

DIE PRÜFUNG VON FASERVERBUNDELEMENTEN UND -STRUKTUREN

H. Bansemir
Eurocopter Deutschland GmbH, 81663 München

Zusammenfassung

Der Entwurf, die Analyse und der Festigkeitsnachweis von Faserverbundstrukturen basieren im Wesentlichen auf Versuchen, die sorgfältig ausgewählt werden müssen. Die Vorgehensweise zur Messung von Steifigkeits- und Festigkeitskennwerten basiert auf der dargestellten Versuchspyramide. Grunddaten werden mit Kupontests ermittelt und Struktureigenschaften mit Bauteilversuchen. Nachdem in einem vorherigen Beitrag die Daten des unidirektionalen Verbundes dargestellt wurden, werden jetzt Messmethoden und Eigenschaften von Gewebelaminaten beschrieben. Einfache Prüfmethoden ergeben brauchbare Kennwerte. Außerdem werden einige Besonderheiten von Sandwichstrukturen aufgezeigt und beschrieben. Das Versagen unter Druck-, Schub- und Biegebelastung ist durch die lokale Instabilität (Knittern) charakterisiert. Die Ermittlung der Struktursteifigkeiten und -verformungen können wirksam und preiswert mit Hilfe von Winkelmessungen und Fotogrammetrie durchgeführt werden.

Die Dimensionierung notwendiger Schäftungen wird mit Hilfe von bruchmechanischen Beziehungen, unter Berücksichtigung der gemessenen Energiefreisetzungsrate G , durchgeführt. Diese eignen sich auch für die Beurteilung stoßartig belasteter Strukturen. Impactversuche können Stärken und Schwächen von gewählten Konfigurationen aufzeigen. Die Charakterisierung von Faserverbunden mit Hilfe der Energiefreisetzungsrate erlaubt die Auffindung neuer zukunftsreicher Faserverbundsysteme.

Stichwörter: Faserverbund, Zug-, Schub- und Druckfestigkeit, Gewebe, lokale Stabilität (Knittern), Klebung, Energiefreisetzungsrate, Delamination, Testpyramide

1. EINLEITUNG

In den frühen 60er Jahren begann der Unternehmensbereich Hubschrauber von MBB, jetzt Eurocopter Deutschland, die Vorteile der Faserverbundbauweise für die Rotorblätter zu nutzen. Glasfaserverbunde wurden bereits in der Großserie des Hubschraubers BO 105 eingesetzt. Bei den Rotorblättern der BK 117 wurde außerdem Kohlefaser-gewebe verwendet. Die Probenformen für die Bestimmung der Kenngrößen der unidirektionalen Verbunde wurden insbesondere bei dem Projekt des „Tornado“-Faserverbund-Höhenleitwerks entwickelt und in [1] dargestellt. Bei der Entwicklung des Airbus-Seitenleitwerks aus CFK wurden die Sonderbedingungen des Luftfahrtbundesamtes bezüglich der Schadenstoleranz zusätzlich bedacht. Für den statischen Festigkeitsnachweis wurde der Einfluss von hoher Temperatur und Feuchte berücksichtigt. Geeignete Probenformen und Gewebearten wurden im Rahmen der Entwicklung des Seitenleitwerks und später bei der Entwicklung der Faserzelle der BK 117 untersucht. Die Ergebnisse sind die Grundlagen für die Dimensionierung der Zellen des „Tigers“ und des „NH90“. Weitere Zusammenarbeiten mit dem Unternehmensbereich „Raumfahrt“ auf dem Gebiet der Sandwich-Leichtbauweise für die Solargeneratoren von Nachrichtensatelliten ergaben extrem leichte Strukturen. Die Zone der Schäftungen im Anschlussbereich des Rotorblattes des Hubschraubers EC 135 war besonders kritisch und wurde mit Hilfe von geeigneten Proben untersucht. Seit längerer Zeit wurden mit geeigneten Proben, wie z. B. mit der Transverse Crack Tension (TCT)-Probe, die Energiefreisetzungsrate 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 entwickelt worden.

2. DIE PRÜFUNG VON CFK-GEWEBE-LAMINATEN

Als Grundlage für die Dimensionierung von Bauteilen aus faserverstärkten Verbunden werden Kennwerte der unidirektionalen Einzelschicht benutzt. Versuche müssen die aktuellen Lasten simulieren. In BILD 1 wird eine schematische Darstellung der Vorgehensweise in einer Testpyramide gezeigt. Zunächst werden an Kupons die Werkstoffkennwerte ermittelt. Anschließend werden Bauelemente, Strukturdetails, Strukturkomponenten und Strukturen getestet, um die Struktureigenschaften zu bestimmen.

Die Ermittlung von Festigkeits- und Steifigkeits-eigenschaften 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. In der TABELLE 1 werden die Festigkeits- und Steifigkeitswerte für unidirektionale Verbunde mit 60 Vol.% Faseranteil (Faser: T300, Prepregharzsystem: 914) [2] dargestellt. Man erkennt deutlich, dass die Festigkeitswerte nur eine geringe Streuung aufweisen. Eine

Ausnahme bilden die Zugfestigkeiten senkrecht zur Faserlage, der gemessene Mittelwert ist im Vergleich zur interlaminaren Scherfestigkeit zu niedrig und der Variationskoeffizient zu hoch. Neuere Untersuchungen zeigen bessere Werte für die Querkzugfestigkeit.

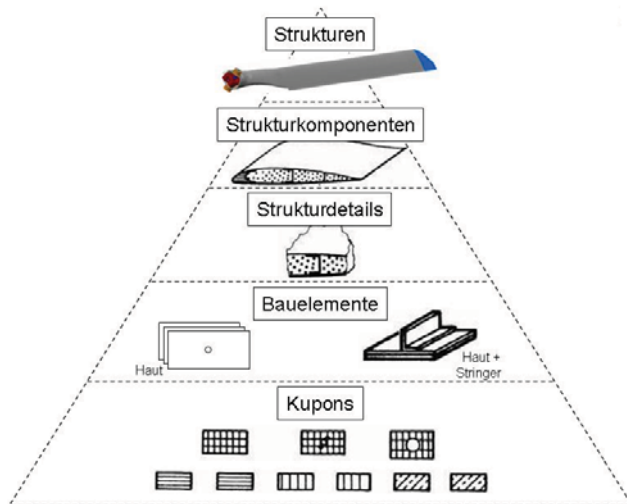


BILD 1. Schematische Darstellung der Testpyramide als Grundlage für die Datenbasis und die Struktureigenschaften

Für einen Einsatz im Rotorblatt, Airbus-Seitenleitwerk und in der BK 117 „Faserzelle“ wurden verschiedene 120°-Harzsysteme untersucht. In die nähere Wahl kamen die zwei Gewebeprepreps „Hexcel F550“ und „Fiberite“, beide benutzen die Faser T300 und besitzen eine „Satin“-Bindung. Es zeigt sich die Überlegenheit der 180°-Systeme bei der Erweichungstemperatur, ermittelt im trockenen Zustand. Im konditionierten Zustand, bei 70°C/75% relative Feuchte bis Sättigung, ist die Überlegenheit nicht mehr so deutlich. Für die ausgewählten Bauteile reicht zunächst ein 120° System. Die Festigkeiten und die Steifigkeitskennwerte der Gewebe müssen an den Daten der unidirektionalen Laminare gespiegelt werden. Da die Festigkeiten der Gewebe bei einem Kette/Schuss-Verhältnis von 1/1 geringer als bei den unidirektionalen Laminaten sind, kann auf eine Taillierung der Proben in Dickenrichtung verzichtet werden. Die „Celanese“-Druck-Testvorrichtung (BILD 2) eignet sich auch für die Prüfung von Gewebelaminaten. Die Druckbruchformen der Proben mit unterschiedlichen Winkelausrichtungen sind in dem BILD 3 dargestellt.

Die Schubversuche wurden nach der Rail-Shear-Methode durchgeführt. Eine bessere Testmethode wäre die Verwendung von Rohrprüflingen, der Fertigungs- und Testaufwand ist jedoch erheblich. In die Nuten der Rail-Shear-Prüfvorrichtung werden die halbrund ausgeführten Kanten der auf die Rail-Shear-Probe geschraubten Stahlbacken eingeführt. Dadurch ist gewährleistet, dass der Prüfling, der anschließend gedrückt wird, eine zentrische, durch den Mittelpunkt der Probe verlaufende Kraftaufbringung erfährt (BILD 4). Die Stahlbacken sollen eine möglichst gleichmäßige Schubspannung in Probenlängsrichtung erzeugen. BILD 5 zeigt eine Rail-Shear Probe mit einem $\pm 45^\circ$ Lagenaufbau nach Aufbringung der Bruchlast. BILD 6 zeigt das Bruchbild einer Probe mit einem $0^\circ/90^\circ$ Aufbau.

TABELLE 1.: Festigkeits- und Steifigkeitskennwerte für unidirektionale Verbunde mit 60 Vol.% Faseranteil (Faser: T300, Prepregsystem: 914) [1], [2]

		$\sigma_{B\parallel}$ [N/mm ²]	$\sigma_{B\perp}$ [N/mm ²]			$E_{0\parallel}$ [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

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

t... Prüftemperatur

X_{mittel} ... Mittelwert

s... Standardabweichung

n... Stichprobenumfang

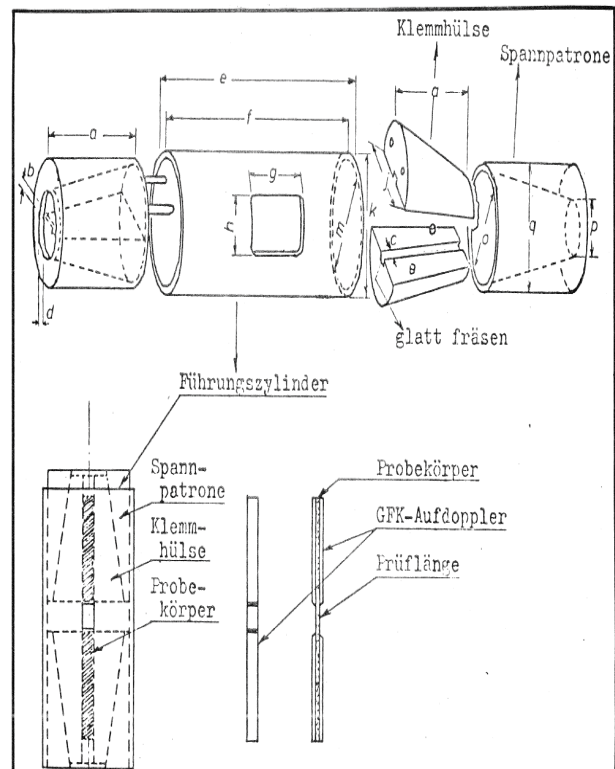


BILD 2. Die „Celanese“-Druck-Testvorrichtung mit Prüfling und Führungszylinder

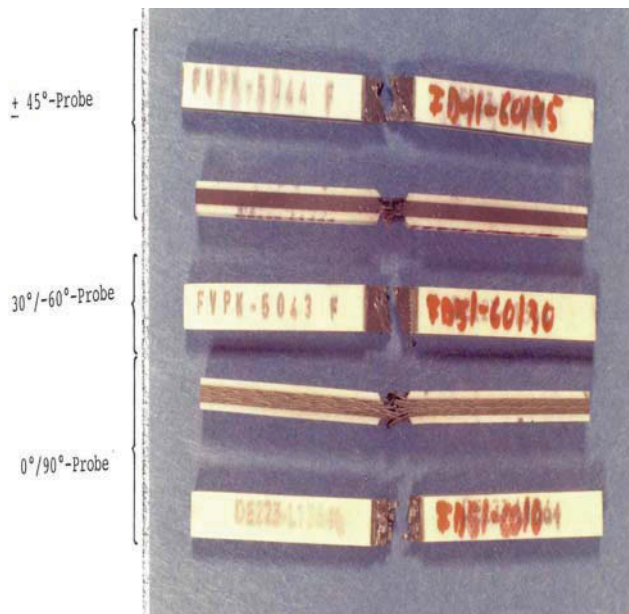


BILD 3. Druckbruchformen für untaillierte CFK-Gewebelaminat-Proben. Für Druckproben ist die in BILD 3 dargestellte „Celanese“-Testvorrichtung ein guter Prüfaufbau [3].

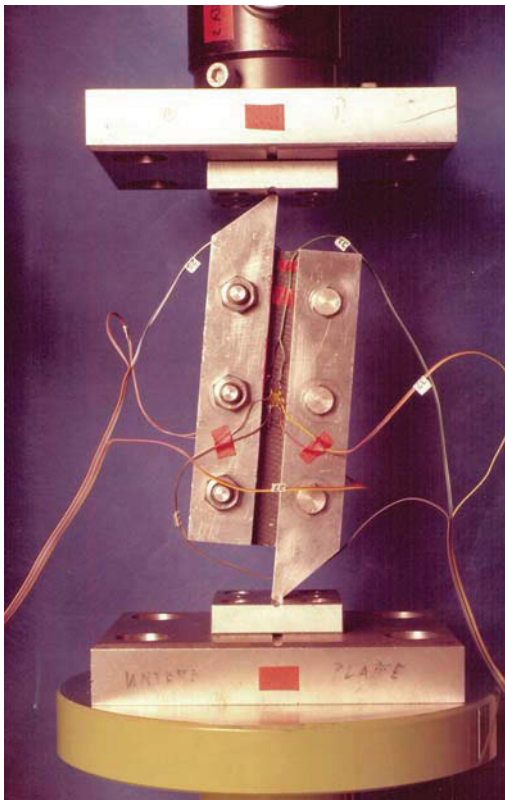


BILD 4. Versuchsaufbau mit einer CFK-Gewebe-Probe in der Rail-Shear-Testvorrichtung [3].

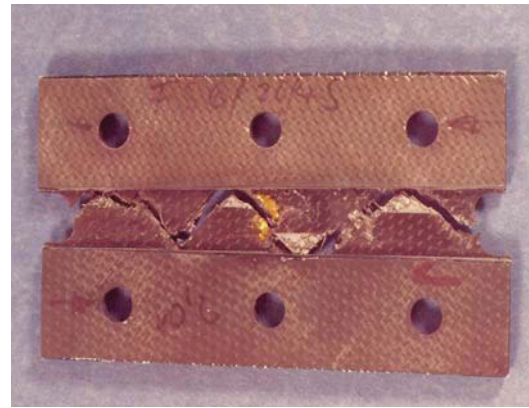


BILD 5. Bruchbild der $\pm 45^\circ$ CFK-Gewebe-Rail-Shear-Probe [3]

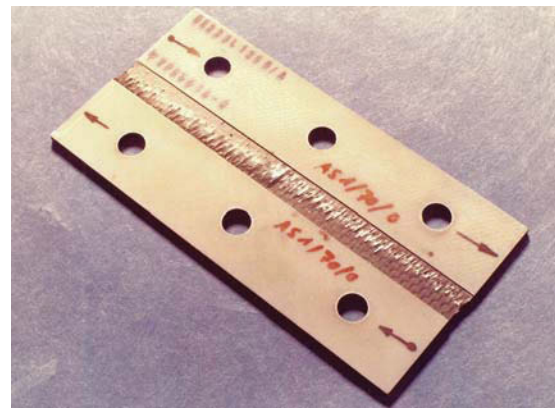


BILD 6. Bruchbild der $0^\circ/90^\circ$ CFK-Gewebe-Rail-Shear-Probe

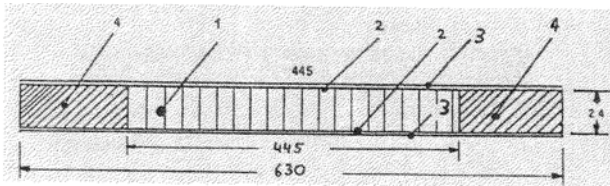
TABELLE 2. Mittlere Schubfestigkeiten in N/mm^2 für CFK-Gewebepreps von Hexcel und Fiberite (120° Systeme) [3]

Matrix	Belastungsart	Faser- richtung	Prüftemperaturen			
			-60°C	RT	$+70^\circ\text{C}$	$+70^\circ\text{Cg}$
Hexcel	Schub	0°	125	107	94	83
		45°	-	326	-	-
Fiberite	Schub	0°	139	114	84	80
		45°	-	328	-	-

TABELLE 2 zeigt die mittleren Schubfestigkeiten für CFK-Gewebepreps von Hexcel und Fiberite. Beide Gewebe zeigen ähnliche Eigenschaften. Für den $0^\circ/90^\circ$ Lagenaufbau ergibt sich ein interlaminarer Schubwert

entsprechend dem des unidirektionalen Laminates. Der Festigkeitsabfall infolge Temperatur und Feuchte entspricht ebenfalls dem des unidirektionalen Laminates (TABELLE 1). Die Schubfestigkeiten für den $\pm 45^\circ$ Lagenaufbau entsprechen etwa den Restfestigkeiten nach dem Druckversagen des Teilverbundes. Bei früheren Versuchen mit Rohrprüflingen ergaben sich etwas höhere Festigkeiten. Die Tieftemperaturfestigkeit ergibt sich aus der wesentlich höheren Harzfestigkeit.

3. DIE BESTIMMUNG VON SANDWICHEIGENSCHAFTEN



Position 1: Wabe
Position 2: Kleber
Position 3: Deckhäute
Position 4: Holzklötze als Krafteinleitung

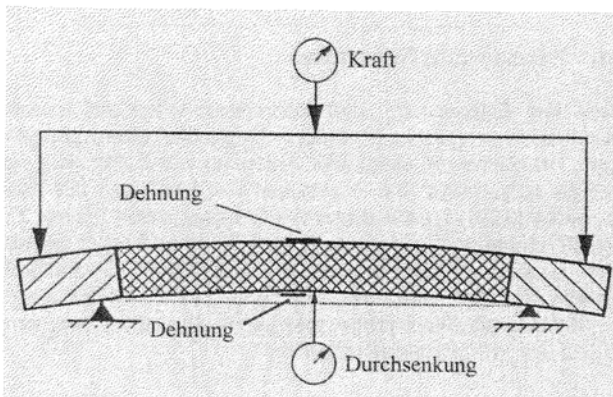


BILD 7. Sandwich Langbiegeprobe im Vierpunkt-Biegetest



BILD 8. Gebrochene Sandwich-Langbiegeprobe mit Versuchsvorrichtung

$$\sigma_{wr} = \kappa \frac{\sqrt{12}}{t_f} \cdot \sqrt{B \cdot \frac{E_C}{h_C}}$$

mit: σ_{wr} : Knitterspannung
 κ : Vorfaktor (theoretisch = 0,816, für praktische Anwendung = 0,33)
 t_f : Wandstärke der Deckhaut
 E_C : E-Modul der Wabe
 E_f : E-Modul der Deckhaut
 h_C : Höhe der Wabe
 B : Lokale Biegesteifigkeit der Deckhaut

$$B = \frac{E_f \cdot t_f^3}{(1 - \nu_{xy} \cdot \nu_{yx}) \cdot 12}$$

BILD 9. Beziehung für die Knitter-Festigkeit (lokale Stabilität) von Sandwichplattenstreifen mit Honigwabenkern

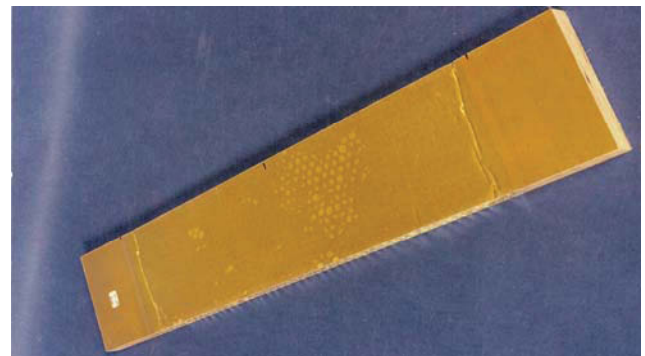


BILD 10. Versagen der Aramidfaser-Gewebeverbund-Langbiegeprobe durch Biegebelastung (Knittern)

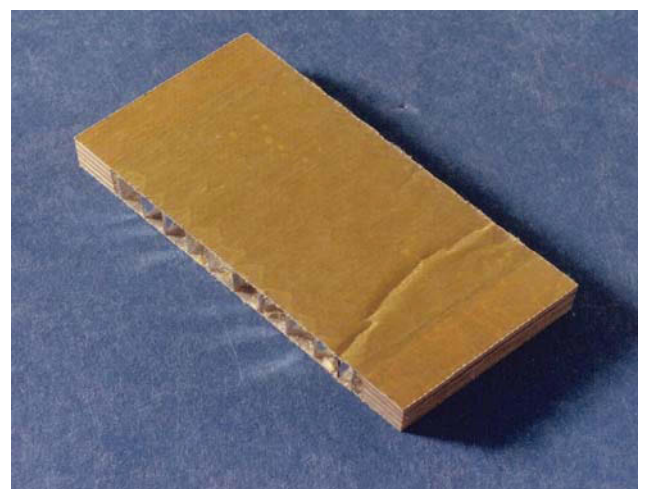


BILD 11. Versagen der Aramidfaserverbund-Gewebe-Sandwichprobe durch Druckbelastung (Knittern)

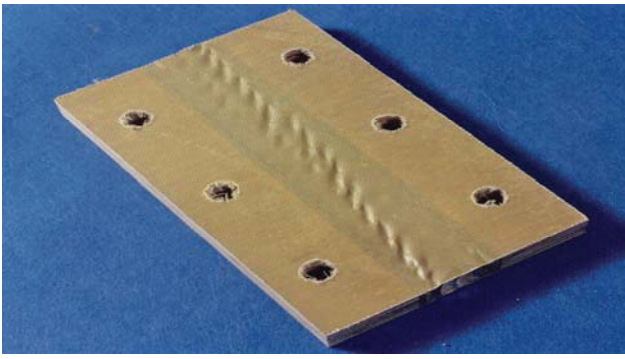


BILD 12. Versagen der Aramidfaserverbund Gewebe Rail-Shear-Probe durch Schubbelastung

Die Festigkeitsgrenzen von Sandwichstrukturen sind im Druck-, Biege- und Schubbereich durch lokale Stabilität begrenzt (Knittern) [4]. Die Formel für die lokale Instabilität ist in BILD 9 aufgestellt. Wichtig ist die Berücksichtigung der lokalen Biegesteifigkeit der Deckhaut und der aktuellen Querkontraktion. Die Vier-Punkt-Biege-Probe (BILD 7) eignet sich sehr gut für die Steifigkeits- und Festigkeitsbestimmung in der Testvorrichtung (BILD 8). Zunächst kann mit Hilfe der Dehnungsmessstreifen die lokale Biegesteifigkeit ermittelt werden, anschließend wird mit der Durchbiegung das globale Biegeverhalten bestimmt. Der Bruch der Biegeprobe wird durch das lokale Versagen der Sandwichdeckhaut verursacht (BILD 10). Belastet man eine Sandwichprobe durch Druck, so ergibt sich ein Versagen durch lokale Instabilität der Deckhäute (BILD 11). In BILD 12 erkennt man das Versagen einer Sandwich-Rail-Shear-Probe unter Schubbelastung. Die Aramidfaserverbund-Gewebe wurden bei der Fertigung des Solagenerators für die Satelliten Intelsat VI und HS 393 angewendet. Die Hauptbelastung der Sandwichstruktur von Solageneratoren ist die Schallbelastung („Acoustic-Noise“). Dabei treten hohe Biegemomente bei Frequenzen zwischen 100 und 200 Hertz auf.

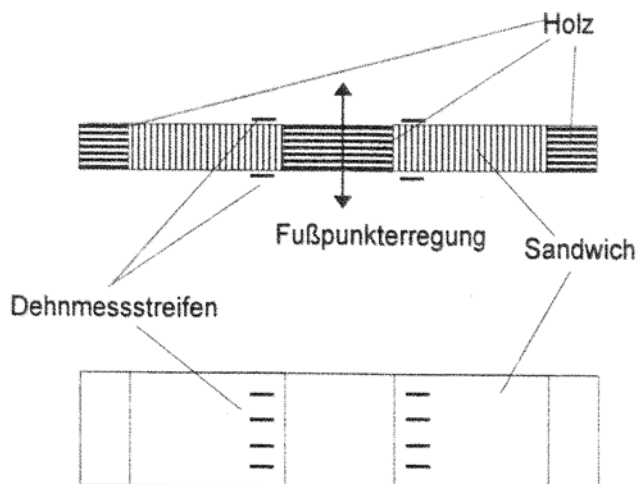


BILD 13. Gewebe-Sandwich-Biegeprobe zur Bestimmung des Einflusses der Belastungszeit auf die Knitterfestigkeit

Das Auftreten der dynamischen Last während einer sehr kurzen Zeit erhöht die Knitterfestigkeit der Sandwichplatten. Die Bestimmung der frequenzabhängigen Festigkeit wurde mit Hilfe der in BILD 13 gezeigten Vorrichtung durchgeführt. Ein Sandwichplattenstreifen, verstärkt durch Holzeinlagen, wird in der Probenmitte gehalten, eingespannt und dynamisch so erregt, dass die zwei angeklebten Sandwichteilprüflinge schwingen. Durch die stetig erhöhte Fußpunkterregung wird die Probe bis Bruch belastet. Die dabei auftretende Dehnung wird bis zum Bruch des Prüflings gemessen. Es ergab sich eine deutliche Erhöhung der Knitterfestigkeit.

4. DIE ERMITTLUNG VON BAUTEIL-STEIFIGKEITSEIGENSCHAFTEN

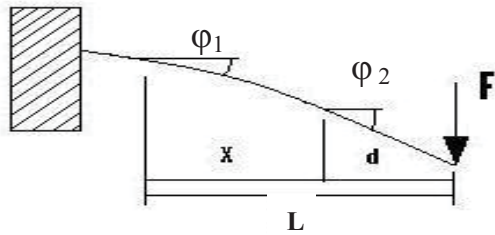


BILD 14. Verformung des Rotorblattes der Windenergieanlage MON 50 durch Biegebelastung

Die Bestimmung der Steifigkeiten von Strukturen stellt eine wichtige Aufgabe dar. Die lokale Biegesteifigkeit einer Balkenstruktur kann mit Hilfe von Dehnungsmessstreifen bestimmt werden (siehe auch BILD 7). Die Steifigkeit eines größeren Balkenabschnitts wurde mit Hilfe einer Verformungsmessung und der Balkengleichung bestimmt. Bei einem Kragträger ergibt sich die Endverformung $f = FI^3/3EI$. Dabei wird aber als Randbedingung angenommen, dass an der Einspannung der Winkel und die Auslenkung Null ist. Das ist aber häufig nicht realisierbar. Eine andere Methode, basierend auf Winkelmessungen, benutzt die Balkengleichung zur Bestimmung der Biegesteifigkeit, indem an mehreren Stellen die Winkel gemessen werden. Damit ergibt sich die Biegesteifigkeit aus der unteren Formel (BILD 15). Die Winkelmesser haben eine bedeutende Genauigkeit. Diese Methode ermöglicht auch das Auffinden „weicher“ oder „steifer“ Stellen, indem man die Winkelmesser mit einem definierten Abstand x platziert. Auch das Verformungsverhalten bei Zunahme der Last kann überprüft werden [5].

Verformungsmessungen flächiger oder räumlicher Strukturen unter Last lassen sich sehr genau mit Hilfe der Fotogrammetrie durchführen. Inzwischen werden auch bewegte Strukturen mit Hilfe dieser Methode vermessen.

Weichheiten in dem Steuerungsstrang von Hubschraubern lassen sich so bestimmen.

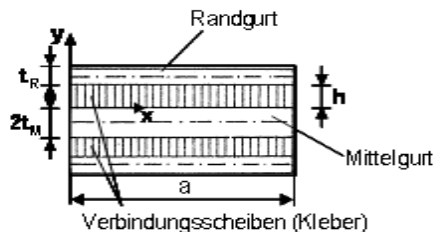


$$EI = \frac{FL^2 - Fd^2}{2 \tan(\varphi_2 - \varphi_1)}$$

BILD 15. Das Verformungsverhalten des belasteten Kragbalkens

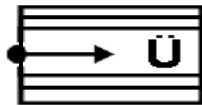
5. KENNGRÖSSEN FÜR DIE BERECHNUNG VON KLEBVERBINDUNGEN

Kleerverbindungen sind wichtige Strukturelemente, die sorgfältig dimensioniert werden müssen. Die elementare „Shear-Lag-Theorie“ berücksichtigt dehnelastische Fügeteile und konstant über die Kleberdicke verteilte Schubspannungen [6], [7], [8]. Die Querspannungen (z.B. Schälspannungen) können berechnet werden, wenn eine endliche Quersteifigkeit angenommen wird. Auch die Randbedingungen, dass z. B. die Schubspannungen an den Rändern $x = 0$ und $x = a$ Null sind, kann dann erfüllt werden [7].



Rand 0

Rand 1



Differentialgleichungssystem:

$$\partial_1 w = A w ,$$

Übertragungsmatrix T:

$$T = e^A = E + A + A^2/2! + A^3/3! + \dots$$

BILD 16. Die Dreigurtscheibe zur Bestimmung der Kleberschubspannungen mit Hilfe des Übertragungsverfahrens

Das in [7] dargestellte Übertragungsverfahren (siehe auch BILD 16) erlaubt die Übertragung der Schnittgrößen von einem Element auf das Folgende. In den 70er und 80er Jahren wurden Schubspannungs-Gleitungskurven sorgfältig gemessen, sie können bei der Ermittlung der Spannungen berücksichtigt werden [1]. Es gibt jedoch kaum eine Kurve für neuere Kleber.

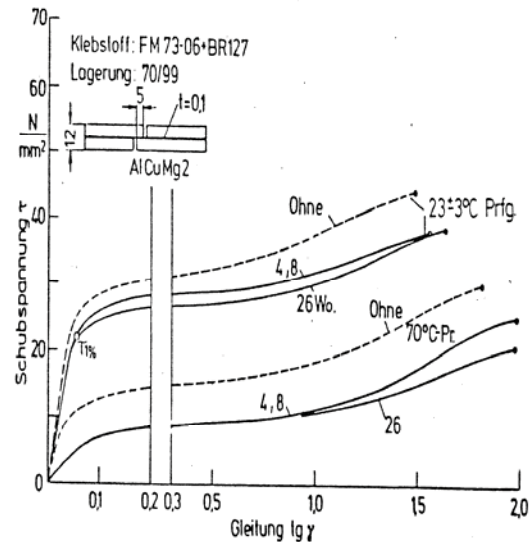


BILD 17. Notwendige Schubspannungs-Gleitungskurven für die Berechnung der Schubspannungsspitzen nach dem Übertragungsverfahren

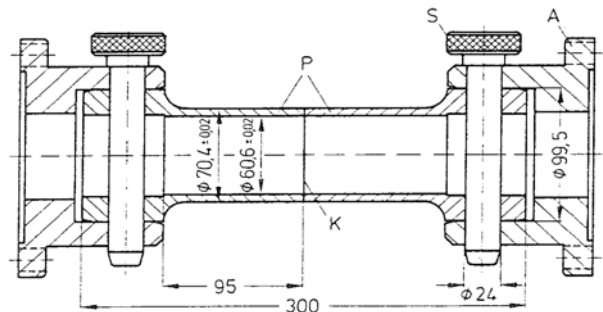


BILD 18. Rohrprobekörper zur Bestimmung des Spannungs-Dehnungsverhaltens von Klebverbindungen

Die Rohrprobekörper nach [9] ermöglichen die Bestimmung von Spannungs-Dehnungskurven und Schubspannungs-Gleitungskurven. Auch das Zusammenwirken von Schubspannungen und Querspannungen kann berücksichtigt werden (siehe auch BILD 19). Für zukünftige Verbindungen sollten neue Kleber sorgfältig getestet werden, um aussagefähige Spannungsanalysen machen zu können.

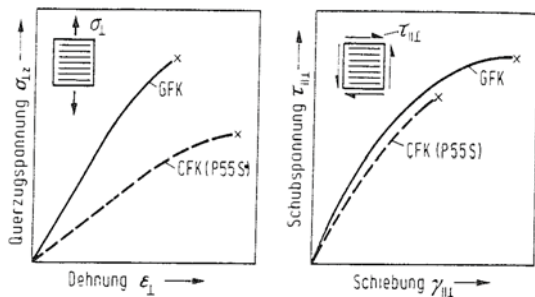


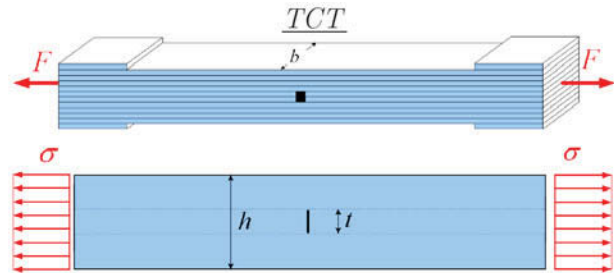
BILD 19. Spannungs-Dehnungsverhalten und Schubspannungs-Gleitungskurven von GFK- und CFK-Verbunden

6. BESTIMMUNG DER KRITISCHEN ENERGIEFREISETZUNGSRATE UND DIE MÖGLICHEN ANWENDUNGEN

Das Faserverbund-Rotorblatt des Hubschraubers EC 135 hat einige Funktionen früherer gelenkiger Rotorköpfe übernommen. Damit enthält der als „Flexbeam“ benannte Hals des Rotorblattes Bereiche, die starke Querschnittsänderungen bedingen. Der Anschlussbereich ist wesentlich durch Biegung belastet, während der anschließende Abschnitt durch Torsion beansprucht wird. Die Fliehkraft wirkt auf alle Bereiche. Der gesamte Bereich sollte möglichst kurz sein, um den aerodynamischen Teilabschnitt nicht zu verringern. Das bedingt möglichst geringe Schäftlängen, die sorgfältig dimensioniert werden müssen. 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. Üblicherweise werden Schäftungen mit Hilfe der „Shear-Lag“-Theorie dimensioniert. 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. Bei Schäftungen in Faserverbundstrukturen werden meistens keine zusätzliche Kleberschichten verwendet. Daher lassen sich die „Shear-Lag“-Beziehungen nur bedingt anwenden. Mit Hilfe der Bruchmechanik können jedoch die kritischen Energiefreisetzungsrate G_c für die Formen II und III bestimmt und die Schäftungen dimensioniert werden [8], [10]. Man erhält die übertragbaren Längs- und Schubspannungen mit Hilfe von Beziehungen, die nur Steifigkeiten und Geometrien enthalten. Für die Bestimmung der kritischen Energiefreisetzungsrate G_c eignet sich besonders die **Transverse-Crack-Tension-Probe (TCT-Probe)**, die durch Längskräfte belastet wird (BILD 20). Betrachtet man die Probe mit dem Stumpfstoß in der Mitte, so ist dort eine reine Schubbeanspruchung vorhanden, während die Probe mit den Stumpfstoßen an den Rändern durch Quer- und Schubspannungen beansprucht wird. Die Probe mit dem mittleren Stumpfstoß ergibt folglich höhere Energiefreisetzungsrate G_c . Diese können auch mit anderen Prüfanordnungen wie z. B. mit Hilfe der **End-Notched-Flexure-Probe (ENF-Prüfling)** bestimmt werden [10], [8] (BILD 21).

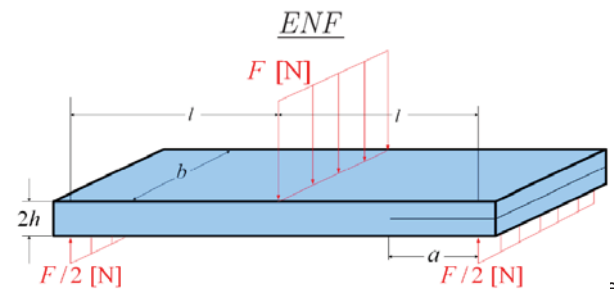
Die ermittelten Daten haben auch für die Auslegung von Faserverbundstrukturen unter Impact-Belastungen einen Einfluss. Die Messung des Kraft-Zeit-Verhaltens wird mit Hilfe des **Compression after Impact Standard Tests (CAI)** durchgeführt (BILD 23). Die schlagartig belastete Faser-

verbundprobe mit quasiisotropem Aufbau zeigt im Einschlagbereich einen lokalen Eindruck, dann mehrere Delaminationen und insbesondere auf der unteren Seite einen Faserbruchschaden (BILD 22) [15], [13]. Betrachtet man den Kraft-Zeit-Verlauf (BILD 23), erkennt man eine erste Spitze F_1 , die den Beginn eines Delaminationschadens beschreibt. Ein bruchmechanischer Ansatz für eine Kreisplatte mit kreisflächenartiger, mittiger Delamination unter Einzellast führt zu der angegebenen Beziehung zwischen der Energiefreisetzungsrate und der Delaminationskraft F_1 [13], [14], [15].



$$F_c = \underbrace{\sqrt{4G_c}}_{\text{Harz}} \cdot \underbrace{\sqrt{\frac{E \cdot b^2 \cdot h(h-t)}{t}}}_{\text{Faser, Geometrie}}$$

BILD 20. Die Beziehung zwischen der Last F_c und der kritischen Energiefreisetzungsrate G_c für die TCT-Probe. (TCT = Transverse Crack Tension)



$$F_c = \underbrace{\sqrt{4G_c}}_{\text{Harz}} \cdot \underbrace{\sqrt{\frac{4E \cdot b^2 \cdot h^3}{9a^2}}}_{\text{Faser, Geometrie}} \quad (6.2)$$

BILD 21. Die Beziehung zwischen der Last F_c und der kritischen Energiefreisetzungsrate G_c für die ENF-Probe. (ENF = End Notched Flexure)

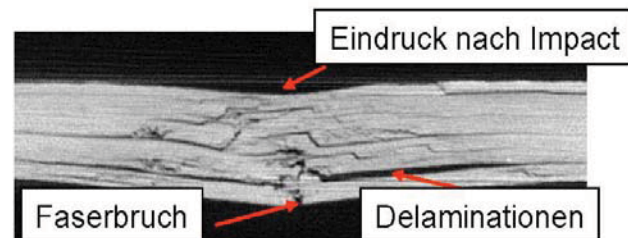
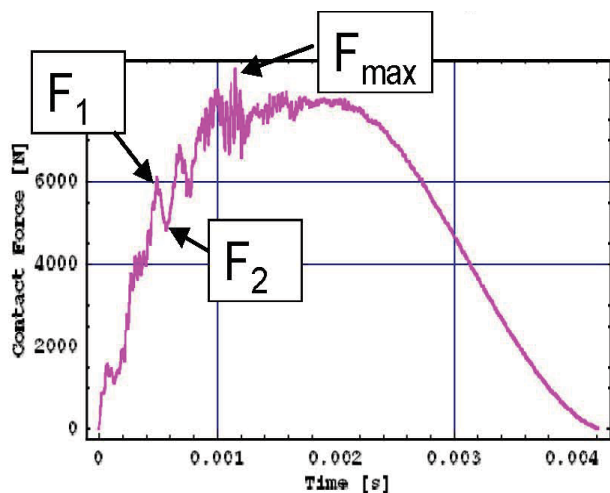


BILD 22. Schäden an einer CFK-Platte infolge schlagartiger Belastung



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

BILD 23. Kraft-Zeit-Verlauf einer belasteten Faserverbundplatte, sowie der Zusammenhang zwischen der Energiefreisetzungsrates G und der ersten Kraftspitze F_1 im Diagramm

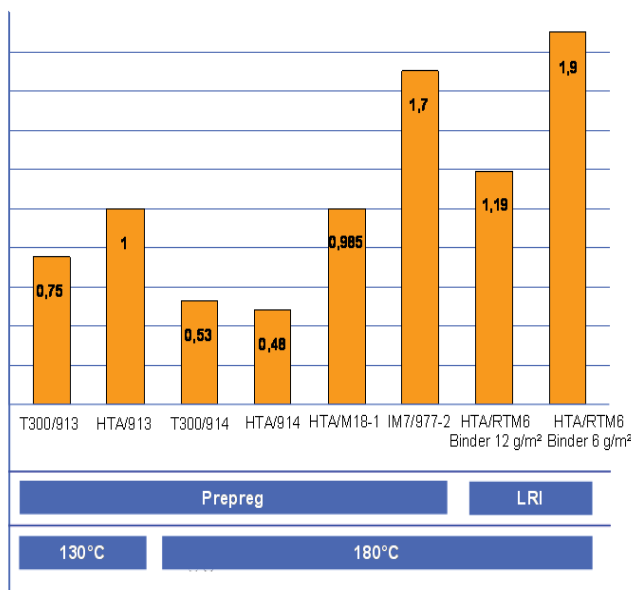


BILD 24. Kritische Energiefreisetzungsraten G_{IIc} in N/mm für Delaminationen Mode II von Kohlefaserverbund-Unidirektional laminaten in Prepreg- und LRI-Bauweise (LRI = Liquid Resin Infusion) für unterschiedliche Aushärtetemperaturen

In BILD 24 sind die kritischen Energiefreisetzungsraten für Prepregs und LRI-Bauweisen für unterschiedliche Temperaturen dargestellt. Die alten Prepregsysteme HTA/914, T300/914 und T300/914C sind sehr ähnliche Systeme. Die Freisetzungsraten sind mit der TCT-Sonde, der ENF-Sonde und dem Impact-Versuch ermittelt worden. Die Ergebnisse der drei Messverfahren sind vergleichbar. Prepregs mit zwei verschiedenen Aushärtetemperaturen sind angegeben. Es zeigt sich, dass die neueren Systeme weit höhere Werte

besitzen und damit für Impact belastete Strukturen besser geeignet sind. Auch die LRI-Bauweisen zeigen hohe Werte, die aus der guten Benetzung der Faser herrührt. Die gute Faseranbindung ergibt sich aus der Dünflüssigkeit des Injektionsharzes.

Das DIAGRAMM 1 zeigt die Vergleichbarkeit der beiden Prüfmethode. Die Ergebnisse für M40/Code69 und T300/914C stimmen sehr gut überein. Dagegen zeigen die beiden anderen Systeme Unterschiede, da nur wenige ENF-Prüflinge getestet wurden.

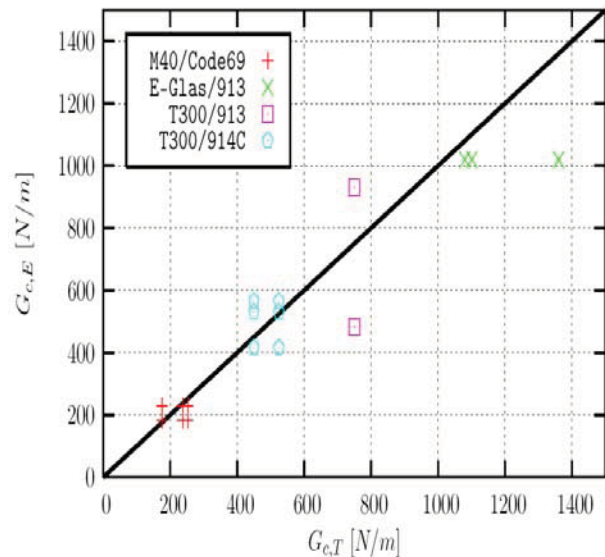


DIAGRAMM 1. Vergleich zwischen Versuchsergebnissen von ENF-Proben und TCT-Prüflingen

7. ZUSAMMENFASSUNG UND AUSBLICK

Die Analyse und der Festigkeitsnachweis von Faserverbundstrukturen basieren im Wesentlichen auf Versuchen, die sorgfältig ausgewählt werden müssen. Hilfreich ist die Vorgehensweise mit Hilfe der dargestellten Versuchspyramide (BILD 1). Grunddaten werden mit Kupontests ermittelt und Struktureigenschaften mit Bauteilversuchen.

Nachdem in [2] die Basisdaten der unidirektionalen Verbunde dargestellt sind, werden in diesem Beitrag Gewebe-, Sandwich- und Bauteilversuche beschrieben. Sie bilden die Grundlage für die Auslegung, Dimensionierung und den Nachweis von Faserverbundstrukturen.

Die Charakterisierung von Faserverbunden mit Hilfe der Energiefreisetzungsraten erlaubt die Auffindung neuer zukunftsreicher Faserverbundsysteme. Besonders die Impactversuche können Stärken und Schwächen der gewählten Konfiguration aufzeigen.

Die Ermittlung der Struktursteifigkeiten und -verformungen kann wirksam und preiswert mit Winkelmessungen und Fotogrammetrie erreicht werden.

8. QUELLEN

- [1] Faserverbund Leichtbau (FVL) Band 1, Luftfahrt-technisches Handbuch, Beitrag VB 22 200-10, „Statische Werkstoffkennwerte von unidirektionalen faserverstärkten Epoxidharzen“ vom 21.5.1981
- [2] H. Bansemir: Prüfmethode und Prüflingsgestaltung für die Dimensionierung von Faserverbundstrukturen. DLRK-2009, Aachen, September 2009
- [3] P. Kraus: Überprüfung bekannter Bruchhypothesen mit Hilfe von gemessenen Festigkeitswerten an Gewebelaminaten, 1982, Diplomarbeit an der Hochschule der Bundeswehr München
- [4] H. Bansemir, K. Pfeifer: Local Stability of Sandwich Structures with Thin Fibre Reinforced Face Skins for Space Application, SAMPE, 3rd Technology Conference 1983, London
- [5] H. Rapp, R. Wörndle: Influence of Cross Section Variations on the Structural Behaviour of Composite Rotor Blades, Seventeenth European Rotorcraft Forum, September 24 – 27, 1991, Berlin, Germany, DGLR, D-5300 Bonn 2, Godesberger Allee 70
- [6] H. Schürmann: Konstruieren mit Faser-Kunststoff-Verbunden, Springer Verlag Berlin, 2005
- [7] H. Bansemir: Krafteinleitung in versteifte orthotrope Scheiben. Ing. Archiv, 1973, Bd. 42, H. 2
- [8] H. Rapp, H. Bansemir: Analysis of Delaminations and Bonded Joints, DLRK 2009, Aachen, September 2009 Document ID: 121190
- [9] A. Puck, H. Schürmann: Die Zug/Druck-Torsionsprüfung an rohrförmigen Probekörpern, Kunststoffe 72(1982)9
- [10] 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
- [11] 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
- [12] I. Ehrlich: Impactverhalten schwachgekrümmter Strukturen aus faserverstärkten Kunststoffen, Doktorarbeit 2004 an der Universität der Bundeswehr, ISSN 1431-5122
- [13] 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
- [14] 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
- [15] H. Wagner, H. Bansemir, K. Drechsler: Verhalten unterschiedlicher FVW-Bauweisen und Fertigungstechniken unter Schlagbelastung, DGLR-Jahrestagung, Darmstadt 2008