

# Cool Maintenance

## Schlussbericht

Im Rahmen des Spitzenclusters



Projektlaufzeit: 01.09.2011 – 31.01.2014

Förderkennzeichen: 16N11964

GEFÖRDERT VOM



AIRBUS Operations GmbH

## Abschlussbericht nach NKBF 98 Nr.8.2

|                           |                              |                    |          |
|---------------------------|------------------------------|--------------------|----------|
| ZE:                       | Airbus Deutschland GmbH      | Förderkennzeichen: | 16N11964 |
| Vorhabenbezeichnung:      | Cool Maintenance             |                    |          |
| Laufzeit des Vorhabens:   | 01.09.2011 – 31.01.2014      |                    |          |
| Berichtszeitraum:         | 01.09.2011 – 31.01.2014      |                    |          |
| Techn. Berichtersteller:  | Carsten Brandt, Jens Kethler |                    |          |
| Projekt-Berichtersteller: | Dr. Dirk Kastell             |                    |          |

Das diesem Schlussbericht zugrundeliegende Forschungsvorhaben wurde mit Mitteln des Bundesministeriums für Bildung und Forschung (BMBF) gefördert. Die Verantwortung für den Inhalt dieser Veröffentlichung liegt beim Berichtersteller. Die Form des Berichtes entspricht den Nebenbestimmungen auf Kostenbasis des Bundesministers für Wirtschaft und Technologie an Unternehmen der gewerblichen Wirtschaft für Forschungs- und Entwicklungsvorhaben (NKBF98).

Wir danken unseren Forschungspartnern und insbesondere dem Projektträger für die vertrauensvolle Zusammenarbeit. Hervorheben möchten wir das stets vorantreibende, engagierte Arbeiten der Verbundpartner und Unterauftragnehmer.

---

Dr. Dirk Kastell

# Inhaltsverzeichnis

|  |           |
|--|-----------|
| <b>1. GESAMTZIEL DES VERBUNDPROJEKTES.....</b>                                   | <b>5</b>  |
| 1.1 AUFGABENSTELLUNG DES VORHABENS.....  | 5         |
| 1.2 VORAUSSETZUNGEN FÜR DIE DURCHFÜHRUNG DES VORHABENS.....                      | 6         |
| <b>2. DARSTELLUNG DER WISSENSCHAFTLICH-TECHNISCHEN ERGEBNISSE .....</b>          | <b>7</b>  |
| 2.1 ARBEITSPAKET 8 - ANALYSE DES MAINTEN.-PROZESSES AN EINER CFK-RUMPFSCHALE ... | 7         |
| 2.1.1 AP 8.1: DESIGNELEMENTE UND HOTSPOTS AN SCHALE IDENTIFIZIEREN .....         | 7         |
| 2.1.2 AP 8.2: IDENTIFIKATION RELEVANTER FEHLER.....                              | 7         |
| 2.1.3 AP 8.4: SHM REQUIREMENTS .....   | 8         |
| 2.2 ARBEITSPAKET 9 - PROBABILITY OF DETECTION KONZEPTE .....                     | 9         |
| 2.2.1 AP 9.1: ERARBEITUNG EINES POD-KONZEPTE .....                               | 9         |
| 2.2.2 AP 9.2: NACHWEIS REPRODUZIERBARKEIT VON FEHLERMESSUNGEN .....              | 12        |
| 2.3 ARBEITSPAKET 11 – GANZHEITL. UMSETZUNG SHM SYSTEM .....                      | 15        |
| 2.3.1 AP 11.4: VERIFIZIERUNG DES SHM-SYSTEMS AN TESTSTRUKTUREN.....              | 15        |
| 2.3.2 A340-FLUGVERSUCH.....  | 15        |
| 2.3.2.1 SENSORINSTALLATION .....   | 15        |
| 2.3.2.2 TESTAUFGABE.....   | 17        |
| 2.3.2.3 ERGEBNISSE .....   | 18        |
| 2.3.3 DYNAMISCHER BARREL-TEST .....  | 21        |
| 2.3.3.1 ZIELSETZUNG.....   | 21        |
| 2.3.3.2 ERGEBNISSE .....   | 26        |
| <b>3. VERÖFFENTLICHUNGEN IM RAHMEN DES PROJEKTES .....</b>                       | <b>29</b> |
| 3.1 WISSENSCHAFTLICHE VERÖFFENTLICHUNGEN.....                                    | 29        |
| 3.2 ÖFFENTLICHE TAGUNGEN .....   | 29        |
| 3.3 BERICHTE DER UNIVERSITÄTEN .....   | 29        |
| 3.4 PATENTE.....   | 29        |



# 1. Gesamtziel des Verbundprojektes

## 1.1 Aufgabenstellung des Vorhabens

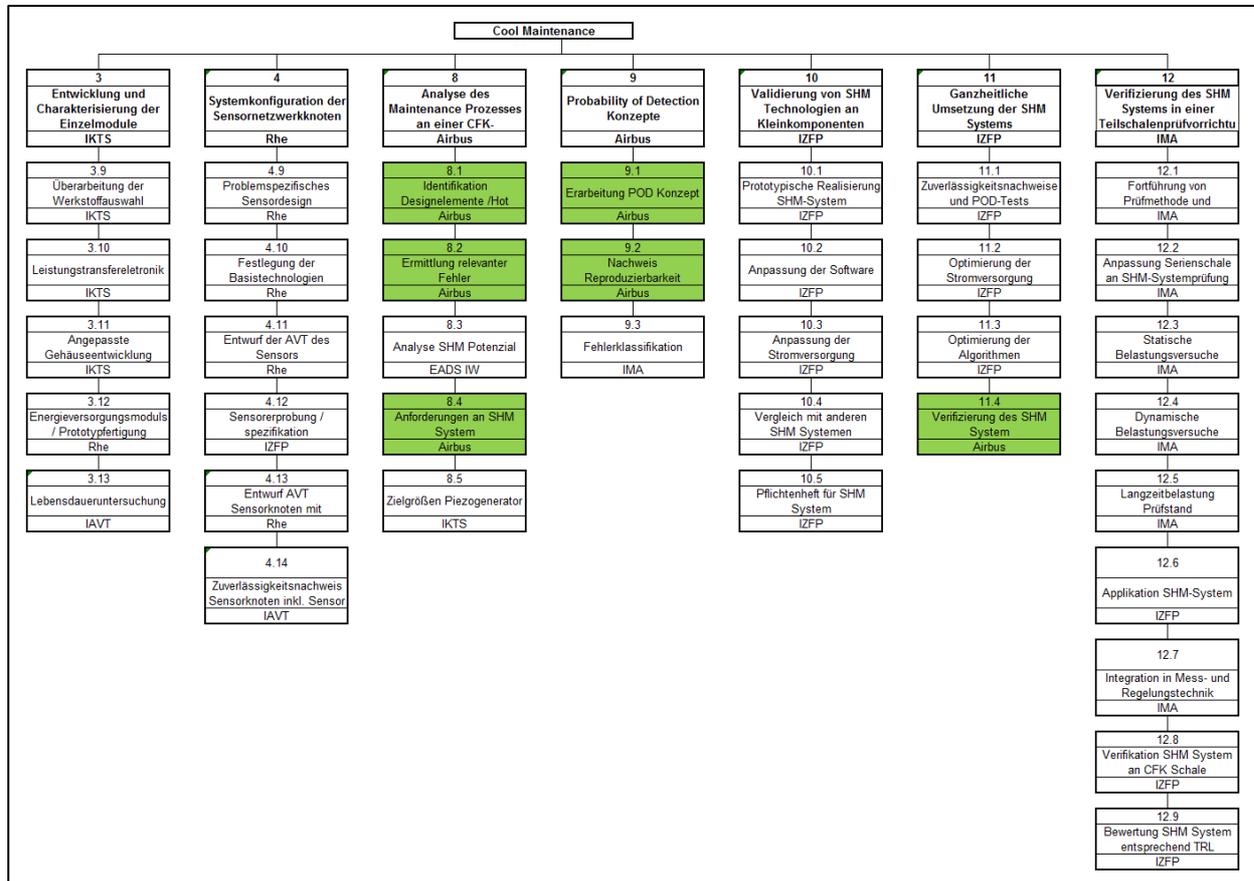


Abbildung 1: Projektstrukturplan

Ziel des Projektes war es, die in Phase 1 des Leitprojektes CoolSensornet gewonnenen Erkenntnisse auf dem Gebiet der autarken Sensornetze gezielt auf die Überwachung von Flugzeugkomponenten anzuwenden. Dazu ist es zunächst notwendig, die vielfältigen existierenden Techniken des Structural Health Monitoring (SHM) für die Überwachung von Flugzeugstrukturen technisch zu bewerten und den technologischen Reifegrad derselben zu verifizieren. Dabei sollte im Rahmen des Projektes eine Basistechnologie soweit entwickelt werden, dass deren technologischer Reifegrad es ermöglicht, den Wartungsprozess bei Flugzeugen zu optimieren.

Die für Phase 2 beabsichtigte anwendungsorientierte, technische Weiterentwicklung der Prüftechnologie für Flugzeugstrukturen erforderte die Definition von luftfahrtspezifischen Anforderungen an die gewählte Strukturkomponente. Durch die Identifikation der potentiellen Anwendungsfälle mit Blick auf die Strukturkomponente sowie des Wartungsprozesses sollte das ent-

wickelte Prüfsystem luftfahrtspezifisch verifiziert und im Rahmen eines Bodentests und Flugtests erprobt werden.

Der in Abbildung 1 gezeigte Projektstrukturplan liefert eine Übersicht über das Gesamtvorhaben. Über die Ergebnisse der grün hinterlegten, von Airbus geführten Teilprojekte wird in Kapitel 2 detailliert berichtet.

## 1.2 Voraussetzungen für die Durchführung des Vorhabens

Ausgehend von dem in Kapitel **Fehler! Verweisquelle konnte nicht gefunden werden.** genannten Projekt CoolSensornet wurde unter der Führung von Fraunhofer IKTS MD (ehemals IZfP Standort Dresden) neben der Airbus Operations GmbH als weitere Partner Airbus Group Innovations (ehemals EADS IW), die IMA, die TU Dresden, die RHe microsystems sowie ein weiterer Teil der Fraunhofer IKTS Projektteilnehmer.

Die vorausgesetzten Rahmenbedingungen waren für die Airbus-Arbeiten erfüllt und das Projekt konnte dementsprechend abgearbeitet werden.

## 2. Darstellung der wissenschaftlich-technischen Ergebnisse

### 2.1 Arbeitspaket 8 - Analyse des Maintenance-Prozesses an einer CFK-Rumpfschale

#### 2.1.1 AP 8.1: Designelemente und HotSpots an Schale identifizieren

Als geeignete Verifikationsplattform für das Projekt ist die komplexe Struktur der Türrahmenumgebung ausgewählt worden (Abbildung 2). Die Komplexität der Struktur entsteht durch die unterschiedliche Materialwahl in diesem Bereich, Dickensprünge und die der starken Strukturbeanspruchung geschuldete erhöhte Konzentration an Versteifungselementen. Diese Merkmale stellen für die Strukturüberwachung mit ultraschallbasierten Sensorik eine besondere Herausforderung dar, da durch Material- und Dickensprünge Interferenzen und Wellenmodenkonzentrierung entstehen und somit die Signalauswertung und Signaturanalyse erschweren.

Des Weiteren ist in diesem Bereich eine hohe Konzentration an Schlagschäden (Impacts) zu erwarten (**Fehler! Verweisquelle konnte nicht gefunden werden.**). Diese Erwartung resultiert aus den Erfahrungswerten der derzeitigen Flotte mit metallischen Rumpfen. Schadensursachen sind hier unter anderem Jet-Ways, Treppen, Beladerampen, Service und sonstige Beladevorgänge.

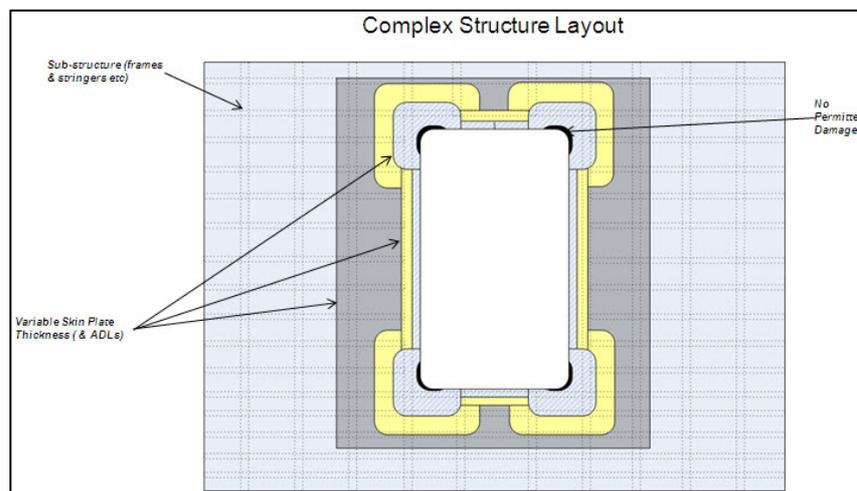


Abbildung 2: Schematische Darstellung der Türumgebung

#### 2.1.2 AP 8.2: Identifikation relevanter Fehler

Als Zielstruktur wurde die Türrahmenumgebung des Flugzeuges identifiziert. Schadenstypen in diesem Bereich und damit relevante Fehler, die detektiert werden sollen, sind interlaminare Ablösung (Delamination) und Ablösungen von Versteifungselementen von der Haut (Debonding)

aufgrund von Schlagschäden (Impact). Die zuverlässige Detektion dieser Fehlertypen mit ultraschallbasierter Sensorik war Ziel der in diesem Projekt untersuchten Technologie. Zu detektierende Schadensgrößen sind abhängig von der Dicke der Struktur, zu detektierendes Minimum ist dabei 25 mm Durchmesser des Referenzfehlers (Delamination, siehe auch Abbildung 5) bzw. 20 mm Ablösung eines Versteifungselementes über die gesamte Breite (Abbildung 6). Diese Fehlergrößen entsprechen in etwa den heutigen minimal zu detektierenden Fehlergrößen in Verbundstrukturen, zusätzlich müssen dicht zusammen liegende Fehler bis zu einem gewissen Abstand getrennt voneinander detektiert und in ihrer Größe beurteilt werden können (Abbildung 4). Zu dieser Vorgehensweise werden ebenfalls die derzeitigen Manuals für CFK-Strukturen als Basiss herangezogen, da die entsprechenden Richtlinien für einen CFK-Rumpf noch nicht erstellt sind. Die Annahme erscheint derzeitig zulässig, da die Konstruktionsprinzipien zwischenzeitlich nicht grundsätzlich geändert wurden.



Abbildung 3: Schadenskonzentration in der Türrahmenumgebung

Relevante Fehler sind im Rahmen der Arbeiten für die Anforderungen an ein SHM-System, vergleiche folgendes Kapitel, identifiziert worden. In der im Rahmen des Projektes „Cool Maintenance“ erarbeiteten „Specification List“, Anhang A des Jahresberichts 2012, sind die Arten von Fehlern (Delamination sowie Fehlklebung), Größen und Referenzfehler angegeben.

### 2.1.3 AP 8.4: SHM requirements

Zur Vorbereitung des industriellen Einsatzes der SHM-Technologie müssen die Anforderungen (requirements) an ein konkretes System, z.B. eine Acousto-Ultraschall-basierte Detektion von Delaminationen und Fehlklebungen nach äußerer Beschädigung in der Wartung, detailliert festgelegt werden. Ausgehend von diesen Anforderungen wird die Technologie entwickelt sowie verifiziert werden.

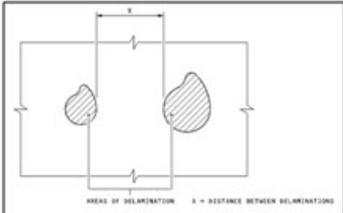
## 2.2 Arbeitspaket 9 - Probability of Detection Konzepte

### 2.2.1 AP 9.1: Erarbeitung eines POD-Konzeptes

Verschiedene derzeitiger Ansätze zur Erstellung der POD (Probability of Detection, Auffindenswahrscheinlichkeit) für konventionelle NDT (Referenzsammlung verfügbar) wurden verglichen und zusammengefasst. Eine Übertragung des konventionellen Konzepts auf lokale SHM-Technik ist über eine spezielle Variante möglich (29/29-Methode). Dabei muss die geforderte Fehlergröße auf der Zielstruktur in 29 Proben 29-mal detektiert werden. Eine direkte Übertragung dieser Methode auf globale SHM (wie sie in Cool Maintenance Verwendung finden sollte) ist nicht ohne weiteres möglich, da die Zielstruktur komplex ist und die Schadensposition im überwachten Bereich variabel ist. Im vorliegenden Fall müsste jede Struktur-Schadens-Kombination mit mindestens 29 Proben getestet werden. Schon eine Strukturvariation in der Dicke ist eine Änderung der Zielstruktur, was bei der 29/29-Methode zu einer Neuevaluierung führt.

Weitere Faktoren neben der Auffindewahrscheinlichkeit sind Parameter wie die Genauigkeit der Schadensgrößenbestimmung, die Genauigkeit der Lokalisierung und der Einfluss struktureller Parameter. Diese müssen erfasst und statistisch abgesichert werden.

**Dimensions between Damages**



| TYPE OF DAMAGE             | DAMAGE SIZE      |                    | TYPE OF REPAIR | REPAIR CAT | TIME LIMIT        | REPAIR REF | MINIMUM DIST BETWEEN |      |             |      | MAX NUMBER OF DAMAGE |
|----------------------------|------------------|--------------------|----------------|------------|-------------------|------------|----------------------|------|-------------|------|----------------------|
|                            | mm <sup>2</sup>  | in <sup>2</sup>    |                |            |                   |            | DAMAGE "X"           |      | REPAIRS "Y" |      |                      |
| Debonding Damage in Zone A | <6000            | <9.300             | no action      | -          |                   | 55-92-11   | 200                  | 7.87 |             |      | 3                    |
|                            | >6000 and <22500 | >9.300 and <34.875 | Permanent      | A          | within next 100FC | 55-92-12   | -                    | -    | 100         | 3.94 | 3                    |
|                            | >22500           | >34.875            | Permanent      | A          | Immediately       | 55-92-13   | -                    | -    | 100         | 3.94 | 3                    |

A330 SRM 51-77-10 Fig 2      A340-600 SRM 55-32-11 Table 104 Allowable and Repairable Damage Limits (Fin Leading Edge)

Abbildung 4: Beispiel für Schadensgrößen und zulässige Abstände zwischen den Schäden

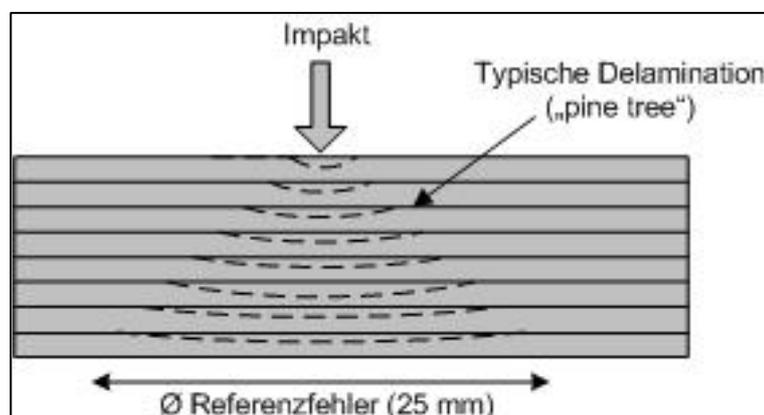


Abbildung 5: Typische Delamination mit minimal zu detektierender Größe

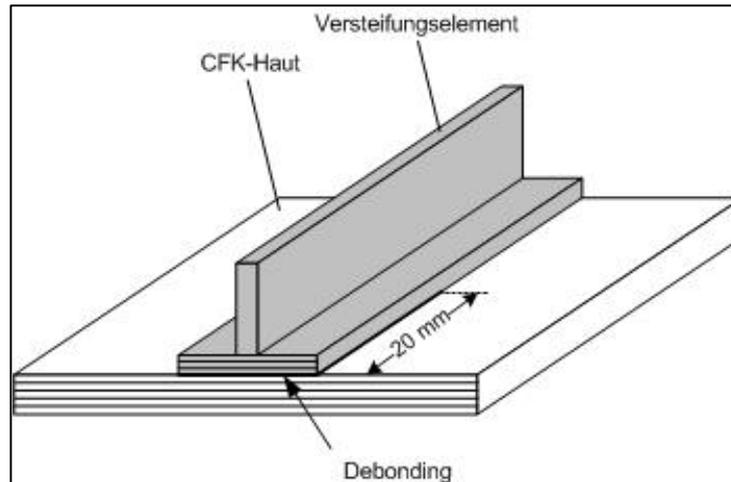


Abbildung 6: Minimal zu detektierendes Debonding

Eine rein empirische statistische Absicherung (wie die 29/29-Methode) ist offensichtlich aus diesem Grund nicht mit vertretbarem Aufwand realisierbar. Daher ist geplant, über ein grundsätzliches Verständnis der Wellenausbreitung in komplexen Strukturen einen analytischen Ansatz zu verifizieren, der experimentell abgesichert wird. Zu diesem Zweck muss von der technologischen Seite definiert werden können, inwiefern sich strukturelle Parameter auf die Wellenausbreitung und somit die Messgenauigkeit bzw. Detektierfähigkeit auswirken. Im Hinblick auf die Wellenausbreitung handelt es sich bei strukturellen Elementen um Unstetigkeitsstellen im Material. Es muss ebenfalls eine Abschätzung des Einflusses des Abstandes zwischen Schäden und strukturellen Unstetigkeiten erfolgen. Mit Hilfe der Kenntnis dieser Abhängigkeiten kann eine Testprozedur für eine komplexe Struktur erstellt werden, die einerseits eine statistisch ausreichende Absicherung garantiert, auf der anderen Seite aber den Versuchsaufwand in einem vertretbaren Rahmen belässt.

Die Auffindewahrscheinlichkeit ist eine Größe, die im Rahmen der Qualifikation von Zerstörungsfreien Prüfmethoden (Non-Destructive Testing NDT) im Regelfall ermittelt wird und größer gleich 90% bei einem Vertrauensniveau von 95% betragen muss.

Es gibt verschiedene Ansätze und statistische Methoden zur Ermittlung dieser POD, die bei Airbus im Rahmen der Qualifikation von NDT-Methoden eingesetzt werden können. Der zusammenfassende Vergleich ist im Laufe des Projektes erweitert und detailliert worden. Genannt werden können

- Hit-Miss-Analyse nach Berens
- Signal-Antwort-Analyse nach Berens
- „29/29“-Methode nach Binomialansatz

Eine typische Kurve, in der die Auffindewahrscheinlichkeit POD über der Fehlergröße aufgetragen ist, zeigt Abbildung 7.

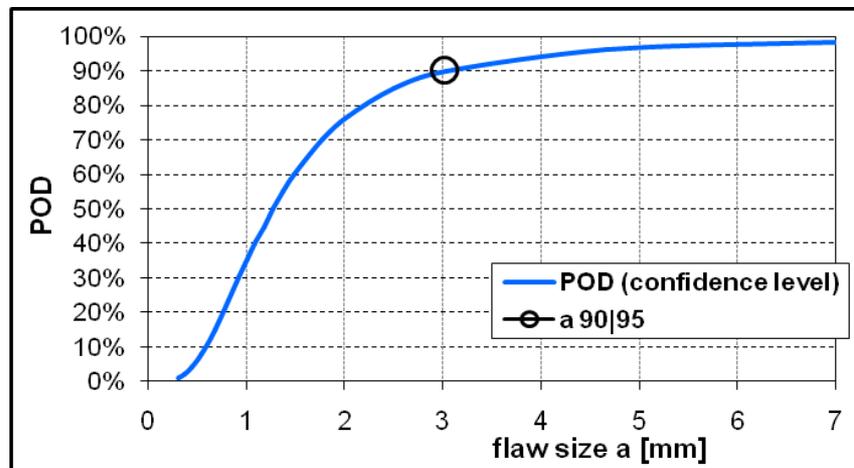


Abbildung 7: Typische POD-Kurve als Funktion der Fehlergröße

Es wurden im Projekt Herausforderungen aufgezeigt, die sich bei Übertragung der bisherigen Vorgehensweise bei der NDT auf SHM stellen, beispielsweise weisen Acousto-Ultraschall-basierte Systemen nicht zwangsläufig eine Korrelation zwischen Signalhöhe und Fehlergröße auf. Es muss jedoch auch gesagt werden, dass die großen Probleme oder Unterschiede, die stellenweise in der Literatur aufgezeigt werden, sich häufig auf den Vergleich zwischen SHM und einer manuellen Zerstörungsfreien Prüfung, wie sie in der Wartung üblich ist, bezieht. Wenn SHM mit der Qualifikation bzw. POD-Ermittlung an einer automatisierten NDT-Anlage (wie bei Airbus z.B. für die A350XWB-Großbauteile im Einsatz) verglichen wird, lassen sich durchaus größere Gemeinsamkeiten feststellen.

Im Projekt werden die Einflussparameter des SHM-Systems und somit auch in der POD-Ermittlung aufgezeigt, diese sind unter anderem

- Sensoralterung,
- Temperatur,
- Sensorplatzierung,
- Sensorapplikation.

Bei der Ermittlung der Auffindewahrscheinlichkeit für ein globales SHM-System, d.h. für ein System, bei dem der zustandsüberwachte Bereich signifikant größer ist als die Sensorabmessung, muss von POD-Ansätzen aus der Qualifikation von automatisierten NDT-Großanlagen ausgegangen werden. Wichtig ist, zwischen der Entwicklung und Auslegung des SHM-Systems sowie dessen Qualifikation zu unterscheiden. POD-Berechnungen können auch zur Auslegung zur Beurteilung unterschiedlicher Sensorpositionen genutzt werden. Im Rahmen einer Qualifikation

muss jedoch immer ein fertig ausgelegtes System im konkreten Anwendungsfall betrachtet werden. Zur POD-Ermittlung ist im ersten Ansatz die „29/29“-Methode geeignet. Es muss jedoch das generelle Verhalten des SHM-Systems bekannt sein; das System kann nicht als reine „Black Box“ behandelt werden, die Schwachstellen des Systems müssen bekannt sein, z.B. kritische Fehlerpositionen in Bezug auf die Detektierbarkeit. Mit diesem Wissen müssen geeignete Fehler für die POD-Ermittlung erzeugt werden, ähnlich wie auch bei der NDT die Herausforderungen bekannt sein müssen (geometrischer Art wie z.B. dünnster/dickster Bereich, Radien etc.). Zusätzliche Anforderungen wie eine korrekte Klassifizierung der Fehler in Bezug auf die Größe, um korrekte Entscheidungen bezüglich Freigabe oder Reparatur des Flugzeugs zu treffen, müssen bei der POD berücksichtigt werden. Des Weiteren müssen vor der Ermittlung der POD eines SHM-Systems bestimmte Randbedingungen sichergestellt werden. Zu nennen ist hier insbesondere das prinzipielle Verhalten, dass die POD mit der Fehlergröße ansteigt. Dies ist Voraussetzung, um übliche statistische Methoden anwenden zu dürfen.

### **2.2.2 AP 9.2: Nachweis Reproduzierbarkeit von Fehlermessungen**

In Arbeitspaket 9.2 wurde die grundsätzliche Eignung der Fehlerdetektion und Beurteilung von geführten Wellen nachgewiesen. Dazu sind auf einer repräsentativen CFK-Struktur piezoelektrische Wandler aufgebracht worden. Außerdem sind Schlagschäden in unterschiedlichen geometrischen Relationen bezüglich der Wandler und Strukturelementen wie Stringer (horizontale Versteifungselemente) und Frames (vertikale Versteifungselemente) eingebracht worden. Die eingebrachten Schlagschäden sind mit konventionellen Messmethoden (PAUT) vermessen worden.

Zum Nachweis der Reproduzierbarkeit wird das Signal zwischen 2 Sensoren im ungeschädigten und im geschädigten Zustand miteinander verglichen. Zur Fehlerdetektion wird nur das direkt transmittierte erste Signal („First arrival of direct path“) herangezogen, siehe auch Abbildung 8. Dadurch wird der Einfluss von Echos und Modenkonzersionen (ausgelöst durch Strukturelemente) minimiert. Abbildung 9 zeigt zwei ähnliche Konfigurationen, wobei sich der Abstand der Sensoren relativ zu Frame und Stringer ändert. Das direkt transmittierte Signal im Vergleich zwischen ungeschädigtem Zustand (schwarze Linie) und geschädigtem Zustand (rot) weist die typischen Indikatoren einer Delamination auf: Eine Abnahme der Amplitude sowie eine Verschiebung zu höheren Laufzeiten. Diese Parameter lassen allerdings keine Aussage über die Schadensgröße zu. Um die Schadensgröße beurteilen zu können, müssen weitere Parameter in Betracht gezogen werden. Denkbar ist in diesem Zusammenhang eine Beurteilung von Grenzflächenechos bzw. entstehender Moden an Delaminationen, oder über geometrische Abhängigkeiten geschädigter und ungeschädigter Pfade. Dazu ist eine hohe Sensordichte sowie

unter Umständen eine multifrequente Anregung und eine Auswertung in der Zeit-Frequenzdomäne nötig.

Zur Verifizierung des SHM-Systems im weiteren Verlauf des Projektes (Arbeitspaket 11) wurde folgender Ansatz gewählt: Es wurde zunächst verifiziert, dass die Schadensindikatoren (Amplitude und zeitliche Verschiebung), sprich die Fehlerauffindungswahrscheinlichkeit, an der ersten Mode mit der Schadensgröße qualitativ korrelieren, ohne eine tatsächliche Größenabschätzung vorzunehmen. In anderen Worten: Es muss nachgewiesen werden, dass ein größerer Schaden mit einer höheren Wahrscheinlichkeit detektiert wird, als ein kleinerer Schaden. Wie in Kapitel 2.2.1 beschrieben, ist dies eine nötige Voraussetzung. Über ein gezieltes Einbringen von Schäden an der Teststruktur in verschiedenen Konfigurationen sowie Änderung der Randbedingungen (Änderung der Last) wird im Anschluss die Stabilität des gewählten Ansatzes nachgewiesen sowie geprüft ob eine (Teil-)POD mit den Datensätzen berechnet werden kann.

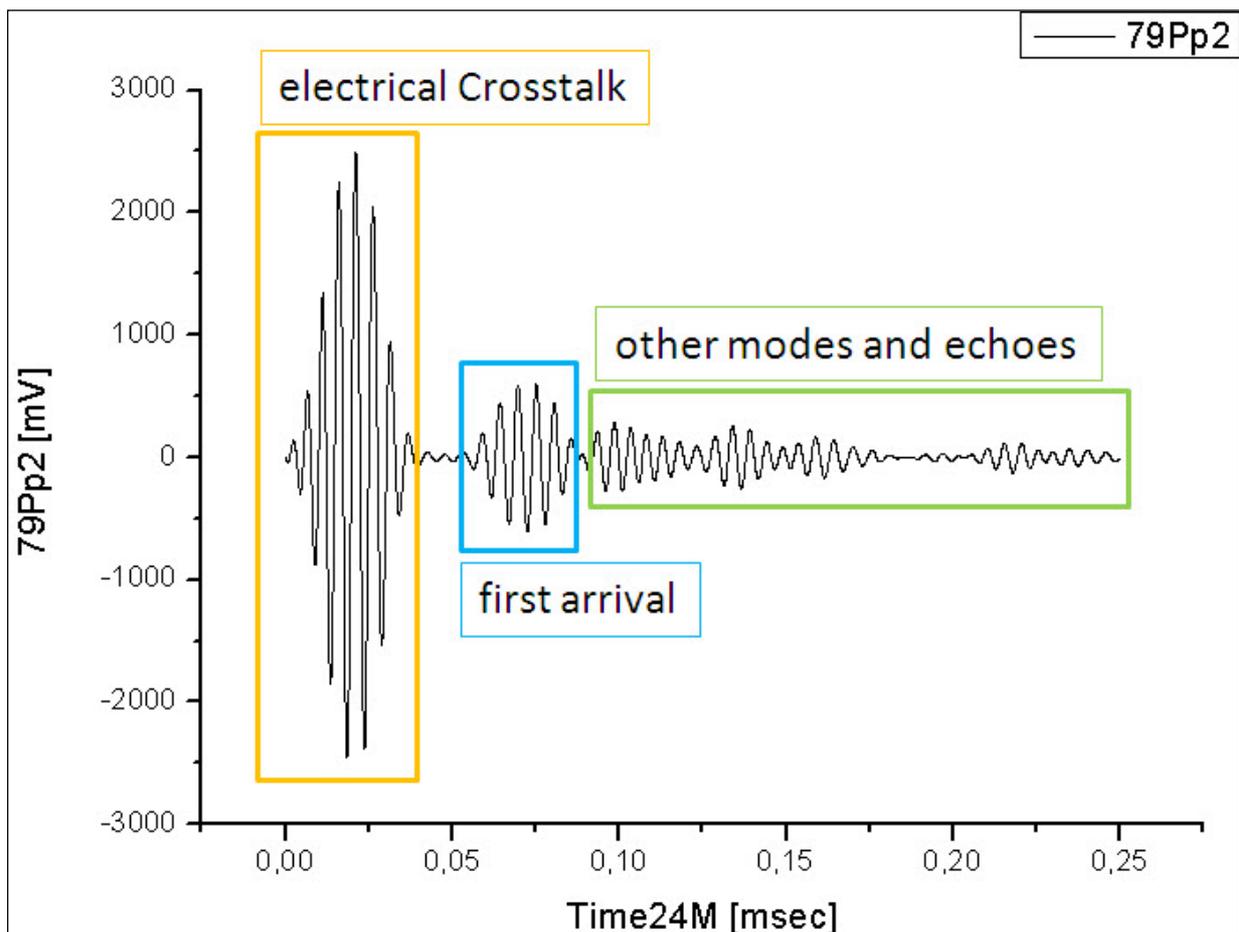


Abbildung 8: Typisches Signal bei der „direct path“ Methode

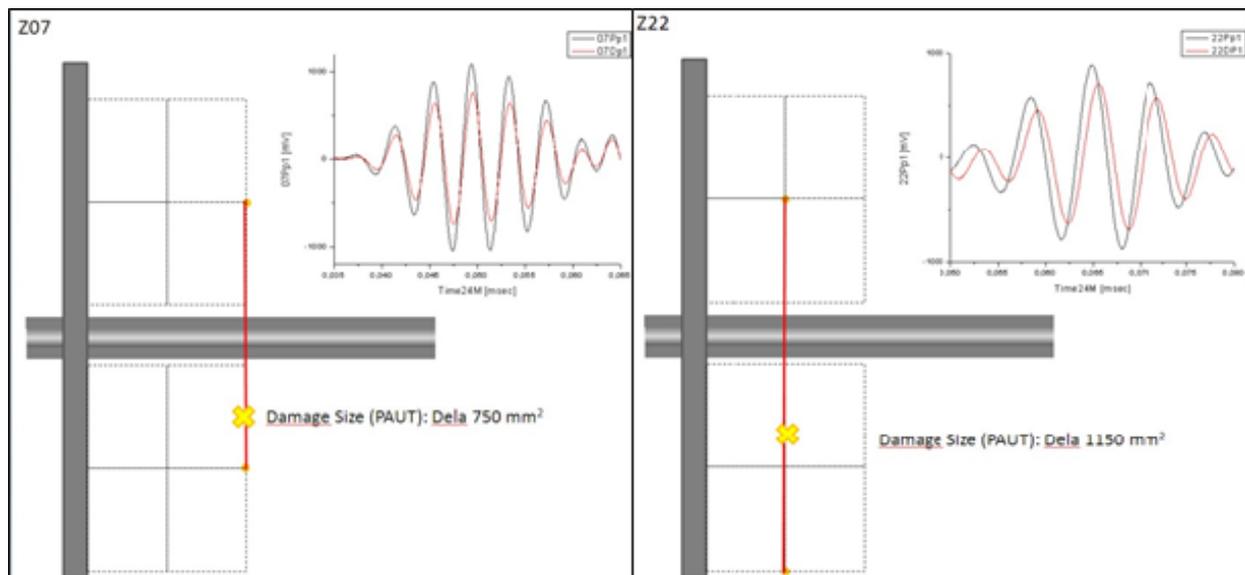


Abbildung 9: Vergleich zweier „first arrival“ Signale mit ähnlicher Konfiguration an einer CFK Struktur

## 2.3 Arbeitspaket 11 – Ganzheitl. Umsetzung SHM System

### 2.3.1 AP 11.4: Verifizierung des SHM-Systems an Teststrukturen

Zur Verifizierung des SHM-Systems stehen bei Airbus zwei Teststrukturen zur Verfügung. Dies ist zum einen eine CFK-Rumpfstruktur, die in das A340 Testflugzeug (MSN1) eingesetzt wurde. Es handelt sich dabei um ein Airbus Testflugzeug, welches hauptsächlich in Toulouse stationiert ist und von dort seit der Installation der Sensoren über 200 Flüge durchgeführt hat. Dieser Test dient hauptsächlich zur Validierung der Anforderungen hinsichtlich des Temperaturbereichs während der Messung, des Handlings während der Installation sowie der Haltbarkeit der Sensoren und der Anschlüsse im Flugbetrieb. Schäden sind in dieser Rumpfstruktur nicht zu erwarten.

Die zweite Testplattform ist ein sogenannter „Barrel“, dabei handelt es sich um einen zylindrischen Teil eines Flugzeugrumpfes für den Strukturversuch. In diesem Fall handelt es sich um ein Teilstück einer A350. In dieses wurden nach der Sensorinstallation verschiedene Schlagchäden (Impacts) eingebracht, um das System-Set-up bezüglich der Anzahl der Sensoren und Messpfade, der Sensorabstände, der verwendeten Frequenzen sowie der benötigten Energie und Messzeiten zu verifizieren. Die Baseline hierbei ist ein kabelgebundenes System, welches auch die Vergleichsdaten hinsichtlich des Gewichts des kabellosen Systems liefert. Das kabellose System wurde dabei bei den Projektpartnern IZfP und IMA aufgebaut.

### 2.3.2 A340-Flugversuch

#### 2.3.2.1 Sensorinstallation

Die Sensoren befinden sich auf einem Hautfeld aus CFK, welches in den ursprünglich metallischen Rumpf einer A340 in Sektion 19 eingesetzt wurde (siehe Abbildung 10). Die Applikation erfolgte durch ein 2-Komponenten-Epoxyd unter Vakuumsäcken. Die Sensoren sind abschließend mit einer Dichtmasse und einer Lackschicht geschützt (siehe Abbildung 11).

Das System besteht aus den Sensoren, der Abfrageeinheit sowie Messverstärkern und Multiplexern. Insgesamt sind 235 Sensoren auf 8 sogenannten SMART Layern aufgebracht (siehe Abbildung 12).

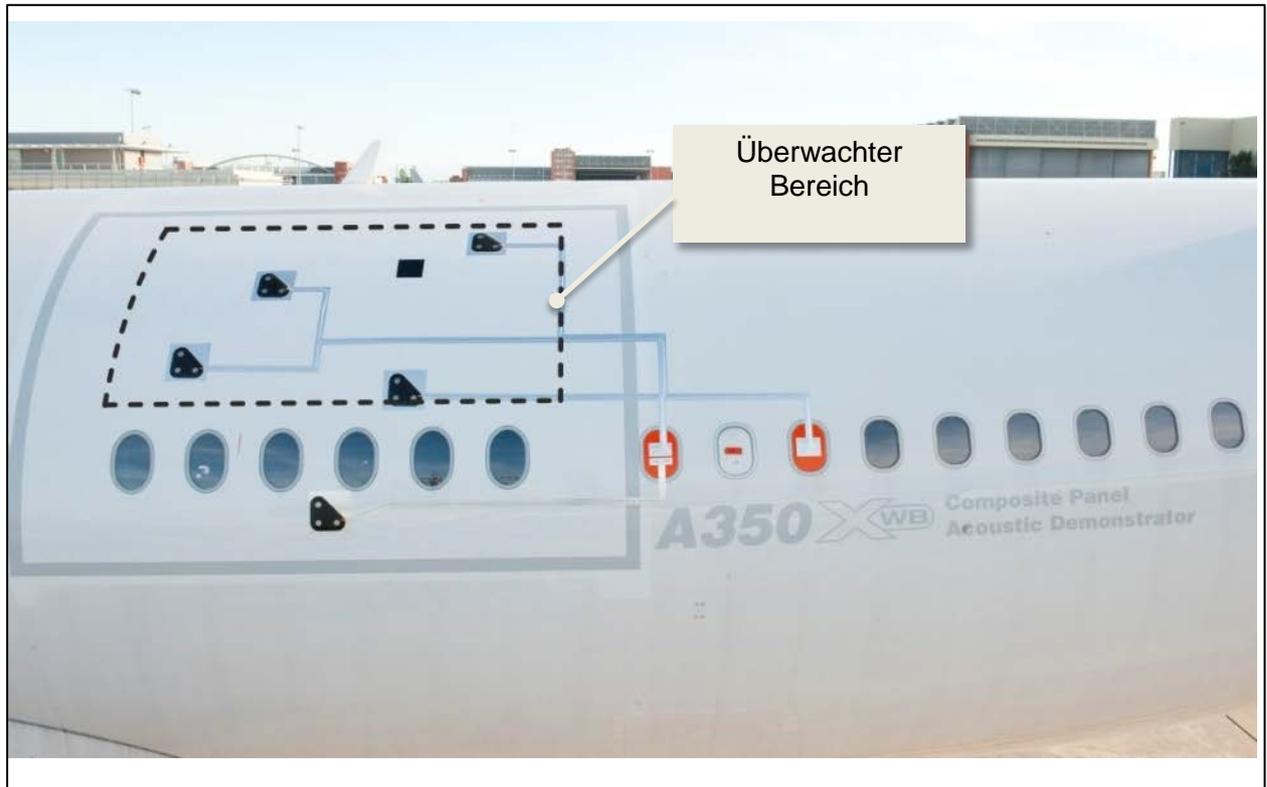


Abbildung 10: A340 Testflugzeug mit integriertem CFK Panel



Abbildung 11: Installierte Sensorik im Inneren des Flugzeuges

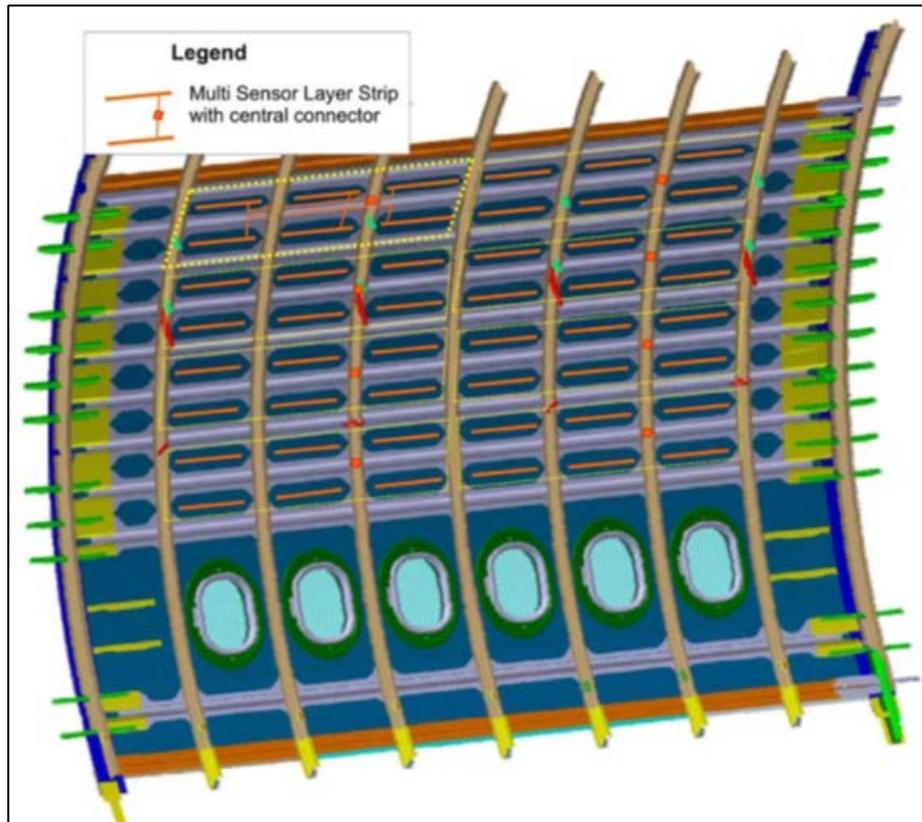


Abbildung 12: Übersicht der installierten Sensoren am CAD Modell

### 2.3.2.2 Testaufgabe

Da in dieser Struktur keine Schäden zu erwarten sind, dient dieser Test vornehmlich der Validierung der Anforderungen sowie der Verifizierung der Applikations-Prozedur sowie der Haltbarkeit der Hardwarekomponenten. Alle relevanten Parameter wie z.B. Umgebungstemperatur und Windverhältnisse sowie Flugnummer etc. werden dokumentiert. Daraus werden Kenntnisse gewonnen, wie beispielsweise Aussagen bezüglich der Haltbarkeit oder verschiedener Methoden der Funktionsüberprüfung der Sensoren (Selbstdiagnose). Im Einzelnen sind es folgende Punkte, welche sinngemäß aus der Anforderungsliste „Specification List“ von Cool Maintenance entnommen sind:

- Sensorapplikation

Die Applikation der Sensoren muss mit weniger als 5 % Ausfallrate durchführbar sein.

- Temperatureinsatzbereich

Das System muss in der Lage sein, Temperaturen im Bereich von  $-55^{\circ}\text{C}$  bis  $+85^{\circ}\text{C}$  ohne Schäden zu überstehen und auch in diesem Temperaturbereich Messungen durchzuführen.

- Selbstdiagnose

Das System muss in der Lage sein, Beschädigungen oder Fehlfunktionen eigenständig vor der Messung zu erkennen und über die Benutzer-Schnittstelle auszugeben.

- Dauer der Messung / Dateigröße

Eine Messung soll nicht länger als 20 Minuten dauern und nicht mehr als 50 MB Daten produzieren.

- Benutzer-Schnittstelle

Es soll eine graphisch unterstützte Benutzer-Schnittstelle zur Verfügung gestellt werden.

- Haltbarkeit des Systems

Die Sensoren sowie die sonstige Hardware soll während des Flugtests nicht gewartet werden müssen. Dabei darf eine 99,5% Betriebszuverlässigkeit nicht unterschritten werden.

- Gewicht des Systems / zu überwachender Bereich

Das System soll 6 Spant- und 8 Stringerteilungen überwachen. Die dazu benötigten Sensoren sollen nicht mehr als 2 kg wiegen.

### **2.3.2.3 Ergebnisse**

Die folgenden Punkte geben eine Übersicht über die Ergebnisse.

- Sensorapplikation

Es muss gesagt werden, dass 12 von 235 Sensoren bereits nach der Installation nicht funktionsfähig waren; dies ist jedoch überwiegend auf Probleme im elektrischen Anschluss zurückzuführen und beruht lediglich in einem Fall auf einen Ausfall des Sensors an sich.

Fazit: Die Applikationsprozedur sowie das Sensor-Design, insbesondere in Bezug auf den elektrischen Anschluss, sind für weitere Tests zu verbessern. Allerdings sind keine prinzipiellen Probleme zu erwarten.

- Temperatureinsatzbereich

Während des Flugtests wurden Außentemperaturen zwischen -10°C bis ca. + 40°C erreicht. Bei ausgeschalteten Flugzeugsystemen, insbesondere der Klimaanlage, bildet sich diese Temperatur auch deutlich an der Struktur ab (siehe Abbildung 13).

Erwähnenswert sind die Temperatur-Änderungen während einer Messung, dabei sind teilweise Änderungen von über 10K aufgetreten (siehe Abbildung 14).

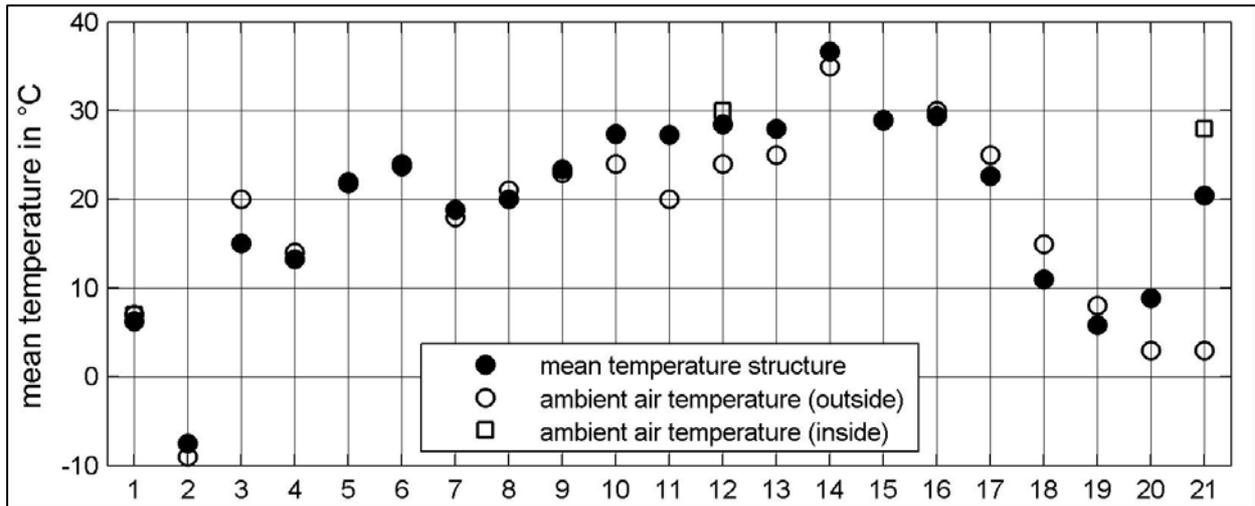


Abbildung 13: Übersicht über Temperatur bei der Messung

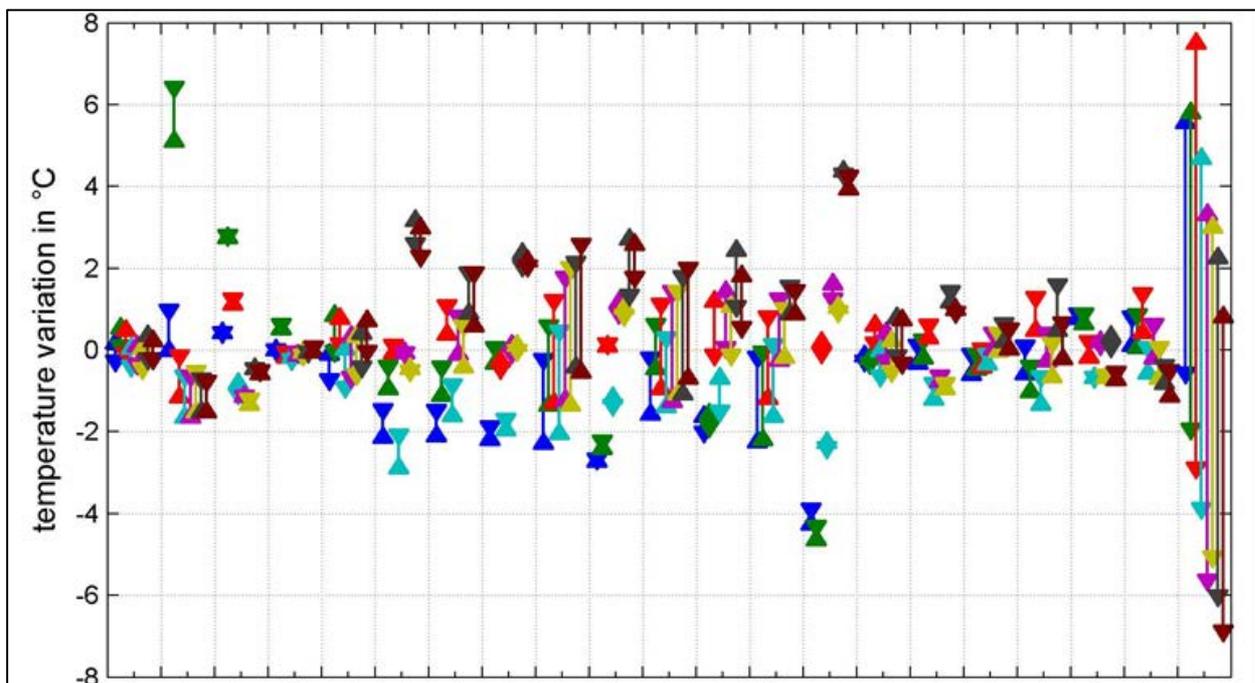


Abbildung 14: Übersicht über Temperaturänderungen während der Messung

Fazit: Unter der Prämisse einer eingeschalteten Klimaanlage kann unter Umständen der Einsatz-Temperaturbereich verkleinert werden. Der Temperaturbereich, den das System im ausgeschalteten Zustand überleben muss, muss aber als realistisch auf der Innenseite der Struktur angenommen werden.

- Selbstdiagnose

Drei verschiedene Parameter zur Überprüfung der Funktionsfähigkeit der Sensoren wurden untersucht, die Kapazität der Sensoren, die Impedanz der Sensoren sowie das direkte Messsignal zwischen 2 Sensoren. Mit Hilfe dieser Methoden konnten Störungen der Sensoren im Laufe der Flugtests festgestellt werden; hierbei fällt auf, dass sich die Störungen fast ausschließlich auf Sensoren beziehen, die an wenige Sensor-Verbindungsstreifen ("Multi Sensor Layer Strip" MSLS) angeschlossen sind. Die Lötverbindungen (siehe Abbildung 15) innerhalb der Verbindungsstreifen sind offensichtlich die Schwachstelle; diese Erkenntnis ist ein wichtiges Resultat des Forschungsprojektes.

Fazit: Die Sensoren sind prinzipiell für den Flugbetrieb einsetzbar, allerdings müssen für zukünftige Tests die Verbindungsstreifen robuster ausgelegt werden, oder ganz auf sie verzichtet werden.



Abbildung 15: Verbindungsstreifen am Sensor-Layer

- Dauer der Messung / Dateigröße

Die reine Messzeit beträgt derzeit 30 bis 40 min und produziert Messdaten mit einer Größe von ca. 40 MB.

Fazit: Um die Anforderung einer Messzeit von 20 min zu erfüllen, müssen Optimierungen an der Software vorgenommen werden. Allerdings muss bei der Umsetzung zum kabellosen System vor allem auf die Zeit der Datenübertragung geachtet werden. Hierbei könnte der Einsatz von Zwischenspeichern nötig werden.

- Benutzer-Schnittstelle

Die Benutzer-Schnittstelle ist Teil des verwendeten, kommerziell erhältlichen Systems.

- Haltbarkeit des Systems

Seit der Installation des Systems absolvierte das Testflugzeug 220 Flüge mit insgesamt mehr als 400 Flugstunden. Unter diesen Bedingungen wurde die Haltbarkeit des Systems nachgewiesen.

- Gewicht des Systems / zu überwachender Bereich

Der zu überwachende Bereich ist vollständig abgedeckt. Das Gewicht des kabelgebundenen Systems ist genau berechnet.

Fazit: Für das kabellose System ergibt sich somit ein Einsparpotential. Das Fernziel der Vorgabe von 2 kg für die Sensorik kann mit der vorliegenden Applikation nicht erfüllt werden. Das Optimierungspotential muss für spätere Serienanwendungen im Detail untersucht werden.

## **2.3.3 Dynamischer Barrel-Test**

### **2.3.3.1 Zielsetzung**

Wie in Kapitel 1 beschrieben, erfolgt an der Barrel-Struktur die Verifikation des Systems an einer realitätsnahen Struktur. Abbildung 16 zeigt einen Teilbereich der Struktur von innen mit den aufbrachten Sensorlayern. Die getesteten Parameter sind dabei:

- „False Positive“ und „False Negative“ Rate
- Detektierbare Schadensgröße in Abhängigkeit der strukturellen Parameter
- Genauigkeit der Lokalisierung des Schadens

Um eine größtmögliche Datenbasis zu erhalten, wird auf eine reale Schädigung der Struktur verzichtet, da ab einer relativ geringen Anzahl echter Schäden das Verhalten nicht mehr den Testanforderungen entspricht. Mit Hilfe „künstlicher“ Schäden wird diese Problematik umgangen und es konnten 15 Impactpositionen realisiert werden. Tabelle 1 sowie Abbildung 17 geben eine entsprechende Übersicht.

Jede dieser Positionen wurde nacheinander mit jeder Impactgröße (vergleiche Abbildung 18) „versehen“, wobei genauer gesagt alle drei Impactgrößen gleichzeitig zum Einsatz kamen. Das heißt: In einer Messung wurde auf die erste Position der kleinste Schaden, auf die zweite Position der mittlere Schaden und auf die dritte Position der größte Schaden aufgebracht; in einer weiteren Messung dann auf die erste Position der mittlere Schaden, auf die zweite Position der

größte Schaden und auf die dritte Position der kleinste Schaden aufgebracht; in der dritten Messung wurde auf die erste Position der größte Schaden, auf die zweite Position der kleinste Schaden und auf die dritte Position der mittlere Schaden aufgebracht; danach folgt Position 4 bis 6 usw. Auf diese Weise wurden 15 Messungen mit jeweils 3 Schäden durchgeführt. Die Rohergebnisse dieser Messungen sind in den 15 Grafiken im Anhang dieses Berichts zu sehen.

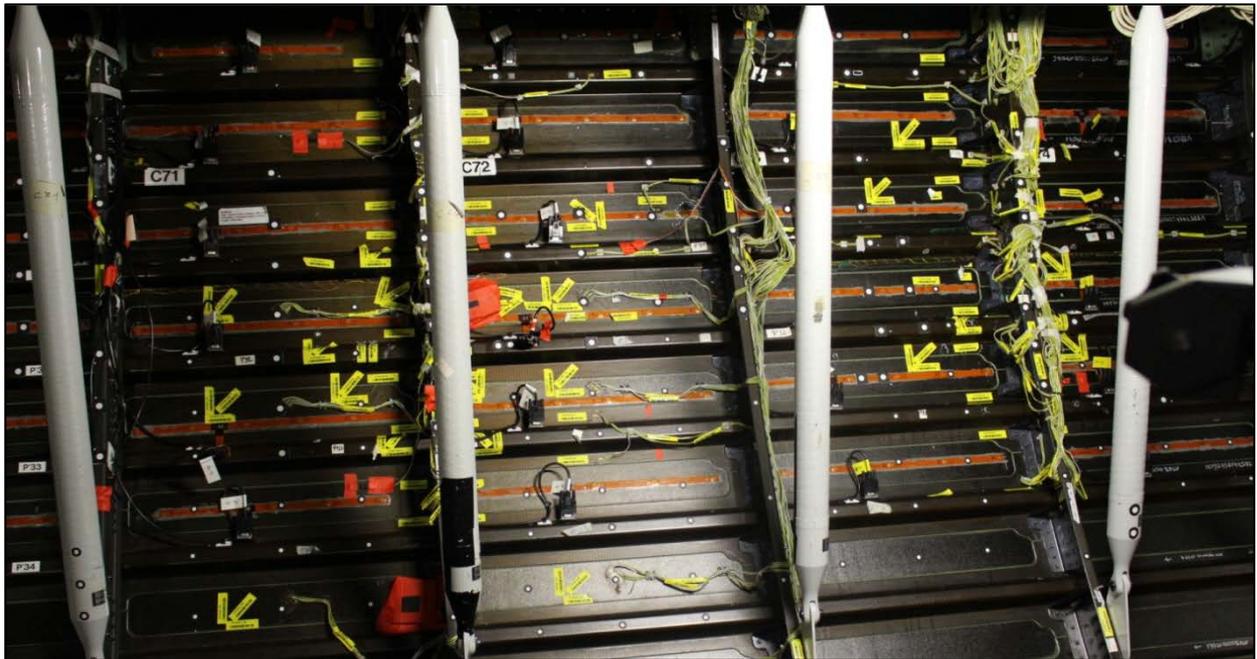


Abbildung 16: Teilbereich der Barrel-Struktur von innen

- „False Positive“ und „False Negative“ Rate

Unter „False Positive“ wird die Indikation eines nicht vorhandenen Schadens verstanden, d.h. das System zeigt einen Schaden an, obwohl sich kein Schaden in der Struktur befindet. Diese Rate ist nicht sicherheitsrelevant, mindert aber den wirtschaftlichen Wert des Systems. Die „False Negative“ Rate beschreibt die Anzahl der Schäden, die vorhanden sind, aber nicht detektiert werden. Diese Rate muss unter einem bestimmten Wert bleiben, damit die Methodik für die Luftfahrt zugelassen werden kann (vgl. nächsten Abschnitt). Zur Bestimmung der Rate wird eine kommerzielle Auswertungssoftware der Firma Acellent Technologies Inc. verwendet. Diese Software berechnet aus übertragenen Rohdaten den vermuteten Schadensort und Schadensgröße. Zur Bestimmung der „False Positive“ und „False Negative“ Rate werden die von der Software gefunden Schäden mit den künstlichen Schäden verglichen. Ein angezeigter nicht vorhandener Schaden, oder ein Schaden, der mit einer Abweichung von über 15 cm lokalisiert wird, wird als False Positive (FP) klassifiziert. Ein nicht gefundener Schaden, aber vorhandener

Schaden als False Negative (FN). Die von der Software ausgegebene Schadensgröße spielt hierbei keine Rolle.

Ein vorhandener und richtig lokalisierter Schaden wird im Folgenden als „True Positive“ bezeichnet.

| Konfiguration | Zugehörige Position (vgl. Abbildung 17) | Stringer P' | Frame   | Position           | Koordinaten |         |
|---------------|---|-------------|---------|--------------------|-------------|---------|
|               |   |             |         |                    | X (mm)      | Y' (mm) |
| 0             | 101                                     | 29          | C73/C74 | under Stringer     | 600         | 1010    |
|               | 102                                     | 29-30       | C71/C72 | center             | -780        | 920     |
|               | 103                                     | 30-31       | C72/C73 | 1/8                | 30          | 700     |
| 1             | 104                                     | 28          | C74/C75 | under Stringer     | 1315        | 1212    |
|               | 105                                     | 32-33       | C73/C74 | center             | 620         | 314     |
|               | 106                                     | 28-29       | C71/C72 | 1/8                | -605        | 1127    |
| 2             | 107                                     | 28-29       | C75/C76 | Center / skin      | 1750        | 1112    |
|               | 108                                     | 32          | C72/C73 | under Stringer 1/8 | -370        | 202     |
|               | 109                                     | 33-34       | C70/C71 | Center / skin      | -1395       | 82      |
| 3             | 110                                     | 26-27       | C75/C76 | 1/8                | 1535        | 1491    |
|               | 111                                     | 26-27       | C71/C72 | Center / skin      | -765        | 1496    |
|               | 112                                     | 27          | C70/C71 | Under Stringer 1/8 | -1430       | 1414    |
| 4             | 113                                     | 29-30       | C73/C74 | stringer foot      | 662         | 975     |
|               | 114                                     | 33-34       | C72/C73 | center-skin        | -135        | 99      |
|               | 115                                     | 30-31       | C72/C73 | 1/8                | -368        | 708     |

Tabelle 1: Übersicht über die 15 Impact-Positionen

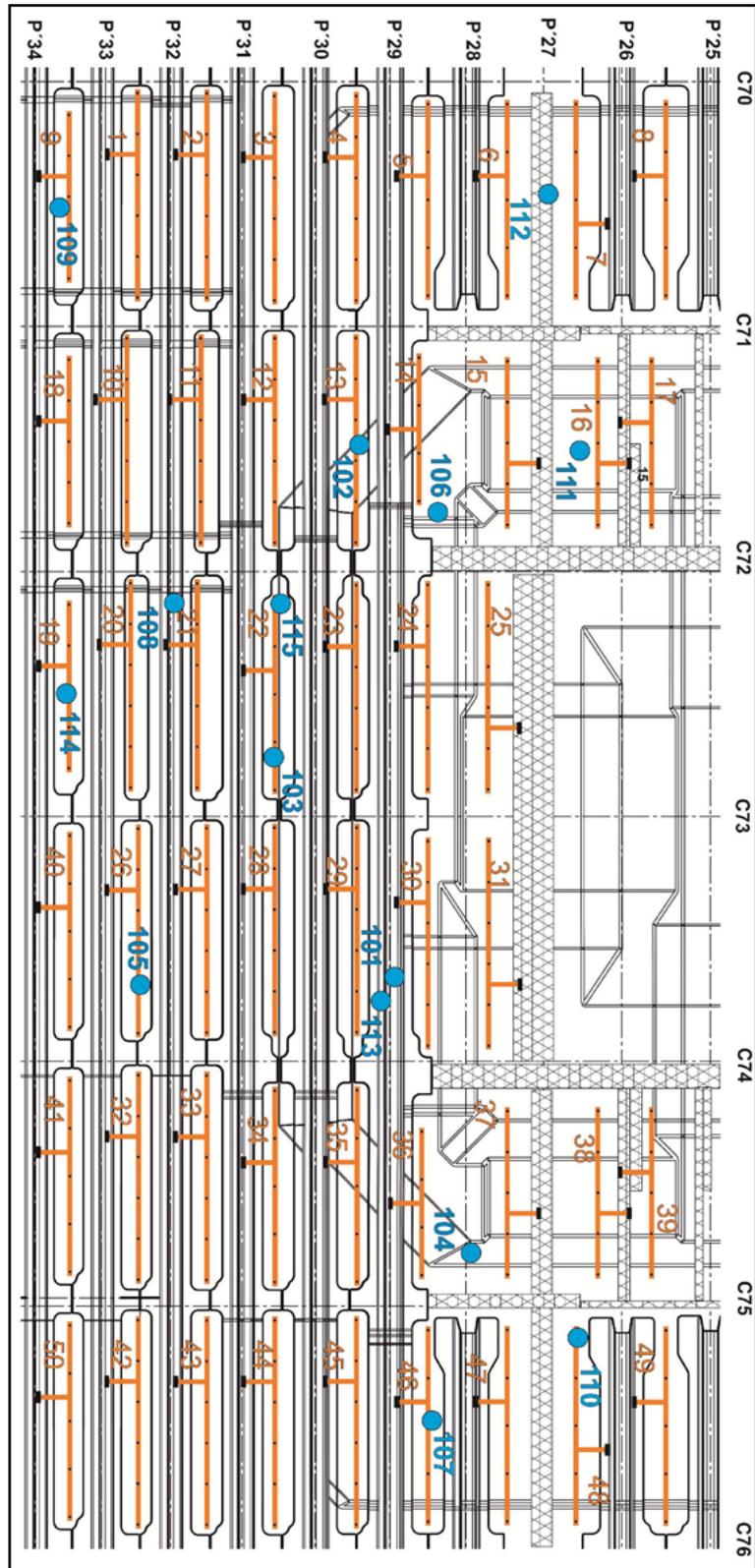


Abbildung 17: Impactpositionen auf der Barrel-Struktur (blau) sowie aufgetragene Sensoren (schwarz) und Sensorverbindungen (orange)

- Detektierbare Schadensgröße in Abhängigkeit struktureller Parameter

Um ein SHM-System zu verifizieren, muss ähnlich wie bei konventioneller Zerstörungsfreier Prüfung die Wahrscheinlichkeit der Detektion bzw. Auffindung (engl. Probability of Detection, POD) in Abhängigkeit der Schadensgröße bestimmte Werte erreichen. Im Luftfahrtbereich muss dabei ein Wert von mindestens 90% bei 95% Vertrauensniveau erreicht werden, der sogenannte  $POD_{90/95}$  (vgl. Arbeitspaket 9). Im Rahmen von Cool Maintenance kann dieser Wert nicht statistisch abgesichert ermittelt werden, da dafür weit umfangreichere Strukturen notwendig sind. Die Ergebnisse können aber einen guten Hinweis auf die prinzipielle Eignung des Systems geben.

Die Schadensgröße ist aufgrund der „künstlichen“ Schäden auf 3 Größen begrenzt, die zu detektierende kleinste Schadensgröße beträgt 2 Zoll im Durchmesser (ca. 2600 mm<sup>2</sup>), zusätzlich werden größere Schäden simuliert (3 und 4 Zoll, entspricht ca. 5800 mm<sup>2</sup> und 10300 mm<sup>2</sup>) wie in Abbildung 18 dargestellt. Bei diesen „Schäden“ handelt es sich um aufgeklebte Strukturen, die die geführten Wellen ähnlich wie innere Schäden an der Ausbreitung hindern.

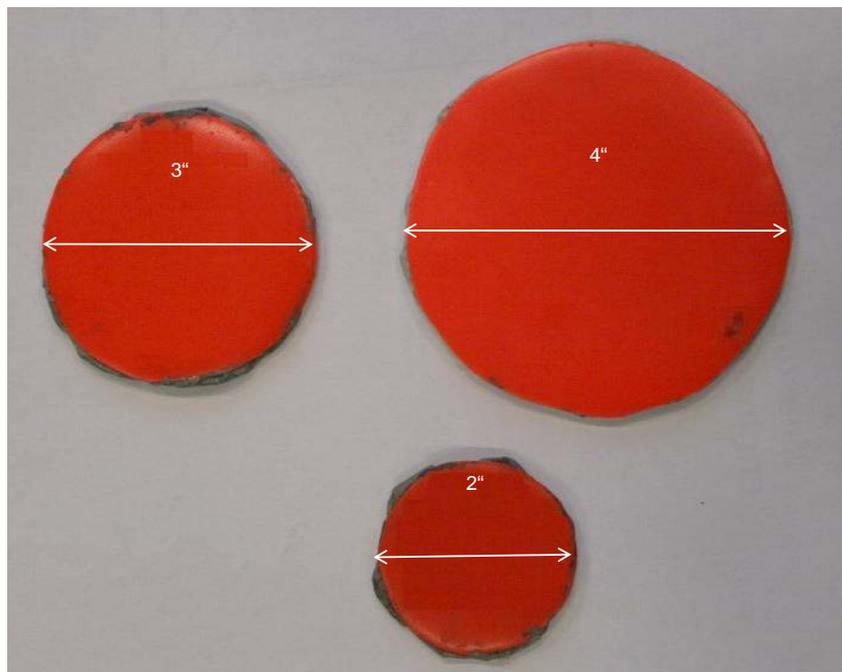


Abbildung 18: Strukturen zum Aufkleben zur Simulation von Schäden

Da strukturelle Parameter, wie Dicken Sprünge oder das Vorhandensein von Stringer oder Frames auf der Struktur die Wellenausbreitung beeinflussen, wurde eine möglichst breite, aber dennoch reproduzierbare Streuung der Positionen, wie ebenfalls in Tabelle 1 dargestellt, gewählt.

- Genauigkeit der Lokalisierung des Schadens

Die von der Software ausgegebenen Schadens-Orte werden mit den realen Positionen abgeglichen und die jeweiligen Abweichungen bestimmt. Die Lokalisierungsgenauigkeit ist für die spätere Anwendung von großer Bedeutung, da für verschiedene Bereiche verschiedene zulässige Fehlergrößen gelten können. Innerhalb von Cool Maintenance wird die Genauigkeit erfasst, jedoch nicht bewertet.

- Sensorinstallation

Die Sensoren wurden analog zu der im Kapitel 2.3.1 beschriebenen Prozedur appliziert. Allerdings wurde auf das Aufbringen von Dichtmasse und Lack verzichtet, da der Test unter kontrollierten Umgebungsbedingungen abläuft. Abbildung 17 zeigt das verwendete Sensorlayout.

### 2.3.3.2 Ergebnisse

- Detektionsrate:

Abbildung 19 und Abbildung 20 fassen die Ergebnisse zusammen. Aufgetragen ist die prozentuale Häufigkeit einer Detektion in Abhängigkeit der Schadensgröße (Abbildung 19) bzw. der strukturellen Konfiguration (Abbildung 20). Die Detektionsrate für die 2600 und 5800 mm<sup>2</sup> großen Schäden liegt für diesen Versuch bei ca. 73%, für den 10300 mm<sup>2</sup> großen Schaden bei 80%. Beide Werte liegen unter der in einer POD Studie erforderlichen 90%. Der Vergleich mit der strukturellen Konfiguration zeigt große Unterschiede. Dabei ist auffällig, dass simulierte Schäden auf dem Stringerfuß und Stringermittle nur sehr schlecht detektiert werden konnten, während die Detektionsrate auf den anderen Konfigurationen bis zu 100% beträgt.

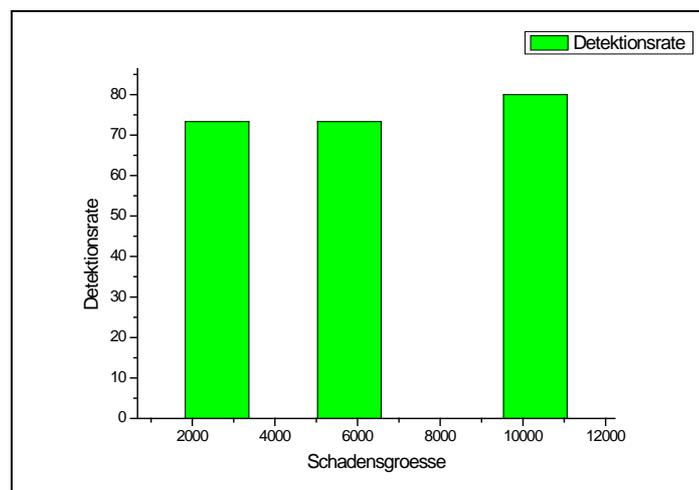


Abbildung 19: Auftragung der gefundenen und nichtgefundenen Schäden in Abhängigkeit von der Schadensgröße

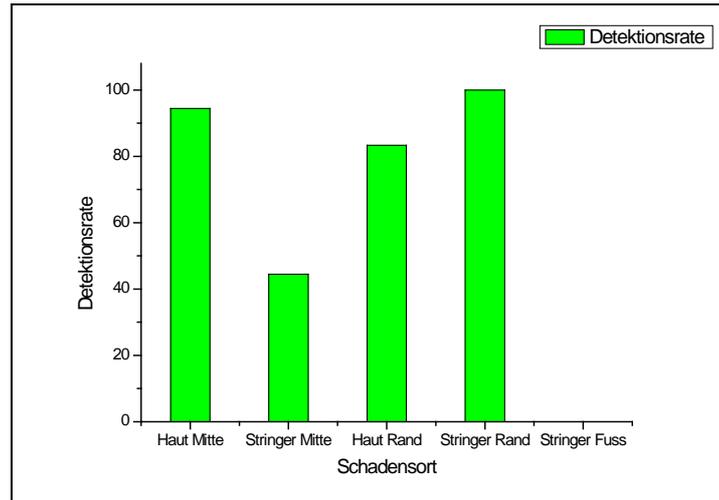


Abbildung 20: Auftragung der gefundenen und nichtgefundenen Schäden in Abhängigkeit vom Schadensort

- Lokalisierungsgenauigkeit:

Die Lokalisierungsgenauigkeit ist in Abbildung 21 und Abbildung 22 analog zur Detektionsrate dargestellt. Die Lokalisierungsgenauigkeit liegt im Mittel bei ungefähr 45 mm, mit einer leicht steigenden Tendenz bei größeren Schäden. Eine Abhängigkeit von strukturellen Features ist nicht zu erkennen.

- Schadensgröße

Auf einen Vergleich der realen und detektierten Schadensgröße wurde verzichtet, da die Ergebnisse offensichtlich keine Korrelation erkennen lassen.

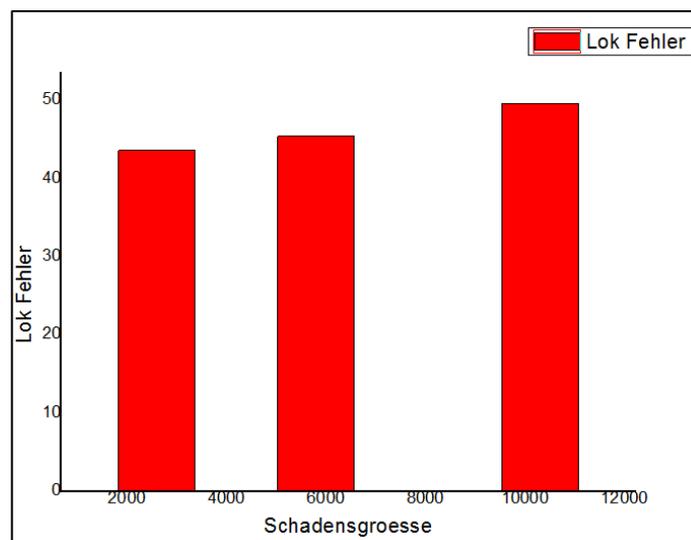


Abbildung 21: Absoluter Fehler in der Lokalisierung in Abhängigkeit der Schadensgröße

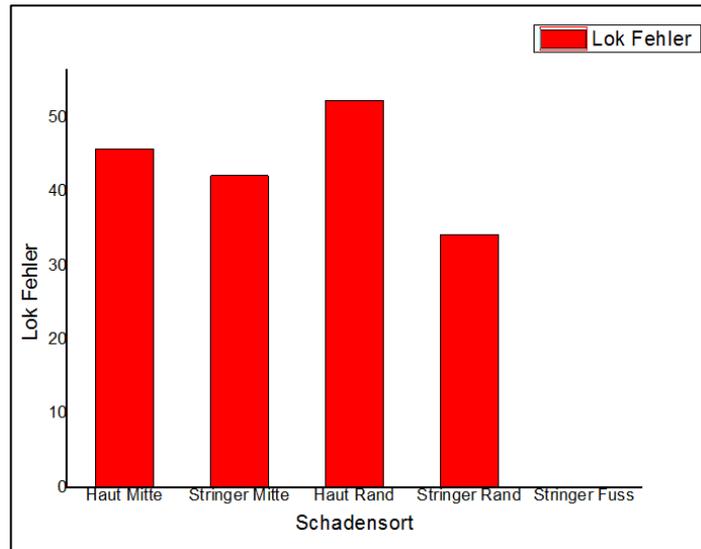


Abbildung 22: Absoluter Fehler der Lokalisierung in Abhängigkeit struktureller Features

- Interpretation

#### Detektionsrate:

Die Detektionsrate liegt global unterhalb der geforderten Rate von 90%. Allerdings gibt es deutliche Hinweise, dass bestimmte strukturelle Features, insbesondere die Omega-Stringer die Detektion unter bestimmten Bedingungen erschweren. Diese Problematik muss näher untersucht werden. Lokal ist das Sensor-System unter diesen Test-Bedingungen in der Lage, Schäden zuverlässig zu erkennen.

#### Lokalisierungsgenauigkeit:

Die Lokalisierungsgenauigkeit ist mit ca. 45 mm schlechter ausgefallen als die geforderten 10 mm. Da die Lokalisierungsgenauigkeit direkt abhängig von der Dichte des Sensornetzwerks ist, kann diese in zukünftigen Versuchen erhöht werden.

#### Schadensgröße:

Die ermittelte Schadensgröße weicht z.T. deutlich von der „tatsächlichen“ Größe der künstlichen Schäden ab. Auch wenn diese Art der künstlichen Fehler nicht optimal zur Bestimmung der Genauigkeit bei der Schadensgrößenermittlung ist, ist ein klares Ergebnis, dass der Algorithmus zur Bestimmung der Schadensgröße verbessert werden muss.

#### Gesamt:

Der Versuch ist gut geeignet, die Funktionen eines SHM System zu verifizieren. Eine Verifikation ist allerdings nicht gleichzusetzen mit einer technischen Qualifikation, die unter anderem auch Flugbehörden mit einbezieht. Das Funktionsprinzip des getesteten Systems konnte in Teilen verifiziert werden und die vorhandenen Schwachstellen aufzeigen.

## **3. Veröffentlichungen im Rahmen des Projektes**

### **3.1 Wissenschaftliche Veröffentlichungen**

Es wurden keine wissenschaftlichen Veröffentlichungen von Seiten der Airbus Operations GmbH im Rahmen des Projektes publiziert.

### **3.2 Öffentliche Tagungen**

Es wurde auf keinen öffentlichen Tagungen von Seiten Airbus Operations über das Projekt berichtet.

### **3.3 Berichte der Universitäten**

Es sind keine universitären Berichte im Rahmen des Projektes von Seiten der Airbus Operations GmbH vorhanden.

### **3.4 Patente**

Im Rahmen des Projektes „Cool Maintenance“ sind keine Patente von Seiten Airbus Operations eingereicht worden.

LEERE SEITE