

1 Einleitung

Aus dem Bereich des Flugzeugbaus kommt ständig die Forderung nach Verwendung leichter Werkstoffe. Dies findet einerseits seine Begründung in der ökologisch motivierten Forderung nach möglichst geringem Kraftstoffverbrauch, auf der anderen Seite stehen wirtschaftliche Gründe wie niedrige Betriebskosten, große Wartungsintervalle, große Reichweiten der Flugzeuge bei hohem Fluggastaufkommen (Reduzierung der Life-Cycle-Cost) im Vordergrund. Diese Forderungen bündeln sich in dem Verlangen nach Leichtbauwerkstoffen in möglichst großen Flugzeugen und führen zwangsweise zu der Notwendigkeit des Einsatzes neuer Fertigungsmethoden und Technologien der Bearbeitung. Zusätzlich werden hohe Sicherheitsanforderungen an Flugzeuge gestellt. Technologisch kommt dieser Forderung nach einer schadensunanfälligen Rumpfstruktur (damage tolerant structure) gleich, die beim Auftreten eines Schadens über einen definierten Zeitraum in der Lage ist, die im Betrieb auftretenden Belastungen ohne Gesamtbauteilversagen zu ertragen. Mit dem Airbus Typ A380 befindet sich das größte Passagierflugzeug in der Geschichte der zivilen Luftfahrt in der Entwicklung, mit einem großen Anteil an CFK-Bauteilen sowie Rumpfschalen aus dem Faser-Metall-Laminat Glare (glass reinforced, **Bild 1.1**) [53, 148].

Beim Zusammenfügen einzelner Bauteile in klassischer Schalenbauweise zu einer Rumpfstruktur wird in den meisten Fällen die Niettechnik in unterschiedlichen Technologien verwendet. Für eine optimale Fluchtung der Nietbohrungen ist es erforderlich, die Bauteile und damit häufig die Komposition der verschiedenen Werkstoffe (Schichtverbunde) zusammen zu bearbeiten. Um das ehrgeizige Ziel einer möglichst hohen Gewichtsreduzierung im Vergleich zu bestehenden Flugzeugtypen zu erreichen, werden bei der Konstruktion neuer Flugzeuge vermehrt hochwertige und zugleich leichtere Werkstoffe eingesetzt. Zu diesen leichten Werkstoffen zählen neben dem traditionell verwendeten Aluminium und Titan in Form von Verstärkungselementen, kohlenstofffaserverstärkte Kunststoffe (CFK) in unterschiedlichen Ausprägungen sowie der neue Werkstoff Glare, ein Glasfaser-Aluminium-Schichtverbund, der auch vor dem Hintergrund der Forderung nach einer ermüdungsresistenten Struktur entwickelt wurde. Wenn auch bereits an einigen ausgewählten Stellen das Nieten durch Laserschweißverfahren ersetzt wird, so stellt doch die Niettechnik insbesondere in der Rumpfstruktur, die durch sogenannte

Spante und Stringer versteift wird, nach wie vor die zentrale Fügetechnik dar. Allerdings können durch Laserschweißen längst nicht alle eingesetzten Werkstoffe bzw. Schichtverbunde gefügt werden. So eignet sich nach dem heutigen Stand der Technik beispielsweise auch Glare auf Grund seines Schichtaufbaus nicht zum Schweißen [100].

Das Bohren eines Schichtverbundes stellt eine anspruchsvolle Aufgabe dar, da die zu wählenden Schnittbedingungen, der Schneidstoff und die Schneidteilgeometrie nur Kompromisse zu den optimalen Parametern der zu bearbeitenden Einzelwerkstoffe darstellen können. So steht im Rahmen dieser Arbeit insbesondere der Werkstoff Glare und seine Zerspanbarkeit beim Bohren im Mittelpunkt der Untersuchungen. Die Entwicklung von Bohr- und Reibwerkzeugen bringt eine ausführliche Untersuchung der Zerspankräfte, der bei der Zerspanung auftretenden Temperaturen sowie des Werkzeugverschleißes mit sich. Hinzu kommen Bohruntersuchungen bei Schichtverbunden als Kombination mehrerer der genannten Werkstoffe.

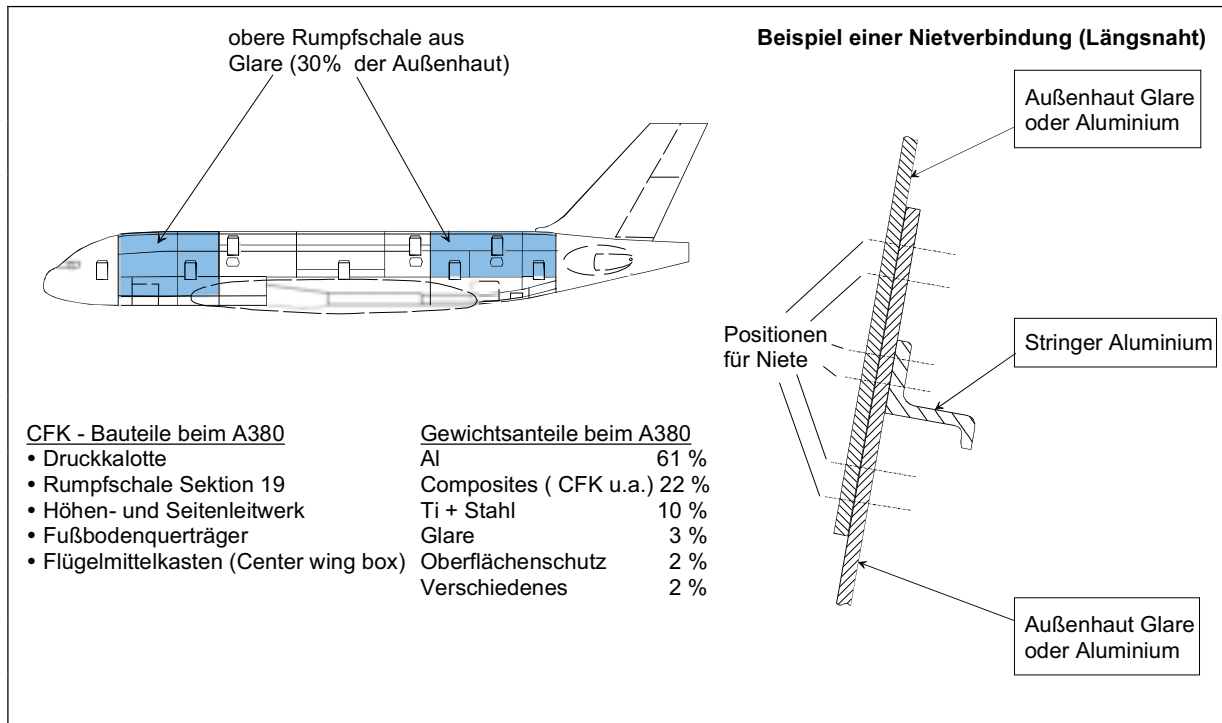


Bild 1.1: Einsatz von CFK- und Glare-Bauteilen beim Airbus A380
[9, 51, 55, 82, 101]

2 Stand der Erkenntnisse

2.1 Bohr- und Nietprozesse im Flugzeugbau

Die Schichtverbunde bestehen aus mehreren Blechen meist unterschiedlicher Werkstoffe, die bei Metallen häufig mit Lackschichten als Oberflächenschutz, bei kohlenstofffaserverstärkten Kunststoffen mit Kupfer- bzw. Glasfaserschichten versehen sind. Zwischen den Blechen befindet sich jeweils eine im Vergleich mit den Blechdicken relativ dünne Dichtmasseschicht. Zusätzlich findet bei faserverstärkten Bauteilen ein Dickenausgleich durch sogenannte Ausgleichsmassen (Shim) statt. Die zu verbindenden Bauteile stellen somit einen makroskopisch inhomogenen Verbund dar, der nicht der Definition eines Verbundwerkstoffes entspricht, sondern als Stoffverbund zu bezeichnen ist [102].

Aluminium-Legierungen bilden den größten Anteil der im zivilen Flugzeugbau verwendeten Werkstoffe. In Bereichen, in denen hochfestere Werkstoffe aufgrund höherer Beanspruchungen notwendig sind, werden Titan- (z.B. Crack-Stopper) und Stahl-Legierungen (z.B. Cr-Ni-Legierungen in Türrahmen) eingesetzt [43]. Einen stetig wachsenden Anteil haben die Faserverbundwerkstoffe (Composites), da sie eine Verringerung des Flugzeuggewichtes mit den sich daraus ergebenden wirtschaftlichen Vorteilen ermöglichen. Bei dem im Bau befindlichen Flugzeug Airbus A380 werden erstmals auch Faser-Metall-Lamine (FML) berücksichtigt, wobei Glare als Stoffverbund (Schichtverbund) aus Aluminium und Glasfaserschichten zur Zeit der wichtigste Vertreter ist. Es werden neben der Gewichtsersparnis ein besseres Ermüdungsverhalten sowie niedrigere Inspektions- und Wartungskosten (schadenstolerante Flugzeugstruktur) erwartet [159]. Somit ist es möglich, je nach Beanspruchung einen Stoffverbund zu konstruieren, der eine geringe Dichte bei hoher Festigkeit aufweist und dem jeweiligen im Betrieb auftretenden Belastungsfall angepasst ist. Diese Anpassungsfähigkeit ist ein Charakteristikum der Verbundwerkstoffe und Stoffverbunde, stellt damit aber gleichzeitig ein großes Problem für die Fertigungstechnik dar, da zur Bearbeitung der Einzelwerkstoffe bezüglich optimaler Ergebnisse unterschiedliche Technologien, Werkzeuge und Prozessparameter benötigt werden.

Beim Fügen der einzelnen Bauteile und damit auch der Schichtverbunde wird im Flugzeugbau neben der Niettechnik (Formschluß, Kraftschluß) das Metallkleben und Laserstrahlschweißen (Stoffschluß) eingesetzt.

Beim Metallkleben steht dem Vorteil einer geringen Beeinträchtigung des Werkstoffgefüges der Nachteil einer geringen Temperaturbeständigkeit gegenüber. Außerdem sollte eine Zugbelastung senkrecht zur Klebefläche möglichst vermieden werden, vielmehr sollte die Kraftübertragung nur durch Schubspannungen in der Klebeebene erfolgen. Eine Vorbehandlung der Oberfläche ist notwendig, um eine optimale Haftung zu gewährleisten [47, 53]. Allerdings ist das Kleben das „fasergerechteste“ Fügeverfahren, wenn Bauteile unter Beteiligung von faserverstärkten Kunststoffen zu verbinden sind. Hierbei sollen die Fügeteile an den Verbindungsstellen geschäftet, treppenartig gefräst oder an den Fügestellen mit Verstärkungen versehen sein. Bezüglich des Bohrens wurde nachgewiesen, dass die Spannungsspitzen im Bereich von Nietbohrungen als Folge der Unterbrechung des Faserverlaufes und damit des Hauptbelastungsträgers nicht so gravierend sind, wie ursprünglich einmal angenommen wurde. Zudem können diese Stellen im Verbundwerkstoff durch Einlagerung zusätzlicher Faserschichten verstärkt oder alternativ Verbindungselemente aus (faserverstärkten) Kunststoffen eingesetzt werden. [46, 118].

Das Laserstrahlschweißen besitzt einige Vorteile in Bezug auf die berührungslose Bearbeitung durch den Laserstrahl, der bekanntermaßen keinem Verschleiß unterliegt, die Möglichkeit einer hohen Automatisierbarkeit besitzt und das Erreichen hoher Schweiß- und Bearbeitungsgeschwindigkeiten bei geringer thermischer Werkstoffbeeinflussung in einer schmalen Einflusszone zulässt. Auch ist die prozesssichere Anwendbarkeit bei einer Reihe von Werkstoffen nachgewiesen. Im Flugzeugbau lassen sich allerdings bisher nur einige ausgewählte Fügeprozesse finden, z.B. das Schweißen von Längsnähten an Rumpfbauteilen aus Aluminium. Dies begründet sich nicht nur durch den hohen operativen Aufwand, sondern auch durch die spezifischen Schwierigkeiten in Folge des hohen optischen Reflexionsgrades sowie des hohen Wärmeleitkoeffizienten von Aluminium. Ferner treffen an den Verbindungsstellen häufig Bauteile aus sehr unterschiedlichen Werkstoffen zusammen, die auch mit herkömmlicher Schweißtechnik nicht zu fügen

wären. In vielen Bereichen ist außerdem die Zugänglichkeit der Fügenaht für eine Anwendung des Laserstrahlschweißens nicht gegeben [41]. Tatsächlich verspricht sich aber der Flugzeugbau vom Einsatz der Laserstrahltechnik eine Reduktion von Produktionskosten, eine Gewichtseinsparung durch geringeren Materialeinsatz, ein verbessertes Korrosionsverhalten bezogen auf den Wegfall von Bohrungen und Nieten, den Verzicht auf Dichtmassen und die Optimierung der Konstruktion von Fügestellen [51, 100]. So wird beispielsweise bei der Fertigung des Airbus A380 durch Einsatz des Laserstrahlschweißens bei den Schalen etwa 10% des Gewichtes durch Wegfall der Nieten eingespart [53, 101].

Das Nieten ist somit zwar das konventionellste Verfahren, aber auch die Technologie mit höchster Flexibilität und vielfältiger Erfahrung. Der Nachteil des Nietens im Flugzeugbau ist das zusätzliche Gewicht, verursacht durch die Vielzahl erforderlicher Nieten. Vor dem Nieten müssen die Bleche zur Gewährleistung einer korrekten Fluchtung der Bohrungsachsen der Einzelbleche im Verbund gebohrt werden. Jede Veränderung im Aufbau der Schichtverbunde besitzt dabei Einfluss auf den Bohrprozess, da die verwendeten Werkstoffe eine sehr unterschiedliche Zerspanbarkeit aufweisen können, aber dennoch möglichst nur mit einem Werkzeug in einem Fertigungsschritt zu bohren sind. Dieses erhöht neben der Forderung nach Reduktion der Schmiermittelmenge durch Minimalmengenschmierung (MMS) oder der Komplett-Trockenbearbeitung die Anforderungen an die Schneidstoffe. Die Fertigungsverfahren Bohren, Aufbohren und Reiben nehmen auf Grund der spezifischen Verfahrensmerkmale eine Schlüsselstellung bei der Herstellung von Nietbohrungen ein [21, 43].

Um die verschiedenen Strukturen, z.B. einzelne Schalen zu Sektionen, durch Nieten zu verbinden, sind mehrere Arbeitsschritte notwendig. Zunächst werden die zu verbindenden Teile mit Hilfe von Vorrichtungen zueinander ausgerichtet und fixiert. Anschließend werden maschinell oder manuell Bohrungen eingebracht, wobei die Positionsfindung über NC-Steuerungen oder Schablonen erfolgt, aber auch über Führungszapfen am Bohrwerkzeug, sofern Vorbohrungen vorhanden sind. Die Rechtwinkligkeit der Bohrungsachse zur Werkstückoberfläche wird durch Vorrichtungen gewährleistet.

Nachdem alle vorgegebenen Bohrungen in die zu verbindenden Bauteile eingebracht sind, werden diese wieder auseinander genommen, die Bohrungen entgratet und die Bohrspäne entfernt. Danach wird eine Dichtmasse, welche die Druckdichtigkeit der späteren Flugzeugkabine garantiert, auf die Fügeflächen sowie bei CFK-Bauteilen häufig zusätzlich eine Ausgleichsmasse (Shim) zum Ausgleich von Dickenunterschieden auf die Bauteile gebracht.

Nach erneuter Zusammenführung und Ausrichtung der zu verbindenden Teile werden in 50% der Vorbohrungen Heftblindniete oder Schraubhefter gesetzt, um die Lage der Strukturelemente zueinander zu fixieren. Die übrigen Vorbohrungen werden manuell, mit semi- oder mit Hilfe von vollautomatisierten Anlagen aufgebohrt, um die vorgesehenen Niete (z.B. Passniete) aufzunehmen. Nach den Berechnungen der Nietverbindung müssen die Bohrungsdurchmesser ein festgelegtes Toleranzfeld einhalten, das wesentlich aus dem Verhältnis von Nietdurchmesser zu Klemmlänge resultiert. Zur Fertigung der Passbohrungen werden vergleichbar dem Vorbohren druckluftgetriebene Maschinen eingesetzt, die beim manuellen Bohren mit Anschlaghülse oder Dreibein ausgerüstet sind. Bei der Verwendung von langen Bohrern, um an schwer zugängliche Bohrpositionen zu gelangen, können Bohrbuchsen zur Führung der Werkzeuge Anwendung finden. Bei den Bohrwerkzeugen werden je nach Anwendungsfall Vollbohr-, Aufbohr- und Stufenbohrwerkzeuge sowie Werkzeuge mit Führungszapfen, Bohrsenker und Reibahlen eingesetzt. Dies zeigt deutlich, dass nicht immer von einem einstufigen Bohrprozess ausgegangen werden kann.

Nach Fertigung der Senkungen oder Anfasungen der Bohrungen, um das korrekte Aufliegen des Nietkopfes zu gewährleisten, werden die Bohrungen auf der Bohreraustrittseite kontrolliert. Übersteigen die Grathöhen das zulässige Höchstmaß von 0,2 mm, werden die entsprechenden Bohrungen manuell entgratet. Eventuell ist eine Reinigung der Bohrungen von Spänen, Stäuben oder Schmutz erforderlich. Oberflächenbeschädigungen der zu fügenden Bauteile, z.B. beim Bohren durch auf der Oberfläche reibende Späne, sind unzulässig und müssen ausgebessert werden. In die fertiggestellten Bohrungen werden jetzt die endgültigen Passniete gesetzt. Um auch hier die Dichtigkeit der Verbindung sicher zu stellen, wird Dichtmasse zwischen die Niete und Bohrungswand gebracht. Es folgt eine Kontrolle der Qualität der

Nietverbindung, z.B. der Nietschaftüberstände, um Nietfehler zu erkennen. Ein zusätzlicher Oberflächenschutz der Nietverbindung kann notwendig sein, um einer möglichen Spannungsrisskorrosion vorzubeugen [53].

Nachdem nun durch das Nieten die Gefahr einer Verschiebung der Bauteile nicht mehr besteht, können die vorher zur Fixierung der Teile gesetzten Blindniete ausgebohrt werden. Dies kann in einem mehrstufigen Prozess oder in einem Schritt durchgeführt werden. Wie zuvor beschrieben werden Senkungen und Anfasungen hergestellt und eventuell Grate entfernt. Im abschließenden Fertigungsschritt werden auch diese Bohrungen mit Passnieten versehen und die Nietverbindung kontrolliert.

Bild 2.1 stellt diesen Ablauf der Herstellung einer Nietverbindung zusammenfassend dar.

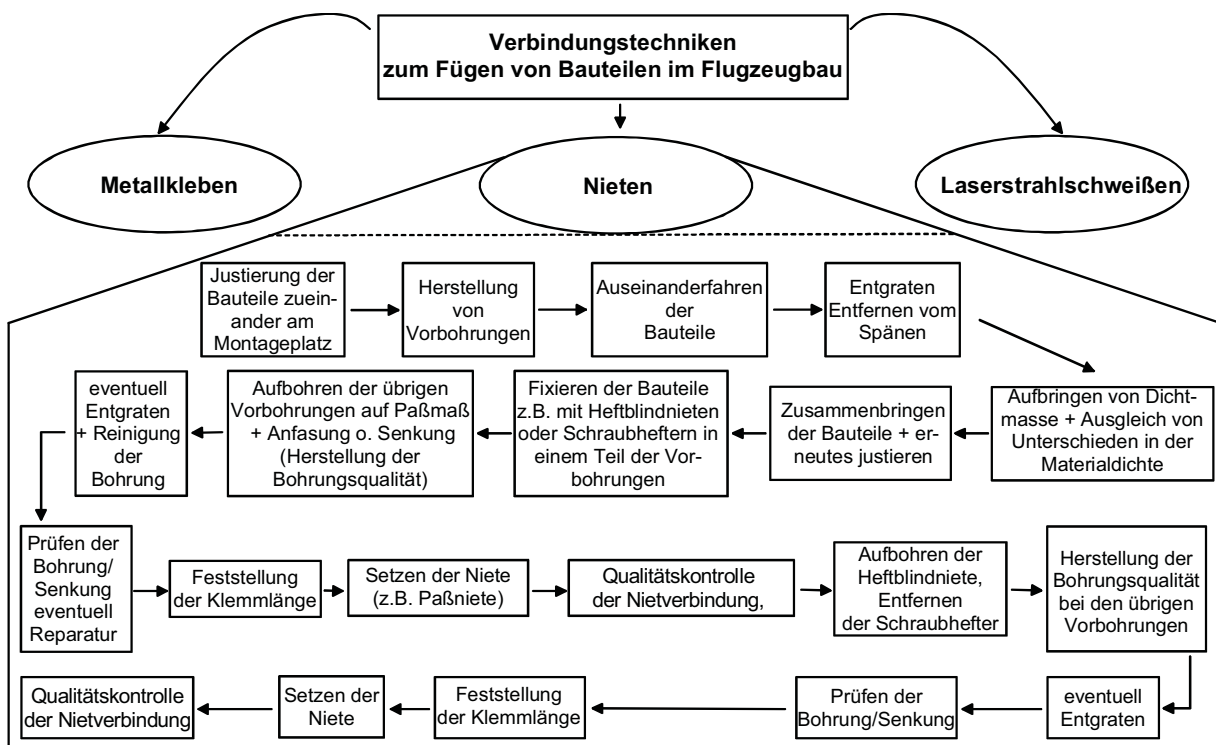
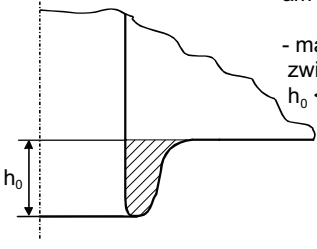


Bild 2.1: Prozessschritte zur Herstellung einer Nietverbindung im Flugzeugbau [46]

Die Qualitätsmerkmale einer Nietbohrung im Flugzeugbau sind in **Bild 2.2** zusammenfassend dargestellt. Die Fertigung des Flugzeuges erfordert eine hohe Bohrungsqualität, die sich insbesondere in einer engen Tolerierung der Durchmesser von Niet und Bohrung niederschlägt.

Toleranz der Bohrungsdurchmesser				Winkligkeit der Bohrung						
5,52	5,520...5,538	5,520...5,568	5,520...5,595	Die Bohrungsachse soll rechtwinklig zur Oberfläche der Bleche sein.						
6,34	6,340...6,362	6,340...6,398	6,340...6,430	<table border="1"> <thead> <tr> <th> Nenndurchmesser</th> <th> Winkeltoleranz</th> </tr> </thead> <tbody> <tr> <td>< 8 mm</td> <td>90° +/- 1°</td> </tr> <tr> <td>> 8 mm</td> <td>90° +/- 0,5°</td> </tr> </tbody> </table>	Nenndurchmesser	Winkeltoleranz	< 8 mm	90° +/- 1°	> 8 mm	90° +/- 0,5°
Nenndurchmesser	Winkeltoleranz									
< 8 mm	90° +/- 1°									
> 8 mm	90° +/- 0,5°									
7,93	7,930...7,952	7,930...7,988	7,930...8,020							

Grat	
	<p>- maximale Grathöhe am Austritt $h_0 < 0,2$ mm</p> <p>- maximale Grathöhe zwischen den Schichten $h_0 < 0,05$ mm</p>

Es ist keine **thermische Schädigung** des Materials zulässig. Bei CFK ergeben sich in diesem Fall grau - weißlich verfärbte Randzonen ("Verkohlungsgeruch"). **Oberflächenbeschädigungen** der zu fügenden Bauteile sind zu vermeiden.

Delaminationen und Ausbrüche am Bohrungsaustritt sind bei Glare nicht zulässig. Bei CFK gelten hierfür entsprechende Toleranzen.

Bild 2.2: Bohrungsqualität einer Nietbohrung (nach Airbus Deutschland GmbH)

Der beschriebene Ablauf zur Herstellung der Nietverbindung ist notwendig, um sowohl eine korrekte Fluchtung der Bohrungen in den Schichtverbunden zu gewährleisten als auch eine Aufweitung der Bleche oder andere Nietfehler zu vermeiden. Seit längerer Zeit bestehen auch voll- oder semi-automatisierte Bohr-Niet-Systeme, die die Herstellung der Bohrungen inklusive Senkung und das Setzen der Niete ermöglichen. Hierzu ist die Entwicklung von Werkzeugen sowie die Untersuchung der möglichen Schnittbedingungen, abgestimmt auf den jeweiligen Anwendungsfall, notwendig.

Die Vorgehensweise zur Herstellung der Nietbohrungen ist bei allen Flugzeugtypen vergleichbar, so dass für eine wirtschaftlichere Fertigung der Nietverbindungen die Einsparung von einzelnen Prozessschritten in dem beschriebenen Fertigungsablauf zielführend sein sollte. So sind die Bemühungen der Luftfahrtindustrie nachvollziehbar, den hohen finanziellen und zeitlichen Aufwand zur Herstellung einer Nietverbindung durch Entwicklung neuer Fertigungstechnologien oder Einsatz integraler Bauteile möglichst zu kompensieren. Hierbei wird ein Gesamtpotenzial einer Reduzierung von etwa 30% der Fertigungskosten und etwa 25% des Gewichtes im Vergleich zur bestehenden Fertigungsweise prognostiziert [51, 53, 70].

2.2 Entwicklung und Eigenschaften des Faser-Metall-Laminates Glare

Die ständigen Lastwechsel des Flugzeugrumpfes, insbesondere zwischen der Entlastung am Boden und der Belastung durch den Kabineninnendruck während des Fluges, führt in der Außenhaut des Rumpfes zu einer Werkstoffermüdung und als Folge zur Bildung von Ermüdungsrissen und zu deren Ausbreitung. Für die Auslegung eines Flugzeuges ist die Vermeidung von Ermüdungsrissen neben der statischen und dynamischen Belastung entscheidend.

Nach zwei Abstürzen von Maschinen des Typs Comet des englischen Flugzeugbauers De Havilland (1954) wurden die Tests bezüglich des Ermüdungsverhaltens intensiviert, da das Phänomen der Ermüdung des Aluminium-Werkstoffes durch die Untersuchungen verständlicher wurde. Mit diesen Erfahrungen werden Flugzeuge heute schadensunanfälliger (damage tolerant) ausgelegt, so dass diese selbst bei einer Riss-Schädigung eines Bauteils eine definierte Zeit lang den Belastungen weiter ohne Gesamtversagen standhalten können. Die Sicherheit ist durch die exakte Kenntnis der verwendeten Werkstoffe und die sicherheitsgerechte Konstruktion von Bauteilen und ihre zum Teil redundante Ausführung gegeben. Ferner helfen Wartungspläne mit definierten Prüfbedingungen während der Lebensdauer eines Flugzeuges kritische Risse zu erkennen und zu behandeln.

Die Einhaltung dieser Wartungsintervalle und auch von Inspektionsplänen ist äußerst wichtig. Erinnerung sei an das Jahr 1988, in dem eine Boeing 737 während des Fluges fast ein Drittel der oberen Rumpfsektion verlor, da Ermüdungsrisse an einer Vielzahl von Nietbohrungen (multi site damage) auftraten. Die Außenhaut riss wie an einer Perforation gezogen ab [149]. So war es schon lange das Bestreben der Luftfahrtindustrie neben leichteren Werkstoffen zur Reduktion des Leergewichtes des Flugzeuges auch ermüdungsresistentere Werkstoffe zu entwickeln, die zu höherer Lebensdauer der Bauteile und zu längeren Wartungsintervallen führen.