Komplementäre Schallemissionsüberwachung quasi-statischer Belastungsversuche an einem A320 Flugzeugflügel im Rahmen des Horizon 2020 EU-Projekts "Development of Integrated MEasurement Systems (DIMES)"

Andreas J. BRUNNER [1], Erwin HACK [1], Eann PATTERSON [2], Richard J. GREENE [3], Liam CROSBIE [4]
[1] Empa, Überlandstrasse 129, CH-8600 Dübendorf, Schweiz
[2] University of Liverpool, School of Engineering, L69 3BX Brownlow Hill, Liverpool L69 3GH, Großbritannien
[3] Strain Solutions Ltd, 4 Dunston Rd, Chesterfield S41 8NG, Derbyshire, Großbritannien
[4] Dantec Dynamics GmbH, Kässbohrerstraße 18, D-89077 Ulm, Deutschland

Kontakt E-Mail: andreas.brunner@empa.ch

Kurzfassung. Im Rahmen des Horizon 2020 Clean Sky 2 Programms werden im EU-Projekt "Development of Integrated MEasurement Systems (DIMES)" unterschiedliche Systeme für integrierte Strukturüberwachung in quasi-statischen und zyklischen Belastungsversuchen an typischen Strukturelementen aus der Luftfahrt kombiniert. Projektpartner sind University of Liverpool (UK), Strain Solutions Limited (UK), Dantec Dynamics GmbH (Deutschland) und die Empa (Schweiz) mit Airbus als Topic Manager. In einer ersten Versuchsreihe ist das Testobjekt ein Flügelstück eines Airbus A320, der bei einem Absturz beschädigt worden war. Parallel zu Bildkorrelationssystemen, Infrarotkameras, faseroptischen Bragg-Sensoren und Dehnungsmessstreifen wurden auf der Flügeloberfläche resonante Schallemissionssensoren aufgebracht und die Signale bei stufenweiser und teilweise bei zyklisch schwingender Biegebelastung aufgezeichnet und soweit möglich die Signalquellen geortet. Der Beitrag zeigt ausgewählte Ergebnisse und diskutiert die Anwendung der Schallemission bzw. von geführten Wellen (niederfrequenter Ultraschall zur Überprüfung der Sensorkopplung) für die integrierte Strukturüberwachung solcher Bauteile. Die zyklische, schwingende Biegebelastung führte zwar zu Rissausbreitung ausgehend von einer Vorschädigung, ergab aber grosse Datenmengen durch signifikante Reibgeräusche in der Einspannung bzw. der Lasteinleitung, die einen Nachweis der Rissausbreitung mit

Lizenz: https://creativecommons.org/licenses/by-nd/4.0/deed.de

Schallemission erschwerten. Erst nachdem Sensoren im Bereich des Risses gekoppelt wurden, zeigte die Signalquellenortung den Riss an. Der dominante Quellenmechanismus war in diesem Fall mit hoher Wahrscheinlichkeit Rissuferreibung und nicht mikroskopisches Risswachstum.

Einführung

Grundsätzlich ist Schallemissions-Messtechnik für die kontinuierliche Überwachung komplexer Strukturen bezüglich Schädigungsentwicklung im Betrieb bzw. für die Bewertung der Strukturintegrität geeignet [1]. Allerdings sind bisher nur relativ wenige Beispiele für Schallemissionsüberwachung von Flugzeugstrukturen publiziert worden. Bei den meisten davon handelt es sich um Belastungstests an Flugzeugteilen am Boden, z.B. Helikopterzellen [2], Helikopter-Rotorsystemen bzw. deren Komponenten [3-5], oder Strukturtests an Kampfflugzeugen [6,7]. Zum Einsatz von Schallemission in Flugzeugen im Betrieb gibt es nur wenige Publikationen [8]. Erste Untersuchungen zur Nutzung von Schallemission in Flugzeugen stammen aus den 1970er Jahren [9-11]. Ein Bericht der U.S. amerikanischen FAA von 1994 zu diesem Thema [12] vergleicht Schallemission mit anderen zerstörungsfreien Methoden, nämlich Röntgen-Computertomografie, Röntgenstrahlungs-Compton-Rückstreuung, Röntgenradiografie mit "umgedrehter" Geometrie ("reverse geometry X-ray radiography"), elektromagnetischen Methoden wie z.B. Wirbelstromprüfung, optischen Verfahren, Ultraschallprüfung, Infrarot-Thermografie und visuellen Verfahren. Effektiv wurde Schallemission trotz der unbestrittenen Vorteile bisher nicht in kommerzielle Flugzeugflotten implementiert. Es gibt dafür eine Reihe möglicher Gründe. Die Nutzung von Schallemission bei Strukturtests ist wesentlich einfacher als die Integration von Schallemissions-Messtechnik in Flugzeuge zur Überwachung im Betrieb, u.a. auch wegen der dafür notwendigen Zertifizierung. Die Daten, die im Betrieb aufgezeichnet werden, enthalten wahrscheinlich auch viele Störeinflüsse, verursacht durch Betriebsgeräusche sowie durch Veränderungen der Umwelt (z.B. Temperaturschwankungen). Datenübertragung und Analyse können dadurch an technologische Grenzen stoßen, vor allem wenn es um Auswertung in Echtzeit geht. Ein wesentlicher Nachteil der Schallemission ist die beschränkte Genauigkeit der Bestimmung der Schadensgröße, die für eine Bewertung der zulässigen Betriebsdauer essentiell ist [12].

Die hier präsentierte Schallemissionsanalyse von Belastungsversuchen an einer Flugzeugkomponente im Labor erfolgte komplementär zu den im DIMES-Projekt verglichenen, zerstörungsfreien Methoden für die Überwachung schadenstoleranter Flugzeugstrukturen, d.h. digitale Bildkorrelation (Dehnungsfelder), Infrarotkamera (thermische Effekte) sowie faseroptische Braggsensoren und Dehnungsmessstreifen für lokale Dehnungsmessung. Es war das Ziel der Versuche, durch quasi-statische oder zyklische Belastung innerhalb gewisser Grenzen Risswachstum zu erzielen und dieses mit den unterschiedlichen zerstörungsfreien Prüfmethoden nachzuweisen bzw. zu charakterisieren. Damit sollten Grundlagen geschaffen werden, um zu entscheiden, mit welchen Methoden Zertifizierungsprüfungen für neue bzw. modifizierte Flugzeugtypen am besten überwacht werden können.

1. Versuchsaufbau und Schallemissionsüberwachung

1.1 Testobjekt und Versuchsaufbau für quasi-statische und schwingende Biegebelastung

Als Testobjekt für die unterschiedlichen zerstörungsfreien Prüfverfahren zum vergleichenden Schädigungsnachweis bei quasi-statischer bzw. zyklischer Biegebelastung wird ein

Flügel eines Airbus A320-111 verwendet, der 1988 abgestürzt war. Es handelt sich beim Testobjekt um die Flügelgrundstruktur ("Wing-Box") ohne Landeklappen und weitere bewegliche Teile. Visuelle Inspektion zeigt, dass das Testobjekt bereits vor den Belastungsversuchen diverse Schädigungen aufweist.

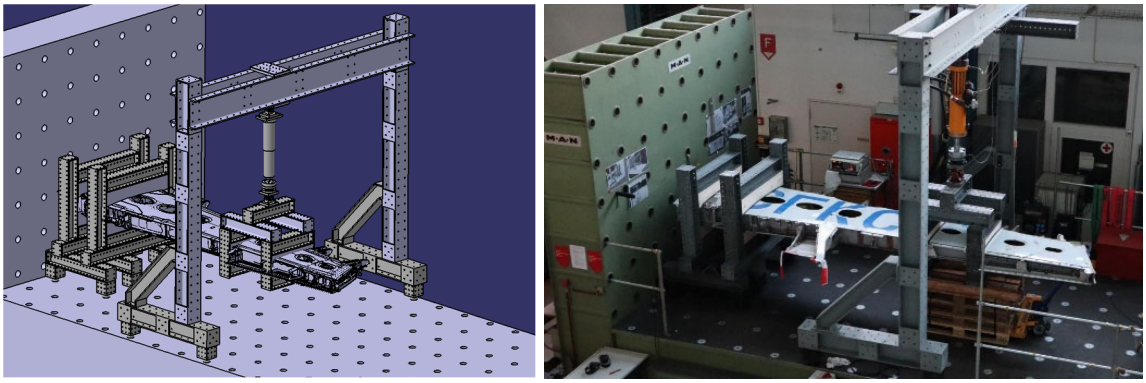

Abb. 1. (links) CAD Darstellung der Belastungsvorrichtung und (rechts) Flügel in die Vorrichtung auf dem Aufspannfeld eingebaut, jeweils mit der Einspannung links und dem Joch und dem Aktor zur Einleitung der Biegebelastung rechts. Der Flügel ist umgedreht eingebaut, die Flügelunterseite ist in der Vorrichtung oben.

Die Belastungsvorrichtung ist als Zwei-Punkt-Biegeversuch auf einem Aufspannfeld konzipiert (Abb. 1), auf dem das Testobjekt eingespannt und über ein Joch mittels einem servo-hydraulischen Aktor belastet wird. Abb. 1 zeigt links das Konzept des Versuchsaufbaus als CAD-Zeichnung und rechts den Flügel nach dem Einbau in die Testvorrichtung. Beim Einbau des Flügels liegt die Flügelunterseite in der Vorrichtung oben und die Flügeloberseite unten. Die Biegebelastung erfolgt vertikal, sowohl nach oben wie nach unten. Diese Belastung kann weg- oder last-gesteuert sowie quasi-statisch oder zyklisch erfolgen.

1.2 Schallemissionsüberwachung und Datenauswertung

Für die Schallemissionsüberwachung wurde ein Gerät des Typs AMSY-6 (Vallen Systeme GmbH) verwendet. Die Signalparameter wurden mit siebzehn Resonanzsensoren (Typ SE-150M von DECI, VS-150M von Vallen, R15 von PAC, alle mit 150 kHz Resonanzfrequenz) aufgezeichnet. Die Sensoren (Durchmesser ca. 20 mm) wurden mit silikonfreiem Vakuum-Schlifffett auf die Flügeloberfläche gekoppelt und mit Klebeband (Typ "Duct-Tape") fixiert (Abb. 2). Auf der Unterseite des Flügels (in der Vorrichtung oben) wurden je drei Sensoren über die Breite nahe bei der Einspannung und nahe beim Belastungsjoch (Abb. 1) gekoppelt. Die übrigen Sensoren wurden auf der Oberseite des Flügels (in der Vorrichtung unten), je vier links bei der Einspannung und rechts beim Joch sowie drei in der Mitte gekoppelt. Damit konnten unterschiedliche, planare Sensorkombinationen für die Ortung der Signalquellen definiert werden. Nahe bei der Einspannung bzw. dem Joch kann ein Teil der Sensoren als "Guard"-Sensoren benutzt werden, um Störsignale aus der Einspannung zu unterdrücken. Längere zyklische Belastungen wurden mit Schallemission nicht überwacht, da so sehr große Datenmengen, die mehrheitlich Störsignale enthalten, generiert wurden. Im Folgenden werden ausgewählte Daten ausgewertet und diskutiert. Mit wenigen Ausnahmen wurden nur die Schallemissions-Signalparameter, aber keine Wellenformen, aufgezeichnet, und daher basiert die Auswertung im Wesentlichen darauf.

Zwischen einzelnen Belastungsstufen wurde die Kopplung der Sensoren jeweils mit der Autokalibrationsfunktion des Schallemissionsgeräts überprüft. Diese Daten entsprechen im Prinzip einer Prüfung mit niederfrequenten Ultraschallwellen. Diese können für Schädigungsnachweis genutzt werden, indem die von den Wandlern angeregten bzw. aufgezeichneten Wellenformen in der zeitlichen Abfolge der Belastung verglichen werden. Wie an einem

früher publizierten Laborbeispiel gezeigt, erfordert dies Mustererkennungsalgorithmen, um einen Schädigungsparameter zu quantifizieren [13].

Abb. 2. Kopplung der Schallemissions-Sensoren (links) auf der Unterseite des Flügels nahe der Einspannung und (rechts) auf der Oberseite des Flügels (der Sensordurchmesser beträgt ca. 20 mm), die Vorverstärker befinden sich auf dem unteren Träger der Einspannung.

2. Ergebnisse und Diskussion

2.1 Schallemissionsaktivität und Schallemissionsintensität

Die erste Auswertung betrachtet die Schallemissionsaktivität und Schallemissionsintensität in Funktion einer quasi-statischen, stufenweisen Biegebelastung bis 60 mm, in Stufen von je 5 mm (jeweils mit 5 mm/min). Abb. 3 zeigt (links) die kumulative Anzahl Signale und die Deformation in Funktion der Zeit, und (rechts) die Amplitudenverteilung.

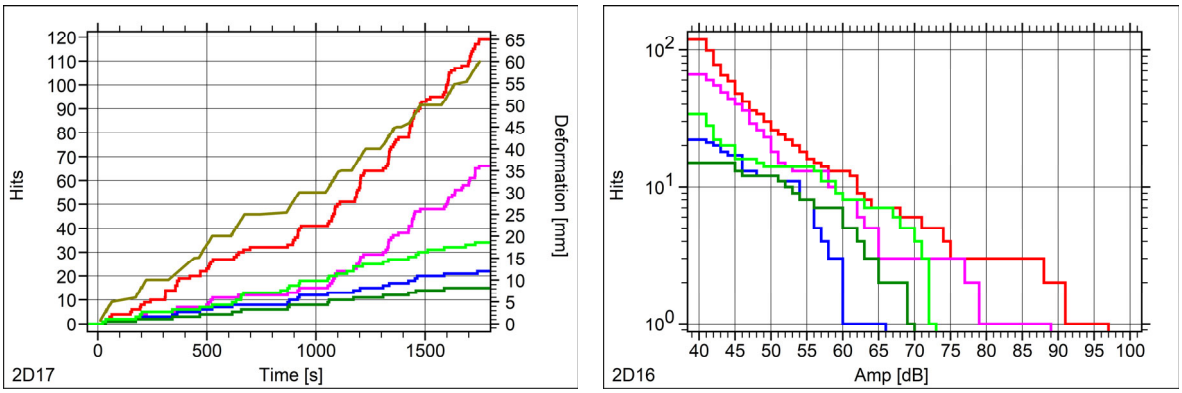

Abb. 3. Schallemissionsaktivität (links) als Anzahl kumulative Signale und Schallemissionsintensität (rechts) als Amplitudenverteilung für ausgewählte Sensoren auf der Flügelunterseite eines quasi-statischen Biegeversuchs, die gelb-olivfarbene Kurve in der Grafik links zeigt die stufenweise Deformation. Die Sensoren sind farbig codiert (rot und lila Sensor 1 und 2, blau Sensor 10, hell- und dunkelgrün Sensor 5 und 6).

Die ausgewählten Sensoren sind alle auf der Flügeloberseite gekoppelt. Sensor 1 und 2 (rot und lila) befinden sich nahe der Einspannung, Sensor 5 und 6 (hell- und dunkelgrün) nahe der Lasteinleitung und Sensor 10 (dunkelblau) etwa in der Mitte dazwischen. Die Anzahl Signale steigt etwa proportional zur Deformation an, aber nicht für jeden Sensor im gleichen Maß. Die Sensoren 1 und 2 nahe der Einspannung zeigen die deutlich höchste Aktivität, die übrigen sind etwa vergleichbar. Die Anzahl Signale pro Sensor ist aber gering. Die Amplitudenverteilung zeigt, dass Sensor 1 und 2 auch die höchste Intensität (in dB_{AE}) aufweisen. Sensor 10 ist mit einer Maximalamplitude von 65 dB_{AE} jener mit der niedrigsten Intensität. Es ist unwahrscheinlich, dass die relativ geringe Deformation von 60 mm

zusätzliche Schädigung im Flügel bewirkt hat. Spätere, zyklische Versuche zeigen, dass die Ausbreitung bestehender bzw. die Bildung neuer Risse länger dauernde Belastungszyklen benötigt. Dies deutet, auch unter Berücksichtigung der Sensorpositionen, darauf hin, dass die Signale wahrscheinlich von der Einspannung herrühren und nicht als Schädigungszunahme interpretiert werden dürfen.

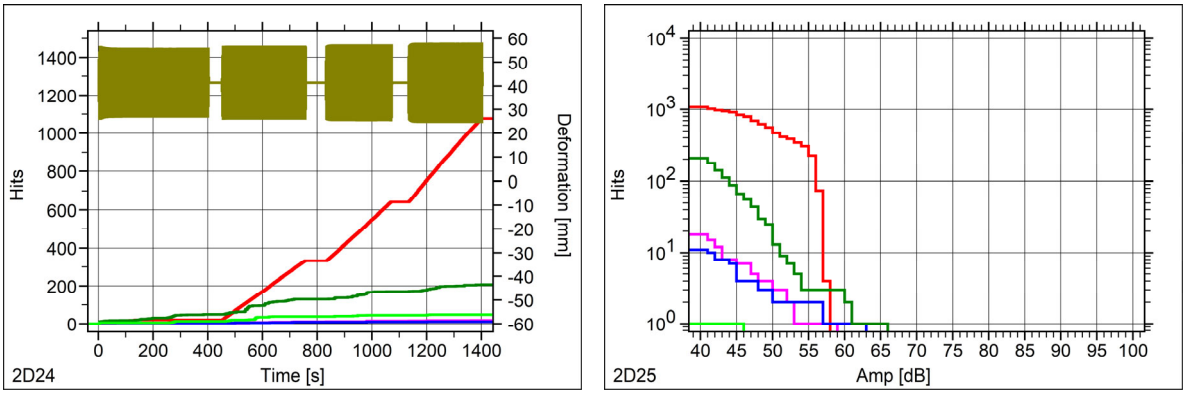

Abb. 4. Schallemissionsaktivität (links) als Anzahl kumulative Signale und Schallemissionsintensität (rechts) als Amplitudenverteilung für ausgewählte Sensoren auf der Flügelunterseite eines zyklischen Biegeversuchs, analog zum quasi-statischen Versuch in Abb. 3, die gelb-olivfarbene Kurve in der Grafik links zeigt die Deformation (die Schwingungszyklen werden nicht aufgelöst dargestellt). Die Sensoren sind farbig codiert (rot und lila Sensor 1 und 2, blau Sensor 10, hell- und dunkelgrün Sensor 5 und 6).

Abb. 4 zeigt dieselben Grafiken, aber für einen zyklischen Biegeversuch mit einer quasi-statischen Deformation von 50 mm und zyklischer Belastung von ±15 mm in vier Blöcken mit Frequenzen von 1.00, 1.25 und 1.50 Hz. Sensor 1 zeigt einen deutlichen Anstieg der Aktivität. Diese ist wahrscheinlich auf einen Störeffekt zurückzuführen, die übrigen Sensoren zeigen eine zum quasi-statischen Versuch vergleichbare Aktivität. Die Amplituden sind dagegen bei allen Sensoren im zyklischen Versuch niedriger und betragen maximal 66 dB_{AE}. Diese Auswertung zeigt, dass es für die Schallemissionsüberwachung solcher Strukturtests essentiell ist, Störsignale zu identifizieren, damit Signale, die auf Schädigung der Struktur hinweisen eindeutig erkennbar sind. Damit dies in Echtzeit möglich ist, braucht es effiziente, wenn möglich automatisierte Auswertealgorithmen.

2.2 Ortung von Schallemissionsquellen

Die Ortung der Schallemissionsquellen in der komplexen Flügelstruktur mit der ursprünglichen Sensoranordnung ist nur beschränkt möglich, da diese nicht den kompletten Flügel abdeckt. Abb. 5 zeigt daher ein Beispiel einer planaren Ortung, für die vier Sensoren im Bereich eines durch länger dauernde zyklische Biegebelastung erzeugten Risses gekoppelt wurden. Dessen Wachstum (auf eine Länge von ca. 6 cm) war visuell erkennbar. Diese Belastung bei einer quasi-statischen Auslenkung von -80 mm umfasste total 69'000 Zyklen bei 1.25 Hz und ±15 mm Auslenkung, die nicht mit Schallemission überwacht wurden. Für die Schallemissionsmessung wurde der Flügel dann -80 mm quasi-statisch verformt und mit einer Amplitude von ±10 mm mit einer Frequenz von 1.25 Hz während 400 Zyklen belastet. Die Lage der Quellenortungen entspricht innerhalb der Genauigkeit dem visuell beobachteten Rissverlauf. Wenn man die zeitliche Verteilung der Signale betrachtet, treten zu Beginn der Belastung tendenziell höhere Amplituden auf, die mit der Zeit abnehmen. Eine direkt im Anschluss aufgebrachte zyklische Belastung bei -80 mm Deformation mit einer Amplitude von ±15 mm bei 1.25 Hz ergab ein vergleichbares Ortungsbild, nur mit niedrigeren Signalamplituden (hier nicht dargestellt). Während beiden Belastungen wurde kein messbarer Rissfortschritt beobachtet. Da die zeitlich früher auftretenden Signale hoher Amplitude (Abb. 5 rot) sich über den gesamten Ortungsbereich verteilen, ist mit hoher Wahrscheinlichkeit

davon auszugehen, dass die Signale im Wesentlichen auf Rissuferreibung zurückzuführen sind. Es ist möglich, dass die Risskanten durch die Belastung etwas deformiert wurden, was die beobachtete Abnahme der Signalamplituden durch geringere Kontaktflächen bzw. reduzierten, lokalen Kontaktdruck erklären würde.

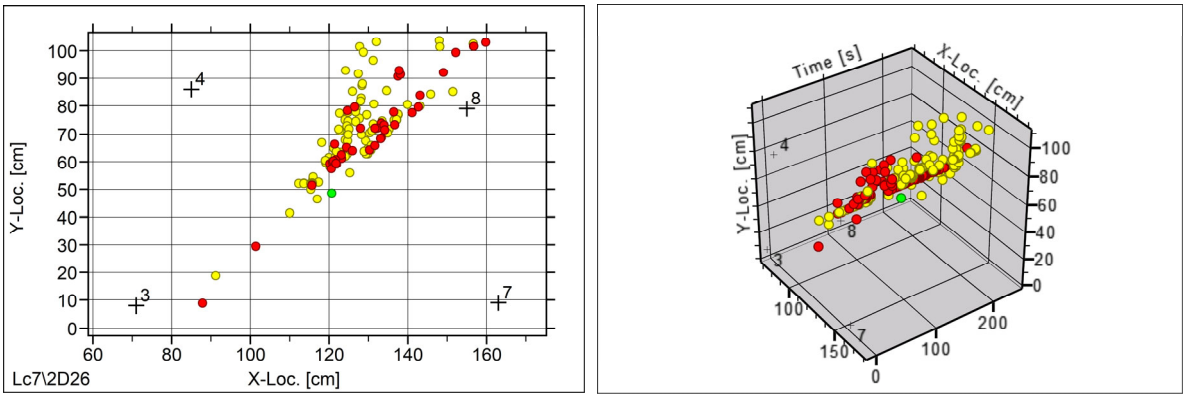

Abb. 5. Planare Ortung der Schallemissionsquellen entlang dem Ermüdungsriss. Die Signalamplituden sind farbig codiert (grün 40-65 dB_{AE}, gelb >65-80 dB_{AE} und rot >80 dB_{AE}).

2.3 Identifikation von Schallemissionsquellen

Da während der Versuche keine Wellenformen der Schallemissions-Signale aufgezeichnet wurden, kann die Identifikation der Quellenmechanismen nur über die Analyse der Signalparameter erfolgen. Abb. 6 zeigt die Signaldauer in Funktion der Signalamplitude und die Anzahl Überschwingungen in Funktion der Signaldauer für alle Signale, die während des zyklischen Versuchs, der im vorangehende Abschnitt beschrieben wurde, eine Signalquellenortung ergeben haben. Die erste Grafik (Abb. 6 links) zeigt eine signifikante Anzahl Signale mit relativ hoher Signaldauer (mehrere Hundert bis mehrere Tausend Mikrosekunden) bei niedrigen Amplituden (weniger als 60 dB_{AE}).

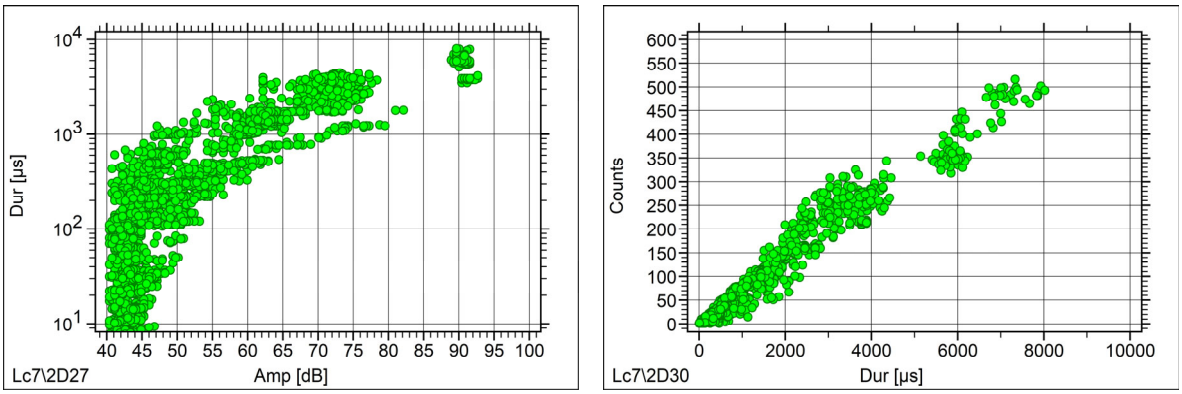

Abb. 6. Signale georteter Signalquellen aus einem kurzzeitigen zyklischen Belastungsversuch: (links) Signaldauer ("Dur") in Funktion der Signalamplitude ("Amp") und (rechts) Anzahl Überschwingungen ("Counts") in Funktion der Signaldauer ("Dur").

Die Grafik in Abb. 6 rechts zeigt, dass diese Signale niedrige Frequenzen aufweisen (berechnet aus der Anzahl Überschwingungen geteilt durch die Signaldauer), diese liegen mit 60 bis 70 kHz deutlich unterhalb der nominellen Sensor-Resonanzfrequenz (150 kHz). Die Kombination beider Grafiken weist daher auf niederfrequente Signale mit niedriger Magnitude und längerer Dauer hin, was mit Reibung auf bzw. zwischen Metallflächen als Quellenmechanismus konsistent ist [19].

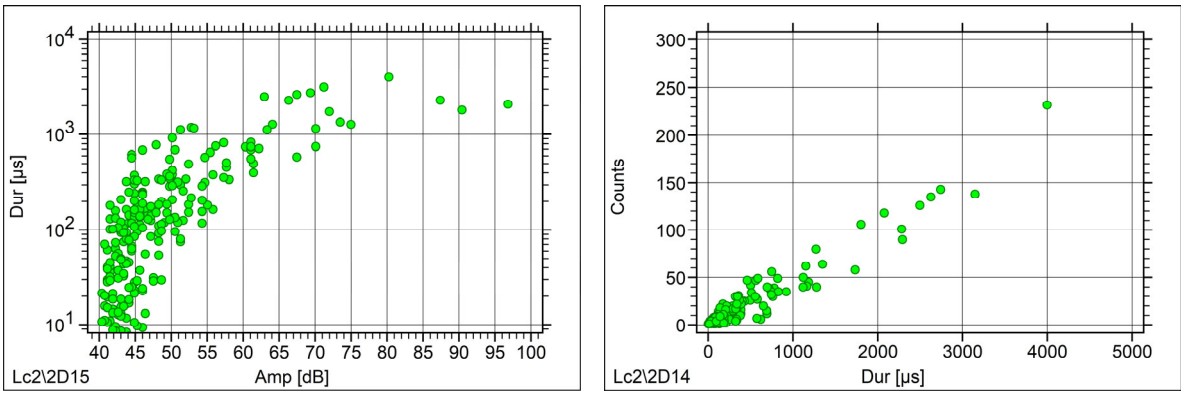

Abb. 7. Signale georteter Signalquellen aus einem quasi-statischen Biegeversuch: (links) Signaldauer ("Dur") in Funktion der Signalamplitude ("Amp") und (rechts) Anzahl Überschwingungen ("Counts") in Funktion der Signaldauer ("Dur").

Dieselbe Auswertung (Abb. 7) für Signale eines quasi-statischen Biegeversuchs am Flügel (Auslenkung mit 5 mm/min) in Stufen von je 5 mm bis maximal 60 mm zeigt (allerdings bei deutlich geringerer Signalzahl) dasselbe Ergebnis. Hier zeigen die meisten Signale mit einer Dauer von einigen Hundert bis etwa 1000 Mikrosekunden niedrige Amplituden (<50 dB_{AE}) und Frequenzen ebenfalls bei etwa 60 kHz. Somit ist wahrscheinlich, dass auch diese Signale eher von Reibungsgeräuschen zwischen bestehenden Schäden (z.B. Rissen) als von Rissausbreitung stammen.

3. Perspektiven für Schallemissionsüberwachung von Zertifizierungsprüfungen

Schallemission kann, wie bereits vor fünfzig Jahren gezeigt wurde [12], als zerstörungsfreie Methode für Bodentests an Flugzeugstrukturen bzw. Komponenten genutzt werden, um die Zunahme der Schädigung, falls notwendig, quasi in Echtzeit zu überwachen und Bereiche mit Risswachstum grob zu orten. Dafür sind effiziente Datenanalyse-Algorithmen vorteilhaft, die es erlauben, Störsignale schnell und mit hoher Zuverlässigkeit zu erkennen und aus dem Datensatz zu eliminieren. Weiter sind Algorithmen für die "genügend genaue" Ortung der Schallemissionsquellen jener Signale, die von Schädigungsmechanismen stammen, wichtig. "Genügend genau" ist je nach Zweck des Versuchs zu definieren. Wenn eine Ortung ausreicht, die kritische Bereiche unterscheiden kann, die z.B. aus Spannungsanalysen der Struktur ermittelt werden, sind die Anforderungen geringer, als wenn die Ortungsgenauigkeit für quantitative Rissgrößenbestimmung zwecks Vergleich mit bruchmechanischen Modellen genutzt werden soll. Für Identifikation der Quellenmechanismen, wenigstens zur Klassierung als Störsignal oder Schädigung, wie für die Quellenortung bietet die Entwicklung künstlicher Intelligenz mögliche Lösungen, Beispiele dafür sind in [16-19] beschrieben. Es scheint, dass bezüglich Störsignalidentifikation vermutlich vor allem Ansätze, die für die Prozessüberwachung entwickelt wurden, gut geeignet sind.

Für den Transfer dieser Methodik und deren Integration in Flugzeugstrukturen für eine kontinuierliche Überwachung im Betrieb sind, neben den bereits erwähnten Punkten weitere Entwicklungen notwendig. Die Messtechnik inklusive Datenspeicherung und Auswertung muss integrationsfähig sein. Zusätzlich sind Nachweise der Langzeitbeständigkeit, der Nachweiswahrscheinlichkeit und Zuverlässigkeit sowie Konzepte für die Selbstüberwachung des Systems und seine Reparatur sinnvoll. Bei der Datenauswertung müssen natürlich auch die Umgebungseinflüsse (Temperaturvariation, Vibrationen, etc.) berücksichtigt werden, wie in einer Publikation [20] zu Dehnungsmessungen im Flug diskutiert wird. Im Luftfahrtbereich ist zudem eine entsprechende Zertifizierung notwendig [21].

4. Zusammenfassung und Ausblick

Schallemissionsüberwachung wurde bereits vor vielen Jahren bei Strukturprüfungen von Flugzeugen eingesetzt, hat sich aber nicht als Standardmethode durchgesetzt. Mit den Entwicklungen in der Datenanalyse der letzten zehn Jahre kann Schallemission nun die Anforderungen im Prinzip gut erfüllen. Die Integration der Methode in Flugzeuge zur kontinuierlichen Überwachung im Betrieb bedingt aber eine Weiterentwicklung der Technologie sowie eine formelle Zertifizierung. Die Implementierung von Überwachungssystemen mit Schallemission in Drohnen als nächster Entwicklungsschritt, analog zu einem Dehnungsmesssystem [22], ist dafür ein sinnvoller Ansatz.

Danksagung:

Dieses Projekt erhielt eine Finanzierung durch das Clean Sky 2 Joint Undertaking im Rahmen des EU Horizon 2020 Forschungs- und Innovationsprogramms unter der Vertragsnummer 820951. Die Unterstützung von Hr. Walter Bollier, Dipl.-Ing. Silvain Michel, Hr. Wilfried Schlegel, und Hr. Alex Stutz für die Entwicklung der Belastungsvorrichtung, den Testaufbau und die Durchführung der Belastungsversuche wird ebenfalls verdankt.

Referenzen

[1] K. Ono "Review on Structural Health Evaluation with Acoustic Emission", Applied Science, 8, 958, 1-33 (2018)
[2] A. Urbahs, K. Carjova "Bolting Elements of Helicopter Fuselage and Tail Boom Joints Using Acoustic Emission Amplitude and Absolute Energy Criterion", Journal of Aerospace Engineering, 32(3), 04019005, 1-12 (2019)
[3] US Patent 4,524,620 "In-flight Monitoring of Composite Structural Components such as helicopter rotor blades", 25. Juni (1985)
[4] P.M. Pawar, R. Ganguli "Helicopter rotor health monitoring – a review". Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers Part G: Journal of Aerospace Engineering, 221, 631-647 (2007)
[5] F. Elasha, M. Greaves, D. Mba "Planetary bearing defect detection in a commercial helicopter main gearbox with vibration and acoustic emission", Structural Health Monitoring, 17(5), 1192–1212 (2018)
[6] M. Lindahl, D. Knuutti "Acoustic Emission Monitoring of the JAS 39 Gripen Combat Aircraft" Conference of USAF Aircraft Structural Integrity Program (1999)
[7] R.D. Finlayson, M. Friesel, M. Carlos, P. Cole, J.C. Lenain "Health monitoring of aerospace structures with acoustic emission and acousto-ultrasonics", Insight, 43(3), 155-158 (2001)
[8] E. Mendoza, J. Prohaska, C. Kempen, Y. Esterkin, S.J. Sun "In-flight fiber optic acoustic emission sensor (FAESense) system for the real time detection, localization, and classification of damage in composite aircraft structures" Proceedings SPIE 8720, Photonic Applications for Aerospace, Commercial, and Harsh Environments IV, 87200K, 1-9 (2013)
[9] C.D. Bailey "Acoustic Emission for In-Flight Monitoring of Aircraft Structure", Materials Evaluation, 34, 165-171 (1976)
[10] M.E. Mizell, W.T. Lundy, Jr. "In-Flight Crack Detection System for the C-135 Lower Center Wing Skin", ISA Proceedings 22nd International Instrumentation Symposium, 259-268 (1976)
[11] S.L. McBride "Canadian Forces In-Flight Acoustic Emission Monitoring Program", Proceedings of the ARPA/AFML Review of Progress in Quantitative NDE, 101-102 (1978)
[12] A. Beattie, L. Dahlke, J. Gieske, B. Hacsche, G. Phipps, D. Roach, R. Shagam, K. Thompson "Emerging Nondestructive Inspection for Ageing Aircraft", DOT/FAA/CT-94/11, 1-166 (1994)
[13] M. Barbezat, A.J. Brunner, Ch. Huber, P. Flüeler "Integrated Active Fiber Composite Elements: Characterisation for acoustic emission and acousto-ultrasonics", Journal of Intelligent Material Systems and Structures, 18, No. 5, 515-525 (2007)
[14] Md. Yeasin Bhuiyan, V. Giurgiutiu "The signatures of acoustic emission waveforms from fatigue crack advancing in thin metallic plates", Smart Materials and Structures, 27, 015019, 1-15 (2018)
[15] G. Serin, B. Sener, A.M. Ozbayoglu, H.O. Unver "Review of tool condition monitoring in machining and opportunities for deep learning", The International Journal of Advanced Manufacturing Technology, 109, 953–974 (2020)

[16] V. Pandiyan, S. Shevchik, K. Wasmer, S. Castagne, T. Tjahjowidodo "Modelling and monitoring of abrasive finishing processes using artificial intelligence techniques: A review" Journal of Manufacturing Processes, 57, 114-135 (2020)
[17] W.-R. Si, Q.-Y. Lu, C.Z. Fu, Z.-Y. Hu, K. Gao, H.-L. Bao "Research on a General Fast Analysis Algorithm Model for PD Acoustic Detection System: Experimental Research", Proceedings 3rd International Conference on Smart City and Systems Engineering (ICSCSE), IEEE, 613-617 (2018)
[18] S. Kalafat, M.G.R. Sause "Acoustic emission source localization by artificial neural networks", Structural Health Monitoring, 14(6), 633–647 (2015)
[19] N. Fürstenau, D.D. Janzen, W. Schmidt "In-flight strain measurements on structurally integrated composite plates using fiber-optic interferometric strain gauges", Smart Materials and Structures, 2, 147-156 (1993)
[20] P. Swindell, J. Doyle, D. Roach "Integration of structural health monitoring solutions onto commercial aircraft via the Federal Aviation Administration structural health monitoring research program", AIP Conference Proceedings 1806, 070001 (2017)
[21] J. Alvarez-Montoya, A. Carvajal-Castrillón , J. Sierra-Pérez "In-flight and wireless damage detection in a UAV composite wing using fiber optic sensors and strain field pattern recognition", Mechanical Systems and Signal Processing, 136, 106526, 1-26 (2020)