

Entwicklung eines elektro-magnetischen Ultraschall-Prüfsystems auf Basis von geführten Wellen für Composite- Flugzeugstrukturen

Frank NIESE¹, Tobias ROELFES¹,
Micheal KOERDT², Björn MAACK²

¹ ROSEN Technology and Research Center GmbH, Lingen

² Faserinstitut Bremen e.V., Bremen

Kontakt E-Mail: troelfes@rosen-group.com

Kurzfassung. Faserverbundwerkstoffe aus CFK (carbonfaserverstärkter Kunststoff) und GFK (glasfaserverstärkter Kunststoff) gelten aufgrund ihrer Struktur und Anisotropie allgemein als schwer prüfbar mit konventionellen ZfP-Methoden (ZfP: zerstörungsfreie Prüfung) sowohl während des Fertigungsprozesses als auch bei den wiederkehrenden Inspektionen. Im Rahmen des öffentlich geförderten Forschungsprojektes ENEMAC (Entwicklung eines elektro-magnetischen Ultraschall-Prüfsystems auf Basis von geführten Wellen für Composite-Flugzeugstrukturen) wurde eine alternative Ultraschallprüfmethode entwickelt und optimiert. Sie basiert auf dem dispersiven Verhalten geführter Plattenwellenmoden. Durch Defekte wird die Ausbreitung der Ultraschallsignale gestört, so dass sich die Phasengeschwindigkeit bzw. die Spurwellenlänge lokal ändert. Durch geeignete Prüfköpfe können diese Änderungen lokal erfasst und ausgewertet werden. In vorteilhafter Weise kommen hierzu koppelmittelfrei arbeitende elektromagnetische Ultraschallprüfköpfe (EMAT: ElectroMagnetic Acoustic Transducer) zum Einsatz.

Das Demonstratorsystem wurde an plattenförmigen Testkörpern und realen Rumpfsegmentstrukturen erfolgreich erprobt. Delaminationen, Porenfelder und Impacts können sowohl lokalisiert sowie tiefen- und flächenmäßig quantifiziert werden.

Einführung

In der Luftfahrt, aber auch in anderen Industriebereichen werden seit einigen Jahren vermehrt Faserverbundwerkstoffe aus CFK (carbonfaserverstärkter Kunststoff) und GFK (glasfaserverstärkter Kunststoff) eingesetzt, um besonders leichte Konstruktionen verwirklichen zu können. Durch das geringe Leergewicht eines Flugzeuges können sowohl der Treibstoffverbrauch als auch die damit verbundenen Betriebskosten minimiert werden. Andererseits sind diese Werkstoffe deutlich schwieriger als klassische Metallwerkstoffe während des Fertigungsprozesses aber auch bei den wiederkehrenden Inspektionen zu prüfen. Nach dem aktuellen Stand der Technik werden Faserverbundkomponenten vorwiegend mit konventionellen Ultraschallprüftechniken untersucht [1].



In diesem Beitrag wird eine innovative Ultraschallprüftechnik vorgestellt, die geführte Ultraschallwellen nutzt, um Delaminationen und Porenfelder in Faserverbundwerkstoffen zu lokalisieren und die Fehlerausdehnung abzuschätzen. Dazu werden koppelmittelfrei arbeitende elektromagnetische Ultraschallprüfköpfe (EMAT: ElectroMagnetic Acoustic Transducer) für die Anregung und den Empfang eingesetzt. Im Gegensatz zu konventionellen piezoelektrischen Prüfköpfen können mit dieser Wandlertechnologie besonders gut modenrein und selektiv Plattenwellenmoden generiert und vom Prüfobjekt abgegriffen werden.

Die im Rahmen des öffentlich geförderten Projektes ENEMAC entwickelte Inspektionsmethode ist in der Lage, typische praxisrelevante Defekte in Faserverbundwerkstoffen (hauptsächlich Delaminationen, Porenfelder und Impacts) zu detektieren und in Flächen- und Tiefenlage zu lokalisieren.

Da der Messeffekt nicht auf einer Amplitudenbewertung der am Fehler reflektierten bzw. transmittierten Signalanteile beruht, sondern Modenumwandlungseffekte ausgenutzt werden, ist eine zuverlässige Detektion selbst bei schlechtem Signal-Rausch-Verhältnis gegeben.

1. Messprinzip

1.1 Verwendung der EMAT-Technik

Bei der EMAT-Technik nutzt man im Gegensatz zur konventionellen Ultraschalltechnik elektromagnetische Wechselwirkungen, um Ultraschallsignale in einen Testkörper einzukoppeln bzw. abgreifen zu können. Im Wesentlichen tragen dabei Lorentzkräfte und bei ferromagnetischen Testkörpern auch die Magnetostriktion bei. Schematisch besteht ein EMAT-Prüfkopf aus einer speziell geformten Hochfrequenz-Spule (HF-Spule) und einer Magnetisierungseinrichtung. Im Sendefall wird die HF-Spule mit einem Strom-Burst-Signal beaufschlagt, dieses induziert in der leitfähigen Testkörperoberfläche Wirbelströme. Durch die Überlagerung mit dem statischen Magnetfeld wirken auf die Ladungsträger oszillierende Lorentzkräfte. Die Kräfte koppeln an das Festkörpergitter und dienen so als Quelle der Ultraschallsignale. Im Empfangsfall läuft es reziprok [2].

Allerdings ist die Leitfähigkeit von Faserverbundwerkstoffen zu gering für eine effektive Ultraschallwandlung. Aber bei Luftfahrtanwendungen ist die Oberfläche mit einem gut leitenden Blitzschutz versehen. Dazu wird in der Regel ein Kupfergitter als oberste Lage mit eingebettet [3,4]. Zur Verdeutlichung zeigt Abb. 1 modellhaft die Wirkung der Lorentzkraft auf das Kupfergitter für eine EMAT-Sender-Struktur. Unsere Untersuchungen zeigen, dass diese Blitzschutzschichten für eine ausreichende Kopplung sorgen können. Dabei müssen folgende Randbedingungen beachtet werden:

- Die Materialstärke der elektrisch leitfähigen Komponente muss auf die Ultraschallarbeitsfrequenz abgestimmt sein, da sie dicker als die Skin-Tiefe (Eindringtiefe der elektromagnetischen Felder) sein sollte.
- Eine hohe Leitfähigkeit verbessert die Wandlungseffizienz.
- Das leitfähige Material muss an der Oberfläche platziert und akustisch angekoppelt sein.

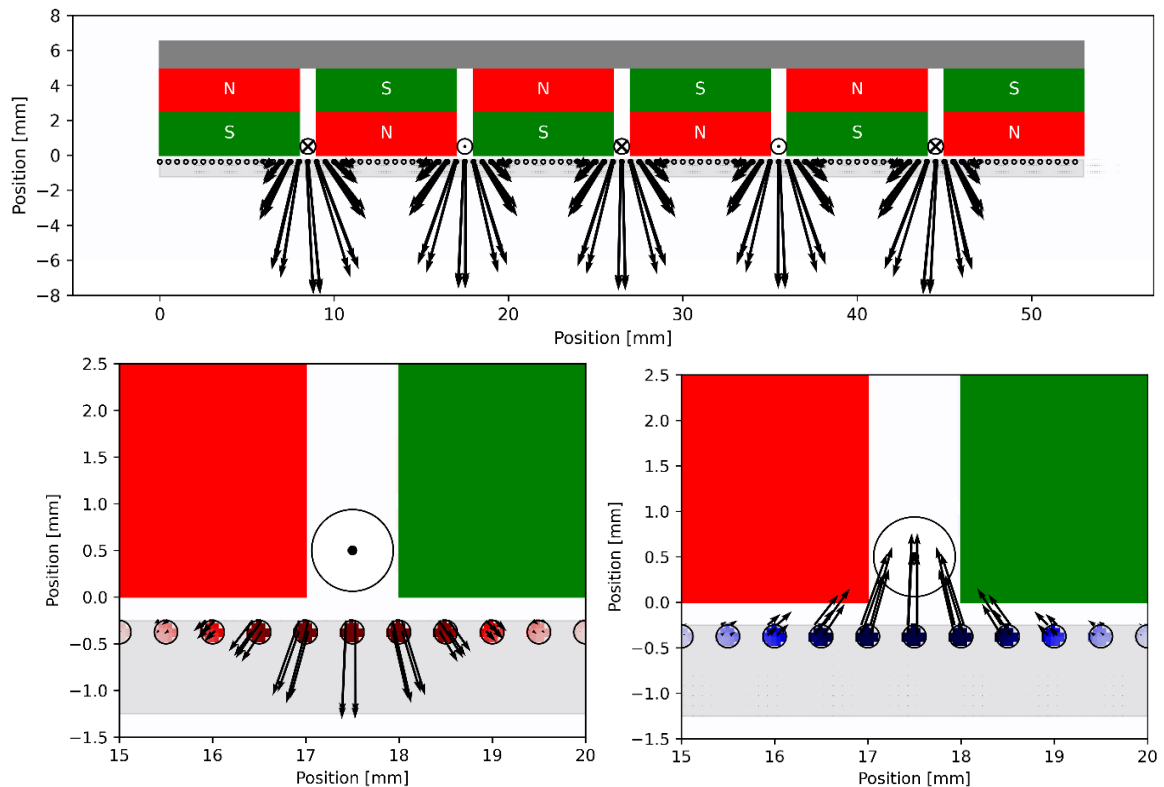


Abb. 1: Verteilung der Kräfte für einen EMAT-Sender (unterhalb der Magneten ist der Querschnitt des Blitzschutzgitters durch die Kreise angedeutet): Oben: Gesamtansicht für $\varphi = 0^\circ$. Unten links: Wirbelströme und Kräfte für $\varphi = 0^\circ$. Unten rechts: Wirbelströme und Kräfte für $\varphi = 180^\circ$. Der Winkel φ steht hier für die momentane Phasenlage des elektrischen Wechselstroms. Die elektrischen Wirbelströme im Blitzschutzgitter sind farblich codiert. Blau: Stromflussrichtung aus der Zeichenebene heraus. Rot: Stromflussrichtung in die Zeichenebene herein. Die Farbsättigung steigt mit dem Betrag der Stromstärke.

1.2 Verwendung von geführten Wellen

In räumlich begrenzten Objekten wie z. B. Platten können sich geführte Wellenmoden als spezielle Lösungen der Wellengleichung ausbilden und ausbreiten. Dabei ist charakteristisch, dass es einen komplizierten Zusammenhang, auch Dispersionskurve genannt, zwischen Plattendicke, Wellenlänge, Frequenz sowie Phasen- und Gruppengeschwindigkeit gibt [5,6]. Diese Moden lassen sich besonders gut mit der EMAT-Technik anregen und abgreifen.

Das Messprinzip beruht auf der Erfassung der lokalen Phasengeschwindigkeit bzw. lokalen Wellenlänge [7,8,9,10]. Trifft das Ultraschallsignal einer (dispersiven) geführten Welle auf eine Inhomogenität in der Platte, ändern sich die physikalischen Randbedingungen so, dass es Auswirkungen auf die Ausbreitung der Moden gibt. Da die Frequenz in einem linearen System als Erhaltungsgröße gilt, verändert sich also zwangsläufig die Phasengeschwindigkeit, dies ist gleichbedeutend mit einer Änderung der Spurwellenlänge, da beide Größen gekoppelt sind.

Im Fall einer Delamination teilt sich das Ultraschallsignal auf und läuft oberhalb und unterhalb an dem Defekt vorbei. Dabei „sieht“ das Ultraschallsignal je nach Pfad eine kleinere Plattendicke gegenüber der Dicke im fehlerfreien Bereich. Eine Änderung der Plattendicke führt zur Arbeitspunktverschiebung im Dispersionsdiagramm und somit zu einer anderen Phasengeschwindigkeit bzw. Wellenlänge (siehe Abb. 2). Die damit verbundene Änderung der Phasengeschwindigkeiten kann im Dispersionsdiagramm (Abb. 3) abgelesen werden. Als Beispiel dient hier eine Delaminationstiefenlage von 25 %.

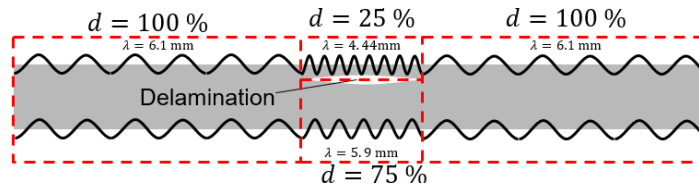


Abb. 2. Wellenlängenänderung der geführten Welle an einer Delamination in einer Tiefenlage von 25 %. Das d steht hierbei für Plattendicke in den jeweils rot umrandeten Bereichen, λ entspricht der lokalen Wellenlänge.

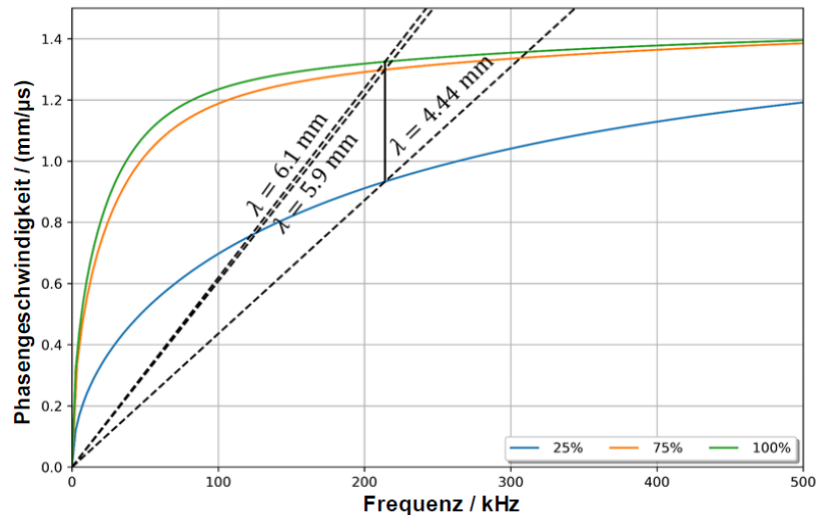


Abb. 3. Dispersionskurve der A_0 -Mode für 100 %, 75 % und 25 % Plattendicke

1.2 Testkörper und Testfehler

Zur Optimierung und Verifikation der Messmethode wurden circa 30 Testkörper angefertigt und untersucht. Bei etwa der Hälfte wurden Testfehler in Form von Delaminationen und/oder Porenfelder in unterschiedlichen Größen und Tiefenlagen eingebracht. Künstliche Delaminationen wurden durch Einlegen von Teflon-Folienabschnitten oder durch Einbringen eines Trennmittels zwischen einer oder mehreren Faserlagen erzeugt. Die Porenfelder konnten durch die lokale Zugabe von Schaumbildnern (Zitronensäure, Schaumharzsystem, usw.) erzeugt werden [11].

Es wurden unterschiedlich dicke Platten von 2 bis 8 mm Dicke gefertigt, wobei der Schwerpunkt auf einer Dicke von 4 mm liegt. Alle Platten sind quadratisch und haben Kantenlängen von 600 mm. Die Fehlerflächen variieren dabei von 7.5 mm² bis 3000 mm². Sie können runde oder anders geformte Grundflächen besitzen oder als Cluster aus mehreren kleinen Einzelfehlern zusammengesetzt sein. In Dickenrichtung wurden die Fehler in abgestuften Tiefenlagen eingebracht. Dabei wurden die künstlichen Fehler definiert sowohl nur zwischen zwei benachbarten Faserlagen als auch über mehrere Faserlagen bis hin zur kompletten Plattendicke erzeugt. Zusätzlich wurden auch fehlerfreie Testplatten und auch ein A350-Rumpfsegment durch Impacts mit definierter Aufprallenergie zwischen 10 und 30 J gezielt geschädigt (siehe Abb. 4)



Abb. 4. Innenseite eines A350-Rumpfsegment mit zehn künstlich eingebrachten Impact-Schäden zwischen 10 und 30 J. Die Impacts wurden auf der Außenseite eingebracht.

2. Prüfsystem und Ergebnisse

Wie bereits erwähnt, ändert sich die Wellenlänge einer geführten Welle, wenn diese eine Delamination passiert. Je nach Tiefenlage der Delamination ist die Wellenlängenänderung stärker oder schwächer ausgeprägt. Im Allgemeinen gilt bei einem eingeschalteten A_0 -Lambmode, dass oberflächennahe Fehler starke Wellenlängenänderungen hervorrufen, während Delaminationen in tieferen Lagen nur sehr kleine Wellenlängenänderung hervorrufen [12,13]. Damit die lokale Wellenlänge ermittelt werden kann, muss die geführte Welle mit ihrer Phasenlage an unterschiedlichen Positionen abgegriffen werden. Zu diesem Zweck wurde ein EMAT-Array-Empfänger entwickelt, der an den 6 definierten Positionen der 6 Empfängerspulen die US-Signale (US: Ultraschall) detektiert (siehe Abb. 5).

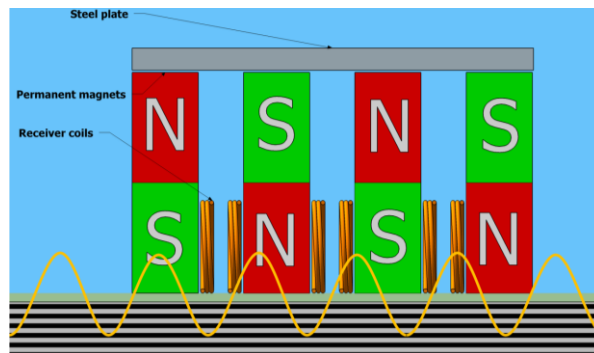


Abb. 5. 3D Model des Empfängers

Aufgrund der Tatsache, dass die Abstände zwischen den Empfängerspulen bekannt sind und die Phasenlage sowie Amplitude der detektierten geführten Welle ermittelt werden können, kann mithilfe des Lomb-Scargle-Algorithmus das Wellenzahlspektrum berechnet werden. Im Vergleich zur klassischen Fourier-Transformation ist der Lomb-Scargle-Algorithmus in der Lage, auch mit nicht-äquidistanten und wenigen Abtastungen das Spektrum zu ermitteln [14,15]. Das Empfangs-Array wurde so ausgelegt, dass mit Hilfe des Algorithmus das Spektrum mit einer Wellenzahl von fast 0 m^{-1} bis 300 m^{-1} bestimmt werden kann.

Um einen Defekt zu detektieren und zu charakterisieren, muss das Prüfobjekt großflächig mit dem Prüfkopfsystem abgescannt werden. Dazu wird der Sende- als auch der Empfangswandler mit einem Manipulator über den zu prüfenden Bereich bewegt (siehe Abb. 6).

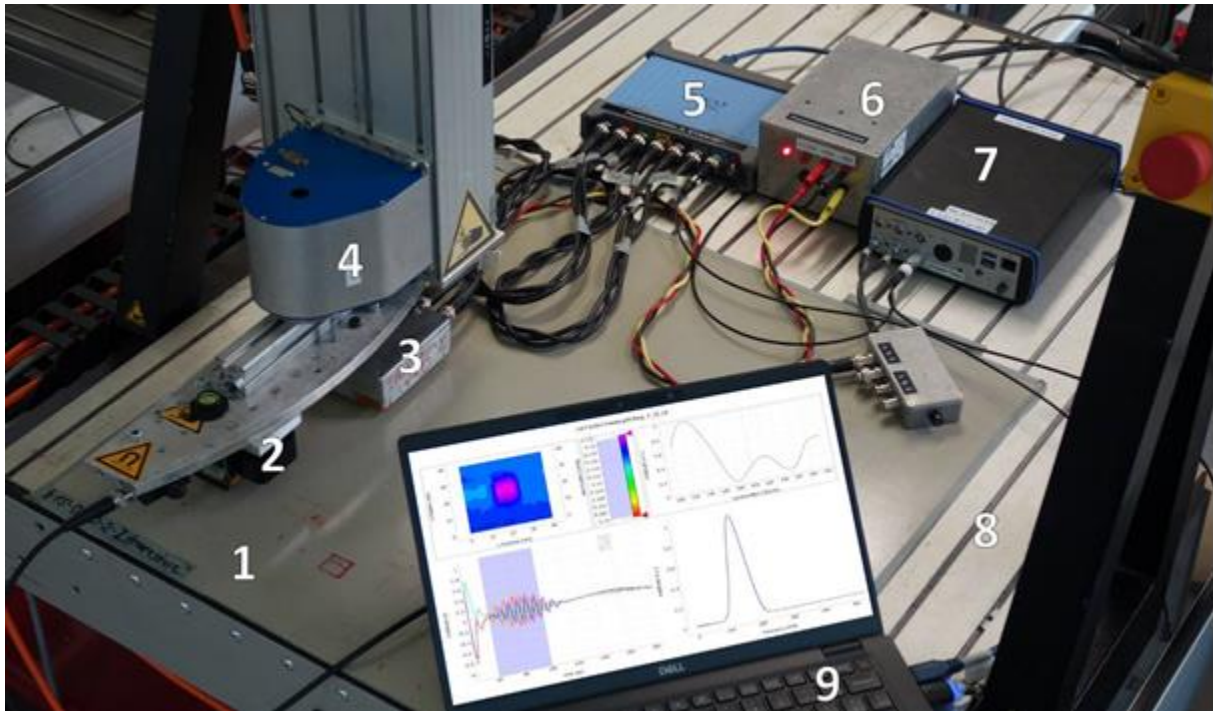


Abb. 6. Gesamtaufbau des Messsystems. Testkörper (1), Sender-EMAT (2), Empfänger-EMAT mit Vorverstärker (3), Manipulator (4), 8-Kanal-ADC (Analog to Digital Converter) (5), Netzteil für Vorverstärker (6), EMAT-Sende-Endstufe (7), Grundplatte (8), Laptop zur Steuerung und Auswertung (9).

Nach der Messung können die erhobenen Daten in einer Auswerteoberfläche dargestellt, analysiert und ausgewertet werden. Exemplarisch zeigt Abb. 7 die Ergebnisdarstellung für einen Impact-Schaden im A350-Rumpfsegment: Eine C-Scan-Darstellung des Messbereichs ist oben links aufgeführt, wobei die farbliche Kodierung hier die lokale Wellenzahl darstellt. Zusätzlich sind die Amplituden-A-Bilder im Zeitbereich (unten links), das Wellenzahlspektrum (oben rechts) sowie das Frequenzspektrum (unten rechts) an einer bestimmten Position im C-Scan dargestellt. Die Position dafür kann der Bediener mit dem Mauszeiger frei wählen. Sie ist durch ein Kreuz im C-Scan gekennzeichnet. Die Struktur wurde genau zwischen den beiden Verklebungen am Hohlraum eines Omega-Stringers mit einem 30 J-Projektil beaufschlagt. Die Scan-Auflösung beträgt $1 \text{ mm} \times 1 \text{ mm}$.

Gut zu erkennen ist die Wellenlängenänderung der geführten Welle am Fehler, die im C-Scan durch eine violette Färbung deutlich wird. Im Vergleich zum Gutbereich in direkter Nachbarschaft zum Fehler ändert sich die Wellenzahl am Fehler von 116 m^{-1} auf 125 m^{-1} , was einer Wellenlängenänderung von 8.62 mm auf 8 mm entspricht. Daraus ergibt sich für eine Delamination eine Tiefenlage von $37\% - 50\%$. Um dieses Ergebnis abzusichern, wurde die Defektstelle mit konventionellem Ultraschall nachgeprüft. Ein Vergleich der Echolaufzeiten (siehe Abb. 8) zeigt für den zugrundeliegenden Fehlerreflektor ebenfalls eine Tiefenlage zwischen $37\% - 50\%$ an.

Um das vollständige Abscannen des Prüfbobjekts zu beschleunigen, wurde das Scan-Rasterinkrement deutlich vergrößert. Das Ergebnis für ein Scan-Raster von $5 \text{ mm} \times 5 \text{ mm}$ ist in Abb. 9 dargestellt. Darin ist zu erkennen, dass die Delamination selbst bei dieser groben Rasterung zuverlässig mit mehreren Pixeln im C-Bild nachgewiesen werden konnte. Auch die Verklebung des Omega-Stringers ist gut durch die horizontal verlaufenden grünen Streifen im C-Scan zu erkennen. Durch die Verklebung des Omega-Stringers an die Außenhaut des Rumpfsegments liegt hier eine Verdickung der CFK-Struktur vor. Dementsprechend muss die Wellenlänge der geführten Welle größer werden, damit die geführte Welle bei gleicher Frequenz propagieren kann.

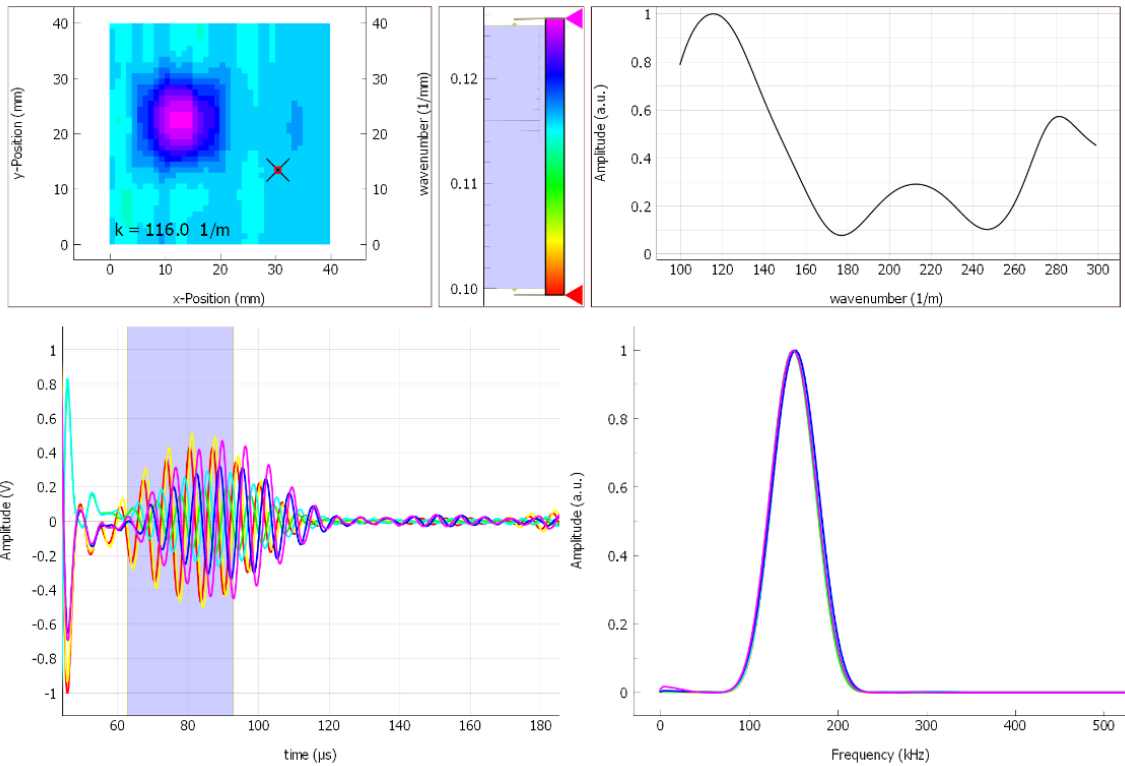


Abb. 7. Auswertoberfläche des Labordemonstratorsystems: Oben links: C-Scan der Wellenzahl des abgerasterten Inspektionsbereiches an einem A350-Rumpfstück mit einem Impact-Schaden mit 30 J Einprägungsenergie. Der zentrale Fehlerbereich ist im C-Scan durch die violette Färbung gekennzeichnet. Oben rechts: Wellenzahlspektrum. Unten links: A-Scans der sechs Empfängerspulen an der Position des Kreuzes im C-Scan. Unten rechts: Frequenzspektren der A-Scans. Die Größe des Rasterfeldes beträgt 40 mm × 40 mm mit einer Auflösung von 1 mm × 1 mm.

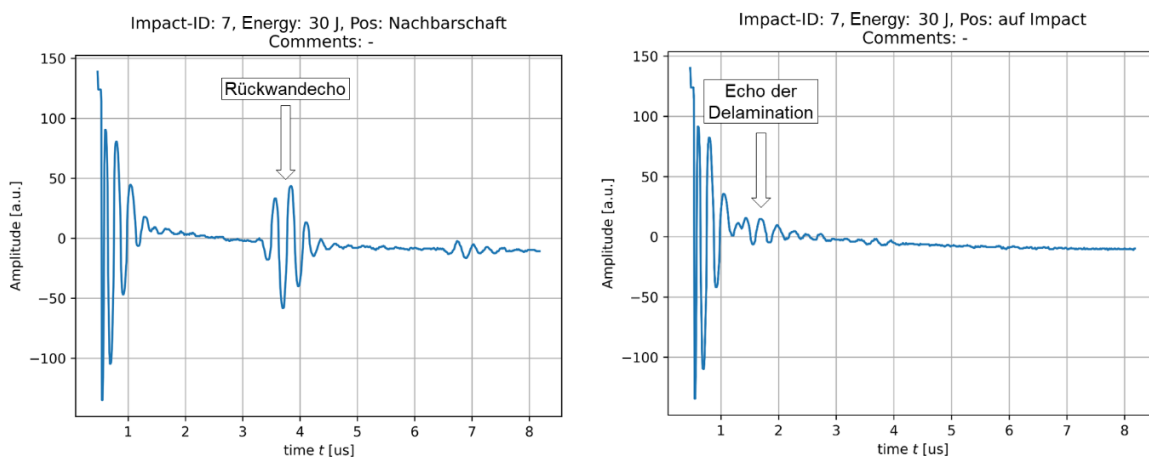


Abb. 8. Gemessenes Signal einer US-Dickenmessung. Links: Ultraschallkopf im Gutbereich in Nachbarschaft zum Impact platziert. Rechts: Ultraschallkopf genau auf dem Fehler platziert.

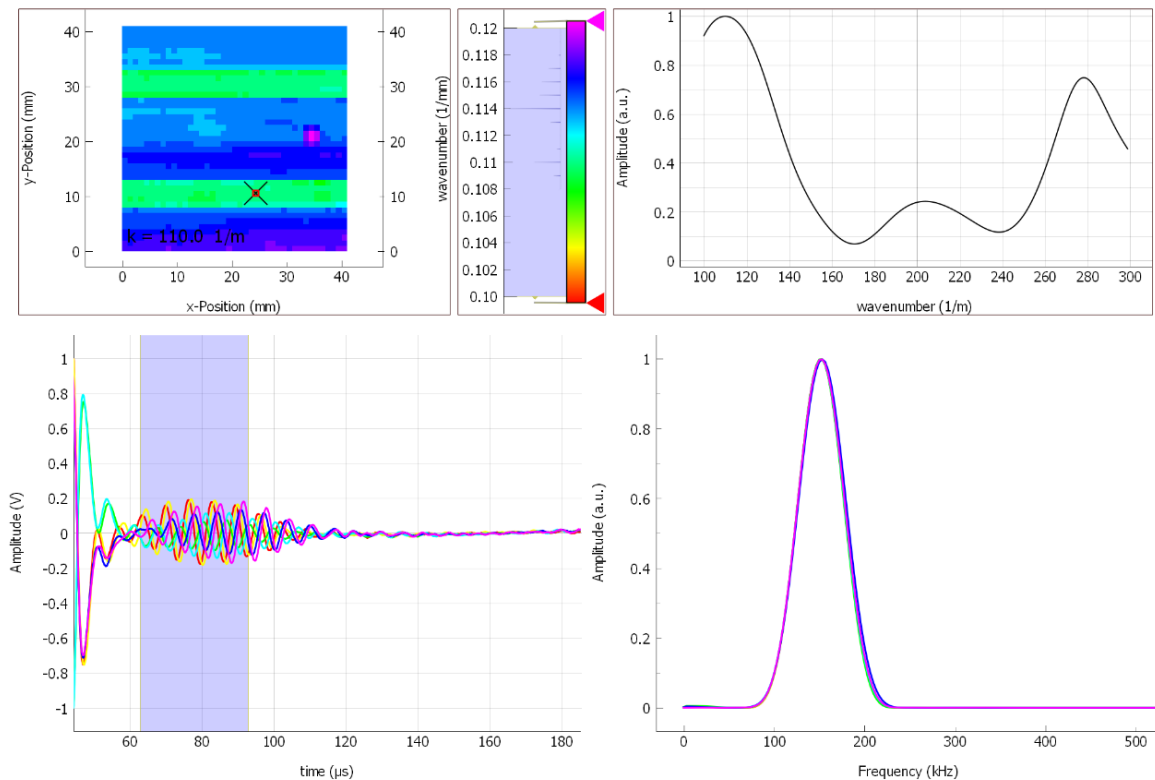


Abb. 9. C-Scan (oben links), Wellenzahlspektrum (oben rechts), A-Scans (unten links) sowie deren Frequenzspektrum (unten rechts) von Fehler 7 des A350-Rumpfsegment. Die Größe des Rasterfeldes ist $200 \text{ mm} \times 200 \text{ mm}$ mit einer Auflösung von $5 \text{ mm} \times 5 \text{ mm}$.

3. Vorhabenszusammenfassung

Im Rahmen des Vorhabens wurde eine innovative Inspektionsmethode für Faserverbundwerkstoffe entwickelt, optimiert und als Demonstratorsystem aufgebaut. Als Messansatz kommen geführte Ultraschallmoden zum Einsatz. Allerdings werden weder die Reflexions- noch die Transmissionssignale der Ultraschallwellen zur Fehlerdetektion herangezogen, sondern charakteristische Änderungen im Ausbreitungsverhalten der Moden bzw. eine Arbeitspunktverschiebung im Dispersionsdiagramm. Konkret heißt das, dass sich die Phasengeschwindigkeit bzw. die Wellenlänge (oder Wellenzahl) lokal, am Ort des Fehlers ändert. Die Frequenz ist dagegen eine Erhaltungsgröße und ändert sich nicht. Dieser Ansatz bietet den entscheidenden Vorteil, dass auch relativ kleine und verrauschte Signalamplituden zuverlässig ausgewertet werden können. Zusätzlich werden für die Anregung und den Abgriff der Ultraschallsignale elektromagnetische Ultraschallwandler (EMAT-Wandler) benutzt, da diese besonders geeignet sind, selektiv und modenrein geführte Ultraschallmoden zu generieren. Außerdem wird kein Koppelmedium benötigt.

Allerdings ist der Einsatz der EMAT-Technik auf gut leitfähige Werkstoffe beschränkt. Erfreulicherweise wird die Oberfläche von Faserverbundwerkstoffen in der Luftfahrt mit einem Blitzschutz (meist einem Kupfergitter) ausgestattet. Die Ausgestaltung und die Leitfähigkeit des Gitters sowie die gute akustische Ankopplung an den Strukturwerkstoff reicht für eine effektive Ultraschallwandlung sowohl im Sende- als auch im Empfangsfall aus.

Delaminationen sind typische Schädigungen von Faserverbundwerkstoffen durch Impacts, sie treten hauptsächlich während der Nutzungsphase auf. Dagegen sind Poren einer der häufigsten Fehler bei der Produktion. Beide Fehlerarten führen zu einer Schwächung der Struktur. Delaminationen und Porenfelder können mit der entwickelten Technik nicht nur

detektiert, sondern auch in ihrer flächigen Ausdehnung und ihrer Tiefenlage charakterisiert werden. Während des Projektes konnte die Messtechnik soweit optimiert werden, dass Fehler unter 10 mm² Fläche erfasst werden. Allerdings erreicht die entwickelte Inspektionsmethode bei Defekten in Tiefenlagen größer 50 % bisher noch eine unzureichende Sensitivität.

Auch Impact-Schäden konnten detektiert werden. Eine computertomographische Röntgenuntersuchung wurde als Referenzmessung herangezogen und lieferte gut übereinstimmende Größen- und Tiefendaten. Die an plattenförmigen Testkörpern erzielten Ergebnisse konnten abschließend auch an einem Realbauteil, einem Rumpfschalensegment vom Airbus A350, verifiziert werden.

Um eine breite Anwendung der Methode sicherzustellen, ist das Gerätekonzept so ausgelegt, dass ein kleines, batteriebetriebenes, mobiles Handgerät in Kombination mit einem Prüfkopfsystem ausreichen, um eine zuverlässige Vorortprüfung durchführen zu können.

Danksagung

Das zugrundeliegende Forschungsvorhaben ENEMAC wurde mit Mitteln des Bundesministeriums für Wirtschaft und Energie (BMWi) unter den Förderkennzeichen 20W1703A und 20W1703B gefördert. Die Autoren danken dem BMWi für die finanzielle Unterstützung des Projektes. Airbus wird für die Beistellung der A350-Struktur gedankt. Besonderer Dank gilt Frau Maria Moix-Bonet und Herrn Daniel Schmidt vom DLR (Deutsches Zentrum für Luft und Raumfahrt) für die Unterstützung bei den Impaktversuchen.

Gefördert durch:



Bundesministerium
für Wirtschaft
und Energie

aufgrund eines Beschlusses
des Deutschen Bundestages

Referenzen

- [1] F. Niese, T. Roelfes, M. Koerdt, M. Rennoch, B. Maack, E. Hardi: Prüfung von Faserverbundwerkstoffen aus Luftfahrtanwendungen mit elektromagnetischem Ultraschall (EMAT) in: ZfP heute – Wissenschaftliche Beiträge zur Zerstörungsfreien Prüfung 2020, Deutsche Gesellschaft für Zerstörungsfreie Prüfung DGZfP, Berlin 2020, Beitrag 15
- [2] M. Hirao, H. Ogi: EMATS for Science and Industry
Kluwer Academic Publishers
- [3] Dexment Corporation: Lightning Strike Protection for Carbon Fiber Aircraft
Wallingford, CT 06492, USA, 2007.
- [4] C. Karch, C., Metzner, C.: Lightning Protection of Carbon Fibre Reinforced Plastics — An Overview in 33rd International Conference on Lightning Protection; Estoril, Portugal, 2016.
- [5] I. A. Viktorov: Rayleigh and Lamb waves: Physical theory and applications
New York: Plenum Press, 1967. (Ultrasonic technology—a series of monographs).
- [6] J. D. Achenbach: Wave propagation in elastic solids
Amsterdam; New York; Oxford; Tokyo: North-Holland, 1973. (North-Holland Series in Applied, Mathematics and Mechanics; 16).
- [7] M. D. Rogge, P. H. Johnston: Wavenumber Imaging for Damage Detection and Measurement
Review of Progress in QNDE 31 (2012) 761–765.
- [8] G. Petculescu, S. Krishnaswamy, J. D. Achenbach: Evaluation of Delaminations and impact damage in composites using the A0 Lamb Mode
U.S. Department of Transportation, Evanston, IL, 60208, USA, 2011.
- [9] L. Schubert, M. Barth, T. Klesse, B. Köhler und B. Frankenstein: Guided elastic waves and their impact interaction in CFRP structures characterized by 3D laser scanning vibrometry
Health Monitoring of Structural and Biological Systems, p. 69350G, 2008.
- [10] R. Chennamsetti, K. Balasubramaniam und K. C. Venkata: Interaction of the primary anti-symmetric Lamb mode (A₀) with symmetric delaminations: Numerical and experimental studies
Smart Materials and Structures, 2009.

- [11] M. Koerdt, M. Rennoch, T. Roelfes, N. Rauter, R. Lammering und A. S. Herrmann: Fabrication and characterization of discontinuities in aircraft composites as reference flaws for guided wave based ultrasonic testing
In: ICCM22 2019. Melbourne, VIC: Engineers Australia, 2019: 2952–2958. Availability:
<<https://search.informit.com.au/documentSummary;dn=911474759388294;res=IELENG>> ISBN:
9781925627220. [cited 17 Mar 20].
- [12] C. Leckey, P. Johnston, H. Harold und D. Perey: Ultrasonic Characterization of Aerospace Composites
NASA Langley Research Center, 2016.
- [13] O. Mesnil, C. A. Leckey und M. Ruzzene: Instantaneous wavenumber estimation for damage quantification in layered plate structures
NASA Langley Research Center, 2014.
- [14] T. Hayashi und K. Kawashima: Multiple reflections of Lamb waves at a delamination
Ultrasonics 197 (2002) 193–197
- [15] J. T. VanderPlas, „Understanding the Lomb-Scargle Periodogram“ The Astrophysical Journal Supplement Series, Bd. 236, Nr. 1, p. 16, 2018.