

DIE VORBEREITUNG DER FASERVERBUNDSTRUKTUR EINER FLEXIBLEN UND SPALTFREIEN FLÜGELVORDERKANTE AUF IHREN ERSTEN GROßSKALIGEN BODENVERSUCH

O. Heintze¹, S. Geier, D. Hartung, M. Kintscher, A. Kling, H. P. Monner, P. Wierach,
Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V. (DLR), Institut für Faserverbundleichtbau
und Adaptronik, Lilienthalplatz 7, 38108 Braunschweig, Deutschland

Zusammenfassung

Am Institut für Faserverbundleichtbau und Adaptronik (FA, Prof. Wiedemann) des DLR wird die Struktur einer flexiblen und spaltfreien Flügelvorderkante entwickelt und in zukünftigen, großskaligen Struktur-System-Tests untersucht. Hochauftriebssysteme heutiger Bauart für Verkehrsflugzeuge sind hoch effiziente Systeme bestehend aus steifen und verfahrbaren Strukturen unterstützt durch komplexe Kinematiken. Technologien für zukünftige Flugzeuggenerationen müssen die Reduktion von Widerstand, Emissionen und Lärm ermöglichen. In diesem Kontext ermöglicht die Spaltfreiheit einer flexiblen Flügelvorderkante signifikante Lärmreduktionen und stellt zusätzlich eine weitere Schlüsseltechnologie zur Realisierung eines Flügels mit vollständig natürlicher laminarer Umströmung dar. Im Jahr 2009 wurden im Projekt SmartLED des 4. Luftfahrtforschungsprogramms (LuFo IV) der Bundesregierung die Arbeiten auf die Vorbereitung und Realisierung des ersten Bodenversuchs zum Nachweis der Funktion des im Projekt entwickelten Gesamtkonzepts für verschiedene Lastfälle auch unter Flügelbiegung fokussiert. Das Konzept für die Smart Droop Nose entstand in Zusammenarbeit mit Airbus und EADS, wobei das Institut DLR-FA sich mit dem Strukturentwurf, dem Test der Materialsysteme, der Simulation des Gesamtsystems und der Entwicklung der Fertigungstechnologien der Faserverbundkomponenten für den geplanten Bodenversuch beschäftigt. Dies bedurfte der konsequenten Anwendung der Prozeßkette des Instituts FA und spannte zur Vorbereitung des Bodenversuchs den Bogen von der Simulation des Gesamtsystems gemäß Versuchs- und Fertigungsrandbedingungen, über die Stützung des Designs und der Auswahl der Werkstoffsysteme durch Tests und Versagensanalysen, die Erstellung von Detailkonstruktionen und bis hin zur Optimierung von Fertigungsprozessen. Die Präsentation dieser Arbeiten bildet den Inhalt dieser Veröffentlichung. Dabei wird zunächst auf das Gesamtkonzept eingegangen und das geplante Verifikationsmodell bzw. dessen Test zur Motivation der Arbeiten beschrieben. Daran schließt sich eine Diskussion der Materialsystem- und Substrukturtests an, gefolgt von der Simulation des Versagensverhaltens und dem Entwurf einer Testeinrichtung zum lokalen Test von Krafteinleitungen in Form von Omega-Stringern. Den Abschluss bildet die Präsentation der Simulation der Smart Droop Nose im Versuchsstand und die Beschreibung des Fertigungskonzepts der flexiblen Faserverbundstruktur.

1. EINLEITUNG

Die angewandte Luftfahrtforschung ist typischerweise geprägt durch ein Spannungsfeld aus der Beantwortung wissenschaftlicher Fragestellungen und der Bereitstellung neuartiger Technologien für die Luftfahrtindustrie zur Ermöglichung zukünftiger Flugzeugkonzepte im Hinblick auf das Erreichen der ambitionierten ACARE-Ziele (Advisory Council for Aeronautical Research in Europe). Ein praktisches Beispiel dafür ist die Entwicklung von Hochauftriebssystemen zur Reduktion von Widerstand und Lärmemission unter gleichzeitiger Verbesserung der aerodynamischen Leistung der Konfiguration. Zusätzliche Aspekte wie Gewichtseinsparung und Vereinfachung von etablierten Systemkomplexitäten beschreiben den Rahmen und die Motivation zur Untersuchung einer spaltfreien und flexiblen Flügelvorderkante als innovatives Hochauftriebssystem. Die Spaltfreiheit ermöglicht nicht nur eine Lärmreduktion, sie ist auch eine notwendige

Kernforderung für die Verminderung des Strömungswiderstandes zum Beispiel durch natürliche Laminarströmungen. Durch die Flexibilität lässt sich die Nase absenken und somit Hochauftrieb an der Flügelvorderkante erzeugen. Ein so ermöglichtes Flügelkonzept mit reduziertem Gewicht, auch resultierend aus verminderter Systemkomplexität, befähigt ein zukünftiges Flugzeug zum besonders Ressourcen schonendem Umgang mit Treibstoffen und damit auch weniger Emissionen.

Untersuchungen im nationalen Projekt SmartLED (Smart Leading Edge Device) konzentrieren sich auf die erstmalige Anwendung von Morphing-Technologien basierend auf konventionellen Werkstoffsystemen und Antrieben für dieses Hochauftriebssystem in Zusammenarbeit mit Airbus und EADS. Motiviert durch existierende Senknasen (Droop Nose) wird die Machbarkeit eines Struktur- und Kinematikkonzepts für eine Smart Droop Nose erstmalig überprüft und bewertet.

¹ Korrespondierender Autor. Tel. +49 531 295 3290, E-Mail: olaf.heintze@dlr.de

Im Vergleich zu konventionellen Bauarten wird angestrebt, Restriktionen durch diskrete Elemente und Verbindungen aufzulösen. Das Herangehen an diese Herausforderung besteht aus dem Einsatz von flexiblen Deckschichten, die kontinuierlich die gesamte Oberfläche der Flügelvorderkante bilden, um eine stetige Krümmungsänderung entlang der Profilsehne zu gewährleisten.

Weiterhin gilt dem Erreichen einer sehr hohen Oberflächengüte seit Beginn der Arbeiten an ein besonderes Augenmerk, wodurch die weitere Industrialisierung der Laminartechnologie unterstützt werden kann. Es wird erwartet und angestrebt, dass eine solche Smart Droop Nose einen ähnlichen Auftriebsbeiwert erzielen kann wie herkömmliche Senknasen bei jedoch deutlich verringertem Widerstandsbeiwert.

Den Forschungsarbeiten liegt der Flügel Neuer Generation (FNG) zu Grunde. Dieser Flügel der Forschungskonfiguration eines Single-Aisle Flugzeuges stellt die geometrischen Randbedingungen für das zu untersuchende Senknasensegment zur Verfügung, welches sich vom Kink 2m in Flügelspannenrichtung erstreckt.

Im Projekt SmartLED wird dieses Segment nach erfolgreicher Konzipierung erstmalig in einem großskaligen Bodenversuch getestet, wobei das DLR die Projektaufgabe zur Konzeption und Gesamtsystemmodellierung nebst Materialauswahl und Entwicklung von Fertigungstechnologien erfüllt. Allerdings konnten im Rahmen dieses Projektkontextes eine Vielzahl von Fragestellungen zur Weiterentwicklung von Werkstoffsystemen und zur Strukturmechanik nicht beantwortet werden.

Genau diese Aspekte zur Optimierung der Faserverbundstruktur auf Werkstoffsystem- und Substrukturebene hat sich das DLR im JTI-SFWA (Joint Technology Initiative – Smart Fixed Wing Aircraft) als Aufgabe gestellt, und erste Ergebnisse werden in dieser Veröffentlichung direkt nach der Konzeptvorstellung präsentiert. Die in der Konzeption identifizierten besonders hoch belasteten Strukturbereiche der Faserverbundhaut werden detailliert im Hinblick auf Werkstoffsystemtests und strukturmechanische Simulationen untersucht. Danach wird der geplante Bodenversuch einschließlich des virtuellen Funktionsnachweises beschrieben und abschließend das Fertigungskonzept zur Herstellung der Faserverbundhaut skizziert.

2. KONZEPT

Das in BILD 1 dargestellte Konzept für die Realisierung der flexiblen Flügelvorderkante basiert auf einem Patent der Firma Dornier [1] und wurde im Rahmen des Projekts SmartLED sukzessive weiterentwickelt. Eine detaillierte Erläuterung des Konzepts ist in [2] zu finden. Durch eine innere Kinematik wird über einen Omegastringer zur Lasteinleitung auf der Unterseite die Vorderkante verformt. Die Kinematik wurde in Zusammenarbeit mit EADS-IW entwickelt und ist in [3] näher beschrieben. Die Verformung der Struktur durch die Kinematik erfolgt derart, dass sich der Nasenradius während Verformung vergrößert und auf die Haut eine reine Biegebelastung wirkt. Es sollen so Membrandehnungen der Haut weitgehend vermieden werden, da sonst hohe Dehnungen der Außenfasern durch die Verformung auftreten würden.

Da das Ziel des Konzepts unter anderem eine signifikante Verbesserung der Oberflächenqualität im Bereich der Vorderkante ist, können herkömmliche Verbindungstechniken für die Verbindung von Haut und Stringer wie z.B. Nieten in der Fertigung nicht zum Einsatz kommen. Die Stringer sind so konzipiert, dass sie entweder integral mit der Haut gefertigt bzw. von innen auf die Haut geklebt werden können. Bei der Vorderkantenstruktur handelt es sich um eine Haut und Stringer aus Faserverbundmaterial die so gestaltet ist, dass in Bereichen großer Umformung, d.h. Bereichen mit großer Dehnung der Außenfaser minimale Hautstärken der Haut erreicht werden. Bei der Annahme, dass reine Biegedehnungen durch die Verformung der Vorderkante auftreten entsteht so eine Faserverbundhaut, die am Holmanschluss die größte Hautstärke aufweist und dann bis zur Nasenspitze beständig dünner wird. Die schrittweise Verringerung der Hautstärke wird im Fertigungsprozess durch auslaufende Faserlagen realisiert. Der hauptsächliche Teil der Verformung wird über einen einzelnen Stringer auf der Unterseite eingeleitet. Die zu erkennenden Stringer in der Nasenspitze sowie auf der Oberseite dienen zur Wahrung der Formhaltigkeit unter den zu erwartenden Luftlasten.

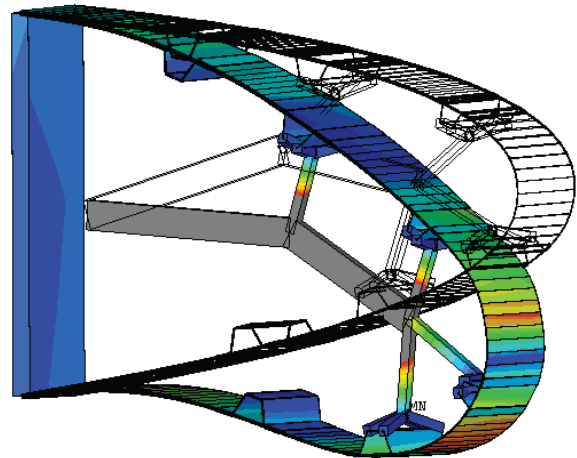


BILD 1. Konzept der flexiblen Flügelvorderkante im Projekt SmartLED

Während der Stringer zur Einleitung der Verformung auf der Unterseite bei der Verformung auf Druck beansprucht wird, ergibt sich durch den Unterdruck der Luftlasten auf der Oberseite des Profils für die dortigen Stringer eine Belastung der Anbindung an die Haut auf Zug. Dies führt zu einer Schälbeanspruchung der Stringerfüße und stellt neben der starken Außenfaserdehnung der Haut einen kritischen Lastfall dar.

Für die Materialauswahl für Haut und Stringer sowie auch für die Gestaltung der Stringeranbindung an die Haut wurden daher Material- beziehungsweise Strukturversuche durchgeführt und das Versagensverhalten unter Schälbeanspruchung simuliert.

3. WERKSTOFFSYSTEME

Die Erfüllung der Projektanforderungen und -ziele hinsichtlich einer flexiblen und gleichzeitig ausreichend steifen absenkbaren Vorderkante bedingt eine umfangreiche und tiefgreifende Materialauswahl und -untersuchung. Das folgende Kapitel zeigt den Weg der Materialentscheidung ebenso wie die zahlreichen Tests,

die zur Qualifizierung des eingesetzten Werkstoffs geführt haben.

3.1. Überlegungen zur Materialwahl

Unter Berücksichtigung des Konzeptes der veränderlichen Materialdicken, welches seine Steifigkeit in Querrichtung auch durch strukturelle Maßnahmen wie Stringer erhalten kann, und dessen Anwendung eine signifikante elastische Absenkung vorsieht, ist Glasfaser als Fasermaterial zunächst prinzipiell zu favorisieren. Dieses Material erlaubt hohe Bruchdehnungen [4] und erfüllt damit die errechneten notwendigen Verformungen von 1% (siehe BILD 2) auch mit einem gewissen Spielraum. Wegen der Prozessierbarkeit, den erreichbaren Festigkeiten und Steifigkeiten werden Prepreg-Matten von Hexcel - Hexply 913 - getestet. In Voruntersuchungen zeigten mit den Standardharzen LY556 und RTM6 in Injektionstechnologie hergestellte Proben keine ausreichende, ertragbare Dehnung. Darüber hinaus ist die Handhabbarkeit von Prepreg-Faserhalbzeugen bei der Herstellung komplexer Bauteilgeometrien wie der vorliegenden vorteilhaft. Diese Auswahl vermeidet schon im Voraus Fertigungsprobleme und somit mögliche Fehler- bzw. Versagensquellen. Ein weiterer Vorteil dieses Materials liegt in seiner Flugzertifizierung, was seinen Einsatz im realen Flugbetrieb möglich erscheinen lässt.

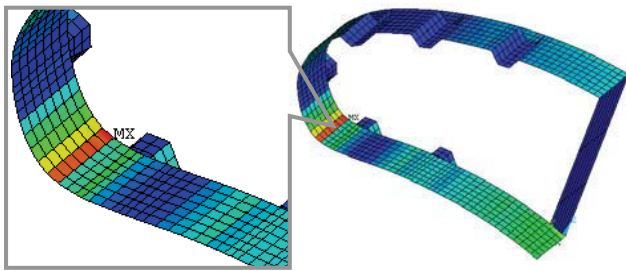


BILD 2. Ort hoher Strukturbelastung für das Strukturkonzept mit 1% Randfaserdehnung

Die Auswahl der kritischen strukturellen Stelle als Untersuchungs- und Beurteilungsszenario ist für die Materialauswahl entscheidend. Wie in BILD 2 zu sehen ist, treffen an der kritischen Stelle die geringste Hautdicke von einem Millimeter unter reiner Biegung bei der größten Dehnung von 1% zusammen. Der Torsionsanteil der bei dem später durchgeführten Bodenversuch angreifenden kombinierte Biegetorsion wird an dieser Stelle nicht berücksichtigt, da die hohe Randfaserdehnung für den Mechanismus den kritischeren Belastungsfall darstellt. Das untersuchte Material ermöglicht durch seine geringe Einzellagendicke von 0,125mm innerhalb der durch das Konzept bedingte Hautdicke von 1mm acht Lagen unterzubringen. Diese Lagen müssen möglichst optimal ausgerichtet werden, um einen kombinierten Lastfall zu ertragen. Mit einer entsprechenden Lagenorientierung an dieser Stelle kann zum Einen dem Querschub Rechnung getragen werden, der durch die zusätzliche überlagerte Torsionsbelastung entsteht. Zum anderen kann der Lagenaufbau die Beulsteifigkeit quer zur Umfangsrichtung gewährleisten, was in Anbetracht der geringen Materialeigensteifigkeit und der hohen Luftlasten dringend notwendig ist.

3.2. Materialtests

Entsprechend der kritischen Stelle und der herrschenden Belastung ist als strukturabbildender Materialtest eine Drei-Punkt-Biegeprüfung nach DIN EN ISO 178 durch geführt worden (BILD 3). Dabei wird nicht in erster Linie ein Materialtest zur Ermittlung der Materialkennwert unternommen, sondern die Biegeprüfung als Abbild der kritischen Stelle abgewandelt. Dadurch ist abweichend von der Norm auch eine Prüfkörperdicke d von 1mm bedingt, analog zur kritischen Hautdicke des Konzepts. Der Prüfkörper ist als Laminatstreifen mit einer Länge l von 100mm und einer Breite b von 15mm frei gewählt und in dieser Form konstant für alle nachfolgenden Versuche verwendet worden.

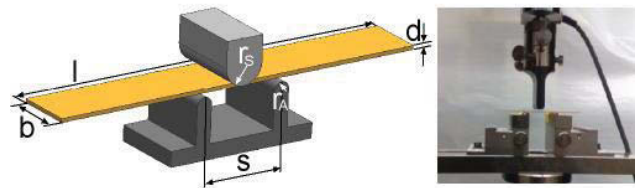


BILD 3. Drei-Punkt-Biegeprüfung als Abbildung der kritischen Stelle

Der Auflagerabstand s der Prüfeinrichtung ist entsprechend der Norm [5] von der Materialdicke d abhängig und wird entsprechend der folgenden Formel angepasst:

$$(1) \quad s = 16 \cdot d$$

Der Radius des Prüfstempels r_s und die Radien der Auflager r_a orientieren sich mit fünf und zwei Millimeter ebenfalls an der Norm.

3.2.1. Ermittlung der maximalen Dehnung

In einer ersten Versuchsreihe wurden jeweils sechs Proben des Glasfaser-Prepregs mit unidirektionalem Aufbau (alle Lagen in 0°-Richtung) und mit orthotropen, symmetrischen (zur neutralen Faser) Aufbau (je zwei 0°-Lagen am Rand und vier Lagen in der Probenmitte 90° dazu orientiert) umgesetzt. Damit zu Beginn der Versuchskampagne der Focus nicht nur auf Glasfaser liegt, werden im Vergleich dazu auch Proben aus einem Kohlefaser (CFK)-Prepreg derselben Lagendicke gefertigt und auf dieselbe Weise geprüft. Es handelt sich dabei um das CFK-Prepreg LTM45-1/M40J(12k) von Oerlikon.

Die Drei-Punkt-Biegeprüfungen werden an Zwick-Zug-Prüfmaschinen (Zwick 1484 und Zwick 1476) mit einer Vorkraft von 3N und einer Prüfgeschwindigkeit von 2 mm/min durchgeführt. Ein Test wird solange fortgesetzt, bis ein Kraftabfall von 30% an der Probe gemessen wird. Mittels einer 5kN-Kraftmessdose und eines Wegaufnehmers können Daten über den Versuchsfortgang gesammelt werden. Bei der ersten Testkampagne werden die Proben soweit gebogen, bis sie aufgrund strukturellen Versagens einen Kraftfall von 30% verzeichnen. Beispielhaft dafür zeigt Bild 4 den Kraft-Weg-Verlauf für eine CFK- und eine GFK-Probe mit unidirektionalem Laminataufbau. Das Versagen der GFK-Probe macht sich im Kraftverlauf durch kleine Zwischenfaserbrüche (Abweichung vom linearen Kraft-Weg-Verlauf) und einer abschließenden fallenden

Kraftaufnahme bemerkbar. Es ist somit vorhersehbar. Die CFK-Probe dagegen bricht wegen ihrer großen Steifigkeit schlagartig. Mittels der Diagrammsteigungen können die Biegesteifigkeiten berechnet werden. Aus dem Diagrammen sind bereits eine ausgeprägte Material-Elastizität bei einem geringen E-Modul der GFK-Probe gegenüber hoher Steifigkeit und geringer Bruchdehnung der CFK-Probe erkennbar. Mit diesen Untersuchungen kann das Material qualifiziert werden, welches im weiteren Testvorgehen genauer untersucht und optimiert werden soll.

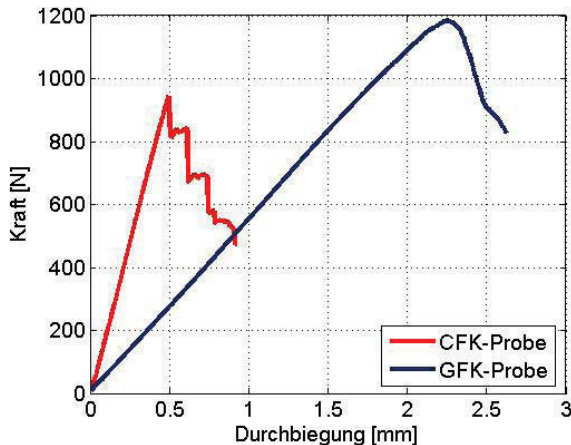


BILD 4. Gegenüberstellung der Biegeversagen von unidirektionalen GFK- und CFK-Proben

Den entscheidenden Parameter stellt dabei neben dem Biege-E-Modul E_b die maximale Randfaserdehnung $\varepsilon_{b, \max}$ dar, die entsprechend der Biegelinie nach der Norm DIN EN ISO 178 mit folgender Formel berechnet wurde:

$$(2) \quad \varepsilon_{b, \max} = \frac{6 \cdot 100 \cdot d \cdot x}{s^2} [\%]$$

Die Ergebnisse der ersten Testreihe für GFK- und CFK-Proben mit unterschiedlichem Aufbau sind in TAB 1 wiedergegeben:

Laminat	E-Modul $E_{b, \max}$ [MPa]	Dehnung $\varepsilon_{b, \max}$ [%]
GFK _{0°}	44229	4,5
GFK _{0°/90°}	40848	4,34
CFK _{0°}	129855	1,13
CFK _{0°/90°}	101950	0,61

TAB 1. Vergleich der aus Strukturtests ermittelten Materialkennwerte

Anhand der Ergebnisse wird deutlich, dass die Steifigkeit des Kohlefaser-Prepregs fast dreimal so hoch ist wie die des Glasfaser-Prepregs. Demgegenüber stehen allerdings die möglichen maximalen Materialdehnungen, die im Fall des Kohlefasermaterials nicht bzw. nur knapp die Anforderungen von 1% erfüllen. Der orthotrope Aufbau hat beim GFK-Prepreg einen geringeren Einfluss als beim CFK-Prepreg. Dennoch beeinflussen die 90°-orientierten Lagen sowohl Steifigkeit als auch die erreichbare Dehnung signifikant. Die geringere und isotrope Steifigkeit der Glasfaser bedingt eine verminderte

Querkontraktionsbehinderung und ermöglicht somit auch eine größere Dehnung. Anhand mikroskopischer Untersuchungen (siehe BILD 5 a) des Querschnittsbereichs wird der unterschiedliche Schädigungsverlauf deutlich. Bei der GFK-Probe treten auf der Zugseite die Glasfasern nach und nach aus der Matrix und reißen, während diesem offensichtlichen Versagen sind vorher bereits Zwischenfaserbrüche aufgetreten. Delaminationen setzen sich bis in den Mittelpunkt der Probe fort. Auf der Zugseite zerfasern die zerrissenen Glasfäden, was in seinen Dimensionen direkt mit der CFK-Probe (Bild 5 b) zu vergleichen ist. Die CFK-Probe zeigt nur eine punktuelle Schädigung in Form von gerissenen Fasern, die sich ca. über zwei fünftel der Probendicke erstreckt. Während die Zugseiten (Bild 5, c) im Fall der GFK-Probe ein flächiges und im Fall der CFK-Probe ein rissartiges Versagen zeigen, sind die Druckseiten unbeschädigt. Mit diesen ersten Ergebnissen wird nun in Hinblick auf die dynamische Wiederholung der Vorderkantenabsenkung während des Bodenversuchs eine Testreihe durchgeführt, in der die zyklische Belastbarkeit der GFK-Lamine innerhalb eines kurzen Versuchszeitraums genauer untersucht werden soll. Dazu wird der Biegeversuch zyklisch 20-mal mit einer konstanten Durchbiegung wiederholt.

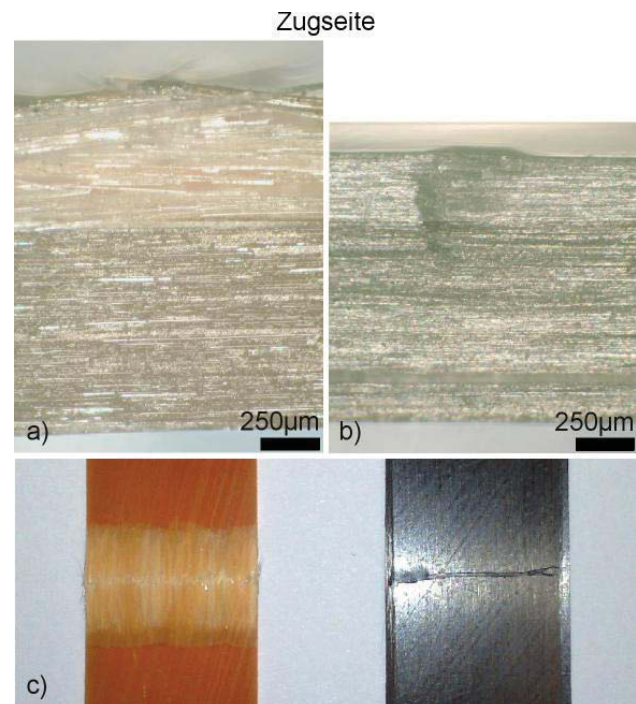


BILD 5. a) Querschnitt durch eine unidirektionale GFK-Biegeprobe, b) Querschnitt einer CFK-Biegeprobe, c) Versagensstellen auf den Biegeproben;

Parallel wird dazu der E-Modul, bzw. dessen Degradation untersucht. Als frei gewähltes Ziel ist dabei während des frei gewählten Biegezyklus eine E-Moduldegradation von <1% zu erreichen. Bild 6 zeigt das Vorgehen für zwei unterschiedliche Durchbiegungen für zwei Proben des gleichen Aufbaus. Die Differenz zwischen den blauen und gelben Messwerten ist auf unterschiedliche Probendicken zurückzuführen. Es ist deutlich zu erkennen, dass der Zyklus mit einer 2mm-Durchbiegung die 1%-Marke innerhalb des Testzyklus überschreitet (blaue gestrichelte

Linie), während dies bei einer geringen Durchbiegung (gelbe Werte) nicht der Fall ist. Damit kann ein erfolgreiches Testen der Droop-Nose-Konfiguration aus der Sicht des Biegeversuchs gewährleistet werden.

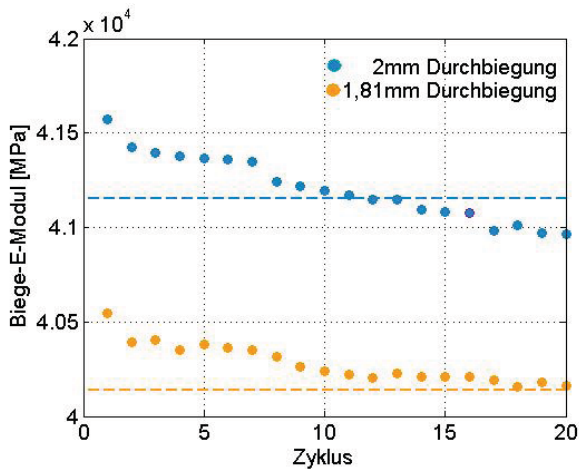


BILD 6. E-Moduldegradation einer GFK-Biegeprobe bei Durchbiegungen von 1,81mm (gelbe, untere Datenreihe) und bei 2mm (blau, oben)

Die Ergebnisse in TAB 2 zeigen somit, dass auch unter zyklischer Belastung eine Randfaserdehnung erreicht werden kann, die die Konzeptanforderungen erfüllt. Da allerdings das 0°-Laminat quer zur Faserrichtung keine Stabilität besitzt, wohingegen das orthotrope einen deutlichen Einbruch der maximalen Dehnung verzeichnet, soll in der folgenden Testreihe durch eine optimierte Lagenorientierung ein Kompromiss gefunden werden.

Laminat	E-Moduldegradation [%]	Dehnung ϵ_b [%]
GFK _{0°}	0,395	3,5
GFK _{0°/90°}	0,782	2,8

TAB 2. E-Moduldegradation und Dehnung bei gleichbleibender zyklischer Belastung

3.2.2. Ermittlung des optimalen Lagenaufbaus

Die erreichten Dehnungswerte aus TAB 2 zeigen durch ihre Differenz das Potential auf, das durch eine Orientierung von Faserschichten erreicht werden kann. Da 50% der Fasern von der idealen 0°-Lage abweichen, werden alle in ihrem Lagenaufbau modifizierten Lamine zwar geringere maximale Dehnungen erreichen, dafür aber oberhalb der des orthotropen Aufbaus liegen.

Laminat	E-Modul $E_{b \max}$ [MPa]	Dehnung $\epsilon_{b \max}$ [%]
GFK _{0°} Vergleich	44229	4,5
GFK _{0°/±30°}	44315	4,437
GFK _{0°/±45°}	41338	4,43
GFK _{0°/±60°}	41182	4,42

TAB 3. Vergleich der ermittelten Strukturkennwerte für lagenmodifizierte Lamine

Die durchgeführte Testreihe wird dazu die Variation der

vier innenliegenden, symmetrisch zur neutralen Faser orientierten Lagen untersuchen. Dabei werden die Orientierungen $\pm 30^\circ$, $\pm 45^\circ$, $\pm 60^\circ$ untersucht. TAB 3 zeigt, dass sich der Lagenaufbau in den maximal erreichbaren Werten der Steifigkeit und des Dehnung durchaus widerspiegelt. Während der Biege-E-Modul mit zunehmender Orientierung der Faser quer zu 0°-Lage abnimmt, ist dieser Trend auch bei der maximalen Dehnung erkennbar. Dennoch liegen die erzielten Dehnungen nahe beieinander. In einer Testreihe unter zyklischer Belastung nach demselben Vorgehen wie zuvor, wird Belastbarkeit der unterschiedlichen Faserorientierung untersucht. Die Ergebnisse hierzu sind in TAB 4 dargestellt.

Laminat	E-Modul-Degradation [%]	Dehnung ϵ_b [%]
GFK _{0°} Vergleich	0,395	3,5
GFK _{0°/±30°}	0,285	3,5
GFK _{0°/±45°}	0,386	3,2
GFK _{0°/±60°}	0,514	3,1

TAB 4. Vergleich der Strukturkennwerte für lagenmodifizierte Lamine bei gleichbleibender zyklischer Belastung

Die gemessenen Werte zeigen, dass sich die Lagenorientierung auch auf die zyklischen Eigenschaften auswirken, wobei die entsprechende Dehnung zu berücksichtigen ist. Der Umstand, dass die 0°/±30°-Proben auf eine geringere E-Modul-Degradation bei gleicher ertragbarer Dehnung kommt, ist leicht mit den variierenden Probendicken zu erklären.

Das Fazit dieser Testreihe ist die Wahl eines Laminats in 0°/±30°- oder 0°/±45°-Orientierung, da somit hohe Randfaserdehnungen bei geringen E-Moduldegradationen erreichbar sind. Die erreichten E-Moduldegradationen haben auch nach 20 Zyklen bis zum gewählten Schwellenwert von 1% noch Spielraum, so dass ein plötzliches Versagen bei mäßiger Überschreitung der Zyklenzahl nicht wahrscheinlich scheint.

Mit dieser Zyklenzahl und den ermittelten geringen Steifigkeitsverlusten kann der geplante Bodenversuch mit einer im Vergleich zum realen technischen Einsatz geringen Anzahl von Lastzyklen in vereinfachter Form abgebildet werden. Zur Sicherstellung einer E-Moduldegradation innerhalb typischer Grenzen für technische Realisierungen sind weiterführende dynamische Langzeituntersuchungen des Materials nötig. Diese vorgestellten Untersuchungen dienen daher zu einer Vorauswahl für eine daran anschließende schrittweise Optimierung des Materialsystems auf die Anforderungen des Bodenversuchs hin.

3.2.3. Erhöhung des Biege widerstandsmoments

Ein weiterer Parameter, der zwar seitens des Strukturkonzepts auf einen Millimeter beschränkt ist, kann noch zur Erhöhung des Biege-E-Moduls dienen. Dies ist die Erhöhung der Dicke, so dass mehr Lagen außerhalb der neutralen Faser liegen und somit das Biege widerstandsmoment erhöhen. Für diesen Fall wurden zwei Materialdicken, 1,5 und 2 Millimeter ausgewählt, die mittels eines symmetrischen

Laminataufbaus umgesetzt werden. Um den Übergang innerhalb dieser 12 bzw. 16 Schichten so homogen wie möglich zu gestalten, liegen zwischen den $\pm 45^\circ$ -Lagen noch 90° -Lagen. Entsprechend der Norm mussten auch die Lagerabstände angepasst werden. In TAB 5 sind die Ergebnisse der maximalen Biege-E-Moduln und der dazugehörigen Biegedehnungen dargestellt. Wie die ermittelten Werte zeigen, hat eine Aufdickung des Laminats keinen positiven Einfluss auf die Steifigkeit erzielen können. Im Gegenteil, die Steifigkeiten sind z. T. um bis zu 20% abgefallen. Allerdings muss erwähnt werden, dass ein direkter Vergleich der Laminatkennwerte aufgrund des gewählten Aufbaus, der unterschiedlichen Lagenanzahl und damit verbundener höheren Anzahl von Übergängen, Störstellen und möglichen Defekten kaum zulässig ist.

Laminat	E-Modul $E_{b \max}$ [MPa]	Dehnung $\epsilon_{b \max}$ [%]
GFK $_{0^\circ}$ Vergleich	44229	4,5
GFK $_{0^\circ/\pm 45^\circ/90^\circ}$ 1,5mm	35333	4,34
GFK $_{0^\circ/\pm 45^\circ/90^\circ}$ 2mm	38157	3,71

TAB 5. Vergleich der Strukturkennwerte für dickenmodifizierte Lamine bei gleichbleibender zyklischer Belastung

Um das Testprogramm abzuschließen, werden auch die in ihren Dicken variierenden Proben einer zyklischen Prüfung unterzogen. Dabei ist es interessant zu sehen, inwiefern die Dicke einen Einfluss auf die ertragbare Dehnung bzw. die E-Moduldegradation hat.

Laminat	E-Modul-Degrad. [%]	Dehnung ϵ_b [%]
GFK $_{0^\circ}$ Vergleich 1mm	0,395	3,5
GFK $_{0^\circ/\pm 45^\circ/90^\circ}$ 1,5mm	0,944	2,9
GFK $_{0^\circ/\pm 45^\circ/90^\circ}$ 2mm	1,064	1,9

TAB 6. Vergleich der Strukturkennwerte für dickenmodifizierte Lamine bei gleichbleibender zyklischer Belastung

Die Ergebnisse aus TAB 6 zeigen deutlich, dass Lamine mit dickem Aufbau in der gewählten Form nur noch geringere Dehnungen innerhalb des Zielkriteriums ertragen (oder auch nicht ertragen) können. Des Weiteren zeigen die erreichten Degradationswerte bereits bei 20 Zyklen eine Ausschöpfung bzw. Überschreitung der Vorgabe, so dass zu erwarten ist, dass in den Proben mit zunehmender Zyklenzahl eine fortschreitende Entfestigung mit anschließenden Versagen stattfinden wird.

3.2.4. Resümee zur Materialwahl und zum Laminataufbau

Die durchgeführten Testreihen stellen aus Sicht der Dreipunkt-Biegeprüfung als Abbildung der kritischen Stelle des Strukturkonzepts die Eignung von Glasfaser-Prepreg Hexply 913 fest. Das Materialverhalten übertrifft die zur Funktion notwendigen Anforderungen derart, dass auch dynamische Lastfälle identifiziert werden können, die

immer noch die gestellten Aufgaben erfüllen. So bietet das Material noch Spielraum für Änderungen oder Sicherheiten. Weitere, besonders für mögliche Anwender, attraktive Vorteile sind die im Vergleich günstigen Materialanschaffungskosten, deren Zertifizierung als luftfahrttauglicher Werkstoff und die mögliche optische Schadensbegutachtung. Umfangreiche, kosten- und zeitintensive Untersuchungen oder gar den Einbau eines komplexen Structural-Health-Monitoring-Systems wird dadurch wahrscheinlich nicht zwingend benötigt. Das größere Gewicht sowie der geringere E-Modul gegenüber CFK sind durch ein geschicktes Strukturkonzept umgebar.

Die folgenden Versuche gehen einen Schritt weiter hinsichtlich der Strukturabbildung. Es werden nun größere Probestreifen untersucht, die die Stringer-Haut-Kombinationen darstellen. Dabei werden Anbindungsarten und -geometrien variiert, um eine möglichst ideale Kraftübertragung zu finden. Die Stringer-Hautkombinationen werden bei Druck- und Zugbelastung bis zum Versagen untersucht. Damit kann neben dem Material auch das Struktur- und Herstellungs-konzept auf seine Belastbar- und Haltbarkeit getestet werden. Dies ermöglicht bereits vor dem großskaligen Bodentest Aussagen über mögliche Strukturversagen und kann als Optimierungsvorschlag bei der Konzeptumsetzung Anwendung finden.

4. STRUKTURMECHANISCHE SIMULATION

Wie bereits gezeigt wurde, führen die Belastungen der in den Vorflügel integrierten Aktuatoren zu vergleichsweise großen Dehnungen in der Vorflügelhaut sowie zu relativ hohen lokalen Belastungen in den integrierten Omegastringern. Daher ist vor allem die Anbindungsfestigkeit der Omegastringer an die Flügelhaut eine mögliche Schwachstelle. Durch numerische Analysen wird die Traglast und Versagensphänomenologie eines repräsentativen Stringerabschnittes untersucht. Dazu ist es notwendig, die Tragfähigkeit des Glasfaserschichtverbundes bei großen Dehnungen und das Anbindungsversagen zwischen dem Stringerfuß und der Flügelhaut zu untersuchen. Im Wesentlichen wird dazu ein repräsentatives Stringerelement unter einer Dreipunktbiegebelastung analysiert und mit nichtlinearen Kohäsivzonenelementen die Anbindungsfestigkeit zwischen Stringerfuß und Flügelhaut berechnet. Die Ergebnisse werden mit Analysen eines neuen Kontinuumschädigungsmodells verglichen. Schließlich werden Möglichkeiten für experimentelle Validierungskonzepte vorgestellt.

4.1. Einflussanalyse des Auflagerabstandes

Um eine charakteristische Stringerbelastung möglichst realitätsnah abbilden zu können, hat sich ein zum BILD 7 ähnlicher Dreipunktbiegeaufbau bewährt. Bei diesem Aufbau wird durch die aufgebrachte Prüflast F_p gleichzeitig die Flügelhaut gedehnt und der Anbindungsbereich zwischen Stringerfuß und Flügelhaut maßgeblich belastet. Insbesondere bietet der Prüfaufbau die Möglichkeit unterschiedliche Versagensphänomene zu analysieren. Dabei ist vor allem der Einfluss der Stützweite entscheidend. Durch eine Finite-Elemente Analyse mit der kommerziellen Software Ansys und der Versagenshypothese nach [6] wird der Einfluss der freien

Stützweite auf das Versagensverhalten vom Stringer, der Flügelhaut und der Stringeranbindung abgeschätzt.

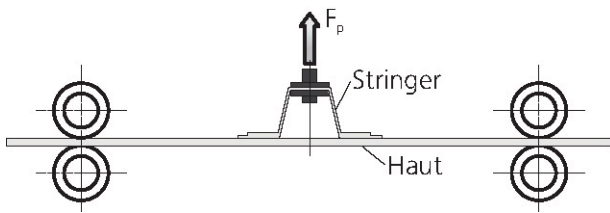


BILD 7. Prinzipielles Konzept zur Stringeranalyse

Auf der Oberseite des Stringerkopfes in BILD 8 wird eine gleichmäßige Druckbelastung von insgesamt 1000N als Flächenlast aufgebracht. Die Auflager werden durch entsprechende Knotenverschiebungen an den Einspannungen modelliert. Um unterschiedliche Stützweiten schnell untersuchen zu können, ist das Modell mithilfe der Ansys Skriptsprache (APDL) parametrisiert. Das Modell ist vollständig durch Schalelemente (SHELL181) vernetzt. Die Tragfähigkeit des Glasfaserschichtverbundes wird durch die Berücksichtigung der Einzelschichten mithilfe der klassischen Laminattheorie ermöglicht. Die Materialfestigkeit wurde mit linearen Materialannahmen und der PUCK-Versagenshypothese bestimmt. Diese Hypothese geht davon aus, dass ein Versagen stattfindet, wenn die Spannungen σ_{ij} die Materialfestigkeit R_{ij} erreichen. Dazu wird eine Grenzkurve

$$(3) \quad f(\sigma_{ij}, R_{ij}) = A = \frac{1}{RF} \leq 1$$

im Spannungsraum definiert. Spannungszustände, die innerhalb dieser Grenzkurve liegen, sind unkritisch. Spannungszustände, die außerhalb dieser Grenzkurve liegen, führen zu einem Werkstoffversagen. Dabei bestimmt die Auslastung A , wie weit die Werkstofffestigkeit überschritten wurde. In Analogie bestimmt der Reservefaktor RF die Traglastreserve im Bauteil. Um vor allem die Tragfähigkeit aufgrund der Stringeranbindung analysieren zu können, wird die dreidimensionale Festigkeitshypothese verwendet, die auch interlaminare Scherspannungen im Anbindungsbereich zwischen Stringerfuß und Flügelhaut mit betrachtet. Das Ziel der Analyse ist es, einen Auflagerabstand zu finden, der zu einer maßgeblichen Belastung im Anbindungsbereich zwischen Stringerfuß und Flügelhaut führt.

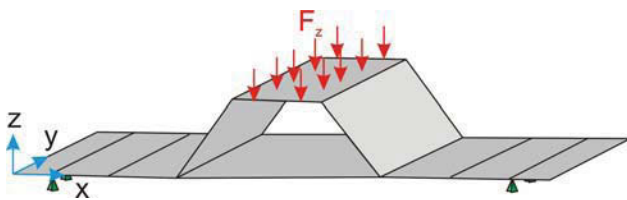


BILD 8. Flächenmodell mit Randbedingungen zur Stützweitenanalyse nach BILD 7

In BILD 9 ist der Einfluss der Stützweite auf das Versagensverhalten des Prüfkörpers dargestellt. Auf der x-Achse ist die Stützweite und auf der y-Achse die maximale Auslastung nach der Puck Hypothese aufgetragen. Wie zu erwarten ist, nimmt die Tragfähigkeit des Prüfkörpers mit zunehmender Stützweite weiter ab. Bei kurzen Stützweiten werden die Stringerflanken überproportional stark belastet

und es versagt das Stringerlaminat, wobei die versagenskritische Einzelschicht (ES) eine 45°-Lage ist. Bei mittleren Stützweiten (ca 160mm) verlagert sich der kritische Bereich von den Stringerflanken in den Stringerfuß und die Flügelhaut, wobei die versagenskritische Einzelschicht wiederum eine 45°-Einzelschicht ist. Bei weiter zunehmenden Stützweiten wird die Flügelhaut stärker belastet. Erst bei sehr großen Stützweiten wird die Tragfähigkeit ausschließlich durch die Flügelhaut bestimmt. Generell bleibt die versagenskritische Einzelschicht die gleiche 45°-Lage im Schichtverbund.

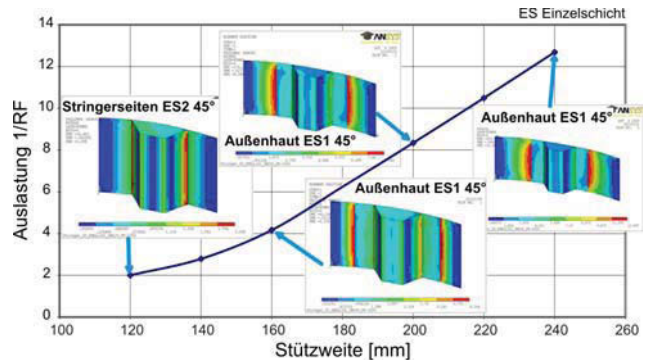


BILD 9. Versagensverhalten bei unterschiedlichen Stützweiten

Der Prüfaufbau nach BILD 7 bietet eine vergleichsweise einfache aber sehr brauchbare Möglichkeit, um verschiedene Versagensphänomene durch die Variation unterschiedlicher Stützweiten abzubilden. Dabei wird durch die Stützweite vorgegeben, ob der Stringer, der Stringerfuß oder die Flügelhaut versagt. Somit kann durch die Wahl einer geeigneten Stützweite ein einzelnes Stringerelement gezielt untersucht werden. Vor allem ist nach BILD 9 ein Auflagerabstand von 160mm bis 200mm zu bevorzugen, um eine repräsentative Belastung im Anbindungsbereich vom Stringerfuß zur Flügelhaut zu analysieren. In den folgenden Analysen wird daher ein Auflagerabstand von 120mm bis 160mm verwendet, um ganz gezielt das Anbindungsversagen vom Stringerfuß zu analysieren.

4.2. Analyse der Anbindungsfestigkeit

Neben der Schichtverbundfestigkeit ist insbesondere die Anbindungsfestigkeit zwischen Stringerfuß und Flügelhaut entscheidend. Um die Tragfähigkeit in diesem Bereich genauer analysieren zu können, wird ein FE-Modell mit Kohäsivelementen verwendet. Ähnlich zu einer Delamination besteht die Gefahr, dass zu große Zuglasten in den Stringer zu einem Abriss des Stringerfußes führen. In Abhängigkeit des Fertigungsverfahrens, das genutzt wird, um die Stringer mit der Flügelhaut zu verbinden, kann die Kohäsivfestigkeit in diesem Bereich stark unterschiedlich sein. Diese Eigenschaften können mit Kohäsivelementen relativ leicht abgebildet werden. Das Modell beruht im Wesentlichen auf der Dreipunktbiegeanalyse nach BILD 7, wobei der Schwerpunkt auf der Anbindungsanalyse zwischen Stringerfuß und Flügelhaut liegt. Das Versagensverhalten des Schichtverbundes bleibt im ersten Schritt unberücksichtigt.

In dem zweidimensionalen Modell in BILD 10 wird der

Schichtverbund durch einen Ebenen Spannungszustand abgebildet (PLANE42 Element in Ansys). Mit diesen Elementen kann zwar der diskrete Aufbau des Schichtverbundes nicht im Detail nachgebildet werden, jedoch wird die richtige orthotrope Materialsteifigkeit verwendet. Das vereinfachte zweidimensionale Modell hat den Vorteil, dass der Einfluss verschiedener Eigenschaften, wie beispielsweise die Stützweite, Klebeschicht oder unterschiedliche Materialkennwerte, schnell analysiert werden können.

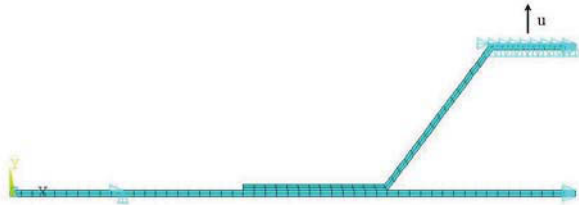


BILD 10. Zweidimensionales Modell zur Stringerabrisanalyse

Für die Stringeranbindung werden Kohäsivelemente verwendet (INTER202 in Ansys). Diese Elemente simulieren das Anbindungsversagen durch die Verschiebung zugeordneter Knoten. Das vereinfachte nichtlineare Materialverhalten in BILD 12 verwendet einem bilinearen Ansatz. In der Software Ansys sind weitere Ansätze nach Xu und Needleman [7] berücksichtigt, die in Analogie zu BILD 12 üblicherweise als nichtlineare Funktion zwischen den Randspannungen und der Separation der Grenzflächen darstellbar sind. Die Analyse wird mit variierenden Parametern durchgeführt, um unterschiedliche phänomenologische Einflüsse auf das Anbindungstragverhalten zwischen Stringerfuß und Flügelhaut zu untersuchen.

Für die numerischen Analysen wird eine Belastung wie in der schematischen Darstellung in BILD 11 benutzt. Dabei wird eine gleichmäßige Verschiebung Δu am Stringerkopf aufgebracht und jeweils die Reaktionskraft F_R an den Einspannstellen berechnet. In BILD 13 sowie in BILD 14 ist jeweils die auf das Maximum normierte Reaktionskraft F_R in Relation zur der aufgetragenen Verschiebung Δu am Stringerkopf aufgetragen.

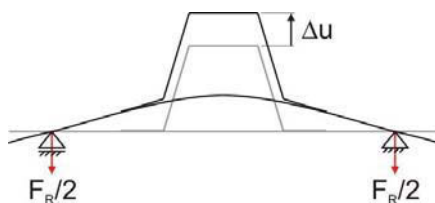


BILD 11. Schematische Darstellung der Belastung bei der Stringerabrisanalyse

Insgesamt wurden vier Analysen durchgeführt. In der ersten Analyse wird eine Stützweite von 120mm modelliert, wobei für die kohäsive Verbindung nur 90 % der Kontaktfläche von Stringerfuß und Flügelhaut genutzt werden. Im zweiten Versuch werden eine Stützweite von 160 mm und eine kohäsive Verbindungsfläche von 90 % verwendet. Nach BILD 9 entspricht dies in etwa der kritischen Stringerfußbelastung. Die Stringerflanke wird bei dieser Stützweite weniger stark beansprucht. Beim dritten Versuch wird der Einfluss der Anbindungsfläche untersucht, indem nur noch 50 % der Kontaktfläche

zwischen Stringerfuß und Flügelhaut mit Kohäsivelementen vernetzt werden. In der vierten Analyse werden die Kennwerte der Kohäsivelemente angepasst, um eine fertigungsbedingte Anbindungsfestigkeit abzubilden. Für eine Nass-in-Nass Fertigung werden Materialkennwerte des Matrixmaterials vom Schichtverbund verwendet. Bei dieser Fertigungstechnik wird die erste Schicht des Stringerfußschichtverbundes auf die noch nicht ausgehärtete letzte Einzelschicht des Flügelhautschichtverbundes gelegt. Der gesamte Schichtverbund wird anschließend zusammen ausgehärtet. Im Gegensatz dazu wurde bei den vorhergehenden Analysen angenommen, dass eine diskrete Kohäsivschicht zwischen Stringerfuß und Flügelhaut existiert, wie es bei einer Verklebung von dem ausgehärteten Stringer mit der ausgehärteten Flügelhaut der Fall ist.

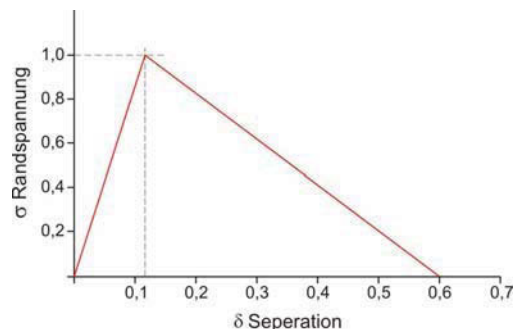


BILD 12. Vereinfachter Separationsansatz zur Modellierung des Kohäsivversagens

In BILD 13 sind die Ergebnisse gegenübergestellt. Wie aus der Abbildung eindeutig zu erkennen ist, erreicht das vierte Modell, bei dem von einer qualitativ hochwertigen Nass-in-Nass Fertigung ausgegangen wird, die weitaus höchste Anbindungsfestigkeit. Vermutlich ist daher die Anbindungsqualität zwischen Stringerfuß und Flügelhaut entscheidend. Dagegen sind der Einfluss der Anbindungsfläche, also der Flächenanteil, mit dem der Stringerfuß auf die Flügelhaut geklebt wird, sowie die Stützweite eher gering. Daraus lässt sich schließen, dass es wahrscheinlich weniger entscheidend ist, ob der Stringerfuß über die ganze Fläche vollständig angebunden ist. Entscheidend ist vielmehr, dass zwischen dem Stringerfuß und der Flügelhaut eine qualitativ hochwertige Verbindung besteht.

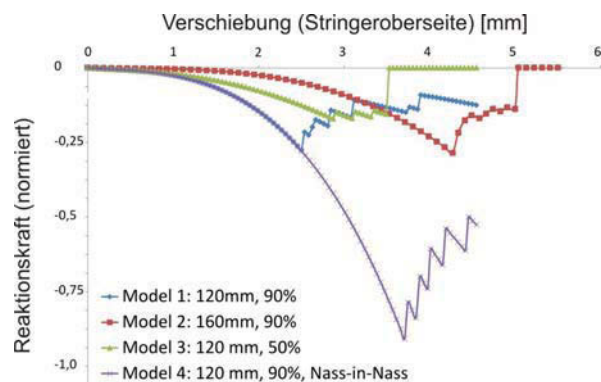


BILD 13. Lastverschiebungskurven der Stringeranbindung

4.3. Kontinuumschädigungsmodell

Die bisherigen Analysen konnten lediglich die Materialentfestigung im Bereich der Anbindung zwischen dem Stringerfuß und der Flügelhaut analysieren. Zwar lassen sich Delaminationen von Faserverbundwerkstoffen damit hinreichend genau beschreiben, jedoch treten neben den Delamination, also den Schädigungen zwischen unterschiedlichen Einzellagen, auch Schädigungen innerhalb der Einzellagen auf. Diese können mit den Kohäsivzonelementen nicht erfasst werden. Insbesondere beeinflussen sich die Schädigungen innerhalb der Einzellagen und die Delaminationsschädigungen gegenseitig. Um die Materialentfestigungen von Faserverbundwerkstoffen genauer zu analysieren, wurde von Hartung [8] ein vollständiges dreidimensionales Kontinuumschädigungsmodell entwickelt und mit entsprechenden Prüfmethode validiert. Der Modellansatz betrachtet gleichzeitig Schädigungen innerhalb der Einzelschichten, wie auch die Schädigungen zwischen den Einzelschichten. Beide Schädigungsverläufe werden über nichtlineare Schädigungsevolutionsfunktionen angenähert. Speziell entwickelte Prüfmethode bestimmen den nichtlinearen Schädigungsverlauf. Anwendbar ist das Materialmodell durch eine Materialroutine in der kommerziellen Software Ansys. Die Materialkennwerte, Schädigungsfunktionen und Prüfverfahren sind in [8] dokumentiert. Die verwendeten Materialkennwerte wurden für Kohlenstofffaserverbundwerkstoffe vollständig bestimmt und zur Analyse der Versagensphänomenologie für die GFK-Stringeranalyse verwendet.

Das Materialmodell betrachtet Sprödbbruchschädigungen in der Faserrichtung d_{11} , Zwischenfaserbruchschädigungen d_{22} quer zur Faserrichtung innerhalb der Einzelschicht sowie Zwischenfaserbruchschädigungen d_{33} zwischen den Einzelschichten. Diese Schädigungen werden über schädigungsmechanische Energiefreisetzungsraten

$$Y_{11} = \frac{\partial E_D}{\partial d_{11}} \bigg|_{\sigma} = \frac{\langle \sigma_{11} \rangle^2}{2E_{11}(1-d_{11})^2}$$

$$(4) \quad Y_{22} = \frac{\partial E_D}{\partial d_{22}} \bigg|_{\sigma} = \frac{\langle \sigma_{22} \rangle^2}{2E_{22}(1-d_{22})^2}$$

$$Y_{33} = \frac{\partial E_D}{\partial d_{33}} \bigg|_{\sigma} = \frac{\langle \sigma_{33} \rangle^2}{2E_{33}(1-d_{33})^2}$$

an experimentelle Materialanalysen approximiert. Zusätzlich werden Scherschädigungen d_{12} in der Einzelschichtebene und Scherschädigungen d_{13} zwischen den Einzelschichten durch die Energiefreisetzungsraten

$$(5) \quad Y_{12} = \frac{\partial E_D}{\partial d_{12}} \bigg|_{\sigma} = \frac{\tau_{12}^2}{2G_{12}(1-d_{12})^2}$$

$$Y_{23} = \frac{\partial E_D}{\partial d_{23}} \bigg|_{\sigma} = \frac{1}{2(1-d_{23})^2} \left(\frac{\tau_{13}^2}{G_{13}} + \frac{\tau_{23}^2}{G_{23}} \right)$$

bestimmt. Im Gegensatz zur Kohäsivzonenanalyse steht somit ein vollständiges dreidimensionales Materialmodell zu Verfügung, dass vor allem auch die Einzelschichtdegradation abbildet. BILD 14 zeigt die Ergebnisse eines dreidimensionalen Modells mit Kohäsivelementen in der Anbindung zwischen Stringerfuß

und Flügelhaut im Vergleich zu dem Kontinuumschädigungsmodell. Für das Kohäsivzonenmodell wurden die Kennwerte von dem glasfaserverstärkten Kunststoff der Senknase verwendet. Für das Kontinuumschädigungsmodell stehen bisher nur Kennwerte für kohlenstofffaserverstärkten Kunststoff zur Verfügung. Dennoch ist zu erkennen, dass sich Materialschädigungen einstellen, bevor die Anbindung zwischen Stringerfuß und Flügelhaut versagt. Diese Materialdegradation ist an dem Abfall der Lastverschiebungskurve vom Kontinuumschädigungsmodell bei vergleichsweise geringen Belastungen zu erkennen. Gegenüber der Stringeranbindung tritt ein Teilversagen im Stringerschichtverbund bei wesentlich geringeren Belastungen ein. Dennoch bleibt genügend Reststeifigkeit im Schichtverbund erhalten, bis zu der Last, bei der der Stringerfuß von der Flügelhaut delaminiert.

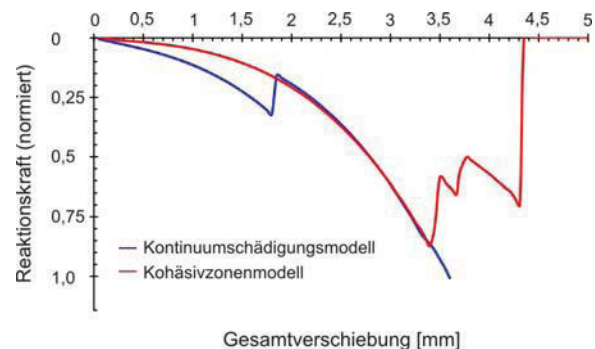


BILD 14. Gegenüberstellung des Kohäsivzonenmodells Kontinuumschädigungsmodells

BILD 15 zeigt die Schädigungen, die von dem Kontinuumschädigungsmodell vorhergesagt werden. Dadurch, dass keine Faserbruchschädigungen auftreten bleibt der Stringer insgesamt intakt, dennoch werden am Auslauf der Stringerflanke vergleichsweise große Scherschädigungen erreicht. Zur Dimensionierung von einer Senknase ist daher vermutlich das Kohäsivversagen zwischen Stringerfuß und Flügelhaut nicht dominierend, da bereits bei geringeren Belastungen die Stringerflanke versagt. Letztendlich lässt sich dieses Phänomen aber erst vollständig bestimmen, wenn die Kennwerte des Kontinuumschädigungsmodells auch für glasfaserverstärkten Kunststoff zur Verfügung stehen.

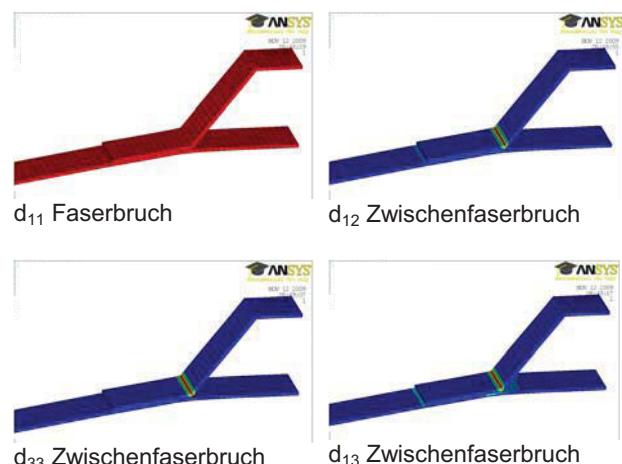


BILD 15. Schädigungen am Stringer des Kontinuumschädigungsmodells

4.4. Experimentelle Analyse der Stringeranbindung

Um die Ergebnisse der unterschiedlichen Modelle experimentell zu überprüfen, bietet es sich an ein Prüfverfahren zu entwickeln, mit dem die Ergebnisse anhand einer Stringeranalyse validiert werden können. Naheliegend ist es ein Konzept nach BILD 7 konstruktiv umzusetzen, bei dem ein repräsentativer Stringerbereich unter einer Zug- oder Druckbelastung in unterschiedlichen Richtungen analysiert wird.

BILD 16 zeigt naheliegende Möglichkeiten, solche Prüfverfahren konstruktiv umzusetzen. Die Idee ist vergleichsweise einfach. Ein Stringerabschnitt wird auf zwei Auflager eingespannt und am Stringerkopf durch eine Zug- oder Druckbelastung geprüft. Durch die freie Orientierung des Stringerabschnitts lassen sich unterschiedliche Prüfwinkel und damit Lastkombinationen aus Zugbelastungen mit Scherungen oder Druckbelastungen mit Scherungen prüfen.

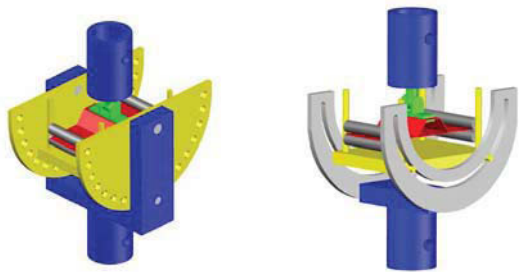


BILD 16. Konzepte zur Prüfung der Stringeranbindung

4.5. Resümee der strukturellen Arbeiten

Zur numerischen Analyse des Anbindungsverhaltens von

Omegastringer an die Flügelhaut können grundsätzlich Kohäsivzonenelemente verwendet werden. Diese haben sich zur Delaminationsanalyse von Faserverbundwerkstoffen in kommerziellen FE-Systemen weitestgehend etabliert und zeigen, dass die Anbindungsqualität wesentlich entscheidender ist als die Anbindungsfläche. Restriktiver ist allerdings die Schichtverbundfestigkeit in der Stringerflanke. Hier treten vergleichsweise hohe Belastungen auf, die zu einem lokalen Versagen des Stringers führen können. Dennoch bleibt der Stringer weitestgehend intakt, sodass weitere Kräfte übertragen werden können. Erst nachdem die Stringerflanke lokal versagt hat und geschädigt ist, tritt ein Anbindungsversagen zwischen Stringerfuß und Flügelhaut auf. Prinzipiell lassen sich diese Phänomene leicht mit einer entsprechenden Prüfvorrichtung untersuchen. Ein geeignetes Konzept wurde bereits erarbeitet und soll zukünftig zu einer genaueren experimentellen Stringeranbindungsanalyse genutzt werden.

5. MODELLIERUNG DES GESAMTSYSTEMS IM PRÜFSTAND FÜR DEN BODENVERSUCH

Für die Auslegung der Vorderkantenstruktur und des Prüfstands wurde in Zusammenarbeit mit EADS-MAS ein Simulationsmodell erstellt, welches zur Vorbereitung des Bodenversuchs durch Modellierung und Simulation relevanter Bestandteile des Prüfaufbaus dient. Die Aussagen über das Zusammenwirken von Aktuatorik, formvariabler Vorderkantenstruktur und Versuchsträger dienen dabei einerseits als Hilfe beim Aufbau des Prüfstands und Erarbeitung eines Prüfprogramms und andererseits als virtueller Funktionsnachweis, mit dem die Strukturreaktion in den geplanten Prüfungen während des Versuchs vorab berechnet werden kann. Im Versuch kann so durch den Vergleich mit vorab berechneten Größen eine unerwartete Strukturreaktion sofort erkannt und entsprechend reagiert werden.

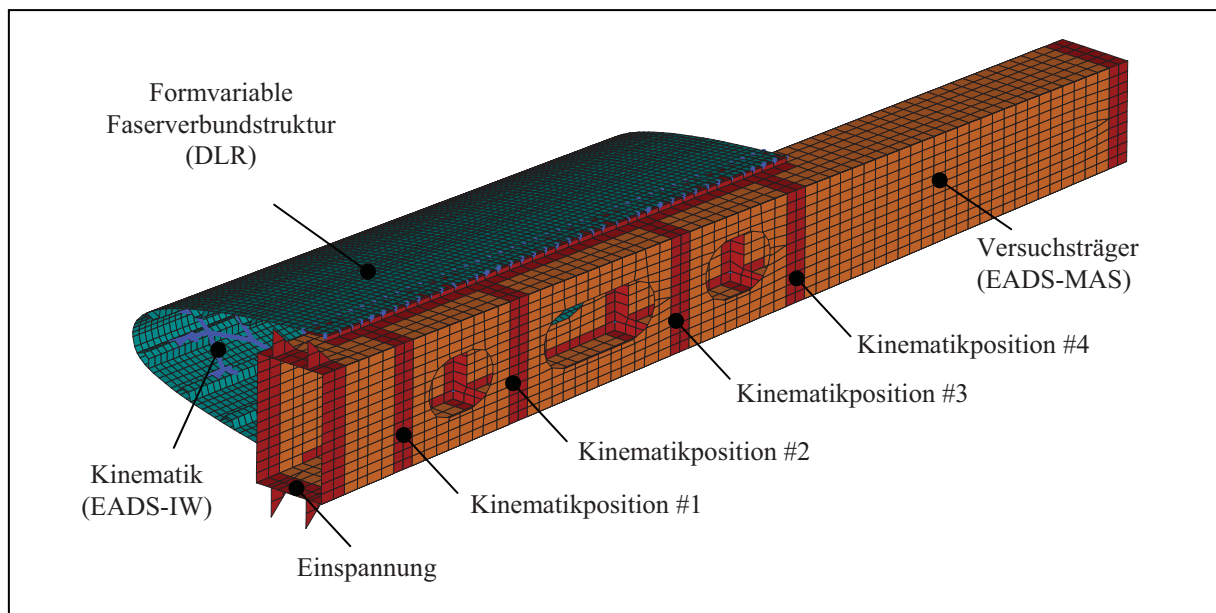


BILD 17. Modelliertes Gesamtsystem, bestehend aus Versuchsträger, Faserverbundstruktur der Flügelvorderkante sowie innen liegender Aktuatorik.

Im geplanten Prüfprogramm sollen hauptsächlich drei Lastfälle abgebildet werden, die als besonders kritisch für eine formvariable Vorderkante gelten:

- 2.5g Böen- bzw. Abfanglast: Zur Nachbildung eines Böenlastfalls oder eines Abfangmanövers wird auf den Versuchsträger eine Krümmung entsprechend der 2.5g Flügelbiegelineie aufgebracht. Die Smart Droop Nose bleibt dabei eingefahren.
- 2.0g Böenlastfall: Dieser Lastfall dient zur Überprüfung der Integrität der Smart Droop Nose im Landeanflug bei Einwirkung einer extremen Böe. Die Smart Droop Nose muss bei diesem Lastfall auf Position ihrer maximalen Absenkung, ohne Versagen oder Verkleben eine Flügelbiegung entsprechend der 2.0g Biegelinie ertragen.
- 1.15g Landeanflug: Bei einer leichten Böe im Landeanflug muss ein problemloses Verfahren der Smart Droop Nose auf End- sowie Zwischenpositionen bei einer Flügelbiegelineie entsprechend des 1.15 Lastvielfachen möglich sein.

Zusätzlich zu den, in einem Bodenversuch prüfbaren Lastfällen, ist die Konturtreue unter Luftlasten im Reiseflug rechnerisch nachzuweisen.

Durch die Simulation des Gesamtsystems können kombinierte Belastungen wie z.B. Belastung durch das Absenken der Vorderkante und gleichzeitiger Biegung des Versuchsträgers realitätsnah abgebildet werden und erlauben so die Vorhersage von kritischen Strukturbereichen. Für die Faserverbundstruktur der Haut sowie auch für die Gelenkstäbe der Kinematik konnte so zum Beispiel die Anzahl und Position von notwendigen Dehnmessstreifen für die Messung der Dehnungen an besonders kritischen Stellen festgelegt werden.

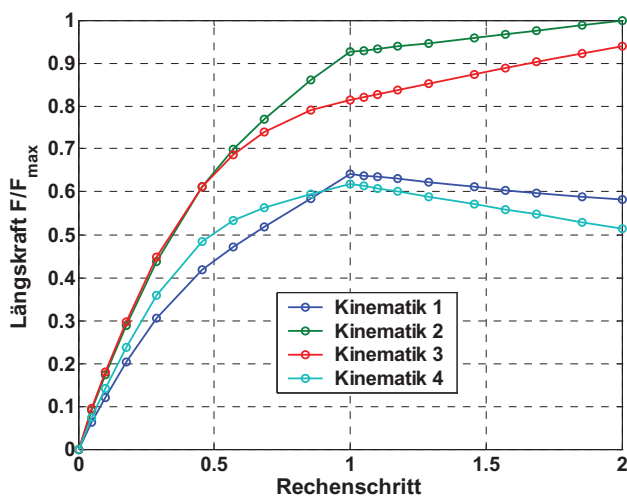


BILD 18. Längskraft in Stab 1 der Kinematik unter Absenkung (Rechenschritte 0 bis 1) und anschließender Biegung (Rechenschritte 1 bis 2)

In BILD 18 ist z.B. die Längskraft in ausgewählten Stabelementen der Kinematik über den Rechenschritten der geometrisch nichtlinearen Berechnung dargestellt. Entsprechend des 2.0g Lastfalls wurde in den Rechenschritten null bis eins zunächst die Vorderkante durch die Kinematik abgesenkt. In den Schritten eins bis

zwei wurde dann eine Durchbiegung auf den Versuchsträger aufgebracht, die einer 2.0g Biegelinie entspricht. Es ist zu erkennen, dass die Stabkräfte während der Absenkung nichtlinear stark ansteigen. Durch die zusätzliche Biegebelastung werden die erreichten Kräfte dann teilweise verstärkt, teilweise aber auch reduziert und verhalten sich linear, wobei die zusätzliche Belastung durch Biegung relativ klein ist.

Als weitere wichtige Größe konnte anhand der Simulation das benötigte Antriebs- bzw. Haltemoment der Aktuatorik für die einzelnen Kinematiken bestimmt werden (BILD 19). Für die Absenkung der Vorderkante zeigt sich ein näherungsweise linearer Verlauf des Antriebsmoments. Durch die Position der Kinematiken eins und vier an den freien Enden der Vorderkante ergibt sich unter Biegung in den Kinematiken zwei und drei ein deutlich zunehmender und in den Kinematik eins und vier ein deutlich abnehmender Verlauf der wirkenden Momente. Weitere Werte, die für die Auslegung der Kinematik wie auch des Prüfstands ermittelt werden konnten sind zum Beispiel Lagerlasten des Kinematikanschlusses an den Vorderholm, Linienlasten im Anschlussbereich der Haut an den Vorderholm, erforderliche Kräfte zum Aufbringen der Durchbiegung entsprechend der 1g, 2g und 2.5g Biegelinien sowie auch Kräfte und Momente am Punkt der Lasteinleitung in die Stringer für die Auslegung der entsprechenden Beschläge.

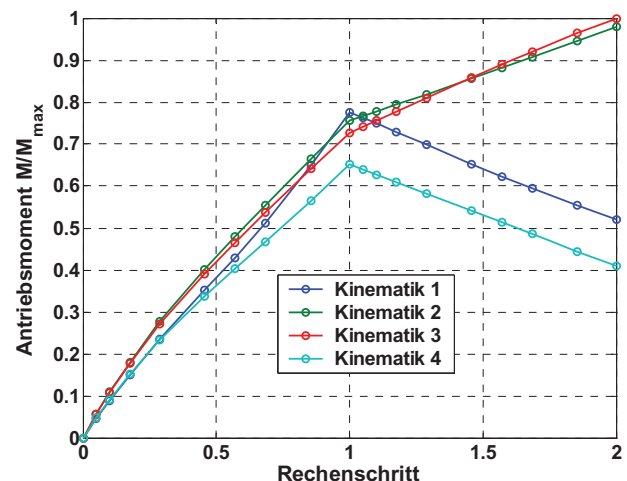


BILD 19. Verlauf des Antriebs- bzw. Haltemoments der einzelnen Stationen in Spannweitenrichtung für die Kinematiken 1 bis 4 für den 2.0g Böenlastfall.

6. FERTIGUNGSKONZEPT

Die Faserverbundhaut der Smart Droop Nose wird integral und auf Basis des zuvor identifiziertem Pre-Preg-Materials gefertigt. Die Fertigung mit Pre-Preg wurde aus zwei Gründen bevorzugt. Einerseits erlaubt dies die Umsetzung des Strukturkonzepts mit höchst möglicher Genauigkeit, und andererseits unterstützen typische Werkzeugkosten für diese Fertigungstechnologie die Entscheidung dazu in der frühen Phase der Gesamtsystementwicklung.

Die Werkzeugfertigung wurde in Zusammenarbeit mit der INVENT GmbH in Braunschweig durchgeführt und zunächst aus einem leicht zerspanbarem Formkunststoff ein Positivwerkzeug effizient hergestellt. Dieses Positiv

bildete die Basis für das Negativwerkzeug zur Fertigung der Nasenstruktur. Zu dessen Abformung kam ein multiaxiales CFK-Trockengewebe zur Anwendung, wobei die Oberflächenstabilisierung durch ein Wirrfaservlies realisiert und das laminierte Gewebe mittels Vakuum bei der Konsolidierung unterstützt wurde. Das kalt härtende Harzsystem ist bis 190°C warmformbeständig.

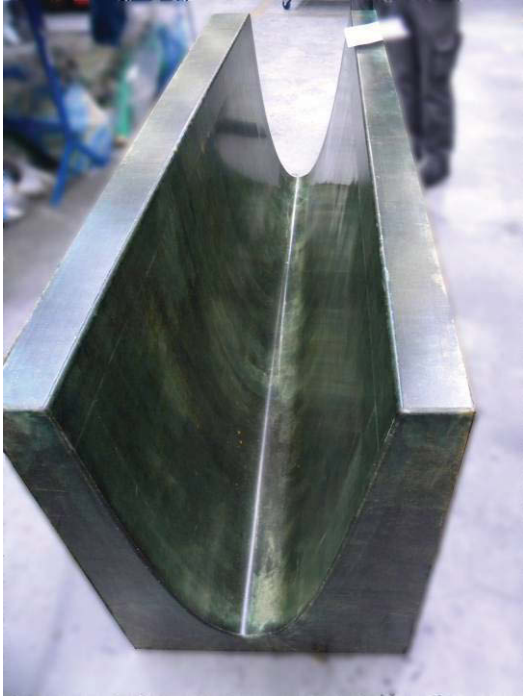


BILD 20. Negativwerkzeug aus Kohlefaserverbundkunststoff (CFK) zur Hautfertigung

In dem CFK-Werkzeug (BILD 20) werden die Pre-Preg-Matten abgelegt und die nicht gehärteten aber vorgeformten Omega-Stringer im Nasenwerkzeug fixiert. Zum Legen der Omega-Stringer wurden spezielle Legehilfen konstruiert, die die verschiedenen Nasenkrümmungen am späteren Einbauort berücksichtigen. Die Fertigung der integralen Hautstruktur im sogenannten Co-Curing-Verfahren garantiert eine hochbelastbare Anbindung der Omega-Stringer an die Nasenhaut.

7. ZUSAMMENFASSUNG UND AUSBLICK

Für den nächsten Schritt der Projektarbeit in SmartLED, den ersten großskaligen Bodenversuch für das entwickelte Struktur-System-Konzept der Smart Droop Nose, sind eine Vielzahl von Untersuchungen notwendig gewesen. Durch das Institut FA beim DLR wurde ein generelles Konzept für die Faserverbundstruktur entwickelt, eine erste grundlegende Materialauswahl getroffen und Fertigungstechnologien ausgewählt. Die durch den Projektpartner EADS entwickelte Antriebskinematik und relevante Bauteile der Versuchseinrichtung für den Gesamtprüfstand wurden durch FA in einer detaillierten Finite-Elemente Simulation zu einem virtuellem Funktionsnachweis zusammengeführt und dessen Ergebnisse analysiert. Zum weiterführenden und vertieften Verständnis des Werkstoffsystems und der Strukturmechanik der Substrukturen, konnten detaillierte Untersuchungen im EU-Projekt JTI-SFWA durchgeführt

werden. In diesen detaillierten Studien wurden aus Strukturversuchen wesentliche Kernwerte der Werkstoffsysteme abgeleitet und das Verständnis für verschiedene Einflussparameter ausgeweitet. Die numerische Stringeranbindungsanalyse basierte auf dem Einsatz von Kohäsivelementen und eines Kontinuums-schädigungsmodells und erlaubt unter anderem Einblick in Schädigungsphänomene, die experimentell nur sehr aufwendig bestimmbar sind. Abschließend wurde es durch den virtuellen Funktionsnachweis möglich, Antriebslasten und Auslegungskriterien für den Teststand des Bodenversuchs zu verifizieren.

Laufende Arbeiten fokussieren sich nun auf die Realisierung des Struktur-Kinematik-Konzepts der Smart Droop Nose im allerersten Bodenversuch für eine solche Flügelvorderkante. Das großskalige Segment der Senknase wird mit Antriebskinematiken ausgerüstet und in einen Versuchsstand integriert, der nicht nur das Absenken sondern auch die Flügelbiegung berücksichtigen kann. Besonderes Interesse bei der Versuchsdurchführung wird der strukturellen Integrität, der Konturtreue und der Verifikation der Antriebskräfte gelten. Dieser Tests ist ein weiterer wichtiger Meilenstein auf dem Weg der Realisierung der ACARE-Vision.

8. DANKSAGUNG

Diese hier präsentierten Forschungsarbeiten entstanden in den Projekten SmartLED und JTI-SFWA, wobei im nationalen Projekt SmartLED die erste Konzeption, Modellierung, grundlegende Materialauswahl und Entwicklung des Fertigungskonzepts durchgeführt wurde. Die detaillierten und weiterführenden Werkstoffsystemtests und strukturmechanischen Simulationen wurden dem DLR durch das JTI-SFWA (EU) ermöglicht.

Für die fundierte technische Unterstützung sei besonders Steffen Bauß, Bernhard Schlipf (beide Airbus), Carsten Schöppinger (INVENT GmbH) und Thomas Wurl (DLR) gedankt.

9. REFERENZEN

- [1] Patent: DE 2907912 -A1, (1979-03-01), Dornier GmbH.
- [2] Kintscher, M., Krajenski, V., Monner, H. P.: „Numerische Untersuchung eines adaptiven Hochauftriebssystems für die Flügelvorderkante eines Verkehrsflugzeugs“, DLRK, Darmstadt, 2008
- [3] Monner, H.P., Kintscher, M., Storm, S., Lorkowski, T.: „Design of a Smart Droop Nose as leading Edge High Lift System for Transportation Aircraft“, AIAA , 5.5. - 7.5. 2009 , Palm Spring, USA.
- [4] Schürmann, H.: „Konstruieren mit Faser-Kunststoff-Verbunden“, 2.Auflage, Springer-VDI, 2007, Darmstadt;
- [5] DIN EN ISO 178
- [6] Puck, A.: Festigkeitsanalyse von Faser-Matrix-Laminaten. Carl Hanser Verlag, 1996
- [7] Kuna, M.: Numerische Beanspruchungsanalyse von Rissen. Vieweg + Teubner, 2008.
- [8] Hartung, D.: Materialverhalten von Faserverbundwerkstoffen unter dreidimensionalen Belastungen, Dissertation, TU-Braunschweig, ISSN 1434-6454, 2009