



LASERGESCHWEISSTE RUMPFSTRUKTUREN AUS HOCHFESTEN AL-LI-LEGIERUNGEN

DIE AUFGABE

Die Weiter- und Neuentwicklung von Flugzeugrumpfstrukturen hat in den letzten Jahren zu einer Reihe von innovativen Produkten im Bereich der Passagierflugzeuge geführt. Flugzeughersteller, die auf metallische Strukturen setzen, profitierten dabei im Wesentlichen von der Einführung der Laserstrahltechnik zum Schweißen von Aluminiumlegierungen mit hoher Festigkeit. Für kleinere Flugzeuge, so genannte Regionalflugzeuge, steht nun ein ähnlicher Entwicklungsschub an. Bei diesen Flugzeugtypen ist die zur Absenkung der Abgasemission notwendige Gewichtsreduzierung durch einen noch stärkeren Kostendruck bei der Herstellung limitiert. Dies erfordert Werkstoffe mit optimierter Mikrostruktur, die durch geeignete Fertigungsmethoden kostengünstig herstellbar ist.

Die Aluminium-Lithium-Legierung 2198 erfüllt das gewünschte Gewicht-zu-Kostenziel sehr gut, da sie eine geringere Dichte, einen höheren E-Modul und eine ebenso hohe Festigkeit wie die bisherigen schweißgeeigneten Aluminium-Legierungen aufweist. Im Rahmen des EU-Projekts Clean Sky I (Förderkennzeichen CSJU-GAM-GRA-2008-001) bestand die Aufgabe des Fraunhofer IWS Dresden in der Entwicklung eines schweißtechnischen Konzeptes für einen Flugzeugunterrumpf basierend auf dem Werkstoff 2198. Beginnend mit der Auslegung bis hin zur Fertigung durch Laserstrahlschweißen war die Fertigung eines deutlich gewichtsreduzierten Panels für den Flugzeugunterrumpf darzustellen.

UNSERE LÖSUNG

Zunächst wurde ein Unterrumpfpanel in der Dimension 1600 x 900 mm² durch klassische Berechnungsmethoden

grob ausgelegt und als CAD-Modell dargestellt. Ausgehend von diesem Modell wurden kleinere Testbereiche festgelegt, so genannte T-Stoßverbindungen, an denen die Schweißtechnologie der schwer schweißbaren Legierung erprobt werden konnte. Zahlreiche Kleinproben wurden geschweißt und zur Absicherung der mechanischen Festigkeit der Schweißverbindung sowohl statisch als auch zyklisch geprüft. Eine besondere Herausforderung stellten dabei die im Bereich der Schweißnaht nur 1,2 mm dicken Hautbleche dar. Nur die exakte Steuerung des Lasers kann den thermisch bedingten Durchgriff der Schweißnaht auf die Panel-Außenseite minimieren.

Mittels 1-Stringer-Streifen-Proben wurde das Materialverhalten der mit optimierten Parametern geschweißten Strukturen unter Druckbelastung untersucht (Abb. 2 a). Diese idealisierten Proben dienen zur Validierung eines vorläufigen Finite-Elemente-Modells, Abb. 2 b. Auf Basis der daraus gewonnenen Erkenntnisse wurde der endgültige Lösungsansatz für das Finite-Elemente-Modell zur Berechnung des gesamten Panels festgelegt und die ertragbare Beullast bzw. die Versagenslast abgeschätzt.

Anschließend wurde das Finite-Elemente-Modell geometrisch erweitert, um umfangreiche Rechnungen zur Gewichtsoptimierung unter Berücksichtigung der zu ertragenden Last durchzuführen. Mit einer für Druckbelastung optimierten Struktur wurde das CAD-Modell konkretisiert und in eine schweißtechnische Lösung umgesetzt. Nach Auslegung der erforderlichen Spanntechnik und Erprobung der Schweißstrategie konnte ein prüffähiger Demonstrator (5-Stringer-Panel) erstellt und dem experimentellen Test zugeführt werden.

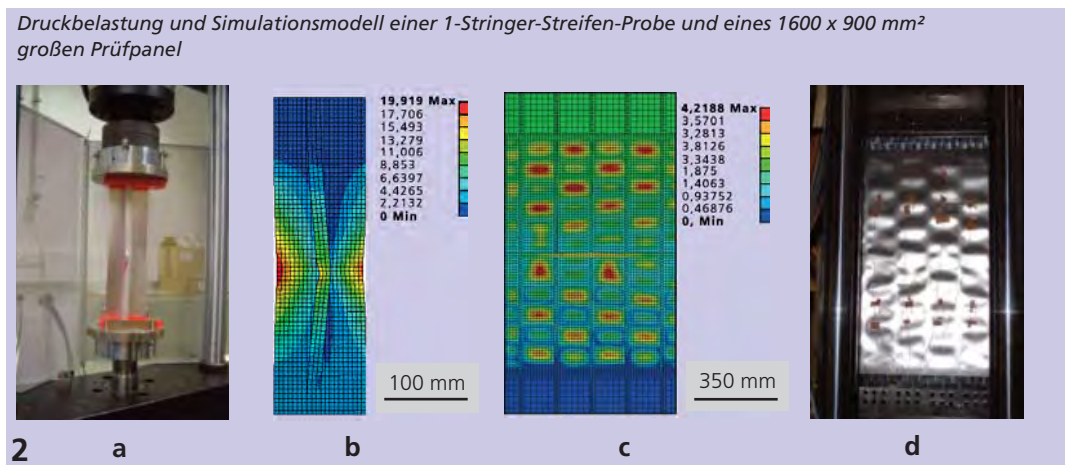
ERGEBNISSE

Die aus dem Schweißprozess resultierenden Forderungen wurden durch beidseitig gleichzeitiges Laserstrahlschweißen erfolgreich erfüllt. Zwei unter einem flachen Winkel zum Hautblech orientierte CO₂-Laserstrahlen schweißen die Stringer auf, nachdem die Oberfläche des Werkstoffs durch chemisches Beizen abgetragen wurde. Die für das Material typischerweise erhöhte Gefahr der Heißrissbildung kann durch einen werkstoffangepassten Zusatzwerkstoff beseitigt werden.

In der Finite-Elemente-Simulation konnte gezeigt werden, dass eine metallische Struktur mit 5-Stringern und 3 Spanten bei einer Größe von 1600 x 900 mm² und einer minimalen Hautblechdicke von 0,9 mm ein Gewicht von weniger als 7 kg aufweist und trotzdem der geforderten Maximallast und der Überlast standhalten kann (Abb. 2 c).

Für eine eher konservativ angesetzte Auslegungsstrategie wurde mit der Finite-Elemente-Simulation eine Versagenslast von 99 kN abgeschätzt. Mit 103 kN lag der Wert des Experiments leicht über dem vorausgesagten Wert. Das anhand der Vorversuche ermittelte Finite-Elemente-Modell und die angenommenen Randbedingungen sind somit tragfähig. Zudem wurde bestätigt, dass unter Verwendung der hochfesten Aluminium-Lithium-Legierung 2198 ein sehr leichtes Panel gefertigt werden kann, das die erforderliche Drucklast sicher erträgt.

Mit der im Fraunhofer IWS entwickelten Schweißtechnologie für sehr dünnwandige und große Prüfstrukturen ist zudem eine kostengünstige Fertigung darstellbar. Für die weitere Umsetzung des gewählten Leichtbauansatzes und die Ausnutzung des aufgezeigten Potenzials in Rumpfstrukturen von Regional-Flugzeugen ist nun ein Barrel-Test erforderlich.



Im nachfolgenden experimentellen Druckversuch am Fraunhofer-Institut LBF in Darmstadt wurde das Panel geprüft. Ähnlich wie in der Simulation idealisiert, wurden die Panelseiten in einem Zusatz-Spannrahmen der Prüfmaschine geführt. Unter Druckbelastung wurde ein mit der Simulation vergleichbares Beulverhalten experimentell nachgewiesen und die kritische Versagenslast bestimmt, siehe Abb. 2 d.

1 Passagierflugzeug

KONTAKT

Dr. Dirk Dittrich
 Telefon: +49 351 83391-3228
 dirk.dittrich@iws.fraunhofer.de

