

PRÜFMETHODEN UND PRÜFLINGSGESTALTUNG FÜR DIE DIMENSIONIERUNG VON FASERVERBUNDSTRUKTUREN

H. Bansemir
Eurocopter Deutschland GmbH, 81663 München

Zusammenfassung

Bei der Entwicklung von Faserverbundstrukturen sind für Entwurf, Analyse und Nachweis Berechnungen notwendig, die auf sorgfältig gemessenen Steifigkeits- und Festigkeitskennwerten basieren. Hilfreich ist dabei die Vorgehensweise mithilfe der dargestellten Versuchspyramide. Grunddaten werden mit Kupontests ermittelt und Struktureigenschaften mit Bauteilversuchen. Bei der Berechnung bilden die Daten des unidirektionalen Verbundes, bezogen auf einen Faservolumenanteil von 60 %, die Ausgangsbasis. Die dargestellten statischen Werkstoffkennwerte zeigen für die Zug-, Druck- und Biegeprobe vergleichbare Festigkeitswerte bei sehr geringen Streuungen. Die Werte wurden mit sorgfältig dimensionierten, taillierten Proben gemessen.

Bei der Zulassung des Hubschraubers BO 105 wurden für die Dimensionierung und den Nachweis Langbiege- und Kurzbiegeproben benutzt, die Ergebnisse wurden in Weibull-Wöhlerkurven angegeben. Mit wenigen Proben, die auf unterschiedlichen Horizonten geprüft werden, wird eine gute Aussage erreicht und hat sich seit dem als Vorgehensweise bewährt. Bei der Entwicklung des Faserverbundrotors der EC 135 konnten die Schlag- und Schwenkgelenke durch eine geschickte Auslegung in das Blatt integriert werden, was zu großen Wandstärkenänderungen geführt hat. Die Dimensionierung der notwendigen Schäftungen wird mithilfe von bruchmechanischen Beziehungen unter Berücksichtigung der gemessenen Energiefreisetzungsraten G durchgeführt. Diese eignen sich auch für die Beurteilung stoßartig belasteter Strukturen.

Für die Dimensionierung zukünftiger Faserverbundstrukturen sind sorgfältig gemessene Kennwerte dringend notwendig, besonders um neue, verbesserte Harz-Faserverbunde zu entdecken.

Stichwörter: Festigkeitsnachweis, Faserverbund, Zug- und Druckfestigkeit, Weibullfunktion, Energiefreisetzungsraten, Delamination, Testpyramide, Lebensdauerbestimmung

1. EINLEITUNG

Der frühere Unternehmensbereich Hubschrauber von MBB, jetzt Eurocopter Deutschland, nutzte bereits in den 60er Jahren die Vorteile von Glasfaserverbunden für die Rotorblätter des Hubschraubers BO 105. Bei der Entwicklung der EC 135, von der bis heute mehr als 800 Hubschrauber fliegen, wurden die Sonderbedingungen des Luftfahrtbundesamtes bezüglich der Schadenstoleranz zusätzlich berücksichtigt. Für den statischen Festigkeitsnachweis wurden vorgeschädigte Bauteile verwendet, bei denen der Einfluss von hoher Temperatur und Feuchte berücksichtigt wurde. Bei dem dynamischen Nachweis kann bei der Erstellung der Wöhlerkurven jedoch von Raumtemperatur und Normalfeuchte ausgegangen werden. Nach der Beanspruchung der Struktur durch dynamische Lasten muss die Restfestigkeit unter der Berücksichtigung der erhöhten Temperatur und Feuchte bestimmt werden. Der „Flexbeam“ des Rotors wird dynamisch so belastet, dass Delaminationen auftreten können. Das gilt besonders für die Zone der Schäftungen im Anschlussbereich. Seit längerer Zeit wurden mit geeigneten Proben, wie z. B. mit der Transverse Crack Tension (TCT)-Probe, die Energiefreisetzungsraten und die Delaminationsfortschrittsrate als bruchmechanische Kennwerte bestimmt. Die Materialuntersuchungen sowie die Entwicklung der Probenformen, der Testvorrichtungen und der zerstörungsfreien Prüfmethoden sind bei MBB, jetzt EADS, sehr sorgfältig auch bei den Projekten des „Tornado“-Faserverbund-Höhenleitwerks und des Airbus-CFK-Seitenleitwerks entwickelt worden.

2. DIE MATERIALKENNWERTE FÜR DEN STATISCHEN FESTIGKEITSNACHWEIS

Die Anforderungen an den Festigkeitsnachweis ergeben sich im Hubschrauberbau unter anderem nach den Zulassungsbestimmungen der **Federal Aviation Regulations §29.305: „Festigkeit und Verformung“**. Nach diesen Vorschriften der amerikanischen Luftfahrtbehörde, die hier für große Hubschrauber angegeben sind, gelten folgende Bedingungen:

- a) Die Struktur muss die maximal auftretenden Lasten (Limit Loads) ohne schädigende und bleibende Verformungen ertragen. Keine auftretende Last bis „Limit Load“ („Sichere Last“) darf Verformungen erzeugen, die den Betrieb beeinträchtigen.
- b) Die Struktur muss die „Ultimate Load“ (Limit Load \times Sicherheitsfaktor 1,5) ohne Versagen ertragen. Dieses Verhalten muss in einem statischen Versuch durch das Aufbringen der „Ultimate Load“ für wenigstens 3 Sekunden gezeigt werden.

Dynamische Versuche müssen die aktuellen Lasten simulieren. In BILD 1 wird eine schematische Darstellung der Testvorgehensweise in einer Testpyramide gezeigt. Zunächst werden an Kupons die Grundlagen für eine Datenbasis ermittelt. Anschließend werden Bauelemente, Strukturdetails, Strukturkomponenten und Strukturen getestet, um die Struktureigenschaften zu bestimmen. Die Ermittlung von Festigkeits- und Steifigkeitseigenschaften

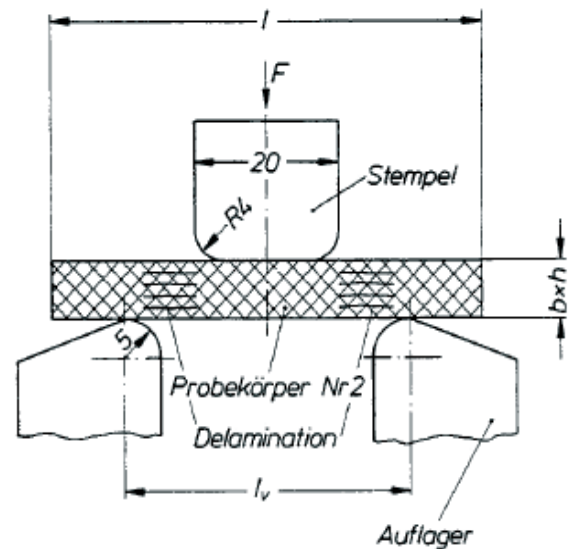
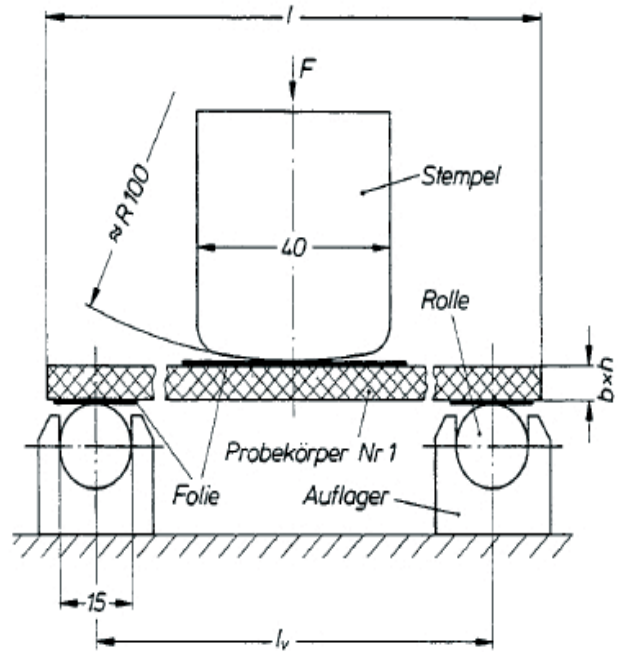
auf der Kuponebene erfordert bei der Faserverbundbauweise einigen Denkaufwand, da Fehler bei der Probenform und bei der Versuchsdurchführung sofort eine deutliche Verringerung der maximalen Festigkeit und eine Erhöhung der Streuung zur Folge haben.



BILD 1. Schematische Darstellung der Testpyramide als Grundlage für die Datenbasis und die Struktureigenschaften

Seit den frühen Jahren der Hubschrauberentwicklung bei MBB werden zur Ermittlung der Biegefestigkeit und interlaminarer Scherfestigkeit Lang- und Kurzbiegeproben getestet. In BILD 2 sind der Langbiege- und Kurzbiegetest aufbau mit den entsprechenden Abmessungen dargestellt. Aufgeklebte Kaptonfolien in den Auflagerbereichen sorgen für eine reibungsarme Lagerung. Die Probenhöhe wird durch die notwendige Steifigkeit der Probe definiert. In BILD 2 sind typische Geometrien für den unidirektionalen Glasfaserverbund dargestellt. Seit den 60er Jahren verwendet MBB diese Probenform auch für die Bestimmung von Wöhlerkurven mit unterschiedlichen Spannungsverhältnissen R (Verhältnis von Unter- zu Oberspannung) [2].

In BILD 3 ist eine aufwendig zu fertigende taillierte Probe dargestellt. Diese Probenform wurde zur Bestimmung der Zugfestigkeit und des Elastizitätsmoduls des Kohlefaserprepregverbundes T300/914 verwendet.



Probekörper-Nr	Länge l	Breite b $\pm 0,2$	Höhe h $\pm 0,1$	Spannungsverhältnis $\frac{\sigma}{\tau}$
1	180	15	6	53
2	60	15	10	8

BILD 2. Testaufbau für die Langbiege- (1) und Kurzbiegeproben (2) zur Ermittlung der Biege- und Schubfestigkeit

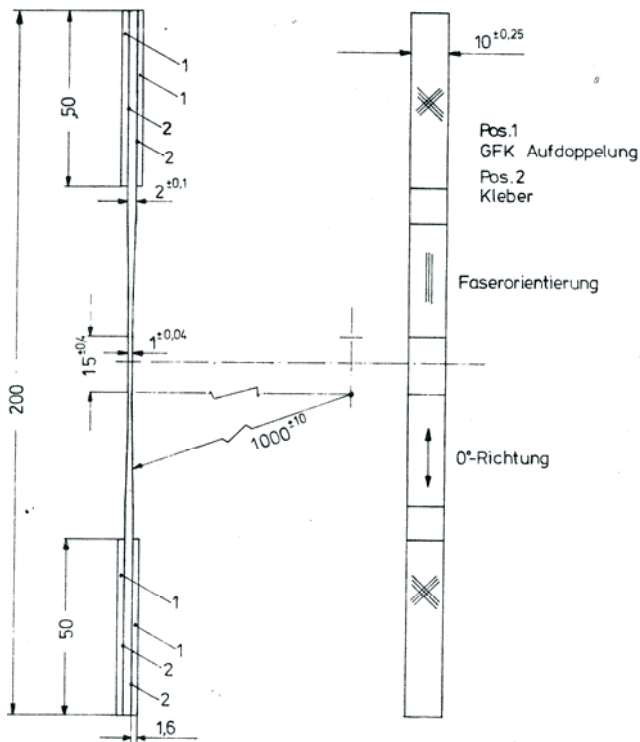


BILD 3. Taillierte Zugfestigkeitsprobe

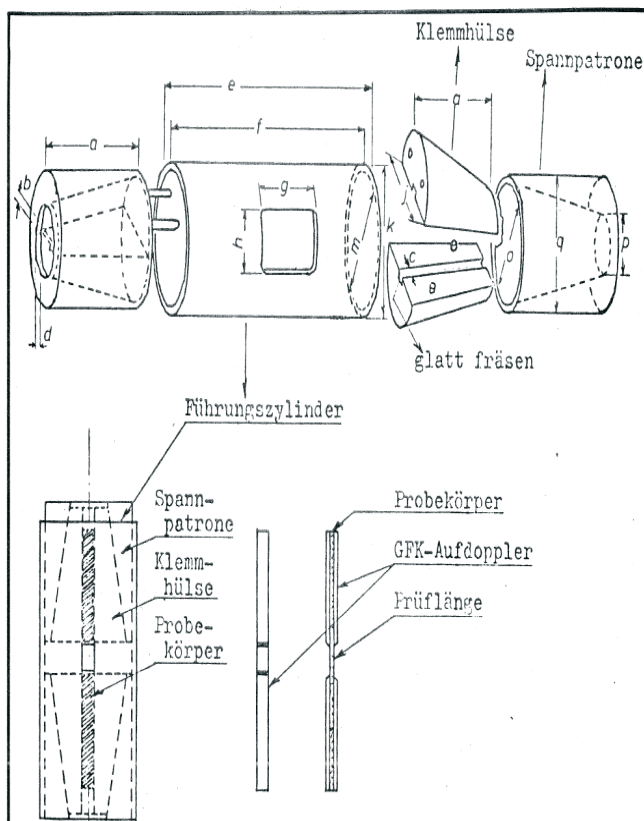
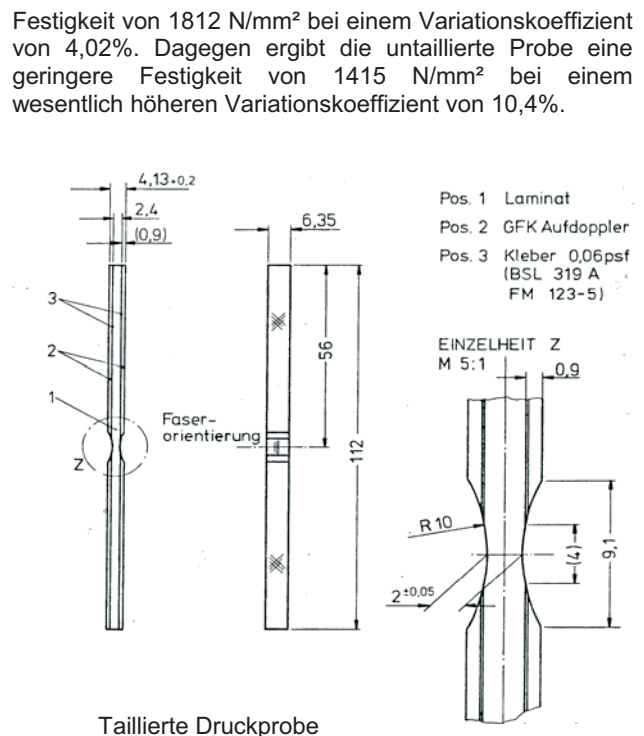
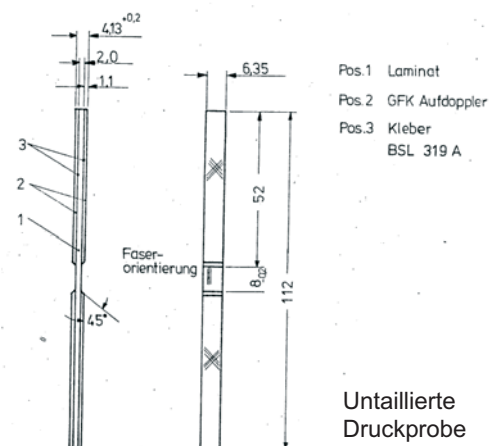


BILD 4. Die „Celanese“-Druck-Testvorrichtung mit Prüfling und Führungszylinder

Für Druckproben ist die in BILD 4 dargestellte „Celanese“-Testvorrichtung ein guter Prüfaufbau. In BILD 5 werden eine taillierte Druckprobe und eine nicht-taillierte Probe dargestellt. Die taillierte Probe zeigt im Versuch eine



Mittelwert $\sigma_{ D}$ [N/mm ²] 60 Vol. %	1812	1415
Standardabweichung [N/mm ²]	72,9	147
Anzahl der Proben	27	10
Variationskoeffizient in %	4,02	10,4

BILD 5. Druckfestigkeitsergebnisse für die taillierte und untaillierte Probe. Für die taillierte Probe ergibt sich der hohe Festigkeitswert mit dem niedrigen Variationskoeffizienten.

Die Annahme von hohen Streuungen in der Festigkeit von Faserverbunden ist weit verbreitet, beruht aber häufig auf Versuchen mit ungeeigneten Probenformen. Die Streuung ist aber ein wichtiger Parameter bei der Nachweisführung für die Zulassung. Bei untaillierten Zug- und Druckproben gibt es häufig Einspannbrüche, die das Testergebnis verfälschen. Deswegen sinkt gegenüber taillierten Proben die Festigkeit und die Streuung wird größer.

		$\sigma_{B }$ [N/mm ²]	$\sigma_{B\perp}$ [N/mm ²]			$E_{0 }$ [kN/mm ²]
Zug	t(K)	293	228	293	405	293
	X _{mittel}	1613	38	36	30	114,4
	s	46,5	6,9	5,5	4,3	9,2
	n	20	20	19	19	10
	Var. %	2,88	18,16	15,28	14,33	8,04
Druck	t(K)	293		293		293
	X _{mittel}	1812		218		114,4
	s	72,9		12,8		
	n	27		20		
	Var. %	4,02		5,87		
Biegung	t(K)	293		293		293
	X _{mittel}	1836		65		115,1
	s	111		7		1,3
	n	58		3		3
	Var. %	6,05		10,77		1,13

t... Prüftemperatur

X_{mittel}... Mittelwert

s... Standardabweichung

n... Stichprobenumfang

Schub τ_{ILS} [N/mm ²]	t(K)	228	293	405
	X _{mittel}	137	109	84
	s			2,1
	n	12	10	12
	Var. %			2,5

BILD 6. Festigkeits- und Steifigkeitskennwerte für Unidirektionalverbunde mit 60 Vol.% Faseranteil (Faser: T300, Prepregsystem: 914) [1]

Die Festigkeitseigenschaften für Unidirektionalverbunde mit 60 Vol.% Faseranteil sind im BILD 6 dargestellt. Es zeigt sich, dass die Zug-, Druck- und Biegefestigkeit eine vergleichbare Größenordnung haben [1]. Die Variationskoeffizienten zeigen geringe Streuungen zwischen 2,88 % und 6,05%. Die Druckfestigkeit ist größer als die Zugfestigkeit und entspricht der Biegefestigkeit. Die interlaminare Scherfestigkeit ist bei geringer Streuung relativ hoch.

3. ZULASSUNGSVORSCHRIFT UND VORGEHENSWEISE BEZÜGLICH SCHADENSTOLERANZ UND ERMÜDUNG

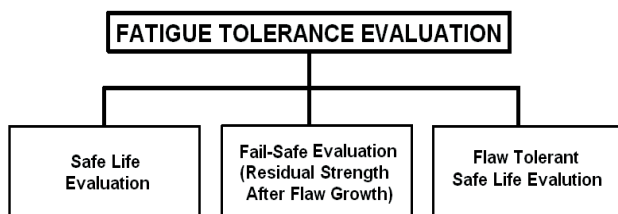


BILD 7. Lebensdauer- und Schadenstoleranznachweise entsprechend der Zulassungsvorschrift FAR 29.571 bezüglich Ermüdung von Hubschraubern

Die Zulassungsvorschrift FAR 29.571 bezüglich Ermüdung von Hubschraubern bietet hier drei Nachweismöglichkeiten, die aber die Besonderheiten von Faserverbundstrukturen nicht berücksichtigen [3]. Die oben angezeigten Kästchen sollen hier näher erläutert werden:

Die „**Flaw Tolerant Safe Life**“-Untersuchung muss zeigen, dass dynamische Lasten unter Berücksichtigung vorhandener Schäden ertragen werden können. Die Schäden dürfen im berechneten Zeitintervall nicht fortschreiten. Eine **Restfestigkeit** nach Beaufschlagung mit dynamischen Lasten **wird nicht** nachgewiesen.

Die „**Fail Safe**“-Untersuchung muss zeigen, dass die „Limit Loads“ im berechneten Inspektionsintervall unter Berücksichtigung von Schäden übertragen werden können. Die **Restfestigkeit wird** nachgewiesen.

Die „**Safe Life**“-Untersuchung zeigt die Lebensdauer eines Bauteils unter dynamischen Lasten bis zum Schadensbeginn.

Ein einfacher „Safe Life“-Nachweis für die Ermittlung der Lebensdauer ohne Berücksichtigung von Schäden, Temperatur und Feuchte, ist nicht mehr erlaubt. Es bleiben die beiden anderen Nachweismethoden, die in abgewandelter Form angewendet werden können. Ein Entwurf für eine neue Vorschrift FAR 27/29.573 für den Nachweis bezüglich der Ermüdung von Faserverbundstrukturen bei leichten bzw. schweren Hubschraubern wurde 2001 erstellt und soll in Kürze eingeführt werden.

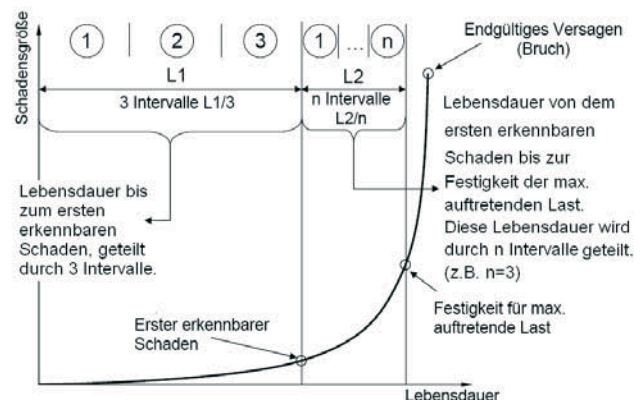


BILD 8. Schadensfortschritt und Lebensdauer für die Ableitung der Inspektionsintervalle einer geschädigten Struktur

In BILD 8 ist der Schadensfortschritt über der Lebensdauer aufgetragen. Mit dem Diagramm können die Inspektionsintervalle bestimmt werden. Die Lebensdauer bis zum ersten erkennbaren Schaden wird ermittelt und für die Inspektionszeit durch 3 geteilt. Im weiteren Fortschreiten des Schadens wird das Inspektionsintervall aus der Lebensdauer zwischen der „Limit Load“-Festigkeit und dem ersten erkennbaren Schaden bestimmt und üblicherweise durch 3 geteilt. Das kleinere der beiden Intervalle wird für den Nachweis verwendet.

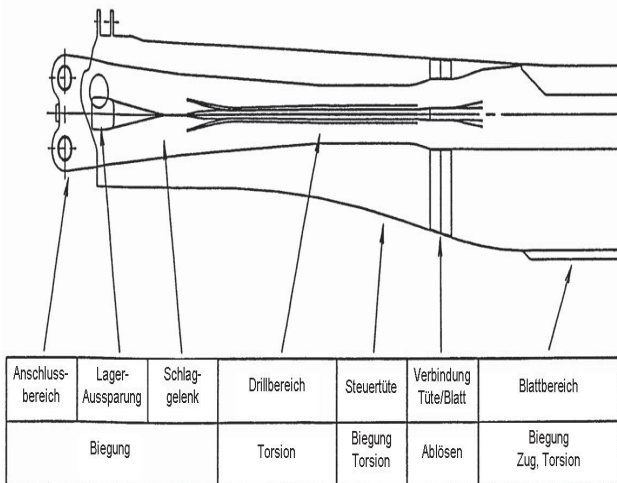
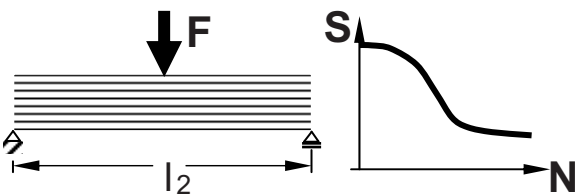
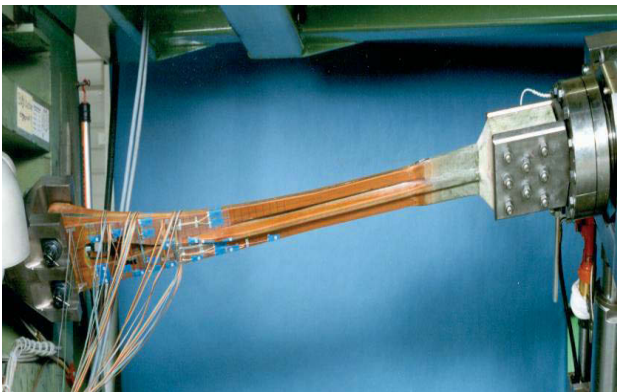


BILD 9. Der Bereich des „Flexbeams“ und der Steuertüte des EC135-Rotorblattes mit den wesentlichen Beanspruchungsarten

Gemäß der neuen Nachweisvorschrift müssen **Austauschzeiten** und **Inspektionen** so bestimmt werden, dass nach Aufbringen der sich wiederholenden Lasten die Restfestigkeiten nachgewiesen werden müssen. Bei der Bestimmung der Austauschzeiten muss die „Ultimate Load“ nachgewiesen werden. Bei der Bestimmung der Inspektionszeit muss „Limit Load“ berücksichtigt werden.

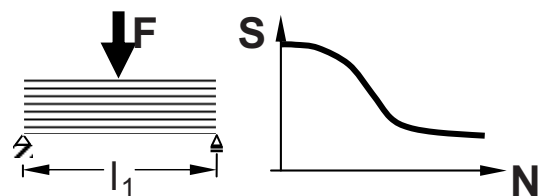


Langbiegeprobe

BILD 10. Der Biegeversuch des „Flexbeams“ mit Anschluss, sowie die Langbiegeprobe als Basis für die Ermittlung der Biegefestigkeit in Abhängigkeit der Lastspielzahl N

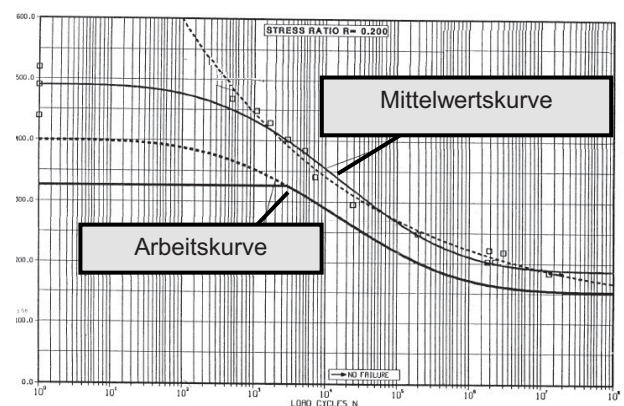
Im BILD 9 wird der Bereich des „Flexbeams“ des EC 135-Rotorblattes mit den wesentlichen Beanspruchungsarten dargestellt. Gemäß der Vorgehensweise bei der Testpyramide werden die Grunddaten mithilfe der Lang- und Kurzbiegeproben ermittelt (siehe auch BILD 10 und 11). Weiterhin erkennt man in den beiden Bildern den gebogenen und den tordierten „Flexbeam“ im Versuch. Die

erstellten Daten werden in vier-parametrischen Weibullfunktionen eingetragen und die Parameter bestimmt. Anschließend wird die Mittelwertkurve statistisch abgemindert und die Arbeitskurve ermittelt, die eine ausreichende Sicherheit gegen ein Versagen des Bauteils gewährleistet. Die Kurven mit den Parametern sind in BILD 12 abgebildet. Mithilfe gemessener und/oder theoretischer Lasten können Austauschzeiten bestimmt werden [2] und [3].



Kurzbiegeprobe

BILD 11. Der Torsionsversuch des „Flexbeams“ mit Blattanschluss, sowie die Kurzbiegeprobe als Basis für die Ermittlung der interlaminaren Schubfestigkeit in Abhängigkeit der Lastspielzahl N



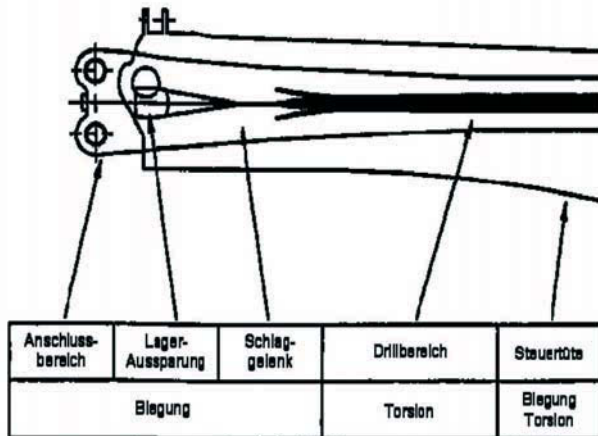
σ_0 : Oberspannung
 σ_{ult} : Statische Festigkeit
 σ_{∞} : Dauerfestigkeit
 α, β : Funktionsparameter

$$\sigma_o = \sigma_{\infty} + \frac{\sigma_{ult} - \sigma_{\infty}}{e^{\left[\left(\frac{\log N}{\alpha} \right)^{\beta} \right]}}$$

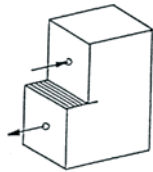
BILD 12. Die vier-parametrische Weibullfunktion als Mittelwerts- und Arbeitskurve für die Darstellung der Festigkeit in Abhängigkeit der Lastspielzahl

4. DIE DELAMINATIONSBEREICHE UND -FORMEN II UND III

Der „Flexbeam“ der EC 135 enthält einige Bereiche, die Querschnittsänderungen enthalten. Im BILD 13 ist der Anschlussbereich wesentlich durch Biegung belastet, während der anschließende Abschnitt durch Torsion beansprucht wird. Der gesamte Bereich sollte möglichst kurz sein, um den aerodynamischen Teil nicht zu verringern. Das bedingt möglichst geringe Schäftlängen, die sorgfältig dimensioniert werden müssen.



Delaminationsform II infolge Biegung



Delaminationsform III infolge Torsion

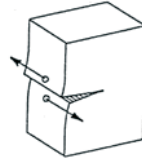


BILD 13. Der „Flexbeam“ der EC135 mit Anschluss und der Delaminationsform II infolge Biegung und Zug sowie der Delaminationsform III infolge Torsion



TCT-Test für die Delaminationsform II

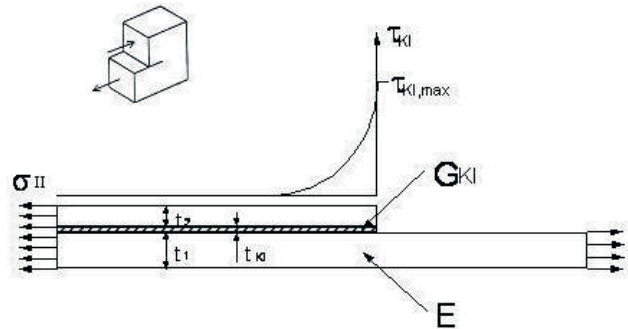


TCT-Test für die Delaminationsform II einschließlich des Querzugeinflusses (Form I)

TCT- bedeutet: Transverse-Crack-Tension

BILD 14. Versuchsproben zur Ermittlung der kritischen Energiefreisetzungsrate G_c als Grundlage für die Dimensionierung von Schäften

Bei dem durch Biegung belasteten Krafteinleitungsbereich ergibt sich die Delaminationsform II und für den anschließenden Bereich des Drillelementes erhält man die Delaminationsform III infolge Torsion.

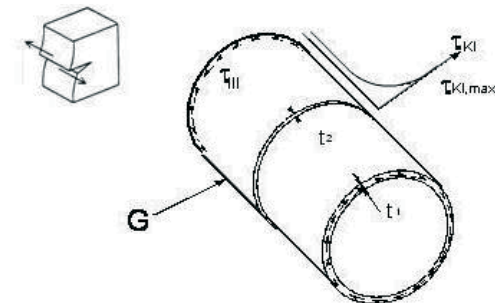


$$\sigma_{II} = \tau_{kl,max} \sqrt{\frac{t_{kl}}{G_{kl}}} \cdot \sqrt{\frac{E \cdot t_1}{t_2 \cdot (t_1 + t_2)}}$$

$$\sigma_{II} = \sqrt{2 \cdot G_{C,II}} \cdot \sqrt{\frac{E \cdot t_1}{t_2 \cdot (t_1 + t_2)}}$$

$$G_{C,II} = \frac{1}{2} \cdot \tau_{kl,max}^2 \cdot \frac{t_{kl}}{G_{kl}}$$

BILD 15. Die Delaminationsform nach Mode II entsprechend der Bruchmechanik, verglichen mit der Beziehung der „Shear Lag“-Theorie. Dabei beziehen sich die Indizes KI auf den Kleber.



$$\tau_{III} = \tau_{kl,max} \sqrt{\frac{t_{kl}}{G_{kl}}} \cdot \sqrt{\frac{G \cdot t_1}{t_2 \cdot (t_1 + t_2)}}$$

$$\tau_{III} = \sqrt{2 \cdot G_{C,III}} \cdot \sqrt{\frac{G \cdot t_1}{t_2 \cdot (t_1 + t_2)}}$$

$$G_{C,III} = \frac{1}{2} \cdot \tau_{kl,max}^2 \cdot \frac{t_{kl}}{G_{kl}}$$

BILD 16. Die Delaminationsform nach Mode III entsprechend der Bruchmechanik, verglichen mit der Beziehung der „Shear Lag“-Theorie. Dabei beziehen sich die Indizes KI auf den Kleber und G ist der Schubmodul des Laminates

Strukturen besser geeignet sind.

Die BILDER 15 und 16 zeigen ein durchgehendes Grundelement, eine Kleberschicht und eine Verstärkungsschicht, die durch Längs- bzw. Schubspannungen beansprucht werden. Diese „Schäftung“ wird üblicherweise mithilfe der klassischen „Shear Lag“-Theorie analysiert [6]. Dabei wird die maximal auftretende Schubspannung im Kleber berechnet. Berücksichtigt man noch die Kleberschichtstärke und den Schubmodul des Klebers, erhält man durch Umformung die durch die Schäftung übertragbare Last. Die Beziehungen für die Längs- und Schubspannungen sind ebenfalls in den BILDERN 15 und 16 dargestellt. Da man aber bei den Schäftungen der Faserverbunde, wie bei dem „Flexbeam“ der EC 135, häufig keine zusätzliche Kleberschicht verwendet, kann man die „Shear Lag“-Beziehungen nicht anwenden. Mithilfe der Bruchmechanik können jedoch die kritischen Energiefreisetzungsraten G für die Formen II und III bestimmt werden [4], [5]. Die Beziehungen sind in den BILDERN 15 und 16 ebenfalls angegeben. Mit den Energiefreisetzungsraten können die Schäftungen jetzt dimensioniert werden. Man erhält die übertragbaren Längs- und Schubspannungen mithilfe von Beziehungen, die nur Steifigkeiten und Geometrien enthalten. Die Beziehung zwischen der „Shear Lag“-Theorie und der Bruchmechanik ist ebenfalls in den beiden Bildern dargestellt. Die „Shear Lag“-Theorie weist für die Fälle der Formen II und III die gleiche Differentialgleichung auf, nur die Steifigkeits- und Geometrie Größen sind unterschiedlich [6].

Für die Bestimmung der kritischen Energiefreisetzungsrate G_c eignet sich besonders die **Transverse-Crack-Tension-Probe (TCT-Probe)**, die durch Längskräfte belastet wird (BILD 14). Betrachtet man die Probe mit dem Stumpfstoß in der Mitte, so ist dort eine reine Schubbeanspruchung vorhanden, während die Probe mit den Stumpfstößen an den Rändern durch Quer- und Schubspannungen beansprucht wird. Die Probe mit dem mittleren Stumpfstoß ergibt höhere Energiefreisetzungsraten G_c . Diese können auch mit anderen Prüfanordnungen wie z. B. mithilfe der ENF-Prüflinge bestimmt werden [4], [5].

Die ermittelten Daten haben auch für die Auslegung von Faserverbundstrukturen unter Impact-Belastungen einen Einfluss. Die Messung des Kraft-Zeit-Verhaltens wird mithilfe des Compression after Impact Standard Tests (CAI) durchgeführt (BILD 17). Die schlagartig belastete Faserverbundprobe mit quasiisotropem Aufbau zeigt im Einschlagbereich einen lokalen Eindruck, dann mehrere Delaminationen und insbesondere auf der unteren Seite einen Faserbruchschaden (BILD 18) [9], [10]. Betrachtet man den Kraft-Zeit-Verlauf, erkennt man eine erste Spitze F_1 , die den Beginn eines Delaminationsschadens beschreibt. Ein bruchmechanischer Ansatz für eine Kreisplatte mit kreisflächenartiger, mittlerer Delamination unter Einzelast führt zu der angegebenen Beziehung zwischen der Energiefreisetzungsrate und der Delaminationskraft F_1 [7], [8], [9].

Die kritischen Energiefreisetzungsraten Mode II für übliche Kohlefaserunidirektionalverbunde sind in BILD 19 zu sehen. Dabei haben die Freisetzungsraten G_{IIc} die Dimension N/mm, sie sind für Prepregs und LRI-Systeme (Liquid Resin Infusion bedeutet Harzinjektionsverfahren) dargestellt. Prepregs mit zwei verschiedenen Aushärtetemperaturen sind angegeben. Es zeigt sich, dass die neueren Systeme weit höhere Werte besitzen und damit für Impact belastete

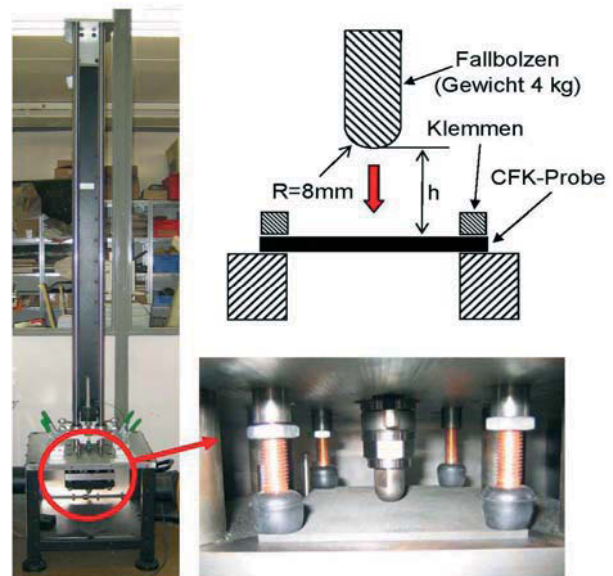
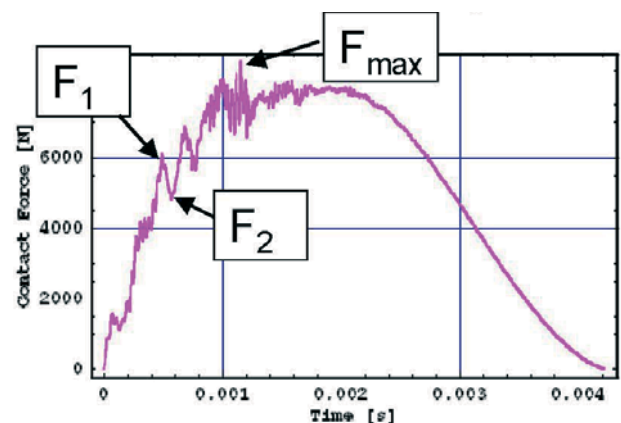
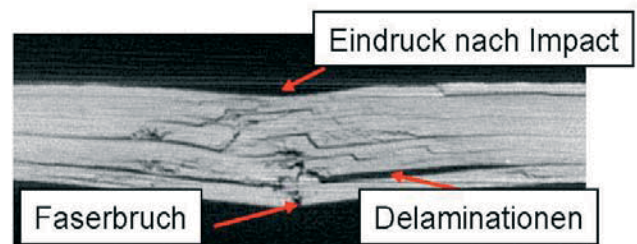


BILD 17. Impactversuch zur Messung des Kraft-Zeit-Verhaltens von Faserverbundplatten (Compression after Impact (CAI) Standard Test)



$$G_{IIc} = \frac{9F_1^2(1-\nu^2)}{64\pi^2 E h^3}$$

BILD 18. Schadensarten und Kraft-Zeit-Verlauf einer belasteten Faserverbundplatte, sowie der Zusammenhang zwischen der Energiefreisetzungsrate G_{IIc} und der ersten Kraftspitze F im Diagramm

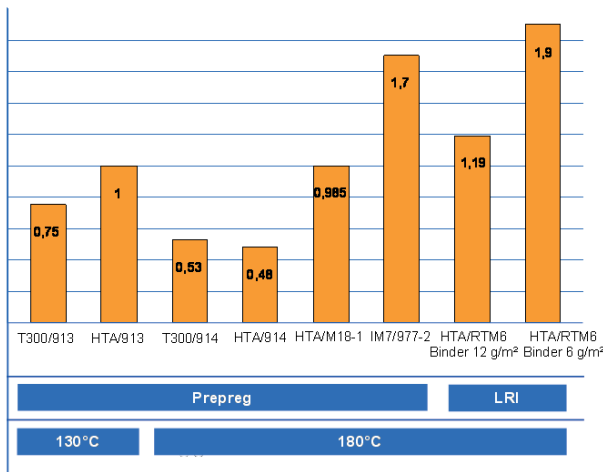


BILD 19. Kritische Energiefreisetzungsrate G_{IIc} in N/mm für Delamination Mode II von Kohlefaserverbund-Unidirektional laminaten in Prepreg- und LRI-Bauweise für unterschiedliche Aushärtetemperaturen

5. ZUSAMMENFASSUNG UND AUSBLICK

Die Analyse und der Festigkeitsnachweis von Faserverbundstrukturen basieren im Wesentlichen auf Versuchen, die sorgfältig ausgewählt werden müssen. Hilfreich ist die Vorgehensweise mithilfe der dargestellten Versuchspyramide (BILD 1). Grunddaten werden mit Kupontests ermittelt und Struktureigenschaften mit Bauteilversuchen. Bei der Berechnung von Steifigkeiten und Festigkeiten bilden die Daten des unidirektionalen Verbundes die Ausgangsbasis. Üblicherweise werden sie auf 60 Vol% Fasergehalt bezogen. Die in [1] dargestellten statischen Werkstoffkennwerte zeigen die Ergebnisse für die Proben der Zug-, Druck- und Biegeprüfung. Die Ergebnisse dieser Prüfungen zeigen ähnliche Festigkeiten bei sehr geringen Streuungen. Die Werte wurden mithilfe von sorgfältig dimensionierten, taillierten Proben gemessen. Der Vergleich zwischen Messwerten an taillierten und untailierten Proben zeigt große Unterschiede bezüglich Festigkeit und Streuung. Die Ergebnisse der Langbiege- und Kurzbiegeproben (Biegefestigkeit und Schubfestigkeit) zeigen hohe Werte; die notwendigen Abmessungen müssen jedoch sorgfältig ausgewählt und die richtigen Lagerbedingungen im Versuch eingehalten werden.

E. Jarosch [2] benutzte für die Zulassung der Faserverbundrotorblätter der Bölkow BO 105 Lang- und Kurzbiegeproben für die statische und dynamische Biege- und Schubfestigkeit. Für die Darstellung der Wöhlerkurven wurden vier-parametrische Weibullfunktionen gewählt. Die Weibullfunktion bietet eine sehr gute Verbindung zwischen hohen und niedrigen Lastspielzahlen, sowie eine mögliche Extrapolation zur Dauerfestigkeit. Mit wenigen Proben, die auf unterschiedlichen Horizonten geprüft werden, wird eine gute Aussage erreicht. Eine ausführliche Darstellung der Methodik findet man in [3]. Diese Vorgehensweise hat sich bewährt und wird auch heute bei Neuentwicklungen verwendet.

Bei der Entwicklung der Faserverbundrotorblätter der EC 135 mussten große Wandstärkenänderungen berücksichtigt und Schäftungen dimensioniert werden. Das war notwendig,

um die Schlag-, Schwenk- und Drillgelenke in das Blatt integrieren zu können. Für die Analysen werden die dargestellten Energiefreisetzungsrate der Bauweisen benötigt. Die Analysen und Daten werden in [4] und [5] beschrieben. Wie unter anderem in [7], [8] und [9] dargestellt, eignen sich die gemessenen Energiefreisetzungsrate auch für die Beurteilung stoßartig belasteter Strukturen. Für die Dimensionierung zukünftiger Faserverbundstrukturen sind sorgfältig gemessene Kennwerte dringend notwendig, besonders um neue, verbesserte Harzfaserverbunde zu entdecken.

6. QUELLEN

- [1] --- Faserverbund Leichtbau (FVL) Band 1, Luftfahrttechnisches Handbuch, Beitrag VB 22 200-10, „Statische Werkstoffkennwerte von unidirektionalen faserverstärkten Epoxidharzen“ vom 21.5.1981
- [2] E. Jarosch, A. Stepan, „Fatigue Properties and Test Procedures of Glass Reinforced Plastic Rotorblades“, American Helicopter Society, 25th Annual National Forum, 1969, Paper No. 370
- [3] F. Och, „Fatigue Strength“, AGARDograph No 292, Helicopter Fatigue Design Guide, Nov. 1983 ISBN 92-835-0341-4
- [4] H. Bansemir, S. Burghagen, M. Gädke, Das Delaminationsverhalten von Unidirektionalverbunden als Grundlage für die Charakterisierung und Dimensionierung von FVW-Strukturen, Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress, Friedrichshafen, 2005
- [5] H. Bansemir, S. Emmerling, Fatigue Substantiation and Damage Tolerance Evaluation of Fiber Composite Helicopter Components, Applied Vehicle Technology Panel: Applications of Damage Tolerance Principles for Improved Airworthiness of Rotorcraft, Corfu, Greece, 1999
- [6] J. Wiedemann, Leichtbau Band 1 und 2, Springer-Verlag, Berlin Heidelberg New York London Paris Tokyo 1989
- [7] G.A.O. Davies, P. Robinson, Predicting failure by debonding and delamination in carbon composites, AGARD 74th S&M Conference (AGARD CP 530), Patras, Greece, 1992
- [8] D.D.R. Cartie, P.E. Irving, Effect of resin and fiber properties on impact and compression after impact performance of CFRP, Composites Part A: Applied Science and Manufacturing, vol. 33, no 4, 2002, pp.483-493
- [9] H. Wagner, H. Bansemir, K. Drechsler, Verhalten unterschiedlicher FVW-Bauweisen und Fertigungstechniken unter Schlagbelastung, DGLR-Jahrestagung, Darmstadt 2008
- [10] I. Ehrlich, Impactverhalten schwachgekrümmter Strukturen aus faserverstärkten Kunststoffen, Doktorarbeit 2004 an der Universität der Bundeswehr ISSN 1431-5122