

FORTSCHRITTLICHE VERBINDUNGSTECHNIKEN VON FASERVERBUNDSTRUKTUREN

B. Kolesnikov, L. Herbeck, A. Fink
Institut für Strukturmechanik des Deutschen Zentrums für Luft- und Raumfahrt e. V.
Lilienthalplatz 7, 38108 Braunschweig

1. ÜBERSICHT

Trennstellen sind meistens ein wesentlicher Bestandteil jeder Konstruktion. Die lastgerechte Kraftübertragung in den Trennstellen hat eine notwendige Gewichtszunahme von Bauteilen zur Folge. Diese Problematik tritt in besonderem Maße im Leichtbau auf. Die Gewichtseffektivität einer ganzen Konstruktion hängt deshalb häufig von einer gelungenen Lösung der Trennstellenproblematik ab, insbesondere durch die Wahl sinnvoller Verbindungstechniken.

Das Verbindungssystem mittels Bolzen oder Nieten – zur Strukturankopplung und ebenso als Reparaturmaßnahme – ist in der Luft- und Raumfahrt die weit verbreitetste Verbindungstechnik, auch für Bauteile aus Faserverbunden mit Polymermatrix [1]. Die Besonderheit der Bolzenverbindungen besteht aber darin, dass in ihnen so genannte *bypass* und *transfer loads* vorhanden sind [2] und ihre Tragfähigkeit nicht nur von der Zug- und Druckfestigkeit abhängt, sondern auch von der Lochleibungs- und Scherfestigkeit der zu verwendenden Werkstoffe. Die Kopplungseffizienz von Faserverbundstrukturen gestaltet sich daher aufgrund der niedrigen Scher- und Lochleibungsfestigkeiten und deren Abhängigkeit von Laminataufbau wesentlich schwieriger als bei Metallen. Dies führt zu einer entscheidenden Beeinträchtigung des Einsatzpotentials dieser Werkstoffe im Leichtbau, das in der Luft- und Raumfahrttechnik im Vordergrund steht. Aus diesem Grund hat die Entwicklung fortschrittlicher Verbindungstechniken für Faserverbundbauteile eine aktuelle Bedeutung.

Es gibt verschiedene konstruktive Maßnahmen zur Verbesserung der Anschlussgütegrade von Bolzenverbindungen in Faserverbundbauteilen, z. B. Verstärkungen durch $\pm 45^\circ$ -Lagen, durch „Schleifen“, „Sterne“ und „Yoyo“ [3] oder durch Einsatz von Schuhösen [4]. In diesem Artikel werden folgende Fügeverfahren für Bauteile aus CFK-Laminaten vorgestellt, gegenübergestellt und diskutiert:

1. Bolzenverbindungen mit örtlichen Titanverstärkungen als Metalllaminat;
2. Bolzenverbindungen mit lokalem CFK-Softening nur im Bolzenbereich und
3. Verbindungen mittels einer Vielzahl von Z-Stiften kleinen Durchmessers aus Federstahl.

Experimentelle und numerische Untersuchungen haben deutlich die strukturmechanischen Vorteile dieser drei Verbindungstechniken bewiesen: eine relevante Verbesserung der Tragfähigkeit und eine effizientere Ausnutzung des CFK-Verbundwerkstoffes im Kopplungsbereich im Vergleich zu herkömmlichen Bolzenverbindungen.

Im Rahmen dieser Untersuchungen wurde das statische und dynamische Verhalten von Bolzenverbindungen an Hybridlaminaten getestet. Die zuverlässige interlaminare Haftung zwischen den entsprechend vorbehandelten Titanfolien und den CFK-Schichten wurde innerhalb eines breiten Konditionierungsbereiches festgestellt. Ein Übergangsbereich zwischen dem Hybridlaminat und dem reinen, unverstärkten CFK-Laminat wurde entwickelt und dessen hohe Tragfähigkeit durch entsprechende experimentelle Untersuchungen demonstriert.

2. BOLZENVERBINDUNGEN AUS CFK/TITAN HYBRIDMATERIAL

CFK/Titan Hybride werden als Metalllaminat betrachtet. Der Aufbau einer lokalen Verstärkung besteht aus CFK-Schichten mit lokal im Bolzenverbundbereich eingebetteten Titanfolien (BILD 1). Der Zweck dieser Verstärkungsmaßnahme ist eine gezielte lokale Erhöhung der Lochleibungs- und Scherfestigkeit des Laminats [5], [6].

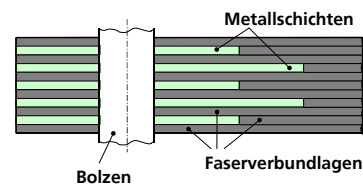


BILD 1: Bolzenverbindung

Metalllaminat existieren in verschiedenen Werkstoffkombinationen [6], [7], [8]. Angesichts der geringeren Unterschiede der Wärmeausdehnungskoeffizienten stellt jedoch ein Hybrid aus Titan und CFK die sinnvollere Werkstoffkombination dar [9].

2.1 Fertigungsaspekte von CFK/Titan Hybriden

Es wurden CFK/Titan Metalllaminatplatten aus dem im Flugzeugbau weit verbreiteten CFK-Material 6376C-HTA/HTS und der Titan-Legierung Ti-6AL-4V (3.7164.1) hergestellt. Sämtliche Platten wurden in der Prepreg-Technologie gefertigt. Hierbei wurden CFK-Prepregs mit einer Dicke von 0,125 mm (FIBREDUX 6376C-HTA(12K)-5-35%) und 0,25 mm (FIBREDUX 6376C-HTS(24K)-10-35%) eingesetzt. Die 0,3 mm starken Titanbleche wurden vor der Plattenfertigung einer mechanischen Vorbehandlung durch Sandstrahlen und einer anschließenden chemischen Vorbehandlung durch Reinigen und Beizen mittels Almeco 18 bzw. Turco 5578 unterzogen. Ein zusätzlicher Klebefilm zwischen den Metallschichten und Prepreglagen kam nicht zur Anwendung [10].

2.2 Statische Untersuchungen der Bolzenverbindungen

Durch eine Variation der Anzahl von Titanschichten kann der Titananteil des Metallhybrids geändert und die damit einhergehende Beeinflussung der lokalen mechanischen Eigenschaften erzielt werden. Es ist daher von praktischer Bedeutung, die Tragfähigkeit der Bolzenverbindungen für CFK/Titan-Laminat in Abhängigkeit des Titananteiles zu untersuchen.

2.2.1 Dreireihige Bolzenverbindungen

Dreireihige Bolzenverbindungen kommen häufig im Flugzeugbau in Bereich globaler und lokaler Trennstellen – beispielsweise für die Kopplung von Häuten und Stringer – zum Einsatz.

Dreireihige, zweischnittige Bolzenverbindungen an CFK(UD)/Titan Hybriden mit einem Titan-Volumenanteil von 0, 13, 23, 34 und 54,5% wurden experimentell bei Raumtemperatur getestet. Für einen direkten Vergleich wurden Referenzproben von Bolzenverbindungen identischer Konfiguration (Bild 2) an unverstärkten Prepreg-Laminaten mit einem im Flugzeugbau üblichen Laminataufbau CFK 50/40/10 gefertigt und getestet.

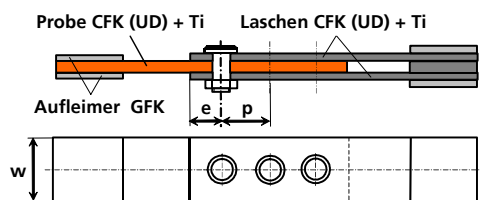


BILD 2: Schema der dreireihigen, zweischnittigen Bolzenverbindung

Die Konfiguration der Bolzenverbindungen weisen einen Randabstand von $e/d=3$, eine Breite von $w/d=4$ und einen *Pitch*-Abstand von $p/d=4$ auf. Als Verbindungselemente wurden Hi-Lok-Passniete (HL20-8) eines Durchmessers $d=1/4"$ (6,35 mm) mit Hi-Lok-Stahlmutter HL94-8 mit Abreißköpfen verwendet. Die Passnieten wurden mit einer Spielpassung von H8/f7 und einem Anzugsmoment von ca. 7-9 Nm gesetzt (Bild 2).

Es wurden Bolzenverbindungsproben sowohl für eine 0°-„off-axis“ („on-axis“) als auch für eine 90°-„off-axis“ Belastung hergestellt (CFKUD-Schichten sind parallel bzw. senkrecht zur Zugkrafttrichtung ausgerichtet). Für jeden Titan-Volumenanteil wurden 3 bis 6 Bolzenverbindungen statisch getestet.

Im BILD 3 sind die Zugfestigkeiten der oben genannten Bolzenverbindungen (bezogen auf den Bruttoquerschnitt) in Abhängigkeit vom Titan-Volumengehalt dargestellt. Der Kennwert für den Fall eines Titananteils von 100 % war rechnerisch ohne Berücksichtigung des Anzugsmomentes abgeschätzt.

Die Versuche haben deutlich gezeigt, dass die Bolzenverbindungen aus den untersuchten CFK/Titan Hybriden höhere Zugfestigkeiten in beide orthogonale Belastungsrichtungen im Vergleich zu den unverstärkten Referenzproben aufweisen. Die Bolzenverbindungen mit

einem Titananteil von 23 % unter 0°-„off-axis“ Belastung liefern einen maximalen Festigkeitsgewinn von 90,7%. Für höhere Titanvolumenanteile bleibt die Zugfestigkeit der Verbindung annähernd konstant.

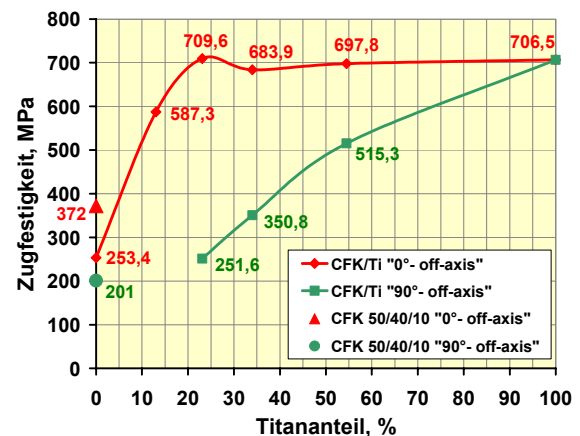


BILD 3: Zugfestigkeit der CFK/Titan-Bolzenverbindungen in Abhängigkeit vom Titananteil

Der Verlauf der aus Leichtbaugesichtspunkten ausschlaggebenden spezifischen Zugfestigkeitskurve zeigt ein deutliches Maximum bei einem Titanvolumenanteil von ca. 20% (Bild 4).

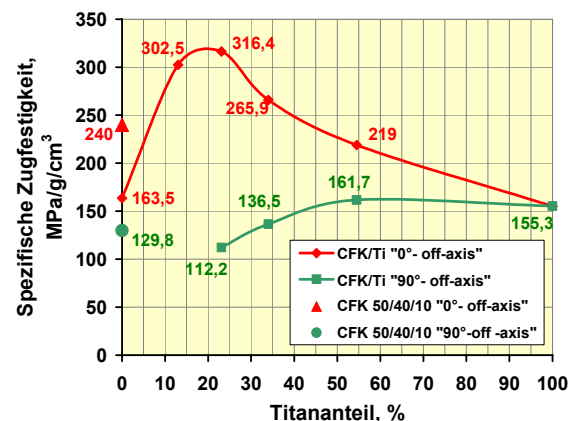


BILD 4: Spezifische Zugfestigkeit der CFK/Titan-Bolzenverbindungen in Abhängigkeit vom Titananteil

Der Einsatz des Hybridmaterials liefert einen spezifischen Festigkeitsgewinn innerhalb eines Titananteilbereiches zwischen 10% und 40% unter einer 0°-„off-axis“-Belastung bzw. zwischen 30%- und 100% unter einer 90°-„off-axis“ Belastung (Bild 4).

Die Versagensart für alle getesteten Bolzenverbindungen ist durch einen Wangenbruch an der ersten Bolzenreihe charakterisiert (Bild 5). Der Bruch der Bolzenverbindungen ging meistens mit Delaminationen der Titanfolien einher (Bild 6). Der Ablösungsbereich war für die 0°-„off-axis“-Proben deutlicher und breiter als für 90°-„off-axis“-Proben.

Wie die experimentellen Untersuchungen gezeigt haben, liegt der optimale Titan-Volumengehalt für Leichtbauanwendungen unter einer 0°-„off-axis“-Belastung bei ca. 20% (Bild 4). Die Festigkeit dieser Bolzenverbindungen für den Fall einer 90°-„off-axis“ Belastung weist jedoch den niedrigsten Kennwert auf (Bild 3). Für zweiachsig belastete Trennstellen, ist es daher sinnvoll, die Tragfähigkeit in beiden Richtungen, sowohl durch eine Erhöhung des

Titananteiles als auch durch eine geeignete Kombination von 0°- und 90° CFK-Schichten, zu optimieren.

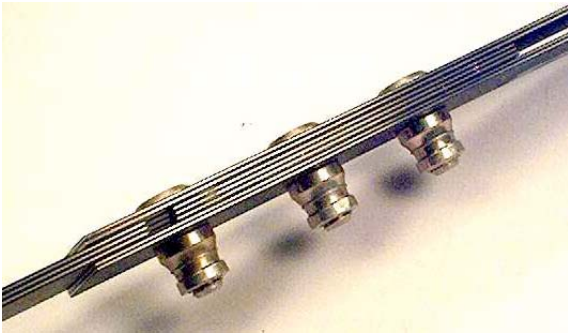


BILD 5: Statisch getestete CFK/Titan- Bolzenverbindung mit einem 34% Titananteil

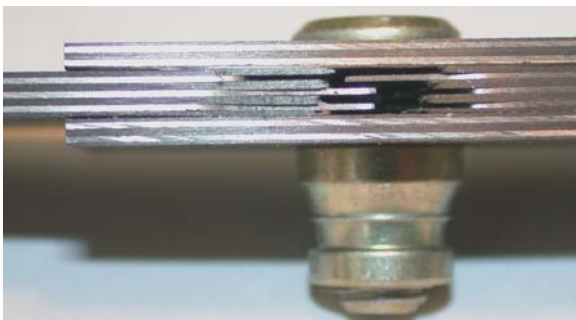


BILD 6: Ablösungen zwischen Titan- und CFK-Schichten bei einem statischen Bruch einer Bolzenverbindung aus dem 66/34Ti/0 CFK/Titan -Hybridlaminat

BILD 7 demonstriert die Möglichkeit der Steuerung der Tragfähigkeit von CFK/Titan-Bolzenverbindungen durch die Veränderung der Anteile an 0°- und 90°-CFK-Schichten bei einem konstanten Titanvolumengehalt von 23 % für beide orthogonale Belastungsrichtungen (0°-„off-axis“ bzw. 90°-„off-axis“).

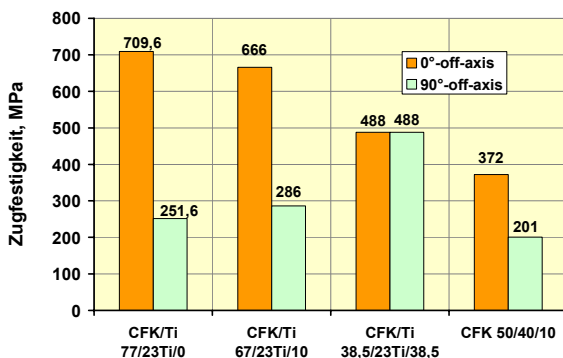


BILD 7: Zugfestigkeit der CFK/Titan-Bolzenverbindungen in Abhängigkeit vom Anteil an 0°- und 90° CFK-Schichten bei konstantem Titananteil (23%)

Aus BILD 7 ist zu ersehen, dass durch eine Variation der 0°- und 90°-Schichtanteile für beide orthogonale Belastungsrichtungen (0°-„off-axis“ bzw. 90°-„off-axis“) stets eine höhere Tragfähigkeit als die der unverstärkten Referenzverbindung aus dem CFK 50/40/10 Laminat zu erwarten ist.

Die Verbindungseffektivität der Bolzenverbindungen wird durch den so genannten Anschlussgütegrad bewertet.

Dieses Kriterium gibt das Verhältnis der Verbindungsfestigkeit (bezogen auf den Bruttoquerschnitt) zur Festigkeit des ungestörten Werkstoffes an [11]. Die angenommenen Zugfestigkeiten der zu betrachtenden CFK-Laminaten für die Ermittlung der Anschlussgütegrade von CFK- und CFK/Titan-Bolzenverbindungen sind in der TAB. 1 aufgeführt.

CFK-Laminataufbau	100/0/0	0/0/100	50/40/10	10/40/50
Zugfestigkeit, MPa	2200	87	1080	266

TAB. 1: Betrachtete Zugfestigkeiten der CFK-Laminaten für die Ermittlung der Anschlussgütegrade von Bolzenverbindungen

Da die CFK/Titan-Laminat nur lokal im Bolzenverbundbereich eingesetzt werden, sind die Anschlussgütegrade der Bolzenverbindung am Hybridlaminat für verschiedene Titanvolumenanteile von 13% bis 100% in Abhängigkeit der Festigkeitswerte des ungestörten, unverstärkten Grundlaminats CFK 50/40/10 bzw. CFK 10/40/50 (für eine 90°-„off-axis“-Belastung) ermittelt worden (BILD 8).

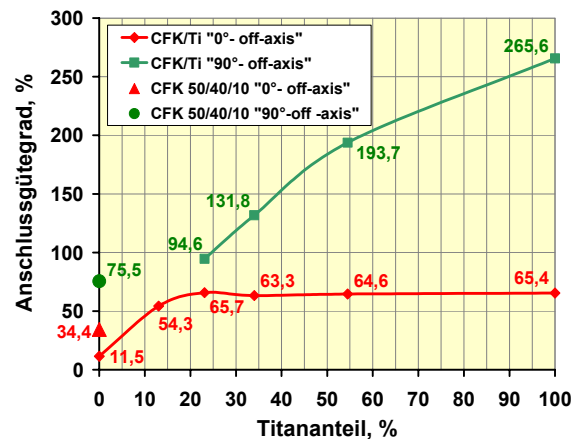


BILD 8: Die in Bezug auf Referenzstruktur gerechnete Anschlussgütegrade für CFK/Titan-Bolzenverbindungen

BILD 8 zeigt die wesentliche Erhöhung der Kopplungskapazität, die an einem Referenzlaminat CFK 50/40/10 durch lokale Metalllaminatverstärkung erzielt werden kann: im Fall einer 0°-„off-axis“ Belastung wird der maximale Anschlussgütegrad um den Faktor 1,91 (für ca. 23% Titananteil) höher im Vergleich zum Referenzlaminat, für den Fall einer 90°-„off-axis“ Belastung um den Faktor 2,56 und 3,52 für einen Titananteil von 54,5% bzw. 100%.

2.2.2 Einreihige Bolzenverbindungen (Ermittlung der Lochleibungsfestigkeiten)

Die Untersuchung der Tragfähigkeit der einreihigen CFK/Titan-Bolzenverbindungen ist ebenso von besonderer praktischer Relevanz. Die ermittelten Ergebnisse (Lochleibungsfestigkeiten) können für Dimensionierungen sowohl von Augenverbindungen als auch von mehrreihigen CFK/Titan-Bolzenverbindungen verwendet werden.

Die Lochleibungsproben wurden mit denselben Materialien und derselben Technologie wie bei der Herstellung der

dreireihigen Bolzenverbindungen gefertigt. Die Titan-Volumenanteile der CFK(UD)/Titan-Hybridlamine betragen 0, 23, 34 und 54,5%. Es wurden Proben für den 0°- „off-axis“ und 90°- „off-axis“ Belastungsfall hergestellt und für jeden Titan-Volumenanteil jeweils vier Proben getestet. Als Referenzverbindungen wurden hierzu Proben aus CFK 50/40/10 angefertigt.

Alle Proben weisen einen Randabstand von $e/d=3$ und eine Breite von $w/d=4$ auf (BILD 9). Passniete des Durchmessers $d=6\text{mm}$ wurden verwendet und bei einer Spielpassung H8/f7 mit einem Anzugsmoment zwischen 0 und 0,6 Nm gesetzt. Die Proben wurden bei Raumtemperatur und einer relativen Luftfeuchte von 50% getestet.

Im BILD 9 sind die gemittelten Lochleibungsfestigkeiten der oben genannten Proben in Abhängigkeit vom Titan-Volumengehalt gegenübergestellt. Die Lochleibungsfestigkeit für einen Titananteil von 100% wurde der Quelle [12] als maximaler Kennwert (für $e/d=2$) entnommen.

Die Ergebnisse der getesteten Proben demonstrieren die wesentlich höheren Lochleibungsfestigkeiten der CFK/Titan-Lamine in beide orthogonale Richtungen im Vergleich zu den Referenzproben aus CFK 50/40/10. Hierbei ist bemerkenswert, dass CFK/Titan-Hybride höhere Lochleibungsfestigkeiten für den Fall einer 90°- „off-axis“ als für den Fall einer 0°- „off-axis“ Belastung aufweisen.

Die Lochleibungsfestigkeiten der CFK/Titan-Proben mit einem Titananteil von 54,5% sind für den 0°- „off-axis“ Belastungsfall ca. um den Faktor 1,78, und für den 90°- „off-axis“ Belastungsfall ca. um den Faktor 2,91 größer als die Lochleibungsfestigkeiten des unverstärkten Referenzlaminats CFK 50/40/10 (BILD 9). Ebenso ist ersichtlich, dass CFK/Titan-Verbunde mit einem Titanvolumenanteil ab ca. 50% für beide orthogonale Richtungen vergleichbare Lochleibungsfestigkeiten hervorbringen wie die der reinen Titanlegierung.

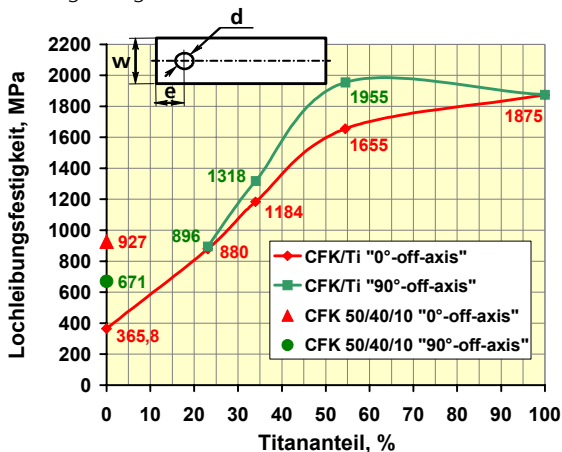


BILD 9: Lochleibungsfestigkeit der CFK/Titan-Proben in Abhängigkeit vom Titananteil

Die Verläufe der spezifischen Lochleibungsfestigkeiten in Abhängigkeit vom Titanvolumenanteil weisen für beide orthogonale Richtungen deutliche Maxima auf (BILD 10). Hierbei liegt jedoch nur für den 90°- „off-axis“ Belastungsfall eine Verbesserung der spezifischen Lochleibungsfestigkeit im Vergleich zum Referenzmaterial (CFK 50/40/10) vor.

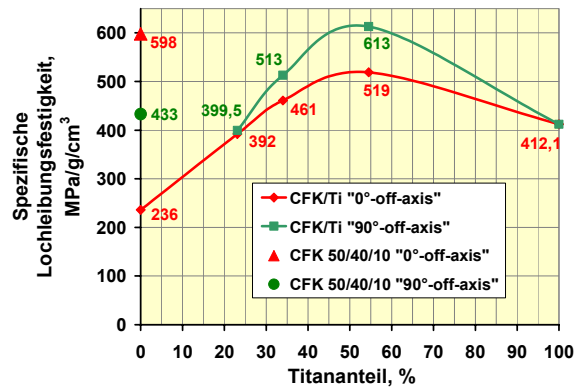


BILD 10: Spezifische Lochleibungsfestigkeit der CFK/Titan-Proben in Abhängigkeit vom Titananteil

Die Versagensarten der getesteten CFK/Titan-Lochleibungsproben waren sehr vielfältig: Wangenbrüche (Zugbrüche) wurden für sämtliche Proben unter 90°- „off-axis“ Belastung festgestellt, während unter 0°- „off-axis“ Belastung die CFK/Titan-Proben mit einem Titananteil von 23% Scherbrüche, die Proben mit einem Titananteil von 34%- und 54,5% dagegen *cleavage*-Brüche (Zug-/Scherbrüche) aufwiesen. BILD 11 und BILD 12 demonstrieren für den 0°- „off-axis“ Belastungsfall die Versagensarten von Lochleibungsproben mit 23%- bzw. 54,5%- Titananteil.

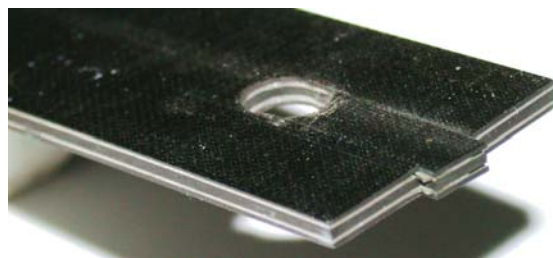


BILD 11: Lochleibungsprobe mit 23% Titan [77/23Ti/0] nach der Prüfung für den 0°- „off-axis“ Belastungsfall

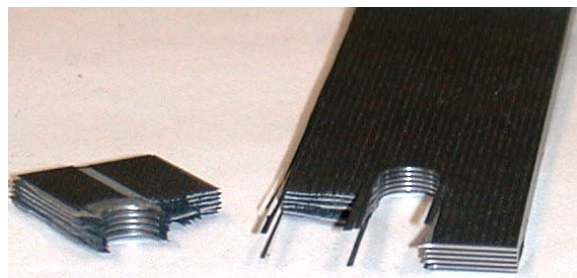


BILD 12: Lochleibungsprobe mit 54,5% Titan [45,5/54,5Ti/0] nach der Prüfung für den 0°- „off-axis“ Belastungsfall

Analog zu den dreireihigen Bolzenverbindungen ist die Beeinflussung der Tragfähigkeit von Lochleibungsproben durch die Veränderung der Anteile an 0°- und 90°-CFK-Schichten bei konstantem Titanvolumengehalt möglich. In BILD 13 sind die experimentellen Ergebnisse für CFK/Titan-Hybride mit unterschiedlichen Anteilen an 0°- und 90°-CFK-Schichten bei einem konstanten Titananteil von 23% gegenübergestellt.

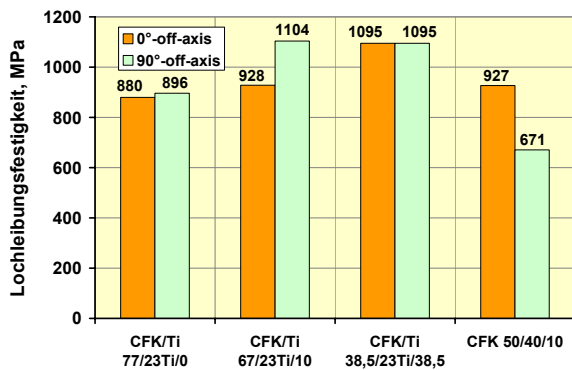


BILD 13: Lochleibungsfestigkeit der CFK/Titan-Proben in Abhängigkeit vom Anteil an 0°- und 90°-CFK-Schichten bei konstantem Titananteil (23%)

Aus dem direkten Vergleich von BILD 7 und BILD 13 kann man feststellen, dass die Effektivität der Metallverstärkungen bei einer bestimmten Laminatkonfiguration von der Anzahl der Bolzenreihen abhängt.

2.3 Untersuchung eines Übergangsbereiches zwischen reinem CFK- und Metalllaminat

Wie oben gezeigt, liefern die CFK/Titan-Laminats eine sehr effektive lokale Verstärkungsmöglichkeit von reinen CFK-Laminats für Kopplungen mittels Bolzenverbindungen. Da das Metalllaminat nur lokal eingesetzt wird, stellt der Übergangsbereich zwischen reinem CFK- und dem Metalllaminat eine kritische Stelle dar. Eine konstruktive Gestaltung des Übergangsbereiches wurde entwickelt und statisch geprüft: der sogenannte „Lamellenanschluss“ [10], [13] unterscheidet sich von bekannten Aufbauten [14], [15] dadurch, dass eine bestimmte Anzahl an 0°-CFK-Schichten des Grundlaminats ununterbrochen vom reinen CFK Laminat durch die Übergangzone in den Metalllaminatbereich laufen. Die restlichen Lagen des Grundlaminats werden im Übergangsbereich derart unterbrochen, dass diese an den Metallfolien auf Stoß enden. Dabei werden zuerst die wenig (in Krafrichtung) tragenden 90°-CFK-Schichten, anschließend die $\pm 45^\circ$ -Schichten und zuletzt einige 0°-Lagen durch Metalllagen ausgetauscht. Dieses Prinzip liefert hohe Anschlussgütegrade des Übergangsbereiches in Bezug auf das unverstärkte Grundlaminat und erlaubt somit die Realisierung einer lokalen Anwendung des Metalllaminats.

Die hohen Anschlussgütegrade der Metalllaminats und deren Übergangsbereich verhindern die sonst notwendigen lokalen Aufdickungen und die dadurch einhergehenden lokalen Exzentrizitäten, die ihrerseits weitere zu berücksichtigende Sekundärabiegungen mit sich ziehen. Die Außengeometrien der Laminats und damit auch die der Nachbarbauteile können einfach gehalten werden.

Die im BILD 14 dargestellten experimentellen Ergebnisse demonstrieren einen deutlichen Zugfestigkeitserfolg eines Lamellenanschlusses zwischen CFK 70/20/10-Laminat und CFK/Titan-Hybrid [45,5/54,5Ti/0] im Vergleich zum *Stepped Lap Bonded Joint* [14], dem Lamellenanschluss für BFK/Stahl [15] und der reinen Titan-Legierung. Sogar im Vergleich der reinen Titan-Legierung liefert die vorgeschlagene Lösung einen Festigkeitserfolg von ca. 22%. Der Anschlussgütegrad dieses Übergangsbereiches in Bezug auf

die Zugfestigkeit eines 70/20/10-Grundlaminats (1457,4 MPa [10]) beträgt fast 80% und ist somit wesentlich höher als der maximale Anschlussgütegrad (65,7%) der Bolzenverbindung des titanverstärkten CFK 50/40/10-Laminats unter einer 0°-„off-axis“-Belastung (vgl. BILD 8). Der Anschlussgütegrad eines ähnlichen Lamellenanschlusses für das CFK 50/40/10-Laminat wird entsprechend der geringeren Festigkeit des Grundlaminats noch höher. BILD 15 zeigt eine Probe des vorgeschlagenen Lamellenanschlusses vor und nach dem Bruchversuch.

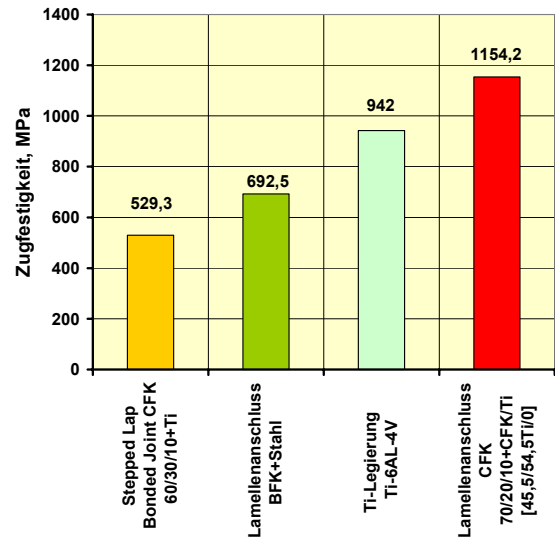


BILD 14: Gegenüberstellung der Zugfestigkeit für Anschlussbereiche von metallverstärkten Faserverbunden



BILD 15: Lamellenanschlussprobe vor und nach dem Bruch

2.4 Dynamische Untersuchungen der dreireihigen Bolzenverbindungen

Die sogenannten HTCL-Laminats (*hybrid titanium composite laminate*) sind bislang mit dem Ziel entwickelt worden, eine Verbesserung der Ermüdungsfestigkeit im Vergleich zu reinem Titanmaterial auch bei erhöhten Einsatztemperaturen zu erzielen [16]. Es sind jedoch nur sehr wenige Publikationen auffindbar, die sich mit dynamischen Untersuchungen von Nietverbindungen an diesen Hybriden [8] befassen.

Die Abschätzung der dynamischen Ermüdungsfestigkeit von dreireihigen Bolzenverbindungen an CFK/Titan-Hybriden wurde anhand des sogenannten Belastungskollektivs „Minitwist“ vorgenommen, das bei der dynamischen Untersuchung von Flügeln zur Anwendung kommt [17].

Jeweils eine CFK/Titan-Probe folgender Laminataufbauten wurde bei Raumtemperatur untersucht: [77/23Ti/0], [66/34Ti/0], [45,5/54,5Ti/0] und [67/23Ti/10], [38,5/23Ti/38,5], [10/23Ti/67]. Eine Referenzprobe aus unverstärktem CFK-Laminat des Aufbaus 50/40/10 wurde ebenso getestet. Alle Bolzenverbindungen wurden der „Minitwist“-Belastung unterzogen, bei der die Oberkraft 66% der Bruchlast der jeweiligen Probe betrug. Sämtliche Proben haben dabei 180000 Flüge schadenfrei überstanden; dies entspricht dem 5-fachen eines Lebenszyklus des Flugzeuges vom Typ A-320. Nach der dynamischen Belastung wurde jede Probe statisch unter Zugbelastung zwecks Bestimmung der Restfestigkeit getestet. Im BILD 16 sind die Restzugfestigkeiten einiger oben genannter Bolzenverbindungen (bezogen auf den Bruttoquerschnitt) in Abhängigkeit vom Titan-Volumengehalt dargestellt.

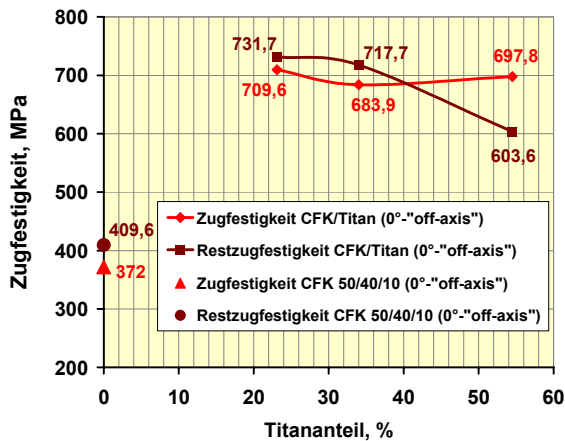


BILD 16: Restfestigkeit der CFK/Titan-Bolzenverbindungen in Abhängigkeit vom Titananteil

Es hat sich erwiesen, dass die Restfestigkeit nach der dynamischen Belastung durch das „Minitwist“-Belastungskollektiv für die meisten Bolzenverbindungen sogar höher ist als die statische Zugfestigkeit. Ausnahmsweise erfährt die CFK/Titan-Verbindung mit einem Titananteil von 54,5% einen Festigkeitsverlust nach der „Minitwist“-Belastung von ca. 13,5%. Bemerkenswert ist hierbei, dass die Zunahme der Festigkeit für die CFK 50/40/10-Verbindung (ca. 10,1%) höher ist als die maximale Festigkeitszunahme (4,9%) für die CFK/Titan-Verbindung mit 34% Titananteil. Das Vorhandensein von Titanschichten reduziert das sogenannte „dynamische Training“ von CFK-Faserverbundwerkstoffen. BILD 17 gibt das Verhalten der Restfestigkeit für CFK/Titan-Verbindungen nach der „Minitwist“-Belastung in Abhängigkeit vom Anteil an 0°- und 90°-CFK-Schichten bei gleichem Titananteil von 23% wieder. Ersichtlich ist, dass nicht alle Laminatkonfigurationen eine Festigkeitserhöhung nach der dynamischen Belastung erfahren; das Laminat mit gleichem Gehalt an 0°- und 90°-CFK-Schichten [38,5/23Ti/38,5] weist eine um ca. 7,6% niedrigere Zugfestigkeit nach der dynamischen Belastung auf. Die Versagensart der auf Restfestigkeit getesteten Proben ist ähnlich wie die der statisch getesteten Zugproben (siehe 2.2.1).

2.5 Abschätzung des hot/wet Einflusses auf die Eigenschaften von CFK/Titan Hybriden

Eine relevante Bedeutung ist dem Einfluss einer hot/wet-Konditionierung auf die Tragfähigkeit von Bolzenverbindungen aus CFK/Titan-Hybriden beizumessen. Dieser wird anhand deren Auswirkung auf die interlaminaire Scherfestigkeit (ILS) bewertet.

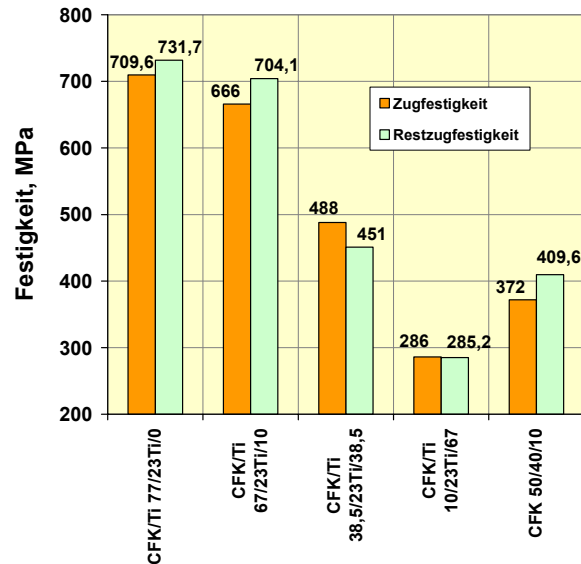


BILD 17: Restfestigkeit der CFK/Titan-Bolzenverbindungen in Abhängigkeit vom Anteil an 0°- und 90°-CFK-Schichten bei gleichem Titananteil (23%)

Die ILS-Versuche sind in Übereinstimmung mit den Vorschriften [18] durchgeführt worden. Es wurden Proben aus CFK/Titan-Hybriden mit einem Laminataufbau $[0_4/Ti/0_4]$, sowie Vergleichsproben aus reinem CFK mit einem Laminataufbau $[0_8]$ geprüft. Die Dicke der mittleren Titanschicht und der CFK-Schichten betrug 0,3 mm bzw. 0,25 mm.

Die ILS-Kennwerte (τ) wurden entsprechend der in [19] beschriebenen Methode abgeschätzt und durch folgende Gleichung ausgerechnet:

$$\tau = 3 \frac{F}{w} \frac{s^2 - t^2}{(s - t)^3 + 3(s - t)(s + t)^2 + 4t^3} \frac{E_{Ti}}{E_{CFK}}$$

Hierbei sind F die Bruchkraft, s und t die Dicke der Proben bzw. der Titanschicht, w die Probenbreite und E_{Ti} und E_{CFK} der Elastizitätsmodul der Titan- bzw. CFK-Lagen.

Die untersuchte Klimatisierungsbandbreite ist in der TAB. 2 aufgeführt. Die ILS Versuchskennwerte sind als Mittelwerte im BILD 18 zusammengestellt. Für jede Klimatisierungsart wurden 4-5 Proben getestet.

Nr.	Varianten der Klimatisierungsarten							
	1	2	3	4	5	6	7	8
Relative Feuchtigkeit, %	50	50	75	100	50	50	75	100
Temperatur, °C	-55	RT	RT	RT	90	120	90	90

TAB. 2: Untersuchte Klimatisierungsarten

Die Ergebnisse zeigen, dass das Verhalten der ILS-Kennwerte beider Probenarten in Abhängigkeit der Klimatisierung ein ähnliches Verhalten aufweist. Die Abminderung des ILS-Kennwertes für die CFK/Titan-Hybridproben im Vergleich zum reinen CFK bewegt sich im Rahmen von 5-14% über den gesamten Klimatisierungsbereich. Die Versagensart für alle CFK/Titan-Proben war stets durch eine Delamination zwischen der Titanschicht und den angrenzenden CFK-Lagen charakterisiert (BILD 18).

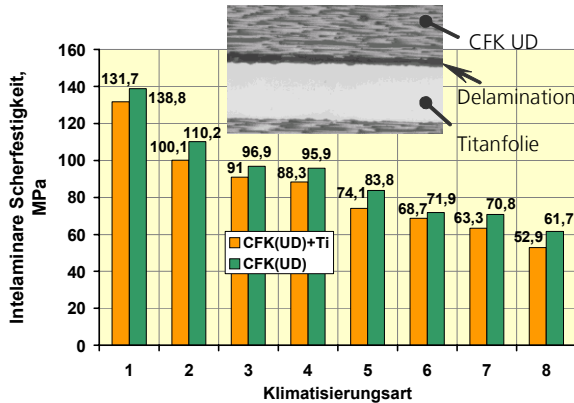


BILD 18: ILS-Kennwerte für CFK- und CFK/Titan-Proben in Abhängigkeit der Klimatisierung

3. BOLZENVERBINDUNGEN MIT LOKALEM CFK-SOFTENING

Die Reduktion des Kerbspannungsfaktors durch das so genannte Softeningprinzip ist aus der Literatur bekannt. Der Effekt des Softenings in einachsiger Zug belasteten Scheiben neben einer kreisförmigen Öffnung mit einem eingeschweißten Ring wurde von Sawin betrachtet [20], wobei die Scheibe und der Ring aus isotropen Werkstoffen mit unterschiedlichen Moduli sind. Das von der Firma Grumman entwickelte *Softening Strip Concept* [21] ermöglicht eine Reduktion der Kerbspannungen an Bohrungen in Häuten aus Bor/Epoxy-Composite. Dieses Konzept beruht darauf, dass Längsstreifen aus weichem Graphite/Epoxy-Composite in den Bereich von Längsnietverbindungen eingebettet werden. In diesem Artikel wird eine neuartige Softeningmaßnahme [22] für mehrreihige (mehr als zwei Reihen) Bolzenverbindungen aus Faser-verbunden zur Übertragung von Querkräften betrachtet.

3.1 Zentrale Idee und allgemeiner Aufbau einer gesofteten Bolzenverbindung

Bei herkömmlichen mehrreihigen Bolzenverbindungen stellt sich eine ungleichmäßige Nietkraftverteilung ein [23]. Ein Großteil der Last wird dabei über die äußeren Bolzen übertragen. Dies reduziert die gesamte Festigkeit und stellt zudem eine Gefahr dar, da ein Versagen der am höchsten belasteten äußeren Bolzen oder des umliegenden Bauteilsbereiches zu einem Versagen des gesamten Bauteils führt. Dieses Verhalten kann durch einen um den höchst-belasteten äußeren Bolzen im Laminat eingebetteten Einsatz eines im Vergleich zum Grundlaminat niedrigeren Elastizitätsmoduls festigkeitssteigernd beeinflusst werden (BILD 19) [22].

Die Mittellasche und beide Außenlaschen werden durch *Bypass-Loads* und *Transfer-Loads* belastet. Beide Belastungen rufen an den Bohrungsändern Kerbspannungen hervor. Die höchsten Kerbspannungen sind hierbei auf die *Transfer-Loads* zurückzuführen [24]. Durch das Softening wird die Kerbspannung bei den gesofteten Bolzen verringert. Dies ist zum einen eine Folge der Verminderung des *Transfer-Loads* durch den weichen Softeningeinsatz, zum anderen bewirkt das *Bypass-Load* eine niedrigere Spannungskonzentration am Grundlaminat (BILD 20). Zum Vergleich ist auch der Spannungsverlauf ohne Softening im BILD 20 skizziert.

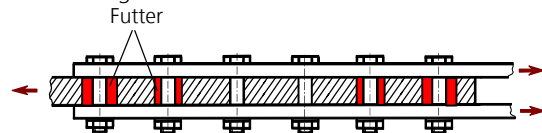


BILD 19: Mehrreihige Bolzenverbindung mit Futter

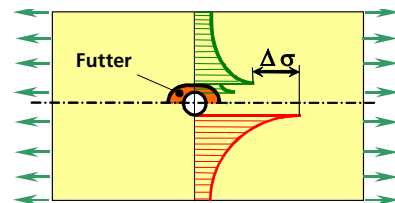


BILD 20: Spannungsverlauf mit und ohne Softening

Eine weitere Kerbspannungsreduktion kann durch eine der Kreisform abweichenden Gestaltveränderung des Softeningeinsatzes erzielt werden. So liefern in Belastungsrichtung orientierte Einsätze in Langlochform (BILD 20) im Vergleich zu Kreislöchern oder Ellipsen den geringsten Kerbspannungsfaktor [20]. Im Endeffekt kann die Kraftverteilung und die Spannungskonzentration in den Bolzenverbindungen durch Anpassung der Geometrie und Nachgiebigkeit der Einsätze effektiv gesteuert werden. Die Ausnutzung des CFK-Verbundes im Bereich von Bolzenverbindungen wird somit gesteigert.

3.2 Numerische Analysen der gesofteten Bolzenverbindungen

Bolzenverbindungen an einem CFK 50/40/10-Laminat mit lokalem Softening verschiedener geometrischer Formen wurden numerisch analysiert [25]. Anhand von FEM-Berechnungen wurden Nietkraftverteilungen und Spannungsüberhöhungen an den Bohrungsändern sowie am Softeningeinsatz/Grundlaminat Grenzgebiet für 3-reihige, 2-schnittige, gesoftete und ungesoftete Bolzenverbindungen untersucht. Als Einsatzform wurde eine Langlochgeometrie betrachtet. Der Referenz-Bolzen-durchmesser betrug $d=6,35$ mm (1/4"). Für die numerisch berechneten Bolzenverbindungen wurden folgende Parameter gesetzt: $w/d=4$; $e/d=3$; $p/d=4$ (BILD 21). Für die gesofteten Bolzenverbindungen wurden Einsätze aus CFK nur am ersten Bolzen in den mittleren Laschen vorgesehen. Aus Gründen der praktischen Umsetzung sind die Berechnungen sowohl für lose eingebaute Einsätze, als auch für geklebte Softeningeinsätze durchgeführt worden.

Im BILD 21 und im BILD 22 sind die Nietkraftverläufe bzw. die Bruttokerbspannungsfaktoren dargestellt. Die Legende erklärt die Bezeichnungen wie folgt: St6 – Stahlbolzen mit einem

Durchmesser von 6,35 mm; Ti4 – Titanbolzen mit einem Durchmesser von 4 mm; a8 – Langloch-Softeningeinsatz mit einer Breite von $b=6,35$ mm und einer Länge von 8 mm; (lose) – nicht eingeklebtes Softeningeinsatz; 145 – CFK-Softeningeinsatz mit dem Laminataufbau 10/40/50.

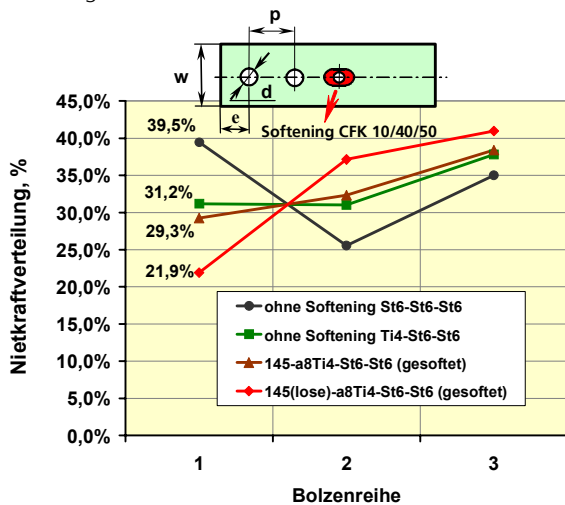


BILD 21: Nietkraftverteilung mit Langlochsoftening

Aus dem BILD 21 wird deutlich, dass der nicht eingeklebte Langloch-Softeningeinsatz aus CFK 10/40/50 mit Ti-Bolzen „145(lose)-a8Ti4-St6-St6“ den geringsten Nietkraftanteil am ersten Bolzen liefert. Der Kraftanteil an der gesamten übertragenen Kraft beträgt hierbei 21,9% im Vergleich zu 39,5% für die ungesoftete Referenzvariante „St6-St6-St6“. Folglich kann die Lastübertragung am ersten Bolzen um die Hälfte reduziert werden.

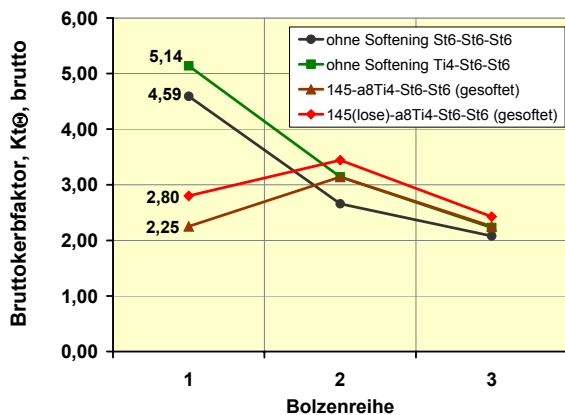


BILD 22: Bruttokerbfaktoren $K_{t_{\theta, \text{brutto}}}$

Im BILD 22 sind die Bruttokerbfaktoren $K_{t_{\theta, \text{brutto}}}$ des Grundlaminats im engsten Querschnitt der Aussparung an der Grenzfläche zum Softeningeinsatz dargestellt. Es wird deutlich, dass die Softeningvariante „145a8Ti4-St6-St6“ ($K_{t_{\theta, \text{brutto}}}=2,25$) die kleinsten Kerbfaktoren $K_{t_{\theta, \text{brutto}}}$ liefert. Der Kerbfaktor für die nicht eingeklebte Variante „145(lose)-a8Ti4-St6-St6“ beträgt $K_{t_{\theta, \text{brutto}}}=2,8$. Die maximale Kerbfaktorreduktion für die gerechneten gesofteten Varianten beträgt 51% im Vergleich zur ungesofteten Referenzvariante „St6-St6-St6“ ($K_{t_{\theta, \text{brutto}}}=4,59$). Im BILD 23 ist eine FEM-Darstellung für eine Mittellasche mit losen Softeningeinsätzen aufgezeigt.

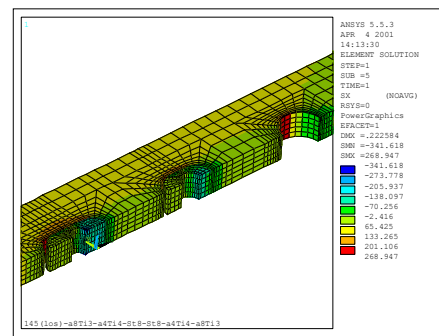


BILD 23: Normalspannungen in einer Verbindung mit ungeklebten Softeningeinsätzen

3.3 Fertigung der gesofteten Bolzenverbindungen

Die gesofteten Bolzenverbindungen wurden aus einem CFK-50/40/10 Laminat in Prepregtechnologie gefertigt. Hieraus wurde ebenso der Softeningeinsatz gefertigt, der jedoch 90°-„off-axis“ eingebaut wurde. Der Softeningeinsatz wurde ohne Verbindungsmittel in das ausgefräste Langloch eingesetzt (BILD 24). Die Außenlaschen wurden nicht gesoftet.

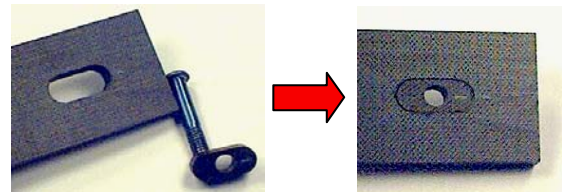


BILD 24: Einbau des Softeningeinsatzes

3.4 Statische Untersuchungen

Es wurden gesoftete Bolzenverbindungen des Typs „145(lose)-a8Ti4-St6-St6“, sowie nicht gesoftete Bolzenverbindungen vom Typ „St6-St6-St6“ und „Ti4-St6-St6“ als Referenzproben statisch auf Zug bei Raumtemperatur getestet. Für jede Bolzenverbindungsart wurden 2-3 Proben getestet. Die Versuchsergebnisse sind als Mittelwerte im BILD 25 gegenübergestellt.

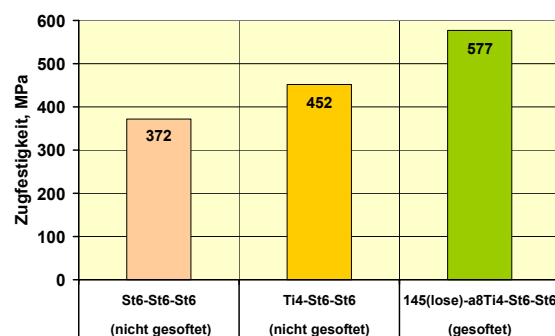


BILD 25: Zugfestigkeit der gesofteten und ungesofteten Bolzenverbindungen

Die untersuchten gesofteten Bolzenverbindungen weisen einen Festigkeitsgewinn von ca. 27 % im Vergleich zur

Variante „Ti4-St6-St6“ bzw. ca. 55 % im Vergleich zur konventionellen Variante „St6-St6-St6“ auf. Die getesteten Mittellaschen der Varianten „Ti4-St6-St6“ und „145(lose)-a8Ti4-St6-St6“ sind im BILD 26 dargestellt. Bemerkenswert ist, dass die Probe der Variante (a) einen klassischen Bruch an der ersten Bolzenreihe erfährt. Der Bruch der gesofteten Probe (b) zeichnet sich dagegen durch einen Scherbruch an der zweiten und dritten Reihe sowie durch eine teilweise Beschädigung des Softeningeinsatzes aus.

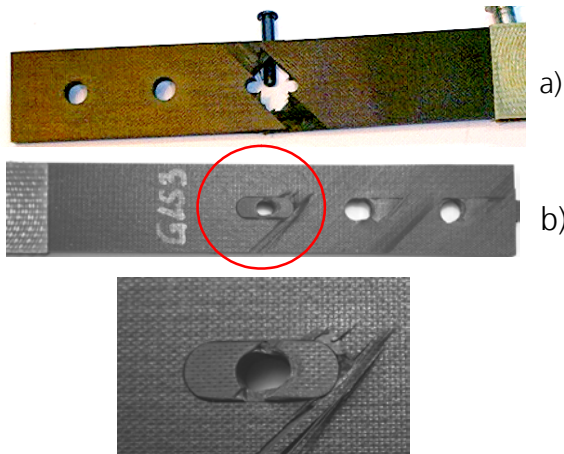


BILD 26: Getestete Grundproben für die „Ti4-St6-St6“ (a) und „145(lose)-a8Ti4-St6-St6“ (b) Varianten

4. VERBINDUNGEN MITTELS EINER VIELZAHL VON Z-STIFTEN KLEINEN DURCHMESSERS

Die Idee der Tragfähigkeitserhöhung von Kopplungen von Faserverbundbauteilen durch den Einsatz einer Vielzahl von Z-Stiften kleinen Durchmessers ist bekannt. Diese Idee verfolgt das Ziel, von den verschmierten „mikromechanischen Kopplungsmechanismen“ zu profitieren. In [26] sind einschnittige Stiftverbindungen untersucht worden. In diesem Artikel werden Vorversuchsergebnisse an zweischnittigen Z-Verbindungen von 50/40/10-Laminaten präsentiert [27].

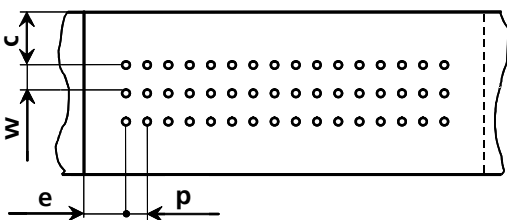


BILD 27: Geometrie einer Stiftverbindung

Es wurden zwei Verbindungsproben mit der gleichen Breite und Überlappungslänge hergestellt wie die der dreireihigen Referenz-Bolzenverbindungen aus dem CFK 50/40/10 Laminat (BILD 2). Der Durchmesser der Verbindungsstifte aus Federstahldraht betrug 1,0 mm. Eine Gesamtanzahl von 48 Stiften wurden für jede Verbindung gesetzt: 16 Reihen in Belastungsrichtung und 3 Reihen quer dazu. Randabstände von $e=7$ mm und $c=7,5$ mm, einen Pitch-Abstand von $p=5$

mm und einen Abstand zwischen den Längsreihen von $w=5$ mm kennzeichnen die Geometrie der Verbindung (BILD 27). Um das Aufspalten der Außenlaschen im Zugversuch zu verhindern, wurden die Proben mit einer ohne Anpresskraft eingebauten Klemmvorrichtung gestützt. Die Zugfestigkeit von getesteten Stiftverbindungen betrug einen Mittelwert von ca. 650,5 MPa; dies entspricht einem Anschlussgütegrad von ca. 60,2 % in Bezug auf die Zugfestigkeit des ungestörten CFK 50/40/10-Laminates. Die Proben erfuhren einen klassischen Bruch an der ersten Stiftreihe (BILD 28).

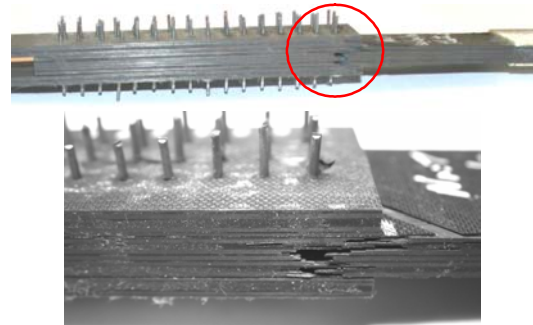


BILD 28: Getestete Stiftverbindung

5. VERGLEICHSANALYSE DER UNTERSUCHTEN VERBINDUNGSTECHNIKEN

Zwei leichtbauspezifische Vergleichskennwerte können zur Beurteilung der Verbindungseffektivität von Verbindungen herangezogen werden: der Anschlussgütegrad und die spezifische Festigkeit. Im BILD 29 sind diese beiden ausgerechneten Kriterien in Abhängigkeit vom Typ der untersuchten Verbindungstechniken zusammengestellt (BV – 3-reihige, 2-schnittige Bolzenverbindung).

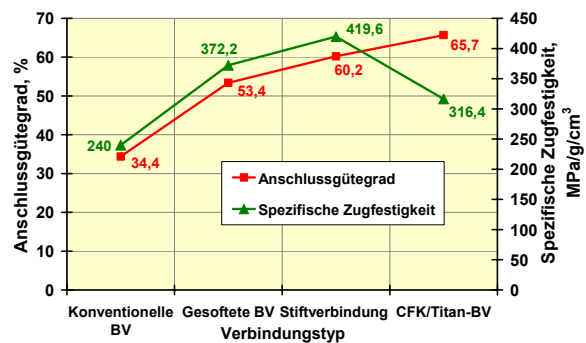


BILD 29: Anschlussgütegrad und spezifische Zugfestigkeit der Verbindungen im Vergleich

Die Anschlussgütegrade der CFK/Titan-Verbindungen sind hier bezogen auf die Festigkeit des unverstärkten Grundlaminats CFK-50/40/10, die spezifische Zugfestigkeit dagegen bezogen auf das eigene spezifische Gewicht mit einem Titanvolumenanteil von 23% ermittelt worden.

Alle untersuchten Verbindungstechniken weisen hinsichtlich beider oben genannter Vergleichskennwerte deutliche Gewinne im Vergleich zu konventionellen Bolzenverbindungen an unverstärkten CFK 50/40/10-Laminaten auf. Im Vergleich untereinander ragen die Verbindungstechniken jedoch unterschiedlich hervor: CFK/Titan-Verbindungen mit einem Titanvolumenanteil ab 20% sind

durch den höchsten, die gesofteten Bolzenverbindungen dagegen durch den niedrigsten Anschlussgütegrad gekennzeichnet. Die Stiftverbindungen liefern die höchste spezifische Festigkeit, die niedrigste die Bolzenverbindungen am CFK/Titan-Laminat.

6. ZUSAMMENFASSUNG

Die ermittelten Tragfähigkeiten von allen untersuchten Verbindungstechniken demonstrieren die wesentliche Kopplungsverbesserung im Vergleich zu einer konventionellen Bolzenverbindung. Der Tragfähigkeitsgewinn an einem CFK-Laminat 50/40/10 beträgt beispielsweise ca. 55% bis 91% (BILD 29).

Die untersuchten Verbindungstechniken ermöglichen eine Verbesserung der Tragfähigkeit unter einer „90°-off-axis“-Belastung. Sie können daher erfolgreich auf zweiachsig beanspruchte Bereiche eingesetzt werden, z. B. im Fahrwerks-, Triebwerks- oder Ruderanschlussbereich. Alle drei vorgestellte Verbindungstechniken eignen sich ebenso als Reparaturmaßnahme. Die Wahl der Verbindungstechnik für eine gegebene Konstruktion ist vom jeweiligen Einsatzfall abhängig und auf diesen individuell anzupassen.

Weitere Forschungsaktivitäten sind beispielsweise im Hinblick auf Laminataufbauvariationen, statische, dynamische und hot/wet Untersuchungen, Fertigung, Damage Tolerance, Qualitätssicherung und Einsatzfähigkeit zu leisten.

7. LITERATUR

- [1] M. C. Y. Niu. Composite airframe structures, Second published. Conmilit Press Ltd, Hong Kong, 1996.
- [2] L. E. Jarfall. Optimum Design of Joints: The Stress Severity Factor Concept. 5 TH I.C.A.F. Symposium „Aircraft Fatigue – Design, Operational and Economic Aspects“. Melbourne, Australia, 22-24 May, 1967.
- [3] J. Müller. Spannungsverteilung an gelochten über einen Bolzenbelasteten Stäben aus kohlenstofffaserverstärktem Kunststoff. ETH Zürich, Diss., 1975.
- [4] H. Öry, H.G. Reimerdes. Faserverbundwerkstoffe. Vorlesung an der RWTH, Aachen, 1989.
- [5] M. A. Nadler, S. Y. Yoshino, F. J. Darms. Boron/epoxy support strut for non-integral cryogenic tankage. Materials and Processes, 15th SAMPE-Symposium, Los Angeles, 1969.
- [6] W. W. Worobeij, O. S. Sirotkin. Verbindungen für Konstruktionen aus Faserverbunden (in Russisch) „Maschinostroenie“, Leningrad, 1985.
- [7] A. Vlot, J. G. Gunnink (Eds.). Fibre Metal Laminates an introduction, Kluwer Academic Publishers, Dordrecht-Boston-London, 2001.
- [8] A. G. Bratukhin, V. S. Bogolyubov, O. S. Sirotkin (Eds.). Technology of Manufacturing Composite Material Products and Integral Constructions (in Russian), Gotika, Moscow, 2003.
- [9] W. A. Zacharow. Konstruieren der Bauteile aus Faserverbunden (in Russisch), MAI, Moskau, 1992
- [10] B. Kolesnikov. Trennstellenproblematik und experimentelle Untersuchungen von CFK/Titan-Laminaten (ILS, Zug- Druck- und

Lochleibungsfestigkeiten), Interner Bericht IB 131 – 99 / 66, DLR, Braunschweig 1999.

- [11] W. Michaeli, D. Huybrechts, M. Wegener. Dimensionieren mit Faserverbundkunststoffen: Einführung und Praktische Hilfen. Carl Hanser Verlag. München, Wien, 1994.
- [12] HSB, Handbuch Struktur Berechnung, 12571 – 01, S. 3, DASA - AIRBUS, 1995.
- [13] B. Kolesnikov, H. Wilmes, A. S. Herrmann, A. Pabsch. Verbundmaterial mit einem verstärkten Verbindungsbereich. Europäisches Patent Nr. 1082217, Europäische Patentschrift EP 1 082 217 B1, Patentblatt 2002/23, Patentinhaber DLR, 05.06.2002.
- [14] Grimes G. C., L.L. Jeans L. L. and E. Demuts. Sensitivity of Bonded and Joints in Composites to Load/Environmental Spectrum Variations. Fibrous Composites in Structural Design, Plenum Press, New York, pp. 619-644, 1980.
- [15] Althof W. und J. Müller. Untersuchungen an geklebten und lösbaren Verbindungen von faserverstärkten Kunststoffen, Kunststoffe 80, München, S. 911-916, 1970.
- [16] E. Li and W. S. Johnson. An Investigation into the Fatigue of a Hybrid Titanium Composite Laminate. Journal of Composites Technology Research, JCTRE, Vol. 20, No. 1, pp. 3-12, January 1998.
- [17] H. Lowak, J. B. de Jonge, J. Franz, D. Schütz. MINITWIST, a shortened version of TWIST, NLR MP 79018 U, National Aerospace Laboratory NLR, Amsterdam, The Netherlands, 01.05.1979.
- [18] Luft- und Raumfahrt. Unidirektionalgelege-Prepreg aus Kohlenstofffasern und Epoxidharz. DIN 29971, Juli 1986.
- [19] A. W. Darkow, G. S. Spiro. Festigkeitslehre (in Russisch), „Wisschaja Schkola“, Moskau, 1969.
- [20] G. N. Sawin. Spannungserhöhung am Rande von Löchern. VEB Verlag Technik, Berlin, 1956.
- [21] A. August, R. Hardcock, S. Dastin. Composite materials design from a materials and design perspective. AGARD R-639, Ankara, 1975.
- [22] B. Kolesnikov, A. S. Herrmann, A. Pabsch, H. Wilmes. Patentschrift DE 199 25 953 C 1 „Bolzenverbindung für Faserverbundstrukturen“, Patentinhaber DLR, 07.09.2000.
- [23] O. Volkersen. Die Nietkraftverteilung in zugbeanspruchten Nietverbindungen mit konstanten Laschenquerschnitten, Luftfahrtforschung, Band XV, S. 41-47, 1938.
- [24] HSB, Handbuch Struktur Berechnung, 34115 – 01, S. 13, VFW, 1981.
- [25] J. Rohde-Brandenburger, B. Kolesnikov. Untersuchung zur Optimierung von Bolzenverbindungen bei Verwendung des lokalen Softenings, IB 131-2001/35, DLR, Institut für Strukturmechanik, Braunschweig, 2001.
- [26] L. D. Iljina, Y. S. Iljin. Hochfeste Verbindungen von Verbundkunststoffen (in Russisch). „Entwicklung, Berechnung und Versuche von Konstruktionen aus Verbundkunststoffen“, ZAGI, Heft 7, S. 42-48, Moskau, 1979.
- [27] A. Davazdahemami. „Experimentelle Untersuchung der Festigkeit von Verbindungen in Faserverbunden mittels Z-Stiften kleinen Durchmessers“, Diplomarbeit im Institut für Strukturmechanik des DLR-Braunschweig, Kassel, 2003.