

Dokumentation von Impactschäden an Luftfahrt-Sandwichstrukturen mit Hilfe der Thermografie

Die Thermografie stellt eine Standardprüfmethode im Luft- und Raumfahrtbereich dar. Sie eignet sich sehr gut zur Detektion von Schädigungen in Leichtbaustrukturen, wie sie im Luftfahrzeugbau Verwendung finden. Ein Honeycomb-Sandwichverbund stellt eine typische Leichtbaustruktur dar. Ein derartiger Verbund besteht aus einem Wabenkern der beidseitig mit zwei dünnen Faserverbunddecklagen verklebt ist. Er zeichnet sich durch ein geringes Gewicht und eine große Steifigkeit aufgrund des Flächenträgheitsmoments aus. Die Anwendung derartiger Verbundstrukturen ist im Flugzeugbau vielfältig, so bestehen das Radom (Flugzeugnase, Abdeckung des Wetterradars) oder die aerodynamischen Steuerflächen – wie Seiten- Höhen- Querruder sowie die Landeklappen [1] aus Honeycomb-Sandwichstrukturen.

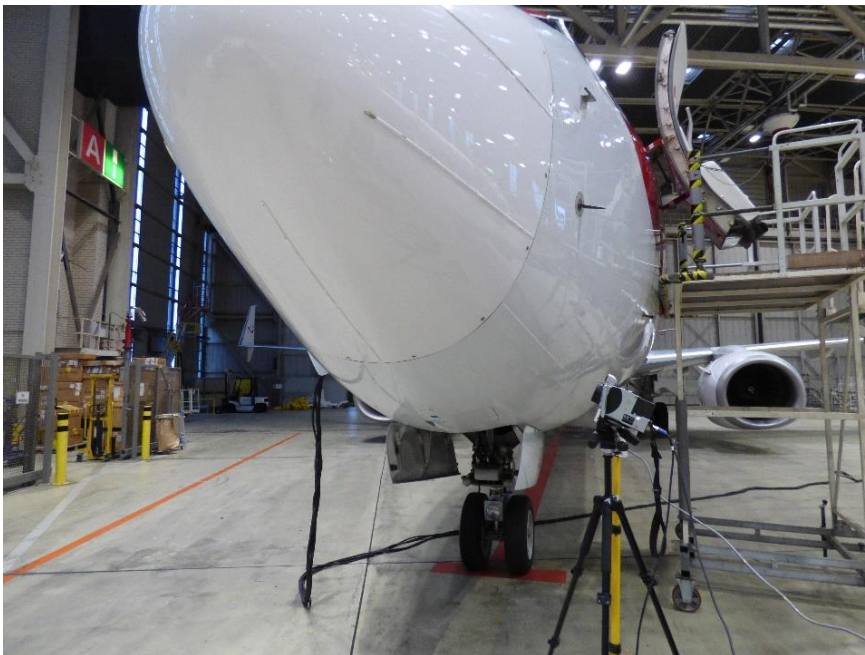


Abbildung 1: Radom Boeing 737 (GFK-Honeycomb-Sandwich)
© Friedrich Wilhelm Bauer

Diese Bauteile können aerodynamische Lasten, also flächige Belastungen, auffangen. Jedoch können schon geringe punktuelle Belastungen schwere Schädigungen verursachen. Die zuverlässige Detektion und Dokumentation dieser Schädigungen ist für die Flugsicherheit entscheidend. Die Thermografie kann hier als bildgebendes Prüfverfahren Schäden in kurzer Zeit berührungslos erkennen.



Abbildung 2: Drop-Weight-Impact-Tower mit eingespanntem Probekörper

Die Thermografie visualisiert die Intensität und Verteilung der Infrarotstrahlung, die von der Bauteiloberfläche emittiert wird. Das Bauteil wird dazu thermisch angeregt, z.B. mit Hilfe von warmer oder kalter Luft, konvektive Anregung, oder durch optische Strahlung. Schadhafte Bereiche verändern lokal die Infrarotstrahlungsverteilung auf der Bauteiloberfläche und sind somit detektierbar.

Typische Schäden sind sog. Impactereignisse, durch Hagelschlag oder herabfallendes Werkzeug hervorgerufene Dellen in der Decklage eines Honeycomb-Sandwichbauteils.

Um das Ausmaß eines derartigen Schadens zu verdeutlichen, soll das folgende Szenario angenommen werden: Ein Hagelkorn trifft das Radom eines Verkehrsflugzeugs im Startlauf. Das Hagelkorn mit einem Durchmesser von ca. 17 mm [2], einer Dichte von $0,6 \text{ g/cm}^3$ [2] und einem Gewicht von 1,5 g trifft mit einer Geschwindigkeit von 260 km/h [3] auf das Bauteil. Die Energie des Impacts beträgt dabei ca. 4 Joule. Im Labor wurde das Szenario mit Hilfe eines Drop-Weight-Impact-Towers, siehe Abbildung 2 nachgestellt.

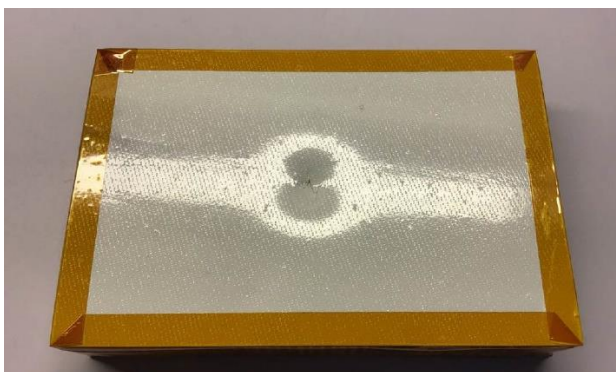


Abbildung 3: Impactschaden Probekörper Radom (GFK-Honeycomb-Sandwich)

Dazu wurde ein Probekörper mit ähnlichem Materialaufbau wie ein Luftfahrzeugradom mit einem 4 Joule Impactschaden versehen, siehe Abbildung 3.

Die Decklagen des Probekörpers bestehen aus zwei Lagen Glasfaser-Leinwandgewebe auf der Bauteilvorderseite sowie einer Lage Glasfaser-Leinwandgewebe auf der Bauteilrückseite. Die GFK-Decklagen umschließen einen 25 mm starken Nomex-Wabenkern. Der Eintrag des Impactschadens fand auf der Bauteilvorderseite statt.

Zur Bewertung des Impact-Schadens wurden Richtlinien der „European Union Aviation Safety Agency“ kurz EASA, zur „Erfüllung von Lufttüchtigkeitsanforderungen an Luftfahrzeug-Faserverbundstrukturen“ [4] herangezogen.

Demnach werden Schadenskategorien wie folgt unterschieden:

- 1. Kategorie:** Tolerierbare Herstellungsfehler, die keine Instandsetzung notwendig machen
- 2. Kategorie:** Schäden, die im Rahmen einer Sichtkontrolle durch Fachpersonal auffindbar sind, jedoch eine Instandsetzung erst im Rahmen des jeweils nächsten Werftaufenthalts erforderlich machen
- 3. Kategorie:** Schädigungen, die bereits durch nicht geschultes Vorfelddpersonal visuell identifiziert werden können. Hier ist eine zeitnahe Instandsetzung des Bauteils notwendig
- 4. Kategorie:** Schäden, die aus bekannten Vorfällen (z.B. Vogelschlag) resultieren und die Restfestigkeit des Bauteils erheblich herabsetzen
- 5. Kategorie:** Schwere Schädigungen durch abnormale Flug- oder Bodenereignisse (z.B. Kollision mit Versorgungsfahrzeugen am Boden)

Aufgrund der deutlich sichtbaren Delle auf der Decklage des Probekörpers ist die 3. Kategorie zu Grunde zu legen: „Schädigungen, die bereits durch nicht geschultes Vorfelddpersonal visuell identifiziert werden können. Hier ist eine zeitnahe Instandsetzung des Bauteils notwendig“.

Für eine Instandsetzung des Bauteils ist die genaue Kenntnis der Größe des Schadens entscheidend. Dazu wird zunächst der visuell erfassbare Schaden, also die Delle, auf der Faserverbunddecklage vermessen. Die Impact-Delle, eine Ellipse, mit der Ausdehnung von ca. 40 mm in X- und ca. 44 mm in Y- Richtung, besitzt eine Fläche von ca. 1382 mm², siehe Abbildung 4.

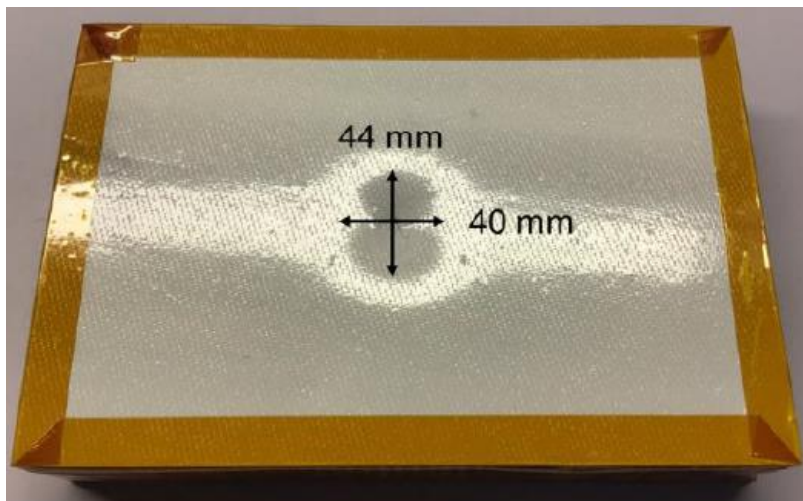
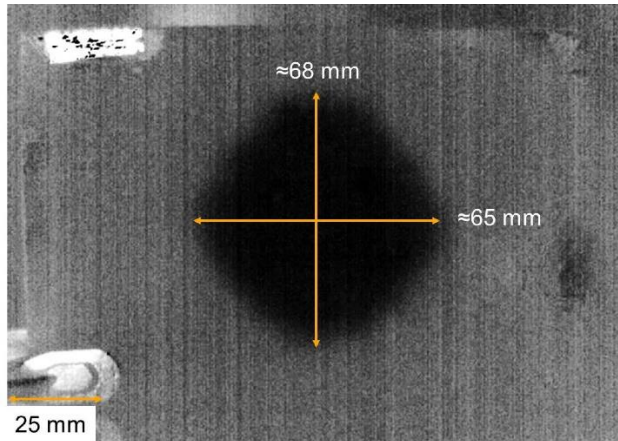


Abbildung 4: Vermessung der Impact-Delle auf der GFK-Decklage

Der äußerlich sichtbare Schaden stellt nur einen Teil des tatsächlich vorhandenen Schadens dar. Ein großer Teil der Einschlagenergie wurde über den Wabenkern abgebaut der dadurch geschädigt worden ist. Die beschädigte Decklage kann das Eindringen von Feuchtigkeit in das Bauteil ermöglichen. Die Feuchtigkeit kann sich entlang der beschädigten Wabenzellen im Wabenkern ausbreiten und damit die Bildung von Wassereinlagerungen ermöglichen. [5] Wasser gefriert in großen Höhen und dehnt sich aus, dabei wird die Sandwichstruktur beschädigt. In der Vergangenheit haben Wassereinlagerungen zu schweren Zwischenfällen geführt, wie z.B. der Kollaps des Radoms einer Fokker 100 aus dem Jahr 2010. [5]

Eine Möglichkeit zur Feststellung der Größe des Wabenkernschadens stellt die Thermografie dar. Im vorliegenden Fall kann über die beschädigte Decklage ein Unterdruck im Wabenkern bzw. im Bereich der Wabenkernschädigung erzeugt werden. Die Luft im Wabenkern wird dadurch entspannt und kühlt sich ab. Das Phänomen wird als Joule-Thompson-Effekt [6] bezeichnet. Damit kühlt sich auch die Faserverbunddecklage im Bereich des Wabenkernschadens ab.



Diese lokale Abkühlung ist von der dem Einschlagschaden gegenüberliegenden Seite der Bauteiloberfläche thermografisch erfassbar, siehe Abb. 5. Unter der Annahme einer elliptischen Form beträgt die Ausdehnung des Wabenkernschadens in X- Richtung ca. 65 mm und in Y-Richtung ca. 68 mm und besitzt damit eine Fläche von ca. 3471 mm² siehe Abb. 5. Damit ist der thermografisch detektierte, reale Schaden in der flächigen Ausdehnung ca. 2,5-mal größer als der visuell erfassbare Schaden.

Abbildung 5: Thermogramm Wabenkernschädigung Probekörper GFK-Honeycomb

Ein Schnitt durch den Probekörper offenbart die Schädigung des Kerns deutlich und bestätigt das Schadensbild des Thermogramms, siehe Abb. 6.

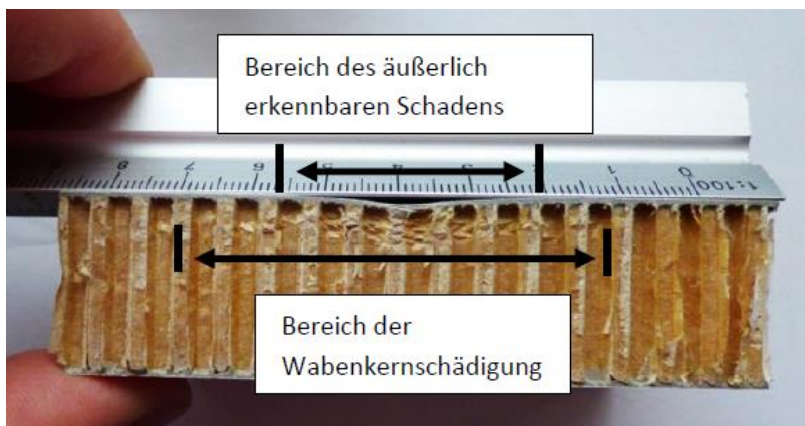


Abbildung 6 Schnitt durch ein Honeycomb-Probekörper nach dem Eintrag eines 4 Joule Impacts © Friedrich Wilhelm Bauer

Im Rahmen der Instandsetzung des Bauteils werden die beschädigten Bereiche der Decklage und des Wabenkerns entfernt. Ein sog. „Core-Plug“ [1], ein Kerneinsatz, ersetzt den beschädigten Teil des Honeycomb-Kerns. Im Anschluss daran wird die GFK-Decklage in dem betreffenden Bereich neu aufgebaut. Das Bauteil ist nach der Instandsetzung wieder uneingeschränkt lufttuchtig.

Autoren:

Dipl.-Inform.wirt (FH) Friedrich Wilhelm Bauer

Dipl.-Ing. Birgit Claßen-Georgiadis

Dipl. Wirt.-Ing. Dietrich Müller

Benjamin Cäsar

Mathias Robert Gossen

Literatur:

[1] Reithmaier, L.; Strekenburg, R.: Standard Aircraft Handbook – For Mechanics and Technicians. 7th Edition, New York, 2014

[2] Der Brockhaus Wetter und Klima – Phänomene, Vorhersage, Klimawandel. Hrsg. Lexikonredaktion des Verlages F.A. Brockhaus Mannheim, 2009

[3] Hünecke, K.: Die Technik des modernen Verkehrsflugzeuges. 1. Aufl., Motorbuchverlag, Stuttgart, 2017

[4] EASA AMC 20-29 Composite Aircraft Structure AMC 20-29 Effective: 26/07/2010 Annex II to ED Decision 2010/003/R of 19/07/2010

[5] Bauer, F. W.; Engel, A.; Klodwig, D. ; Drewke, T.: Thermografie deckt Schäden unter der Oberfläche auf“. ATZ Extra, Sonderheft für die VDI FVT-Luft- und Raumfahrt, ISSN online 2509-4610 Springer Fachmedien Wiesbaden, 2020

[6] Brockhaus Enzyklopädie, Neunter Band, F.A. Brockhaus Wiesbaden, 1970