



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

**Bachelorarbeit**

**Department Fahrzeugtechnik und Flugzeugbau**

**Untersuchung der Schadensausbreitung an dynamisch belastetem CFK mittels zerstörungsfreier Prüfung**

**Hauke Ziehm**

**31.08.2010**

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

in Zusammenarbeit mit:

Lufthansa Technik AG  
HAM WO/E1  
Weg beim Jäger 193  
22335 Hamburg

und

Technische Universität Hamburg-Harburg  
Institut M-11  
Denickestrasse 15  
21073 Hamburg

Verfasser: Hauke Ziehm aus Neustadt in Holstein  
Abgabedatum: 31.08.2010

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

Betreuer: Dipl.-Ing. Henrik Schmutzler, MBA



## Kurzreferat

Diese Arbeit beschäftigt sich mit den Auswirkungen von Impacts auf CFK-Laminat. Dabei liegt ein besonderer Fokus auf dem Flugzeugbau und der zerstörungsfreien Schadensdetektion.

Zu Beginn der Arbeit wird gezeigt, dass Impacts am Flugzeug vor allem am Rumpf entstehen. Besonders die Türbereiche sind betroffen, weil es dort häufig zum Zusammenstoß mit Bodenfahrzeugen oder Fluggasttreppen kommt. Die entstandenen Schäden lassen sich in zwei Kategorien einteilen: kaum sichtbar (barely visible Impact Damage, BVID) und sichtbar (visible Impact Damage, VID). Auf dieser Zuordnung basiert ebenfalls eine von der FAA und EASA erarbeitete Schadensklassifizierung in fünf Kategorien. Je nach Größe und Erkennbarkeit der Schäden müssen Bauteile in der Lage sein, bestimmte Lasten zu tragen. Die Auslegungsphilosophien der Hersteller orientieren sich an dieser Klassifizierung.

Im Experimententeil werden Proben aus einem Multiaxialgelege (MAG) aus Kohlenstofffasern hergestellt. Die Laminat besitzen den Aufbau  $[0, -45, 90, 45]_{as}$  und sind 2mm dick und 50mm breit. Die Fertigung der Proben erfolgt im Vakuum Assisted Resin Transfer Molding-Verfahren (VARTM). Es werden ferner eine Referenz-Wöhlerkurve unter Zugschwelllast angefertigt und vorermüdete Probekörper mit einem Impact von 31J Energie versehen. Im Anschluss an die Impact-Einbringung wird die Schadensgröße anhand von Ultraschall- und Thermografie-Aufnahmen ermittelt und die Proben werden bis zum Versagen zyklisch belastet. Während der Nachermüdung werden in bestimmten Intervallen Thermografie-Aufnahmen erstellt und somit das Schadenswachstum protokolliert. Die Auswertung der Aufnahmen ergibt, dass es zu keinem Schadenswachstum gekommen ist. Auch die Wöhlerkurve der Impact-Serie zeigte nur leichte Abweichungen zur Wöhlerkurve der Referenz-Serie. Das lässt den Schluss zu, dass der Impact keinen oder nur einen sehr geringen Einfluss auf die Lebensdauer der unter Zugschwelllast ermüdeten Proben hatte.

Am Ende werden die beiden verwendeten zerstörungsfreien Prüfverfahren Ultraschall und Thermografie miteinander verglichen. Es zeigt sich, dass die Thermografie-Prüfung für die schnelle und zuverlässige Detektion von Schäden in CFK-Bauteilen aus dem verwendeten MAG-Material nur bedingt geeignet ist. Der Grund ist eine geringe Tiefenreichweite (1mm). Das wesentlich zeitaufwendigere Ultraschall-Verfahren liefert einen guten Aufschluss über Form, Ausdehnung und Tiefe einer Delamination.

## Abstract

In this thesis the effects of impacts on carbon fiber composite materials are discussed. A particular emphasis is on aircraft design and detection of damage growth with non-destructive testing methods.

At first it is shown that impacts mainly occur on the aircraft's fuselage, especially around the doors. This is due to the frequent contacts with gangways and service vehicles. The arising damages can be subdivided into barely visible impact damages (BVID) and visible impact damages (VID). In this regard, the aviation agencies FAA and EASA have developed a damage classification system that consists of five categories. Depending on the detectability and the size of the defect a part has to be able to maintain a predefined load level. The classifications of the manufacturers have to be in accordance with the FAA and EASA regulations.

For the experimental part specimens were molded from carbon fiber multi-axial knitted fabric using vacuum assisted resin transfer molding (VARTM). The laminate's layup was  $[0, -45, 90, 45]_{as}$  with a thickness of 2mm and a width of 50mm. In the next step the specimens were fatigued under tension-tension-load ( $R=0,1$ ) to half of their durability and impacted with an energy of 31J. The area of the defect was determined via ultrasound scanning and thermographic inspection. After that, the specimens were fatigued until failure and the damage progression was monitored by regular thermographic inspections.

A damage growth could not be measured. Furthermore, the S-N-curves of the non-impacted and impacted samples showed only minor deviations. Therefore the impact had only little effect on the fatigue life of the tested specimens.

Finally, the employed non-destructive testing methods were compared with each other. As a result the thermographic inspection was identified as only suitable to a limited extent for the detection of defects within laminates made from multi-axial knitted fabric. This was mainly due to a small deep range (1mm). In the contrary, the ultrasound scanning is very time-consuming, but delivers more accurate information about the defect's shape, area and depth.

## **Eidesstattliche Erklärung**

Hiermit erkläre ich an Eides statt, dass ich die vorliegende Arbeit selbstständig und ohne Benutzung anderer als der angegebenen Literatur angefertigt habe und dass ich alle Stellen, die ich wörtlich oder sinngemäß aus Veröffentlichungen entnommen habe, als solche kenntlich gemacht habe. Die Arbeit hat bisher in gleicher oder ähnlicher Form oder auszugsweise noch keiner Prüfungsbehörde vorgelegen.

Hamburg, den 31.08.2010

# Inhaltsverzeichnis

<b>Abbildungsverzeichnis .....</b>	<b>III</b>
<b>Tabellenverzeichnis .....</b>	<b>VII</b>
<b>Formelverzeichnis.....</b>	<b>VIII</b>
<b>Abkürzungsverzeichnis .....</b>	<b>IX</b>
<b>1 Einleitung .....</b>	<b>1</b>
<b>2 Zu erwartende Schäden und Belastungen an Luftfahrzeugen.....</b>	<b>3</b>
2.1 Ort und Auftrittswahrscheinlichkeit .....	3
2.2 Strukturdetails .....	7
2.3 Zu erwartende Lasten.....	10
2.4 Impacttypen .....	14
2.5 Kategorisierung .....	19
2.5.1 Airbus-Auslegung .....	23
2.5.2 Boeing-Auslegung.....	25
<b>3 Impactschädigung unter dynamischen Lasten .....</b>	<b>30</b>
3.1 Impact-Einbringung und Impact-Energien.....	30
3.2 Schadensgröße und -form.....	31
3.3 Statische Restfestigkeit nach dem Impact.....	38
3.3.1 Druckfestigkeit .....	38
3.3.2 Zugfestigkeit.....	40
3.4 Schadenswachstum und Dauerfestigkeit.....	42
3.4.1 Schadenswachstum im Schwelllastbereich.....	43
3.4.2 Schadenswachstum im Wechsellastbereich.....	44
3.4.3 Auswirkungen des Impacts auf die Dauerfestigkeit.....	47
<b>4 Experimente .....</b>	<b>54</b>
4.1 Versuchsmaterialien .....	54
4.1.1 Probekörper.....	54
4.1.1.1 Material.....	54
4.1.1.2 VARTM-Verfahren .....	54
4.1.1.3 Herstellung der Faser-Kunststoffverbund-Platten.....	55
4.1.1.4 Probenherstellung .....	57
4.1.1.5 Proben-Nomenklatur.....	60
4.1.2 Prüfgeräte .....	61
4.1.2.1 Statische Prüfmaschinen .....	61
4.1.2.2 Dynamische Prüfmaschine .....	61

---

4.1.2.3	Ultraschallgerät .....	61
4.1.2.4	Thermografie-Equipment .....	62
4.2	Experimentelle Methoden .....	62
4.2.1	Impact-Einbringung .....	62
4.2.2	Zerstörungsfreie Prüfung .....	63
4.2.2.1	Ultraschall-Eintauchtechnik .....	63
4.2.2.2	Puls-Thermografie .....	64
4.2.3	Statische Materialprüfung .....	66
4.2.3.1	Zugversuch .....	66
4.2.3.2	Druckversuch .....	66
4.2.4	Dynamische Materialprüfung .....	67
<b>5</b>	<b>Ergebnisse .....</b>	<b>69</b>
5.1	Statische Werte .....	69
5.1.1	Zugversuch .....	69
5.1.2	Druckversuch .....	70
5.2	Schadenswachstum und Dauerfestigkeit .....	72
5.2.1	Referenzkurve .....	73
5.2.2	Probleme bei der Vorerrmüdung .....	81
5.2.3	Vorerrmüdung .....	83
5.2.4	Schadensgröße und -form nach dem Impact .....	86
5.2.5	Auswirkungen des Impacts auf die Dauerfestigkeit .....	88
5.2.6	Schadensausbreitung unter dynamischer Belastung .....	94
<b>6</b>	<b>Diskussion .....</b>	<b>96</b>
6.1	Fehlerquellen während der Versuchsdurchführung .....	96
6.2	Referenzkurve .....	100
6.3	Vorerrmüdung .....	101
6.4	Auswirkungen des Impacts auf die Dauerfestigkeit .....	102
6.5	Schadensgröße und -wachstum .....	106
6.6	Vergleich der zerstörungsfreien Prüfverfahren .....	108
<b>7</b>	<b>Zusammenfassung und Ausblick .....</b>	<b>110</b>
	<b>Quellenverzeichnis .....</b>	<b>X</b>
	<b>Anhang A: Dicke der Probekörper .....</b>	<b>A-1</b>
	<b>Anhang B: Datenblatt des Multiaxialgeleges .....</b>	<b>B-1</b>
	<b>Anhang C: Datenblatt RIM 135 Infusionsharz (Auszug) .....</b>	<b>C-1</b>
	<b>Anhang D: Lieferschein TU Dresden .....</b>	<b>D-1</b>

## Abbildungsverzeichnis

Abbildung 1: Schadensverteilung bei einem Flugzeug, prozentuale Anteile von Impacts in den jeweiligen Bereichen .....	4
Abbildung 2: Impact-Verteilung an den Türbereichen einer Airbus A330 .....	5
Abbildung 3: Kontaktmöglichkeiten während der Flugzeugabfertigung am Boden .....	5
Abbildung 4: Frachtbeladung einer A321, links: Bulk Cargo Beladung mit Förderband, rechts: Standardcontainer auf Cargo Loader mit seitlichen Stützgittern .....	6
Abbildung 5: Bulk Cargo Beladungsförderband .....	7
Abbildung 6: Strukturdetail eines Türausschnitts (Prinzipzeichnung) .....	8
Abbildung 7: Hautaufdickung im Bereich des Türrahmens bei einer Airbus A330 .....	8
Abbildung 8: Strukturaufbau im Türbereich einer Boeing 777 .....	9
Abbildung 9: Türverstärkung (isoliert) einer Boeing 777 .....	10
Abbildung 10: Vertikale Belastung des Rumpfes .....	11
Abbildung 11: Laterale Belastung des Rumpfes .....	11
Abbildung 12: Prinzipielle vertikale Schnittlastverläufe am Rumpf .....	12
Abbildung 13: Prinzipielle laterale Schnittlastverläufe am Rumpf .....	12
Abbildung 14: Momentenbelastung des Rumpfes durch Normalkräfte .....	13
Abbildung 15: Schubbeanspruchungen des Rumpfes durch Querkräfte und Torsionsmoment .....	13
Abbildung 16: Kissenbildung bei druckbeaufschlagten Rumpfstrukturen .....	14
Abbildung 17: Zuverlässigkeit der Schadenserkenkung bei einer GVI in Abhängigkeit von der Kerbtiefe .....	15
Abbildung 18: Barely visible Impact Damage an einer CFK-Struktur .....	16
Abbildung 19: Schematische Darstellung eines Blunt Impacts .....	17
Abbildung 20: Diskrepanz zwischen äußerer Wahrnehmung und realem Schadensbild .....	18
Abbildung 21: Winkelabhängige Energie-Einbringung über die Zeit, links: X-Komponente der Kontaktkraft, rechts: Gesamtkraft normal zum Flugzeugrumpf .....	18
Abbildung 22: Schematisches Diagramm der Schadenskategorien in der AC 20-107B .....	20
Abbildung 23: Querschnitt eines BVID-Impacts an einem Bauteil .....	20
Abbildung 24: VID-Impact an einem Hautfeld .....	21
Abbildung 25: Beschädigung der Kategorie 3 an einem Flugzeugrumpf .....	21
Abbildung 26: Schwere Leitwerksbeschädigung durch Blitzeinschlag .....	22
Abbildung 27: Vogelschlag an einem Höhenleitwerk .....	22
Abbildung 28: Airbus Damage Tolerance Methodology .....	23
Abbildung 29: Boeing Schadensklassifizierung auf Basis der Luftfahrzeug-Zulassungsvorschriften .....	25
Abbildung 30: Verbleibende Festigkeit in Abhängigkeit der Schadensgröße .....	27
Abbildung 31: Impact-Turm mit halbkugelförmigem Impactor und eingespannter Probe .....	30
Abbildung 32: Impact-Einbringung per Gas-Pistole, Stützen der Probe durch Lochplatte .....	31

Abbildung 33: Entwicklung von Delaminationen an Zwischenfaserbrüchen in Folge von Normalspannungen.....	32
Abbildung 34: In einem durch einen Impact belasteten Faserverbund breiten sich Zwischenfaserbrüche in Dickenrichtung aus und sind Ursprung für Delaminationen. ....	32
Abbildung 35: C-Scan-Bilder einer mit 1,91J/mm beschädigten UT500/Epoxyd-Probe: (a): Vorderseite, (b): Rückseite.....	33
Abbildung 36: C-Scan-Bild beschädigter bidirektionaler Proben bei unterschiedlichen Impact-Energien, links: 1,75J/mm (BVID), rechts: 3,5J/mm (VID) .....	34
Abbildung 37: C-Scan-Bild eines quasi-isotropen Probekörpers bei unterschiedlichen Energie-Level. $E_i = 3,98\text{J/mm}$ .....	35
Abbildung 38: Durchmesser der Delamination über die Impact-Energie für ein quasi-isotropes Laminat .....	36
Abbildung 39: Größe der Delamination in den jeweiligen Schichten einer UT500/Epoxyd-Probe bei 1,91J/mm Impact-Energie.....	37
Abbildung 40: Per Röntgen-Computertomografie erstellter Querschnitt einer Probe mit BVID.....	38
Abbildung 41: Per Röntgen-Computertomografie erstellter Querschnitt einer Probe mit VID .....	38
Abbildung 42: CAI-Festigkeit als eine Funktion der normalisierten Impact-Energie.....	38
Abbildung 43: Vergleich der Druckfestigkeit bei Multiaxialgelegten (MAG) und Geweben mit und ohne Impact von 1J/mm .....	39
Abbildung 44: Gegenüberstellung von Delaminationsgröße und CAI-Festigkeit anhand der Impact-Energie .....	40
Abbildung 45: Vorhersagemodell für die Restfestigkeit eines orthotropen Laminats .....	41
Abbildung 46: Restzugfestigkeit der Probekörper nach verschiedenen Impacts mit niedrigen Energien .....	42
Abbildung 47: C-Scans der Rückseite einer quasi-isotropen Probe mit Impact: (a) 413 Zyklen, (b) 16480 .....	43
Abbildung 48: Schadenswachstum einer Probe mit Impact bei verschiedenen Anregungslasten und Zyklen .....	44
Abbildung 49: Schadenswachstum einer Probe mit Impact bei verschiedenen Lastzyklen .....	45
Abbildung 50: C-Scan-Bilder einer mit 8,8J Impact-Energie beschädigten Probe im Ermüdungsversuch nach verschiedenen Zyklen.....	46
Abbildung 51: C-Scan-Bilder eines Gewebes, links: direkt nach Impact, rechts: kurz vor dem Versagen .....	46
Abbildung 52: C-Scan-Bilder eines Multiaxialgeleges, links: direkt nach Impact, rechts: kurz vor dem Versagen.....	47
Abbildung 53: Vergleich der Wöhlerkurven eines intakten und beschädigten Probekörpers.....	47
Abbildung 54: Einfluss der Lastwechselzahl auf die Dauerfestigkeit.....	48
Abbildung 55: Einfluss des Spannungsverhältnisses auf das Ermüdungsverhalten von Laminaten mit Impact .....	49
Abbildung 56: Ermüdungsverhalten von Probekörpern ohne (gestrichelte Linie) und mit (durchgezogene Linie) Impact, aufgetragen über die Dehnung .....	50

---

Abbildung 57: Wöhlerkurve von Impact-geschädigten und intakten Laminaten, links: unter normalisierter Maximalspannung, rechts: ohne Normalisierung.....	51
Abbildung 58: Schematischer Aufbau der VARTM-Anlage.....	55
Abbildung 59: Schematischer Aufbau der gefüllten VARTM-Form.....	56
Abbildung 60: Heizpresse mit VARTM-Forn.....	57
Abbildung 61: Geometrie der Zugproben nach ISO 527-4 Probenkörper 3.....	58
Abbildung 62: Geometrie der Druckproben gemäß ASTM D3410.....	60
Abbildung 63: Ultraschallgerät Dr. Hillger USPC 3020 DAC.....	61
Abbildung 64: Thermografie-Equipment am Pulser.....	62
Abbildung 65: Eingespannte Probe vor Impact-Einbringung.....	63
Abbildung 66: Schematische Funktionsweise eines Ultraschallgerätes.....	64
Abbildung 67: Funktionsprinzip der Puls-Thermografie.....	65
Abbildung 68: Temperatur-Zeit-Verlauf einer Themografie-Aufnahme.....	65
Abbildung 69: Eingespannte Zugprobe mit Multisens-Wegaufnehmern für statische Prüfung.....	66
Abbildung 70: Hydraulische Einspannvorrichtung mit Probekörper im statischen Druckversuch.....	67
Abbildung 71: Spannungs-Dehnungs-Diagramm der Probekörper.....	69
Abbildung 72: Links: Bild der zerstörten Proben, rechts: schematische Zeichnung des BGM-Versagens.....	71
Abbildung 73: Degradationskurve von CFK, normalisiert aufgetragen.....	73
Abbildung 74: Referenz-Degradationskurve, logarithmisch aufgetragen.....	74
Abbildung 75: Referenz-Degradationskurve, normalisiert aufgetragen.....	75
Abbildung 76: Degradationskurven mit Steifigkeitssprüngen im Material bei absoluter Zyklenzahl.....	76
Abbildung 77: Steifigkeitsabfall in einer Referenzprobe nach der Thermografie.....	77
Abbildung 78: Hotspot-Bildung an der Probe P2-F1 bei 43.122 Zyklen (versagt bei 43.662).....	78
Abbildung 79: Thermografie-Aufnahme von Probe P2-F1 bei 43.028 Zyklen, Phasenbild.....	79
Abbildung 80: Thermografie-Aufnahme von Probe P2-F1 bei 43.028 Zyklen, Zeit-Temperaturverlauf.....	80
Abbildung 81: Referenz-Wöhlerkurve.....	81
Abbildung 82: Erreichte Zyklenzahlen der Proben aus Platte 8 bei 800MPa im Vergleich mit der Referenz-Wöhlerkurve.....	82
Abbildung 83: Degradation der mit 950MPa vorermüdeten Probekörper in Abhängigkeit der Lastwechselzahl.....	83
Abbildung 84: Degradation der mit 900MPa vorermüdeten Probekörper in Abhängigkeit der Lastwechsel.....	84
Abbildung 85: Degradation der mit 800MPa vorermüdeten Probekörper in Abhängigkeit der Lastwechsel.....	85
Abbildung 86: Degradationskurven der vorermüdeten Proben über normalisierte Lastwechselzahl.....	85
Abbildung 87: Schadensgröße und -form in Probekörper, links: Rückwandecho, mittig: Fehlerecho, rechts: Fehlertiefe.....	86
Abbildung 88: Thermografie-Aufnahmen von Delaminationen nach dem Impact.....	87
Abbildung 89: Gesamter Degradationsverlauf der mit 950MPa ermüdeten Impact-Probekörper in Abhängigkeit der Lastwechsel.....	88



---

Abbildung 90: Gesamter Degradationsverlauf der mit 900MPa ermüdeten Impact-Probekörper in Abhängigkeit der Lastwechsel.....	89
Abbildung 91: Gesamter Degradationsverlauf der mit 800MPa ermüdeten Impact-Probekörper in Abhängigkeit der Lastwechsel.....	90
Abbildung 92: Gesamter Degradationsverlauf der Impact-Proben über normalisierte Lastwechselzahl	91
Abbildung 93: Versagensbilder der Impact-Proben, links: Thermoaufnahme von P6-Q1 2s vor dem Versagen, mittig: P6-Q1 nach Versagen, rechts: P2-Q4 nach Versagen.....	92
Abbildung 94: Wöhlerschaubild der Impactproben (rot) im Vergleich mit den Referenzproben (schwarz).....	94
Abbildung 95: Schadenswachstum der Probe P5-F1 (versagt bei 1.816 Zyklen).....	95
Abbildung 96: Schadenswachstum der Probe P2-F4 (versagt bei 67.301 Zyklen).....	95
Abbildung 97: Schadenswachstum während der Ermüdung.....	95
Abbildung 98: Degradation der 950MPa Proben, links: Referenz, rechts: Vorerrmüdung.....	102
Abbildung 99: Auswirkungen eines Impacts auf die Zug- und Druckfestigkeit.....	104
Abbildung 100: Vergleich der Wöhlerkurven, links: gleiche Zugfestigkeit, rechts: ohne Zugfestigkeit	104
Abbildung 101: Dauerfestigkeitsschaubild für ein CFK-Laminat, die durchgezogenen Linien zeigen das Ergebnis des unbeschädigten Laminats, die Symbole repräsentieren das Laminat mit Impact...	106

## Tabellenverzeichnis

Tabelle 1: Impactfälle und die ihnen resultierenden Mindestanforderungen an die Struktur.....	28
Tabelle 2: Schwere Impact-Schädigungen und die Anforderungen an die Flugzeugstruktur.....	28
Tabelle 3: Schadensabmessungen nach einem Impact an einem orthotropen Laminat .....	34
Tabelle 4: Zusammenfassung der Schadensausbreitung bei CFK-Laminaten.....	52
Tabelle 5: Zusammenfassung des Dauerfestigkeitsverhaltens von CFK-Laminaten .....	53
Tabelle 6: Datenblatt SAERTEX Quadraxial-Carbon-Gelege V101288.....	54
Tabelle 7: Abmessungen der Zugproben gemäß ISO 527-4 Probenkörper 3.....	58
Tabelle 8: Abmessungen der Probekörper für die statischen Druckversuche nach ASTM D3410.....	60
Tabelle 9: Ermittelte statische Zugkennwerte der Proben .....	70
Tabelle 10: Gemittelte statische Zugkennwerte.....	70
Tabelle 11: Bruchdruckfestigkeiten der Proben.....	71
Tabelle 12: Zyklenzahl bis zum Versagen und korrespondierende Maximalspannung der Proben für die Referenzkurve.....	81
Tabelle 13: Vorermüdungsparameter .....	83
Tabelle 14: Fläche der Delamination nach dem Impact, ermittelt mit einer Bildbearbeitungssoftware anhand von Thermografie- und Ultraschallaufnahmen .....	88
Tabelle 15: Zu- und Abnahme der Degradation nach Impact-Einbringung .....	90
Tabelle 16: Zyklenzahl bis zum Versagen und korrespondierende Maximalspannung der Proben mit Impact .....	93
Tabelle 17: Degradationsentwicklung nach Impact-Einbringung .....	102
Tabelle 18: Abweichungen der Proben von der Wöhlergeraden, links: Referenz-, rechts: Impact-Serie .....	105
Tabelle 19: Vergleich von Schadensgrößen nach einem Impact.....	107

## Formelverzeichnis

$\alpha$ .....	Koeffizient
$A$ .....	Fläche / Querschnitt
$D$ .....	Degradation
$E$ .....	E-Modul / Energie
$E_{\text{dyn}}$ .....	E-Modul zu einer bestimmten Zyklenzahl
$E_{0,\text{dyn}}$ .....	E-Modul zu Beginn des Ermüdungsversuches
$E_i$ .....	Impact-Energie
$E_{\text{kin}}$ .....	Kinetische Energie
$E_{\text{th}}$ .....	Grenzenergie
$F$ .....	Kraft
$I$ .....	Flächenträgheitsmoment
$k$ .....	Einspannfaktor
$L_{\text{max}}$ .....	max. Knicklänge
$M$ .....	Moment
$N_f$ .....	Anzahl der Zyklen bis zum Bruch bei statischer Bruchspannung
$P, q$ .....	Parameter
$p_0$ .....	statischer Druck
$Q$ .....	Querkraft
$R$ .....	Spannungsverhältnis
$R_m$ .....	Bruchspannung
$\sigma$ .....	Spannung
$\sigma_0$ .....	statische Festigkeit
$\sigma_R$ .....	Restfestigkeit
$\sigma_{\text{ult}}$ .....	Knickspannung

## Abkürzungsverzeichnis

AC.....	Advisory Circular
ADL .....	Allowable Damage Limit
ASTM .....	American Society for Testing and Materials
BVID.....	Barely visible Impact Damage
CAI .....	Compression after Impact (Strength)
CDT .....	Critical Damage Threshold
CFK .....	Kohlenstofffaserverstärkter Kunststoff
DSO .....	Design Service Objective
EASA .....	European Aviation Safety Agency
FAA .....	Federal Aviation Administration
FAR .....	Federal Aviation Regulations
FTM.....	Flächenträgheitsmoment
GFK .....	Glasfaserverstärkter Kunststoff
GSE.....	Ground Service Equipment
GVI .....	General Visual Inspection
ISO .....	International Organization for Standardization
LHT .....	Lufthansa Technik AG
LL.....	Limit Load
MAG .....	Multiaxialgelege
MRO .....	Maintenance, Repair and Overhaul
NVID.....	Non-Visible Impact Damage
PA.....	Polyamid
PAX .....	Passenger
PEEK .....	Polyetheretherketon
STA.....	Station
TUHH .....	Technische Universität Hamburg-Harburg
UL .....	Ultimate Load
VARTM .....	Vakuum Assisted Resin Transfer Molding
VID .....	Visible Impact Damage

## 1 Einleitung

Anfang 2011 ist es soweit: Die Boeing 787 „Dreamliner“ wird mit über drei Jahren Verspätung an den ersten Kunden ausgeliefert. Der Konkurrent Airbus arbeitet mit der A350 an einem Konkurrenzprodukt, das 2013 an den ersten Kunden überstellt werden soll. Eine große Neuheit dieser Generation von Flugzeugen liegt in dem umfassenden Einsatz von Faserverbundtechnologien, nicht nur im Trag- und Leitwerk sondern auch im Rumpf, der bei beiden Flugzeugen nahezu komplett aus kohlenstofffaserverstärktem Kunststoff (CFK) gefertigt wird.

Flugzeugrümpfe müssen robust ausgelegt sein, denn sie werden während eines Flugzeuglebens vielen Einwirkungen ausgesetzt. Dazu zählen Umwelteinflüsse wie Hitze, Kälte und Feuchtigkeit, Wetterereignisse wie Hagelschauer und Blitzeinschläge, aber auch Kollisionen mit Bodenfahrzeugen oder anderen Flugobjekten, sogenannte Impacts. Beim konventionellen Flugzeugbau werden die Rümpfe aus Aluminiumblechen gefertigt, welches trotz plastischer Verformung in der Lage ist, die wirkenden Lasten während einer Flugmission zu tragen. Faserverbundmaterialien hingegen sind nicht plastisch verformbar und besitzen nur eine geringe Elastizität. Das bedeutet, dass ein Impact an einem CFK-Rumpf nach außen hin nicht zwangsläufig eine sichtbare Beschädigung verursacht, aber großflächige Fehlstellen im Material entstanden sind und die Festigkeit stark herabgesetzt wird. Es ist daher erforderlich, ein Verfahren zu entwickeln, mit dem Schäden an CFK-Bauteilen innerhalb einer Überholung zuverlässig detektiert werden können.

Die Lufthansa Technik AG (LHT) als Anbieter von Instandhaltungs- und Reparaturleistungen (engl. Maintenance, Repair and Overhaul, MRO) entwickelt zur Zeit in Kooperation mit der Automation Technology GmbH und der Technischen Universität Hamburg-Harburg (TUHH) ein solches System auf Grundlage des Thermografie-Prinzips. Damit wäre die LHT in der Lage, Kunden in Zukunft auch die Wartung und Überholung von Flugzeugen wie der B787 oder A350 anzubieten. Diese Arbeit ist im Rahmen dieses Projektes und setzt sich zum einen damit auseinander, wie sich Schäden durch Impacts in Probekörpern ausbreiten, deren Laminataufbau dem eines Flugzeugrumpfes aus CFK sehr ähnlich ist, und zum anderen, wie zuverlässig die Fehlstellen mit der Thermografie im Vergleich zu anderen zerstörungsfreien Prüfverfahren erkannt werden können.

Dafür wird im ersten Abschnitt der Arbeit ein kurzer Überblick über Impacts an Flugzeugen gegeben und untersucht, wo und mit welcher Häufigkeit Beschädigungen am Flugzeug auftreten. Anschließend werden der strukturelle Aufbau des Flugzeugs in den besonders gefährdeten Bereichen erläutert und die während einer Flugmission (Start - Flug - Landung) wirkenden Lasten aufgezeigt. Es folgt eine Erörterung der verschiedenen Impacttypen und abschließend eine Kategorisierung von Beschädigungen auf Basis der Zulassungsvorschriften und Herstellerangaben.

Bereits eine Vielzahl von Autoren hat sich mit Impacts an CFK und deren Auswirkungen auf die Dauerfestigkeit und das Risswachstum beschäftigt. In dem zweiten Abschnitt sollen daher prägnante Quellen zu dieser Thematik und die gewonnenen Ergebnisse präsentiert und miteinander verglichen werden.

Der dritte Abschnitt der Arbeit widmet sich dem Versuchsteil. Es wurden Proben aus CFK hergestellt und dynamisch belastet. Ein Teil der Proben wurde bis zum Versagen belastet, um eine Referenz-Wöhlerkurve erstellen zu können. Der andere Teil wurde vorermüdet und von der Technischen Universität Dresden durch den Beschuss mit einer Polyamidkugel mit einem definierten Impact versehen. Anschließend wurden die Proben mittels Ultraschall und Thermografie untersucht und ebenfalls einer dynamischen Belastung ausgesetzt.

Darauf folgt eine Diskussion der gewonnenen Ergebnisse, die mit anderen Literaturquellen verglichen werden. Außerdem wird untersucht, wie zuverlässig die Schadenserkennung mittels Thermografie im Vergleich zum Ultraschall-Prüfverfahren ist und wo mögliche Vorteile und Nachteile der Verfahren liegen.

Den Abschluss bilden eine Zusammenfassung der Erkenntnisse und ein Ausblick.

## 2 Zu erwartende Schäden und Belastungen an Luftfahrzeugen

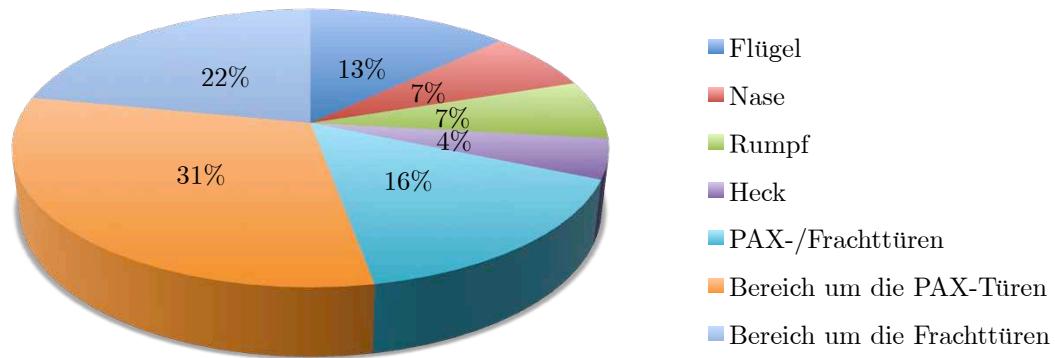
Im Flugzeugbau wird verstärkt auf den Einsatz von Faserverbundwerkstoffen gesetzt, nicht nur einzelne Bauteile wie Flügelholme oder Steuerflächen, sondern ganze Rumpfe werden aus kohlenstofffaser- und glasfaserverstärktem Kunststoff hergestellt. Die Festigkeit dieser Materialien kann durch Impacts erheblich reduziert werden. Unter einem Impact wird das Auftreffen eines Objektes auf ein Bauteil verstanden. Viele äußere Flugzeugbauteile werden während ihrer Lebenszeit ein oder mehreren Impacts ausgesetzt. Ein Impact kann verschiedenartig sein. Bei einer Flugzeugstruktur entsteht er beispielsweise durch den Aufprall von aufgewirbelten Ablagerungen auf der Startbahn, wie Steinen und Schmutz, aber auch durch den Zusammenstoß mit großen Objekten, wie Vögeln. Nicht nur die Größe des Impactors sondern auch die Geschwindigkeit, mit der ein Zusammenprall stattfindet, ist für die Impact-Energie und damit für die daraus resultierende Schädigung ausschlaggebend. Die Folgen eines Impacts fallen daher sehr unterschiedlich aus, sie reichen von Delaminationen in Laminaten bis hin zur Zerstörung ganzer monolithischer Stringer und Spanten. Je nach Aufbau des betroffenen Bereichs kann die Struktur die während eines Flugmanövers wirkenden Lasten nicht mehr tragen und versagt im schlimmsten Fall. Problematisch ist dabei, dass eine Schädigung oft mit bloßem Auge nicht erkennbar ist, da keine plastische Verformung wie bei Aluminium vorzufinden ist.

### 2.1 Ort und Auftrittswahrscheinlichkeit

Impacts können am ganzen Flugzeug wirken. Sie treffen den Rumpf, die Flügel oder die Leitwerke. Zur Erforschung und Analyse der Auswirkungen dieser Beschädigungen ist es vor allem wichtig zu wissen, wo am Flugzeug besonders hohe Impact-Konzentrationen vorkommen. Die Flugzeughersteller sammeln von den Airlines und Überholungs- und Wartungsunternehmen Daten zu allen festgestellten Schäden, um daraus mögliche Handlungsweisen abzuleiten. In der folgenden Grafik sind für einen bestimmten Zeitraum die Daten einer Airline und eines MRO-Betriebs zu einer Übersicht über die Verteilung der Schäden verdichtet worden.<sup>1</sup>

---

<sup>1</sup> Vgl. Lufthansa Technik AG, 2009



**Abbildung 1: Schadensverteilung bei einem Flugzeug, prozentuale Anteile von Impacts in den jeweiligen Bereichen**

Wie die Abbildung zeigt, konzentrieren sich die Impacts mit insgesamt annähernd 70 Prozent Häufigkeit vor allem auf die Passagier- (engl. Passenger, kurz PAX) und Frachttüren sowie auf deren nähere Umgebung. Den zweitgrößten Sektor machen mit 13% die Impacts an den Flügeln und Leitwerken aus. Faserverbundwerkstoffe werden im Leit- und Tragwerksbau schon seit mehr als 20 Jahren eingesetzt, entsprechend hoch sind hier die Erfahrungswerte. Die komplette Fertigung der Rumpftonne aus Verbundwerkstoffen ist jedoch im zivilen Flugzeugbau neu und das Verfahren wird mit der Boeing 787 und der Airbus A350 erstmalig an zwei großen Passagierflugzeugen angewandt. Es liegt daher nahe, sich auch aufgrund der erhöhten Impacts in diesem Bereich in erster Linie mit dem Rumpf auseinanderzusetzen und festzustellen, wo die besonders gefährdeten Bereiche liegen und wie wahrscheinlich eine Beschädigung an diesen Orten ist.

Eine solche Auswertung kann ebenfalls aus den Daten, die Abbildung 1 zugrunde liegen, erstellt werden. Die folgende Abbildung zeigt Impacts und Energielevel, wie sie an den Tür- und Torbereichen einer Airbus A330 über einen festgelegten Zeitraum aufgenommen werden konnten.<sup>2</sup>

---

<sup>2</sup> Vgl. Ibid.



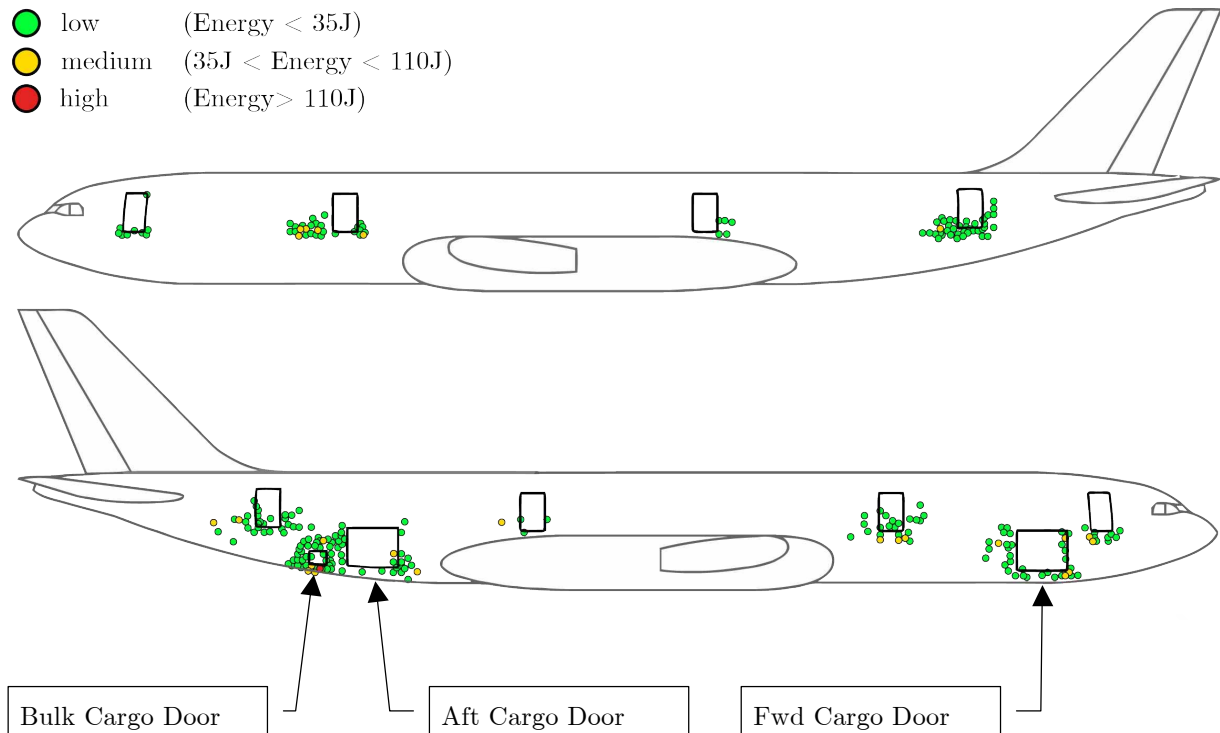


Abbildung 2: Impact-Verteilung an den Türbereichen einer Airbus A330

Zunächst fällt auf, dass die meisten Impacts unterhalb der Passagiertüren vorkommen. Das liegt am Kontakt zwischen Passagierbrücke / Gangway und dem Flugzeug in diesem Bereich. Typischerweise erfolgt der Passagierzugang bei einem Flugzeug über die linke Seite, während das Catering und der Frachtumschlag über die rechte abgewickelt werden (vgl. Abbildung 3).

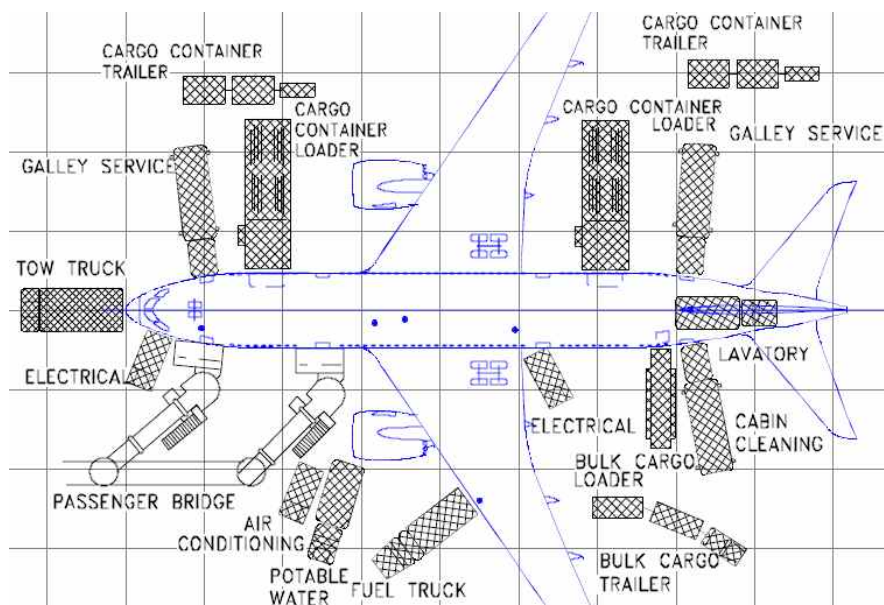


Abbildung 3: Kontaktmöglichkeiten während der Flugzeugabfertigung am Boden<sup>3</sup>

<sup>3</sup> Quelle: Kim, 2009, S. 2

Deshalb weisen die Türen auf beiden Seiten Impacts auf. Die Impacts an der zweiten, linken Passagiertür treten mit einigem Abstand von der linken Türseite auf. Bei der ersten Tür direkt hinter dem Cockpit ist dies nicht zu erkennen. Die Ursache liegt in der Geometrie der Fluggastbrücken. Wie in Abbildung 3 zu erkennen ist, sind die Brücken im Andockbereich sehr breit ausgelegt und ragen auf der linken Seite über die Passagiertür hinaus. Im vorderen Bereich läuft der Rumpf spitz zu und der Überhang der Brücken berührt diesen nicht. Im Bereich der zweiten Tür hingegen ist der Rumpf gerade und wird von der Brücke über die gesamte Breite berührt. Die hintere Ausstiegstür auf der linken Seite wird von den Fluggastbrücken nicht bedient. Hier kommen fahrbare Gangways zum Einsatz, die mit Hilfe eines Einweisers an das Flugzeug herangefahren werden. Das spiegelt sich auch in der Häufigkeit von Beschädigungen in diesem Bereich wider, weil die Ausrichtung der Gangways verfahrensgemäß weniger präzise als die der Fluggastbrücken ist.

Bei den Frachttoren treten Impacts wie auch bei den Passagiertüren unterhalb der Toröffnungen und zusätzlich seitlich der Rahmen auf. Verursacht werden diese Schäden durch die Cargo Loader, die die Frachtcontainer in das Innere des Flugzeugs befördern und dafür sehr dicht an die Frachttore heranzufahren. Die Cargo Loader sind seitlich mit Stützgeräten ausgerüstet (vgl. Abbildung 4, rechts), die in Kontakt mit der Struktur gelangen können.



**Abbildung 4: Frachtbeladung einer A321, links: Bulk Cargo Beladung mit Förderband, rechts: Standardcontainer auf Cargo Loader mit seitlichen Stützgeräten<sup>4</sup>**

Besonders tritt der Bereich um die Bulk Cargo Door auf der rechten Seite des Flugzeugs hervor (vgl. Abbildung 4, links), weil die Konzentration der Impacts sehr hoch ist und sogar eine Impact-Energie von über 110J auftrat. Bulk Cargo bezeichnet Sperrgut, z.B. Kinderwagen

---

<sup>4</sup> Quelle: Griffiths, 2004

und Sportausrüstungen sowie Koffer von Passagieren, die aufgrund eines späten Check-Ins nicht mehr in die Standardcontainer geladen werden konnten.

Das Bulk Cargo wird über ein mobiles Förderband in das Bulk Cargo Compartment befördert. Ein solches Gerät ist in folgender Abbildung dargestellt.

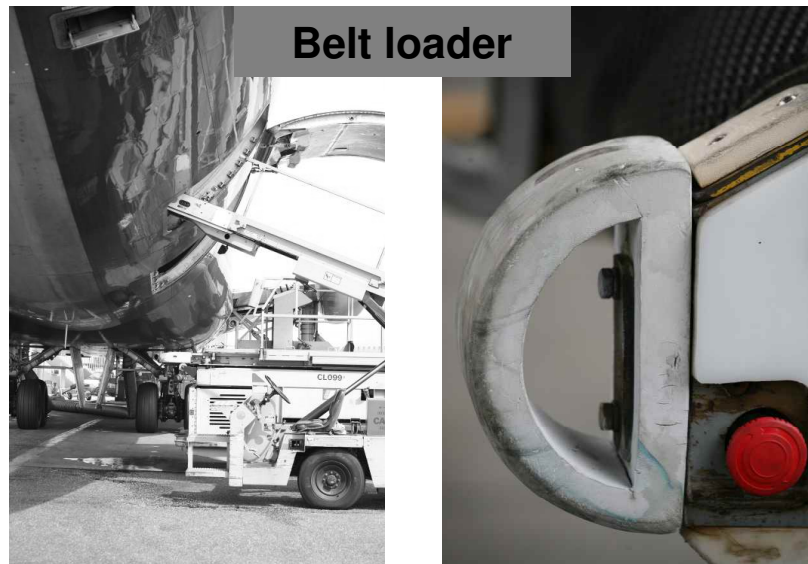


Abbildung 5: Bulk Cargo Beladungsförderband<sup>5</sup>

Das Förderband besitzt an der Vorderkante eine halbkreisförmige Lippe, die sich, wenn das Förderband zu tief eingestellt ist, beim Heranfahren an das Flugzeug in die Rumpfhaut unterhalb der Frachttür drückt. Dadurch können hochenergetische Impacts von über 110J entstehen, die der Struktur erheblichen Schaden zufügen können (vgl. Kapitel 2.4, Blunt Impacts).

Zusammenfassend konzentrieren sich Impacts am Flugzeug neben den Trag- und Leitwerken hauptsächlich auf die Bereiche um die Passagiertüren und Frachttore. Erhöhte Auftretswahrscheinlichkeiten liegen für die mittlere und hintere Passagiertür sowie die Bulk Cargo Door vor.

## 2.2 Strukturdetails

Es liegen keine freigegebenen Unterlagen über den Aufbau der CFK-Rümpfe zukünftiger Flugzeuggenerationen wie der Boeing 787 und der Airbus A350 vor, darum wird im weiteren Verlauf des Kapitels der strukturelle Aufbau dieser Bereiche anhand eines Aluminium-

---

<sup>5</sup> Quelle: Kim, 2009, S. 4

Schalenrumpfes erläutert. Es ist davon auszugehen, dass eine vergleichbare Faserverbundstruktur einen ähnlichen Aufbau besitzt.

Passagier- und Frachttüren stellen große Ausschnitte im Rumpf dar. Sie werden zwar durch Türen verschlossen, die Verschlüsse tragen aber keine Lasten.<sup>6</sup> Zu diesem Zweck werden die Bereiche mit kräftigen Rahmen zur Kraftumleitung umgeben (vgl. Abbildung 6). Diese Rahmenverstärkung wird unter anderem durch eine gestufte Hautaufdickung in den Ecken der Ausschnitte erreicht, da dort bei Belastung Spannungsspitzen zu erwarten sind.

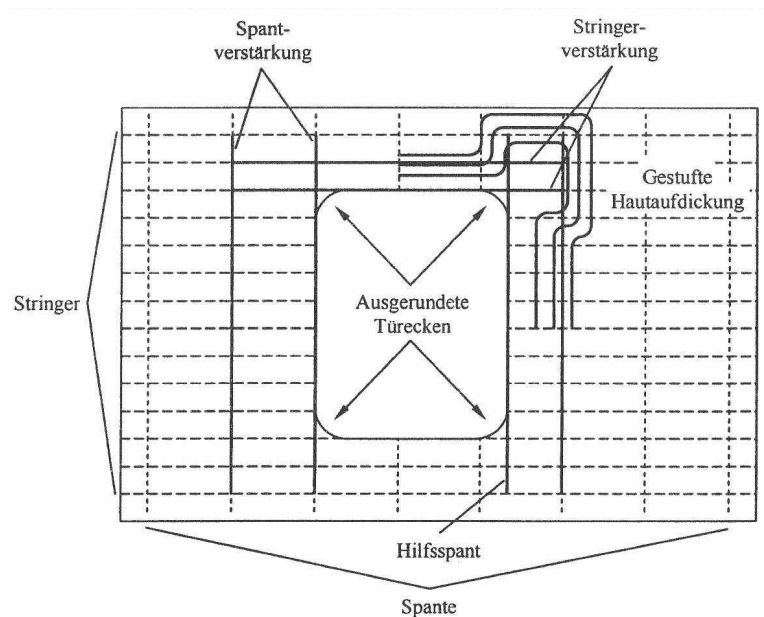


Abbildung 6: Strukturdetail eines Türausschnitts (Prinzipzeichnung)<sup>7</sup>

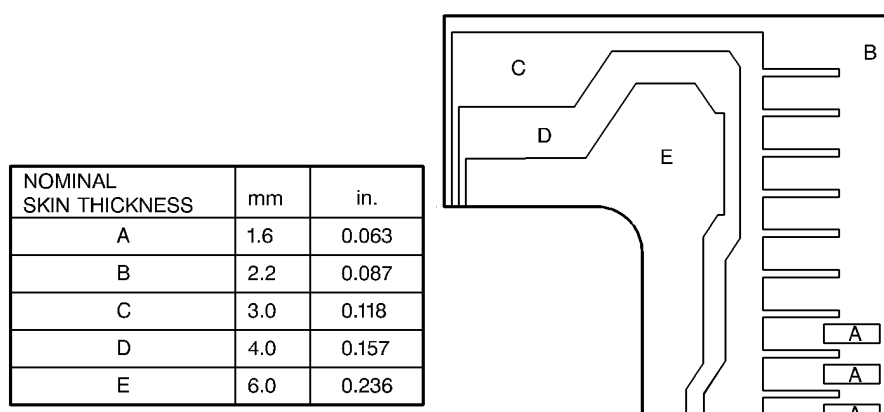


Abbildung 7: Hautaufdickung im Bereich des Türrahmens bei einer Airbus A330<sup>8</sup>

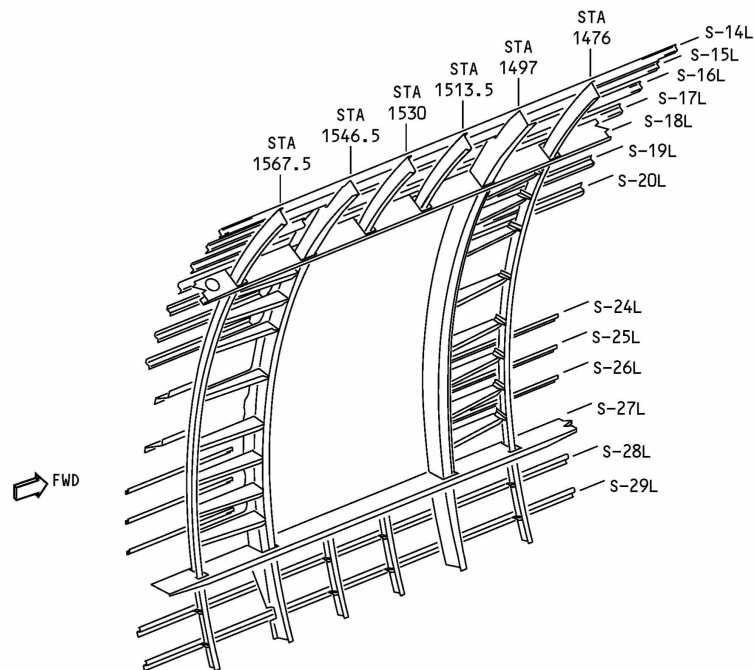
<sup>6</sup> Vgl. Seibel / Flüh, 2006b, S. 134

<sup>7</sup> Quelle: Ibid., S. 135

<sup>8</sup> Quelle: Airbus S. A. S, 2010, ATA 53-21-11, S. 66

In Abbildung 7 ist die gestufte Hautaufdickung für eine Airbus A330 zu erkennen. Es wird deutlich, dass gerade im Bereich um die ausgerundeten Ecken die Aufdickung am größten ist (6mm). Die Ausrundung der Ecken senkt zwar die Spannungsspitzen, dennoch ist hier eine hohe Spannungskonzentration zu erwarten.

Weitere Rahmenversteifung wird durch die Verstärkung von Stringern und den Einsatz von Hilfsspannten erreicht.



**Abbildung 8: Strukturaufbau im Türbereich einer Boeing 777<sup>9</sup>**

In Abbildung 8 ist der Strukturaufbau eines Türausschnitts einer Boeing 777 dargestellt. Die Stringer und Spante sind an einem Flugzeug durchnummeriert und in der Abbildung mit STA (Station) und S (Stringer) gekennzeichnet. Die Zahl bei STA beschreibt den Abstand des Spants zum Ursprung des Flugzeugs vor der Flugzeugnase, die Stringer sind von oben beginnend durchnummeriert und mit einem L für Links versehen, da es sich um eine Tür in der linken Rumpfhälfte handelt. Eine isolierte Betrachtung der Strukturverstärkungen von der eigentlichen Flugzeugstruktur ergibt Abbildung 9 (Sektionen sind nicht identisch).

<sup>9</sup> Quelle: Boeing Corp., 2010, ATA 53-60-15, S. 3

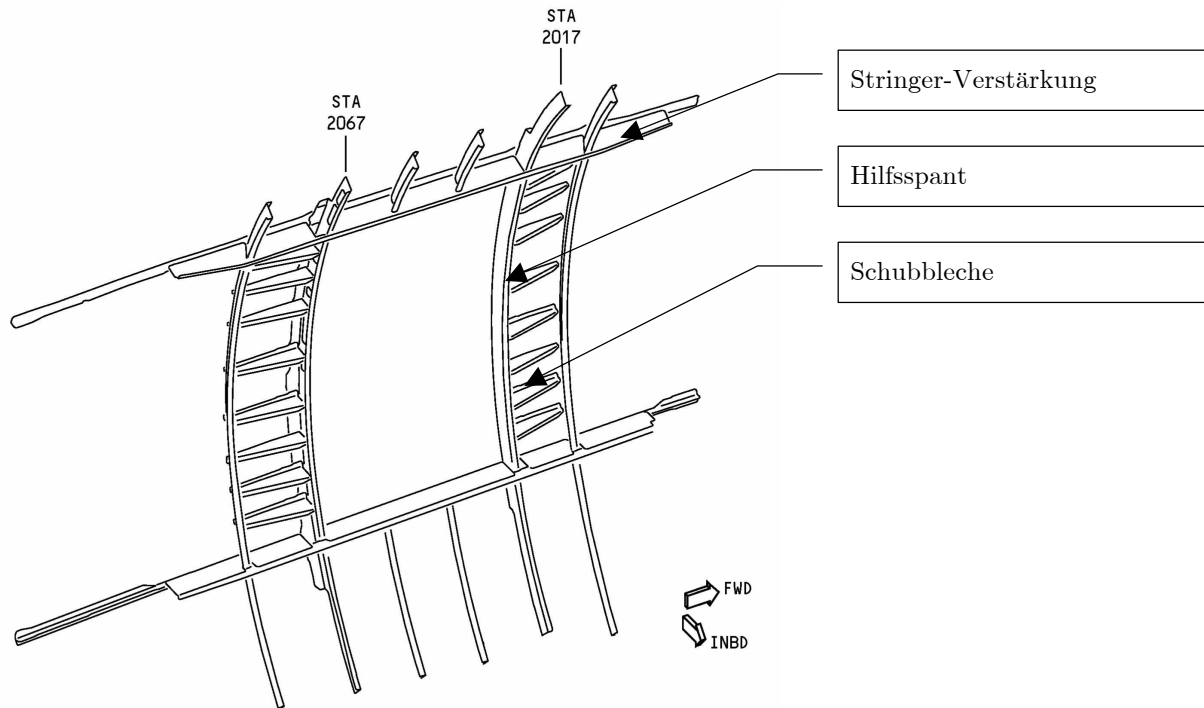


Abbildung 9: Türverstärkung (isoliert) einer Boeing 777<sup>10</sup>

Die im Flug wirkenden Kräfte werden exzentrisch in die Türen eingebracht. Deshalb muss die Torsionssteifigkeit des Ausschnitts erhöht werden. Dies geschieht zum einen durch die Anbringung von Schublechen über den Stringern, was auch die Biegesteifigkeit erhöht, und zum anderen durch Schubstege zwischen den Spanten. Hierdurch wird ein Torsionskasten geschaffen, der die Kräfte aufnehmen kann.<sup>11</sup>

Es ist anzunehmen, dass ein derartiger Aufbau ebenso in einem Rumpf aus CFK zu finden ist. Entsprechend der Bauphilosophie würden die Verstärkungen an Stringer und Spant aus monolithischen Kohlenstofffaserverbunden hergestellt. Die Hautaufdickung könnte am einfachsten durch das Aufbringen einer zusätzlichen Hautschicht erfolgen, die ebenfalls aus CFK oder aus dem leichten, aber hochfesten Titan gefertigt werden könnte.

### 2.3 Zu erwartende Lasten

Analog zu den Strukturdetails soll auch bei den Lasten der Fokus auf den Flugzeugrumpf gelegt werden. Da der Rumpf während der Flugmission umfangreichen Lasten ausgesetzt ist, die nur in computergestützten Verfahren genau ermittelt werden können, wird dieser im Folgenden in einer modellhaften Vorstellung als Biegeträger betrachtet.

<sup>10</sup> Quelle: Ibid., ATA 53-70-15, S. 3

<sup>11</sup> Vgl. Seibel / Flüh, 2006b, S. 135

Dabei ist der Rumpf folgenden Lasten unterworfen:<sup>12</sup>

- Massenlasten  $mg$ , die mit dem vom Flugmanöver abhängigen Lastfaktor  $-1 \leq n < 2,5$  zu multiplizieren sind und als Strecken- und Punktlasten wirken
- Luftlasten (Auftrieb / Widerstand) des Rumpfes
- Schnittlasten von Trag- und Leitwerken

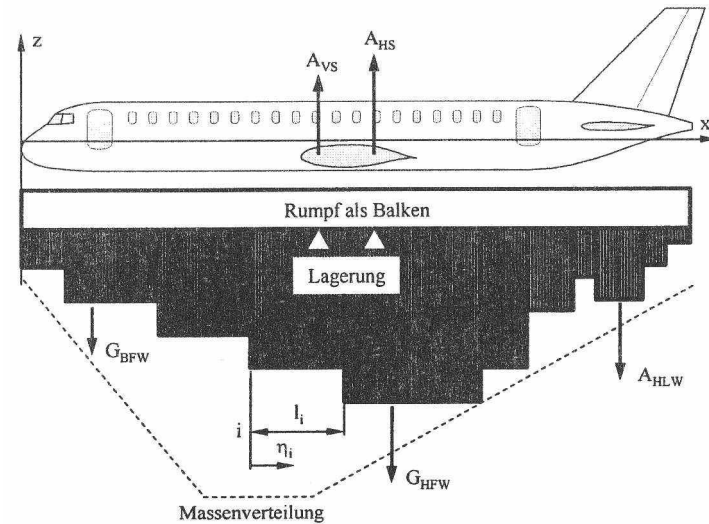


Abbildung 10: Vertikale Belastung des Rumpfes<sup>13</sup>

Für den stationären Geradeausflug zeigt Abbildung 10 die vertikale Belastung des Rumpfes. Der Rumpf wird am Vorder- und Hinterholm des Flügels gelagert. Infolge des Auftriebs am Flügel werden die Massenlasten reduziert. Das Höhenleitwerk produziert Abtrieb, es tritt daher ein Sprung in der vertikalen Belastung auf.

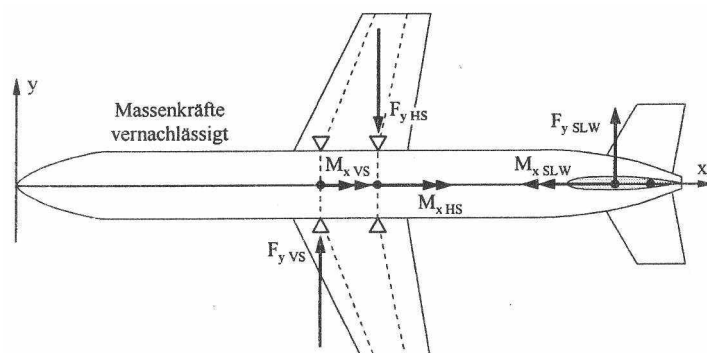


Abbildung 11: Laterale Belastung des Rumpfes<sup>14</sup>

<sup>12</sup> Vgl. Ibid., S. 80

<sup>13</sup> Quelle: Ibid., S. 81

<sup>14</sup> Quelle: Ibid.

Bei Betrachtung der lateralen Belastung des Rumpfes in Abbildung 11 sind die Lagerkräfte zu erkennen, die an der Flügelwurzel wirken. Diese resultieren aus dem Auftrieb, ebenso wie das Moment um die X-Achse. Die Kraft und das Biegemoment, die durch das Seitenleitwerk eingebracht werden, sind abhängig von dessen Ausschlag.

Generell ergibt sich aufgrund der unstetigen Verteilung der Belastungen ein Problem bei der Ermittlung der Schnittlasten. Der prinzipielle Verlauf ist in Abbildung 12 (vertikal) und Abbildung 13 (lateral) aufgezeigt.

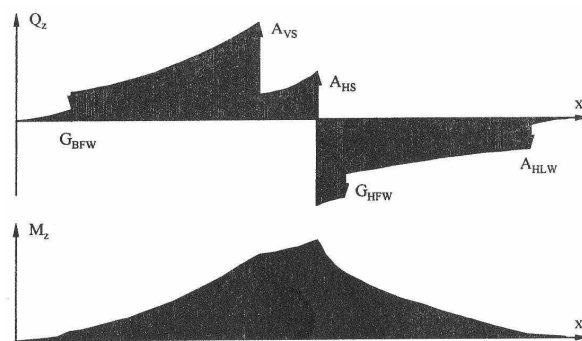


Abbildung 12: Prinzipielle vertikale Schnittlastverläufe am Rumpf<sup>15</sup>

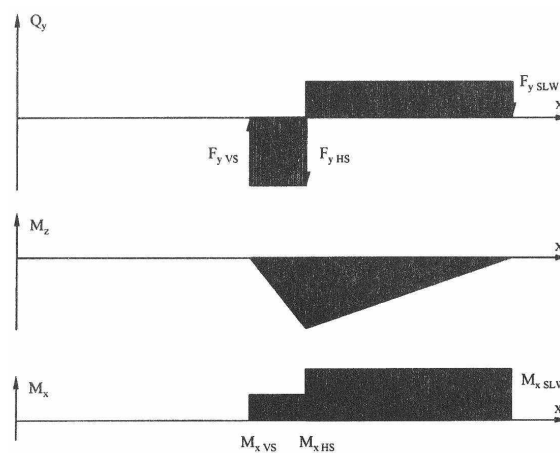


Abbildung 13: Prinzipielle laterale Schnittlastverläufe am Rumpf<sup>16</sup>

Bei einem Rumpf in Schalenbauweise, wie dem konventionellen Aluminiumrumpf, werden die Beanspruchungen durch die Schnittkräfte/-momente  $Q_z$ ,  $Q_y$ ,  $M_x$ ,  $M_y$ ,  $M_z$  von der Beplankung (Haut und Stringer), den Stringern und den Spanten getragen.

<sup>15</sup> Quelle: Ibid., S. 82

<sup>16</sup> Quelle: Ibid., S. 83



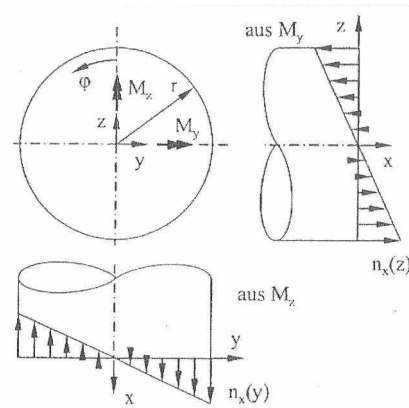


Abbildung 14: Momentenbelastung des Rumpfes durch Normalkräfte<sup>17</sup>

Abbildung 14 zeigt die Normalkraftverteilung im Rumpf in Folge der Biegemomente um die Z- und die Y-Achse. Diese Kräfte müssen von der gesamten Beplankung aus Haut und Stringern aufgenommen werden.

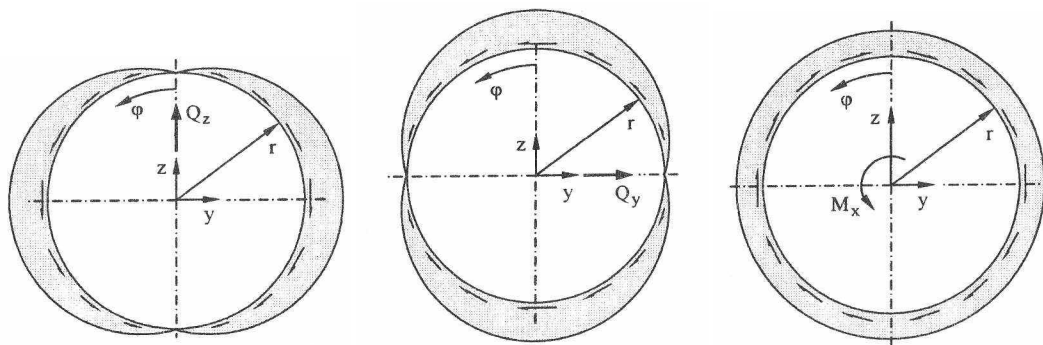


Abbildung 15: Schubbeanspruchungen des Rumpfes durch Querkräfte und Torsionsmoment<sup>18</sup>

Die Querkräfte in Z- und Y-Richtung und das Torsionsmoment um die X-Achse werden alleine von der Haut getragen (vgl. Abbildung 15). Die Stringer sorgen neben ihrer Hauptaufgabe als Teil der Beplankung außerdem dafür, dass es zu keinem lokalen Hautfeldbeulen oder globalen Beulen von ganzen Rumpfschalen kommt.<sup>19</sup>

Die Belastung der Spanten ist primär von ihrer Aufgabe abhängig. Es gibt Systemspante, die entsprechend der Spantteilung einem Teil der Massenlast des Flugzeugs und der je nach Flugmanöver wirkenden Beschleunigung unterliegen. Weiterhin existieren Krafteinleitungsspante, die große Einzellasten, wie sie beispielsweise am Fahrwerksanschluss oder Tragwerk wirken, in den Rumpf einleiten. Die dritte Gruppe der Spante sind die Stützspante. Sie stüt-

<sup>17</sup> Quelle: Ibid., S. 120

<sup>18</sup> Quelle: Seibel / Flüh, 2006a, S. K302

<sup>19</sup> Vgl. Seibel / Flüh, 2006b, S. 121

zen die Beplankung und sorgen dafür, dass es nicht zu einem Beulen über mehrere Spantbereiche kommt.

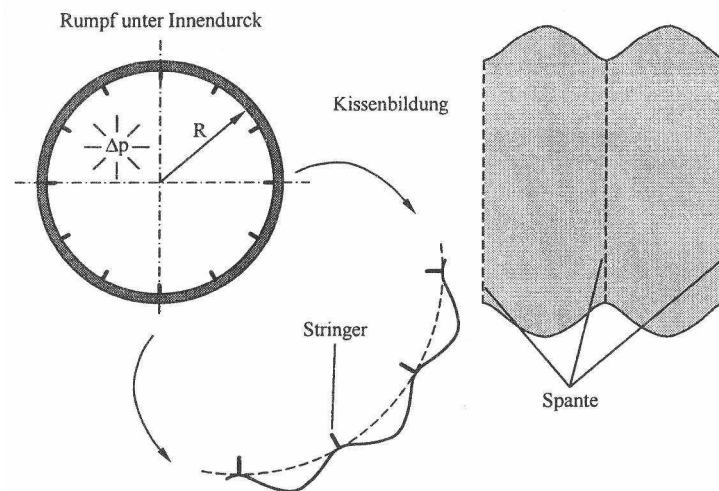


Abbildung 16: Kissenbildung bei druckbeaufschlagten Rumpfstrukturen<sup>20</sup>

Zusätzlich zu den bereits erwähnten Lasten wirkt an der Rumpfzelle der Innendruck. Dieser beträgt je nach Flughöhe bis zu  $\Delta p_0 = 0,07 \text{ MPa}$ . Mit Hilfe der Kesselformel (DIN 2413) können die wirkenden Schnittkräfte ermittelt werden. Die Haut und Spanten nehmen die Kräfte in Umfangsrichtung auf, während die Haut und Stringer in Längsrichtung belastet werden. Es kommt dabei zu der sogenannten Kissenbildung (vgl. Abbildung 16) und mit ihr zur größten Belastung, der die Haut ausgesetzt wird.<sup>21</sup>

## 2.4 Impacttypen

Es gibt im Flugzeugbau zwei Haupttypen von Impacts: Impacts mit niedriger Geschwindigkeit und Impacts mit erhöhter Geschwindigkeit.

Impacts mit niedriger Geschwindigkeit treten vor allem in der Montage und Wartung auf. Sie entstehen durch heruntergefallenes Werkzeug oder Material, wie Bolzen und Schrauben, und verursachen in der Regel nur kleine Schäden am Flugzeug, die als nicht sichtbarer Schaden (engl. non-visual Impact Damage, NVID) oder als kaum sichtbarer Schaden (engl. barely visible Impact Damage, BVID) eingestuft werden. Es gibt keine behördliche ausführliche Definition dieser Begriffe. Vielmehr obliegt es den jeweiligen Herstellern, diese zu treffen und mit der Zulassungsbehörde abzustimmen.

<sup>20</sup> Quelle: Ibid., S. 129

<sup>21</sup> Vgl. Ibid.

Gemäß dem Flugzeughersteller Airbus ist ein BVID der kleinste Impact-Schaden, der noch zuverlässig innerhalb einer planmäßigen Inspektion erkannt wird. Zuverlässig bedeutet hier, dass die Erkennungswahrscheinlichkeit von Schäden dieser Schadensklasse bei einer visuellen Inspektion 90% beträgt.

Um die minimale Kerbtiefe zu ermitteln, bei der die Erkennbarkeit 90% beträgt, wurde von Airbus eine statistische Untersuchung der General Visual Inspection (GVI) durchgeführt. Unter GVI ist die visuelle Kontrolle von Bauteilen aus Berührungsreichweite zu verstehen. Bei der Analyse wurden aus einer Entfernung von einem Meter beschädigte Platten unter natürlichem Licht von 240 Personen für 30 Sekunden je Platte begutachtet. Die Beschädigungen wurden durch Impactoren mit Durchmessern von 6 bis 120mm eingebracht. Als Ergebnis konnte eine Trefferwahrscheinlichkeit von 90% für eine Kerbtiefe von 1,35mm ermittelt werden. Alle Kerbtiefen oberhalb dieser Tiefe werden also äußerst zuverlässig erkannt (vgl. Abbildung 17).<sup>22</sup>

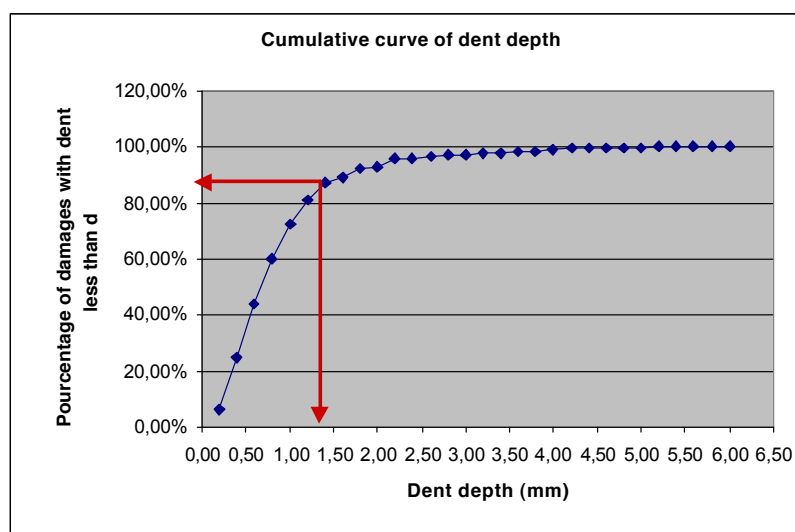


Abbildung 17: Zuverlässigkeit der Schadenserkenkung bei einer GVI in Abhängigkeit von der Kerbtiefe<sup>23</sup>

Um diese Ergebnisse zu validieren, wurde weiterhin eine Umfrage unter europäischen Airlines durchgeführt. Deren Auswertung ergab, dass 85% aller Impactschädigungen, die durch GVI erkannt wurden, sogar unterhalb der 1,35mm-Grenze lagen.

Im Unterschied dazu definiert Boeing diesen Begriff deutlich unschärfer: BVID sind kleine Schäden, die nicht zuverlässig durch eine visuelle Inspektion während einer großen Überho-

<sup>22</sup> Vgl. Fualdes, 2006, S. 11ff.

<sup>23</sup> Quelle: Ibid., S. 13

lung gefunden werden, wenn die Inspektion aus einer Entfernung von 1,5m bei normalen Lichtverhältnissen durchgeführt wird. Beispielhaft hierfür sei Abbildung 18 genannt, in deren Mitte eine leichte Eindellung zu erkennen ist.

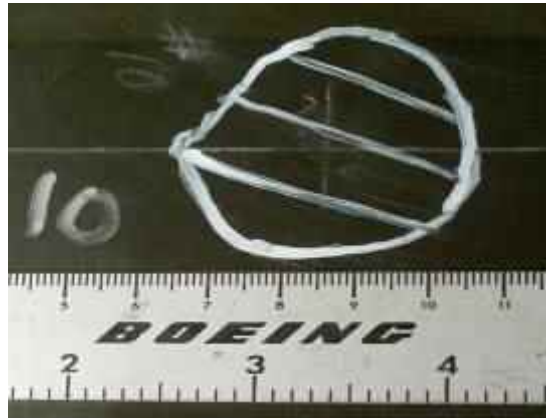


Abbildung 18: Barely visible Impact Damage an einer CFK-Struktur<sup>24</sup>

Die typische Kerbtiefe beträgt laut Boeing nur zwischen 0,25mm - 0,5mm, bei Airbus sind es 1,35mm.

Die andere Art von Impact, der Hochgeschwindigkeits-Impact, tritt auf, wenn das Flugzeug startet, landet oder fliegt. Durch die hohe Geschwindigkeit der Maschine ist die kinetische Energie auftreffender Objekte ( $E_{kin} = 0,5mv^2$ ) sehr groß. Zu diesen Objekten gehören unter anderem Ablagerungen auf der Startbahn (engl. Runway Debris), die durch die Reifen auf die Struktur geschleudert werden. In anderen Fällen kommt es durch Hagel sowohl am Boden als auch in der Luft zu Beschädigungen an der Struktur. Hagelkörner können bis zu 55J kinetische Energie besitzen.<sup>25</sup> Weitaus schwerwiegender ist der Zusammenprall mit einem Vogel (engl. Bird Strike, Bird Impact). Der Einschlag eines 1,4kg schweren Vogels im Steigflug kann die Struktur massiv beschädigen, die Impact-Energie kann je nach Fluggeschwindigkeit bis zu 7000J betragen. Defekte, die aus einem solchen Impact resultieren, sind mit bloßem Auge klar erkennbar und werden als sichtbare Schäden (engl. visible Impact Damage, VID) bezeichnet. Diese Definition ist bei Airbus und Boeing identisch.

Eine besondere Rolle bei den Impacttypen kommt den stumpfen Impacts zu (engl. Blunt Impacts). Hierunter werden Kollisionen mit Objekten großer Masse aber langsamer Geschwindigkeit verstanden, die mit einer großen Auflagefläche auf die Struktur treffen. Dies sind in

---

<sup>24</sup> Quelle: Fawcett / Oakes, 2006, S. 6

<sup>25</sup> Vgl. Ibid., S. 29

erster Linie Versorgungsfahrzeuge der Bodenabfertigung (engl. Ground Service Equipment, GSE), die bei ihrem Einsatz am Flugzeug sehr dicht an die Struktur herantreten und im Bereich der Türen und Wartungsklappen (engl. Access Panels) möglicherweise mit dem Flugzeug kollidieren (vgl. Abbildung 19). Die Schwere der Schädigung hängt auch vom Flugzeugtyp ab. Narrow Body Aircrafts<sup>26</sup> wie die Boeing 737 liegen tiefer und sind daher anfälliger für Kontakt mit GSE als Wide Body Aircrafts<sup>27</sup> wie Airbus A350 oder Boeing 787.

*Hyonny Kim* von der University of California hat eine Reihe von GSE am Flughafen Los Angeles analysiert und Geschwindigkeits-Weg-Diagramme aufgenommen. Ein Catering-Wagen mit einer Masse von 2270kg, der sich mit einer Geschwindigkeit von 0,25m/s einem Flugzeug nähert, hätte eine kinetische Energie von 71J. Wenn er sich mit 0,5m/s nähert, wäre die Energie bereits 284J groß.<sup>28</sup>

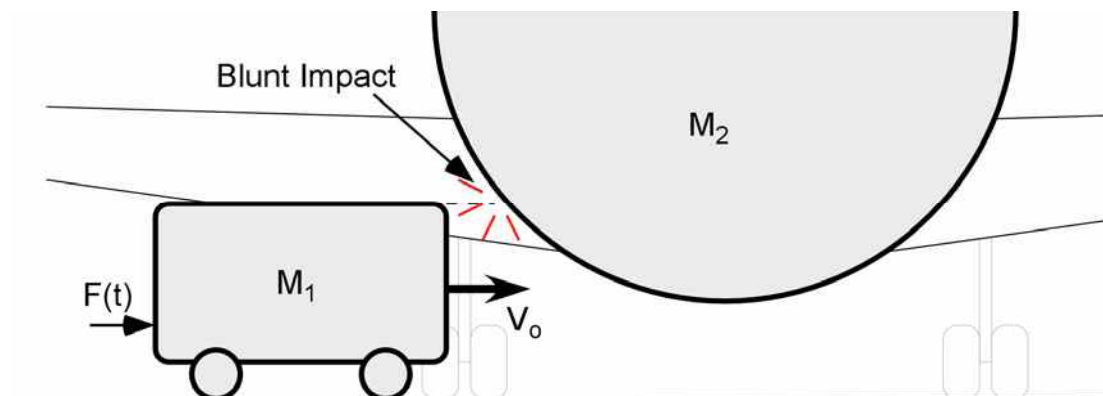


Abbildung 19: Schematische Darstellung eines Blunt Impacts<sup>29</sup>

Das Hauptproblem beim Blunt Impact ist die Vielzahl von unbekanntem Faktoren:<sup>30</sup>

- Beim Impactor kann es sich um verschiedenste Fahrzeuge mit unterschiedlichen Geometrien handeln.
- Die Beschädigung kann am gesamten Flugzeug erfolgen, also an Rumpf, Triebwerks gondel, Flügel, und Steuerflächen.

<sup>26</sup> Narrow Body Aircraft bezeichnet Flugzeuge für die Kurz- und Mittelstrecke mit einem Gang und einem Rumpfdurchmesser von 3-4m.

<sup>27</sup> Mit Wide Body Aircraft werden Flugzeuge bezeichnet, die für Langstreckenflüge geeignet sind. Sie besitzen meist einen Rumpf von 5-6m Durchmesser und haben zwei Gänge.

<sup>28</sup> Vgl. Kim, 2009, S. 6

<sup>29</sup> Quelle: Kim, 2007, S. 7

<sup>30</sup> Vgl. Kim, 2008, S. 6f.

- Impacts treffen nur ein Hautfeld oder aber einen Stringer hinter dem Hautfeld, der Schaden ist äußerlich nicht unterscheidbar:



Abbildung 20: Diskrepanz zwischen äußerer Wahrnehmung und realem Schadensbild<sup>31</sup>

- Der Auftreffwinkel ist für den entstehenden Schaden entscheidend. Trifft ein GSE im 45°-Winkel zur Struktur auf, so wird die dem Impact resultierende Energie fast schlagartig in die Struktur eingebracht. Bei einem geringeren Winkel von 10° geschieht dies erheblich langsamer (vgl. Abbildung 21, rechts). Die Ursache liegt in den unterschiedlichen Kontaktkräften zwischen Flugzeugrumpf und Impactor (vgl. Abbildung 21, links). Je höher die Kräfte in Bewegungsrichtung (X-Richtung), desto mehr Energie wird durch Verformung des Rumpfes abgebaut und desto schneller steht das GSE. Ist die Kraft dagegen niedrig, legt das GSE einen längeren Weg zurück, bis es zum Stehen kommt. In der Folge wird ein größerer Teil des Rumpfes beschädigt.

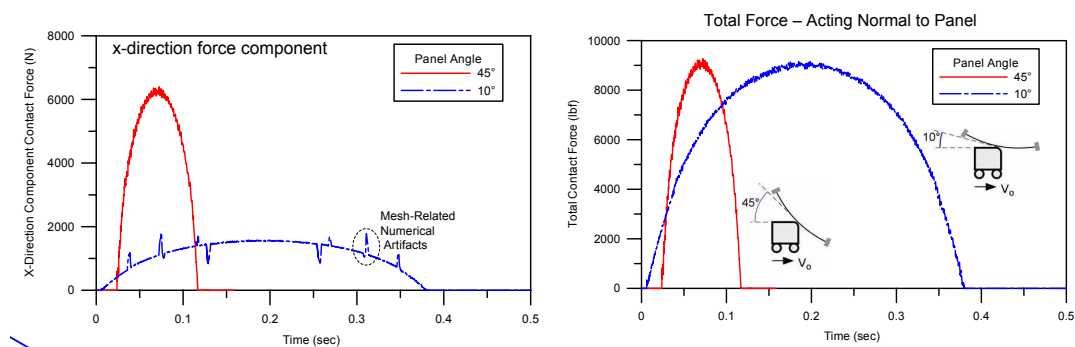


Abbildung 21: Winkelabhängige Energie-Einbringung über die Zeit, links: X-Komponente der Kontaktkraft, rechts: Gesamtkraft normal zum Flugzeugrumpf<sup>32</sup>

Darüber hinaus führt ein großflächiger Kontakt nur selten zu Dellen oder Kratzern. Daher ist eine Schädigung von außen nur schwer erkennbar und möglicherweise als non-visual Impact Damage zu klassifizieren. Die ihm folgende Beschädigung ist trotzdem enorm, weil die Im-

<sup>31</sup> Quelle: Sauer, 2009, S. 15

<sup>32</sup> Quelle: Kim, 2008, S. 17

pact-Energie nicht von der Flugzeughaut aufgenommen wird, sondern von dahinterliegenden Stringern und Spanten, die durch hohe Biegespannungen sogar brechen können.<sup>33</sup>

## 2.5 Kategorisierung

Die Kategorisierung von Impacts kann unter verschiedenen Gesichtspunkten erfolgen, beispielsweise nach Ursache, nach Energie oder nach Größe. Hinsichtlich der Auslegung von Komposit-Bauteilen ist es jedoch wichtiger, inwieweit sich ein Impact auf die Tragfähigkeit der Bauteile auswirkt. Im Flugzeugbau gibt es zwei Laststufen. Die erste ist die „sichere Last“ (engl. Limit Load, LL). Ein Bauteil muss in der Lage sein, während seiner gesamten Lebensdauer diese Beanspruchungen zu ertragen, ohne dabei bleibende Verformungen zu erfahren. Die zweite, dimensionierende Laststufe ist die Bruchlast (engl. Ultimate Load, UL). Sie beträgt das 1,5-fache der sicheren Last, wobei das Bauteil lediglich für einige Sekunden in der Lage sein muss, dieser standzuhalten. Die Auftrittswahrscheinlichkeit von Ultimate Load während der Lebensdauer des Bauteils darf nachweislich maximal  $10^{-6}$  betragen.<sup>34</sup>

Auf Basis dieser Laststufen nimmt die Luftfahrtbehörde der USA, die Federal Aviation Administration (FAA) in Zusammenarbeit mit der europäischen Luftfahrtbehörde European Aviation Safety Agency (EASA) eine Einteilung von Impact-Ereignissen nach Schadenskategorien vor.<sup>35</sup> Festgehalten wird dies in der Advisory Circular AC 20-107B. Die in der Advisory Circular (AC) enthaltenen Prozeduren stellen eine schriftliche Auslegung der behördlichen Zulassungsanforderungen für Komposit-Strukturen dar, die in flugsicherheitsrelevanten Bereichen eines Flugzeugs zum Einsatz kommen.

Die Luftfahrtbehörden teilen mögliche Schäden, wie in Abbildung 22 dargestellt, in fünf Schadenskategorien ein.

---

<sup>33</sup> Vgl. Ibid., S. 7f.

<sup>34</sup> Vgl. Seibel / Flüh, 2006b, S. 62ff.

<sup>35</sup> Vgl. FAA, 2009,

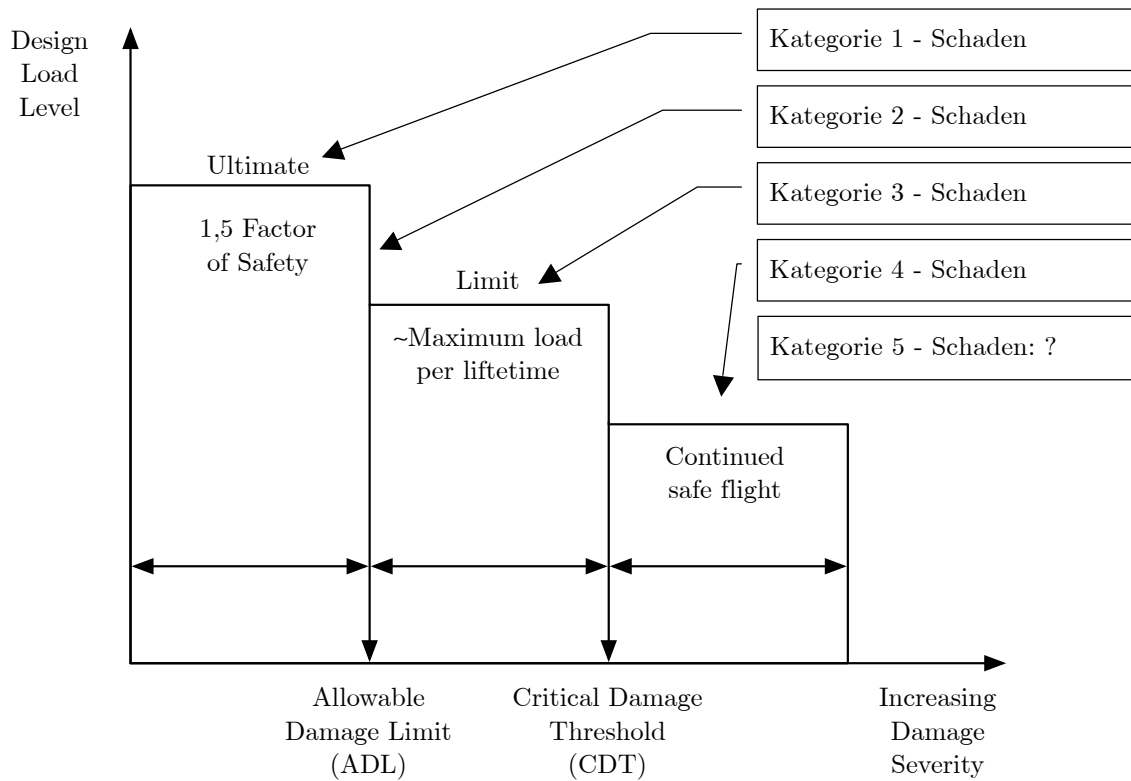


Abbildung 22: Schematisches Diagramm der Schadenskategorien in der AC 20-107B<sup>36</sup>

Das Diagramm zeigt die drei Laststufen Ultimate Load, Limit Load und Continued Safe Flight (sicherer Weiterflug), die über die Schwere des Schadens aufgetragen sind. Die Schwere des Schadens wird zudem unterteilt in zwei Grenzen: zulässiger Schaden (engl. Allowable Damage Limit, ADL) und kritischer Schaden (Critical Damage Threshold, CDT). Die mit Pfeilen gekennzeichneten Schadenskategorien werden im Folgenden erläutert.

**Kategorie 1:** Diese Schäden haben keine Auswirkung auf die Sicherheit des Flugzeugs und sind damit zulässig. Bei Überholungen werden sie häufig nicht entdeckt. Strukturen mit Klasse 1 - Schädigungen halten problemlos Ultimate Load aus, also die Last, für die sie dimensioniert wurden. Beispiele für Schadensarten sind BVID und Herstellfehler wie leichte Delaminationen und kleine Kratzer (vgl. Abbildung 23).

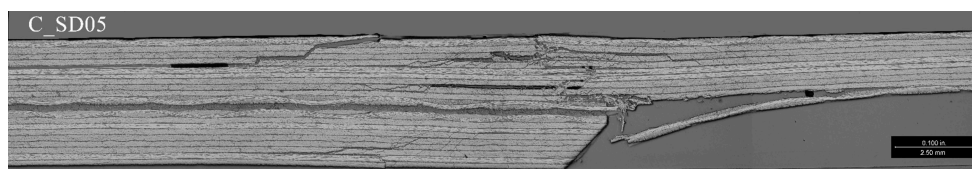


Abbildung 23: Querschnitt eines BVID-Impacts an einem Bauteil<sup>37</sup>

<sup>36</sup> Quelle: Ibid., S. 13

<sup>37</sup> Quelle: Ilcewicz, 2009, S. 19



**Kategorie 2:** Schäden, die zuverlässig innerhalb eines Überholungsereignisses detektiert werden können. Eine Definition dieser Zuverlässigkeit gibt die FAA nicht vor. Die Festigkeit beschädigter Strukturen muss deutlich oberhalb Limit Load liegen. Beispiele hierfür sind VID (vgl. Abbildung 24), tiefe Schrammen und Kratzer, detektierbare Delamination oder eine Ablösung der Verklebung. Dieser Schadenstyp darf sich nicht ausbreiten.

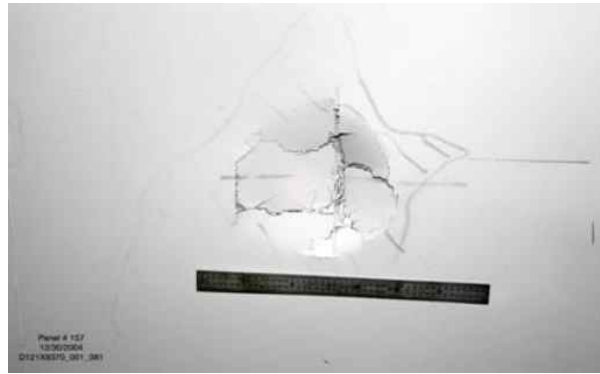


Abbildung 24: VID-Impact an einem Hautfeld<sup>38</sup>

**Kategorie 3:** Schäden, die zuverlässig nach einigen Flügen nach dem Auftreten durch Bodenpersonal, das über keine besondere Komposit-Ausbildung verfügt, detektiert werden können. Dabei ist es wichtig, dass diese Strukturen mindestens Limit Load erreichen. Um eine Zuordnung zur Klasse 3 vorzunehmen, muss demonstriert werden, dass der Schaden leicht zu erkennen ist. Der Unterschied zwischen Klasse 2 und Klasse 3 ist der, dass die Schäden innerhalb eines kürzeren Intervalls erkennbar sein müssen. Beispiele sind ein großer VID oder andere offensichtliche Schädigungen, die beim Herumgehen um das Flugzeug erkennbar sind (vgl. Abbildung 25).



Abbildung 25: Beschädigung der Kategorie 3 an einem Flugzeugrumpf<sup>39</sup>

---

<sup>38</sup> Quelle: Ibid., S. 20

<sup>39</sup> Quelle: Ibid., S. 21

**Kategorie 4:** Schäden, deren Auswirkungen derart groß sind, dass die Flugeigenschaften eingeschränkt sind. Die Ursache liegt überwiegend in Vogelschlag, Verlust von Triebwerksschaufeln, geplatzten Reifen bei Start und Landung sowie in gravierenden In-Flug-Beschädigungen (vgl. Abbildung 26).



Abbildung 26: Schwere Leitwerksbeschädigung durch Blitzeinschlag<sup>40</sup>

**Kategorie 5:** Schwerwiegende Defekte, die durch abnormale Boden- oder Luftereignisse hervorgerufen werden und nicht durch Entwurfsparameter, Strukturberechnungen oder Annahmen abgedeckt werden können. Aus diesem Grund werden sie auch nicht im Schadensdiagramm dargestellt (vgl. Abbildung 22). Diese Schäden müssen sofort an das zuständige Wartungspersonal gemeldet werden. Hier ist eine Engineering-Entscheidung und Evaluation zwingend erforderlich. Beispiele sind Kollisionen mit Service-Fahrzeugen, abnormal harte Landungen, Vogelschlag (vgl. Abbildung 27), Verlust von Flugzeugteilen während des Fluges und ein daraus resultierender Impact auf andere Strukturen. Manche der Klasse 5 Schäden sind nicht unbedingt von außen zu erkennen (vgl. Kapitel 2.4, Blunt Impacts).



Abbildung 27: Vogelschlag an einem Höhenleitwerk<sup>41</sup>

---

<sup>40</sup> Quelle: Ibid., S. 22

<sup>41</sup> Quelle: Ibid., S. 23

Die dargelegte Kategorisierung stellt die Grundlage für alle Musterzulassungen durch die FAA und die EASA dar. Die Flugzeughersteller müssen ihre Faserverbundbauteile so auslegen, dass sie bei einer Schädigung in der Lage sind, die geforderten Laststufen zu erreichen. Dabei werden unterschiedliche Auslegungsphilosophien verfolgt, die nachfolgend kurz vorgestellt werden sollen.

### 2.5.1 Airbus-Auslegung

Airbus kategorisiert Schäden grundsätzlich in den zwei Kategorien BVID und VID und orientiert sich bei der Auslegung von Bauteilen an Abbildung 28:

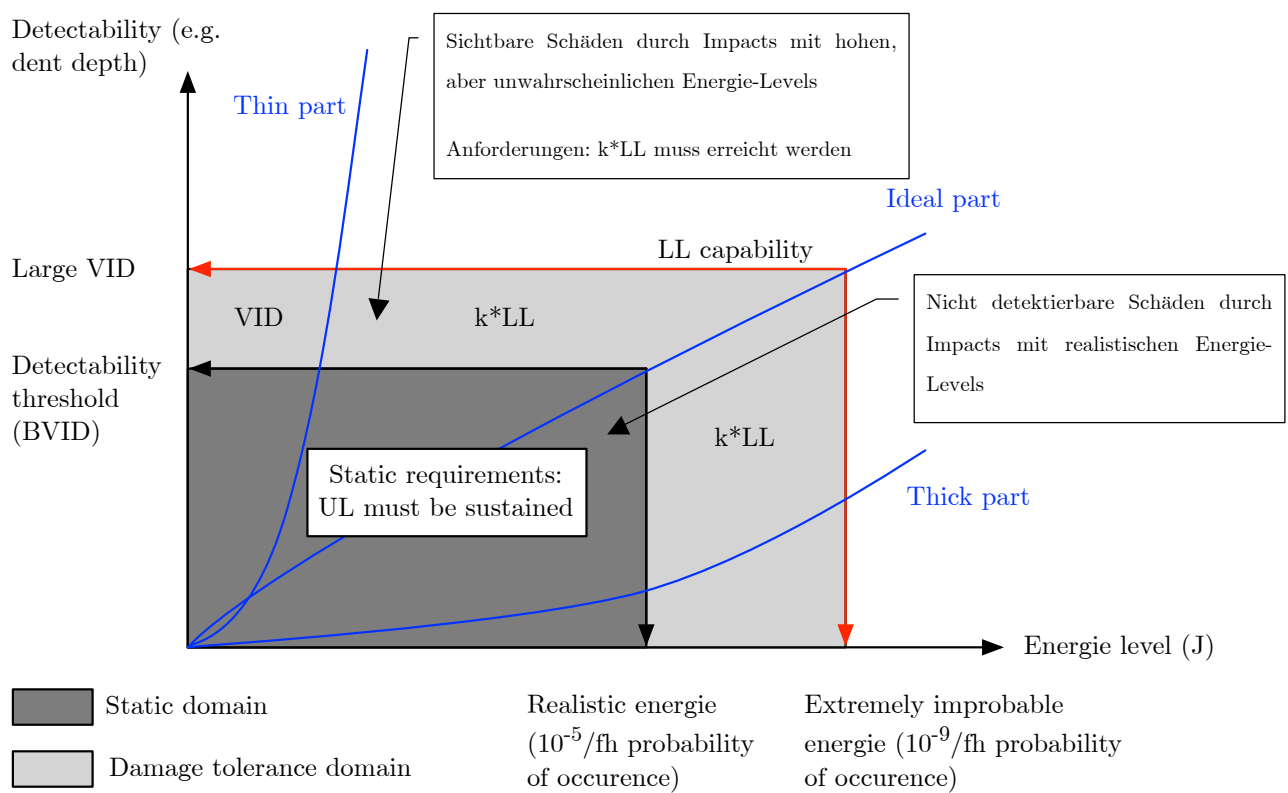


Abbildung 28: Airbus Damage Tolerance Methodology<sup>42</sup>

Im Diagramm sind auf der Abszisse die Energie in Joule und auf der Ordinate die Detektierbarkeit des Schadens eingetragen. Die Energie ist in zwei Werte unterteilt: realistische Energie, die mit einer Wahrscheinlichkeit von  $10^{-5}$  pro Flugstunde auftritt und unrealistische Energie, deren Auftretswahrscheinlichkeit nur  $10^{-9}$  pro Flugstunde beträgt. Für ein typisches Bauteil gibt Airbus 35J (realistisch) und 90J (unrealistisch) als Impact-Energien an, in besonders Impact-gefährdeten Bereichen wie den Türen aber auch 132,5J gegenüber 238,5J.

<sup>42</sup> Quelle: Fualdes, 2006, S. 5

Diese Werte hat Airbus aus einer umfangreichen Umfrage unter Fluggesellschaften ermittelt, die Informationen umfassen insgesamt mehr als 30.000.000 Flugstunden.<sup>43</sup>

Zu jedem Energiewert gibt es im Diagramm einen entsprechenden Schadenstyp. Ein Impact mit einer realistischen Energie führt zu einem BVID (vgl. 2.4, Kerbtiefe mindestens 1,35mm), eine unrealistische Energie zu einem großen VID, der in zehn von zehn Fällen innerhalb der GVI erkannt wird.

In den Graphen sind außerdem drei Bauteildicken eingezeichnet. Demnach erfährt ein dünnes Bauteil bereits bei geringen Impact-Energien eine große Beschädigung und eine Verringerung der Restfestigkeit, während der Impact bei einem dicken Bauteil sehr viel mehr Energie besitzen muss, um eine Schädigung herbeizuführen. Das ideale Bauteil stellt das Optimum aus Bauteildicke / Gewicht und Festigkeitsverlust mit steigender Impact-Energie dar.

Ferner zeigt das Diagramm die Laststufen, die auch von der FAA in Abbildung 22 aufgeführt werden: Ultimate Load und Limit Load. Diese sind wie folgt abhängig von der Impact-Energie:

- Findet ein Impact mit einer Energie bis zur realistischen Grenze statt, kann der Schaden nicht zuverlässig detektiert werden, weil er unterhalb der BVID-Grenze liegt, also als NVID zu klassifizieren ist. In der Folge kann das Bauteil in jedem Fall die Bruchlast wie vorgesehen für einige Sekunden tragen. Dies entspricht der FAA Schadenskategorie 1.
- Bei Impact-Energien, die zwischen dem realistischen und unrealistischen Wert liegen, wird der entstehende Schaden in über neun von zehn Fällen innerhalb der GVI erkannt und das Bauteil ist in der Lage, eine Belastung um den Faktor  $k$  oberhalb von Limit Load ( $k \cdot LL$ ) auszuhalten. Dies entspricht der Schadenskategorie 2.
- Besitzt der Impact genau die unrealistische Energie, ist das Bauteil noch fähig, LL aufzunehmen, was der AC Schadenskategorie 3 entspräche.
- Alle Energien oberhalb der unrealistischen Energiegrenze beschädigen das Bauteil so stark, dass es lediglich den sicheren Flug bis zum nächsten Flughafen übersteht. Diesen Fall bezeichnet Airbus als Large Damage, dessen Folgen nicht mehr durch Standardverfahren erfasst werden können. Stattdessen werden durch Fail-Safe-Bauweise an Hauptverbindungen (Main joint areas) Vorsichtsmaßnahmen getroffen, die eine si-

---

<sup>43</sup> Vgl. Ibid., S. 18

chere Landung ermöglichen sollen. Die Fail-Safe-Bauweise wird in vielen Strukturbereichen eines Flugzeugs angewandt und bedeutet, dass das gesamte System vielfach statisch überbestimmt ist. Fällt ein System aus, übernimmt ein anderes dessen Aufgabe und ist mindestens in der Lage, das sichere Lastvielfache (Limit Load) zu tragen.<sup>44</sup> Als weitere Absicherung wird die Reaktion der Struktur auf extreme Schädigungen, wie das Ablösen der Verklebung zwischen Stringern und Hautfeldern, fehlende Nieten in Lasteinleitungsbereichen und große Löcher in typischen Bereichen, simuliert und getestet. Die Ergebnisse dieser Tests wurden von Airbus bisher nicht veröffentlicht.

Eine derartige Schädigung trifft auf Schadenskategorien 4 und 5 zu. Airbus unterscheidet hier nicht so detailliert, wie die FAA in der Advisory Circular.

Zusammenfassend basiert die Airbus Damage Tolerance Methode auf Entwurfsansätzen, ausgiebigen Tests und Analysen, sowie auf Umfragen zu Impact-Fällen unter den Airlines.

## 2.5.2 Boeing-Auslegung

Um den Anforderungen der Zulassungsbehörden gerecht zu werden, wurde von Boeing das folgende Ablaufdiagramm entworfen:

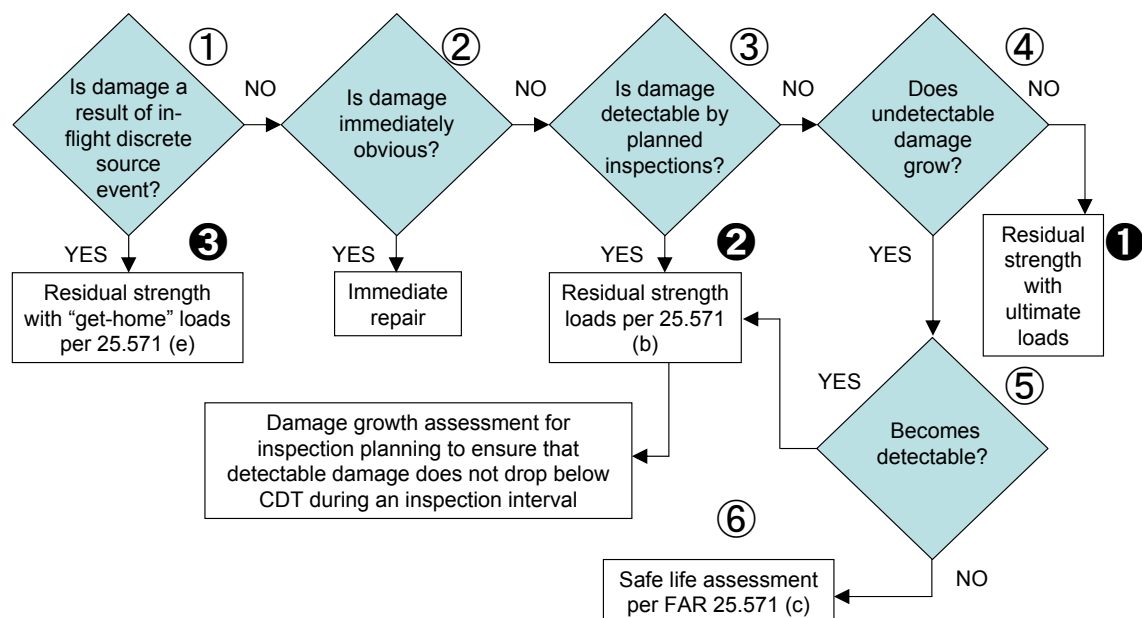


Abbildung 29: Boeing Schadensklassifizierung auf Basis der Luftfahrzeug-Zulassungsvorschriften<sup>45</sup>

<sup>44</sup> Vgl. Seibel / Flüh, 2006b, S. 38

<sup>45</sup> Quelle: Fawcett, 2008, S. 3

Das Diagramm basiert sehr stark auf den von der FAA in der Advisory Circular festgelegten Schadensklassen. Die zugrunde liegenden Laststufen sind auch hier Ultimate Load (❶), Limit Load (❷) sowie „get-home“-Load (❸), also der sichere Flug zum nächsten Flughafen.

Die Aussagen in den Rauten identifizieren die Kernunterscheidungsmerkmale zwischen den einzelnen Schadensklassen. Tritt eine abnormale Schädigung während des Fluges auf, muss das Flugzeug in der Lage sein, sicher bis zum nächsten Flughafen zu fliegen (❶, FAA Schadenskategorien 4 und 5). Ist die Schädigung auf dem Boden verursacht worden, z.B. durch einen Blunt Impact, und auch sofort zu erkennen, muss sie unmittelbar repariert werden (❷). Das Flugzeug darf mit dieser Beschädigung nicht starten, weshalb auch eine Angabe der Restfestigkeit ausbleibt.

Kann ein Schaden vom Bodenpersonal „within a few flights“<sup>46</sup> erkannt werden, handelt es sich laut FAA um eine Schädigung der Klasse 3, die Limit Load aushalten muss. Diese Kategorie fehlt im Boeing Diagramm, stattdessen erwähnt der Hersteller bei ❸ eine sichere Detektion innerhalb planmäßiger Überholungsereignisse. Das korrespondiert zum Teil mit der AC Schadenskategorie 2. Der Unterschied zwischen beiden besteht darin, dass ein Schaden aus Kategorie 2 nicht wachsen darf, diese Unterscheidung trifft Boeing nicht in Raute ❸, sondern erst in ❹. Ist ein Schaden nicht detektierbar und wächst er für die geplante Lebensdauer des Flugzeugs (Boeing Design Service Objective, DSO) nicht, muss das beschädigte Bauteil Ultimate Load aushalten (❶). Das deckt sich mit FAA Schadenskategorie 1.

Ist der Schaden nicht erkennbar und wächst er trotzdem, darf das Bauteil für die Zeit, für die es ausgelegt wurde, nicht versagen und muss in der Lage sein, alle wirkenden Lasten zu tragen (Safe Life Bauweise, ❺). Wird der Schaden bei Wachstum sichtbar, muss das Bauteil mindestens Limit Load aushalten (❷). Diese beiden Unterscheidungen wurden von Boeing abweichend zur FAA getroffen.<sup>47</sup>

Konkret bezogen auf die einzelnen Lastniveaus ergibt sich laut Boeing eine Kurve, wie sie in der folgenden Abbildung dargestellt ist.

---

<sup>46</sup> Vgl. FAA, 2009,, S. 13

<sup>47</sup> Vgl. Fawcett, 2008, S. 5ff.

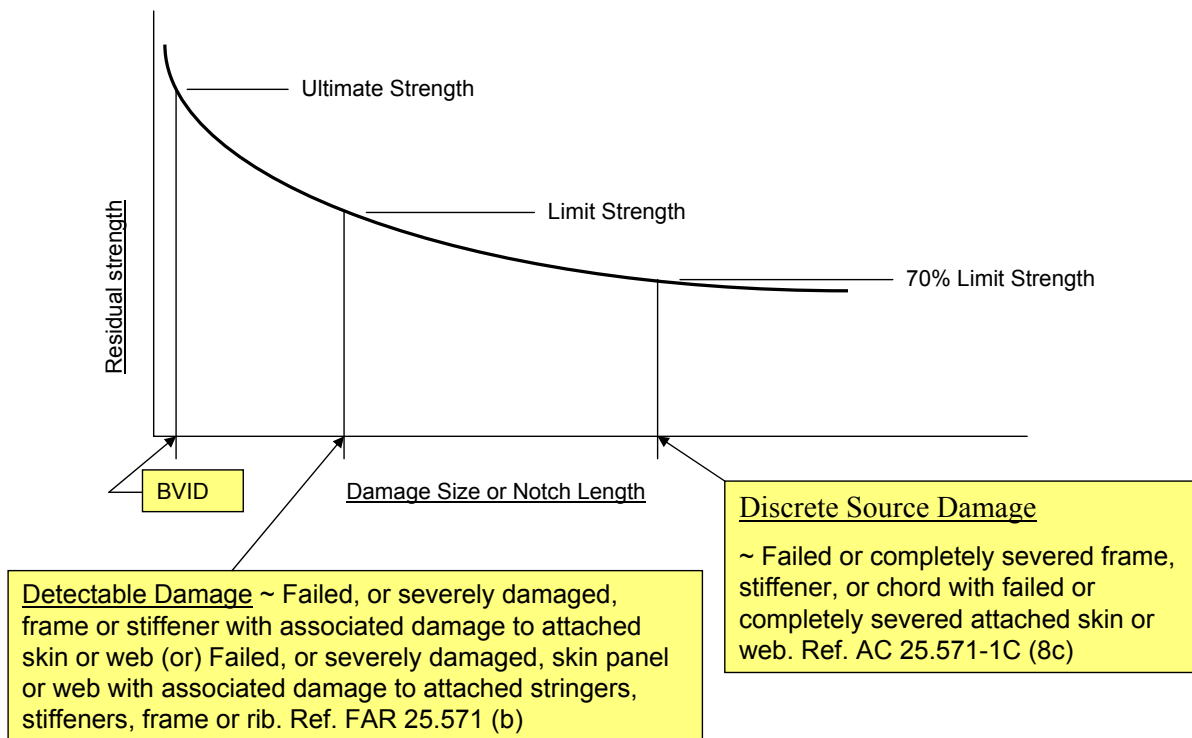


Abbildung 30: Verbleibende Festigkeit in Abhängigkeit der Schadensgröße<sup>48</sup>

Die Abbildung verdeutlicht den Zusammenhang zwischen Restfestigkeit und Schadensgröße, ist also in diesem Teil vergleichbar mit dem bereits erläuterten Airbus-Diagramm. Allerdings gilt das Airbus-Diagramm für einzelne Bauteile, die Boeing-Grafik für das gesamte Flugzeug. Die Restfestigkeit zeigt eine zu Anfang stark abfallende Tendenz. Bei einem BVID ist die Struktur gerade noch in der Lage, Ultimate Load zu tragen. Je größer der Schaden wird, desto mehr sinkt die Festigkeit ab, bis sie bei einer Schädigung mit hoher Erkennungswahrscheinlichkeit noch Limit Load beträgt. Ab diesem Punkt flacht die Kurve merklich ab, bis sie sich schließlich einer horizontalen Asymptote bei ca. 65% LL nähert. Dies erscheint ungewöhnlich, bedeutet es doch, dass unabhängig von der Schadensgröße immer mindestens 65% LL erreicht werden.

Um die dargelegten Anforderungen an Bauteile zu konkretisieren, führt Boeing in Tabelle 1 mögliche Impact-Fälle aus und stellt Mindestanforderungen an Schadensgröße und Strukturfestigkeit auf.

<sup>48</sup> Quelle: Ibid., S. 5

**Tabelle 1: Impactfälle und die ihnen resultierenden Mindestanforderungen an die Struktur<sup>49</sup>**

Ereignis	Kriterien	Anforderungen
Aufprall kleines Werkzeug	5,5J senkrecht zur Fläche	1. Kein sichtbarer Schaden 2. Keine sichtbare Schadensausbreitung für 3 DSO 3. UL
Aufprall großes Werkzeug (gemäß FAR 25.305, AC20-107A)	Bis zu 135J	1. Kaum sichtbarer Schaden / BVID 2. Keine sichtbare Schadensausbreitung für 3 DSO 3. UL
Wiederholter Aufprall großes Werkzeug	Berücksichtigung von bis zu 135J Mehrfache, superpositionierte Impacts Mehrfache, verteilte Impacts	1. Kaum sichtbarer Schaden / BVID 2. Keine sichtbare Schadensausbreitung für 3 DSOs 3. UL

Besondere Bedeutungen haben Schadensarten, deren Geometrie und Aufprallenergie sich schwer vorhersagen lässt. Doch auch für diese Fälle müssen Annahmen getroffen werden, um die Struktur bestmöglich auslegen zu können. Diese Annahmen sind in Tabelle 2 dargelegt.

**Tabelle 2: Schwere Impact-Schädigungen und die Anforderungen an die Flugzeugstruktur<sup>50</sup>**

Ereignis	Kriterien	Anforderungen
Ablagerungen auf der Startbahn (Runway Debris)	Sphärisches Objekt mit einem Durchmesser von 12mm mit Reifenumfangsgeschwindigkeit	1. UL 2. Kein schädliches Risswachstum während des DSO
Hagel am Boden	Bis zu 55J Impacts, jedoch nur ein Hagelkorn, kein Schauer	1. UL 2. Kein Eindringen von Feuchtigkeit 3. Kein schädliches Risswachstum während des DSO
Vogelschlag	Einschlag eines 1,4 kg schweren Vogels (2,8 für das Leitwerk). Als Kollisionsgeschwindigkeit wird auf Meereshöhe die Geschwindigkeit im Steigflug ( $V_c$ ) bzw. ab 8000ft 0,85 $V_c$ angesetzt.	Flugzeug muss in der Lage sein, nach dem Einschlag den Flug fortzusetzen und sicher zu landen.
Fan blade impact, Rapid Decompression	Loch mit einer Fläche von $1,85m^2$ in der druckbeaufschlagten Kabine	Die Struktur muss in der Lage sein, die wirkenden Kräfte aufzunehmen und einen sicheren Heimflug zu ermöglichen

Ein Bird Impact und eine abgelöste Fanschaufel können verheerende Auswirkungen auf die Struktur haben, auch ein Hagelschauer mit golfballgroßen Hagelkörnern kann großen Schaden anrichten. Die Anforderungen, die Boeing an seine Struktur bei diesen Ereignissen stellt, sind daher zugleich die minimalsten: Gewährleistung eines sicheren Heimflugs („get home loads“).<sup>51</sup>

<sup>49</sup> Quelle: Fawcett / Oakes, 2006, S. 3

<sup>50</sup> Ibid., S. 10

<sup>51</sup> Vgl. Fawcett, 2008, S. 17



Gerade bei Flugzeugen neuerer Generationen sind zudem wichtige Strukturelemente nicht mehr vernietet, sondern verklebt. Insbesondere Stringer und Rumpfhaut sind hiervon betroffen. In der Folge eines hochenergetischen Impacts wie einem Blunt Impact kann sich diese Klebeverbindung wieder lösen (engl. Debonding). Die Flugzeugstruktur muss jetzt trotzdem das sichere Lastvielfache aufnehmen können, für das sie ausgelegt wurde und es darf bis zur übernächsten Inspektion zu keinem starken Risswachstum kommen. Trotz der Unvorhersehbarkeit der Auswirkungen der Debondings geht Boeing davon aus, dass der Schaden innerhalb von zwei Wartungszyklen entdeckt wird und bis dahin auch keine Gefahr von ihm ausgeht.<sup>52</sup>

---

<sup>52</sup> Vgl. Ibid., S. 18

### 3 Impactschädigung unter dynamischen Lasten

#### 3.1 Impact-Einbringung und Impact-Energien

Um die Auswirkungen eines Impacts unter Versuchsbedingungen zu simulieren, gibt es mehrere Verfahren der Impact-Erzeugung. Die zwei am häufigsten angewandten Methoden sollen im Folgenden vorgestellt werden.

In der Literatur ist zu finden, dass Impacts meist über einen Fallturm oder eine Gaspistole eingebracht werden. Bei dem Fallturm wird ein halbkugelförmiger Impactor aus einer definierten Höhe auf die Probe fallen gelassen. Die Probe ist hierbei zwischen zwei Platten eingeklemmt, deren Unterseite ein Loch besitzt und somit der Impact ungestört auf das Material wirken kann. Nach dem ersten Auftreffen des Impactors auf den Probekörper wird dieser durch eine Anti-Rebound-Vorrichtung abgefangen (vgl. Abbildung 31).<sup>53</sup>

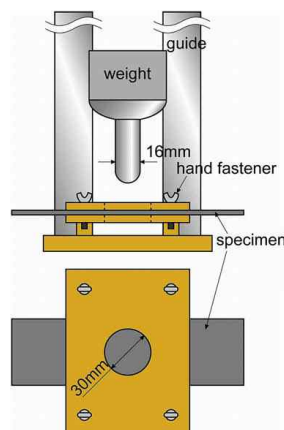


Abbildung 31: Impact-Turm mit halbkugelförmigem Impactor und eingespannter Probe<sup>54</sup>

Bei der Impact-Einbringung per Nitro-Gaspistole wird ein Projektil, ebenfalls mit halbkugelförmigem Kopf, mit einer definierten Geschwindigkeit auf die eingespannte Probe geschossen. Diese Methode ist in dieser Arbeit verwendet worden. Es wird eine PA-Kugel genutzt und die Geschwindigkeit auf den Bereich von 35-45m/s festgelegt. Die Probe wird für den Beschuss auf einer Lochplatte fixiert (vgl. Abbildung 32).<sup>55</sup>

<sup>53</sup> Vgl. Uda, et al., 2009, S. 2309f.

<sup>54</sup> Quelle: Saito / Kimpara, 2009, S. 848

<sup>55</sup> Vgl. Symons / Davis, 2000, S. 381f.

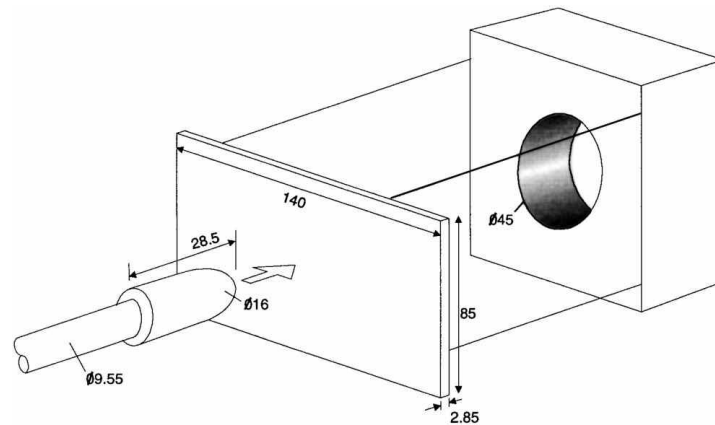


Abbildung 32: Impact-Einbringung per Gas-Pistole, Stützen der Probe durch Lochplatte<sup>56</sup>

Die jeweils wirkende Impact-Energie wird als die kinetische Energie des Impactors direkt beim ersten Kontakt mit der Probe definiert.<sup>57</sup> In einem Großteil der in der Literatur zu findenden Arbeiten zum Impact-Verhalten von Faserverbundbauteilen wird zusätzlich die Impact-Energie normalisiert, indem sie durch die Probendicke geteilt wird.<sup>58</sup>

Die meisten Autoren arbeiten mit Impact-Energien, die im Bereich von 0,5-5J/mm liegen.<sup>59</sup> Idealerweise sollte die Impact-Energie gleichzeitig mit Schadenskategorien wie BVID und VID verknüpft werden. *Symons et al.* nehmen diese Zuordnung vor und geben an, dass bei einer Probendicke von 2,85mm die durchschnittliche normalisierte Impact-Energie für einen kaum sichtbaren Schaden bei 1,75J/mm und bei einem sichtbaren Schaden bei 3,5J/mm liegt.<sup>60</sup>

### 3.2 Schadensgröße und -form

Das Schadensbild nach einem Impact ist vor allem durch die entstandenen Delaminationen geprägt. Delaminationen treten nur bei Schichtverbunden auf und beschreiben die Ablösung der Klebeverbindung zwischen den einzelnen Schichten. Hervorgerufen werden sie durch an den Grenzflächen von zwei Faserlagen wirkenden Spannungen, den sogenannten interlamina- ren Spannungen. Der Ausgangspunkt von Delaminationen sind hauptsächlich Zwischenfaser- brüche. Wird ein Faserverbund von einem Impact getroffen, wird der Verbund einer hohen, lokal begrenzten Querkraftbiegung unterworfen. Dies resultiert in Zwischenfaserbrüchen, die

<sup>56</sup> Quelle: Ibid., S. 381

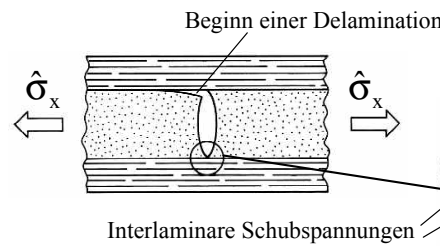
<sup>57</sup> Vgl. Uda, et al., 2009, S. 2308f.

<sup>58</sup> Vgl. Saito / Kimpara, 2009, S. 849; Uda, et al., 2009, S. 2309

<sup>59</sup> Vgl. Tai, et al., 1998, S. 3f.; Mitrovic, et al., 1999, S. 2063; Uda, et al., 2009, S. 2310

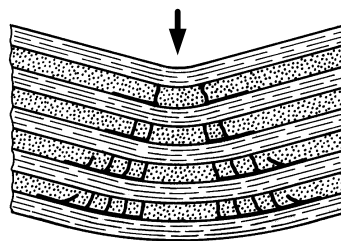
<sup>60</sup> Vgl. Symons / Davis, 2000, S. 382

sich an einer anders orientierten Nachbarschicht durch die wirkenden Normalspannungen zu Delaminationen entwickeln (vgl. Abbildung 33).<sup>61</sup>



**Abbildung 33: Entwicklung von Delaminationen an Zwischenfaserbrüchen in Folge von Normalspannungen**<sup>62</sup>

Eine Delamination breitet sich von der Einschlagstelle in die Tiefe aus und nimmt dabei auf der dem Schlag abgewendeten Seite zu (vgl. Abbildung 34).<sup>63</sup>



**Abbildung 34: In einem durch einen Impact belasteten Faserverbund breiten sich Zwischenfaserbrüche in Dickenrichtung aus und sind Ursprung für Delaminationen.**<sup>64</sup>

Die Ausdehnung einer Delamination ist von den verwendeten Faserlagen und -orientierungen abhängig. Um sie zu erfassen, können beispielsweise ein Ultraschall-C-Bild angefertigt oder eine Thermografie-Aufnahme erstellt werden.

*Uda / Ono / Kunoo* erstellten C-Scan-Bilder von Proben mit einem quasi-isotropen Laminaufbau, welche einem Impact von 1,9J/mm Energie ausgesetzt wurden (vgl. Abbildung 35).

<sup>61</sup> Vgl. Schürmann, 2008, S. 384f.

<sup>62</sup> Quelle: Ibid., S. 385

<sup>63</sup> Vgl. Ibid.

<sup>64</sup> Quelle: Ibid.

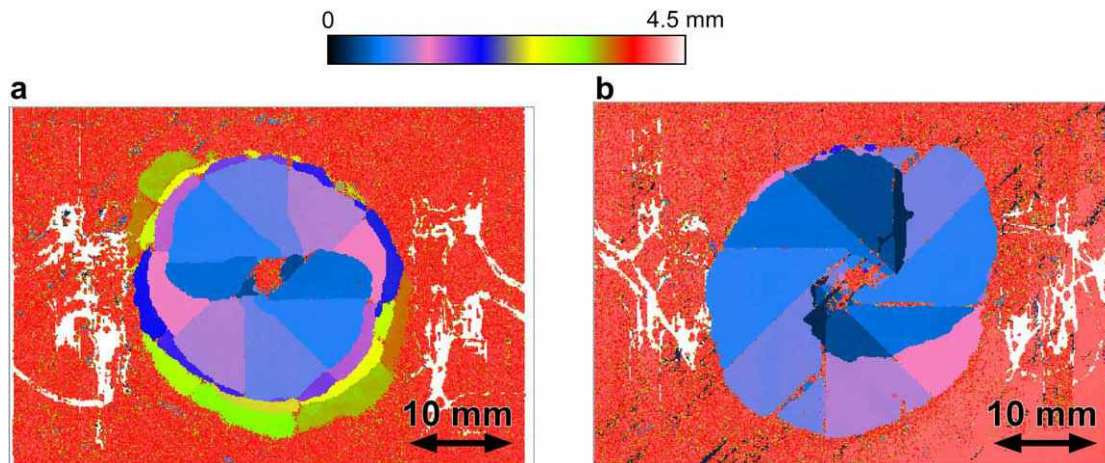


Abbildung 35: C-Scan-Bilder einer mit 1,91J/mm beschädigten UT500/Epoxyd-Probe:  
(a): Vorderseite, (b): Rückseite<sup>65</sup>

Die Bilder zeigen die Vorderseite und die Rückseite einer Probe. Die Farben kennzeichnen darin die Tiefe, in der sich der Defekt befindet. Der rote Bereich im Bild ist fehlerfrei, das Echo des Ultraschallgerätes wurde also von der Rückwand zurückgeworfen. Die anders gefärbten Bereiche sind Delaminationen. Jede Farbe kann über die über der Abbildung dargestellte Skala einer Tiefe im Laminat und damit einer bestimmten Laminatschicht zugeordnet werden. Delaminationen treten nur zwischen zwei unterschiedlich orientierten Faserlagen auf. Besitzen zwei Faserlagen die gleiche Orientierung, kommt es an der gemeinsamen Grenzfläche zu keiner Ablösung. Eine Delamination breitet sich in Richtung der Fasern der Schicht unterhalb der Grenzfläche aus.<sup>66</sup> Deshalb kann auch aus Abbildung 35 aus der Orientierung der Delaminationen auf den Laminataufbau geschlossen werden. Es scheint, als ob sich die Delamination schraubenförmig in die Probentiefe fortsetzt und dabei ihr Durchmesser zunimmt.<sup>67</sup>

Auch bei orthotropen Laminaten lässt sich im C-Scan aus Abbildung 36 die Faserorientierung erkennen.

<sup>65</sup> Quelle: Uda, et al., 2009, S. 2310

<sup>66</sup> Vgl. Abrate, 2005, S. 140

<sup>67</sup> Vgl. Uda, et al., 2009

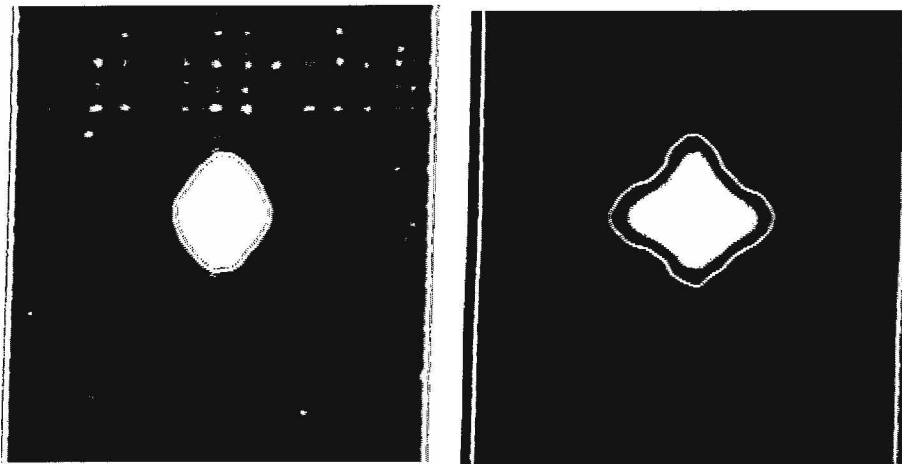


Abbildung 36: C-Scan-Bild beschädigter bidirektionaler Proben bei unterschiedlichen Impact-Energien, links: 1,75J/mm (BVID), rechts: 3,5J/mm (VID)<sup>68</sup>

Vor allem bei höheren Impact-Energien breitet sich die Delamination sichtbar kreuzförmig in die  $0^\circ$  und  $90^\circ$ -Faserrichtung aus, bei Energien im Bereich eines BVID (1,75J/mm, vgl. oben) ist diese Ausprägung hingegen nicht so stark.<sup>69</sup>

Um das Schadensmaß zu bestimmen, werden die C-Scan-Bilder mit einer Bildbearbeitungssoftware vermessen. Für die in Abbildung 36 dargestellten C-Scan-Bilder ermittelten *Symons / Davis* die jeweiligen Delaminationsflächen (mean delamination area) mit der zugehörigen Standardabweichung (standard deviation) (vgl. Tabelle 3).<sup>70</sup>

Tabelle 3: Schadensabmessungen nach einem Impact an einem orthotropen Laminat<sup>71</sup>

	Medium (BVID $\sim$ 5 J)	Severe (VID $\sim$ 10 J)
Mean incident impact energy (J)	4.62	9.54
Standard deviation (J)	0.38	0.57
Mean incident impact velocity (m/s)	6.26	8.99
Standard deviation (m/s)	0.26	0.27
Mean permanent indentation (mm)	0.08	0.65
Standard deviation (mm)	0.02	0.20
Mean delamination area (mm <sup>2</sup> )	320	717
Standard deviation (mm <sup>2</sup> )	30	113

Die Zahlen lassen erkennen, dass die Delaminationsfläche mit zunehmender Impact-Energie anwächst, bei Verdoppelung der Energie ist auch die entstandene Delaminationsfläche doppelt so groß.

<sup>68</sup> Quelle: Symons / Davis, 2000, S. 382

<sup>69</sup> Vgl. Ibid., S. 381f.

<sup>70</sup> Vgl. Ibid.

<sup>71</sup> Quelle: Ibid.

Ein stetiges Wachstum der Schadensgröße mit steigender Energie kann auch bei quasi-isotropen Laminaten beobachtet werden.<sup>72</sup> Abbildung 37 zeigt die C-Scan-Aufnahme eines solchen Probekörpers, der unterschiedlichen Impacts ausgesetzt wurde. Der Durchmesser der dunklen, kreisförmigen Bereiche nahm mit steigender Impact-Energie zu. In der Abbildung erfolgt die Messung in Bildschirmhöhe (BSH, engl. Full Screen Height, FSH). 100% der Bildschirmhöhe sagen aus, dass der Ultraschallimpuls ungehindert bis in die volle Tiefe des Materials vorgedrungen ist. Je kleiner die Bildschirmhöhe, desto geringer fällt die Amplitude des Rückwandechos aus. Dies geschieht, wenn der Eingangsimpuls auf einen Fehler in der Probe stößt und somit deutlich geschwächt zurückgeworfen wird. Ist die Fehlstelle größer als der Ultraschallkopfdurchmesser, verschwindet das Rückwandsignal komplett.

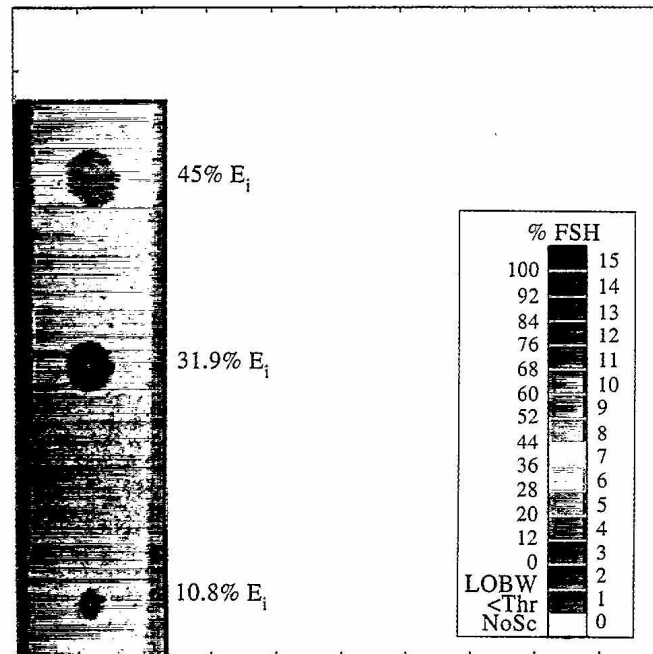


Abbildung 37: C-Scan-Bild eines quasi-isotropen Probekörpers bei unterschiedlichen Energie-Level.

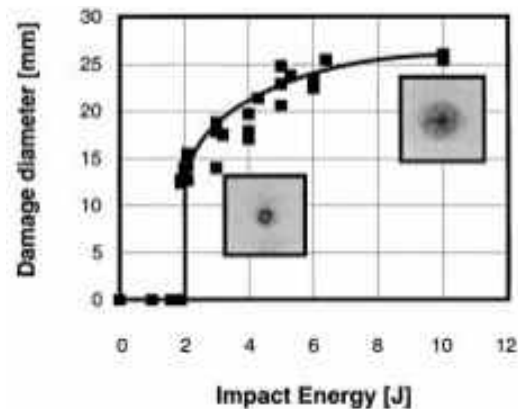
$$E_i = 3,98\text{J}/\text{mm}^{73}$$

Eine weitere Erkenntnis ist, dass die beschädigte Fläche bei niedrigen Impact-Energien stark variiert. *Mitrovic / Hahn* testeten quasi-isotrope Probekörper mit unterschiedlichen Energien. Bis zu einer Energie von 1,9J wiesen mehrere Proben im Röntgenbild eine Delamination von 12,7mm Durchmesser auf, manche hingegen waren gänzlich unbeschädigt. Eine Erhöhung der Impact-Energie leicht über 1,9J führte dagegen zu einem konsistenten Ergebnis. Die Delamination trat bei allen Probekörpern auf und war durchschnittlich 12,7mm groß (vgl.

<sup>72</sup> Vgl. Tai, et al., 1998, S. 6

<sup>73</sup> Quelle: Ibid., S. 7

Abbildung 38). Daraus lässt sich schlussfolgern, dass es eine Grenzenergie gibt, bis zu der eine Delamination in den Proben nicht zuverlässig auftritt.<sup>74</sup>



**Abbildung 38: Durchmesser der Delamination über die Impact-Energie für ein quasi-isotropes Laminat<sup>75</sup>**

Dieser Eindruck widerspricht den Erkenntnissen der vorangegangenen Autoren.<sup>76</sup> Das ermittelte Verhalten ist keinesfalls als stetig zu bezeichnen. Verfolgt man den Verlauf der Kurve in Abbildung 38 weiter, so scheint sich die Kurve zu großen Impact-Energien hin abzuflachen. Insgesamt zeichnet sich hier ein eher exponentieller Verlauf ab.

Bisher wurde die flächenmäßige Ausbreitung der Delamination diskutiert. Von Interesse ist ebenso, in welcher Tiefe sich die Delamination befindet bzw. wie sie über alle Faserschichten verteilt ist.

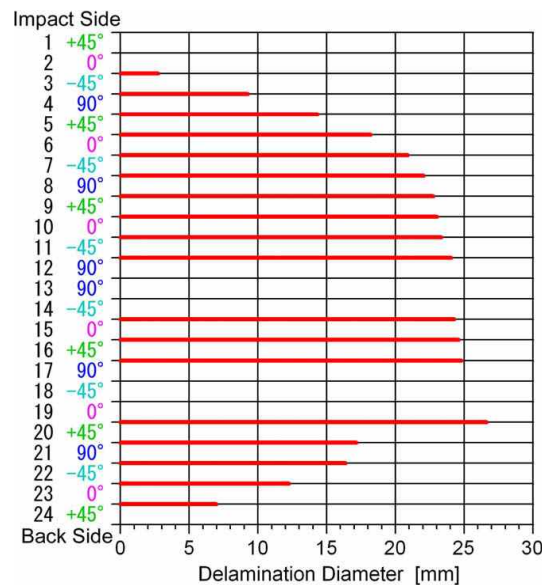
Eine solche Messung kann durch Ultraschall für jede Schicht einzeln erfolgen. Alle Einzelergebnisse werden dann über die Probentiefe aufgetragen (vgl. Abbildung 39).

<sup>74</sup> Vgl. Mitrovic, et al., 1999, S. 2063

<sup>75</sup> Quelle: Ibid.

<sup>76</sup> Vgl. Tai, et al., 1998, S. 6; Symons / Davis, 2000, S. 382





**Abbildung 39: Größe der Delamination in den jeweiligen Schichten einer UT500/Epoxyd-Probe bei 1,91J/mm Impact-Energie<sup>77</sup>**

Die Abbildung zeigt, dass der Durchmesser der Delamination bis 2/3 der Probentiefe zunimmt und dann wieder abnimmt. Bei dicken Laminaten beginnen die Zwischenfaserbrüche durch die hohe, lokale Impact-Last in der ersten Schicht und breiten sich anschließend tannenbaumförmig in das Laminat aus. Handelt es sich um dünne Laminat, sind vielmehr die hohen Biegespannungen auf der Rückseite der Ausgangspunkt von Delaminationen und eine Ausbreitung im Material erfolgt in umgekehrter Tannenbaumform.<sup>78</sup> Das in Abbildung 39 gezeigte, 24 Lagen starke Laminat zeigt beide Erscheinungen. Aufgrund der Materialdicke ist der Anteil der Delaminationen durch Biegespannungen auf der Rückseite aber geringer.

Eine Messung kann ebenfalls durch Röntgen-Computertomografie erfolgen. Dieses Verfahren erlaubt einen schnellen Einblick in das Material und ist daher der Ultraschalluntersuchung überlegen. Die Aufnahmen sind sehr detailliert und vergleichbar mit einem Schnittbild unter dem Mikroskop. Die Proben müssen dabei nicht zerstört werden.<sup>79</sup>

Abbildung 40 zeigt eine Röntgenaufnahme eines Laminats, das einen kaum sichtbaren Schaden besitzt.

<sup>77</sup> Quelle: Uda, et al., 2009

<sup>78</sup> Vgl. Abrate, 2005, S. 143f.

<sup>79</sup> Vgl. Symons / Davis, 2000, S. 382

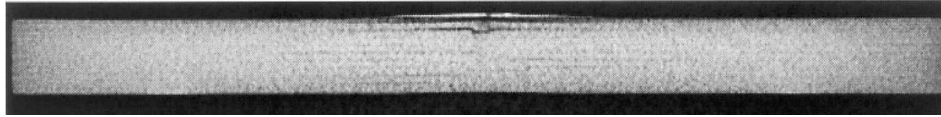


Abbildung 40: Per Röntgen-Computertomografie erstellter Querschnitt einer Probe mit BVID<sup>80</sup>

Es ist zu erkennen, dass die Schädigung nur an der Oberfläche auftritt und sich nicht in die Materialtiefe ausbreitet. Die Festigkeit des Probekörpers ist nur gering reduziert. Bei Abbildung 41 ist bei äußerlicher Betrachtung ein Impact-Schaden sichtbar und setzt sich durch das ganze Material fort. Schwere Faserbrüche und Delaminationen wurden verursacht. Daher ist hier die Festigkeit deutlich vermindert.



Abbildung 41: Per Röntgen-Computertomografie erstellter Querschnitt einer Probe mit VID<sup>81</sup>

### 3.3 Statische Restfestigkeit nach dem Impact

#### 3.3.1 Druckfestigkeit

Die Druckfestigkeit nach dem Impact (Compression after Impact Strength, CAI) gibt an, wie groß die Restfestigkeit eines Bauteils im Vergleich zu einem unbeschädigten Bauteil ist. Sie liegt deutlich unterhalb der normalen Festigkeit, ist aber von einigen Parametern abhängig. Ein Parameter ist der verwendete Matrixwerkstoff.

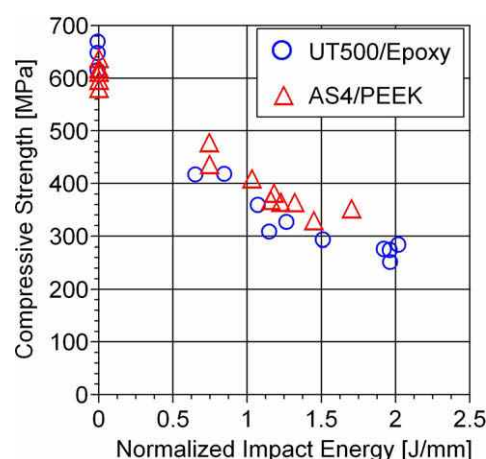


Abbildung 42: CAI-Festigkeit als eine Funktion der normalisierten Impact-Energie<sup>82</sup>

<sup>80</sup> Quelle: Ibid., S. 383

<sup>81</sup> Quelle: Ibid.

<sup>82</sup> Quelle: Uda, et al., 2009, S. 2311

In Abbildung 42 ist zu erkennen, dass die CAI-Festigkeit mit steigender Impact-Energie deutlich abfällt, bei der Epoxydmatrix (blau) stärker als bei der Polyetheretherketon (PEEK)-Matrix (rot). Tatsächlich beträgt die CAI-Festigkeit eines Laminats mit dem Thermoplasten PEEK als Matrix 55%, die eines Laminats mit einer duroplastischen Matrix aus Epoxydharz hingegen nur 40% der normalen Festigkeit.<sup>83</sup>

Ein anderer Parameter ist das Halbzeug. Eine Gegenüberstellung von orthotropem Gewebe und einem Multiaxialgelege (MAG) zeigt, dass die CAI-Festigkeit des MAG mit 34% eindeutig geringer ist als die des Gewebes (41%) (vgl. Abbildung 43). Der drastische Einfluss eines Impacts von in diesem Fall 1J/mm Energie wird ebenfalls offensichtlich.<sup>84</sup>

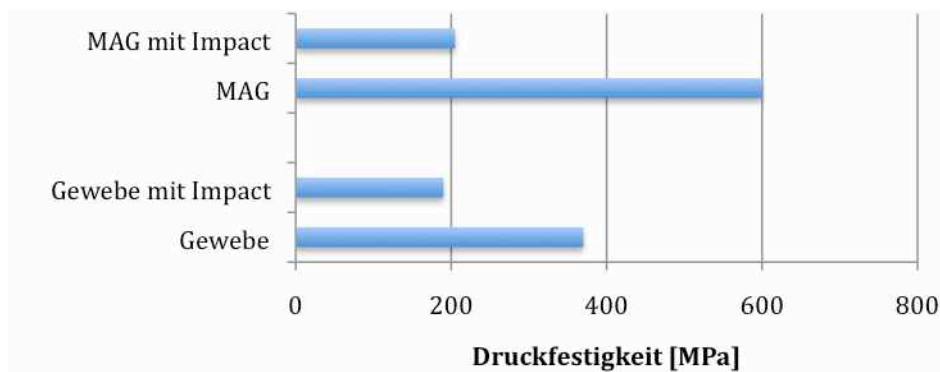


Abbildung 43: Vergleich der Druckfestigkeit bei Multiaxialgelegen (MAG) und Geweben mit und ohne Impact von 1J/mm<sup>85</sup>

Den größten Einfluss hat die verwendete Impact-Energie. Ähnlich der Größe der Delamination bleibt die Festigkeit der Proben bis zu einer Grenzenenergie konstant. Sobald die Impact-Energie leicht oberhalb dieser Grenze liegt, fällt die Festigkeit schlagartig um 25% ab. Ein Vergleich von Delaminationsfläche und CAI-Festigkeit in Abbildung 44 offenbart den direkten Zusammenhang zwischen den beiden Werten.<sup>86</sup>

<sup>83</sup> Vgl. Ibid., S. 2310

<sup>84</sup> Vgl. Saito / Kimpara, 2009, S. 849

<sup>85</sup> Quelle: Ibid.

<sup>86</sup> Vgl. Mitrovic, et al., 1999, S. 2063f.

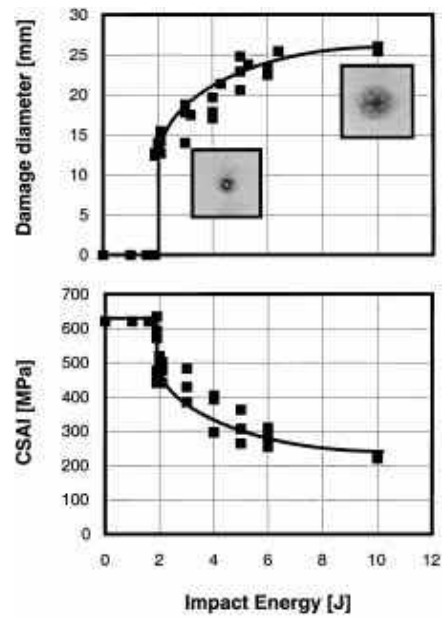


Abbildung 44: Gegenüberstellung von Delaminationsgröße und CAI-Festigkeit anhand der Impact-Energie<sup>87</sup>

Gerade weil die Druckfestigkeit von Faserverbunden in hohem Maße von der Matrix-Faser-Haftung abhängig ist, haben Delaminationen und Zwischenfaserbrüche im Material eine reduzierte Stützwirkung zur Folge und erniedrigen somit die Druckfestigkeit in Lastrichtung. Durch die Delaminationen wird außerdem die Biegesteifigkeit des Schichtverbundes gesenkt. In der Folge beult das Bauteil unter Druckbelastung deutlich schneller aus, als ein unbeschädigtes. Doch auch die Auswirkungen eines Impacts auf die Zugfestigkeit sind nicht unerheblich.

### 3.3.2 Zugfestigkeit

Analog zur Druckfestigkeit lässt sich auch für die Zugfestigkeit feststellen, dass sie erst ab einer bestimmten Grenzenergie abfällt. Für ein orthotropes Laminat ermittelten *Kang / Kim* eine normalisierte Grenzenergie von 1,2J/mm, ab der die Festigkeit dramatisch abfällt. Um eine Vorhersage über die Restfestigkeit treffen zu können, beziehen sich die Autoren auf ein Vorhersagemodell nach *Caprino*<sup>88</sup>:

$$\frac{\sigma_R}{\sigma_0} = \left\{ \frac{E_{th}}{E_i} \right\}^\alpha \quad (3.1)$$

<sup>87</sup> Quelle: Ibid.

<sup>88</sup> Vgl. *Caprino*, 1984, Formel (6)

Darin ist  $\sigma_R$  die Restfestigkeit nach dem Impact und  $\sigma_0$  die Festigkeit einer intakten Probe. Wurde die Grenzenergie  $E_{th}$  experimentell ermittelt, ermöglicht die Funktion eine Vorhersage des Verhältnisses von Restfestigkeit zu Bruchfestigkeit in Abhängigkeit der Impact-Energie  $E_i$ . Der Koeffizient  $\alpha$  wird variiert, um die Kurve möglichst genau an die experimentell ermittelten Werte anzugleichen. Die sich ergebende Funktion ist zusammen mit den Daten aus dem Experiment in Abbildung 45 dargestellt.

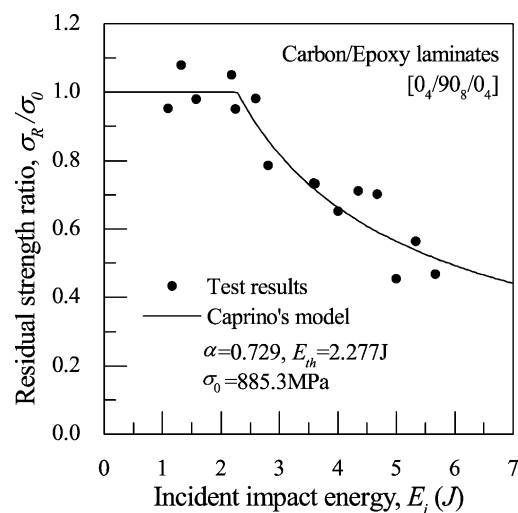


Abbildung 45: Vorhersagemodell für die Restfestigkeit eines orthotropen Laminats<sup>89</sup>

Es ist erkennbar, dass das gewählte Modell gut geeignet ist, um das Verhalten des Laminats vorherzusagen.<sup>90</sup>

Trotzdem muss in Betracht gezogen werden, dass gerade in Bereichen hoher Energien eine zunehmende Varianz in der Restfestigkeit auftritt (vgl. Abbildung 46). Diese kann bis zu 40% betragen. Zusammenfassend lässt sich daher ableiten, dass die statische Zugfestigkeit mit steigender Impact-Energie abnimmt, während gleichzeitig die Standardabweichung um den Mittelwert bei größeren Energien erheblich ansteigt.<sup>91</sup>

<sup>89</sup> Quelle: Kang / Kim, 2004, S. 531

<sup>90</sup> Vgl. Ibid., S. 531f.

<sup>91</sup> Vgl. Tai, et al., 1998, S. 7f.

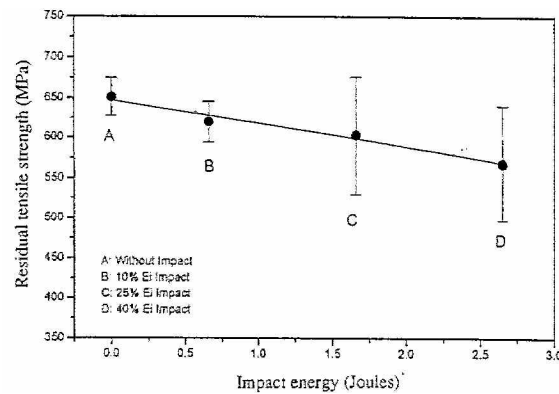


Abbildung 46: Restzugfestigkeit der Probekörper nach verschiedenen Impacts mit niedrigen Energien<sup>92</sup>

### 3.4 Schadenswachstum und Dauerfestigkeit

Das Schadenswachstum hängt bei Faserverbundwerkstoffen vor allem von der verwendeten Anregung ab. Diese kann entweder durch eine anschwellende Druck- oder Zuglast oder durch eine wechselnde Last von Zug nach Druck erfolgen. Der angenommene Lastfall wird im Versuch durch das Spannungsverhältnis angegeben. Es ist definiert als Verhältnis von Unter- zu Oberspannung und wird mit  $R$  gekennzeichnet. Je nach Lage der Spannungen wird zwischen Zug- (z.B.  $R=0,05$ ), Druckschwell- (z.B.  $R=10$ ) und Wechselbereich (z.B.  $R=-1$ ) unterschieden.

Abhängig von der Lasteinbringung werden unterschiedliche Ergebnisse erzielt. Gemäß *Rosenfeld / Gause* hat die Prüfung der Dauerfestigkeit von CFK im Druckschwellbereich die größte Reduzierung der Lebensdauer zur Folge, bei Metallen ist das Gegenteil der Fall<sup>93</sup>. Auch sollte die Frequenz von 5Hz nicht überschritten werden, da höhere Werte das Material erwärmen, was wiederum Einflüsse auf die mechanischen Eigenschaften und damit das Fatigue-Verhalten der Proben hat.<sup>94</sup>

Zur Ermittlung des Dauerfestigkeitsverhaltens eines Materials wird in der Werkstofftechnik ein Wöhlerschaubild oder auch S-N-Kurve angefertigt. Dabei werden die Prüfkörper über mehrere Zyklen mit einer meist sinusförmig aufbrachten Kraft belastet. Üblicherweise trägt man dann sowohl die Lastspielzahl als auch die Spannungsamplitude logarithmisch auf, aber auch eine lineare und halblogarithmische Auftragung sind möglich.

<sup>92</sup> Quelle: Ibid., S. 4

<sup>93</sup> Vgl. Rosenfeld / Gause, 1981; Schatz D, 1987

<sup>94</sup> Vgl. Sjögren / Asp, 2002

### 3.4.1 Schadenswachstum im Schwelllastbereich

Der in Abbildung 47 dargestellte C-Scan zeigt die Rückseite einer Probe mit Impact, links zu Beginn der Belastung und rechts kurz vor dem Versagen. Die Probe wurde im Druck-Druck-Bereich unter konstanter Amplitude getestet.

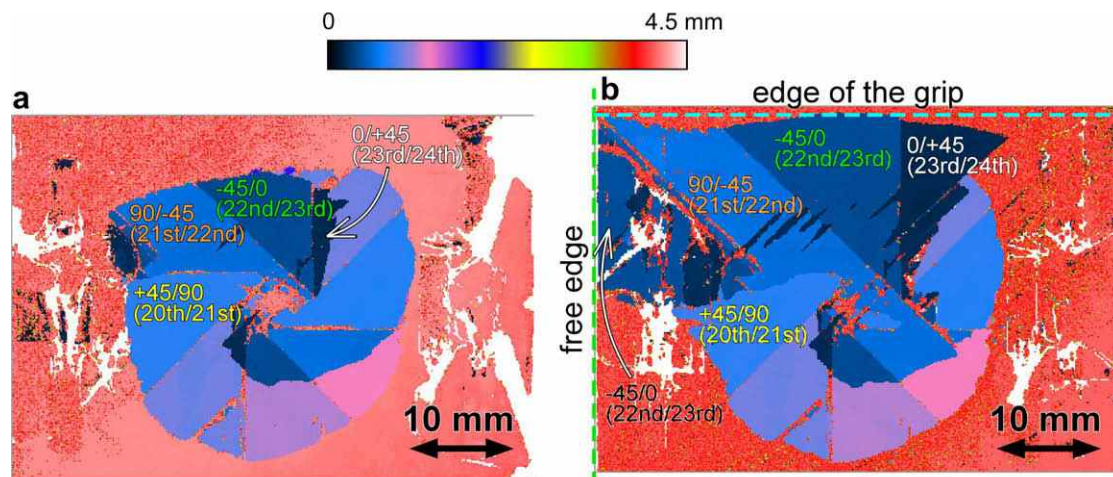


Abbildung 47: C-Scans der Rückseite einer quasi-isotropen Probe mit Impact:  
(a) 413 Zyklen, (b) 16480<sup>95</sup>

Die vorhandene Delamination wächst in diesem Fall anfänglich in Breitenrichtung der Probe und breitet sich zum Ende der Lebensdauer auch in Lastrichtung aus.<sup>96</sup> Letztendlich ist es der Laminataufbau, der bestimmt, in welche Richtung sich der Schaden ausdehnt.<sup>97</sup>

Ob eine vorhandene Delamination wächst, hängt vor allem von der Höhe der anregenden Spannung ab. Bei 40% - 50% der CAI-Festigkeit konnten *Mitrovic / Hahn* für  $10^6$  Lastzyklen kein Wachstum der Delamination feststellen. Erst bei 70% und 80% der CAI-Festigkeit tritt eine deutliche Vergrößerung auf (vgl. Abbildung 48).

<sup>95</sup> Quelle: Uda, et al., 2009, S. 2313

<sup>96</sup> Ibid., S. 2312f.

<sup>97</sup> Vgl. Ramkumar, 1982, S. 208f.

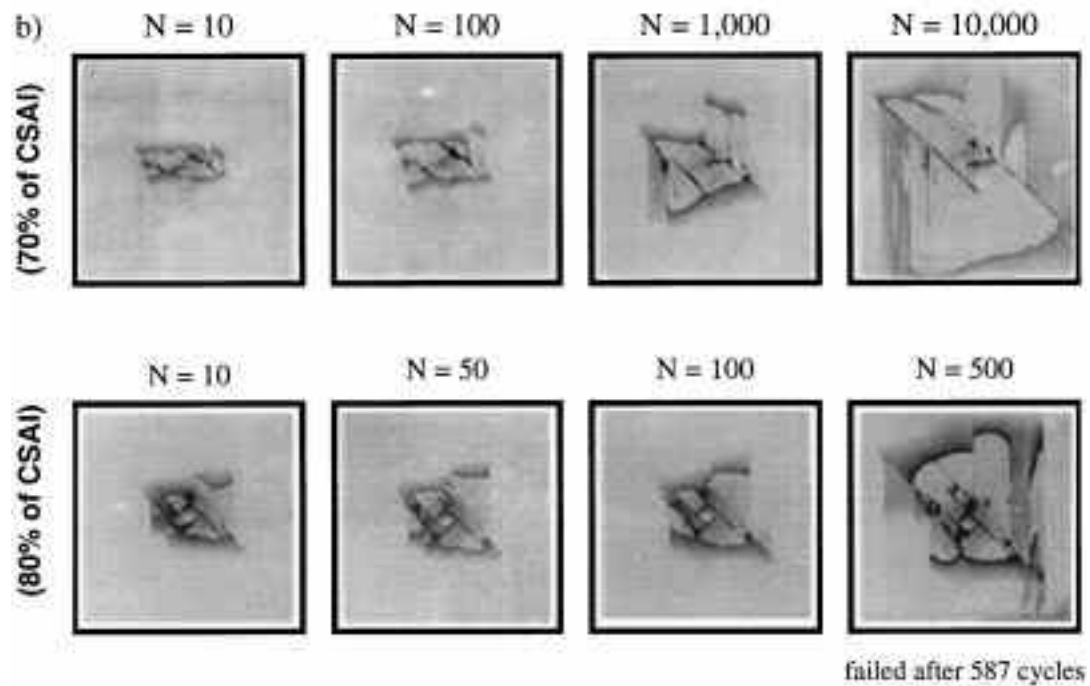


Abbildung 48: Schadenswachstum einer Probe mit Impact bei verschiedenen Anregungslasten und Zyklen<sup>98</sup>

Bei 70% der CAI-Festigkeit tritt ein messbares Wachstum ab 100 Zyklen auf, während bei 10.000 Zyklen die Probe bereits von der Delamination durchzogen ist. Bei einer 10% höheren Last wächst die Delamination schon ab 50 Zyklen und der Probekörper versagt nach weiteren 450 Zyklen.

Die Delamination wächst allerdings nur auf der Rückseite der Probe, was die Detektierbarkeit verschlechtert.<sup>99</sup>

### 3.4.2 Schadenswachstum im Wechsellastbereich

Mitrovic und Hahn testeten nicht nur unter Druck-Schwellast, sondern auch bei Wechsellast, also im Zug-Druck-Bereich. Ähnlich wie im Schwellbereich zeigten Proben, die mit 30% CAI-Festigkeit und wechselnder Belastung auf Dauerfestigkeit getestet wurden, kein Delaminationswachstum bis  $10^6$  Zyklen. Vielmehr war das Schadenswachstum vergleichbar mit dem von intakten Proben. Die Proben versagten anschließend durch Faserbruch.

<sup>98</sup> Quelle: Mitrovic, et al., 1999, S. 2067

<sup>99</sup> Vgl. Ibid., S. 2067; Uda, et al., 2009, S. 2312



Bei höheren Amplituden von 40% und 50% der CAI-Festigkeit versagten die Probekörper durch eine vom Rand ausgehende Delamination und Faserbruch. Es kam nur zu einer geringen Ausbreitung der Impact-Beschädigung (vgl. Abbildung 49).

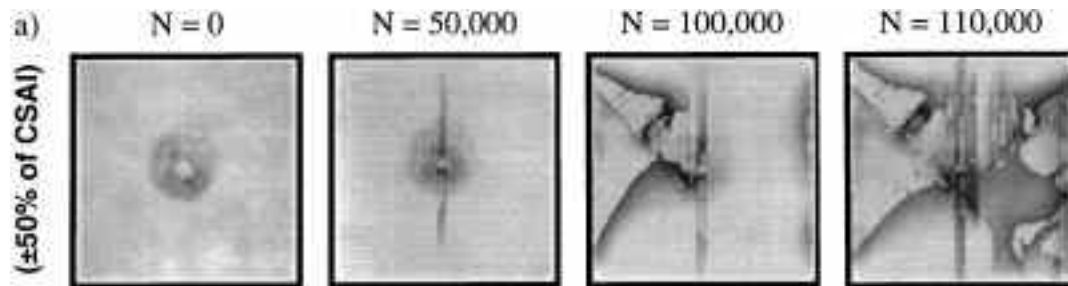


Abbildung 49: Schadenswachstum einer Probe mit Impact bei verschiedenen Lastzyklen<sup>100</sup>

Obwohl der anfängliche Impact-Schaden geringfügig wächst, sind die Hauptversagensmechanismen die Eckdelamination und der Faserbruch. Beide konnte auch bei intakten Proben als Versagensursachen ermittelt werden.<sup>101</sup>

Da *Behetsy / Harris* sowie *Rosenfeld / Gause* herausstellen, dass der Druck-Anteil der zyklischen Belastung groß sein muss, damit sich eine Verkürzung der Lebensdauer in den Proben niederschlägt<sup>102</sup>, sollten die Ermüdungsversuche unter Wechsellast schwerpunktmäßig im Druckbereich durchgeführt werden.

*Symons / Davis* fertigten während einer derartigen zyklischen Belastung in bestimmten Abständen Ultraschallaufnahmen der Proben an, um festzustellen, ob der Bereich der Delamination sich ausbreitet. Die Bilder in Abbildung 50 zeigen, dass die Delamination nur geringfügig wächst, bevor das Bauteil versagt. Im Bereich hoher Lastwechsel dehnt sich der Schaden zu den freien Rändern aus, die Fläche bleibt jedoch annähernd gleich.

<sup>100</sup> Quelle: Mitrovic, et al., 1999, S. 2067

<sup>101</sup> Vgl. Ibid.

<sup>102</sup> Vgl. Beheshty / Harris, 1998

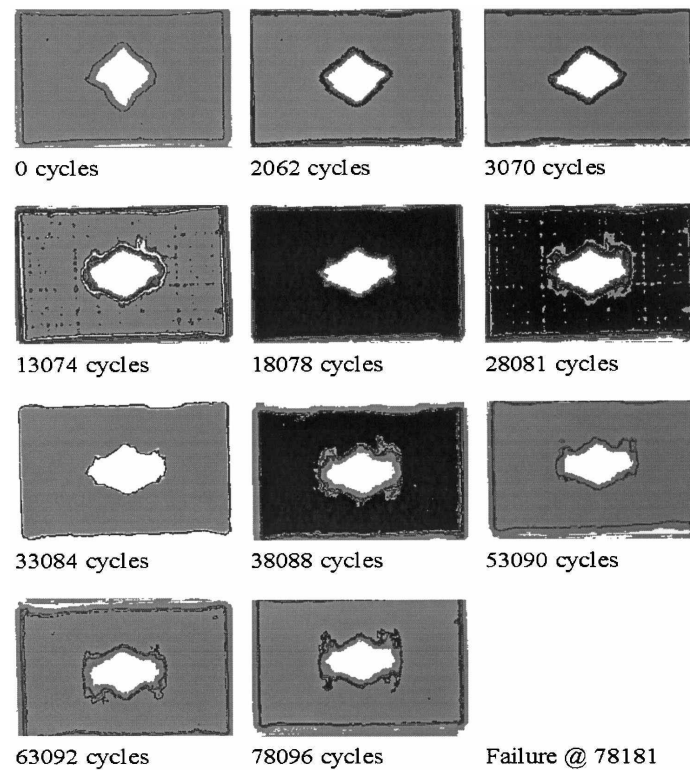


Abbildung 50: C-Scan-Bilder einer mit 8,8J Impact-Energie beschädigten Probe im Ermüdungsversuch nach verschiedenen Zyklen<sup>103</sup>

Eine Abhängigkeit des Schadenswachstums vom verwendeten Halbzeug haben *Saito / Kimpara* ermittelt. Bei einem Gewebe breitete sich die Delamination nur geringfügig aus, die Probe versagte aber schlagartig durch einen Riss im Bereich des Impacts (vgl. Abbildung 51).

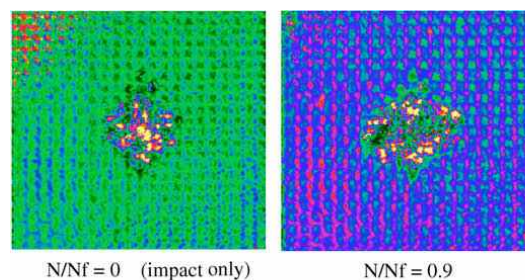


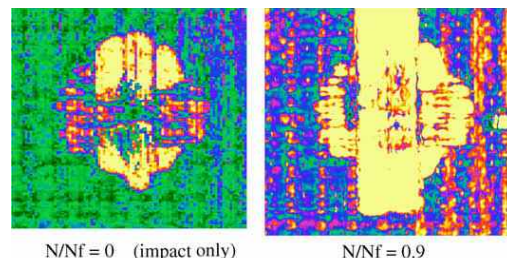
Abbildung 51: C-Scan-Bilder eines Gewebes, links: direkt nach Impact, rechts: kurz vor dem Versagen<sup>104</sup>

Verwendeten die Autoren ein Multiaxialgelege als Halbzeug, breitete sich der Schaden in vertikaler Lastrichtung aus und die Probe versagte durch einen horizontalen Riss, der durch den Impact-Punkt ging (vgl. Abbildung 52).<sup>105</sup>

<sup>103</sup> Quelle: Symons / Davis, 2000, S. 386

<sup>104</sup> Quelle: Saito / Kimpara, 2009, S. 849

<sup>105</sup> Vgl. Ibid.

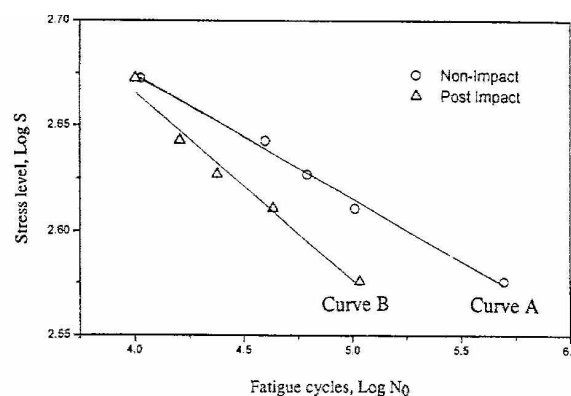


**Abbildung 52: C-Scan-Bilder eines Multiaxialgeleges, links: direkt nach Impact, rechts: kurz vor dem Versagen<sup>106</sup>**

Es kann festgestellt werden, dass die Schadensausbreitung in einem beschädigten Kohlenstoff-faserbauteil ein komplexer Prozess ist. Er ist zum einen durch stetig fallende Steifigkeit im beschädigten Bereich und leichtes, kontinuierliches Anwachsen der Delamination auf der Rückseite des Bauteils bestimmt, zum anderen durch diskrete Ereignisse. Diese umfassen die Entstehung und Ausbreitung von Spannungsrissen auf der Vorderseite bereits bei niedrigen Lastwechseln sowie bei Multiaxialgeleges das Ausbeulen einzelner Rovings um die Impact-Zone. In den meisten Tests deutete ein sich beschleunigendes Schadenswachstum auf ein baldiges Versagen hin.

### 3.4.3 Auswirkungen des Impacts auf die Dauerfestigkeit

Die Wöhlerkurven eines intakten und eines beschädigten quasi-isotropen Probekörpers sind in Abbildung 53 dargestellt. Sie wurden im Zugschwellbereich geprüft.



**Abbildung 53: Vergleich der Wöhlerkurven eines intakten und beschädigten Probekörpers<sup>107</sup>**

Durch die logarithmische Auftragung von sowohl Zyklen als auch Spannungen ergeben sich lineare Verläufe. Der steilere Abfall der Post-Impact-Kurve (vgl. Abbildung 53, Kurve B) impliziert, dass eine Abhängigkeit zwischen Impact und Lebensdauer besteht.

<sup>106</sup> Quelle: Ibid.

<sup>107</sup> Quelle: Tai, et al., 1998, S. 6

Allerdings kann bei nicht-logarithmischer Spannungsauftragung festgestellt werden, dass der Einfluss des Impacts erst bei einer hohen Lastwechselzahl deutlich wird, in Bereichen bis  $10^4$  bleibt die Wöhlerkurve annähernd konstant (vgl. Abbildung 54).<sup>108</sup>

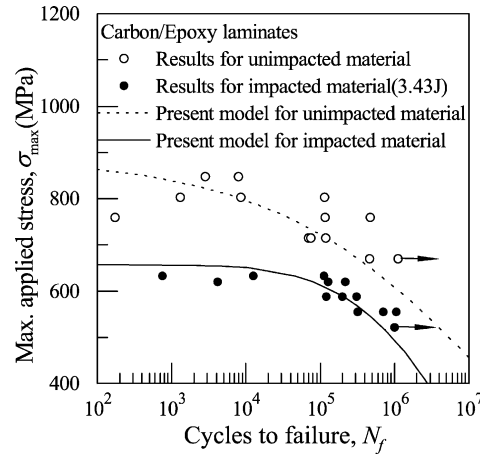


Abbildung 54: Einfluss der Lastwechselzahl auf die Dauerfestigkeit

In Abbildung 54 ist ferner ein analytisches Modell abgebildet, mit dem sich der Verlauf der Wöhlerkurve eines Impact-geschädigten Laminats vorhersagen lässt. Das Modell basiert auf einer Formel von Hwang<sup>109</sup> und legt im ersten Schritt durch die Punkte einer Referenz-Wöhlerkurve von intaktem Material eine Trendlinie:

$$N_f = p \left( 1 - \frac{\sigma_{max}}{\sigma_0} \right)^q \quad (3.2)$$

Darin ist  $N_f$  die Anzahl an Zyklen, die ein Probekörper mit der statischen Bruchspannung  $\sigma_0$  bei der maximalen Spannung  $\sigma_{max}$  erreicht. P und q sind Parameter, die angepasst werden, um die Passgenauigkeit der Kurve zu verbessern.

*Kwang / Kim* nutzen die ermittelten Parameter p und q, um wiederum durch ihre entwickelte Formel auf das Verhalten der beschädigten Proben zu schließen:

$$N_{imp} = \frac{\sigma_R - \sigma_{max}}{\sigma_0 - \sigma_{max}} p \left( 1 - \frac{\sigma_{max}}{\sigma_0} \right)^q \quad (3.3)$$

<sup>108</sup> Vgl. Ibid., S. 5

<sup>109</sup> Vgl. Hwang W, 1986

Wird nun in die Formel die Restfestigkeit des Impact-geschädigten Laminats eingesetzt und für  $\sigma_{max}$  und  $\sigma_0$  die Werte für ein intaktes Laminat verwendet, so entsteht die in Abbildung 54 gezeigte Kurve, die mit den experimentellen Daten sehr gut übereinstimmt.<sup>110</sup> Auch hier wird deutlich: Beschädigte Proben besitzen eine verkürzte Lebensdauer gegenüber intakten Probekörpern.

Wie bereits erwähnt, hängt das Fatigue-Verhalten eines Composite-Bauteils in erster Linie von dem Spannungsverhältnis ab. Der Einfluss des Spannungsverhältnisses auf die Dauerfestigkeit von Composite-Bauteilen ist in Abbildung 55 dargestellt.

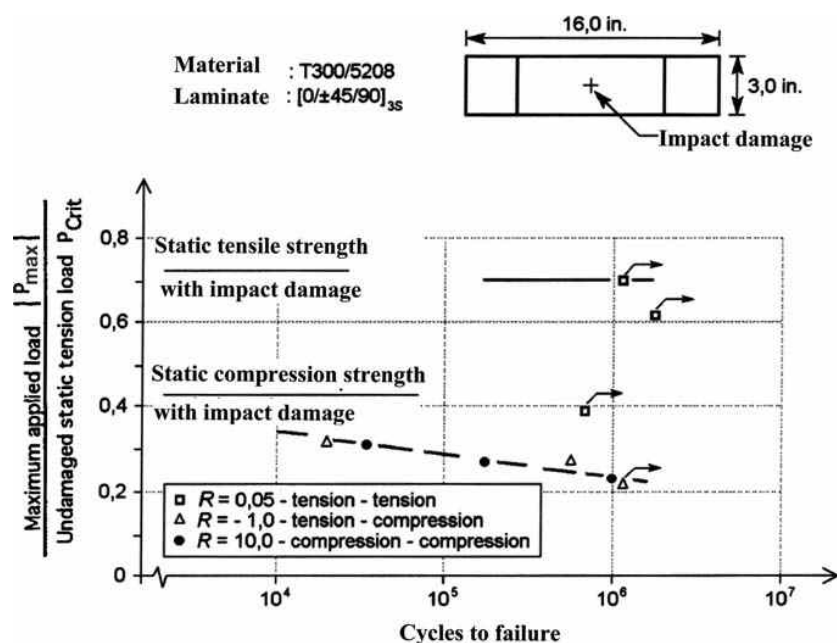


Abbildung 55: Einfluss des Spannungsverhältnisses auf das Ermüdungsverhalten von Laminaten mit Impact<sup>111</sup>

Während die Streuung bei einer Zugschwellbelastung groß ist und tendenziell die Restfestigkeit dennoch sehr hoch ist, ist bei der Prüfung im Zug-Druck und Druckschwellbereich ein deutlicher Abfall in der maximalen Spannung zu erkennen, der sich linear über die Lastzyklen fortsetzt. Daher sollte eine Ermüdungsprüfung möglichst bei diesen Belastungsfällen erfolgen.

Abbildung 54 und Abbildung 55 zeigen noch eine andere Bedeutsamkeit. Der Pfeil an den Punkten im Bereich hoher Lastwechselzahlen sagt aus, dass die Proben hier nicht versagten, sondern der Versuch bei intakter Probe abgebrochen wurde.

<sup>110</sup> Vgl. Kang / Kim, 2004, S. 530ff.

<sup>111</sup> Quelle: Walter, 1977, S. 238

Wird hierzu Abbildung 56 betrachtet, bei der die Dehnung über die Zyklen aufgetragen wurde, geht die Wöhlerkurve oberhalb einer bestimmten Lastspielzahl in eine Parallele zur X-Achse über. Die zu diesem Punkt gehörende Spannung ist die Dauerschwingfestigkeit der Probe. Hierunter wird der größte Spannungsausschlag verstanden, bei dem die Probe unendlich viele Lastwechsel aushält.

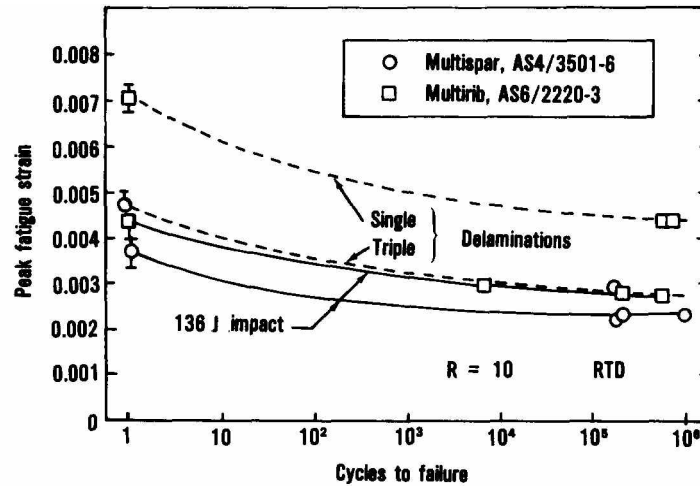


Abbildung 56: Ermüdungsverhalten von Probekörpern ohne (gestrichelte Linie) und mit (durchgezogene Linie) Impact, aufgetragen über die Dehnung<sup>112</sup>

Für die dargestellten Probekörper lag die Dauerschwingfestigkeit bei ungefähr 60% der statischen Restfestigkeit nach dem Impact<sup>113</sup>. Andere Autoren ermittelten ebenfalls Werte im Bereich von 80%-60% der CAI-Festigkeit.<sup>114</sup>

Das Auftragen der Wöhlerkurve anhand einer um die CAI-Festigkeit normalisierten Druckfestigkeit ermöglicht es, den Verlust an Dauerfestigkeit bei den unbeschädigten und beschädigten Probekörpern vergleichen zu können (vgl. Abbildung 57, links).

<sup>112</sup> Quelle: Demuts, 1985, S. 55

<sup>113</sup> Vgl. Ibid., S. 56

<sup>114</sup> Vgl. Jones, et al., 1987, S. 3

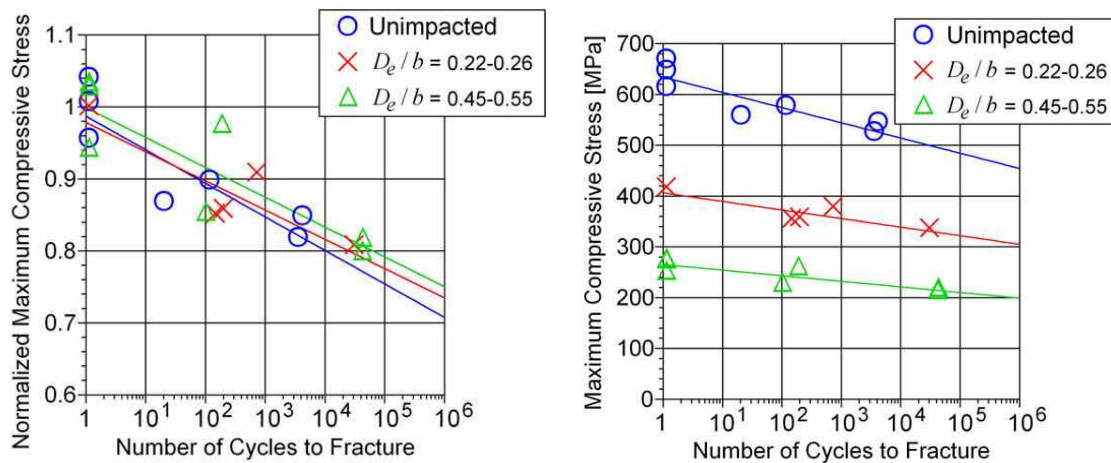


Abbildung 57: Wöhlerkurve von Impact-geschädigten und intakten Laminaten, links: unter normalisierter Maximalspannung<sup>115</sup>, rechts: ohne Normalisierung<sup>116</sup>

Interessanterweise kann für das CFK/Epoxyd-Laminat, das der Kurve zugrunde liegt, kein Unterschied im relativen Festigkeitsverlust zwischen intakten und beschädigten Probekörpern festgestellt werden. Ein absoluter Verlust ist alleine schon durch die um 40% niedrigere CAI-Festigkeit gegeben. Weiterhin zeigt Abbildung 57 rechts, dass die Wöhlerkurven der Laminaten mit Impact langsamer abfallen.

Abschließend folgt eine Zusammenfassung der dargelegten Ergebnisse in Tabelle 4 und Tabelle 5.

<sup>115</sup> Quelle: Uda, et al., 2009, S. 2312

<sup>116</sup> Quelle: Ibid., S. 2311

**Tabelle 4: Zusammenfassung der Schadensausbreitung bei CFK-Laminaten**

Referenz / Material	Spannungsbereich	Erkenntnisse bzgl. Schadenswachstum
<i>Uda / Ono / Kunoo</i> Quasi-isotropes C-Faser/Epoxyd-Laminat	Druckschwelllast $R \rightarrow \infty$	Delamination durch Impact breitet sich in Lastrichtung aus.
<i>Mitrovic / Hahn</i> Quasi-isotropes C-Faser/Epoxyd-Laminat	Druckschwelllast $R \rightarrow \infty$	Keine Ausbreitung für 40-50% der CAI-Spannung. Bei 70-80% CAI: deutliche Vergrößerung.
<i>Mitrovic / Hahn</i> Quasi-isotropes C-Faser/Epoxyd-Laminat	Wechsellast $R = -1$	Bei 30% CAI-Last: kein Wachstum. Bei 40-50% CAI-Last: nur geringe Ausbreitung der Delamination.
<i>Symons / Davis</i> UD-C-Faser/Epoxyd-Laminat	Wechsellast $R = -1$	Delamination wächst nur geringfügig. Bei hoher Zyklenzahl: Ausbreitung zu den freien Rändern.
<i>Saito / Kimpara</i> C-Fasern/Epoxyd-Laminat, in Gewebe und MAG-Form	Wechsellast $R = -1$	Geringe Schadensausbreitung bei Gewebe, schlagartiges Versagen. Beim MAG starke Ausbreitung der Delamination in Lastrichtung.



Tabelle 5: Zusammenfassung des Dauerfestigkeitsverhaltens von CFK-Laminaten

Referenz / Material	Spannungsbereich	Erkenntnisse bzgl. Dauerfestigkeit
<i>Tai / Yip / Lin</i> Quasi-isotropes C-Faser/Epoxyd- Laminat	Zugschwelllast R=0,1	Deutlich verringerte Lebensdauer der Proben mit Impact.
<i>Kang / Kim</i> Orthotropes Laminat aus C-Fasern und Epoxydharz	Zugschwelllast R=0,1	Impacteinfluss erst bei hohen Lastwechseln, Wöhlerkurve bis $10^4$ Zyklen annähernd konstant. Entwicklung eines Vorhersagemodells.
<i>Walter</i>	Schwell- und Wechsellast R=0,05 R=-1 R=10	Untersuchung des Einflusses des Spannungsverhältnisses auf die Dauerfestigkeit. Zugschwelllast: Große Streuung, aber hohe Restfestigkeit. Wechsel- und Drucklast: starker Abfall der Restfestigkeit bei allen Proben.
<i>Symons / Davis</i> UD-C-Faser/Epoxyd- Laminat	Wechsellast R=-1	Delamination wächst nur geringfügig. Bei hoher Zyklenzahl: Ausbreitung zu den freien Rändern.
<i>Demuts</i> Orthotropes Laminat aus C-Fasern und Epoxydharz	Druckschwelllast R=10	Dauerschwingfestigkeit der Proben mit Impact lag bei 60% der Restfestigkeit.
<i>Jones / Williams / Tay</i> Orthotropes Laminat aus C-Fasern und Epoxydharz	Druckschwelllast R=10	Dauerschwingfestigkeit der Proben mit Impact lag zwischen 60-80% der Restfestigkeit.
<i>Uda / Ono / Kumoo</i> Quasi-isotropes C-Faser/Epoxyd- Laminat	Druckschwelllast R $\rightarrow\infty$	Kein Unterschied im relativen Festigkeitsverlust zwischen intakten und beschädigten Probekörpern. Wöhlerkurven der Lamine mit Impact fallen langsamer ab als die Kurven unbeschädigter Proben.

## 4 Experimente

Die folgenden Kapitel beschreiben den Versuchsteil der Arbeit. Zu Beginn werden die Materialien und das verwendete Messequipment vorgestellt. Danach folgen eine detaillierte Beschreibung der Versuchsdurchführungen und eine Vorstellung der Ergebnisse. Im Abschluss werden die gewonnenen Erkenntnisse diskutiert und Literaturquellen gegenübergestellt.

### 4.1 Versuchsmaterialien

#### 4.1.1 Probekörper

##### 4.1.1.1 Material

In dieser Arbeit werden Proben aus Kohlenstofffaserschichten, die in einem Multiaxialgelege verbunden sind und in Epoxydharz als Matrix eingegossen sind (Kurzbezeichnung CF-MAG-EP), unter dem Aspekt der Schadensausbreitung unter dynamischer Belastung untersucht. Das verwendete Halbzeug stammt von der Firma SAERTEX und ist wie folgt aufgebaut:

**Tabelle 6: Datenblatt SAERTEX Quadraxial-Carbon-Gelege V101288<sup>117</sup>**

Konstruktion	Flächengewicht [g/m <sup>2</sup> ]	Toleranz [± %]	Material
0°	422	5	Toray T700 50C
-45°	223	5	Toray T700 50C
90°	110	5	Toray T700 50C
+45°	223	5	Toray T700 50C
Nähfäden:	4	± 1g/m	PES-SC

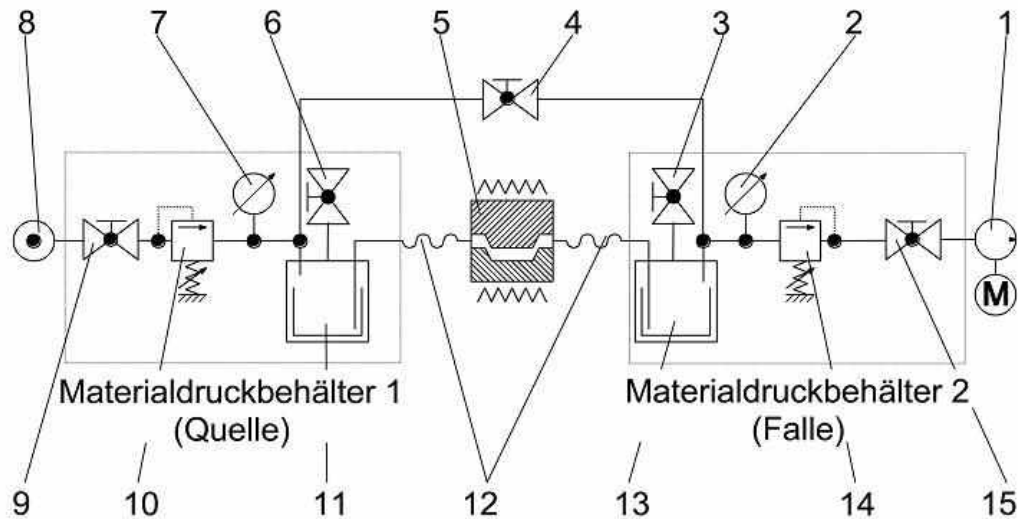
Die Matrix besteht aus dem Infusionsharz HEXION MGS RIM 135, das zusammen mit dem Härter HEXION RIMH 137 im Gewichtsverhältnis 100 : 30 gemischt wird.

##### 4.1.1.2 VARTM-Verfahren

Die Herstellung des Faser-Kunststoffverbundes erfolgt im Vakuum Assisted Resin Transfer Molding-Verfahren (VARTM). Die verwendete Anlage hat den in Abbildung 58 gezeigten schematischen Aufbau.

---

<sup>117</sup> Quelle: Anhang B-1



1 Vakuumpumpe	6 Ventil Umgebung	11 Harzreservoir
2 Manometer, Fallenseite	7 Manometer, Quellenseite	12 Einwegschläuche
3 Ventil Umgebung	8 Druckluftquelle	13 Harzfalle (Falle)
4 Ventil Ausgleich	9 Ventil, Quellenseite	14 Druckregler, Fallenseite
5 Form	10 Druckregler, Quellenseite	15 Ventil Fallenseite

Abbildung 58: Schematischer Aufbau der VARTM-Anlage<sup>118</sup>

Der Druckbehälter 1 (Quelle) beinhaltet das Injektionsharz (11), während der Druckbehälter 2 (Falle) bereits durchgelaufenes Harz auffängt (13). Zwischen den zwei Platten einer beheizbaren Presse wird eine Form fixiert, die die Fasern enthält. (5). Der Injektionsvorgang startet, indem in der Falle ein Unterdruck erzeugt wird, der das Harz aus der Quelle ansaugt. Zur Beschleunigung des Prozesses wird der Quelldruckbehälter mit Überdruck beaufschlagt.

#### 4.1.1.3 Herstellung der Faser-Kunststoffverbund-Platten

Die Form für die Injektion besteht aus zwei Messingplatten, die mit Teflonfolie ausgelegt sind, sowie einem Distanzrahmen. Die obere Platte besitzt zwei Stützen, an denen später die Materialquelle und -falle angeschlossen werden. Alle drei werden mit Trennmittel eingetränkt. Der Distanzrahmen wird auf die untere Platte gelegt und die erste Lage des Halbzeugs wird mit der 0°-Schicht nach unten in die entstandene Vertiefung gelegt. Anschließend wird ein umlaufender Strang aus Vlies zwischen Faserschicht und Distanzrahmen gelegt und die zweite Lage Halbzeug eingesetzt, diesmal mit der 0°-Schicht nach oben gerichtet. Das Vlies nimmt beim Injektionsprozess Harz auf und sorgt somit für eine gleichmäßige Fließfront

<sup>118</sup> Quelle: Fangauf, 2009, S. 30

innerhalb der Form. Um ein Verschwimmen der Fasern zu verhindern, werden beide Faser-  
matten im Harzeintrittsbereich (Quelle) mit Heftklammern fixiert. Außerdem werden links  
und rechts des Einfüllstutzens dünne Gummistreifen aufgelegt, die durch den späteren An-  
pressdruck ebenfalls die Fasern fixieren (vgl. Abbildung 59). Der entstehende Faserverbund  
hat folgenden Laminataufbau:  $[0, -45, 90, 45, -45, 90, 45, 0]$  bzw.  $[0, -45, 90, 45]_{as}$ .

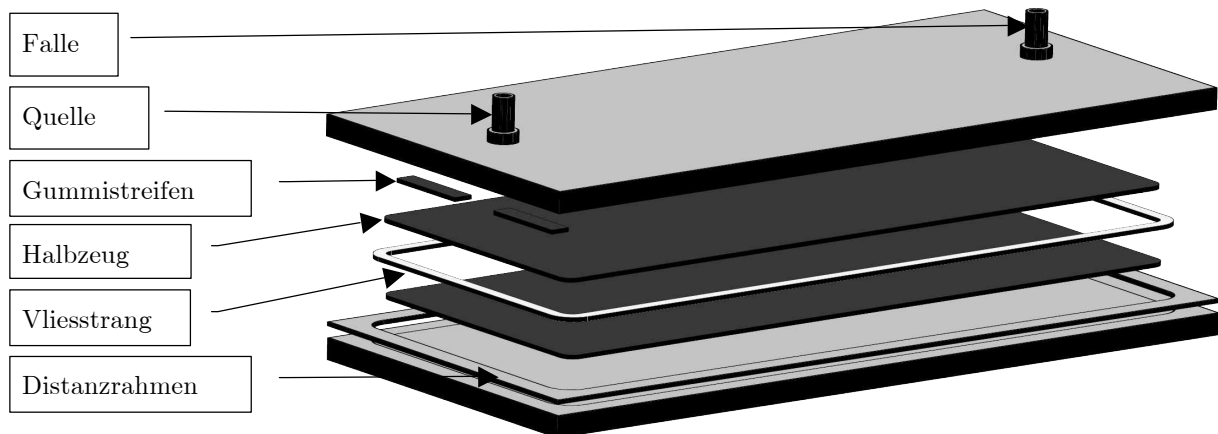


Abbildung 59: Schematischer Aufbau der gefüllten VARTM-Form

Die obere Platte wird mit der unteren und dem Distanzrahmen verschraubt und die Form  
einem abschließendem Vakuumtest unterzogen. War dieser erfolgreich, wird die Platte in die  
beheizbare Presse gelegt (vgl. Abbildung 60) und die Verbindungsschläuche an den Quellen-  
und Fallen-Druckbehälter angeschlossen. Zuvor wurde das Harz angemischt, evakuiert und in  
dem Quellen-Druckbehälter platziert. Die Heizpresse wird geschlossen und die Temperatur  
auf  $33^{\circ}\text{C}$  erhöht. Nachfolgend wird auf der Fallenseite Unterdruck hergestellt. Dieser Unter-  
druck sorgt dafür, dass das Harz im Quellbehälter langsam in Richtung der Form fließt. Ist  
bereits eine geringe Menge Harz in die Form geflossen, wird der Druckgradient erhöht, indem  
auf Quellenseite Überdruck hergestellt wird.

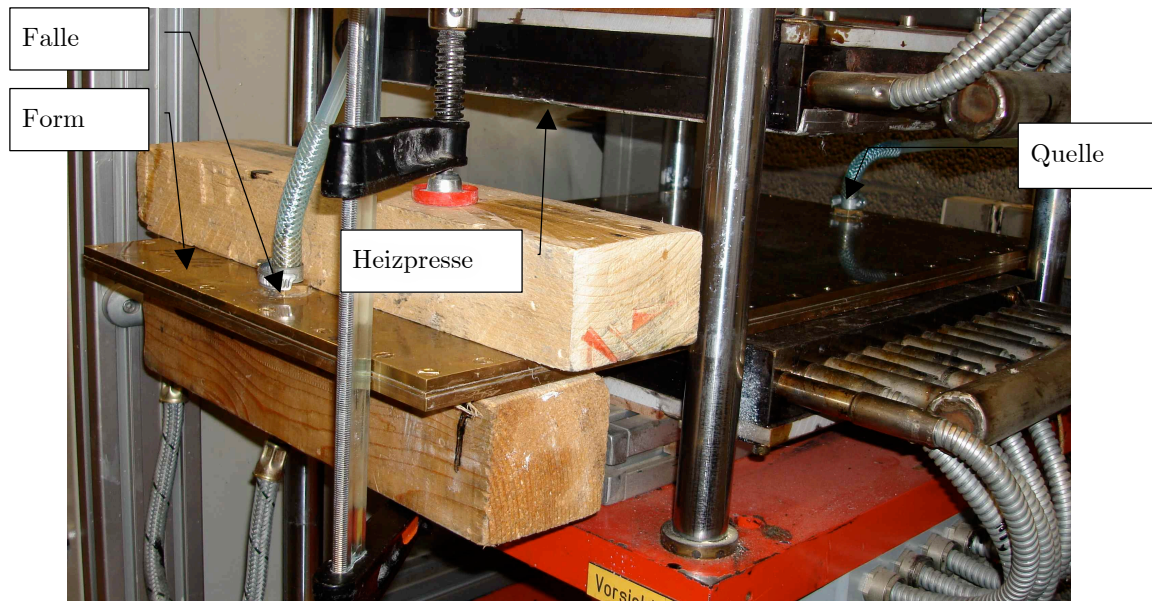


Abbildung 60: Heizpresse mit VARTM-Form

Der Infusionsprozess dauert ca. 45 Minuten. Sobald am Ablaufschlauch der Form eine blasenfreie, ansteigende Harzsäule sichtbar ist, wird der Druckgradient reduziert und der Infusionsvorgang beendet. Abschließend erfolgt eine 12-Stündige Aushärtung in der Heizpresse bei 60°C. Die entstandenen Platten werden zu Probekörpern weiterverarbeitet.

#### 4.1.1.4 Probenherstellung

Für die dynamischen Versuche und die statische Zugfestigkeitsprüfung werden Probekörper gemäß der ISO 527-4 Norm - Probentyp 3 (vgl. Abbildung 61) mit den Abmessungen wie in Tabelle 7 angegeben gefertigt. Für die Zugproben werden Probenbreiten von 25mm verwendet. Um den Impact gut einbringen zu können, werden die Proben für den Dauerfestigkeitsversuch mit 50mm Breite gefertigt. Beide Probentypen besitzen an den jeweiligen Enden Aufkleimer aus Aluminium, die zur Minderung der Korrosionsgefahr über eine Zwischenschicht aus GFK mit der Probe verklebt sind. Als Kleber wird der Zwei-Komponenten-Epoxydharzkleber „UHU plus endfest 300“ verwendet. Der Zuschnitt der CF-MAG-EP-Platten erfolgt mit einer wassergekühlten Säge mit Diamanttrennscheibe. Anschließend werden die Probekörper an den Schnittkanten mit feinem Schleifpapier (Körnung 800) poliert, um frühe Rand-Delaminationen während des Wöhlerversuchs zu vermeiden, und bei 80°C 15 Stunden getempert. Die Temperung und das genaue Einhalten des Mischungsverhältnisses von Harz und Härter führen zu einem Vernetzungsgrad von annähernd 100% und die Probe erhält optimale Festigkeitseigenschaften.

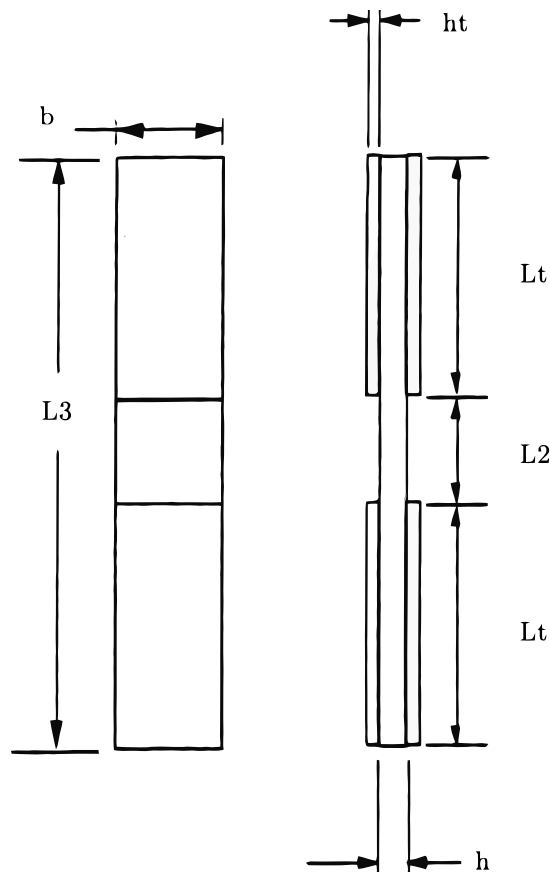


Abbildung 61: Geometrie der Zugproben nach ISO 527-4 Probenkörper 3

Tabelle 7: Abmessungen der Zugproben gemäß ISO 527-4 Probenkörper 3

Abmessungen des Probekörpers		Maße in mm
Gesamtlänge	$L_3$	$\geq 250$
Dicke	$h$	2 bis 10
Breite der Zugproben	$b$	$25 \pm 0,5$
Breite der Proben für Impact und Wöhlerversuch	$b$	$50 \pm 0,5$
Abstand zwischen den Krafterleitungselementen	$L_2$	$150 \pm 0,5$
Länge der Krafterleitungselemente	$L_t$	$\geq 50$
Dicke der Krafterleitungselemente	$h_t$	1 bis 3

Die Probenkörper für die statischen Drucktests werden in Übereinstimmung mit der ASTM D 3410/D 3410M - 03 (vgl. Abbildung 62) hergestellt und besitzen Aufleimer aus GFK. Um während des Tests ein Versagen durch Eulerknicken zu verhindern, muss die kritische Knicklänge berechnet werden. Dies geschieht in Anlehnung an eine vergleichbare Arbeit zu Druckversuchen an CFK-Laminaten. *Lee / Soutis* betrachteten den Euler-Fall 4 (beiderseitige feste Einspannung) für einen Rechteckquerschnitt und variieren die ursprünglich nur für isotrope

Werkstoffe gültige Formel für die Knickspannung, um die im anisotropen Material wirkenden Querkräfte wie folgt zu berücksichtigen<sup>119</sup>:

$$\sigma_{ult} \leq \frac{0,67k\pi^2(EI)}{AL^2} \quad (4.1)$$

Darin ist E der E-Modul in Faserrichtung, I das geringste Flächenträgheitsmoment (FTM) der Probe um eine Knickachse, A der Probenquerschnitt, k repräsentiert den Einspannungstyp. Für einen rechteckigen Querschnitt beträgt das FTM  $I = At^2 / 12$ , der Faktor k wird von *Lee / Soutis* konservativ zu 1 angenommen. Durch Umstellen der Formel nach der Knicklänge ermitteln sie die maximale Länge der Proben:

$$L_{max} \leq \pi t \sqrt{\frac{0,67kE}{12\sigma_{ult}}} \quad (4.2)$$

Für die erste Auslegung wird konservativ angenommen, dass die Druckfestigkeit die Hälfte der Zugfestigkeit beträgt, also  $\sigma_{ult} = R_{m,Druck} = 0,5R_{m,Zug}$ . Mit den zuvor ermittelten statischen Zugkennwerten (vgl. Kapitel 5.1.1:  $E_1 = 59907,38\text{MPa}$ ,  $R_{m,Zug} = 1045,54\text{MPa}$ ) ergibt sich die maximale Probenlänge zu  $L_{max} = 15,89\text{mm}$ . Es wird  $L=15\text{mm}$  als Probenlänge gewählt.

---

<sup>119</sup> Vgl. Lee / Soutis, 2007, S. 2017

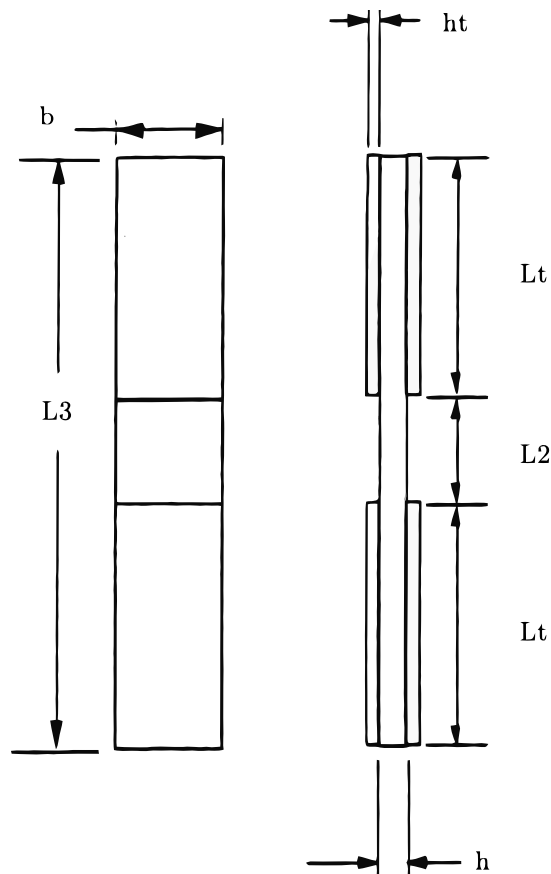


Abbildung 62: Geometrie der Druckproben gemäß ASTM D3410

Tabelle 8. Abmessungen der Probekörper für die statischen Druckversuche nach ASTM D3410

Abmessungen des Probekörpers		Maße in mm
Gesamtlänge	$L_3$	150
Dicke	$h$	2
Breite	$b$	25
Abstand zwischen den Kraftereinleitungselementen	$L_2$	15
Länge der Kraftereinleitungselemente	$L_t$	65
Dicke der Kraftereinleitungselemente	$h_t$	2

#### 4.1.1.5 Proben-Nomenklatur

Die Nomenklatur der Proben lautet wie folgt:

«P1-F4»



Darin steht das P für Platte, die 1 sagt aus, dass die Probe aus VARTM-Platte Nr. 1 stammt. Die VARTM-Platte wird in zwei Hälften geteilt. Der folgende Buchstabe kann entweder ein F für die Fallenseite oder ein Q für Quellenseite der Platte stehen. Die letzte Ziffer nummeriert durchlaufend die jeweilige Probe aus Fallen- oder Quellenplatte.

## 4.1.2 Prüfgeräte

### 4.1.2.1 Statische Prüfmaschinen

Für die Prüfung der Zugfestigkeit wird eine Zwick/Roell 1474, für die Druckfestigkeit eine Zwick/Roell Z400 verwendet. Die 1474 besitzt Spannbacken mit Spannfüter während die Z400 mit hydraulischen Spannbacken eingerichtet ist.

### 4.1.2.2 Dynamische Prüfmaschine

Die dynamische Prüfung erfolgt an einer Maschine von dem Hersteller Instron/Schenk. Die Maximallast beträgt 100kN. Auch diese Maschine ist mit hydraulischen Spanneinrichtungen ausgestattet.

### 4.1.2.3 Ultraschallgerät

Das verwendete Ultraschallgerät ist ein USPC 3040 DAC von der Firma Dr. Hillger. Es arbeitet im Ultraschall-Frequenzbereich von 20MHz. Die Auswertung erfolgt über die Software Hillgus für Windows.



Abbildung 63: Ultraschallgerät Dr. Hillger USPC 3020 DAC

#### 4.1.2.4 Thermografie-Equipment

Das verwendete Thermografie-Equipment stammt von der Firma Automation Technology GmbH. Es umfasst zwei Halogenstrahler mit je 2,5KW Leistung, eine Photon Infrarotkamera mit einer Auflösung von 640 x 512 Pixel (vgl. Abbildung 64) sowie die Windows-Software IrNDT.

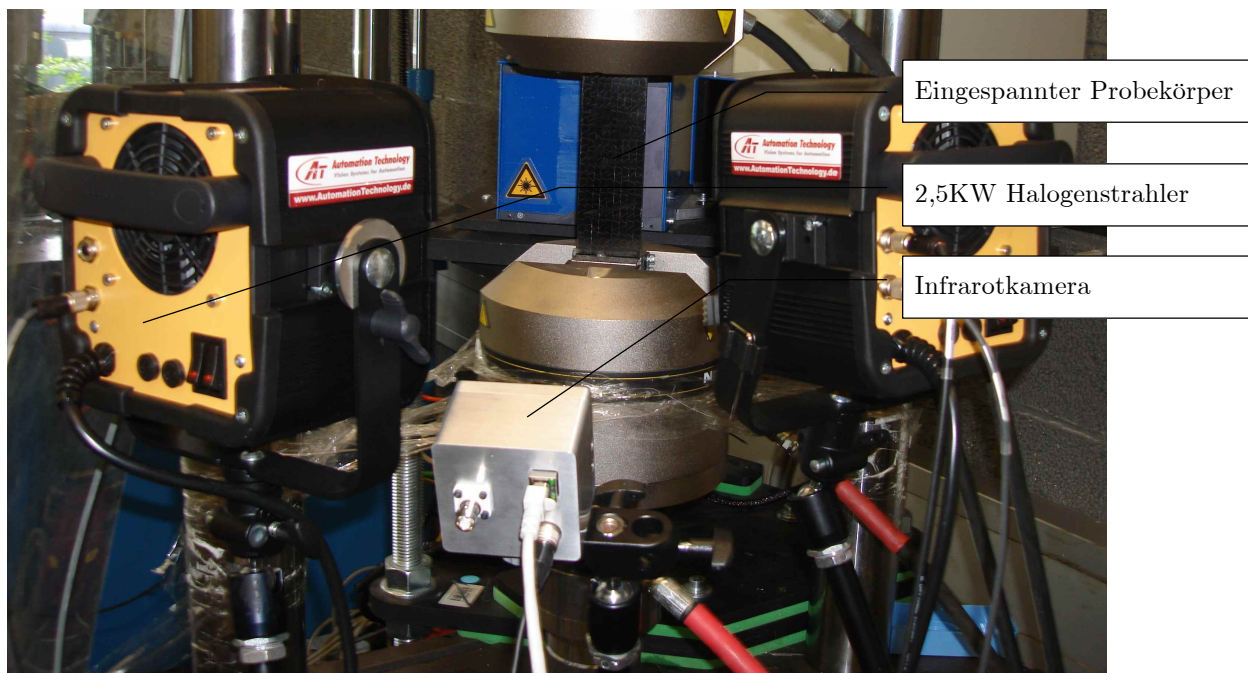


Abbildung 64: Thermografie-Equipment am Pulser

## 4.2 Experimentelle Methoden

### 4.2.1 Impact-Einbringung

Die Einbringung des Impacts erfolgt, wie in Kapitel 3.1 beschrieben, mit einer Polyamidkugel von 40mm Durchmesser und einem Gewicht von 38,6g. Die Kugel wird aus einer Schussvorrichtung mit einer Geschwindigkeit von 35-45m/s auf die Probe geschossen, welche beim Beschuss auf einer Lochauflage beidseitig fest eingespannt wurde (vgl. Abbildung 65). Zur Reduzierung von Biegeeffekten wurde die Probenmitte zusätzlich mit Hartschaum gestützt. Die vorgegebene Impact-Energie beträgt 31J, in der Ausführung lag sie durchschnittlich bei 29,2J mit einer Standardabweichung von 4J (vgl. Anhang D-1).

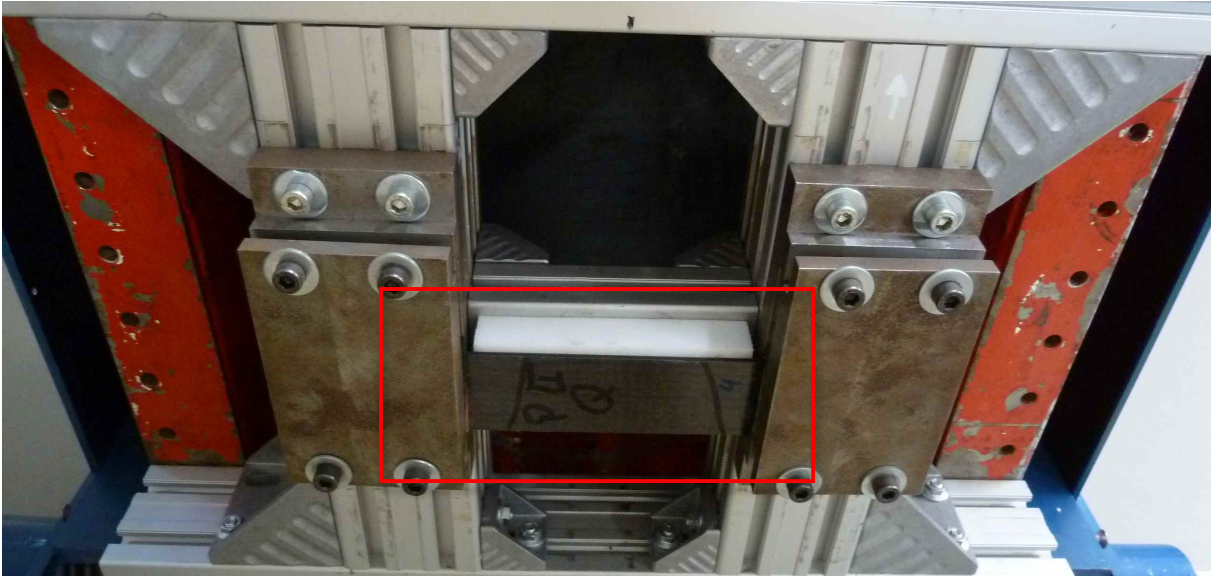


Abbildung 65: Eingespannte Probe vor Impact-Einbringung

## 4.2.2 Zerstörungsfreie Prüfung

### 4.2.2.1 Ultraschall-Eintauchtechnik

Die Ultraschall-Prüfung misst Entfernungen mit Hilfe von Schallimpulsen. Dafür wird im Ultraschallkopf (Schwinger) ein Schallimpuls erzeugt, der über das Koppelmittel Wasser in die Probe eingeleitet wird. Der Impuls wandert durch das Bauteil, wird von der dem Prüfkopf gegenüberliegenden Fläche reflektiert und vom Prüfkopf wieder aufgenommen. Auf dem Monitor des Ultraschallgerätes kann nun anhand des Rückwandechos der Weg abgelesen werden, den der Schall im Bauteil zurückgelegt hat. Damit dieser korrekt ist, muss zuvor die Schallgeschwindigkeit  $c$  festgelegt werden. Dafür wird ein Probekörper mit bekannter Dicke geprüft und die Schallgeschwindigkeit so angepasst, dass die aus dem Rückwandecho ermittelte Dicke genauso groß ist wie die reale Dicke des Bauteils. Für die in dieser Arbeit geprüften Proben betrug  $c=2930\text{m/s}$ .

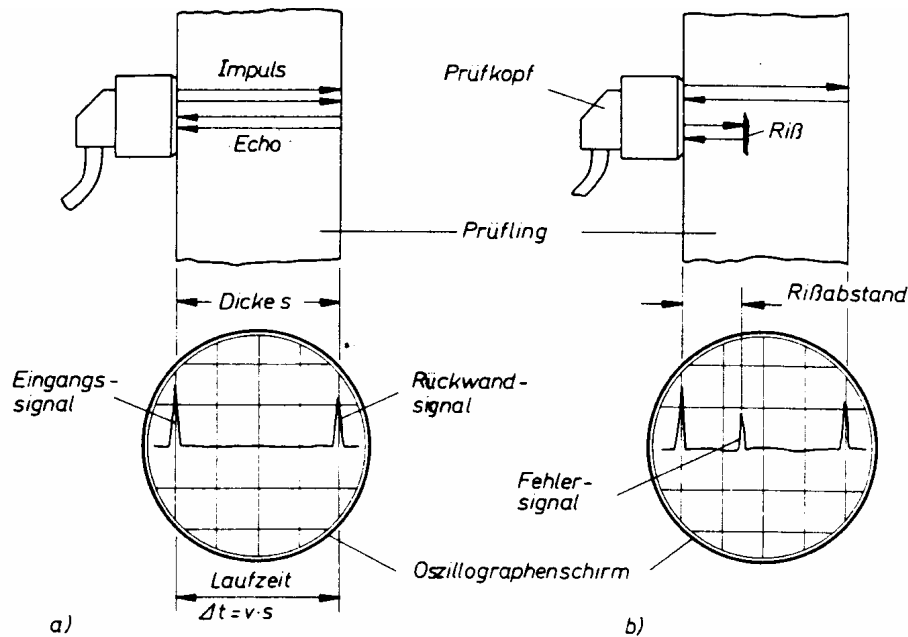


Abbildung 66: Schematische Funktionsweise eines Ultraschallgerätes<sup>120</sup>

Abbildung 66 zeigt die schematische Funktionsweise dieses Verfahrens. Aus der Laufzeit kann über die Schallgeschwindigkeit des Impulses im Probenmaterial der Ort der Reflektionsstelle bestimmt werden. Kommt es innerhalb der Probekörper zu Delaminationen oder anderen Fehlstellen (Luft einschüsse), wird der Impuls deutlich früher zurückgeworfen und aus dem Fehlersignal kann auf die Tiefe der Fehlstelle geschlossen werden. Zur Auswertung wird das C-Bild verwendet, das eine Projektion der Signale auf eine Ebene darstellt. Somit lässt sich ermitteln, wo in der Plattenebene die Defekte liegen. Das Verfahren ist im Allgemeinen sehr genau, bei dem in dieser Arbeit verwendeten Multiaxialgelege führten jedoch die Nähfäden zu einem ausgeprägten Messrauschen, das die Eindeutigkeit des Fehlersignals reduzierte.

#### 4.2.2.2 Puls-Thermografie

Bei der Pulsthermografie wird das thermische Gleichgewicht des Probekörpers mit einem Rechteck-Wärmeimpuls verändert und anschließend untersucht (vgl. Abbildung 67). Die Veränderung muss sehr deutlich ausfallen, damit das Abklingverhalten ausreichend genau erfasst werden kann.

<sup>120</sup> Quelle: Lufthansa Technik AG, 2007, S. 35

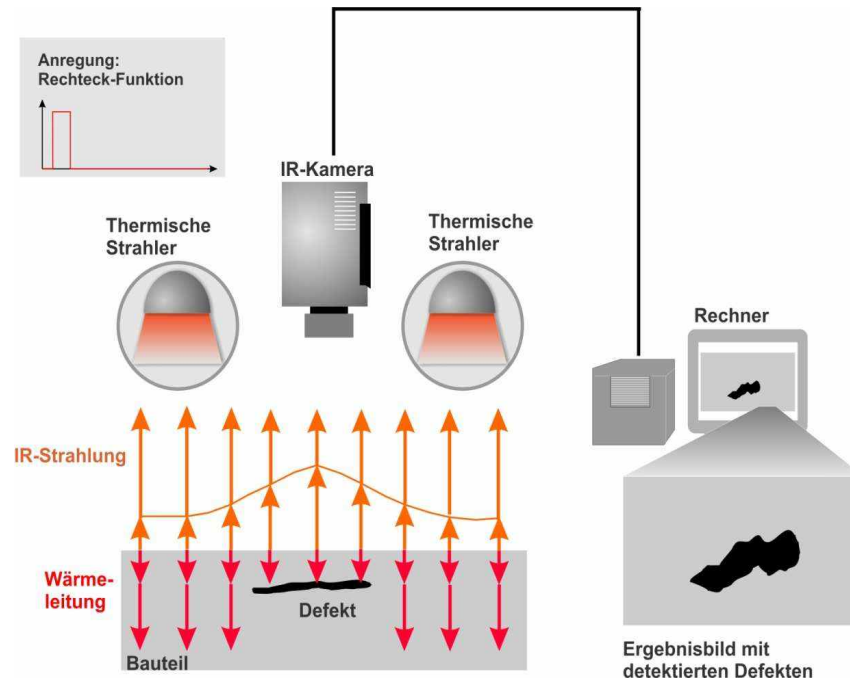


Abbildung 67: Funktionsprinzip der Puls-Thermografie<sup>121</sup>

Es wird über zwei Halogenstrahler mit jeweils 2,5KW Leistung ein rechteckiger Wärmeimpuls von 8-10s Dauer auf das Material gegeben. Die emittierte Wärmestrahlung wird danach von der Infrarotkamera (8,3Hz Aufnahmefrequenz) über einen festgelegten Zeitraum von 30s aufgenommen. Der entstehende thermische Kontrast kann zeitabhängig in einem Bild sichtbar gemacht werden. Für jeden einzelnen Pixel der Kameraaufnahme kann darüber hinaus ein Temperatur-Zeit-Verlauf dargestellt werden (vgl. Abbildung 68).

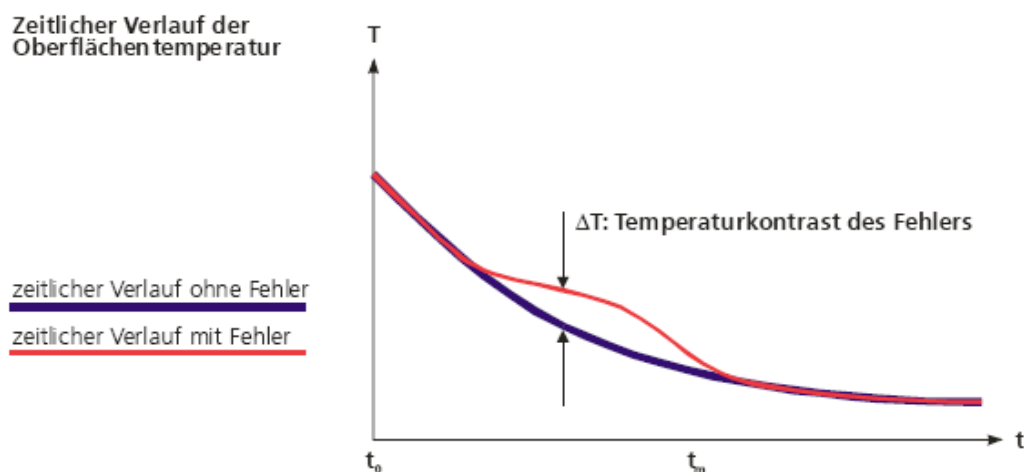


Abbildung 68: Temperatur-Zeit-Verlauf einer Thermografie-Aufnahme<sup>122</sup>

<sup>121</sup> Quelle: Automation Technology GmbH, 2010, S. 2

<sup>122</sup> Quelle: Ibid., S. 5

Weiterhin kann eine mathematische Analyse der Temperaturfunktion in jedem einzelnen Bildpixel durch Fourier-Transformation vorgenommen werden. Das ermöglicht die Ermittlung sowohl des Amplitudenverlaufs als auch des Phasenverlaufs. Für das Phasenbild muss der Phasenwinkel aus dem Quotienten von Imaginärteil und Realteil der Transformation bestimmt werden. In der Folge dieser Division kürzen sich Inhomogenitäten im Messergebnis heraus und das Phasenbild bietet eine ideale Auswertungsgrundlage.

## 4.2.3 Statische Materialprüfung

### 4.2.3.1 Zugversuch

Die Durchführung erfolgt gemäß ISO 527-4/3/2. Dafür wird die Probe in die Prüfmaschine eingespannt (vgl. Abbildung 69) und bis zum Bruch auf Zug belastet. Die Wegaufnahme erfolgt über zwei Multisens-Wegaufnehmer direkt an der Probe. Die Prüfgeschwindigkeit beträgt gemäß Norm für Qualitätsuntersuchungen bei Dehnungsmessungen 2mm/min.



Abbildung 69: Eingespannte Zugprobe mit Multisens-Wegaufnehmern für statische Prüfung

### 4.2.3.2 Druckversuch

Die Druckproben werden mittels hydraulischer Spannbacken in der Prüfmaschine Typ Zwick Z400 fixiert (vgl. Abbildung 70). Um den idealen Anpressdruck der Spannbacken zu ermitteln, erfolgt eine Prüfung von drei Proben bei 40bar, 60bar und 80bar Anpressdruck. Ist der Druck zu niedrig, wird die Probe nicht ausreichend gestützt und versagt früher. Ist der Druck zu hoch, versagt die Probe nicht nur durch die Druckkraft, sondern auch durch die überfeste Einspannung. Der ideale Anpressdruck liegt im Maximum einer sich aus den drei Anpressdrücken und den zugehörigen Bruchspannungen ergebenden Glockenkurve. Die höch-



ste Bruchfestigkeit wurde bei 60bar erreicht, weshalb alle nachfolgenden Proben mit diesem Druck untersucht werden. Dabei wird die Kraft so lange erhöht, bis die Proben versagen. Die Krafteinbringung erfolgt weggesteuert bei einer Prüfgeschwindigkeit von 1mm/min.

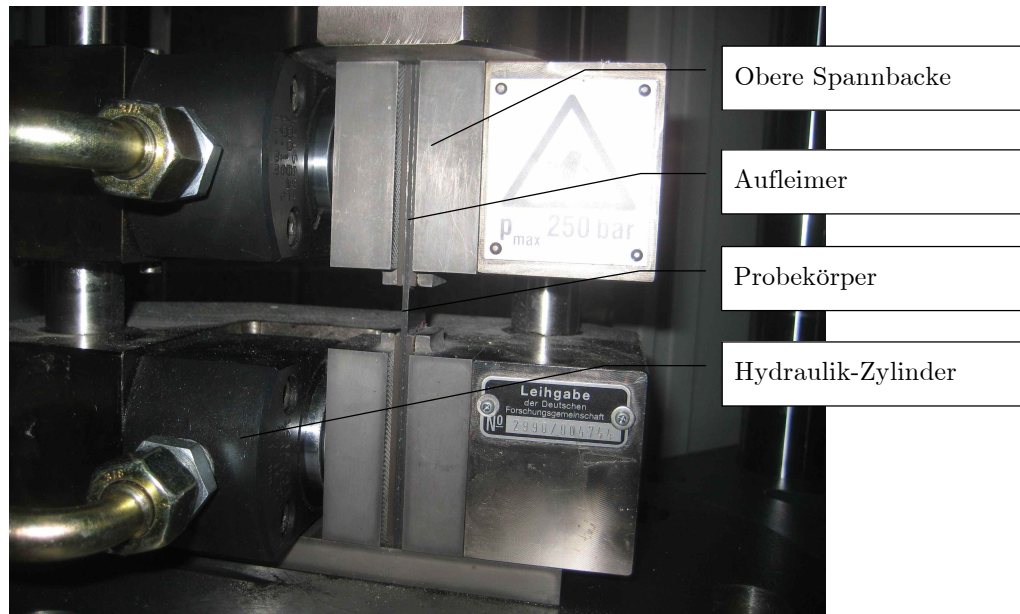


Abbildung 70: Hydraulische Einspannvorrichtung mit Probekörper im statischen Druckversuch

#### 4.2.4 Dynamische Materialprüfung

Es werden zwei Wöhlerkurven angefertigt: eine Referenzkurve und eine Kurve mit beschädigten Probekörpern. Das Spannungsverhältnis beträgt in beiden Fällen  $R=0,1$ . Ursprünglich sollten die Proben im Druckbereich getestet werden. Da das Material asymmetrisch ist, führt eine hohe Druckbelastung gleichsam zu einer Verdrillung. Diese Verdrillung überträgt sich auf den Pulser und versetzt die gesamte Maschine in Schwingungen. Um hier Komplikationen durch Einflüsse auf die Ergebnisse und besonders die Gefährdung von Mensch und Maschine zu verhindern, werden die Proben nur im Zugschwellbereich getestet. Auch hier kommt es zu einer Verdrillung, welche aber durch die Fixierung der unteren, lose gelagerten Traverse erheblich gedämpft werden kann.

In der Durchführung wird der Probekörper zwischen den oberen und unteren Spanbacken der Hydropulsmaschine fixiert (vgl. Abbildung 64). Das Steuerungsprogramm errechnet aus der Sollspannung und dem Probenquerschnitt die Kraft, die bei dem Ermüdungsversuch wirkt. Für die Referenzkurve werden neun Probekörper mit den Maximalspannungen 950MPa, 900MPa, 850MPa und 800MPa bis zum Bruch belastet. Die Frequenz beträgt 6Hz. Sie wurde experimentell als die Frequenz ermittelt, bei der sich das Material nicht über 35°C

hinaus erwärmt. Aus der entstandenen Wöhlerkurve werden drei Lastniveaus für die zweite Kurve mit beschädigten Proben festgelegt: 950MPa, 900MPa und 800MPa. Die Vorermüdung der Proben erfolgt für 950MPa und 900MPa bei der Hälfte der sich für das gewählte Lastniveau aus der Wöhlergeraden ergebenden Zyklenzahl unter den gleichen Bedingungen wie bei der Referenz. Für das Lastniveau von 800MPa ergibt sich aus der Wöhlergerade eine Lebensdauer von 2.017.803 Zyklen. Allerdings erreichte keine der Referenzproben im Versuch diese Lastwechselzahl. Daher wird für die Vorermüdung der 800MPa-Proben die Hälfte des Mittelwertes aus beiden Referenzkurven angesetzt.

Nach der Vorermüdung werden die Proben mit einem Impact versehen und bis zum Versagen zyklisch belastet. Während der Ermüdung werden in bestimmten Intervallen Thermografie-Aufnahmen der Proben erstellt, um den Schadensfortschritt zu dokumentieren. Da Faserverbundmaterialien anfällig auf Erwärmung sind, wird außerdem parallel eine kontinuierliche Überwachung mit einer passiven Wärmebildkamera ausgeführt und die Proben werden mit einem Ventilator gekühlt.



## 5 Ergebnisse

### 5.1 Statische Werte

#### 5.1.1 Zugversuch

Die Auswertung der Bruchspannung und der Bruchdehnung ergab für zehn getestete Probekörper das in Abbildung 71 dargestellte Spannungs-Dehnungs-Diagramm.

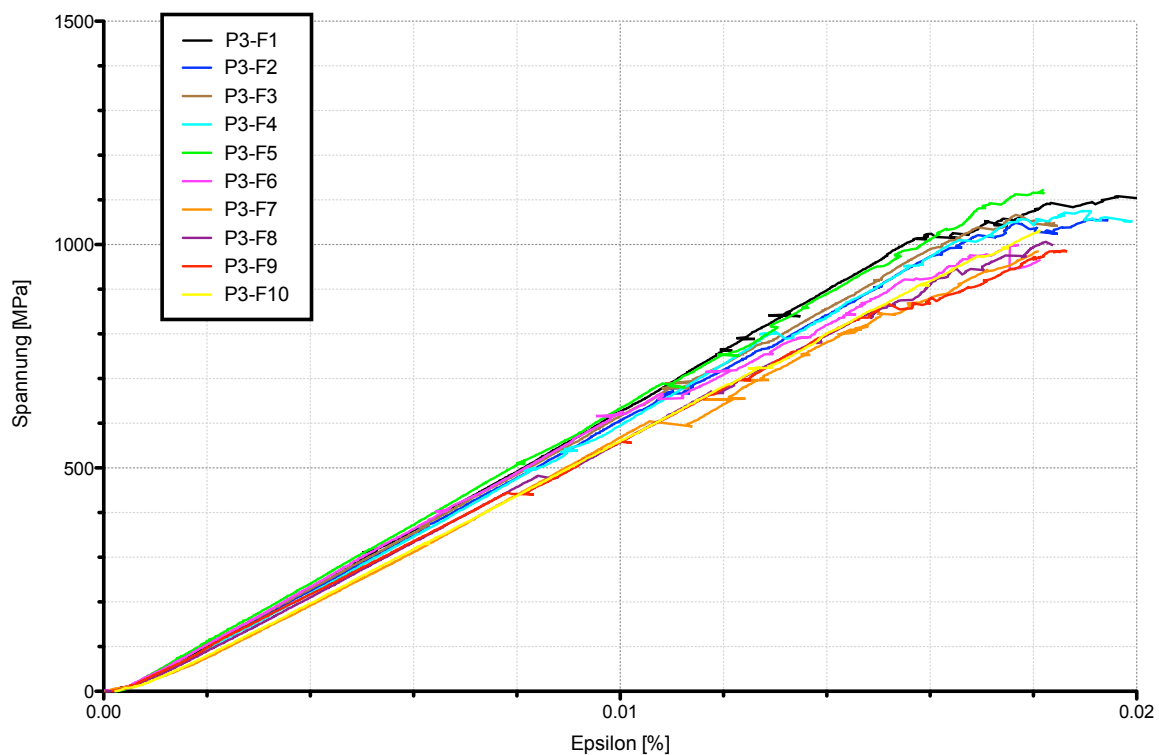


Abbildung 71: Spannungs-Dehnungs-Diagramm der Probekörper

Dabei sind die aus Faserrissen entstehenden, kurzzeitigen Steifigkeitsverluste als Knick in den Kurven erkennbar. Alle Proben versagten nach mehrfachen, sichtbaren Faserbrüchen. Die ermittelten Kennwerte sind in den folgenden Tabelle 9 und Tabelle 10 aufgeführt.

Um die Zugfestigkeit zu ermitteln, wird die maximale Kraft vor dem Versagen durch den Probenquerschnitt geteilt<sup>123</sup>:

$$R_{m,Zug} = \frac{F_{ult}}{A} \quad (5.1)$$

<sup>123</sup> Vgl. ASTM, 2003, S. 97

**Tabelle 9: Ermittelte statische Zugkennwerte der Proben**

Probe	Bruchspannung [MPa]	E-Modul in Faserrichtung [MPa]	Bruchdehnung A (*100%)
P3-F1	1.121,99	62.309,41	0,021
P3-F2	1.057,03	60.387,56	0,019
P3-F3	1.066,67	62.145,72	0,018
P3-F4	1.075,65	60.906,20	0,020
P3-F5	1.123,64	64.336,43	0,018
P3-F6	999,23	58.856,68	0,018
P3-F7	985,64	57.152,05	0,018
P3-F8	1.006,10	57.765,97	0,018
P3-F9	986,92	55.781,67	0,019
P3-F10	1.032,51	59.432,09	0,018

Aus den ermittelten Werten wird nun der Mittelwert gebildet und die Standardabweichung berechnet (siehe Tabelle 10).

**Tabelle 10: Gemittelte statische Zugkennwerte**

Kennwert	Mittelwert über 10 Proben	Standardabweichung
Bruchspannung Rm	1.045,54 MPa	51,99 MPa
E-Modul in Faserrichtung	59.907,38 MPa	2.627,92 MPa
Bruchdehnung A	1,9%	0,08%

### 5.1.2 Druckversuch

Die ASTM-Norm klassifiziert die Schäden mittels eines dreiteiligen Codes. Dabei gibt der erste Code an, welches Aussehen der Schaden hat, der zweite Code stellt den Bereich des Auftretens dar, während der dritte die Position repräsentiert. Die geprüften Proben wiesen alle die Schadenskategorie „Brooming“ - „Gage“ - „Middle“ (BGM) auf. Das bedeutet, dass die einzelnen Faserlagen in der Mitte der Probe auseinander gedrückt wurden (vgl. Abbildung 72).



Abbildung 72: Links: Bild der zerstörten Proben, rechts: schematische Zeichnung des BGM-Versagens<sup>124</sup>

Um die Druckfestigkeit zu ermitteln, wird die maximale Kraft vor dem Versagen durch den Probenquerschnitt geteilt<sup>125</sup>:

$$R_{m,Druck} = \frac{F_{ult}}{A} \quad (5.2)$$

In der folgenden Tabelle 11 sind die Druckfestigkeiten der Proben mit dem zugehörigen Anpressdruck festgehalten.

Tabelle 11: Bruchdruckfestigkeiten der Proben

Probe	Druckfestigkeit [MPa]	Anpressdruck [bar]
P3-Q1	728,9	60
P3-Q2	603,22	40
P3-Q3	559,76	80
P3-Q4	614,01	60
P3-Q5	666,61	60
P3-Q6	668,81	60
P3-Q7	698,43	60
P3-Q8	663,47	60
P3-Q9	568,03	60
P3-Q10	632,61	60

<sup>124</sup> Vgl. Ibid., S. 96

<sup>125</sup> Vgl. Ibid., S. 97

Die ASTM-Norm schreibt ein Minimum von fünf Probekörpern vor, um ein aussagekräftiges Ergebnis zu erhalten.<sup>126</sup> Die vorliegende Versuchsreihe umfasst acht Proben, die bei gleichem Anpressdruck getestet wurden und genügt somit den Anforderungen der Norm. Der Mittelwert der Druckfestigkeit der acht Proben beträgt 655,11MPa bei einer Standardabweichung von 50MPa.

## 5.2 Schadenswachstum und Dauerfestigkeit

Nachfolgend werden die über den Ermüdungsversuch gewonnenen Daten in Form von Degradationsverläufen und einer Wöhlerkurve dargestellt, die Kurven sind über eine Mittelwertbildung über Intervalle von maximal 32 Punkten geglättet. Dies ist notwendig, um die hohen Messschwankungen zu verringern, die durch die Schwingungen des Pulsers infolge der Asymmetrie des Materials verursacht wurden. Die Degradation ermittelt sich aus dem E-Modul zum Zyklus  $n$  dividiert durch den E-Modul des Materials beim Start des Versuchs ( $E_0$ ):

$$D = 1 - \frac{E_{dyn}}{E_{0,dyn}} \quad (5.3)$$

Der Degradationsverlauf stellt den Steifigkeitsverlust im Material dar, der in die Dehnsteifigkeit einbezogene Probenquerschnitt kürzt sich heraus. Gleichzeitig wird dadurch eine Normalisierung erreicht, so dass verschiedene Kurven miteinander verglichen werden können, obwohl sie in absoluten Zahlen unterschiedliche Verläufe aufzeigen.

Im Idealfall besitzt eine Degradationskurve drei Phasen (vgl. Abbildung 73, untere Kurve).

---

<sup>126</sup> Vgl. Ibid., S. 91

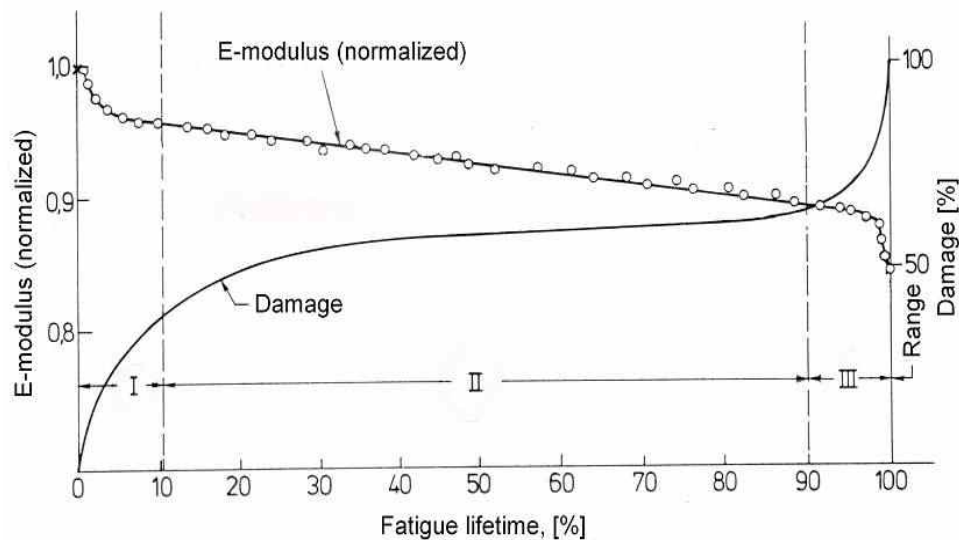


Abbildung 73: Degradationskurve von CFK, normalisiert aufgetragen<sup>127</sup>

Die erste Phase zeigt einen deutlichen Abfall der Steifigkeit zu Beginn des Versuchs. Dieser Verlust ist zurückzuführen auf eine Vielzahl vor Zwischenfaserbrüchen quer zur Belastungsrichtung. Die Entwicklung der Kurve ist hier logarithmisch. Es folgt in Phase II durch eine rückläufige Anzahl von Zwischenfaserbrüchen ein Abnehmen des Steifigkeitsverlustes, gleichzeitig geht die Degradationskurve in einen linearen Anstieg über. In dieser Phase entwickeln sich an den Zwischenfaserbrüchen durch die wirkenden Normalspannungen Delaminationen. Diese breiten sich mit zunehmender Zyklenzahl aus und sorgen in Phase III für eine exponentiell abfallende Steifigkeit.

Die Auftragung der Wöhlerkurven erfolgt logarithmisch. Gleichzeitig wird aus den vorhandenen Datenpunkten eine Durchschnittsgerade (halblogarithmisch) erstellt, auch Wöhlergerade genannt.

### 5.2.1 Referenzkurve

Die folgende Abbildung 74 zeigt alle Referenz-Degradationskurven in einer logarithmischen Auftragung über der Zyklenzahl.

<sup>127</sup> Vgl. Schulte, 2004

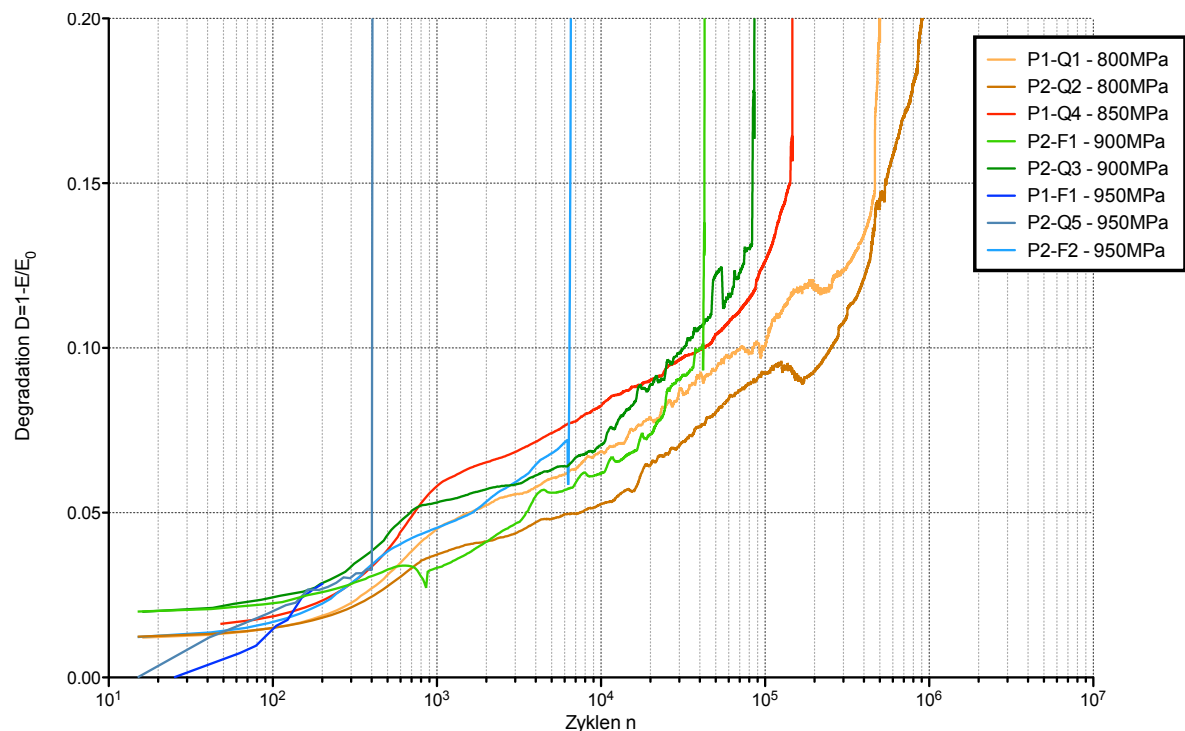


Abbildung 74: Referenz-Degradationskurve, logarithmisch aufgetragen

Probekörper, die mit gleichen Spannungen getestet wurden, sind farblich ähnlich gekennzeichnet. Die Probe P1-F1 (950MPa) konnte aufgrund eines Datenfehlers nicht komplett, Probe P1-Q2 (900MPa) gar nicht dargestellt werden.

Das Diagramm lässt erkennen, dass Proben bei niedrigeren Spannungen später versagten. Bei einer Spannung von 800MPa versagen beide Prüflinge durch die logarithmische Auftragung scheinbar bei ähnlichen Zyklenzahlen. Tatsächlich betragen die Zyklen bis zum Versagen 502.323 und 1.018.939 Zyklen. Dies ist eine hohe Abweichung. In gleichem Maße verhält es sich bei den Proben mit 950MPa. Zwei der drei Proben versagten nach 397 und 420 Zyklen, die dritte erst bei 6.790. Um den Verlauf der Wöhlerkurve besser abschätzen zu können, wurde außerdem eine Probe bei 850MPa getestet (im Bild rot). Sie fügt sich mit 150.000 Zyklen sehr gut zwischen die Kurven mit 800MPa und 900MPa ein. Beim Großteil der Kurven ist zudem kurz vor dem Versagen ein kurzer Anstieg der Steifigkeit erkennbar (P2-Q2, P2-F2, P2-F1). Dieser ist möglicherweise darauf zurückzuführen, dass bis dahin tragende Fasern reißen und die Last von weniger belasteten Rovings getragen wird, die nicht ganz parallel im Material lagen und dadurch eine höhere Reststeifigkeit haben.

Auffällig sind die ähnlichen Verläufe aller Kurven. Besonders deutlich wird dies, wenn die Auftragung der Zyklenzahl wie in Abbildung 75 normalisiert erfolgt.

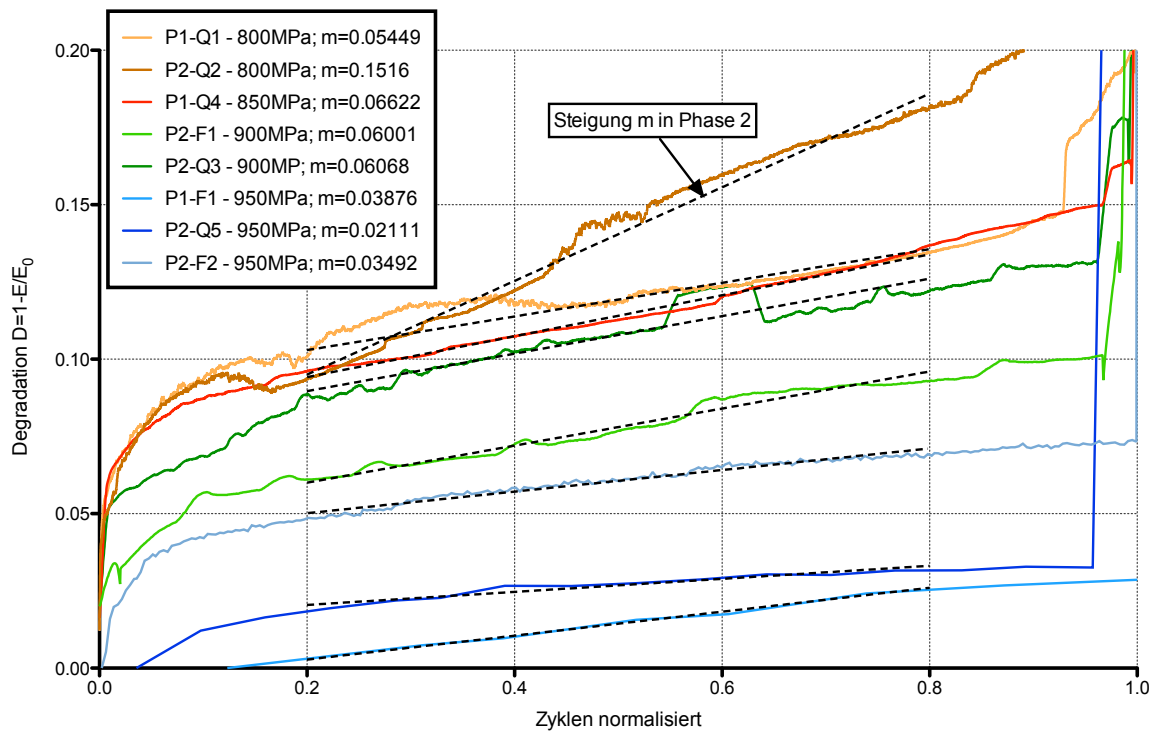
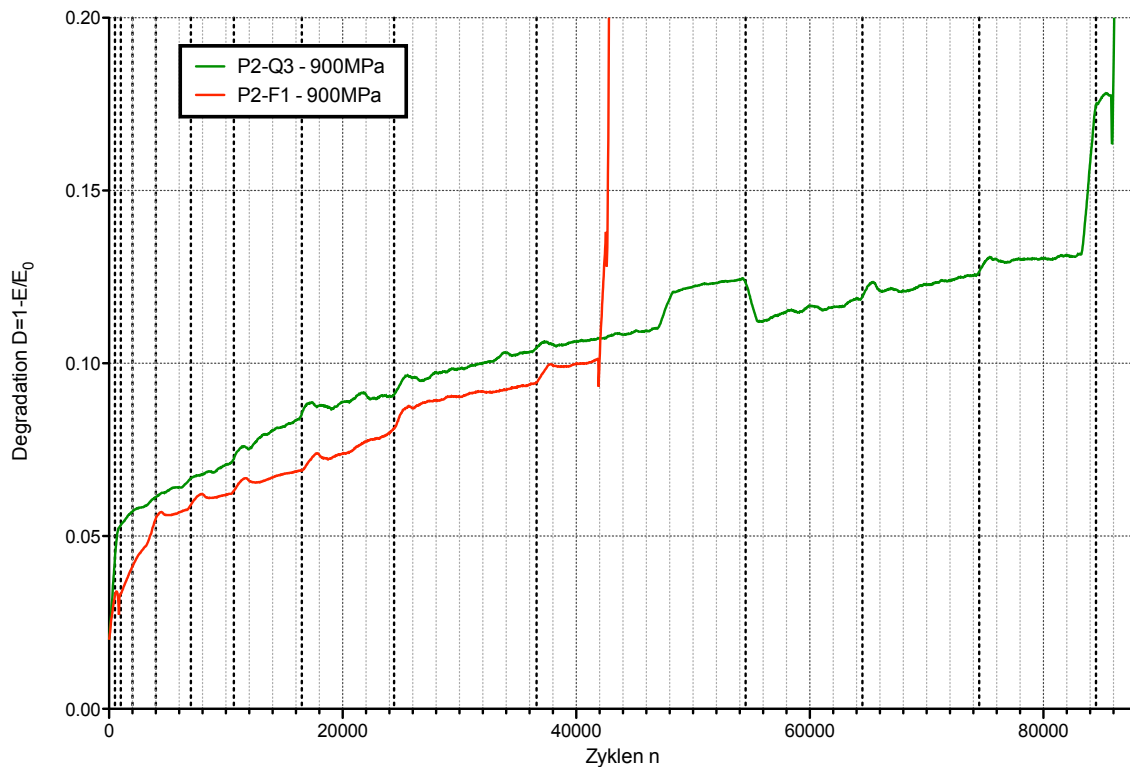


Abbildung 75: Referenz-Degradationskurve, normalisiert aufgetragen

Durch die Auftragungsart sind Phase I und II des Degradationsverhaltens gut zu erkennen. Phase I beginnt bei 0 und endet bei 0,1 normalisierten Zyklen. Die sich anschließende Phase II endet bei 0,9. Aus der Abbildung lassen sich zwei Schlussfolgerungen ableiten. Die Steigungen, die durch gestrichelte Linien für den linearen Teil von Phase II ermittelt wurden, sind bei allen Kurven gleicher Spannung nahezu identisch. Einzig Kurve P2-Q2 weicht ab, was aber im statistischen Rahmen liegt. Damit wird deutlich, dass nicht aus dem Anstieg der Kurven auf die Lebensdauer geschlossen werden kann. Vielmehr lässt sich als zweite Erkenntnis ableiten, dass je weiter die Degradationskurve von der X-Achse entfernt ist, desto länger die Probe hält. Die Phase III ist annähernd bei den Proben erkennbar, deren Maximalspannung bei 800MPa oder 900MPa lag. Bei den bei 950MPa getesteten Proben ist diese Phase gar nicht identifizierbar, stattdessen tritt ein plötzliches Versagen auf.

In einigen Degradationsverläufen treten markante Punkte im Kurvenverlauf hervor, die auf äußere Einflüsse zurückzuführen sind. Abbildung 76 zeigt den Verlauf der Proben P2-Q3 und P2-F1, die mit 900MPa Maximalspannung getestet wurden.



**Abbildung 76: Degradationskurven mit Steifigkeitssprüngen im Material bei absoluter Zyklenzahl**

Der Fokus soll zunächst auf den Kurvenverlauf von Probe P2-Q3 (grün) gelegt werden. Die vertikalen Linien markieren Zyklen, bei denen eine Puls-Thermografie vorgenommen wurde. Aus diesem Grund erfolgt die Auftragung auch über die absolute Zyklenzahl, nicht über die normalisierten Zyklen. In der logarithmischen Auftragung sind die besonderen Merkmale dieser Kurve nur schwierig erkennbar. Für P2-Q3 wurde zum Zweck der Thermografieprüfung der Ermüdungsversuch gestoppt. Wie sich zeigt, fällt die Steifigkeit der Proben nach Wiederaufnahme des Versuchs kurzfristig ab, kehrt dann aber wieder auf das ursprüngliche Niveau vor dem Stopp zurück.

Besonders auffällig ist ebenso der durch einen Rovingriss bedingte radikale Steifigkeitsabfall bei 48.000 Zyklen. Die Degradationskurve macht hier einen Sprung von  $D=0,11$  auf  $D=0,12$  um annähernd 1%. Nach dem erneuten Versuchsstart kehrt die Steifigkeit auf das Niveau von vor dem Riss zurück.

Bei 84.000 Zyklen konnte ein weiterer Rovingriss beobachtet werden, der die Steifigkeit von  $D=0,13$  auf  $D=0,17$  um 4% senkt. Auch hier ist nach dem Stopp bei 85.000 Zyklen und der Wiederaufnahme des Versuchs eine Abflachung der Kurve, also eine geringere Degradationsrate sichtbar. Jedoch kehrt die Steifigkeit in diesem Falle nicht auf das alte Niveau zurück, sondern die Probe versagte kurz darauf bei 86.786 Zyklen.



Während die Dauerfestigkeitsprüfung der vorhergegangenen Probe zur thermografischen Untersuchung gestoppt wurde, erfolgte bei der Probe P2-F1 (900MPa, in Abbildung 76 rot gekennzeichnet) die Thermografieprüfung bei laufendem Versuch. Diese Probe versagte deutlich früher als die beiden anderen 900MPa-Referenzproben (43.662 Zyklen gegenüber 58.805 und 86.786) (vgl. auch Abbildung 76). Um dieses Verhalten zu erklären, wurde in Abbildung 77 eine Auftragung des E-Moduls über die Zyklenzahl vorgenommen.

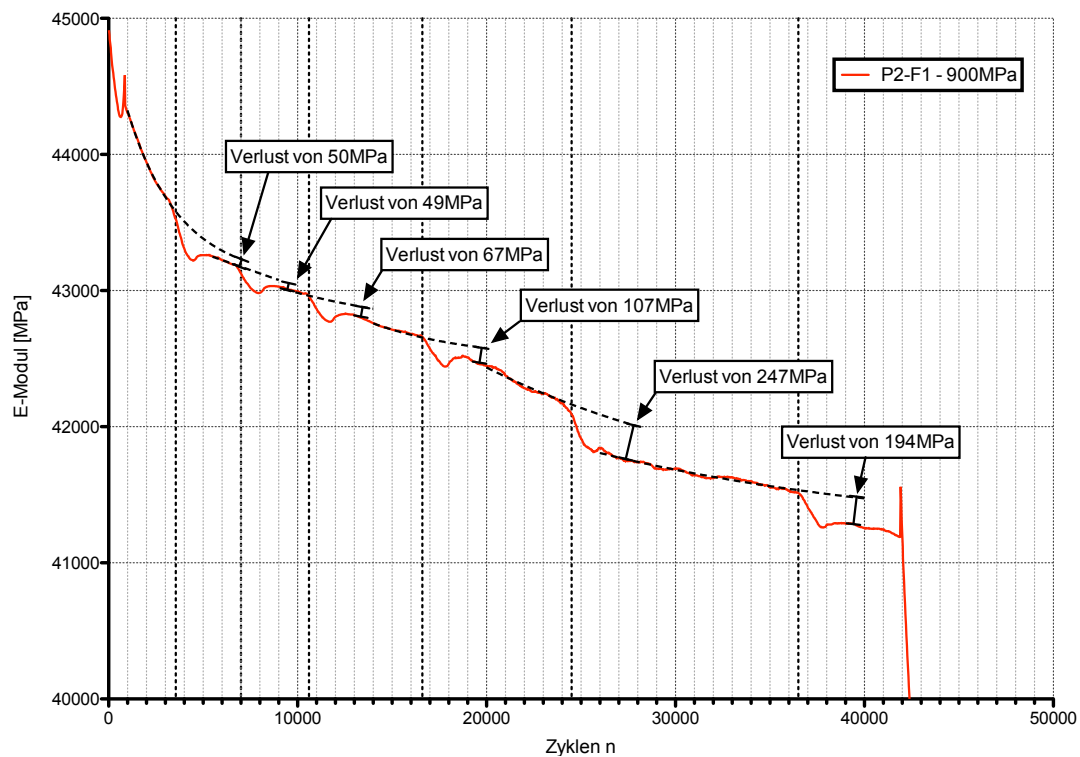
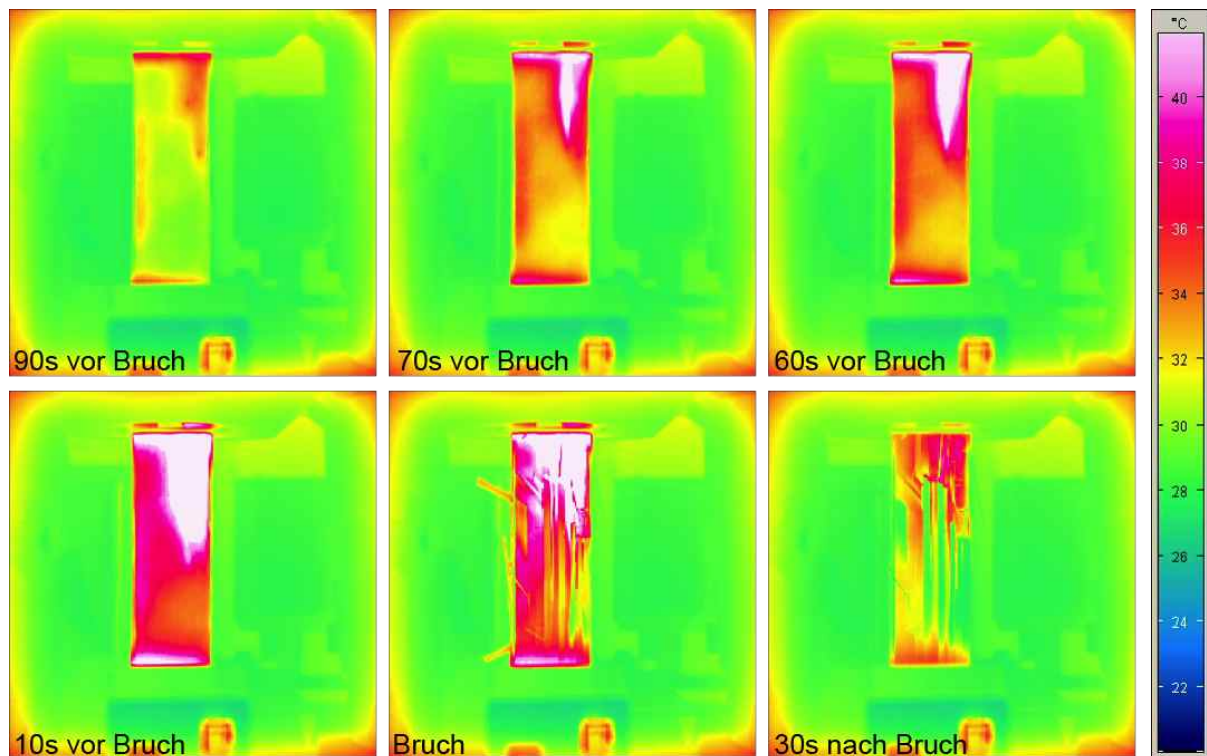


Abbildung 77: Steifigkeitsabfall in einer Referenzprobe nach der Thermografie

Markant ist, dass bei der Thermografiemessung der Kurvenverlauf während der ca. 600 Zyklen andauernden Einwirkung durch den Heizstrahler erheblich abfällt. Um diese Entwicklung zu verdeutlichen, wurden in dem Diagramm mit den Messpunkten vor der Thermografie Trendlinien eingefügt. Diese zeigen, wie die Entwicklung der Kurve ohne die Thermografie ausgesehen hätte. Ist die Steifigkeit nach einem Anhalten und Wiederauffahren nach kurzer Zyklenzahl wieder auf das vorherige Steifigkeitsniveau gestiegen, ist dies jetzt nicht mehr der Fall. Stattdessen machen die eingetragenen Abstände zwischen Trendlinie und realem Verlauf klar, dass der Thermografie ein dauerhafter Steifigkeitsverlust folgt. Zu Beginn ist dieser mit 49-67MPa noch gering, aber gerade bei höheren Zyklenzahlen steigt er auf bis zu 247MPa an. Das ist für ein zerstörungsfreies Prüfverfahren nicht akzeptabel.

Da die Temperatur das Dauerfestigkeitsverhalten von Faserverbund-Bauteilen beeinflussen kann, wurden die Proben über die gesamte Versuchsdauer mit einer passiven Thermokamera überwacht. Die Thermobilder in folgender Abbildung 78 zeigen Aufnahmen einer Probe 90 Sekunden vor dessen Versagen.

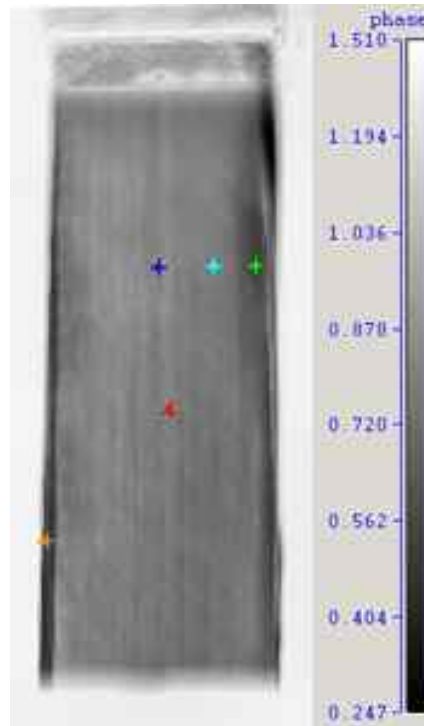


**Abbildung 78: Hotspot-Bildung an der Probe P2-F1 bei 43.122 Zyklen (versagt bei 43.662)**

Es kommt dabei an der rechten oberen Seite zu einer lokal begrenzten Erwärmung, einer sogenannten Hotspot-Bildung. Der Hotspot entsteht an einer Delamination zwischen zwei Faserschichten. In diesem Bereich ist der Faserverbund nicht mehr in der Lage, die gleiche Wärme aufzunehmen wie das die Delamination umgebende Material und es bildet sich auf der Probe eine lokale Hitzekonzentration aus.<sup>128</sup> Hinzu kommt die Reibungswärme, die sich an den nicht mehr verbundenen Laminatschichten einer Delamination ausbildet. Wie in der Abbildung zu erkennen ist, breitet sich der Hotspot in die Probe hinein aus und weist dabei Temperaturen von über 42°C auf. Die untere linke Abbildung zeigt die Probe kurz vor dem Versagen. Die Erwärmung hat sich über die Hälfte des Probekörpers ausgebreitet. Bei allen getesteten Proben konnte eine Hotspot-Bildung als sicheres Anzeichen für ein baldiges Versagen identifiziert werden.

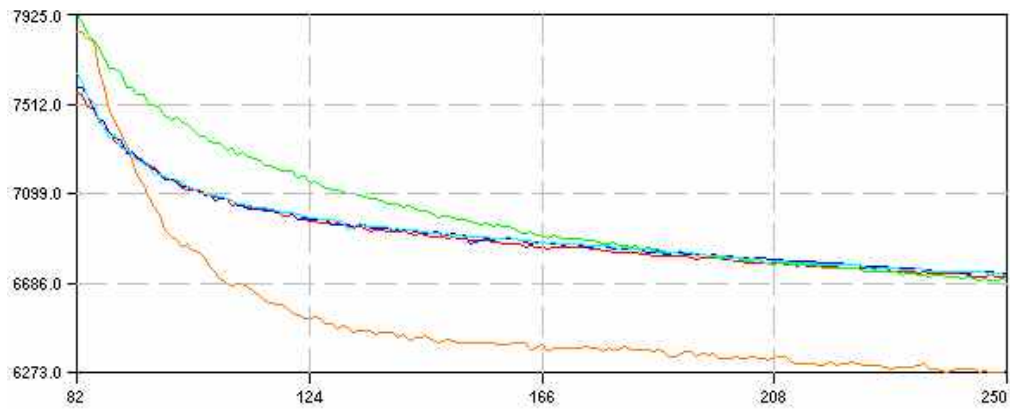
<sup>128</sup> Vgl. Zureick, 2002, S. 134

Die für den Hotspot verantwortliche Delamination kann auch in der Thermografie-Aufnahme festgestellt werden. Abbildung 79 zeigt das Phasenbild der Fourier-Transformation. Je dunkler ein Bereich, desto höher ist der Wärmestau und somit die Temperatur auf der Oberfläche der Probe.



**Abbildung 79: Thermografie-Aufnahme von Probe P2-F1 bei 43.028 Zyklen, Phasenbild**

In dem Bild sind zum einen die Randdelaminationen an der Probe sichtbar. Die linke Seite zeigt im orange markierten Punkt einen abgelösten Roving, auch erkennbar an der abgesetzten Schattierung. Zum anderen ist an der rechten Seite in Höhe des grünen Punktes ein dunkler, länglicher Fleck sichtbar. Er entsteht durch die gehemmte Wärmestrahlung an einer Delamination. Auf den ersten Blick ist dieser Fehler nur schwach im Phasenbild zu erkennen. Das Programm IrNDT ermöglicht es, durch Setzen von Punkten auf der Probe (vgl. Abbildung 79) die Temperatur-Zeitentwicklung in diesen Punkten zu untersuchen. Diese Analyse ist in folgender Abbildung 80 dargestellt.



**Abbildung 80: Thermografie-Aufnahme von Probe P2-F1 bei 43.028 Zyklen, Zeit-Temperaturverlauf**

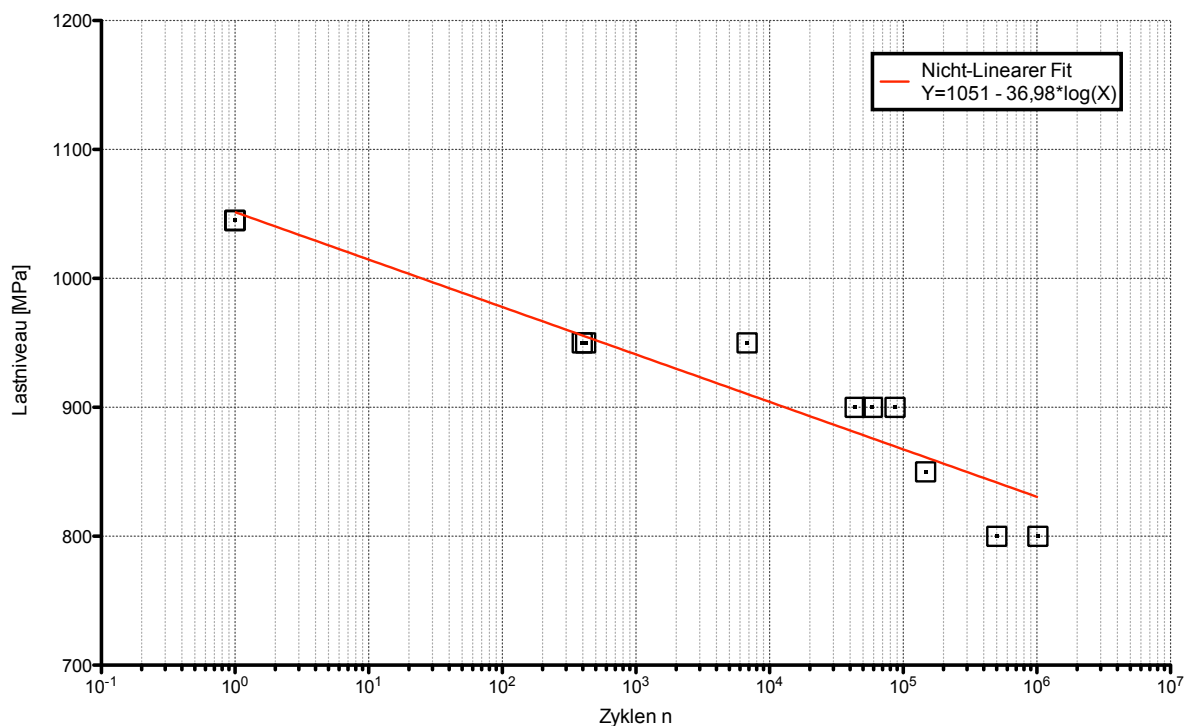
Die blaue, die türkise und die rote Kurve repräsentieren den Verlauf in drei Punkten außerhalb der Delamination. Die orangefarbene Kurve steht für den abgelösten Roving, dessen Wärmestrahlung sehr schnell abklingt. Die grüne Kurve zeigt den Verlauf direkt in der Delamination. Die verschiedenartigen Temperaturentwicklungen sind sehr deutlich. Während die Punkte außerhalb der Delamination fast das gleiche Abklingverhalten ausweisen, beginnt die grüne Kurve bereits bei höheren Temperaturen und nähert sich erst gegen Ende der Messung den beiden anderen Kurven bzw. unterläuft sie zum Schluss. Dies deckt sich mit der zuvor beschriebenen Entstehung eines Hotspots im Bereich einer Delamination.

Die Zyklenzahlen zum Zeitpunkt des Versagens der verschiedenen Proben sind in Tabelle 12 aufgeführt. Der Startwert der Wöhlergeraden wird durch drei identische Punkte bei einem Lastwechsel und 1.045MPa (statische Zugfestigkeit) festgelegt. Der Grund für die Verdreifachung des Wertes liegt in der Gewichtung bei der anschließenden Erstellung der Wöhlergeraden. Für die Lastniveaus 950MPa, 900MPa und 800MPa wurden je drei Probekörper getestet. Somit müssen auch für das Lastniveau der statischen Festigkeit drei Punkte angesetzt werden, damit sich der Verlauf der Trendlinie möglichst gut das Materialverhalten annähert.

**Tabelle 12: Zyklenzahl bis zum Versagen und korrespondierende Maximalspannung der Proben für die Referenzkurve**

Lastwechsel	Maximalspannung in MPa	Probenbezeichnung
1	1.045	Statische Zugfestigkeit aus 5.1.1
1	1.045	s.o.
1	1.045	s.o.
420	950	P2-Q5
6.790	950	P2-F2
397	950	P1-F1
58.805	900	P1-Q2
86.786	900	P2-Q3
43.662	900	P2-F1
147.363	850	P1-Q4
502.323	800	P1-Q1
1.018.939	800	P2-Q2

Diese Werte sind in folgendes Wöhlerdiagramm eingetragen (vgl. Abbildung 81). Die Lastwechselzahl ist logarithmisch, das Lastniveau linear aufgetragen, sowie die Wöhlergerade rot eingezeichnet.



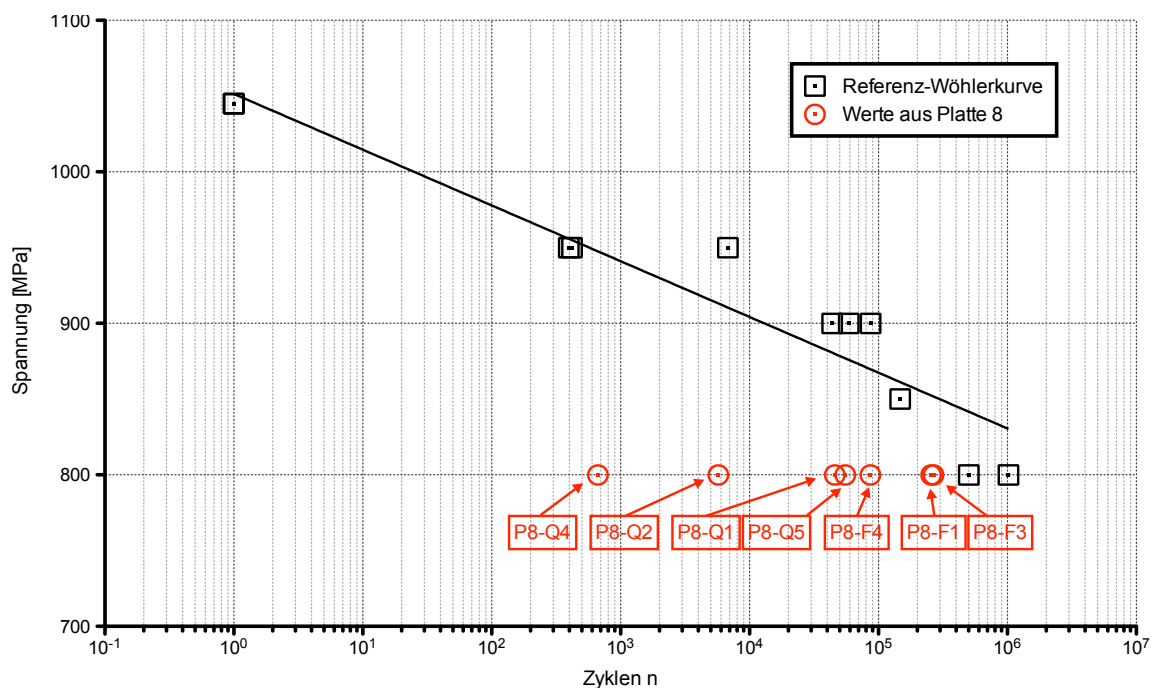
**Abbildung 81: Referenz-Wöhlerkurve**

## 5.2.2 Probleme bei der Vorermdung

Während der Vorermdung traten einige unvorhergesehene Probleme auf. Die vier verbleibenden Proben aus den Platten 1 und 2, die bereits für die Erstellung der Referenz-Serie ge-

nutzt worden waren, konnten problemlos mit den vorgesehenen 311 Lastwechseln für 950MPa und 4.599 Lastwechseln für 900MPa vorermüdet werden. Bei den Proben der Platten 5, 6 und 7 hingegen versagten insgesamt 10 Proben vor Erreichen der vorgesehenen Zyklenzahl. Besonders Probekörper, die beim Lastniveau 800MPa getestet wurden, versagten schon bei durchschnittlich 50.000 Zyklen und erreichten nicht annähernd die anhand der Referenz festgelegten 380.316 Lastzyklen. Folglich kam es in der Durchführung der Vorermüdung zu erheblichen Verzögerungen und der Notwendigkeit, neue Proben als Ersatz herzustellen. Ursachen für das verfrühte Versagen werden in Kapitel 6.3 diskutiert.

Doch auch die neu hergestellten Probekörper der Platte 8 hielten nicht die für 800MPa bestimmten Lastwechselzahlen durch. Das Verhalten der Proben im Vergleich zu der Referenzkurve ist in der folgenden Abbildung 82 dargestellt:



**Abbildung 82: Erreichte Zyklenzahlen der Proben aus Platte 8 bei 800MPa im Vergleich mit der Referenz-Wöhlerkurve**

Wie die Abbildung zeigt, versagten die Proben aus der Quellenseite sehr früh. Die erreichten Werte liegen zwischen 668 bis 55.336 Zyklen. Deutlich länger hielten die Proben aus der Fallenseite. P8-F4 liegt nur bei 96.761 Zyklen, aber P8-F1 und P8-F3 erreichten beide über 250.000 Zyklen (255.840 und 267.280). Das ist immer noch unterhalb der für die Vorermüdung angesetzten 380.316 Lastwechsel. Aufgrund des Mangels an Zeit und neuen Probekörpern wird der Mittelwert dieser beiden Proben als neue Referenz für das 800MPa-Lastniveau angenommen. Die verbleibenden, fallenseitigen Proben der Platte 8 (P8-F2 und P8-F5) wer-

den daher für die anschließende Vorerrmüdung bei 800MPa mit der Hälfte des Mittelwertes zyklisch belastet, das entspricht 130.780 Lastwechseln.

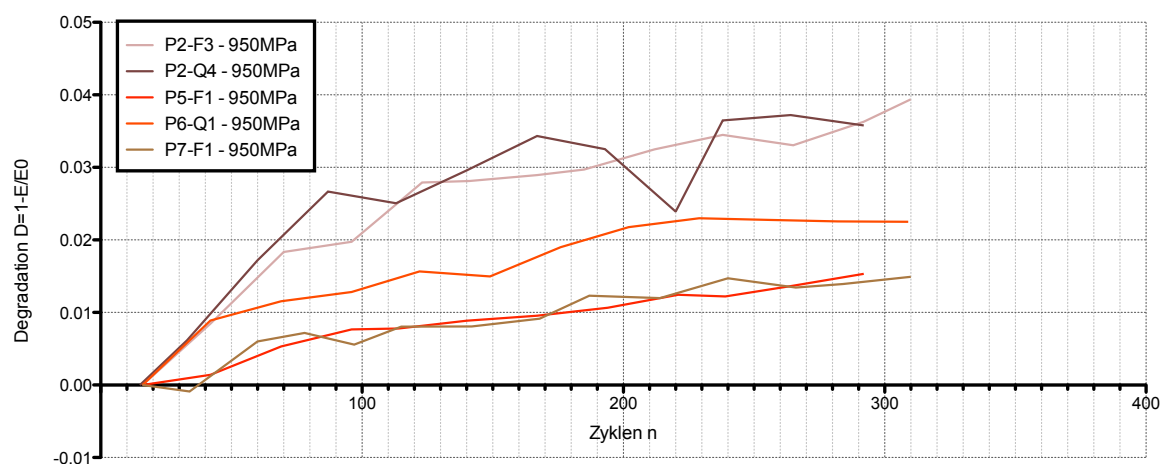
### 5.2.3 Vorerermüdung

Die Vorerermüdung der Proben wurde unter Berücksichtigung der geschilderten Probleme gemäß den Werten der folgenden Tabelle 13 vorgenommen.

**Tabelle 13: Vorerermüdungsparameter**

Maximalspannung in MPa	Lastwechsel	Probenbezeichnung
950	311	P2-F3
950	311	P2-Q4
950	311	P5-F1
950	311	P6-Q1
950	311	P7-F1
900	4.599	P2-F4
900	4.599	P2-F5
900	4.599	P6-Q3
900	4.599	P7-F3
800	130.780	P8-F2
800	130.780	P8-F5

In der nachstehenden Grafik (Abbildung 83) sind die Degradationsverläufe für die mit 950MPa vorerermüdeten Proben abgebildet.

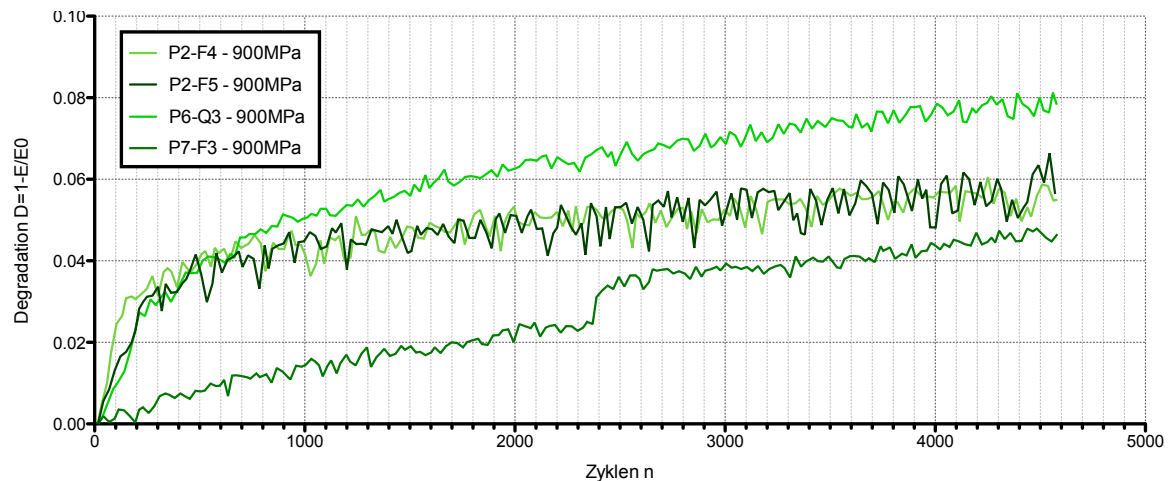


**Abbildung 83: Degradation der mit 950MPa vorerermüdeten Probekörper in Abhängigkeit der Lastwechselzahl**

Die Grafik zeigt, dass die beiden Proben aus Platte 2 ein sehr ähnliches Degradationsverhalten aufweisen, vergleichbar mit den Proben P6-Q1 und P7-F1, nur dass deren Degradationskurven flacher verlaufen. Die Kurve der Probe P5-F1 befindet sich in der Mitte dieser beiden



Verläufe. Aufgrund der niedrigen Lastwechselzahl ist ferner eine Identifizierung der Degradationsphasen I und II nicht möglich. Was die Abbildung aber eindeutig belegt, sind die je nach Platte unterschiedlichen Entwicklungen des Steifigkeitsverlustes. Eine Erkenntnis, die durch die folgende Abbildung 84 gestützt wird.



**Abbildung 84: Degradation der mit 900MPa vorermüdeten Probekörper in Abhängigkeit der Lastwechsel**

Erneut haben die beiden Proben aus Platte 2 fast identische Verläufe. Abweichend zum vorherigen Graphen ist bei 900MPa Vorermüdung der Steifigkeitsverlust bei der Probe P6-Q3 stärker als bei P7-F3. In Abbildung 83 verlaufen beide fast parallel und unterhalb der Proben aus Platte 2, in dieser Abbildung liegt die Kurve von P6-Q3 oberhalb, die Kurve von P7-F3 unterhalb dieser. Eine weitere Auffälligkeit ist der Steifigkeitssprung der unteren Kurve bei 2.400 Lastwechseln, der durch einen Rovingriss hervorgerufen wurde.

Im Vergleich der Ausschläge der Kurven weisen alle vier Proben zwar ein Messrauschen auf, aber vor allem bei den Proben der Platte 2 ist dieses besonders ausgeprägt. Die Ursache hierfür liegt möglicherweise in einer gelockerten Fixierung des unteren Spannfutters, dass zu einer Reduktion der Dämpfung der Schwingungen des Pulsers führte. Im Gegensatz zu der Vorermüdung mit 950MPa ist bei 900MPa Maximallast zumindest für die oberen drei Kurven die Phase I von der Phase II der Degradation unterscheidbar. Phase II beginnt bei ca.  $n=400$ . Noch deutlicher zeigt sich dies in der nächsten Abbildung 85, die die Steifigkeitsverläufe der mit 800MPa Spannung vorermüdeten Proben der Platte 8 darstellt.



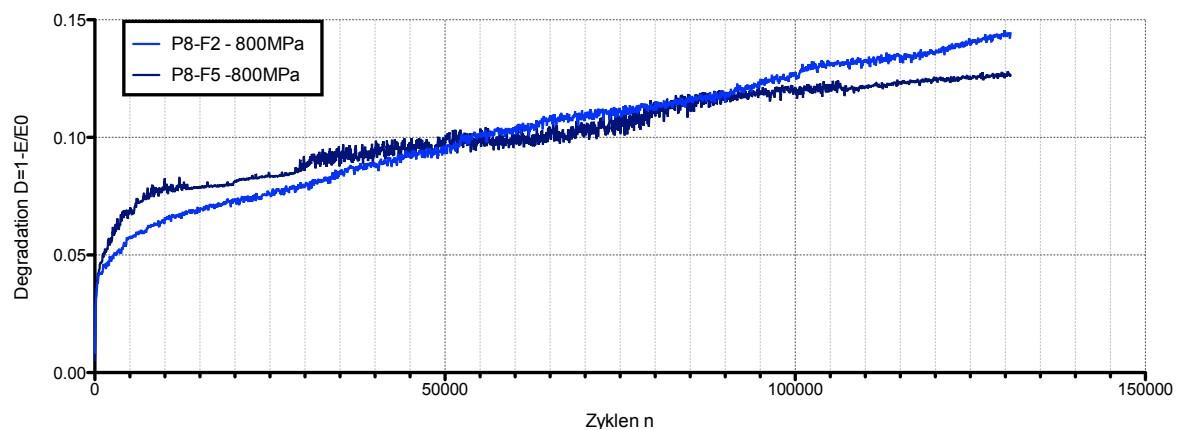


Abbildung 85: Degradation der mit 800MPa vorermüdeten Probekörper in Abhängigkeit der Lastwechsel

Hier beginnt die Phase II erst bei ca. 800 Lastwechseln, Phase I und II sind gut ausgeprägt. Beide Kurven haben ähnliche Verläufe. Die Steifigkeit von Probe P8-F5 sinkt zwar zu Beginn etwas stärker, dafür besitzt die Kurve in der weiteren Entwicklung einen geringeren Anstieg als die Kurve von Probekörper P8-F2. Die Steigung beider Kurven kann als sehr konstant beschrieben werden.

In Abbildung 86 ist ein Vergleich aller Kurven miteinander unter einer normalisierten Lastwechselzahl dargestellt.

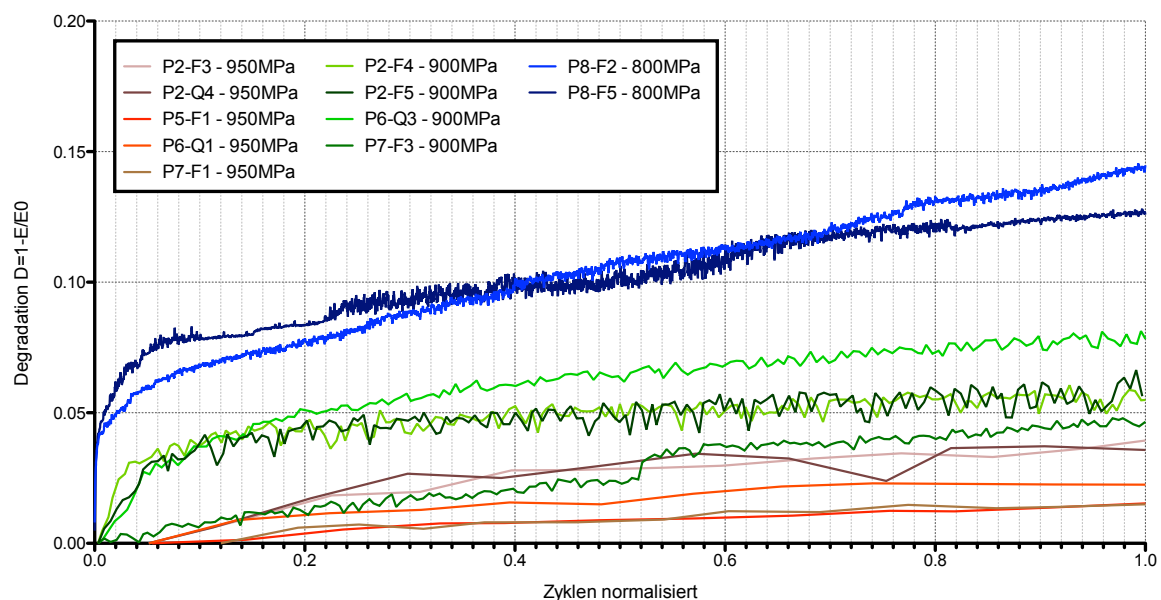


Abbildung 86: Degradationskurven der vorermüdeten Proben über normalisierte Lastwechselzahl

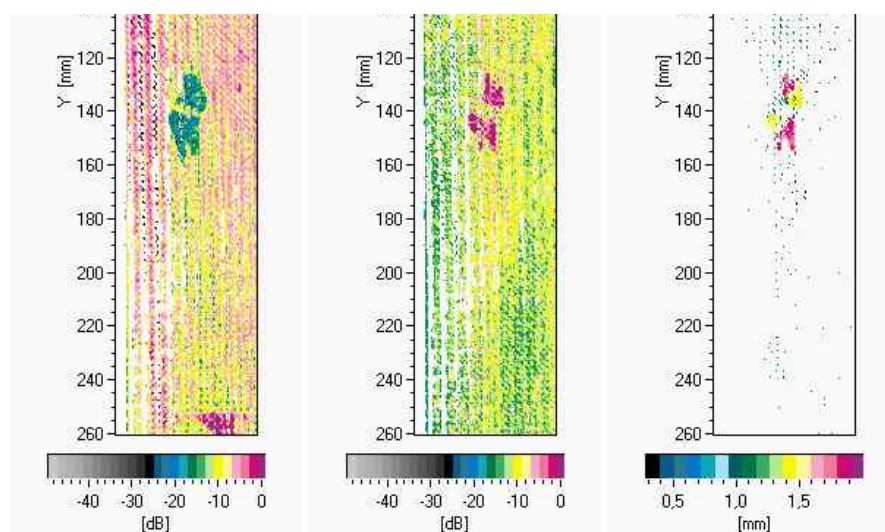
Die Grafik verdeutlicht erneut den Zusammenhang zwischen Abstand zur X-Achse und der Lebensdauer. Proben, die mit niedriger Spannung vorermüdet wurden, verlaufen in größerem Abstand zur X-Achse als Proben mit höheren Spannungen. Trotzdem sind die Steigungen der

Kurven vor allem bei 950MPa und 900MPa sehr ähnlich, der Anstieg der 800MPa-Kurven ist geringfügig höher. Das stimmt überein mit den Beobachtungen aus der Referenzkurve (vgl. Abbildung 75).

### 5.2.4 Schadensgröße und -form nach dem Impact

Nach der Vorermtüdung wird der Impact, wie in Kapitel 4.2.1 beschrieben, durch Mitarbeiter der Technischen Universität Dresden eingebracht. Die sich ergebenden Schadensbilder und die Ergebnisse der abschließenden dynamischen Prüfung werden in den nächsten beiden Abschnitten beschrieben.

Die mit einem Impact versehenen Probekörper wurden sowohl mit dem Ultraschall- als auch dem Thermografie-Verfahren untersucht. Mit der Ultraschall-Prüfung konnte bei allen Proben zuverlässig eine durch den Impact entstandene Delamination festgestellt werden. Abbildung 87 zeigt eine C-Scan-Aufnahme, die während der Prüfung angefertigt wurde.



**Abbildung 87: Schadensgröße und -form in Probekörper, links: Rückwandecho, mittig: Fehlerecho, rechts: Fehlertiefe**

In der linken Grafik ist das Signal des Rückwandechos abgebildet, in der mittleren das Fehlerechosignal und in der rechten die Fehlertiefe. Auf allen drei Bildern ist der Impact-Schaden erkennbar. In der rechten Grafik zeigen weiterhin die Farben, in welcher Tiefe sich der Schaden befindet. Der rot eingefärbte Bereich deutet auf eine Delamination in einer Tiefe von 2mm hin, die sich in  $0^\circ$ -Richtung ausbreitet. Da eine Delamination zwischen zwei Faserschichten sich immer in Richtung der unteren Schicht ausbreitet, befindet sich dieser Schaden zwischen der untersten  $0^\circ$  und der darüberliegenden  $45^\circ$ -Lage. Die zweite Delamination

ist im Bild gelb gekennzeichnet und befindet sich in einer Tiefe von 1,5mm. Sie ist in 45°-Richtung orientiert, woraus sich schließen lässt, dass sie zwischen der 45° und der 90°-Lage aufgetreten ist. Weitere Delaminationen sind nicht zu sehen. Wegen der geringen Dicke des Materials liegt die Ursache für die Delamination vor allem in den Biegespannungen auf der Rückseite und eine Ausbreitung im Material findet von der dem Impact abgewandten Seite statt. Die Form des Schadens ist ähnlich der einer Acht, mit einer Unterbrechung in der Mitte.

Auch mittels der Thermografie konnten Fehlstellen im Material entdeckt werden (vgl. Abbildung 88). Allerdings zeigte eine Prüfung von der Seite, auf die der Impact eingewirkt hatte, nur eine geringe Schädigung. Wie bereits die Ultraschallprüfung dargelegt hat, befinden sich die Delaminationen in den unteren Schichten. Deshalb wurde die Vermessung erneut auf der dem Impact abgewandten Materialseite durchgeführt. Damit wurden die Delaminationen gut sichtbar. Möglicherweise dämpfen die Bindefäden im Material den Wärmeimpuls und reduzieren somit die Tiefenreichweite der Thermografie. Abweichend von den Referenzproben erfolgte die Anregung bei einer um 50% reduzierten Amplitude für eine Dauer von acht Sekunden.



**Abbildung 88: Thermografie-Aufnahmen von Delaminationen nach dem Impact**

In den dunklen Bereichen wurde der eingebrachte Wärmeimpuls durch eine Delamination gestört. Im Vergleich zu den Ultraschallaufnahmen fällt die unscharfe Abgrenzung der Delamination auf. Ebenso lässt sich in der Thermografieaufnahme nicht erkennen, welche Schichten betroffen sind und in welcher Tiefe sich der Schaden befindet.

Nach der Anfertigung der Ultraschall- und Thermografie-Aufnahmen wurden die Bilder mit einer Bildbearbeitungssoftware vermessen und die Delaminationen an ihren Grenzen freihändig eingerahmt. Die Software ermittelt anhand einer je Probe festgelegten Umrechnungsskala die Fläche der eingerahmten Delamination in  $\text{mm}^2$ . Die Ergebnisse der Vermessung sind in Tabelle 14 zusammengefasst.

**Tabelle 14: Fläche der Delamination nach dem Impact, ermittelt mit einer Bildbearbeitungssoftware anhand von Thermografie- und Ultraschallaufnahmen**

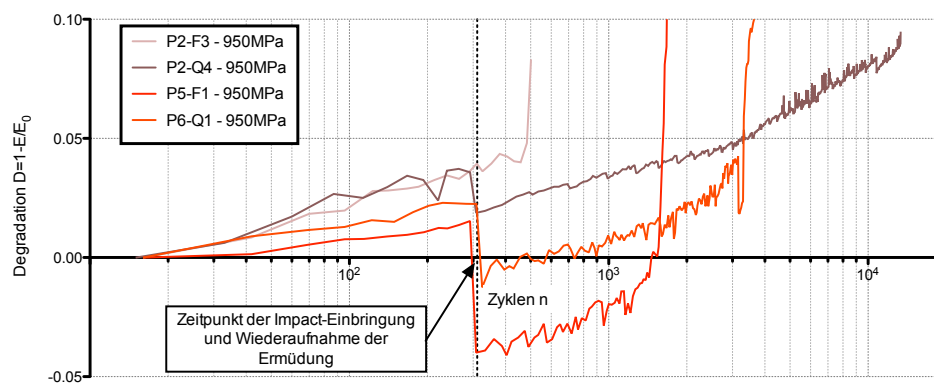
Probe	Maximalspannung in MPa	Delaminationsfläche in mm <sup>2</sup>		Differenz T-U
		Thermografie T	Ultraschall U	
P2-F3	950	149	140	9
P2-Q4	950	196	126	70
P5-F1	950	260	266	-6
P6-Q1	950	152	143	9
P7-F1	950	196	271	-75
P2-F4	900	188	128	60
P2-F5	900	185	123	62
P6-Q3	900	153	111	42
P7-F3	900	233	263	-30
P8-F2	800	181	196	-15
P8-F5	800	157	170	-13
	Mittelwert	186,36	176,09	10,27
	Standardabweichung	35,17	62,73	44,79

Die Ergebnisse aus Thermografie- und Ultraschallaufnahmen unterscheiden sich um  $10,27\text{mm}^2$ . In den Thermografie-Aufnahmen sind die Delaminationen durchschnittlich  $186\text{mm}^2$  groß, im Ultraschall beträgt ihre mittlere Größe  $176\text{mm}^2$ . Auffallend sind die großen Standardabweichungen von  $35,17\text{mm}^2$  bei der Thermografie und  $62,73\text{mm}^2$  beim Ultraschall.

Anschließend werden die Proben bis zum Versagen zyklisch belastet und in bestimmten Intervallen Thermografie-Aufnahmen der Proben angefertigt, um die Schadensausbreitung zu dokumentieren.

### 5.2.5 Auswirkungen des Impacts auf die Dauerfestigkeit

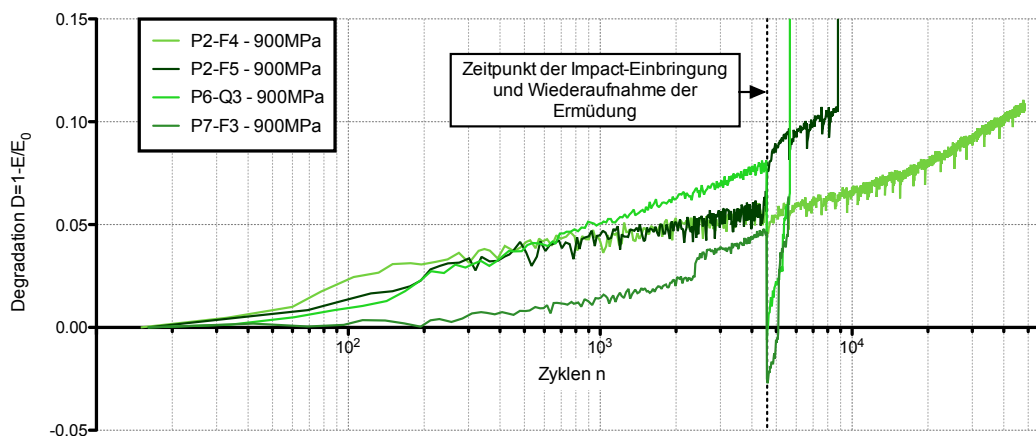
In der folgenden Abbildung 89 ist der gesamte Degradationsverlauf der mit  $950\text{MPa}$  Maximalspannung ermüdeten Probekörper dargestellt.



**Abbildung 89: Gesamter Degradationsverlauf der mit  $950\text{MPa}$  ermüdeten Impact-Probekörper in Abhängigkeit der Lastwechsel**

Wie der Graph zeigt, führt die Wiederaufnahme des Ermüdungsversuchs nach Impact-Einbringung bei drei Proben zu einer massiven Zunahme der Steifigkeit. Sie ist bei P5-F1 und P6-Q1 höher als zu Beginn der Vorermüdung, folglich wird die Degradation negativ. Einzig Probe P2-F3 verhält sich vor und nach Impact-Einbringung einheitlich. Alle Probekörper versagten bei unterschiedlichen Lastwechselzahlen. Während P2-F3 bereits bei 502 Zyklen riss, betrug die Lebensdauer von P2-Q4 13.816 Zyklen. Die Kurve P7-F1 kann aufgrund eines Dateifehlers nicht dargestellt werden.

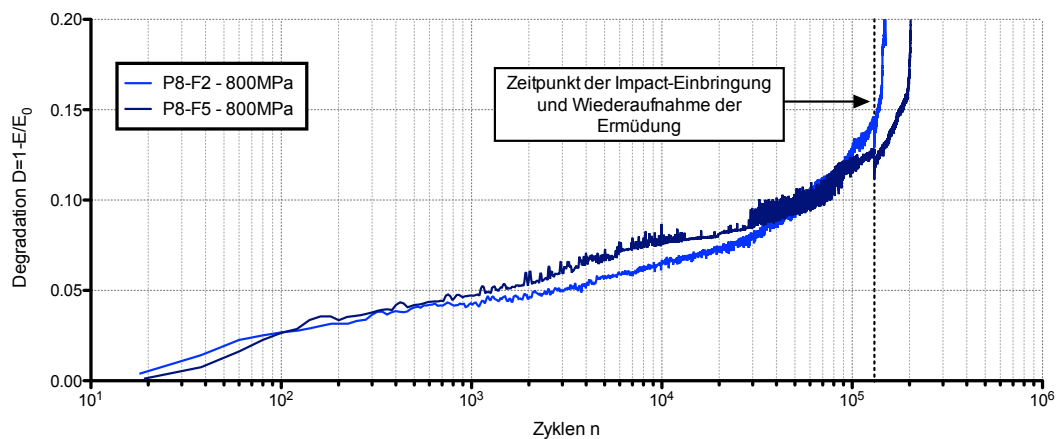
Die nachfolgende Abbildung 90 gibt den vollständigen Degradationsverlauf der mit 900MPa belasteten Probekörper wider.



**Abbildung 90: Gesamter Degradationsverlauf der mit 900MPa ermüdeten Impact-Probekörper in Abhängigkeit der Lastwechsel**

Auch hier wird ein Anstieg der Steifigkeit nach dem erneuten Starten des Versuchs bei zwei Kurven (P6-Q3 und P7-F3) sichtbar. Bei der Kurve P2-F4 ist der Anstieg nur minimal, bei Probe P2-F5 nimmt die Degradation nach dem Wiederaufahren zu und die Steifigkeit ab. Mit Ausnahme von Kurve P2-F4 ( $n=67.301$ ), deren Verlauf aufgrund eines Dateifehlers nicht vollständig abgebildet werden kann, versagten die Proben unterhalb von 10.000 Zyklen, bei  $n=5.629$  (P7-F3),  $n=5.680$  (P6-Q3) und  $n=8.858$  (P2-F5).

Den Steifigkeitsverlust über die Zyklenzahl der mit 800MPa ermüdeten Proben wird in Abbildung 91 aufgezeigt.



**Abbildung 91: Gesamter Degradationsverlauf der mit 800MPa ermüdeten Impact-Probekörper in Abhängigkeit der Lastwechsel**

Es ist in Höhe der 130.780 Zyklen der Vorermüdung eine Zunahme der Steifigkeit zu beobachten - ähnlich wie bei den vorangegangenen Probekörpern. Das starke Messrauschen der Probe P8-F5 lässt nach diesem Punkt wieder nach. Die Probe versagte bei insgesamt 203.737 Lastwechseln, die zweite Probe P8-F2 knapp 54.000 Zyklen früher, bei 149.872 Lastwechseln.

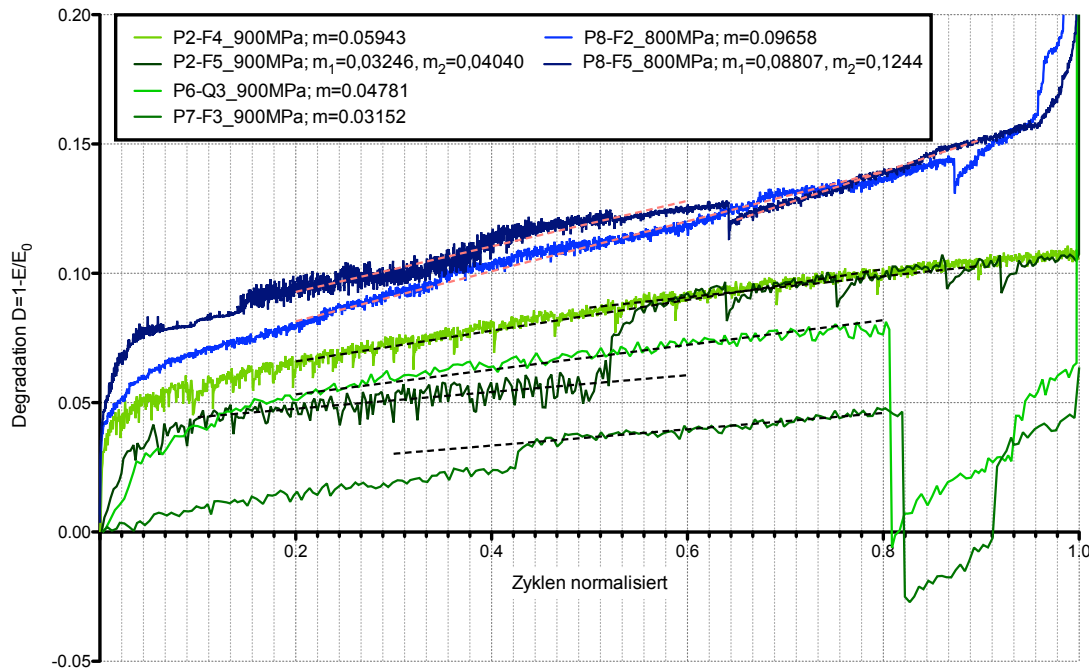
Für alle drei Laststufen konnten erhebliche Steifigkeitszunahmen nach der Vorermüdung ermittelt werden. Tabelle 14 zeigt eine Übersicht über die Zu- und Abnahmen.

**Tabelle 15: Zu- und Abnahme der Degradation nach Impact-Einbringung**

Probe	Spannung in MPA	Änderung Degradation	Änderung in Prozent
P2-F3	950	-0,0032	-8,09
P2-Q4	950	-0,0170	-47,60
P5-F1	950	-0,0553	-361,00
P6-Q1	950	-0,0350	-155,53
P2-F4	900	-0,0091	-16,67
P2-F5	900	0,0264	49,15
P6-Q3	900	-0,0874	-107,50
P7-F3	900	-0,0736	-158,26
P8-F2	800	-0,0157	-10,81
P8-F5	800	-0,0151	-11,97

Die größte Zunahme der Steifigkeiten erfuhr mit 361% die Probe P5-F1. Bei weiteren drei Proben liegt der Zuwachs immerhin über 100%. Nur bei einer Probe (P2-F5) nimmt die Steifigkeit nach dem Starten der Nachermüdung wieder ab.

Eine normalisierte Auftragung der Degradationsverläufe wie in Abbildung 92 gibt darüber hinaus Aufschluss über Auffälligkeiten in der Steigung der Steifigkeitskurven.



**Abbildung 92: Gesamter Degradationsverlauf der Impact-Proben über normalisierte Lastwechselzahl**

Die Kurve P2-F5 zeigt in regelmäßigen Abständen Steifigkeitsschwankungen während der gesamten Rester Müdung. Dies ist analog zur Vorer müdung auf das Anhalten des Testvorgangs zur Durchführung der Thermografie zurückzuführen. Zwar haben sich auch andere Proben so verhalten (z.B. P2-F4), jedoch ist die Ausprägung bei P2-F5 besonders groß. Die einzelnen Degradationsphasen sind in den Verläufen von P8-F2 und P8-F5 gut auszumachen. Phase I endet bei 0,08, die sich anschließende Phase II bei 0,85 normalisierten Zyklen. Es wird ebenfalls deutlich, dass das Versagen bei den 900MPa-Proben sehr plötzlich einsetzt.

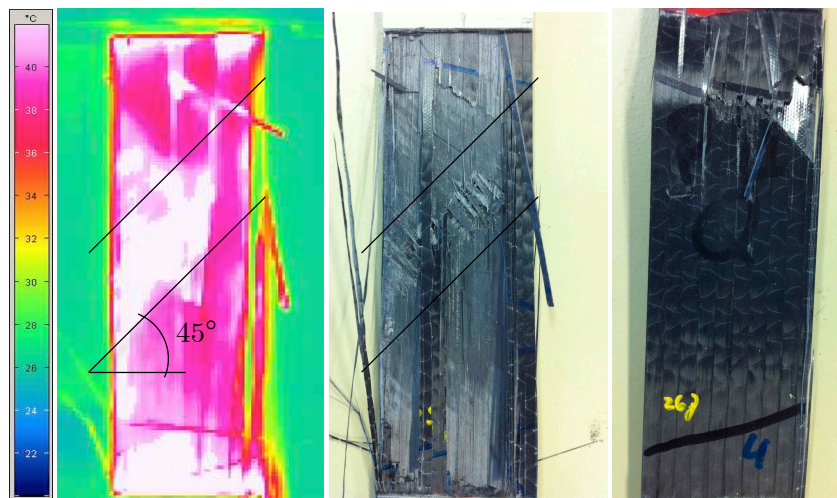
In das Diagramm sind die Steigungen der jeweiligen Kurven eingezeichnet. Bei der Kurve P2-F5 trat der Impact ungefähr bei der Hälfte der Lebensdauer auf. Im Vergleich der Steigung vor der Impact-Einbringung und der danach, ergibt sich eine leichte Erhöhung der Degradationsrate von 0,033 auf 0,04, das entspricht einer Zunahme von 21%. Die Steigung der Kurve P8-F5 erhöht sich ebenfalls nach der Impact-Einbringung um 34% von 0,089 auf 0,12. Für die Kurve P2-F4 ist keine Änderung der Steigung messbar. Durch den radikalen Steifigkeitsabfall konnte für die verbleibenden Proben kein Vergleich durchgeführt werden.

Bei einer Gegenüberstellung von Referenz- und Impactkurven liegen die Steigungen der 800MPa Impact-Serie mit 0,09 bis 0,12 zwischen den beiden Referenzkurven mit 0,055 und 0,15. Die 900MPa Proben der Impact-Serie besitzen eine Steigung von durchschnittlich 0,043, die Steigung der Proben der Referenz-Serie liegt mit 0,06 höher. Isoliert betrachtet liegt auch die Steigung der bei 900MPa ermüdeten Probe P2-F4 bei fast 0,06. Im Vergleich zu den an-



deren Kurven des 900MPa Lastniveaus war die Lebensdauer dieser Probe mit 67.301 Zyklen sehr lang. Sie passt aber zu der Lebensdauer der Referenzproben, die durchschnittlich 63.084 Zyklen betrug.

Zusammenfassend fiel die Lebensdauer der Proben sehr unterschiedlich aus. Während einige bereits kurz nach Testbeginn versagten, hielten andere auch bei hohen Spannungen das 20-fache der anhand der Referenzkurve ermittelten mittleren Lebensdauer. In Abbildung 93 sind typische Versagensbilder zu sehen.



**Abbildung 93: Versagensbilder der Impact-Proben, links: Thermoaufnahme von P6-Q1 2s vor dem Versagen, mittig: P6-Q1 nach Versagen, rechts: P2-Q4 nach Versagen**

Das linke Bild ist eine Thermoaufnahme der Probe P6-Q1 kurz vor dem Versagen. Es ist ein Hotspot in 45°-Orientierung zu erkennen, der durch die Delamination in der Mitte führt. Das mittlere Bild ist ein Versagensbild derselben Probe. Der Faserriss unter 45° ist hier ebenfalls gut zu erkennen. Die 0°-Schichten fehlen fast komplett. Im Versuch versagte lediglich eine weitere Probe im Bereich des Impacts. Alle verbleibenden Probekörper rissen im oberen oder unteren Drittel, wie das rechte Bild in Abbildung 93 und Tabelle 16 verdeutlichen.



**Tabelle 16: Zyklenzahl bis zum Versagen und korrespondierende Maximalspannung der Proben mit Impact**

Lastwechsel	Maximalspannung in MPa	Ort des Versagens	Probenbezeichnung
502	950	Unteres Drittel	P2-F3
13.816	950	Oberes Drittel	P2-Q4
1.816	950	Oberes Drittel	P5-F1
4.005	950	Impactbereich	P6-Q1
3.593	950	Oberes Drittel	P7-F1
67.301	900	Oberes Drittel	P2-F4
8.858	900	Unteres Drittel	P2-F5
7.014	900	Unteres Drittel	P4-F1
5.680	900	Oberes Drittel	P6-Q3
5.629	900	Oberes Drittel	P7-F3
149.872	800	Oberes Drittel	P8-F2
203.737	800	Impactbereich	P8-F5

Weiterhin wurden diese Werte in ein Wöhlerdiagramm eingetragen und mit der Referenzkurve verglichen (vgl. Abbildung 94). Für die beiden ersten Lastniveaus wurden jeweils fünf Proben getestet, für das letzte zwei. Um einen statistisch korrekten Vergleich zu ermöglichen, sollte jede Laststufe die gleiche Gewichtung ausweisen. Zu diesem Zweck wurde für die Lastniveaus 950MPa und 900MPa der Mittelwert ermittelt und dieser Wert dann in zweifacher Wertigkeit in das Wöhlerschaubild eingetragen. Nach der Impact-Einbringung wurde die statische Zugfestigkeit der Proben nicht erneut getestet. Es wird vorerst angenommen, dass sich dieser faserdominierte Kennwert durch eine Delamination im Material nicht ändert. Deshalb weist auch das Wöhlerschaubild der Impact-Serie zwei statische Festigkeiten von 1045MPa auf.<sup>129</sup>

Die Wöhlergerade der Impact-Proben ist in der Abbildung rot eingezeichnet.

---

<sup>129</sup> Die getroffenen Annahmen werden in Kapitel 6.4 diskutiert

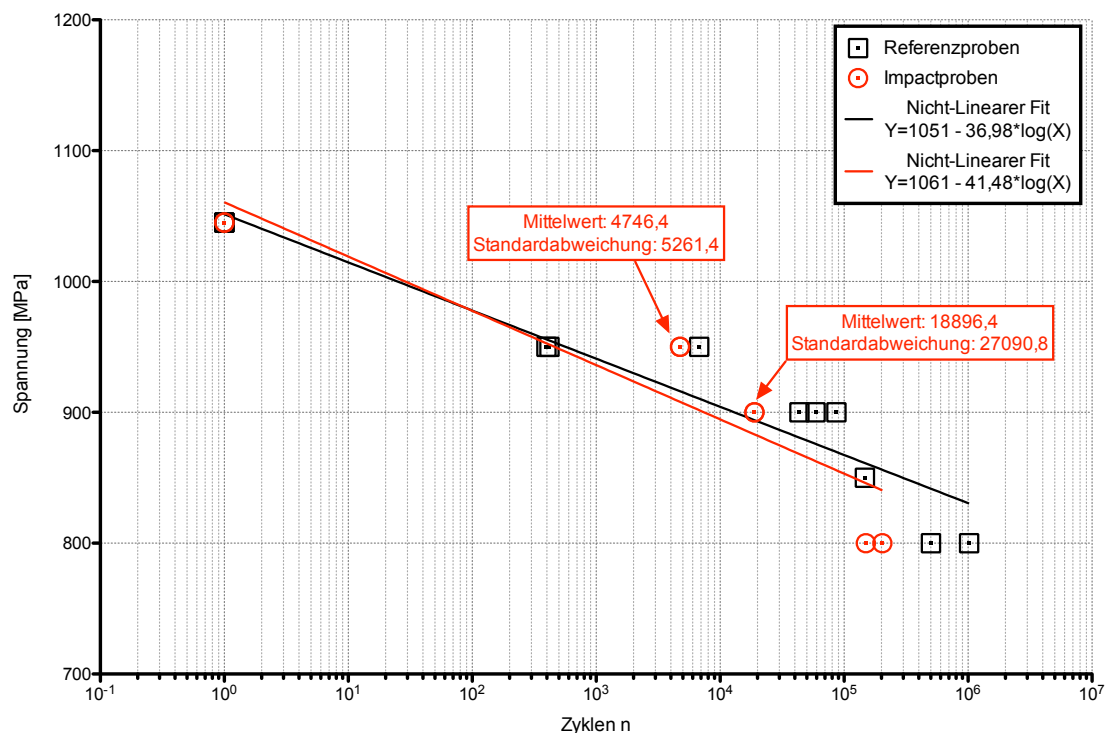


Abbildung 94: Wöhlerschaubild der Impactproben (rot) im Vergleich mit den Referenzproben (schwarz)

Aus dem Verlauf beider Wöhlergeraden wird ersichtlich, dass der Einfluss der Impacts auf die Lebensdauer der Proben minimal ist. Beide Kurven unterscheiden sich nur geringfügig in Steigung und Y-Achsenabschnitt.

## 5.2.6 Schadensausbreitung unter dynamischer Belastung

Während der Ermüdungsversuche wurden bei drei Proben jeder Laststufe in bestimmten Abständen Thermografie-Aufnahmen erstellt, um die Schadensausbreitung zu dokumentieren.

Die folgenden Sequenzen zeigen die Entwicklung der Delaminationen über die Lebensdauer des Probekörpers. Abbildung 95 ist eine Aufnahme von Probe P5-F1, die bei 950MPa ermüdet wurde, Abbildung 96 von Probe P2-F4, deren Maximalspannung 900MPa betrug. Im letzten Bild jeder Abbildung verdecken abgelöste Rovings teilweise die Schäden. Das ist auch der Grund, warum für die Proben mit 800MPa Maximalspannung keine aussagekräftigen Thermografie-Aufnahmen erstellt werden konnten, da hier bereits durch die Vorermüdung eine Vielzahl von Rovings abgelöst waren.

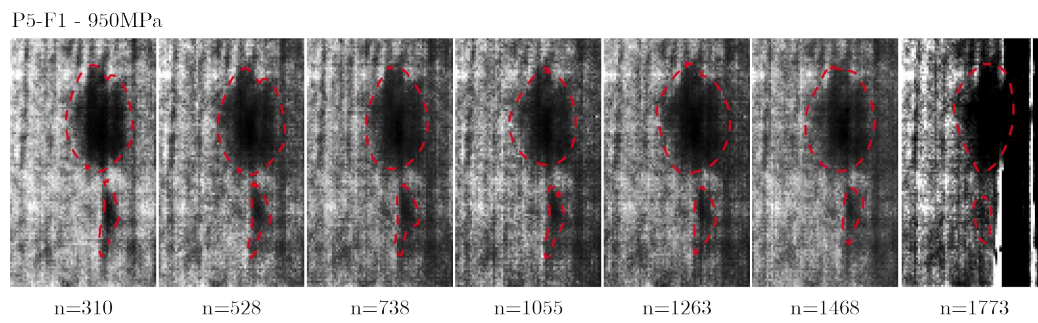


Abbildung 95: Schadenswachstum der Probe P5-F1 (versagt bei 1.816 Zyklen)

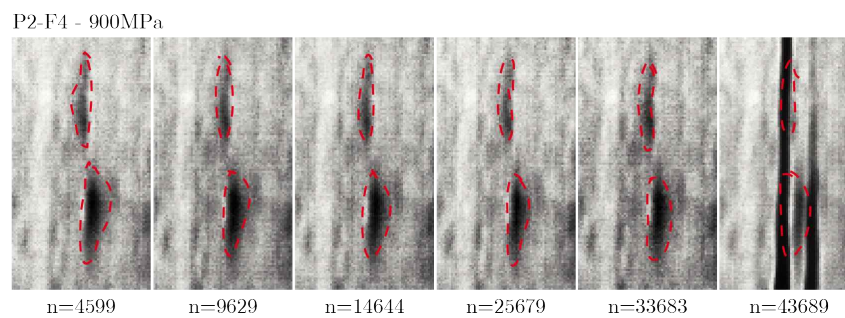


Abbildung 96: Schadenswachstum der Probe P2-F4 (versagt bei 67.301 Zyklen)

In den Aufnahmen sind die Schäden als dunkle Bereiche sichtbar (siehe roter Rahmen). Über die gesamte Lebensdauer ist der Schaden anscheinend nicht gewachsen. Zur Überprüfung dieses Resultats wurde eine Vermessung der Schadensflächen mit einer Bildbearbeitungssoftware vorgenommen. Die Ergebnisse sind in folgender Abbildung 97 zusammengefasst.

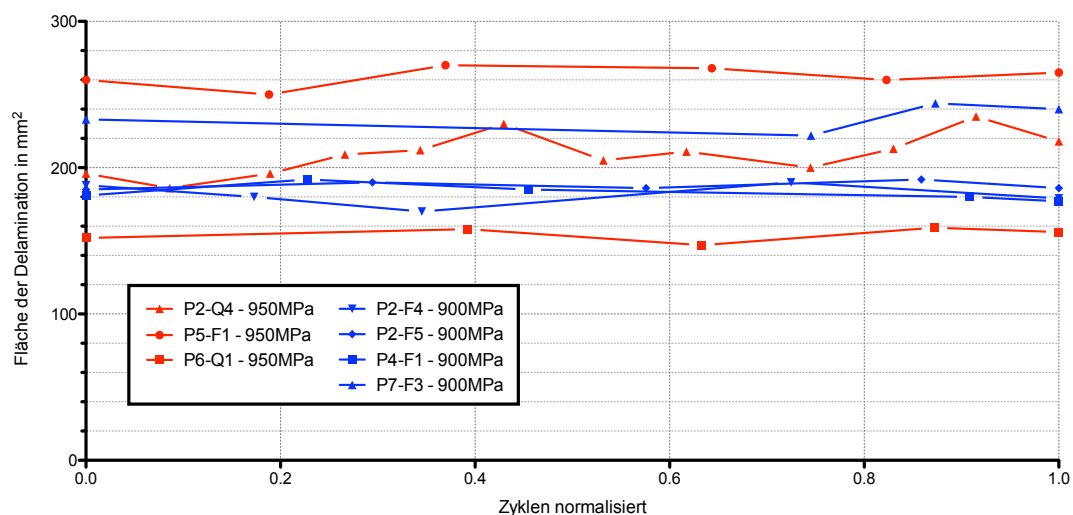


Abbildung 97: Schadenswachstum während der Ermüdung

Die Abbildung zeigt, dass zwar in der Fläche der Delamination teils leichte Schwankungen auftreten, es insgesamt aber zu keinem nennenswerten Wachstum kam.

## 6 Diskussion

Das Ziel dieser Arbeit liegt in der Untersuchung der Schadensausbreitung von dynamisch belastetem CFK mittels zerstörungsfreier Prüfung. In diesem Abschnitt sollen die in Kapitel 5 vorgestellten Ergebnisse analysiert und mit den Ergebnissen anderer Arbeiten verglichen werden.

### 6.1 Fehlerquellen während der Versuchsdurchführung

Bei der Durchführung der Ermüdungsversuche kam es zu erheblichen Abweichungen und Problemen, wie zum Teil in Kapitel 5.2.2 erläutert wurde. Nachfolgend sollen mögliche Gründe für dieses Verhalten diskutiert werden

Zunächst werden die Fehlerquellen in den Versuchsbedingungen untersucht. Ein schwerwiegendes Problem bestand in der sommerbedingten Aufheizung des nicht klimatisierten Versuchsraumes auf Temperaturen über 30°C. Die Referenzkurve wurde bei Raumtemperaturen um 20°C erstellt. Wie bereits erwähnt, ist vor allem die Matrix sehr anfällig auf Wärmeschwankungen. Wird der Versuch erst bei 30°C gestartet, erhitzt sich das Material im Versuchsverlauf um weitere 10-15°C auf über 40°C. Das reduziert die Steifigkeit der Matrix und führt zu einem verfrühten Versagen. Als eine weitere Fehlerquelle erwies sich die Rahmenkonstruktion des Pulsers. Aufgrund der Asymmetrie des Materials verdreht sich dieses bei Belastung in nicht unerheblichem Maße. Diese Verdrehung überträgt sich auf das lose gelagerte, untere Spannfutter und somit auf den gesamten Pulser, der sichtbar in seitliche Schwingungen gerät. Das kann ebenfalls leichte Auswirkungen auf das Versuchsergebnis haben. Für zukünftige Versuche sollte entweder ein symmetrisches Material gewählt werden oder der Pulserrahmen an der Decke fixiert werden.

Zusätzlich zu den Fehlerquellen in den Versuchsbedingungen bestanden Abweichungen in der Versuchsdurchführung. Ursprünglich sollte die dynamische Prüfung im Wechsellast- oder im Druckschwelllastbereich erfolgen. Die starken Relativbewegungen des Pulsers während der ersten Tests ließen jedoch nur eine Prüfung im Zug-Schwelllastbereich zu. Diese Entscheidung fiel, nachdem bereits ein Großteil der Proben hergestellt war. Um bei einem Druckversuch die Kräfte möglichst über den gesamten Querschnitt des Materials anstatt lediglich über die Aufleimer einzuleiten, sollten die Proben direkt auf dem Druckzylinder aufliegen. Daher mussten die Aufleimer in der Länge der Spannbacken (57mm) angefertigt werden. Die für die Refe-

renzkurve verwendeten Proben besaßen 50mm lange Aufleimer, weil bei ihrer Fertigung die Länge der Spannbacken noch nicht berücksichtigt worden war. Im Versuch wurden die Referenzproben auf Gummiunterlegern in den Spannbacken fixiert, um die 7mm Unterschied auszugleichen und die Probe mittig einspannen zu können. Bei der Vorerüdung versagten Proben mit 57mm langen Aufleimern extrem früh im Vergleich zu den auf Gummi gelagerten Referenzproben. Möglicherweise wurden durch das Aufliegen der Proben auf dem Druckzylinder höhere Schubspannungen in das Material geleitet. In der Folge erhöhte sich die Verdrehung und die Zwangskräfte in der Probe nahmen zu. Um negative Einflüsse auszuschließen, wurden nach Identifizierung dieses Problems die Aufleimer aller Proben auf 50mm gekürzt und die Proben bei Einspannung auf Gummiunterlegern gelagert.

Der dritte Bereich der möglichen Fehlerquellen liegt in der Fertigung der Proben und in Anfälligkeiten des VARTM-Verfahrens. Wird die Harzinfusion zu schnell durchgeführt, umfließt das Harz die Fasern am Plattenrand und es entstehen harzarme Bereiche. Weiterhin kann eine undichte Platte zu Lufteinschlüssen im Material führen. Zwar werden die Platten vor der Infusion einem Vakuumtest unterzogen, ein zu hoher Druck bei der Infusion kann aber dazu führen, dass sich die Platte selbst in der Heizpresse wölbt und dadurch Luft eindringen kann. Aus der Heizpresse ergab sich eine weitere Problematik, denn sie ist für die Form zu klein und wirkt daher nur auf der Quellhälfte, auf der der Druck am größten ist. Die Fallenhälfte wird über zwei Holzbalken und Schraubzwingen leicht zusammengedrückt - hier ist der Druck geringer. Trotz der Druckkraft der Heizpresse an der Quellenseite konnte nicht verhindert werden, dass die entstehende Platte quellenseitig deutlich dicker war als auf der Fallenseite. Die Fasermenge bleibt zwar gleich, aber die Harzmenge und damit der Matrixvolumenanteil nahmen zu. In der Konsequenz waren Proben aus der Quellenseite oft an dem Ende, das zur Harzquelle zeigte, deutlich dicker als an dem zur Falle gerichteten Ende. Diese Ungleichverteilung innerhalb einer Probe führte dazu, dass fast alle Proben, die oben dünner als unten waren, auch im oberen Drittel versagten und anders herum (vgl. Anhang A-1).

Nicht nur das Fertigungsverfahren an sich, sondern auch das verwendete Halbzeug kann ein Grund für ein verfrühtes Versagen der Proben sein, da das verwendete Epoxydharz RIM135 ab Platte 5 aus einer anderen Charge als zuvor stammte. Obwohl dieser Fall eher unwahrscheinlich ist, könnten sich dadurch die Elastizität und die Steifigkeit der Matrix geändert haben.

Eine weitere Abweichung in der Probenherstellung ab Platte 5 entstand durch den Probenzuschnitt, der nicht mehr mit einer Tischsäge, sondern mit einer Universal-Nasstrennschleifmaschine mit automatischem Fahr- und Kappschnitt erfolgte. Dadurch sollte das Polieren der Kanten nach dem Zuschnitt überflüssig werden. Wie sich jedoch herausstellte, kam es während der dynamischen Prüfung vermehrt zu starken Randdelaminationen, die bei polierten Proben nicht in diesem Umfang aufgetreten waren. In der Folge wurden alle Proben, die mit der automatischen Säge geschnitten wurden, an den Kanten mit feinem Schleifpapier (800er Körnung) nachpoliert.

Wenn sich die Fasern im Multiaxialgelege beim Füllen der VARTM-Form verschieben und nicht mehr parallel in der Platte verlaufen, kann der Zuschnitt dazu führen, dass Fasern ober- bzw. unterhalb der Aufleimer gekappt werden und somit weniger Last aufnehmen können.

Um die Proben vollständig durchzuhärten, erfolgte vor Versuchsbeginn eine Temperung über 15 Stunden bei 80°C. Dabei wurde die Temperatur nicht überwacht, sondern lediglich über einen Regler einmalig eingestellt. Alle Proben der Platten 5, 6 und 7, die während der Vorermdung sehr früh versagten, sind gemeinsam getempert worden. Anders als bei den übrigen Proben wurde die Temperung in einem Plattenofen und nicht in einem Umluftofen vorgenommen. Es liegt daher die Vermutung nahe, dass bei der Temperung ein Temperaturgefälle entstanden ist und die geforderte Temperatur unterschritten wurde. Hinzu kommt, dass die Öfen unterschiedlich stark beladen waren, was auch zu Temperaturschwankungen geführt haben kann. Das Einhalten der Temperatur ist wichtig, weil das Tempern die Glasübergangstemperatur  $T_g$  der Matrix erhöht. Die Kunststoffmatrix aus Epoxydharz besitzt zwei von der Temperatur abhängige Zustandsbereiche: den energieelastischen und den entropieelastischen Bereich. Im energieelastischen Bereich ist die Matrix eher spröde und fest, während sie mit Erreichen der Glasübergangstemperatur fast sprunghaft in den entropieelastischen Bereich wechselt, in dem sich das Material „zähelastisch und dehnbar wie Gummi“ verhält.<sup>130</sup> Dabei ändern sich im Bereich der Glasübergangstemperatur auch die mechanischen Eigenschaften der Probekörper: Die Steifigkeiten - Elastizitäts- und Schubmodul - nehmen sehr stark ab und die Festigkeit sinkt.<sup>131</sup> Daher werden Faserverbundmaterialien mit einer duroplastischen Matrix, zu denen Epoxydharz gehört, unterhalb von  $T_g$  eingesetzt. Ein Laminat ist auch

---

<sup>130</sup> Vgl. Schürmann, 2008, S. 100

<sup>131</sup> Vgl. Ibid.

oberhalb von  $T_g$  einsetzbar, wenn nur statisch auf Zug getestet wird. Dort tragen vor allem die Fasern und die Matrix wirkt eher unterstützend. Allerdings treten in der dynamischen Prüfung auch Schubspannungen auf, die „entscheidend von der Matrixsteifigkeit“ abhängen.<sup>132</sup> Laut dem Datenblatt des Matrixharzes RIM135 (vgl. Anhang C-1) beträgt die Glasübergangstemperatur bei einer 15-stündigen Temperung bei  $60^\circ\text{C}$  um die  $80^\circ\text{C}$ . Bei der vorgesehenen Temperung bei  $80^\circ\text{C}$  wäre sie höher. Der DMA-Messung im Datenblatt zufolge fällt die Steifigkeit des Materials ab der Glastemperatur von  $80^\circ\text{C}$  rapide.

Wie bereits beschrieben wurde die Temperatur im Ofen nicht überwacht. So wäre auch ein Ausfall über Nacht nicht entdeckt worden. Eine niedrigere Temperungstemperatur würde demnach in einer niedrigeren Glasübergangstemperatur und einer erheblich früheren Schwächung der mechanischen Eigenschaften resultieren.

Neben den Material- und Versuchsbedingungen sind auch die Messverfahren fehleranfällig, wie beispielsweise die Ermittlung des E-Moduls während der Ermüdungsversuche zeigt. Dieser ist definiert als das Verhältnis zwischen Spannung und Verformung. Die Dehnung wird im Versuch über den Weg der unteren Traverse ermittelt, nicht direkt am Material. Dadurch fließen Längenänderungen der Einspannvorrichtung in die Dehnung des Probekörpers mit ein und können ein Messergebnis verfälschen. Die radikalen Steifigkeitssprünge zu Beginn der Nachermüdung sind vor allem hierauf zurückzuführen. Bei der Ultraschallprüfung könnten möglicherweise die Bindefäden im Material bewirken, dass ein Teil des Echos gedämpft wird und dadurch die Delaminationen nicht vollständig erfasst werden. Gleichermaßen verhält es sich mit der Thermografie. Durch die unscharfen Ränder der Fehlstellen wurde ihre Fläche auf dem Bild mit dem optisch besten Kontrast mit einem Polygonzug umrahmt. Auf eine quantitative Methode, die z.B. auf dem Phasenwinkel basiert, konnte dabei nicht zurückgegriffen werden, sie befindet sich aber derzeit in der Entwicklung.

Insgesamt existiert eine Vielzahl von Ursachen, die alleine oder in Kombination mit anderen eine Erklärung für die aufgetretenen Probleme und Abweichungen bieten können. Als besonders schwerwiegend sind vor allem Fehler im Herstellungsprozess anzusehen.

---

<sup>132</sup> Vgl. Ibid., S. 107

## 6.2 Referenzkurve

Sowohl während der Referenz-Ermüdung als auch während der Vor- und Nachermüdung der Proben ist in der normalisierten Auftragung der Degradation eine Abhängigkeit der Lebensdauer vom Abstand der Kurve zur X-Achse erkennbar. Je weiter die Kurve in Phase II der Degradation von der X-Achse entfernt ist, desto länger hat die Probe gehalten. Allerdings ist auch die Steifigkeit dieser Laminare deutlich niedriger. Eine Erklärung liegt darin, dass bei niedrigen Lasten und andauernder zyklischer Belastung die Anzahl von Zwischenfaserbrüchen zunimmt. Dadurch wird zwar der Kraftfluss gestört, wodurch die Steifigkeit sinkt, aber da die Hauptlast von den Fasern getragen wird, kommt es zu keiner kritischen Schädigung. Bei höheren Spannungen treten vielmehr diskrete Schädigungen wie Faserrisse auf, die ein früheres Versagen der Proben zum Ergebnis haben.

Des Weiteren konnte bei den Kurven von Proben, deren Ermüdung in bestimmten Intervallen für die Thermografiemessung gestoppt wurde, ein kurzer Wiederanstieg der Steifigkeit nach dem erneuten Aufnehmen der Ermüdung festgestellt werden (vgl. Abbildung 76, Abbildung 92). Bevor der Versuch nach der Thermografie wieder gestartet wurde, waren die Proben auf Raumtemperatur abgekühlt. Die Matrix reagiert in einem Faserverbund bedeutend stärker auf Temperaturveränderungen als die Fasern, deren Temperaturabhängigkeit „in den meisten Fällen vernachlässigt werden kann“.<sup>133</sup> In der Folge müsste die Steifigkeit der Matrix wieder zunehmen und somit die Gesamtsteifigkeit keinen kurzzeitigen Verlust, sondern vielmehr eine Zunahme aufweisen.<sup>134</sup> Eine Erklärung für den Steifigkeitsverlust liegt deshalb unter Umständen in dem Anfahrpuls, der die Belastung der inzwischen entspannten Probe in kurzer Zeit wieder auf ein hohes Spannungsniveau bringt. Der Anfahrvorgang beginnt im Kraftbereich zwischen 9,08kN und 89,05kN und wird über 50 Zyklen schnell auf die eigentlichen Werte von in diesem Fall 9kN und 89,96kN erhöht, was der Spannung von 90MPa bzw. 900MPa entspricht.

Keine Zunahme sondern eine temporäre Abnahme der Steifigkeit zeigt die Probe P2-Q3 aus der Referenz-Serie bei 48.000 Zyklen (vgl. Abbildung 76). Es konnte ein Faserriss beobachtet werden, der dies verursachte. Die Degradationskurve macht einen Sprung um annähernd 1%, kehrt jedoch nach einer Unterbrechung des Versuchs wieder auf das Niveau von vor dem Riss zurück. Möglicherweise ist hier der Temperatureinfluss von Bedeutung. Die C-Fasern besit-

---

<sup>133</sup> Vgl. Ibid., S. 247

<sup>134</sup> Vgl. Ibid., S. 248



zen eine negativen Wärmeausdehnungskoeffizienten und ziehen sich bei steigender Temperatur zusammen. Das kann die Spannungen im Material noch verstärken. Nach dem Stopp kühlt die Probe auf 20°C ab und die inneren Spannungen gehen zurück. Alleine dadurch kann dieser Anstieg aber nicht erklärt werden. Vielmehr ist anzunehmen, dass das Ein- und Ausspannen der Probe diesen Sprung hervorgerufen hat, da er direkt nach dem Wiederanfahren auftritt. Er ist somit als Messfehler zu interpretieren.

Eine weitere abweichende Entwicklung im Steifigkeitsverlauf zeigt Probe P2-F1 (vgl. Abbildung 77), bei der die Thermografieprüfung im Gegensatz zu allen anderen Probekörpern bei laufender Ermüdung durchgeführt wurde. Die Folge sind bleibende Steifigkeitsverluste von bis zu 247MPa. Die Ursachen für diese Entwicklung sind aber primär in dem Versuchsaufbau zu sehen. Die Proben erwärmen sich während der zyklischen Belastung bereits auf Temperaturen um 35°C. Erfolgt jetzt die Bestrahlung mit den starken Halogenstrahlern, steigt die Temperatur auf der Probenoberfläche auf über 80°C an. Es tritt eine Schädigung des Materials aufgrund der massiven Wärmeeinwirkungen ein. Diese ist zum Teil dauerhaft und geht auch nach der Abkühlung nicht zurück. Ob ein Einfluss auf die Festigkeit ebenfalls in der realen Anwendung des Verfahrens, bei der die Bauteile weder belastet noch zuvor erwärmt wurden, auftritt, ist schwer zu beurteilen. Zumindest für die Kurve von Probe P2-Q3 (vgl. Abbildung 76), bei der der Versuch für die Thermografie unterbrochen wurde, sind keine dauerhaften Steifigkeitsverluste ermittelbar, ebenso wenig für die Kurven der Impact-Serie.

Nach Durchführung der Referenz-Ermüdung wurden die gewonnenen Daten in ein Wöhler-schaubild eingetragen und unter Analyse der Daten eine halblogarithmische Trendlinie erstellt (vgl. Abbildung 81). Dabei trat eine hohe Varianz auf, die im weiteren Verlauf der Diskussion mit den Abweichungen der Impact-Serie verglichen wird.

### 6.3 Vorermdung

Die Auswirkungen der zu Beginn des Kapitels geschilderten Herstellungsfehler spiegeln sich besonders in dem unterschiedlichen Materialverhalten während der Durchführung der Vorermdung wider. Es fällt auf, dass die Proben der Platte 2 bei allen Lastniveaus fast identische Degradationsverläufe besitzen, während die Proben aus Platten 5,6 und 7 vollkommen unterschiedlich bezüglich des Abstandes von der X-Achse und der Steigung verlaufen (vgl. Abbildung 89, Abbildung 90).

Abbildung 98 zeigt einen Vergleich der Verläufe der 950MPa-Referenzproben mit denen der Vorermüdung.

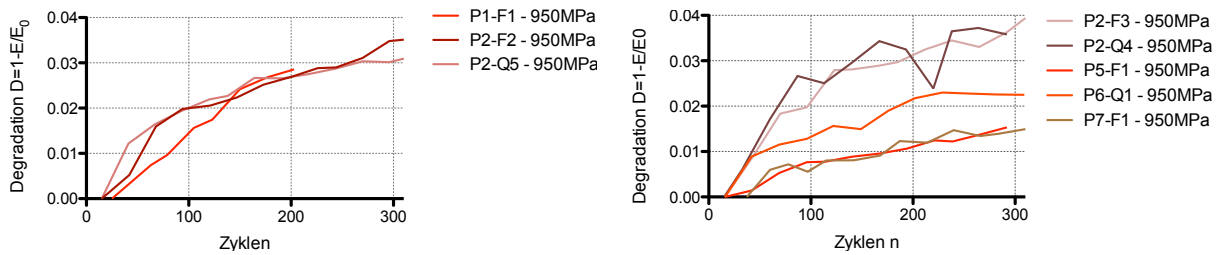


Abbildung 98: Degradation der 950MPa Proben, links: Referenz, rechts: Vorermüdung

Die Proben aus den Platten 1 und 2 verlaufen in beiden Graphen fast gleich und enden bei einer Degradation von 0,03. Die Proben aus den anderen, später angefertigten Platten liegen mit 0,02 (P5-F1) und 0,01 (P6-Q1 und P7-F1) merklich darunter. Diese Degradationsentwicklung wirkt sich auf die Lebensdauer der Proben aus, denn wie bereits die Ergebnisse der Referenz-Serie gezeigt haben, nimmt die Lebensdauer von Proben mit sinkendem Abstand zur X-Achse ab.

## 6.4 Auswirkungen des Impacts auf die Dauerfestigkeit

Zu Beginn der Ermüdung nach der Impact-Einbringung wiesen einige Degradationskurven radikale Steifigkeitszunahmen auf, während andere gleich blieben oder eine Abnahme der Steifigkeit aufwiesen. Tabelle 17 fasst die Entwicklung der zehn Kurven nach der Vorermüdung zusammen.

Tabelle 17: Degradationsentwicklung nach Impact-Einbringung

	Steifigkeit steigt	Steifigkeit sinkt	Steifigkeit gleich
Anzahl der Proben	7	1	2

70% der Proben zeigen eine erhöhte Steifigkeit nach der Impact-Einbringung, obwohl durch die Impact-Schädigung ein Abfall der Steifigkeit zu erwarten wäre.<sup>135</sup> Diese Feststellung deckt sich mit den Ergebnissen von Fangauf.<sup>136</sup> Eine plausible Erklärung für dieses Verhalten ist schwer zu finden, zumal manche der Proben nach Wiederaufnahme der Ermüdung eine höhere Steifigkeit aufgewiesen haben als zu Beginn der Vorermüdung. Daher lässt sich eine Aussage über den Zusammenhang von Impact und Steifigkeitsverlust unmöglich treffen. Hervor-

<sup>135</sup> Vgl. Abrate, 2005, S. 205f.

<sup>136</sup> Vgl. Fangauf, 2009, S. 58

gebracht werden diese Effekte höchstwahrscheinlich durch das Ein- und Ausspannen der Probe, welches sich zur Einbringung des Impacts aber nicht vermeiden lässt. Weil in die Berechnung des E-Moduls auch die Längenänderung der Einspannvorrichtung mit eingehen, wird dieser verfälscht und steigt bzw. sinkt (vgl. Kapitel 6.1). Der Impact hingegen könnte bewirken, dass sich die Steigung der Degradationskurven verändert, da durch die Delamination in der Mitte der Probe der Kraftfluss geändert wird und die übrigen Fasern einer höheren Belastung ausgesetzt werden. Zumindest bei zwei Proben der Impact-Serie konnte nach der Impact-Einbringung eine höhere Steigung der Degradationskurve beobachtet werden.

Bereits während der Vorerrmüdung zeichneten sich in dem Degradationsverlauf der Proben unterschiedliche mechanische Eigenschaften ab. Dies setzte sich ebenso in der Nachermüdung fort, wie Abbildung 90 verdeutlicht. Die Kurve der Probe P6-Q3 (900MPa) besitzt nach der Vorerrmüdung die höchste Degradationsrate (0,07) und die Probe P7-F3 die niedrigste (0,04). Trotzdem versagen beide nach der Wiederaufnahme der Ermüdung bei fast der gleichen Lastwechselzahl: 5.629 und 5.680. Die Probe P2-F4, deren Degradationskurve während der Vorerrmüdung unterhalb von P6-Q3 verläuft, versagt wiederum erst bei 67.301 Zyklen und besitzt damit eine knapp zwölfmal längere Lebensdauer. Eine Begründung für dieses Verhalten kann nur in dem Herstellungsverfahren liegen, dass keine gleichbleibende Probenqualität garantieren kann.

In Tabelle 16 wurde neben den Zyklen bis zum Bruch ebenfalls der Ort des Versagens eingetragen, um festzustellen, ob die Proben vermehrt im Bereich der Delamination gerissen sind. Lediglich zwei der 12 Proben versagten tatsächlich im Bereich des Impacts. Stattdessen kam es zu einem Riss im oberen oder unteren Drittel. Die Ursache dafür liegt, wie bereits in der Diskussion der Fehler erläutert, in der ungleichen Dicke der Proben, denn fast alle Proben, die oben dünner als unten waren, versagten auch im oberen Drittel und anders herum.

Um einen Einfluss der Impacts auf die Lebensdauer der Proben nachzuweisen, wurden die Wöhlerkurven der Referenz-Serie und der Impact-Serie miteinander verglichen (vgl. Abbildung 94). Dabei wurde bezüglich der statischen Zugfestigkeit nach dem Impact eine Annahme getroffen. Dies war notwendig, weil nach der Einbringung des Impacts keine statischen Tests durchgeführt wurden. Die Annahme besteht darin, dass die Proben mit Impact die gleiche Zugfestigkeit besitzen wie Proben ohne Impact. Wird ein Probekörper auf Zug belastet, tragen hauptsächlich die  $0^\circ$ -Faserlagen. Die Zugfestigkeit der in Lastrichtung ausgerichteten Fasern ist unabhängig davon, ob zwischen den einzelnen Faserlagen eine Delamina-

tion vorliegt oder nicht. Durch den asymmetrischen Aufbau des Laminats ist allerdings auch eine Koppelung zwischen Dehnung und Verdrillung vorhanden und es entstehen Schubspannungen. Diese werden von der Matrix und den 45°-Faserlagen aufgenommen, deren Tragfähigkeit durch eine Delamination beeinträchtigt wird. Das Ultraschallbild der Proben zeigt jedoch nur eine vergleichsweise kleine Delamination zwischen der unteren 0°- und 45°-Lage und der 45°- und 90°-Lage. Die verbleibenden Faserschichten waren nicht delaminiert. Dies kann die These der gleichbleibenden Zugfestigkeit unterstützen, möglicherweise liegt die wahre Zugfestigkeit um 50-100MPa unterhalb der angenommenen. *Beheshty / Harris* ermittelten für ein quasi-isotropes Laminat, das mit einem Impact von 5J versehen wurde, ebenfalls einen sehr geringen Einfluss auf die Zugfestigkeit, wie Abbildung 99 verdeutlicht.<sup>137</sup>

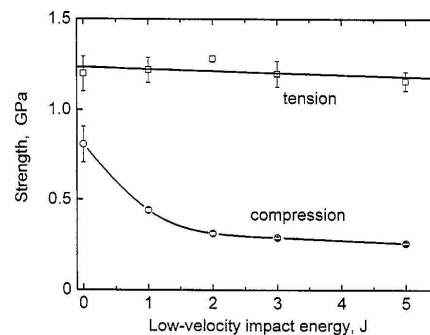


Abbildung 99: Auswirkungen eines Impacts auf die Zug- und Druckfestigkeit<sup>138</sup>

Würde die Annahme nicht getroffen, könnten beide Wöhlerkurven nur ohne statische Festigkeiten verglichen werden. Folgende Abbildung 100 zeigt einen Vergleich der Wöhlerkurven ohne (rechts) und mit (links) Berücksichtigung der statischen Zugfestigkeit.

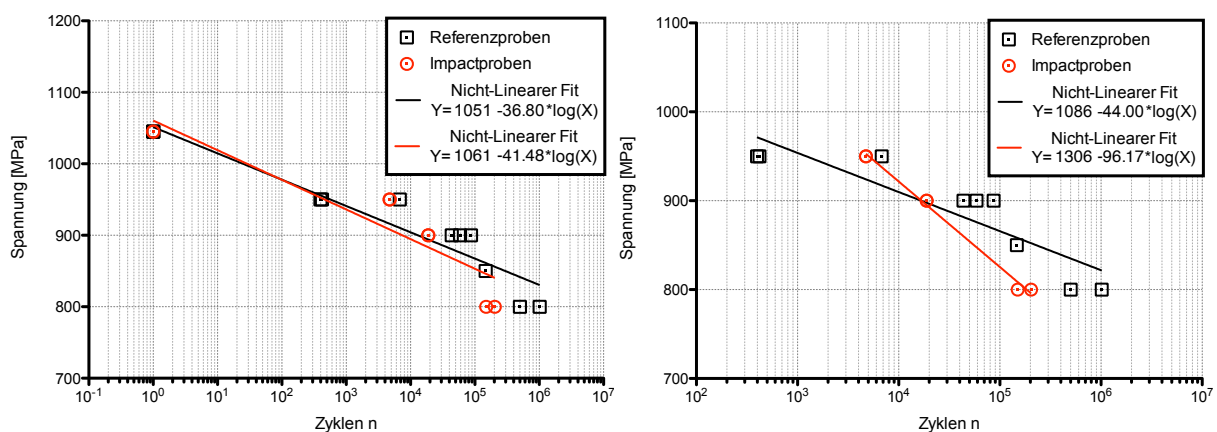


Abbildung 100: Vergleich der Wöhlerkurven, links: gleiche Zugfestigkeit, rechts: ohne Zugfestigkeit

<sup>137</sup> Vgl. Beheshty / Harris, 1998, S. 11

<sup>138</sup> Quelle: Ibid.

Wie Abbildung 100 zeigt, ist ein Vergleich der Kurven ohne Berücksichtigung der statischen Zugfestigkeiten nicht sinnvoll und verzerrt das Ergebnis. Ohne die statischen Werte wird der Verlauf beider Kurven stark verändert. Bei der Referenz-Serie wächst die Steigung um 7,2, bei der Impact-Serie sogar um 54,7.

Die Streuung um die Wöhlergerade ist bei den Proben der Impact-Serie ähnlich ausgeprägt wie die der Referenz-Serie. Ein Großteil der Punkte liegt deutlich ober- und unterhalb der ermittelten Wöhlergeraden. Möglicherweise würde eine größere Probenanzahl zu einem aussagekräftigeren Ergebnis führen. In Tabelle 18 werden die Abweichungen der Referenz- und Impact-Serie gegenübergestellt.

**Tabelle 18: Abweichungen der Proben von der Wöhlergeraden, links: Referenz-, rechts: Impact-Serie**

Lastniveau in MPa	Lebensdauer	Abweichung in MPa	Lastniveau in MPa	Lebensdauer	Abweichung in MPa
1045	1	-6,44	1045	1	-15,58
1045	1	-6,44	1045	1	-15,58
1045	1	-6,44	950	4746,4	41,91
950	420	-4,91	950	4746,4	41,91
950	6790	39,57	900	18896,4	16,80
950	397	-5,81	900	18896,4	16,80
900	58805	24,08	800	203737	-40,37
900	86786	30,30	800	149872	-45,90
900	43662	19,32			
850	147363	-11,24			
800	502323	-41,64			
800	1018939	-30,34			
Standardabweichung		24,12	Standardabweichung		34,43

Gerade bei niedrigeren Lastniveaus und hohen Lastwechseln beträgt die Abweichung der Referenzkurve bis zu 40MPa. Insgesamt wurde eine Standardabweichung von 24,1MPa ermittelt. Bei den Impact-Kurven liegt die größte Abweichung bei 41,91MPa, für die gesamte Serie beträgt die Standardabweichung 34,43MPa. Das entspricht einem Zuwachs von über 30% gegenüber der Referenzkurve mit 24,1MPa. Diese hohen Abweichungen sind vor allem auf den Herstellungsprozess der Proben zurückzuführen.

Mit Berücksichtigung der statischen Zugfestigkeit und trotz der erhöhten Varianz verlaufen beide Wöhlergeraden fast identisch und unterscheiden sich nur geringfügig in Achsenabschnitt und Steigung. Daraus lässt sich schlussfolgern, dass der Impact mit 31J auf die Lebensdauer der geprüften Proben unter Zugschwelllast keinen oder nur einen sehr geringen

Einfluss hatte oder dass der Einfluss von den nicht unerheblichen Fehlerquellen überlagert wird.

In den Literaturquellen wurden überwiegend die Einflüsse von Impacts unter Druckbelastung untersucht. Nur wenige Autoren beschäftigen sich mit den Auswirkungen unter Zuglast. *Tai et al.* prüften Probekörper aus CFK mit einem quasi-isotropen Laminataufbau und 2mm Dicke.<sup>139</sup> Die Impact-Energie betrug 2J. Die Wöhlerkurve ihrer Impact-Serie verläuft deutlich steiler als die der Referenz-Serie (vgl. Abbildung 53, Kurve B). Die Verfasser stellen einen eindeutigen Zusammenhang zwischen Impact und verkürzter Lebensdauer insbesondere bei niedrigeren Laststufen fest. *Fangauf* testete Probekörper aus einem Glasfaser-Multiaxialgelege mit dem gleichen Laminataufbau und Matrixsystem wie bei den Proben dieser Arbeit.<sup>140</sup> Unter zyklischer Zug-Schwellbelastung konnte im Gegensatz zu *Tai et al.* kein Unterschied zwischen der Referenz- und der Impact-Serie festgestellt werden. Ähnliche Ergebnisse erzielten *Beheshty / Harris* für ein quasi-isotropes CFK-Laminat.<sup>141</sup>

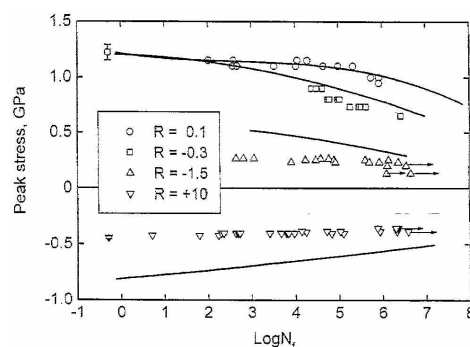


Abbildung 101: Dauerfestigkeitsschaubild für ein CFK-Laminat, die durchgezogenen Linien zeigen das Ergebnis des unbeschädigten Laminats, die Symbole repräsentieren das Laminat mit Impact<sup>142</sup>

In Abbildung 101 stimmen die Dauerfestigkeit der Impact- (Kreissymbole) und der Referenz-Serie (durchgezogene Linie) für den Zugschwellbereich ( $R=0,1$ ) sehr gut überein.

## 6.5 Schadensgröße und -wachstum

Die ermittelte Schadensgröße lag in der Thermografie bei durchschnittlich  $186\text{mm}^2$  und in der Ultraschall-Prüfung bei  $176\text{mm}^2$ . Zur Bestimmung der Schadensgröße wurden die Ultraschall- und Thermografie-Aufnahmen mit Hilfe einer Bildbearbeitungssoftware vermessen. Hier stell-

<sup>139</sup> Vgl. Tai, et al., 1998, S. 5f.

<sup>140</sup> Vgl. Fangauf, 2009, S. 61

<sup>141</sup> Vgl. Beheshty / Harris, 1998, S. 12

<sup>142</sup> Quelle: Ibid.

te sich zugleich eine Schwachstelle der Thermografie heraus, denn oft waren die Bilder zu kontrastarm und unscharf und eine ausreichend genaue Abgrenzung der Fehlstellen im Material war nicht möglich, so dass die Begrenzungen abgeschätzt werden mussten, während auf dem präziseren Ultraschallbild eine weitaus objektivere Vermessung vorgenommen werden konnte. Deshalb ist das Ergebnis der Ultraschall-Prüfung als aussagekräftiger anzusehen. Die großen Standardabweichungen sind möglicherweise auf die Varianz bei der Impact-Energie zurückzuführen. Sie lag durchschnittlich bei 29,2J und hatte eine Standardabweichung von 4J (vgl. Anhang D-1).

Einen Vergleich der Schadensgröße mit Ergebnissen aus der Literatur zeigt Tabelle 19.

**Tabelle 19: Vergleich von Schadensgrößen nach einem Impact**

Quelle	Material	Impact-Energie in J	Delaminationsfläche in mm <sup>2</sup>
<i>Uda / Ono / Kunoo</i>	CFK-Laminat 24 Lagen Quasi-Isotrop	7,64	688
<i>Symons / Davis</i>	CFK-Laminat 42 Lagen Quasi-Isotrop	4,62 10	320 717
<i>Tai et al.</i>	CFK-Laminat 16 Lagen Quasi-Isotrop	3,6	47,35
<i>Mitrovic et al.</i>	CFK-Laminat 32 Lagen Quasi-Isotrop	10	531
<i>Diese Arbeit</i>	CF-MAG-EP 8 Lagen Asymmetrisch	29,2	176

Die Ergebnisse der Autoren weichen deutlich von denen dieser Arbeit ab. Die gemessene Delaminationsfläche ist bei geringeren Impact-Energien um ein Vielfaches größer. Ein Grund könnte in der Anzahl der Lagen liegen, da diese sich auf die Schadensgröße auszuwirken scheinen. *Tai et al.* brachten einen Impact mit 3,6J Energie in ein 16-lagiges Laminat ein und maßen eine Fläche von 47,35mm<sup>2</sup>. Bei *Symons / Davis* war die Impact-Energie mit 4,62J nur unwesentlich höher, in dem 42-lagigen Laminat entstand aber ein Schaden mit der Fläche von 320mm<sup>2</sup>. Die verwendeten Impactoren hatten einen Durchmesser von 19mm (*Tai*) und 16mm (*Symons / Davis*). Ein Vergleich zwischen *Mitrovic* und *Symons / Davis* (jeweils 10J) lässt eine analoge Schlussfolgerung zu. Ebenso kann das in dieser Arbeit verwendete Material ein Grund für die Abweichungen zu den Literaturquellen sein. Das Multiaxialgelege wird durch dünne Bindefäden zusammengehalten, die unter Umständen verhindern, dass es beim

Auftreffen des Impacts zu einer größeren Delamination kommt. Auch Unterschiede im Matrixsystem könnten die Ausbreitung einer Delamination beeinflussen.

Während der Nachermüdung wurde von jeweils drei Proben eines Lastniveaus die Schadensausbreitung unter dynamischer Belastung ermittelt. Hierfür wurden Thermografie-Aufnahmen angefertigt, die dann wiederum vermessen wurden. Aus den Bildsequenzen (vgl. Abbildung 95 und Abbildung 96) und der Auftragung der Delaminationsfläche über die Zyklenzahl (vgl. Abbildung 97) ergibt sich ein eindeutiges Resultat: Es kommt zu keinem Schadenswachstum während der Ermüdung der Proben unter Zugschwelllast. Das deckt sich erneut mit den Erkenntnissen von *Fangauf*, auch hier ist der Schaden der Proben unter Zugschwelllast nach 6,7 Millionen Zyklen nicht messbar gewachsen.<sup>143</sup> *Tai et al.* konnten bei ihren Proben aus CFK-Laminat ab 10.000 Lastwechseln ein Verbinden von Randdelaminationen mit der Impact-Delamination beobachten.<sup>144</sup> Die Folge war eine erhebliche Beschleunigung des Schadenswachstums.

## 6.6 Vergleich der zerstörungsfreien Prüfverfahren

Im Folgenden sollen die Ultraschall-Prüfung und die Thermografie miteinander verglichen werden. Beide Verfahren wurden im Rahmen dieser Arbeit eingesetzt und hatten verschiedene Vor- und Nachteile bei der Anwendung und Ergebnisdarstellung.

Ein bedeutender Unterschied besteht in der Messdauer. Während die Thermografie ungefähr eine Minute für die Anregung, Aufnahme und Auswertung von bis zu vier nebeneinander positionierten Proben benötigte, dauerte dieser Vorgang bei der Ultraschall-Prüfung deutlich länger. Zwar konnten hier fünf Proben gleichzeitig geprüft werden, aber der Zeitaufwand lag bei ca. 35 Minuten. Auch ist vor jedem Prüfvorgang eine Kalibrierung der Schallgeschwindigkeit erforderlich, um die Abmessungen des Materials korrekt zu erfassen. Dafür waren die Ultraschallbilder sehr gut aufgelöst und die Schädigungen konnten klar eingegrenzt werden. Auch die Fehlerform war gut erkennbar. Auf den Aufnahmen der Thermografie konnte eine derartig präzise Eingrenzung nicht vorgenommen werden. Die Ränder der Fehlstellen waren unscharf und oftmals mussten ihre Begrenzungen abgeschätzt werden. Der Grund hierfür liegt nicht zuletzt in der niedrigen Auflösung der Kamera. Eine gekühlte und teure Hochgeschwindigkeitskamera hätte die Vermessung der Delaminationen erleichtert. Geht es jedoch

---

<sup>143</sup> Vgl. *Fangauf*, 2009, S. 63

<sup>144</sup> Vgl. *Tai, et al.*, 1998, S. 7



nur um die Erkennung eines Schadens und nicht um die exakten Ausmaße, so reicht das Bild der ungekühlten Kamera aus. Die Thermografie ist dann die kostengünstigere Alternative und dem Ultraschall vorzuziehen.

Als hilfreich erwies sich das Fehlertiefenbild des Ultraschallgerätes. Hierüber konnte die Tiefenlage der Delaminationen sehr einfach bestimmt werden. Prinzipiell ist auch mit der Thermografie eine Tiefenmessung möglich. Je tiefer eine Fehlstelle im Material liegt, desto länger dauert es, bis der Wärmeimpuls nach der Anregung zur Kamera zurückgeworfen wird. Somit wäre ein Fehler innerhalb der Bildsequenz, die 250 Bilder umfasste, eher auf einem der hinteren Bilder zu erkennen. Das in dieser Arbeit verwendete MAG-Material bereitete der Thermografie unter dem Aspekt der Tiefenreichweite Schwierigkeiten, da eine Schadensdetektion von der Vorderseite der Probe nicht möglich war. Stattdessen musste die Messung von der Rückseite durchgeführt werden. Die Ultraschall-Aufnahmen zeigen, dass die Delaminationen von der Vorderseite aus gesehen in 1,5 und 2mm Tiefe aufgetreten sind. Demzufolge lag die Tiefenreichweite der Thermografie zumindest bei diesem Material lediglich bei 1mm. Das ist vermutlich auf die Dämpfung durch die Bindefäden zurückzuführen. Bei anderen CFK-Laminaten liegt sie mit einer ungekühlten Kamera bei bis zu 2mm, mit einer gekühlten Kamera bei bis zu 6mm.

Ein großer Vorteil der Thermografie liegt darin, dass das System berührungslos arbeitet. Für die Ultraschalltechnik muss zum einen der Prüfbereich für den Ultraschallkopf zugänglich sein, was den Einsatz erschwert. Zum anderen wird ein Koppelmedium benötigt, über das der Schall in das Bauteil übertragen wird. Häufig wird hierfür Wasser verwendet. Dringt Wasser während der Ultraschall-Prüfung in das Material ein, kann sich das negativ auf die Dauerfestigkeit des Materials auswirken.<sup>145</sup> Dass auch die Thermografie negative Auswirkungen auf das Material und deren Kennwerte haben kann, wurde anhand von Abbildung 77 in Kapitel 5.2.1 deutlich. Nach der Thermografie-Prüfung bei laufendem Versuch kam es zu einem dauerhaften Steifigkeitsverlust im Material. Die Thermografie sollte deshalb in zukünftigen Arbeiten nur während des Stillstandes durchgeführt werden.

Zusammenfassend kann festgehalten werden, dass die Thermografie-Prüfung für das Erkennen von Defekten wegen der geringen Tiefenreichweite nur bedingt geeignet war. Es zeichnete sich vor allem durch Schnelligkeit und einfache Einsetzbarkeit aus. Das Ultraschall-Verfahren war zwar zeitaufwendiger, lieferte aber weitaus präzisere Ergebnisse als die Thermografie.

---

<sup>145</sup> Vgl. Saito / Kimpara, 2009, S. 849

## 7 Zusammenfassung und Ausblick

In dieser Arbeit wurde sich mit den Auswirkungen von Impacts auf CFK-Laminat auseinandergesetzt. Dabei lag ein besonderer Fokus auf dem Flugzeugbau und der zerstörungsfreien Schadensdetektion.

Es konnte im ersten Teil der Arbeit festgestellt werden, dass Impacts am Flugzeug vor allem am Rumpf zu erwarten sind. Gerade die Bereiche um die Passagiertüren und Frachttore sind einer hohen Anzahl von Impacts ausgesetzt. Die ist auf ein häufiges Zusammenstoßen mit Bodenfahrzeugen oder Fluggasttreppen zurückzuführen. Die anschließende Analyse der Kräfte und Strukturen in den stark beanspruchten Bereichen ergab die Notwendigkeit einer ausreichenden Verstärkung der Türbereiche bei einem CFK-Rumpf durch Hautaufdickung und zusätzliche Versteifungen.

Die Flugzeughersteller und die Zulassungsbehörden teilen Schäden generell in zwei Kategorien ein: kaum sichtbar (BVID) und sichtbar (VID). Auf dieser Zuordnung basiert ebenfalls die von der FAA und EASA erarbeitete Schadensklassifizierung in fünf Kategorien. Je nach Größe und Erkennbarkeit der Schäden müssen Bauteile in der Lage sein, bestimmte Lasten zu tragen. Die Auslegungsphilosophien der Hersteller orientieren sich an dieser Klassifizierung. Als besonders schädlich für CFK-Bauteile erwiesen sich sogenannte Blunt-Impacts. Diese bezeichnen großflächige und hochenergetische Zusammenstöße zwischen Bodenfahrzeugen und Flugzeugrümpfen.

Im Anschluss wurde der Stand der Forschung zu Impact-Schädigungen an CFK-Laminaten vorgestellt. Während ein Impact bei Bauteilen, die unter Druckbelastung getestet wurden, eine erhebliche Reduktion der Lebensdauer und Restfestigkeit zur Folge hatte, war der Einfluss auf zugbelastete Proben eher gering. Alle Impacts verursachten Delaminationen in den Proben, ein Schadenswachstum konnte vor allem bei höheren Lastniveaus ermittelt werden. Bei einigen Autoren führte eine Verdoppelung der Impact-Energie ebenfalls zu einer Verdoppelung der Delaminationsfläche, bei anderen nahm die Zunahme der Fläche mit steigender Impact-Energie exponentiell ab.

Für den Experimententeil wurden Proben aus einem Multiaxialgelege aus Kohlenstofffasern hergestellt. Die Laminat besaßen einen asymmetrischen Aufbau, was während der Dauerermüdung zu einer Verdrillung der Proben führte. Die Fertigung der Proben erfolgte im VARTM-Verfahren. Nach Aufnahme der statischen Festigkeitskennwerte wurde eine Refe-

renz-Wöhlerkurve unter Zugschwelllast angefertigt und vorermüdete Probekörper mit einem Impact von 31J versehen. Während der Vorermüdung zeigten sich große Qualitätsunterschiede zwischen den Proben, die sowohl auf das Herstellungsverfahren als auch auf Umwelt- und Versuchsbedingungen zurückzuführen sind.

Nach der Impact-Einbringung wurde die Schadensgröße anhand von Ultraschall- und Thermografie-Aufnahmen ermittelt und die Proben bis zum Versagen zyklisch belastet. Während der Nachermüdung wurden in bestimmten Intervallen Thermografie-Aufnahmen angefertigt und auf diese Weise das Schadenswachstum protokolliert. Die Auswertung der Aufnahmen ergab, dass es zu keinem Schadenswachstum gekommen war. Auch die Wöhlerkurve der Impact-Serie zeigte nur leichte Abweichungen zur Wöhlerkurve der Referenz-Serie. Das lässt den Schluss zu, dass der Impact keinen oder nur einen sehr geringen Einfluss auf die Lebensdauer der unter Zugschwelllast ermüdeten Proben hatte.

Der Vergleich der beiden verwendeten zerstörungsfreien Prüfverfahren Ultraschall und Thermografie zeigte, dass die Thermografie-Prüfung für die schnelle und zuverlässige Detektion von Schäden in CFK-Bauteilen aus dem verwendeten MAG-Material nur bedingt geeignet ist. Der Grund war eine geringe Tiefenreichweite (1mm). Das wesentlich zeitaufwendigere Ultraschall-Verfahren lieferte hingegen einen guten Aufschluss über Form, Ausdehnung und Tiefe einer Delamination.

Für zukünftige Versuche mit diesem Material sollte insbesondere das Herstellungsverfahren verbessert werden, da sich dieses während der Versuchsdurchführungen als ein großer Schwachpunkt erwies. Eine Verbesserung könnte zum einen dadurch erreicht werden, dass bei der VARTM-Infusion die gesamte Form von der Heizpresse zusammengedrückt wird und so gleichmäßigere Proben mit einheitlicher Dicke entstehen. Zum anderen sollte die Temperatur während der Temperung überwacht werden, damit Rückschlüsse auf mögliche Temperaturabweichungen gezogen werden können. Ebenfalls nachteilig war die Asymmetrie des Laminats, die zu einer Verdrillung des Materials während der Ermüdungsprüfung führte. Das aufgetretene Messrauschen könnte durch eine Fixierung des Pulsers verringert werden.

Wie sich gezeigt hat, war der Einfluss des Impacts auf unter Zugschwelllast ermüdete Proben nur gering. Daher sollte der Versuchsteil dieser Arbeit erneut unter Belastung mit hohem Druckanteil durchgeführt werden. Die Literaturergebnisse deuten darauf hin, dass gerade dann eine Verkürzung der Lebensdauer und ein signifikantes Schadenswachstum zu erwarten sind.

## Quellenverzeichnis

- Abrate, S. (2005): Impact on Composite Structures, Cambridge.
- Airbus S. A. S (2010): Structural Repair Manual A330, Toulouse.
- ASTM (2003): Standard test Method for Compressive Properties of Polymer Matrix Composite Materials with Unsupported Gage Section by Shear Loading ASTM International.
- Automation Technology GmbH (2010): Pulsthermographie: Grundlagen und Anwendungen, Spitzenclustertreffen, Bad Oldesloe.
- Beheshty, M. / Harris, B. (1998): A constant-life model of fatigue behaviour for carbon-fibre composites: the effect of impact damage, in Composites Science and Technology, Vol. 58, S. 9-18.
- Boeing Corp. (2010): Structural Repair Manual B777, Seattle.
- Caprino, G. (1984): Residual strength prediction of impacted CFRP laminates, in J Compos Mater, Vol. 18, S. 508-518.
- Demuts, E. (1985): Assessment of Damage Tolerances in Composites, in Composite Structures, Vol. 4, S. 45-58.
- FAA (2009): Advisory Circular "COMPOSITE AIRCRAFT STRUCTURE", 20-107B, Federal Aviation Administration vom 08.09.2009.
- Fangauf, A. L. (2009): Einfluss von Impactschädigung bei vorangegangener Ermüdung auf das Schädigungsverhalten von MAG-Typ F-EP unter zyklischer Belastung, Hamburg.
- Fawcett, J. (2008): Damage Tolerance and the Composite Airframe, Joint Advanced Materials & Structures (JAMS) Center of Excellence - 4th Annual Technical Review Meeting, Seattle.
- Fawcett, J. / Oakes, G. (2006): Boeing Composite Airframe Damage Tolerance and Service Experience, CACRC, Chicago.
- Fualdes, C. (2006): Composites @ Airbus - Damage Tolerance Methodology, FAA Workshop for Composite Damage Tolerance and Maintenance, Chicago.
- Griffiths, D. (2004): Ramp Work, FlightSim.com, unter <http://www.flightsim.com/main/feature/gmida.htm> vom 08.08.2010
- Hwang W, H. K. (1986): Fatigue of Composite - fatigue modules concept and life prediction, in Composite Mater, Vol. 20, S. 154-165.
- Ilcewicz, L. (2009): Composite Damage Tolerance and Federal Aviation Administration Maintenance Initiatives, CACRC, Tokyo.
- Jones, R. / Williams, J. F. / Tay, T. E. (1987): Is Fatigue Testing of Impact Damages Laminates Necessary? , in Composite Structures, Vol. 8, S. 1-12.
- Kang, K. / Kim, J. (2004): Fatigue life prediction of impacted carbon/epoxy laminates under constant amplitude loading, in Composites Part A, Vol. 35, S. 529-535.
- Kim, H. (2009): Roadmap for Low Velocity High-Mass Wide-Area "Blunt" Impact Project, CACRC, Tokyo.

- Kim, H. (2008): Wide Area "Blunt" Impact Damage Formation on Composite Aircraft Structures, Joint Advanced Materials & Structures (JAMS) Center of Excellence - 4th Annual Technical Review Meeting, Seattle.
- Kim, H. (2007): Blunt Impact Damage Formation on Composite Aircraft Structures, CACRC, Wichita.
- Lee, J. / Soutis, C. (2007): A study on the compressive strength of thick carbon fibre-epoxy laminates, in *Composites Science and Technology*, Vol. 67, S. 2015-2026.
- Lufthansa Technik AG (2009): Infosammlung: Konzept 'Neue Technologien', interne Quelle
- Lufthansa Technik AG (2007): Handbuch für NDT, interne Quelle
- Mitrovic, M. / Hahn, H. / Carman, G. / Shyprykevich, P. (1999): Effect of loading parameters on the fatigue behavior of impact damaged composite laminates, in *Composites Science and Technology*, Vol. 59, S. 2059-2078.
- Ramkumar, R. (1982): Compression fatigue behavior of composites in the presence of delaminations, in *Damage in Composite Materials*, Vol. ASTM STP 775, S. 184-210.
- Rosenfeld, M. / Gause, L. (1981): Compression fatigue behavior of graphite/epoxy in the presence of stress raisers, in *Fatigue of Fibrous Composite ...*, Vol., S.
- Saito, H. / Kimpara, I. (2009): Damage evolution behavior of CFRP laminates under post-impact fatigue with water absorption environment, in *Composites Science and Technology*, Vol. 69, S. 847-855.
- Sauer, C. (2009): Lufthansa Perspective on Applications & Field Experiences for Composite Airframe Structures, CACRC, Tokyo.
- Schatz D, G. (1987): Fatigue Strength of a fibre reinforced material, in *Composites*, Vol. 67, S. 254-250.
- Schulte, K. (2004): Vorlesungsbegleitende Unterlagen, Structure and Properties of Composite Materials, Harburg.
- Schürmann, H. (2008): Konstruieren mit Faser-Kunststoff-Verbunden, Berlin.
- Seibel, M. / Flüh, H. J. (2006a): Arbeitsblätter zur Vorlesung Strukturkonstruktion, Hamburg.
- Seibel, M. / Flüh, H. J. (2006b): Unterlagen zur Vorlesung Strukturkonstruktion, Hamburg.
- Sjögren, A. / Asp, L. (2002): Effects of temperature on delamination growth in a carbon/epoxy composite under fatigue loading, in *International Journal of Fatigue*, Vol. 24, S. 179-184.
- Symons, D. / Davis, G. (2000): Fatigue testing of impact-damaged T300/914 carbon-fibre-reinforced plastic, in *Composites Science and Technology*, Vol. 60, S. 379-389.
- Tai, N. / Yip, M. / Lin, J. (1998): Effects of low-energy impact on the fatigue behavior of carbon/epoxy composites, in *Composites Science and Technology*, Vol. 58, S. 1-8.
- Uda, N. / Ono, K. / Kunoo, K. (2009): Compression fatigue failure of CFRP laminates with impact damage, in *Composites Science and Technology*, Vol. 69, S. 2308-2314.
- Walter, R. (1977): Designing for integrity in long-life composite aircraft structures, in *ASTM-STP*, Vol. 636, S. 228-247.
- Zureick, A.-H. (2002): Composite materials: testing, design, and acceptance criteria, West Conshohocken.

## Anhang A: Dicke der Probekörper

Probe	Dicke 1	Dicke 2	Dicke 3	Gemittelte Dicke	Std.Abweichung
P1-F1	2,069	2,084	2,35	2,17	0,16
P1-Q1	2,357	2,344	2,321	2,34	0,02
P1-Q2	2,401	2,417	2,447	2,42	0,02
P1-Q3	2,344	2,348	2,411	2,37	0,04
P1-Q4	2,427	2,422	2,457	2,44	0,02
P2-F1	2,349	2,438	2,855	2,55	0,27
P2-F2	2,423	2,628	3,173	2,74	0,39
P2-F3	2,507	2,447	2,61	2,52	0,08
P2-F4	2,571	2,506	2,647	2,57	0,07
P2-F5	2,595	2,545	2,632	2,59	0,04
P2-G2	3,014	3,058	2,888	2,99	0,09
P2-Q1	2,768	2,640	2,51	2,64	0,13
P2-Q3	3,11	3,063	3,087	3,09	0,02
P2-Q4	3,097	3,154	2,964	3,07	0,10
P2-Q5	2,95	2,910	2,883	2,91	0,03
P4-F1	1,94	2,216	2,482	2,21	0,27
P4-F2	1,896	2,181	2,498	2,19	0,30
P4-F3	2,367	2,105	1,875	2,12	0,25
P4-F4	1,872	2,082	2,301	2,09	0,21
P5-F1	2,107	2,098	2,082	2,10	0,01
P5-F2	2,015	2,015	1,942	1,99	0,04
P5-F3	1,95	1,954	1,888	1,93	0,04
P5-F4	2	1,982	1,91	1,96	0,05
P5-F5	2,065	2,064	2,058	2,06	0,00
P6-F1	2,109	2,286	2,416	2,27	0,15
P6-F2	1,994	2,214	2,446	2,22	0,23
P6-F3	1,97	2,220	2,514	2,23	0,27
P6-F4	1,987	2,200	2,336	2,17	0,18
P6-Q1	2,32	2,442	2,574	2,45	0,13
P6-Q2	2,332	2,492	2,666	2,50	0,17
P6-Q3	2,35	2,506	2,645	2,50	0,15
P6-Q4	2,37	2,492	2,672	2,51	0,15
P7-F1	2,198	2,164	2,151	2,17	0,02
P7-F2	2,145	2,112	2,229	2,16	0,06
P7-F3	2,1414	2,075	2,095	2,10	0,03
P7-F4	2,108	2,066	2,072	2,08	0,02
P8-Q1	2,217	2,089	1,946	2,08	0,14
P8-Q2	2,248	2,099	1,897	2,08	0,18
P8-Q3	2,247	2,096	1,899	2,08	0,17
P8-Q4	2,159	2,026	1,928	2,04	0,12
P8-Q5	2,152	2,069	1,979	2,07	0,09
P8-F1	2,139	2,205	2,336	2,23	0,10
P8-F2	2,176	2,281	2,409	2,29	0,12
P8-F3	2,185	2,290	2,405	2,29	0,11
P8-F4	2,176	2,293	2,388	2,29	0,11
P8-F5	2,354	2,240	2,413	2,34	0,09

## Anhang B: Datenblatt des Multiaxialgeleges



**SAERTEX<sup>®</sup> GmbH & Co. KG**

Brochterbecker Damm 52

**D-48369 Saerbeck**

phone: ++49/2574/902-0

fax: ++49/2574/902-209

e-mail: info@saertex.com

### DATENBLATT

MUSTERNUMMER

**V101288-00980-01270-000000**

MUSTER-BEZEICHNUNG

**QUADRAXIAL-CARBON-GELEGE**

KONSTRUKTION	FLÄCHENGEWICHT [g/m <sup>2</sup> ]	TOLERANZ [+/-%]	MATERIAL
0°	422	5	Toray T700 50C
-45°	223	5	Toray T700 60E
90°	110	5	Toray T700 60E
+45°	223	5	Toray T700 60E
NÄHFADEN:	4	+/- 1g/m <sup>2</sup>	PES-SC

NÄHBINDUNG: Tricot-Franse

NÄHFEINHEIT: 5

BREITE: 1270

mm oder geschnitten

FLÄCHENGEWICHT: 982

g/m<sup>2</sup>

GESAMTTOLERANZ: 5,0

%

## Anhang C: Datenblatt RIM 135 Infusionsharz (Auszug)



Technische Information  
Epoxy and Phenolic Resins Division  
Epoxy Resins

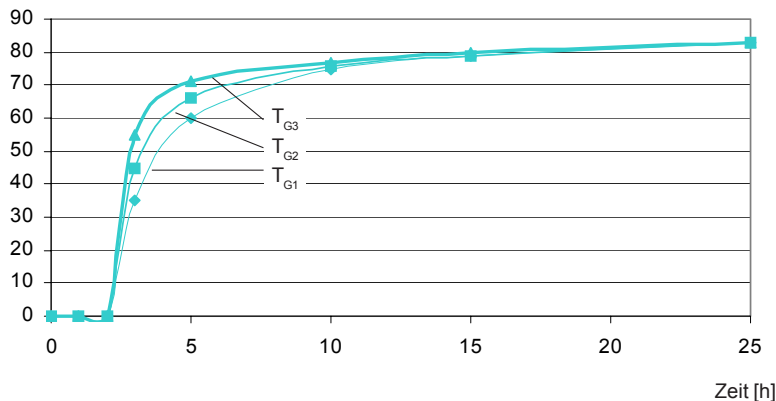
2.1-7

### Infusionsharz MGS® RIM 135 (L135i)

#### Anstieg der Glasübergangstemperatur ( $T_g$ ) bei 60 °C

Infusionsharz RIM 135 mit Härtermischung RIMH 137 (80 %) und RIMH 134 (20 %)

$T$  [°C]



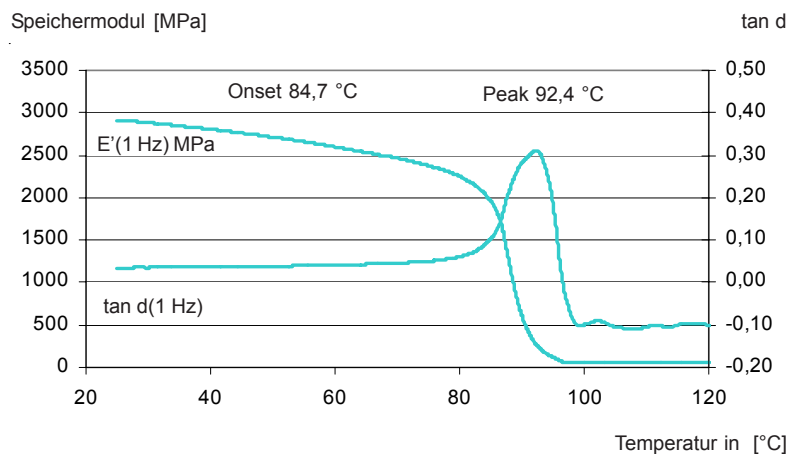
#### $T_g$ Anstieg

#### DMA Messung nach Temperung

DMA- $T_g$  (peak) tan delta

Infusionsharz RIM 135 mit Härtermischung RIMH 137 (80 %) und RIMH 134 (20 %)

#### DMA



#### Messbedingungen:

Probendicke: 2 mm

Heizrate: 2 K/min

Im Rahmen der internationalen Vereinheitlichung des Prüfwesens wird zunehmend von den bisherigen nationalen auf ISO-Normen (DIN EN ISO) umgestellt. Alle Informationen, Empfehlungen oder Ratschläge seitens der Hexion Specialty Chemicals GmbH - in Wort, Schrift und Datenbanken - erfolgen nach bestem Wissen und Gewissen. Sie gelten als unverbindliche Hinweise und enthalten weder ausdrückliche noch stillschweigende Zusicherungen noch eine Garantie bestimmter Eigenschaften. Bei den angegebenen Eigenschaftswerten der Produkte handelt es sich um spezifische Werte, die sich in den Technischen Informationen wiederfinden und wie diese weder eine Garantie - noch Spezifikationsgrundlage bilden. Dasselbe gilt analog für die Eigenschaftswerte der modellhaft ausgehärteten Bindemittelsysteme, welche Messwerte darstellen und nur zur Vorauswahl der einzelnen Komponenten eines Bindemittels dienen sollen. Die Informationen, Empfehlungen oder Ratschläge beschreiben unsere Produkte und mögliche Anwendungen in genereller oder beispielhafter, aber nicht auf den Einzelfall bezogener Weise. Im Zuge der ständigen technischen Weiterentwicklung und Verbesserung unserer Produkte können sich Veränderungen in den Kennwerten, Texten und Grafiken ergeben; ein besonderer Hinweis auf eine evtl. Veränderung erfolgt nicht. Unsere Beratung befreit die Kunden nicht von einer eigenen Prüfung unserer aktuellen Hinweise, insbesondere unserer Datenblätter, Sicherheitsdatenblätter und technischer Informationen. Der Kunde prüft eigenverantwortlich unsere Produkte in Hinblick auf ihre Eignung für die beabsichtigten Verfahren und Zwecke sowie ihre entsprechende Verarbeitbarkeit, da die technischen Einsatzmöglichkeiten unserer Produkte zahlreich und je nach Fall sehr unterschiedlich sind. Sie entziehen sich daher unserer Kontrollmöglichkeiten und liegen ausschließlich im Verantwortungsbereich des Kunden. Sollte eine bestimmte Zusicherung von Kenndaten notwendig sein, ist darüber eine entsprechende Vereinbarung zu treffen. Etwasige Schutzrechte sowie bestehende Gesetze und Bestimmungen sind vom Abnehmer bzw. Anwender unserer Produkte in eigener Verantwortung zu beachten. Die Veröffentlichung ist keine Lizenz und beabsichtigt nicht die Verletzung irgendwelcher Patente. Anmerkung: Diese Ausgabe annulliert und ersetzt sämtliche zu diesem Thema bisher erschienenen Publikationen.

Am Ostkai 21/22  
70327 Stuttgart

Germany

Telefon: +49 (0) 711 - 3 89 80 00

Telefax: +49 (0) 711 - 3 89 80 011

www.hexionchem.com



## Anhang D: Lieferschein TU Dresden



**TECHNISCHE  
UNIVERSITÄT  
DRESDEN**

**Fakultät Maschinenwesen, Fakultät Verkehrswissenschaften „Friedrich List“**

Institut für Leichtbau und Kunststofftechnik – ILK

Technische Universität Dresden, ILK, 01062 Dresden

TU Hamburg-Harburg  
AB 5-09  
Polymer Composites  
Dipl.-Ing. Nils Kosmann  
Nesspriel 5 (THF)  
21129 Hamburg



Prof. Dr.-Ing. habil.  
**Werner Hufenbach**  
Institutsdirektor

Kontakt:  
Telefon: +49 351 463-  
Telefax: +49 351 463-38143  
E-Mail: @ilk.mw.tu-dresden.de  
Az.

Dresden, 12. August 2010

### Lieferschein zu CFK-Impactproben

Hallo Nils,

anliegend erhältst Du die geimpacteten Probekörper. Der Tabelle kannst Du die jeweilige Impactenergie entnehmen. Leider schwankten die resultierenden Energien diesmal etwas mehr. Bitte bestätige mir den Erhalt der Prüfkörper per E-Mail.

Versuchsnummer	Datum	Zeit	m [g]	v [m/s]	$E_{kin}$ [J]	Druck [bar]	Arbeit [J]	Verhältnis Energie/Arbeit
PII-Q4	11.08.2010	12:15	38,3	36,75	26	0,34	43	60,5
P4-F1	11.08.2010	12:25	38,3	38,70	29	0,35	44	65,2
P5-F1	11.08.2010	12:30	38,2	40,65	32	0,36	45	69,8
P6-Q1	11.08.2010	12:45	38,3	38,81	29	0,36	45	63,8
P6-Q3	11.08.2010	13:20	38,3	33,31	21	0,36	45	47,0
P7-F3	11.08.2010	13:40	38,3	39,97	31	0,36	45	67,6
P7-F1	11.08.2010	13:50	38,3	35,03	23	0,36	45	51,9
PII-F3	11.08.2010	14:00	38,3	38,77	29	0,36	45	63,6
PII-F4	11.08.2010	14:10	38,2	41,05	32	0,36	45	71,1
PII-F5	11.08.2010	14:15	38,3	42,33	34	0,36	45	75,8

P8-F2	12.08.2010	11:15	38,3	40,86	32	0,37	46	68,8
P8-F5	12.08.2010	11:25	38,2	40,77	32	0,35	44	72,2

Mit freundlichen Grüßen aus Dresden

*Richard Protz*  
Richard Protz

Ware erhalten:

Datum

Unterschrift

Reinschrift

*Postadresse (Briefe)*  
Technische Universität Dresden  
Institut für Leichtbau und Kunststofftechnik  
01062 Dresden  
*Besucheradresse (Sekretariat)*  
Holbeinstr. 3, 01307 Dresden, Zi. 69

*Kontakt*  
Tel.: +49 351 463-38142  
Fax: +49 351 463-38143  
E-Mail:  
ilk@ilk.mw.tu-dresden.de  
www.tu-dresden.de/mw/ilk/

*Steuernummer*  
(Inland)  
203/149/02549  
*Umsatzsteuer-Id-Nr.*  
(Ausland)  
DE 188 369 991

*Bankverbindung*  
Deutsche Bundesbank  
Filiale Dresden  
Konto 850 015 22  
BLZ 850 000 00  
BIC: MARKDEF 1850