

NEUE VERBINDUNGSTECHNOLOGIEN FÜR DUROMERE FASERVERBUNDKUNSTSTOFFE: EINE ALTERNATIVE ZU KONVENTIONELLEN BOLZENVERBINDUNGEN

M. Endrass*, C. Schmidt-Eisenlohr*, A. Buchheim*, A. Cords*

* Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt (DLR), Zentrum für Leichtbauproduktionstechnologie (ZLP), Am Technologiezentrum 4, 86159 Augsburg, Deutschland

Zusammenfassung

Im Rahmen des Verbundprojekts NEUTRON wurden alternative Verfahren für das Fügen duromerer Faserverbundstrukturen untersucht. Fokus der angewandten Verfahren lag auf der Möglichkeit zur staubfreien Montage, dem autoklavlosen Fügen und einer ressourceneffizienten Umsetzung. Die vorliegende Veröffentlichung präsentiert erste Ergebnisse zu den untersuchten Verbindungstechnologien Resistance Welding (RW), Resistance Interdiffusion Joining (RIDJ) und Assembly Interdiffusion Joining (AIDJ) auf Coupon-Ebene. Die Verfahren wurden dabei anhand der angewandten Prozesszyklen, Querschliff-, Zugscherfestigkeits- und Bruchflächenuntersuchungen gegenübergestellt und sollen eine erste Einordnung von Anwendbarkeit und Potentialen erlauben. Weiterhin wird die Applikation des AIDJ-Verfahrens zur Montage eines Helicopter-Engine-Deck Strukturdemonstrators beschrieben.

Keywords

Matrixhybride Composites, Resistance Welding, Resistance Interdiffusion Joining, Assembly Interdiffusion Joining

NOMENKLATUR

Formelzeichen

α	Aushärtegrad
T_d	Degradationstemperatur
T_{dwell}	Verweiltemperatur
t_{dwell}	Verweildauer
T_p	Prozesstemperatur
SF	Kurzzeit-Schweißfaktor
T_c	Aushärtetemperatur
t_c	Aushärtedauer
t_{On}	Bestromungsdauer
U_c	Aushärtenspannung
U_{On}	Schweiß- /Heizspannung

Abkürzungen

AIDJ	Assembly Interdiffusion Joining
CFK	Carbonfaserverstärkter Kunststoff
CSF	Cohesive Failure
DEA	Dielektrische Analyse
FIDJ	Film Interdiffusion Joining

PEI	Polyetherimid
RC	Resin Content
% RIDJ	Resistance Interdiffusion Joining
°C RTM	Resin Transfer Moulding
°C RW	Resistance Welding
min TPC	Thermoplastic Composite
°C TSC	Thermoset Composite
- VAP®	Vacuum Assisted Process

1. EINLEITUNG

Traditionell werden im Flugzeugbau Strukturen aus Carbonfaserverstärkten Kunststoffen (CFK) großteils mittels mechanischer Fügeverfahren durch Bolzen formschlüssig verbunden. Die Herstellung der Bolzenverbindung erfolgt dabei in einem mehrstufigen, hochpräzisen Prozess, bestehend aus Positionieren der Bauteile, Vorbohren und Aufreiben, Entgraten, Reinigen der Oberflächen, Shimmen, Positionieren und dem Setzen des Bolzens. Alternative Verfahren, wie co-curing oder co-bonding, werden zwar den Fügetechnologien für Compositestrukturen zugeordnet, beruhen jedoch auf dem Umstand, zumindest eine unausgehärtete Komponente mit ihrem Verbindungspartner unter einem Vakuumaufbau gemeinsam im Autoklav zu prozessieren und so eine Verbindung herzustellen. Um die Schlagzähigkeit der Verbindung weiter zu steigern, wird für gewöhnlich bei

den Verfahren ein zusätzlicher Klebstofffilm zwischen die Komponenten eingebracht [1]. Auch das secondary bonding von Luftfahrtstrukturen erfordert für gewöhnlich die Aushärtung des Klebstofffilmes in einem Autoklav, wozu die bereits vollständig ausgehärteten Komponenten für den Zusammenbau in einen Vakuumaufbau eingehüllt werden müssen.

Im Bereich der Verbindungstechnologie für thermoplastische Composites (TPCs) sind insbesondere Schweißtechnologien, wie beispielsweise das elektrische Widerstands-, Ultraschall- oder Induktionsschweißen [2] präferierte Kandidaten für zukünftige Prozesstechnologien zur staubfreien Montage von Luftfahrtstrukturen [3, 4]. Insbesondere die Möglichkeit der staubfreien Strukturmontage, ohne den Einsatz spanabhebender Prozesse, eröffnet neue Chancen zur frühzeitigen Systeminstallation [5–7] auf Komponentenebene und damit einen schlanken, wie stabilen Montageprozess [8]. Reine CFK Hybridstrukturen, bestehend aus je einer Duomer- respektive Thermoplastmatrixkomponente werden nach dem aktuellen Stand der Technik, aufgrund der fehlenden Schmelz- und Schweißbarkeit der Duomerkomponente, mittels konventioneller Bolzentechnik verbunden [8]. Ansätze zur Oberflächenmodifikation duomerer Matrices mittels interdiffusionsfähiger Thermoplastfolien, wie dem amorphen Polyetherimid (PEI) [9, 10], im Film Interdiffusion Joining (FIDJ) Prozess [11, 12], sollen das Portfolio anwendbarer Fügetechnologien um die Schweißprozesse erweitern [13–18].

Im Verbundprojekt NEUTRON (FKZ 20M2114C) wurden unter anderem alternative Verfahren für das Fügen von Thermoset Composite's (TSCs) hinsichtlich ihrer Potentiale und Herausforderung für die Anwendung untersucht. Im Fokus der zu untersuchenden Verfahren standen, neben der Technologievalidierung, vor allem die Aspekte zur staubfreien Montage, dem autoklavlosen Fügen und der ressourceneffizienten Umsetzung. Die vorliegende Veröffentlichung thematisiert die im Projekt untersuchten Ansätze und soll einen ersten Einblick hinsichtlich der auf Couponlevel angewandten Verbindungstechnologien Resistance Welding (RW), Resistance Interdiffusion Joining (RIDJ), sowie des Assembly Interdiffusion Joining (AIDJ) geben. Die Applikation des AIDJ-Verfahrens wird abschließend an einer generischen Helicopter-Engine-Deck Struktur demonstriert. Grundlage für die Anwendung von TSCs im Helicopter-Engine-Deck, liefert hierbei ein von Airbus Helicopters entwickelter, funktional-differenzieller Architekturansatz [19, 20].

2. THERMOPLASTISCHE OBERFLÄCHENMODIFIKATION DUOMERER MATRICES

Die Oberflächenmodifikation oder Funktionalisierung eines TSC mittels einer amorphen thermoplastischen Folie bildet die Grundlage für die nachgeschaltete Anwendung von Schweiß- respektive interdiffusionsbasierten Fügeprozessen. Hierzu sind aus der Literatur vielfältige Untersuchungen zur Einbringung von PEI-Folien und der Ausbildung einer Interdiffusionsschicht [21] mit

dem in der Luftfahrtstrukturfertigung gebräuchlichen Hexel HexFlow® RTM 6 Duomermatrixsystem bekannt [9, 10, 22–24]. MAIfo betrachtete die Entwicklung einer Prozesskette zur Herstellung teilfolierter Faserverbundbauteile [9]. Hier zeigten sich sehr gute Ansätze und Ergebnisse hinsichtlich der Grundlagen zur Interphasenausbildung bei einer Einbringung von PEI-Folien (lokal & global), bis hin zum Übertrag der Anforderungen zur Bauteilherstellung auf Plattenebene. Bruckbauer beschreibt zudem ausführlich den Lösungsmechanismus von PEI durch das in der vorliegenden Veröffentlichung verwendeten Duomerinfusionsmatrixsystem HexFlow® RTM 6 und beschreibt, dass das Prepregharzsystem HexPly® M18/1 das gleiche Epoxydmonomer wie das verwendete Infusionsharzsystem nutzt [25]. Es wird weiterhin dargestellt, dass die Integration von Thermoplastfolien auf einem TSC auf einem reaktiven Lösungsmechanismus basiert, wobei die Durchmischung und Ausbildung der Interphase von verschiedensten Faktoren, wie beispielsweise der Löslichkeit der Matrixsysteme, verwendeter Technologie zur Bauteilherstellung, sowie dem Aushärtezyklus der TSC-Komponente abhängt. Varley [26] untersuchte ausführlich den Einfluss der Zähmodifikation des HexFlow® RTM 6 Matrixsystems mittels PEI und dessen Einflüsse auf die Aushärtekinetik, sowie den Aushärtungsmechanismus.

Im Rahmen des Projektes, sowie der vorliegenden Veröffentlichung, wurde der Fokus auf die Darstellung eines zeit- und kostenoptimierten Bauteilherstellungsprozesses auf Komponentenebene gelegt und nicht auf die Optimierung der Anbindung einer thermoplastischen Funktionsschicht an den TSC. Hinsichtlich der thermoplastischen Oberflächenmodifikation der TSC-Strukturen wurden weiterhin Lösungsansätze in Anlehnung an Vorarbeiten von Schmidt [27], Kaps [28] als auch Faber et al. [24] erarbeitet, welche eine Folienintegration im vakuumgestützten Harzinfusionsprozess erlaubt und dabei eine Kontamination der fügenahzugewandten PEI-Folienseite mit dem Infusionsharzsystem unterbindet. Als weitere, besondere Herausforderung galt auf Komponentenebene die Integration der PEI-Folie auf der werkzeugabgewandten Seite. Hierfür wurden minimalinvasive Konzepte erprobt, welche einerseits die kontaminationsfreie PEI Integration erlauben, andererseits den Harzfluss und die im Vacuum Assisted Process (VAP®) Verfahren gewünschte Permeabilität des Vakuumaufbaus in Dickenrichtung nicht entscheidend behindern.

Relevant für die Einordnung der PEI-Folienanbindung an den TSC ist an dieser Stelle die Kenntnis über den gegenüber den Herstellervorgaben verkürzten Prozesszyklus zur Aushärtung des RTM 6 Matrixsystems. Basierend auf der Dielektrischen Analyse (DEA) wurde für die Komponentenherstellung der Aushärtegrad des Matrixsystems am Bauteil in Echtzeit gemessen und anhand der Messdaten bewertet, wann der energieintensive Ofenzyklus beendet werden kann [29]. Bild 1 zeigt einen exemplarischen Auszug der DEA Ergebnisgrafik für einen verkürzten Aushärtezyklus in der Haltephase

bei Prozessstemperatur $T_{dwell} = 180^\circ\text{C}$ auf eine Dauer von $t_{dwell} = 60\text{ min}$. Dies entspricht einer Verkürzung der Temperaturhaltephase von 33% gegenüber der Herstellervorgabe [30] zum Erreichen eines Aushärtegrades $\alpha > 90\%$ der RTM 6 Matrix auf Komponentenebene.

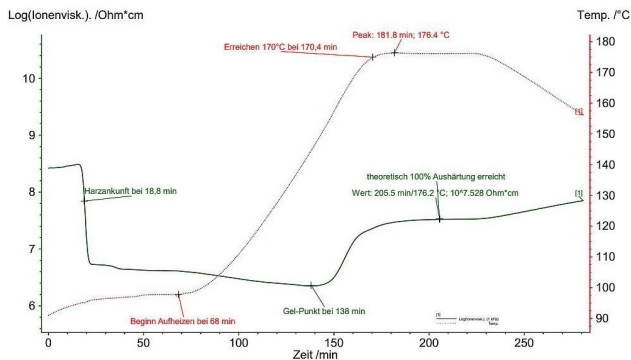


BILD 1. Auszug der Ergebnisgrafik aus der Dielektrischen Analyse bei einem verkürzten Aushärtezyklus der RTM 6 Matrix auf Bauteilebene.

Gegenüber den von Bruckbauer [25] vorgestellten Untersuchungen, in denen bei der praktischen Anwendung des Verfahrens zur Oberflächenmodifikation eine Heizrate von 1.1 K min^{-1} angewandt wurde, konnte im vorliegenden Fall bedingt durch die thermische Masse des Werkzeuges lediglich eine reduzierte Heizrate von 0.8 K min^{-1} realisiert werden, wodurch gemäß Literatur eine höhere Folienrestdicke und geringere Breite der Interdiffusionsschicht zu erwarten ist.

3. ANSÄTZE ZUM FÜGEN HYBRIDER TSC-TPC VERBUNDE

Anders als in den Patenten von [12] und [31] vorgestellt, ist es die Zielsetzung der innerhalb der Veröffentlichung dargestellten Verfahren, die thermoplastische Oberflächenmodifikation der vollständig ausgehärteten Komponenten für einen nachgeschalteten, aufwandsreduzierten Fügeprozess außerhalb eines Autoklaven oder Umluftofens zu nutzen. Im Nachfolgenden sollen die drei Verfahren RW, RIDJ, sowie AIDJ hinsichtlich der Anwendbarkeit und Performanzunterschiede zum Fügen matrixhybrider TSC-TPC Verbunde untersucht und bewertet werden. Dabei werden die unterschiedlichen Prozessarten hinsichtlich der Schweiß- respektive Aushärtezyklen, der mechanischen Performanz im Single Lap Shear (SLS) Versuch, der Bruchflächengestalt, sowie anhand von Mikroskopieuntersuchungen an Querschliffen verglichen und liefern erste Aufschlüsse zur Einordnung der Verfahrenskapazität.

Die Untersuchungen wurden gesamtheitlich, entsprechend der Verfahrenszielsetzung, diese in konventioneller Produktionsumgebung außerhalb eines Autoklaven einzusetzen, in oxidierender Laboratmosphäre bei $23(2)^\circ\text{C}$ und einer relativen Feuchtigkeit von $50(5)\%$ durchgeführt. Für die Gegenüberstellung wurden Proben mit den Füge-nahtabmaßen $200.0\text{ mm} \times 12.5\text{ mm}$ gefertigt, woraus für die mechanische Prüfung je sechs Prüfkörper extrahiert

wurden. Als Grundmaterial dienten 2.74 mm dicke, mittels VAP®-Verfahren hergestellte $(\text{O}_4)_s$ Lamine, mit Hexcel PrimeTex® (G0986, 285 gsm, T2/2, HS-6K) Carbonfaserverstärkung, HexFlow® RTM 6 Matrixsystem (Faservolumengehalt: 55%), sowie einseitiger $125\text{ }\mu\text{m}$ Ultem 1000B Oberflächenmodifikation. Bei den beiden Verfahren RIDJ und AIDJ wurde auf Basis der Untersuchungen von Zade et al. [32] auf einen, gegenüber der Herstellerempfehlung zur Aushärtung des Hexcel HexPly® M18/1 Prepreg [33], verkürzten Aushärtezyklus zurückgegriffen.

3.1. Resistance Welding

Beim elektrischen Widerstandsschweißen der matrixhybriden TSC-TPC Probekörper wurde das Toray Cetex® TC1000 Premium PEI 5 Harness Satin FT300B Carbongewebe Prepreg [34] als Schweißleiter verwendet. Als elektrische Isolation gegenüber der zu verschweißenden Basislaminate wurde analog zur Oberflächenmodifikation der gleiche $125\text{ }\mu\text{m}$ dünne, Sabic Ultem 1000B [35] Reinmatrixfilm, eingesetzt. Um den Einfluss möglicher Degradationseffekte durch die Prozessierung des TSC oberhalb der Degradationstemperatur von RTM 6 ($T_d = 300^\circ\text{C}$) [36], aufgrund der anvisierten Schweißtemperatur von $330^\circ\text{C} - T_p: (320-350)^\circ\text{C}$ einordnen zu können, wurden zwei unterschiedlich lange Prozesszyklen definiert. Ein konservativer Schweißzyklus mit mäßigem Temperaturanstieg über einer Bestromungsdauer $t_{On60} = 60\text{ s}$ (RW60) bei einem Konstantspannungsniveau von $U_{On60} = 35\text{ V}$, sowie ein auf $t_{On30} = 30\text{ s}$ (RW30) verkürzter Zyklus bei einem Konstantspannungsniveau von $U_{On30} = 37\text{ V}$, um durch eine verkürzte Temperatureinwirkdauer eine Schädigung des TSC zu vermeiden.

Beide Verfahrensvarianten RW60 und RW30 konnten, auch ohne die Verwendung einer wie beim Widerstandsschweißen von TPCs geläufig eingesetzten Glasisolationslage [37], prozesssicher abgebildet werden. Die Querschliffuntersuchungen der TSC-TPC Probekörper (Bild 2) zeigten – unabhängig vom angewandten Schweißzyklus – weder Auffälligkeiten hinsichtlich der Schweißnahtdurchgängigkeit, auftretende Porosität im Verbund, oder Delaminationen durch eine vermutete Interphasendegradation an der RTM 6/PEI-Interphase. Farbliche Unterschiede (Bild 2), sowie Höhenunterschiede im Querschnittsprofil im Anschluss an die Ätzpräparation mit Dichlormethan (Bild 3), ermöglichen die visuelle Unterscheidung der verwendeten Matrixsysteme.

Eine erste Bewertung der mechanischen Performanz der Verbindungen wurde anhand von SLS-Untersuchungen durchgeführt. Die Zugscherfestigkeiten der Probenserie RW60 und RW30 unterscheiden sich in ihren Werten mit $(18, 54 \pm 0, 69)\text{ MPa}$, respektive $(16, 84 \pm 0, 48)\text{ MPa}$ um 9.2% . Die Ursache für den Festigkeitsunterschied konnte anhand der Auflichtmikroskopieuntersuchungen nicht ausgemacht werden. Für eine detailliertere Bestimmung der Versagensursache wurden Bruchflächenuntersu-

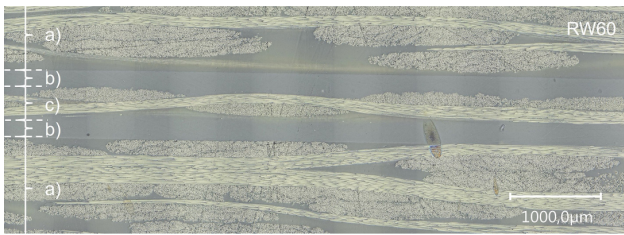


BILD 2. Detailquerschliff eines im Widerstandsschweißprozess RW60 gefügten TSC-TPC Probekörpers - 250-fach vergrößert.

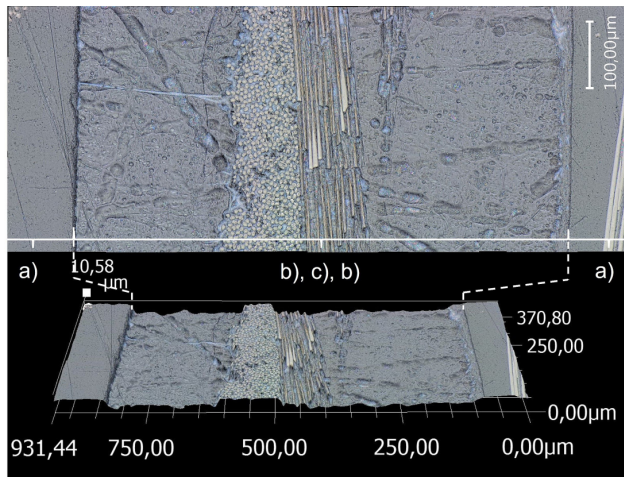


BILD 3. Detailaufnahme eines Querschliffes des Probekörpers (RW60) nach erfolgreicher Ätzpräparation im Auflicht (oben), sowie dreidimensionaler Darstellung (unten) - 2500-fach vergrößert.

chungen im Anschluss an die zerstörende Prüfung durchgeführt.

Konsistent über alle Prüfkörper hinweg (vgl. Bild 4) zeigte sich ein vollflächiges Anbindungsmuster mit kohäsivem Bauteilversagen (CSF), gemäß DIN EN ISO 10365. Exakter lokalisieren lässt sich das Versagen in der Grenze zwischen PEI-Oberflächenmodifikation und RTM 6 Grundbauteilwerkstoff. Eine dedizierte Korrelation zwischen Verbindungsfestigkeiten und Schweißdauer bei hybriden TSC-TPCs kann aufgrund der Datenbasis an dieser Stelle nicht erfolgen und verbleibt als Aufgabenstellung für weitergehende Untersuchungen.

3.2. Resistance Interdiffusion Joining

Der RIDJ Prozess stellt einen Verfahrensmix aus dem Widerstandsschweißen in Kombination mit einer lokalen Prepregaushärtung unter gezielter Ausprägung einer Interdiffusionsschicht dar. Das Verfahren beruht dementsprechend auf der joule'schen Erwärmung eines carbonfaserbasierten Heizleiters (hier: Toray Cetex® TC1000 Premium PEI 5 Harness Satin, FT300B Carbonschicht Prepreg) [34] innerhalb der Fügenaht. Gegenüber der beim RW verwendeten Reinmatrixschicht als elektrischen Isolator, wird hier ein unausgehärtetes HexPly® M18 (43 % RC, 220 gsm, AS4C) Prepreg zwischen Heizleiter und den Fügepart-

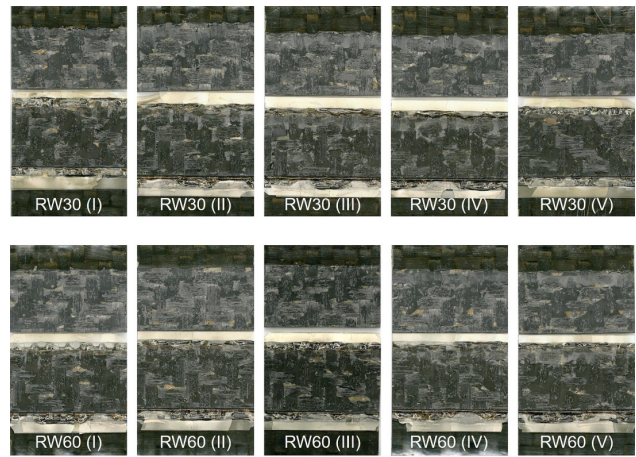


BILD 4. Übersicht der Bruchflächen von im Widerstandsschweißprozess RW30 (oben) und RW60 (unten) geschweißter Hybridverbunde.

nern verwendet. Zielsetzung des Verfahrens ist es, unter anderem die Temperaturbelastung der Komponenten während des Fügeprozesses gegenüber konventioneller TPC-Schweißprozesse zu reduzieren und so eine thermische Degradation der Duromermatrix zu unterbinden. Wie bereits eingangs erläutert, wurde die Prozessierungstemperatur unter Verkürzung der Aushärtedauer ($t_{\text{CRIDJ}} = 20 \text{ min}$) realisiert. Untersucht wurden die beiden Aushärtetemperaturniveaus $T_{\text{CRIDJ}200} = 200^\circ\text{C}$, sowie $T_{\text{CRIDJ}225} = 225^\circ\text{C}$. Um eine isotherme Temperaturhaltephase sicherzustellen, wurde das Spannungsniveau von $U_{\text{ONRIDJ}200}$ (20 V bis 18 V), respektive $U_{\text{ONRIDJ}225}$ (22 V bis 18 V), über der Aushärtedauer linear reduziert.

Gegenüber dem konventionellen Widerstandsschweißen zeigte die RIDJ Technologie trotz der um ein vielfaches verlängerten Prozessdauer ein stabiles Aufheiz- und Temperaturverweilverhalten über der verkürzten Aushärtedauer des M18 Prepreg. Die Querschliffuntersuchungen der TSC-TPC Probekörper (Bild 5) zeigten bei 250-facher Vergrößerung keine auffälligen Indikationen hinsichtlich einer Separation der M18 und PEI-Matrices. Einzige Indikation für eine noch unzureichende Laminatqualität zeigte die, im Gegensatz zum restlichen Laminat, verstärkte Porosität innerhalb der M18 TSC Schicht. Die bestehenden Porositäten innerhalb der M18 Gewebeschichten werden anhand von Bild 6 ersichtlich und können an dieser Stelle auf einen nicht optimierten Druckzyklus zurückgeführt werden. Weiterhin ist im Anschluss an die Ätzpräparation mit Dichlormethan eine deutliche Interphasenausbildung zwischen den verwendeten TSC und TPC-Matrices zu erkennen.

Die mechanischen Prüfungen der im RIDJ Verfahren gefügten Probekörper zeigten Zugscherfestigkeiten in Höhe von $(13, 14 \pm 0, 43) \text{ MPa}$ und $(14, 56 \pm 0, 58) \text{ MPa}$ für die Verweiltemperaturniveaus $T_{\text{CRIDJ}200} = 200^\circ\text{C}$, respektive $T_{\text{CRIDJ}225} = 225^\circ\text{C}$.

Hier zeigte sich ebenfalls, konsistent über alle Prüfkörper hinweg (vgl. Bild 7), ein vollflächiges Anbindungsmuster

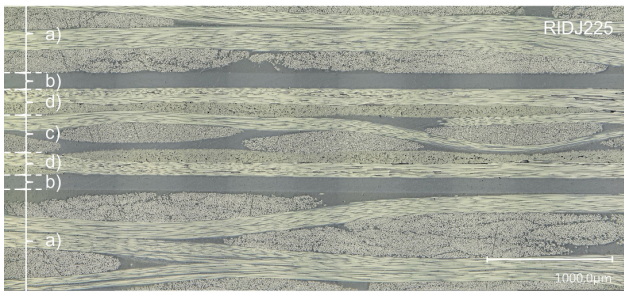


BILD 5. Detailquerschliffe der im Resistance Interdiffusion Joining gefügten TSC-TPC Probekörper - 250-fach vergrößert.

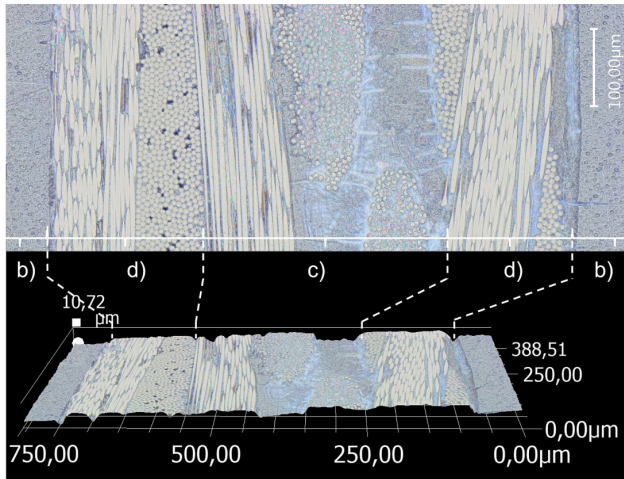


BILD 6. Detailaufnahme eines Querschliffes des RIDJ Probekörpers nach erfolgter Ätzpräparation im Auflicht (oben), sowie dreidimensionaler Darstellung (unten) - 2500-fach vergrößert.

mit kohäsivem Bauteilversagen in der Grenze zwischen PEI-Oberflächenmodifikation und RTM 6 Grundbauteilwerkstoff. Das Versagensverhalten innerhalb der Grenzschicht hin zur thermoplastischen Oberflächenmodifikation lässt aufgrund der Position dementsprechende keine exakten Rückschlüsse auf die Festigkeit der Verbindung, sondern ausschließlich auf die Festigkeit im Bereich der TP-Oberflächenmodifikation zu.

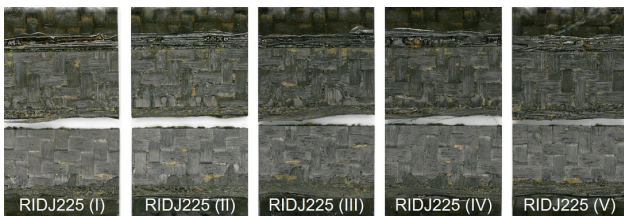


BILD 7. Repräsentative Bruchflächen der Probekörper, welche im Resistance Interdiffusion Joining Prozess bei der Verweiltemperatur von $T_{CRIDJ225} = 225 \text{ °C}$ gefügt wurden.

3.3. Assembly Interdiffusion Joining

Das Assembly Interdiffusion Joining stellt einen Alternativprozess zur lokalen Aushärtung einer Prepregschicht in der Fügenaht zweier, benachbarter TSC-Fügepartner

dar, wobei die Wärme zur Aushärtung und Ausbildung der Interdiffusionschicht im Gegensatz zu den vormals vorgestellten Verfahren von Außen eingebracht wird. Hierbei liefern beheizbare Druckstücke die erforderliche Prozesswärme für die Aushärtung der im Vorfeld an den Fügeprozess in die Verbindungsnaht der Bauteile eingebrachten TSC-Prepregschicht und bilden hin zur thermoplastischen Oberflächenmodifikation der Komponenten eine Interdiffusionszone aus. Als TSC-Prepregschicht wurde wiederum, analog zu Abschnitt 3.2, ein mit PEI interdiffusionsfähiges, unausgehärtetes HexPly® M18 (43 % RC, 220 gsm, AS4C) Prepreg hin zu den Fügepartnern verwendet. Zur Herstellung der Verbindung wurde die Funktionalität der elektrisch beheizbaren Druckstücke des am DLR-ZLP vorhandenen Widerstandsschweißstandes genutzt. Untersucht wurden zwei Prozessvarianten, erstere bei einem Aushärtetemperaturniveau $T_{CAIDJ200} = 200 \text{ °C}$, sowie eine zweite Variante bei einem erhöhten Aushärtetemperaturniveau $T_{CAIDJ220} = 220 \text{ °C}$. Beide dienen der Vergleichbarkeit mit den unter Abschnitt 3.2 dargestellten Untersuchungen.

Gegenüber der voran dargestellten Verfahren RW und RIDJ, liefert das AIDJ ein hinsichtlich der Werkzeugtechnologie und Prozessführung vereinfachtes Verfahren zum Fügen hybrider TSC-TPC Verbunde. Auch die Querschliffuntersuchungen der im AIDJ Verfahren gefügten Prüfkörper (Bild 8) zeigten im Auflichtmikroskop bei 250-facher Vergrößerung eine vermehrte Porosität innerhalb der HexPly® M18 Prepregschicht. Visuell lässt sich mittels der Querschliffuntersuchungen und der Kontrastunterschiede zwischen PEI und den entsprechenden Duomermatrices eine Unterscheidung der Schichten erkennen. Im Bereich der Interdiffusionszonen finden sich keine optisch erkennbaren Fehlerindikationen. Analog zu den Querschliffuntersuchungen aus Abschnitt 3.2 wird auch hier die entstandene Porosität innerhalb der Duomerverbindungsschicht auf einen nicht optimierten Druckzyklus zurückgeführt. Bild 9 zeigt einen exemplarischen Querschnitt durch die Verbindungsstelle im Nachgang an die Ätzpräparation mit Dichlormethan und 2500-facher Vergrößerung, wobei eine deutliche Interphasenausbildung zwischen den verwendeten TSC und TPC-Matrices zu erkennen ist.

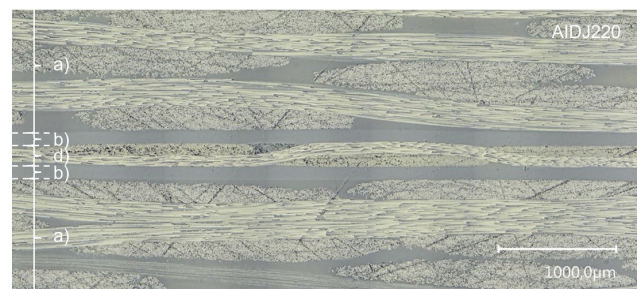


BILD 8. Detailquerschliffe eines im Assembly Interdiffusion Joining gefügten TSC-TPC Probekörper - 250-fach vergrößert.

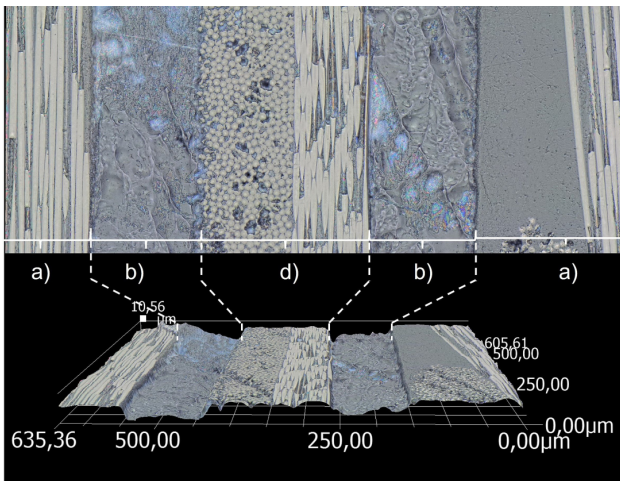


BILD 9. Detailaufnahme eines Querschliffes des AIDJ Probekörpers nach erfolgter Ätzpräparation im Auflicht (oben), sowie dreidimensionaler Darstellung (unten) - 2500-fach vergrößert.

Die mechanischen Prüfungen der im AIDJ Verfahren gefügten Probekörper zeigten Zugscherfestigkeiten in Höhe von $(15,76 \pm 0,36)$ MPa und $(16,76 \pm 1,09)$ MPa für die Verweiltemperaturniveaus $T_{\text{CAIDJ200}} = 200^\circ\text{C}$, respektive $T_{\text{CAIDJ220}} = 220^\circ\text{C}$.

Analog zu den Bruchbildergebnissen der im RW und RIDJ Verfahren gefügten Probekörper zeigten auch die im AIDJ Verfahren gefügten Probekörper keine Separation innerhalb der Fügenaht (vgl. Bild 9, Bereich: b-d-b). Erkennbar ist ein vollflächiges, fasernahes Ablösen der bei der Komponentenherstellung eingebrachten PEI-Oberflächenmodifikation. Aufgrund der Bruchbilder (vgl. Bild 7 und Bild 10) lässt sich schlussfolgern, dass die Zähmodifikation der RTM 6 Matrix im Verbindungsbereich mittels PEI und damit die ausgebildete Interphase über den Zugscherversuch hinweg eine im Vergleich zur RTM 6-Carbonfaseranbindung höhere Festigkeit aufweist, welche das Versagen hin zum Faserschlichte-Thermosetmatrix-Interface verschiebt. Die verwendete T2/2 Architektur des G0986 Gewebes stützt hierbei die Grundintegrität der oberflächennahen Schichten der Prüfschenkel und erschwert weiterhin die Versagenslokalisation.

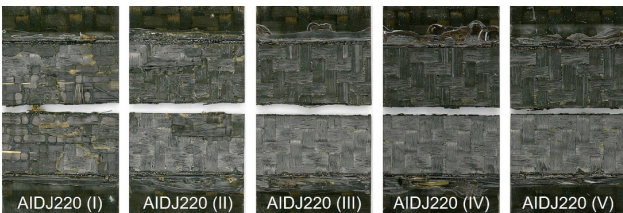


BILD 10. Repräsentative Bruchflächen der Probekörper, welche im Assembly Interdiffusion Joining Prozess bei der Verweiltemperatur von $T_{\text{CAIDJ220}} = 220^\circ\text{C}$ gefügt wurden.

3.4. Gegenüberstellung der untersuchten Technologien

Zur Einordnung der mechanischen Kennwerte aus der SLS-Prüfung stellt das Bild 11 eine Übersicht der erzielten Zugscherfestigkeiten bezüglich der angewandten Verbindungstechnologien, sowie einer monolithischen CF/RTM 6 Referenz gegenüber. Die Bruchflächen aller untersuchten Verbindungstechnologien zeigten übergeordnet kohäsives Bauteilversagen in der Grenzfläche zwischen fugezonennahen Carbonfasern und RTM 6 Matrix. Bedingt durch den Versagensort erlauben die Ergebnisse aus den Zugscherversuchen keine konkreten Aussagen hinsichtlich der durch die untersuchten Prozesse erzielbaren Festigkeiten und liefern vielmehr eine übergeordnete Aussage in Bezug auf die Anbindung der PEI-Oberflächenmodifikation auf dem Grundbauteil. Im direkten Vergleich der Kurzzeit-Schweißfaktoren (SF)¹ gegenüber der monolithischen CF/RTM 6 Prüfkörper liegen die Festigkeitswerte der Verbunde, ohne die Anwendung weiterer Prozessoptimierungen, in Bereichen von $SF_{\text{RW}} = (0,83 - 0,91)$, $SF_{\text{RIDJ}} = (0,65 - 0,72)$, sowie $SF_{\text{AIDJ}} = (0,78 - 0,82)$, was wiederum das Potential zeigt bei entsprechender Optimierung der PEI-Anbindung bei differentieller Bauweise dennoch in Festigkeitsbereiche monolithischer Strukturen zu gelangen.

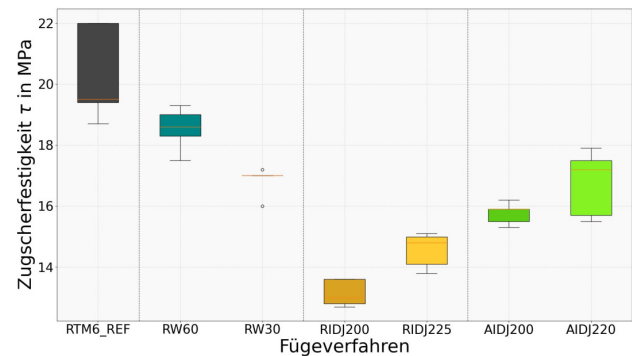


BILD 11. Gegenüberstellung der nach AITM 1-0019 gemessenen Zugscherfestigkeiten gefügter Probekörper, sowie der CF-RTM 6 Referenz.

Zur qualitativen Einordnung dient Tabelle 1 der zusammenfassenden Gegenüberstellung der untersuchten Verbindungstechnologien hinsichtlich einiger für die Technologieauswahl relevanter Bewertungskriterien auf Basis des aktuellen Kenntnisstandes. Neben den Faktoren Verbundfestigkeit, Fügenahtdicke und der Masse der Verbindungsschicht, welche relevant für die Auslegung und Performanz des Endproduktes sind, wurden weitere Faktoren aufgelistet, welche einen ersten Eindruck hinsichtlich Aufwand, Komplexität und Kosten vermitteln sollen. Zusammenfassend zeigt die AIDJ Technologie einen guten Kompromiss hinsichtlich der für die Fügetechnologieauswahl relevanten Kriterien, wenngleich eine anwendungsfallbezogene Bewertung und weitrei-

¹Nach DVS 2203 ist der Kurzzeit-Schweißfaktor als Verhältnis von Schweißnahtfestigkeit gegenüber der Grundmaterialfestigkeit definiert. Die grundlegende Bezeichnung als Schweißfaktor ist im Falle der RIDJ und AIDJ Technologien nicht gänzlich zutreffend. Deren Aussagekraft kann jedoch übertragen werden.

chendere Untersuchungen zur konkreten Darstellung der jeweiligen technologischen Potentiale notwendig ist.

	RW	RIDJ	AIDJ
Verbundfestigkeit	↑	↓	→
Füгенаhtdicke	→	↑	↓
Masse der Verbindungsschicht	→	↑	↓
Prozessdauer	↓↓	↑	↑
Energiebedarf	↓↓	↓	↑
Toleranzausgleichspotential	↓	↑	↑
Degradationspotential	↑↑	↓	↓
Werkzeug- & Prozesskomplexität	↑	↑	↓

TAB 1. Gegenüberstellung der Verfahren RW, RIDJ und AIDJ anhand einiger für die Fügetechnologieauswahl relevanter Bewertungskriterien.

4. ERKENNTNISTRANSFER UND DEMONSTRATION

4.1. Anwendungsspektrum

Die untersuchten Verfahren RW, RIDJ und AIDJ zielen durchgängig darauf ab, staubfreie und performante Fügetechnologien für die Montage differentiell gefertigter Strukturen, bestehend aus zumindest einer TSC-Komponente, außerhalb eines Autoklaven bereitzustellen. Für die TPCs liefert eine Vielzahl an Thermoplastschweißtechnologien ein zielorientiertes Portfolio, welches beispielhaft im Rahmen des MFFD weiterentwickelt und angewandt wurde [3, 5, 6]. Insbesondere im Hinblick darauf, die Komplexität der Einzelbauteilherstellung zu reduzieren und anhand geeigneter Fügetechnologien eine komplexe quasi-integrale Baugruppe realisieren zu können, soll neue Potentiale zur Fertigung von TSC-TPC Strukturen ermöglichen.

Im konkreten Anwendungsbereich der Flugzeugrumpf-fertigung und -montage kann die aufwandsreduzierte Fertigung einer TSC-Außenhaut mit in Fügebereichen eingebrachten, thermoplastischen Oberflächenmodifikationen für eine anschließende Montage von Stringern und Spanten zielführend sein. Zur Herstellung von Endlosprofilen und Gleichteilen, wie beispielsweise Stringern und Spanten, welche in vergleichsweise hoher Stückzahl im Flugzeugbau vorkommen, bieten sich TPCs und deren Fertigungsverfahren an. Die Montage der TSC und TPC Einzelbauteile wird nach dem aktuellen Stand der Technik mittels konservativer Bolzenverbindungen realisiert, welche es aufgrund der erforderlichen Fräsarbeit wiederum nicht erlauben, die Strukturmontage mit der Systemintegration zu vereinen und somit Potentiale für eine effiziente Herstellung des Endproduktes limitieren. Unabhängig vom bisherigen Reifegrad der vorgestellten Fügetechnologien sollen diese einen ersten Eindruck hinsichtlich Anwendbarkeit und Chancen zum Verbinden matrixhybrider Composites liefern.

4.2. Realisierung anhand eines Helicopter-Engine-Deck Strukturdemonstrators

Im Rahmen des Verbundprojektes NEUTRON wurde das AIDJ Verfahren für das Verbinden der TSC Trägerkomponenten zu einer Helicopter-Engine-Deck Hinterbaustruktur erstmalig demonstriert. Zielsetzung galt der Anwendung der Verfahrenstechnologie zum Verbinden von Längs- und Querträgern mit den entsprechenden Clips (vgl. Bild 12) und Knotenblechen (vgl. Bild 13) als Verbindungselemente. Bei der Bauteilherstellung wurde in Anlehnung an die Voruntersuchungen in den späteren Verbindungsbereichen, eine lokale Oberflächenmodifikation der TSC Komponenten mittels 125 µm Ultem 1000B PEI-Folie durchgeführt.

Die auf Endkontur bearbeiteten Längs- und Querträger wurden weiterhin mit Hilfe einer positionsgetreuen Aufspannvorrichtung für den nachfolgenden Fügeprozess fixiert. Im Vorfeld an die M18/1 Prepregapplikation wurden die Bauteile im Bereich PEI-Oberflächenmodifikation mittels Isopropanol gereinigt. Als Verbindungsschicht zwischen den bereits vollständig ausgehärteten Fügepartnern wurde auch hier eine Einzellage Hexcel HexPly® M18/1 Prepreg verwendet. Die lokale Druck- und Temperatureinbringung erfolgte über konturgetreue, elektrisch eigenbeheizte Druckstücke. Zur exakten Regelung der Solltemperatur im Verweiltemperaturbereich von 220(2) °C dienten ENDA ETC2011 PID-Regler.

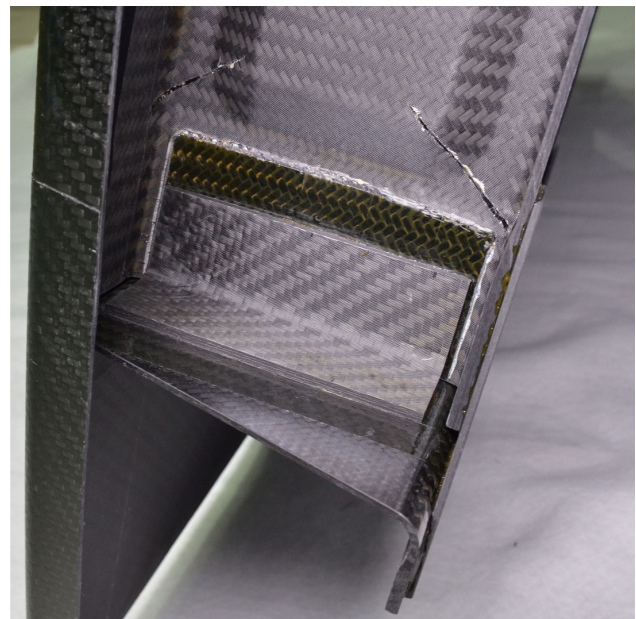


BILD 12. Detailansicht einer T-Stoßverbindung von Längs- und Querträger, verbunden über einen Clip im AIDJ Prozess.

Bild 14 illustriert die resultierende, vollständig gefügte Demonstratorbaugruppe. Der Erkenntnisgewinn aus dem Zusammenbau der Hinterbaustruktur belegt einen einfachen Übertrag des Verfahrens von Couponlevel hin zu einer Applikation im Realmaßstab. Im Rahmen des Projektes NEUTRON konnte mit der Anwendungsdemonstration eine potentielle Alternative, respektive Ergänzung zur staubfreien Montage einer TSC-TSC Helicopter-Engine-

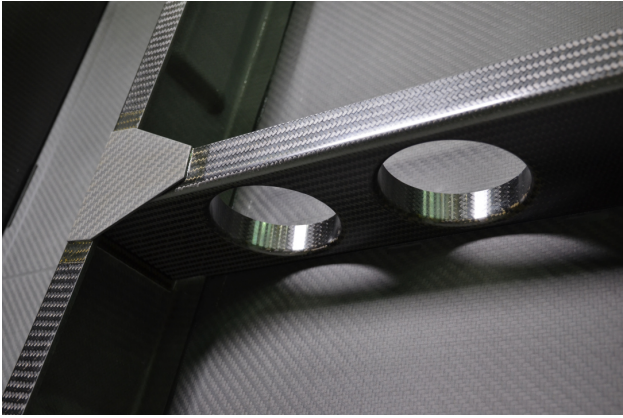


BILD 13. Isometrische Detailansicht von der Längs-Querträgerverbindung mittels Knotenblech, verbunden über einen Clip im AIDJ Prozess.



BILD 14. Finale Baugruppe des generischen Helikopter-Engine-Deck Strukturmodells.

Deck Struktur gegenüber dem Stand der Technik dargestellt und demonstriert werden.

5. FAZIT UND AUSBLICK

Im Rahmen der Veröffentlichung wurden die drei progressiven Ansätze Resistance Welding, Resistance Interdiffusion Joining und Assembly Interdiffusion Joining als Alternativen, respektive Ergänzung konservativer TSC Fügeverfahren dargestellt. Erste Untersuchungen dienten dabei der Validierung von Machbarkeit, sowie der Einordnung von Potentialen und Herausforderungen in Bezug auf die Anwendung. Hinsichtlich der thermoplastischen Oberflächenmodifikation mittels einer lokal eingebrachten PEI-Folie wurden Herausforderungen bei der Folienintegration im Vakuuminfusionsprozess auf der werkzeugabgewandten Seite, sowie bezüglich des Erreichens für die Interphasenausprägung vorteilhafter, hoher Heizraten diskutiert.

Die Untersuchungen zum Fügen der matrixhybriden TSC-TPC Probekörper haben durchgängig gezeigt, dass die dargestellten Prozessierungsniveaus eine zuverlässige Prozessführung zulassen. Die Querschliffuntersuchungen, sowie Detailaufnahmen geätzter im

Widerstandsschweißverfahren hergestellter Probekörper zeigten eine durchgängige, matrixübergreifende Anbindung ohne jegliche Porosität oder Degradationerscheinungen. Im Vergleich zu den Verfahren RIDJ und AIDJ waren innerhalb der Querschliffe noch klare Poren erkennbar, was in erster Linie auf einen bis dato nicht optimierten Druckzyklus zurückgeführt werden konnte.

Die Festigkeitswerte aus den Zugscherversuchen zeigen zum aktuellen Zeitpunkt noch eine Abminderung gegenüber der monolithischen RTM 6 Referenzprüfkörper, wobei für die RW Technologie bereits im Maximum ein Kurzzeit-Schweißfaktor von 0,91 erzielt wurde. Anhand der Bruchbildanalysen konnte gezeigt werden, dass das Versagen der Probekörper prozessübergreifend an der fasernahen Grenzschicht der Fügepartner stattfindet. Aus diesem Grund ist eine Optimierung zur thermoplastischen Oberflächenmodifikation der Probekörper erforderlich.

Ein abschließender Abschnitt wurde den Themen Erkenntnistransfer und Demonstration zugeschrieben, wobei einerseits ein potentes Anwendungsspektrum im Bereich der Flugzeugrumpffertigung und -montage diskutiert und abschließend die praktische Realisierung des AIDJ Verfahrens zur Montage einer Helikopter-Engine-Deckstruktur beschrieben wurden.

Förderung

Teile dieser Arbeit wurden vom Bundesministerium für Wirtschaft und Klimaschutz im Rahmen des LuFo VI-2-Projekts NEUTRON unter dem Förderkennzeichen 20M2114C gefördert.

Gefördert durch:



Bundesministerium
für Wirtschaft
und Klimaschutz

aufgrund eines Beschlusses
des Deutschen Bundestages

Kontaktadresse:

manuel.endrass@dlr.de

Literatur

- [1] Ulf Paul Breuer. *Commercial Aircraft Composite Technology*. Springer International Publishing, May 2016. ISBN: 978-3-319-31918-6. DOI: [10.1007/978-3-319-31918-6](https://doi.org/10.1007/978-3-319-31918-6).

- [2] Ali Yousefpour, Mehdi Hojjati, and Jean-Pierre Immarigeon. Fusion bonding/ welding of thermoplastic composites. *Journal of Thermoplastic Composite Materials*, 17:303–341, July 2004. DOI: [10.1177/0892705704045187](https://doi.org/10.1177/0892705704045187).
- [3] Ginger Gardiner. Welding thermoplastic composites. *CompositesWorld*, pages 50–63, Sept. 2018.
- [4] Pravin Luthada. Next-generation aircraft structures: Thermoplastic composites and welding technologies. online, May 2025. <https://www.addcomposites.com/post/next-generation-aircraft-structures-thermoplastic-composites-and-welding-technologies>.
- [5] York C. Roth, Ralf Herrmann, Cristina Sanchez Santos, Matthias Uellendahl, Joost Koopman, Andreas Henneberg, Johan Kos, Irene F. Villegas, Abhas Choudhary, Lars Larsen, Stefan Ferstl, Benjamin Diehl, Frida Emanuelsson, Jean-Benoit Sinéchal, Matthieu Pleth, and Kathryn Atherton. Cleansky2/ clean aviation large passenger aircraft for more sustainable commercial fuselage technologies - major achievements. In *34th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences, ICAS 2024*, Oktober 2024.
- [6] CAJU. Multi functional fuselage demonstrator, June 2022. <https://www.clean-aviation.eu/multi-functional-fuselage-demonstrator>.
- [7] Frederic Fischer, Manuel Endraß, Dominik Deden, Lars Brandt, Manuel Engelschall, Monika Mayer, Michael Vistein, Manfred Schönheits, Philipp Gänswürger, Dominik Görick, Alfons Schuster, Stefan Jarka, Simon Bauer, Olivia Hellbach, Demas Schmorell, Lars-Christian Larsen, Christoph Frommel, Armin Huber, and Moritz Joos. Production of the thermoplastic composite upper shell for the mffd. In *DLRK 2023; Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress*, September 2023.
- [8] Dieter Meiners. *Beitrag zur Stabilität und Automatisierung von CFK-Produktionsprozessen*. Dissertation, Technische Universität Clausthal, Fakultät für Natur- und Materialwissenschaften, Nov. 2007. https://dokumente.ub.tu-clausthal.de/servlets/MCRFileNodeServlet/import_derivate_00000169/db110414.pdf.
- [9] Philipp Bruckbauer. *MAifo – Entwicklung einer Prozesskette zur Herstellung von teilfoliierten Faserverbundbauteilen*. TUM – Lehrstuhl für Carbon Composites, June 2015. DOI: <https://doi.org/10.2314/GBV:876376286>.
- [10] Philipp Bruckbauer, Frank Weiland, Uwe Beier, and Klaus Drechsler. Thermoplastic surfaces for joining of thermoset cfrp – effect of curing cycle on interfacial bond strength. In *ECCM17 - 17th European Conference on Composite Materials, Proceedings*. European Society for Composite Materials (ESCM), June 2016. ISBN: 978-3-00-053387-7.
- [11] Frank Weiland and Uwe Beier. Integrated helicopter side shells in infusion technology. In *ECCM17 - 17th European Conference on Composite Materials, Proceedings*. European Society for Composite Materials (ESCM), June 2016. ISBN: 978-3-00-053387-7.
- [12] Frank Weiland and Uwe Beier. Patent: Us 2017/0028698 a1, method for joining thermoset components, Feb. 2017.
- [13] RC Don, SH McKnight, ED Wetzel, and JW Gillespie Jr. Application of thermoplastic resistance welding techniques to thermoset composites. *Proceedings of the Society of Plastic Engineers*, pages 1295–1299, 1994.
- [14] C. Ageorges and L. Ye. Resistance welding of thermosetting composite/thermoplastic composite joints. *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, 32(11):1603–1612, Nov. 2001. ISSN: 1359-835X. DOI: [10.1016/s1359-835x\(00\)00183-4](https://doi.org/10.1016/s1359-835x(00)00183-4).
- [15] Oliver Schieler and Uwe Beier. Induction welding of hybrid thermoplastic-thermoset composite parts. *KMUTNB International Journal of Applied Science and Technology*, pages 27–36, Dec. 2015. ISSN: 1906-151X. DOI: [10.14416/j.ijast.2015.10.005](https://doi.org/10.14416/j.ijast.2015.10.005).
- [16] Irene Fernandez Villegas and Pablo Vizcaino Rubio. On avoiding thermal degradation during welding of high-performance thermoplastic composites to thermoset composites. *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, 77:172–180, Oct. 2015. ISSN: 1359-835X. DOI: [10.1016/j.compositesa.2015.07.002](https://doi.org/10.1016/j.compositesa.2015.07.002).
- [17] Eirini Tsiangou, Sofia Teixeira de Freitas, Irene Fernandez Villegas, and Rinze Benedictus. Ultrasonic welding of epoxy- to polyetheretherketone-based composites: Investigation on the material of the energy director and the thickness of the coupling layer. *Journal of Composite Materials*, 54(22):3081–3098, Mar. 2020. ISSN: 1530-793X. DOI: [10.1177/0021998320910207](https://doi.org/10.1177/0021998320910207).
- [18] Thomas Maierhofer, Evripides G. Loukaides, Craig Carr, Chiara Bisagni, and Richard Butler. Resistance-welded thermoset composites: A bayesian approach to process optimisation for improved fracture toughness. *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, 177:107894, Feb. 2024. ISSN: 1359-835X. DOI: [10.1016/j.compositesa.2023.107894](https://doi.org/10.1016/j.compositesa.2023.107894).
- [19] Axel Fink and Manuel Kempf. Patent: Ep 3 932 801 b1, a rotary wing aircraft with a firewall arrangement, May 2022. <https://depatisnet.dpma.de/DepatisNet/depatisnet?action=pdf&docid=EP000003932801B1&xxxfull=1>.
- [20] Axel Fink, Manuel Kempf, Philipp Walch, and Luca Specht. Patent: Ep 4 458 669 b1, a rotary wing aircraft with a firewall arrangement having at least one funnel-shaped lower firewall, July 2025. <https://patent.google.com/patent/EP4458669B1>.

[//depatisnet.dpma.de/DepatisNet/depatisnet?action=pdf&docid=EP000004458669B1&xxxfull=1](https://depatisnet.dpma.de/DepatisNet/depatisnet?action=pdf&docid=EP000004458669B1&xxxfull=1).

- [21] Clive B. Bucknall and Adrian H. Gilbert. Toughening tetrafunctional epoxy resins using polyetherimide. *Polymer*, 30(2):213–217, Feb. 1989. ISSN: 0032-3861. DOI: 10.1016/0032-3861(89)90107-9.
- [22] P. Bruckbauer, F. Weiland, U. Beier, and K. Drechsler. Characterization of thermoplastic/thermoset combinations - potential application for joining. In *SAMPE Europe Conference 15 Amiens, France*. Society for the Advancement of Material and Process Engineering (SAMPE), Sept. 2015.
- [23] Christian Brauner, Sawsane Nakouzi, Lucian Zweifel, and Jens Tresch. Co-curing behaviour of thermoset composites with a thermoplastic boundary layer for welding purposes. *Advanced Composites Letters*, 29:2633366X2090277, Jan. 2020. ISSN: 2633-366X. DOI: 10.1177/2633366x20902777.
- [24] Jan Faber, Arne Hindersmann, Constantin Bäs, Sven Torstrick-v.d.Lieth, and Florian Behrens. Innovationen für die fertigung hybrider strukturbauerteile aus fml und duromer/thermoplast-hybriden. In *Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress (DLRK) 2023*, September 2023.
- [25] Philipp Bruckbauer. *Struktur-Eigenschafts-Beziehungen von Interphasen zwischen Epoxidharz und thermoplastischen Funktions-schichten für Faserverbundwerkstoffe*. PhD thesis, Technische Universität München, 2018. <https://nbn-resolving.de/urn/resolver.pl?urn:nbn:de:bvb:91-diss-20181204-1427427-1-0>.
- [26] Russell J. Varley. Reaction kinetics and phase transformations during cure of a thermoplastic-modified epoxy thermoset. *Macromolecular Materials and Engineering*, 292(1):46–61, Jan. 2007. ISSN: 1439-2054. DOI: 10.1002/mame.200600275.
- [27] Daniel Schmidt. *Analyse der Verbindungsfestigkeit von Matrixübergangszonen in Kohlefaserproben mit kombinierter thermoplastischer und duroplastischer Matrix*. TU Dresden, June 2006.
- [28] Robert Kaps. *Kombinierte Prepreg- und Infusionstechnologie für integrale Faserverbundstrukturen*. PhD thesis, Technischen Universität Carolo-Wilhelmina zu Braunschweig, 2010. <https://elib.dlr.de/81124/>.
- [29] Andreas Buchheim, Björn Drees, Mona Eckardt, Manuel Endraß, Jan Faber, Christoph Frommel, Philipp Gänswürger, Matthias Horn, Armin Huber, Patrick Kaufmann, Monika Mayer, Dorothea Nieberl, Paul Schatrow, Clemens Schmidt-Eisenlohr, Demas Schmorell, Alfons Schuster, Michael Vistein, Matthias Weimer, and Erik Wegener. *Schlussbericht: Neue Technologien für ökoefiziente Hubschrauber (NEUTRON) - Crashesichere Batterieintegration sowie Entwicklung eines Upper Decks für hybridelektrische Hubschrauber (NEUTRON-DLR)*. Sept. 2025.
- [30] Hexcel Corporation. *Product Data Sheet: HexFlow® RTM6/RTM6-2 - 180 °C Epoxy System for Resin Transfer Molding and Infusion Technologies*, 2024.
- [31] Perry A. D. Rasmussen and Janis M. Brown. Patent: Us005667881a, integral thermoset/thermoplastic composite joint, Sept. 1997.
- [32] Anita Zade, Swati Neogi, and Raghu Raja Pandiyan Kuppasamy. Design of effective injection strategy and operable cure window for an aircraft wing flap composite part using neat resin characterization and multi-physics process simulation. *Polymer Composites*, 43(6):3426–3445, Apr. 2022. ISSN: 1548-0569. DOI: 10.1002/pc.26626.
- [33] Hexcel Corporation. Hexcel hexply® m18/1 product data sheet. online, 2020. [https://hexcel.com/user_area/content_media/raw/HexPly_M181_eu_Data_Sheet\(1\).pdf](https://hexcel.com/user_area/content_media/raw/HexPly_M181_eu_Data_Sheet(1).pdf).
- [34] Toray. Toray cetex TC1000 premium PEI product data sheet, Dec. 2020. https://www.toraytac.com/media/f1142cc2-2c05-4013-afcb-19c937e5c438/cetex4IPQ/TAC/Documents/Data_sheets/Thermoplastic/UD%20tapes,%20prepregs%20and%20laminates/Toray-Cetex-TC1000-Premium-PEI-PDS.pdf.
- [35] Sabic. Ultem™ 1000b film - product datasheet. online, 2020. <https://ff.sabic.eu/uploads/resources/1603912894-60096226-ULTEM-1000B-Film-Datasheet-2020.pdf>.
- [36] Nicolas Causse, Stephanie Benchimol, Lilian Martineau, Delphine Carponcin, Antoine Lonjon, Mathieu Fogel, Jany Dandurand, Eric Dantras, and Colette Lacabanne. Polymerization study and rheological behavior of a rtm6 epoxy resin system during preprocessing step. *Journal of Thermal Analysis and Calorimetry*, 119(1):329–336, Sept. 2014. ISSN: 1588-2926. DOI: 10.1007/s10973-014-4147-y.
- [37] M. Endrass, S. Jarka, M. Löbbbecke, J. Freund, S. Bauer, and M. Kupke. *On the Influence of Process Control on Temperature Uniformity and Bondline Characteristics in Electrical Resistance Welding of Carbonfiber-Reinforced Polyphenylene Sulfide*, pages 103–123. Springer Nature Switzerland, 2024. ISBN: 9783031547324. DOI: 10.1007/978-3-031-54732-4_8.