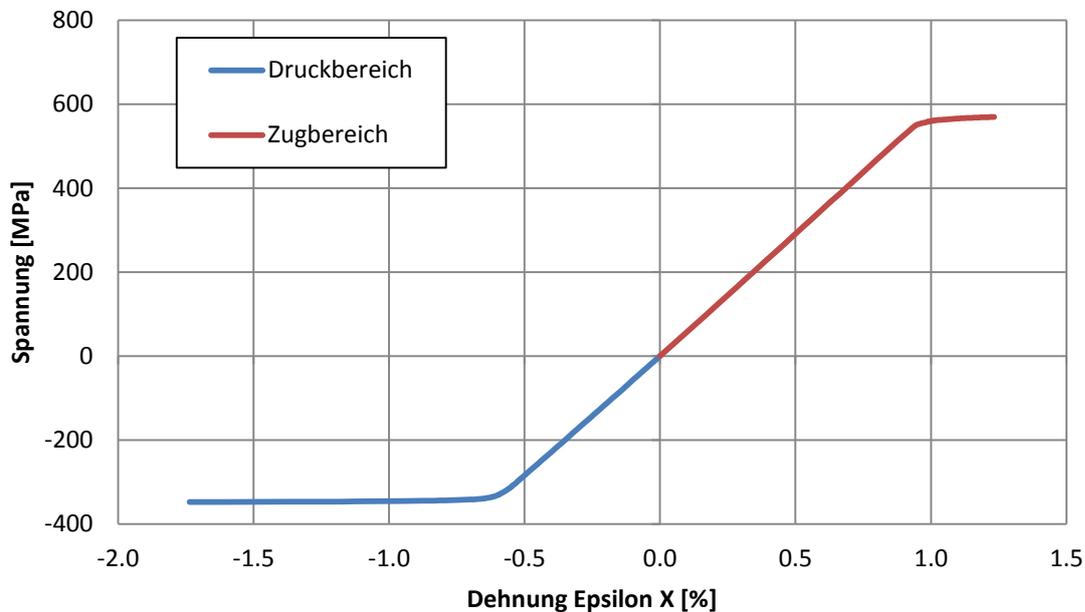


Abbildung 19: Spannungs-Dehnungs-Kurve der CFK-Probe in der Simulation.

4.4 Analytische lineare Berechnung

In diesem Kapitel wird das Verhalten der CFK-Platte unter Einwirkung einer axialen Druckkraft beschrieben. Dabei wird die Theorie zur Untersuchung einer ebenen, unversteiften Platte aus Faserverbundkunststoff (CFK) genutzt. Es wird die Beullast für symmetrisch aufgebaute CFK-Platten mit allseitig gelenkiger Lagerung aus der Beziehung

$$N_{x,orthotrop} = k_x \cdot \left(\frac{\pi}{b}\right)^2 \cdot \sqrt{D_{11} \cdot D_{22}} \quad (11)$$

nach [16] ermittelt. Darin ist $N_{x,orthotrop}$ die Streckenlast, k_x der Beulfaktor, b die Plattenbreite und D_{ij} steht für ein Element aus der Biegesteifigkeitsmatrix. Der Beulfaktor

$$k_x = h(\bar{\alpha}) + 2 \cdot \beta \quad (12)$$

ist hierbei mit dem modifizierten Seiten-Längen-Verhältnis

$$\bar{\alpha} = \frac{a}{b} \cdot \sqrt[4]{\frac{D_{22}}{D_{11}}} \quad (13)$$

und der sich daraus ergebenden Hilfsfunktion

$$h(\bar{\alpha}) = \text{Min}_{m=1,2,\dots} \left[\left(\frac{m}{\bar{\alpha}}\right)^2 + \left(\frac{\bar{\alpha}}{m}\right)^2 \right] \quad (14)$$

sowie dem Seydelschen Orthotropiefaktor

$$\beta = \frac{D_{12} + 2 \cdot D_{33}}{\sqrt{D_{11} \cdot D_{22}}} \quad (15)$$

zu bestimmen. Da die Koppelterme der Biegesteifigkeitsmatrix belegt sind, muss gegenüber der orthotropen Lösung eine Abminderung der Beullast berücksichtigt werden. Dies erfolgt näherungsweise über den Indikator

$$I_d = 1,4 \cdot \frac{D_{13} \cdot D_{23}}{\sqrt{(D_{12} + 2 \cdot D_{33}) \cdot \sqrt{(D_{11} \cdot D_{22})^3}}} \quad (16)$$

der schließlich zur Beullast der quasiisotropen CFK-Platte führt:

$$N_{x,quasiisotrop} = N_{x,orthotrop} \cdot (1 - I_d) \quad (17)$$

Daraus ergibt sich die kritische Beulkraft

$$F_{krit} = N_{x,quasiisotrop} \cdot b. \quad (18)$$

Für die CFK-Platte ergibt sich also unter Berücksichtigung der Werkstoffkennwerte und der obigen Formeln der kritische Kraftfluss

$$N_{x,quasiisotrop} = 235,61 \frac{\text{N}}{\text{mm}}.$$

Die kritische Druckkraft der ersten Eigenform beträgt gemäß der Formel 18

$$F_{krit} = N_{x,quasiisotrop} \cdot b = 235,61 \frac{\text{N}}{\text{mm}} \cdot 99 \text{ mm} = 23,325 \text{ kN}.$$

4.5 Lineare Stabilitätsanalyse

Wie bereits für die Aluminiumplatte gezeigt, wird auch für die CFK-Probe eine Eigenwertanalyse in Abaqus durchgeführt. Die Randbedingungen entsprechen jedoch nicht mehr einer allseitig gelenkigen Lagerung, sondern berücksichtigen die realen Bedingungen der Druckvorrichtung wie sie in Kapitel 4.3 beschrieben sind.

Abbildung 20 zeigt die ersten drei Eigenformen mit den dazugehörigen Eigenwerten. Die Eigenformen sind trotz leicht geänderter Randbedingungen vergleichbar mit denen der Aluminiumplatte. Dies liegt im Wesentlichen an der identischen Länge und Breite der Platte. Außerdem wird ein quasiisotroper Lagenaufbau verwendet. Die Eigenwerte sind geringfügig höher als bei der Aluminiumplatte. Das Beulen in der ersten Eigenform tritt ab einer Druckkraft von 24,739 kN auf. Der zweite Eigenwert ist mit 26,280 kN nur circa 6 % größer; damit liegen beide Werte relativ eng zusammen. Der dritte Eigenwert ist mit 37,555 kN deutlich größer als die ersten beiden Werte. Daher sind die dritte sowie höhere Eigenformen in der Praxis nicht zu erwarten.

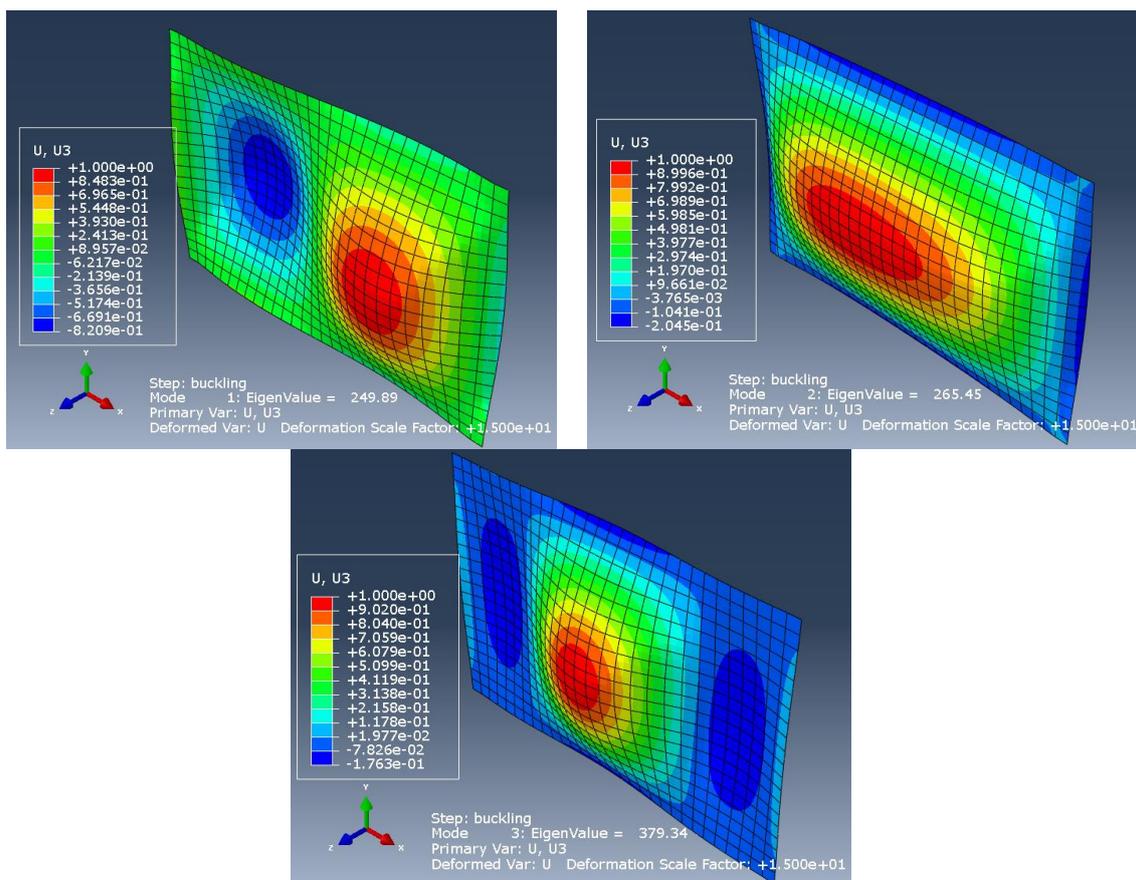


Abbildung 20: 1. - 3. Eigenform der CFK-Platte mit den dazugehörigen Eigenwerten.

4.6 Nichtlineare Berechnung in Abaqus

Für die nichtlineare Berechnung wird wieder das in Kapitel 4.2 beschriebene Abaqus-Modell verwendet. Es wird eine Druckkraft stufenweise auf den Rand der Platte aufgebracht. Als geometrische Imperfektion wird die erste Eigenform vorgegeben, wie es in Kapitel 3.4 beschrieben ist.

In Abbildung 21 ist die Verschiebung der Messpunkte in Z-Richtung in Abhängigkeit von der Druckkraft dargestellt. Dabei ist zu erkennen, dass die Platte bis zum Erreichen der kritischen Druckkraft nicht in Z-Richtung ausgelenkt wird. Ab ungefähr 24 kN tritt das Beulen auf. Die Kraft kann im nichtlinearen Bereich noch bis 33,6 kN gesteigert werden, bevor die Platte versagt.

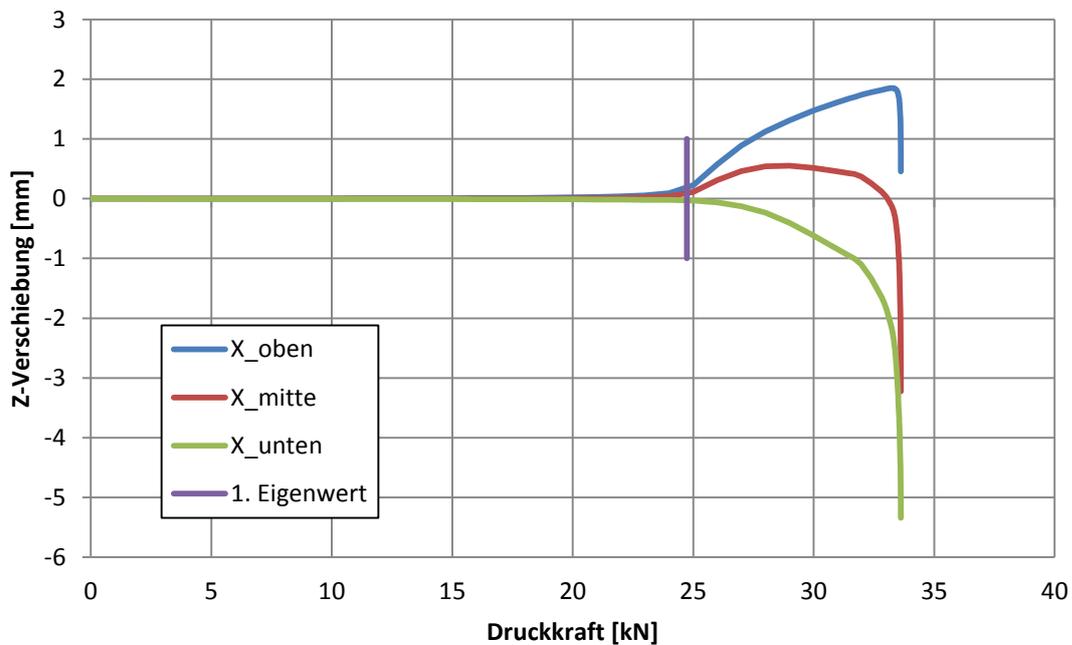


Abbildung 21: Verschiebung der Messpunkte in Z-Richtung in Abhängigkeit von der Druckkraft.

Die lokalen Dehnungen der Probe an den Messpunkten sind in Abbildung 22 dargestellt. Bis zum Erreichen der kritischen Druckspannung verlaufen die Kurven linear. Innerhalb des linearen Bereichs beträgt die Steifigkeit der Platte 57 GPa. Das ist der gleiche Wert, der auch schon für die ebene Probe ohne Imperfektion in Kapitel 4.3 angegeben wird. Die lokalen Dehnungen der drei Messpunkte sind im linearen Bereich identisch mit der technischen Dehnung des Referenzpunkts.

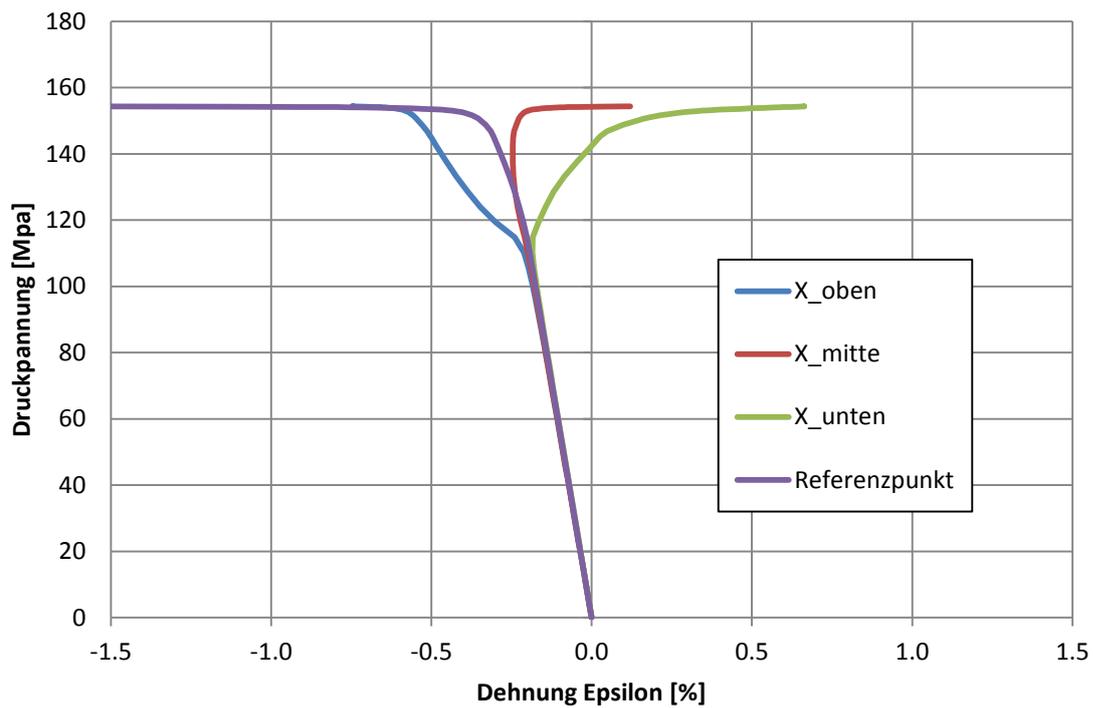


Abbildung 22: Lokale Dehnungen der Messpunkte und technische Dehnung des Referenzpunkts in Abhängigkeit von der Druckspannung.

In Abbildung 23 sind vier Längsschnitte durch die Probe für verschiedene Druckkräfte dargestellt. Bei 23 kN ist noch kein Beulen der Platte zu erkennen. Der Schnitt bei 28 kN beult hauptsächlich im oberen Bereich, das untere Drittel der Platte wird kaum ausgelenkt. Bei 33 kN ist deutlich die erste Eigenform mit den zwei Beulen zu erkennen. Danach kann die Kraft kaum noch gesteigert werden, die Verformung hingegen nimmt deutlich zu. Aufgrund der Randbedingungen sind die Werte der Auslenkung in Z-Richtung für $X = 5 \text{ mm}$ und $X = 143 \text{ mm}$ Null. Der obere und untere Rand der Platte kann sich um die Y-Achse verdrehen. Das ist auch der Grund für das Versagen der Platte. Die Kraft wirkt weiterhin in X-Richtung und damit fast senkrecht auf den unteren Rand der Platte.

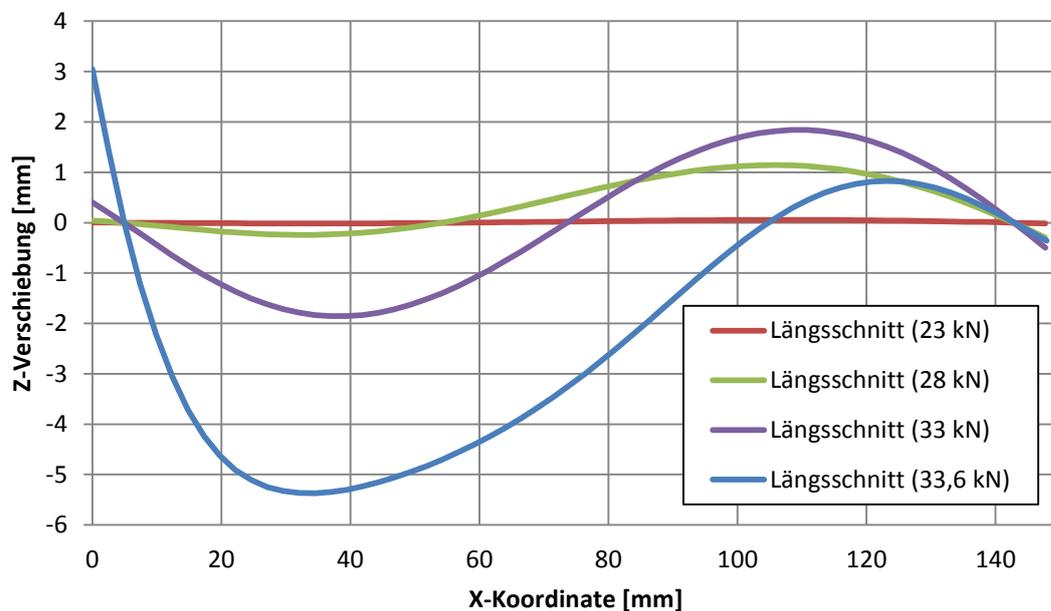


Abbildung 23: Auslenkung der CFK-Platte in Z-Richtung entlang eines Schnitts durch die Mitte (parallel zur X-Achse).

Fazit

In Tabelle 3 werden abschließend die Ergebnisse verglichen, die in der Berechnung erzielt werden. In der analytischen Lösung ist die kritische Druckkraft etwas niedriger als in der FEM-Simulation. Verantwortlich hierfür sind die leicht unterschiedlichen Randbedingungen. Während die analytische Methode von einer ideal gelenkigen Lagerung ausgeht, werden in der FEM-Simulation die Realbedingungen in der Druckvorrichtung berücksichtigt. Für die erste Eigenform liegen beide Lösungen ungefähr 5 % auseinander.

Tabelle 3: Kritische Beullasten einer CFK-Platte in der Berechnung.

	Beugleichung (analytisch)	Kritische Last [kN]	
		Eigenwertanalyse (Abaqus)	Nichtlinear (Abaqus)
1. Eigenform	23,325	24,739	$23 < F_{krit} < 25$
2. Eigenform	24,134	26,280	
3. Eigenform	36,234	37,555	

4.7 Herstellung der CFK-Proben

Nachdem das Prepreg-Material bei Raumtemperatur aufgetaut ist, werden die einzelnen Lagen zugeschnitten. Gemäß des vorgegebenen Laminataufbaus werden die 24 Einzellagen auf dem Auflegertisch geschichtet. Insgesamt entstehen auf diese Weise vier Platten mit der Fläche 300 x 300 [mm] (siehe Abb. 24).

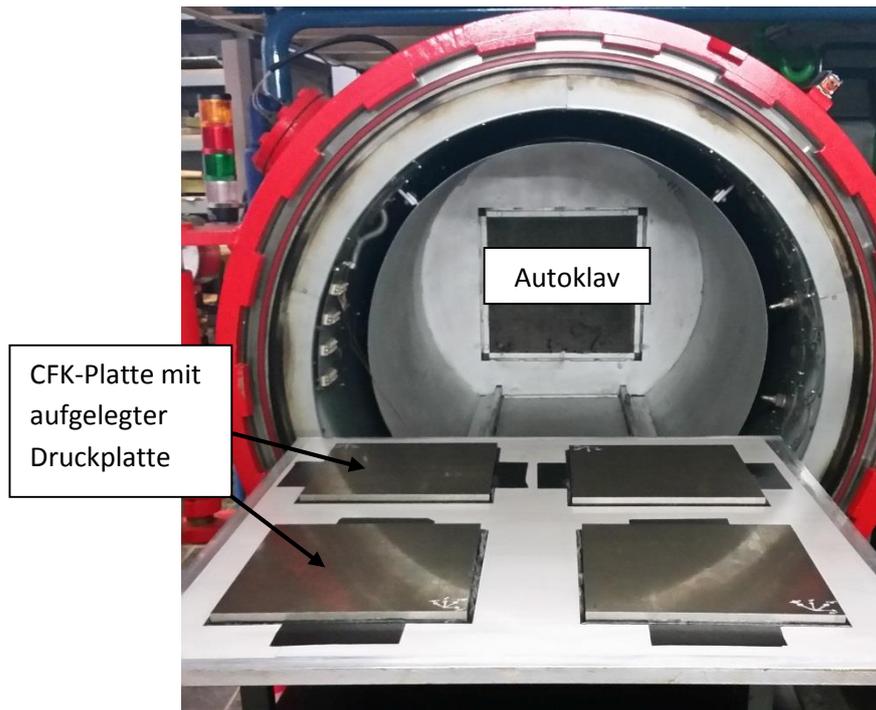


Abbildung 24: Auflegertisch mit 4 CFK-Platten vor dem Autoklav.

Um eine gleichmäßige, ebene Oberflächenqualität zu erzeugen, werden die fertig geschichteten CFK-Laminat mit Druckplatten aus 10 mm dickem Stahl abgedeckt. Der Vakuumaufbau (ca. 1 bar Unterdruck) sorgt dafür, dass das Laminat zusammengepresst wird und sich eventuelle Lufteinschlüsse, die beim Laminieren entstehen können, herausgedrückt werden. Der Auflegertisch wird anschließend mitsamt des Vakuumaufbaus in den Autoklav geschoben. Dort härten die Platten dann unter Zugabe von Druck (bis 4 bar) und Temperatur (bis 140 °C) aus. Der gesamte Prozess dauert insgesamt mit definierter Aufheiz-, Halte- und Abkühlphase 3 Stunden und 40 Minuten.

Die ausgehärteten CFK-Platten werden nach der Entnahme aus dem Ofen beschriftet und auf die Abmaße der Probepplatten zugeschnitten. Die Qualität jeder einzelnen Probe wird dann mittels einer Ultraschallprüfung sichergestellt. Der Prüfkopf der Ultraschallanlage (Hersteller: Ingenieurbüro Dr. Hillger, Braunschweig) fährt die Oberfläche der Platte in einem 0,5 mm-Raster ab. Der Durchmesser des Prüfkopfes inklusive des Wasserumlaufs beträgt ca. 40 mm; die Signalverarbeitung erfolgt jedoch nur direkt in der Mitte des Prüfkopfes. Dadurch entsteht eine umlaufende Randzone von ca. 20 mm, in der die Struktur der Platte nicht erfasst werden kann. Als Ausgabe werden sogenannte B- und C-

Bilder erzeugt. Die C-Bilder zeigen die Oberfläche der Platte; sollten sich Fehler im Laminataufbau befinden, so erlaubt das Bild eine Bestimmung von Position und Größe der Fehlstelle. In welcher Schicht sich ein Fehler befindet, kann anhand des B-Bildes ermittelt werden. Das B-Bild zeigt den X-Z-Querschnitt an einer beliebigen Y-Position und erlaubt damit bei einer fehlerfreien Platte zum Beispiel auch die Bestimmung der Plattendicke (siehe Abb. 25).

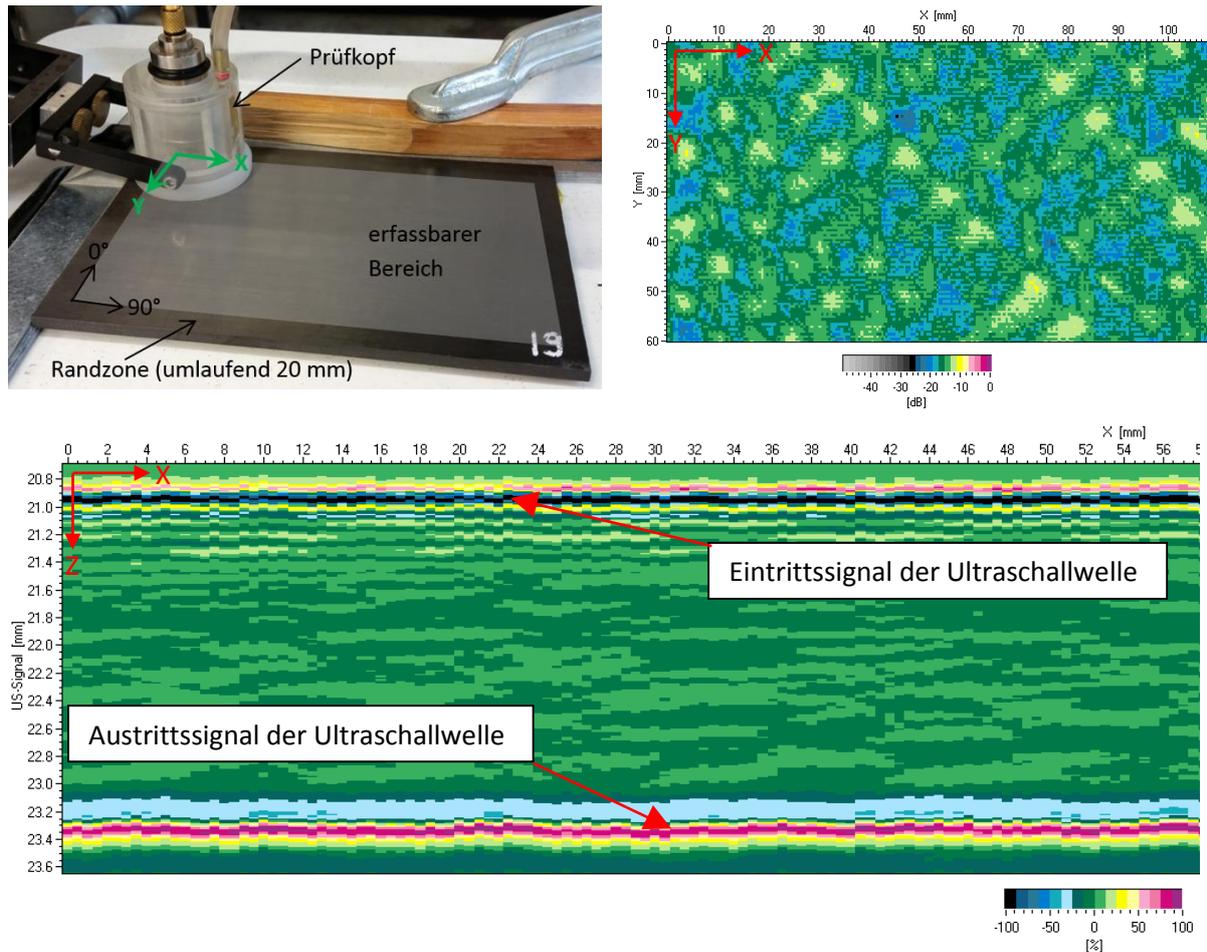


Abbildung 25: CFK-Probeplatte vor dem Schallen (Prüfkopf in Nulllage, links oben). Rechts oben ist das C-Bild einer geschallten, fehlerfreien Platte dargestellt; das untere Bild zeigt das B-Bild an der Stelle $Y=0$. Das Ein- und Austrittssignal der Ultraschallwellen ist jeweils durch eine Linie (unteres Bild) gekennzeichnet. Konstante Linienverläufe lassen auf ein ungestörtes, fehlerfreies Signal schließen.

5. Beschädigung der CFK-Proben

5.1 Literatur zum Thema Beschädigung in FVK

Impactschäden in Faserverbundkunststoffen wurden bereits in der Vergangenheit in diversen Arbeiten untersucht und beschrieben. Aufgrund eines Impacts können unterschiedliche Beschädigungen auftreten wie beispielsweise Delamination, Faserbruch oder Matrixbruch. Einen wesentlichen Einfluss auf den erzeugten Schaden haben zum einen die Größe und die Form des Einschlagkörpers sowie die Energiemenge, die beim Impact in das Bauteil eingebracht wird. Der Laminataufbau mit der Orientierung und der Anzahl der Einzellagen sowie deren Herstellungsart ist ebenfalls von Bedeutung für den auftretenden Schaden.

Experimente haben gezeigt, dass unterhalb einer bestimmten Impactgeschwindigkeit bei ansonsten konstanten Parametern kein detektierbarer Schaden auftritt (vgl. [17]). Oberhalb dieser Geschwindigkeit bleibt äußerlich lediglich ein kleiner Abdruck des Impactkörpers an der Kontaktstelle zurück; jedoch kommt es im Innern des Laminats zu Delaminationen und Matrixbrüchen. Eine Ursache für Beschädigungen sind die temporär hohen Zugspannungen in den Einzelschichten, die bei der Verformung des Laminats im Moment des Einschlags entstehen. Wird die Impactgeschwindigkeit weiter erhöht, vergrößern sich auch die Verzerrungen im Laminat, was schließlich zu Faserbrüchen führt.

Gemäß der Arbeit von Riegert et al. [18] breiten sich Impactschäden kegelförmig aus (siehe Abb. 26). Die Spitze des Kegels entsteht unmittelbar an der Einschlagstelle auf der Vorderseite des Laminats. Demnach ist der Impact auf der Vorderseite weitaus schwächer ausgeprägt als auf der Rückseite. In dem zylindrischen Bereich unterhalb der Kontaktfläche entstehen Druckspannungen. Diese führen jedoch noch nicht zur Delamination. Die Ablösung zwischen den einzelnen Lagen wird durch die Schubspannungen hervorgerufen, die an den Seiten des Druckspannungszylinders entstehen und mit zunehmendem Abstand von der Impactstelle immer größer werden. Dabei entstehen die meist länglichen, an eine Erdnuss erinnernden Delaminationsflächen niemals zwischen zwei Lagen gleicher Orientierung, sondern immer zwischen zwei unterschiedlich orientierten Lagen. Die Hauptachse der Delamination verläuft in der Regel in Faserrichtung der unteren Einzellage (siehe Abb. 27). Besonders in den rückseitigen Lagen entstehen hohe Zugspannungen, die auch zum Bruch der Fasern führen können.

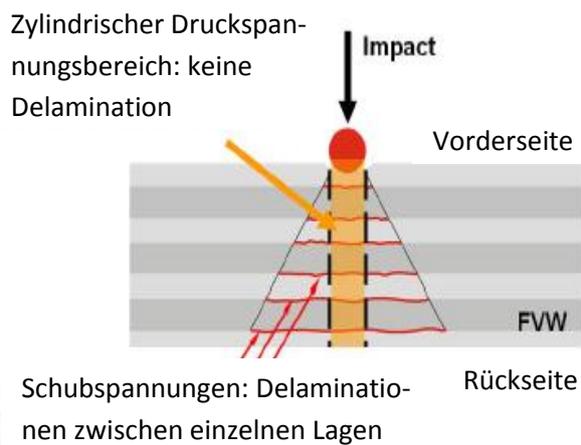


Abbildung 26: Impactschäden in Faserverbundkunststoffen besitzen eine kegelförmige Ausbreitungscharakteristik [18].

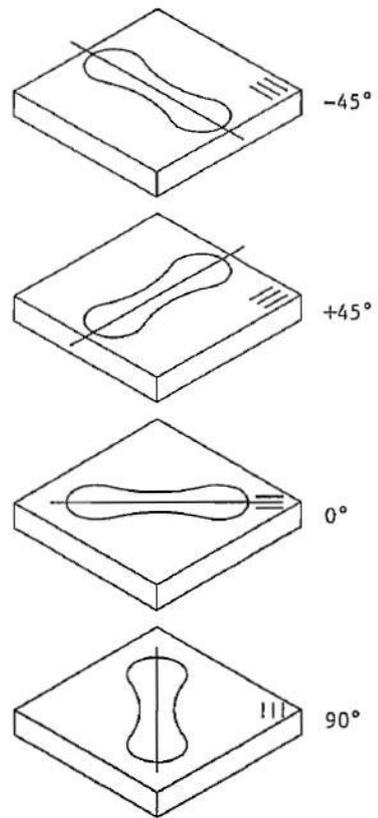


Abbildung 27: Ausbreitung der Delamination in einem Laminat nach Schlagbeanspruchung [17].

5.2 Definition der Beschädigung

Der CAI Versuch dient gemäß der Norm primär dazu, die Restdruckfestigkeit eines Laminates in Abhängigkeit von unterschiedlichen Impactenergien zu ermitteln. In dieser Masterarbeit kommt es allerdings hauptsächlich auf die Beschädigung an, die anschließend mittels des Reinfiltrationsverfahrens repariert werden soll. Um aussagekräftige Ergebnisse zu produzieren, soll die Beschädigung also bei allen Proben möglichst gleich aussehen. Die potentielle Impactenergie $E_{impact,pot}$ setzt sich aus der Masse \tilde{m} , der Erdbeschleunigung g sowie der Fallhöhe h zusammen und beschreibt den energetischen Zustand eines Einschlagkörpers in seinem oberen Totpunkt:

$$E_{impact,pot} = \tilde{m} \cdot g \cdot h. \quad (19)$$

Die kinetische Impactenergie $E_{impact,kin}$ hängt von der Masse \tilde{m} und der Geschwindigkeit v des Einschlagkörpers ab. Sie ist unmittelbar vor dem Erreichen des unteren Totpunkts (dem Auftreffen auf die Probe) am größten:

$$E_{impact,kin} = \frac{1}{2} \cdot \tilde{m} \cdot v^2. \quad (20)$$

Durch Gleichsetzen der beiden Gleichungen (19) und (20) ergibt sich die maximale Fallgeschwindigkeit

$$v_{max} = \sqrt{2 \cdot g \cdot h}. \quad (21)$$

Um eine angemessene Impactgeschwindigkeit zu erreichen, wird die minimale Fallhöhe gemäß Norm auf $h_{min} = 0,5$ m gesetzt. Daraus ergibt sich laut Gleichung (21) eine Fallgeschwindigkeit von

$$v_{max} = \sqrt{2 \cdot 9,81 \cdot 0,5} = 3,13 \text{ m/s}.$$

5.3 Komponenten zur Erzeugung des Schadens

5.3.1 Fallhammer

Zur Erzeugung des Impactschadens im Laminat wird ein Fallhammer verwendet. Dieser besteht aus einem Pendelarm, an dessen Ende zum einen die Masse und zum anderen der Einschlagkörper befestigt ist (siehe Abb. 28). Der Rahmen, in dem das Pendel gelagert ist, wird zusammen mit der Auflagevorrichtung fest verspannt. Über die Variablen der Masse in Kombination mit der Fallhöhe des Pendels kann die Energiemenge eingestellt werden, mit der der Impact erzeugt wird. Außerdem kann der Durchmesser des Einschlagkörpers variiert werden. Durch das impulsfreie Lösen des Feststellhebels wird die Arretierung des Pendelarms aufgehoben und dieser wandelt nun seine potentielle Energie bis zum Auftreffen auf die Probe vollständig in kinetische Energie um. Sobald der Einschlagkörper den unteren Totpunkt erreicht, federt die Masse wieder nach oben und löst dabei eine Sperre aus, die ein erneutes Auftreffen des Einschlagkörpers auf die Probe verhindert. Das Zurückfedern des Einschlagkörpers zeigt, dass nicht die gesamte Energie zur Erzeugung des Schadens genutzt wird. In dieser Arbeit wird jedoch nicht zwischen einer Impactenergie und einer Restenergie unterschieden. Daher ist es möglich, dass in anderen Arbeiten dieselbe Energie in gleichen Laminataufbauten andere Schäden erzeugt als in dieser Arbeit gezeigt.

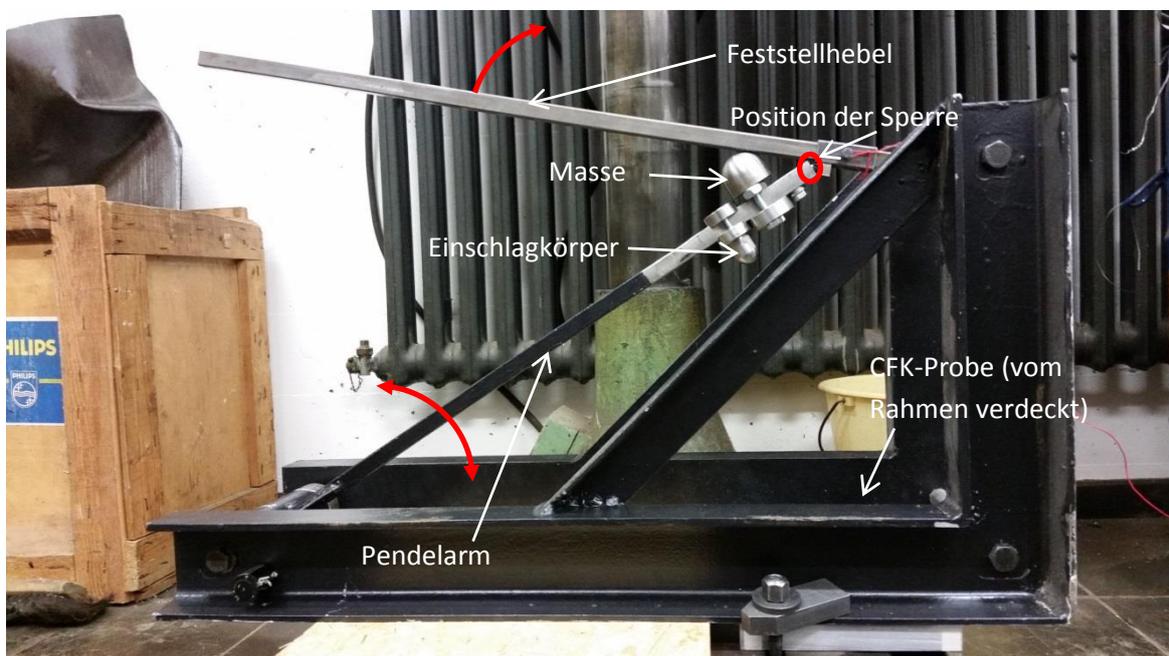


Abbildung 28: Aufbau des Fallhammers zur Erzeugung eines Impactschadens.

5.3.2 Auflagevorrichtung

Die Auflagevorrichtung besteht aus einem rechteckigen Auflagerrahmen, in dessen Mitte ein Rechteckausschnitt mit den Maßen 55 x 90 [mm] eingebracht ist (siehe Abb. 29). Die Probeplatte wird mittels eines Halterahmens und daran befestigten Gummipuffern mittig auf die Vorrichtung aufgespannt. Die Auflagevorrichtung hat direkten Einfluss auf die Durchbiegung der Probe infolge eines Impacts. Das bedeutet, dass die Auflagevorrichtung auch einen Einfluss auf die Restenergie hat, die für das Zurückfedern des Pendels verantwortlich ist. Daher ist es wichtig, die Probe in allen Versuchen möglichst gleich einzuspannen, um vergleichbare Beschädigungen zu erzeugen.

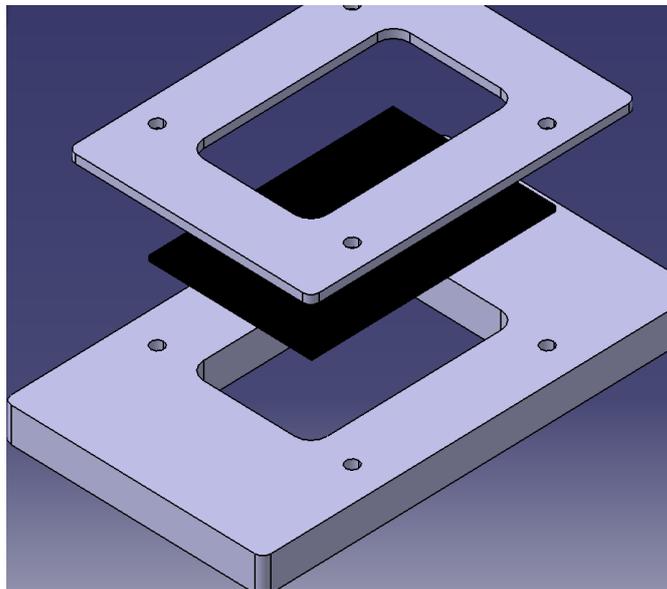


Abbildung 29: Explosionszeichnung der Auflagevorrichtung (unten) mit Spannrahmen (oben) und CFK-Platte (in der Mitte).

5.4 Erzeugung des Schadens

Um den Schaden exakt in der Mitte der Platte einzubringen, wird zunächst der Plattenmittelpunkt angezeichnet, bevor die Probe in der Auflagevorrichtung fixiert wird. In Vorversuchen haben sich folgende Parameter als geeignet erwiesen, damit eine messbare Reduzierung der Druckfestigkeit im CAI-Test nachgewiesen werden kann:

$$D_{\text{Impactkörper}} = 40 \text{ mm}; \tilde{m} = 3,337 \text{ kg}; h = l \cdot (1 - \cos(\alpha)) = 0,625 \text{ m} \cdot (1 - \cos(84^\circ)) = 0,56 \text{ m}$$

Daraus ergibt sich nach Gleichung (19) die Impactenergie

$$E_{\text{Impact,pot}} = 18 \text{ J}.$$

Der Fallhammer wird auf die oben genannten Parameter eingestellt und anschließend ausgelöst, um die Beschädigung in die Probe einzubringen. Da ein einmaliger Impact nicht ausreicht, um die Druckfestigkeit der Probe im späteren CAI-Test zu mindern, wird die Platte nach der ersten Beschädigung noch zweimal auf die gleiche Weise und in gleicher Position nachbeschädigt. Das dabei entstandene Schadensbild ist bei allen Proben ähnlich, was für die Vergleichbarkeit der Messungen wichtig ist. Bei Betrachtung des Schadens mit dem bloßen Auge ist auf der Impactseite eine minimale Delle zu sehen, deren Tiefe jedoch direkt nach dem Impact weniger als ein Zehntel Millimeter beträgt. Ungefähr eine Stunde nach dem Impact ist der Abdruck des Einschlagkörpers zwar noch erkennbar, die Dellentiefe ist aber nicht mehr messbar. Im Einschlagpunkt beziehungsweise an dessen Rand befinden sich kleine Risse, die auf eine Beschädigung der Matrix hinweisen. Auf der Rückseite hingegen kommt es zum Faserbruch, der wesentlich größer ist als der Abdruck auf der Vorderseite (siehe Abb. 30).

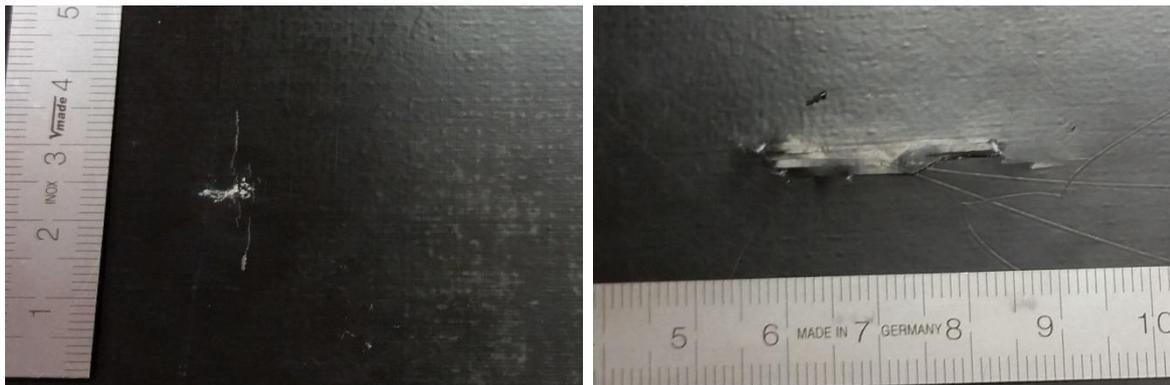


Abbildung 30: Beschädigung auf der Vorder- und Rückseite (rechts) der Platte 9 nach dem Impact.

Nach der Beschädigung wird die Platte einer Ultraschallprüfung unterzogen. Aufgrund der gesplitterten Rückseite kann nur die Vorderseite geprüft werden. Das C-Bild zeigt, wie groß die Fläche der Beschädigung innerhalb der einzelnen Lagen tatsächlich ist. Hier ist auch die erdnussförmige Kontur der Beschädigung erkennbar, die zuvor in der Literatur beschrieben wird. Das B-Bild gibt Aufschluss darüber, in welcher Tiefe sich die Beschädigungen befinden (siehe Abb. 31). Auch diese Schadenscharakteristik ähnelt den Angaben in der Literatur. Der Einschlagpunkt markiert die Spitze eines gleich-

schenkligen Dreiecks; mit zunehmendem Schichtabstand von diesem Punkt breiten sich auch die Delaminationen aus.

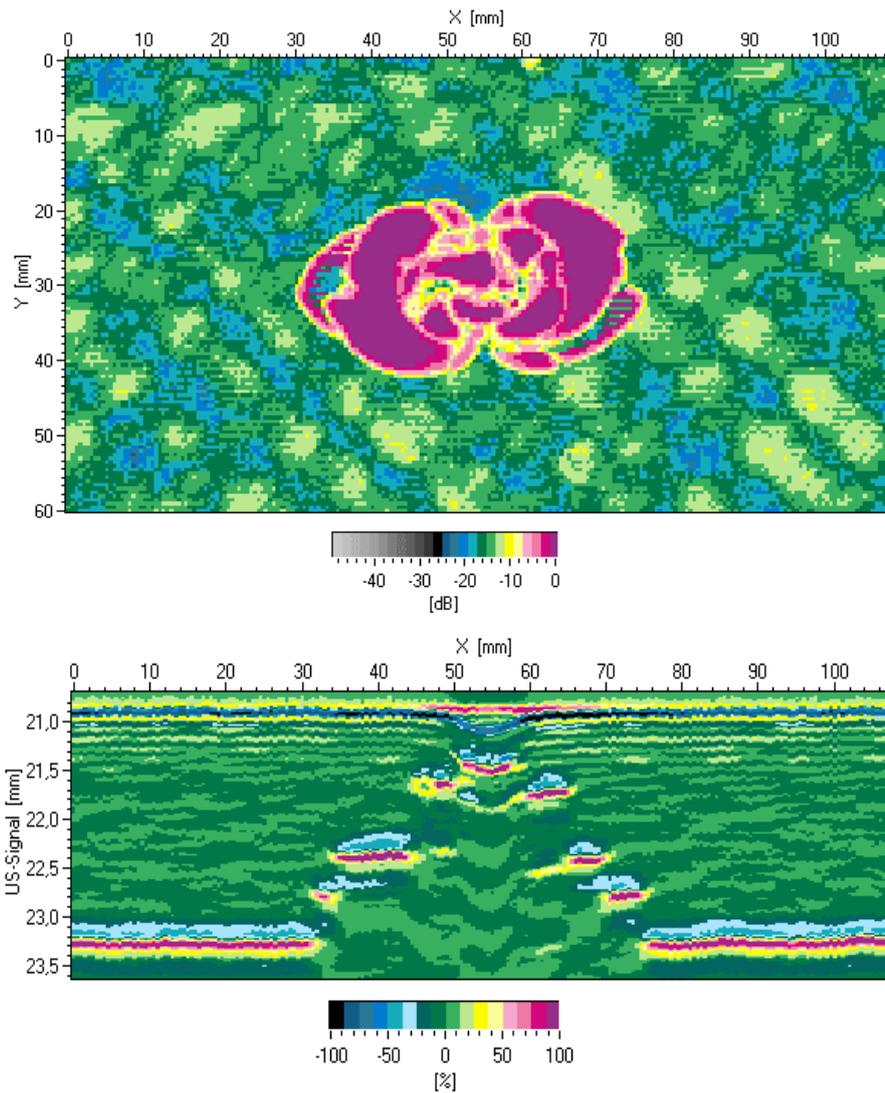


Abbildung 31: Ultraschallbilder einer CFK-Probe nach dreimaligem Impact mit 18 J. Oben ist die Fläche des Schadens im C-Bild dargestellt, das untere B-Bild zeigt einen Schnitt durch die Platte an der Stelle Y = 29 mm (Y-Referenz im oberen Bild).

6. Reparatur durch Reinfiltration

6.1 Beschreibung der Methode

In diesem Kapitel wird die Reinfiltrationsmethode zur Reparatur von Impactschäden in Faserverbundkunststoffen beschrieben. Wie bereits in Kapitel 1 erwähnt, soll dieses Verfahren eine Alternative bieten zu den herkömmlichen Methoden, bei denen die beschädigte Struktur zunächst durch eine Vielzahl an Bohrungen und Materialabtragungen weiter geschwächt wird. Das niedrigviskose Reparaturharz wird dabei direkt in die Beschädigung eingespritzt, damit es sich anschließend zwischen den Matrixbrüchen und Delaminationen verteilen kann (siehe Abb. 32). Das Ziel dieses Verfahrens ist es, die Beschädigung von innen zu reparieren und dabei den Zugang zum Schaden, der gleichzeitig eine weitere Schwächung der Struktur bedeutet, so gering wie möglich zu gestalten.

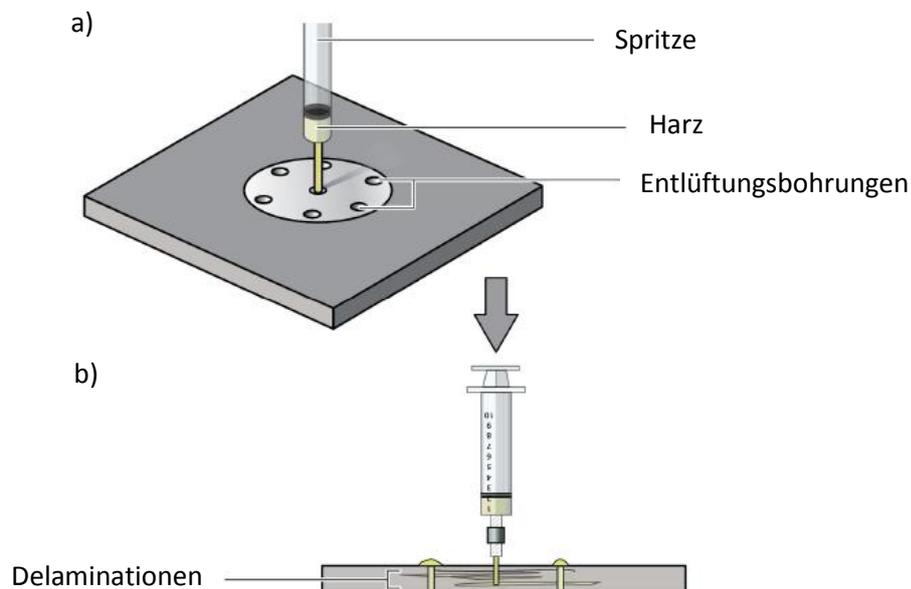


Abbildung 32: Idee der Reparatur: a) Das Harz wird durch eine zentrale Bohrung injiziert b) Nachdem die Delaminationen und Matrixbrüche gefüllt sind, läuft das überschüssige Harz durch die Entlüftungsbohrungen ab [19].

6.2 Das Reparaturharz

Die Eigenschaften des Reparaturharzes werden unmittelbar mit der Qualität der Reparatur zusammenhängen. Eine wichtige Eigenschaft ist die Fließfähigkeit des Harzes. Sie hat Einfluss auf die Verteilung des Harzes in den Rissen der Beschädigung. Die mechanischen Eigenschaften nach dem Aushärtprozess werden einen Einfluss auf die Steifigkeit und Festigkeit der Reparaturstelle haben. In dieser Arbeit wird ein niederviskoses Epoxy-Harz [20] (Hersteller: bto-epoxy GmbH, Amstetten, Österreich) verwendet, welches unter anderem für Infusionsverfahren optimiert wurde. Die Mischviskosität aus

dem Harz IR 77.31 und dem Härter IH 77.15 beträgt 250 mPas - 500 mPas bei 25 °C. Die mechanischen Eigenschaften nach der Härtung von 50 °C / 16 Stunden sind in Tabelle 4 aufgelistet.

Tabelle 4: Durchschnittliche mechanische Eigenschaften des Epinal VI-4-Systems, bestehend aus dem Harz IR 77.31 und dem Härter IH 77.15.

Eigenschaft	Harz IR 77.31 mit Härter IH 77.15
Biegefestigkeit [N/mm ²]	105 – 115
E-Modul aus Biegeversuch [N/mm ²]	2900 – 3200
Zugfestigkeit [N/mm ²]	65 – 75
E-Modul aus Zugversuch [N/mm ²]	3000 – 3500
Bruchdehnung [%]	6 – 7

6.3 Durchführung der Reparatur

Nachdem die CFK-Probe beschädigt wurde, wird der Einschlagspunkt, in der Regel die Mitte der beschädigten Fläche im Ultraschall-C-Bild, mit einem 1,6 mm-Bohrer angebohrt. Die Bohrung verschafft den Zugang zur inneren Beschädigung und darf keinesfalls die Rückseite der Probe durchbrechen. Wenn durch den eingebrachten Schaden auf der Rückseite der Probe bereits Faserbrüche zu erkennen sind, wird im ersten Schritt auf die Entlüftungsbohrungen verzichtet. Anschließend wird die Probe in den Versuchsstand eingelegt und es erfolgt ein Wassertest, um den Zugang zur Beschädigung zu testen (siehe Abb. 33). Die Probe trocknet dann über Nacht bei 50° C im Ofen aus, damit die restliche Feuchtigkeit verdunstet. Beim Wassertest wird derselbe Aufbau benutzt, der auch später bei der Reinfiltration zum Einsatz kommt. Die Platte wird in die Auflagevorrichtung eingespannt, die auch für die Fixierung zur Einbringung der Beschädigung genutzt wird. Gleichzeitig wird eine Schraube, die in der Mitte eine Durchgangsbohrung besitzt, als Einspritzventil benutzt. Das untere Ende der Schraube drückt auf die CFK-Probe und wird mit einem O-Ring abgedichtet. Dabei liegt die innere Bohrung der Schraube genau über der Anbohrung in der Platte. Die Bohrung im Schraubenkopf läuft konisch zu und nimmt dort die Spritze auf.

Das Harz-Härter-Gemisch besteht zu 100 Gewichtsteilen aus Harz und zu 25 Gewichtsteilen aus dem Härter. Aufgrund der sehr geringen Menge, die für die Reparatur benötigt wird, setzt sich das Gemisch aus 10 g Harz und 2,5 g Härter zusammen. Beim vorsichtigen Vermengen der Flüssigkeiten ist darauf zu achten, dass keine Luftblasen entstehen. Diese würden auch nach der Infiltration und dem Aushärten noch in Form von winzigen Hohlräumen bestehen bleiben. Die befüllte Spritze wird im nächsten Schritt in den Schraubenkopf gesteckt. Von unten drückt der Wagenheber gegen den Spritzenkolben, sodass sie nicht wieder herausfallen kann. Über den Wagenheber wird nun ein kontrollierter Druck aufgebaut, sodass das Harz durch die Schraube und die Zugangsbohrung in die Beschädigung fließen kann. Über eine Kraftmessdose kann der Druck kontrolliert werden. Die Schwachstelle dieser Konstruktion ist die Spritze. Mithilfe zusätzlicher Stahlstifte kann der Kolben verstärkt werden, was ein Biegedrillknicken verhindert. Ab einer Druckkraft von etwa 350 N wird dann die Lauffläche

zwischen Kolben und Zylinder undicht. Bei weiterer Steigerung des Drucks fließt das Harz dann nicht mehr in die Beschädigung, sondern tritt an der undichten Stelle aus. Bei den in dieser Arbeit untersuchten Beschädigungen reicht jedoch schon ein deutlich geringerer Druck aus. Es dauert nur wenige Sekunden, bis das Harz auf der Rückseite der Platte durch die Faserbrüche wieder austritt.

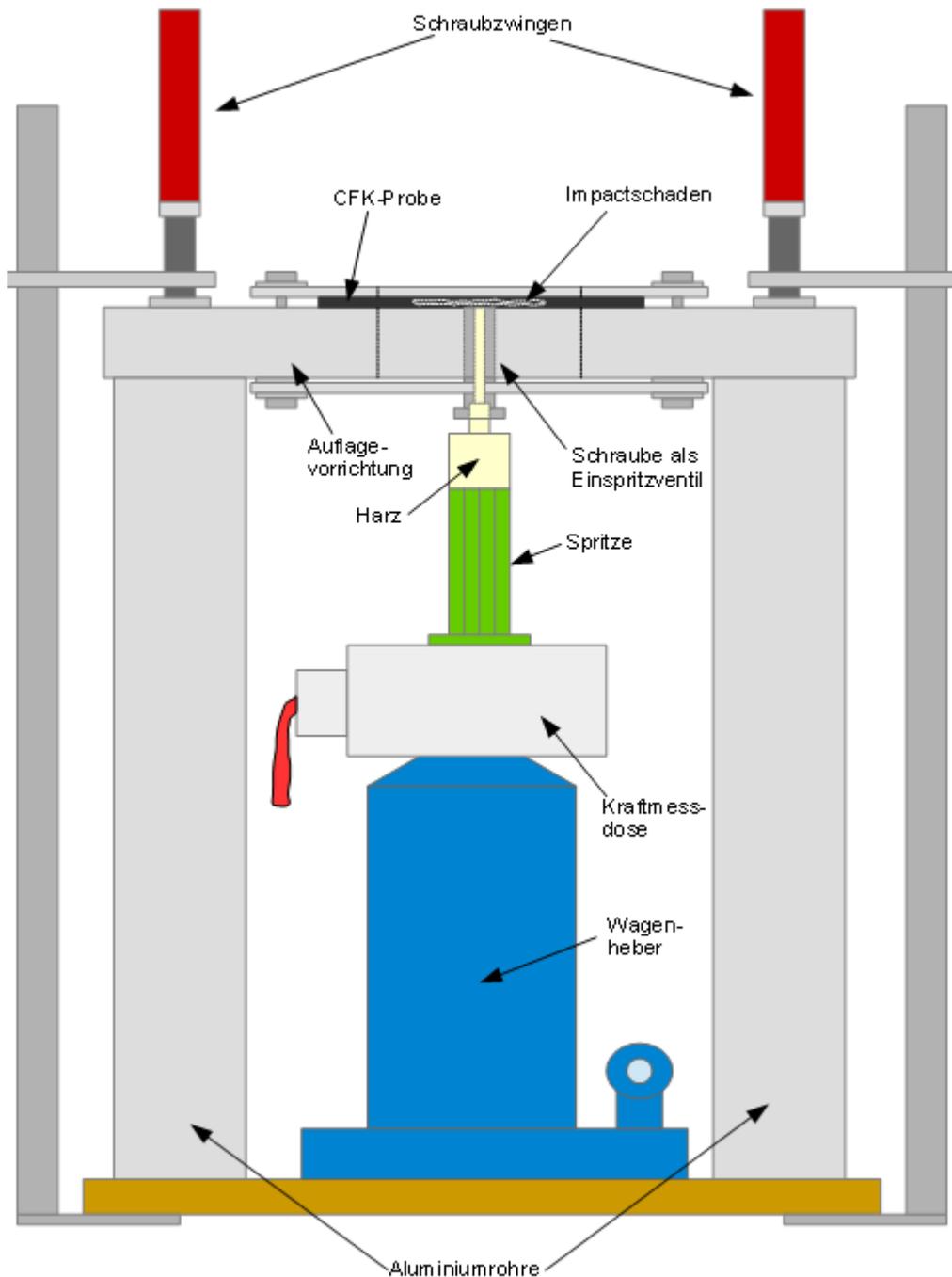


Abbildung 33: Versuchsaufbau zur Reinfiltration der beschädigten CFK-Proben. Über den Wagenheber mit angeschlossener Kraftmessdose wirkt ein definierter Druck auf die Spritze, die das Wasser bzw. im zweiten Schritt das Harz in den Impactschaden injiziert.

Der Versuchsaufbau ruht nach der Reinfiltration für ungefähr 24 Stunden unter leichtem Druck. Erst nach diesem ersten Aushärten wird die Spritze entfernt und die Probe wird aus der Einspannung herausgenommen. Auf diese Weise soll sichergestellt werden, dass sich keine Luftbläschen in dem zu anfangs noch flüssigen Harz bilden können. Die Probe härtet anschließend bei 50° C für 16 Stunden im Ofen aus. Danach sollen die mechanischen Eigenschaften erreicht werden, die in Tabelle 4 aufgelistet sind.

Die ausgetretenen Harzreste werden abgeschliffen, sodass die Probe wieder ihre ursprüngliche Dicke erhält. Im Ultraschall kann dann eine optische Bewertung des Schadens vorgenommen werden. In Abbildung 34 ist ein Vorher-Nachher-Vergleich einer zuerst beschädigten und anschließend reparierten Probe im Fehlerecho dargestellt. Bis auf kleine Ausnahmen scheint das Harz die Risse der Beschädigung vollständig zu füllen.

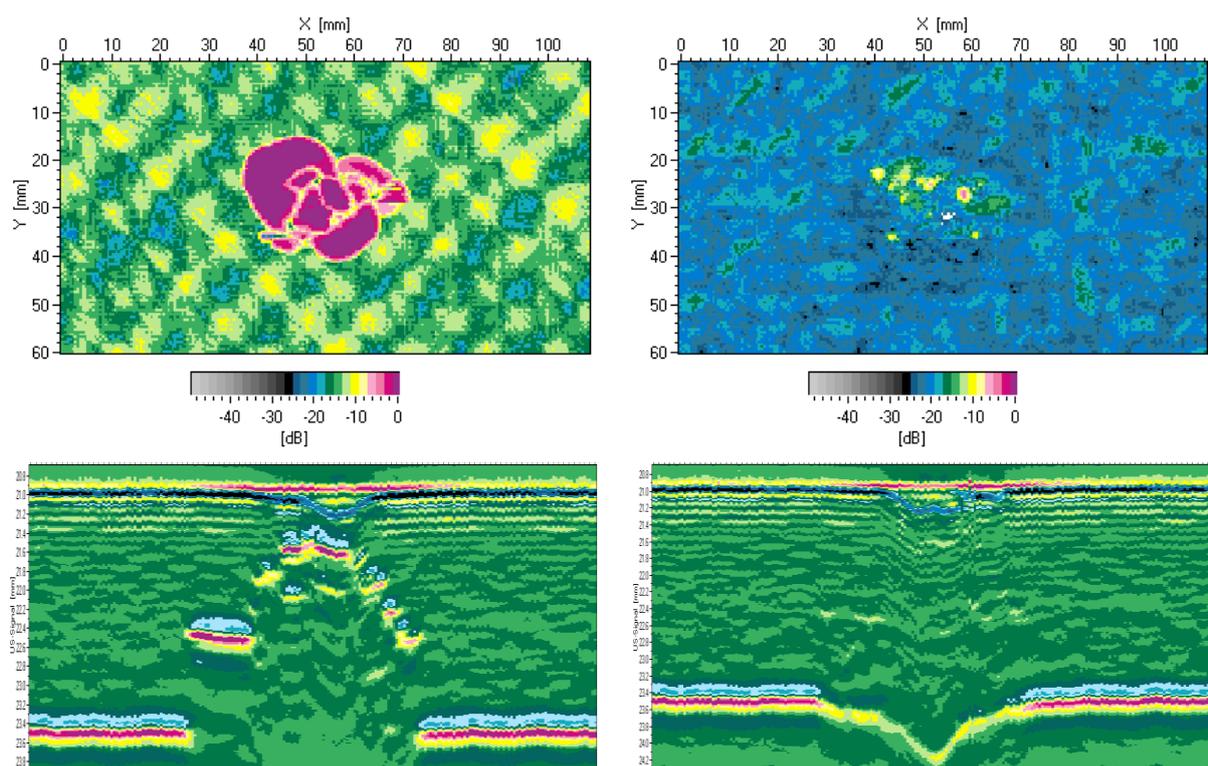


Abbildung 34: Ultraschallbilder einer beschädigten CFK-Probe (links) und derselben Probe nach der Reinfiltration (rechts). Die obere Reihe zeigt die C-Bilder der beschädigten Fläche, unten ist ein Schnitt durch die Probe an der Stelle Y = 30 mm dargestellt.

7. Durchführung der CAI Tests mit CFK-Proben

7.1 Auswertung der unbeschädigten Proben

Die unbeschädigten CFK-Proben versagen im CAI-Versuch auf zwei unterschiedliche Weisen. Der häufigste Versagenstyp ist der Bruch, der am seitlichen Rand der Probe initiiert wird, wo die vertikalen Spannbacken enden (siehe Abb. 35). Der freie, obere Rand der CFK-Probe, welcher aus der Druckvorrichtung hervorsteht, kann sich in diesem Bereich am stärksten verformen. Wird die Probe nicht exakt orthogonal zu den Druckplatten in der Vorrichtung platziert, erzeugt die Druckkraft der Prüfmaschine in Kombination mit der oberen Lagerung ein zusätzliches Biegemoment, welches auf das obere Ende der Probe wirkt. Dies führt dann wahrscheinlich zum Bruch (Versagenstyp 1) der Probe. Der zweite beobachtete Schaden ist das Auffächern der einzelnen Schichten am oberen Rand (Schadenstyp 2). Durch den planen Flächenkontakt zwischen der oberen Druckplatte und der Probe wird eine gleichmäßige Stauchung erzeugt, welche schließlich die Schichten im Randbereich auseinandertreibt.

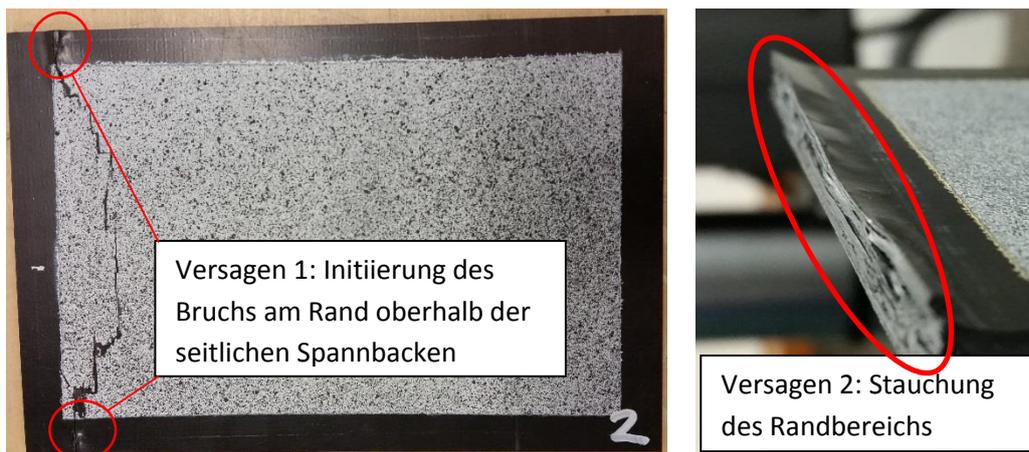


Abbildung 35: Unterschiedliche Versagensmodi einer unbeschädigten CFK-Probe im CAI-Test.

In Abbildung 36 sind die maximalen Druckkräfte dargestellt, die während des CAI-Tests zum Bruch der Proben geführt haben. Der Mittelwert der maximalen Druckkraft beträgt 47,5 kN mit einer Standardabweichung von 3,3 %.

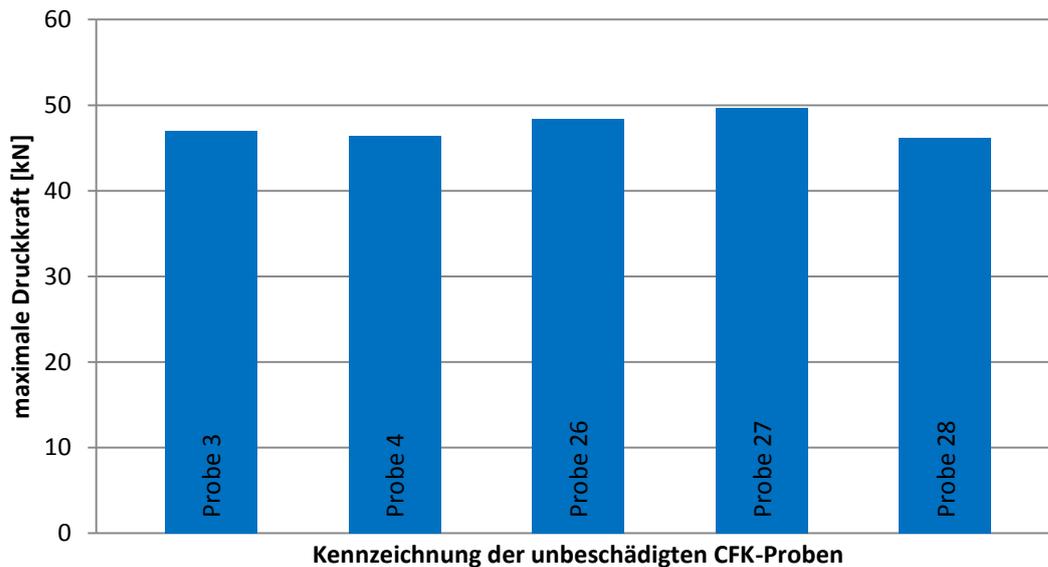


Abbildung 36: Maximale Druckkraft, die von den einzelnen, unbeschädigten CFK-Proben im CAI-Test erreicht wird.

Zur Untersuchung des globalen Verhaltens der Proben werden die Spannungs-Dehnungs-Kurven aus der Prüfstandsauzeichnung miteinander verglichen. In Abbildung 37 ist die umgerechnete technische Dehnung des Druckzylinders in Abhängigkeit von der Druckspannung dargestellt. Die Steifigkeiten aller Kurven sind zu Beginn und am Ende geringer als im mittleren Teil; die Verläufe der Kurven unterscheiden sich hinsichtlich ihrer Steifigkeit und ihrer Maximalwerte kaum.

Wie bereits bei der Aluminiumprobe erläutert ist die Steigung dieser Kurven nicht repräsentativ für die Steifigkeit der Proben. Diese wird aus den lokalen Dehnungen der Messpunkte für den linearen Bereich errechnet und liegt für die fünf Proben zwischen 40 GPa und 44 GPa. Verglichen mit den 57 GPa aus der FEM-Berechnung erreicht die Gesamtsteifigkeit der Probe im Versuch einen deutlich geringeren Wert. Das kann durch eine geometrische Imperfektion der Probe oder durch eine exzentrische Krafteinleitung begründet sein. Eine andere Möglichkeit ist die Abweichung der Materialkennwerte im Datenblatt von den tatsächlichen Materialkennwerten.

Abbildung 38 zeigt die Auslenkung der Proben in Z-Richtung entlang ihrer X-Achse. Dabei wird der Schnitt F_{krit} bei 23 kN erstellt und der Schnitt F_{max} bei maximaler Druckkraft unmittelbar bevor die Probe versagt. Gemäß der Eigenwertanalyse wird bei 25 kN die kritische Druckkraft erreicht und die CFK-Probe beginnt zu beulen. Bei den Schnitten an der Stelle F_{krit} ist jedoch schon deutlich eine Beule zu erkennen. Die kritische Druckkraft liegt also in Wirklichkeit unter 25 kN. Das kann auch den Kraft-Verschiebungs-Kurven entnommen werden, die für jede Probe im Anhang dieser Arbeit aufgelistet sind. Demnach liegt die kritische Druckkraft zwischen 20 kN und 23 kN. Die Beulformen der Proben entsprechen der ersten und der zweiten Eigenform. Dass beide Eigenformen im Versuch auftreten, liegt an den ähnlichen Eigenwerten. Bei allen fünf Proben ist bei 23 kN nur eine mittige Beule zu erkennen. Diese wächst mit zunehmender Druckkraft bei vier von fünf Proben bis zum Versagen

an. Lediglich Probe 4 ändert ihre Eigenform bei circa 28 kN von einer Beule in zwei Beulen, die dann bis zum Versagen erhalten bleibt.

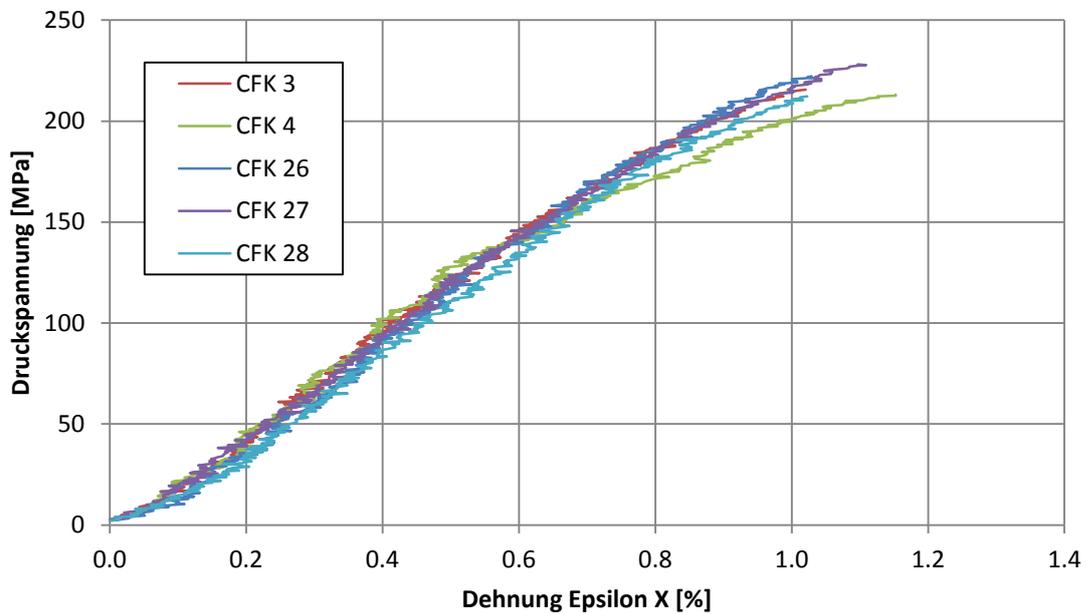


Abbildung 37: Globale Spannungs-Dehnungs-Kurve der unbeschädigten Proben.

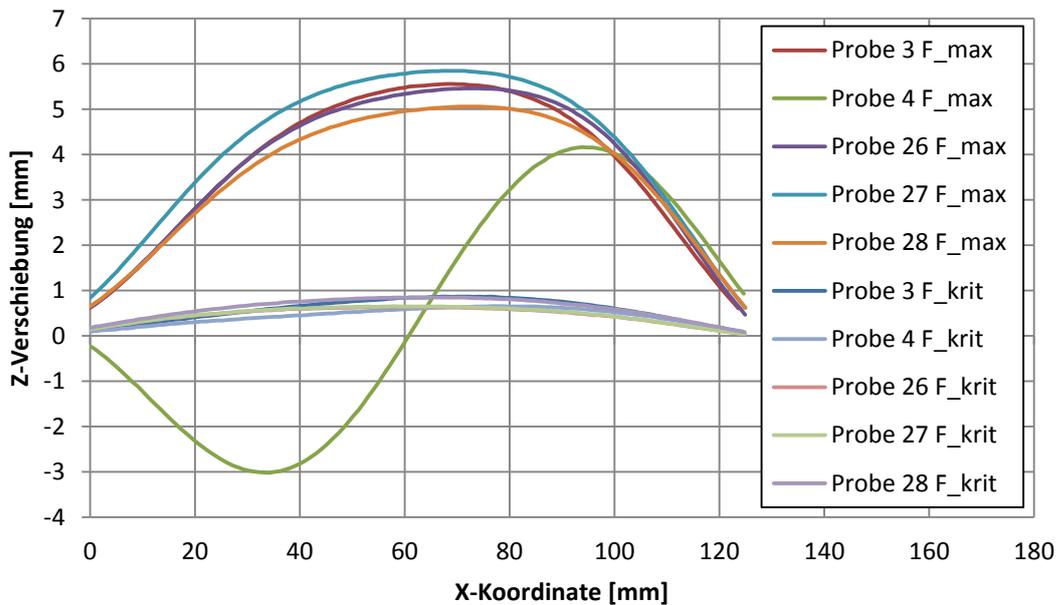


Abbildung 38: Auslenkung der unbeschädigten Proben entlang der X-Achse jeweils an der Stelle der kritischen und der maximalen Druckkraft.

7.2 Auswertung der beschädigten Proben

Die beschädigten Proben versagen im CAI-Test jetzt nicht mehr oben am freien Rand, sondern mittig auf Höhe der Beschädigung (siehe Abb. 39). Durch den Impactschaden verschiebt sich die Schwachstelle der Struktur also von der Einspannung in die Mitte der Platte.



Abbildung 39: Vorder- und Rückseite einer beschädigten Probe nach dem CAI-Test. Alle beschädigten Proben versagen im Test im Bereich des Impactschadens.

In Abbildung 40 sind die maximalen Druckkräfte der beschädigten Proben im CAI Test dargestellt. Der Mittelwert beträgt 41 kN mit einer Standardabweichung von 3,7 %. Zusätzlich zum veränderten Schadensmodus gegenüber den unbeschädigten Proben sinkt auch die maximale Druckkraft, die zum Versagen der Probe führt.

Die globale Steifigkeit der beschädigten Platten scheint durch den Schaden nicht beeinflusst zu werden. Die Spannungs-Dehnungs-Kurven der beschädigten Proben unterscheiden sich nicht von denen der unbeschädigten Proben; lediglich die maximalen Druckspannungen sind geringer (siehe Abb. 41).

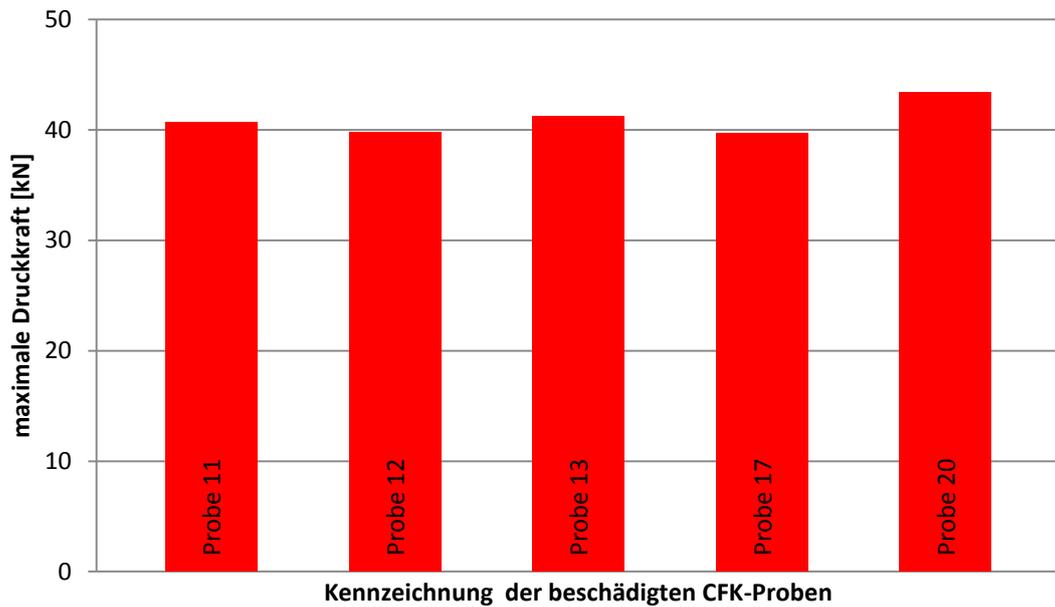


Abbildung 40: Maximale Druckkraft, die von den einzelnen, beschädigten CFK-Proben im CAI-Test erreicht wird.

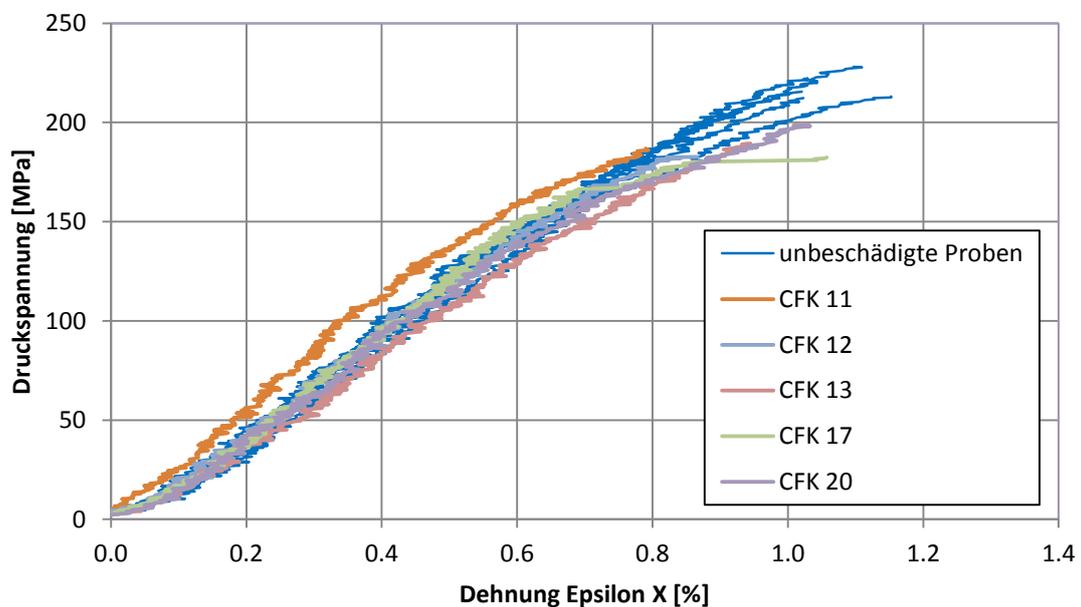


Abbildung 41: Vergleich der globalen Spannungs-Dehnungs-Kurven der unbeschädigten und beschädigten Proben.

Die Ausprägung der Beulformen der beschädigten Proben variiert stärker als bei den unbeschädigten Proben (siehe Abb. 42). Der Längsschnitt zum Zeitpunkt der kritischen Druckkraft (23 kN) zeigt, dass alle Proben bereits beulen. Aus den einzelnen Kraft-Verschiebungs-Kurven im Anhang geht hervor, dass die kritische Druckkraft zwischen 17 kN (Probe 13) und 23 kN (Probe 17) liegt.

Probe 20 erfährt dabei die geringste Auslenkung, gefolgt von Probe 17. Die Kurven der Proben 11, 12 und 13 weisen bereits eine Delle auf, die ziemlich genau an der Stelle der Beschädigung liegt. Die Auslenkung dieser Kurven misst zwischen 1 mm und 2 mm und ist damit größer als die maximale Auslenkung der unbeschädigten Proben an der Stelle $F_{krit} = 23$ kN, die alle kleiner als 1 mm sind. Wird die Druckkraft weiter erhöht, erhöht sich bei den Proben 11, 13, 17 und 20 die Anzahl der Beulen von eins auf zwei. Bei den unbeschädigten Proben ist dieser Wechsel nur bei einer Probe der Fall. Die Delle, welche bei den Proben 11, 12 und 13 bereits bei 23 kN zu beobachten ist, bleibt bis zum Versagen erhalten.

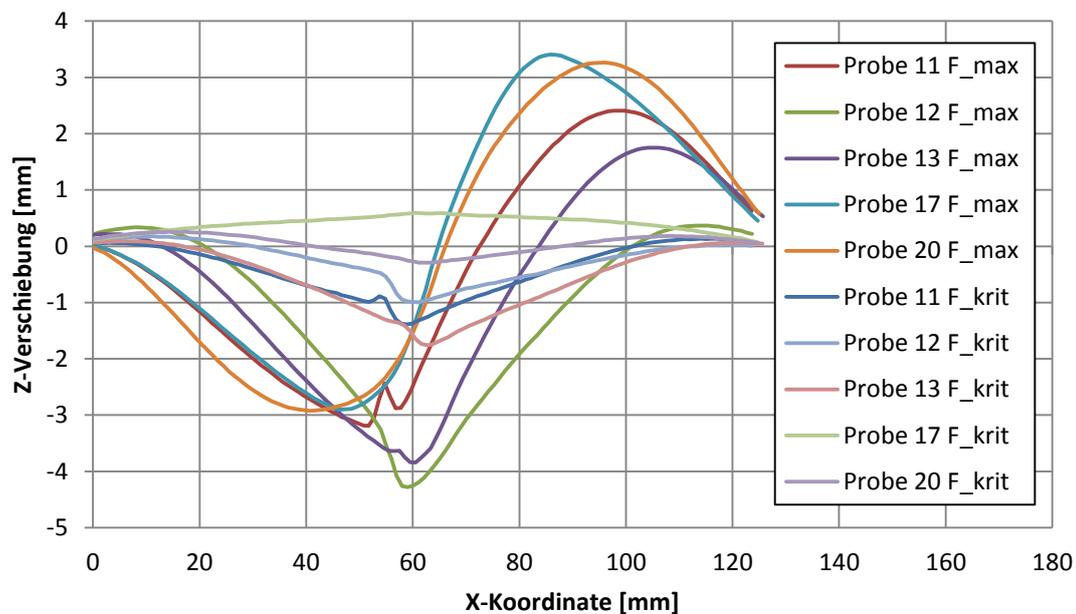


Abbildung 42: Auslenkung der beschädigten Proben entlang der X-Achse jeweils an der Stelle der kritischen und der maximalen Druckkraft.

7.3 Auswertung der reparierten Proben

Die reparierten Proben versagen in den CAI-Tests wieder auf die gleiche Weise, wie auch die unbeschädigten Proben versagt haben. Die Schwachstelle verschiebt sich vom Impactschaden in der Mitte der Probe wieder zurück zum oberen Randbereich (siehe Abb. 43). Dort bricht die Probe dann entweder am oberen Ende der seitlichen Spannbacke oder die einzelnen Lagen werden direkt an der oberen Plattenseite durch den planen Kontakt zur Druckplatte auseinandergeschoben.

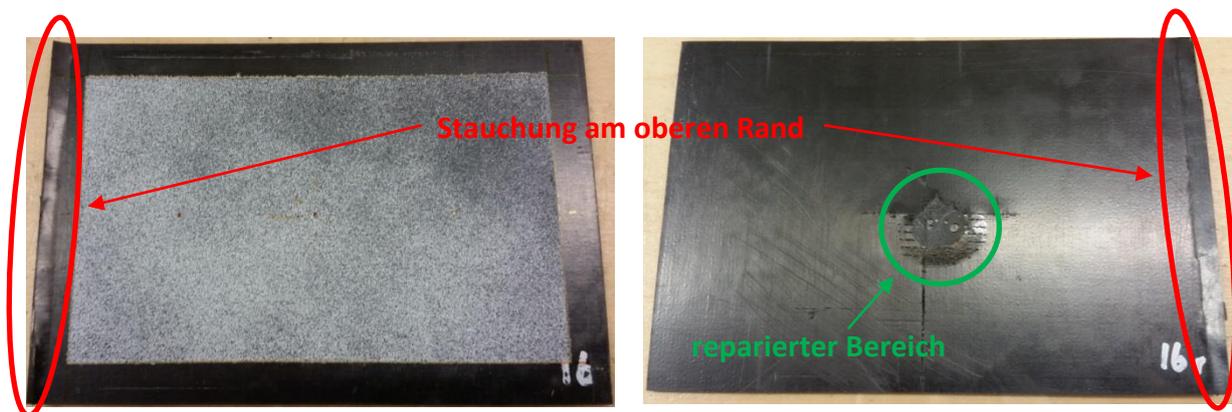


Abbildung 43: Eine reparierte Probe nach dem CAI-Test. Am oberen Rand ist das Versagen der Probe zu erkennen. Auf der Rückseite (rechtes Bild) ist das ausgetretene, getrocknete Reparaturharz zu erkennen.

Die Druckkräfte beim Versagen der reparierten Proben befinden sich wieder im Bereich der unbeschädigten Proben. Der Mittelwert der maximalen Druckkraft beträgt 46,8 kN mit einer Standardabweichung von 4,3 %. Die einzelnen Ergebnisse werden in Abbildung 44 dargestellt.

Die Verformungen bei der kritischen Drucklast $F_{krit} = 23$ kN sind vergleichbar mit denen der unbeschädigten Proben. Die maximale Auslenkung aller Proben beträgt ebenfalls weniger als 1 mm. Alle Kurven verlaufen stetig; es sind keine Dellen mehr erkennbar, wie es bei den beschädigten Proben der Fall ist. Bei einer Erhöhung der Druckkraft über die kritische Last hinaus wechseln alle Proben die Beulform von einer auf zwei Beulen (siehe Abb. 45). Gemäß der Kraft-Verschiebungs-Kurven im Anhang liegt die kritische Beullast der reparierten Proben zwischen 10 kN (Probe 29) und 22 kN (Probe 18). Vier von fünf Proben Beulen bereits vor dem Erreichen einer Druckkraft von 20 kN. Das hat aber keinen Einfluss auf die maximale Druckkraft, die im Bereich der unbeschädigten Proben liegt.

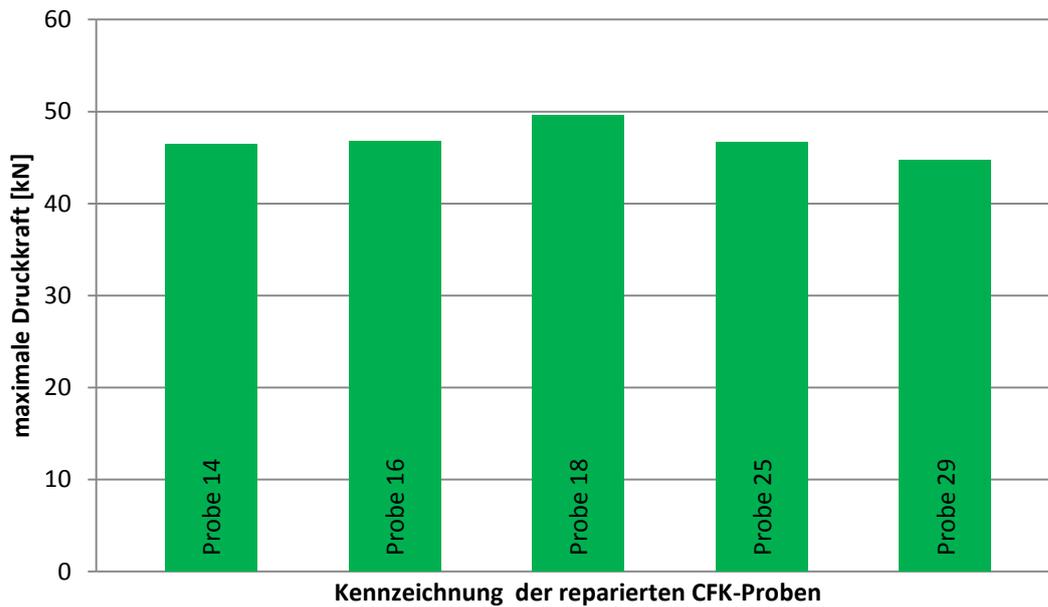


Abbildung 44: Maximale Druckkraft, die von den einzelnen, reparierten CFK-Proben im CAI-Test erreicht wird.

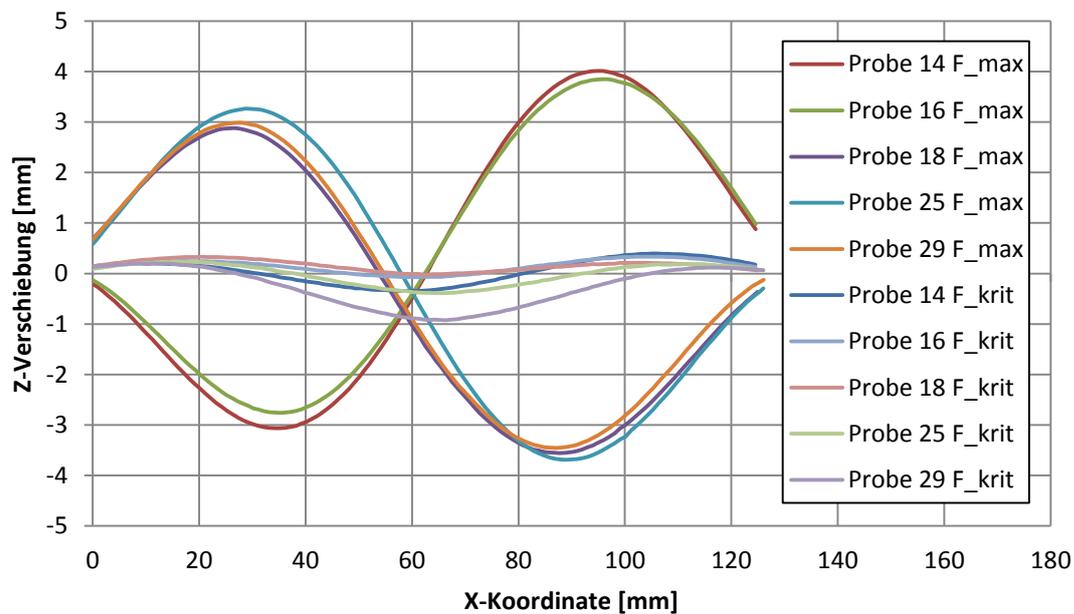


Abbildung 45: Auslenkung der reparierten Proben entlang der X-Achse jeweils an der Stelle der kritischen und der maximalen Druckkraft.

8. Zusammenfassung der Ergebnisse und Diskussion

Die Zielsetzung dieser Arbeit ist es, die Reparaturmethode der Reinfiltration an beschädigten CFK-Proben anzuwenden und deren mechanische Belastbarkeit mit unbeschädigten beziehungsweise beschädigten, nicht-reparierten Proben zu vergleichen. Das Ergebnis dieser Versuche ist in Abbildung 46 zusammengefasst dargestellt. Insgesamt wird gezeigt, dass die Methode der Reinfiltration das Potential besitzt, lokale Beschädigungen zu reparieren. Insbesondere die Unterschiede in den maximalen Druckkräften im CAI-Test und die unterschiedlichen Versagensmodi zeigen eine Verbesserung der mechanischen Eigenschaften durch die Reparatur. Negativ anzumerken ist allerdings, dass die unbeschädigten Proben ausnahmslos im Bereich der oberen Einspannung versagen. Das Versagen ist also auf eine systematische Eigenheit der Druckvorrichtung zurückzuführen. Die maximale Druckkraft aus dem Versuch kann daher nicht verwendet werden, um die Druckfestigkeit der CFK-Probe zu ermitteln. In diesem Versuch liegt die maximal erreichte Druckspannung bei 228,1 MPa (49,7 kN). In der Simulation hingegen wird als Druckfestigkeit einer ebenen Platte ohne Imperfektion der Wert 348 MPa (75,8 kN) erreicht.

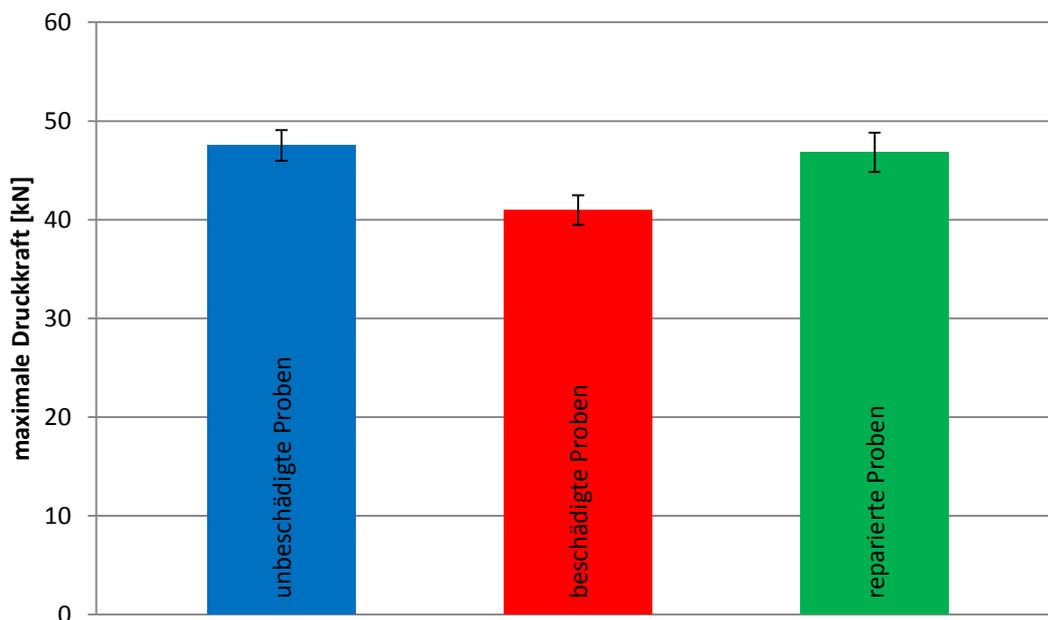


Abbildung 46: Mittelwert und Standardabweichung der maximalen Druckkräfte der jeweils fünf unbeschädigten, beschädigten und reparierten Proben im CAI-Test.

Aus dem Verhältnis der im Test erreichten Druckspannung zu der theoretischen Druckfestigkeit lässt sich errechnen, dass die Festigkeit des Materials größtenteils nur zu 66 % ausgenutzt wird, bevor es zum Bruch an der oberen Lagerung kommt. Dementsprechend groß muss die Beschädigung in der Mitte der Probe sein, damit diese auch im Bereich des Schadens versagt. Unter Verwendung der ma-

ximalen Gewichte und der maximalen Fallhöhe kann eine Impactenergie von 18 J erzeugt werden. Eine einmalige Beschädigung mit dieser Energiemenge reicht jedoch noch nicht aus, um die maximale Druckkraft im CAI-Versuch zu senken oder um ein Versagen im Bereich der Beschädigung hervorzurufen. Hierfür ist ein dreifaches Auftreffen des Fallhammers mit einer Energiemenge von 18 J notwendig. In Abbildung 47 ist die maximale Druckkraft im CAI-Test der beschädigten und reparierten Proben in Abhängigkeit von der beschädigten Fläche dargestellt. Die Fläche wird mit dem Analysetool ImageJ (open-source-software nach [21]) im Ultraschall-Fehlerechobild vermessen. Durch die wiederholte Beschädigung der einzelnen Proben entsteht eine große Streuung in der Größe der beschädigten Fläche. Bei den beschädigten Proben ist erkennbar, dass mit zunehmender Größe der beschädigten Fläche die maximale Druckkraft im CAI-Test abnimmt. Probe 13 markiert dabei eine Ausnahme dieser Vermutung, während Probe 12 und Probe 17 fast identische Werte aufweisen. Bei den reparierten Proben scheint die Größe der Beschädigung hingegen keinen Einfluss mehr auf die maximale Druckkraft im CAI-Versuch zu haben. Diese Vermutung passt auch zu den Ergebnissen der Ultraschallbilder nach der Reparatur. Die Größe der beschädigten Flächen liegt nach der Reparatur lediglich zwischen 3,5 % und 13 % der ursprünglichen Schadensgröße. Eine Ausnahme ist die Probe 29, bei der die beschädigte Fläche nach der Reparatur noch 40 % der Ausgangsgröße beträgt (siehe Abb. 48). Diese Probe weist auch die geringste Druckkraft aller reparierten Proben im CAI-Test auf. Ein unmittelbarer Zusammenhang ist hier jedoch nicht zu erkennen, da die reparierten Proben ausnahmslos auf die gleiche Weise versagen wie die unbeschädigten Proben. Bei allen Proben kommt es entweder zur Stauchung am oberen Rand oder zum Bruch des oberen freien Randes. Eine Übersicht der Versagensform der einzelnen Proben mit den dazugehörigen Daten wird im Anhang dieser Arbeit bereitgestellt.

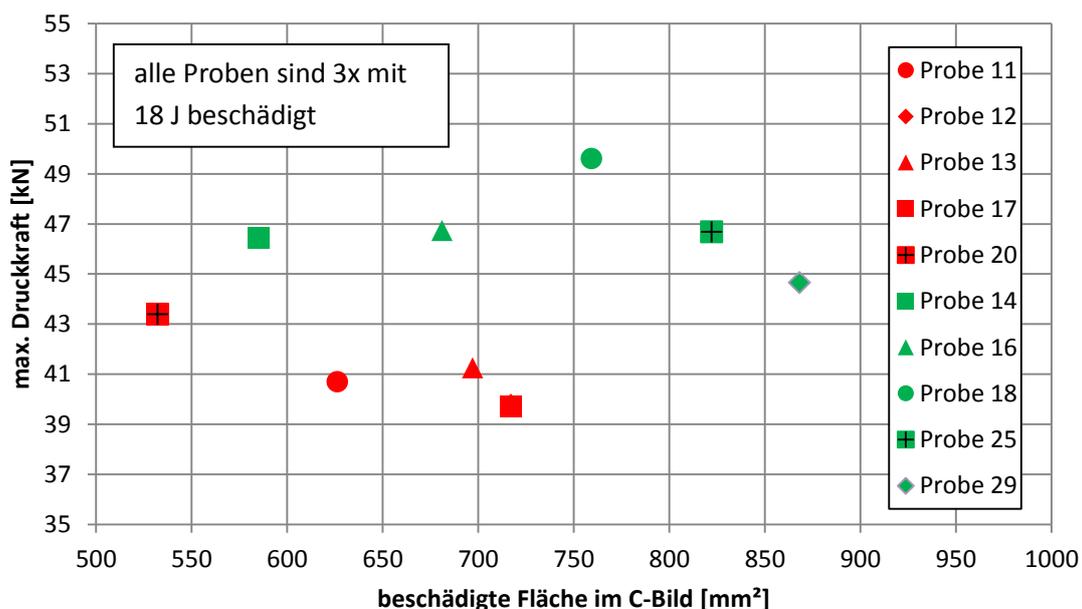


Abbildung 47: Maximale Druckkraft, die von den einzelnen, beschädigten (rot) und reparierten (grün) CFK-Proben im CAI-Test erreicht wird, dargestellt über der beschädigten Probenfläche.

Beschädigte Proben 11, 12, 13, 17,
20 nach der Beschädigung

Reparierte Proben 14, 16, 18, 25, 29
vor der Reinfiltration

nach der Reparatur

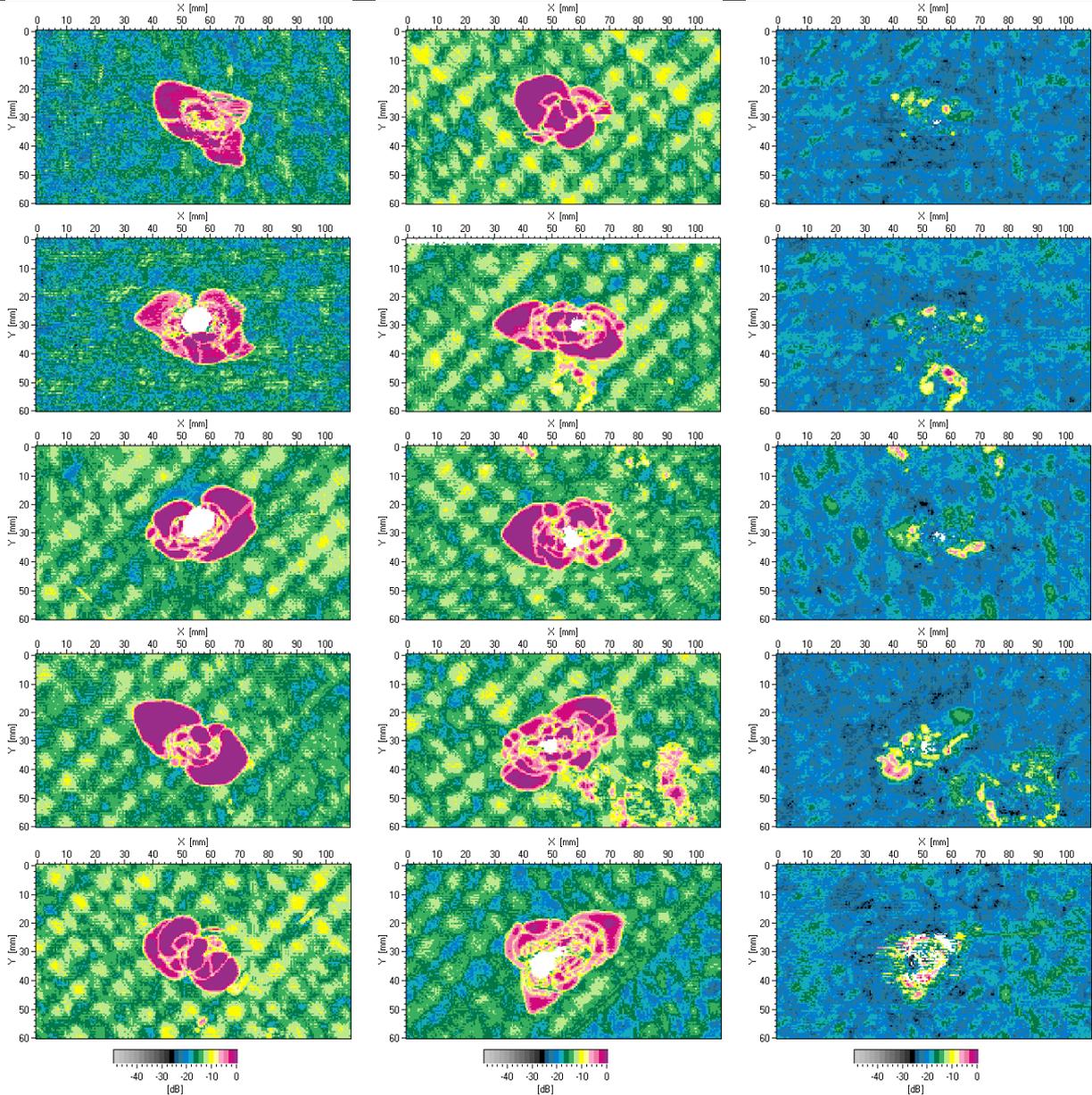


Abbildung 48: Ultraschall-C-Bilder des Fehlerechos der beschädigten Proben sowie der reparierten Proben vor und nach der Reinfiltration.

9. Ausblick

In dieser Arbeit wird gezeigt, dass eine Reinfiltration von Impactschäden in Faserverbundkunststoffen grundsätzlich durchführbar ist und die lokale Festigkeit eines beschädigten Bereichs dadurch erhöht werden kann. Darauf aufbauend können die Erkenntnisse dieser Arbeit genutzt werden, um die Anwendbarkeit und die Durchführung der Reinfiltration sowie die Bewertung dieser Methode genauer zu untersuchen.

Die Beschädigungen werden in dieser Arbeit mit relativ hoher Energie in die Proben eingebracht. Auf der Rückseite aller Proben sind nach der Beschädigung deutliche Faserrisse zu erkennen. Dieses Vorgehen ist notwendig, damit im CAI-Test zwischen beschädigten und unbeschädigten Proben unterschieden werden kann. Verantwortlich dafür ist Lagerung der Proben in der Druckvorrichtung. Für zukünftige Arbeiten wäre es sicher sinnvoll, einen Versuchsstand zu entwickeln, in dem deutlich kleinere Beschädigungen in den Proben bereits zu einer Reduzierung der Druckfestigkeit führen.

Eine Simulation in Abaqus soll zeigen, wie sich eine CFK-Platte verformt, wenn die Randbedingungen gemäß der Airbus-Norm ausgeführt werden. Hierfür werden der obere und der untere Rand der Platte fest eingespannt. Die Ränder können sich also nicht mehr verdrehen. Durch diese Maßnahme steigt die kritische Druckkraft für den ersten Eigenwert um 43 % an (siehe Tabelle 5). Die erste Eigenform bildet hier eine Halbwelle aus, deren Maximum sich in der Mitte der Probe befindet. In der nichtlinearen Simulation versagt die Platte unter Druckbelastung nun nicht mehr am Rand, sondern eher in der Mitte. Die maximale Druckkraft steigt von 33,6 kN auf 57,2 kN an. In Abbildung 49 ist die Auslenkung der Probe unter maximaler Druckbelastung dargestellt.

Diese relativ einfache Änderung der Druckvorrichtung könnte dazu führen, dass die Probe im CAI-Test stärker in der Mitte belastet wird und dadurch auch kleinere Impactschäden zu einem früheren Versagen der Probe führen.

Tabelle 5: Ergebnisse der Eigenwertanalyse und der nichtlinearen Druckbelastung einer CFK-Probe mit unterschiedlichen Randbedingungen.

# Eigenform	Lagerung gemäß DIN-Norm		Einspannung gemäß Airbus-Norm	
	Kritische Druckkraft	Maximale Druckkraft (mit Imperfektion)	Kritische Druckkraft	Maximale Druckkraft (mit Imperfektion)
1	24989 N		35686 N	57200 N
2	26545 N	33599 N	40091 N	
3	37934 N		62797 N	

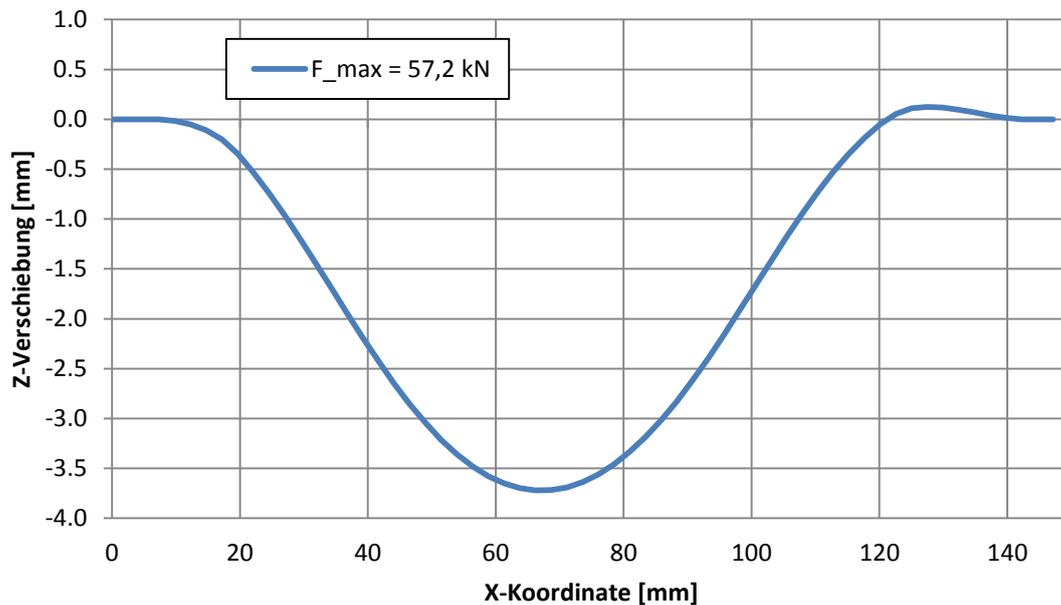


Abbildung 49: Auslenkung der CFK-Probe als Schnitt parallel zur X-Achse. Die Plattenenden sind fest eingespannt. Dadurch kann eine deutlich höhere Drucklast ertragen werden als bei einer gelenkigen Lagerung.

Weiterhin wäre es interessant zu untersuchen, wie sich Impactschäden in dynamischen Versuchen verhalten. In dieser Arbeit wird lediglich der Einfluss der Reparatur auf die Festigkeit des Laminats in einem statischen Test untersucht. Es ist jedoch auch denkbar, dass die Reparatur in dynamischen Versuchen beispielsweise einen Einfluss auf das Wachstum einer Beschädigung hat.

Weiteres Entwicklungspotenzial gibt es bei der Durchführung der Reinfiltration. In dieser Arbeit genügt bereits der Druck einer handelsüblichen Kunststoffspritze, um das beschädigte Laminat mit dem Reparaturharz zu füllen. Das überschüssige Harz tritt auf der Rückseite des Laminats an den Faserrissen wieder aus. Bei kleineren Beschädigungen, die von außen nicht mehr sichtbar sind, könnte der Druck einer Kunststoffspritze jedoch nicht mehr ausreichen und ein anderer Reparaturaufbau müsste entwickelt werden. Eine mögliche Untersuchung wäre zum Beispiel, welche Parameter eine erfolgreiche Reinfiltration limitieren. In diesem Zusammenhang wäre eine Beschreibung der Prozesse im Inneren der Probe während der Reinfiltration und des Aushärtens interessant. Die Ultraschallanlage eignet sich sehr gut, um Fehlstellen im Laminataufbau zu erkennen. Allerdings kann bei den Fehlstellen nicht unterschieden werden, ob es sich um Matrixrisse oder Faserbrüche handelt. Die reparierten Proben zeigen im Ultraschall zwar ein deutlich homogeneres Bild als die beschädigten Proben; allerdings kann keine Aussage über die Anbindung des Harzes an die schadhafte Struktur getätigt werden.

Die Herstellung der Proben kann ebenfalls weiterentwickelt werden. Ein limitierender Parameter in der Verarbeitung ist die Breite der Prepregrolle. Um ein vernünftiges Verhältnis vom Herstellungsaufwand zur Anzahl der Probepplatten zu erhalten, werden die $\pm 45^\circ$ -Lagen als zwei gleichschenklige Dreiecke gelegt, die in der Mitte einen Stoß bilden. Die Herausforderung besteht darin, an dieser

Stelle weder eine Überlappung noch einen Spalt zu generieren. Teilweise ist dieser Stoß nach Fertigstellung der Proben im Ultraschallbild sichtbar. Dadurch wird bei größeren Fehlstellen eine Vergleichbarkeit der Proben in Frage gestellt.

Die Erzeugung eines Impactschadens kann in zukünftigen Arbeiten ebenfalls genauer betrachtet werden. In dieser Arbeit wird der Einschlag dreimal wiederholt, bis eine messbare Reduzierung der Druckkraft beim Versagen der Probe auftritt. Das liegt an dem verwendeten Fallhammer, bei dem die Variablen \tilde{m} und h bereits ausgereizt sind. An dieser Stelle wäre die Verwendung eines Fallturms zur Schadenserzeugung sinnvoll. Ein weiterer Vorteil des Turms ist ein gerader Stoß, während dies beim Fallhammer deutlich schwieriger zu kontrollieren ist. Der Pendelarm des Fallhammers befindet sich in Ruhelage am unteren Totpunkt in exakt waagerechter Position. Damit liegen die Mittellinien des Stoßkörpers und der Massen koaxial auf einer vertikalen Linie. Wird der Pendelarm zur Erzeugung des Impacts in seinem oberen Totpunkt ausgelöst, durchschlägt er den unteren Totpunkt um einige Millimeter bei der Beschädigung der Probe. Dadurch kommt es zu einem schiefen Stoß, der eventuell einen Einfluss auf die Ausbreitung des Schadens im Laminat hat. Das könnte eine Begründung dafür sein, dass sich die Beschädigungen teilweise nicht punktsymmetrisch zum Einschlagspunkt ausbreiten, sondern bevorzugt in eine Richtung verlaufen.

Zuletzt wird kurz auf die Materialkennwerte eingegangen, die zur Auslegung der CFK-Proben in Kapitel 4 verwendet werden. Diese Kennwerte basieren nur auf theoretischen Angaben und wurden zuvor nicht in Materialtests überprüft. Das Herstellerdatenblatt des verwendeten Prepregmaterials liefert dabei lediglich die Elastizitätsmodule und Festigkeitswerte in Faserrichtung unter Zug- und Druckbelastung. Die transversalen Kennwerte sowie die Schubeigenschaften und die Querkontraktionen werden aus Datenblättern ähnlicher Materialien entnommen. Zur Bestimmung der Druckfestigkeit der Proben ist der CAI-Test eher ungeeignet, da die ermittelten Werte in diesem Versuch wahrscheinlich immer eine Kombination aus globalem Stabilitätsversagen und daraus resultierendem Materialversagen sind. Die Norm ISO 14126 beschreibt einen Versuch, der speziell zur Bestimmung der Druckfestigkeit von CFK-Proben geeignet ist. Darin sind die Probenenden zu jeweils 45 % ihrer Gesamtlänge eingespannt, sodass nur 10 % der Probe frei ist. Dadurch wird globales Stabilitätsversagen weitestgehend ausgeschlossen und die ermittelte Druckfestigkeit wäre vermutlich besser als Referenzwert für die CAI-Tests geeignet. Für eine bessere Auslegung und Dimensionierung der Proben wären Vorversuche sinnvoll, in denen diese Werkstoffkennwerte ermittelt werden können.

Literaturverzeichnis

- [1] STEWART, D.: *Examining MRO Trends in Composite Repair*. Madrid, Spanien: Aircraft Composite Repair Management Forum September 2011
- [2] LEAHY, J.: *Global Market Forecast 2015-2034*. Toulouse: Airbus 2015
(<http://www.airbus.com/company/market/forecast/>, letzter Stand: 28.12.2015)
- [3] Aircraft Structural Technician (http://ink361.com/app/users/ig-285525064/cut_the_aircraft/photos), letzter Stand: 30.12.2015
- [4] CHENG, P., GONG, X., HEARN, D., AIVAZZADEH, S.: *Tensile behaviour of patch-repaired CFRP laminates*. Artikel in *Composite Structures*, Ausgabe 93, 2011
- [5] ABEL, P., LINKE, M., GRIES, T.: *Reinforcement of co-bonded patch repairs for structural composites*. Istanbul: Präsentation auf der FTT 2014
- [6] AIRBUS: *Airbus Test Method AITM1-0010. Determination of Compression Strength After Impact*. Blagnac 2005: Airbus S.A.S
- [7] DIN 65561: *Prüfung von multidirektionalen Laminaten. Bestimmung der Druckfestigkeit nach Schlagbeanspruchung*. Berlin: Deutsches Institut für Normung 1991
- [8] GOM mbH: *ARAMIS Benutzerhandbuch – Software*. Braunschweig: Gesellschaft für optische Messtechnik mbH 2013
- [9] GOM mbH: Gesellschaft für optische Messtechnik, Braunschweig
(<http://www.gom.com/de/messsysteme/systemuebersicht/aramis.html>), letzter Stand: 10.01.2016)
- [10] NASDALA, L.: *FEM-Formelsammlung Statik und Dynamik. 3. Auflage*. Wiesbaden: Springer Fachmedien 2015, S. 31
- [11] MERKEL, M., ÖCHSNER, A.: *Eindimensionale Finite Elemente. Ein Einstieg in die Methode*. Berlin Heidelberg: Springer-Verlag 2010, S. 335
- [12] KLEIN, B.: *Leichtbau-Konstruktion. Berechnungsgrundlagen und Gestaltung. 10. Auflage*. Wiesbaden: Springer Fachmedien 2013, S. 239, 244
- [13] GURIT: *Datenblatt zum Prepreg-Material EP137-CR527/80-35*. Zollikofen, Schweiz: Gurit AG 2011
- [14] HEXCEL Prepreg Technology. Datenblatt für Materialkennwerte
(http://www.hexcel.com/Resources/DataSheets/Brochure-Data-Sheets/Prepreg_Technology.pdf), letzter Stand: 31.03.2016)
- [15] ABAQUS Version 6.11: *Abaqus Analysis User's Manual. Three-dimensional shell elements*. Frankreich: Dassault Systèmes 2011

- [16] SEIBEL, M.: *Arbeitsblatt ebene unversteifte CFK-Platten, Laborversuch Plattenbeulen*. Hamburg: Hochschule für Angewandte Wissenschaften 2012
- [17] ABRATE, S.: *Impact on laminated composite materials*. Artikel in Applied Mechanics Reviews, Ausgabe 4, 1991
- [18] RIEGERT, G., KEILIG, Th., AOKI, R., DRECHSLER, K., BUSSE, G.: *Schädigungscharakterisierung an NCF-Laminaten mittels Lockin-Thermographie und Bestimmung der CAI-Restfestigkeiten*. Stuttgart: Stuttgarter Kunststoff-Kolloquium 2005
- [19] BAUER, A. E.: *Injection repair of advanced aircraft composites with a high temperature cyanate ester resin*. Iowa: Iowa State University 2013
- [20] BTO EPOXY: *Produktdatenblatt des Harzsystems Epinal VI-4-System*. Amstetten (Österreich) 2015
- [21] FIJI: open source Bildanalysesoftware (<http://imagej.net/Fiji> , letzter Stand: 31.03.2016)

Anhang

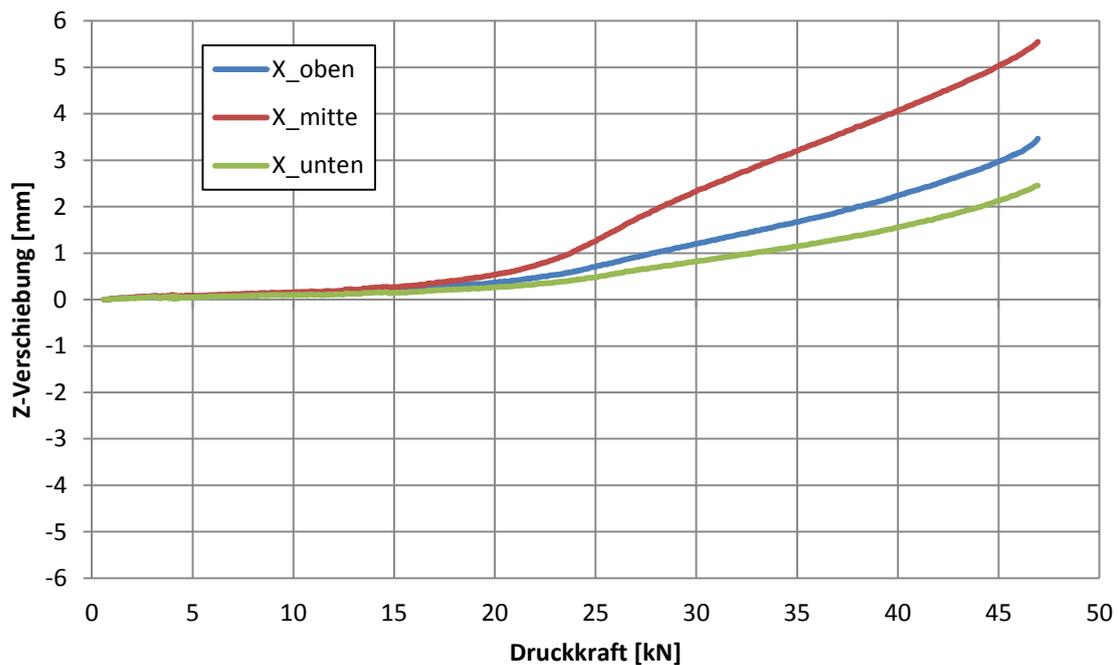
Nachfolgend sind zusätzliche Prüfdaten der einzelnen Versuche aufgelistet. Zu jeder Probe wird eine Auswertung der lokalen Z-Verschiebung der drei Messpunkte in Abhängigkeit von der Druckkraft gezeigt. Darin kann die kritische Druckkraft gut abgelesen werden.

Prüfdaten der unbeschädigten Proben

Probe 3

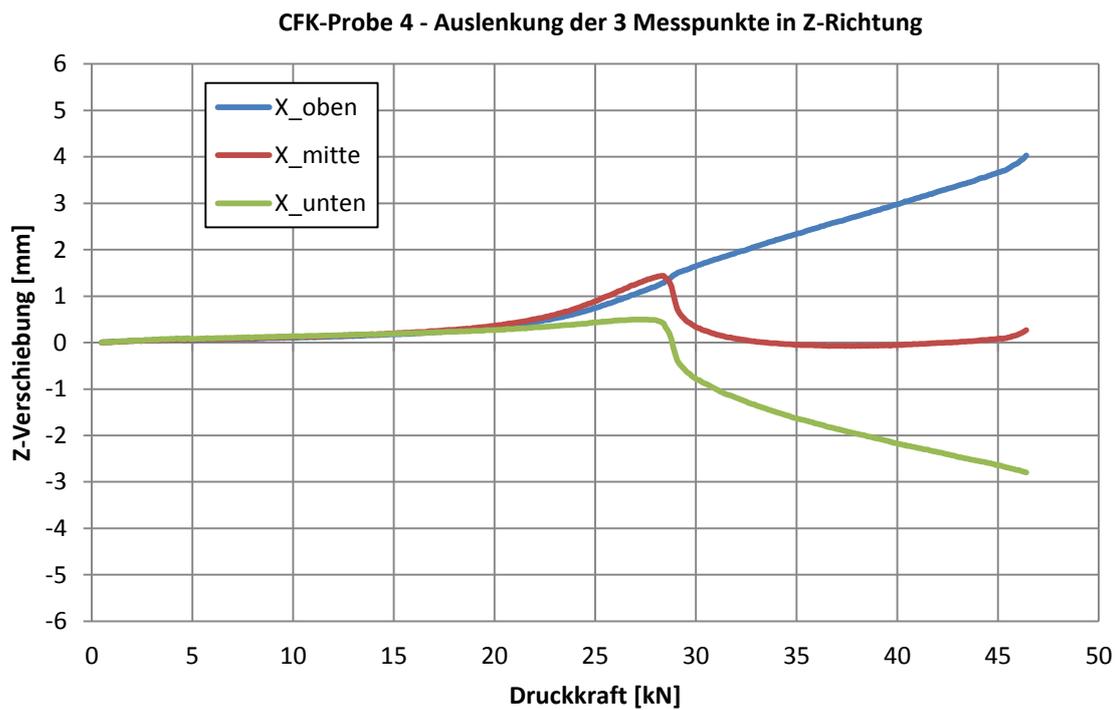
Material	EP137-CR527/80-35 (UD-Prepregmaterial)	
Lagenaufbau	$[0^\circ/90^\circ/45^\circ/-45^\circ]_{3S}$	
Datum Herstellung	03.12.2015	
Datum Zuschnitt	08.12.2015	
Abmaß [mm]	148 x 99 x 2,2	
Datum CAI Test	21.01.2016	
Maximale Druckkraft [N]	46950	
Versagensmodus	Bruch ausgehend vom oberen Ende der seitlichen Spannbacken	

CFK-Probe 3 - Auslenkung der 3 Messpunkte in Z-Richtung



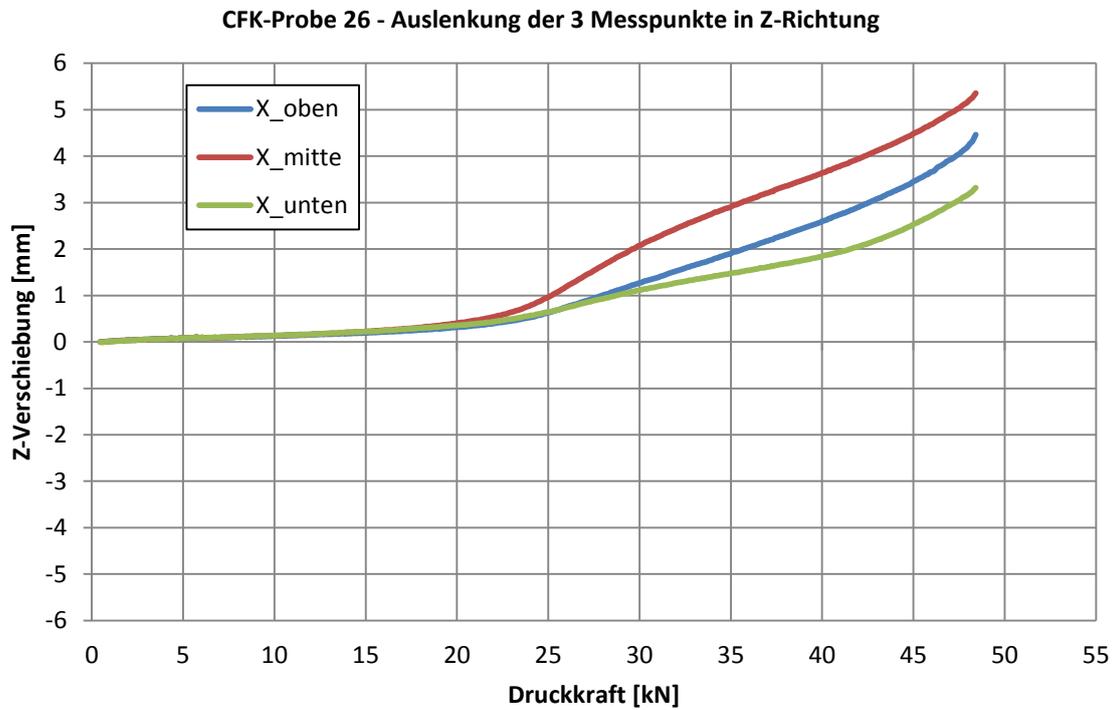
Probe 4

Material	EP137-CR527/80-35 (UD-Prepregmaterial)	
Lagenaufbau	$[0^\circ/90^\circ/45^\circ/-45^\circ]_{3S}$	
Datum Herstellung	03.12.2015	
Datum Zuschnitt	08.12.2015	
Abmaß [mm]	148 x 99 x 2,2	
Datum CAI Test	29.01.2016	
Maximale Druckkraft [N]	46410	
Versagensmodus	Bruch ausgehend vom oberen Ende der seitlichen Spannbacken	



Probe 26

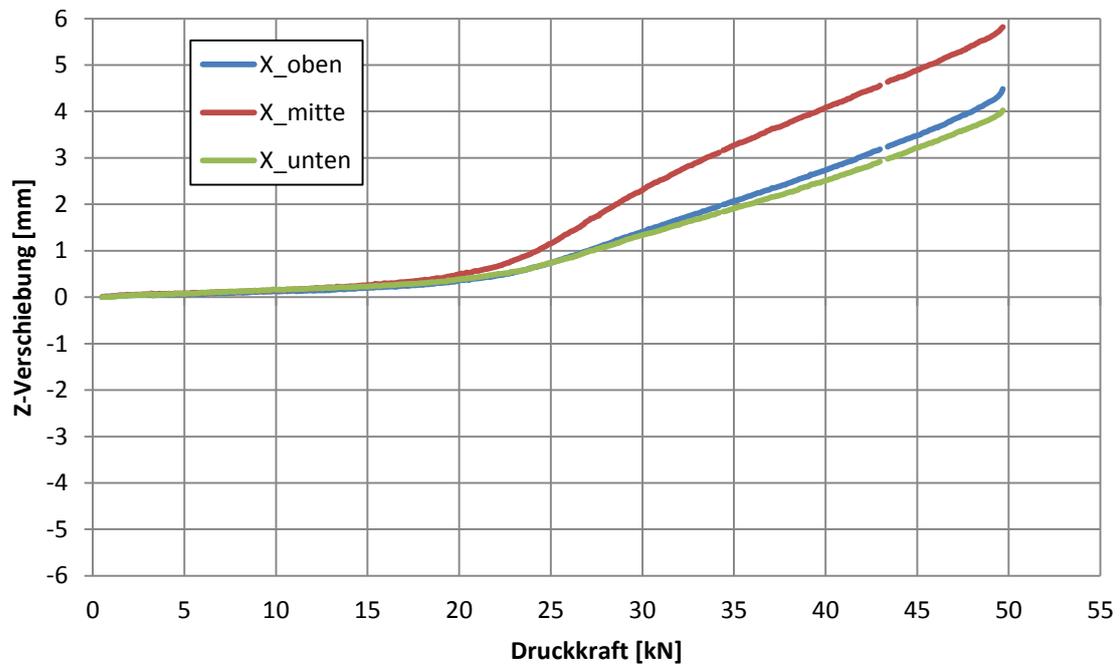
Material	EP137-CR527/80-35 (UD-Prepregmaterial)	
Lagenaufbau	$[0^\circ/90^\circ/45^\circ/-45^\circ]_{3S}$	
Datum Herstellung	17.12.2015	
Datum Zuschnitt	05.01.2016	
Abmaß [mm]	148 x 99 x 2,2	
Datum CAI Test	12.02.2016	
Maximale Druckkraft [N]	48410	
Versagensmodus	Bruch ausgehend vom oberen Ende der seitlichen Spannbacken	



Probe 27

Material	EP137-CR527/80-35 (UD-Prepregmaterial)	
Lagenaufbau	$[0^\circ/90^\circ/45^\circ/-45^\circ]_{3S}$	
Datum Herstellung	17.12.2015	
Datum Zuschnitt	05.01.2016	
Abmaß [mm]	148 x 99 x 2,2	
Datum CAI Test	12.02.2016	
Maximale Druckkraft [N]	49680	
Versagensmodus	Stauchung des oberen Plattenrandes	

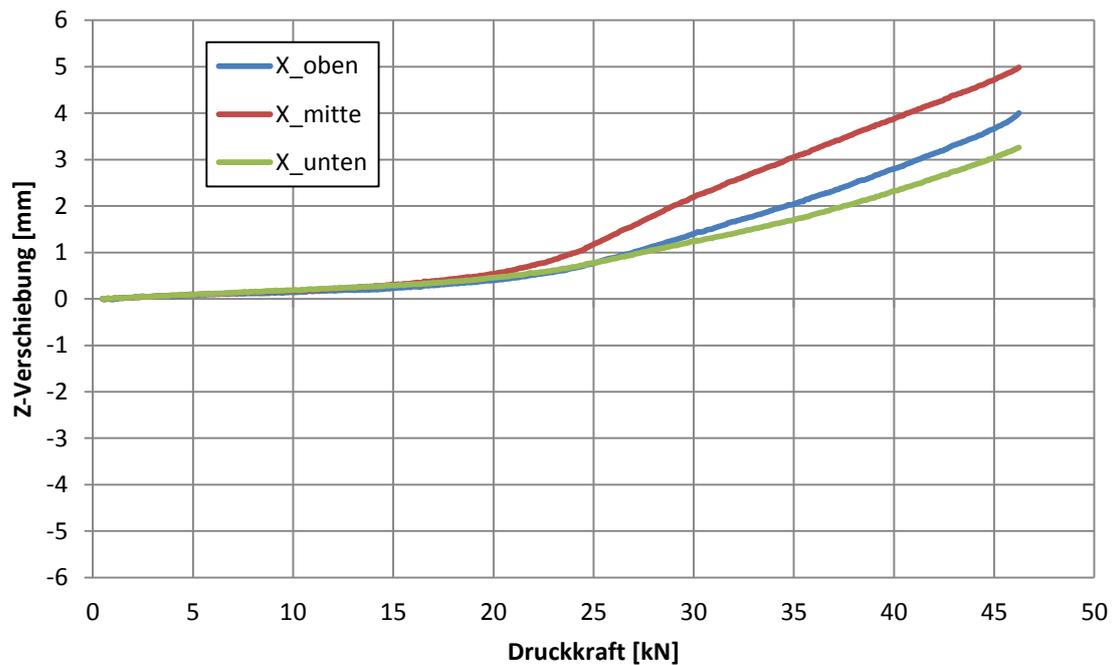
CFK-Probe 27 - Auslenkung der 3 Messpunkte in Z-Richtung



Probe 28

Material	EP137-CR527/80-35 (UD-Prepregmaterial)	
Lagenaufbau	$[0^\circ/90^\circ/45^\circ/-45^\circ]_{3S}$	
Datum Herstellung	17.12.2015	
Datum Zuschnitt	05.01.2016	
Abmaß [mm]	148 x 99 x 2,2	
Datum CAI Test	12.02.2016	
Maximale Druckkraft [N]	46230	
Versagensmodus	Bruch ausgehend vom oberen Ende der seitlichen Spannbacken	

CFK-Probe 28 - Auslenkung der 3 Messpunkte in Z-Richtung

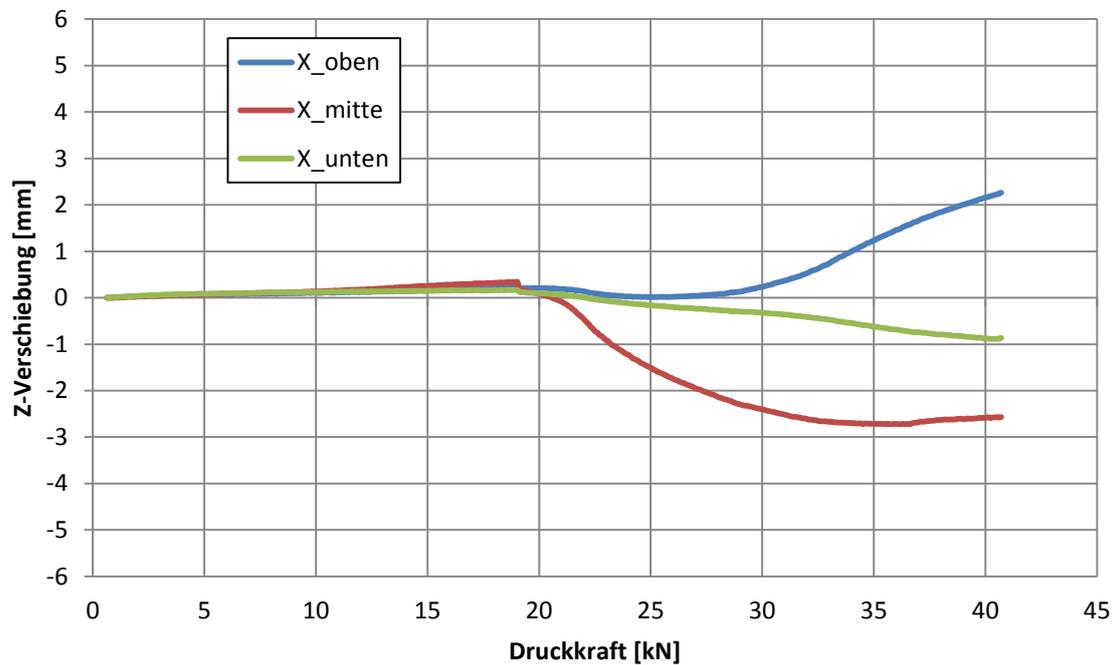


Prüfdaten der beschädigten Proben

Probe 11

Material	EP137-CR527/80-35 (UD-Prepregmaterial)	
Lagenaufbau	$[0^\circ/90^\circ/45^\circ/-45^\circ]_{3S}$	
Datum Herstellung	03.12.2015	
Datum Zuschnitt	08.12.2015	
Abmaß [mm]	148 x 99 x 2,2	
Schädigung	3x mittig mit 18,33 J	
Fläche (C-Bild) des Schadens im US [mm ²]	626	
Datum CAI Test	22.01.2016	
Maximale Druckkraft [N]	40710	
Versagensmodus	Bruch im Bereich der Impactstelle	

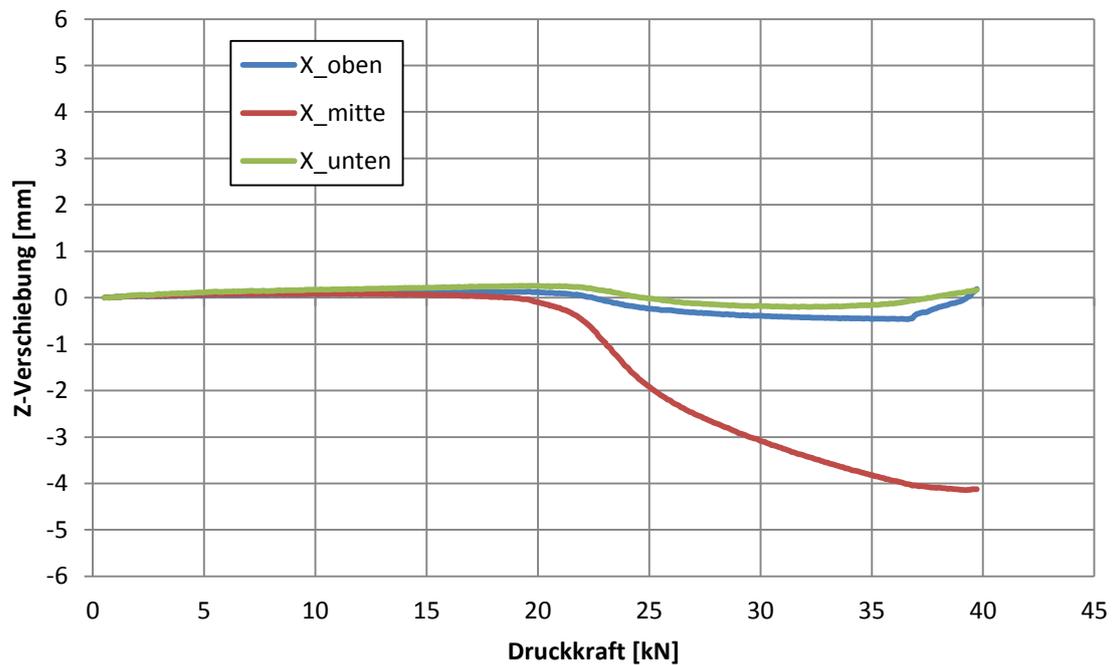
CFK-Probe 11 - Auslenkung der 3 Messpunkte in Z-Richtung



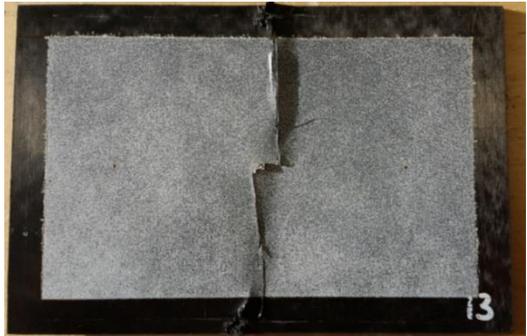
Probe 12

Material	EP137-CR527/80-35 (UD-Prepregmaterial)	
Lagenaufbau	$[0^\circ/90^\circ/45^\circ/-45^\circ]_{3S}$	
Datum Herstellung	03.12.2015	
Datum Zuschnitt	08.12.2015	
Abmaß [mm]	148 x 99 x 2,2	
Schädigung	3x mittig mit 18,33 J	
Fläche (C-Bild) des Schadens im US [mm ²]	717	
Datum CAI Test	22.01.2016	
Maximale Druckkraft [N]	39800	
Versagensmodus	Bruch im Bereich der Impactstelle	

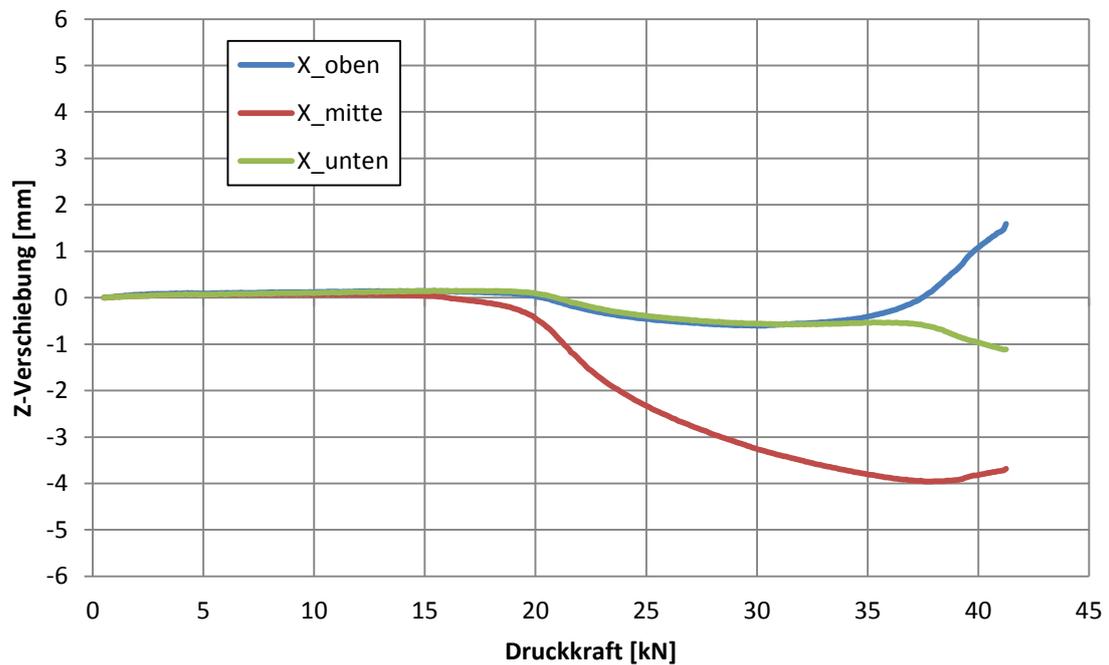
CFK-Probe 12 - Auslenkung der 3 Messpunkte in Z-Richtung



Probe 13

Material	EP137-CR527/80-35 (UD-Prepregmaterial)	
Lagenaufbau	$[0^\circ/90^\circ/45^\circ/-45^\circ]_{3S}$	
Datum Herstellung	03.12.2015	
Datum Zuschnitt	08.12.2015	
Abmaß [mm]	148 x 99 x 2,2	
Schädigung	3x mittig mit 18,33 J	
Fläche (C-Bild) des Schadens im US [mm ²]	697	
Datum CAI Test	28.01.2016	
Maximale Druckkraft [N]	41260	
Versagensmodus	Bruch im Bereich der Impactstelle	

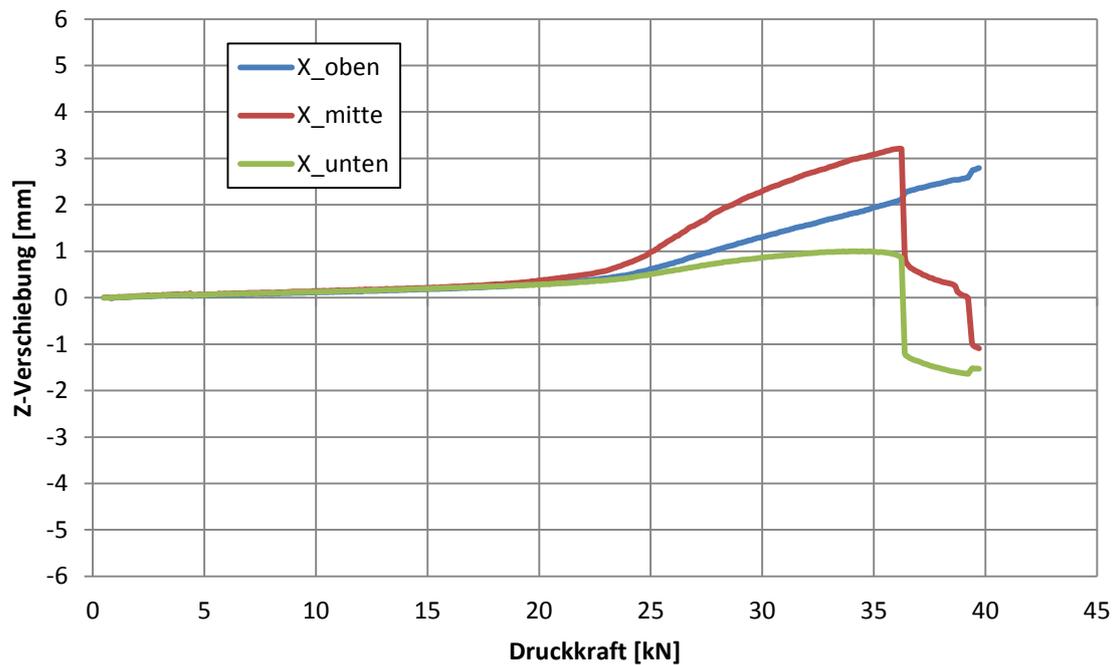
CFK-Probe 13 - Auslenkung der 3 Messpunkte in Z-Richtung



Probe 17

Material	EP137-CR527/80-35 (UD-Prepregmaterial)	
Lagenaufbau	$[0^\circ/90^\circ/45^\circ/-45^\circ]_{3S}$	
Datum Herstellung	10.12.2015	
Datum Zuschnitt	05.01.2016	
Abmaß [mm]	148 x 99 x 2,2	
Schädigung	3x mittig mit 18,33 J	
Fläche (C-Bild) des Schadens im US [mm ²]	717	
Datum CAI Test	03.02.2016	
Maximale Druckkraft [N]	39710	
Versagensmodus	Bruch im Bereich der Impactstelle	

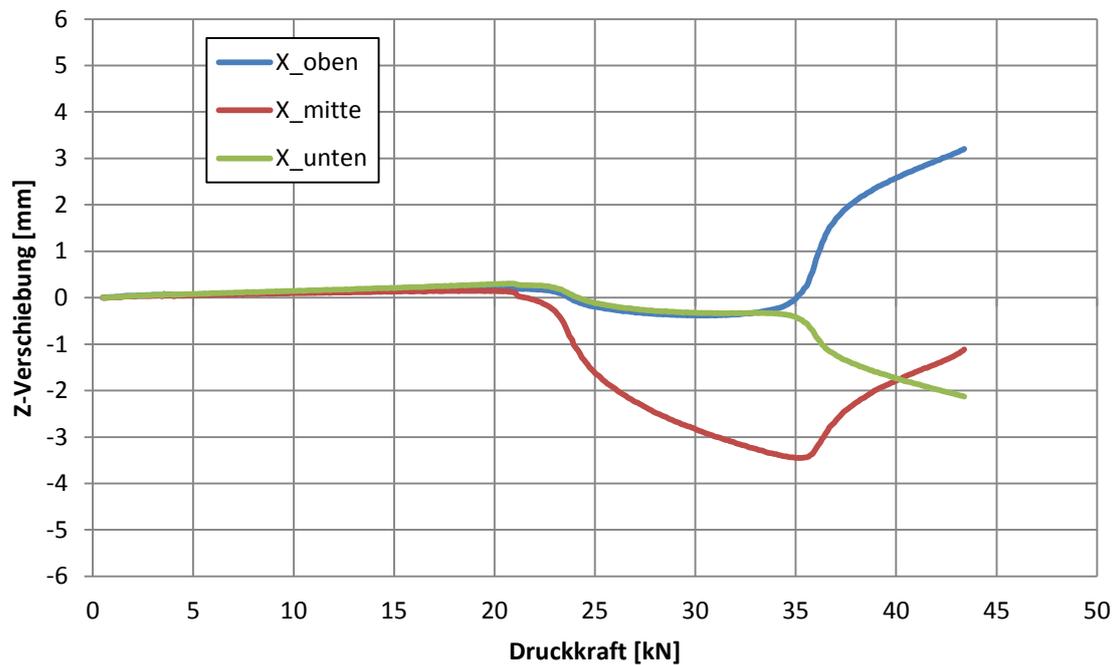
CFK-Probe 17 - Auslenkung der 3 Messpunkte in Z-Richtung



Probe 20

Material	EP137-CR527/80-35 (UD-Prepregmaterial)	
Lagenaufbau	$[0^\circ/90^\circ/45^\circ/-45^\circ]_{3S}$	
Datum Herstellung	10.12.2015	
Datum Zuschnitt	05.01.2016	
Abmaß [mm]	148 x 99 x 2,2	
Schädigung	3x mittig mit 18,33 J	
Fläche (C-Bild) des Schadens im US [mm ²]	532	
Datum CAI Test	11.02.2016	
Maximale Druckkraft [N]	43400	
Versagensmodus	Bruch im Bereich der Impactstelle	

CFK-Probe 20 - Auslenkung der 3 Messpunkte in Z-Richtung

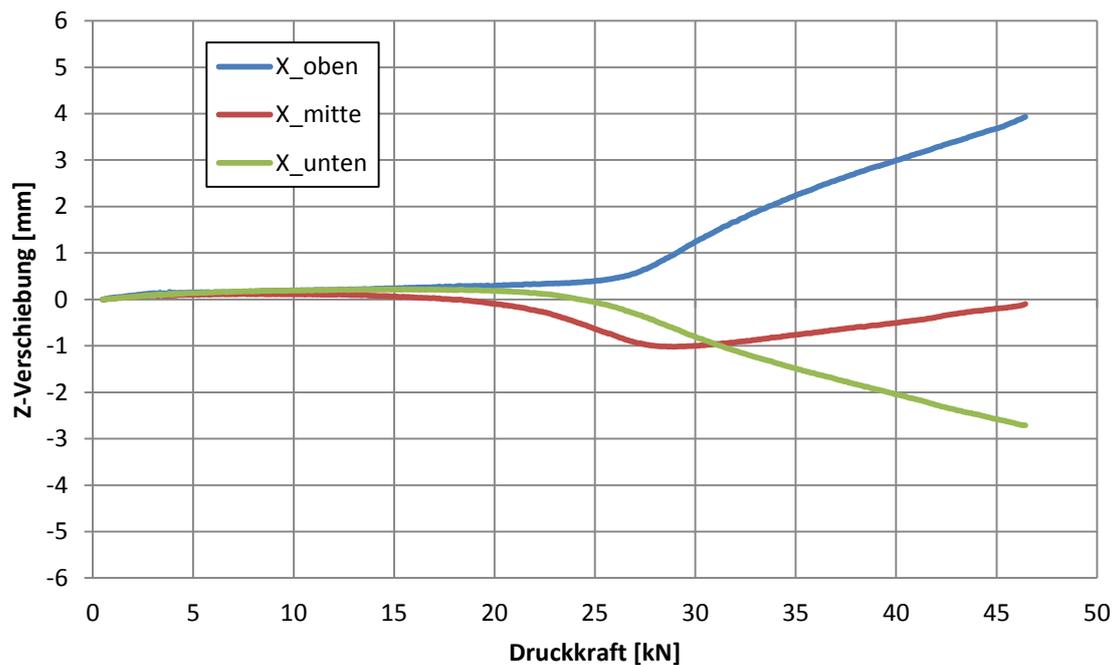


Prüfdaten der reparierten Proben

Probe 14

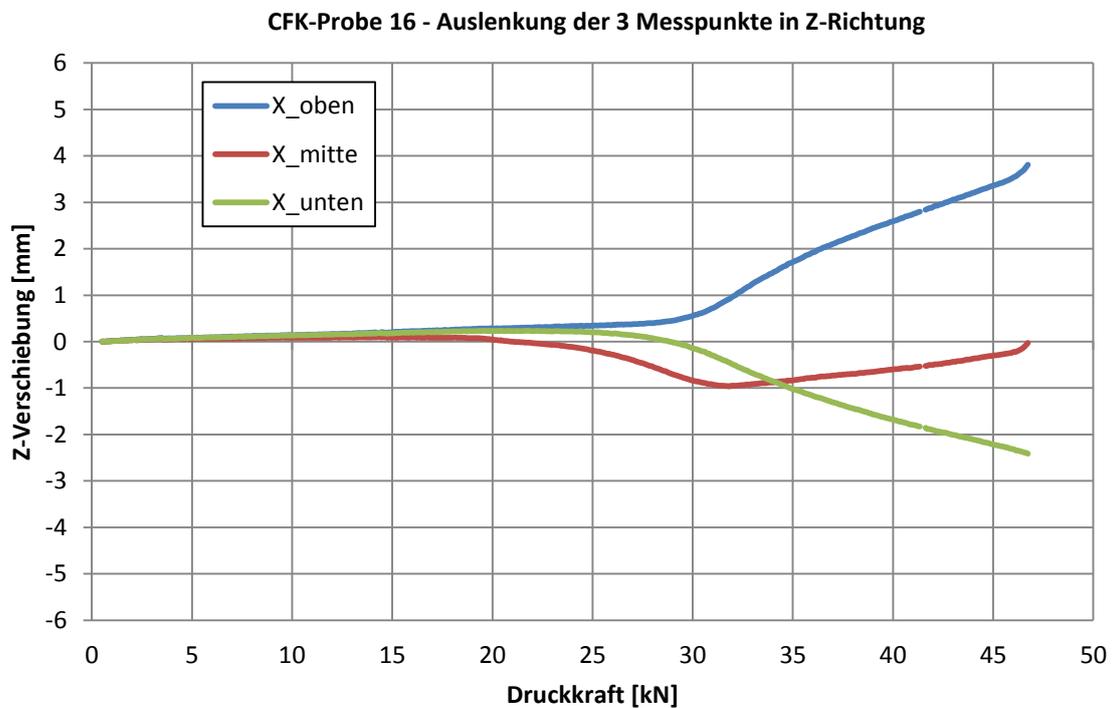
Material	EP137-CR527/80-35 (UD-Prepregmaterial)	
Lagenaufbau	$[0^\circ/90^\circ/45^\circ/-45^\circ]_{3S}$	
Datum Herstellung	10.12.2015	
Datum Zuschnitt	05.01.2016	
Abmaß [mm]	148 x 99 x 2,2	
Schädigung	3x mittig mit 18,33 J	
Fläche (C-Bild) des Schadens im US [mm ²] vor Reparatur	585	
Fläche (C-Bild) des Schadens im US [mm ²] nach Reparatur	25	
Datum CAI Test	02.02.2016	
Maximale Druckkraft [N]	46430	
Versagensmodus	Bruch ausgehend vom oberen Ende der seitlichen Spannbacken	

CFK-Probe 14 - Auslenkung der 3 Messpunkte in Z-Richtung



Probe 16

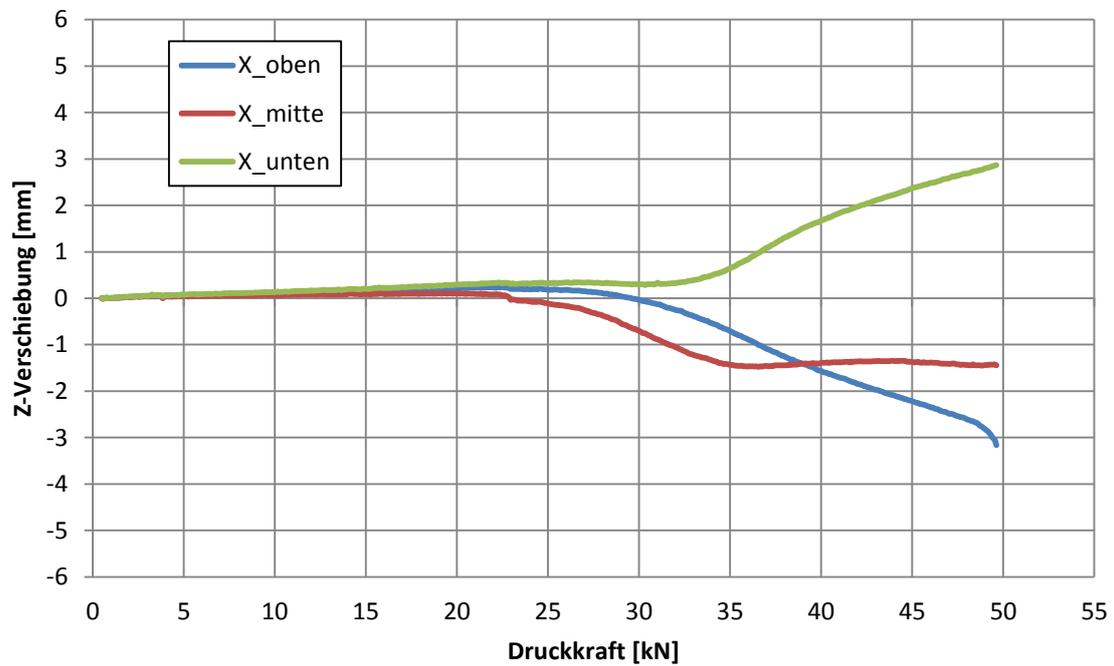
Material	EP137-CR527/80-35 (UD-Prepregmaterial)	
Lagenaufbau	$[0^\circ/90^\circ/45^\circ/-45^\circ]_{3S}$	
Datum Herstellung	10.12.2015	
Datum Zuschnitt	05.01.2016	
Abmaß [mm]	148 x 99 x 2,2	
Schädigung	3x mittig mit 18,33 J	
Fläche (C-Bild) des Schadens im US [mm ²] vor Reparatur	681	
Fläche (C-Bild) des Schadens im US [mm ²] nach Reparatur	24	
Datum CAI Test	05.02.2016	
Maximale Druckkraft [N]	46740	
Versagensmodus	Stauchung des oberen Plattenrandes	



Probe 18

Material	EP137-CR527/80-35 (UD-Prepregmaterial)	
Lagenaufbau	$[0^\circ/90^\circ/45^\circ/-45^\circ]_{3S}$	
Datum Herstellung	10.12.2015	
Datum Zuschnitt	05.01.2016	
Abmaß [mm]	148 x 99 x 2,2	
Schädigung	3x mittig mit 18,33 J	
Fläche (C-Bild) des Schadens im US [mm ²] vor Reparatur	759	
Fläche (C-Bild) des Schadens im US [mm ²] nach Reparatur	68	
Datum CAI Test	09.02.2016	
Maximale Druckkraft [N]	49620	
Versagensmodus	Stauchung des oberen Plattenrandes	

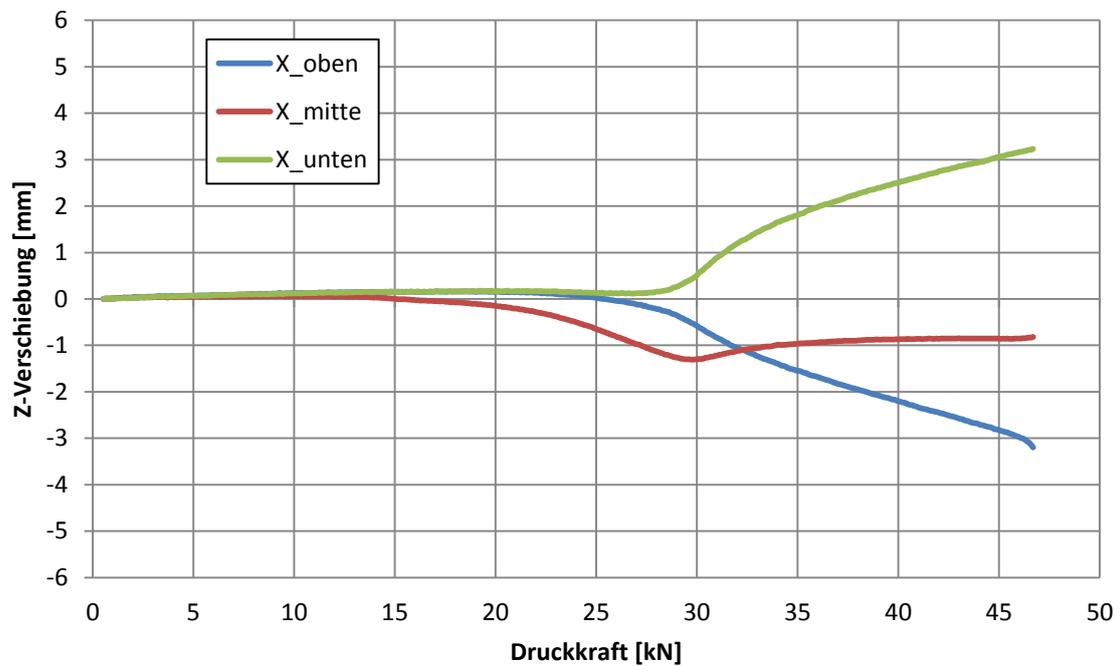
CFK-Probe 18 - Auslenkung der 3 Messpunkte in Z-Richtung



Probe 25

Material	EP137-CR527/80-35 (UD-Prepregmaterial)	
Lagenaufbau	$[0^\circ/90^\circ/45^\circ/-45^\circ]_{3S}$	
Datum Herstellung	17.12.2015	
Datum Zuschnitt	05.01.2016	
Abmaß [mm]	148 x 99 x 2,2	
Schädigung	3x mittig mit 18,33 J	
Fläche (C-Bild) des Schadens im US [mm ²] vor Reparatur	822	
Fläche (C-Bild) des Schadens im US [mm ²] nach Reparatur	108	
Datum CAI Test	16.02.2016	
Maximale Druckkraft [N]	46690	
Versagensmodus	Stauchung des oberen Plattenrandes	

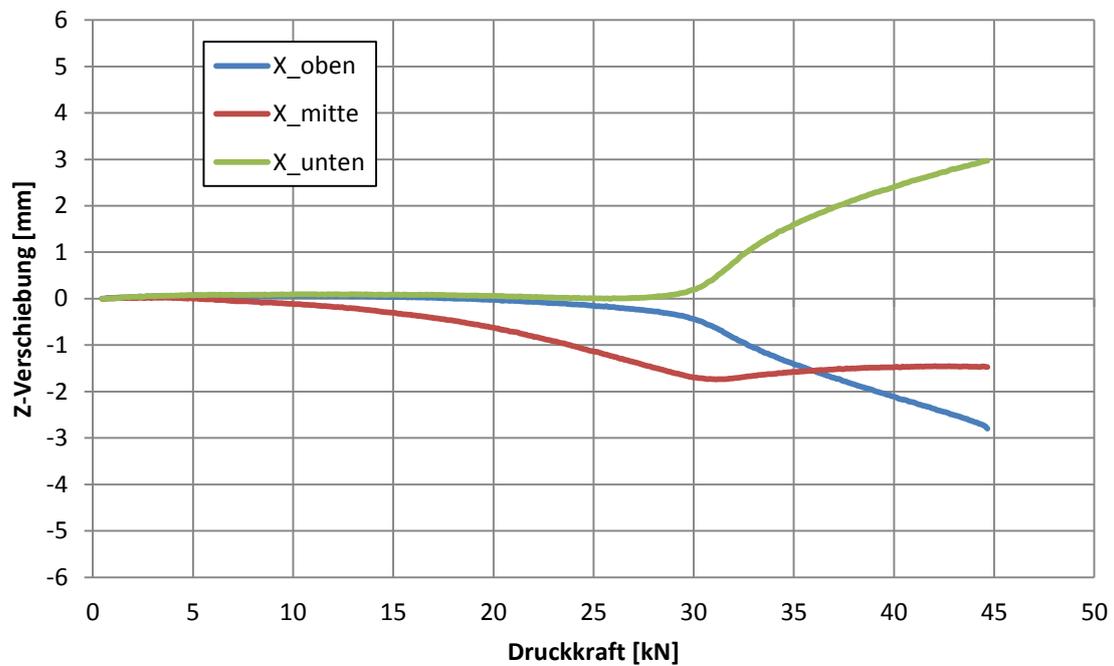
CFK-Probe 25 - Auslenkung der 3 Messpunkte in Z-Richtung



Probe 29

Material	EP137-CR527/80-35 (UD-Prepregmaterial)	
Lagenaufbau	$[0^\circ/90^\circ/45^\circ/-45^\circ]_{3S}$	
Datum Herstellung	17.12.2015	
Datum Zuschnitt	05.01.2016	
Abmaß [mm]	148 x 99 x 2,2	
Schädigung	3x mittig mit 18,33 J	
Fläche (C-Bild) des Schadens im US [mm ²] vor Reparatur	868	
Fläche (C-Bild) des Schadens im US [mm ²] nach Reparatur	343	
Datum CAI Test	19.02.2016	
Maximale Druckkraft [N]	44660	
Versagensmodus	Bruch ausgehend vom oberen Ende der seitlichen Spannbacken	

CFK-Probe 29 - Auslenkung der 3 Messpunkte in Z-Richtung



Selbstständigkeitserklärung