

# **DLR-IB-FA-BS-2018-30**

**Entwicklung und Anwendung  
eines semi-analytischen Tools zur  
Vorauslegung von mehrreihigen  
Bolzenverbindungen**

**Wissenschaftlicher Bericht**

Josef Koord



**DLR**

**Deutsches Zentrum  
für Luft- und Raumfahrt**

Institut für Faserverbundleichtbau und Adaptronik

**DLR-IB-FA-BS-2018-30**

**Entwicklung und Anwendung eines semi-analytischen  
Tools zur Vorauslegung von mehrreihigen  
Bolzenverbindungen**

**Zugänglichkeit:**

Stufe 2 (intern und extern beschränkt zugänglich)

Braunschweig, Februar, 2018

Der Bericht umfasst: 66 Seiten

Institutsleiter:

Prof. Dr.-Ing. M. Wiedemann

Abteilungsleiter:

Prof. Dr.-Ing. Christian Hühne

Autoren:

Josef Koord



Deutsches Zentrum  
für Luft- und Raumfahrt



## ATLAS

Entwicklung und Anwendung eines semi-analytischen Tools zur Vorauslegung von mehrreihigen Bolzenverbindungen



---

## Dokumenteigenschaften

Titel	Entwicklung und Anwendung eines semi-analytischen Tools zur Vorauslegung von mehrreihigen Bolzenverbindungen
Betreff	ATLAs – Analytische Auslegung des CWB-Flügel-Anschlusses
Institut	FA-FLB
Erstellt von	Josef Koord
Beteiligte	
Geprüft von	
Freigabe von	
Datum	06.02.2018
Version	1.0
Dateipfad	D:\Projekte\ATLAs\2017\03 Bericht und Literatur zu Auslegung von Bolzenverbindungen\Bericht\Entwicklung und Anwendung eines semi-analytischen Tools zur Vorauslegung von mehrreihigen Bolzenverbindungen_jko_2018-02-06.docx

# Inhaltsverzeichnis

<b>Dokumenteigenschaften .....</b>	<b>2</b>
<b>1. Einleitung.....</b>	<b>5</b>
1.1. Aufgabenstellung.....	5
1.2. Semi-analytisches Auslegungstool.....	5
<b>2. Lastverteilung in mehrreihigen Bolzenverbindungen.....</b>	<b>8</b>
2.1. Analytische Bestimmung der Lastverteilung in mehrreihigen Verbindungen.....	8
2.2. Ermittlung der höchstbelasteten Bolzenstelle.....	12
2.3. Bestimmung der Lastverteilung in den Laminatlagen .....	14
<b>3. Spannungsverteilung um eine belastete Bohrung .....</b>	<b>16</b>
3.1. Analytische Spannungsverteilung nach Zhang .....	16
3.2. Numerische Überprüfung der Methode nach Zhang .....	19
<b>4. Überlagerung der Spannungsverteilung.....</b>	<b>25</b>
4.1. Bestimmung der Gesamtspannung um die Bohrung .....	25
4.2. Numerische Überprüfung der überlagerten Spannungsverteilung.....	28
4.3. Überlagerung von Transfer- und Bypass-Loads .....	31
<b>5. Versagensvorhersage.....</b>	<b>33</b>
5.1. Versagen nach Yamada-Sun .....	33
5.2. Bestimmung der charakteristischen Abstände .....	36
5.3. Versagen in Metalllagen .....	37
5.4. Bolzenversagen .....	38
<b>6. Überprüfung des analytischen Vorauslegungstools.....</b>	<b>39</b>
6.1. Validierung .....	39
6.2. Kritische Betrachtung des Tools .....	41
<b>7. Analytische Vorauslegung des Flügelwurzelschlusses.....</b>	<b>43</b>
7.1. Vorgaben aus dem GFEM-Modell .....	43
7.2. Randbedingungen.....	45
7.3. Referenzkonfiguration.....	49
7.4. Auslegung der metall-hybridisierten Strukturen .....	53
7.5. CFK-Ti Konfiguration.....	55
7.6. CFK-St Konfiguration .....	56

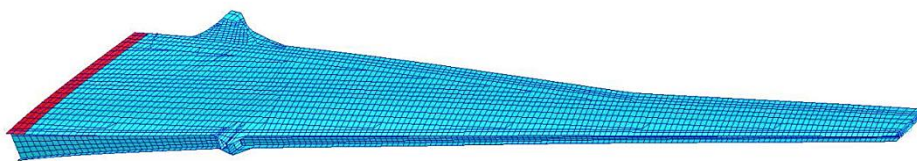
---

<b>8. Gewichtsbetrachtung</b> .....	<b>59</b>
8.1. Vorgehen.....	59
8.2. Vergleich der Konfigurationen .....	60
<b>Abbildungsverzeichnis</b> .....	<b>63</b>
<b>Tabellenverzeichnis</b> .....	<b>64</b>
<b>Literaturverzeichnis</b> .....	<b>66</b>

# 1. Einleitung

## 1.1. Aufgabenstellung

Im Rahmen des Projekts ATLAS (Advanced Technology Long-range Aircraft-concepts) ist seitens FA-FLB ein innovatives Design eines Verbindungsbereichs zwischen Außenflügel und Center Wing Box eines Langstreckenflugzeugs zu entwickeln. Hierbei soll vor allem die Nutzung der Faser-Metall-Lamine (FML) untersucht werden, durch welche erhöhte Verbindungsfestigkeiten, und damit reduzierte Strukturgewichte erwartet werden.



1-1 Tragflügel mit rot markiertem Verbindungsbereich zur Center-Wing-Box

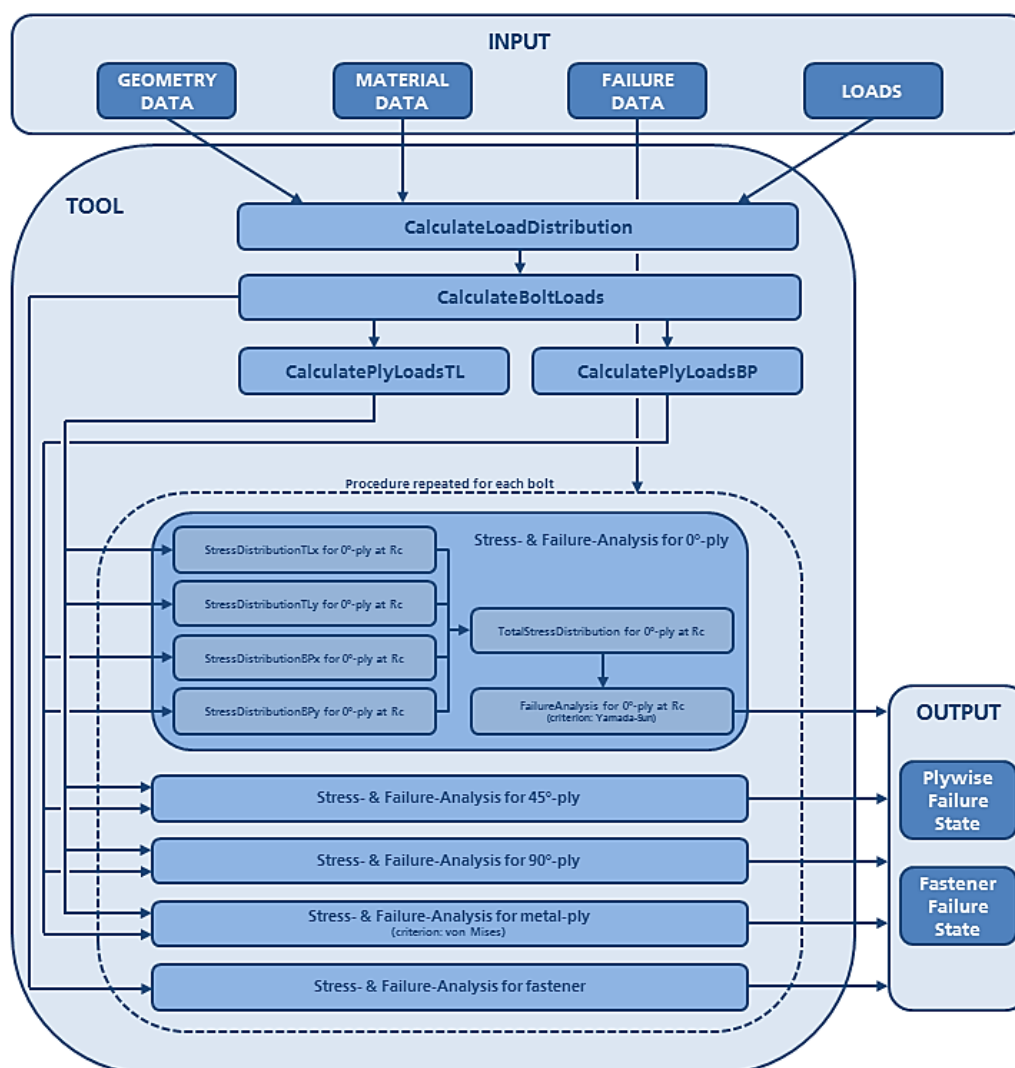
Im Dokument „Beschreibung der Referenzkonfiguration des CWB-Attachments“ wird die Referenzkonfiguration, basierend auf Daten eines Langstreckflugzeugs mit CFK-Flügelschale aus einem GFEM-Modell, beschrieben. Soweit vorhanden werden Daten zu Geometrie, Laminat, Lagenaufbau, Verbindungstyp, Festigkeiten und Belastungen angegeben. Sofern diese nicht vorliegen, ist durch Eigenleistung die Referenz zu vervollständigen. Basierend auf den gegebenen Daten und der Literaturrecherche ist die Referenzkonfiguration zu vervollständigen. Hierbei sind Bolzendurchmesser, Abstand der Bolzen und Anzahl der Bolzen und Bolzenreihen erforderlich.

Es ist ein verbessertes Strukturkonzept für den Verbindungsbereich zu entwerfen. Das Ziel der Entwicklung ist die Reduktion des Strukturgewichts. Dabei ist das Strukturgewicht der gesamten Verbindung, also Haut und Bolzen zu betrachten. Die Untersuchungen sollen auf Konzeptniveau erfolgen. Detaillierte Konstruktionen und Simulation sind nicht erforderlich. Fachlich und aus strategischer Sicht für die Abteilung ist interessant zu untersuchen, wie sich Laminattypen und der Einbau von Metalllagen auf Festigkeit (Lochleibung), und damit auch auf das Strukturgewicht, auswirken. Eine Betrachtung der Kosten ist wünschenswert. Von Interesse ist zudem die resultierende Hautdicke, da Aufdickungen an der Flügelwurzel spannweitig abgebaut werden müssen, und sich auf die Massen und Steifigkeit des gesamten Flügels auswirken.

## 1.2. Semi-analytisches Auslegungstool

Eine Auslegung mit Hilfe von experimentell bestimmten Kerbfaktoren liefert sehr aussagekräftige Ergebnisse, da die Gesamtheit der auftretenden Phänomene an einer Bolzenstelle betrachtet werden kann. Gleichmaßen ist diese Herangehensweise jedoch mit einem hohen Kosten- und Zeitaufwand verbunden, weil experimentell bestimmte Kerbfaktoren nur für die im Versuch be-

trachtete Material- und Geometrikombination (u.a. Laminataufbau und Bohrungsdurchmesser) gültig sind. Für die Vorauslegung einer Verbindungsstelle mit einer großen Zahl von Designparametern ist die experimentelle Herangehensweise somit nicht geeignet. Eine numerische Betrachtung ist im Vergleich zum experimentellen Ansatz effizienter, erfordert allerdings immer noch einen hohen Aufwand bei der Betrachtung unterschiedlicher Konzepte zur Gestaltung der Verbindungsstelle. Im Gegensatz zur experimentellen und numerischen Herangehensweise ist die Aussagekraft analytischer Auslegungstools aufgrund der Vielzahl erforderlicher Vereinfachungen eingeschränkt. Vor dem Hintergrund, dass in der Aufgabenstellung eine Untersuchung des Verbindungsbereichs lediglich auf Konzeptniveau gefordert wird, scheint ein analytischer Ansatz jedoch durchaus geeignet. Dabei ermöglicht ein analytisches Auslegungstool eine schnelle und effiziente Durchführung von Parametervariationen bezüglich Material- und Geometriedaten. Die Auslegung der Referenzkonfiguration sowie der FML in dieser Arbeit soll mit Hilfe des analytischen Vorauslegungstools in Abbildung 1-2 erfolgen.



1-2 Schematischer Aufbau des analytischen Vorauslegungstools



## Input

Das analytische Auslegungstool erfordert vor Beginn der automatisierten Rechnung die Eingabe der Input-Daten. Dazu gehören Angaben zur Geometrie (Schnittigkeit, Anzahl der Bolzen etc.), zum Material (Materialkonstanten für den Flügel- und CWB-Anschluss, Lamineigenschaften etc.), zum Versagensverhalten (Laminatfestigkeit, Fließgrenze bei Metall etc.) sowie zu den im Verbindungsbereich vorliegenden Lasten (x- und y-Kräfte).

## Tool

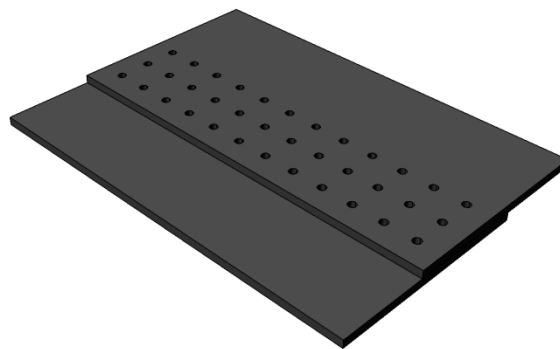
Es erfolgt zunächst die Berechnung der Lastverteilung in den Bolzenreihen in x- und y-Richtung basierend auf dem eindimensionalen Federmodell aus Abschnitt 2.1 (CalculateLoadDistribution). Mit der Lastverteilung in Form von Transfer- (TL) und Bypass-Lasten (BP) werden nun die Kräfte auf die Bolzen der höchstbelasteten Bolzenreihe ermittelt (CalculateBoltLoads). In Abschnitt 2.3 ist die Aufteilung der Bolzenkräfte auf die Einzellagen unterschiedlicher Orientierungen beschrieben (CalculatePlyLoads). Es werden Kräfte in x- und y-Richtung betrachtet und zwischen Transfer- und Bypass-Kräften differenziert. Mit der vollständigen Beschreibung der Lastverhältnisse in der höchstbelasteten Bolzenreihe kann nun die Versagensanalyse erfolgen werden. Dazu werden die Schritte, die im gestrichelt umrandeten Kasten in Abbildung 1-2 zu sehen sind, für jede Verbindungsstelle entlang der höchstbelasteten Bolzenreihe durchgeführt. Das Vorgehen des Auslegungstools zur Versagensanalyse soll anhand der 0°-Orientierung (Stress- & Failure-Analysis for 0°-ply) erläutert werden: Die Anwendung eines Versagenskriteriums erfordert die Kenntniss des Spannungszustandes um die Bohrung. Die auf der analytischen Methode nach Zhang [ZU84] basierende Spannungsverteilung um die Bohrung (Abschnitt 3) ergibt sich aus der Superposition der x- und y-Anteile des Transfer- und Bypass-Loads (Abschnitt 4). Um Effekte durch lokale Spannungsspitzen zu berücksichtigen erfolgt die Versagensanalyse nach Yamada-Sun [YS78] entlang einer charakteristischen Kurve  $R_c$  um den Bohrungsrand (Abschnitt 5). Während das Vorgehen für die 45°- sowie 90°-Lagen identisch ist, erfolgt die Versagensanalyse für Metalllagen entlang der charakteristischen Kurve unter Anwendung der Gestaltenergieänderungshypothese nach von Mises. Neben der Versagensanalyse des Laminats, werden die Bolzen an jeder Verbindungsstelle auf Scherversagen geprüft.

## Output

Als Output generiert das Tool Diagramme, die den Grad der Schädigung der Einzellagen unterschiedlicher Orientierung am Bohrungsrand beschreiben, sowie den Schadensindex für die Bolzen an den jeweiligen Verbindungsstellen. Für weitergehende Betrachtungen ist zudem die Ausgabe der Spannungsverläufe in den Einzelschichten der jeweiligen Verbindungsstellen verfügbar.

## 2. Lastverteilung in mehrreihigen Bolzenverbindungen

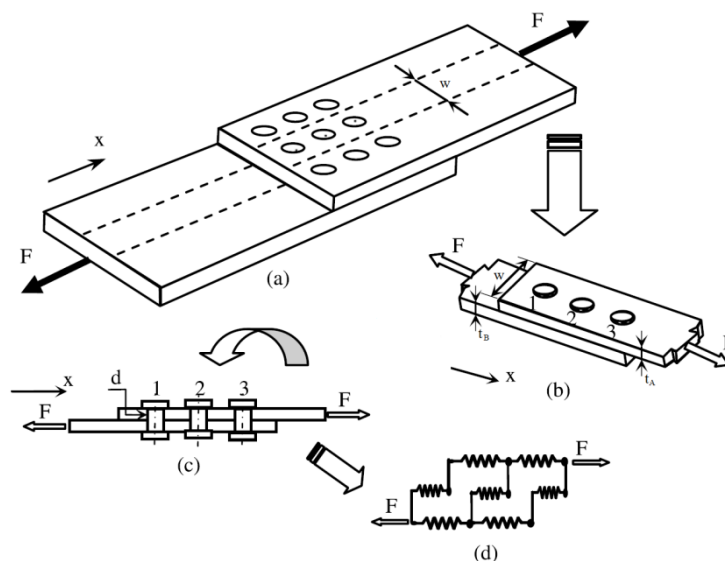
Die Gestaltung hochbelasteter Niet- oder Bolzenverbindungen erfolgt für reale Strukturverbindungen in der Regel mehrreihig. Maßgebliche Vorteile mehrreihiger Verbindungen liegen in ihren höheren Verbindungsfestigkeiten, geringeren Bolzenbelastungen und –rotationen, besseren Kontur- und Dichtigkeitseigenschaften sowie ausgeprägten Sicherheiten und Robustheiten [Fin10]. Im Gegensatz zu einer Verbindung bestehend aus einem einzigen Bolzen, liegt für eine mehrreihige Verbindung aufgrund des Auftretens mehrerer Kraftflüsse eine erhöhte Komplexität vor. Der Transfer-Load (TL) beschreibt dabei die Kraft, die durch den Bolzen übertragen wird, während die Anteile, die am Bolzen vorbeifließen, als Bypass-Load (BP) bezeichnet werden [Mic13]. Bei der Auslegung von mehrreihigen Bolzenverbindungen ist somit die Berücksichtigung beider Kraftkomponenten sowie ihrer Auswirkung auf das lokale Spannungsfeld um die jeweilige Bohrung erforderlich.



2-1 Beispiel einer mehrreihigen, einschnittigen Verbindung

### 2.1. Analytische Bestimmung der Lastverteilung in mehrreihigen Verbindungen

Die experimentelle Bestimmung der Lastverteilung in einer mehrreihigen Bolzenverbindung ist sehr aufwändig und nur für die im Versuch betrachtete Kombination aus Material- und Geometrieparameter gültig. Es liegen zahlreiche empirische Berechnungsmodelle vor, die allesamt auf der von Tate und Rosenfeld [TR46] sowie von Vogt [Vog47] eingeführten Methode basieren. Nach dieser Methode wird die Verbindung durch ein eindimensionales Federmodell beschrieben, in dem jedem Befestigungselement und jedem Segment der Fügeteile eine Nachgiebigkeit zugeordnet wird. Aus der Kompatibilitätsbedingung zwischen benachbarten Bolzen ergibt sich ein Differenzialgleichungssystem, das die Kräfte am Bolzen mit den jeweiligen Verschiebungen und Nachgiebigkeiten in Zusammenhang setzt und somit die Bestimmung der Lastverteilung ermöglicht. In Abbildung 2-2 ist die Methode zur Bestimmung der Lastverteilung in mehrreihigen Bolzenverbindungen schematisch dargestellt.



2-2 Schematische Darstellung des Vorgehens zur Bestimmung der Lastverteilung: (a) vollständiger Verbindungsbereich, (b) Ausschnitt des vollständigen Verbindungsbereiches, (c) vereinfachte Betrachtung, (d) eindimensionales Ersatzmodell des betrachteten Ausschnitts [And11]

Die Nachgiebigkeit eines Abschnitts  $i$  zwischen zwei Bolzen ergibt sich für die Füge­teile A und B jeweils zu:

$$C_{A/B,i} = \frac{p_i}{E_{A/B,i} \cdot w_{A/B,i} \cdot t_{A/B,i}}$$

Mit  $p_i$  als Abstand zwischen zwei benachbarten Bolzen,  $E_{A/B,i}$  als Steifigkeit des Abschnitts in Lastrichtung sowie  $t_{A/B,i}$  als Dicke des betrachteten Abschnitts. Mit Hilfe der Nachgiebigkeit lässt sich die Verlängerung des betrachteten Abschnitts  $u_{A/B,i}$  für jedes Füge­teil in Abhängigkeit der anliegenden Kraft  $F_{A/B,i}$  berechnen:

$$u_{A/B,i} = C_{A/B,i} \cdot F_{A/B,i}$$

Die durch den Bolzen übertragene Kraft  $F_{LT,i}$  führt zu einer Verformung des Bolzens  $u_{F,i}$ :

$$u_{F,i} = C_{F,i} \cdot F_{LT,i}$$

Für die Nachgiebigkeit des Bolzens  $C_{F,i}$  gibt Huth [Hut84] eine empirisch bestimmte Formel an, die zusätzlich zur Schnittigkeit und den Geometrie- sowie Materialdaten auch den Einfluss der Klemmung, der Kopfform und den Zustand der Füge­teiler­oberfläche über die Parameter  $\eta$  und  $\mu$  berücksichtigt.

$$C_{F,i} = \frac{\eta}{m} \cdot \left( \frac{t_{A,i} + t_{B,i}}{2 \cdot d_i} \right)^\mu \left( \frac{1}{t_{A,i} \cdot E_{A,i}} + \frac{1}{m \cdot t_{B,i} \cdot E_{B,i}} + \frac{1}{2 \cdot t_{A,i} \cdot E_{F,i}} + \frac{1}{2 \cdot m \cdot t_{B,i} \cdot E_{F,i}} \right)$$

Für einschnittige Verbindungen gilt  $m = 1$  (bei zweischnittigen Verbindungen ist  $m = 2$ ). Die Parameter  $\eta$  und  $\mu$  werden empirisch bestimmt. Für Schraubniete in CFK gilt  $\eta = 4.2$  und  $\mu = \frac{2}{3}$  (Schraubniete in Metall  $\eta = 3$  und  $\mu = \frac{2}{3}$ ; geschlagene Niete in Metall  $\eta = 2.2$  und  $\mu = \frac{2}{5}$ ) [Hut84].

Aus der Kompatibilitätsverbindung für die Verformung an der Stelle  $i$  folgt:

$$u_{F,i} + u_{B,i} = u_{A,i} + u_{F,i+1}$$

Mit den zuvor bestimmten Verformungen der beiden Fügeteile sowie der Bolzen ergibt sich der folgende Zusammenhang:

$$C_{F,i} \cdot F_{LT,i} + C_{B,i} \cdot F_{B,i} = C_{A,i} \cdot F_{A,i} + C_{F,i+1} \cdot F_{LT,i+1}$$

Wobei  $F_{A,i} = F - \sum_{j=1}^i F_{LT,j}$  und  $F_{B,i} = \sum_{j=1}^i F_{LT,j}$ . Durch Umformen lässt sich eine Beziehung für benachbarte Bolzen ableiten. Für die ersten beiden Bolzen einer mehrreihigen Verbindung gilt

$$(C_{F,1} + C_{A,1} + C_{B,1}) \cdot \tau_1 - C_{F,2} \cdot \tau_2 = C_{A,1}$$

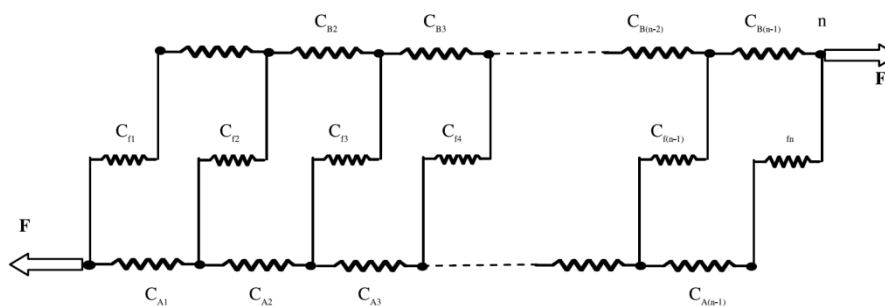
mit  $\tau_1 = \frac{F_{LT,1}}{F}$  und  $\tau_2 = \frac{F_{LT,2}}{F}$ . Gelte weiterhin die Bedingung des Kräftegleichgewichts

$$\sum_{i=1}^n \tau_i = 1 \text{ bzw. } \sum_{i=1}^n F_{LT,i} = F$$

können die Beziehungen zwischen benachbarten Bolzen zu einem Gleichungssystem zusammengefasst werden [And11]:

$$[\mathbf{A}]\{\boldsymbol{\tau}\} = \{\mathbf{C}_A\},$$

Das Verhalten der Verbindung wird durch die Nachgiebigkeitsmatrix  $[\mathbf{A}]$  beschrieben. Für eine  $n$ -reihige Bolzenverbindung ist das zugrundeliegende, eindimensionale Federmodell in Abbildung 2-3 dargestellt.



2-3 Eindimensionales Federmodell eine n-reihigen Verbindung [And11]

$$[A] = \begin{bmatrix} C_{F,1} + C_{A,1} + C_{B,1} & -C_{F,2} & 0 & \dots & 0 & 0 \\ C_{A,2} + C_{B,2} & C_{F,2} + C_{A,2} + C_{B,2} & -C_{F,3} & 0 & \vdots & 0 \\ C_{A,3} + C_{B,3} & C_{A,3} + C_{B,3} & C_{F,3} + C_{A,3} + C_{B,3} & -C_{F,4} & 0 & \vdots \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \ddots & 0 \\ C_{A,n-1} + C_{B,n-1} & C_{A,n-1} + C_{B,n-1} & \dots & C_{A,n-1} + C_{B,n-1} & C_{F,n-1} + C_{A,n-1} + C_{B,n-1} & -C_{F,n} \\ 1 & 1 & 1 & \dots & 1 & 1 \end{bmatrix}$$

mit  $\{\boldsymbol{\tau}\} = \begin{Bmatrix} \tau_1 \\ \tau_2 \\ \vdots \\ \tau_n \end{Bmatrix}$  und  $\{\mathbf{C}_A\} = \begin{Bmatrix} C_{A,1} \\ C_{A,2} \\ \vdots \\ C_{A,n} \end{Bmatrix}$ . Die Verteilung des Transfer-Loads ergibt sich schließlich zu:

$$\{\boldsymbol{\tau}^{TL}\} = [A]^{-1}\{\mathbf{C}_A\}$$

Durch die Betrachtung des Kraftflusses an den Fügeteilen lassen sich die Bypass-Loads leicht bestimmen. Dabei ergeben sich die Bypass-Lastanteile einer n-reihigen Verbindung aus der Differenz zwischen der Gesamtlast und der bis zum betrachteten Bolzen bereits übertragenen Transfer-Load-Anteile.

$$\tau_{A,i}^{BP} = 1 - \sum_{j=1}^i \tau_j^{TL}$$

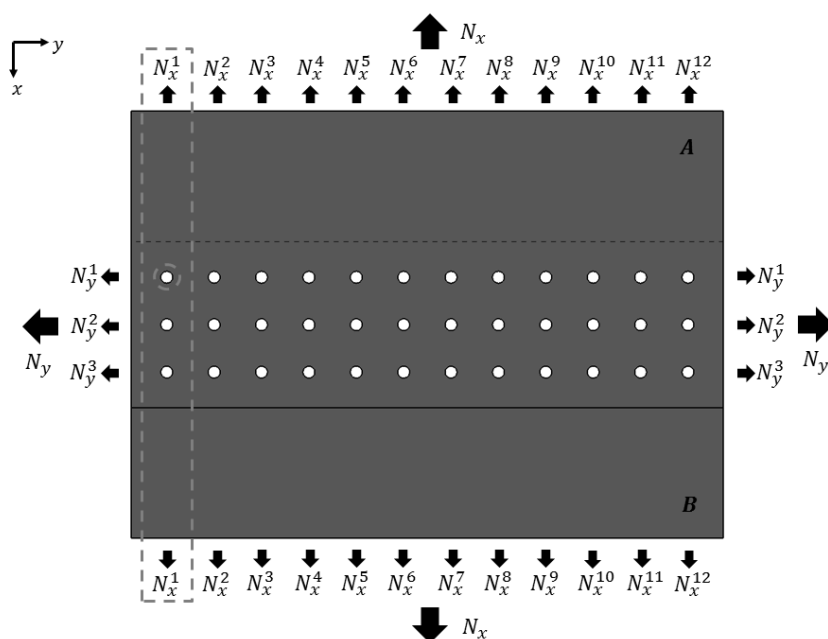
$$\tau_{B,i}^{BP} = 1 - \sum_{j=n}^i \tau_j^{TL}$$

Bezüglich der vorgestellten Methode zur analytischen Bestimmung der Lastverteilung in mehrreihigen Bolzenverbindungen ist zu erwähnen, dass es sich wie bei vielen anderen analytischen Methoden lediglich um eine Näherung des realen Verhaltens einer Bolzenverbindung handelt. Experimentelle Untersuchungen von Huth [Hut84] und ein Vergleich unterschiedlicher Modelle durch Söderberg [Söd12] zeigen allerdings eine gute Übereinstimmung der vorliegenden Methode mit numerischen und analytischen Referenzgrößen. Diese Genauigkeit ist in Anbetracht des eindimensionalen Charakters des Modells und der getroffenen Vereinfachungen bemerkenswert. So

werden Reibungseffekte und die Vorspannung in Dickenrichtung lediglich indirekt über die Faktoren  $\eta$  und  $\mu$  nach Huth [Hut94] berücksichtigt. Verformungen in Dickenrichtung, Biegemomente sowie Querkräfte finden keine Berücksichtigung. Darüber hinaus sind nur Aussagen über Verbindungen mit Elementen entlang der Hauptlasttrichtung möglich. Interaktionen von Bolzenreihen mit seitlichem Versatz werden ebenso wenig betrachtet, wie Effekte durch plastische Verformung bei sehr hohen Lasten [And11, Hut84, Söd12].

## 2.2. Ermittlung der höchstbelasteten Bolzenstelle

Das in Abschnitt 2.1 vorgestellte Federmodell zur analytischen Bestimmung der Lastverteilung in einer mehrreihigen Bolzenverbindung basiert auf einem eindimensionalen Ansatz, der nur eine Betrachtung entlang der Hauptlasttrichtung erlaubt. Eine Interaktion von versetzt angeordneten Bolzen oder die Auswirkung einer zur Hauptlasttrichtung senkrecht angeordneten Bolzenreihe können von den aktuell bekannten eindimensionalen Methoden nicht erfasst werden [Söd12]. Im Rahmen der Auslegung eines Flügelwurzelanschlusses ist allerdings eine zweidimensionale Verteilung von Bolzen im Verbindungsbereich zu betrachten (Abbildung 2-4).



2-4 Verbindungsstelle zwischen den Fügeteilen A und B mit 3 bzw. 12 Verbindungspunkten in x- und y-Richtung und den zu übertragenden Kräften  $N_x$  und  $N_y$  entlang der Hauptbelastungsachsen x und y; der höchstbelastete Bolzen sowie die zugehörige Bolzenreihe für die Betrachtungen im Rahmen der Versagensvorhersage sind grau markiert

Für die Ermittlung der höchstbelasteten Bolzenstelle werden einige Annahmen getroffen, die an dieser Stelle erläutert werden sollen. Das Federmodell aus dem vorangegangenen Abschnitt er-

laubt grundsätzlich eine Variation der Materialeigenschaften, der Fügeteilhöhe, der Probenbreite, der Lochdurchmesser sowie der Lochabstände entlang der Belastungsrichtung. Im Rahmen der Auslegung des Flügelwurzelschlusses werden diese Größen jedoch als über den Verbindungsbereich konstant angesehen. Das heißt, dass das Laminat im gesamten Verbindungsbereich in Bezug auf Geometrie und Materialeigenschaften einheitlich ist, dass identische Bolzen verwendet werden und, dass ein einheitliches, quadratisches Lochmuster vorliegt. Des Weiteren erfolgt eine gleichmäßige Aufteilung der Hauptlasten  $N_x$  und  $N_y$  auf die jeweilige Anzahl  $n_x$  bzw.  $n_y$  Bolzenreihen in x- bzw. y-Richtung.

$$N_x^1 = N_x^2 = \dots = N_x^n = \frac{1}{n_y} \cdot N_x$$

$$N_y^1 = N_y^2 = \dots = N_y^n = \frac{1}{n_x} \cdot N_y$$

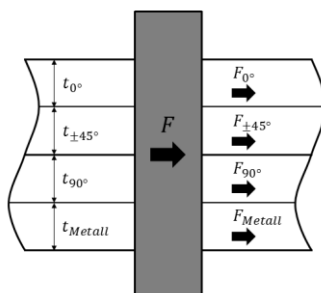
Die Last auf den  $j$ -ten Bolzen der  $i$ -ten Bolzenreihe in x- und y-Richtung  $N_{x/y,j}^i$  wird mit Hilfe des Federmodells aus dem vorangegangenen Abschnitt bestimmt. Auf diese Weise ergeben sich zwei Lastverteilungen  $\tau_x^{TL}$  und  $\tau_y^{TL}$  für die Bolzenreihen in x- bzw. y-Richtung. Durch Überlagerung der Lastanteile lässt sich die höchstbelastete Bolzenstelle ermitteln. Dabei ist zu erwarten, dass sich der höchstbelastete Bolzen im Randbereich befindet, da außenliegende Bolzen in mehrreihigen Verbindungen am stärksten belastet werden [FKH06]. Für die Last am höchstbelasteten Bolzen in x- und y-Richtung gilt:

$$N_{x,j}^i = \frac{1}{n_y} \cdot \tau_{x,max}^{TL} \cdot N_x$$
$$N_{y,j}^i = \frac{1}{n_x} \cdot \tau_{y,max}^{TL} \cdot N_y$$

Aufgrund der Komplexität des Versagensverhaltens mehrreihiger Verbindungen durch das Zusammenwirken von Transfer- und Bypass-Loads, erfolgt die Bestimmung der Spannungsverteilung sowie die anschließende Anwendung des Versagenskriteriums nicht ausschließlich am Bolzen mit dem größten Transfer-Load. Für eine umfassende Betrachtung wird die gesamte Bolzenreihe des höchstbelasteten Bolzens in Hauptlastrichtung (x-Richtung) für die Vorhersage des Versagensverhaltens herangezogen. In Abbildung 2-4 sind der höchstbelastete Bolzen ( $i=0, j=0$ ) sowie die zugehörige Bolzenreihe ( $i=0, j=0-2$ ) in Hauptlastrichtung zur Veranschaulichung grau hervorgehoben.

### 2.3. Bestimmung der Lastverteilung in den Laminatlagen

Nachdem nun die Lasten am höchstbelasteten Bolzen vorliegen und bevor im folgenden Abschnitt die lokale Spannungsverteilung am Bohrungsrand ermittelt werden soll, erfolgt an dieser Stelle die Bestimmung der Lastanteile für die einzelnen Lagen des Laminats (Abbildung 2-5).



2-5 Vereinfachte Betrachtung der Kraftübertragung zwischen Bolzen und Laminat

Die Verteilung der Gesamtlast auf die einzelnen Lagen erfolgt proportional zum jeweiligen Anteil der Steifigkeit an der Gesamtsteifigkeit des Laminats in Belastungsrichtung sowie der Dicke der Orientierung an der Gesamtlaminatdicke. Dieser Zusammenhang resultiert aus der Annahme der Dehnungsgleichheit zwischen den Lagen eines Laminats

$$\varepsilon_{0^\circ} = \varepsilon_{\pm 45^\circ} = \varepsilon_{90^\circ} = \varepsilon_{Metall},$$

wobei  $\varepsilon_k = \frac{\sigma_k}{E_k} = \frac{F_k}{A_k E_k} = \frac{F_k}{t_k b_k E_k}$  gilt und die Breite  $b_k$  für jede Lage  $k$  identisch ist, in Kombination mit dem Kräftegleichgewicht in Belastungsrichtung

$$F = F_{0^\circ} + F_{\pm 45^\circ} + F_{90^\circ} + F_{Metall}.$$

Durch Einsetzen der Terme für die Dehnungen  $\varepsilon_k$  der jeweiligen Orientierungen in das Kräftegleichgewicht und Auflösen nach der gewünschten Kraftkomponente erhält man den Kraftfluss durch die unterschiedlichen Orientierungen im Laminat. Die allgemeine Formulierung zur Bestimmung der Kraftkomponente in x- und y-Richtung einer Orientierung lautet:

$$F_{x,k} = \frac{E_{x,k} \cdot t_k}{\sum_i E_{x,i} \cdot t_i} \cdot F_X$$

$$F_{y,k} = \frac{E_{y,k} \cdot t_k}{\sum_i E_{y,i} \cdot t_i} \cdot F_Y$$



Dabei beschreibt  $k$  die betrachtete Orientierung und die Summe über  $i$  alle im Laminat vorliegenden Orientierungen. Die Bestimmung der auf eine Einzellege einer Orientierung wirkenden Kraft erfolgt über das Verhältnis zwischen der Dicke der Einzelschicht  $t_{k,ES}$  und der Gesamtdicke aller Lagen einer Orientierung  $t_k$ .

$$F_{x,k}^{ES} = F_{x,k} \cdot \frac{t_{k,ES}}{t_k}$$

$$F_{y,k}^{ES} = F_{y,k} \cdot \frac{t_{k,ES}}{t_k}$$

Es ist anzumerken, dass die steifigkeitsproportionale Lastverteilung eine grobe Vereinfachung der realen Gegebenheiten bei der Krafteinleitung darstellt. Neben der Homogenisierung der Einzellegen und Vernachlässigung von Effekten in Dickenrichtung, wird auch die Interaktion zwischen Einzellegen nicht berücksichtigt.

### 3. Spannungsverteilung um eine belastete Bohrung

Die Vorhersage der Elastizitätsgrenze und der Festigkeit einer Faserverbund-Bolzenverbindung erfordert die akkurate Beschreibung der Spannungsverteilung in den Lagen des Laminats. Es gibt zwei Ansätze zur Beschreibung der Spannungsverteilung: semi-analytische Methoden basierend auf der Elastizitätstheorie für anisotrope, ebene Körper oder numerische Methoden nach der Theorie der finiten Elemente.

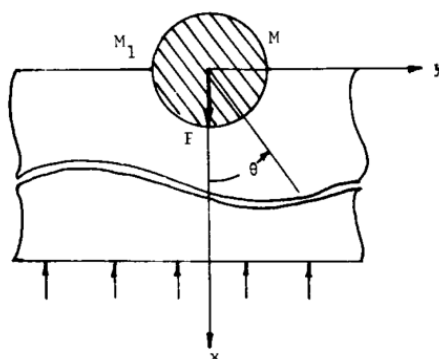
#### 3.1. Analytische Spannungsverteilung nach Zhang

Die Beschreibung der Spannungsverteilung um den Bohrungsrand erfolgt analytisch nach der Methode von Zhang [ZU84]. In der Literatur hat die Anwendung dieses Ansatzes eine sehr gute Übereinstimmung mit numerischen und experimentellen Vergleichsdaten gezeigt [ZU84, Die06, Ems17]. Zhang nutzt komplexe Spannungsfunktionen nach Lekhnitskii [Lek87] zur Beschreibung der Spannungsgrößen in einer halbunendlichen, ebenen und dünnen Platte, die an einem Ende ein Halbloch besitzt. An diesem Halbloch erfolgt die Krafteinleitung über einen starren Bolzen mit einem dem Halbkreis entsprechenden Radius (Abbildung 3-1). Mit Hilfe der analytisch bestimmten Verschiebungen zwischen den Punkten M und M<sub>1</sub> in Abbildung 3-1 gibt Zhang allgemeine Lösungen für die Radial- und Tangentialspannungen am Lochrand für eine Platte mit normierter Dicke an. Die Randbedingungen für die Verschiebungen  $u$  und  $v$  in x- bzw. y-Richtung lauten:

$$u = \frac{u_0}{c}, v = 0 \quad \text{für } \theta = \pm \frac{\pi}{2}$$

$$u = u_0, v = 0 \quad \text{für } \theta = 0$$

$$(u_0 - u)\cos\theta = v \sin\theta \quad \text{für } -\frac{\pi}{2} \leq \theta \leq \frac{\pi}{2}$$



3-1 Schematische Darstellung der Lastfälle [ZU84]

Für ein orthotropes Material ergeben sich die Größen  $c$  und  $u_0$  unter Einbeziehung von Reibungseffekten (Reibwert  $\mu$ ) zu:

$$c = \frac{B_1 - A_1}{A_1}$$

$$u_0 = \frac{gP}{\pi} \cdot \frac{B_1 - A_1}{2A_1(\nu_1 - k - nk) - B_1(\nu_1 - k + nk)}$$

$$A_1 = (19n + 11nk + 10k - 10\nu_1) - \mu(11n - 6nk + 15k - 15\nu_1)$$

$$B_1 = 10n(1 - k) + 10\mu(3k - 3\nu_1 + 2nk + n)$$

Für eine ausführliche Herleitung sei auf die Arbeit von Zhang [ZU84] verwiesen. Die Radial- und Schubspannung entlang des Bohrungsrandes lauten

$$\sigma_r = \frac{c+1}{cgr} \cdot u_0 \cdot n \cdot (1 - k) \cdot \cos(5\theta) + \frac{u_0}{cgr} \cdot \left[ (c + 1) \cdot (3\nu_1 - 3k - kn) + \frac{c-1}{2} n(1 - k) \right] \cdot \cos(3\theta) - \left[ \frac{P}{\pi r} + \frac{c-1}{2cgr} u_0(2k - 2\nu_1 + nk + n) + \frac{c+1}{cgr} u_0(k - \nu_1 + n) \right] \cdot \cos(\theta)$$

$$\tau_{r\theta} = -\frac{c+1}{cgr} u_0 n (1 - k) \cdot \sin(5\theta) - \frac{u_0}{cgr} \left[ (c + 1)(k - \nu_1 + nk + 2n) + \frac{c-1}{2} n(1 - k) \right] \cdot \sin(3\theta) + \left[ \frac{P}{\pi r} - \frac{c-1}{2cgr} u_0(2k - 2\nu_1 + nk + n) - \frac{c+1}{cgr} (k - \nu_1 + n) \right] \cdot \sin(\theta)$$

mit

$$k = \sqrt{\frac{E_1}{E_2}}$$

$$n = \sqrt{2(k - \nu_1) + \frac{E_1}{G}}$$

Die Spannung in tangentialer Richtung setzt sich für orthotrope Materialien aus fünf Einzeltermen zusammen:

$$\sigma_\theta = \sigma_{\theta 1} + \sigma_{\theta 2} + \sigma_{\theta 3} + \sigma_{\theta 4} + \sigma_{\theta 5}$$

$$\sigma_{\theta 1} = \frac{E_\theta P}{E_1 \pi r} [-\nu_1 \cos^4 \theta - (k^2 - 1 + 2\nu_1) \cos^2 \theta \sin^2 \theta + (2 + 2k - \nu_1 - n^2) \sin^4 \theta] \cos \theta$$

$$\sigma_{\theta 2} = \frac{E_\theta P}{E_1 \pi r} \left\{ \left[ \frac{n}{2} \cos 2\theta - (\sin^2 \theta - k \cos^2 \theta) \right] \left[ (1 + 2k)(k - \nu_1 + n) \cos^2 \theta - (k\nu_1 + n^2 k - k^2 + n\nu_1) \sin^2 \theta \right] \sin \theta \sin 2\theta + \left[ \cos 2\theta (\sin^2 \theta - k \cos^2 \theta) + \frac{n}{2} \sin^2 2\theta \right] \cdot \left[ (-n^2 + k - \nu_1 + n\nu_1) \cos^2 \theta + (2 + k)(nk + k - \nu_1) \sin^2 \theta \right] \cos \theta \right\}$$

$$\sigma_{\theta 3} = \frac{E_{\theta} 2(c+1)u_0}{E_1 cgr} \left\{ \left[ \frac{n}{2} \cos 2\theta - (\sin^2 \theta - k \cos^2 \theta) \right] [n(1+2k) \cos^2 \theta + n\nu_1 \sin^2 \theta] \sin \theta \sin 2\theta + \left[ \cos 2\theta (\sin^2 \theta - k \cos^2 \theta) + \frac{n}{2} \sin^2 2\theta \right] [(-n^2 + k - \nu_1) \cos^2 \theta + (k - \nu_1)(2+k) \sin^2 \theta] \cos \theta \right\}$$

$$\sigma_{\theta 4} = \frac{E_{\theta} 2(c+1)u_0}{E_1 cgr} \left\{ \left[ \frac{n}{2} \cos 4\theta - 2 \cos 2\theta (\sin^2 \theta - k \cos^2 \theta) \right] [(1+2k)(k - \nu_1 + n) \cos^2 \theta - (k\nu_1 + n^2 k - k^2 - \nu_1 n) \sin^2 \theta] \sin \theta \sin 2\theta + \left[ \cos 4\theta (\sin^2 \theta - k \cos^2 \theta) + \frac{n}{2} \sin 2\theta \sin 4\theta \right] [(-n^2 + k - \nu_1 + n\nu_1) \cos^2 \theta + (2+k)(nk + k - \nu_1) \sin^2 \theta] \cos \theta \right\}$$

$$\sigma_{\theta 5} = \frac{c-1}{2cr} E_{\theta} u_0 \sin^2 \theta$$

mit  $E_{\theta}$  als Steifigkeit in tangentialer Richtung um das Loch:

$$E_{\theta} = \frac{1}{\sin^4 \frac{\theta}{E_1} + \left( \frac{1}{G} - \frac{2\nu_1}{E_1} \right) \sin^2 \theta \cos^2 \theta + \cos^4 \frac{\theta}{E_2}}$$

Die analytische Beschreibung der Spannungsverläufe nach Zhang erfolgt unter folgenden Annahmen:

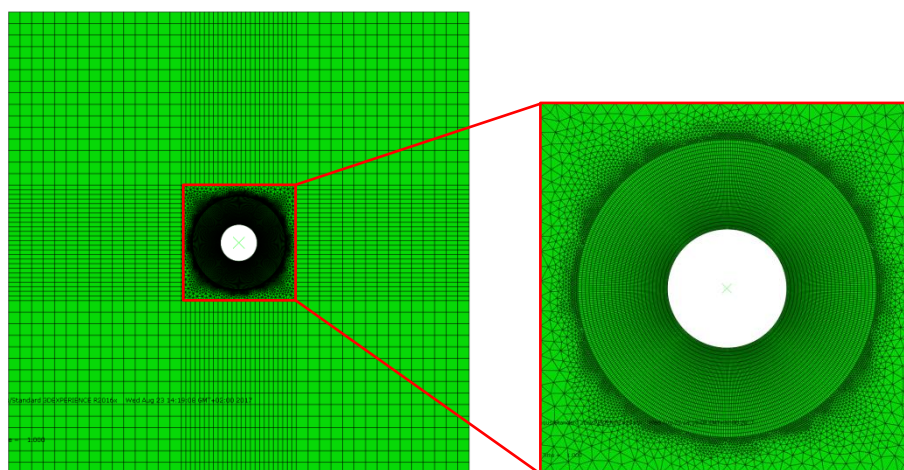
- Halbbunendliche, orthotrope Scheibe
- Lasteinbringung über einen starren Bolzen am halbkreis der Bohrung ( $r_{pin} = r_{Loch}$ )
- Reibkoeffizient  $\mu = 0,15$
- Lochverformung wird betrachtet

Weiterhin ist zu beachten, dass die Gleichungen nach Zhang Effekte wie sekundäre Biegung des Laminats, Biegung oder Schiefstellung des Bolzens oder Effekte durch unterschiedliche Passungen nicht betrachten.

Diem führt in [Die06] einen Abgleich von analytisch bestimmten Kurvenverläufen nach Zhang und FE-Simulationsergebnissen in 2D und 3D durch. Die Ergebnisse zeigen eine für weite Bereiche gute bis sehr gute Übereinstimmung mit den numerisch ermittelten Radial- und Tangentialspannungen am Bohrungsrand. Ems betrachtet in [Ems17] die Spannungsverteilung in vorgespannten Bolzenverbindungen mit einem um die Vorspannung modifizierten Term nach Zhang. Ein Vergleich zwischen der analytischen Spannungsverteilung sowie 2D und 3D FE-Rechnungen zeigt, dass die analytischen Formeln in sehr guter Näherung für die Bestimmung der Spannungsverteilung um den Bohrungsrand und für einen Pfad vom Bohrungsrad aus in das Vollmaterial genutzt werden können. Die Ergebnisse von Ems und Diem legen somit nahe, dass die Formeln nach Zhang zur Beschreibung der Spannungszustände um eine belastete Bohrung (Pin-Bearing) durchaus geeignet sind. Dennoch ist eine Validierung der Formeln nach Zhang durch eine geeignete numerische Betrachtung zwingend erforderlich.

### 3.2. Numerische Überprüfung der Methode nach Zhang

Die numerische Verifikation der Methode nach Zhang erfolgt anhand eines zweidimensionalen FE-Modells. Dazu wird eine Platte als zweidimensionales Schalenmodell mit den Maßen 200 mm x 200 mm und den Eigenschaften des Laminats IMAM21E aus Tabelle 7-2 generiert. In der Plattenmitte befindet sich eine Bohrung ( $d = 8 \text{ mm}$ ,  $16 \text{ mm}$  und  $32 \text{ mm}$ ). Die Krafteinleitung erfolgt über einen kreisförmigen starren Körper (discrete rigid) mit dem gleichen Durchmesser wie die Bohrung in der Platte. Die Kontaktdefinition erfolgt über einen surface-to-surface Kontakt, wobei die Oberfläche des starren Körpers die maßgebende Oberfläche (master surface) ist. Der Kontakt in Normalenrichtung ist als harter Kontakt definiert. In tangentialer Richtung liegt ein reibungsbehafteter Kontakt mit einem Reibwert von 0,15 vor. Die Vernetzung erfolgt für den starren Körper mit einer Elementgröße von 0,25 mm und dem Elementtyp R2D2 (kompatibel zu CPS-Elementen). Für die Platte wird ein im Bohrungsbereich verfeinertes Mesh (0,25 mm) und in den Außenbereichen ein grobes Mesh von 2 mm bis 5 mm eingesetzt (Abbildung 3-2). Als Elementtyp wird CPS4 (ebener Spannungszustand) verwendet.

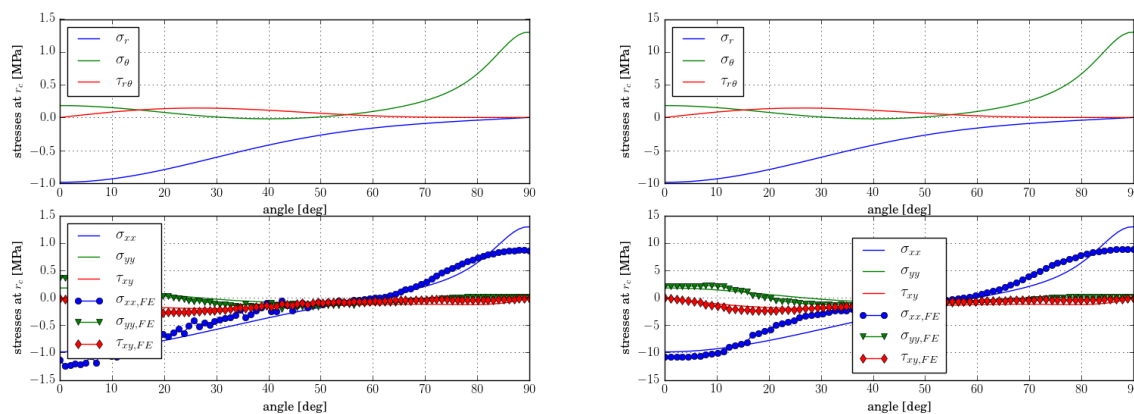


3-2 Vernetzung der Platte (200 mm x 200 mm,  $d = 16 \text{ mm}$ )

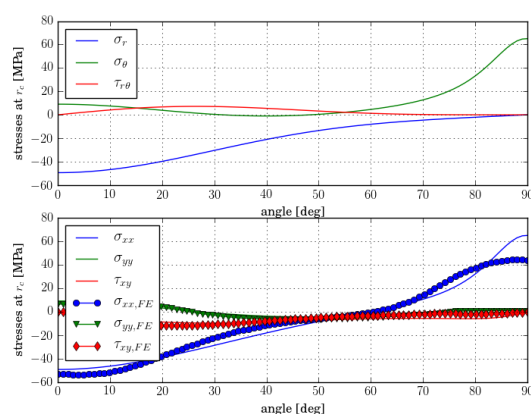
Die Krafteinleitung (10 N, 100 N und 500 N) erfolgt über einen Referenzpunkt im Mittelpunkt des starren Körpers. Die Platte ist entlang der unteren Kante fest eingespannt (ENCASTRE-Randbedingung). Es werden keine Maßnahmen zur Stabilisierung (Dämpfung o.ä.) ergriffen. Zur Sicherstellung der Konvergenz werden jedoch die Solverparameter angepasst ( $l_0, l_r, l_p, l_c, l_L, l_A = 50, 50, 100, 100, 25, 20$ ).

In Abbildung 3-3 und 3-4 sind die für den Lochrand numerisch ermittelten Spannungsverläufe den analytisch bestimmten Spannungsverläufen aus dem vorangegangenen Abschnitt gegenübergestellt. Im oberen Teil der Diagramme sind die Spannungsverläufe am Lochrand in Radial- und Tangentialkoordinaten ( $\sigma_r, \sigma_\theta, \tau_{r\theta}$ ) dargestellt. Für den Vergleich mit numerisch bestimmten

Spannungsverläufen werden die lokalen Spannungen in die globalen Größen ( $\sigma_{xx}, \sigma_{yy}, \tau_{xy}$ ) transformiert. Betrachtet wird hier der Bereich von  $\theta = 0^\circ - 90^\circ$  nach der Notation von Zhang [ZU84] (vgl. Abbildung 3-1).



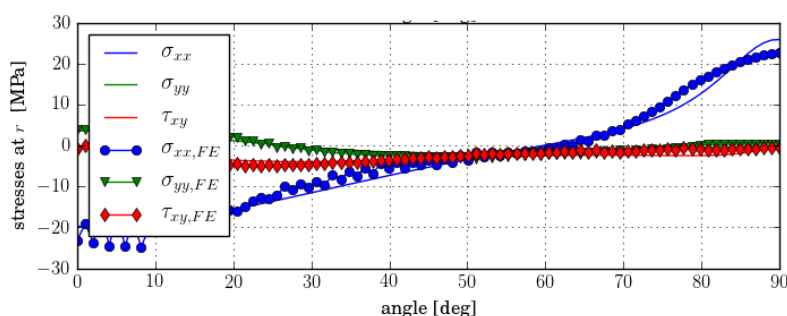
3-3 Spannungen am Lochrand für Platte mit  $d = 8 \text{ mm}$  und  $P = 10 \text{ N}$  (links) bzw.  $100 \text{ N}$  (rechts)



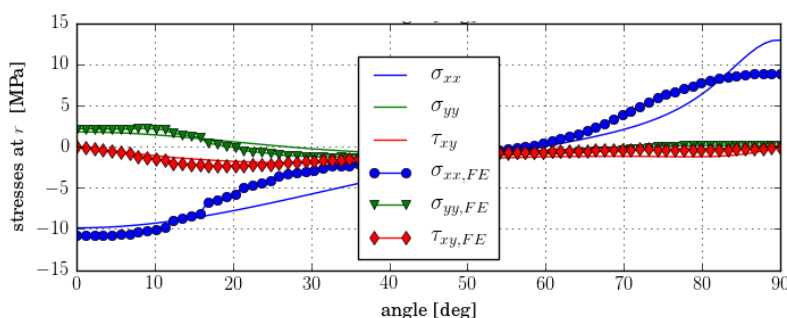
3-4 Spannungen am Lochrand für Platte mit  $d = 16 \text{ mm}$  und  $P = 500 \text{ N}$

Bis auf den Bereich um  $\theta = 90^\circ$  ist eine sehr gute Übereinstimmung zwischen numerischen und analytischen Daten zu beobachten. Die Ursache für die Überschätzung ( $\approx 30 \%$ ) der Longitudinalspannung  $\sigma_{xx}$  für Winkel nahe  $90^\circ$  durch die analytische Beschreibung liegt in zu großen Werten für die Tangentialspannung  $\sigma_\theta$  in diesem Bereich. Diem [Die06] konnte ebenfalls erhöhte Werte für die Tangentialspannung bei  $90^\circ$  nach der Methode nach Zhang feststellen, so dass die Berechnung der Spannung nach Zhang in diesem Bereich für orthotrope Materialien Ungenauigkeiten aufzuweisen scheint. Die gute Übereinstimmung bei  $90^\circ$  in [Ems17] ist daher wahrscheinlich durch das von Ems angenommene quasi-isotrope Materialverhalten begründet. Eine Variation der Kraft, wie in Abbildung 3-3 und 3-4 dargestellt, hat augenscheinlich keinen signifikanten Einfluss auf die Genauigkeit der Spannungsbestimmung.

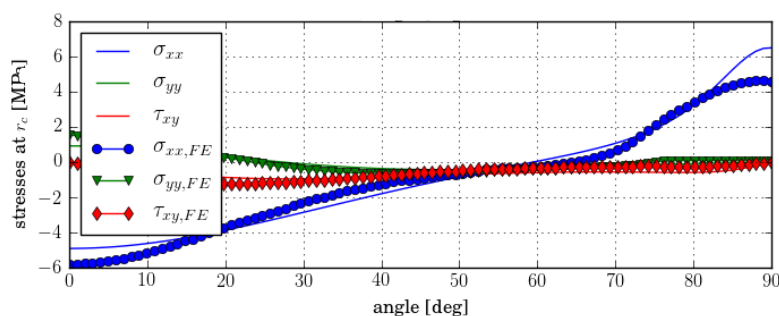
In Abbildung 3-5 bis 3-7 wird die Variation des Durchmessers betrachtet. Auch hier ist in weiten Bereichen eine gute Übereinstimmung zwischen analytischen und numerischen Werten zu beobachten. Für kleinere Durchmesser ergibt sich in Abbildung 3-5 eine geringere Differenz der Longitudinalspannungen bei 90° ( $\approx 10\%$ ). Bei größeren Durchmessern liegt die Ungenauigkeit ähnlich wie schon in Abbildung 3-3 und 3-4 bei etwa 30%. Weiterhin ist zu sehen, dass bei  $d = 32\text{ mm}$  die Druckspannungen bei 0° durch die analytische Berechnung etwas unterschätzt werden.



3-5 Spannungen am Lochrand für eine Platte mit  $d = 8\text{ mm}$  und  $P = 100\text{ N}$



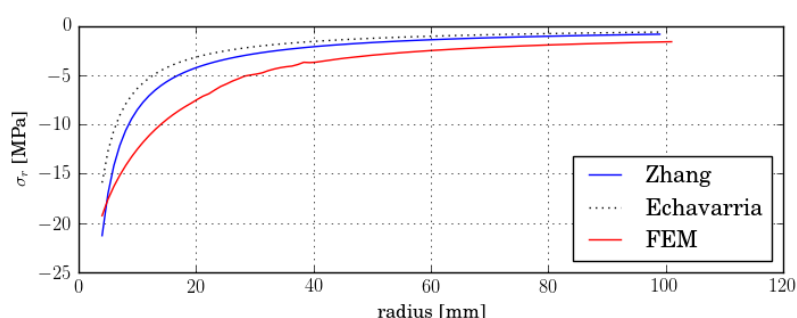
3-6 Spannungen am Lochrand für eine Platte mit  $d = 16\text{ mm}$  und  $P = 100\text{ N}$



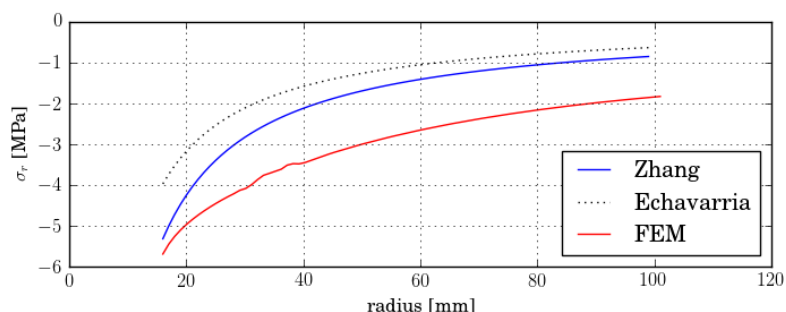
3-7 Spannungen am Lochrand für eine Platte<sup>1</sup> mit  $d = 32\text{ mm}$  und  $P = 100\text{ N}$

<sup>1</sup> Die Platte ist auf 400 mm x 400 mm vergrößert worden, um auszuschließen, dass Randeckeffekte keine Auswirkung auf das Simulationsergebnis haben.

Die Anwendung bestimmter Versagenskriterien, wie das Yamada-Sun Kriterium [YS78], erfordern die Auswertung der Spannungen in einem bestimmten Abstand – dem sogenannten charakteristischer Abstand - vom Lochrand. Um die Genauigkeit bei der Durchführung der Versagensvorhersage mit Hilfe der Spannungsverteilung nach Zhang abschätzen zu können, erfolgt an dieser Stelle die Betrachtung des radialen Verlaufes der Laminatspannungen am Druckpunkt bei  $\theta = 0^\circ$  für analytisch (nach Zhang [ZU84] und nach Echavarria [EHS07]) sowie numerisch bestimmte Werte. In Abbildung 3-8 und 3-9 sind die Radialspannungen entlang eines Pfades bei  $\theta = 0^\circ$  für Platten mit Durchmessern von 8 mm und 32 mm dargestellt.



3-8 Radialspannungen entlang des Pfades ( $r = 4 \text{ mm} \dots 100 \text{ mm}$ ,  $\theta = 0^\circ$ ) für eine Bohrung mit  $d = 8 \text{ mm}$



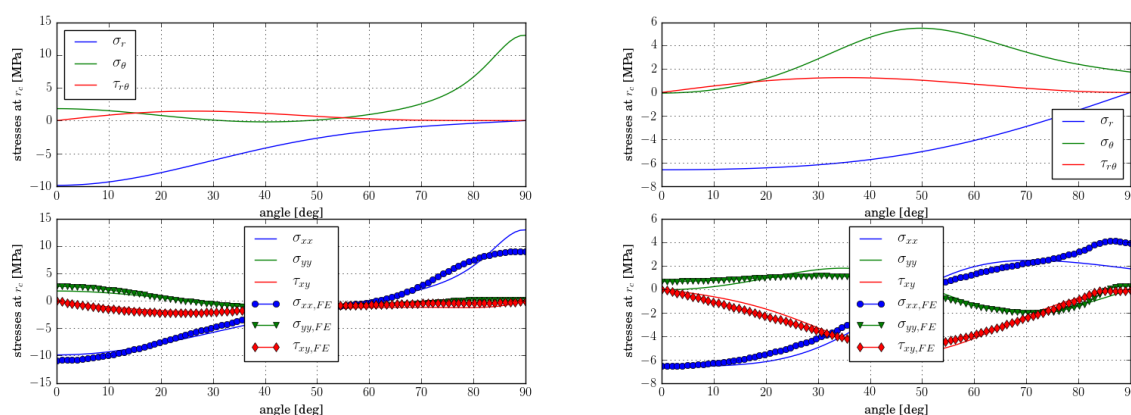
3-9 Radialspannungen entlang des Pfades ( $r = 16 \text{ mm} \dots 100 \text{ mm}$ ,  $\theta = 0^\circ$ ) für eine Bohrung mit  $d = 32 \text{ mm}$

Während der analytisch bestimmte Verlauf nach Echavarria [EHS07] die Spannung am Lochrand sowie den weiteren Spannungsabfall nur unzureichend darstellt, liegt für den Verlauf nach Zhang im Bereich des Lochrandes eine deutlich bessere Übereinstimmung mit der numerisch ermittelten Spannung vor. Mit zunehmender Entfernung vom Lochrand klingt die Spannung nach der Methode von Zhang stärker ab, als es durch die numerische Betrachtung vorhergesagt wird. Auf diese Weise ergeben sich deutliche Unterschiede zwischen analytisch und numerisch bestimmten Spannungsgrößen (etwa 60 % bei  $r = 40 \text{ mm}$  in Abbildung 3-9). Für die Anwendung des Versagenskriteriums ist jedoch nur ein kleiner Bereich um den Bohrungsrand von Interesse. So beträgt die charakteristische Länge unter Zug  $R_{0t} = 0,6 \text{ mm}$  bis  $1,1 \text{ mm}$  [WOB03] und unter Druck  $R_{0c} =$

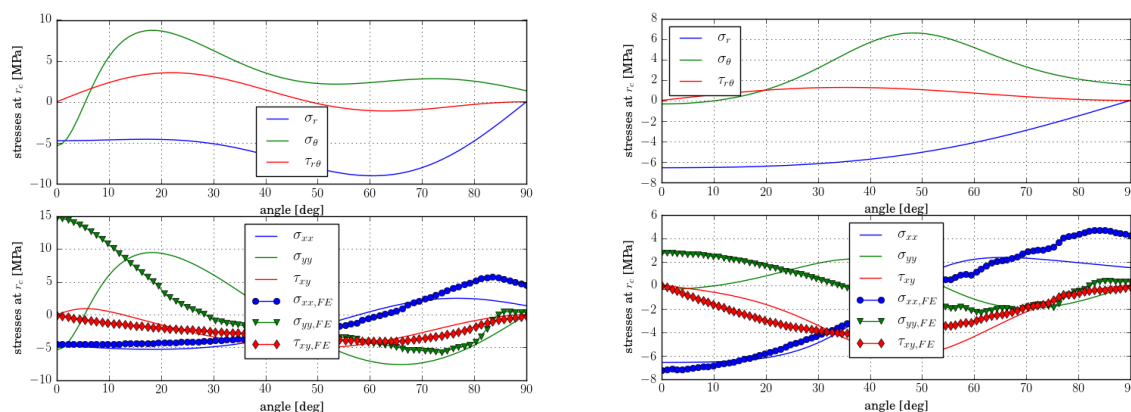


1,3 mm [WAT08] bis 2,05 mm [KAC04]. Für solch geringe Abstände vom Lochrand liegt der Unterschied zwischen analytisch nach Zhang und numerisch ermittelten Werten in derselben Größenordnung der Ungenauigkeiten, die für die Spannungen am Lochrand auftreten.

Die bisherigen Untersuchungen erfolgten stets anhand einer UD-Lage in 0°-Orientierung. Für die Anwendung von spannungsbasierten Versagenskriterien ist die Überprüfung der Spannungsverteilung für relevante Orientierungen sowie relevante Materialien (orthotropes CFK und isotropes Metall) erforderlich. Dazu sind in Abbildung 3-10 und 3-11 die Spannungen am Lochrand für CFK-Einzelschichten in 0°-, 45°- und 90°-Orientierung sowie für eine isotrope Titanlage dargestellt. Im oberen Teil der Diagramme ist die analytische Spannungsverteilung in den lokalen Koordinaten dargestellt, während der Vergleich mit den numerischen Ergebnissen im unteren Teil anhand im globalen Koordinatensystem ausgedrückter Werte erfolgt.



3-10 Spannungen am Lochrand für 0°-Lage (links) und 45°-Lage (rechts) mit  $d = 16$  mm und  $P = 100$  N



3-11 Spannungen am Lochrand für 90°-Lage (links) und Titan-Lage (rechts) mit  $d = 16$  mm und  $P = 100$  N

In Abbildung 3-10 ist eine in weiten Bereichen sehr gute Übereinstimmung zwischen analytischem und numerischem Kurvenverlauf zu sehen. Lediglich für Winkel nahe 90° kommt es zu deutlichen Abweichungen, wobei die analytischen Formen die Spannungen im Vergleich zum

numerischen Modell für eine 0°-Lage über- und für eine 45°-Lage unterschätzen. Beim Vergleich der Spannungsverteilung für eine 90°-Lage in Abbildung 3-11 fällt der qualitative Unterschied der Transversalspannungen  $\sigma_{yy}$  für kleine Winkel um den Druckpunkt ins Auge. Während das analytische Modell in diesem Bereich Druckspannungen vorhersagt, liegen im numerischen Modell Zugspannungen entlang der Fasern vor. Dieser Fehler hat bei einer reinen x-Belastung einer 0°-Lage zunächst keine Auswirkung auf die Versagensvorhersage, da das Kriterium nach Yamada-Sun nur den Abgleich zwischen der Longitudinalspannung  $\sigma_{xx}$  und der Schubspannung  $\tau_{xy}$  mit den jeweiligen Festigkeitswerten der betrachteten Lage erfordert. Erst die Überlagerung der Belastungen aufgrund von Kräften in x- und y-Richtung führt dazu, dass der Fehler der Transversalspannung  $\sigma_{yy}$  aufgrund der Überlagerung auf die Longitudinalspannung  $\sigma_{xx}$  in die Berechnungen mit einfließt. Dieser Fehler ist hauptsächlich in 90°-Lagen unter Längsbelastung bzw. in einer 0°-Lage unter Querbelastung von Bedeutung. Da das Verhältnis von Transversal- zu Longitudinalspannungen in diesen beiden Fällen aufgrund der in x-Richtung dominierenden Belastung sehr klein ist, wird eine relativ kleine Auswirkung dieser Ungenauigkeiten auf die Gesamtspannungsverteilung vermutet. Eine Betrachtung einer bi-axialen Belastung mit x- und y-Kräften einschließlich eines Vergleichs mit numerischen Daten erfolgt in Abschnitt 4.2.

Die Verifikation der analytischen Spannungsverteilung um den Lochrand anhand numerisch ermittelter Werte zeigt, dass die Formulierung nach Zhang in weiten Bereichen eine gute bis sehr gute Übereinstimmung mit der numerischen Spannungsverteilung aufweist. In bestimmten Bereichen und insbesondere bei  $\theta = 90^\circ$  kommt es jedoch zu einer Überschätzung der Zugspannungen durch die analytische Beschreibung um bis zu 30 %. Aufgrund der Charakteristik des Spannungsabbaus (analytische Steigung deutlich größer als die numerische Steigung, s. Abbildung 3-8) wird die Überschätzung, abhängig vom genauen Wert der charakteristischen Länge, abgeschwächt. In der weiteren Betrachtung ist es dennoch möglich, dass eine Überschätzung bei  $\theta = 90^\circ$  die Vorhersage eines Wangenbruchs bevorzugt hervorruft. Bezüglich der Auswirkung der Orientierung sowie des orthotropen bzw. isotropen Verhaltens der betrachteten Materialien liegt für die Längs- und Schubspannungen eine in weiten Bereichen gute Übereinstimmung vor. Die Auswirkung des Fehlers bei der Berechnung der Querspannung ist abhängig von der Wahl des Versagenskriteriums und bei reiner Belastung in x-Richtung vernachlässigbar.

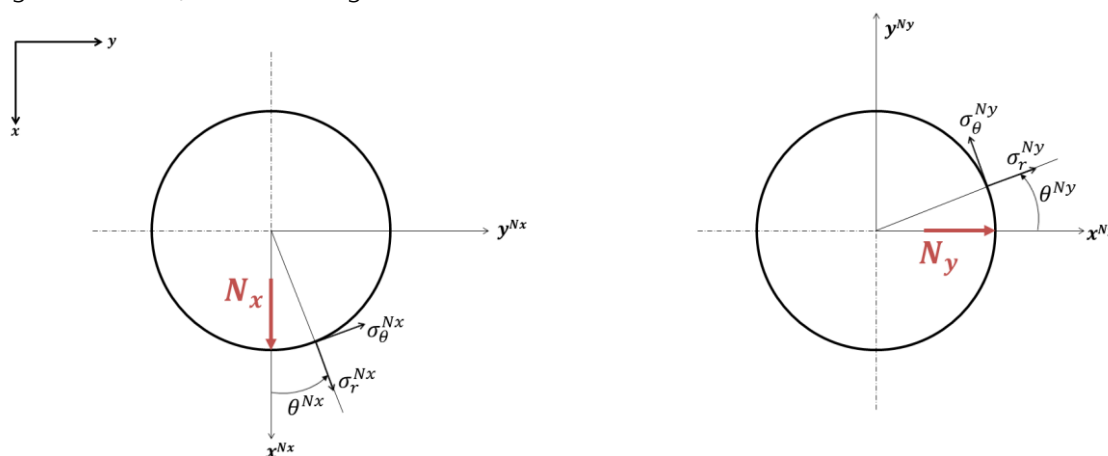
Zusammenfassend ist festzustellen, dass die analytische Bestimmung der Spannungsverteilung nach der Methode von Zhang in weiten Bereichen sehr gute Übereinstimmungen mit den Vergleichswerten des numerischen Modells liefert. Da das numerische Modell selbst auf vielen Annahmen und Vereinfachungen basiert, kann an dieser Stelle keine absolute Übereinstimmung mit realen Spannungsverläufen sichergestellt werden. Für qualitative Betrachtungen im Rahmen eines analytischen Vorauslegungstools für Bolzenverbindungen scheint die Methode nach Zhang jedoch durchaus geeignet zu sein.

## 4. Überlagerung der Spannungsverteilung

### 4.1. Bestimmung der Gesamtspannung um die Bohrung

In Abschnitt 3 erfolgt die Beschreibung der analytischen Methode nach Zhang zur Bestimmung des Spannungszustandes um den Bohrungsrand einer in Hauptachsenrichtung belasteten Bohrung. Diese Gleichungen erlauben für den Fall einer zweiachsigen Belastung keine freie Wahl des Kraftvektors z.B. durch die Angabe eines Kraftbetrags mit dem zugehörigen Kraftangriffspunkt. Da im Rahmen der Auslegung des Flügelwurzelschlusses Laminatkräfte in beiden Hauptachsenrichtungen zu berücksichtigen sind, wird der resultierende Spannungszustand um die Bohrung durch Kräfte in  $x$ - sowie  $y$ -Richtung, wie in Abbildung 4-1 dargestellt, mittels Superposition beider Lastfälle (Bolzenkräfte  $N_x$  und  $N_y$ ) bestimmt. Auf diese Weise erfolgt eine individuelle Betrachtung der Lastfälle ohne Berücksichtigung möglicher physikalischer Wechselwirkungen.

Da die analytische Spannungsverteilung zunächst in den jeweiligen lokalen Koordinatensystemen bestimmt wird, ist für die Superposition der Spannungsfelder eine Transformation der Spannungsgrößen in ein einheitliches Koordinatensystem erforderlich. Als Referenzkoordinatensystem bietet sich das globale Koordinatensystem des Laminats  $(x, y)$  an. Das Koordinatensystem  $(x^{Nx}, y^{Nx})$  für den Lastfall  $N_x$  (Abbildung 4-1 links) hat dieselbe Ausrichtung wie das globale Koordinatensystem des Laminats  $(x, y)$ , so dass die Transformation der Radial- und Tangentialspannungen  $(\sigma_r^{Nx}, \sigma_\theta^{Nx}, \tau_{r\theta}^{Nx})$  in das starre Koordinatensystem einer Lage  $(x^{Nx}, y^{Nx})$  gleichzeitig einer Transformation in das globale Koordinatensystem  $(x, y)$  entspricht. Bei der Transformation der Spannungen aufgrund der Belastung  $N_y$  ist die Rotation des lokalen Koordinatensystems  $(x^{Ny}, y^{Ny})$  zu beachten. Der lokale Spannungszustand  $(\sigma_r^{Ny}, \sigma_\theta^{Ny}, \tau_{r\theta}^{Ny})$  am Lochrand bei  $\theta^{Ny}$  muss bei der Transformation in die Spannungsgrößen des globalen Koordinatensystems  $(\sigma_{xx}, \sigma_{yy}, \tau_{xy})$  zusätzlich um die Rotation des lokalen Koordinatensystems  $(x^{Ny}, y^{Ny})$  gegenüber dem globalen Koordinatensystem  $(x, y)$  bewegt werden. Für den Lastfall  $N_x$  ist keine Modifizierung erforderlich, da  $\theta = \theta^{Nx}$  gilt.



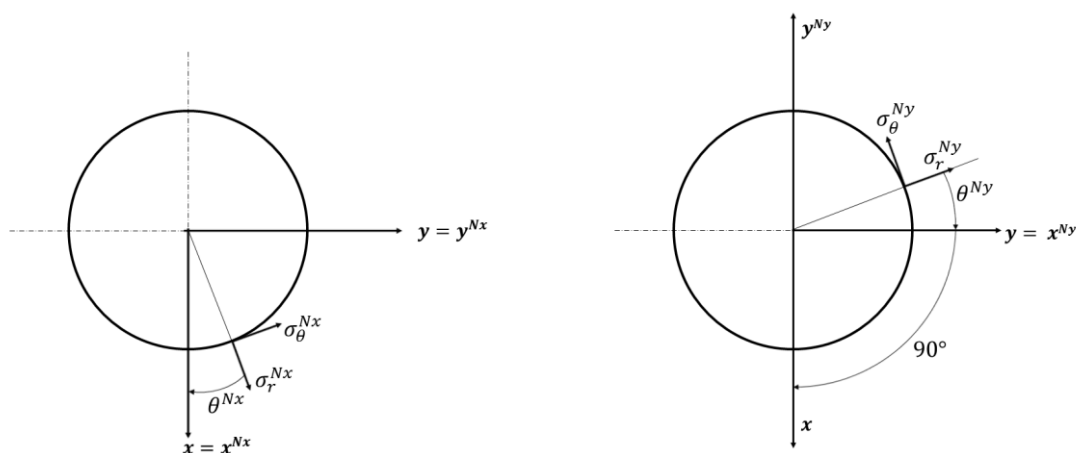
4-1 Schematische Darstellung der Lastfälle  $N_x$  und  $N_y$  mit den jeweils zugrundeliegenden lokalen und globalen Koordinatensystemen

Die Transformation in das globale Koordinatensystem für den Lastfall  $N_x$  erfolgt mit dem Transformationswinkel  $\theta = \theta^{N_x}$  wie folgt:

$$\{\sigma\}^{global} = [T]\{\sigma\}^{lokal}$$

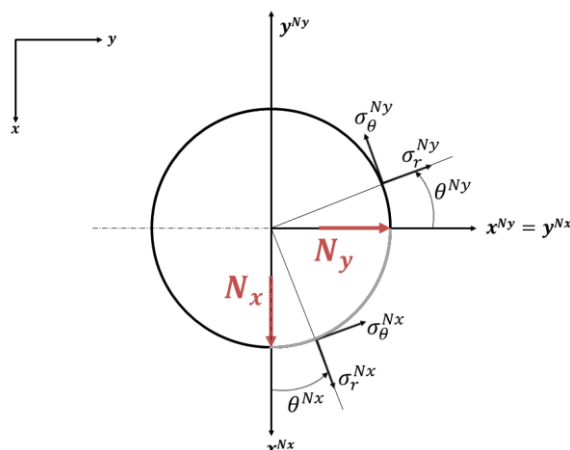
$$\begin{Bmatrix} \sigma_{xx} \\ \sigma_{yy} \\ \tau_{xy} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos^2 \theta & \sin^2 \theta & -\sin 2\theta \\ \sin^2 \theta & \cos^2 \theta & \sin 2\theta \\ 0,5 \cdot \sin 2\theta & -0,5 \cdot \sin 2\theta & \cos 2\theta \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \sigma_r^{N_x} \\ \sigma_\theta^{N_x} \\ \tau_{r\theta}^{N_x} \end{Bmatrix}$$

Bei der Transformation der Spannungen aus dem lokalen in das globale Koordinatensystem für den Lastfall  $N_y$  ist der Winkel  $\theta$  des Transformationstensors  $[T]$  um den Betrag der Rotation zwischen den Koordinatensystemen von  $90^\circ$  zu erhöhen (vgl. Abbildung 4-2). Das weitere Vorgehen erfolgt analog zu Lastfall  $N_x$ .



4-2 Darstellung der Koordinatentransformation aus dem lokalen ( $(x^{N_x}, y^{N_x})$  links und  $(x^{N_y}, y^{N_y})$  rechts) in das globale Koordinatensystem  $(x, y)$

Aufgrund der Annahme einer halbumendlichen Platte mit einem belasteten Halbroch im Rahmen der Herleitung der analytischen Formeln, ist die Beschreibung des Spannungsfeldes nur für den Bereich  $\theta = -90^\circ$  bis  $+90^\circ$  gültig. Des Weiteren liegt eine zentrale Krafteinleitung bei  $\theta = 0^\circ$  und somit eine Symmetrie um die x-Achse vor. In der Folge ist das analytische Spannungsfeld von  $0^\circ$  bis  $-90^\circ$  gleich dem analytischen Spannungsfeld von  $0^\circ$  bis  $90^\circ$ . Für die weitere Betrachtung der Spannungen sowie für die Anwendung des Versagenskriteriums wird daher der Bereich  $\theta = 0^\circ$  bis  $90^\circ$  als relevanter Bereich festgelegt (Abbildung 4-3).

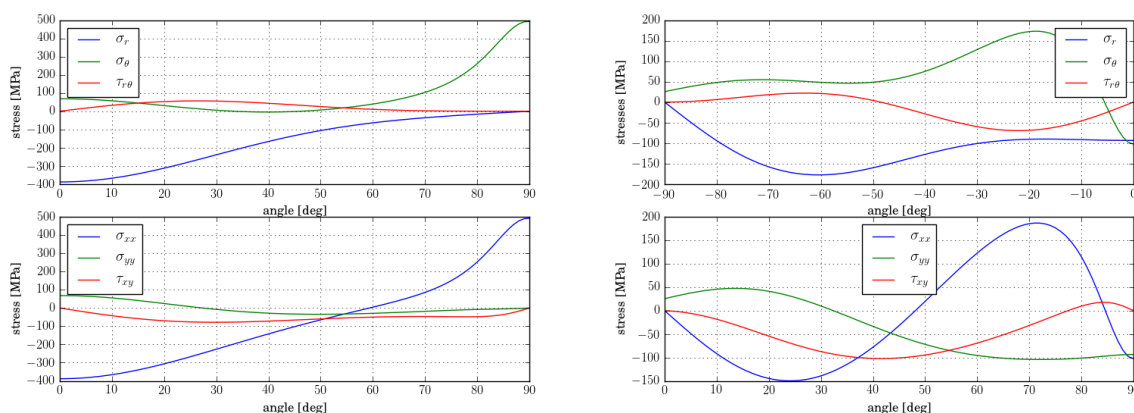


4-3 Superposition der Lastfälle  $N_x$  und  $N_y$  mit dem betrachteten Bereich  $\theta = 0^\circ - 90^\circ$  (in grau)

Mit den in das globale Koordinatensystem transformierten Spannungsverläufen  $\{\sigma\}_{N_x}^{global}$  und  $\{\sigma\}_{N_y}^{global}$  kann nun die Superposition zur Bestimmung der Gesamtspannung aufgrund des Transfer-Loads  $\{\sigma\}_{TL}^{global}$  um den relevanten Bereich des Bohrungsrandes erfolgen:

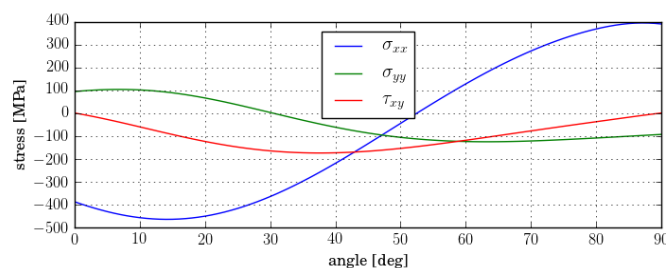
$$\{\sigma\}_{TL}^{global} = \{\sigma\}_{N_x}^{global} + \{\sigma\}_{N_y}^{global}$$

In Abbildung 4-4 sind die Spannungsverteilungen um den Bohrungsrand in lokalen sowie globalen Koordinaten für eine Bohrung einer  $0^\circ$ -UD-Lage dargestellt. Das linke Diagramm zeigt die Spannungen aufgrund der Last  $N_x$  in lokalen (oben) und globalen (unten) Koordinaten. Im rechten Diagramm für die Belastung  $N_y$  ist die Rotation zwischen den Koordinatensystemen zu erkennen. Während der relevante Bereich im lokalen Koordinatensystem (oberes Teilbild) durch  $\theta^{Ny} = -90^\circ$  bis  $0^\circ$  beschrieben wird, liegt dieser Bereich im globalen Koordinatensystem bei  $\theta = 0^\circ$  bis  $90^\circ$ .



4-4 Spannungsverteilung im relevanten Bereich ( $0^\circ$ - $90^\circ$ ) einer  $0^\circ$ -Lage (IMAM21E) aufgrund von  $N_x$  (links) und  $N_y$  (rechts) in lokalen (oben) und globalen (unten) Koordinaten

Die Überlagerung der Spannungsverteilung ist in Abbildung 4-5 zu sehen. Ein Vergleich mit Abbildung 4-4 verdeutlicht, dass der Verlauf in Abbildung 4-5 durch die Last  $N_x$  dominiert ist. Die Ursache hierfür liegt darin, dass die Last  $N_x$  größer als  $N_y$  gewählt ist, um die Verhältnisse der vorgegebenen Lastfälle aus den Anforderungen für die Auslegung des Flügelwurzelschlusses abzubilden.



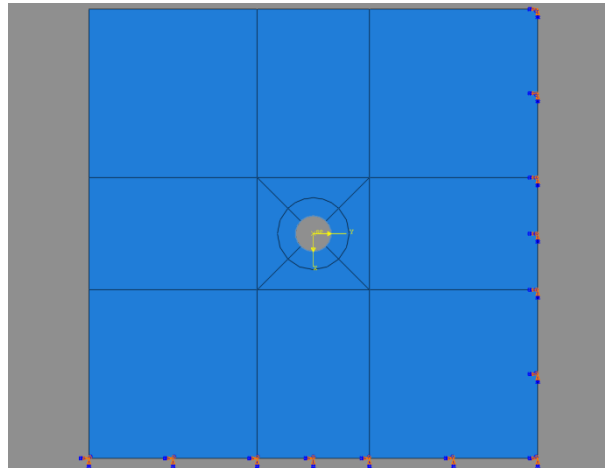
4-5 Überlagerte Spannungsverteilung am Bohrungsrand aufgrund der kombinierten Belastung durch  $N_x$  und  $N_y$

Ein Nachteil der Superposition liegt darin, dass Ungenauigkeiten aus der Bestimmung der Spannungsverteilung von Lagen, die von der  $0^\circ$ -Orientierung abweichenden, in die Rechnung einfließen. So entspricht der Spannungsverlauf aufgrund der Belastung  $N_y$  einer  $0^\circ$ -Lage in lokalen Koordinaten dem Spannungsverlauf aufgrund der Belastung  $N_x$  einer  $90^\circ$ -Lage in lokalen Koordinaten (vgl. Abbildung 3-11 und Abbildung 4-4). Der Fehler bezüglich der Transversalspannung  $\sigma_{yy}$  konnte in Abbildung 3-11 noch vernachlässigt werden, da  $\sigma_{yy}$  durch das Yamada-Sun-Kriterium [YS78] nicht berücksichtigt wird. Bei der Superposition der Lastfälle  $N_x$  und  $N_y$  werden die Spannungen in das globale Koordinatensystem transformiert, so dass  $\sigma_{yy}^{lokal}$  bei  $\theta = 0^\circ$  nun mit dem vollen Betrag auf  $\sigma_{xx}^{global}$  addiert wird. In Anbetracht der im Vergleich zu den  $N_x$  Lasten relativ kleinen Belastungen  $N_y$  sollte die Auswirkung auf den Gesamtspannungszustand relativ gering sein. Eine Überprüfung dieses Effekts folgt in Abschnitt 4.2.

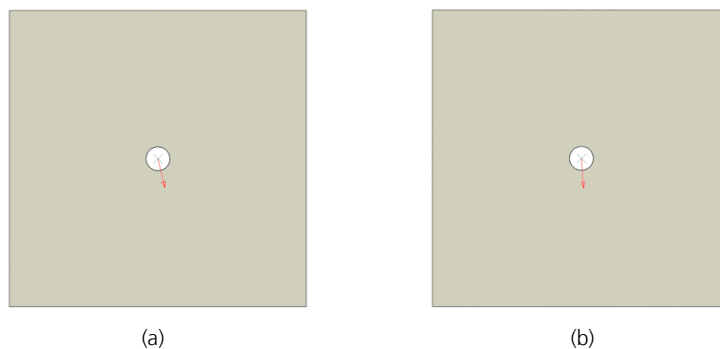
## 4.2. Numerische Überprüfung der überlagerten Spannungsverteilung

Zur Überprüfung der analytischen Spannungsverteilung wird das FE-Modell aus Abschnitt 3.2 herangezogen. Die Anpassung der Lasteinleitung sowie der Lagerung stellen die einzigen Veränderungen zum Modell aus Abschnitt 3.2 dar. Dabei wird die Lasteinleitung am Referenzpunkt des starren Bolzens um eine Kraftkomponente in y-Richtung erweitert. Des Weiteren wird die rechte Kante der Platte (analog zur unteren Kante) gemäß der Annahme einer halbumendlichen Platte in y-Richtung fest gelagert (Abbildung 4-6). Die Lasten werden in Anlehnung an die vorgegebenen Lastfälle gewählt, um eine bessere Abschätzung bezüglich der auftretenden Genauigkeit treffen zu können. Aus Abbildung 4-7 kann entnommen werden, dass die Kräfte in x-Richtung die kom-

binierte Belastung in beiden Fällen dominieren. Entsprechend den Ausführungen aus dem vorangegangenen Abschnitt ist nur ein geringer Einfluss der Ungenauigkeiten im Spannungsfeld aufgrund der Belastung  $N_y$  auf die Gesamtspannung zu erwarten.



4-6 Randbedingungen des FE-Modells bezüglich der Lasteinleitung und Lagerung

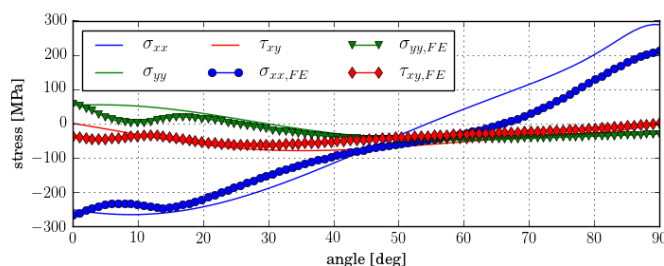


4-7 Resultierender Kraftvektor für den Lastfall 1 mit  $N_x = 650$  N und  $N_y = 155$  N (a) sowie für den Lastfall 2 mit  $N_x = 350$  N und  $N_y = 25$  N (b)

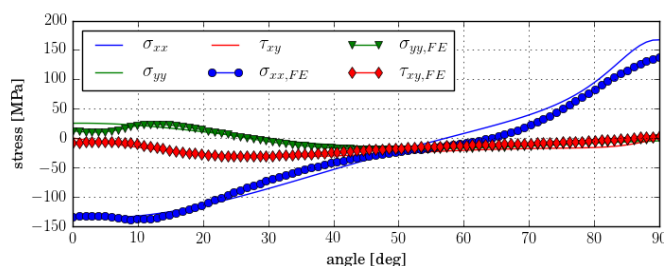
Die numerisch ermittelten Spannungsverläufe am Bohrungsrand einer UD-Lage in  $0^\circ$ -Orientierung aufgrund der kombinierten Belastung ( $N_x$  und  $N_y$ ) sind für den Bereich  $\theta = 0^\circ - 90^\circ$  in Abbildung 4-8 (Lastfall 1) und in Abbildung 4-9 (Lastfall 2) zu sehen. Zum Vergleich ist die durch Überlagerung der separat bestimmten analytischen Spannungsverteilungen resultierende Gesamtspannungsverteilung ebenfalls dargestellt.

Es ist zu erkennen, dass der qualitative Verlauf der numerischen Spannungsgrößen durch das analytische Modell für beide Lastfälle sehr gut abgebildet werden kann. Bezüglich der absoluten Genauigkeit im Vergleich zum numerischen Modell ist festzustellen, dass in Abbildung 4-9 eine in weiten Bereichen sehr gute Übereinstimmung vorliegt. Im Vergleich zu Lastfall 2 in Abbildung 4-9 ist für Lastfall 1 in Abbildung 4-8 eine geringere Übereinstimmung zu beobachten, wobei bei

$\theta = 90^\circ$  ein Fehler von etwa 33 % vorliegt. Die resultierenden Kraftvektoren in Abbildung 4-7 zeigen auf, dass die Belastung in Lastfall 2 stärker durch die x-Komponente dominiert ist. In der Folge minimiert sich wie bereits beschrieben der Fehler durch den Einfluss der Spannung  $\sigma_{yy}^{lokal}$ . Für die weiteren Orientierungen im Laminat bedeutet dies, dass entsprechend der Erkenntnisse aus der analytischen Betrachtung der Spannungsverläufe unterschiedlicher Orientierungen aus Abschnitt 3.2 die Übereinstimmung mit numerischen Resultaten von  $0^\circ$  über  $45^\circ$  bis  $90^\circ$  stetig abnimmt. Der größere Fehler der analytischen Spannungsverteilung in den  $90^\circ$ -Lagen ist daher in der Diskussion des Versagensverhaltens zwingend zu berücksichtigen.



4-8 Spannungen am Bohrungsrand aufgrund der kombinierten Belastung in einer  $0^\circ$ -UD-Lage ( $N_x = 650$  N;  $N_y = 155$  N in Anlehnung an den Lastfall 1)



4-9 Spannungen am Bohrungsrand aufgrund der kombinierten Belastung in einer  $0^\circ$ -UD-Lage ( $N_x = 350$  N;  $N_y = 25$  N in Anlehnung an den Lastfall 2)

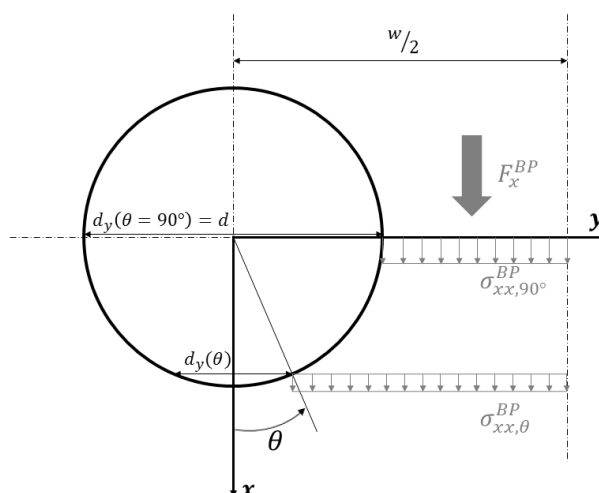
Obwohl eine Interaktion der Belastungen  $N_x$  und  $N_y$  durch die Superposition vernachlässigt wird und Wechselwirkungen allenfalls indirekt durch die Annahme eines orthotropen Materialverhaltens mit Quer-Längs-Kopplung beachtet werden können, liefert diese Herangehensweise gemäß der numerischen Betrachtung sehr gute Ergebnisse. Vor dem Hintergrund des analytischen Charakters des Vorauslegungstools, der mit einer Vielzahl von Annahmen und Vereinfachungen einhergeht, ist die Übereinstimmung in Abbildung 4-8 und 4-9 als sehr gut zu bewerten. Da die Auslegung des Flügelwurzelanschlusses zudem in erster Linie mit dem Ziel eines Vergleichs zwischen herkömmlichen und lokal metall-hybridisierten Laminaten erfolgt, ist zunächst ein akkurater qualitativer Vergleich beider Technologien von Bedeutung. Eine exakte Vorhersage der Verbindungs-



festigkeit kann aufgrund der vereinfachten analytischen Betrachtung unter Vernachlässigung von z.B. Bolzenbiegung oder sekundärer Biegemomente im Laminat nicht erfolgen.

### 4.3. Überlagerung von Transfer- und Bypass-Loads

Im Gegensatz zu einer einfachen Bolzenverbindung liegt für eine mehrreihige Verbindung ein komplexer Spannungszustand um die Bohrung vor. Dieser Spannungszustand ist das Resultat der Überlagerung der Spannungsfelder, die durch den Transfer-Load bzw. den Bypass-Load hervorgerufen werden. Die Bestimmung der Spannungsverteilung aufgrund der Transfer-Loads in x- sowie y-Richtung erfolgte in den vorangegangenen Abschnitten. In diesem Abschnitt soll nun die Beschreibung des Spannungsverlaufs um den Bohrungsrand aufgrund der Bypass-Loads in x- und y-Richtung dargestellt werden. Das Vorgehen zur Bestimmung des Bypass-Spannungsverlaufs in x-Richtung ist in Abbildung 4-10 aufgezeigt. Die Bestimmung des Bypass-Spannungsverlaufs in y-Richtung erfolgt analog.



4-10 Bypass-Spannungsverlauf um den Bohrungsrand

Das eindimensionale Federmodell aus Abschnitt 2.1 liefert die Lastanteile durch jeden Bolzen sowie die Bypass-Kräfte, die um den Bolzen herum fließen. Der Bypass-Load  $F_x^{BP}$  für einen bestimmten Bolzen in einer mehrreihigen Verbindung ist um den betrachteten Bolzen konstant. Die Bypass-Spannung in x-Richtung  $\sigma_{xx,\theta}^{BP}$  hängt allerdings vom effektiven Querschnitt  $w - d_y(\theta)$  der Lage ab. So ist die Bypass-Spannung  $\sigma_{xx}^{BP}$  im kleinsten Querschnitt bei  $\theta = 90^\circ$  maximal und erreicht bei  $\theta = 0^\circ$  ihren kleinsten Wert. Für die Berechnung der Bypass-Spannung in x-Richtung ist der auf die y-Achse projizierte Anteil des Bohrungsdurchmessers  $d_y(\theta)$  als Funktion des Winkels  $\theta$  erforderlich. Die Berechnung der Bypass-Spannung in y-Richtung erfolgt mit dem projizierten Durchmesser  $d_x(\theta)$ :

$$d_y(\theta) = \sin \theta \cdot d$$

$$d_x(\theta) = \cos \theta \cdot d$$

Für die Spannung einer Lage der Dicke  $t$  in x-Richtung  $\sigma_{xx}^{BP}(\theta)$  aufgrund des Bypass-Loads  $F_x^{BP}$  sowie in y-Richtung  $\sigma_{yy}^{BP}(\theta)$  aufgrund des Bypass-Loads  $F_y^{BP}$  folgt:

$$\sigma_{xx}^{BP}(\theta) = \frac{F_x^{BP}}{(w - d_y(\theta)) \cdot t}$$

$$\sigma_{yy}^{BP}(\theta) = \frac{F_y^{BP}}{(p - d_x(\theta)) \cdot t}$$

Dabei ist  $p$  der Bolzenabstand in x-Richtung.

Die Überlagerung von Transfer- und Bypass-Loads erfolgt im globalen Koordinatensystem:

$$\{\sigma\}_{ges}^{global} = \{\sigma\}_{TL}^{global} + \{\sigma\}_{BP}^{global}$$

$$\begin{pmatrix} \sigma_{xx}(\theta) \\ \sigma_{yy}(\theta) \\ \tau_{xy}(\theta) \end{pmatrix}_{ges}^{global} = \begin{pmatrix} \sigma_{xx}^{TL}(\theta) \\ \sigma_{yy}^{TL}(\theta) \\ \tau_{xy}^{TL}(\theta) \end{pmatrix}_{TL}^{global} + \begin{pmatrix} \sigma_{xx}^{BP}(\theta) \\ \sigma_{yy}^{BP}(\theta) \\ 0 \end{pmatrix}_{BP}^{global}$$

Dieses Vorgehen zur Überlagerung der Transfer- und Bypass-Loads hat den Vorteil, dass der Einfluss der Bypass-Spannungen nicht ausschließlich am kleinsten Querschnitt berücksichtigt wird. Vielmehr wird die Auswirkung von Bypass-Spannungen auf den gesamten betrachteten Bereich von  $\theta = 0^\circ - 90^\circ$  untersucht. Auf diese Weise kann auch ein möglicher Einfluss der Bypass-Spannung auf kombiniertes Versagen berücksichtigt werden.

## 5. Versagensvorhersage

Die Vorhersage der Verbindungsfestigkeit einer Bolzenverbindung erfordert die Anwendung eines Versagenskriteriums auf das in Abschnitt 4.1 analytisch bestimmte Spannungsfeld um eine belastete Bohrung. In der Literatur liegen eine Reihe unterschiedlicher Methoden zur Versagensvorhersage in Faserverbundstrukturen vor. In der Regel bezieht sich die Versagenshypothese auf das Erreichen eines materialabhängigen Maximalwerts der Spannung oder Dehnung im Material. In Bezug auf Bolzenverbindungen wurden Versagenshypothesen entwickelt, in denen Versagen erst auftritt, wenn ein Kriterium an einem bestimmten strategischen Ort oder über ein bestimmtes Volumen erfüllt ist [Ekh06]. Weiter wird zwischen laminat- und schichtbasierten Versagenskriterien differenziert. Laminatbasierte Kriterien betrachten das gesamte Laminat, setzen ein homogenes Material voraus und nutzen Festigkeitswerte für das Gesamtlaminat. Lokale Schädigungen am Lochrand führen zu einem Abbau von Spannungsspitzen, so dass rein linear elastische Betrachtungen am Lochrand ein frühzeitiges Versagen vorhersagen. Das Point Stress Criterion (PSC) und das Average Stress Criterion (ASC) sind zwei ähnliche Methoden zur Versagensvorhersage auf Laminatniveau. Im PSC liegt Versagen vor, wenn die Zugspannung in einem charakteristischen Abstand  $d_0$  vom Lochrand die Festigkeit des ungeschwächten Laminats erreicht. Das ASC sagt Versagen voraus, sobald die mittlere Zugspannung über die charakteristische Distanz  $a_0$  der Festigkeit des ungeschwächten Laminats erreicht. Die charakteristischen Abstände  $d_0$  und  $a_0$  sind Materialparameter, die experimentell bestimmt werden müssen und von Lochgröße sowie Laminataufbau abhängen [Cam05, CL06, Ekh06]. Schichtbasierte Kriterien betrachten die Einzellagen eines Laminats und ziehen die Festigkeitsgrößen der UD-Schicht für die Versagensvorhersage heran. Ein Vorteil dieser Methode liegt darin, dass mit den experimentell bestimmten Daten einer UD-Schicht beliebige Laminatkonfigurationen betrachtet werden können. Die schichtbasierten Versagenskriterien können dazu genutzt werden, das erstmalige Auftreten von Versagen in einer Lage (first-ply failure) oder das Versagen des gesamten Laminats (last-ply failure) vorherzusagen. Im letztgenannten Fall werden die Spannungen in den Einzellagen berechnet und ein Versagenskriterium angewandt. Schichten, in denen Versagen auftritt, werden von den weiteren Rechnungen ausgeschlossen. Dieser Vorgang wird so oft wiederholt, bis auch die letzte Lage und somit das gesamte Laminat versagt [Ekh06].

### 5.1. Versagen nach Yamada-Sun

Ein weit verbreitetes Versagenskriterium für Bolzenverbindungen ist das Yamada-Sun-Kriterium. Es handelt sich hierbei um ein schichtbasiertes Kriterium, das in verschiedenen modifizierten Formen vorliegt. Nach diesem Kriterium tritt Versagen auf, wenn  $e \geq 1$ :

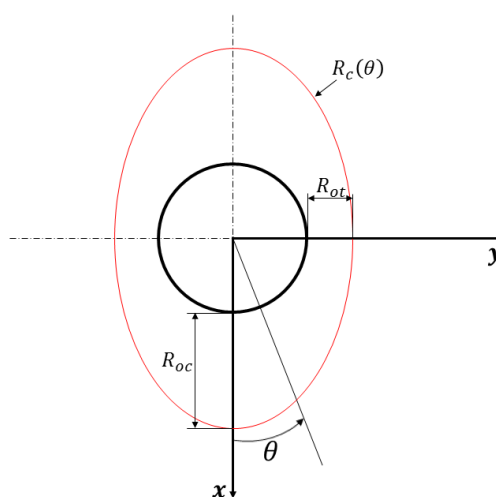
$$\left(\frac{\sigma_1}{X}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{12}}{S_c}\right)^2 = e^2$$

In der Herleitung des Yamada-Sun-Kriteriums werden der Punkt des vollständigen Versagens des Laminats und der sogenannten „in-situ“-Effekt berücksichtigt, der die Erhöhung der Schubfestigkeit der Einzellagen aufgrund der stützenden Wirkung durch benachbarte Lagen beschreibt. Es werden zudem zwei Annahmen getroffen: (i) Vollständiges Versagen des Laminats tritt dann ein, wenn bereits alle Einzellagen in Querrichtung versagen haben. Auf diese Weise wird der Einfluss der Quersteifigkeit der Einzellagen vernachlässigt, so dass die Festigkeit nur von der Längs- und der Schubspannung bestimmt wird. (ii) Die in-situ Schubfestigkeit  $S_c$  der Einzellege entspricht der Schubfestigkeit eines symmetrischen Kreuzverbundes mit derselben Lagenanzahl wie das in der Versagensvorhersage betrachtete Laminat [YS78].

Chang et al. kombinieren in [CSS82] das Yamada-Sun Kriterium mit der Methode der charakteristischen Distanzen nach Whitney und Nuismer [WN74]. Hierbei werden die charakteristischen Abstände unter Zug  $R_{ot}$  und unter Druck  $R_{oc}$  für die Beschreibung der charakteristischen Kurve  $R_c(\theta)$  in Abbildung 5-1 herangezogen:

$$R_c(\theta) = R + R_{ot} + (R_{oc} - R_{ot}) \cos \theta$$

Die Anwendung des Yamada-Sun Versagenskriteriums erfolgt an der Spannungsverteilung entlang der charakteristischen Kurve um den Bohrungsrand. Die charakteristischen Abstände  $R_{ot}$  und  $R_{oc}$  sind experimentell zu bestimmen. Ansätze zur semi-empirischen und rein numerischen Ermittlung der charakteristischen Abstände haben sich bisher nicht durchsetzen können [Alu11, KAC04]. Eine nähere Betrachtung erfolgt in Abschnitt 5.2.



5-1 Charakteristische Kurve nach [CSS82]

Das Vorgehen nach Chang et al. [CSS82] erlaubt die Lokalisierung von Materialversagen um eine Bohrung mit Hilfe des Winkels  $\theta_f$ . In der Folge ist eine Aussage bezüglich der Versagensart möglich. So liegt bei einem kleinen Winkel Lochleibungsversagen vor, während Winkel nahe  $45^\circ$  Scherbruch und Winkel nahe  $90^\circ$  Wangenbruch vorhersagen:

$$\begin{array}{ll} -15^\circ \leq \theta_f \leq 15^\circ, & \text{Lochleibungsversagen} \\ 30^\circ \leq \theta_f \leq 60^\circ, & \text{Scherbruch} \\ 75^\circ \leq \theta_f \leq 90^\circ, & \text{Wangenbruch} \end{array}$$

Winkel zwischen  $15^\circ$  und  $30^\circ$  sowie zwischen  $60^\circ$  und  $75^\circ$  deuten auf eine Kombination der Versagensarten hin.

Camanho und Lambert [CL06] nutzen das Kriterium von Yamada-Sun zur Versagensvorhersage in einer modifizierten Form. Während in [YS78] keine Unterscheidung für den Druck- und Zugfall erfolgt, arbeiten Camanho und Lambert mit der Annahme, dass die Schubspannungen in der Ebene zwar das Versagensverhalten bei Längs-Druckbelastung beeinflussen, nicht jedoch das Verhalten bei Längs-Zugversagen. Aus dieser Annahme resultiert das nach Camanho und Lambert modifizierte Yamada-Sun Kriterium:

$$\begin{aligned} \left(\frac{\sigma_{11}}{X_T}\right) - 1 &\leq 0, & \text{für } \sigma_{11} \geq 0 \\ \left(\frac{\sigma_{11}}{X_C}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{12}}{S_L^{is}}\right)^2 - 1 &\leq 0, & \text{für } \sigma_{11} < 0 \end{aligned}$$

In dieser Arbeit wird das von Camanho und Lambert [CL06] modifizierte Versagenskriterium von Yamada-Sun [YS78] mit dem Versagensparameter  $e$  in Kombination mit der Methode der charakteristischen Kurve nach Chang et al. [CSS82] genutzt:

$$\begin{aligned} \left(\frac{\sigma_{11}}{X_T}\right) &= e, & \text{für } \sigma_{11} \geq 0 \\ \left(\frac{\sigma_{11}}{X_C}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{12}}{S_L^{is}}\right)^2 &= e^2, & \text{für } \sigma_{11} < 0 \end{aligned}$$

Für die Scherfestigkeit ist hier die sogenannte in-situ Festigkeit  $S_L^{is}$  einzusetzen. Der in-situ Effekt beschreibt die Erhöhung der Scherfestigkeit einer UD-Lage aufgrund der verstärkenden Wirkung von Nachbarlagen mit abweichender Lagenausrichtung im Vergleich zur Festigkeit derselben Lage in einem unidirektionalen Laminat. Dabei hängt die in-situ Scherfestigkeit von der Orientierung der benachbarten Lagen sowie der Anzahl zusammengefasster Lagen gleicher Orientierung ab. Für den vereinfachten Fall eines linearen Scherverhaltens, der in Anbetracht des analytischen An-

satzes des Vorauslegungstools durchaus zulässig ist, lässt sich die in-situ Scherfestigkeit wie folgt berechnen:

$$S_L^{is} = \sqrt{\frac{8G_{12}G_{IIc}}{\pi t}}$$

Mit dem Schubmodul  $G_{12}$ , der Schichtdicke  $t$  sowie der kritischen Energiefreisetzungsrate in Mode II  $G_{IIc}$ . Der Wert für  $G_{IIc}$  kann durch einen ENF-Versuch (End-Notched Flexure) bestimmt werden [CL06, CPML05, PDCI+05].

Petersen hat in experimentellen Untersuchungen eine Abhängigkeit der kritischen Energiefreisetzungsrate von der Orientierung der Lagen an der betrachteten Grenzfläche beobachtet. Dabei weist die Grenzfläche  $0^\circ//0^\circ$  das kleinste  $G_{IIc}$  auf, während die kritische Energiefreisetzungsrate bei der Grenzflächenpaarung  $-45^\circ//45^\circ$  ihren Höchstwert erreicht [Pet13]. In einem Laminat gelten in Abhängigkeit der Orientierung der Nachbarlagen einer Einzelschicht somit unterschiedliche Werte von  $G_{IIc}$  und somit unterschiedliche in-situ Festigkeiten. Da das analytische Tool den Lagenaufbau nicht vollständig diskretisiert, ist die Berücksichtigung dieses Effekts nicht möglich. Nichtsdestotrotz können die unterschiedlichen Werte von  $G_{IIc}$  dazu genutzt werden, um dem Grad der Orthotropie im Laminat gerecht zu werden: Ein Laminat, das ausschließlich aus  $0^\circ$ -Lagen besteht erfährt keine Festigkeitssteigerung, während stark ausgerichtete Lamine durch den kleineren Wert von  $G_{IIc}^{0^\circ//0^\circ}$  auch eine geringere Schubfestigkeit aufweisen als ein quasi-isotropes Laminat, dem das größte  $G_{IIc}$  zugeordnet werden kann.

## 5.2. Bestimmung der charakteristischen Abstände

Die herkömmliche Methode zur Bestimmung der charakteristischen Abstände unter Druck- und Zugbelastung basiert auf einer kombinierten experimentell-numerischen Betrachtung. Für den charakteristischen Abstand bei Druckspannungen  $R_{oc}$  ist zunächst die Durchführung eines experimentellen Versuchs zur Ermittlung der Lochleibungsfestigkeit des Laminats erforderlich. Mit der experimentell ermittelten Last bei Versagen kann die numerische Bestimmung des Spannungsfeldes um die belastete Bohrung erfolgen. Der charakteristische Abstand bei Druck ist als der Abstand vom Lochrand bis zu dem Punkt, an dem die Spannung im numerischen Modell der Lochleibungsspannung aus dem Experiment entspricht, definiert. Die Bestimmung des charakteristischen Abstands bei Zugbelastung  $R_{ot}$  erfordert zunächst die experimentelle Bestimmung der Festigkeit einer Open-Hole-Tension (OHT) Probe sowie einer Probe ohne Bohrung. Durch einen Abgleich im FE-Modell für die OHT-Probe kann der charakteristische Abstand  $R_{ot}$  ermittelt werden. Dieser ist als der Abstand vom Bohrungsrand der OHT-Probe bis zu dem Punkt, an dem die Zugspannung der Festigkeit der Probe ohne Bohrung entspricht, definiert. Die Methode Versagensanalyse entlang der charakteristischen Kurve liefert in einer Reihe von Arbeiten relativ gute Ergebnisse [Alu11, Cam05, CL06, KAC04].

Kweon et al. schlagen in [KAC04] eine neuartige Methode zur Bestimmung der charakteristischen Abstände bei Zug- und Druckbelastung vor. Ihre Herangehensweise basiert auf der Erkenntnis, dass die Veränderung der Spannungsverteilung im FE-Modell in einem nahezu linearen Verhältnis zur aufgetragenen Last steht. In der Folge ist es nicht erforderlich die Bestimmung des charakteristischen Abstands mit dem Lastfall aus den experimentellen Versuchen durchzuführen - es reicht die Wahl einer beliebigen Last. Für die Bestimmung des charakteristischen Abstands unter Zugbelastung ist das Vorgehen wie folgt: Im FE-Modell wird eine beliebige Last über einen Bolzen auf das Laminat aufgebracht. Die mittlere Spannung, die durch den Bolzen aufgebracht wird, beträgt  $\sigma_m = \frac{P}{t \cdot d}$  mit  $P$  als beliebige Bolzenkraft sowie  $t$  und  $d$  als Laminatdicke bzw. Lochdurchmesser. Der Abstand vom Lochrand, an dem diese mittlere Spannung  $\sigma_m$  erreicht wird, definiert den charakteristischen Abstand  $R_{oc}$ . In den Untersuchungen von Kweon et al. ist der auf diese Weise bestimmte Wert für  $R_{oc}$  identisch mit dem Wert, der durch die herkömmliche Methode (experimentell-numerisch) festgelegt wird. Der charakteristische Abstand bei Zugbelastung  $R_{ot}$  ist nach Kweon et al. als die Distanz vom Lochrand der OHT-Probe bis zum Punkt definiert, an dem die Festigkeit der OHT-Probe erreicht ist, statt der Festigkeit der ungelochten Probe. Der Vorteil dieser Definition liegt darin, dass eine rein numerische Herangehensweise analog zur Bestimmung des charakteristischen Abstands unter Zug erfolgen kann. Die mittlere Spannung für die OHT-Probe  $\sigma_{m,OHT} = \frac{P}{(w-d)t}$  wird für den Abgleich mit dem numerischen Spannungsfeld im FE-Modell herangezogen und ermöglicht die Bestimmung von  $R_{ot}$ . Ein Vergleich zwischen der rein numerischen Methode und der herkömmlichen Methode liefert in [KAC04] identische Werte für beide Herangehensweisen.

Die rein numerische Methode nach Kweon et al. zur Bestimmung der charakteristischen Abstände wird von Aluko [Alu11] für die analytische Versagensvorhersage von Pinned-Joints verwendet und resultiert in Festigkeitsabweichungen von unter 10 % im Vergleich zu experimentellen Ergebnissen. Die Untersuchungen von Kweon et al. [KAC04] sowie Aluko [Alu11] legen somit nahe, dass die rein numerische Methode durchaus für die Bestimmung der charakteristischen Abstände genutzt werden kann. Da es sich um ein rein numerisches Modell handelt, ist jedoch von einer großen Abhängigkeit vom Modellaufbau auszugehen. In [KAC04] erfolgt keine Betrachtung der Auswirkung des Modellaufbaus auf die Spannungsverteilung am Lochrand. Darüber hinaus werden kaum Angaben zum FE-Modell gemacht, so dass an dieser Stelle keine Abschätzung bezüglich möglicher Fehler erfolgen kann. Aspekte mit einem großen Einfluss sind vor allem die Wahl zwischen einer 2D oder 3D-Beschreibung, die Definition des Kontakts zwischen dem Bolzen und der Probe, die Diskretisierung des lochnahen Bereichs sowie die Wahl des Elementtyps.

### 5.3. Versagen in Metalllagen

Im Rahmen der analytischen Vorauslegung des Flügelwurzelanschlusses werden sowohl monolithische Lamine als auch Faser-Metall-Lamine untersucht. Während das modifizierte Yamada-Sun Kriterium aus Abschnitt 5.1 für die Versagensvorhersage in den Faserverbundlagen verwen-

det wird, soll Versagen in den Metalllagen mit Hilfe der Gestaltenergieänderungshypothese (GEH) nach von Mises vorhergesagt werden. Dieses Versagenskriteriums ist für zähe, isotrope Werkstoffe wie Stahl sehr weit verbreitet und wird als Fließ- und Kriechkriterium genutzt. Mit der Annahme von ideal-plastischem Materialverhalten der Metalllagen im FML ist das Versagenskriterium erfüllt, sobald die Vergleichsspannung  $\sigma_v^{GEH}$  die Fließgrenze des Materials erreicht. Diese Annahme basiert auf Erkenntnissen für den Stahl 1.4310 aus [PSH17]. In dieser Arbeit wird ein bilinearer Verlauf festgestellt, wobei die Steigung des plastischen Bereichs bis zum Bruch nahe Null ist. Die Berechnung der Vergleichsspannung erfolgt mit Hilfe der Spannungskomponenten im kartesischen Koordinatensystem und lautet für den ebenen Spannungszustand [Hau03]:

$$\sigma_v^{GEH} = \sqrt{\sigma_x^2 + \sigma_y^2 - \sigma_x \sigma_y + 3\tau_{xy}^2}$$

Die Auswertung des Versagenskriteriums erfolgt zur Kompensation des Effekts von Spannungsüberhöhungen am Bohrungsrand ebenfalls entlang der charakteristischen Kurve.

## 5.4. Bolzenversagen

Mögliche Versagensformen für den Bolzen umfassen das Abscheren in der Schnittebene, Versagen aufgrund Bolzendurchbiegung oder Bolzenschiefstellung sowie das Bolzenausreißen. Die Vereinfachungen des analytischen Tools führen dazu, dass keine Gradienten in Dickenrichtung vorliegen und somit Bolzenbiegung oder –schiefstellung in der Versagensanalyse unberücksichtigt bleiben. Die analytische Herangehensweise erlaubt nur die Auslegung des Bolzens auf Scherveragen. Dabei ergibt sich die Scherbelastung des Bolzens  $\tau_f$  aus dem Transfer-Load (TL) durch den Bolzen sowie der Bolzengeometrie zu:

$$\tau_f = \frac{4}{m \cdot \pi \cdot d^2} \cdot TL$$

Mit  $m$  als Anzahl der Schnitte der Bolzenverbindung. Die maximal zulässige Scherbelastung  $\tau_{f,max}$  ist aus dem Materialdatenblatt zu entnehmen oder kann nach Timoschenko aus der maximalen Zugfestigkeit  $\sigma_m$  des Materials bestimmt werden:

$$\tau_{f,max} \approx 0,6 \cdot \sigma_m$$

Ein Scherveragen des Bolzens liegt für  $\frac{\tau_f}{\tau_{f,max}} \geq 1$  vor. In realen Anwendungen tritt dieser Fall jedoch nur selten ein, da die Verbindung meist auf Lochleibung versagt, bevor eine Abscherung des Bolzens eintritt [Mic11].



## 6. Überprüfung des analytischen Vorauslegungstools

### 6.1. Validierung

In den vorangegangenen Kapiteln wurde das Vorgehen des analytischen Tools bei der Auslegung von Bolzenverbindungen erläutert. Vereinzelt wurden zudem analytische Ergebnisse anhand einfacher FE-Modelle gezielt auf ihre Plausibilität geprüft. Damit das analytische Tool zum Zwecke der Vorauslegung von Bolzenverbindungen genutzt werden kann, ist zu untersuchen, inwieweit die Ergebnisse des Tools für eine Auslegung auf Konzeptniveau geeignet sind. Aus diesem Grund soll in diesem Abschnitt die Validierung des Tools anhand experimenteller Daten erfolgen.

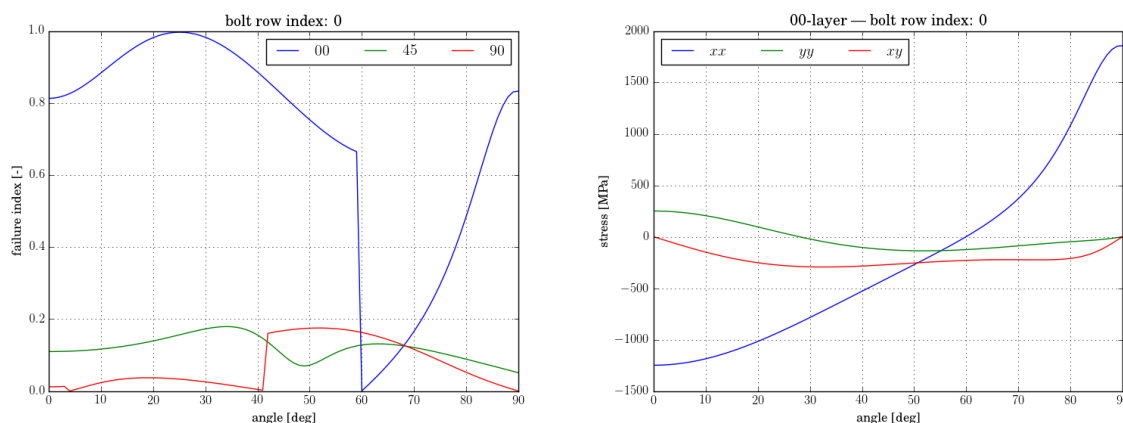
Als Referenz für die Validierung des Tools werden Ergebnisse aus der Arbeit von Puzio [Puz17] herangezogen. Puzio betrachtet unter anderem ein monolithisches CFK-Laminat (T700/M21), das bei einem quasi-isotropen Laminataufbau  $[(0^\circ, 45^\circ, 90^\circ, -45^\circ)_4]_s$  eine Lochleibungsfestigkeit von  $561 \pm 78$  MPa erreicht. Die Probengeometrie entspricht den Vorgaben der Airbus-Norm AITM1-0009, wobei der Versuchsaufbau in Anlehnung an dieser Norm in der Pin-Bearing Konfiguration ausgeführt wird. Da die analytische Beschreibung der Spannungsverteilung keine Effekte in Dickenrichtung berücksichtigt, ist die Versuchsdurchführung in der Pin-Bearing Konfiguration im Gegensatz zur Bolt-Bearing Konfiguration eine grundlegende Voraussetzung für die Vergleichbarkeit der Ergebnisse. Die Eigenschaften einer UD-Lage des Materials T700/M21 sowie Kennwerte zum Versuch sind Tabelle 6-1 zu entnehmen.

6-1 Materialeigenschaften T700/M21 und Versuchsdaten aus [Puz17]

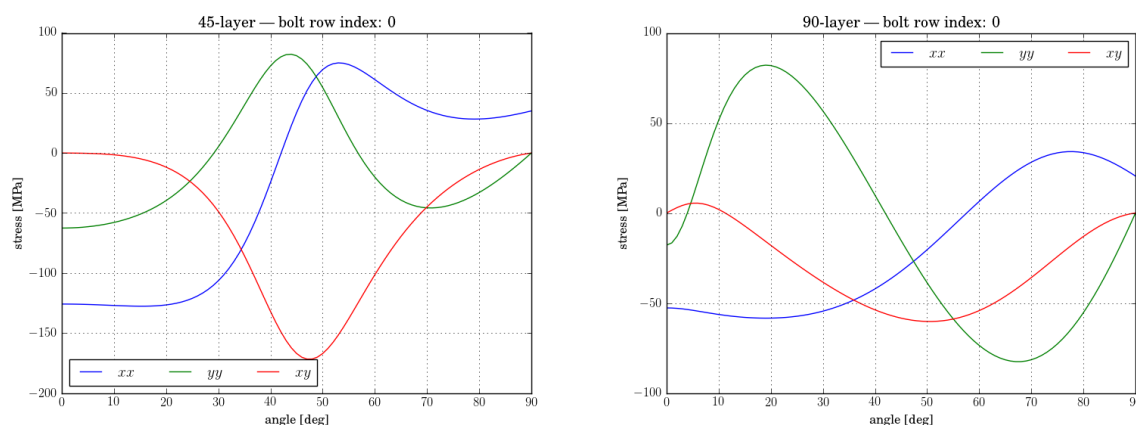
Bezeichnung	Wert	Einheit
$E_{11}$	102800	N/mm <sup>2</sup>
$E_{22}$	8260	N/mm <sup>2</sup>
$\nu_{12}$	0,3	-
$G_{12}$	4135	N/mm <sup>2</sup>
$X_T$	2230	N/mm <sup>2</sup>
$X_C$	1537	N/mm <sup>2</sup>
$S_{12}$	78	N/mm <sup>2</sup>
$G_{IIc}$	1,5	N/mm
$t_{ES}$	0,13	mm
$d_{Bolzen}$	6,35	mm
$\sigma_{LB}$	$561 \pm 78$	N/mm <sup>2</sup>

Das analytische Vorauslegungstool ist primär für die Untersuchung mehrreihiger Verbindungsbe-  
reiche konzipiert. Der Fall einer einfachen Bolzenverbindung, der im Lochleibungsversuch aus der

Arbeit von Puzio vorliegt, kann dadurch eingestellt werden, dass für die Anzahl der Bolzenreihen in x- und y-Richtung jeweils der Wert 1 angegeben wird. Die erforderlichen Materialkennwerte werden aus Tabelle 6-1 übernommen. Da das Tool lediglich die Anteile der jeweiligen Orientierungen in einem Laminat betrachtet, ist der Lagenaufbau aus dem Versuch zu übersetzen  $[(0^\circ, 45^\circ, 90^\circ, -45^\circ)_4]_s \rightarrow (0^\circ / \pm 45^\circ / 90^\circ / \text{Metall}) = (0,25 / 0,50 / 0,25 / 0,00)$ . Wie in Abschnitt 5.1 erläutert, wird zudem die in-situ Scherfestigkeit ( $S_L^{is} = 349 \text{ MPa}$ ) im Rahmen der Versagensanalyse nach Yamada-Sun verwendet. Die charakteristischen Abstände bei Zug und Druck zur Bestimmung der charakteristischen Kurve, entlang welcher die Versagensanalyse erfolgt, wird mit Hilfe von 2D FE-Modellen nach der Methode von Kweon [KAC04] aus Abschnitt 5.2 ermittelt. Für das vorliegende Laminat betragen die Größen  $R_{oc} = 4,6 \text{ mm}$  und  $R_{ot} = 2,4 \text{ mm}$ . In einem iterativen Verfahren wird die Kraft auf den Bolzen so variiert, dass das Laminat gerade versagt. Die Bolzenkraft bei Versagen beträgt  $N_x = 18350 \text{ N}$  ( $N_y = 0 \text{ N}$ ), so dass die Lochleibungsfestigkeit laut analytischem Tool zu  $694 \text{ MPa}$  resultiert. Abbildung 6-1 und 6-2 zeigen den Output des Tools.



6-1 Versagensindex für die Orientierungen im Laminat (links) und Längs-, Quer- und Schubspannungsverlauf in einer 0°-Lage des Laminats (rechts)



6-2 Längs-, Quer- und Schubspannungsverläufe für eine 45°-Lage (links) und eine 90°-Lage (rechts) des Laminats

Anhand Abbildung 6-1 (links) ist zu erkennen, dass das Laminat aufgrund der Schädigung in der 0°-Lage bei einem Winkel von etwa 25° versagt. Laut dem Yamada-Sun Kriterium deutet dies auf eine kombinierte Versagensform durch Lochleibung und Scherbruch hin. Numerische Untersuchungen von Puzio zeigen ebenfalls, dass vollständiges Versagen aufgrund von Schädigungen in den 0°-Lagen eintritt und bestätigen somit das Ergebnis des analytischen Tools. Die analytisch ermittelte Lochleibungsfestigkeit liegt mit 694 MPa etwa 23 % oberhalb der mittleren Lochleibungsfestigkeit aus dem Versuch von 561 MPa. Eine Ursache für den Fehler könnte in der Vernachlässigung von Effekten wie Bolzenbiegung und Bolzenquerstellung liegen. Beide Effekte wurden durch Puzio in erheblichem Maße beobachtet. Vor dem Hintergrund, dass es sich um ein analytisches Tool ohne nennenswerte Parameter zur Einstellung des Ergebnisses handelt, ist die Übereinstimmung mit den experimentellen Daten als relativ gut zu bewerten. Das analytische Auslegungstool ist somit für die Betrachtung einer einfachen Bolzenverbindung geeignet.

Eine abschließende Aussage bezüglich der Anwendbarkeit des analytischen Vorauslegungstools auf mehrreihige Bolzenverbindungen ist nur durch den Vergleich mit geeigneten numerischen oder experimentellen Daten möglich. Die Berechnungsmethode zur Lastaufteilung in mehrreihigen Verbindungen aus Abschnitt 2.1 zeigt in der Literatur jedoch eine sehr gute Übereinstimmung mit experimentellen und numerischen Ergebnissen [Hut84, Söd12]. Des Weiteren ist der Grad der Vereinfachungen, die die Lastverteilung in mehrreihigen Verbindungen beeinflussen, vergleichbar mit den Vereinfachungen bezüglich der Berechnung eines einzelnen Bolzens. Aus diesem Grund ist die Annahme, dass das analytische Vorauslegungstool auch für das Design mehrreihiger Bolzenverbindungen auf Konzeptniveau geeignet ist, durchaus zulässig.

## 6.2. Kritische Betrachtung des Tools

In den Erläuterungen zur Theorie, die dem analytischen Vorauslegungstool zugrunde liegt, werden Annahmen und Vereinfachungen sowie die Auswirkungen dieser auf die Genauigkeit des Auslegungstools betrachtet. Neben Vereinfachungen führt auch die Nichtberücksichtigung bestimmter Effekte zu einer Einschränkung der Aussagekraft der analytischen Ergebnisse. Im Folgenden sollen die Grenzen des analytischen Vorauslegungstools dargestellt werden.

Da aufgrund der zweidimensionalen Beschreibung des Spannungszustandes Effekte in Dickenrichtung nicht berücksichtigt werden können, liegt auch keine Notwendigkeit zur Diskretisierung des Laminataufbaus vor. Das analytische Tool betrachtet vielmehr die Gesamtheit aller Einzellagen gleicher Orientierung und verteilt die Lasten gleichmäßig entsprechend der Steifigkeit der Einzellagen. Somit ist es nicht möglich Interaktionen zwischen Einzelschichten direkt zu betrachten. Indirekt fließt die Information über den Lagenaufbau jedoch über die in-situ Schubfestigkeit einer Einzellage in die analytischen Berechnungen ein. Der Wert der kritischen Energiefreisetzungsrate  $G_{IIc}$  ist von der Orientierung der Lagen in der betrachteten Grenzfläche abhängig [Pet13]. Ein quasi-isotropes Laminat hat somit eine höhere in-situ Schubfestigkeit als ein UD-Laminat. Je nach

---

Grad der Anisotropie des Laminats kann auf diese Weise eine Anpassung der in-situ Schubfestigkeit und somit eine indirekte Berücksichtigung des Lagenaufbaus erfolgen.

Thermische Eigenspannungen werden in der analytischen Vorauslegung vollständig vernachlässigt. Zwar liegen diese – insbesondere in FML mit geringen Metallanteilen – nachweislich in signifikantem Maße vor [Ste16]. Durch die stark auf den Bolzenrand fixierte Betrachtung des Versagensverhaltens ist eine gesicherte Aussage über die Größe dieser Spannungen jedoch nicht möglich. Die aufgrund der Behinderung der thermischen Ausdehnung in jeder Lage vorliegenden Eigenspannungen werden in den Randbereichen abgebaut. In Abhängigkeit der Größe der charakteristischen Kurve um den Bohrungsrand kann die Vernachlässigung der thermischen Eigenspannung somit zu einer Überschätzung der Verbindungsfestigkeit führen. Ein weiterer thermisch induzierter Effekt ist die Lastumverteilung durch Verformung der Verbindungsstelle. Insbesondere bei Verbindungen mit Übermaßpassung der Bolzen hat die thermische Verformung des Verbindungsbereichs eine Auswirkung auf die Lastverteilung in mehrreihigen Verbindungen. Bei großen Unterschieden des thermischen Ausdehnungskoeffizienten zwischen den Verbindungselementen führt die Behinderung der Ausdehnung der Segmente zwischen Bolzenstellen zu zusätzlichen Spannungen im Laminat.

Weiterhin ist die Validierung des Vorauslegungstools lediglich an einer einreihigen Verbindung erfolgt. Eine Bewertung des Tools hinsichtlich der Versagensvorhersage in mehrreihigen Verbindungen kann an dieser Stelle somit noch nicht erfolgen. Obwohl die Methode zur Bestimmung der Lastverteilung in mehrreihigen Verbindungen in der Literatur sehr gute Ergebnisse liefert, ist eine Überprüfung des analytischen Auslegungstools für eine abschließende Aussage bezüglich der Anwendbarkeit auf mehrreihige Verbindungen erforderlich.

Vor allem in einschnittigen Verbindungen sind Effekte aufgrund sekundärer Biegung von nicht vernachlässigbarer Bedeutung. Darüber hinaus führen beispielsweise Aufdickungen des Laminats im Verbindungsbereich zu einem exzentrischen Kraftangriff und somit zu einer weiteren Biegebelastung des Laminats. Der zweidimensionale Charakter der Betrachtung des Laminats ermöglicht die Berücksichtigung der Auswirkungen dieser Effekte auf das Festigkeitsverhalten von mehrreihigen Verbindungen nicht.

Die Validierung des analytischen Auslegungstools im vorangegangenen Abschnitt bestätigt die grundsätzliche Anwendbarkeit des Tools zum Zwecke der Vorauslegung. Mit Hilfe des Tools ist die Variation einer großen Zahl von Auslegungsparametern und die Betrachtung der resultierenden Effekte auf die Verbindungsfestigkeit möglich. Auf diese Weise können unter anderem umfangreiche Untersuchungen bezüglich des Hybridisierungspotentials von mehrreihigen Verbindungen erfolgen. Im Gegensatz zu experimentellen und numerischen Methoden ist der Aufwand dafür sehr gering. Zwar sind die so gewonnenen Ergebnisse hauptsächlich auf Konzeptniveau zu betrachten. Die qualitativen Erkenntnisse bezüglich der Auswirkungen einer lokalen Hybridisierung auf die Lastverteilung in einer mehrreihigen Verbindung, die Belastung des Laminats sowie das Versagensverhalten und die damit einhergehende Verbindungsfestigkeit dienen dem Konstrukteur jedoch als wertvolle Orientierungsmöglichkeit bei der Ausgestaltung einer solchen Verbindungsstelle.

## 7. Analytische Vorauslegung des Flügelwurzelanschlusses

Das GFEM-Modell des Flügels gibt eine Reihe von Parametern hinsichtlich Geometrie und Material für die Auslegung des Flügelwurzelbereiches vor. Basierend auf diesen Vorgaben erfolgt die Auslegung der Verbindungsstelle mit Hilfe des analytischen Vorauslegungstools, das in den Abschnitten 2 bis 5 ausführlich erläutert und in Abschnitt 6 anhand experimenteller Versuchsdaten validiert wurde.

### 7.1. Vorgaben aus dem GFEM-Modell

#### Geometrie des Übergangsbereiches

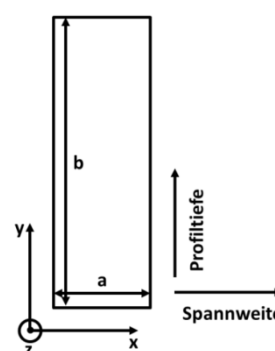
In Abbildung 1-1 in Abschnitt 1.1 ist die Flügelbox eines Langstreckflugzeugs dargestellt. Als Verbindungsbereich zur Center Wing Box wird darin der rot markierte Bereich am linken Rand, hier nur in der Oberschale markiert, festgelegt. Es handelt sich dabei um den Teil der Oberschale vom äußeren Rand bis zur ersten Flügelrippe. Die Abmaße von Vorder- zu Hinterholm und Außenrand zur ersten Rippe betragen:  $a_{\text{Profiltiefe}} = 5500 \text{ mm}$  und  $b_{\text{Rippe}} = 510 \text{ mm}$ . Verteilt über die Profiltiefe laufen die Stringer der Oberschale bis an den Außenrand. Der Abstand der Stringer variiert über die Profiltiefe von 200 mm bis 265 mm.

Da sämtliche Daten aus einem GFEM-Modell des Tragflügels extrahiert wurden, liegen keine Informationen über das detaillierte Design vor.

Aufgrund von variablen Hautdicken und variablen Lasten im Flügelmodell ist eine Entwicklung des Verbindungskonzeptes entlang der gesamten Profiltiefen nicht sinnvoll. Daher erfolgt die Konzeptentwicklung auf einem Ausschnitt des Verbindungsbereichs. Dieser ist rechteckig und eben. Die in Tabelle 7-1 aufgeführten Werte sind für Geometrie und Material zu verwenden.

7-1 Geometrie und Material für Konzeptentwicklung

Bezeichnung	Wert	Einheit
$a$	510	mm
$b$	1520	mm
$a_{\text{Verbindung}}$	350	mm
Laminatdicke	16,256	mm



7-1 Repräsentativer Ausschnitt des Verbindungsbereichs

Prinzipiell steht für die Verbindung von Außenflügel und CWB die gesamte Länge zwischen Außenrand und erster Flügelrippe zur Verfügung. Es wird davon ausgegangen, dass es erforderlich ist, den Stringer im Verbindungsbereich auslaufen zu lassen, um die Stabilität im nächst inneren Paneel zu erhalten. Basierend auf Erfahrungswerten für Stringer Run-Outs kann der Bereich frei

von Stringern auf eine Länge von  $a_{\text{Verbindung}} = 350 \text{ mm}$  gesetzt werden. Der Bereich kann nach entsprechender Analyse auch vergrößert werden.

### Material

Als Material wird ein State-of-the-Art UD-Prepreg Material, IMA/M21E, verwendet. Dieses Material findet auch bei der A350XWB Anwendung. Die Materialkennwerte sind nachfolgend in Tabelle 1 aufgeführt.

7-2 Auslegungskennwerte für IMA/M21E für eine UD-Lage

Bezeichnung	Wert	Einheit
Lagendicke	0,254	mm
Dichte	1,58	g/cm <sup>3</sup>
E-Modul, longitudinal $E_{11}$	154000	N/mm <sup>2</sup>
E-Modul, transversal $E_{22}$	8500	N/mm <sup>2</sup>
Schubmodul $G_{12}$	4200	N/mm <sup>2</sup>
Poisson-Zahl $\nu_{12}$	0,35	N/mm <sup>2</sup>
Energiefreisetzungsrate in Mode II $G_{IIc}^2$	1,54	N/mm
Zugfestigkeit, longitudinal $X_T$	2610	N/mm <sup>2</sup>
Zugfestigkeit, transversal $Y_T$	55	N/mm <sup>2</sup>
Druckfestigkeit, longitudinal $X_C$	1450	N/mm <sup>2</sup>
Druckfestigkeit, transversal $Y_C$	285	N/mm <sup>2</sup>
Schubfestigkeit $S_L$	105	N/mm <sup>2</sup>
In-situ Schubfestigkeit $S_L^{is}$	255	N/mm <sup>2</sup>

Im Referenzmodell sind keine diskreten Lagenaufbauten vorhanden. Für den Verbindungsbereich ist nur eine Steifigkeitsmatrix verfügbar. Rückrechnen mit den oben aufgeführten Materialkennwerten für auf ein Laminat mit der Verteilung (60/15/15/10) in den Orientierungen (0/45/-45/90). Die Laminatdicke variierte über die Profiltiefe zwischen  $t_{\text{min,Haut}} = 7,55 \text{ mm}$  und  $t_{\text{max,Haut}} = 16 \text{ mm}$ . Identisches Laminat wird auch für die Stringer verwendet.

Wie beschrieben, steht aus dem Globalmodell des Tragflügels kein diskreter Lagenaufbau der Haut zur Verfügung. Als initiales Laminat wird folgender Lagenaufbau festgelegt:

<sup>2</sup> Wert aus [MPTT]

[45/90/-45/0<sub>2</sub>/-45/90/45/0<sub>4</sub>/45/90/-45/0<sub>4</sub>/-45/45/0<sub>4</sub>/45/0<sub>3</sub>/-45/0<sub>2</sub>]<sub>s</sub> Die resultierende Hautdicke liegt damit bei  $t_{skin} = 16,256 \text{ mm}$  und ist in Tabelle 7-1 bereits berücksichtigt.

## Belastung

Tabelle 7-3 enthält die Belastungen der Trennstelle in den vorhandenen Lastfällen. Die zwei definierten Lastfälle repräsentieren die Maximallasten der Ober- und Unterschale der Box und berücksichtigen sowohl longitudinalen Druck als auch Zug als dominierende Belastung. Die Belastungen sind als Limit Load Lasten angegeben. Es sind die Belastungen der Haut angegeben.

7-3 Belastungen der Trennstelle bezogen auf die Breite

Lastfall	$n_x$ [N/mm]	$n_y$ [N/mm]	$n_{xy}$ [N/mm]
1	-6500	-1550	240
2	3500	250	320

## Auslegungskriterien und Sicherheitsfaktoren

Folgende Kriterien sind im Design einzuhalten:

- Festigkeit der Einzellagen des Laminats bei Ultimate Load
- Verbindungsfestigkeit bei Ultimate Load
  - Festigkeit des Laminats
  - Lochleibungsfestigkeit
  - Bolzenfestigkeit
- Reservefaktor bei Ultimate Load:  $RF_{UL} = 1$
- $UL = 1,5 \cdot LL$

Es ist ein verbessertes Strukturkonzept für den Verbindungsbereich zu entwerfen. Das Ziel der Entwicklung ist die Reduktion des Strukturgewichts. Dabei ist das Strukturgewicht der gesamten Verbindung, also Haut und Bolzen zu betrachten. Die Untersuchungen sollen auf Konzeptniveau erfolgen. Detaillierte Konstruktionen und Simulation sind nicht erforderlich.

Fachlich und aus strategischer Sicht für die Abteilung ist interessant zu untersuchen, wie sich Laminattypen und der Einbau von Metalllagen auf Festigkeit (Lochleibung), und damit auch auf das Strukturgewicht, auswirken. Eine Betrachtung der Kosten ist wünschenswert. Von Interesse ist zudem die resultierende Hautdicke, da Aufdickungen an der Flügelwurzel spannweitig abgebaut werden müssen, und sich auf die Massen und Steifigkeit des gesamten Flügels auswirken.

## 7.2. Randbedingungen

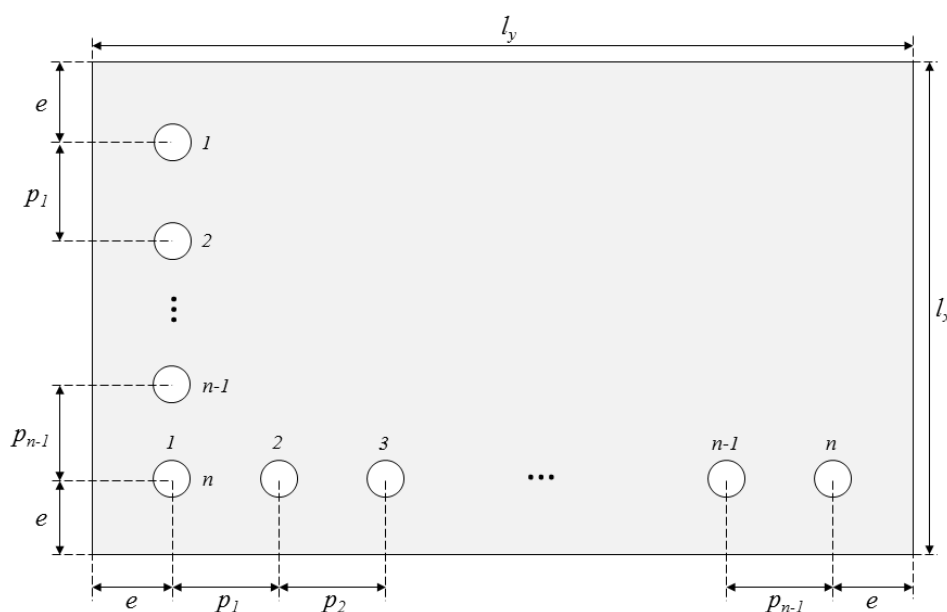
Eine wichtige Größe bei der Auslegung von mehrreihigen Bolzenverbindungen stellen die Randabstandsverhältnisse  $e/d$  und  $w/d$  sowie die Bolzenabstände  $p$  dar. Für CFK-Lamine liegen die

Werte für  $e/d$  und  $w/d$  bei etwa 3 bzw. 4 - 6 [Fin10, RSC86]. Der Bolzenabstand  $p$  wird dabei am Randabstandsverhältnis  $w/d$  angelehnt zu  $p = w$  gleichgesetzt. Für die Auslegung der Referenzkonfiguration gelten die Randabstände nach Tabelle 7-4.

7-4 Randabstände für CFK [Fin10, RSC86]

Bezeichnung	Wert	Einheit
$e/d$	3	-
$w/d$	5	-

Aus Stabilitätsgründen ist die Verbindung mit mindestens zwei Bolzenreihen entlang der x-Richtung auszuführen. Aufgrund des Zusammenhangs zwischen dem Bolzendurchmesser  $d$  und der Rand- bzw. Bolzenabstände ergibt sich ein Durchmesser  $d_{max}$ , der nicht überschritten werden darf, da ansonsten die Mindestzahl an Bolzenreihen nicht erfüllt werden kann. Eine simple Betrachtung der Verbindungsgeometrie führt zu folgendem Zusammenhang zwischen Abständen  $e$  und  $w$ , die gleichermaßen in x- und y-Richtung wirken, sowie der jeweiligen Bolzenanzahl ( $n_x$  und  $n_y$ ) und der verfügbaren Verbindungsfläche ( $l_x \times l_y$ ).



7-2 Übersicht zu den Rand- und Bolzenabständen

$$n_x = \frac{l_x - 2e}{p} + 1$$



$$n_y = \frac{l_y - 2e}{p} + 1$$

Mit  $e = 3d$  und  $p = w = 5d$  folgt die den maximalen Durchmesser  $d_{max}$ :

$$d_{max}^x = \frac{l_x}{1 + 5n_x}$$

$$d_{max}^y = \frac{l_y}{1 + 5n_y}$$

Ausschlaggebend für die Auslegung der Verbindung ist der kleinere der beiden Werte für den maximalen zulässigen Durchmesser:

$$d_{max} = \min(d_{max}^x, d_{max}^y)$$

Da mindestens zwei Bolzenreihen vorliegen sollen, gilt  $n_x = n_y = 2$  mit den Werten aus Tabelle 7-1 für  $l_x = a_{\text{Verbindung}} = 350 \text{ mm}$  und  $l_y = b = 1520 \text{ mm}$  ergibt sich der maximal zulässige Durchmesser  $d_{max}$  für die CFK-Referenzkonfiguration zu:

$$d_{max}^{CFK} = \min(31,82 \text{ mm}, 138,18 \text{ mm}) = 31,82 \text{ mm}$$

Für FML mit  $e = p = 3d$  nach [Fin10] folgt der maximal zulässige Durchmesser zu:

$$d_{max}^{FML} = \min(38,89 \text{ mm}, 168,89 \text{ mm}) = 38,89 \text{ mm}$$

Als weitere Randbedingung bezüglich des Bohrungsdurchmessers gilt, dass das Verhältnis von Laminatdicke zu Bolzendurchmesser  $t/d$  erfahrungsgemäß zwischen 0,3 und 1,8 liegen soll. Dies hängt mit dem Einfluss von  $t/d$  auf die Versagensform in einschnittigen Bolzenverbindungen zusammen. So führen sehr große  $t/d$ -Werte einer überproportionalen Belastung des Bolzens und somit zu einer Limitierung der Verbindungsfestigkeit aufgrund von Bolzenversagen. Bei sehr kleinen Verhältnissen von  $t/d$  erfolgt das Versagen bevorzugt durch Lochleibung, aufgrund hoher Schub- und Zugkräfte liegt jedoch gleichzeitig ein erhöhtes Risiko von Pull-Through-Versagen vor.

$$0,3 \leq \frac{t}{d} \leq 1,8$$

Das GFEM-Modell liefert als Laminatbelastung eine Kombination aus  $n_x$ ,  $n_y$  und  $n_{xy}$  Lasten. Als kritisch für die Auslegung werden die Kräfte in x-Richtung betrachtet. Vor diesem Hintergrund sowie der Tatsache, dass das Verhältnis  $n_x/n_{xy}$  für die Lastfälle 1 und 2 jeweils 27 bzw. 11 beträgt, erfolgt die Auslegung des Verbindungsbereichs auf die Kräfte  $n_x$  und  $n_y$ .

In Anlehnung an aktuelle Ausführungen der Center-Wing-Box mit CFK-Gehalten von über 40 % in der A350 oder A380, wird als Material der CWB-seitigen Anschlussstelle des Verbindungsbereichs das Material IMA/M21E mit dem quasiisotropen Laminataufbau (25/50/25) gewählt. Die Eigenschaften der CWB-Anschlussstelle sind in Tabelle 7-5 aufgeführt. Da die Referenzkonfiguration aus monolithischem CFK mit lokal hybridisierten Konfigurationen verglichen werden soll, ist für den Vergleich in erster Linie die flügelseitige Anschlussstelle von Interesse. Aus diesem Grund wird Versagen in der CWB-seitigen Anschlussstelle zunächst nicht betrachtet. Die Werte aus Tabelle 7-5 haben daher durch ihren Einfluss auf die Lastverteilung und das Bolzenversagen lediglich einen indirekten Einfluss auf die Auslegung der Verbindungsstelle. Dabei wird die Laminatdicke des CWB-seitigen Anschlusses stets gleich der Flügellaminatdicke gewählt.

7-5 Lamineigenschaften der CWB-seitigen Anschlussstelle

Bezeichnung	Wert	Einheit
E-Modul, longitudinal $E_{11}$	57593	N/mm <sup>2</sup>
E-Modul, transversal $E_{22}$	57593	N/mm <sup>2</sup>
Schubmodul $G_{12}$	21802	N/mm <sup>2</sup>
Poisson-Zahl $\nu_{12}$	0,32	N/mm <sup>2</sup>

Auch bei der Wahl des Bolzenmaterials gilt es keine Technologie zu bevorzugen. Daher wird dasselbe Material für alle Konfigurationen gewählt. Um zusätzlich das Potential der FML zur Übertragung sehr hoher Bolzenkräfte nicht zu begrenzen werden hochfeste Stahlbolzen in Anlehnung an Hi-Lok Passbolzen des Typs HL644 mit den mechanischen Eigenschaften aus Tabelle 7-6.

7-6 Materialeigenschaften des Bolzenmaterials PH138Mo in Anlehnung an HL644 [LIS17]

Bezeichnung	Wert	Einheit
E-Modul	210000	N/mm <sup>2</sup>
Schubmodul	79000	N/mm <sup>2</sup>
Poisson-Zahl	0,3	-
Schubfestigkeit	862	N/mm <sup>2</sup>
Dichte	7,8	g/cm <sup>3</sup>

Ein wichtiger Aspekt, der bei der Auslegung von mehrreihigen Verbindungen eine Rolle spielt, ist der Laminataufbau. Insbesondere dann, wenn eine Aufdickung des Basislaminats zur Gewährleistung der geforderten Verbindungsfestigkeit erforderlich ist, stellt sich die Frage, welche Orientierungen zur Verstärkung des Laminats auszuwählen sind. Für einreihige Bolzenverbindungen gilt im Allgemeinen, dass ein erhöhter Isotropie-Grad auch zu einer höheren Lochleibungsfestigkeit

führt. Experimentelle Untersuchungen von Fink [Fin10] an einreihigen Bolzenverbindungen zeigen, dass die Lochleibungsfestigkeit mit dem Grad der Isotropie zunimmt. So liegt die Festigkeit eines CFK-Laminats in der Konfiguration (50/40/10) über derjenigen eines (60/30/10)-Laminats und deutlich über der Festigkeit eines (70/20/10)-Laminats. Bei der Betrachtung von dreireihigen Verbindungen kehrt sich die Reihenfolge der Festigkeiten allerdings um, so dass nun das (70/20/10)-Laminat die höchste Verbindungsfestigkeit aufweist. Während in einreihigen Verbindungen nur die Kraft durch den Bolzen (Transfer-Load) wirkt, liegt in mehrreihigen Verbindungen ein Bypass-Load vor, der den Kraftfluss durch das Laminat stark beeinflusst und bei großen Werten Wangenbruch am kleinsten Nettoquerschnitt hervorruft. Ein hoher Anteil an 0°-Lagen im Laminat sorgt für eine erhöhte Festigkeit gegen Wangenbruch. Die Wahl des Laminataufbaus in mehrreihigen Verbindungen ist somit durch ein Abwägen zwischen Lochleibungs- und Wangenfestigkeit gekennzeichnet, und geht über den konzeptionellen Entwurf einer Verbindung hinaus. Das vorgegebene Basislaminat des Flügels (60/30/10) stellt unter Berücksichtigung der Transfer- und Bypass-Loads eine gute Näherung des finalen Laminataufbaus dar. Durch den hohen Anteil an 0°-Lagen wird dieser Aufbau der in x-Richtung dominierenden Last gerecht. Gleichzeitig liegt jedoch in Lastfall 1 ein nicht zu vernachlässigbarer Einfluss der y-Last vor, der keinen allzu hohen Orthotropie-Grad zulässt. Die Überlegungen dieses Absatzes führen dazu, dass bei der Auslegung des Verbindungsbereichs keine Variation des Laminataufbaus erfolgt. Die Bestimmung des endgültigen Aufbaus erfolgt im Detaildesign der Verbindung, wenn numerische und experimentelle Methoden für eine angemessene Betrachtung zur Verfügung stehen.

Die charakteristischen Abstände unter Zug und Druck weisen eine Abhängigkeit von der Probengeometrie  $e/d$  und  $w/d$  sowie dem Lochdurchmesser  $d$  auf. Darüber hinaus sind nach Camanho die charakteristischen Abstände jeweils nur für das betrachtete Laminat gültig [CL06]. Für die Vorauslegung des Verbindungsbereichs sind die Abstände daher für jeden Bohrungsdurchmesser zu ermitteln. Camanho zufolge kann jedoch ein linearer Zusammenhang zwischen dem Durchmesser der Bohrung und den charakteristischen Abständen angenommen werden, so dass die Bestimmung für die Bohrungen mit dem jeweils kleinsten bzw. größten Durchmesser erfolgt und die restlichen Werte durch Interpolation ermittelt werden.

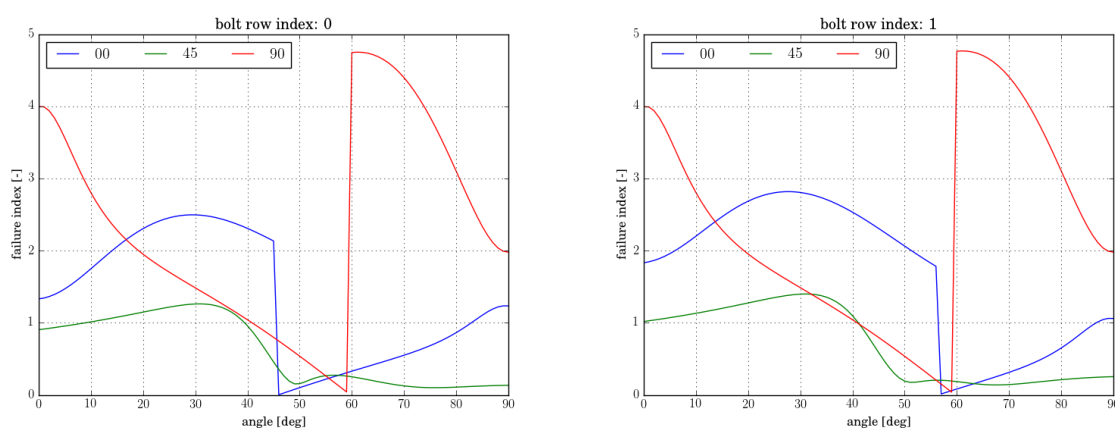
Die Auslegung erfolgt nach der Aufgabenstellung auf Ultimate Load mit einem Reservefaktor von 1. Der Belastungsfall 1 stellt die kritische Belastung dar und wird daher zur Auslegung herangezogen. Die Belastungen aus Tabelle 7-3 beschreiben die Belastung der Haut, so dass die Auslegung für die vereinfachte Geometrie der Oberschale erfolgt. Das Ergebnis gilt gleichermaßen für den Verbindungsbereich der Unterschale.

### 7.3. Referenzkonfiguration

Die Betrachtung der Verbindungsstelle mit Hilfe des analytischen Vorauslegungstools hat ergeben, dass die Verbindungsfestigkeit des Flügelwurzelanschlusses für einen Verbindungsbereich

mit einer Länge von 350 mm in Spannweitenrichtung nicht sichergestellt werden kann. Der begrenzende Faktor ist dabei nicht das Versagen im Laminat, sondern Schubversagen in den Bolzen. Eine Variation des Bolzendurchmessers hin zu sehr kleinen aber auch zu sehr großen Werten führt dabei jeweils zu einer Überlastung der Bolzen. Zum einen hat der Bolzendurchmesser einen direkten Einfluss auf die Schubspannung im Bolzen. Wird der Durchmesser bei sonst identischen Bedingungen reduziert, so erhöht sich die Schubspannung im Bolzen mit  $\tau \sim \frac{1}{d^2}$  und führt bei sehr kleinen Werten zu Schubversagen. Sehr große Werte hingegen führen aufgrund der Begrenzung des verfügbaren Verbindungsbereichs in Kombination mit den erforderlichen Bolzen- und Randabständen ( $e/d, p/d, w/d$ ) zu einer Überlastung des Bolzens durch einen zu großen Transferload. Bei steigendem Bolzendurchmesser reduziert sich dabei die Anzahl der Bolzen, die in den Verbindungsbereich integriert werden dürfen. Hierbei kommt es insbesondere an den Bolzenstellen in x-Richtung zu einem sprunghaften Anstieg der Last, wenn die Erhöhung des Bolzendurchmessers zu einer Reduzierung der Anzahl der Bolzenreihen führt. Beispielhaft sind zwei Konfigurationsmöglichkeiten dargestellt: Dabei wird bei einer vorgegebenen Dicke des Basislaminats im Flügelwurzelbereich von 16,256 mm der Bolzendurchmesser auf den maximalen Wert von 31 mm gesetzt. Das Ergebnis des Tools ist in Abbildung 7-3 und Tabelle 7-7 zu sehen.

Beispielkonfiguration 1 zeigt die Lochleibungsspannungen sowie den Versagensindex der Bolzen in der höchstbelasteten Bolzenreihe für einen Bolzendurchmesser von 31 mm. Dem Tool zufolge liegt Versagen im Laminat sowie in jedem Bolzen der höchstbelasteten Bolzenreihe vor. Während eine Laminataufdickung die Belastung der einzelnen Laminatlagen reduziert und ab einem gewissen Punkt Laminatversagen verhindert, kann die Belastung der Bolzen nur durch eine Erhöhung der Anzahl der Bolzenstellen reduziert werden. Dies erfolgt in Beispielkonfiguration 2, wobei der Bolzendurchmesser auf 21 mm festgelegt wird. Dies ist der größte Durchmesser, der gleichzeitig eine dreireihige Ausführung der Verbindungsstelle in x-Richtung ermöglicht.

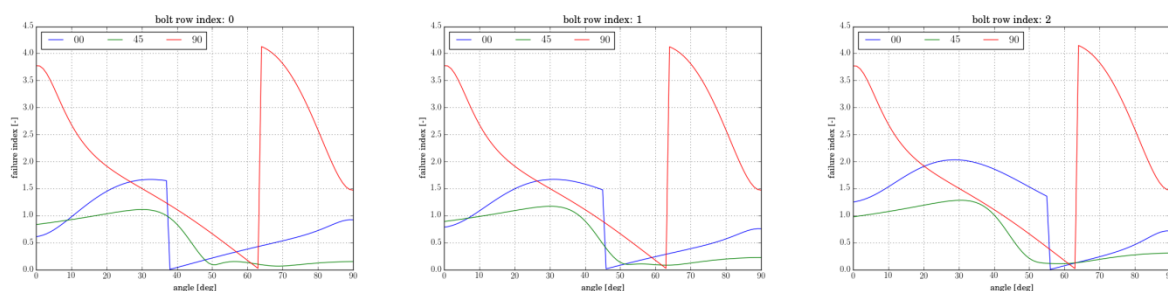


7-3 Versagensindizes für die Einzelschichten (0°, ±45°, 90°) der ersten (links) und zweiten (rechts) Bolzenreihe für Beispielkonfiguration 1:  $d = 31$  mm ( $Roc = 9,12$  mm;  $Rot = 13,71$  mm)  $n_x = 2$ ;  $n_y = 9$  (= 18 Bolzen)

### 7-7 Lochleibungsspannung und Versagensindex der Bolzen für Beispielkonfiguration 1

	Reihe 0	Reihe 1
Lochleibungsspannung [N/mm <sup>2</sup> ]	1851	1957
Versagensindex Bolzen [-]	1,43	1,52

Aus Abbildung 7-4 und Tabelle 7-8 wird deutlich, dass auch im Falle der Beispielkonfiguration 2 eine Überbelastung der Bolzen vorliegt. Zwar verteilt sich die zu übertragende Gesamtlast für diese Konfiguration auf 42 statt auf 18 Bolzen. Aufgrund des Effekts kleiner Bolzendurchmesser resultiert eine Scherbelastung, die für die Bolzen der ersten und dritten Reihe in Beispielkonfiguration 2 in einen höheren Versagensindex mündet, als noch in der ersten Beispielkonfiguration. Im Laminat führt die Erhöhung der Bolzenzahl zu einer Reduzierung der Versagensindizes in den Einzellagen. Nichtsdestotrotz wird die Festigkeit der Einzellagen auch hier um ein Vielfaches überschritten, so dass eine Aufdickung erforderlich ist.



7-4 Versagensindizes für die Einzelschichten (0°, ±45°, 90°) der höchstbelasteten Bolzenreihe für Konfiguration 2: d = 21 mm (Roc = 6,16 mm; Rot = 9,11 mm) nx = 3; ny = 14 (= 42 Bolzen)

### 7-8 Lochleibungsspannung und Fehlerindex der Bolzen für Konfiguration 2

	Reihe 0	Reihe 1	Reihe 2
Lochleibungsspannung [N/mm <sup>2</sup> ]	1314	1291	1445
Versagensindex Bolzen [-]	1,50	1,48	1,65

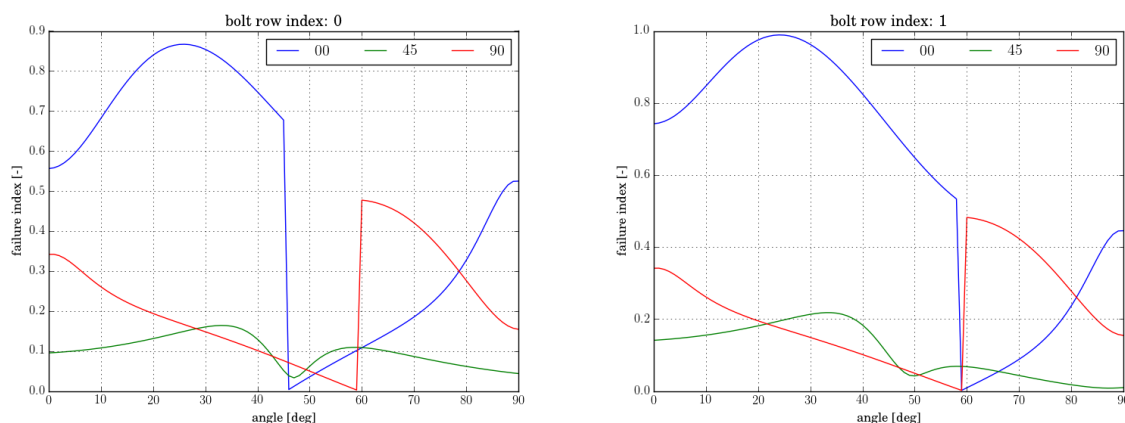
Keiner der für den Verbindungsbereich ( $a_{\text{Verbindung}}, b$ ) zulässigen Bolzendurchmesser zwischen 5 mm und 31 mm resultiert in zulässige Versagensindizes für die Bolzen der höchstbelasteten Bolzenreihe. Da die Bolzen bereits in hochfester Ausführung gewählt sind, ist eine Veränderung des Bolzenmaterials nicht sinnvoll. Es wird nun untersucht, in wie weit der Stringer Run-Out Bereich, der in Abschnitt 7.1 erwähnt wird, für die Sicherstellung der Verbindungsfestigkeit genutzt werden muss. Der maximal verfügbare Bereich beträgt 510 mm. Bei Nutzung dieses Bereichs ist im Detailed Design eine Abstimmung bezüglich der Stringer-Konfiguration erforderlich.

Die endgültige Referenzkonfiguration in Abbildung 7-6 aus monolithischem CFK erfordert die Betrachtung des gesamten Verbindungsbereichs von insgesamt 510 mm einschließlich der Fläche für den Stringer Run-Out. Der Bolzendurchmesser der einschnittigen Verbindung ergibt sich zu 44 mm, was in 2 Bolzenreihen in x-Richtung und 6 Bolzenreihen in y-Richtung resultiert. Somit sind die Ober- und Unterschale des Flügels mit jeweils 12 Bolzen an der Center-Wing-Box befestigt. Eine Variation der Laminatdicke zeigt, dass bei einem (60/30/10) Laminat eine Laminathöhe von 42,266 mm im Verbindungsbereich des Flügels erforderlich ist, um die Festigkeit des Laminats zu gewährleisten. Dies entspricht einer Aufdickung des Basislaminats des Typs (60/30/10) im Flügelwurzelbereich um den Faktor 2,6. Der hohe Anteil an 0°-Lagen ist zur Kompensation der Bypass-Lasten in x-Richtung erforderlich. Der Ausnutzungsgrad der Bolzen ist mit 0,93 bzw. 0,97 nahe dem Sollwert von 1 bei einer Auslegung auf Ultimate Load. Mit einem Bolzendurchmesser von 44 mm ergeben sich die exakten Längen des Verbindungsbereichs zu:

$$l_x^{ref} = 2 \cdot e + (n_x - 1)p = 2 \cdot 3 \cdot d + (n_x - 1) \cdot 5 \cdot d = 484 \text{ mm}$$

$$l_y^{ref} = 2 \cdot e + (n_y - 1)p = 2 \cdot 3 \cdot d + (n_y - 1) \cdot 5 \cdot d = 1364 \text{ mm}$$

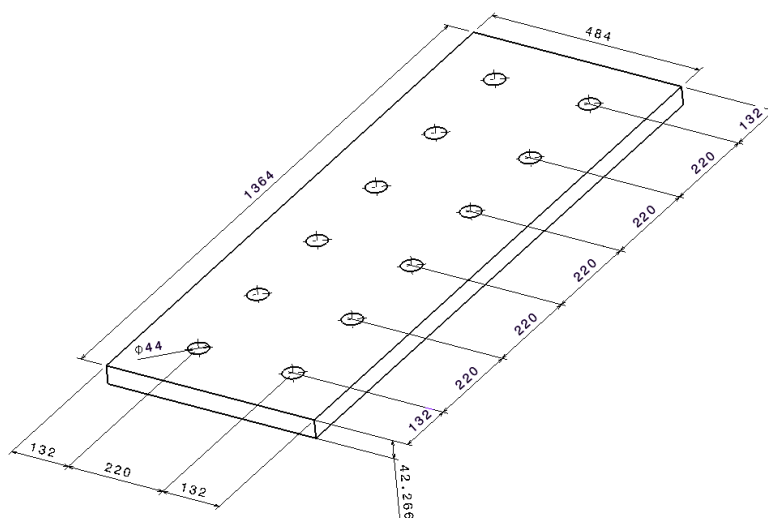
In Abbildung 7-6 ist die Referenzkonfiguration des Verbindungsbereichs, die mit Hilfe des analytischen Vorauslegungstools bestimmt wurde, dargestellt.



7-5 Versagensindizes für die Einzelschichten (0°, ±45°, 90°) der Referenzkonfiguration: d = 44 mm (Roc = 12,66 mm; Rot = 19,70 mm) nx = 2; ny = 6 (= 12 Bolzen)

7-9 Lochleibungsspannung und Fehlerindex der Bolzen für die Referenzkonfiguration

	Reihe 0	Reihe 1
Lochleibungsspannung in [N/mm <sup>2</sup> ]	652	687
Versagensindex Bolzen in [-]	0,93	0,97



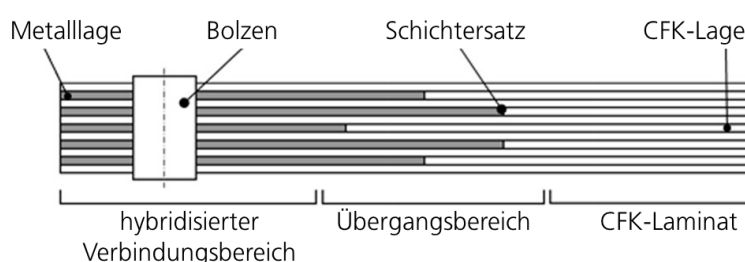
7-6 Geometrie des Verbindungsbereichs entsprechend der Referenzkonfiguration, Maße in mm

## 7.4. Auslegung der metall-hybridisierten Strukturen

Das Vorgehen für die FML-Konfigurationen erfolgt analog zur Auslegung der Referenzkonfiguration aus reinem CFK im vorangegangenen Abschnitt. Der einzige Unterschied liegt in den Rand- und Bolzenabständen, die für FML kleinere Werte annehmen, als für monolithische CFK-Laminat. So haben Untersuchungen von Fink in [Fin10] gezeigt, dass die zulässigen Rand- und Bolzenabstände für FML mit einem Metallgehalt von etwa 30 % im Bereich  $e/d = w/d \approx 3$  liegen. Basierend auf diesen Erkenntnissen, erfolgt die Auslegung mit den Abstandsverhältnissen  $e/d = w/d = 3$ . Der verfügbare Verbindungsbereich in Spannweitenrichtung wird zunächst ohne den Stringer Run-Out Bereich betrachtet. Sollte es erforderlich sein, kann auch dieser Bereich für die Auslegung herangezogen werden.

Die lokale Hybridisierung kann durch Schichtersatz- oder Schichtzusatztechniken erfolgen. Während die Schichtzusatztechnik die Dicke des monolithischen Basislaminats durch das Einbetten von Metalllagen erhöht, bleibt die Laminatdicke unter Anwendung der Schichtersatztechnik durch die Substitution von CFK- durch Metalllagen konstant. Die Schichtersatztechnik ist für die Auslegung des Flügelwurzelbereichs von besonderem Interesse, da ein exzentrischer Kraftangriff und somit ein zusätzliches Biegemoment vermieden werden kann. Darüber hinaus liegt kein zusätzlicher Gewichtsnachteil aufgrund größerer Bolzenlängen oder des Ply-Drop-Off vor, der sich bei entsprechender Aufdickung sehr weit in Spannweitenrichtung fortsetzt. Für den Flügelwurzelanschluss erfolgt die lokale Hybridisierung ausschließlich im Verbindungsbereich. Zur Sicherstellung des Anschlussgütegrads zwischen dem hybridisierten Verbindungsbereich und dem monolithischen Basislaminat liegt ein Übergangsbereich vor, in dem die Metalllagen stufenweise an den Schichtersatzpunkten auslaufen. Dabei sollte zwischen den Schichtersatzpunkten ein Abstand von mindestens 15 mm vorliegen. Weiter ist darauf zu achten, dass zunächst der Schichtersatz an

45°- und 90°-Lagen erfolgen soll, um Delamination zu vermeiden. Eine Möglichkeit zur Reduzierung der Delaminationsspannung liegt in der Perforation der Metalllagen im Randbereich, so dass der Steifigkeitssprung zwischen FVK und Metall reduziert wird [Fin10]. Das Schema der lokalen Hybridisierung ist in Abbildung 7-7 zu sehen. Als Hybridisierungsmaterial sind eine Titan- sowie eine Stahllegierung in Anlehnung an die Arbeiten von Fink [Fin10] gewählt. Bei der Titanlegierung handelt es sich um Ti-15-3-3-3, das durch Kaltverformung und thermisches Auslagern hohe Festigkeiten erreicht. Weiter wird die Federstahllegierung 1.4310 in kaltverfestigter Form betrachtet. Die Materialdaten beider Metalle sind Tabelle 7-10 zu entnehmen. Da die Hybridisierung mit der Schichtersatztechnik erfolgt, ist die Dicke der Metalllagen durch die Schichtdicke der Einzellagen des Basislaminats  $t_{ES} = 0,254 \text{ mm}$  festgelegt.



7-7 Schema der lokalen Metallhybridisierung nach [PSH17]

Ausgehend vom 60/30/10 Basislaminat erfolgt ein vollständiger Schichtersatz aller Nicht-0°-Lagen, so dass im Verbindungsbereich ein FML mit dem Aufbau 60/00/00/40 (0°/±45°/90°/Me) betrachtet wird. Dabei ist die Sicherstellung der Verbindungsfestigkeit bei gleichzeitiger Vermeidung einer Laminataufdickung wünschenswert. Da jede Metalllage ( $t_{ES}^{Me} = 0,254 \text{ mm}$ ) von zwei CFK-Lagen umgeben sein muss, um den Zusammenhalt der Struktur ohne zusätzlichen Klebstoff sicherzustellen, ist ferner zu bedenken, dass auch ein Schichtersatz von 45°- und 90°- durch 0°-Lagen sowie 0°- durch Metalllagen erforderlich ist. Der diskrete Laminataufbau ist daher in einer detaillierten Betrachtung zu generieren.

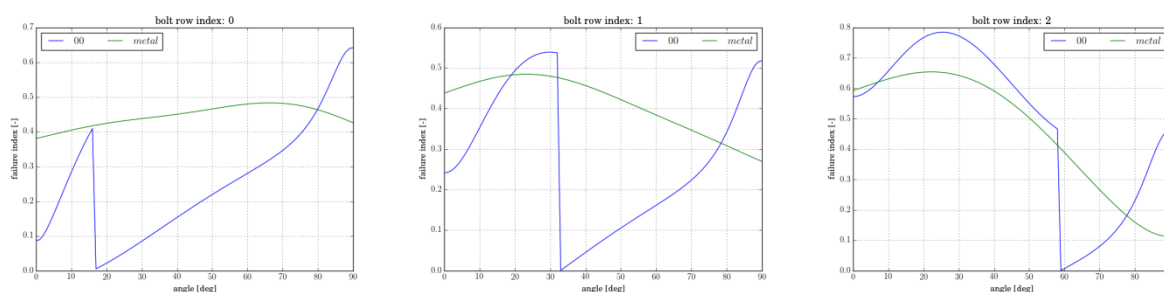
7-10 Materialdaten für Titan- und Stahllagen nach [Fin10]

Bezeichnung	Ti-15-3-3-3	1.4310	Einheit
E-Modul	116000	190000	N/mm <sup>2</sup>
Schubmodul $G_{12}$	43500	73000	N/mm <sup>2</sup>
Poisson-Zahl $\nu_{12}$	0,33	0,3	N/mm <sup>2</sup>
Fließspannung $\sigma_f$	1534	1980	N/mm <sup>2</sup>
Dichte $\rho$	4,76	7,9	g/cm <sup>3</sup>
Schichtdicke $t_{ES}$	0,254	0,254	mm



## 7.5. CFK-Ti Konfiguration

Das Resultat der Auslegung für das CFK-Ti FML unter Anwendung des analytischen Vorauslegungstools ist eine mehrreihige Verbindung mit  $n_x = 3$  und  $n_y = 16$  Bolzenreihen und einem Bohrungsdurchmesser  $d = 29 \text{ mm}$  bei einem 60/0/0/40 Laminat. Die insgesamt 48 Bolzen in der Ober- sowie Unterschale erlauben eine Gestaltung des Verbindungsbereichs ohne Aufdickung des Basislaminats. Die im Vergleich zum monolithischen Laminat kleineren erforderlichen Bolzenabstände führen dazu, dass mehr Bolzen in den verfügbaren Verbindungsbereich integriert werden können. Auf diese Weise verteilt sich die Last auf eine größere Zahl von Bolzenstellen, so dass auch die Belastung des Laminats an jeder Bolzenstelle abnimmt. In Abbildung 7-8 und Tabelle 7-11 ist zu sehen, dass die Versagensindizes keine optimale Ausnutzung der Laminat- und Bolzenfestigkeit zeigen.



7-8 Versagensindizes für die Einzelschichten (0°, Me) in der höchstbelasteten Reihe der CFK-Ti Konfiguration:  $d = 29 \text{ mm}$  (Rot = 6,93 mm; Roc = 9,32 mm)  $n_x = 3$ ;  $n_y = 16$  (= 48 Bolzen)

Eine Reduzierung des Bolzendurchmessers führt allerdings zu einer größeren Bolzenzahl im Verbindungsbereich und somit zu einem negativen Effekt auf das Gewicht sowie den Fertigungsaufwand. Die Vergrößerung des Bolzendurchmessers resultiert in einer zwei- statt dreireihigen Verbindung in x-Richtung. Für eine zweireihige Verbindung liegt eine bessere Ausnutzung der Bolzenfestigkeit vor. Aufgrund der höheren zu übertragenden Lasten pro Bolzenstelle wird allerdings die Festigkeit des Laminats überschritten. Auch die Erweiterung des Verbindungsbereichs um den Stringer Run-Out Bereich und maximale Bohrungsdurchmesser von 56 mm ermöglichen keine Konfiguration, in der die Festigkeit des Laminats ohne Aufdickung eingehalten werden kann.

7-11 Lochleibungsspannung und Fehlerindex der Bolzen für die CFK-Ti Konfiguration

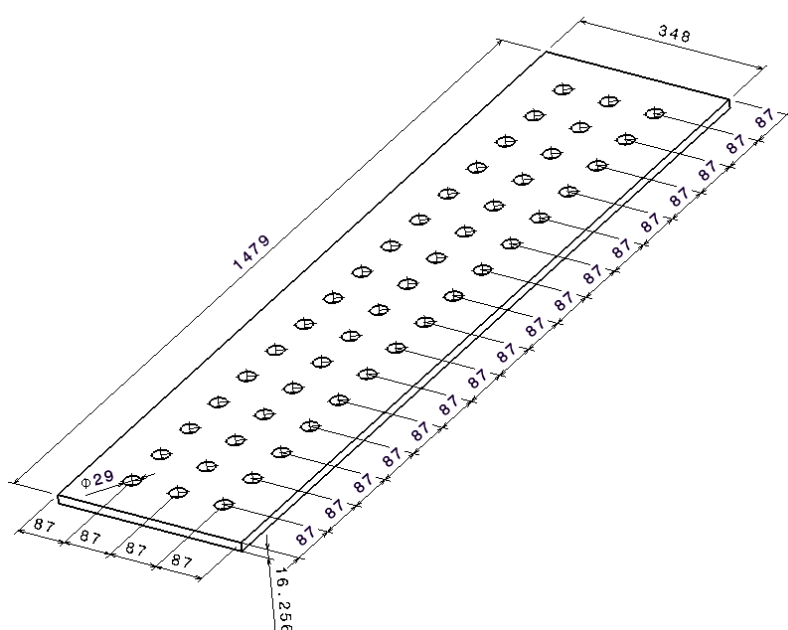
	Reihe 0	Reihe 1	Reihe 2
Lochleibungsspannung [N/mm <sup>2</sup> ]	605	610	786
Versagensindex Bolzen [-]	0,50	0,51	0,65

Der Verbindungsbereich der CFK-Ti Konfiguration ergibt sich zu:

$$l_x^{CFK-Ti} = 2 * e + (n_x - 1)p = 2 \cdot 3 \cdot d + (n_x - 1) \cdot 3 \cdot d = 348 \text{ mm}$$

$$l_y^{CFK-Ti} = 2 * e + (n_y - 1)p = 2 \cdot 3 \cdot d + (n_y - 1) \cdot 3 \cdot d = 1479 \text{ mm}$$

Somit wird zusätzlich zur Vermeidung der Aufdickung des Laminats im Verbindungsbereich auch der in der Aufgabenstellung vorgegebene Verbindungsbereich eingehalten. Für eine bessere Ausnutzung der Bolzenfestigkeit kann ein Bolzenmaterial geringerer Festigkeit eingesetzt werden.

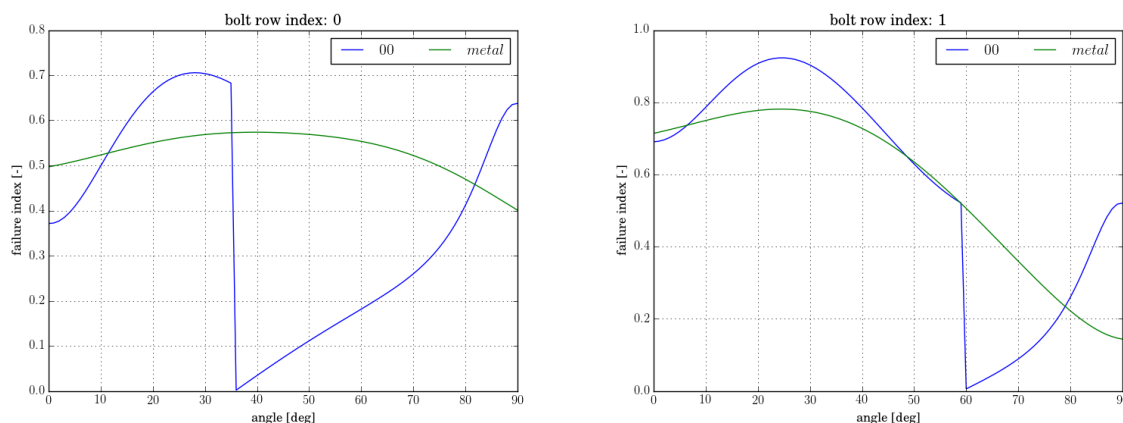


7-9 Geometrie des Verbindungsbereichs entsprechend der CFK-Ti Konfiguration, Maße in mm

## 7.6. CFK-St Konfiguration

Die Ausführung der Verbindungsstelle mit dem CFK-St FML erlaubt aufgrund der höheren Steifigkeit und Festigkeit des Metalls im Vergleich zum Titan auch eine zweireihige Verbindung. Die höhere Steifigkeit des Stahls führt zu einem höheren Lasttransfer durch die Metalllage, so dass die 0°-Lagen, die die Laminatfestigkeit in der zweireihigen CFK-Ti Konfiguration limitieren, entlastet werden. Der Vergleich der zweireihigen Ausführung mit einem Bolzendurchmesser von 38 mm und der dreireihigen Ausführung mit einem Durchmesser von 29 mm zeigt, dass die zweireihige Verbindung fertigungstechnisch aufgrund der kleineren Zahl von Verbindungsstellen (24 zu 48) sowie gewichtstechnisch aufgrund des geringen Gesamtvolumens von 24 Bolzen trotz größeren Durchmessers von Vorteil ist. Somit ist die gewählte CFK-St Konfiguration durch einen Bolzendurchmesser von 38 mm ohne Aufdickung des Laminats sowie einer 60/0/0/40 Konfiguration

charakterisiert. In Abbildung 7-10 und Tabelle 7-12 ist das Versagensverhalten der hybridisierten Verbindungsstelle dargestellt.



7-10 Versagensindizes für die Einzelschichten (0°, Me) in der höchstbelasteten Reihe der CFK-St Konfiguration:  $d = 38 \text{ mm}$  (Rot = 9,38 mm; Roc = 10,42 mm)  $n_x = 2$ ;  $n_y = 12$  (= 24 Bolzen)

Der Verbindungsbereich der CFK-St Konfiguration ergibt sich zu:

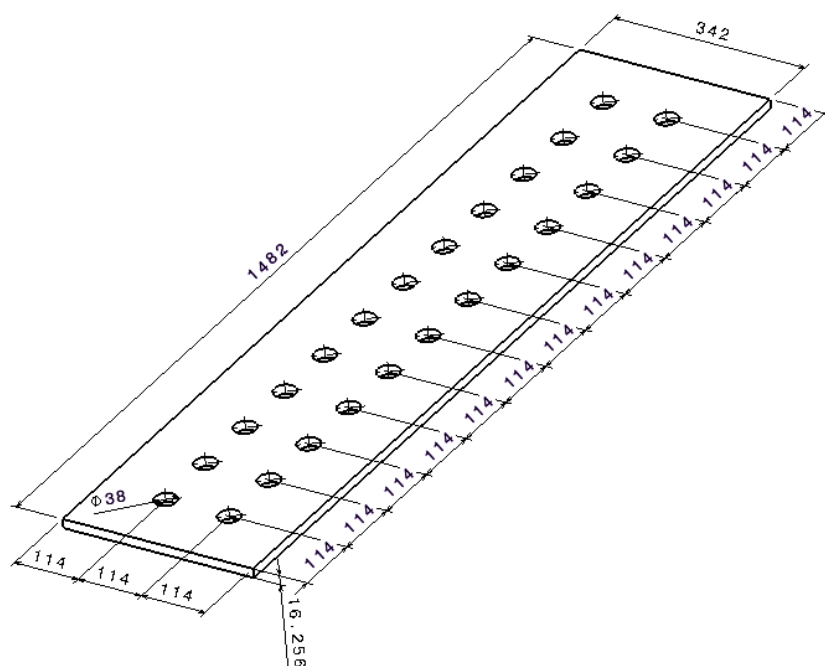
$$l_x^{CFK-St} = 2 * e + (n_x - 1)p = 2 \cdot 3 \cdot d + (n_x - 1) \cdot 3 \cdot d = 342 \text{ mm}$$

$$l_y^{CFK-St} = 2 * e + (n_y - 1)p = 2 \cdot 3 \cdot d + (n_y - 1) \cdot 3 \cdot d = 1482 \text{ mm}$$

Im Vergleich zur CFK-Ti Konfiguration erfolgt zusätzlich zur Vermeidung der Aufdickung des Laminats im Verbindungsbereich und der Einhaltung des in der Aufgabenstellung vorgegebenen Verbindungsbereichs eine Reduzierung der Bolzenzahl. Für eine bessere Ausnutzung der Bolzenfestigkeit kann auch in diesem Fall ein Bolzenmaterial geringerer Festigkeit eingesetzt werden.

7-12 Lochleibungsspannung und Fehlerindex der Bolzen für die CFK-St Konfiguration

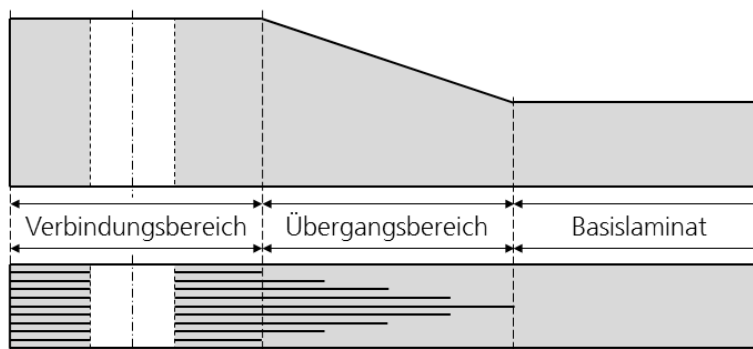
	Reihe 0	Reihe 1
Lochleibungsspannung [N/mm <sup>2</sup> ]	935	1079
Versagensindex Bolzen [-]	0,59	0,68



7-11 Geometrie des Verbindungsbereichs entsprechend der CFK-St Konfiguration, Maße in mm

## 8. Gewichts Betrachtung

Die Bewertung der drei Konfigurationen anhand ihres Gewichts erfolgt in Bezug auf das Zusatzgewicht, das infolge der Ausgestaltung des Verbindungsbereiches resultiert. Das Zusatzgewicht beinhaltet Effekte durch Aufdickung oder Hybridisierung des Laminats im Verbindungsbereich sowie die Masse der Bolzen.



8-1 Darstellung des Verbindungs- und Übergangsbereichs für ein Laminat mit Aufdickung (oben) und ein hybridisiertes Laminat (unten)

### 8.1. Vorgehen

Das zusätzliche Gewicht durch die Bolzenverbindung für die Referenzkonfiguration aus monolithischem CFK-Laminat setzt sich aus der Masse der Bolzen und der Aufdickung des Laminats im Verbindungsbereich sowie der Masse des Laminats im Übergangsbereich (Ply-Drop-Off) zusammen:

$$V_{\text{Bolzen}} = n_x \cdot n_y \cdot \frac{\pi}{4} d^2 \cdot t$$

$$V_{\text{Verbindung}}^{\text{CFK}} = l_x \cdot l_y \cdot t - V_{\text{Bolzen}}$$

$$m_{\text{Bolzen}} = V_{\text{Bolzen}} \cdot \rho_{\text{Bolzen}}$$

$$m_{\text{Laminat}}^{\text{CFK}} = V_{\text{Verbindung}}^{\text{CFK}} \cdot \rho_{\text{CFK}} - m_{\text{Basislaminat}}$$

mit

$$m_{\text{Basislaminat}} = l_x \cdot l_y \cdot t_{\text{Basislaminat}} \cdot \rho_{\text{CFK}}$$

Die Länge des Übergangsbereichs  $x_{\text{Übergang}}$  resultiert bei einem Schäftungswinkel von 1:20 und einer Aufdickung von 16,256 mm auf 42,266 mm zu 520,2 mm, so dass sich die Masse des Übergangsbereichs  $m_{\text{Übergang}}^{\text{CFK}}$  wie folgt zusammensetzt:

$$m_{\text{Übergang}}^{\text{CFK}} = V_{\text{Übergang}}^{\text{CFK}} \cdot \rho_{\text{CFK}} = \frac{1}{2} \cdot (t_{\text{Aufdickung}} - t_{\text{Basislaminat}}) \cdot x_{\text{Übergang}} \cdot l_y \cdot \rho_{\text{CFK}}$$

Die Masse der Bolzen der FML Konfigurationen berechnet sich wie bereits anhand der Referenzkonfiguration erläutert. Die Bestimmung der zusätzlichen Verbindungsmasse im Laminat des Verbindungsbereichs erfolgt mit Hilfe der Mischungsregel unter Berücksichtigung des hybriden Charakters des Verbindungsbereiches:

$$V_{\text{Laminat}}^{\text{FML}} = l_x \cdot l_y \cdot t - V_{\text{Bolzen}}$$

$$m_{\text{Laminat}}^{\text{FML}} = (1 - MVF) \cdot V_{\text{Verbindung}}^{\text{FML}} \cdot \rho_{\text{CFK}} + MVF \cdot V_{\text{Verbindung}}^{\text{FML}} \cdot \rho_{\text{Ti/St}} - m_{\text{Basislaminat}}$$

Die Länge des Übergangsbereichs  $x_{\text{Übergang}}^{\text{FML}}$  der FML Konfigurationen in denen die Metalllagen auslaufen hängt von der Anzahl der Metalllagen im Laminat  $n_{\text{Metalllagen}}$ , der Anzahl der Stoßstellen  $n_{\text{Stoßstellen}}$  sowie dem erforderlichen Abstand zwischen zwei Stoßstellen  $x_{\text{min,Stoßstelle}}$  ab. Da die erste Stoßstelle mit dem Ende des Verbindungsbereichs zusammenfällt und jeweils zwei Metalllagen symmetrisch zur Laminatmittelebene durch CFK-Lagen substituiert werden können, folgt  $x_{\text{Übergang}}^{\text{FML}}$  zu:

$$x_{\text{Übergang}}^{\text{FML}} = x_{\text{min,Stoßstelle}} \cdot n_{\text{Stoßstellen}} = x_{\text{Stoßstelle}} \cdot \frac{1}{2} (n_{\text{Metalllagen}} - 2)$$

Zur Berechnung der zusätzlichen Masse aufgrund des Übergangs aus dem hybridisierten Verbindungsbereich in das monolithische Basislaminat wird der stufenweise Übergang in einen kontinuierlichen Übergang umgewandelt, so dass das zusätzliche Gewicht im Übergangsbereich  $m_{\text{Übergang}}^{\text{FML}}$  vereinfacht berechnet werden kann.

$$m_{\text{Übergang}}^{\text{FML}} = \Delta\rho \cdot V_{\text{Metall}} = (\rho_{\text{Metall}} - \rho_{\text{CFK}}) \cdot \frac{1}{2} \cdot MVF \cdot t \cdot x_{\text{Übergang}}$$

## 8.2. Vergleich der Konfigurationen

Das Ergebnis der Gewichtsanalyse ist in Tabelle 8-2 dargestellt. Dabei ist das zusätzliche Gewicht aufgrund der unterschiedlichen Ausgestaltung der Verbindungsbereiche in den Anteilen dargestellt, die aus den Bolzen, dem Verbindungs- sowie dem Übergangsbereich resultieren. Die anteiligen Ergebnisse beziehen sich jeweils auf eine Verbindungsstelle, wobei die Verbindungsstellen in der Ober- und Unterschale identisch sind. Das zusätzliche Gewicht für einen Flügel setzt sich aus

den Anteilen der Ober- und Unterschale zusammen und ist ebenfalls in der Tabelle aufgeführt. Da nur flügelseitige Effekte berücksichtigt werden, sind Anteile der CWB in den Rechnungen nicht enthalten. Eine Übersicht relevanter Größen der drei Konfigurationen zur besseren Vergleichbarkeit der Ergebnisse kann Tabelle 8-1 entnommen werden.

8-1 Geometrische Kenngrößen der Referenzkonfiguration (CFK) und der FML (CFK-Ti und CFK-St)

		<b>CFK</b>	<b>CFK-Ti</b>	<b>CFK-St</b>
$d$	mm	44	29	38
$l_x/l_y$	mm	484/1364	348/1479	342/1482
$n_x/n_y/n_{\text{Bolzen}}$	-	2/6/12	3/16/48	2/12/24
$t_{\text{Verb.}}/t_{\text{Basis}}$	mm	42,266/16,256	16,256	16,256
$x_{\text{Übergang}}$	mm	520,2	180	180

8-2 Flügelseitiges Zusatzgewicht der Referenzkonfiguration (CFK) und der FML Konfigurationen (CFK-Ti und CFK-St) für die Ober-/Unterschale

		<b>CFK</b>	<b>CFK-Ti</b>	<b>CFK-St</b>
Bolzen	kg	6,02	4,02	3,45
Verbindungsbereich	kg	25,91	9,17	19,01
Übergangsbereich	kg	14,58	2,75	5,48
$\Sigma$ Ober- bzw. Unterschale	kg	46,51	15,94	27,94
$\Sigma$ Flügel	kg	93,02	31,88	55,88
Differenz zu CFK-Referenz	%	-	- 65,73	- 39,93

In Tabelle 8-2 deutet sich durch den Einsatz der lokalen Hybridisierung an hochbelasteten Verbindungsstellen ein großes Potential zur Gewichtseinsparung an. Für den Anschluss eines Flügels an die Center Wing Box ergibt sich unter Verwendung von Stahl als Hybridisierungspartner eine Gewichtseinsparung von etwa 40 % im Vergleich zur monolithischen Referenzkonfiguration aus CFK. Die Hybridisierung mit Titan führt in der Vorauslegung gar zu einer Gewichtsreduzierung von etwa 66 %. Dabei sind die hybriden Ausführungen der Referenzkonfiguration im Verbindungs- sowie im Übergangsbereich gewichtstechnisch überlegen.

Obwohl die Referenzkonfiguration im Vergleich zu den Hybriden nur die Hälfte bzw. ein Viertel der Bolzenanzahl aufweist, ist das zusätzliche Gewicht aufgrund der Bolzen für diese Konfiguration am größten. Dies liegt zum einen am größeren Bolzendurchmesser und zum anderen an der Aufdickung, die eine größere Bolzenlänge bei der monolithischen CFK-Konfiguration erfordert.

Auch im Verbindungsbereich ist die Referenzkonfiguration im Vergleich zu den Hybriden im Nachteil. Aufgrund der relativ großen Bolzenabstände, die im monolithischen CFK-Laminat erforderlich sind, können nicht genug Bolzen im ursprünglich verfügbaren Verbindungsbereich integriert werden. Erst die Erweiterung des Verbindungsbereichs um den Bereich des Stringer Run Outs ermöglicht eine Verbindung, die alle Festigkeitskriterien erfüllt. Der vergrößerte Verbindungsbereich führt in Kombination mit der Aufdickung des Basislaminats zur großen Masse der CFK-Referenz. Somit sind die FML im Verbindungsbereich trotz des hohen Hybridisierungsgrads von 40 % leichter als die Referenz. Die Differenz fällt für den Titanhybrid aufgrund der relativ geringen Dichte von Titan am deutlichsten aus.

Bei der Betrachtung des Übergangsbereichs sind die größten relativen Unterschiede zwischen den verschiedenen Ausführungen des Flügelwurzelanschlusses zu erkennen. Das große zusätzliche Gewicht der Referenzkonfiguration ergibt sich dabei aus dem Abbau der Aufdickung des Verbindungsbereiches. Der Ply-Drop-Off im Übergangsbereich der Referenz erstreckt sich über eine Länge von insgesamt 520,2 mm. Im Vergleich dazu ist der Übergangsbereich der FML Konfigurationen mit 180 mm nur etwa ein Drittel so groß. Des Weiteren liegt keine Aufdickung des Basislaminats vor, so dass sich die zusätzliche Masse in den Übergangsbereichen der FML Konfigurationen lediglich durch die Dichtedifferenz zwischen den auslaufenden Metalllagen und dem Basislaminatmaterial ergibt. Weiterhin ist festzuhalten, dass das analytische Vorauslegungstool aufgrund der zweidimensionalen Betrachtung den Effekt der Biegebelastung, der aus dem exzentrischen Kraftangriff bei einer Laminataufdickung resultiert, nicht erfasst. Die Kompensation dieses Effekts erfordert eine zusätzliche Aufdickung des Laminats der Referenzkonfiguration, so dass die Gewichtsvorteile der hybridisierten Konfigurationen aus Tabelle 8-2 durchaus noch größer ausfallen können.

Die analytische Vorauslegung des Flügelwurzelanschlusses und die auf diesem Ergebnis aufbauende Betrachtung der Gewichtseinsparung zeigen ein großes Potential der lokalen Hybridisierung für eine effiziente Ausgestaltung von hochbelasteten Verbindungsstellen. Aussagen bezüglich der Fertigungskosten erfordern eine detaillierte Betrachtung der einzelnen Arbeitsschritte. Wichtige Faktoren für eine wirtschaftliche Betrachtung sind zudem der Aufwand für die Fertigung der Aufdickung, das Bohren in CFK sowie FML, Materialkosten und Kosten in der Wartung des Verbindungsbereiches.



## Abbildungsverzeichnis

1-1 Tragflügel mit rot markiertem Verbindungsbereich zur Center-Wing-Box.....	5
1-2 Schematischer Aufbau des analytischen Vorauslegungstools .....	6
2-1 Beispiel einer mehrreihigen, einschnittigen Verbindung.....	8
2-2 Schematische Darstellung des Vorgehens zur Bestimmung der Lastverteilung .....	9
2-3 Eindimensionales Federmodell eine n-reihigen Verbindung .....	11
2-4 Verbindungsstelle zwischen den Fügeteilen A und B .....	12
2-5 Vereinfachte Betrachtung der Kraftübertragung zwischen Bolzen und Laminat.....	14
3-1 Schematische Darstellung der Lastfälle .....	16
3-2 Vernetzung der Platte .....	19
3-3 Spannungen am Lochrand.....	20
3-4 Spannungen am Lochrand für Platte mit $d = 16$ mm und $P = 500$ N.....	20
3-5 Spannungen am Lochrand für eine Platte mit $d = 8$ mm und $P = 100$ N.....	21
3-6 Spannungen am Lochrand für eine Platte mit $d = 16$ mm und $P = 100$ N.....	21
3-7 Spannungen am Lochrand für eine Platte mit $d = 32$ mm und $P = 100$ N.....	21
3-8 Radialspannungen entlang des Pfades für eine Bohrung mit $d = 8$ mm.....	22
3-9 Radialspannungen entlang des Pfades für eine Bohrung mit $d = 32$ mm.....	22
3-10 Spannungen am Lochrand für $0^\circ$ -Lage (links) und $45^\circ$ -Lage (rechts) .....	23
3-11 Spannungen am Lochrand für $90^\circ$ -Lage (links) und Titan-Lage (rechts) .....	23
4-1 Schematische Darstellung der Lastfälle $N_x$ und $N_y$ .....	25
4-2 Darstellung der Koordinatentransformation.....	26
4-3 Superposition der Lastfälle $N_x$ und $N_y$ .....	27
4-4 Spannungsverteilung im relevanten Bereich einer $0^\circ$ -Lage.....	27
4-5 Überlagerte Spannungsverteilung am Bohrungsrand aufgrund der kombinierten Belastung	28
4-6 Randbedingungen des FE-Modells bezüglich der Lasteinleitung und Lagerung .....	29
4-7 Resultierender Kraftvektor für den Lastfall 1 .....	29
4-8 Spannungen am Bohrungsrand aufgrund der kombinierten Belastung in einer $0^\circ$ -UD-Lage.	30
4-9 Spannungen am Bohrungsrand aufgrund der kombinierten Belastung in einer $0^\circ$ -UD-Lage.	30
4-10 Bypass-Spannungsverlauf um den Bohrungsrand.....	31
5-1 Charakteristische Kurve .....	34
6-1 Versagensindex für die Orientierungen im Laminat .....	40
6-2 Längs-, Quer- und Schubspannungsverläufe für eine $45^\circ$ -Lage und eine $90^\circ$ -Lage .....	40
7-1 Repräsentativer Ausschnitt des Verbindungsbereichs .....	43
7-2 Übersicht zu den Rand- und Bolzenabständen .....	46
7-3 Versagensindizes für die Einzelschichten.....	50
7-4 Versagensindizes für die Einzelschichten.....	51
7-5 Versagensindizes für die Einzelschichten.....	52
7-6 Geometrie des Verbindungsbereichs entsprechend der Referenzkonfiguration.....	53
7-7 Schema der lokalen Metallhybridisierung.....	54

---

7-8 Versagensindizes für die Einzelschichten in der CFK-Ti Konfiguration.....	55
7-9 Geometrie des Verbindungsbereichs entsprechend der CFK-Ti Konfiguration.....	56
7-10 Versagensindizes für die Einzelschichten in der CFK-St Konfiguration .....	57
7-11 Geometrie des Verbindungsbereichs entsprechend der CFK-St Konfiguration .....	58
8-1 Darstellung des Verbindungs- und Übergangsbereichs.....	59

## Tabellenverzeichnis

6-1 Materialeigenschaften T700/M21 und Versuchsdaten.....	39
7-1 Geometrie und Material für Konzeptentwicklung .....	43
7-2 Auslegungskennwerte für IMA/M21E für eine UD-Lage .....	44
7-3 Belastungen der Trennstelle bezogen auf die Breite .....	45
7-4 Randabstände für CFK.....	46
7-5 Lamineigenschaften der CWB-seitigen Anschlussstelle .....	48
7-6 Materialeigenschaften des Bolzenmaterials PH138Mo in Anlehnung an HL644.....	48
7-7 Lochleibungsspannung und Versagensindex der Bolzen für Beispielkonfiguration 1 .....	51
7-8 Lochleibungsspannung und Fehlerindex der Bolzen für Konfiguration 2 .....	51
7-9 Lochleibungsspannung und Fehlerindex der Bolzen für die Referenzkonfiguration .....	52
7-10 Materialdaten für Titan- und Stahllagen nach .....	54
7-11 Lochleibungsspannung und Fehlerindex der Bolzen für die CFK-Ti Konfiguration .....	55
7-12 Lochleibungsspannung und Fehlerindex der Bolzen für die CFK-St Konfiguration.....	57
8-1 Geometrische Kenngrößen der Referenzkonfiguration und der FML.....	61
8-2 Flügelseitiges Zusatzgewicht der Referenzkonfiguration und der FML Konfigurationen.....	61

## Literaturverzeichnis

- Alu11 Aluko, Olanrewaju: An Analytical Method for Failure Prediction of Composite Pinned Joints, World Congress on engineering, 2011
- And11 Andriamampianina, Jose et al.: Determining load distribution between the different rows of fasteners of a hybrid load transfer bolted joint assembly, Aerospace Science and Technology, 2011
- Cam05 Camanho, P.P. et al.: Enhanced Design Methods for Mechanically Fastened Joints in Composite Structures, European Conference on Spacecraft Structures, Materials & Mechanical Testing, 2005
- CL06 Camanho, P. P. and Lambert, M.: A design methodology for mechanically fastened joints in laminated composite materials, Composite Science and Technology, 2006
- CPML05 Camanho, P.; Portela, P. Melro, A.; Lambert, M.: Enhanced design methods for mechanically fastened joints in composite structures, Spacecraft Structures, Materials and Testing, 2005

- 
- CSS82 Chang, F.; Scott, R.; Springer, G.: Strength of Mechanically Fastened Composite Joints, Journal of Composite Materials, 1982
- Die06 Diem, Heiko: Tragfähigkeit von Bolzenverbindungen in dickwandigen Faserverbundstrukturen, TU München, Dissertation, 2006
- EHS07 Echavarria, C.; Haller, Peer; Salenikovich, Alexander: Analytical study of a pin-loaded hole in elastic orthotropic plates, Composite Structures, 2007
- Ekh06 Ekh, J.: Multi-Fastener Single-lap Joints in Composite Structures, Dissertation, Department of Aeronautical and Vehicle Engineering, 2006
- Ems17 Ems, Elisabeth: Berechnung des Spannungszustandes einer radial vorgespannten Bolzenverbindung, DLR Institut für Faserverbundleichtbau und Adaptronik, 2017
- Fin10 Fink, Axel: Lokale Metall-Hybridisierung zur Effizienzsteigerung von Hochlastfügestellen in Faserverbundwerkstoffen, Dissertation, Deutsches Zentrum für Luft und Raumfahrt, Institut für Faserverbundleichtbau und Adaptronik, 2010
- FKH06 Fink, A.; Kolesnikov, B.; Herbeck, L.: Effizienzsteigerung von Hochleistungsfaserverbundstrukturen durch lokale CFK/Metall Verstärkung, Deutscher Luft- und Raumfahrt-kongress, 2006
- Hau03 Hausmann, J.M.: Modellierung und optimierung faserverstärkter Titanlegierungen, Dissertation, RWTH Aachen, 2003
- Hut84 Huth, Heimo: Zum Einfluss der Nietnachgiebigkeit mehrreihiger Nietverbindungen auf die Lastübertragungs- und Lebensdauervorhersage, Dissertation, Fraunhofer Institut für Betriebsfestigkeit, 1984
- KAC04 Kweon, J.-H.; Ahn, H.-S.; Choi, J.-H.: A new method to determine the characteristic lengths of composite joints without testing, Composite Structures, 2004
- Lek87 Lekhnitskii, S. G.: Theorie of Anisotropic Plates, 3<sup>rd</sup> Edition, Gordon and Breach Science Publishers, 1987
- LIS17 LISI AEROSPACE: Hi-Lok Pins (Homepage visited on 23.11.2017)  
<http://www.lisi-aerospace.com/products/fasteners/externally-threaded/pin/Pages/hi-lok.aspx>
- Mic13 Michel, Martin: Erstellung und Validierung eines Berechnungstools zur Ermittlung der Festigkeiten von Bolzenverbindungen in Faserverbundbauteilen, IB 131-2013/14, Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt, Institut für Faserverbundleichtbau und Adaptronik, 2013
- MPTT Moutsompegka, E.; Polydorpoulou, P.; Tserpes, K.I.; Tornow, C.: The effects of pre-bond contamination with de-icing fluid on the mode-I and mode-II fracture toughness of composite bonded joints, Project COMBONDT report no. 636494
- Pet13 Petersen, E.: Dokumentation der Versuchsdurchführung in WP5300, Forschungsverbund Oberstufe, Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt, 2013
- PDCl+05 Pinho, S.; Davila, C.; Camanho, P. Iannucci, L.; Robinson, P.: Failure Models and Criteria for FRP Under In-Plane or Three-Dimensional Stress States Including Shear Non-Linearity, NASA/TM-2005-213530, 2005

- 
- PSH17 Petersen, E.; Stefaniak, D.; Hühne, C.: Experimental investigation of load carrying mechanisms and failure phenomena in the transition zone of locally metal reinforced joining areas, *Composite Structures*, 2017
- RSC86 Rammkumar, R. L.; Saether, E.S.; Cheng, D.: Design Guide for Bolted Joints in Composite Structures, Technical Report, NASA, 1986
- Söd12 Söderberg, Johan: A finite element method for calculating load distributions in bolted joint assemblies, Linköping University, SAAB Report LN-003297, 2012
- Ste16 Stefaniak, Daniel: Improving residual strength of unidirectionally reinforced plastic laminates by metal layering, Dissertation, DLR, 2016
- TR46 Tate, S. B.; Rosenfeld, S. J.: Preliminary Investigation on Loads Carried by Individual Bolts in Bolted Joints, NACA TM-1051, 1946
- Vog47 Vogt, F.: The load distribution in bolted or riveted joints in light-alloy structures, NACA TM-1135, 1947
- WAT08 Witworth, H; Aluko, O.; Tomlinson, N.: Application of the point stress criterion for the failure of composite pinned joints, *Engineering Fracture Mechanics*, 2008
- WN74 Whitney, J.M. und Nuismer, R.J.: Stress fracture criteria for laminated composites containing stress concentrations, *Journal of Composite Materials*, 1974
- WOB03 Witworth, H.; Othieno, M.; Barton, O. .: Failure analysis of composite pin loaded joints, *Composite Structures*, Vol. 59, 2003
- YS78 Yamada. S.E. amd Sun, C.T.: Analysis of Laminate Strength and Its Distribution, *Journal of Composite Materials*, Vol.12, 1978
- ZU84 Zhang, Kai-Da und Ueng, Charles E. S.: Stresses Around a Pin-loaded Hole in Orthotropic plates, *Journal of Composite Materials*, Vol. 18, 1984