

Abschlussbericht

JoinDT

Vorhabentitel:	Schadenstolerante strukturelle Klebeverbindung für Hubschrauberstrukturen/-zellen
Förderkennzeichen:	20W1918B (LuFo VI-1)
Laufzeit des Vorhabens:	01.01.2020 bis 30.06.2024

Erstellt:

Sebastian Büsing	ETISG
Christian Thum	ETXLO

Donauwörth, 28.09.2024

Dominik Strobel
R&T Program Manager

Johannes Plaum
Head of Vehicle and Airframe R&T Program

Der Inhalt dieser Unterlage ist geistiges Eigentum von AIRBUS HELICOPTERS DEUTSCHLAND GmbH. Die Verantwortung für den Inhalt dieser Veröffentlichung liegt beim Autor.

Das diesem Bericht zugrundeliegende Vorhaben wird mit Mitteln des Bundesministeriums für Wirtschaft und Klimaschutz (BMWK) gefördert. Außerhalb der Regelung des Zuwendungsbescheides ist eine Weitergabe an Dritte, sowie Vervielfältigung dieser Unterlage, Verwertung und Mitteilung des Inhaltes an Dritte nicht gestattet, soweit nicht vorher schriftlich von AIRBUS HELICOPTERS DEUTSCHLAND GmbH zugestanden. Zuwiderhandlungen verpflichten zu Schadenersatz. Alle Rechte für den Fall der Patenterteilung oder Gebrauchsmustereintragung vorbehalten.

The content of this document is the intellectual property of AIRBUS HELICOPTERS DEUTSCHLAND GmbH. The responsibility for the content of this publication rests with the author.

The project which forms the basis for this report is endorsed and funded by the Federal Ministry for Economic Affairs and Climate Action (BMWK). Apart from the user rights contained in the notification concerning the allocation of funds, copying of this document to third parties and the use of the contents thereof, are forbidden without prior written consent by AIRBUS HELICOPTERS DEUTSCHLAND GmbH. Offenders are liable to the payment of damages. All rights are reserved in the event of the grant of a patent or the registration of a utility model or design.

Inhaltsverzeichnis

I.	Kurzdarstellung des Projektes	6
I.1	Aufgabenstellung	6
I.2	Voraussetzungen der Durchführung.....	6
I.3	Planung und Ablauf des Vorhabens	7
I.4	Wissenschaftlicher und technischer Stand zum Projektstart	7
I.5	Zusammenarbeit mit anderen Stellen.....	8
II.	Eingehende Darstellung	9
II.1	Verwendung der Zuwendung und erzielte Ergebnisse	9
II.1.1	HAP1 Anforderungen an die Auslegungsmethodik.....	9
II.1.2	HAP2 Entwicklung, Validierung und Integration von Simulationsmodellen	14
II.1.3	HAP3 Transfer auf industrielle Anwendungsfälle und Validierung	22
II.2	Wichtigste Positionen des zahlenmäßigen Nachweises	42
II.3	Notwendigkeit und Angemessenheit der geleisteten Arbeit.....	43
II.4	Voraussichtlicher Nutzen und Verwertbarkeit der Ergebnisse	43
II.5	Bekannt gewordener Fortschritt	44
II.6	Veröffentlichungen	44

Abbildungsverzeichnis

Abbildung 1: Geklebte Haut-Spant-Verbindung mit Stumpfstoß der Außenhäute	9
Abbildung 2: Konstruktionsmerkmale zur möglichen Erhöhung der Schadenstoleranz einer Klebung	10
Abbildung 3: Konzept des doppelten Schubfeldträgers als Struktur-Detail-Test in AP3	11
Abbildung 4: Gerader Stumpfstoß; Initialschaden und Schadensausbreitung	12
Abbildung 5: Stumpfstoß mit unterteilten Klebeflächen (Zick-Zack-Linie); Initialschaden und Schadensausbreitung	13
Abbildung 6: Fertige G1c- und MMB-Proben	15
Abbildung 7: Impact-SLS-Proben	16
Abbildung 8: LEA-Einzelergebnisse Versuchsreihe B	17
Abbildung 9: µCT-Aufnahme Probe B1 (15 Joule)	18
Abbildung 10: Probengeometrie der Coupon-Tests	19
Abbildung 11: Seitenansicht des Probenaufbaus	19
Abbildung 12: Finale Proben	20
Abbildung 13: Festigkeiten von rechteckiger und dreieckiger Klebefläche	21
Abbildung 14: Vergleich der Out-of-plane-Verschiebung für konventionelle, rechteckige (oben) und dreieckige Klebefläche (unten)	24
Abbildung 15: Vergleich der Nachgiebigkeit von Tests und Simulationen über der Zyklenzahl	25
Abbildung 16: Ausbildung der Rissfront bei dreieckiger (oben) und rechteckiger Klebefläche (unten)	26
Abbildung 17: Vergleich der Schubspannung aus FE (links) und Theorie (rechts)	27
Abbildung 18: numerische Parametervariationen	28
Abbildung 19: Spannungsverteilung in der Klebschicht für die Varianten Referenz, Klebstofffüllung in der Lücke sowie Klebstoffraupe am Rand der Splice-Plate	28
Abbildung 20: Prinzipskizze Struktur-Detail-Test	29
Abbildung 21: FE-Modell des Struktur-Detail-Tests	29
Abbildung 22: Prüfstand für Doppelten Schubfeldträger, Lastfall Zug	30
Abbildung 23: Prüfstand für Doppelten Schubfeldträger, Lastfall Schub	30
Abbildung 24: Bauteile des Struktur-Detail-Tests mit Zig-Zag-Form im Überlappungsbereich	31
Abbildung 25: Atmosphären-Druck-Plasma-Behandlung der Klebeflächen	31
Abbildung 26: Klebevorbereitung: Maskieren und Positionierhilfen	32
Abbildung 27: Klebeprozess und Aushärtung im Ofen	32
Abbildung 28: Detaildarstellung: Auflaminierter Doppler und Taillierung	33
Abbildung 29: Finale Prüfstruktur - Zugbelastung	34
Abbildung 30: Erzeugung des Impact-Schadens im Fallturm	35
Abbildung 31: Erzeugter BVID, Oberseite (Laminat, links) und Unterseite (Al-Spant, rechts)	35

Abbildung 32: Künstlicher Schaden, Licht (horizontale weiße Linie) scheint durch den erzeugten Schnitt entlang der Schnittlinie (rot)	36
Abbildung 33: Prüfstand mit Prüfkörper, Lastfall Zug (links) und Schub (rechts).....	36
Abbildung 34: Zugbelastetes Panel nach Bruch	38
Abbildung 35: Schubbelastetes Panel nach Bruch	39
Abbildung 36: Schubbelastetes Panel mit erweitertem künstlichen Schaden nach Bruch.....	39
Abbildung 37: Draufsicht auf ein ineinandergreifendes Verbindungslinienmuster	41

Tabellenverzeichnis

Tabelle 1: Impact Test Matrix	16
Tabelle 2: Vergleich der Klebstoffe der Element-Tests (grün: geeignet; rot: ungeeignet).....	21

Abkürzungsverzeichnis

ADS	AIRBUS Defence and Space
AHD	AIRBUS HELICOPTERS Deutschland GmbH
AO	AIRBUS Operations
AP	Arbeitspaket
BCS	Bonding Control Specimens
BVID	Barely Visible Impact Damage
CFK	Carbon-Faserverbund Kunststoff
D	Deliverable
DFEM	Detailed Finite Element Method
DLR	Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V.
DT	Damage Tolerant (Schadenstolerant)
DOA	Design Organisation Approval
FEM	Finite Element Method
GFEM	Generalized Finite Element Method
HAP	Hauptarbeitspaket
HAW	Hochschule für Angewandte Wissenschaften Hamburg
IFB	Institut für Flugzeugbau - Universität Stuttgart
LL	Limit Load
M&P	Material & Prozesse
MS	Meilenstein
NDI	Non Destructive Testing (zerstörungsfreies Prüfen)
POA	Production Organisation Approval
UL	Ultimate Load

I. Kurzdarstellung des Projektes

I.1 Aufgabenstellung

Strukturelle Klebungen bieten das Potenzial, Gewichts- und Produktionskosten einzusparen. Sie sind im Flugzeugbau derzeit jedoch nur begrenzt anwendbar, da keine Schadenstoleranz nachgewiesen werden kann. Eine Zulassung kann somit nur erreicht werden, wenn jedes Bauteil einem Belastungstest unter Limit-Lasten unterzogen wird. Im Rahmen des Projektes JoinDT soll eine Methodik entwickelt werden, mit der es möglich ist, Klebeverbindungen, die ohne zusätzliche Bolzen- oder Nietverbindungen („chicken-rivets“) auskommen, schadenstolerant auszulegen und damit die teuren, zeitintensiven und aufwändigen LL-Tests überflüssig zu machen.

Im Rahmen des Forschungsprojektes werden Simulationsmethoden entwickelt, die die Rissentstehung und -ausbreitung beschreiben. Die hierfür notwendigen Materialparameter werden mithilfe von Coupon-Tests ermittelt. Zusätzlich werden Riss-Stopp-Elemente entwickelt, die keine zusätzlichen Verbindungselemente zur Begrenzung einer möglichen Schadensausbreitung benötigen.

Abschließend soll die neu entwickelte Auslegungsmethodik für schadenstolerante strukturelle Klebeverbindungen anhand eines Struktur-Detail-Tests, einem Demonstrator für den späteren Anwendungsfall, validiert werden.

Beitrag der Ergebnisse zu den förderpolitischen Zielen

Das Vorhaben leistet einen Beitrag zu dem im LuFo VI-1 definierten Ziel „leistungsfähige und effiziente Luftfahrt“. Der Einsatz struktureller Klebeverbindungen ermöglicht eine kosteneffiziente Fertigung und sichert die Wertschöpfung am Standort Deutschland. Die erzielbare Gewichtersparnis erhöht die Attraktivität der Produkte von Airbus Helicopters Deutschland am stark umkämpften Markt für leichte bis mittelschwere Hubschrauber. Die durchgeführten Forschungsarbeiten stellen damit einen wichtigen technologischen Schritt für die nationale Luftfahrtindustrie dar.

I.2 Voraussetzungen der Durchführung

Im Hinblick auf die Entwicklung struktureller Klebeverbindungen wurden bereits in früheren Forschungsvorhaben Erkenntnisse erzielt, auf denen das Projekt JoinDT aufbaut. Dazu gehören das EU-Projekt BOPACS und die LuFo-Projekte FACTOR und SCHACH (siehe Kapitel I.4).

Die im Forschungsverbund vorhandene Erfahrung, u. a. aus den oben genannten Projekten, bildet den Startpunkt für das Projekt JoinDT. Zudem schafft die Zusammenstellung der Projektpartner, bestehend aus Forschungseinrichtungen (universitäre Partner), anwendender Industrie (Airbus Operations, Airbus Defence & Space, Airbus Helicopters Deutschland) sowie KMUs als Bindeglied für die Methodenintegration, hervorragende Voraussetzungen für die Durchführung des Vorhabens.

I.3 Planung und Ablauf des Vorhabens

Zu Beginn des Projekts standen der Projekt-Strukturplan, der Zeitplan im Verbundvorhaben, der Meilensteinplan und eine entsprechende Ressourcenplanung zur Verfügung (siehe Vorhabenbeschreibung). Der Ablauf des Vorhabens wurde in drei Hauptarbeitspakete aufgeteilt.

- HAP 1: Anforderungen an die Auslegungsmethodik
- HAP 2: Entwicklung, Validierung und Integration von Simulationsmodulen auf Coupon- und Element-Ebene
- HAP 3: Transfer auf industrielle Anwendungsfälle und Validierung auf Struktur-Detail-Ebene

Im Verlauf des Projektes mussten der Projektplan und die Meilensteinplanung angepasst werden. Grund war im Wesentlichen die weltweite Pandemie, die zu Beginn des Projektes einsetzte und Auswirkungen auf die Arbeitsweise und die Wirtschaft hatte. Daher wurde das Projekt einmal kostenneutral um zwölf Monate verlängert.

I.4 Wissenschaftlicher und technischer Stand zum Projektstart

Konventionelle Hubschrauberzellenstrukturen in Faserverbund- oder Hybridbauweise (Faserverbund-Metall) werden derzeit überwiegend in differenzieller Bauweise gefertigt. Dabei wird bei der Fertigung auf die etablierten Fertigungsverfahren wie die Prepreg-Autoklav-Technik oder verschiedene Flüssigimprägnierverfahren (Injektion/Infusion) zurückgegriffen. Die Montage der Bauteile erfolgt heutzutage fast ausnahmslos mittels konventioneller Nietverbindungen. Diese sind, einer glatten Außenhaut geschuldet, mittlerweile hauptsächlich Senkkopfniete, welche wiederum zusätzliche Wandstärke in den Schalen benötigen. Die zur Montage benötigten Komponenten wie Senkkopfniete, die Strukturausgleichsmasse zwischen den Bauteilen, die geometrischen Bedingungen zum Setzen der Verbindungselemente (Randabstand sowie Zugänglichkeit der Werkzeuge) und die Aufdickungen in den Schalen im Bereich der Fügestellen erhöhen den Montageaufwand sowie die Kosten und reduzieren durch das höhere Zellengewicht die Leistungsfähigkeit des Hubschraubers.

Ein Schritt hin zu fortschrittlicheren und leichteren Hubschrauberstrukturen in Faserverbund- oder Hybridbauweise wird mithilfe von geklebten Montageverfahren erreicht. Bereits abgeschlossene, frühere Forschungsprogramme wie FACTOR, BOPACS und SCHACH lieferten wichtige Erfahrungen, auf die im Projekt JoinDT zurückgegriffen werden konnte:

- In **BOPACS** (Boltless assembling Of Primary Aerospace Composite Structures) wurden mehrere Typen von Rissstoppnern untersucht.
- Der in **FACTOR** (Future Advanced Composite Bonding and Bonded Repair) entwickelte Klebprozess mit den darin definierten Prozessparametern und entwickelten Oberflächenvorbehandlungsmethoden wird in JoinDT übernommen. Dies garantiert einen reproduzierbaren und stabilen Klebprozess, der globale Fehlverklebungen (weak bonds) ausschließt.
- In **SCHACH** (Schädigungsberechnung und -validierung von Composite Haut- und Strukturkomponenten) wurden Basis-Materialkennwerte für ein Laminat ermittelt, mit denen die ersten Impact-Simulationen durchgeführt wurden. Darauf aufbauend werden weitere, klebstoffspezifische Kennwerte ermittelt.

I.5 Zusammenarbeit mit anderen Stellen

Im Rahmen des Forschungsvorhabens JoinDT wurden folgende Unteraufträge an nicht im Forschungsprojekt beteiligte Unternehmen vergeben:

- **Wagner GmbH Zerspanung**, in Oberndorf:
Herstellung von Frästeilen für Probekörper (Coupon-, Element- und Struktur-Detail-Tests)
- **GMA-Werkstoffprüfung GmbH**, in Stade:
Durchführung von Coupon- und Element-Tests
- **IMA Materialforschung und Anwendungstechnik GmbH**, in Dresden:
Durchführung von Struktur-Detail-Tests

Des Weiteren wurden Unteraufträge an universitäre Partner im Forschungsverbund vergeben. Folgende Partner wurden beauftragt:

- **Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e. V. (DLR)**, Braunschweig:
Anwendung des Restfestigkeitsmoduls zur Bewertung der Dreieckskonfiguration
- **Hochschule für Angewandte Wissenschaften Hamburg (HAW)**, Hamburg:
Parameterstudie an variierenden Verbindungsgeometrien
- **Institut für Flugzeugbau (IFB) Universität Stuttgart**, Stuttgart:
Simulation der AHD Klebegeometrie (Dreiecke) unter Ermüdungsbelastung

II. Eingehende Darstellung

II.1 Verwendung der Zuwendung und erzielte Ergebnisse

II.1.1 HAP1 Anforderungen an die Auslegungsmethodik

Das HAP1 ist untergliedert in folgende Arbeitspakete:

- AP1.1 Struktur- und Bauteilanforderungen
- AP1.2 Simulationsmethodik und Simulationsumgebung
- AP1.3 Zertifizierung & Zulassung

AP1.1 Struktur- und Bauteilanforderungen

Im Rahmen der Arbeiten im AP1.1 wurde der bereits in der Vorhabenbeschreibung genannte Anwendungsfall der geklebten Haut-Spant-Verbindung weiter konkretisiert. Zwei stumpf aufeinanderstoßende Außenhaut-Paneele werden im Bereich des Stoßes mit einem Spant verbunden (siehe Abbildung 1). Hier übernimmt der Spant neben der Versteifung auch die Verbindung der beiden Außenhüte und damit die Lastübertragung.

Als Materialien wurden M18/1 G939 als CFK Gewebe-Prepreg sowie die Wabe LN2997 ausgewählt, da die Materialien bei AHD bereits häufig verwendet werden und damit Erfahrungen und Materialkennwerte, auch aus früheren Forschungsprojekten (siehe Kapitel I.4), zur Verfügung stehen. Der C-förmige Spant besteht aus Aluminium (AL 7475) und ist als Frästeil ausgeführt. Als Klebstoff wurde für die Anwendung im Projekt JoinDT und damit für den Struktur-Detail-Test in HAP3 ein pastöser Klebstoff (SW9323) ausgewählt.

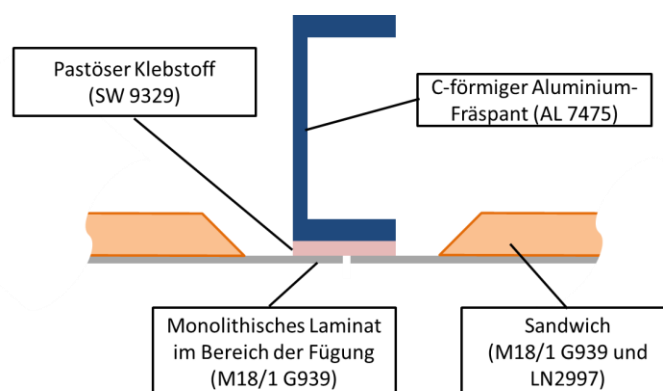


Abbildung 1: Geklebte Haut-Spant-Verbindung mit Stumpfstoß der Außenhüte

Von den Partnern wurde gemeinschaftlich eine Liste von Konstruktionsmerkmalen erstellt, die die Schadenstoleranz einer Klebung erhöhen. Diese lassen sich in vier Wirkprinzipien gruppieren: Reduzierung der Spannungsspitzen, Änderung der Belastung, Rissstopper sowie Reduzierung der Spannungs-Sensitivität. Die Übersicht der gruppierten Konstruktionsmerkmale ist in Abbildung 2 dargestellt.

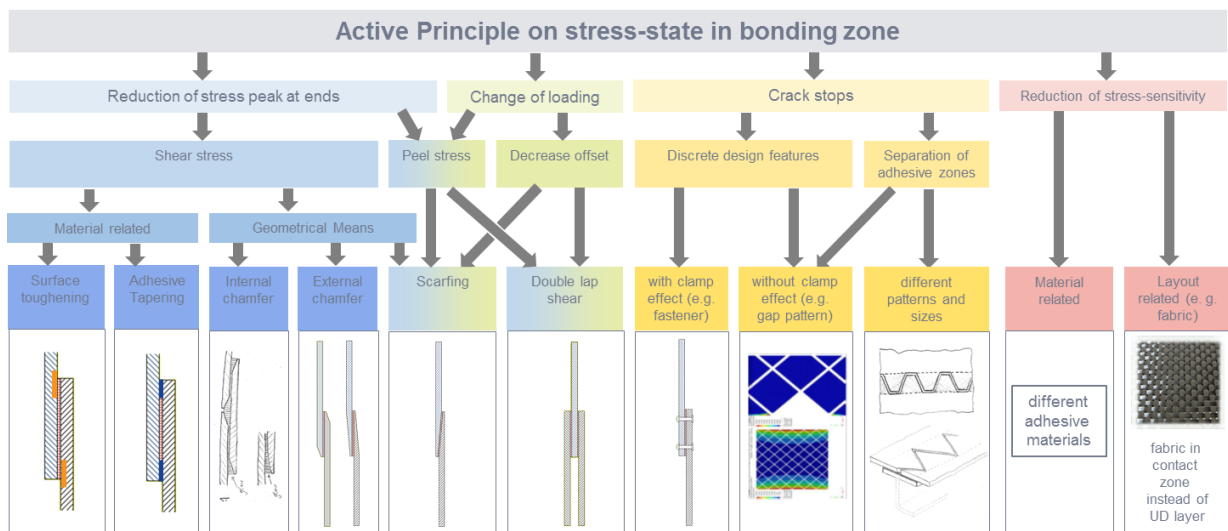


Abbildung 2: Konstruktionsmerkmale zur möglichen Erhöhung der Schadenstoleranz einer Klebung

Einige effektive Konstruktionsmerkmale, wie z. B. die Schäftung (Scarfing; 5. von links in Abbildung 2) oder die zweiseitige Verbindung (Double lap shear; 6. von links in Abbildung 2), sind bei der Haut-Spant-Verbindung konstruktiv nicht umsetzbar. Für die Anwendung bei AHD wurden folgende Konstruktionsmerkmale ausgewählt:

- **Unterteilung der Klebefläche** (different patterns and sizes, 9. von links in Abbildung 2) als Rissstopper
- **Gewebelage an der Klebung** (fabric in contact zone instead of UD layer, 1. von rechts in Abbildung 2) zur Vermeidung der Ausbreitung eines Schadens in der Klebschicht auf das angrenzende Laminat. Dies ist auch in Übereinstimmung mit der bevorzugten Verwendung von Geweben bei Airbus Helicopters.

Bei einer gemeinsamen Bewertung der Konstruktionsmerkmale durch die Partner AO, ADS und AHD wurden die oben genannten Merkmale von AHD priorisiert und flossen entsprechend in die Anforderungen an die Entwicklung der Simulationsmethodik in AP2 ein.

Für einen den Anwendungsfall repräsentierenden Struktur-Detail-Test, der im Rahmen von HAP3 ausgelegt, gefertigt und getestet wird, wurde bereits in AP 1.1 das Konzept des in Abbildung 3 dargestellten doppelten Schubfeldträgers entworfen. Zwei lateral versteifte Sandwichschalen (jeweils ca. 500mm x 500mm) werden an einem zentral angeordneten C-förmigen Spant mittels struktureller Klebung gefügt. Bei der Gestaltung der Klebung wurden die oben aufgeführten Konstruktionsmerkmale „Unterteilung der Klebefläche“ sowie „Gewebelage an der Klebung“ vorgesehen. Materialien und Prozesse entsprechen denen der Anwendung (s. o.). Der doppelte Schubfeldträger wird so belastet, dass in der Klebung eine reine schubdominierte Belastung (F_1) oder eine reine Zugbelastung (F_2) erzeugt wird. Es werden sowohl statische als auch zyklische Tests durchgeführt, wobei auch die

Auswirkung von Schäden in der Klebung, sowohl künstliche Schäden als auch durch Impact erzeugt, untersucht wird.

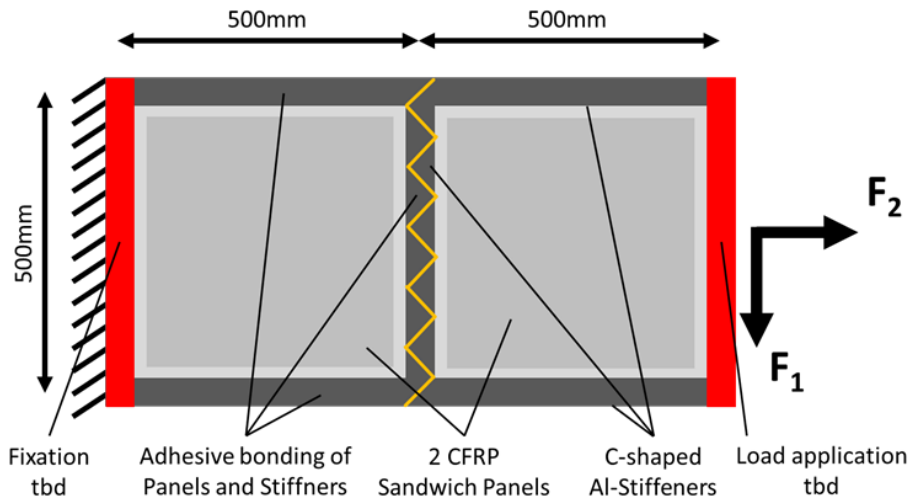


Abbildung 3: Konzept des doppelten Schubfeldträgers als Struktur-Detail-Test in AP3

Die Weiterentwicklung des Konzepts in Form von Auslegung und Konstruktion sowie die Erstellung eines Testprogramms erfolgte im HAP3.

In AP 1.1.1 wurden Restarbeiten aus dem abgelaufenen Forschungsprojekt FACTOR bearbeitet. Das angefangene Konzept des sogenannten „Bonding Control Specimen“ (BCS) wurde auf die tatsächliche Anwendung bei Airbus Helicopters im Zusammenhang mit pastösen Klebstoffen verbessert und finalisiert. Hierzu wurden Fertigungsversuche durchgeführt, um die richtigen Parameter hinsichtlich Klebstoffauftrag, Klebstoffmenge, Verarbeitungstemperatur und Vakuumdruck festzulegen, um die bisher noch vorhandenen Lufteinschlüsse im Klebstoff zu eliminieren. Des Weiteren wurden G1c-Proben sowie TLS- und ILSS-Proben gefertigt und getestet.

AP1.2 Simulationsmethodik und Simulationsumgebung

Zur Ermittlung der Anforderungen an die Simulationsmethodik und –Umgebung wurde im AP 1.2 ein Fragebogen von AHD erstellt, der jedem Partner zur Beantwortung vorgelegt wurde. In einem Workshop wurden die Ergebnisse ausgewertet und zusammengefasst.

Gemeinsames Ziel ist die Erarbeitung einer zertifizierbaren Auslegungsmethode einer schadenstoleranten strukturellen Klebung. Dies schließt Initialschäden (Impact, Fertigungsfehler) und die Vorhersage eines möglichen Schadenswachstums ein. Durch Konstruktionsmerkmale soll Schadenstoleranz erreicht werden. Grundlage dafür sind numerische Methoden, die mit detaillierter und validierter Abbildung aller beteiligten Mechanismen zu einer einfach handhabbaren Auslegungsmethode führen und in einer Konstruktionsleitlinie zusammengefasst werden. Als gemeinsame Software wurde für die detaillierten Arbeitsschritte in AP2 das System ABAQUS definiert.

AP1.3 Zertifizierung & Zulassung

Kern der Arbeiten in AP 1.3 war der Nachweis der Schadenstoleranz der Klebung im Rahmen einer Zulassung. Hierfür werden Auslegungskriterien benötigt, die bisher nicht zur Verfügung standen oder etabliert waren. Eines der Ziele des Projektes JoinDT war daher die Konzeption einer solchen Auslegungsmethode und deren Validierung durch Simulationen und Tests im Rahmen von HAP2 und HAP3. Der Ansatz von AHD bei der Konzeption der Auslegungskriterien nutzt Analogien zu bestehenden Kriterien, bzw. erweitert diese für die Anwendung auf strukturelle Klebungen.

Bei der Auslegung nach dem Fail-Safe-Prinzip wird eine Konstruktion ausfallsicher ausgeführt, d. h. bei Ausfall eines Bauteiles kann ein anderes Bauteil die Belastung aufnehmen. Dieses Konzept soll für die Riss-Stopp-Funktion der unterteilten Klebeflächen (siehe Abbildung 2) übernommen werden.

Das Prinzip wird im Folgenden beispielhaft anhand der Klebung der Hautfelder am mittleren Spant des doppelten Schubfeldträgers (siehe Abbildung 3) erläutert. In Abbildung 4 und Abbildung 5 ist dieser Spant mit zwei unterschiedlichen Ausführungen des Stoßes der Paneele (gelbe Linie) dargestellt.

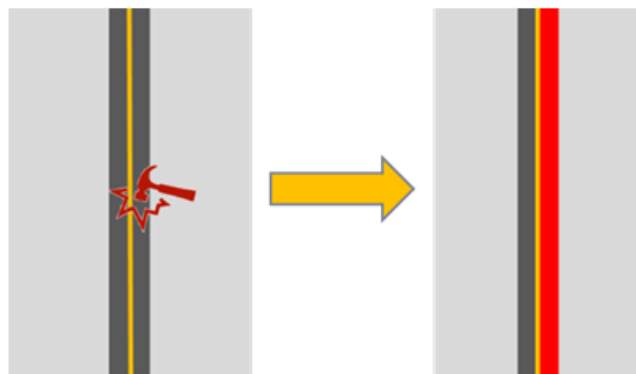


Abbildung 4: Gerader Stumpfstoß; Initialschaden und Schadensausbreitung

Bei der in Abbildung 4 dargestellten Ausführung stoßen die beiden Paneele an einer geraden Linie aneinander. Der dunkle Streifen stellt dabei die Überlappung eines Dopplers dar, der für die ein-schnittige Verbindung zweier Platten als einfachste Lösung als Innendoppler erforderlich ist und was bei einer realen Hubschrauberstruktur in der Regel der Außengurt eines Spantes ist. Entsteht ein Schaden in der Klebung eines Paneels und kann nicht sichergestellt werden, dass dieser Schaden unter Last nicht wächst (kein Rissstopper), so kann er sich über die gesamte Klebung des Panels ausbreiten. Dies kann im Extremfall bei nicht gestoppter Rissausbreitung ein vollständiges Versagen der Klebung dieses Panels bedeuten (siehe Abbildung 4 rechts, rote Fläche).

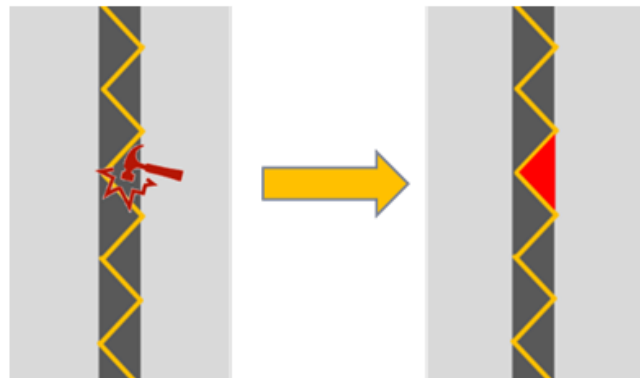


Abbildung 5: Stumpfstoß mit unterteilten Klebeflächen (Zick-Zack-Linie); Initialschaden und Schadensausbreitung

In Abbildung 5 ist ein Stumpfstoß dargestellt, bei dem die beiden Paneele eine ineinandergreifende Kontur (hier in Form einer Zickzacklinie) haben. Durch diese Kontur wird die Klebung in einzelne Klebebereiche unterteilt, die nicht miteinander verbunden sind. Abweichend von der in Abbildung 5 gezeigten Zickzacklinie kann diese Kontur auch eine andere Form haben, z. B. eine Sinuswelle, Trapeze, Rechtecke o. ä. Entsteht ein Schaden in einer Teilfläche der Klebung, kann er sich maximal bis zum Rand des betroffenen Klebebereichs ausbreiten (siehe Abbildung 5 rechts, rotes Dreieck) und hat kein Versagen der gesamten Klebung zur Folge. Somit wird die Ausbreitung des Schadens gestoppt. Die freie Kante der einzelnen Klebefläche, über die definitionsgemäß kein Riss wachsen kann, ist demnach ein zuverlässiger Rissstopper.

Gemäß der von AHD entwickelten Methodik wird eine Klebung derart ausgeführt, dass die Klebung in einzelne, nicht miteinander verbundene Klebebereiche unterteilt wird (Dreiecke in obiger Abbildung) und sichergestellt ist, dass auch beim Versagen eines Bereiches die Tragfähigkeit der Struktur gegeben ist. Die Auslegung einer solchen Klebung ist analytisch nicht mehr so einfach möglich. Sie läuft am effektivsten mit der Finite-Elemente-Methode nach der skizzierten Methode mehrstufig ab:

1. Auslegung von Bauteil und Klebung mit perfekter Klebung (alle Klebebereiche intakt) unter UL-Bedingungen
2. Ermittlung des Klebebereichs mit der höchsten Belastung
3. Lösen der Klebung für den gesamten in 2. ermittelten Klebebereich (z. B. rotes Dreieck in Abbildung 5)
4. Überprüfung der Tragfähigkeit unter LL-Bedingungen

Wichtiger Baustein für die Validierung der Methodik ist der Struktur-Detail-Test in HAP3.

II.1.2 HAP2 Entwicklung, Validierung und Integration von Simulationsmodellen

Das HAP2 gliedert sich in folgende Arbeitspakete:

- AP2.1 Initialschädigungen
- AP2.2 Rissausbreitung
- AP2.3 Riss-Stopp-Elemente
- AP2.4 Restfestigkeit
- AP2.5 Methodik-Integration in kommerzielle FEM Toollandschaft
- AP2.6 Durchführung und Validierung von Risswachstumsprognosen (mit und ohne Rissstopper)

Im Rahmen von HAP2 erbrachte AHD eine Beratungstätigkeit für die Entwickler der Simulationsmethoden und führte Coupon-, Impact- und Element-Tests durch. Die Arbeiten erfolgten AP-übergreifend, daher ist dieses Kapitel thematisch und nicht nach Arbeitspaketen gegliedert.

Coupon-Tests

Die Materialkombination für den Anwendungsfall und den Struktur-Detail-Test (Laminat: M18/1 G939; Klebstoff: SW9323) wurde von AHD gewählt, da umfangreiche Erfahrungen sowie Kennwerte zur Verfügung stehen, und daher die größte Aussicht auf Einführung in einer zukünftigen Neuentwicklung besteht. Damit weicht AHD vom Referenz-Material im Projekt JoinDT (Laminat: IM7 / 8552; Klebstoff: EA9695) ab. Ergänzend zu den im Konsortium durchgeführten Coupon-Tests mit dem Referenz-Material führte AHD daher Coupon-Tests mit der gewählten Materialkombination durch, um fehlende Materialdaten für den Klebstoff zu ermitteln.

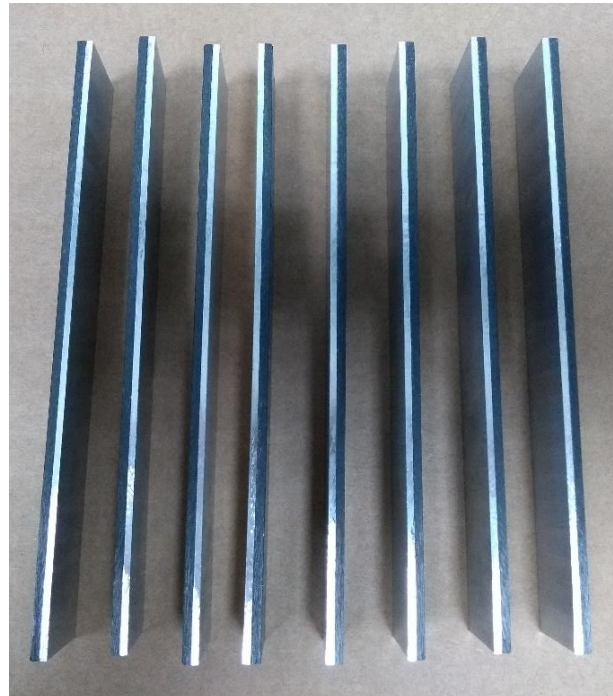
Getestet wurden Proben zur Ermittlung der interlaminaren Energiefreisetzungsrates „Mode I“ (G_{IC} , DCB-Test gem. DIN EN 6033), „Mode II“ (G_{IIC} , ENF-Test gem. DIN EN 6034) und „Mixed Mode“ (MMB-Test gem. ASTM D 6671, drei verschiedene Verhältnisse von G_{IIC}/G_C) für den Klebstoff in Kombination mit dem jeweiligen Substrat (CFK und Aluminium). Anstatt eines Laminates, wie in den Normen vorgesehen, wurden hierfür Proben aus zwei miteinander verklebten Platten verwendet, wobei die Klebung in der Ebene des künstlichen Anrisses liegt. Neben den genormten quasistatischen Versuchen waren auch zyklische Tests in Anlehnung an die Normen vorgesehen. Die statischen Tests wurden bei Raumtemperatur (RT), tiefer Temperatur (-55°C) sowie mit feucht ausgelagerten Proben bei hoher Temperatur (+75°C, wet) durchgeführt.

Das ausgewählte Materialsystem (s. o.) in Kombination mit Abreißgewebe und Atmosphärenplasma-Aktivierung der Oberfläche stellt die Referenz dar. Statische und zyklische Tests wurden für die Kombinationen CFK/CFK und CFK/Aluminium durchgeführt. Des Weiteren wurden statische Tests mit einem anderen Zustand der Oberfläche (Fuseply)

sowie mit einem Filmklebstoff durchgeführt. Die gesamte Testmatrix beinhaltete insgesamt ca. 240 Tests.



G1c-Proben



MMB-Proben

Abbildung 6: Fertige G1c- und MMB-Proben

Hinsichtlich der statischen Versuche lässt sich sagen, dass diese sehr gute und vielversprechende Ergebnisse gezeigt haben, vor allem hinsichtlich der alternativen Oberflächenvorbehandlung mit Atmosphärendruck-Plasma (Atmospheric Pressure Plasma, APP) und dem Produkt „FusePly“ als Peel-Ply-Alternative. Beim Pastenklebstoff zeigten sich die bekannten Nachteile bei „+75°C/wet“ durch den Einfluss der Feuchte-Konditionierung. Insgesamt zeigen aber alle anderen Prüftemperaturen und getesteten Kombinationen bessere Werte, als die Substrat-Referenzen und im Allgemeinen sehr gute Ergebnisse. Dies gilt auch bei der Klebung mit Aluminium. Auch die Anwendung in Verbindung mit dem Filmklebstoff zeigt sehr gute Ergebnisse. Beide alternativen Oberflächen-Ansätze „APP“ und „FusePly“ zeigen konsistent sehr hohe Versagenswerte für alle anwendungstypischen Material- und Prüfkombinationen.

Aufgrund von sehr starken Schwankungen in den Ergebnissen wurden die zyklischen Tests nach ersten Vorversuchen abgebrochen.

Insgesamt lässt sich das durchgeführte Probenprogramm in Bezug auf die statischen Proben als sehr erfolgreich hinsichtlich der alternativen Oberflächen-Ansätze „APP“ und „FusePly“ bewerten.

Impact-Proben

Als Konstruktionsmerkmal zur Erhöhung der Schadenstoleranz der Klebung auf die Impact-Eigenschaften ist bei AHD die Verwendung eines Gewebematerials an der Oberfläche von CFK-Fügepartnern vorgesehen. Zur Untersuchung des Einflusses dieses Konstruktionsmerkmals auf Schadensgröße und -Bild resultierend aus einer Stoßbelastung wurde in Zusammenarbeit mit dem IFB ein Probenprogramm für Impact-Proben erarbeitet und durchgeführt. Dies sieht auch Proben mit der Verklebung von Gewebelaminat mit Aluminium vor, da diese Konfiguration die bei AHD geplante typische Anwendung der Haut-Spant-Anbindung repräsentiert.

Es wurde eine Probenserie definiert, bei der basierend auf den Impact-Proben mit JoinDT Referenz-Material (UD-Laminat, Filmklebstoff) jeweils ein Parameter variiert wurde, bis die Konfiguration der bei AHD geplanten Anwendung (Gewebelaminat und Aluminium, pastöser Klebstoff) erreicht wurde. Die Systematik ist in Tabelle 1 dargestellt, wobei der jeweils geänderte Parameter hervorgehoben ist.

Probenreihe	Fügepartner		Fügepartner 2		Klebstoff	Probenbezeichnung
	Material	Dicke	Material	Dicke		
1	M18/1 G939	2,0 mm	M18/1 G939	2,0 mm	Filmklebstoff	C
2	M18/1 G939	2,0 mm	M18/1 G939	2,0 mm	Pastöser K.	B
3	M18/1 G939	1,1 mm	M18/1 G939	1,1 mm	Pastöser K	A
4	M18/1 G939	1,1 mm	Aluminium	2,5 mm	Pastöser K.	D

Tabelle 1: Impact Test Matrix

Die Form und der Aufbau der Proben sind in Abbildung 7 dargestellt. Es handelt sich hierbei um ein-schnittig überlappte Proben (Single-Lap-Shear/SLS) mit einer Gesamtlänge von 150mm und einer Gesamtbreite von 100mm. Die Überlappungslänge beträgt 30mm. In der Mitte dieser Überlappung wird später der Impact eingebracht. Es wurden insgesamt 4 Konfigurationen mit einer Gesamtzahl von 46 Einzelproben hergestellt.

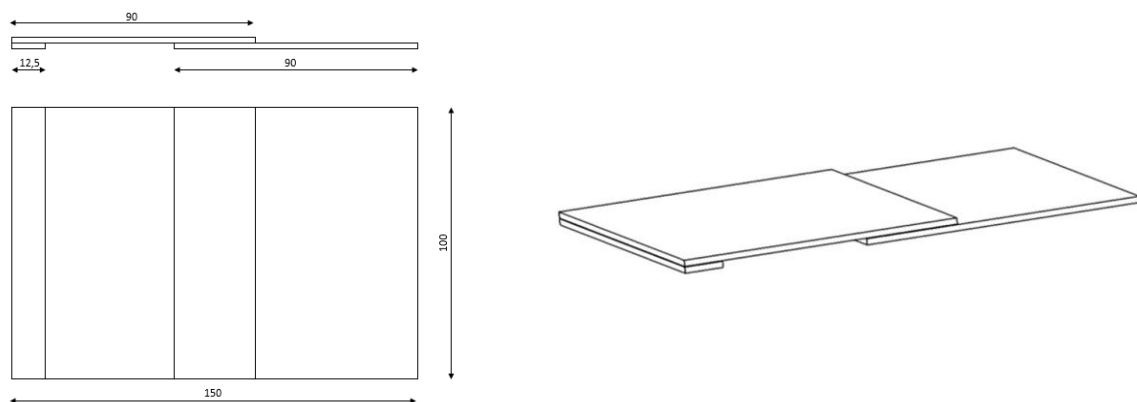


Abbildung 7: Impact-SLS-Proben

Die Proben wurden beim Projektpartner IFB mit verschiedenen Impactenergien (zwischen 6 und 20 Joule) in einem Fallturm mit Impacts versehen. Die Untersuchung von Schadensbild und -Größe erfolgte bei AHD. Die Ermittlung der Restfestigkeit durch mechanische Tests erfolgte nicht.

Für die zerstörungsfreie Untersuchung zeigte sich das Verfahren mittels „Laser Excited Acoustic in Transmission (LEA)“ als geeignet. Exemplarisch für alle Versuchsreihen A bis D ist in Abbildung 8 die Versuchsreihe B mit allen Einzelproben gezeigt.

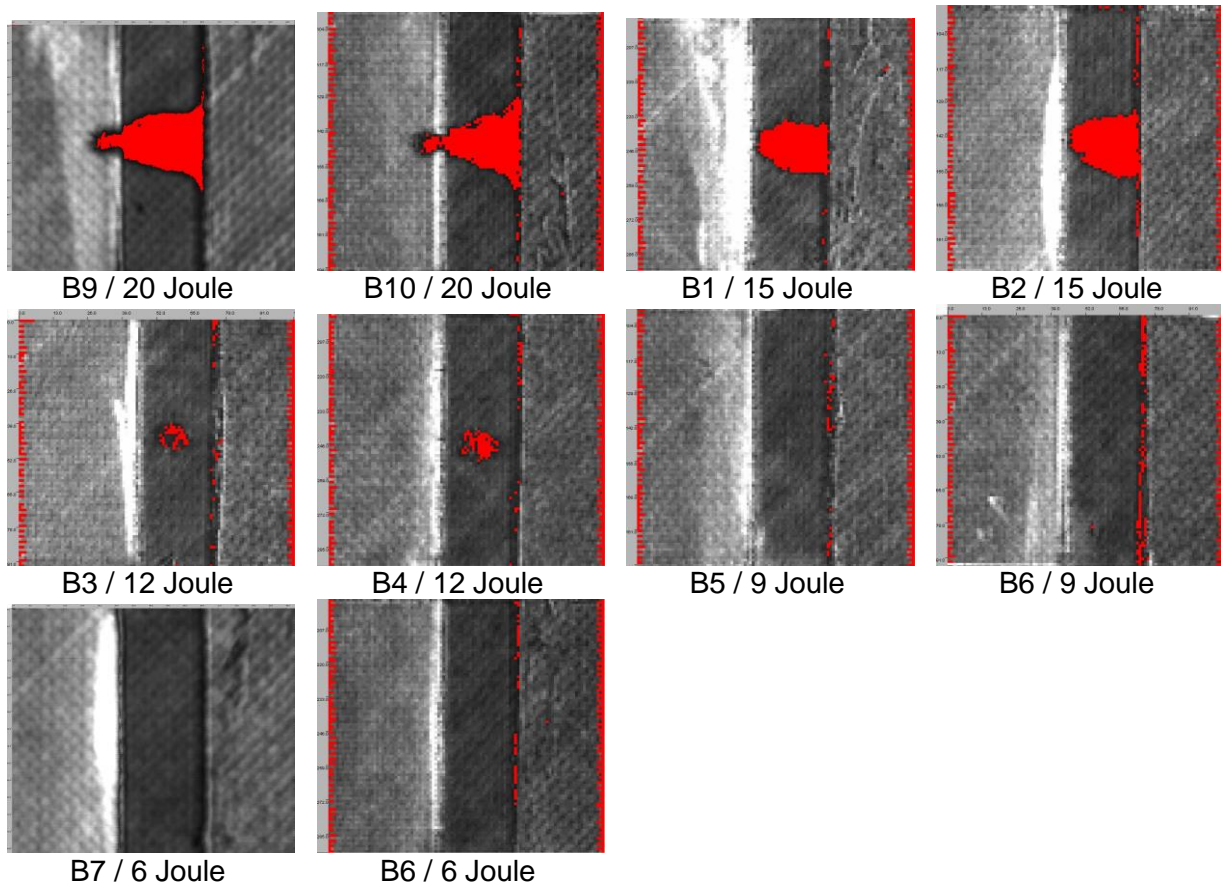
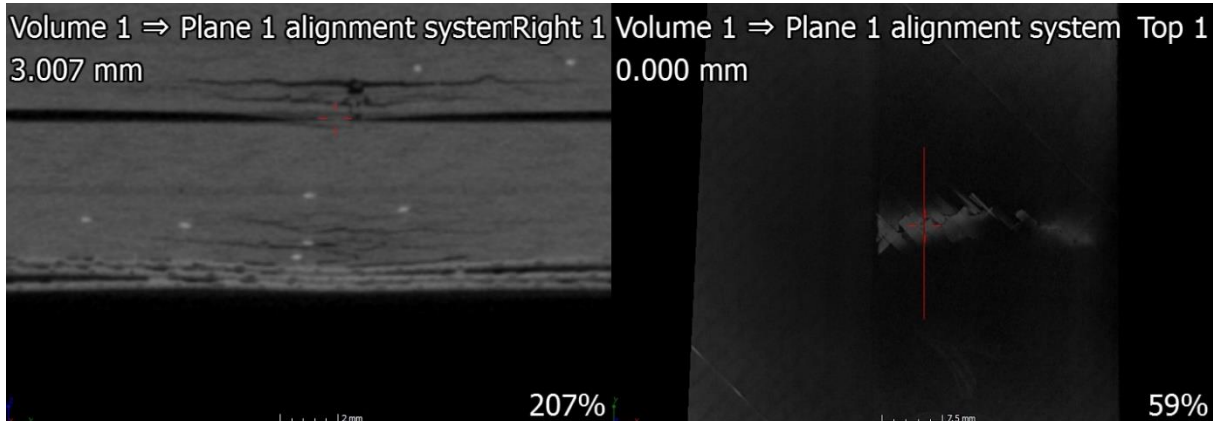
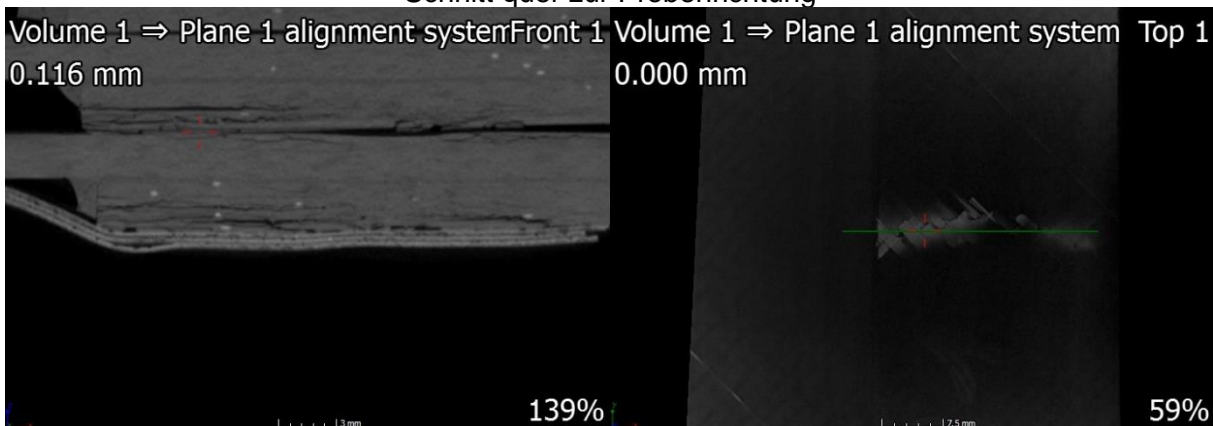


Abbildung 8: LEA-Einzelergebnisse Versuchsreihe B

Abhängig von der Impact-Energie (6 Joule bis 20 Joule) sind klare Unterschiede hinsichtlich der Schadensform und -Größe zu erkennen. Mit dem LEA-System sind keine Tiefeninformationen des Schadens erhältlich. Daher wurden alle Proben noch mit dem μ CT-Verfahren untersucht, um detaillierte Ergebnisse hinsichtlich Schadenstiefe zu gewinnen. In nachfolgender Abbildung 9 ist exemplarisch eine μ CT-Aufnahme der Probe B1 (CFK 2 mm, CFK 2 mm, pastöser Klebstoff, Impact 15 Joule) dargestellt, mit zwei Bildern hinsichtlich einer Schnittdarstellung quer und längs zur Probenrichtung.



Schnitt quer zur Probenrichtung



Schnitt längs zur Probenrichtung

Abbildung 9: μ CT-Aufnahme Probe B1 (15 Joule)

Element-Tests

Die industrielle Auslegung einer schadenstoleranten strukturellen Klebung wurde in HAP 3 am Beispiel des Struktur-Detail-Tests (doppelter Schubfeldträger) durchgeführt. Hierfür wurden Voruntersuchungen mit analytischen Methoden sowie FEM-Simulationen durchgeführt. Um die Voruntersuchungen zu validieren und eine realistische Auslegung des Schubfeldträgers sicherzustellen, wurde eine Testmatrix für die Element-Tests entwickelt.

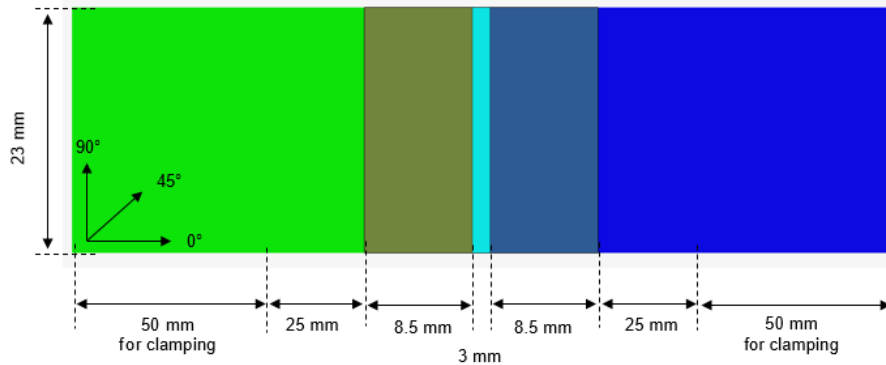
Folgende Ziele sind für die Element-Tests definiert:

- Ermittlung des Einflusses der Kraftübertragung von rechteckigen und dreieckigen Klebeflächen
- Validierung von Simulationsergebnissen
- Ermittlung eines Knock Down Factors / Load Enhancement Factors
- Ermittlung des Einflusses des Laminataufbaus (Orientierung der Lagen auf der Oberseite der Fügepartner) auf die Scherfestigkeit der Probe

Die Element-Tests unterscheiden sich in der Geometrie der Klebefläche, dargestellt in der folgenden Abbildung: Referenz ist eine rechteckige Klebefläche. Die Geometrie mit

dreieckiger Klebefläche stellt einen Ausschnitt aus der neuartigen Klebung dar, die im Struktur-Detail-Test untersucht wird. Beide Klebeflächen, Rechteck und Dreieck, haben den gleichen Flächeninhalt.

Rechteckige Probengeometrie:



Dreieckige Probengeometrie:

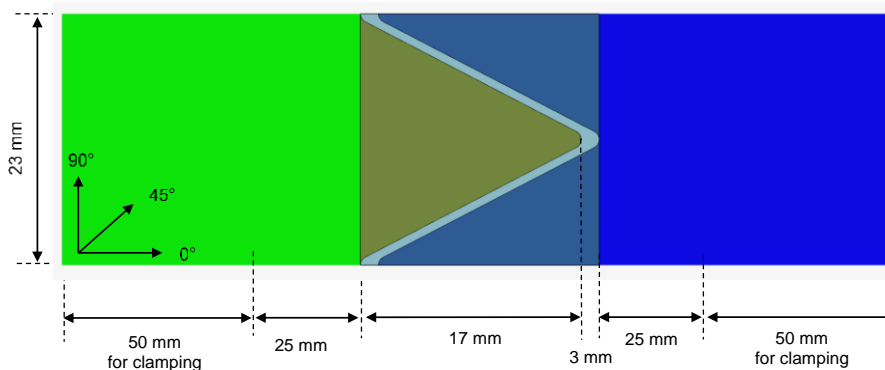


Abbildung 10: Probengeometrie der Coupon-Tests

Die Fügepartner bestehen im Anwendungsfall aus der Seitenschale in Composite und dem Spant aus Aluminium. Dementsprechend stellt sich der Probenaufbau aus der Seitenansicht wie folgt dar:

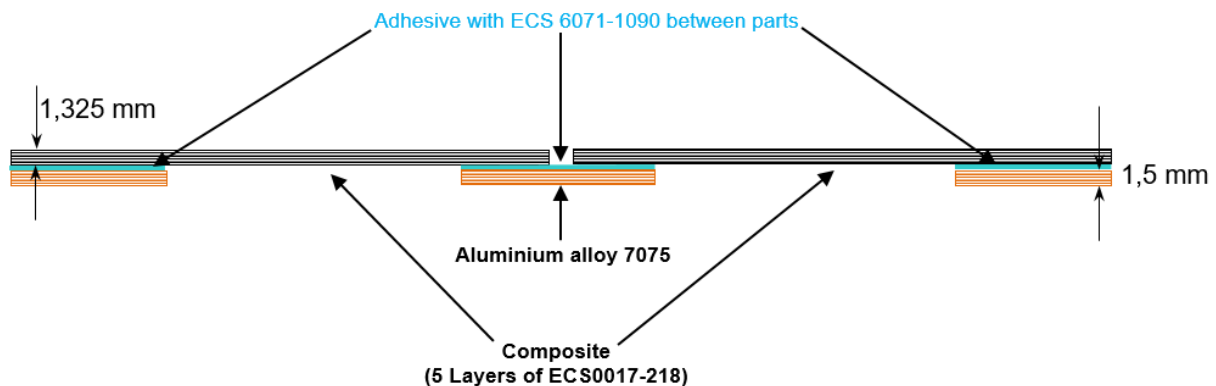


Abbildung 11: Seitenansicht des Probenaufbaus

In Abbildung 12 sind exemplarisch zwei der gefertigten Probenserien gezeigt, eine mit dreieckiger und eine mit rechteckiger Klebefläche.

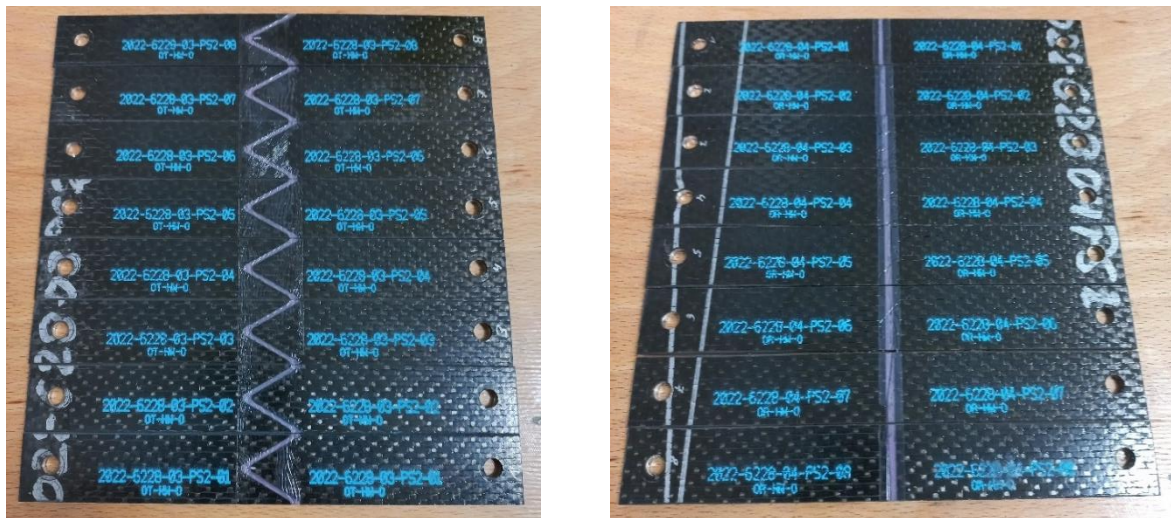


Abbildung 12: Finale Proben

In der Testmatrix wurden insgesamt 34 Probenserien mit mindestens je sechs Probekörpern definiert, wobei folgende Parameter variiert wurden:

- Geometrie der Klebefläche: Rechteck und Dreieck
- Lagenaufbau: 45°- und 0°-Lage Interface zur Klebung
- Klebstoff: Scotch-Weld 9323 B/A, Hysol EA 9395 A/B, AeroPaste 1006
- Konditionierung: RT und Hot/wet
- Schädigung: ungeschädigt, künstlicher Schaden (eingelegte Folie) und BVID (Impact)
- Test: statisch (25 Probenserien) und zyklisch (9 Probenserien)
- Messung: Kraft-Weg-Kurve, teilweise optische Verformungsmessung (ARAMIS)

Die zyklischen Versuchsreihen sowie vier statische Versuchsreihen wurden bei GMA in Stade im Rahmen eines Unterauftrages bearbeitet, die übrigen statischen Versuche fanden bei AHD in Donauwörth statt.

Die Ergebnisse der statischen und zyklischen Versuche sind im Folgenden kurz zusammengefasst:

- Der Vergleich der Festigkeiten bei rechteckiger und dreieckiger Klebefläche zeigt eine zwischen 13% und 31% höhere Versagenslast bei dreieckiger Klebefläche im Vergleich zur rechteckigen Referenz (siehe Abbildung 13).
- Alle Klebstoffe weisen bei Tests unter Temperatur nach feuchtwarmer Auslagerung geringere Festigkeiten auf. Besonders signifikant ist der Abfall bei Scotch-Weld 9323 B/A (-85%), am geringsten ist er bei Hysol 9395 A/B (-21%).
- Zur Untersuchung der Schadenstoleranz wurden neben ungeschädigten Proben auch Proben mit Schäden durch Impact und künstliche Schäden untersucht. Für die Klebstoffe Scotch-Weld 9323 B/A und AeroPaste 1006 ist keine signifikante

Verringerung der Versagenslast durch Schäden zu erkennen. Im Falle des Impacts ist bei Scotch-Weld 9323 B/A sogar eine Steigerung der Bruchlast um ca. 6% zu beobachten. Der Klebstoff Hysol 9395 A/B zeigt insbesondere bei Impact einen starken Abfall der Versagenslast, verbunden mit einer sehr hohen Standardabweichung.

- Zur Untersuchung der zyklischen Festigkeit wurden ungeschädigte und geschädigte Proben einer schwellenden Belastung ausgesetzt ($R = 0,1$; 10^5 Lastwechsel). Hier zeigten die Klebstoffe Scotch-Weld 9323 B/A und AeroPaste 1006 gute Ergebnisse, wohingegen ein vorzeitiges Versagen aller Prüfkörper mit Hysol 9395 A/B zu beobachten war.
- Die Prüfkörper, die während der zyklischen Tests nicht versagten, wurden auf Restfestigkeit geprüft. Es zeigt sich, dass für die Durchläufer der zyklischen Tests, sowohl ungeschädigt als auch geschädigt, die Versagenslast noch ein relativ hohes Niveau aufweist, das über dem Dehnungsniveau von Ultimate Load liegt.

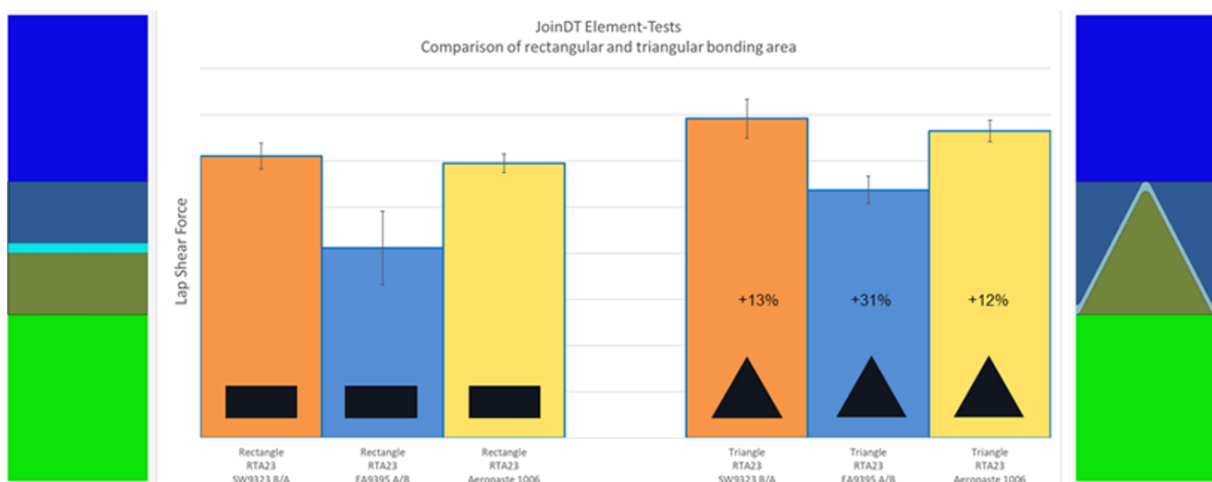


Abbildung 13: Festigkeiten von rechteckiger und dreieckiger Klebefläche

Die Ergebnisse der Element-Tests lassen sich hinsichtlich der Beurteilung der untersuchten Klebstoffe in folgender Matrix zusammenfassen:

Kriterium	Klebstoff		
	SW 9323 B/A	EA 9395 A/B	Aeropaste 1006
Statische Festigkeit RTA	Green	Green	Green
Statische Festigkeit H/W	Red	Green	Green
Schadenstoleranz	Green	Red	Green
Zyklische Festigkeit	Green	Red	Green

Tabelle 2: Vergleich der Klebstoffe der Element-Tests (grün: geeignet; rot: ungeeignet)

Es zeigt sich, dass weder der Klebstoff Scotch-Weld 9323 B/A noch Hysol 9395 A/B alle Kriterien hinsichtlich Festigkeit bei Raumtemperatur, bei feuchtwarmen Umgebungsbedingungen, Schadenstoleranz und zyklischer Festigkeit erfüllt. Der Klebstoff Aeropaste 1006 zeigt für alle Kriterien gute Ergebnisse.

II.1.3 HAP3 Transfer auf industrielle Anwendungsfälle und Validierung

Das HAP3 gliedert sich in folgende Arbeitspakete:

- AP3.1 Überführung der Simulationsmethodik in industrielle Auslegungs-Umgebung
- AP3.2 Industrielle Auslegung der Verbindung
- AP3.3 Prüfstrukturen-Fertigung
- AP3.4 Test-Durchführung
- AP3.5 Auswertung und Bewertung der Zertifizierbarkeit der Methodik
- AP3.6 Ableitung spezifischer Konstruktionsrichtlinien

AP3.1 Überführung der Simulationsmethodik in industrielle Auslegungs-Umgebung

Im Rahmen von AP3.1 erfolgte die Beauftragung der drei Partner HAW, DLR und IFB Universität Stuttgart. Diese wendeten Ihre in HAP2 entwickelten High-Fidelity-Methoden an, um den AHD-Ansatz der unterteilten Klebeverbindungen am Beispiel der Element-Tests zu untersuchen.

HAW kalibrierte mittels iterativer Parameterstudien das erstellte Modell des Element-Tests sowie die Klebstoffmaterialkarte. Die finalen Kennwerte führten in der Simulation zu Abweichungen von $\leq 7\%$ bezogen auf den Mittelwert der Bruchkraft der jeweiligen Konfiguration im realen Versuch. Im Folgenden wurde eine Studie durchgeführt, bei der verschiedene Parameter der Klebeverbindung variiert wurden. Für die automatisierte Erstellung der dafür benötigten Modelle wurde ein Modellgenerator entwickelt, der die Rechenmodelle parameterbasiert vollautomatisch, und damit zeitsparend, erstellt. Dieser Modellgenerator kann und wird auch über das Projekt JoinDT hinaus verwendet werden.

Die folgenden Parameterstudien wurden durchgeführt:

- Spaltbreite: Der Einfluss der Spaltbreite zeigte einen klaren Trend hinsichtlich der Schälspannungen, die mit steigender Spaltbreite zunehmen. Die Bruchkraft zeigte keinen relevanten Einfluss durch die Spaltbreite.
- Klebschichtdicke: Der Einfluss der Klebschichtdicke zeigt einen geringfügigen Einfluss auf die Verbindungssteifigkeit, die mit dünnerer Klebschichtdicke zunimmt. Die Schälspannungen nehmen mit wachsender Klebschichtdicke zu. Die Bruchkraft zeigt keinen relevanten Einfluss der Klebschichtdicke, wobei zu beachten ist, dass die Energiefreisetzungsrates für alle Simulationen identisch eingestellt war.
- Positionstoleranz der Spliceplate: Der Einfluss der Positionstoleranz zeigte einen signifikanten Einfluss. Die Schälspannungen wachsen mit steigender Positionsabweichung von der Sollposition der Spliceplate. Das elastische Verhalten bis etwa $0,3\%$ Dehnung ist bis zu einer Positionsabweichung von 2 mm noch vergleichbar mit der Soll-Konfiguration. Bei größeren Dehnungen oder größeren Positionsabweichungen ist ein deutlicher Einfluss erkennbar. Die Bruchkraft sinkt mit zunehmender Positionsabweichung, was aufgrund der Verringerung der wirksamen Klebefläche zu erwarten ist.

- Anzahl der CFK-Lagen / Steifigkeit der Füge­teile: Erhöhte Füge­teilsteifigkeiten führen zu einem steiferen Verbindungsverhalten. Bei gleichmäßiger Aufdickung von CFK- und Aluminium-Füge­teil ist die Bruchkraft vergleichbar zur Nenn-Konfiguration. Ist nur das CFK-Füge­teil steifer, reduziert sich die Bruchkraft deutlich. Dies ist sehr ähnlich zu klassischen, kontinuierlichen Klebegestaltungen.
- Erhöhte Temperatur: Die Parameterstudie zur geänderten Temperatur wurde zweimal durchgeführt. Einmal mit identischen Kennwerten für die Klebstoffsteifigkeit und Schadensinitiierungsspannungen und geänderter Energiefreisetzungsrate, sowie ein zweites Mal mit temperaturbedingter Änderung aller Kennwerte. Wird nur die Energiefreisetzungsrate variiert, ändert sich lediglich die Bruchkraft und das elastische Verhalten bleibt unverändert. Werden auch die Kennwerte für Steifigkeit und Schadensinitiierungsspannungen geändert, variiert neben der Bruchkraft auch das elastische Verhalten der Verbindungen deutlich.

Das DLR wendete die Modellierungsstrategie des Restfestigkeitsmoduls zur Bewertung der Dreieckskonfiguration an. Die Simulationen bestätigen die Erkenntnisse aus den Element-Tests bei AHD, wonach die dreieckige Klebefläche im Vergleich zur konventionellen rechteckigen Form eine höhere Festigkeit und Steifigkeit sowie eine geringere Verformung außerhalb der Ebene bei gleich großer Klebefläche aufweist (siehe Abbildung 14). Es wurde gezeigt, dass die dreieckige Konfiguration ein verbessertes Spannungs-Dehnungs-Verhalten aufweist und die Festigkeit um bis zu 7,5 % erhöht. Mithilfe der Analyse des Degradationsverhaltens der Klebschichten in den Simulationen wurde ein tieferes Verständnis für die Ursachen der geometriebedingten Festigkeitssteigerung gewonnen.

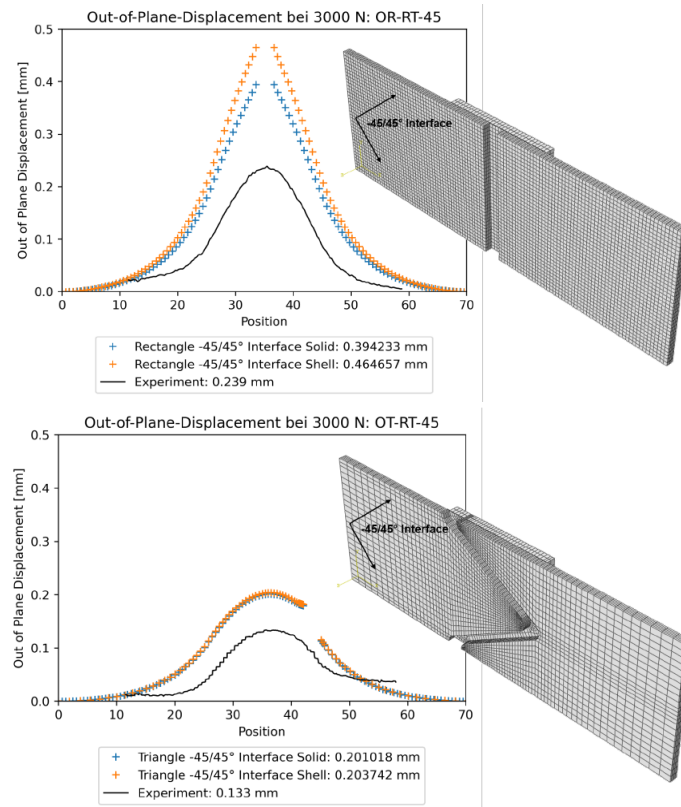


Abbildung 14: Vergleich der Out-of-plane-Verschiebung für konventionelle, rechteckige (oben) und dreieckige Klebefläche (unten)

Das IFB wendete das Modell der Rissfortschrittssimulation auf die Dreieckskonfiguration an. Basis waren auch hier die bei AHD experimentell ermittelten Daten der Element-Tests, die zur Einstellung der Materialparameter hinsichtlich Steifigkeit und Festigkeit verwendet wurden. Die benötigten Fatigue-Kennwerte des Klebstoffes wurden ebenfalls mithilfe der experimentellen Daten der zyklischen Element-Tests kalibriert. Abbildung 15 zeigt den Vergleich der Nachgiebigkeit von Tests und Simulationen vor und nach der Materialkalibrierung für die Simulation.

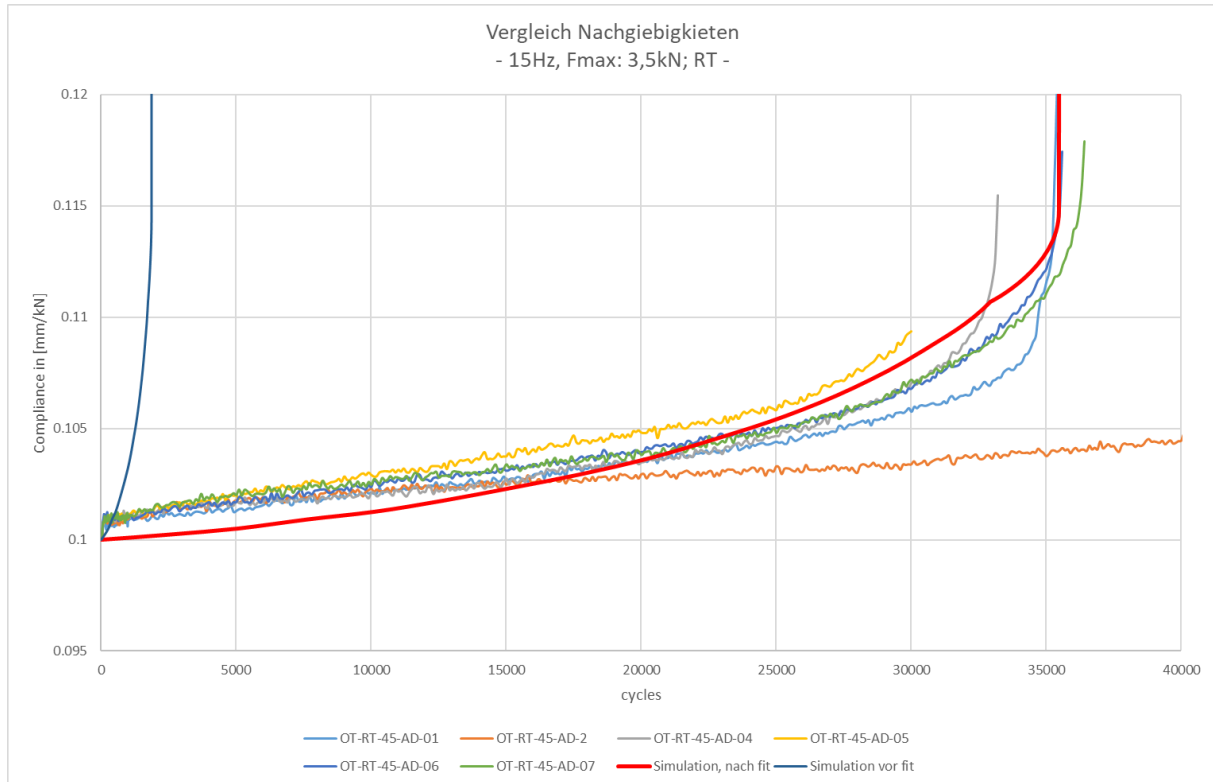


Abbildung 15: Vergleich der Nachgiebigkeit von Tests und Simulationen über der Zyklenzahl

Basierend auf dem kalibrierten Simulationsmodell für die Element-Tests wurden, wie in Abbildung 16 gezeigt, auch Simulationen einer längeren Klebeverbindung mit mehreren Dreiecken und mit einer entsprechenden Klebung mit rechteckiger Klebefläche durchgeführt. Entgegen dem Konstruktionsprinzip der unterteilten Klebeverbindung waren die Dreieckselemente hier am Fuß miteinander verbunden, sodass sich der Riss von einem Dreieck in die benachbarten ausbreiten konnte. Der Vergleich der Zyklenzahl bis zum kompletten Versagen zeigt die deutlich gesteigerte Schadenstoleranz der Dreieckskonfiguration gegenüber der Rechteckkonfiguration.

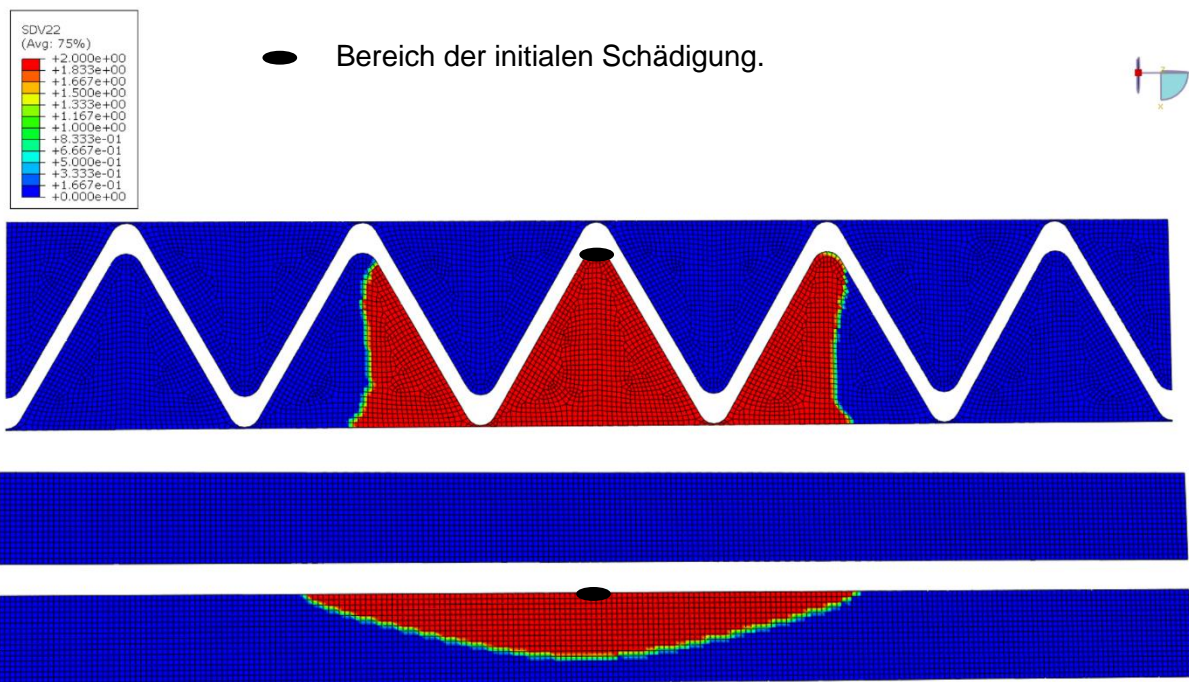


Abbildung 16: Ausbildung der Rissfront bei dreieckiger (oben) und rechteckiger Klebefläche (unten)

Zusammenfassend lässt sich feststellen, dass bei den Partnern mit den entwickelten High-Fidelity-Simulationsmethoden die Robustheit und Schadenstoleranz des Ansatzes der unterteilten Klebeverbindungen numerisch nachgewiesen wurde. Die Ergebnisse der Simulationen geben ein gutes Verständnis der Spannungsverteilung und liefern die numerische Erklärung der höheren Lastübertragung der dreieckigen gegenüber der rechteckigen Geometrie.

AP3.2 Industrielle Auslegung der Verbindung

Die industrielle Auslegung einer schadenstoleranten strukturellen Klebung wurde am Beispiel des Struktur-Detail-Tests (doppelter Schubfeldträger) in AP3.2 durchgeführt.

Voruntersuchungen

Vorbereitend für die Erstellung eines FE-Modells zur Auslegung des Struktur-Detail-Tests wurden Voruntersuchungen vorgenommen. Ziel der Arbeiten war, eine Modellierung zu finden, die zum einen grob genug ist, um sie in Modelle mit den typischerweise bei AHD verwendeten Elementtypen und –Größen integrieren zu können, zum anderen jedoch die Spannungsverteilung in der Klebschicht realistisch wiedergeben. Der Detaillierungsgrad der Modelle ist hierbei deutlich geringer als bei den in HAP2 entwickelten und AP3.1

angewendeten Simulationsmethoden. Unter Variation verschiedener Parameter wurden Rechnungen durchgeführt und die resultierenden Spannungen in der Klebschicht, wie in Abbildung 17 dargestellt, mit analytischen Berechnungen (Volkersen, Goland & Reissner et al.) verglichen. So wurde die Modellierung, die im Folgenden für die Auslegung des Struktur-Detail-Tests verwendet wird, validiert.

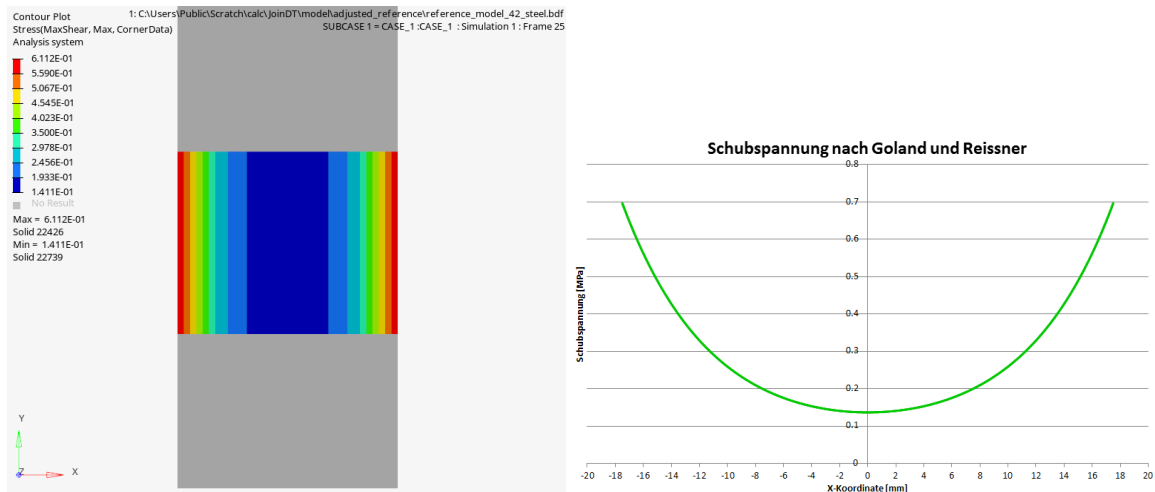


Abbildung 17: Vergleich der Schubspannung aus FE (links) und Theorie (rechts)

Parameterstudien

Im Rahmen einer Masterarbeit wurden numerische Parameterstudien zu einschnittigen Klebeverbindungen nach dem neuartigen, schadenstoleranten Prinzip der unterteilten Klebeflächen durchgeführt. Wie in Abbildung 18 dargestellt, wurden folgende Parameter variiert:

- Steifigkeiten der Fügepartner (Dicke, Material, Anzahl Lagen im Laminat),
- Positionstoleranz,
- Breite der Lücke,
- Änderung der Form der Trennlinie (Sinus, Trapez),
- Klebstofffüllung in der Lücke und
- Klebstoffraupe am Rand der Splice-Plate.

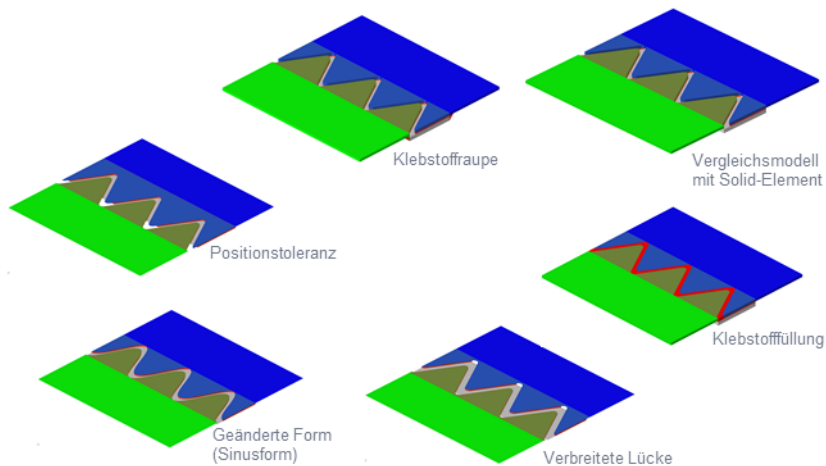


Abbildung 18: numerische Parametervariationen

Ziel war die Ermittlung der Spannungsverteilung im Klebstoff und deren qualitativer Vergleich bezüglich der Auswirkung der variierten Parameter. Exemplarisch ist das in Abbildung 19 anhand der Parameter „Klebstofffüllung in der Lücke“ und „Klebstoffraupe am Rand der Splice-Plate“ im Vergleich zum Referenzmodell dargestellt.

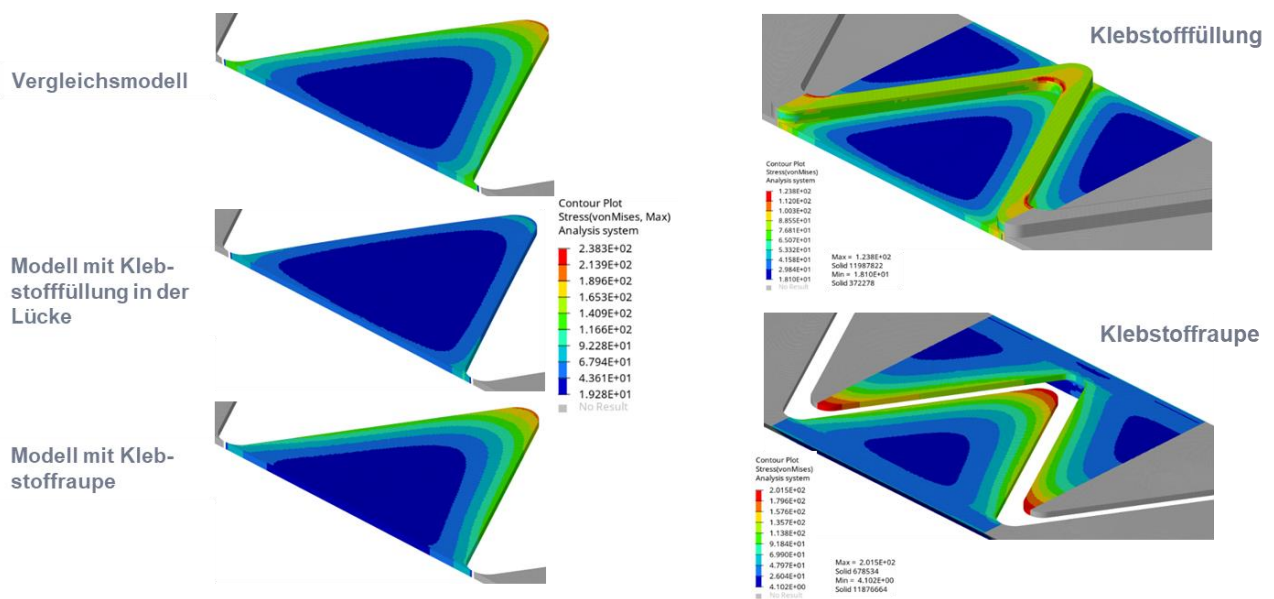


Abbildung 19: Spannungsverteilung in der Klebschicht für die Varianten Referenz, Klebstofffüllung in der Lücke sowie Klebstoffraupe am Rand der Splice-Plate

Auslegung des Struktur-Detail-Tests

Für den Struktur-Detail-Test wurde bereits in AP 1.1 das Konzept des in Abbildung 20 dargestellten doppelten Schubfeldträgers entworfen. Zwei lateral versteifte Sandwichschalen (jeweils ca. 500 x 500 mm²) werden an einem zentral angeordneten C-förmigen Spant mittels struktureller Klebung mit dem Konzept der unterteilten Klebeflächen gefügt. Der doppelte

Schubfeldträger wird so belastet, dass in der Klebung eine reine schubdominierte Belastung (F_1) oder eine reine Zugbelastung (F_2) erzeugt wird.

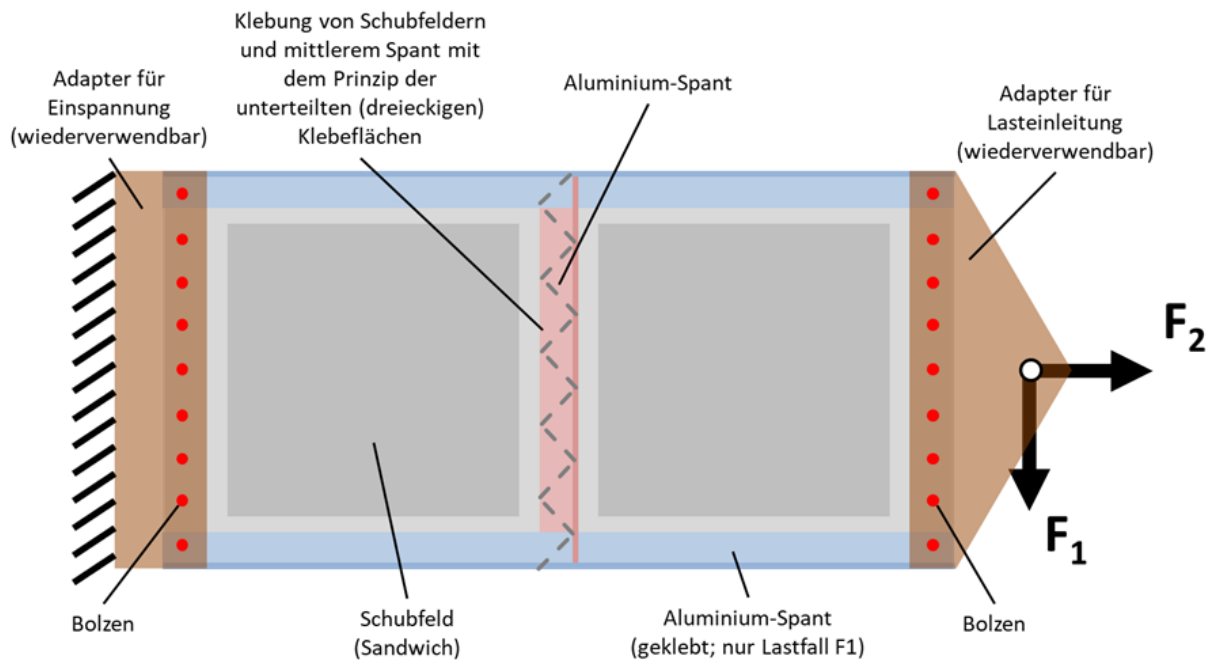


Abbildung 20: Prinzipskizze Struktur-Detail-Test

Für die Auslegung des Prüfkörpers wurde ein FE-Modell erstellt (siehe Abbildung 21). Basierend auf den Ergebnissen der Element-Tests und der validierten Voruntersuchungen erfolgte die Auslegung des Prüfkörpers, insbesondere der Klebeverbindung und die Konstruktion der Prüfkörper für zwei verschiedene Lastfälle.

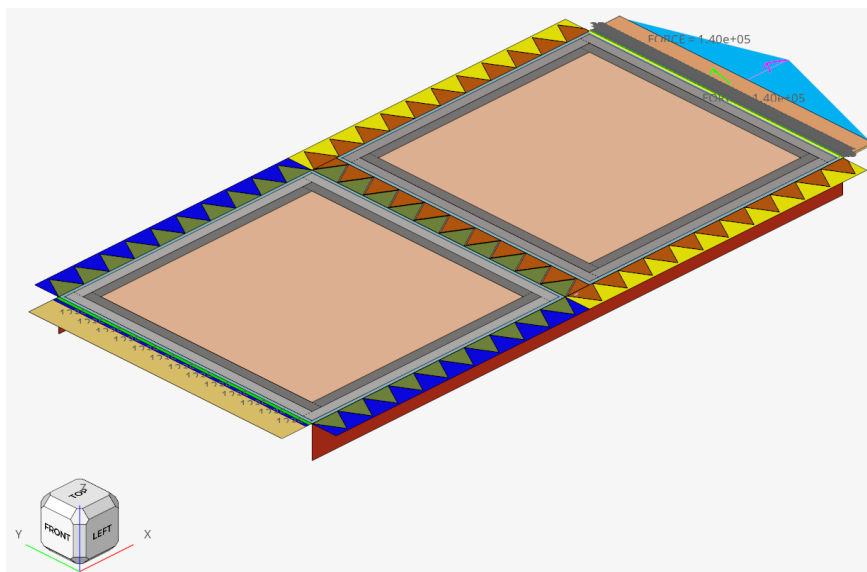


Abbildung 21: FE-Modell des Struktur-Detail-Tests

Im Rahmen der Auslegung der Prüfstruktur erfolgte auch die vorläufige Definition des Lastniveaus für die zyklischen und statischen Tests. Für LL wurden für den Zug- und Schublastfall jeweils die Last definiert, bei der in der Simulation im Laminat der Schubfelder eine Dehnung entsprechend dem Auslegungskriterium für Schadenstoleranz bei LL entspricht. Daraus werden UL sowie das Lastniveau für die zyklische Belastung ermittelt.

Die Durchführung der Tests wurde als Unterauftrag an IMA Dresden vergeben. Hier erfolgten parallel zur Auslegung der Prüfstrukturen die Entwicklung des Testkonzepts sowie die Konstruktion der Prüfstandskomponenten. Abbildung 22 und Abbildung 23 zeigen den Prüfstand mit Prüfkörper für den Zug- und Schub-Lastfall. Die Belastungsrichtung ist durch rote Pfeile angezeigt.

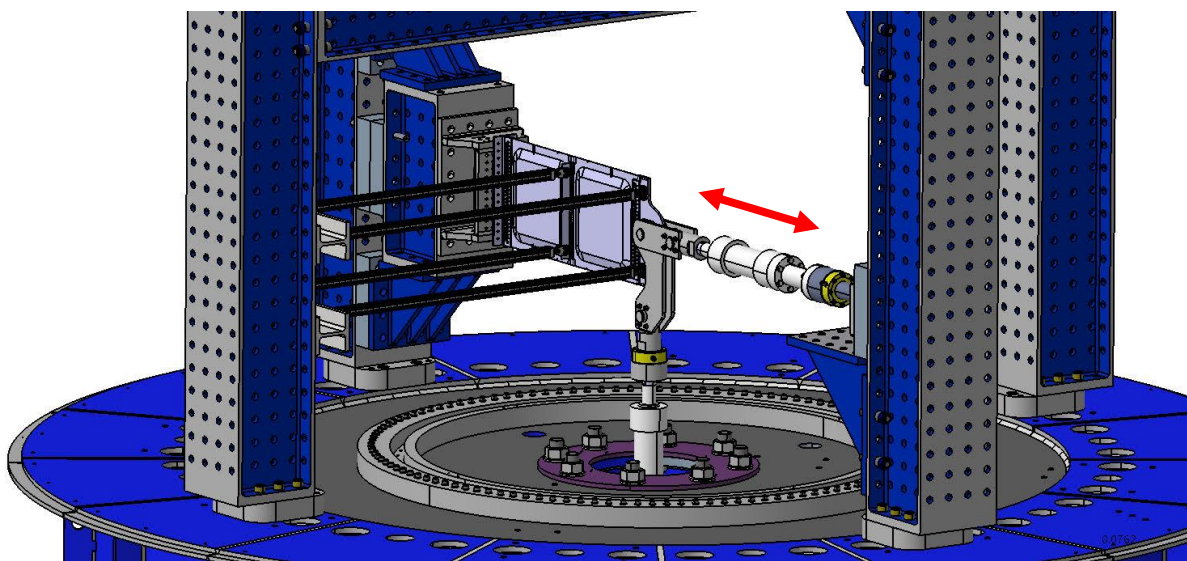


Abbildung 22: Prüfstand für Doppelten Schubfeldträger, Lastfall Zug

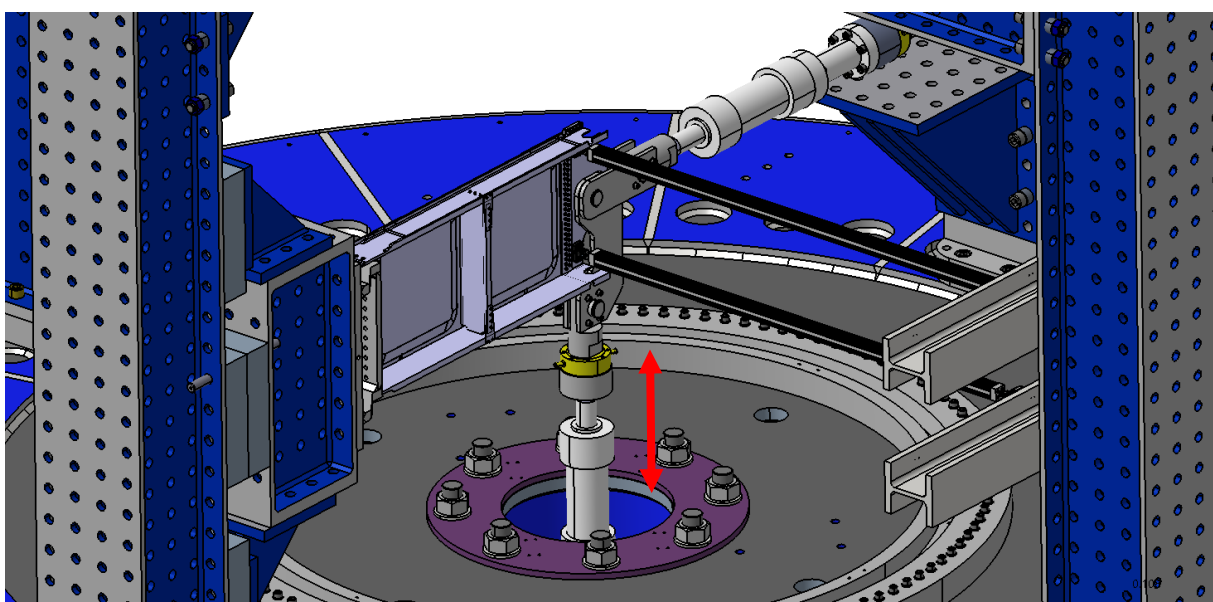


Abbildung 23: Prüfstand für Doppelten Schubfeldträger, Lastfall Schub

AP3.3 Prüfstrukturen-Fertigung

Die Fertigung der Prüfstrukturen für den Struktur-Detail-Tests im Rahmen von AP3.3 wird im Folgenden für den Prüfkörper für reine Zugbelastung erläutert. Dieser unterscheidet sich gegenüber dem Aufbau der Prüfstruktur für die Scherbelastung. Beim reinen Zugprüfkörper gibt es nur einen Klebebereich mit Zig-Zag-Form, wie auf folgendem Bild der Abbildung 24 dargestellt.

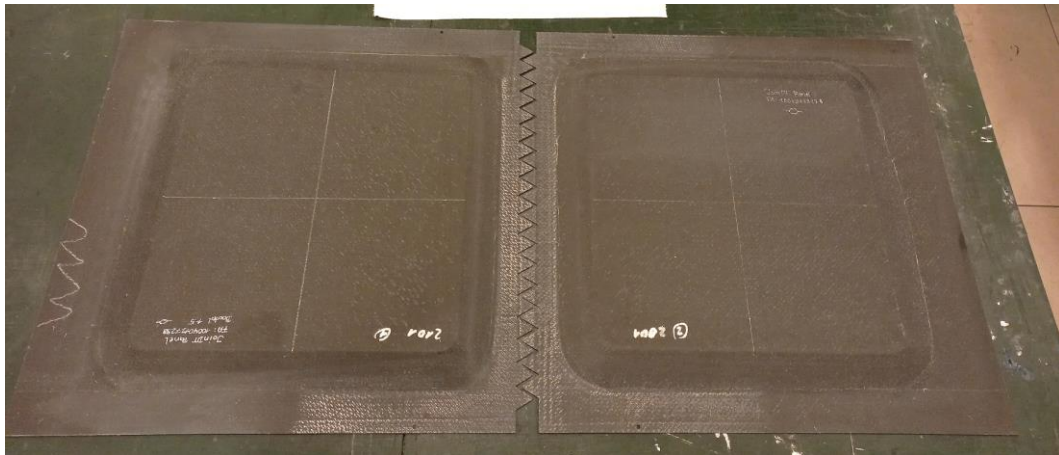


Abbildung 24: Bauteile des Struktur-Detail-Tests mit Zig-Zag-Form im Überlappungsbereich

Die Oberflächen-Vorbehandlung geschieht mittels Atmosphärendruck-Plasma. Diese wird vor der Klebung durch einen Applikations-Roboter (Forschungsprojekt INSTRUKT) durchgeführt und ist in folgender Abbildung 25 dargestellt.



Abbildung 25: Atmosphären-Druck-Plasma-Behandlung der Klebeflächen

Vor der eigentlichen Klebung ist es notwendig, angrenzende Bereiche zu maskieren, um diese vor austretendem Klebstoff zu schützen. Positionierhilfen sind erforderlich, um zum einen die beiden einzelnen Sandwich-Bauteile der Prüfstruktur als auch den Spant in L-Form korrekt zueinander zu positionieren. Dies wird realisiert durch entsprechende Bohrungen in

den Bauteilen und Absteckstiften in den Positionierhilfen. Der Auftrag des pastösen Klebstoffsystems erfolgt in dünner Schicht sowohl auf den Sandwich-CFK-Bauteilen als auch auf den L-Spant aus Aluminium. Zum Einstellen der korrekten Klebstoffdicke wird noch ein Distanz-Gewebe eingelegt.

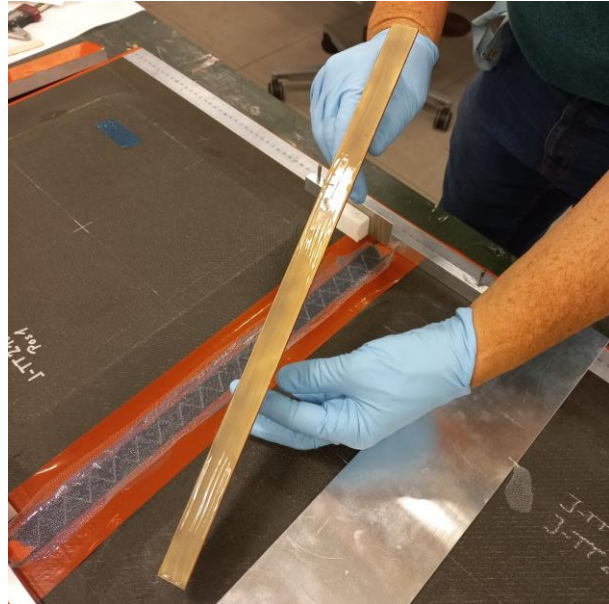
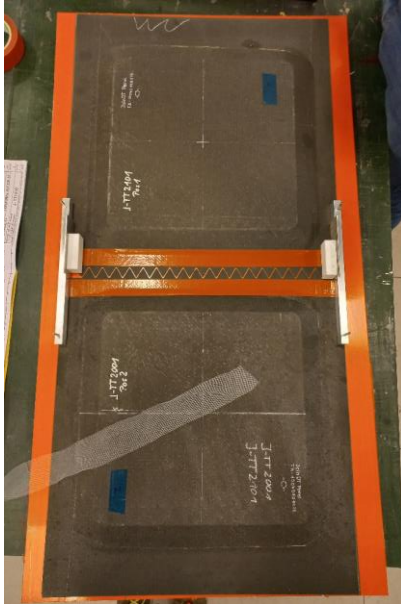


Abbildung 26: Klebevorbereitung: Maskieren und Positionierhilfen

Folgende Abbildung 27 zeigt den finalen Aufbau aller Positionierhilfen und Druckstücke. Mit diesem Aufbau erfolgt die Klebung bzw. das Aushärten im Ofen mit verfahrbaren Heizplatten. Mit diesen werden der optimale Klebedruck sowie die korrekte Aushärtetemperatur eingestellt.



Abbildung 27: Klebprozess und Aushärtung im Ofen

Nach der eigentlichen Klebung des L-Spantes werden am Prüfkörper noch Doppler für die Lasteinleitung durch das Auflaminieren einzelner Lagen aufgebracht sowie im Überlappungsbereich der über den Spant überstehende Bereich der Panels durch Einbringen einer Taillierung entfernt. Die Taillierung der Zugproben ist erforderlich, damit sich die Last aus den höherbelasteten, monolithischen Randbereichen besser über die Klebelänge verteilt, wo die Steifigkeit infolge der Wabenstruktur geringer ist. Damit wird gewährleistet, dass die Proben nicht infolge eines unrealistischen Aufbaus zu früh brechen. In der Realität übernehmen in den monolithischen Bereichen die Longerons die Zugbeanspruchung und entlasten diese Stellen lokal.

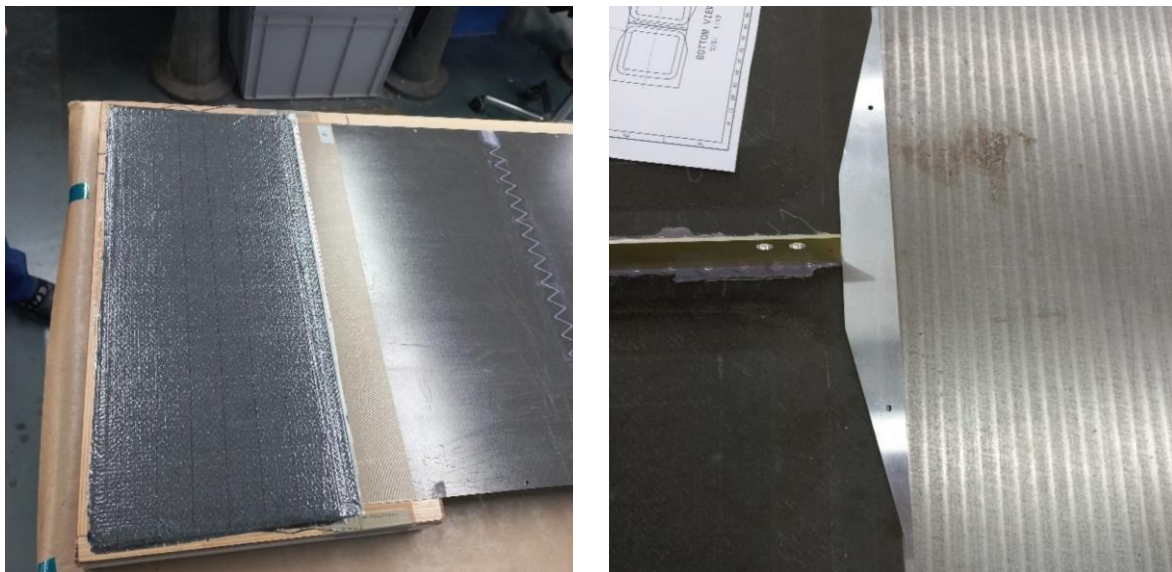


Abbildung 28: Detaildarstellung: Auflaminierter Doppler und Taillierung

Folgende Abbildung 29 zeigt die Vorder- und die Rückseite des finalen Prüfkörpers für die Zugbelastungsversuche. Der aufgebrachte L-Spant überdeckt die Zig-Zag-Form im Überlappungsbereich und endet mit der seitlichen Taillierung.

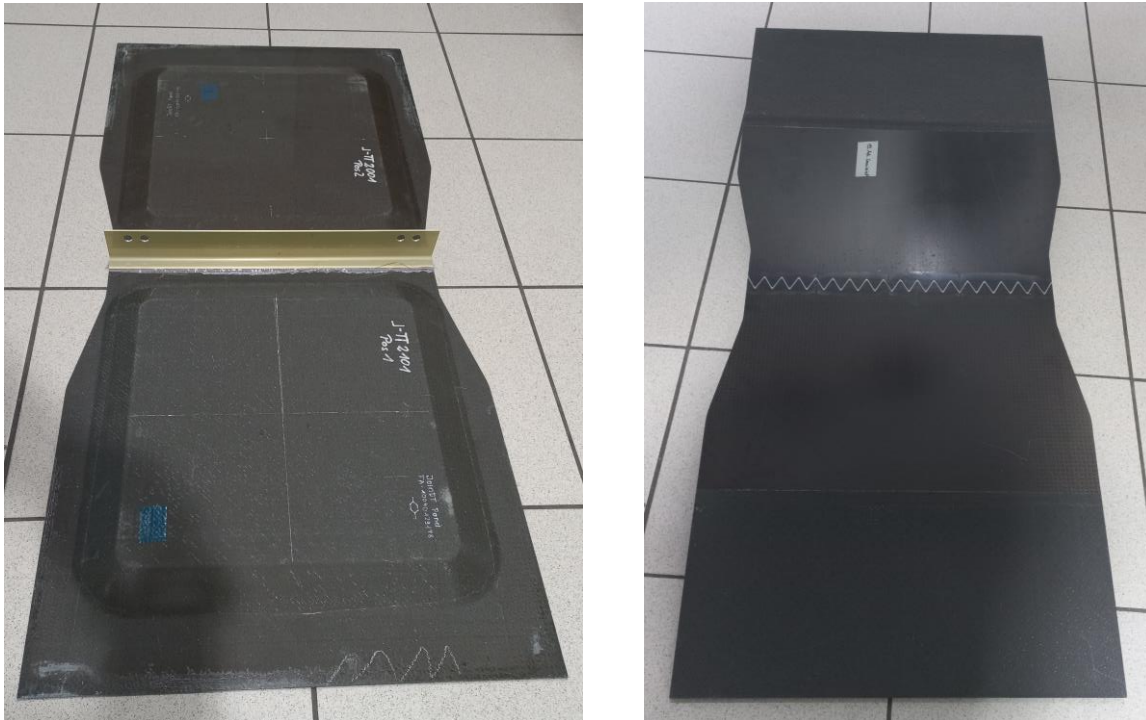


Abbildung 29: Finale Prüfstruktur - Zugbelastung

Die Struktur des Struktur-Detail-Tests für Scherbelastung unterscheidet sich gegenüber dem der reinen Zugbelastung. Die Sandwich-Panels sind in ihrer Ausgangsform identisch, sie unterscheiden sich in der Konturierung der Panels. Weitere Unterschiede sind die Längsträger, die an der Ober- und Unterkante des Prüfkörpers aufgeklebt werden.

Insgesamt wurden 8 Prüflinge gefertigt: je 4 in Zug- und 4 in Schub-Konfiguration. Jeweils ein Prüfkörper war als Fertigungsversuch vorgesehen und wurde für die Impact-Kalibrierung verwendet, jeweils drei wurden zerstörend getestet.

AP3.4 Test-Durchführung

Ziel der Tests in AP3.4 war der Nachweis der Schadenstoleranz des Prinzips der unterteilten Klebeverbindungen. Daher wurden ausschließlich geschädigte Proben getestet. Es wurden zwei Arten von Schaden unterschieden: Impact und künstlicher Schaden. Der Ort des Schadens wurde bei der Auslegung in AP3.2 ermittelt, es ist das jeweils höchst belastete Dreieck der Verklebung der Hautfelder mit dem mittleren Spant.

Für die Schädigung durch Impact wurde eine Impact-Kalibrierung durchgeführt. Je ein Prüfkörper in Zug- und Schub-Konfiguration wurde mit Impacts jeweils in der Mitte eines Dreiecks der Verklebung der Sandwich-Panels mit dem Spant versehen. Hierbei wurde die Energie des Impacts, einstellbar über die Fallhöhe des Gewichts im verwendeten Fallturm (siehe Abbildung 30), variiert. Ziel war es, diejenige Energie zu ermitteln, die benötigt wird, um den relevanten Schaden, einen Barely Visible Impact Damage (BVID), zu erzeugen.



Abbildung 30: Erzeugung des Impact-Schadens im Fallturm

Der Impact auf das Laminat, das mit einem darunter liegenden Aluminium-Spant verklebt ist, erzeugte eine plastische Verformung des Spantes, dargestellt in Abbildung 31. Daher stellte sich die bei monolithischen Laminaten eine Relaxation, also die teilweise Rückbildung der Eindrückung im Laminat, nicht ein. Je ein Prüfling in Zug- und Schub-Konfiguration wurden entsprechend mit einem Impact versehen.

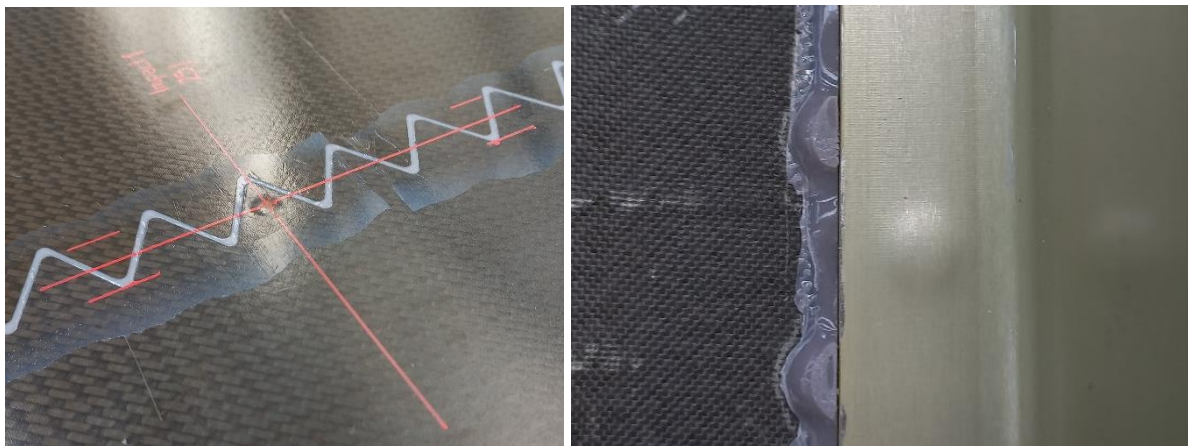


Abbildung 31: Erzeugter BVID, Oberseite (Laminat, links) und Unterseite (Al-Spant, rechts)

Der eingebrachte künstliche Schaden bildet ab, dass ein Dreieck der Verklebung zwischen den Sandwichpanels und dem mittleren Spant, z. B. durch eine fehlerhafte Verklebung, für die Lastübertragung ausfällt. Wegen der aufwändigen Fertigung wurde auf das Einlegen einer Folie während des Verklebens zur Simulation der fehlerhaften Verklebung verzichtet. Stattdessen wurde mit einer oszillierenden Säge ein Dreieck komplett aus dem Lastpfad entfernt (siehe Abbildung 32), was in Bezug auf die Lastverteilung äquivalent zu einem künstlichen Schaden mit eingelegter Folie ist. Je zwei Prüflinge in Zug- und Schub-Konfiguration wurden entsprechend mit einem künstlichen Schaden versehen.

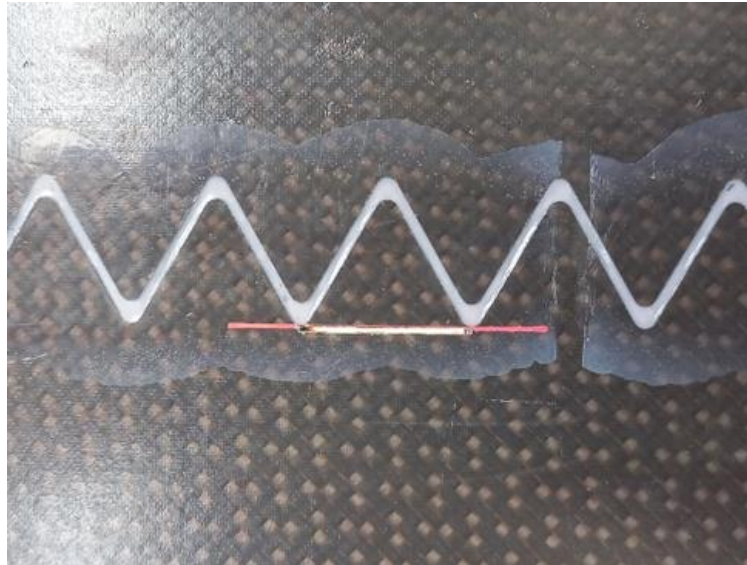


Abbildung 32: Künstlicher Schaden, Licht (horizontale weiße Linie) scheint durch den erzeugten Schnitt entlang der Schnittlinie (rot)

Abbildung 33 zeigt exemplarisch je einen Prüfkörper in Zug- und Schub-Konfiguration im Prüfstand. Die Prüfkörper sind mit einem Sprengelmuster für optische Verformungsmessungen vorbereitet.

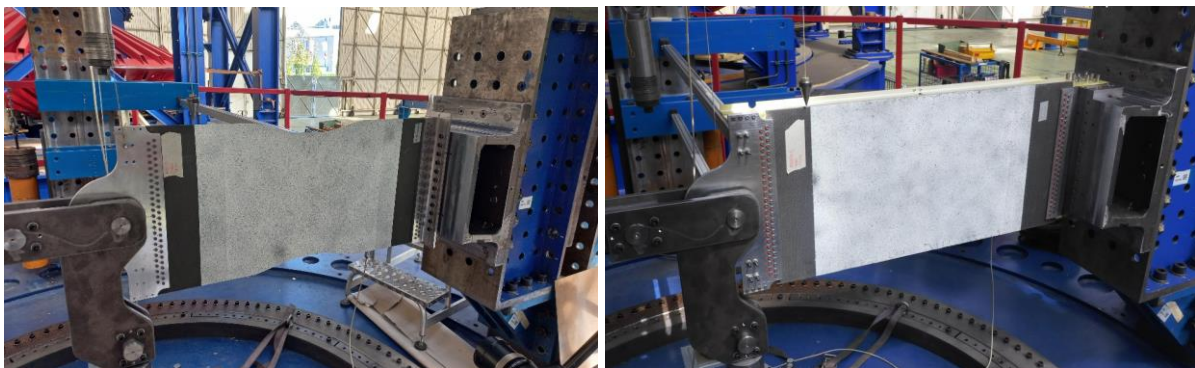


Abbildung 33: Prüfstand mit Prüfkörper, Lastfall Zug (links) und Schub (rechts)

Die Prüfung der Prüfkörper erfolgte nach verschiedenen Test-Sequenzen. Im Folgenden wird das Vorgehen bei den Prüfungen für alle sechs Prüfkörper zusammengefasst.

Prüfling 1 – Zug – BVID

1. Statischer Test LL
2. Statischer Test UL
3. Zyklischer Test (10^5 Lastwechsel; $0,7 \cdot LL$; $R = 0,1$)
4. Statischer Test UL
5. Statischer Test Restfestigkeit $> UL$

Prüfling 2 – Zug – Künstlicher Schaden

1. Statischer Test LL
2. Statischer Test UL
3. Zyklischer Test (10^5 Lastwechsel; $0,7*LL$; $R = 0,1$)
4. Statischer Test UL
5. Statischer Test Restfestigkeit > UL

Prüfling 3 – Zug – Künstlicher Schaden

1. Statischer Test UL
2. Erweiterung des künstlichen Schadens auf zwei Dreiecke
3. Statischer Test UL
4. Erweiterung des künstlichen Schadens auf drei Dreiecke
5. Statischer Test UL
6. Erweiterung des künstlichen Schadens auf vier Dreiecke
7. Statischer Test UL
8. Erweiterung des künstlichen Schadens auf fünf Dreiecke
9. Statischer Test UL, Versagen

Prüfling 4 – Schub – BVID

1. Statischer Test bis Versagen zur Ermittlung der statischen Festigkeit

Prüfling 5 – Schub – Künstlicher Schaden

1. Statischer Test LL
2. Zyklischer Test (10^5 Lastwechsel; $0,7*LL$; $R = 0,1$)
3. Statischer Test UL
4. Statischer Test Restfestigkeit > UL

Prüfling 6 – Zug – Künstlicher Schaden

1. Statischer Test UL
2. Erweiterung des künstlichen Schadens auf zwei Dreiecke
3. Statischer Test UL
4. Erweiterung des künstlichen Schadens auf drei Dreiecke
5. Statischer Test UL
- ...
26. Erweiterung des künstlichen Schadens auf vierzehn Dreiecke
27. Statischer Test UL, Versagen

Während der Tests wurden Kraft-Verschiebungs-Kurven aufgezeichnet. Ein optisches Verformungsmesssystem wurde verwendet, um zu verschiedenen Zeitpunkten der Tests die Verschiebungen bzw. die Dehnungen im Prüfkörper zu messen. Vor und nach den zyklischen Versuchen wurde der Bereich der Klebung mit Ultraschall geprüft.

Besonderes Augenmerk wurde bei den Tests daraufgelegt, Anzeichen für ein Wachstum des ursprünglichen Risses zu identifizieren. Hierfür dienten insbesondere die Ultraschall-Untersuchungen für einen Vergleich des ermittelten Schadensbildes vor und nach den zyklischen Tests. Die Messungen mit dem optischen Verformungsmesssystem erlaubten den Vergleich der Dehnungen im Prüfkörper zu unterschiedlichen Zeitpunkten der Tests. Ein Wachstum des Schadens hätte aufgrund der Lastumlagerung in einer Änderung der Dehnungsverteilung resultieren müssen. Weder die Ultraschall-Untersuchungen, noch die optischen Messungen zeigten in den Zug- und Schub-Prüflingen Anzeichen eines Schadenswachstums.

Die unter zyklischer Zugbelastung getesteten Proben (Prüfkörper 1 und 2) zeigten keine Empfindlichkeit gegenüber der zyklischen Ermüdungsbelastung oder gegenüber Schäden, die an der Klebelinie (BVID oder entferntes Dreieck) eingebracht wurden. In beiden Fällen wurde die Probe nach der Ermüdungsbelastung mit UL belastet. Nach der Belastung mit UL erreichten beide Proben die gleiche Bruchlast, die etwa 9 % über UL lag. Beide Proben zeigten den gleichen Versagensmodus, der in Abbildung 34 dargestellt ist. Der endgültige Bruch der Klebelinie des Probekörpers wurde durch ein plötzliches kohäsives Versagen eines Teils der Klebelinie initiiert. Dies führte dann zu einem Bruch neben der Klebelinie im Laminat.



Abbildung 34: Zugbelastetes Panel nach Bruch

Auch die zyklisch getestete schubbelastete Probe 5 zeigte keine Empfindlichkeit gegenüber der Ermüdungsbelastung. Die Bruchlast nach zyklischer Belastung und Belastung mit UL lag ca. 22 % höher als UL.

Beide schubbelasteten Prüflinge 4 und 5 zeigten denselben Versagensmodus, wie er in Abbildung 35 dargestellt ist: Das Panel auf der Lasteinleitungsseite löste sich vollständig vom umgebenden Rahmen, wobei ein hauptsächlich kohäsives Versagen an den Dreiecksklebungen beobachtet wurde. Auffällig war ein zusätzlicher diagonaler Riss an

dieser Platte (in der unteren linken Ecke). Es konnte jedoch nicht festgestellt werden, ob dieser Riss das Versagen einleitete oder ob es sich um einen Sekundärbruch handelt.

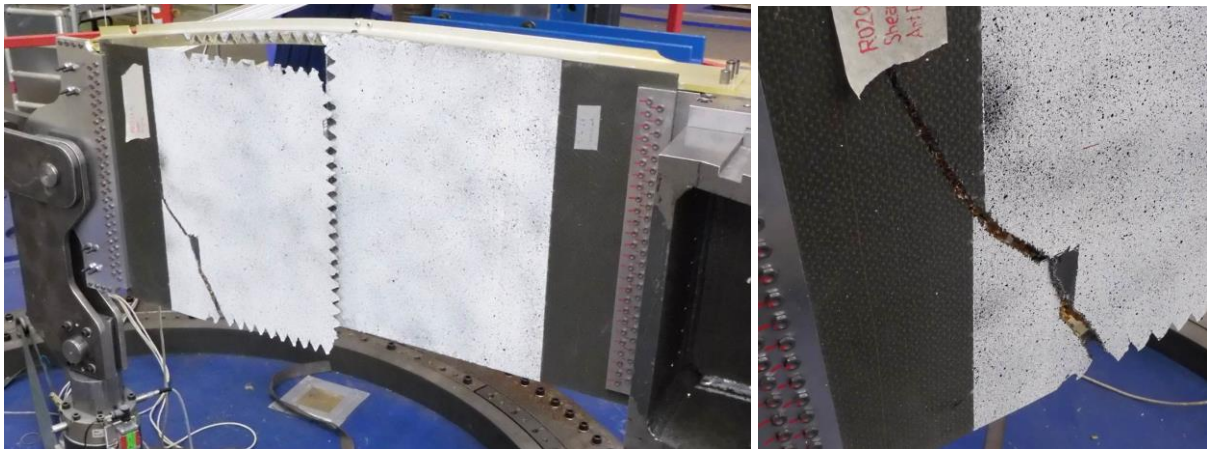


Abbildung 35: Schubbelastetes Panel nach Bruch

Um mit den Prüfkörpern 3 und 6 auch ohne zeitaufwändige zyklische Tests die Schadenstoleranz der neu entwickelten Methode zu demonstrieren, wurde ein extremes, rein theoretisches Test-Szenario entwickelt, bei dem der künstliche Schaden Dreieck um Dreieck erweitert und der Prüfkörper nach jeder Erweiterung des Schadens mit UL belastet wurde. Dies wurde so oft wiederholt, bis das Versagen des Prüfkörpers eintrat. Insgesamt konnte der Schaden auf 5 Dreiecke (Prüfkörper 3 – Zug) bzw. 14 Dreiecke (Prüfkörper 6 – Schub) erweitert werden. In Abbildung 36 ist der Bereich des erweiterten künstlichen Schadens im Prüfkörper 6 für Schub-Belastung mit roten Linien markiert.

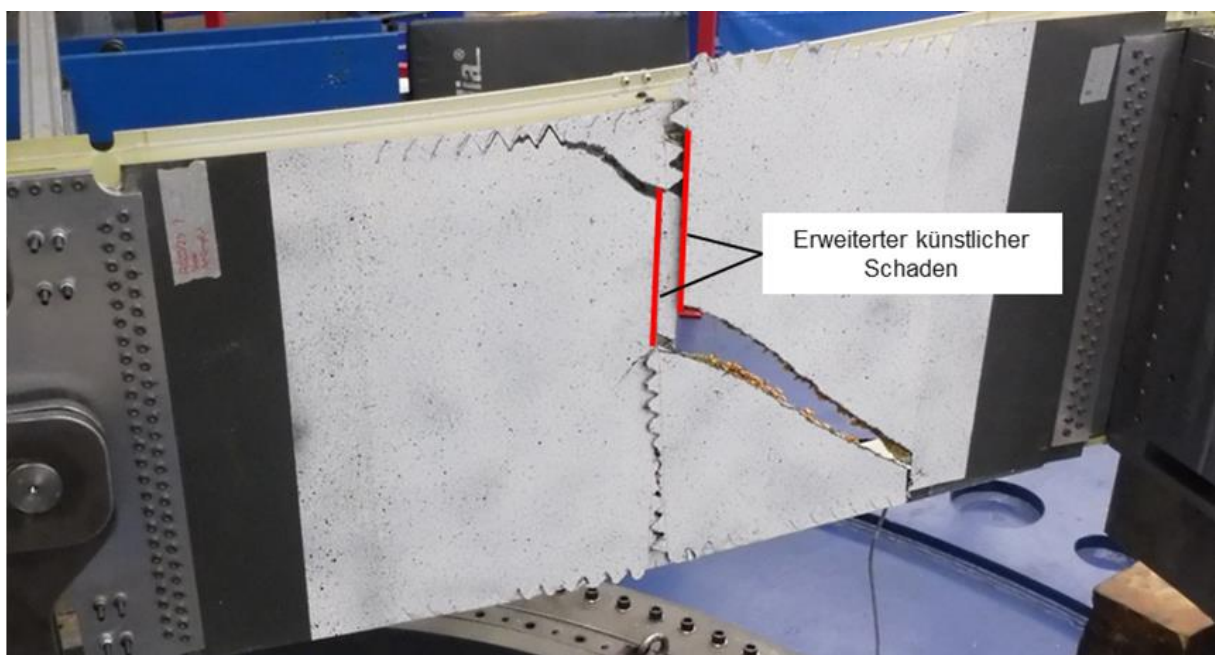


Abbildung 36: Schubbelastetes Panel mit erweitertem künstlichen Schaden nach Bruch

Zusammenfassend lässt sich sagen, dass sowohl bei Zug- als auch Biegebelastung mit unterschiedlichen Initialschäden (BVID und künstlicher Schaden) die Robustheit des Lastübertragungsprinzips nachgewiesen wurde. Eine versagte dreieckige Klebung beeinflusst die Festigkeit nicht wesentlich. Ein Schadenswachstum unter zyklischer Belastung wurde nicht festgestellt.

AP3.5 Auswertung und Bewertung der Zertifizierbarkeit der Methodik

und

AP3.6 Ableitung spezifischer Konstruktionsrichtlinien

Die Auswertung und Bewertung der Zertifizierbarkeit der Methodik (AP3.5) sowie die Ableitung spezifischer Konstruktionsrichtlinien (AP3.6) sind eng miteinander verknüpft und werden daher im Folgenden zusammengefasst.

Nach den detaillierten FE-Untersuchungen und den entsprechenden Testergebnissen kann festgestellt werden, dass das neue Konstruktionsprinzip durch die etablierten Gleichungen für übliche Single-Lap-Shear-Verbindungen (SLS-Verbindungen) abgedeckt ist. Dies vereinfacht den Nachweis erheblich, da für das neue Prinzip keine Optimierung durchgeführt werden muss. Infolgedessen werden die von der Verbindung übertragbaren Lasten höher sein als die auf Grundlage der üblichen zulässigen SLS-Kennwerte berechneten Lasten.

Die für die Simulationen und Tests gewählten geometrischen Grunddaten basierten bewusst auf den typischen Spant-Außenhaut-Verbindungen der Airbus-Hubschrauberflotte: Die Breite des Spantflansches wurde von den Bereichen übernommen, in denen an dieser Spantposition zwei Platten miteinander verbunden werden müssen. Damit sind die Fertigungs- und Montagetoleranzen der entsprechenden Platten und Spantpositionen bereits überprüft. Ein sinnvolles Muster ergibt sich aus der Definition der einfachsten Form der einzelnen Teilverbindungen: Ein gleichschenkliges Dreieck, das von beiden Plattenseiten ineinandergreift. Mit dieser Konstruktionsregel wird eine sinnvolle Größe und Form des ineinandergreifenden Musters als Ausgangspunkt vorgegeben und soll als Grundlage für die Dimensionierung und den Nachweis der Klebeverbindung dienen.

Für die Auslegung wurde ein einfacher Ansatz gewählt, der ohne sehr detaillierte FE-Modelle auskommt: Als allgemeines Ziel in der Luft- und Raumfahrt sollte die Schwachstelle beim Verbinden struktureller Elemente nie die Verbindung selbst sein, sondern der umgebende Bereich der Verbindungsteile. Die Strategie besteht also darin, das Auslegungskriterium der Platten (heutzutage aus CFK) zu übernehmen, das auf einem Dehnungskriterium basiert, bei dem sichergestellt wird, dass sich Schäden durch BVIDs in CFK Strukturen unter zyklischer Belastung nicht ausdehnen.

Wie gezeigt und somit gemäß Konstruktionsprinzip kann ein potenzieller Riss nicht größer als die Größe einer dreieckigen Teilverbindung werden. Daher ist eine Rissausbreitungsanalyse nicht erforderlich: Die Dimensionierung der Klebelinie erfolgt unter

Berücksichtigung, dass zwei oder drei benachbarte Teilverbindungen versagen können, ohne dass dies die strukturelle Festigkeit der gesamten Verbindung erheblich beeinträchtigt. Dazu wird in einem ersten Schritt die Verbindung als durchgehende Klebelinie betrachtet, um die Stellen mit den höchsten Spannungen in der Klebelinie zu identifizieren. An dieser Stelle müssen zwei oder drei Teilverbindungen aus der Verbindungslinie entfernt werden, und mit dieser Konfiguration wird die Verbindung unter Verwendung der üblichen Gleichungen für reguläre SLS-Verbindungen erneut dimensioniert. Möglicherweise muss die Überlappungslänge lokal vergrößert oder die Größe der Teilverbindungen verringert werden, um die lokale Wirkung der versagten Teilklebung zu verringern.

Ermüdungsberechnungen sind nicht erforderlich, da ein möglicher Riss an dem Rand der Teilfläche der Klebung effektiv gestoppt wird und wie per Test nachgewiesen nicht in die benachbarte Teilfläche wachsen kann. Daher wird die Ermüdung implizit durch die anfängliche statische Dimensionierung abgedeckt.

Diese Begründungsstrategie ähnelt der Dimensionierungsphilosophie von Schraub- oder Nietverbindungen in ermüdungsempfindlichen Anwendungen. In diesem Fall wird angenommen, dass ein (oder zwei) Befestigungselemente versagen können und die Verbindung mit den verbleibenden intakten Befestigungselementen immer noch LL übertragen kann. In einer analogen Strategie wird nun eine Teilverklebung als diskretes (Befestigungselement-)Element betrachtet, das einen Bruchteil der Gesamtlast überträgt.

Abbildung 37 vermittelt einen Eindruck von der Ähnlichkeit beim Vergleich zu einer Verbindung mit konventionellen Befestigungselementen: Die schwarzen Punkte zeigen typische Positionen von Befestigungselementen an, wenn zwei Platten versetzt gefügt werden. Die Dreiecke stellen dieselbe versetzte Konfiguration dar, ersetzen aber mechanische Befestigungselemente durch einzelne Klebeverbindungen. Die Breite der dreieckigen Unterverbindungen ist in den Bereichen A und B unterschiedlich.

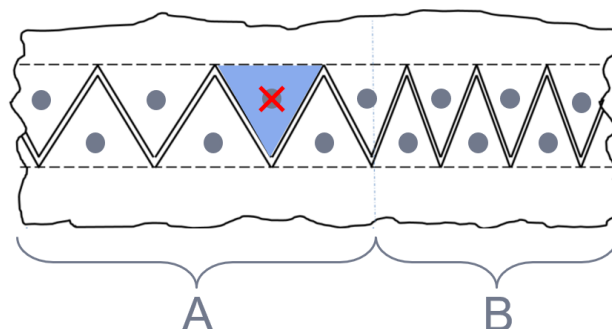


Abbildung 37: Draufsicht auf ein ineinandergreifendes Verbindungslinienmuster

Derzeit besteht das Nachweisprinzip für Schraub- oder Nietverbindungen darin, ein Befestigungselement zu entfernen, um das ausfallsichere Verhalten bzw. die Schadenstoleranz nachzuweisen. Dies wird durch das Verbindungselement dargestellt, das

in Abbildung 37 mit einem roten Kreuz markiert ist. Im Falle einer unterteilten Verklebung wird die Lastübertragung lokal beeinträchtigt, wenn eine dreieckige Teilverbindung versagt (blaues Dreieck in dieser Abbildung). In beiden Fällen, einer Reihe von Befestigungselementen und der Vielzahl von Teilverbindungen, müssen die angrenzenden Elemente die Last des versagten Elementes aufnehmen, und in beiden Fällen kann sich der lokale Fehler nicht auf das nächste Verbindungselement ausbreiten. Das Verhalten beider Verbindungsprinzipien kann in dieser Hinsicht also als ähnlich betrachtet werden.

Wenn der oben beschriebene Dimensionierungsprozess beim Entfernen eines oder zweier Dreiecke eine hohe Empfindlichkeit offenbart, kann die Größe oder Dichte der dreieckigen Teilverbindungen wie in Abbildung 37 dargestellt angepasst werden: In Bereichen mit geringer Fehlerempfindlichkeit (Zone A in dieser Abbildung) ist die Größe der Dreiecke größer als in Bereichen mit hoher Fehlerempfindlichkeit (Zone B). Dies ist analog zur Einführung von mehr Befestigungselementen pro Länge in einer Schraubverbindung.

Der hier skizzierte Auslegungsprozess in Verbindung mit dem Konstruktionsprinzip der unterteilten Klebeverbindung ist die Übertragung eines etablierten Nachweisprinzips auf eine Klebeverbindung, aber kein neu entwickeltes Nachweisprinzip im eigentlichen Sinne. Da dieses etablierte Nachweisprinzip Standard bei Zulassungen in Luftfahrzeugen ist, ist zu erwarten, dass der Nachweis der unterteilten strukturellen Klebeverbindung mit diesem Prinzip zulassbar ist.

II.2 Wichtigste Positionen des zahlenmäßigen Nachweises

Gegenüber der ursprünglichen Planung und des Zuwendungsbescheids wurde der Gesamtkostenrahmen eingehalten, was aufgrund des anspruchsvollen Projektziels für eine gute Projektdurchführung spricht. Der Aufwand des Vorhabens lag insgesamt 2,5 % unter dem beantragten Kostenrahmen und wurde unter Berücksichtigung der genehmigten kostenneutralen Verlängerung zeitgerecht abgeschlossen.

Im zahlenmäßigen Nachweis gab es Abweichungen in den folgenden Positionen:

- 0813 Materialkosten: Erhöhter Aufwand um 0,3%
- 0823 FE-Fremdleistungen: keine
- 0837 Personalkosten: Erhöhter Aufwand um 8,7%
- 0838 Reisekosten: Erhöhter Aufwand um 18,6% (0,08% Gesamtkosten)
- 0850 sonst. Vorhabenskosten: Niedrigerer Aufwand um 14,2% (5,7% Gesamtkosten)
- 0860 Verwaltungskosten: Niedrigerer Aufwand um 24,7% (1,6% Gesamtkosten)

Die Zahlen zeigen eine hohe Kostenakkuranz. Die Abweichung in den Positionen sonstige Vorhabenskosten und Verwaltungskosten (0850 und 0860) lassen sich wie folgt erklären.

- Der kalkulatorische Zins und die Verwaltungsgemeinkosten weichen in der Nachkalkulation von der Annahme aus der Vorkalkulation ab.

- Ein kleiner Anteil der geplanten sonstigen Vorhabenskosten (Unteraufträge) war final günstiger als die Angebote.

II.3 Notwendigkeit und Angemessenheit der geleisteten Arbeit

Kontinuierliche Forschung und Entwicklung sind unerlässlich, um neue Erkenntnisse zu gewinnen und Fortschritte in ein Produkt fließen zu lassen. Wie dieses Projekt zeigt, birgt auch eine vermeintlich umfassend wissenschaftlich untersuchte Füge-technik wie das Kleben noch erhebliches Verbesserungspotenzial. Es konnte gezeigt werden, dass sich sowohl Kosten als auch Gewicht sparen lassen, wenn eine strukturelle Verklebung von Bauteilen in der entwickelten Form schadenstolerant ausgeführt wird. Das Ergebnis des Projektes ist ein Grundstein für strukturelle Fügungen in zukünftigen Projekten.

Im Rahmen des Projektes wurde das Gestaltungsprinzip für Klebeverbindungen entwickelt und sowohl in Simulationen als auch in statischen und zyklischen Tests auf Coupon-, Element- und Struktur-Detail-Ebene validiert. Der damit erbrachte Nachweis der Schadenstoleranz ist die Grundlage für die Zulassung von Klebeverbindungen in zukünftigen Entwicklungen. Somit wurde mit der geleisteten Arbeit ein angemessenes Ergebnis erzielt.

II.4 Voraussichtlicher Nutzen und Verwertbarkeit der Ergebnisse

Die im Rahmen des Projektes JoinDT entwickelte Auslegungsmethodik bereitet den Weg für den Nachweis der Schadenstoleranz einer Klebung und damit die Möglichkeit, strukturelle Klebeverbindungen in Luftfahrzeugen zuzulassen. Die daraus resultierende Ersparnis von Fertigungskosten und Gewicht erhöht Attraktivität und Leistungsfähigkeit des Hubschraubers.

Um die weiteren Entwicklungsschritte bis zum möglichen Einsatz im Hubschrauber abzudecken, wird mit dem Projekt ECOMETHA ein Folgeprojekt angestrebt. Eine Projektskizze wurde hierfür im Rahmen des LuFo VII Calls eingereicht.

Bei einer aktuellen Neuentwicklung eines Hubschraubers wurde ein Bauteil identifiziert, bei dem die in JoinDT entwickelte Methodik angewendet und eine erste Zulassung für eine strukturelle Klebeverbindung erreicht werden soll. Weitere mögliche Anwendungen ergeben sich im Bereich Urban Air Mobility.

II.5 Bekannt gewordener Fortschritt

Während der Projektdurchführung ist kein neuer technische Fortschritt bekannt geworden.

II.6 Veröffentlichungen

Die von Airbus Helicopters erzielten Ergebnisse des Projektes JoinDT wurden mit Vortrag und Paper bei zwei internationalen Konferenzen präsentiert:

- M. Blacha, S. Büsing, T. Joachim, "A Basic Principle for Damage-Tolerant Structural Bonding in Aerospace Industry", ECCM21 – 21st European Conference on Composite Materials, 02.-05. Juli 2024, Nantes, Frankreich
- M. Blacha, T. Joachim, "A New Design Principle for Damage Tolerant Structural Bonding in Aerospace Applications", 50th European Rotorcraft Forum, 10.-12. September, Marseille, Frankreich

Um die im Projekt JoinDT entwickelte Auslegungsmethodik zu schützen, wurden von Airbus Helicopters zwei Patentanmeldungen beim Europäischen Patentamt durchgeführt:

- AHD-interne Referenz 03BD0630/EP, M. Blacha, S. Büsing, T. Joachim, "A structurally bonded arrangement", interner Titel "Design principle for damage tolerant design of structural bonds"
- AHD-interne Referenz 03BD0666/EP, M. Blacha, S. Büsing, K. Pabst, "A structurally bonded arrangement", interner Titel "Creation of damage tolerance in structural bondings by split-up in multiple sub-bondings"