

SCHÄDIGUNGSSCHARAKTERISIERUNG AN NCF-LAMINATEN MITTELS LOCKIN-THERMOGRAPHIE UND BESTIMMUNG DER CAI-RESTFESTIGKEITEN

G. Riegert¹, Th. Keilig², R. Aoki³, K. Drechsler² und G. Busse¹

¹ Institut für Kunststoffprüfung und Kunststoffkunde, Abt. Zerstörungsfreie Prüfung (IKP-ZfP) der Universität Stuttgart, Pfaffenwaldring 32, 70569 Stuttgart, Tel.: 0711/685-2572, E-Mail: riegert@ikp.uni-stuttgart.de

² Institut für Flugzeugbau (IFB) der Universität Stuttgart, Pfaffenwaldring 31, 70569 Stuttgart, Tel.: 0711/685-2401, E-Mail: keilig@ifb.uni-stuttgart.de

³ Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V. (DLR), Institut für Bauweisen- und Konstruktionsforschung, Pfaffenwaldring 38-40, 70569 Stuttgart, Tel.: 0711/6862-470, E-Mail: r.aoki@dlr.de

Kurzfassung: Der Impact ist einer der häufigsten Schäden an Flugzeugstrukturen aus Faserverbundwerkstoffen (FVW), der sowohl während der Montage oder Wartung als auch im Betrieb entstehen kann. Obwohl er meist keine sichtbaren Oberflächenschäden hinterlässt, kann er Delaminationen von Einzelschichten im Inneren der Struktur verursachen. Im Betrieb unter dynamischer Wechselbelastung können diese Delaminationen wachsen und zu einer zunehmenden strukturellen Degradation führen, durch die das Bauteil vorzeitig versagt. Die Lockin-Thermographie ist ein Prüfverfahren, das solche Delaminationen zerstörungsfrei detektieren und deren Größe charakterisieren kann.

Für die vorgestellte Versuchsreihe wurden Kohlenstofffaserverstärkte Kunststoff (CFK) Lamine aus Multiaxialgelege (MAG) hergestellt. Diese Proben wurden mit unterschiedlich starken Impactenergien geschädigt. Mit Lockin-Thermographie war es möglich, die Delaminationen sowohl von der Rückseite als auch von der Vorderseite der Proben, quantitativ zu bestimmen. Es konnte gezeigt werden, dass die Größe der Delaminationen mit der Impactenergie innerhalb bestimmter Grenzen abschnittsweise linear zunimmt. Durch genormte CAI-Tests (Compression After Impact) wurde außerdem die Restdruckfestigkeit nach Schlagbeanspruchung bestimmt, da diese Größe im Flugzeugbau ein Maß für die „Schadenstoleranz“ des geschädigten Bauteils darstellt.

Abstract: In airplane structures out of fibre reinforced plastics (FRP) impact damages due to inadvertence in assembly lines and maintenance or daily strain in service are one of the most frequent damages. The problem with these damages is that they leave nearly no traces on the surface of the sample (BVID, barely visible impact damage), although they could cause heavy damages like delaminations of the inner structure. Optical-Lockin-Thermography (OLT) is a non-destructive testing method which can detect and characterise the size of such defects.

In the presented paper a test series of laminates out of non-crimp fabrics (NCF) were produced and afterwards impacted with different impact energies. With OLT it was possible to detect the resulting delaminations from the rear as well as from the front side. It could be shown that the size of the caused delaminations, at least in sections, depends linearly from the impact energy. Also a standardised CAI (compression after impact) test was done on impacted samples in order to evaluate their remaining Compressive Strength after Impact (CSAI) as this is an important number in aerospace industry for sizing of impact exposed structure.

Schlagwörter: Optische-Lockin-Thermografie, Impactschäden, Delaminationen, Kohlenstofffaserverstärkter Kunststoff (CFK), Non-Crimp Fabrics (NCF), Compression After Impact (CAI), Schadenstoleranz

Keywords: Optical-Lockin-Thermography, Impact Damage, Delamination, Carbon Fibre Reinforced Plastics (CFRP) Non-Crimp Fabrics (NCF), Compression After Impact (CAI), Damage Tolerance

1 Einleitung

Die vorgestellten Ergebnisse sind Teil der Forschungstätigkeiten im Teilprojekt A12 des SFB 318. In diesem Projekt sollen Grundlagen erarbeitet werden, um die Auslegungsphilosophien für Faserverbundwerkstoffe (FVW) zu optimieren und überhöhte Sicherheitsfaktoren abzusenken. Durch eine Anhebung der maximalen Auslegungsdehnung auf über 0,3% soll das Werkstoff- und Leichtbaupotential von CFK-Bauteilen besser genutzt werden. Dies ist aber nur möglich, wenn den Zulassungsbehörden sichere theoretische und praktische Aussagen über Schädigungsausbreitung unter Last zur Verfügung stehen. Unter dieser Voraussetzung könnte durch optimierte Auslegung das Fluggewicht reduziert und somit die Flugbetriebsbedingungen verbessert werden. Eine weitere Kostenreduzierung im Flugbetrieb wäre durch die Anpassung der Wartungsintervalle möglich.

Innerhalb des SFB-Teilprojekts wurde in einem ersten Schritt die Schädigung von CFK Proben bei verschieden starken Impactenergien und die Auswirkung dieser Schädigungen auf die Restdruckfestigkeit untersucht. Hierzu wurden CFK Modellproben zuerst durch verschieden starke Impacts geschädigt und anschließend zerstörungsfrei mit Optischer-Lockin-Thermografie (OLT) die Schadensgröße bestimmt. Um von der Schadensgröße auf die Restdruckfestigkeit des Materials zurück schließen zu können, wurden Proben nach dem Impact mit einem genormten Restdruckfestigkeitsversuch nach Schlagbeanspruchung (CAI, compression after impact) geprüft.

2 Optische-Lockin-Thermografie (OLT)

Zerstörungsfreie berührungslose Prüfverfahren auf Basis thermischer Wellen detektieren thermische Grenzflächen im Bauteil wie z.B. Impactschäden und dadurch entstandene Delaminationsbereiche. Die bildhafte Erfassung von Grenzflächendefekten lässt sich durch eine periodische Anregung mit anschließender Phasenauswertung („Lockin-Thermografie“) [1, 2] im Vergleich zu einer konstanten Wärmequelle oder Wärmepulse ohne Phasenauswertung („Transienten Thermografie“) [3, 4] deutlich verbessern.

Bei der lichtangeregten Lockin-Thermografie wird die Probe mit sinusförmig intensitätsmodulierten Halogenlampen beleuchtet und dadurch die Oberfläche der Probe periodisch erwärmt. Der Wärmeabfluss in das Material hat daher wellenähnliche Eigenschaften („thermische Welle“).

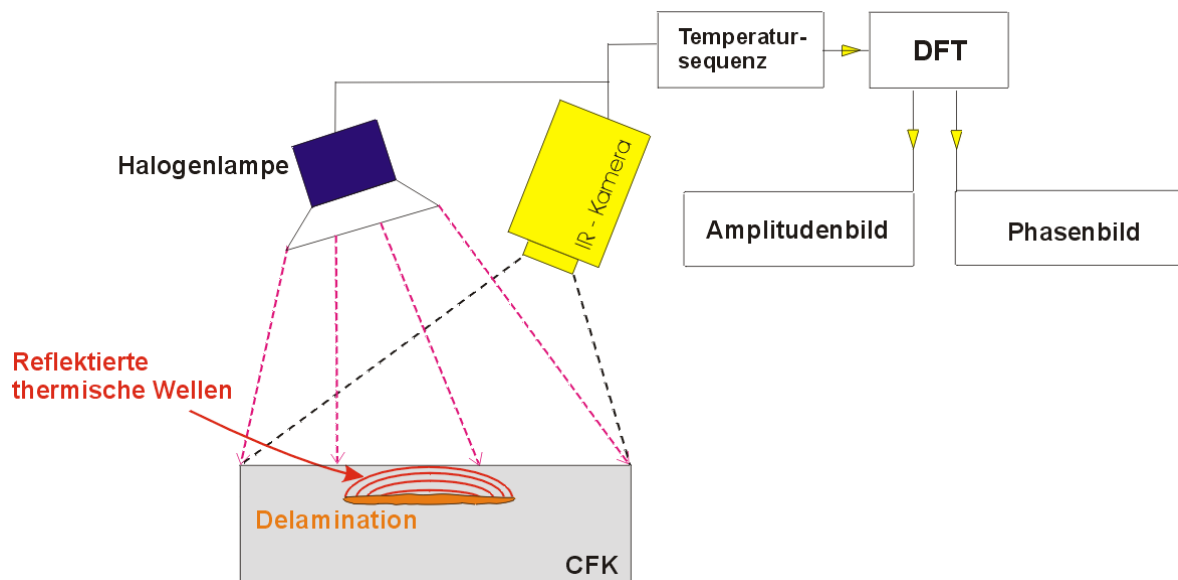


Abb. 1: Schematischer Aufbau der Optischen-Lockin-Thermografie (OLT)

Eine Infrarotkamera nimmt den zeitlichen Verlauf des Temperaturfeldes an der Bauteiloberfläche über mehrere Modulationsperioden auf. Diese Sequenz wird von einem Rechner als Bildstapel zwischengespeichert (Abb. 1). Zur Phasenauswertung wird an jedem Bildelement („Pixel“) quer durch den ganzen Stapel eine diskrete Fouriertransformation bei der anregenden Lockin-Frequenz (ω) durchgeführt. Diese Frequenz beeinflusst die thermische Eindringtiefe (μ), von der die Tiefenreichweite abhängt, in der Fehler noch detektierbar sind. Bei Amplitudenbildern beträgt die Tiefenreichweite eine thermische Eindringtiefe, bei Phasenbildern fast das Doppelte ($\sim 1,8$). Die thermische Eindringtiefe μ hängt von der Lockin-Frequenz und den thermischen Eigenschaften der Probe ab (Wärmeleitfähigkeit λ , Dichte ρ und spezifische Wärmekapazität c):

$$\mu = \sqrt{\frac{2 \cdot \lambda}{\omega \cdot \rho \cdot c}} \quad (1)$$

Bei bekannten thermischen Eigenschaften und einer gewünschten Tiefenreichweite ergibt sich damit die Lockin-Frequenz, bei der gemessen werden muss. Beispielsweise beträgt die thermische Eindringtiefe von CFK bei einer Lockin Frequenz von 1 Hz etwa 0,4 mm, bei einer Lockin Frequenz von 0,03 Hz etwa 2,1 mm. Es ist also möglich, gezielt die Tiefenreichweite mit der Anregungsfrequenz einzustellen, womit tiefenaufgelöste Messungen im Sinne einer thermischen Tomografie durchführbar sind.

Da Grenzflächen, wie Risse oder Delaminationen, den Wärmeabfluss behindern, wird die in die Probe eindringende thermische Welle an solchen Diskontinuitäten reflektiert und verändert durch Superposition den Phasenwinkel des Temperaturfeldes an der Oberfläche. Das Amplitudenbild zeigt die modulierte Erwärmung der Oberfläche. Das Phasenbild stellt hingegen die Laufzeit der thermischen Welle (und damit die Tiefenlage der verborgenen Grenzfläche) dar und ist unempfindlich gegen äußere, unmodulierte Störungen wie Reflexionen oder ungleichmäßige Ausleuchtung.

3 Multiaxialgelege (MAG) / Non-Crimp Fabrics (NCF)

Multiaxialgelege (MAG) sind textile Flächengebilde, die aus einzelnen Faserbündeln (Rovings) bestehen, welche in einer Ebene parallel zueinander und in Schichten unterschiedlicher Faserorientierung übereinander angeordnet sind und durch ein Maschensystem der Kett-Nähfäden zusammengehalten werden. Die Verstärkungsfasern werden im Vergleich zu Geweben weniger stark onduliert und damit besser ausgenutzt. Zugleich lässt sich der Ablagewinkel der Fasern nahezu beliebig variieren, und eine höhere Anzahl an Einzellagen kann in einem flächigen Halbzeug zusammengefasst werden, welches textiltechnisch kostengünstig herstellbar ist. Zusammen mit der Anwendung von Harzinjektionsverfahren (RTM) werden der Fertigungsaufwand und die Fertigungskosten damit verringert.

Beim Rumpf des Airbus A380 ging beispielsweise die aus textilen Preforms aufgebaute Druckkalotte in Serienproduktion. Bei SAERTEX Stade [5] wird eine Portal-Nähanlage verwendet, um Non-Crimp Fabrics (NCF) zu 8 m x 7,5 m großen Preforms zu vernähen, welche dann im Airbus Werk Stade auf einem Formwerkzeug drapiert und mit dem Resin Film Infusion (RFI) Verfahren imprägniert werden.

4 Ergebnisse

Die CAI-Proben zur Bestimmung der Restdruckfestigkeiten wurden im Autoklaven des IFB mit dem luftfahrtzugelassen Harz RTM6 (Hexcell) gefertigt. Die Lamine haben dabei einen quasi-isotropen Aufbau $[2(\pm 45^\circ, 0^\circ/90^\circ)]_s$ und sind $4,3 \pm 0,1$ mm dick. Alle Proben wurden vor der Prüfung mit verschiedenen ZfP-Verfahren wie Optischer-Lockin-Thermografie oder Ultraschallprüfung charakterisiert, um etwaige schon im Laminat vorhandene Fehler zu erfassen. Die CAI-Proben mit den Abmessungen 150 mm x 100 mm wurden anschließend mit einem Fallbolzen (Masse: 3,975 kg, Radius der Kugelspitze: 12,5 mm) definiert geimpactet und die erzeugten Schädigungen auf der Vorderseite (Eindrucktiefe des Impactors) und der Rückseite (sichtbare Schadensfläche) vermessen.

4.1 Delaminationen bei verschiedenen Impactenergien

Impactschäden in CFK haben eine kegelförmige Ausbreitung (Abb. 2).

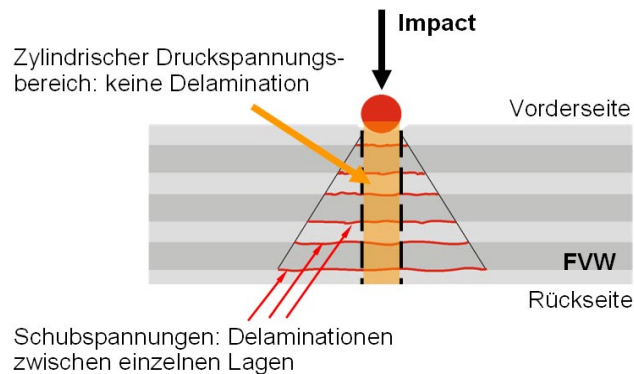


Abb. 2: Schadensausbreitung von Impactschäden in CFK

Die Einschlagsstelle markiert die Spitze des Schädigungskegels, da der Impactschaden auf der Impactseite des Bauteils nur relativ klein und damit schwer erkennbar ist. Von der Einschlagsstelle geht ein zylindrischer Bereich von Druckspannungen aus, an dessen Seiten Schubspannungen auftreten, die zu Delaminationen zwischen den FVW-Schichten führen. Die Delaminationen werden mit zunehmender Bauteiltiefe immer größer. Impactschäden sind damit leichter auf der Bauteilrückseite als auf der eigentlichen Einschlagsseite detektierbar (Abb. 3).

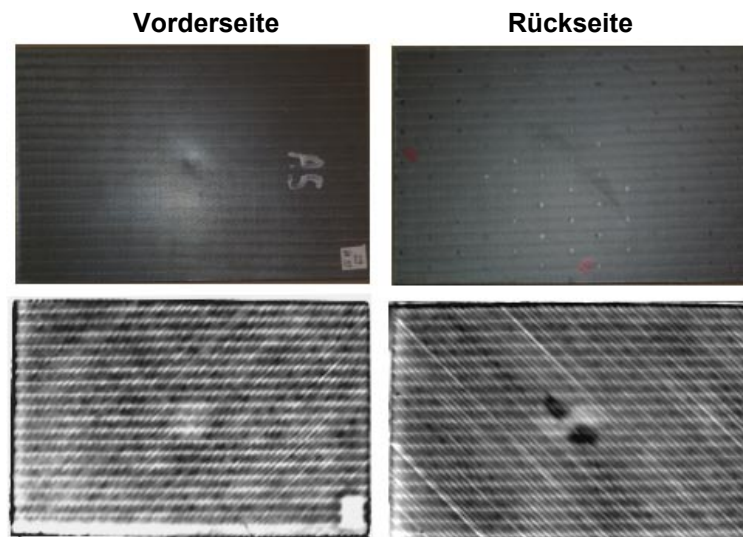


Abb. 3: CAI Probenplatte, oben: optisch, geschädigt mit 18 J Impact, unten: Phasenbilder (0,1 Hz), geschädigt mit 10 J Impact

Mit optischer Untersuchung ist auf der Vorderseite der 18 J Impactprobe eine durch den Fallbolzen-Impactor verursachte Eindellung (Abb. 3, links oben) und auf der Rückseite eine Absplitterung der untersten 45°-Lage zu erkennen (Abb. 3, rechts oben). Die OLT-Phasenbilder (Abb. 3, unten) zeigen dagegen die Delaminationen im Bauteil, die durch den Impact verursacht wurden. Diese Delamination ist auf der Rückseite der Probe (Abb. 3, unten rechts) im Vergleich zur Vorderseite deutlich größer. Auch auf der Rückseite der 10 J Impactprobe ist mit OLT schon eine Absplitterungen der untersten Lage deutlich detektierbar (schwarze Bereiche entlang der 45°-Richtung), obwohl diese mit bloßem Auge erst ab ca. 16 J Impact-Energie auffällig wird.

In einer Versuchsreihe wurde untersucht, wie die Höhe der Impactenergie mit der Größe ihrer damit verursachten Delamination korreliert werden kann. Dafür wurden NCF Laminare mit unterschiedlich starken Impactenergien beaufschlagt und anschließend mit Optischer-Lockin-Thermografie untersucht (Abb. 4).

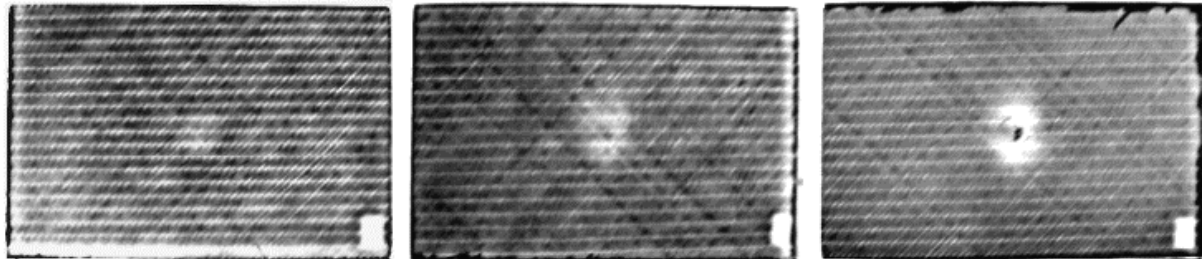


Abb. 4: NCF Impactproben: Links: 10 J, Mitte: 20 J, Rechts: 40 J (Phasenbilder 0,1 Hz, Vorderseite)

Bereits die qualitative optische Auswertung zeigt eine deutliche Vergrößerung der Delaminationsfläche mit steigender Impact-Energie. Eine Impactenergie von 10 J verursacht eine relativ kleine Delamination, so dass sie auf der Vorderseite nur schwach nachweisbar ist (Abb. 4, links). Mit einer Impactenergie von 40 J wird dagegen eine sehr große Delamination mit zusätzlichen Faserbrüchen auch auf der Vorderseite der Probe erzeugt (Abb. 4, rechts). Nach Festlegung eines Schwellenwertes für geschädigtes und ungeschädigtes Material („Grenzphasenwinkel“) können die Phasenbilder auch quantitativ ausgewertet und die Delaminationsgrößen angegeben werden (Abb. 5).

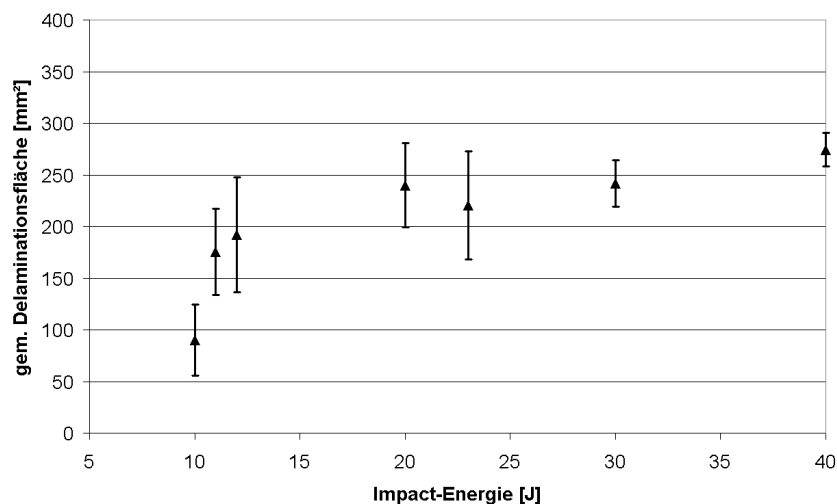


Abb. 5: Gemessene Delaminationsflächen an einer Serie von Impactproben

Das Diagramm zeigt den zu erwartenden Trend, dass größere Impactenergien auch größere Delaminationen verursachen. Abschnittsweise nimmt die Delaminationsgröße linear mit der Impactenergie zu. Außerdem ist die verminderte Rauschbreite der Delaminationsmessungen bei höheren Impactenergien auffällig, die auf einen besseren Kontrast der Ergebnisbilder zurückzuführen ist (vgl. Abb. 4).

4.2 Ergebnisse des CAI-Probenprogramms (Compression After Impact)

Ein wichtiges Maß für das Verhalten der CAI-Proben ist deren „Schadenstoleranz“, die im Flugzeugbau durch einen Restdruckfestigkeitsversuch nach Impactbelastung (CAI, compression after impact) charakterisiert wird (Abb. 6). Dieser Versuch wurde ursprünglich von Boeing eingeführt und ist als Standard in europäischen Normen für FVW übernommen worden (DIN 65561, DIN EN 6038) [6, 7]. Die in diesem Versuch ermittelte Bruchdehnung nach Impact wird bei der Auslegung schlaggefährdeter Strukturen als Auslegungskriterium genutzt.

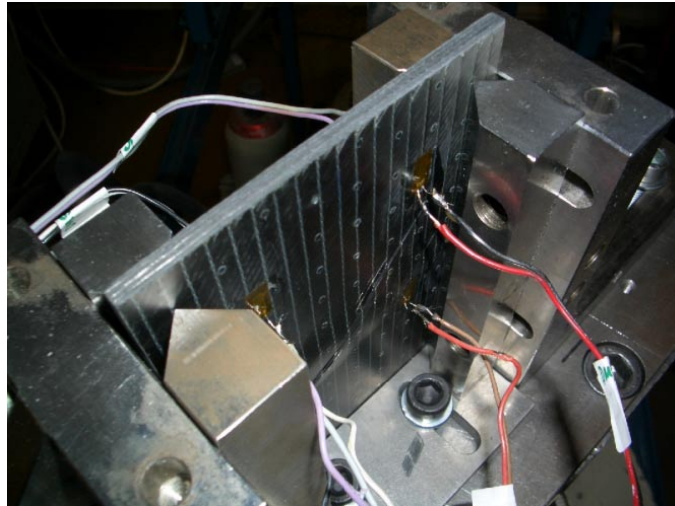


Abb. 6: Knickstützenvorrichtung zur Restdruckfestigkeitsbestimmung einer impact-geschädigten CAI Probe (mit 8 DMS bestückt)

Die Abb. 6 zeigt eine mit 8 DMS bestückte CAI-Probe (150 mm x 100 mm) hochkant in der Prüfvorrichtung stehend. Bevor die Restdruckfestigkeit nach Impact (CSAI Compression Strength After Impact) zerstörend bestimmt wurde, erfolgte eine Erfassung der durch den Impact erzeugten und mit bloßem Auge sichtbaren Schädigungen: auf der Vorderseite die Eindringtiefe der Eindellung, die der Impactor hinterlassen hat, und auf der Rückseite die sichtbare Schadensfläche (Abb. 7).

Aufgetragen über der Impactenergie lassen sich bei der Schädigungscharakteristik in den MAG-Laminaten insgesamt drei Bereiche mit zwei Schwellenwerten ausmachen: Bei Impact-Energien unterhalb von 3,5 Joule tritt keine Schädigung ein, es bleibt weder ein Abdruck des Impactors zurück, noch sind Delaminationen detektierbar. Bei ansteigender Impactenergie kommt es zu einem linearen Anstieg der sichtbaren Schädigungen, bis es dann oberhalb von zirka 16 Joule zuerst zu einem steileren Anstieg der sichtbaren Schadensfläche auf der Rückseite und dann auch zu größeren Eindringtiefen auf der Vorderseite. Somit konnte gezeigt werden, dass die Schadensgröße mit der Impactenergie abschnittsweise linear zunimmt.

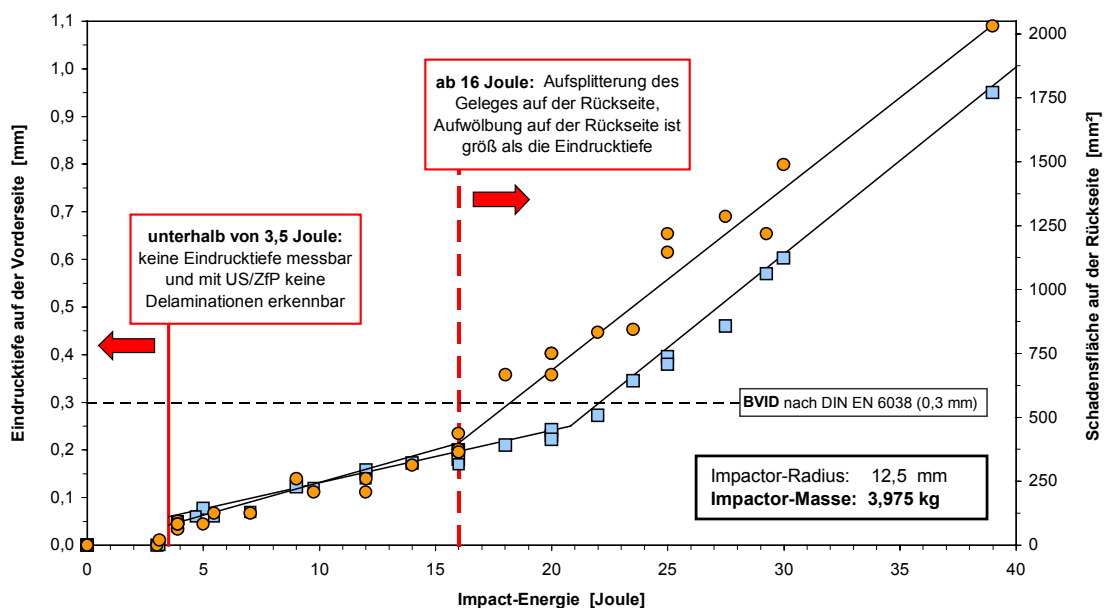


Abb. 7: Sichtbare Schädigungen über der Impact-Energie: Eindringtiefe (Quadrate, linke Ordinate) nach DIN EN 6038 und Schadensfläche auf der Rückseite (Kreise, rechte Ordinate)

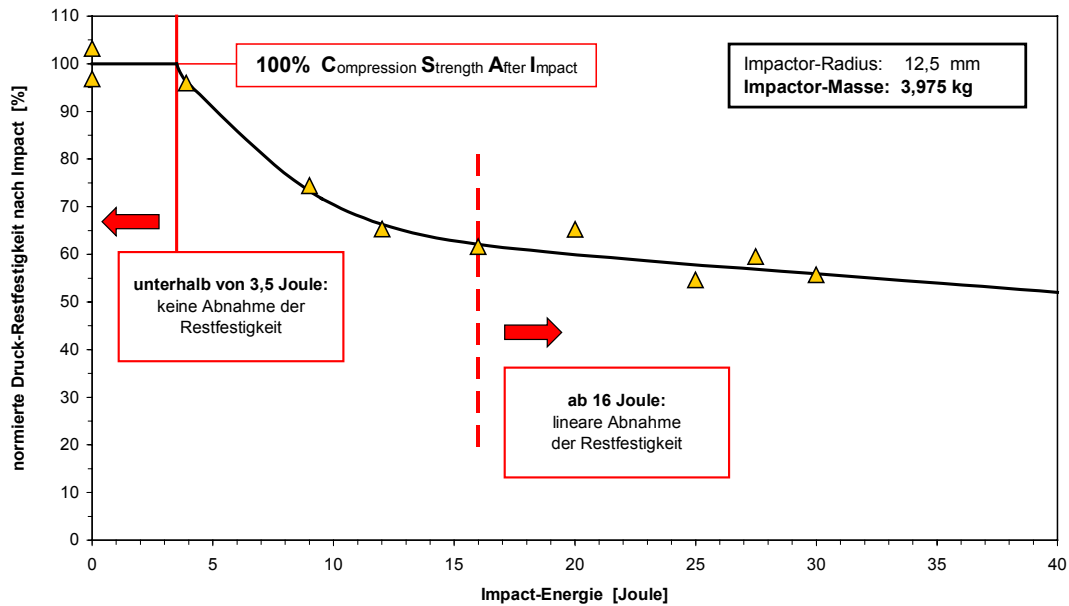


Abb. 8: Normierte CAI-Restdruckfestigkeit über der Impactenergie

Der Verlauf der im CAI-Test gemessenen Restdruckfestigkeiten nach Impact (CSAI, Compression Strength after Impact) zeigt ebenfalls abschnittsweise unterschiedliches Verhalten zwischen diesen Grenzen: Unterhalb von 3,5 Joule tritt kein messbarer Verlust an Restdruckfestigkeit auf. Mit steigender Impactenergie kommt es nun zu einem abrupten Abfall der Restdruckfestigkeit, bis es dann ab zirka 16 Joule nur noch zu einem vergleichsweise geringen, linearen Restdruckfestigkeitsabfall kommt.

Nach der CAI-Prüfung wurden die NCF-Laminat noch einmal mit Optischer-Lockin-Thermografie untersucht, um Information über die Versagensart der unterschiedlich stark vorgeschädigten Proben zu erhalten (Abb. 9). Alle Platten mit Impactenergien größer 5 Joule versagen bei der Druckprüfung an der Stelle der eingebrachten Schädigung durch lokales Ausbeulen quer zur Belastungsrichtung infolge der um den Impact lokalisierten Delaminationen (Abb. 9, rechts).

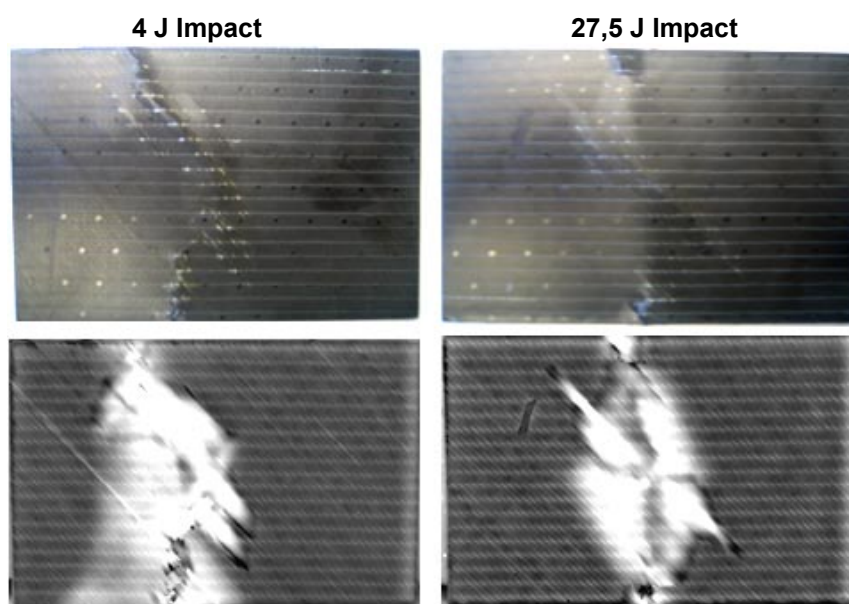


Abb. 9: NCF Impactproben nach CAI-Prüfung, oben: optisch, unten: OLT-Phasenbilder

Lediglich die mit 4 Joule geimpactete Probe zeigte eine Versagensform, die entlang der $\pm 45^\circ$ -Randlage orientiert ist (Abb. 9, links). Hierbei kommt es zu dem in der Literatur beschriebenen Versagen: CFK-Laminat mit quasi-isotropem Aufbau, die mit niedrigeren Impactenergien beschädigt wurden, verhalten sich unter statischer Druckbelastung ähnlich wie nichtgeschädigte Proben, wobei eine charakteristische Art des Versagens darin besteht, dass sich das Laminat in Sublaminat trennt, welche dann großflächig delaminieren bzw. beulen [8].

5 Zusammenfassung/Ausblick

Optische-Lockin-Thermografie (OLT) detektiert die durch Impactschäden verursachten Delaminationen in FVW sowohl von der Rückseite als auch von der messtechnisch anspruchsvolleren Impactseite des Bauteils. Die Delaminationsgrößen können mit OLT auch quantitativ bestimmt und damit die durch unterschiedliche Impactenergien verursachten Schädigungen miteinander verglichen werden. Im Rahmen einer Messreihe wurden selbst hergestellte Laminat aus Non-Crimp Fabrics (NCF) mit definierten Impacts geschädigt. Die anschließenden OLT-Messungen zeigten einen zumindest abschnittsweise linearen Zusammenhang von Impactenergie zu verursachter Delaminationsgröße.

Eine durch Impacts definiert geschädigte NCF-Laminatserie mit anschließender quantitativer Delaminationsmessung wurde auch einem CAI-Restdruckfestigkeitstest unterzogen. Die Korrelation von Schädigungsgröße mit CAI-Restdruckfestigkeit der geschädigten Proben zeigt die kritische Impactenergie bei diesen Laminaten (Fehlerrelevanz).

In einem nächsten Schritt sollen bereits vorgeschädigte Proben durch dynamische Lastzyklen weiter belastet und in regelmäßigen Abständen mit OLT untersucht werden, um so einen Einblick in die Schädigungsausbreitung zu bekommen. Kenntnisse über das Schädigungswachstum unter Belastung zusammen mit einer bekannten kritischen Schadensgröße aus den CAI-Tests können Hinweise auf nötige und sinnvolle Wartungsintervalle für Bauteile dieses Materials geben.

Abschließend sollen die mit diesem CAI-Probenprogramm gewonnenen Erkenntnisse auf Realbauteile aus MAG übertragen werden, deren Impact-Toleranz dann zusätzlich noch mit lokalen 3D-Verstärkungen, z.B. durch Vernähen, beeinflusst werden könnte.

Danksagung

Die Autoren danken der Deutschen Forschungsgemeinschaft (DFG) für die finanzielle Unterstützung dieser Arbeiten im Rahmen des SFB 381.

Literatur

- [1] Carlomagno G. M., Unsteady thermotopography in non-destructive testing, Proc. 3rd Biannual Exchange, St. Louis/USA, (1976), S. 33-39
- [2] Busse G., Wu D., Karpen W., Thermal wave imaging with phase sensitive modulated thermography, J. Appl. Phys. Vol. 71, (1992), S. 3962-3965
- [3] Cielo P., Maldague X., Rousset G., Jen C.K., Thermoelastic inspection of layered materials: dynamic analysis, Materials Evaluation, 43[9], (1985), S. 1111-1116
- [4] Maldague X., Shiryayev V.V., Boisvert É., Vavilov V. Transient thermal nondestructive testing (NDT) of defects in aluminum panels, Semanovich S.A., Thermosense XVII, SPIE Proc. 2473, (1995), S. 233-243
- [5] SAERTEX Stade GmbH & Co. KG, 21684 Stade, www.saertex.com
- [6] DIN 65561: Luft- und Raumfahrt; Faserverstärkte Kunststoffe: Prüfung von multidirektionalen Laminaten; „Bestimmung der Druckfestigkeit nach Schlagbeanspruchung“, 1991
- [7] DIN EN 6038: Luft- und Raumfahrt; Faserverstärkte Kunststoffe: Prüfverfahren; „Bestimmung der Restdruckfestigkeit nach Schlagbeanspruchung“, 1996
- [8] Gädke M., Geier B., Goetting H. Chr., Klein H., Rohwer K., Zimmermann, R., Damage Influence on the Buckling Load of CFRP Stringer-Stiffened Panels, Composite Structures 36, (1996), S. 249-275