



Technologieverbesserung an Faserverbund-Strukturen von Flugzeugen der Allgemeinen Luftfahrt

Abschlussbericht über die Arbeiten im Teilprojekt B

Arbeitspaket B1: Holmgurtbauweise aus pultrudierten CFK-Stangen

Arbeitspaket B2: Verarbeitung von Niederdruck-/Niedertemperatur-Prepregs

Arbeitspaket B3: Eigentränkprepregs

Arbeitspaket B4: Multiaxiale Gelege für Sandwich-Schalen

Institut: Bereich Flugzeugentwurf (BFE) – Universität Stuttgart

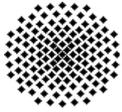
Partnerfirmen: DG Flugzeugbau GmbH – Bruchsal
Glasfaser Flugzeugservice GmbH – Grabenstetten
Stemme GmbH & Co. KG – Strausberg
August Krempel GmbH & Co. – Vaihingen/Enz

Projektleiter: Prof. Dipl.-Ing. R. Voit-Nitschmann

Verfasser: Thomas Keilig, BFE, Universität Stuttgart
Marek Beresinski, Stemme GmbH, Strausberg

Das diesem Bericht zugrundeliegende Vorhaben wurde mit Mitteln des Bundesministeriums für Bildung, Wissenschaft, Forschung und Technologie (BMBF) bzw. des Bundesministeriums für Wirtschaft und Technologie (BMWi) unter dem Förderkennzeichen 20L9705A gefördert.

Die Verantwortung für den Inhalt dieser Veröffentlichung liegt bei den Autoren.



Technologieverbesserung an Faserverbund-Strukturen von Flugzeugen der Allgemeinen Luftfahrt

Das Vorhaben wurde mit Mitteln des
Bundesministeriums für Bildung, Wissenschaft, Forschung und Technologie (BMBF)
bzw. des Bundesministeriums für Wirtschaft und Technologie (BMWi)
unter dem Förderkennzeichen 20L9705A gefördert.

Abschlussbericht der Arbeitsgruppe B über die Arbeiten vom 1. März 1998 bis zum 31. August 1999

Schlußbericht nach Nr. 3.2 BNBEST-BMBF
Verwendungsnachweis nach Nr. 6.1 ANBEST-P

Partnerinstitut: Bereich Flugzeugentwurf (BFE) – Universität Stuttgart

Partnerfirmen: DG Flugzeugbau GmbH – Bruchsal *)
Glasfaser Flugzeugservice GmbH – Grabenstetten *)
Stemme GmbH & Co. KG – Strausberg *)
August Krempel GmbH & Co. – Vaihingen/Enz

*) Mitglied im „Verband Deutscher Segelflugzeughersteller e.V.“ – Berlin

Gesamtzielsetzungen und Aufgabenstellungen

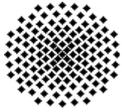
Dieses Forschungsprogramm war Teil des Themenverbundes „Technologieverbesserung an Faserverbund-Strukturen von Flugzeugen der Allgemeinen Luftfahrt“. Der Gesamtforschungsverbund war im Rahmen der leitkonzeptfreien Querschnittsaufgaben des Luftfahrt-Forschungsprogramms (LuFo1) der Bundesregierung von 1995-1998 angesiedelt als Förderprogramm für die Klein- und Mittelständischen Unternehmen (KMUs) der deutschen Luftfahrtindustrie.

Gesamtziel war die Verbesserung der Bauweisen-Technologie für Primär-Strukturen von Faserverbund-Flugzeugen der Allgemeinen Luftfahrt bei gleichzeitiger Senkung der Kosten. Im Gegensatz zu den anderen Arbeitspaketen innerhalb des Gesamtvorhabens handelt es sich beim Teilprojekt B nicht um neue Fertigungsverfahren mit bereits qualifizierten Halbzeugen, sondern um grundlegende Untersuchungen darüber, ob innovative Halbzeuge eine potenzielle Alternative zu den bisherigen Werkstoffen und Fertigungsverfahren sein können.

Das Teilprojekt B gliederte sich bei der Planung des Vorhabens wie folgt in drei unabhängige Arbeitspakete:

- B1: „Holmgurtbauweise aus pultrudierten CFK-Stangen“
- B2: „Verarbeitung von Niederdruck-/Niedertemperatur-Prepregs“
- B3: „Eigentränkprepregs“

Um die Zielvorgaben innerhalb der Arbeitsgruppe B den aktuellen Bedürfnissen der beteiligten Firmen anzupassen, wurde als Arbeitspaket B4 das Thema „Multiaxiale Gelege für Sandwich-Schalen“ neu aufgenommen, da auf der 28. ANF-Sitzung (Arbeitskreis Neue Faserwerkstoffe) im Dez. 1998 die Zulassung von Multiaxialen Gelegen angeregt wurde.



Arbeitspaket B1: „Neue Holmgurtbauweise aus pultrudierten CFK-Stangen“

Zielsetzung dieses Arbeitspakets

Die Ideen, die hinter dieser neuartigen Holmgurtbauweise stecken, sind:

- eine Kennwertsteigerungen durch verringerte Ondulationen der Kohlenstofffasern im Vergleich zur konventionellen Gurtfertigung im Roving-Zieh-Verfahren, dass
- das Roving-Ziehen nicht mehr erforderlich wäre und dass
- das Vakuuminfusionsverfahren (Arbeitspaket A3) so auch bei der Gurtfertigung eingesetzt werden könnte.

Pultrusion der CFK-Stangen

Bei der Fa. **August Krempel GmbH & Co.** wurde zuerst eine Musterlieferung CFK-Stangen mit einem Durchmesser von 3 mm aus UTS-Fasern mit der Avivage 5631 von **Tenax Fibres GmbH & Co. KG** und dem TGDA-Epoxid-Harzsystem (tetraglycidyliertes Dianilin) mit einem Faseranteil von 56 Vol.% pultrudiert. Dieses Harzsystem von Krempel hat eine bauteilbezogene Luftfahrtzulassung (Airbus).

Nach erfolgreichem Einsatz dieser Musterlieferung in den Holmgurt-Probekörpern wurde eine größere Menge pultrudierter CFK-Stangen mit leicht erhöhtem Faservolumengehalt geordert (62 ± 2 Vol.%):

- 500 Stangen à 2,5 m vorkonfektionierter Länge, vollständig getempert.
- 100 Stangen à 6,0 m vorkonfektionierter Länge, ungetempert, mit optimaler Geradheit.

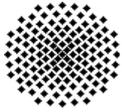
Diese CFK-Stangen wurden zur Fertigung der beiden Versuchsholme verwendet beziehungsweise kommen bei weiteren Untersuchungen bezüglich der Lagerfähigkeit und Verarbeitungstechnologie zum Einsatz.

Untersuchungen an CFK-Stangen

Neben den CFK-Stangen der Fa. **Krempel** wurden noch zwei Vergleichsprodukte von US-Herstellern in die Untersuchungen mit einbezogen, im weiteren mit **Hersteller A** und **Hersteller B** bezeichnet. Vom Hersteller B standen CFK-Stangen mit zölligem Maß ($\varnothing 1/8''$, 3,15 mm) und mit metrischem Maß ($\varnothing 3$ mm) zur Verfügung. An den einzelnen CFK-Stangen wurden folgende Untersuchungen durchgeführt:

- Fasergehaltsbestimmungen
- Druckversuche
(Bruchspannungen und Beurteilung der Bruchbilder / Versagensmechanismen)
- Biegeversuche
- ILS-Versuche
- DMA-Untersuchungen
(Bestimmung der Glas temperatur T_g bzw. der maximalen Einsatztemperatur)

Bei den DMA-Messungen wurde das Problem einer nicht vollständig abgeschlossenen Matrix-Aushärtung erkannt. Diese brachte insbesondere bei der Lagerung der pultrudierten CFK-Stangen aus der Musterlieferung Schwierigkeiten mit sich (Durchbiegung im Regal bzw. aufgewickelt als Spule). Die an den CFK-Stangen ermittelten Kennwerte wurden durch eine nachfolgende Temperung nicht verschlechtert, es zeigte sich lediglich ein etwas verringerter Biegemodul infolge der Matrix-Schrumpfung. Die an den einzelnen CFK-Stangen ermittelten Kennwerte sind in der Übersichtstabelle auf der folgenden Seite zusammengefaßt.



Zusammenfassung der an einzelnen CFK-Stangen ermittelten Kennwerte:

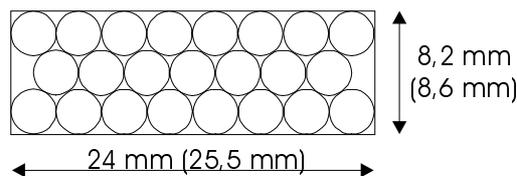
| | Hersteller A | Hersteller B | | Krempel |
|---|--------------|--------------|------------|----------------------|
| Durchmesser [mm] | 3,15 | 3,15 | 3,0 | 3,0 |
| Faser | (T300 ?) | (T300 ?) | (T300 ?) | Tenax UTS |
| Faser-Dichte [g/cm ³] | (~ 1,75) | (~ 1,75) | (~ 1,75) | 1,8 |
| Harz-Dichte [g/cm ³] | (~ 1,2) | (~ 1,2) | (~ 1,2) | 1,15 |
| Stangen-Dichte [g/cm ³] | 1,57 | 1,5 | 1,5 | 1,52 |
| Faservolumen-Gehalt | ~ 67 % | ~ 70 % | ~ 62 % | ~ 56 % ^{*)} |
| Druckfestigkeit [N/mm ²] | 1300 | | 1400 | 1450 |
| Biegefestigkeit [N/mm ²] auf 67 Vol.% bezogen: | 1200 | | 1310 | 1350 (1600) |
| Biegemodul [kN/mm ²] auf 67 Vol.% bezogen: | 135 | | 142 | 118 (138) |
| ILS [N/mm ²] | 50 | | 44 | 58 |

*) Musterlieferung, später 62 Vol.%

Untersuchungen an Holmgurt-Probekörpern

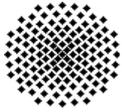
Fertigung der Holmgurt-Probekörper:

Aus je 23 CFK-Stangen wurden bei **DG Flugzeugbau GmbH** Holmgurt-Probekörper mit L285/H286 und dem abgebildeten Querschnitt hergestellt und auf die entsprechenden Prüfkörperlängen zugesägt: Für die ILS-Versuche 80 mm lang und für die Biegeversuche 350 mm lang.



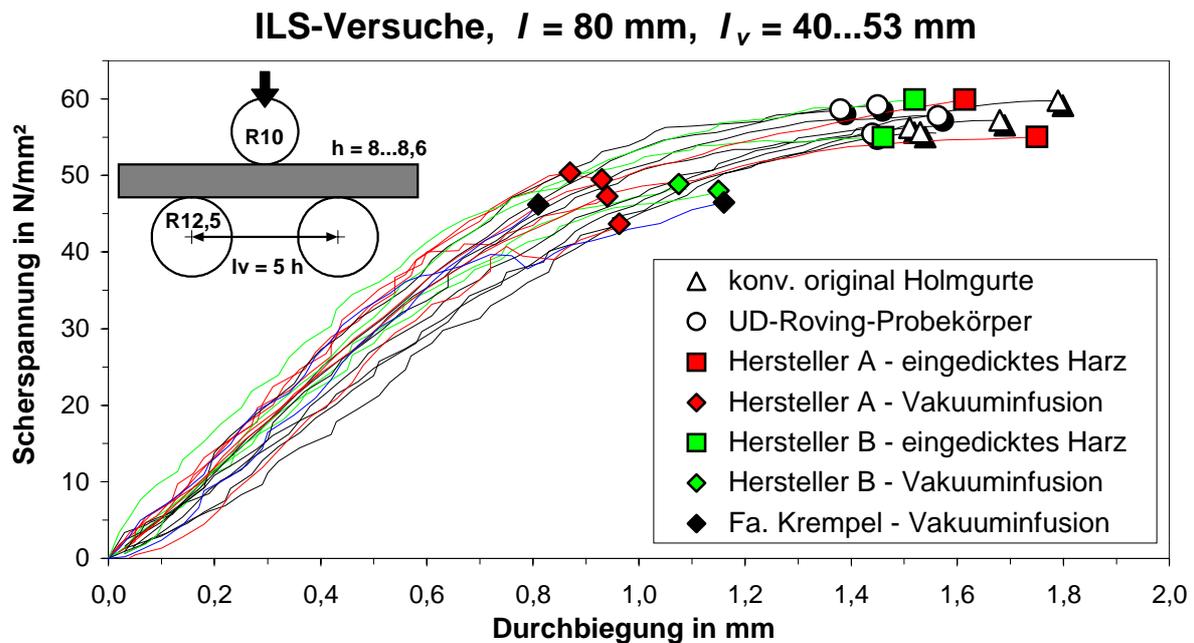
Dabei wurden CFK-Stangen aller drei Hersteller in verschiedenen Verfahren verarbeitet: in geschlossenen Preßformen mit und ohne Absaugung, zum Teil auch mit eingedicktem Harz (Aerosil), und nicht zuletzt in verschiedenen Varianten des Vakuuminfusionsverfahrens (Arbeitspaket A3). Diese Probekörper verfügen über einen CFK-Stangen-Anteil von 82 Vol.% und enthalten 18 Vol.% Bettungsmatrix. Das entspricht einem Gesamt-Faser-Anteil von 55 Vol.%.

Vergleichs-Probekörper in konventioneller Bauweise mit dem gleichen Querschnitt wurden aus HTA-Rovings (16x24k) mit L20/SL gefertigt. Neben den angefertigten UD-Roving-Probekörpern wurden auch aus konventionell gefertigten original Holmgurten von Segelflugzeugen Probekörper mit gleichen Abmessungen entnommen, um so den Größeneinfluß einer bauteilbezogenen, realen Fertigung mit zu erfassen.



Scheinbare interlaminare Scherfestigkeit (ILS):

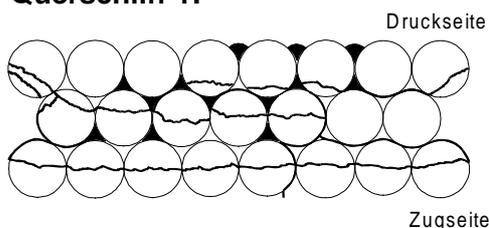
Die Versuche zur Bestimmung der scheinbaren interlaminaren Scherfestigkeit (ILS) wurden in Anlehnung an DIN EN 2563 durchgeführt. Die dort gegebenen Abmessungen wurden entsprechend den Probekörperabmessungen hochskaliert, so dass die Stützweite immer 5-mal die Gurthöhe beträgt.



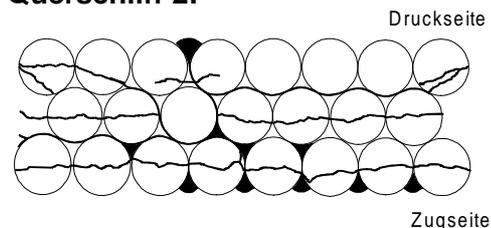
Der Hauptversagensmechanismus der Holmgurtprobekörper im Harzinjektions- bzw. Infusionsverfahren aus pultrudierten CFK-Stangen hergestellten Probekörpern () ist ein Versagen der Verklebung der CFK-Stangen untereinander. Die geringeren ILS-Versagensspannungen sind aber nur zum Teil auf Lufteinschlüsse in den Zwickeln zwischen den einzelnen CFK-Stangen zurückzuführen.

Lediglich bei den mit Aerosil eingedicktem Harz hergestellten Probekörpern () konnte ein Schubversagen innerhalb der einzelnen CFK-Stangen beobachtet werden, so wie es die beiden folgenden Querschnitte zeigen. Die beiden Querschliffe machen deutlich, dass die Lufteinschlüsse in den Zwickeln den Grenzflächenbruch begünstigen und dass auf der Druckseite eher mit Grenzflächenbruch und auf der Zugseite eher mit dem ILS-Versagen der einzelnen CFK-Stangen zu rechnen ist.

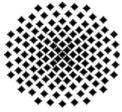
Querschliff 1:



Querschliff 2:

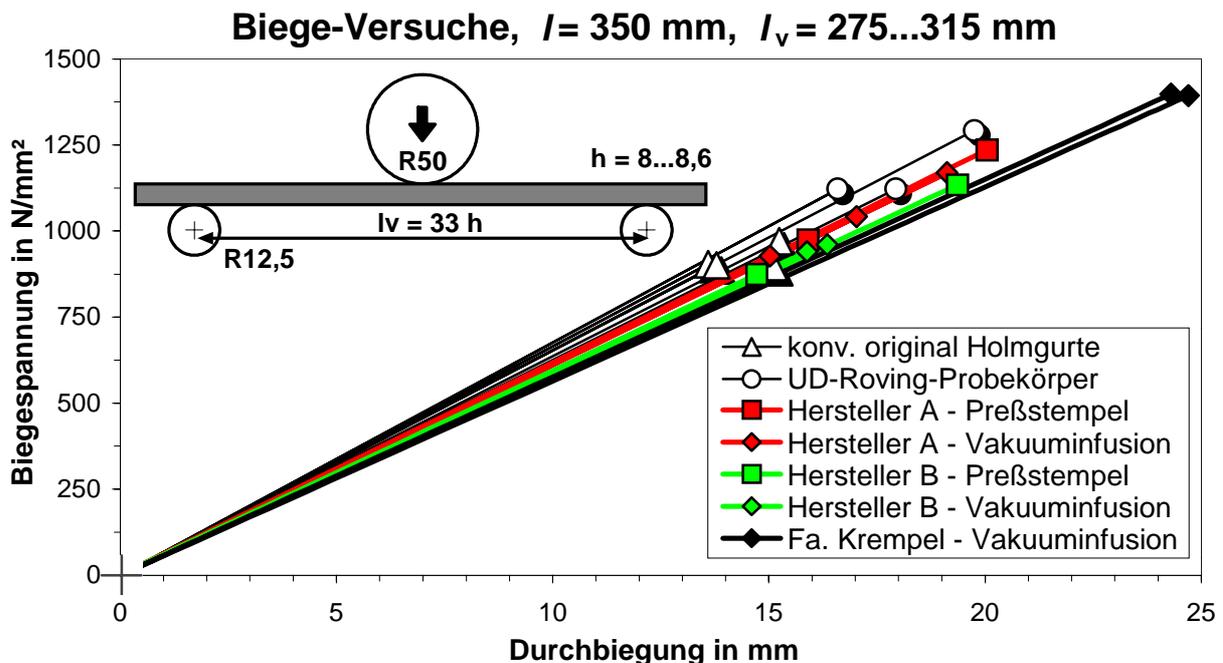


Das ILS-Versagensniveau ist für die mit eingedicktem Harz hergestellten Stangen-Gurte () gleich dem der konventionell gefertigten Vergleichsproben, jedoch haben sie deutlich mehr Reserven bis zum endgültigen Bruch (im obigen Diagramm nicht zu sehen, da dort die Kurven nur bis zum ersten Kraftabfall wiedergegeben sind).



Biegeversuche:

Die Biegeprüfungen erfolgten in Anlehnung an DIN EN 2562. Die dort gegebenen Geometriedaten wurden ebenfalls hochskaliert. Allerdings läßt die verwendete Prüfvorrichtung maximal eine Stützweite von 280 mm zu, was 33-mal der Gurthöhe entspricht. Dieser Faktor liegt zwischen dem Typ A und Typ B nach Norm.

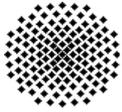


Aus den Biege-Versuchen ergab sich, dass Biegemodul und Biegesteifigkeit von den eingesetzten CFK-Stangen dominiert werden: Die Probekörper lieferten unabhängig vom Herstellungsverfahren identische Kraft-Weg-Verläufe.

Bei den Proben, die den original Holmgurten von Segelflugzeugen entnommen wurden, zeigte sich in der Biegefestigkeit der bauteilbezogene Größeneinfluß einer realen Produktion im Vergleich zur Probekörper-Fertigung, da sich hier schon geringste Abweichungen von der idealen Faserorientierung sehr stark auswirken.

Interessant ist auch die Betrachtung des Bruchbilds beziehungsweise der Versagens-Charakteristik: Während bei allen anderen Proben ein von der Druckseite ausgehendes Bruchbild mit über den Querschnitt etwa 2/3 Druckversagen und 1/3 Zugversagen zu sehen ist, versagen die Probekörper mit Krempel-Stangen durch spontanes Zersplittern. Bei diesem einem brechenden Baumstamm nicht unähnlichen Bruch kommt es sowohl zur Trennung der einzelnen CFK-Stangen als auch zur Splitterung derselben.

Speziell die im Rahmen des Projektes gefertigten Krempel-Stangen bieten, wie die Biegefestigkeiten zeigen, ein hohes Potenzial zur Steigerung der Zulassungskennwerte. Bisheriger Kennwert für eine statische Dimensionierung mit gleichzeitiger Abdeckung von Lebensdauerereffekten, d.h. Risse wandern bei diesem Lastniveau auch unter dynamischer Belastung nicht weiter: 400 N/mm² zulässige Bruchspannung bzw. 600 N/mm² sichere Bruchspannung. Diese Beurteilung ist schon jetzt zu treffen, nicht zuletzt wegen des in der Musterlieferung erreichten Gesamt-Faservolumenanteils der Probekörper von nur 47 Vol.%.
- 5 -



Zusammenstellung der an Holmgurt-Probekörpern ermittelten Kennwerte:

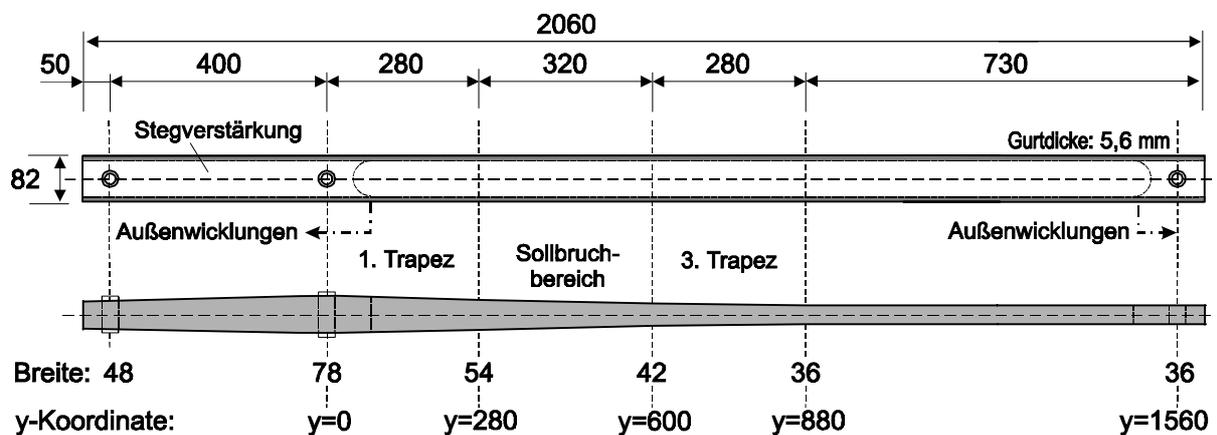
| | konv. original Holmgurt | UD-Roving Probekörper | Hersteller A/B Probekörper | Krempel Probekörper |
|---|-------------------------|-----------------------|----------------------------|---------------------|
| Dichte [g/cm ³] | 1,41 | 1,37 | 1,46 | 1,44 |
| Faser | Tenax HTA | Tenax HTA | (T300 ?) | Tenax UTS |
| Gesamt-Faser-Vol.anteil | 54 % | 51 % | 55 – 55 % | 45 % |
| ILS-Festigkeit ^{*)} [N/mm ²] | 55 – 58 | 55 – 60 | 45 ^{**)} – 60 | 47 ^{**)} |
| Biegemodul [kN/mm ²] | 95 – 105 | 95 – 105 | 91 – 93 | 85 |
| Biegefestigkeit [N/mm ²] | 890 – 970 | 1120 – 1290 | 870 – 1240 | 1320 |
| Bruchcharakteristik | Druckversagen | Druckversagen | Druckversagen | Zersplittern |

*) stark vom Verarbeitungsverfahren abhängig

**) bedingt durch Lunker in den Zwickeln

Exemplarische Bauteile

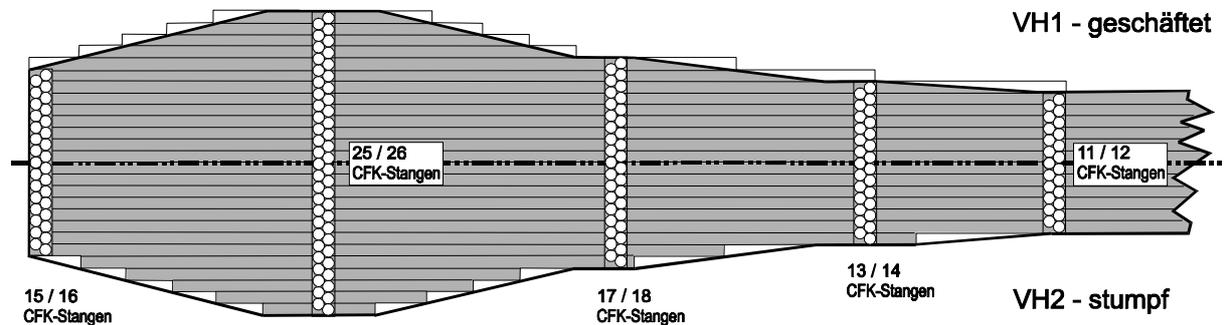
Bezüglich der Bauweisenuntersuchung an Holmen mit veränderlichem Querschnitt ist aus Gründen der Vergleichbarkeit eine möglichst große Übereinstimmung mit der vom **Institut für Flugzeugbau und Leichtbau (IFL)**, TU Braunschweig, festgelegten Geometrie angestrebt worden (Arbeitspakete C1 & C2 „Fertigung verbesserter Holmstrukturen“).



Bei **DG Flugzeugbau GmbH** sind zwei Versuchsholme mit Gurten aus pultrudierten CFK-Stangen gefertigt worden. Die obige Zeichnung gibt die Abmessungen der Versuchsholme wieder. Die Gurte sind aus pultrudierten CFK-Stangen der Fa. Krempel im Vakuuminfusionsverfahren (vgl. Arbeitspaket A3) hergestellt worden. Da sich aus den Biegeversuchen nicht die Notwendigkeit zur Eindickung des Harzes ergab, wurde entschieden auch die exemplarischen Bauteile (Gurte der Versuchsholme) im Vakuuminfusionsverfahren herzustellen. Die beiden Holme unterscheiden sich jedoch in einem Punkt in ihrer Gurtbauweise: in einem der beiden Holme laufen die CFK-Stangen stumpf aus, im anderen wurde die CFK-Stangen entsprechend der Gurtkontur angeschäffet.



Prinzipieller Aufbau der beiden Gurtvarianten in einem Bild (y-Achse gestaucht):



Beide Holme wurden auf dem vorhandenen Prüfstand (Arbeitspaket A4) am **Institut für Bauweisen- und Konstruktionsforschung (IBK), DLR Stuttgart**, einem statischen Bruchversuch unterzogen. Da es sich hierbei um einen Bauweisenvergleich handelt wurden die Bruchversuch bei Raumtemperatur durchgeführt. Die im weiteren angegebenen Gurtsicherheiten j sind auf 4 ‰ Gurtdehnung bezogen.

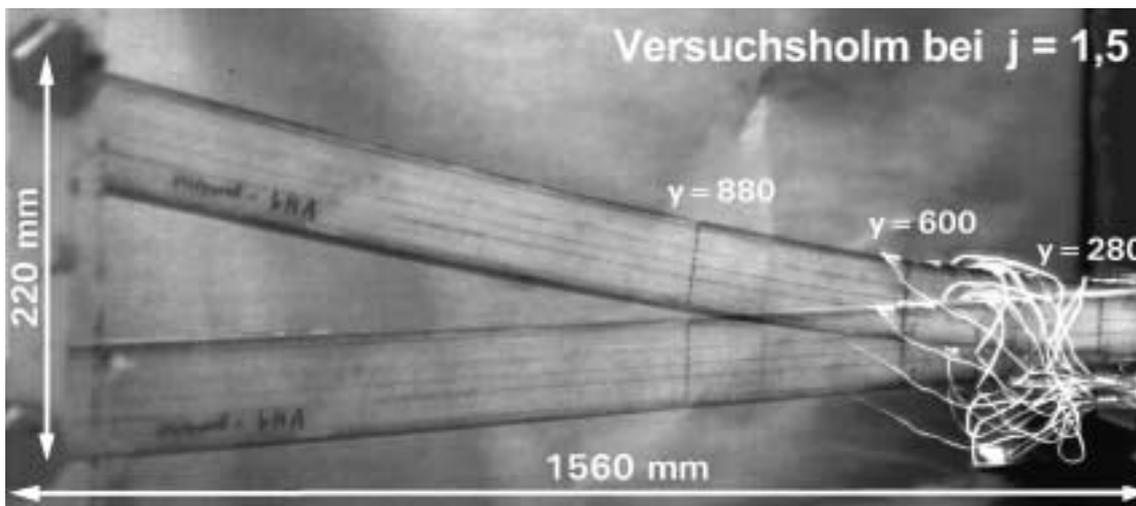


Foto 1: Statischer Bruchversuch an einem Versuchsholm (Doppelbelichtung).

Beim Versuchsholm VH2 „stumpf“ traten schon ab 5,3 ‰ Gurtdehnung erste Delaminationen an den Enden der stumpf auslaufenden CFK-Stangen auf. Dadurch zeigten sich auch Risse in den Aussenlagen des Holms. Der Bruch erfolgte im Sollbruchbereich bei $j=1,76$ (7,1 ‰).

Beim Versuchsholm VH1 „geschäftet“ trat bei 6,2 ‰ Gurtdehnung eine Schädigung ohne Totalversagen im 1.Trapez auf. Dabei hat sich eine nicht vollständig angeschäftete CFK-Stange aus dem Verbund gelöst und die Aussenlage durchdrungen, wodurch es zu einer Delamination auf der Druckseite bis hin zum vorderen Bolzen kam (Foto 2). Nach erfolgter Reparatur bei DG Flugzeugbau ist der Bruch bei $j=2,1$ (8,2 ‰) eingetreten – allerdings nicht im Sollbruchbereich sondern in der Nähe der Reparaturstelle bei $y = 200$ mm . Somit sind mindestens 8 ‰ Gurtdehnung erreichbar, allerdings muß die Betriebsfestigkeit noch durch einen Restfestigkeitsversuch nach erfolgter dynamischer Belastung nachgewiesen werden.

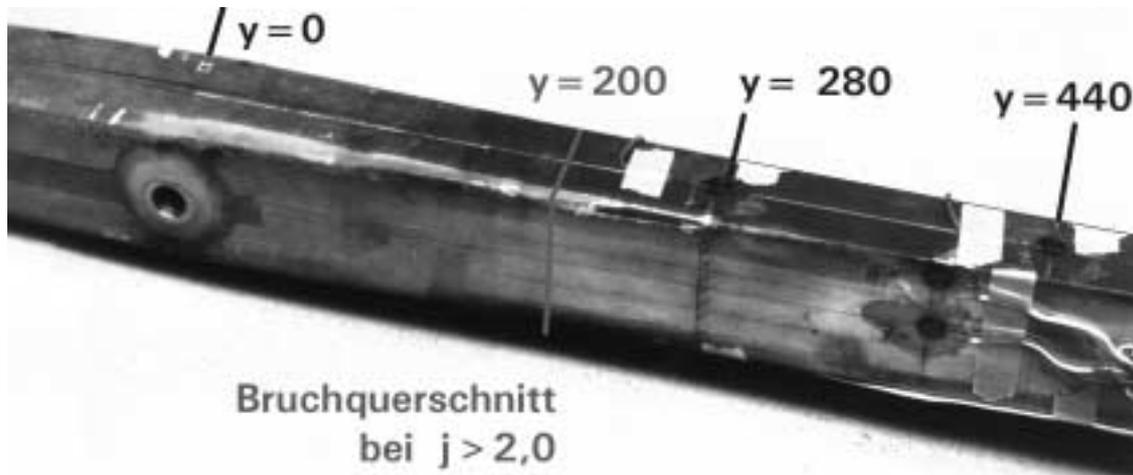


Foto 2: Schädigung ohne Totalversagen am Versuchsholm VH1 vor der Reparatur.

Nutzen und Verwertbarkeit der Holmgurtbauweise aus pultrudierten CFK-Stangen

Die aus den Versuchen an einzelnen CFK-Stangen und an Probekörpern mit konstantem Querschnitt abgeleiteten Kennwerten lassen die untersuchte, neuartige Holmgurtbauweise aus pultrudierten CFK-Stangen mit 10 % höheren Bruchspannungen vielversprechend erscheinen.

Es wurde ferner gezeigt, dass Holmgurte durchaus im Vakuuminfusionsverfahren aus pultrudierten CFK-Stangen hergestellt werden können. Jedoch kann unter Leichtbaugesichtspunkten auf das Ausschäften der auslaufenden CFK-Stangen nicht verzichtet werden.

Noch ausstehende Lebensdaueruntersuchungen können unter Umständen auch die Verwendung von eingedicktem Harz unumgänglich machen. Allerdings würde dadurch wiederum eine Holmgurterstellung aus pultrudierten CFK-Stangen im Harzinjektions- bzw. Infusionsverfahren nicht mehr möglich sein.

Nachdem bei den DMA-Untersuchungen das Problem einer nicht vollständig abgeschlossenen Matrix-Aushärtung der pultrudierten CFK-Stangen erkannt wurde, welche insbesondere bei der Lagerung der pultrudierten CFK-Stangen Schwierigkeiten mit sich brachte, hat die Fa. **August Krempel GmbH & Co.** auf Anregungen aus dem Projekt hin ihr Herstellungsverfahren für pultrudierte CFK-Stangen abgeändert und verbessert.



Arbeitspaket B2: „Verarbeitung von Niederdruck-/Niedertemperatur-Prepregs“

Zielsetzung dieses Arbeitspakets

Bisherige Prepregsysteme erforderten für die Verarbeitung den Einsatz teure Autoklaven. Mit den Niederdruck-/Niedertemperatur-Prepregs (ND/NT) sollen Fertigungsverfahren erprobt werden, die mit der vorhandenen Infrastruktur möglich sind und im Vergleich zum Nass-Laminieren weniger Faserverzug und für den Arbeiter geringere toxikologische Belastungen ermöglichen. Ferner sind bessere Festigkeiten und/oder leichtere Bauweisen im Vergleich zum Nass-Laminieren denkbar.

Prepregauswahl und Musterfertigung

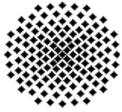
Auf dem Markt sind mehrere ND/NT-Prepregs zu beziehen. Allerdings bezeichnen die Halbzeughersteller auch schon 120°C-Systeme als „Niedertemperatur“-Prepregs – zur Abgrenzung gegenüber den 180°C-Autoklav-Systemen. Die Segelflugzeughersteller geben aber als oberen Grenzwert für das auszuwählende Harzsystem 80°C Härtetemperatur vor, da sich sonst die bestehenden Formensätze verziehen können.

Zuerst sollte zur Prepregherstellung ein 120°C-TGDA-Epoxid-Harzsystem (tetraglycidyliertes Dianilin) der Fa. **August Krempel GmbH & Co.** verwendet werden. Dieses System härtet bei 85°C innerhalb von 12 Stunden problemlos aus, unter Laborbedingungen genügt auch eine Aushärtetemperatur von nur 80°C, jedoch bei exakter Einhaltung der Temperatur über das gesamte Bauteil, was bei dicken Laminaten nur schwer zu gewährleisten ist.

Die beteiligten Segelflugzeughersteller äußerten den Wunsch, dass aus energetischen und wirtschaftlichen Gesichtspunkten ein 60°C-System einem 80°C-System vorzuziehen sei. Zudem wurde darauf hingewiesen, dass es bei einem nominellen 120°C-System, das bei 80°C verarbeitet wird, keinen Toleranzbereich mehr nach unten gibt. Daher fiel die Entscheidung auf das BX-System von Krempel. Hierbei handelt es sich um ein multifunktionales, speziell modifiziertes Bisphenol-Epoxidharz (Kennbuchstabe B), welches bereits bei niedrigen Temperaturen von 60°C aushärtet (Kennbuchstabe X). In einem nachfolgenden Temperzyklus kann das Prepreg dann bis zu seiner späteren Einsatztemperatur von maximal 180°C nachgetempert werden, wobei Krempel empfiehlt, die Bauteile erst nach einer 3-stündigen 80°C-Temperstufe zu entformen und erst anschließend freistehend weiter zu tempern.

So wurde bei der Fa. **August Krempel GmbH & Co.** an einen Standard-Fertigungszyklus eine 50 Meter Rolle des HTA-Kohlegewebes *interglas* 98141 angehängt. Das 98141-Gewebe der Fa. **CS-Interglas AG**, Erbach, wurde ersatzweise für das nicht verfügbare Cramer Style 452T verwendet und entspricht ebenfalls dem WL 8.3520 (2/2-Köper, 200 g/m²). Es entstand ein erstes Musterprodukt mit der Krempel-Bezeichnung KGBX-2009-3k, was einem erreichten Faservolumengehalt des Prepregs von 45 % entspricht. Somit war das Musterprodukt deutlich harzhaltiger als die gewünschten 50 % bis 55 % Faservolumenanteil.

Zu dem im Rahmen dieses Projektes hergestellten KGBX-Prepreg sollte als Vergleichsmaterial ein handelsübliches Niederdruck-/Niedertemperatur-Prepreg mit untersucht werden. Es standen drei englische Produkte zur Auswahl. Das Prepreg 1 wird erfolgreich im Sport-Yachtbau eingesetzt, Flugzeuge wurden bis jetzt noch nicht daraus gefertigt. Die beiden anderen Prepregs, aus denen auch schon einige Flugzeuge gefertigt wurden, stammen aus der Produktreihe eines weiteren Herstellers. Für den Einsatz im Segelflugzeugbau sind diese beiden Prepregs aber wegen der im Vergleich zu den Konkurrenzprodukten langen Aushärtezeiten bei 60°C uninteressant. Für Details siehe die



folgende Tabelle. Da aber keine der beiden englischen Firmen ein 200g-Kohle-Gewebe mit 2/2-Körper-Bindung im Lieferprogramm hatte und die Mindestmenge für eine Musterfertigung jeweils 300 lfd. Meter betrug wurde von der Einbeziehung eines weiteren ND/NT-Prepregs in das Kennwert-Programm abgesehen.

Zusammenstellung der ausgewählten Prepregs

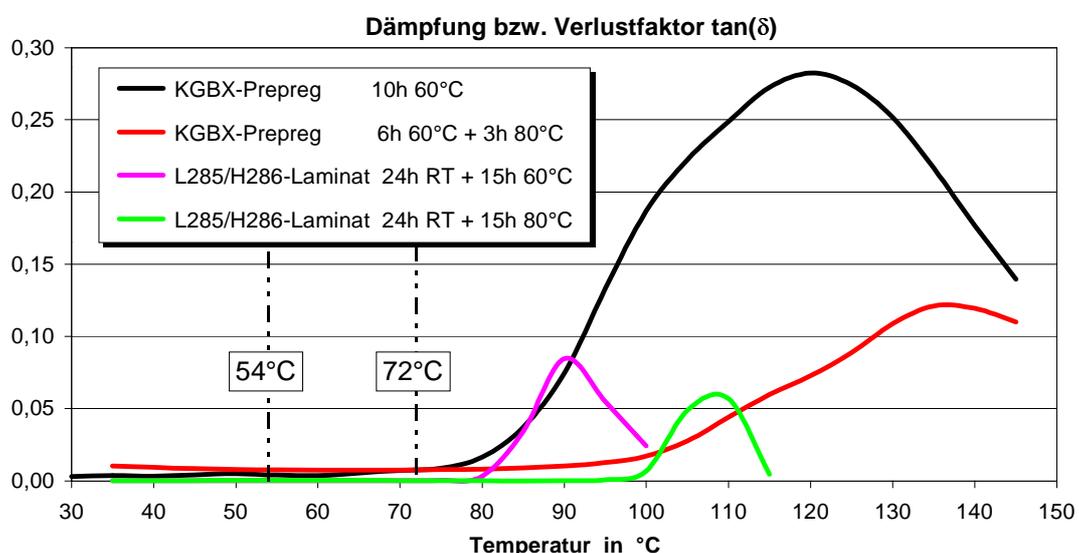
| | Krempel KGBX | Prepreg 1 ^{*)} | Prepreg 2 ^{*)} | Prepreg 3 ^{*)} |
|--------------------------|------------------------------|----------------------------------|-----------------------------------|-----------------------------------|
| Härtezyklus | 6h bei 60°C + 3h bei 80°C | A: 8h bei 60°C B: 4h bei 80°C | A: 15h bei 60°C B: 6h bei 80°C | A: 16h bei 60°C B: 6h bei 80°C |
| Lagerzeit bei RT | 2-3 Tage | 5-6 Tage | 4-5 Tage | 5-6 Tage |
| bei -18°C | 6 Monate | 6 Monate | 6 Monate | 6 Monate |
| Harz-Dichte | 1,3 g/cm ³ | 1,18 - 1,2 g/cm ³ | 1,23 g/cm ³ | 1,24 g/cm ³ |
| Glaspunkt (DMA tan δ) | min.: 75°C max.: 180°C | A: 100°C B: 139°C | A: 75°C max.: 125°C | A: 75°C max.: 180°C |

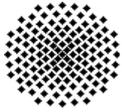
*) Herstellerangaben

Da bei der Herstellung von Sandwichbauteilen aus KGBX-Prepreg nicht auszuschließen ist, dass aus dem Prepreg noch Restmengen an Aceton freigesetzt werden, wird an die Stützschaume neben der Temperaturbeständigkeit bis 80°C die zusätzliche Anforderung der Acetonbeständigkeit gestellt. Da der Siedepunkt von Aceton bei 56°C liegt, wurde der Rohacell[®] PMI-Hartschaum bei 60°C für 4 Stunden in einer gesättigten Aceton-Atmosphäre gelagert, wobei jedoch keinerlei Auflösungserscheinungen zu beobachten waren.

DMA-Messungen

Um abschätzen zu können, ob auf die 80°C-Temperstufe beim KGBX-Prepreg verzichtet werden kann, wurden zuerst DMA-Messungen zur Bestimmung des Glaspunkts durchgeführt. Es zeigte sich, dass für den Einsatz im Segelflugzeugbau die empfohlene 80°C Temperstufe nicht notwendig ist. Die Kennwertbestimmung bestätigte dies auch bezüglich der dort ermittelten Festigkeit.





Vergleichende Kennwertermittlung

Für die Durchführung der Versuche im vergleichenden Kennwerte-Programm wurden insgesamt 10 Platten laut folgender Übersicht hergestellt.

KGBX-Plattenherstellung:

Dichte Faser: 1,77 g/cm³ Dichte Matrix: 1,30 g/cm³

| Platte | Aufbau | Herstellung | Dicke mm | Gewicht g | Faser-Vol. % | Dichte g/cm ³ |
|---------------------|----------------|-------------------|-------------|--------------|-----------------|-----------------------------|
| Platte P1 | 10 Lagen 0° | 10h 60°C | 2,5 | 390 | 44,8 | 1,52 |
| Platte P2 | 8 Lagen 0° | 10h 60°C | 2,0 | 286 | 46,4 | 1,48 |
| Platte P3 | 8 Lagen 0° | 10h 60°C | 2,0 | 300 | 44,9 | 1,52 |
| Platte P4 | 8 Lagen 0° | 6h 60°C + 3h 80°C | 2,1 | 305 | 45,0 | 1,45 |
| Platte P5 | 8 Lagen 0° | 6h 60°C + 3h 80°C | 2,0 | 301 | 44,9 | 1,52 |
| Platte P6 | 8 Lagen +/-45° | 10h 60°C | 1,9 | 288 | 46,0 | 1,57 |
| Mittelwerte: | | | | | 45,34 | 1,51 |

Vergleichsplattenherstellung L285/H286:

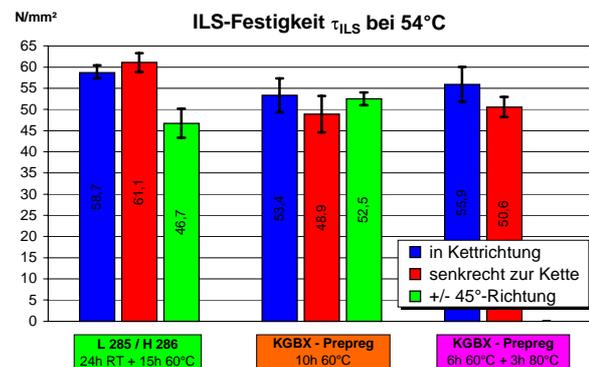
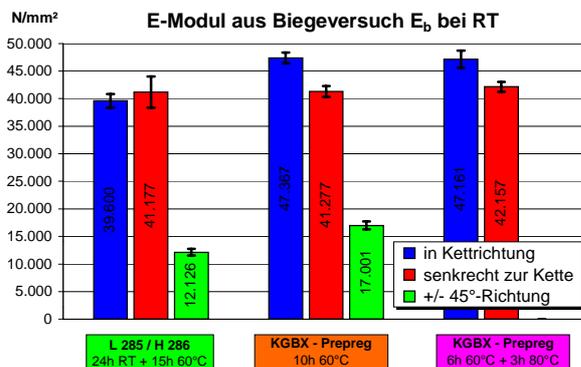
Dichte Matrix: 1,13 g/cm³

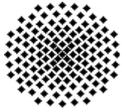
| Platte | Aufbau | Herstellung | Dicke mm | Gewicht g | Faser-Vol. % | Dichte g/cm ³ |
|---------------------|----------------|-------------------|-------------|--------------|-----------------|-----------------------------|
| Platte H1 | 10 Lagen 0° | 24h RT + 15h 60°C | 2,7 | 353 | 41,4 | 1,41 |
| Platte H2 | 8 Lagen 0° | 24h RT + 15h 60°C | 2,3 | 307 | 39,5 | 1,38 |
| Platte H3 | 8 Lagen 0° | 24h RT + 15h 80°C | 2,1 | 278 | 45,6 | 1,34 |
| Platte H4 | 8 Lagen +/-45° | 24h RT + 15h 60°C | 2,0 | 282 | 46,2 | 1,39 |
| Mittelwerte: | | | | | 43,17 | 1,38 |

Aus diesen Platten wurden Probekörper gesägt für folgende Prüfungen:

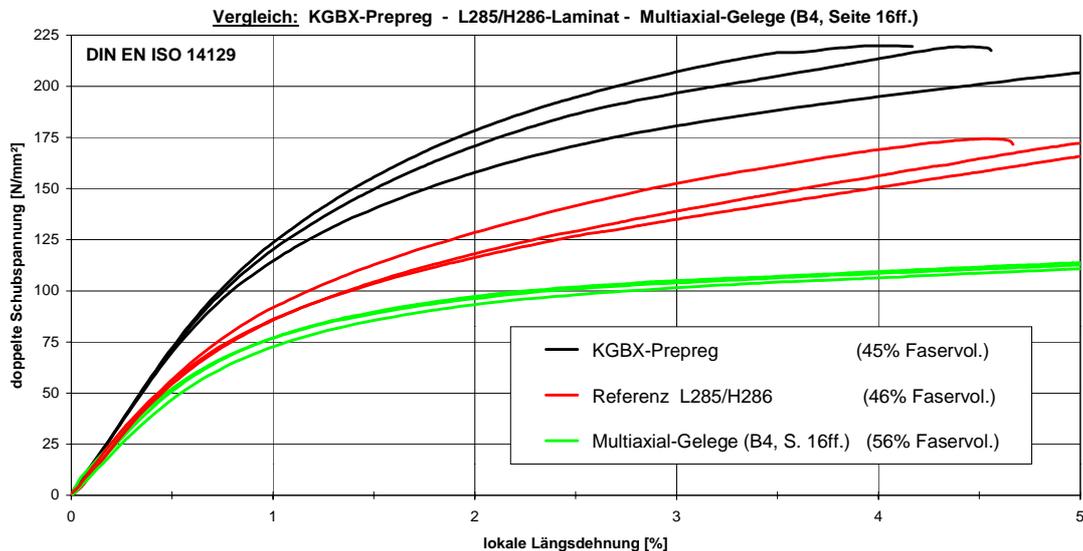
- ILS-Festigkeits-Bestimmung nach DIN EN 2563.
- Biegeversuche (E-Modul und Biegefestigkeit) nach DIN 53452 und 50110.
- ±45°-Zugversuche nach DIN EN ISO 14129.
- Zugversuche in Kettrichtung nach DIN EN 2561.

Alle Untersuchungen wurden bei den Prüftemperaturen RT, 54°C und 72°C durchgeführt, letztere natürlich nur mit Proben der 80°C-Temperstufe. Ferner ist bei den ILS- und Biegeversuchen zwischen den Faserorientierungen Kett- und Schußrichtung sowie der ±45°-Orientierung unterschieden worden. Die folgenden beiden Diagramme zeigen exemplarisch eine kleine Auswahl der auf dem 3. ordentlichen Projekttreffen beim LBA in Braunschweig ausführlich vorgestellten Meßergebnisse.





Für die $\pm 45^\circ$ -Zugversuche nach DIN EN ISO 14129 zeigt das folgende Diagramm selbststredend den durch die hochwertigere Matrix im KGBX-Prepreg 15 % höheren Schubmodul bei gleichzeitig 50 % höherer Schubfestigkeit.



Die Zugversuche in Kettrichtung nach DIN EN 2561 ergaben für beide Materialien und alle Prüftemperaturen den gleichen E-Modul, was durch die Faserdominanz in diesem Test auch so zu erwarten war. Bei der Bruchspannung hingegen war für das L285/H286 Laminat mit steigender Temperatur ein deutlicher Rückgang auf 92 % (bei 54°C) bzw. auf 87 % (bei 72°C) des bei RT gemessenen Wertes zu verzeichnen. Für das KGBX-Prepreg ging die Bruchspannung bei 54°C Prüftemperatur mit 10h/ 60°C -Temperung lediglich auf 95 % zurück, mit der 80°C -Temperstufe überhaupt nicht und selbst bei 72°C Prüftemperatur lediglich auf 97 % des bei RT gemessenen Wertes.

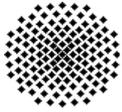
Praxiserprobung bei der Fa. Stemme

Am BFE wurde als exemplarisches Bauteil eine Höhenleitwerk-Halbschale in Prepregbauweise gebaut, welche im April '99 auf der Fachmesse „AERO“ in Friedrichshafen ausgestellt wurde. Im Anschluss erfolgte die eigentliche Praxiserprobung bei der Fa. **Stemme GmbH & Co. KG**, welche hierzu einen separaten Bericht über den Einsatz und die Verarbeitung des KGBX-Prepregs im Segelflugzeugbau angefertigt hat (siehe Anhang).

Nutzen und Verwertbarkeit der Niederdruck-/Niedertemperatur-Prepregs

Das Potenzial des untersuchten Prepreg-Halbzeugs zur Erhöhung der Zulassungskennwerte bei gleichzeitiger Reduktion der Fertigungskosten konnte durch höhere Mittelwerte bei den Materialfestigkeiten, geringer Streuungen und höherer Zuverlässigkeit nachgewiesen werden. Zusammenfassend läßt sich feststellen,

- dass in keiner der durchgeführten statischen Prüfung die am ND/NT-Prepreg ermittelten Kennwerte schlechter sind als die des Handlaminats,
- dass vor allem die Versuche unter $\pm 45^\circ$ -Faserorientierung die qualitativ sehr hochwertig BX-Matrix unterstreichen,
- dass für eine Anwendung im Segelflugzeugbau (54°C Prüftemperatur) aus Festigkeitsgründen auf die empfohlene 80°C -Temperung verzichtet werden kann und
- dass die Vorteile des Prepregs umso größer werden, je höher die Prüftemperatur (72°C).



Arbeitspaket B3: „Eigentränkprepregs“

Zielsetzung dieses Arbeitspakets

Bei einem geringen Tagesverbrauch an vorgetränkten Rovings hat es sich bewährt, den Wochenbedarf auf einmal zu imprägnieren und dann bis zur Verarbeitung tiefgekühlt zu lagern. Somit muß die Tränkvorrichtung nicht täglich von neuem gereinigt werden. Die getränkten Rovingstränge werden dazu in den vorgesehenen Mengen auf einer Trägerfolie aufgebracht, aufgewickelt und zum Schutz vor Kondenswasserbildung beim Auftauen verpackt. So wären Lagerzeiten von mehreren Wochen denkbar. Dieses Vorgehen soll nun auf Gewebbahnen und dann auf Multiaxiale Gelege (vgl. B4) übertragen werden.

Entwicklung und Bau einer Gewebetränkmaschine

Bei der Fa. **Glasfaser Flugzeugservice GmbH** ist eine neuartige Tränkmaschine für Gewebbahnen und Multiaxiale Gelege mit bis zu 1,30 m Breite von Herrn Streifeneder in Zusammenarbeit mit der Fa. **Pfäffle Maschinenbau GmbH**, ebenfalls Grabenstetten, konstruiert und gebaut worden. Nachdem die Arbeiten am Pumpensystem zur Mischung von Harz und Härter abgeschlossen waren, wurde die funktionsfähige Tränkmaschine im Probetrieb eingesetzt, um so weitere Erfahrungen in der verzugsfreien Handhabung der auf einer Trägerfolie abgelegten, imprägnierten Gewebe-/Gelegebahnen zu gewinnen. Parallel dazu sind die zeitlichen und räumlichen Temperaturverteilung in den aufgewickelten, getränkten Geweberollen beim Einfrieren und Auftauen auf einem vorgekühlten Kern bestimmt worden.

Probenprogramm zur Harzauswahl und Abschätzung der maximalen Lagerfähigkeit

Ebenfalls bei Glasfaser Flugzeugservice GmbH erfolgte die Herstellung von Probenplatten mit dem Ziel, ein Harzsystem mit einer möglichst langen Lagerzeit im tiefgekühlten Zustand ohne Einbusen in den Werkstoffkennwerten auszuwählen. Es wurden zwei Harzsysteme untersucht, zum einen das L285/H287 von **MGS Kunstharzprodukte GmbH**, im Folgenden als **Harzsystem A** bezeichnet, sowie ein weiteres vergleichbares **Harzsystem B**.

Aus je 6 Lagen Eigentränkprepreg wurden sowohl GFK-Probenplatten (*interglas* 92140) als auch CFK-Probenplatten (CCC 452) mit je beiden Harzsystemen gebaut. Die Eigentränkprepregs wurden dabei

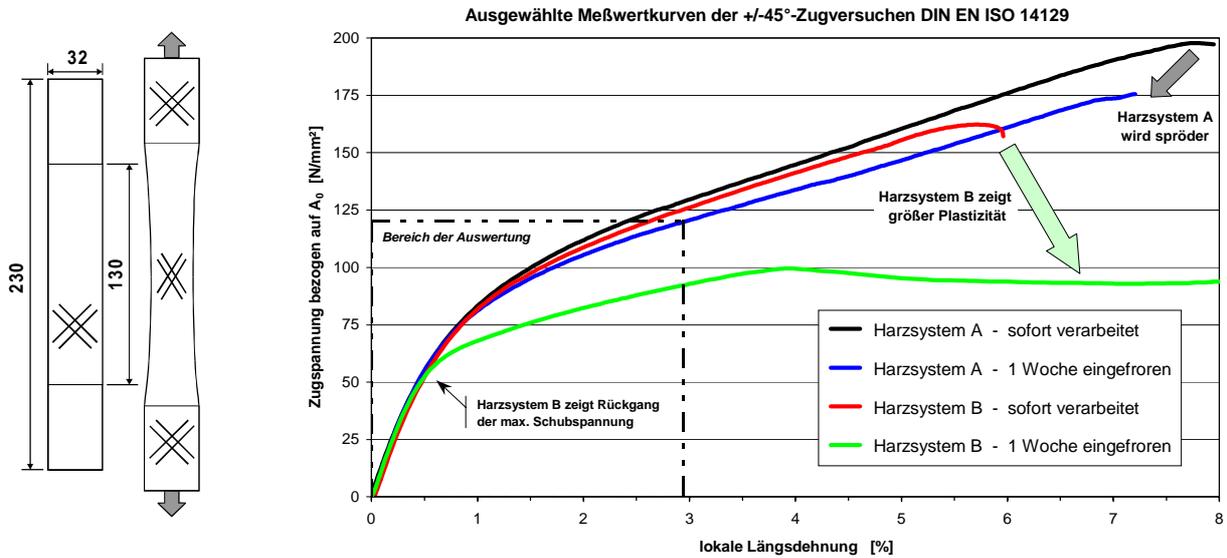
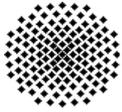
- a) sofort verarbeitet,
- b) 24 Stunden lang bei -19°C eingefroren,
- c) 1 Woche lang bei -19°C eingefroren.

Somit ergeben sich 12 verschiedene Materialkombinationen. Alle Platten sind anschließend 18 Stunden bei 60°C getempert worden.

Versuchsdurchführung:

Da sich die Platten durch die Verweilzeit der Eigentränkprepregs bei -19°C in der Tiefkühlruhe unterscheiden und dadurch in erster Linie die Matrixeigenschaften beeinflusst werden, wurden wegen der zu erwartenden geringen Unterschiede keine Zugversuche in Faserrichtung sondern $\pm 45^{\circ}$ -Zugversuche nach DIN EN ISO 14129 durchgeführt. Aufgrund der geringen Dicke der Probenplatten sind Biege- oder ILS-Versuche für nicht sehr aussagekräftig erachtet worden.

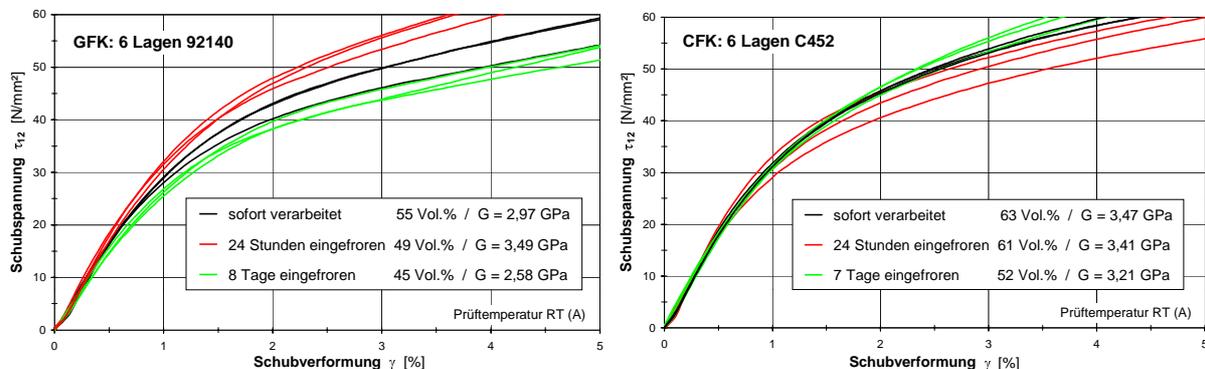
Die Probekörper wurden jedoch nicht nach Norm auf 25x250 mm zugesägt, sondern in Anlehnung an die Anlage 2 der RHV auf 32x230 mm festgelegt. Auch die freie Einspannlänge wurde von 150 mm auf 130 mm abgeändert. Von jeder Faser-Matrix-Kombinationen wurden 5 bzw. 6 Proben gefahren. Die Auswertung erfolgte einheitlich mit $v_{45}=0,7$.



Durch die geringe Probendicke kam es bei manchen Proben unter Belastung zu einer Verwölbung. Dadurch rutschte dann der Ansatzdehnungsmessers und die Dehnungsmessung konnte nicht bis zum Bruch ausgewertet werden. In den im Folgenden gezeigten Schubspannungs-Schubverformungs-Diagrammen sind nach dem Streichen der Fehlmessungen und der Ausreißer pro Parameterkombination nur noch drei repräsentative Kurven dargestellt.

Versuchsergebnisse:

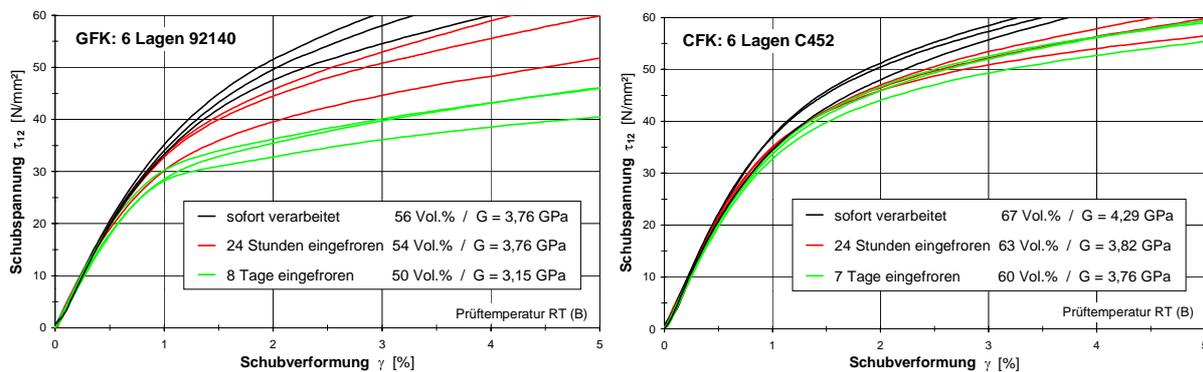
Beim Harzsystem A (L285/H287) zeigen die aus 24 Stunden tiefgefrorenen Eigentränkprepregs hergestellten Proben eine größere Schubsteifigkeit und einen größeren linearen Kurvenanstieg als die Referenzproben. Ein signifikanter Abfall der Kennwerte durch das Einfrieren ist hier nicht nachweisbar. Allerdings muß bei der Interpretation dieser Daten noch ergänzt werden, dass die Streuungen innerhalb einer Meßreihe zum Teil größer sind als die Unterschiede zwischen den Meßreihen. Abschließend läßt sich noch feststellen, dass die L285/H287-Matrix durch das Einfrieren geringfügig spröder wird. Dies äußert sich bei den GFK-Proben in deutlich kleineren Traversenwegen bis zum Erreichen der maximalen Kraft sowie in einer fast nicht vorhandenen Einschnürung der Proben.



Harzsystem A: Schubspannungs-Schubverformungskurven nach DIN EN ISO 14129.



Beim Harzsystem B konnte mit zunehmender Lagerzeit im eingefrorenen Zustand ein sich vergrößerndes duktiles Matrixverhalten festgestellt werden, ein sicheres Indiz dafür, dass die Vernetzung der Matrixmoleküle durch das Einfrieren beeinträchtigt wird. Aufgrund der unterschiedlichen Fasersteifigkeit zeigt sich dieser Effekt bei den GFK-Proben deutlich ausgeprägter als bei den CFK-Proben. Während bei den GFK-Proben im Schubspannungs-Schubverformungs-Diagramm ein ausgeprägter Knick im Kurvenverlauf sowie ein frühzeitiges Erreichen der maximalen Zugspannung auf die zunehmende Plastizität hinweisen, äußert sie sich bei den CFK-Proben durch einen kleiner werdenden linearen Bereich im Kraftanstieg zu Belastungsbeginn sowie durch deutlich größere Traversenwege und Einschnürungen bis zum endgültigen Bruch der Probenstreifen.



Harzsystem B: Schubspannungs-Schubverformungskurven nach DIN EN ISO 14129.

Die so gewonnene Resultate zeigen zwischen den beiden Harzsysteme deutliche Unterschiede im Ablauf der chemischen Vernetzungsreaktion, schon nach einer nur 24-stündigen Lagerzeit bei -19°C in der Tiefkühltruhe. Hier wären zum Beispiel auch DSC-Untersuchungen an Harzproben mit unterschiedlicher Tiefkühlagerzeit aufschlussreich.

Beim direkten Vergleich der beiden Harzsysteme untereinander fällt jedoch auf, dass die an den L285/H287-Proben ermittelten Schubmoduln lediglich 80 % bis 85 % der Proben mit Harzsystem B betragen.

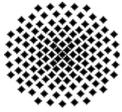
Faservolumenanteil:

An den Probenstreifen wurden vor der Prüfung die Faservolumenanteile durch Wägung ermittelt. Dabei ergaben sich für die GFK-Proben Faservolumenanteile von 45 % bis 56 %, für die CFK-Proben 52 % bis 67 %. Interessanter ist, dass bei allen Faser-Matrix-Kombinationen festgestellt werden konnte, dass der aus Wägung bestimmte Faservolumenanteil mit zunehmender Gefrierdauer abnimmt. Dies ist ein Indiz für eine Feuchtigkeitsaufnahme während der Lagerzeit, konnte aber selbst durch intensives Trocknen der Proben nicht bewiesen werden.

Nutzen und Verwertbarkeit der Eigentränkprepregs

Bei der Fa. **Glasfaser Flugzeugservice** (Streifeneder) entstand für die Herstellung der Eigentränkprepregs eine neuartige Tränkmaschine für Gewebeklebebahnen und Multiaxiale Gelege mit bis zu 1,30 m Breite.

Die ersten Versuchsreihen zeigten zwischen den beiden Harzsystemen deutliche Unterschiede im Ablauf der chemischen Vernetzungsreaktion nach einer Lagerung in der Tiefkühltruhe. Nach der Auswahl eines Harzsystems für das Eigentränkprepreg wurden allerdings keine weiteren Untersuchungen bezüglich der maximalen Lagerfähigkeit mehr durchgeführt.



Arbeitspaket B4: „Multiaxiale Gelege für Sandwich-Schalen“

Durch dieses neue aufgenommene Arbeitspaket wurden die Zielvorgaben den aktuellen Bedürfnissen der beteiligten Firmen angepaßt. Das Thema wurde auf der 28. ANF-Sitzung (Arbeitskreis Neue Faserwerkstoffe) im Dezember 1998 auf der Wasserkuppe von Herrn Dirks (DG Flugzeugbau) vorgeschlagen.

Zielsetzung dieses Arbeitspakets

Durch die Verarbeitung in einer Gewebetränkmaschine (vgl. Arbeitspaket B3) sind die Multiaxial-Gelege zwischenzeitlich handhabbar und somit wirtschaftlich einsetzbar geworden und bieten eine preislich sehr interessante Alternative zu den bisher verwendeten Geweben.

Durch die im Vergleich zu Geweben deutlich verringerte Welligkeit der einzelnen Fäden ist durch Multiaxiale Gelege auch eine bessere Ausnutzung der Fasern bezüglich Festigkeit und Steifigkeit vorstellbar. Allerdings muß wegen der fehlenden mechanischen Verbindung zwischen den beiden orthogonal laufenden Fadenrichtungen die gesamte Kraftübertragung durch Schub über die Matrix übertragen werden.

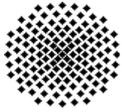
Materialauswahl und Probenbau bei DG

Es wurden Multiaxial Gelege aus Kohlefasern mit ca. 200 g/m² Flächengewicht von zwei Firmen untersucht, im weiteren als **MG1** und **MG2** bezeichnet.

Bei **DG Flugzeugbau GmbH** wurden drei Kohlefaser-Sandwichplatten von je 1 m² Größe mit 6 mm Divynycell[®] H60 als Kernmaterial hergestellt: Je eine Platte mit Decklagen aus MG1 bzw. MG2 und zum direkten Vergleich eine Platte mit Decklagen aus einem Leinwandgewebe nach WL 8.3509 (204 g/m², *interglas* 98140 bzw. Cramer Style 450). Ferner wurde aus MG1 eine monolitische Platte 200x600x2 mm laminiert, zur Ermittlung der reinen Multiaxial-Kennwerte wie ILS-Festigkeiten und Schubmodul G_{12} nach DIN EN ISO 14129. Bei den ILS-Versuchen ergaben sich für das Multiaxial-Gelege je nach Faden-Orientierung nur zwischen 70 % und 80 % der ILS-Festigkeiten von Gewebelaminaten (niedrigster gemessener Wert 30 N/mm²). Die Meßkurven der $\pm 45^\circ$ -Zugversuche zur Bestimmung des Schubmodul G_{12} sind im Diagramm auf Seite 12 mit aufgetragen.

Insgesamt zeigte sich bei MG2 eine deutlich größere Streuung der Materialkennwerte als bei MG1. Mögliche Ursachen hierfür könnte eine ungleichmäßigere Tränkung, die Auffächerung der einzelnen Kohlefäden zur Verhinderung von Lücken im Gelege oder ein störender Einfluß der verwendeten Klebefäden sein.

Aus den Sandwichplatten wurden Probestreifen 160x60 mm zur Durchführung von 4-Punkt-Biegeversuchen nach DIN 53293 gesägt. Es zeigte sich jedoch, dass diese Probenlänge zu kurz ist um ein Decklagenversagen hervorzurufen: Die Biegeversuche mutierten zu einem Eindrückversuch der Decklagen in den Schaum, wobei sich vom Kraftniveau her kein Unterschied zwischen Multiaxial-Gelege und Gewebe zeigte. Allerdings war bei den Multiaxial-Decklagen der Eindruck an der Oberfläche nur sehr schwer oder gar nicht zu sehen. Daraufhin wurde eine neue Probengeometrie von 600x60 mm festgelegt und die Auflagerabstände nach DIN entsprechend hochskaliert. Die 4-Punkt-Biegeversuche wurden jeweils mit einer Decklagenorientierung von 0°/90° und $\pm 45^\circ$ durchgeführt. Da die Sandwichplatten mit Multiaxial-Decklagen asymmetrisch belegt waren, wurde für diese noch eine weitere Unterscheidung für die 0°/90° Decklagenorientierung notwendig: Und zwar, ob die Längsfäden auf der Zug- oder Druckseite an der Plattenoberfläche liegen. Die ebenfalls denkbaren Kombinationen, dass auf beiden Plattenseiten die Quer- bzw. Längsfäden außen liegen, konnten mit den asymmetrisch belegt Sandwichplatten nicht getestet werden.

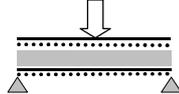


Eine Schubsteifigkeits-Auswertung konnte bei den Versuchen mit $\pm 45^\circ$ Decklagen nicht erfolgen, da sich die Streifen erwartungsgemäß stark verwölbten und eine Berechnung nach DIN somit nicht vernünftig durchzuführen ist. Zur Bestimmung der Decklagen-Kennwerte (E-Modul, Querkontraktionszahl) wurden auf einigen Probenstreifen DMS aufgeklebt. Die folgende Tabelle gibt einen Überblick über die gemessenen Kennwerte und das Diagramm auf Seite 18 zeigt Meßkurven für 4-Punkt-Biegeversuche mit $\pm 45^\circ$ Decklagenorientierung.

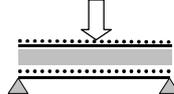
Sandwich-Kennwerte (direkt ermittelt)

| Decklagenorientierung $0^\circ/90^\circ$: | | LW-Gewebe | Multiaxial Gelege MG1 | | Multiaxial Gelege MG2 | |
|---|-------------------|-----------|-----------------------|-----------------|-----------------------|-----------------|
| Decklagenspannung σ_D (DIN 53293) | N/mm ² | 113 | LF-DS: 108 -4% | LF-ZS: 126 +12% | LF-DS: 102 -10% | LF-ZS: 110 -3% |
| eff. Biegesteifigkeit $(EI)_{\text{eff}}^*$ (DIN 53293) | kN mm | 209 | LF-DS: 259 +24% | LF-ZS: 288 +38% | LF-DS: 275 +32% | LF-ZS: 283 +35% |
| eff. Schubsteifigkeit S_{eff}^* (DIN 53293) | N/mm | 99 | LF-DS: 91 -8% | LF-ZS: 86 -13% | | |
| Decklagenorientierung $\pm 45^\circ$: | | | | | | |
| Decklagenspannung σ_D (DIN 53293) | N/mm ² | 45 | | 56 +24% | | 62 +38% |
| eff. Biegesteifigkeit $(EI)_{\text{eff}}^*$ (DIN 53293) | kN mm | 28 | | 36 +29% | | 39 +39% |

LF-DS: Längsfäden auf der Druckseite außen



LF-ZS: Längsfäden auf der Zugseite außen



(je nach Anwendung ist der ungünstigere Wert von diesen beiden Fällen zu verwenden)

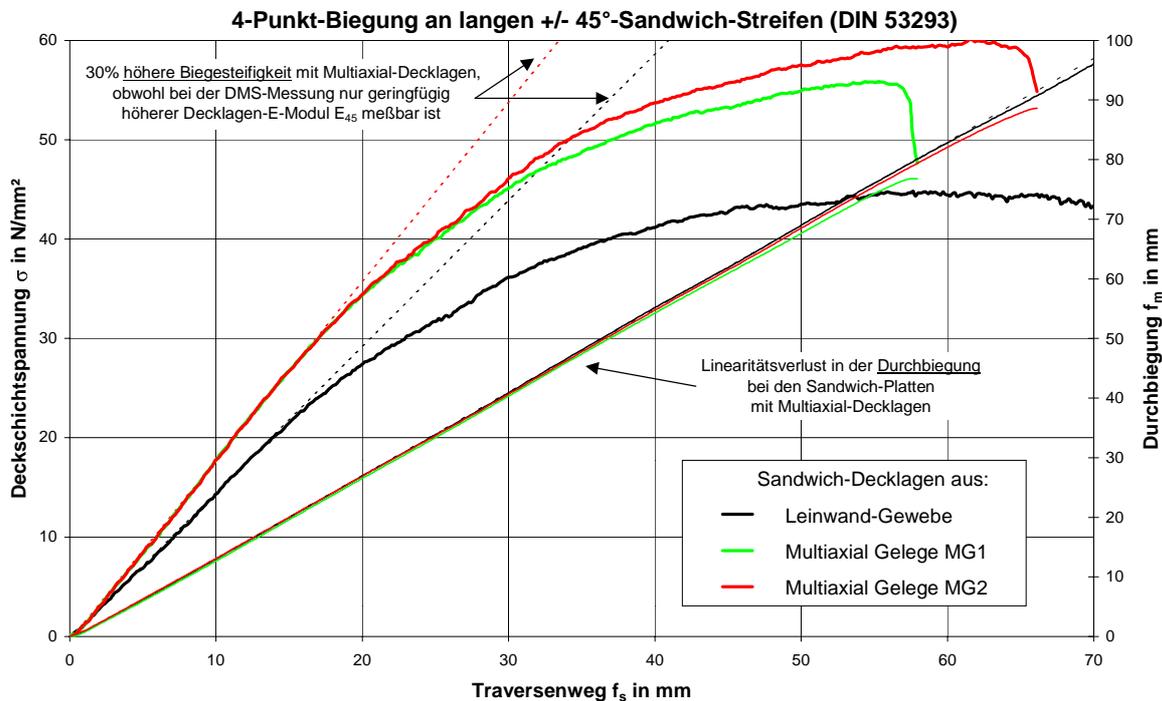
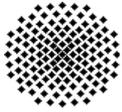
Decklagen-Kennwerte (DMS-Messung)

| | | LW-Gewebe | Multiaxial MG1 | | Multiaxial MG2 | |
|---|-------------------|-----------|----------------|-------------|----------------|-------------|
| E_{11} (DIN 53293, Maximum) | N/mm ² | 40.000 | | 50.000 +25% | | 45.000 +13% |
| E_{22} (DIN 53293, Minimum) | N/mm ² | 32.000 | | 42.000 +31% | | 41.000 +28% |
| ν_{12} | - | 0,3 | | 0,03 | | 0,06 |
| G_{12} (DIN EN ISO 14129) | N/mm ² | 3.700 | | 3.100 -16% | | 3.100 -16% |
| E_{45} (DIN 53293) | N/mm ² | 12.100 | | 13.400 +11% | | 12.400 +2% |
| ν_{45} | - | 0,72 | | 0,74 | | 0,7 |
| G_{45} (rechnerisch abgeschätzt) | N/mm ² | 14.200 | | 22.300 +57% | | 20.300 +43% |
| | | | 6% | 22% | | 21% |

Gütebeurteilung, Fehlerabschätzung

Die mit Hilfe der DMS ermittelten Decklagen-Kennwerte zeigten – wie durch die geringere Welligkeit der Fäden zu erwarten war – für Multiaxial-Decklagen mit $0^\circ/90^\circ$ -Orientierung bis zu 30 % höhere Decklagen-E-Moduln und somit auch höhere effektive Biegesteifigkeiten im Vergleich zu Gewebe-Sandwich. Auch die Entkoppelung der beiden orthogonal aufeinander liegenden Fadenrichtungen bei Multiaxial-Gelegen infolge der fehlenden mechanischen Verbindung (wie bei Geweben an den Bindungspunkten), zeigte sich in den um eine Größenordnung kleineren Querkontraktionszahlen ν_{12} .

Folglich ist auch der mit DMS gemessener E-Modul E_{45} deutlich kleiner als der, der integral gesehen über die ganze Multiaxial-Decklage herrscht, da nun an der Oberfläche zu große Dehnungen gemessen werden (Abstand zur Neutralen Faser). Diese Überlegung bestätigt sich wenn man die Decklagenspannungen über der Durchbiegung aufträgt, siehe Diagramm auf Seite 18: Hier zeigen sich bei Multiaxial-Decklagen mit 45° -Orientierung ebenfalls ca. 30 % höhere effektive Biegesteifigkeiten. Somit ist auch zu erklären, weshalb bei dem Versuch einer rechnerischen Abschätzung des für die Torsionssteifigkeit maßgeblichen Schubmodul G_{45} deutlich größere Fehler gemacht werden als bei den Gewebe-Decklagen.



Nutzen und Verwertbarkeit von Multiaxial Gelege für Sandwich-Schalen

Bei Voll laminaten haben sich Multiaxiale Gelege wegen einer besseren Ausnutzung der Fasern bezüglich Festigkeit und Steifigkeit durch die im Vergleich zu Geweben deutlich geringere Fadenwelligkeit durchgesetzt.

Angesichts der beschriebenen Unsicherheiten wegen der fehlenden mechanischen Verbindung zwischen den beiden orthogonal laufenden Fadenrichtungen können erst Sandwich-Torsions-Probekörper endgültige Klarheit darüber bringen, ob sich durch den Einsatz von Multiaxial-Sandwich die erhoffte Erhöhung der Torsionssteifigkeit von Flügelschalen ($\sim G_{45}$) tatsächlich verwirklichen läßt.

Publikationen

Die Publikation der Ergebnisse nach Nr. 4.3 BNBest-BMBF erfolgte am 16./17. November 1999 auf dem „23. Symposium für Segelflugzeugentwicklung“ beim DLR in Braunschweig. Ferner wurde auf der Fachmesse „AERO'99“ in Friedrichshafen (April) eine Höhenleitwerks-Halbschale in Prepregbauweise (Arbeitspaket B2) zusammen mit zwei Postern und dem selben Bauteil hergestellt im Vakuuminfusionsverfahren (Arbeitspaket A1) am **Institut für Bauweisen- und Konstruktionsforschung (IBK), DLR Stuttgart**, ausgestellt.

Stuttgart, im Februar 2000

Prof. Dipl.-Ing. R. Voit-Nitschmann

Dipl.-Ing. Th. Keilig



Anhang

Marek Beresinski *)

„Einsatz und Verarbeitung des KGBX-Prepregs im Segelflugzeugbau“

Bericht der Fa. Stemme GmbH & Co. KG (Strausberg)
über die Praxiserprobung innerhalb des
Arbeitspakets B2 „Verarbeitung von Niederdruck-/Niedertemperatur-Prepregs“

*) überarbeitet von Th. Keilig (BFE)