

# Lamb-Wellen zur Schadensdetektion in Faserverbundwerkstoffen- funktioniert das eigentlich?

Wolfgang HILLGER, Artur SZEWIECZEK

Institut für Faserverbundleichtbau und Adaptronik, Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V. (DLR-FA), Lilienthalplatz 7, 38100 Braunschweig, Tel. 0531 295 2306, Fax 0531 295 2838, wolfgang.hillger@dlr.de<sup>\*\*</sup>

**Kurzfassung.** „Lamb-Wellen lassen sich einfach mit piezoelektrischen Scheiben anregen und wieder empfangen, sie breiten sich großflächig aus und reagieren mit Fehlstellen, ein zeitaufwändiges Abrastern ist nicht notwendig, und für eine Lokalisierung ist ein entsprechend dichtes Netz an Sensoren und Aktuatoren erforderlich“, so kann man in vielen Literaturstellen nachlesen. Eigene Untersuchungen der Verfasser zeigten sehr komplexe Empfangssignale, die sich nur schwer auswerten lassen. Erst die Visualisierung der Wellenausbreitung sorgte für ein besseres Verständnis: nicht nur an den Fehlstellen erfolgt eine Reaktion sondern auch an allen Steifigkeitsänderungen des Bauteils, ebenso wie an den Sensoren und Aktuatoren. Im Vortrag wird anschaulich gezeigt: je mehr Sensoren und Aktuatoren (für eine bessere Auflösung) appliziert werden, desto komplexer sind die Wellenfelder und damit auch die Empfangssignale. Ein Ausweg besteht darin, nur luftgekoppelte Sensoren einzusetzen, bei denen keine zusätzlichen Modenkonzersionen auftreten.

Am Beispiel der Schadensdetektion an einem Hubschrauber-Heckausleger wird das Verfahren der Modenkonzersion im Rahmen des EU-Projekts AISHA erprobt, wobei der Vortrag über erste Ergebnisse berichtet.

## Einführung

Lamb-Wellen wurden bereits 1917 von Lamb entdeckt. Die nach ihm benannten Wellen breiten sich mit kleiner Dämpfung in plattenähnlichen Strukturen großflächig aus und interagieren mit Fehlstellen [1]. Ihre Anregung und ihr Empfang können leicht mit piezoelektrischen Elementen (PZTs) durchgeführt werden. Die erforderliche elektrische Leistung zur Anregung ist sehr klein. Nach Untersuchungen der Verfasser benötigt man zur Ausbreitung in CFK mit einer Dicke von 3,4 mm über eine Strecke von 2,5 m eine Leistung von 30  $\mu$ W (3V, 10  $\mu$ A) bei einer Mittenfrequenz von 27,5 kHz und einer Pulsfolgefrequenz von 100 Hz. Der Signal-Rauschabstand am Empfänger betrug ca. 30 dB. Lamb-Wellen sind deshalb besonders interessant für die Schadensdetektion im Bereich Structural Health Monitoring (SHM). Hierfür ist ein am Bauteil appliziertes Netzwerk von PZTs erforderlich, wobei ein Element als Sender dient und die umliegenden als Empfänger benutzt werden. Wechselweise werden alle Elemente umgeschaltet. Die Empfangssignale des ungeschädigten Bauteils („Baseline“) werden mit den aktuellen Signalen verglichen und auf diese Weise wird versucht, Fehlstellen zu detektieren. Dieses Verfahren bezeichnet man als aktives Verfahren, im Gegensatz zum passiven, bei dem die PZTs nur als Empfänger verwendet werden (Schallemissionsanalyse).

Das Produkt aus Frequenz und Plattendicke ( $fd$ ) bestimmt im Dispersionsdiagramm die Anzahl der existierenden Wellenmoden. Für kleine Werte ( $fd$ ) werden zwei Lamb-Wellenmoden angeregt, einen symmetrischen (S-) und einen antisymmetrischen (A-) Mode. Beide Moden sind dispersiv, d.h. ihre Ausbreitungsgeschwindigkeiten sind frequenzabhängig. Bei größeren Werten treten zunehmend höhere Moden auf, so dass man mit Frequenzen arbeitet, bei denen nur  $A_0$  und  $S_0$  angeregt werden. Andererseits sind die Interaktionen an den Fehlstellen sehr komplex, so dass die Empfangssignale sehr unübersichtlich werden. Außen sind die Signalunterschiede zwischen einem ungeschädigten und einem geschädigten Bauteil sehr klein, so dass die Schadensdetektion zu einer Suche nach der Nadel in einem Heuhaufen werden kann. Trotz einer Vielzahl von Veröffentlichungen in den letzten 10 Jahren [1] findet man kaum eine industrielle Anwendung.

### Impact-Detektion in einem Heckausleger

Im Rahmen des AISHA II-Projekts besteht im DLF-FA die Aufgabe, Schäden, die durch Impacts im Heckausleger des Hubschraubers EC 135 entstanden sind, mit Lamb-Wellen nachzuweisen. Bild 1 zeigt den EC 135 Hubschrauber, der im DLR als fliegender Simulator verwendet wird und eine Hälfte des 3,49 m langen und bis zu 0,57 m breiten Heckauslegers. Der Heckausleger besteht aus einer unsymmetrischen Konstruktion aus Honigwabenkern mit dünnen Deckschichten aus CFK und GFK, deren Dicke 0,5 und 1,0 mm beträgt. Zusätzlich sind ein Blitzschutz aus Mash, Inserts und ein rein monolithischer Bereich vorhanden. Wegen des komplexen Aufbaus ist die Lamb-Wellenausbreitung sehr stark vom  $fd$ -Produkt und damit von der Frequenz abhängig. Bei höheren Frequenzen als ca. 30 kHz findet eine Ausbreitung jeweils in einer Deckschicht statt. Da jedoch ein Impact nicht nur einen Schaden in der Deckschicht, sondern vor allem in der Wabe hervorruft, sollten Moden eingesetzt werden, die sich sowohl in der Wabe als auch in den beiden Deckschichten, also über die gesamte Dicke ausbreiten.

Erste Untersuchungen wurden mit einem Netzwerk bestehend aus 64 PZTs durchgeführt, die als Aktuatoren und Sensoren geschaltet wurden [2]. Da die Signalunterschiede bei der oben beschriebenen Schadensdetektion sehr klein waren, wurde diese Methode nicht weiter verfolgt.



Bild 1: Hubschrauber EC 135 und Heckausleger

### Modenumwandlung

Es wurde bereits festgestellt, dass an Impacts im Heckausleger Modenumwandlungen von  $S_0$  zu  $A_0$  erfolgen [2]. Bei metallischen Werkstoffen scheint eine Schadensdetektion sogar

ohne „Baseline“ möglich zu sein, wenn die Modenumwandlung ausgenutzt wird [3]. Die Interaktionen an Fehlstellen wurden im Rahmen einer Finit-Elementen Analyse (FEA) mit Hilfe der Software Ansis durchgeführt. Angenommen wurde ein monolithisches 2,2 mm dickes CFK-Laminat mit einem quasi-isotropischen Aufbau. Ein piezoelektrischer Aktuator mit einer Dicke von 0,2 mm ist an der linken Seite ideal akustisch angekoppelt (Bild 2). Der unsymmetrische Schaden ist durch eine 0,4 mm tiefe Flachbodenbohrung angenommen. Das simulierte B- Bild (Bild 2, unten) zeigt die vom Aktuator generierten  $S_0$  und  $A_0$  Moden links oben im B-Bild. Die Interaktion an der Fehlstelle besteht aus einer Reflexion des  $S_0$  Modes ( $S_0/S_0$ ), einer Modenumwandlung von  $S_0$  nach  $A_0$  ( $A_0/S_0$ ) und einer weiteren Umwandlung des an der rechten Bauteilseite reflektierten  $S_0$  Modes ( $S_0/S_0$ ). Die Interaktion des  $A_0$  –Modes an der Fehlstelle kann vernachlässigt werden. Man kann sich leicht vorstellen, wie komplex das Empfangssignal eines Sensors ist, der sich zwischen dem Aktuator und der Fehlstelle befindet. Für eine Fehlerdetektion ist besonders die Interaktion des  $S_0$  Modes wichtig.

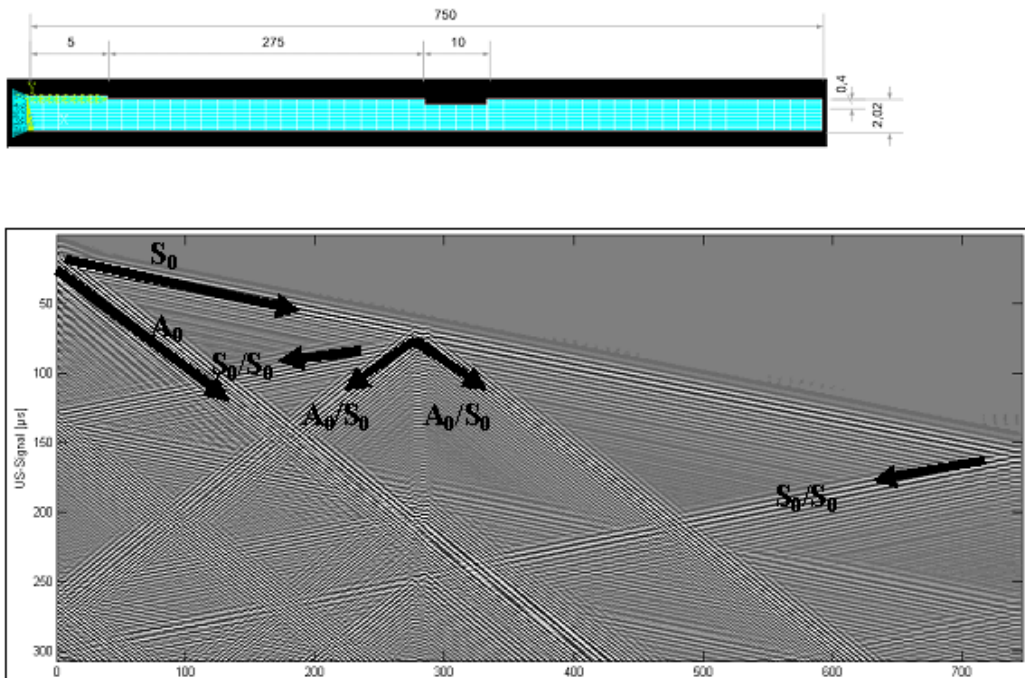


Bild 2: FEA der Interaktion an einer Fehlstelle in einem monolithischen CFK-Laminat

### Visualisierung der realen Wellenausbreitung

Um realistische Informationen über die Wellenausbreitung und die der Interaktionen der Lamb-Wellen im Heckausleger zu erhalten, ist eine Visualisierung der Ausbreitung erforderlich. Üblich ist bei derartigen Untersuchungen der Einsatz eines Laserinterferometers [4]. Im DLR-FA wurde die luftgekoppelte Ultraschallprüftechnik für diese Anwendung erweitert [5]. Ein am Bauteil applizierter PZT wird als Aktuator verwendet. Mit einem breitbandigen luftgekoppelten Sensor wird das Bauteil gescannt. An jedem Punkt des Scan-Rasters wird der Aktuator angeregt, und ein vollständiges A-Bild aufgenommen und in ein 3D-Datenfile gespeichert [8]. Aus diesem dreidimensionalen Datenfeld lassen sich beliebige Querschnitte bilden und mit Hilfe einer Farbpalette

darstellen [6]. Dies ermöglicht eine detaillierte Auswertung der Wellenausbreitung und ihrer Interaktion mit Fehlstellen anhand verschiedener Bildgebungsverfahren.

Für die Bildgebung sowie weitergehende Analysen wurde eine eigene Auswertesoftware mit Hilfe der Programmiersprache Matlab entwickelt. Bild 3 zeigt die GUI mit einer Auswahl an zuschaltbaren Werkzeugen und einem Beispiel B-Bild. Die Software ermöglicht neben der Berechnung klassischer Darstellungen, wie A,- B,- C- oder D-Bilder und der Berechnung von Videos der Wellenausbreitung die Einbindung diverser Filter und Konvertierungswerkzeuge. Funktionen zur Bestimmung der Phasen- oder Gruppengeschwindigkeit, des Frequenzspektrums und der Signaldämpfung für beliebige Ausbreitungsrichtungen erlauben es, Auswertediagramme direkt zu erzeugen und zu exportieren. Zusätzlich wurden Verfahren zur Modendetektion und –auswertung implementiert, die es ermöglichen, einzelne Moden getrennt voneinander auszuwerten, Modenkonzersionen an Fehlstellen zu identifizieren und Dispersionsdiagramme zu erstellen.

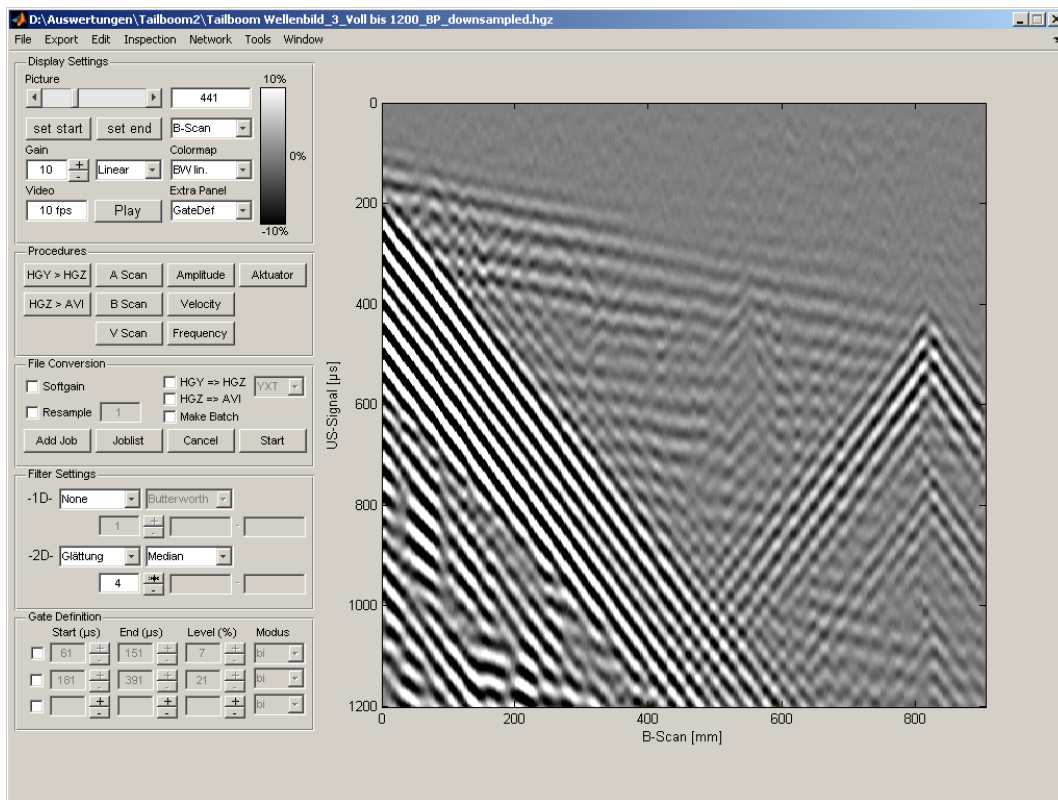


Bild 3: Software zur Auswertung von 3D-Lamb-Wellendaten

Weiterführende Arbeiten zielen auf eine breitere Nutzung der gewonnenen Informationen. Ein wesentlicher Schwerpunkt liegt in der Berechnung virtueller Sensoren. Dabei wird ein Sensor über die GUI der Auswertesoftware spezifiziert und innerhalb eines Wellenfeldes positioniert. Unter Berücksichtigung der Wellentheorie werden die Signalanteile beteiligter Moden berechnet und dem virtuell erzeugten Sensor zugeschrieben. Das Verfahren ermöglicht es, komplette Sensornetzwerke bauteilgerecht und effektiv auszulegen und zu optimieren [6].

## Konzept zur Schadensanzeige

Experimentelle Untersuchungen ergaben, dass eine Anregungsfrequenz von 22 kHz einen  $S_0$ -Mode mit 4000 m/s (185 mm Wellenlänge) und einen  $A_0$ -Mode mit 550 m/s (25 mm Wellenlänge) in den Sandwich-Teil des Bauteils generiert. Beide Moden breiten sich über die gesamte Dicke aus.

Zur Schadensdetektion im Heckausleger durch Modenumwandlung wären auf den  $S_0$ -Mode optimierte Aktuatoren optimal. Andererseits wäre ein Netz aus  $A_0$  Sensoren zum Empfang der lokalen Modenkonversionen sinnvoll. Da sich die Wellen großflächig ausbreiten, sind nur wenige Aktuatoren notwendig. Je weiter sich die Wellen von den Aktuatoren entfernen, desto besser lassen sich die beiden Moden trennen und desto besser sind Konversionen nachzuweisen.

Bild 4 zeigt sowohl ein Video-Schnappschuss der Wellenausbreitung in einem Teil des Heckauslegers als auch ein B-Bild entlang der gestrichelten Linie. Die Anregung erfolgte mit dem Aktuator an der Position (A). Position (E) kennzeichnet eine Wabentrennung. Ein mit einer Energie von 10 J eingebrachter Impact befindet sich an der Position (C). Applizierte Sensoren finden sich an den Stellen (B), (D), (F) und (G). Beide Bilder zeigen klar die Modenkonversionen am Impact, an der Wabentrennung und sogar an den Sensoren mit 10 mm  $\varnothing$ . Da angeklebte Sensoren hier das gleiche Verhalten zeigen wie der Impact, sollten nur luftgekoppelte Sensoren eingesetzt werden.

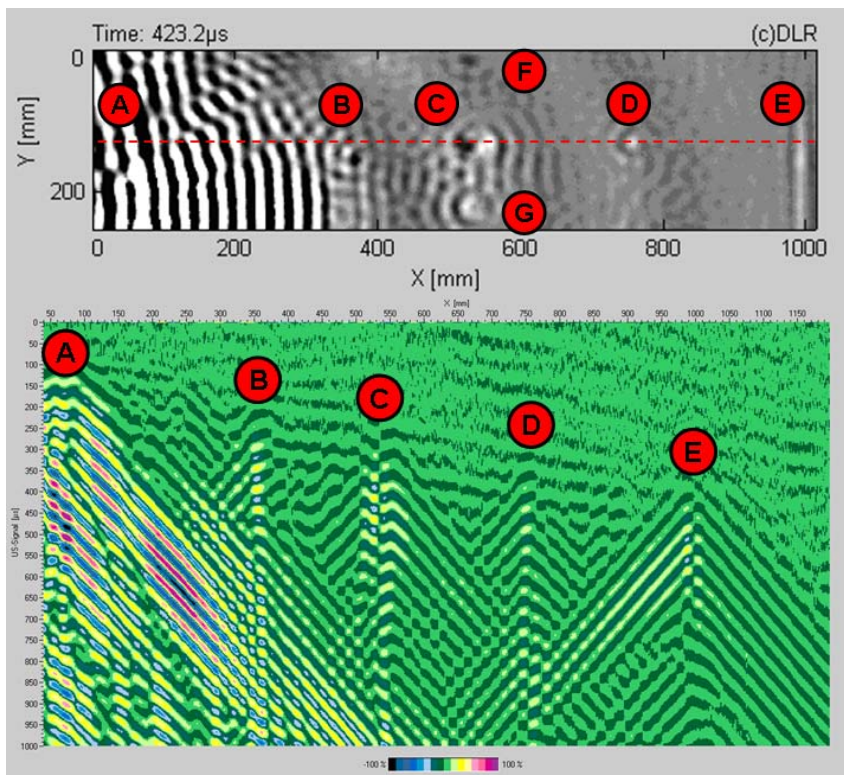


Bild 4: Mit luftgekoppelter Ultraschallprüfung gemessene Wellenausbreitung im Heckausleger

Die in [7] beschriebene Methode zur monomodalen Anregung mit an gegenüberliegenden Bauteilseiten angebrachten Aktuatoren bei Ansteuerung mit gleicher Phase ist bei dem unsymmetrischen Aufbau des Heckauslegers nicht erfolgreich. Eine

andere Methode zur Modenselektivität bilden Interdigitalkonverter durch ihre Wellenlängenselektion [8]. Jedoch haben diese Bauelemente Abmessungen von mehreren Wellenlängen. Luftgekoppelte Sensoren empfangen nur die out-of-plane Komponente der Lamb-Wellen. Der  $A_0$  Mode hat bei niedrigen Frequenzen höhere out-of-plane Komponenten als der  $S_0$  Mode, so dass eine höhere Empfindlichkeit für  $A_0$  vorliegt.

Das neue Verfahren der Modenkonzersion erfordert ein neues Interface Konzept für das vorhandene SHM-System USPC 5000, das üblicherweise mit acht Aktuatoren und acht Sensoren in 64 Takten arbeitet [9].

Bei der Konzeption eines SHM-Netzwerks ist darauf zu achten, dass keine elektromagnetischen Störungen eingestrahlt werden. Ein hoher Signal-Rauschabstand bei den Messungen erfordert ein optimales Verkabelungskonzept und eine Signalaufbereitung. Andererseits ist auf ein möglichst kleines Gewicht zu achten. Eine baumartige Struktur bietet eine gewichtsparende Lösung. Sensor-Arrays lassen sich mit einem lokalen Multiplexer erweitern. Die Absicht war eine Lösung mit möglichst wenigen abgeschirmten Kabeln vom Heckausleger zum Auswertesystem. Ein Standard -VGA-Monitorkabel enthält drei abgeschirmte 75 Ohm-Koaxialkabel sowie 10 Steuerleitungen und ist bis zu einer Länge von 10 m leicht lieferbar.

Die Aktuatoren werden mit Relais umgeschaltet, so dass nur ein Koaxialkabel hierfür zum Heckausleger erforderlich ist. Die 64 luftgekoppelten Sensoren sind in acht Arrays mit je acht Sensoren segmentiert (Bild 5). Die jeweils acht Sensoren eines Arrays sind mit einem Multiplexer verbunden, dessen Ausgang mit einem rauscharmen Verstärker verbunden ist. Jeder Array-Ausgang führt zu einem Array-Multiplexer, so dass wiederum nur ein Koaxialkabel zum Heckausleger erforderlich ist. Eine DC-Kopplung zu den Sensoren, Multiplexern und Verstärkern erfordert nur eine einzige Spannungsversorgung, die über einen DC/DC-Wandler aus einem USB-Port gewonnen wird.

## **Fazit**

Zurück zur Frage: Schadensdetektion mit Lamb-Wellen, funktioniert das eigentlich? Die Autoren sind der Meinung dass bei der hier beschriebenen Prüfaufgabe die Lösung mit einem Netzwerk von applizierten PZTs wenig erfolgreich ist. Erst die Methode der Modenkonzersion kann erfolgreich sein. Hierzu ist die Trennung von Aktuatoren und Sensoren sinnvoll. Die wenigen Aktuatoren werden an den Rändern und an den Trennstellen des Wabenkern appliziert, wo ohnehin Modenkonzersionen auftreten. Die Sensoren müssen luftgekoppelt sein, damit sie keine zusätzlichen Konversionen hervorrufen. An der Befestigung dieser Sensoren (die keine zusätzliche Modenkonzersion hervorrufen) wird z. Z. gearbeitet.

## **Danksagung**

Die Untersuchungen erfolgten im Rahmen des von der EU geförderten AISHAII-Projektes (Aircraft Integrated Structural Health Assessment, EU-FP-CP 212912). Die Autoren möchten sich bei der EU und bei allen Partnern für die Unterstützung sowie bei Hr. Heinze für die FEM-Berechnungen bedanken.

## **Referenzen**

[1] Su, Z.; Ye, L.; Lu, Y. 2006 Guided Lamb waves for identification of damage in composite structures: A review. J. of Sound and Vibration 295, 753-780

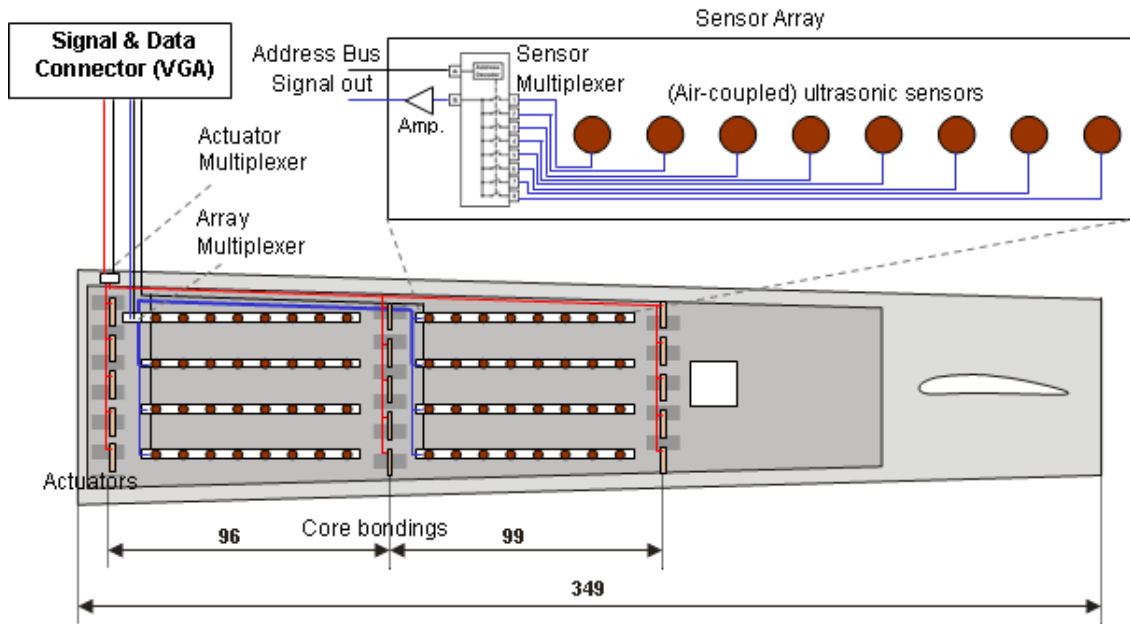


Bild 5: Aktuator- und Sensorpositionierung im Heckausleger

[2] W. Hillger, A. Szewieczek, Propagation of Guided Waves and their Interactions with Defects in a Composite Tail Boom Structure, Proceedings of the 7<sup>th</sup> IWSHM 2009, Stanford University, Stanford, CA, September 9 - 11, 2009, Vol. 2, pp. 2234 - 2241.

[3] H. Sohn, D. Dutta and Y. K. An, Baseline-Free Damage Detection through Mode Separation of Lamb Waves using Self-Sensing Piezoelectric Transducers, Proceedings of the 7<sup>th</sup> International Work-shop on Structural Health Monitoring 2009, Stanford University, Stanford, CA, September 9 - 11, 2009, Vol. 2, pp. 1146-1154

[4] B. Köhler, M. Kehlenbach, R. Bilgram: Optical Measurement and Visualization of Transient Ultrasonic Wave Fields, Acoustical Imaging, Vol. 27, Edited by W. Arnold and S. Hirsekorn, Kluwer Academic/Plenum Publishers, Dordrecht & New York, 2004, pp.315-322

[5] W. Hillger, A. Szewieczek, Visualisation of guided wave propagation by ultrasonic imaging methods, Int. J. Materials and Product Technology, Vol. 41, Nos. 1/2/3/4, 2011

[6] A. Szewieczek, W. Hillger, Analysis of 3D-Acousto Ultrasonic's Data files,, Proceedings of the 7<sup>th</sup> International Workshop on Structural Health Monitoring 2009, Stanford University, Stanford, CA, September 9 - 11, 2009, Vol. 2, pp. 1375 - 1381.

[7] Z. Su, L. Ye, Selective generation of Lamb wave modes and their propagation characteristics in defective composite laminates, Journal of Materials: Design and Applications 218 (2004) 95–110.

[8] D. Schmidt, W. Hillger, Artur Szewieczek, M. Sinapius, P. Wierach, DLR Research Activities for Structural Health Monitoring in Aerospace Structures, 2<sup>nd</sup> International Symposium on NDT in Aerospace, November 22<sup>nd</sup> to 24<sup>th</sup>, Hamburg Airport, DGZfP-Proceedings BB 124 – CD, ISBN 978-3-940283-28-3.

[9] [www.dr-hillger.de](http://www.dr-hillger.de) (2011-06-15)