

# FESTIGKEITSANALYSEN VON BOLZENVERBINDUNGEN FÜR CFK-BAUTEILE MIT DEM ZIEL DER ERSTELLUNG VON DIMENSIONIERUNGSRICHTLINIEN

H. Wilmes\*, A.S. Herrmann\*, B. Kolesnikov\*, I. Kröber\*\*

\* Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt / Institut für Strukturmechanik Braunschweig

\*\* DaimlerChrysler Aerospace Airbus / Strukturmechanik Bremen

## 1. EINLEITUNG

Die Kraftübertragung mittels eines auf Schub belasteten Befestigungselementes (z.B. durch Bolzen, Niete u.a.) ist die am häufigsten verwendete Fügetechnik in der Luftfahrt. Dabei ist deren Verwendung für die Kraftübertragung zwischen Metallbauteilen auch auf Faserverbundstrukturen erweitert worden. Auf Grund der bislang immer noch unzureichenden Untersuchung der Bolzenverbindungen zur Kopplung von Faserverbundstrukturen, gibt es noch immer offene Fragen bezüglich einer optimalen Auslegung.

### Symbolverzeichnis:

CFK	Kohlenstoffaserverbund
d	Durchmesser [ mm ]
k	Spannungsintensität [ - ]
LT	Lastanteil durch Load-Transfer [ % ]
P,F	Kraft [ N ]
St	Stahl
t	Dicke [ mm ]
Ti	Titan
w	Breite [ mm ]
$\theta$	Biegeeinfluß des Bolzens
$\sigma$	Spannung [ MPa ]

### Indizies:

BV	Bolzenverbindung
BY	Bypass Loading
LT	Load-Transfer
max.	maximal
r	radial
t	tangential

Im Rahmen eines vom BMBF geförderten Forschungsprogramms soll für die Dimensionierung der im CFK-Außenflügel eines Megaliners (Bild 1) auftretenden Bolzenverbindungen eine Absicherung der Auslegung erfolgen. Dazu werden in Beauftragung des Deutschen Zentrums für Luft- und Raumfahrt (DLR) durch die DaimlerChrysler Aerospace Airbus (DA) gemeinsam ausgearbeitete Versuche am Institut für Strukturmechanik Braunschweig in Form von Dimensionierungsrichtlinien ausgewertet. Die diesbezüglich insgesamt ca. 900 Versuche, die an CFK

(Kohlenstoffaserverbund) durchgeführt werden, dienen dazu die verschiedenen typisch auftretenden Parameter zu erfassen. Es sollen die Einflüsse bei verschiedenen Kerbelastungen, unterschiedlichen

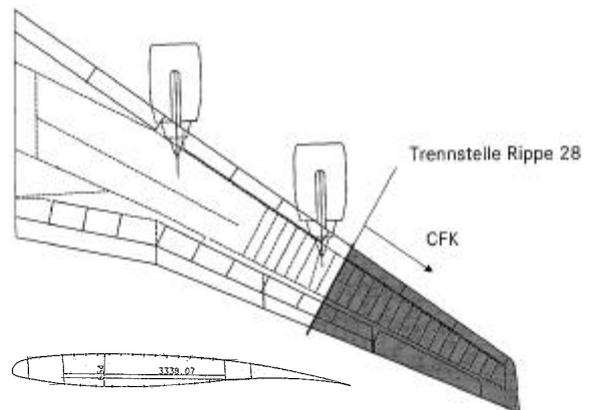


Bild 1: Flügel eines Megaliners: Innenflügel aus Aluminium und Außenflügel aus CFK

Lastübertragungen, diversen Bolzengeometrien, wechselnder sekundärer Biegungen und variierender Schnittigkeit der Verbindung bei statischer und dynamischer Beanspruchung vor allem mit dem Hintergrund der im Flügel auftretenden großen Dicken von 15 mm bis 30 mm erörtert werden. In Form von Design Rules sollen die Ergebnisse mit ergänzenden FEM-Analysen dazu dienen, eine Optimierung der Verbindungsparameter zu erlangen, um einen möglichst hohen Nutzungsgrad der Bolzenverbindungen in den einzelnen Bauteilen zu realisieren.

Aufbauend auf diesen Arbeiten werden am Institut für Strukturmechanik des DLR in Braunschweig lokale, konstruktive Maßnahmen zur Erhöhung der Tragfähigkeit von Bolzenverbindungen entwickelt. Dazu wird durch lokale Einlage von Titanfolien in den CFK-Verbund eine Steigerung der Festigkeit im Bereich der Verbindung realisiert. Zu diesem Zweck werden empirische und numerische Analysen an verschiedenen Bolzenverbindungen durchgeführt.

## 2. PROBLEMSTELLUNG BEI DER VERNIETUNG IM CFK-FLÜGEL

Aus aerodynamischen Gründen steht für den Flügel eines Megaliners nur eine geringe Bauhöhe zur Verfügung. Es sind daher im Bereich der Trennstelle zwischen Innen- und Außenflügel große Bauteildicken von 15mm bis 30mm erforderlich. Für diese Laminatdicken liegen allerdings bisher nur wenig Erkenntnisse vor, da die Anwendungen von CFK in den bisher realisierten Bauteilen sehr viel geringe Bauteilstärken erfordern.

Zur Verdeutlichung der Problematik wird die Kopplung von unterschiedlichen Baugruppen mit Bolzenverbindungen kurz erläutert:

### a) Haut / Holm Kopplung

Eine der Schwierigkeiten bei der Dimensionierung eines CFK Flügels ist die Auslegung der Verbindungen zwischen der Beplankung (Haut) und den Holmen des Flügelkastens (Bild 2).

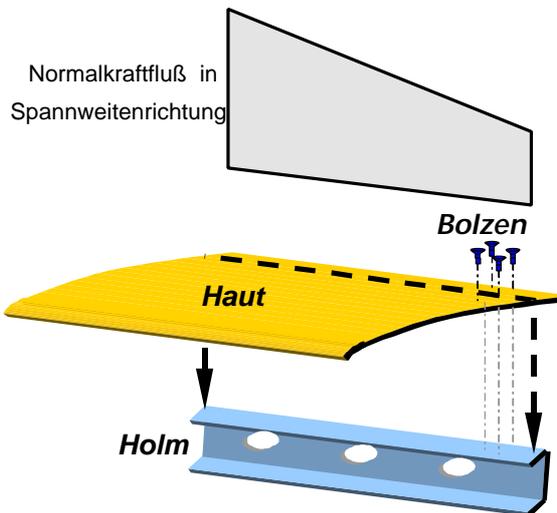


Bild 2: Kopplung von Haut und Holm

Die Normalbelastung der Häute wird durch die Biegung des Flügels erzeugt. Sie nimmt dabei von der Spitze zur Wurzel kontinuierlich zu. Die Lasteinleitung erfolgt dabei kontinuierlich über die Verbindungselemente zwischen Holmflansch und Haut. Es wird die bereits in der Haut von außen aufsummierte Belastung als Bypass-Load, die örtlich von einem Verbindungselement eingeleitete Last als Load-Transfer bezeichnet.

Die Größe des Load-Transfers an jedem Bolzen wird durch eine Vielzahl von Parametern beeinflusst. Vor allem aber spielen die Steifigkeiten der zu verbindenden Bauteile und der Bestigungselemente eine wesentliche Rolle.

Die Versuche die zur Analyse der Haut/Holm Kopplung durchgeführt werden, haben zum Ziel den Einfluß durch relativ geringen Load-Transfer und variierenden Biegeeinfluß des Bolzens zu untersuchen.

### b) Trennstelle Innen- und Außenflügel

Für den Flügel des Megaliners ist außerhalb des äußeren Triebwerkes eine Trennstelle vorgesehen. Die Planung eines CFK-Außenflügels und eines Aluminium-Innenflügels macht die Kopplung dieser beiden Konstruktionen notwendig. Für die Trennstelle (Bild 3) sind ein- und zweischnittige Verbindungen über Bolzenverbindungen angedacht. Im Gegensatz zu einer kontinuierlichen Haut/Holm Kopplung stellt diese Verbindung viel höhere Ansprüche, da eine

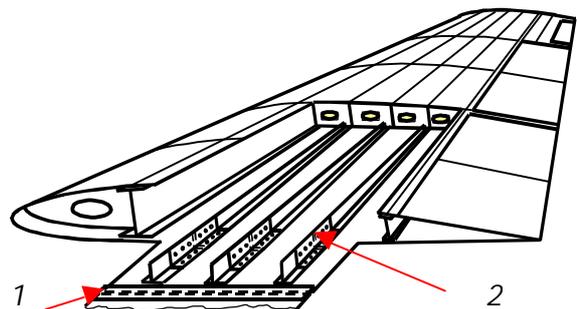


Bild 3: Trennstelle eines Außenflügels  
1. Kopplung der Haut, 2. Kopplung der Stringer

komplette Umlagerung der Last mittels weniger Bolzenreihen mit hohen Load-Transfers erfolgen muß. Ein Problem bei Faserverbunden entsteht dabei durch das bis zum Bruch vorherrschende annähernd linear elastische Verhalten (fehlende plastische Verformbarkeit). Dieses Verhalten ruft eine sehr unregelmäßige Lastverteilung über die Bolzenreihen der Verbindung hervor was unmittelbar zur Reduktion ihrer Festigkeit führt.

Im Rahmen dieses Programms werden Versuche mit sehr hohem Load-Transfer bei ein- und zweischnittigen Kopplungen durchgeführt. Daneben wird angestrebt anhand von optischen Messungen einen Beitrag zur Vorhersage des Load-Transfers bei CFK-Bolzenverbindungen zu liefern.

Darüber hinaus werden im Rahmen dieser Arbeiten vom DLR zusätzliche verschieden optimierte Bolzenverbindungsbauteile untersucht. Dazu werden Metall- Faserverbund Kombinationen getestet, um eine effektivere Lastübertragung zu gewährleisten.

### 3. Bolzenverbindungen für Faserverbundmaterialien

Bolzenverbindungen finden im Flugzeugbau, wie bereits dargestellt, ein breites Anwendungsfeld. Dabei kommt die Verbindungstechnik ursprünglich aus der Metallbauweise. Die Vorteile liegen in der Lösbarkeit der Verbindung, der großen Prozeßsicherheit und dem geringen Risiko. Dem steht allerdings ein Festigkeitsabfall infolge von Spannungskonzentrationen in den Kerben gegenüber. Diese unvermeidliche Gegebenheit muß bereits beim Bauteilentwurf berücksichtigt werden.

Es wird bei der Dimensionierung von Bolzenverbindungen aus Metall im allgemeinen zwischen einer statischen Belastung mit plastischer Verformung und einer zyklischen Belastung mit annähernd elastischem Verhalten unterschieden.

Durch das plastische Verhalten bei hohen Belastungen erfahren die Laschen und die Bolzen eine gleichmäßige Belastung über die Verbindung. Außerdem werden die Spannungsüberhöhungen in der Kerbe aufgrund der plastischen Verformungen abgebaut.

Problematischer stellen sich allerdings niedrige, zyklische Belastungen bei hohen Lastwechselzahlen dar. In diesem Fall treten meist hohe Spannungsüberhöhungen auf und die Lastverteilung über die Bolzen ist ungleichmäßig. Diese höheren Kerbbelastungen können bei niedrigen Lasten nicht durch plastische Deformationen im Metall abgebaut werden und verringern die Lebensdauer zyklisch belasteter Verbindungen.

Faserverbunde weisen im Gegensatz zu Metallen kein plastisches Verhalten auf. Bis zum Bruch herrscht ein annähernd linear elastisches Verhalten vor. Dieses Verhalten zieht auch bei statischer Belastung bis zum Bruch immer eine Abminderung der Festigkeit, sowohl bei unbelasteten als auch bei belasteten Kerben, aufgrund der Kerbwirkung gegenüber dem ungeschädigten Verbund nach sich.

Vorteilhaft bei CFK-Faser Verbunden erweist sich allerdings die geringe Ermüdungsempfindlichkeit, die besonders mit zunehmendem 0°-Lagenanteil beobachtet wird. Kritisch bei zyklischen Beanspruchungen bleiben allerdings die Bolzen aus Metall.

#### Statische Dimensionierung

Zur Auslegung einer Bolzenverbindung aus CFK muß deren kritischer Bereich identifiziert werden. Dazu soll der Kraftverlauf am Beispiel einer einfachen einschnittigen, dreireihigen Bolzenverbindung dargestellt werden (Bild 4).

Es wird deutlich, das im Bereich der äußeren Bolzen die höchsten Belastungen auftreten. Dieses Phänomen

ist vergleichbar mit der Schubspannungsverteilung bei einer einfachen Klebeverbindung, bei der auch die höchsten Belastungen am Ende der Laschen auftreten.

Neben dieser unregelmäßigen Kraftverteilung tritt zudem eine stark variierende Belastung der Platte über die Länge des Verbindungsbereiches auf. Mit jedem

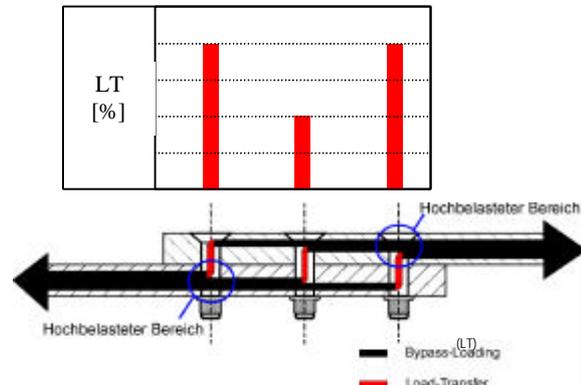


Bild 4: Kraftverlauf bei einer einschnittigen, dreireihigen Verbindung

Bolzen nimmt die Belastung für die nachfolgende Kerbe zu, da die zuvor übertragende Last als Bypass am Loch vorbei geführt wird und somit eine erhöhte Beanspruchung darstellt. Entsprechend ist die Kerbe am letzten Bolzen jeder Lasche der höchst belastete Bereich der ganzen Verbindung (Bild 4).

Zur Dimensionierung ist eine Analyse der Spannungsüberhöhung im Kerbgrund des höchst belasteten Bereiches einer Bolzenverbindung erforderlich. Ein Modell zur Berechnung existiert bereits von Jarfall /1/ für zyklisch belastete Metallverbindungen. Mit einem leicht modifizierten Modell /2/ können die Spannungsüberhöhung im Kerbgrund, verursacht durch den Bypass und verursacht durch die Flächenpressung am Bohrungsrand, überlagert werden.

$$(1) \quad \sigma_{\max} = \sigma_{\text{Bypass}} + \sigma_{\text{load-transfer}}$$

$$(2) \quad \text{mit: } s_{\text{Bypass}} = k_{\text{BY}} \cdot \frac{P}{(w-d) \cdot t}$$

$$(3) \quad s_{\text{Load-Transfer}} = k_{\text{LT}} \cdot \frac{\Delta P}{(w-d) \cdot t} \cdot q$$

Mit Kenntnis der jeweiligen Spannungsintensität ( $k_{\text{BY}}$ ,  $k_{\text{LT}}$ ) für die beiden Kerbbelastungen, dem Biegeeinfluß des Bolzens ( $q$ ) und dem Verhältnis der Lastanteile ( $\Delta P/P$ ) zueinander, kann eine Dimensionierung im Hinblick auf das Versagen im Restquerschnitt (Wangenbruch) für ein Laminat erfolgen. Alle angesprochenen Größen sind allerdings von einer Vielzahl von Parametern abhängig und können nur

mit Hilfe entsprechend definierter Versuche bestimmt werden.

### Bypass-Loading

Die Spannungsüberhöhung durch Bypass-Loading wird in erster Linie vom Laminataufbau bestimmt. Daneben beeinflussen die geometrischen Abmessungen, die Bolzenteilungen (Pitch, Randabstände) und speziell die Lochgröße die Festigkeit, da bei Faserverbunden ein sogenannter hole-size effect beobachtet wird. Darüber hinaus spielen natürlich die Lochqualität und weitere konstruktiv bedingte Parameter eine Rolle.

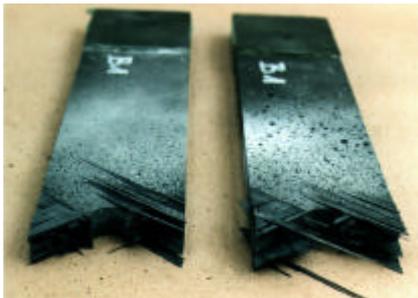


Bild 5: Versagensformen bei unbelasteten Löchern

Bei unbelasteten Bohrungen (100% Bypass) versagt die einachsig belastete Probe in der Regel am engsten Querschnitt (Bild5).

Die Erklärung liegt in der Spannungsverteilung, die durch das Loch verursacht wird. Die maximalen

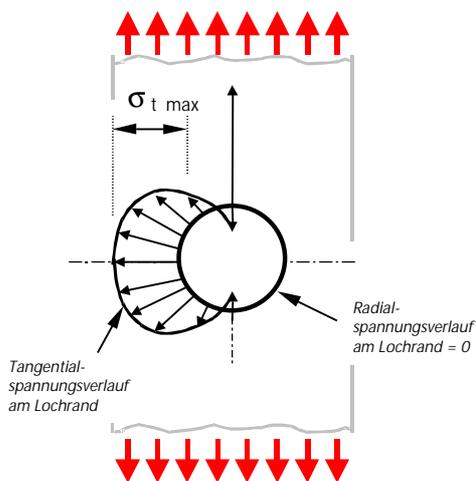


Bild 6: Spannungsverteilung um ein Loch bei 100% Bypass

Spannungen im Laminat treten am Lochrand im Bereich des engsten Querschnitts auf (siehe Bild6). Entsprechend versagt das Laminat in diesem Bereich um das Loch.

### Load-Transfer

Die Zusammenhänge wie sie bei unbelasteten Bohrungsrandern auftreten sind nicht direkt übertragbar auf belastete Löcher. Bei belasteten Bohrungen variiert die Form des Versagens. Dabei

hängt die Höhe und die Art des Versagens von einer Vielzahl von zusätzlichen Parametern ab. Im Gegensatz zu der Bypass-Belastung treten am Lochrand neben einer hohen Belastung im engsten

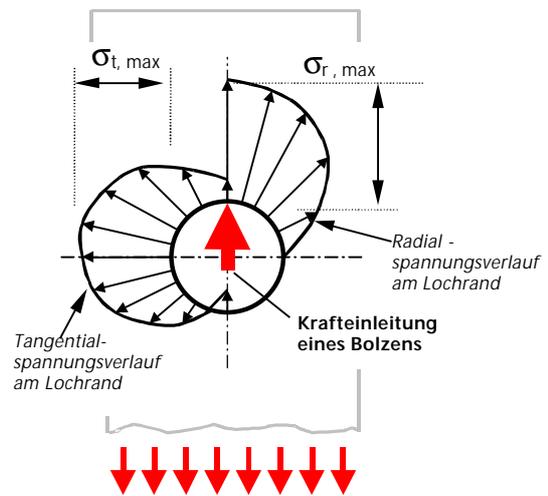


Bild 7: Spannungsverteilung um ein am Rand belastetes Loch (100% Load-Transfer)

Querschnitt zusätzlich hohe Belastungen im Druckpunkt des Bolzens auf (Bild 7).

Die Maxima der beiden Spannungen um das Loch hängen in unterschiedlicher Weise vom Laminat, von der Geometrie und dem Material des Bolzens ab.

Daraus resultieren mehrere Versagensmöglichkeiten des Laminates bei Bolzenverbindungen.

Eine grobe Unterteilung kann durch eine Orientierung am Versagensort angestrebt werden. Es verbleibt somit das Versagen im Restquerschnitt (Wangenbruch), wie es auch bei unbelasteten Löchern beobachtet wird und das Versagen im Druckpunkt des Bolzens (Lochleibung, Scherbruch). Zusätzlich tritt bei Bolzenverbindungen ein gleichzeitiges Versagen in dem Restquerschnitt und im Druckpunkt auf, diese Kombination der beiden Versagensformen wird als Zug-/ Scherbruch bezeichnet (Bild 8).

In der Literatur sind eine Vielzahl von Untersuchungen an verschiedenen Faser/ Matrixsystemen durchgeführt worden [3], [4]. Dabei wurden als entscheidende Parameter die geometrischen Abmessungen, wie Breite, Randabstand, Dicke und Lochdurchmesser identifiziert. Daneben beeinflussen natürlich der Lagenaufbau (Anteil der Lagen in bestimmten Richtungen), Senkungen, das Material, Lagenfolge (stacking sequence) und damit interlaminare Spannungen und auch die Passung der Verbindung die Festigkeit. Auch Größen wie Umwelteinflüsse, Laschenmaterial, Bolzenmaterial und Anzugsmoment können die Festigkeit einer solchen Verbindung beeinflussen.

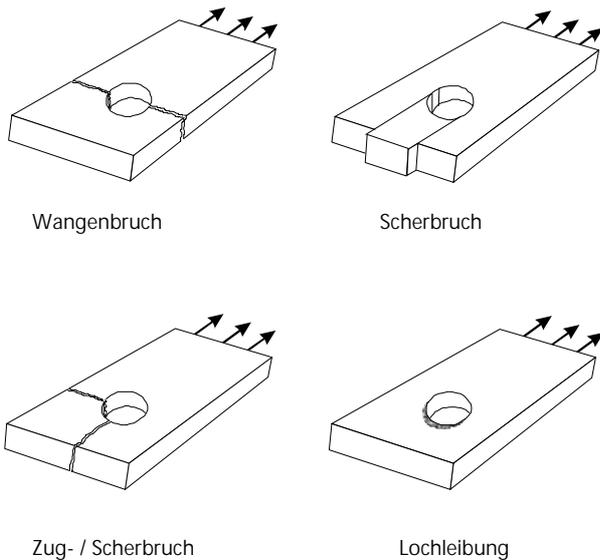


Bild 8: Versagensformen bei Bolzenverbindungen

Ein Problem stellt dabei im besonderen die Veränderung der Versagenslast mit der Variation der Geometrieverhältnisse dar. Es stellt sich heraus, daß sich mit beispielsweise steigendem  $d/w$ -Verhältnis der Gütegrad einer einreihigen Verbindung verändert. Dies hängt mit der Veränderung der Versagensform zusammen. Hart-Smith /5/ hat gezeigt, daß eine einreihige Bolzenverbindung das Maximum des Gütegrades bei einem Verhältnis zwischen  $d/w=0,25$  bis  $d/w=0,5$  beim Wechsel der Versagensform besitzt. Bei zusätzlichem Bypass verschiebt sich das Optimum zu kleineren  $d/w$  Verhältnissen. Im Rahmen dieser Untersuchungen wurde daher das Verhältnis zwischen  $d/w=0,25$  bis  $d/w=0,2$  gewählt.

### Bolzenverbindungen

Der Grundgedanke der Dimensionierung liegt, wie dargestellt, in der Superposition der Bypass Beanspruchung und der Belastung durch Load-Transfer. Beide Beanspruchungen tragen einen Beitrag zur Spannungserhöhung in der Wange bei. Diese Betrachtung gilt nur bei der Analyse von Wangenbrüchen. Bei Verbindungen mit verhältnismäßig kleinen Randabständen, und/oder mit niedrigem  $45^\circ$  Lagenanteil und/oder mit einer sehr niedrigen Anzahl von Bolzen sind Versagensformen wie z.B. Scherbrüche möglich. Dieses Versagen der Verbindung wird durch die Spannungsüberhöhung im Druckpunkt des Bolzens initiiert und macht eine andere Betrachtungsweise erforderlich.

Für die gemeinsame Betrachtung des Zusammenspiels zwischen Bypass und Load-Transfer gilt, daß die zweite Spannungsüberhöhung, verursacht durch den Load-Transfer meist eine wesentlich abmindernde Wirkung auf die Festigkeit aufweist. Die Kraftübertragung erfolgt durch das Verbindungselement, das auf Schub belastet wird.

Über Flächenpressung an den Bohrrändern wird die Last in den Bolzen eingeleitet und entsprechend ins andere Bauteil übertragen. Der Bolzen wird je nach der Anzahl der Schnitte in der Verbindung in unterschiedlicher Form zusätzlich auf Biegung beansprucht. Diese Bolzenbiegung verursacht ihrerseits eine ungleichmäßige Flächenpressung über die Wandstärke der Bauteile.

Der Zusammenhang dieser beiden angesprochenen Belastungen ( Bypass, Load-Transfer ) besteht in jeder Bolzenverbindung über deren Verhältnis zu einander im kritischen Bereich. Im kritischen Bereich befindet sich in der Regel die komplette Last im Querschnitt, so daß die Angabe des Lastanteils des Load-Transfers am letzten Bolzen für die Dimensionierung ausreicht. Der Anteil des Bypass entspricht dann dem fehlenden Teil zu 100%.

$$(4) \quad \begin{aligned} \Delta P &= LT \cdot F \\ P &= (100\% - LT) \cdot F \end{aligned}$$

Die Einflußgrößen des Load-Transfers liegen vor allem in den Steifigkeiten der Plattenabschnitte, den Steifigkeiten der Verbindungselemente und deren Anzahl in Belastungsrichtung. Halbempirische Untersuchungen zu diesem Thema existieren beispielsweise von Tate, Rosenfeld /6/ und Huth /7/ u.a..

### Versuchsprogramm

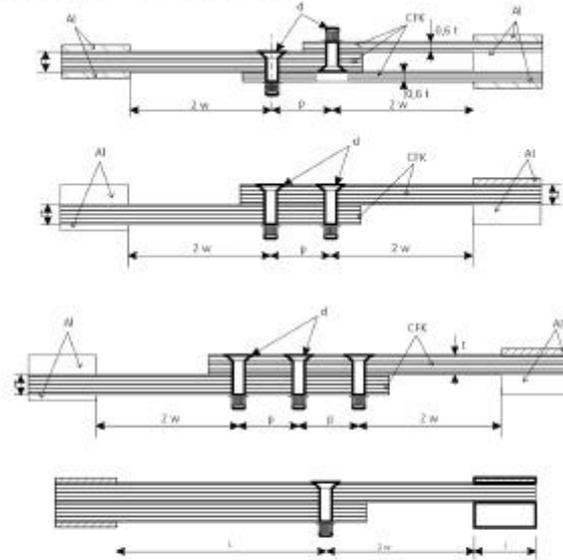
Im Rahmen des Luftfahrtforschungsprogramms werden die Spannungsintensitäten bei 100% Bypass (Open-Hole) und 100% Load-Transfer (einreihige Verbindung) anhand von entsprechenden Versuchen bestimmt. Zusätzlich werden verschiedene Aufbauten von Bolzenverbindungen geprüft.

Zur Erstellung von Design Rules soll möglichst eine Vielzahl von Parametern in den Versuchen betrachtet werden. Im Mittelpunkt dieses 1 Plus-Programms stehen daher unterschiedliche, typische Parameter bei Bolzenverbindungen (Bild 9). Dabei sollen die Erkenntnisse bei Verbindungen auf den Einfluß unterschiedlicher Load-Transfer, dem Biegeeinfluß und weiteren Parametern (Bolzenmaterial, Senkungen, sekundäre Biegung) analysiert werden.

Der Load-Transfer bei den Bolzenverbindungen wird mit Hilfe einer großflächigen, optischen Dehnungsmessung ermittelt. Dazu werden an den Oberflächen der Proben stochastische Muster (Bild 10 oben) aufgebracht, die mit Hilfe von Videokameras vor und während der Belastung aufgenommen werden. Durch Vergleich der Bilder ist eine Bestimmung der Dehnung in verschiedene Richtungen möglich (Bild 10 unten).

Die Versuche werden bei konstanten Geometrieverhältnissen in Bezug auf Breite, Randabstand und Pitch durchgeführt. Veränderlich sind aber die absoluten Größen in Bezug auf

### Einschnittige Proben



### Zweischnittige Proben

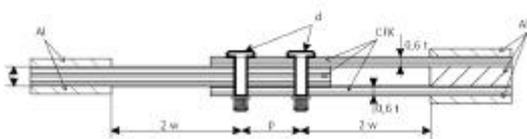


Bild 9: Probenaufbauten der Bolzenverbindungen ( $d/w=0,2$  und  $d/w=0,25$ )

Bolzendurchmesser und Dicke der Probe. Es werden Bolzendurchmesser von 11,11mm bis 25,40mm und Probendicken zwischen 15mm und 30mm untersucht.

Diese Untersuchungen wurden mit dem Material HTA 6376 Tape 0,25mm durchgeführt. Zwei verschiedene Laminataufbauten standen im Vordergrund, zum einen ein Hautlaminat (50/40/10°) und zum anderen ein Holmlaminat (10/80/10°). Die Proben und die Laschen wurden dabei aus demselben Laminataufbau hergestellt. Für alle Versuche werden HI-LOK Bolzen verwendet. Wobei allerdings verschiedene Bolzenmaterialien (Titan und Stahl) und -formen (Senk- und Universalkopf) getestet wurden. Alle Versuche wurden mit einem an den Bolzendurchmesser angepaßten Anzugsmoment (nach Fertigungsnorm) versehen.

### Ergebnisse

Anhand der Versuche können die benötigten Parameter zur Berechnung der Superpositionsfunktion bestimmt werden. Diese sind allerdings in unterschiedlicher Form von unterschiedlichen Parametern abhängig. Alle angesprochenen Einflußgrößen konnten nicht untersucht werden, so daß einige Zusammenhänge nur unter bestimmten

\* Die erste Anzahl entspricht dem Anteil der Lagen in 0°-Richtung, die zweite dem Anteil in ±45°-Richtung und die letzte Zahl dem Anteil in 90°-Richtung

geometrischen,

fertigungstechnischen

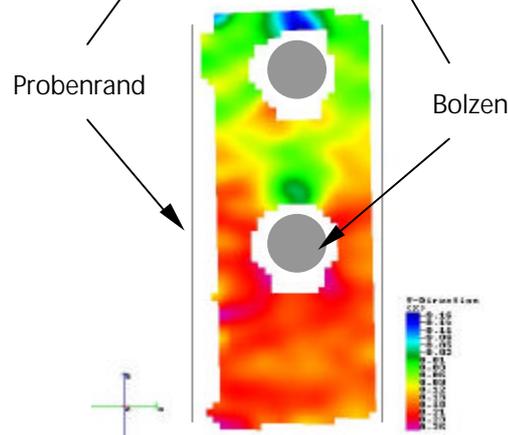
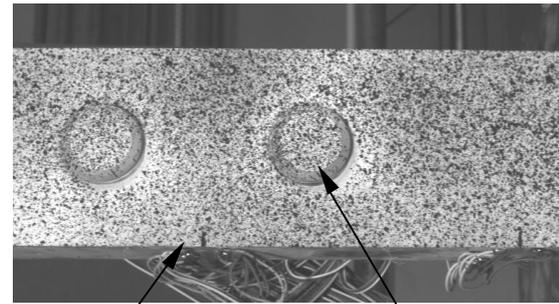


Bild 10: Dehnungen auf der Oberfläche einer zweischnittigen Probe

Gesichtspunkten interpretiert werden können. Das Hauptaugenmerk liegt wie bereits erörtert in der Untersuchung des Einflusses der Dicke des Laminates bei Bolzenverbindungen.

Für die Spannungsintensität bei 100% Bypass sind Proben mit unbelastetem Loch verwendet worden. Es zeigt sich, daß die Hauptparameter bei einer solchen Untersuchung neben dem Laminat vor allem der Durchmesser ist. Ein erfreuliches Ergebnis der Untersuchungen ist, daß die Dicke der Proben keine abmildernde Wirkung hat. In Bild11 ist der Spannungsintensitätsfaktor als Funktion der Durchmesser bei Dicken der Laminats zwischen 15mm bis 30mm aufgetragen. Der Spannungsintensitätsfaktor ist dabei definiert als:

$$(5) \quad k_{BY} = \frac{S_{ungekerbt}}{\left( F_{gekerbt} / (w-d) \cdot t \right)}$$

Die Abbildung zeigt dabei deutlich die Zunahme des Spannungsintensitätsfaktors mit dem Durchmesser bei beiden Laminaten. Dabei fällt auf, daß das steifere Hautlaminat (50/40/10) offensichtlich kerbempfindlicher ist, als das Holmlaminat. (10/80/10) Analytische und numerische elastische Untersuchungen zeigen die gleiche Tendenz in Bezug auf die Laminatsaufbauten. Allerdings kann mit diesen Berechnungen nicht der Einfluß des Durchmesser

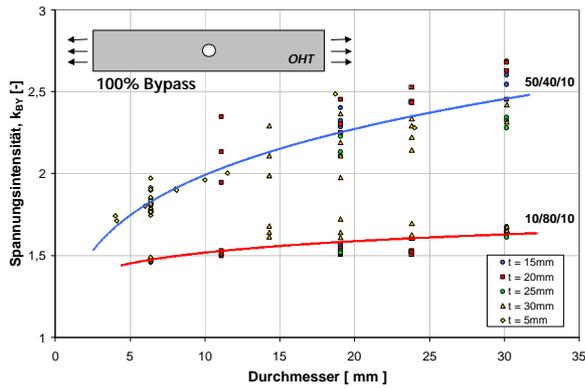


Bild 11: Spannungsintensitätsfaktor bei 100% Bypass

erläutert werden. Ein Ansatz ist die Annahme, die von verschiedenen Autoren vertreten wird [9], daß bei einer Belastung um das Loch sich eine Degradation bildet, die eine Abnahme der maximalen Spannung darstellt. Die Größe der Degradation ist dabei nur vom Material, aber nicht von der absoluten Lochgröße abhängig. Daher tritt dieser Effekt stärker bei kleineren Löchern auf, da in diesem Fall das Verhältnis zwischen degradiertem Bereich und Loch groß ist und somit resultiert daraus eine zunehmende Spannungsintensität mit dem Durchmesser.

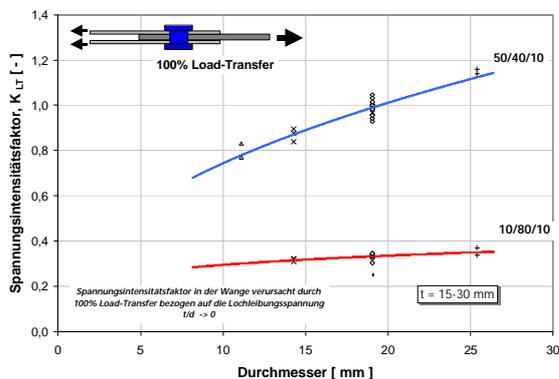


Bild 12: Spannungsintensitätsfaktor bei 100% Load-Transfer ( $q=1$ )

Einen qualitativ ähnlichen Verlauf über den Durchmesser liefern die Versuchsergebnisse bei der Spannungsintensität verursacht durch einen Bolzen. Der Verlauf ergibt sich dabei aus zweischnittigen Bolzenverbindungen bei verschiedenen Durchmessern, deren Ergebnis auf  $t/d = 0$  extrapoliert wurden (Bild12). Das Versagen dieser Proben war immer Wangenbruch. Die angegebene Spannungsintensität ergibt sich durch:

$$(6) \quad k_{LT} = \frac{S_{ungekerbt}}{\left( F_{BV} / (w - d) \cdot t \right)}$$

Die dritte Einflußgröße ist der Einfluß der Bolzenbiegung ( $\theta$ ). Mit Kenntnis der beiden vorherigen Zusammenhänge kann für die einzelnen Versuche das  $\theta$  bestimmt werden. Die Untersuchungen haben gezeigt, daß in der Hauptsache neben dem Laminat das Verhältnis der Dicke der Probe zu Durchmesser und der Anzahl der Schnitte in der Verbindung diesen Parameter beeinflussen. Wie leicht nachzuvollziehen nimmt mit steigender Dicke bei konstantem Bolzendurchmesser der Einfluß durch die Biegung zu. Des weiteren ist verständlich, daß bei einer einschnittigen Verbindung der Einfluß der Bolzenbiegung, aufgrund der Schiefstellung, größer ist als bei einer zweischnittigen Verbindung. Der Zusammenhang über Dicke zu Durchmesser ist für den untersuchten Bereich beim Laminat 50/40/10 beispielsweise annähernd linear, somit unterscheiden sich ein- und zweischnittig nur durch die Steigung der Kurven (Bild13).

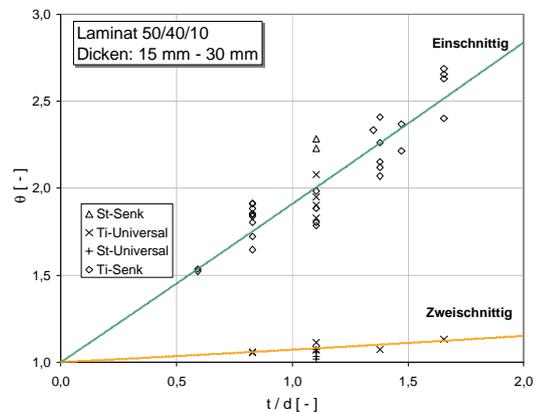


Bild 13: Unsymmetrische Spannungsverteilung in der Kerbe bei durch Bolzen belastete Löcher

Das modifizierte Modell liefert mit den Spannungsintensitäten nun Festigkeiten von ein- und zweischnittigen Verbindungen als Funktion des Load-Transfers, so daß mit Kenntnis der geometrischen Randbedingungen und dem Load-Transfer eine Dimensionierung, der im Flugzeug auftretenden

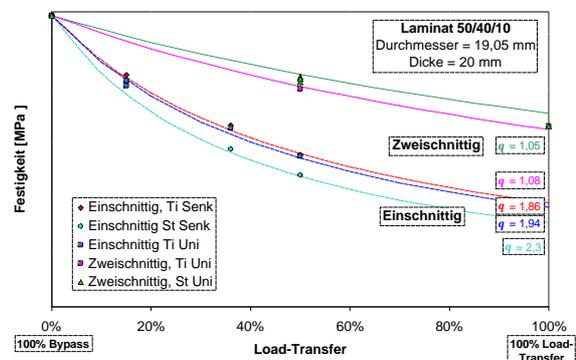


Bild 14: Vergleich der Ergebnisse des Modells mit Versuchsergebnissen bei ein- und zweischnittigen Verbindungen (50/40/10)

Bolzenverbindungen erfolgen kann.

Exemplarisch ist in Bild 14 der Zusammenhang für ein- und zweischnittige Verbindungen bei einem Laminat und einer Geometrie dargestellt. Es zeigt sich, daß die Versuchsergebnisse etwa im Bereich zwischen 5% bis 10% vom berechneten Wert abweichen. Es kann nun mit Variation der Parameter eine Optimierung der Verbindungsparameter bei der jeweiligen Anwendung einfach durchgeführt werden.

#### 4. Dynamische Dimensionierung

Neben der statischen Dimensionierung ist es unerlässlich auch eine dynamische Untersuchung durchzuführen. Dazu wurden an den gleichen Bolzenverbindungen, wie sie auch statisch untersucht wurden, dynamisch zyklische Belastungen im Einstufenversuch mit  $R=0,1$  vorgenommen.

Die zweischnittigen Fügungen des Laminates 50/40/10



Bild 15: Versagensform bei dynamischer Belastung - Bolzenbruch

zeigten stets Bolzenversagen, d.h. Laminatversagen trat nicht auf (Bild 15).

Bei den Versuchen wurden d/t Verhältnisse von 0,56 bis 0,95 untersucht. Es zeigte sich überraschender Weise, daß sich unabhängig von diesem Verhältnis die gleiche Lebensdauer einstellt, wenn die

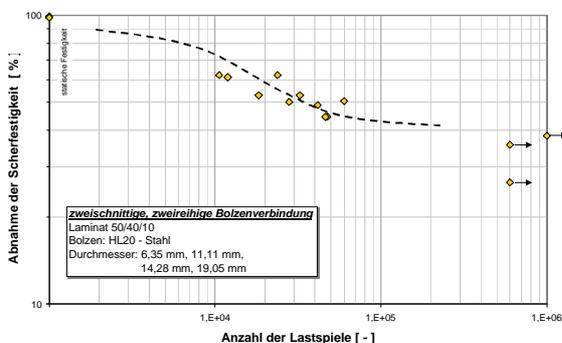


Bild 16: Abnahme der Festigkeit des Bolzens mit zyklischer Beanspruchung ( $R=0,1$ )

Schubspannung im Bolzen gleich ist. Dieses Ergebnis kann z.Z. nur für die untersuchten Geometrien festgestellt werden. Für eine Verallgemeinerung sind weitere Untersuchungen erforderlich.

In Bild16 ist die Abnahme der maximalen Schubbeanspruchung als Funktion der Lastwechselzahlen aufgezeigt. Dabei zeigt sich, daß bei 40% Scherbeanspruchung (Oberlast) des Bolzens gegenüber der maximalen statischen Scherfestigkeit der Bolzen keine Ermüdungsschäden aufweist. Mit entsprechender Umrechnung auf das tatsächliche Lastkollektiv kann die maximal zulässige Scherbeanspruchung festgelegt werden und zur dynamischen Dimensionierung des Bolzens zu Grunde gelegt werden. Für das CFK-Material ist eine statische Dimensionierung ausreichend (Kapitel 3).

#### 5. Neue Verbindungsbauweisen

Bei Versuchen an Verbundwerkstoffen wird immer wieder die geringere Tragfähigkeit der Verbindung gegenüber dem reinen Faserverbund festgestellt. Im Sinne einer gewichtsoptimierten Verbindung ist eine Verbesserung der Kraftübertragung von enormer Wichtigkeit. Es ist daher erforderlich neue Verbindungsbauweisen zu entwickeln, die eine höhere Effizienz der Verbindung gewährleisten.

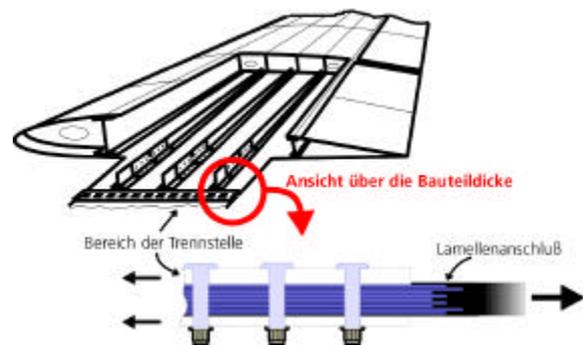


Bild 17: Trennstelle eines Flügels

#### CFK-Titan Laminat

Metallaminat werden in der Luft- und Raumfahrt in verschiedenen Konstruktionen eingesetzt. Viele Kombination von Faser und Metallwerkstoffe sind bereits untersucht worden. Die Anwendungen zielen in der Hauptsache auf eine Verbesserung der Ermüdungseigenschaften von Metallen (z.B. ARALL, GLARE, HTCL) oder auf eine Steigerung der Tragfähigkeit von Bolzenverbindungen /10/, /11/ ( z.B. BFK+Stahl, GFK+Stahl, CFK+Stahl ), die in jeder Konstruktion eine Schwachstelle darstellen. Für Bolzenverbindungen ist dabei die Umsetzung in der Regel durch Einbringen zusätzlicher Metallagen erfolgt. Neben den erwähnten Kombinationen wird auch der Einsatz von CFK+Titan bei

Bolzenverbindungen am Institut WIAM (Moskau, Rußland) verfolgt.

Die am Institut für Strukturmechanik des DLR verwendete Bauweise für den Einsatz von CFK+Titan beruht auf einem lokalen Austausch von CFK-Lagen durch Titanfolien /12/ der gleichen Dicke im Bereich der Verbindung. Im Gegensatz dazu stehen frühere Bauweisen, die zusätzliche Metalleinlagen einbrachten /13/, um somit ebenfalls zur Erhöhung der Festigkeit der Bolzenverbindung beizutragen.

Ziel ist es bei unveränderter Bauteildicke spezifisch mehr Last durch den Trennstellenbereich übertragen zu können (Bild 17).

### Stand der Untersuchungen:

Der jetzige Stand der Untersuchungen dient dazu das Potential von CFK-Titan Hybriden abzuschätzen. Es sind bisher zwei verschiedene Modifikation von CFK-Titan untersucht worden, die beide auf einer Substitution von CFK-Lagen durch Titanschichten (Ti 6Al 4V) beruhen. Der andere Teil des Verbundes besteht aus reinem UD-Material (HTA 6376), das in Belastungsrichtung orientiert ist. Am Institut für Strukturmechanik sind Verbunde mit 34% Volumenanteil Titan und mit 54,5% Volumenanteil Titan untersucht worden.

Im Sinne eines einfachen Einsatzes von Titan-Einlagen in Faser/Epoxid-Verbunde wurden verschiedene Vorbehandlungen des Titans zur optimalen Anbindung an CFK-Prepreg untersucht. Dabei zeigte sich, daß eine einfache Vorbehandlung durch Beizen und Sandstrahlen ausreichend ist, um eine hinreichend gute Anbindung zu realisieren. Über eine große Palette von Klimatisierungsarten sind Versuche zur Anbindung Titan/CFK durchgeführt worden. Sie weisen eine sehr geringe Abminderung der interlaminaren Scherfestigkeit gegenüber reinem CFK von im Mittel unter 10% auf.

Daneben wurden Untersuchungen an Bolzenverbindungen durchgeführt, die zeigen, daß eine bis zu 20% höhere spezifische Festigkeit gegenüber einem einfachen Hautlaminat, je nach Volumenanteil Titan, erreicht wird.

Neben den statischen Ergebnissen liegen auch schon erste Ermüdungsergebnisse für dreireihige Fügungen mit 54,5 Vol.% Titananteil vor. Es wurden Einstufenkollektive ( $R=0,1$ ) auf hohen Lastniveaus gefahren. Diese Ergebnisse zeigten, daß bei einer Oberlast, die 50% der statischen Bruchlast entspricht, kein Ermüdungsversagen ( $N=10^6$ ) auftrat. Bei 66% der statischen Bruchlast versagte das Hybrid bei etwa  $N=10^5$  Lastwechseln.

## 6. ZUSAMMENFASSUNG UND AUSBLICK

Zur Absicherung der Bauweise der Bolzenverbindungen in einem Megaliner sind eine Vielzahl von Versuchen (ca.900 Proben) mit 15mm – 30 mm dicken Laminaten an unterschiedlich belasteten Kerben durchgeführt worden. Es zeigt sich, daß mit einem leicht modifizierten Modell von Jarfall eine hinreichend gute Beschreibung der Ergebnisse erreicht werden kann. Die Abweichung der Ergebnisse liegen im Mittel bei etwa 5%-10%. Die Ergebnisse der Versuche weisen vor allem grundsätzliche Unterschiede zwischen ein- und zweischnittigen Verbindungen auf. Einschnittige Bolzenverbindungen weisen eine größere Abminderung der Festigkeit gegenüber steigendem Load-Transfer auf. Dies erklärt sich durch den großen Einfluß der Bolzenbiegung auf die Festigkeit.

Die dynamischen Untersuchungen zeigen bei den zweischnittigen Proben immer ein Versagen der Bolzen beim Laminat 50/40/10, so daß anhand der Versuche die Abminderung der Scherfestigkeit mit zunehmender Lastspielzahl berücksichtigt werden muß. Für das CFK-Laminat ist demnach eine statische Dimensionierung ausreichend.

Die bisher durchgeführten ersten Vorversuche an CFK/Titan Verbunden am Institut für Strukturmechanik verdeutlichen das Potential dieses Hybrides. Es zeigt sich, daß mit den bisherigen Kombinationen schon Erfolg versprechende Ergebnisse erreicht wurden, auf denen in Zukunft aufgebaut werden kann. So wurden bereits spezifische Festigkeitsvorteile von bis zu 20% gegenüber einem herkömmlichen Hautlaminat erreicht.

## 7. LITERATUR

- /1/ Jarfall L., „Shear loaded fastener installations“, Rapport KH R-3360, Saab Scania, Sweden, April 1993
- /2/ Wilmes H., „Experimentelle Untersuchungen der Festigkeit an einschnittigen Bolzenverbindungen mit Senkköpfen zur Ermittlung eines einfachen Dimensionierungsverfahren“, IB 131-97/52, DLR Braunschweig, 1997
- /3/ Herrington P.D., Sabbaghian M., „Effect of radial clearance between bolt and washer on the bearing strenght of composite bolted joints“, Journal of composite materails, Vol 26, 1992
- /4/ Collings T.A., „ Experimentally determind strength of mechanically fastend joints“, „Joing Fibre-Reinforced Plastics“, Matthews I. Elsevier Apllied science, 1987
- /5/ Hart-Smith L.J., „Mechanically-fastend joints for advanced composites-Phenomenological considerations and simple analyses“, Fibrous

Composites in structural Design, Plenum Press, New York 1980

- /6/ Tate M. B., Rosenfeld S.J., „Preliminary investigation of Loads carried by individual bolts in bolted joints“, TN No. 1051, Langley Memorial Aeronautical Lab., Washington, May 1946
- /7/ Huth H., „Zum Einfluß der Nietnachgiebigkeit mehrreihiger Nietverbindungen auf die Lastübertragungs- und Lebensdauervorhersagen“, Fraunhofer Institut für Betriebsfestigkeit, Dissertation TU München, August 1984
- /8/ Sawin G.N., „Spannungsüberhöhung am Rande von Löchern“, VEB Verlag Technik, Berlin 1956
- /9/ Awerbuch J., Madhurkar M. S., „Notched strenght of composite laminates: Predictions and experiments – A Review“, Journal of Reinforced Plastics and Composites, 1985
- /10/ Worobeij W.W., Sirotkin O.S., „Verbindungen für Konstruktionen aus Faserverbundmaterial“, (Russisch), Maschinostroenie, Leningrad 1985
- /11/ Straschko N.P., „Projektierung und Versuch für Verbindungen für Bateile aus Verbunden mit ununterbrochenen Fasern“, (Russisch), Fragen der Automatisierung und der Projektierung von dünnwandigen tragenden Konstriktionen, Heft 4, S. 12-15, Moskau 1983
- /12/ Kolensikov B., Wilmes H., Herrmann A.S., Pabsch A., „Verbundmaterial mit verstärktem Verbindungsbereich“, PCT/DE99/00790, DLR Braunschweig, 1999
- /13/ Nadler M.A., Yoshino S.Y., Darms F.J., „Boron/epoxy strut for non-intergral cyrogenic tankage“, Material and Processes, 15<sup>th</sup> Sampe-Symposium, LA, 1969