



Composites – Materialmodellierung und Anwendungen im Flugzeugbau –

Dr. Peter Middendorf
 EADS Corporate Research Center Germany
 81663 München
 Telefon (089) 607- 2 6595
 Telefax (089) 607- 2 3067
 E-Mail: peter.middendorf@eads.net

Kurzzusammenfassung

Langfaserverstärkte Faserverbundwerkstoffe zeichnen sich aufgrund ihrer hohen gewichtsspezifischen Steifigkeit und Festigkeit als hervorragende Leichtbauwerkstoffe aus. Problematisch bei Auslegung und numerischer Analyse gestaltet sich dagegen vielfach deren komplexes Schädigungsverhalten, auf das im Vortrag näher eingegangen wird. Anhand verschiedener Anwendungsbeispiele aus der Luftfahrt werden zudem relevante Crash- und Impaktszenarien sowie deren Berechnungsoptionen exemplarisch aufgezeigt.

Einleitung

Faserkunststoffverbunde finden vor allem im Flugzeugbau wegen ihrer guten gewichtsspezifischen Steifigkeit und Festigkeit sowie aufgrund integraler Fertigungsmöglichkeiten zunehmend Verwendung. Somit bestehen im Airbus A340 bereits 17 Prozent von Struktur und Komponenten aus Composites (s. Abb. 1), für den A380 wird der Wert bereits bei ca. 25 Prozent liegen und Boeing strebt mit dem „Dreamliner“ 7E7 einen Anteil von etwa 50% an.

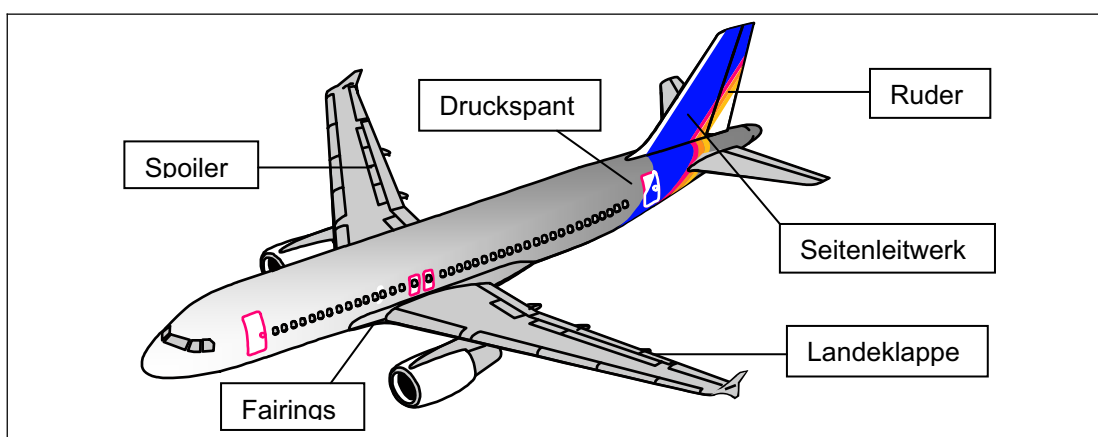


Abb. 1: Überblick derzeitiger Airbus Composite-Strukturbauteile (Stand A340-600)

Bei Impact- und Crashbelastungen muss dabei neben den statischen Eigenschaften auch das Verhalten im Bereich der Hochgeschwindigkeitsdynamik untersucht werden. Faserverbundwerkstoffe sind zum einen infolge ihrer ausgeprägten Orthotropie und des geschichteten Aufbaus äußerst sensitiv auf Querstoß, da die resultierenden interlaminaren



Schubspannungen vermehrt zu Matrixrissen und Delaminationen führen. Diese Schädigungen können im gesamten Ausmaß vielfach nur durch NDT-Verfahren detektiert werden. Ähnliche Phänomene treten auch bei Crashvorgängen auf, so dass ein geeignetes Materialmodell für die numerische Simulation den gesamten Schädigungsablauf qualitativ und quantitativ richtig beschreiben muss.

Im Folgenden wird dazu ausgehend von der Mikro- und Makrostruktur des Werkstoffes ein Überblick verschiedener Formulierungen speziell in LS-DYNA gegeben. Anhand exemplarischer Berechnungsbeispiele sollen zudem Anwendungsmöglichkeiten und Restriktionen aufgezeigt werden.

Grundlagen der Materialmodellierung

Bei der Materialmodellierung von Faserverbundwerkstoffen unterscheidet man verschiedene Approximationsstufen. In der sogenannten Mikromechanik werden die Eigenschaften einer Einzelschicht (zumeist unidirektional verstärkt) als Funktion der Faser- und Matrixkennwerte sowie der entsprechenden Volumengehalte berechnet und damit das mechanische Verhalten homogenisiert. Die Makromechanik dagegen umfasst die klassische Laminattheorie (CLT), d.h. bei bekannter Mikromechanik werden Membran-, Biege- und Kopplungssteifigkeiten des geschichteten Verbundes homogenisiert und die aus einer äußeren Belastung resultierenden Spannungen in die Einzellagen zurückgerechnet. Darauf aufbauend kann mit Hilfe von Festigkeitshypothesen das Tragverhalten des Composites analysiert werden.

Mikromechanik

Faserkunststoffverbunde sind mikroskopisch inhomogene Werkstoffe, bestehend aus Faser- und Matrixanteilen sowie einer sogenannten Interphase. Diese Betrachtungsebene wird in der Mikromechanik verwendet, um aus den Materialeigenschaften der Einzelkomponenten sowie deren jeweiligem relativen Volumenanteil das mechanische Verhalten des homogenisierten Verbundes zu bestimmen, wobei die Interphase zumeist vernachlässigt und eine perfekte Bindung von Faser und Matrix angenommen wird. Mit den so erhaltenen orthotropen Kenngrößen kann darauf aufbauend dann die Makromechanik des Composites als quasi-homogener Werkstoff analysiert werden.

In der Literatur gibt es eine Vielzahl verschiedener Ansätze zur Mikromechanik von Faserverbunden, welche teilweise von unterschiedlichen Annahmen und Betrachtungsweisen ausgehen. Dennoch sind allen die folgenden Voraussetzungen gemeinsam:

- perfekte Interphasenbindung zwischen Faser und Matrix
- das Laminat sei makroskopisch homogen, linear elastisch und eigenspannungsfrei
- die Fasern sind gleichmäßig verteilt und ideal ausgerichtet
- die Matrix ist isotrop
- es wird nur ein repräsentatives Volumenelement (RVE) betrachtet, das als Einheitszelle Bereiche von Faser und Matrix im Verhältnis des jeweiligen Volumenanteils enthält

Die Mikromechanik nach JONES ist der bekannteste und zugleich meist verwendete Ansatz zur Bestimmung der elastischen Kenngrößen einer UD-Schicht. Für den Elastizitätsmodul in Faserlängsrichtung E_1 sowie die Querkontraktionszahl ν_{12} wird dabei Dehnungskompatibilität zwischen Fasern und Matrix angenommen, so dass sich für diese Kennwerte die einfache Mischungsregel ergibt:

$$E_1 = E_{1,F} \cdot \varphi_F + E_M \cdot (1 - \varphi_F)$$

$$\nu_{12} = \nu_{12,F} \cdot \varphi_F + \nu_M \cdot (1 - \varphi_F)$$



Bei einer Beanspruchung quer zur Faserrichtung sind die beiden Werkstoffkomponenten teilweise parallel und hintereinander geschaltet, wobei der Grad dieser Verschaltung von der Packungsart abhängt. Über eine Integration und Mittelwertbildung erhält man aus den entsprechenden Teilergebnissen den E-Modul des Verbundes bei Beanspruchung senkrecht zu den Fasern:

$$E_2 = E_M \cdot \left[\left(1 - 2 \cdot \sqrt{\frac{\varphi_F}{\pi}} \right) - \frac{\pi}{2 \cdot \left(1 - \frac{E_M}{E_{2,F}} \right)} + \frac{2 \cdot \arctan \sqrt{\frac{1 + 2 \cdot \sqrt{\frac{\varphi_F}{\pi}} \cdot \left(1 - \frac{E_M}{E_{2,F}} \right)}{1 - 2 \cdot \sqrt{\frac{\varphi_F}{\pi}} \cdot \left(1 - \frac{E_M}{E_{2,F}} \right)}}}{\left(1 - \frac{E_M}{E_{2,F}} \right) \cdot \sqrt{1 - 4 \cdot \frac{\varphi_F}{\pi} \cdot \left(1 - \frac{E_M}{E_{2,F}} \right)^2}} \right]$$

Die Herleitung des Gleitmoduls G_{12} erfolgt analog dazu über die entsprechenden Kennwerte von Faser $G_{12,F}$, Matrix G_M und Faservolumengehalt φ_F .

Klassische Laminattheorie

Die unidirektionale Verstärkung einer Einzelschicht führt, wie vorab beschrieben, zu einer ausgeprägten Orthotropie des Werkstoffes. Um bei Flächentragwerken eine Versteifung in beliebiger Belastungsrichtung zu erreichen, werden Mehrschichtenverbunde bestehend aus gegeneinander gedrehten, auflaminierten UD-Schichten verwendet.

Die dabei auftretenden Spannungen verlaufen vorwiegend in der Laminebene, so dass näherungsweise vielfach ein ebener Spannungszustand angenommen werden kann. Darauf aufbauend kann mit der sogenannten Schichtentheorie das makromechanische Verhalten des Verbundes sowie die Verteilung der Spannungen in den Einzelschichten berechnet werden. Vereinfachend wird zudem die Theorie dünner Platten und Schalen mit der Kirchhoff-Loveschen Normalenhypothese übernommen, da die Schichtdicken zumeist nur im Bereich von ca. 1/8 mm liegen. Bei Sandwichkonstruktionen dagegen muss diese Annahme zugunsten einer höherwertigen Theorie fallengelassen werden.

In der klassischen Laminattheorie wird der zu betrachtende Mehrschichtenverbund als ebene Platte idealisiert. Diese besteht aus n unidirektionalen Einzelschichten, deren Faserrichtungen um den Winkel θ gegenüber der Bezugsrichtung gedreht sind.

In der CLT gelten desweiteren folgende Annahmen und Voraussetzungen:

- die Einzelschichten sind makroskopisch homogen und verhalten sich orthotrop elastisch
- die Elastizitätskonstanten werden nicht durch die angrenzenden Lagen beeinflusst
- der aufgrund der unterschiedlichen Wärmedehnung von Fasern und Matrix beim Herstellungsprozess induzierte Vorspannungszustand bleibt unberücksichtigt
- alle Schichten haften ideal, so daß die Annahmen der Kirchhoffschen Plattentheorie auch für den Gesamtverbund gelten:
 - Normalenhypothese von Kirchhoff-Love
 - Schubstarrheit quer zur Mittelfläche
 - keine Dickenabhängigkeit der Verschiebungen senkrecht zur Platte



Damit können die Elastizitätsbeziehungen von mehrschichtigen Faserverbunden wie folgt berechnet werden: Die Steifigkeitsmatrix der homogenisierten unidirektionalen Einzelschicht im ebenen Spannungszustand lautet

$$[Q] = \begin{bmatrix} Q_{11} & Q_{12} & 0 \\ Q_{12} & Q_{22} & 0 \\ 0 & 0 & Q_{66} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{E_1}{1-\nu_{12}^2 \cdot \frac{E_2}{E_1}} & \frac{\nu_{12} \cdot E_2}{1-\nu_{12}^2 \cdot \frac{E_2}{E_1}} & 0 \\ \frac{\nu_{12} \cdot E_2}{1-\nu_{12}^2 \cdot \frac{E_2}{E_1}} & \frac{E_2}{1-\nu_{12}^2 \cdot \frac{E_2}{E_1}} & 0 \\ 0 & 0 & G_{12} \end{bmatrix},$$

wobei die linear unabhängigen Elastizitätskonstanten E_1 , E_2 , ν_{12} und G_{12} aus der Mikromechanik bekannt sind. In einem um den Winkel θ gegenüber dem Orthotropieachsensystem gedrehten Koordinatensystem ergibt sich die transformierte Steifigkeitsmatrix zu

$$[\bar{Q}] = [T] \cdot [Q] \cdot [T]^T.$$

Aus deren Summation über den Schichtenverbund, gewichtet mit ihrem Querschnittsanteil, lässt sich somit die sogenannte Laminat-Dehnungssteifigkeitsmatrix $[A]$ bilden:

$$[A] = \sum_{i=1}^n [\bar{Q}]_i \cdot (z_i - z_{i-1})$$

Mit der Kopplungssteifigkeitsmatrix $[B]$

$$[B] = \sum_{i=1}^n [\bar{Q}]_i \cdot \frac{(z_i^2 - z_{i-1}^2)}{2}$$

und der Biegesteifigkeitsmatrix $[D]$

$$[D] = \sum_{i=1}^n [\bar{Q}]_i \cdot \frac{(z_i^3 - z_{i-1}^3)}{3}$$

kann in Folge dessen die fundamentale Beziehung zwischen Dehnungen $\{\varepsilon_0\}$ sowie Krümmungen $\{\kappa_0\}$ der Mittelebene des Laminats und den dadurch hervorgerufenen Schnittkräften $\{N\}$ sowie Schnittmomenten $\{M\}$ aufgestellt werden:

$$\begin{Bmatrix} \{N\} \\ \{M\} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} [A] & [B] \\ [B] & [D] \end{bmatrix} \cdot \begin{Bmatrix} \{\varepsilon_0\} \\ \{\kappa_0\} \end{Bmatrix}$$

Das Scheiben- und Plattenproblem ist hier also über die Matrix $[B]$ gekoppelt, welche lediglich für den Fall eines zur Mittelebene symmetrisch aufgebauten Laminats zu Null wird.

Für die Festigkeitsanalyse mit Hilfe der im Folgenden beschriebenen Anwendung von Versagenskriterien ist die Berechnung der Spannungen in den einzelnen Schichten notwendig. Dafür benötigt man zunächst die Dehnungen $\{\varepsilon_0\}$ und Krümmungen $\{\kappa_0\}$ der Mittelebene, die sich über die Multiplikation der invertierten A-B-D-Steifigkeitsmatrix mit dem äußeren Lastvektor ergeben. Mit Hilfe dieser Werte lassen sich die Dehnungen an jeder Stelle des Laminats mit der



Abstandskoordinate z zur Mittelebene berechnen. Die zugehörigen Spannungen der Einzelschichten ergeben sich anschließend durch die Multiplikation mit der transformierten Einzelschicht-Steifigkeitsmatrix, wobei diese für die Auswertung von Festigkeitskriterien noch in das lokale Einzelschicht-Koordinatensystem rücktransformiert werden müssen.

Versagenskriterien

Die Festigkeitsanalyse bei Faserverbundwerkstoffen gestaltet sich komplexer als bei homogenen, isotropen Materialien. Entsprechend Abb. 2 kann man für die Einzellage bei in-plane Belastung zwei Versagensarten, Faserbruch und Zwischenfaserbruch, für die drei grundlegenden Beanspruchungsrichtungen

- axiale Normalspannung
- transversale Normalspannung in der Schichtebene und
- Schubspannung

unterscheiden.

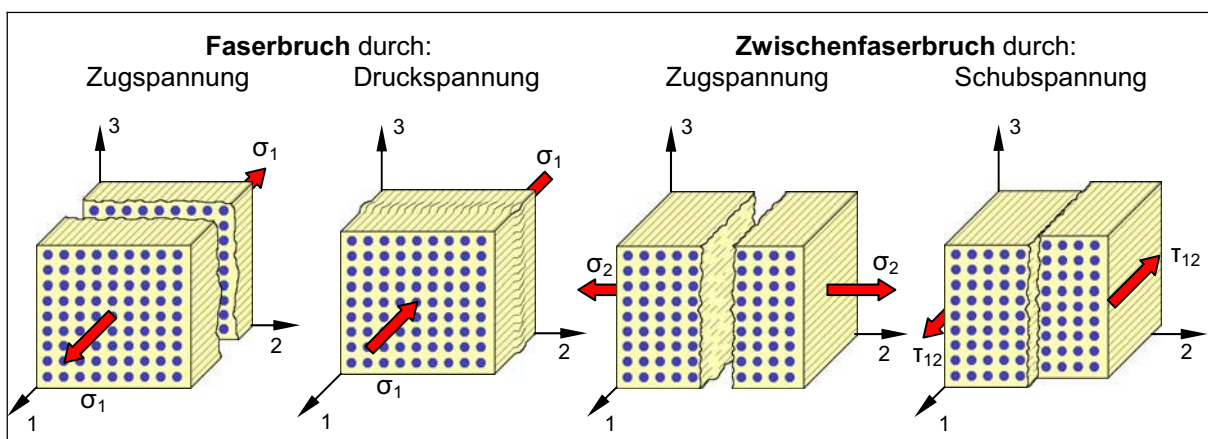


Abb. 2: Versagensmodi der Unidirektionalschicht

Das Versagen einer Einzelschicht führt nicht zwangsläufig zum Gesamtversagen des Laminats, da in der Regel nicht alle Lagen gleichzeitig bis zur Grenze ihrer Tragfähigkeit belastet werden. Zudem können beispielsweise bei einem Zwischenfaserbruch die Fasern immer noch Last tragen. Versagt in einem Mehrschichtverbund eine einzelne Lage, weil eine der Festigkeitsgrenzen überschritten wird, so muss die Last von den verbleibenden Schichten übernommen werden, wozu eine Neuberechnung der Gesamtsteifigkeitsmatrix erforderlich ist.

Es existieren diverse Hypothesen, um eine Einzelschicht eines Faserverbundwerkstoffs auf Versagen zu überprüfen [1]. Im Folgenden soll lediglich auf das in LS-DYNA implementierte Modell näher eingegangen werden. Das Versagenskriterium von CHANG-CHANG aus dem Jahr 1984 baut auf dem verbreiteten Kriterium von HASHIN auf und unterscheidet die Versagensformen Faserdruck und -zug, sowie Matrixdruck und -zug. Zudem berücksichtigt es die Interaktion der Spannungskomponenten. Für die bessere Kontrolle der vier Beanspruchungszustände werden vier Kontrollvariablen e_f, e_c, e_m und e_d eingeführt:

Faserzugbeanspruchung ($\sigma_1 > 0$):

$$e_f^2 = \left(\frac{\sigma_1}{X_T} \right)^2 + \alpha \left(\frac{\tau_{12}}{S_C} \right)^2 - 1 \quad \begin{cases} \geq 0 & \text{versagt} \\ < 0 & \text{elastisch} \end{cases}$$



Faserdruckbeanspruchung ($\sigma_1 < 0$):

$$e_c^2 = \left(\frac{\sigma_1}{X_C} \right)^2 - 1 \quad \begin{cases} \geq 0 & \text{versagt} \\ < 0 & \text{elastisch} \end{cases}$$

Matrixzugbeanspruchung ($\sigma_2 > 0$):

$$e_m^2 = \left(\frac{\sigma_2}{Y_T} \right)^2 + \left(\frac{\tau_{12}}{S_C} \right)^2 - 1 \quad \begin{cases} \geq 0 & \text{versagt} \\ < 0 & \text{elastisch} \end{cases}$$

Matrixdruckbeanspruchung ($\sigma_2 < 0$):

$$e_d^2 = \left(\frac{\sigma_2}{2S_C} \right)^2 + \left[\left(\frac{Y_C}{2S_C} \right)^2 - 1 \right] + \left(\frac{\tau_{12}}{S_C} \right)^2 - 1 \quad \begin{cases} \geq 0 & \text{versagt} \\ < 0 & \text{elastisch} \end{cases}$$

Mit dem Faktor α lässt sich der Schubspannungseinfluss bei der Faserzugbeanspruchung festlegen. Wählt man $\alpha = 1$, so erhält man das originale HASHIN Kriterium, $\alpha = 0$ ergibt nach Umstellung der Formel das Maximum Stress Kriterium. Werden die aktuell anliegenden Spannungswerte in die vier Formeln eingesetzt, so kann nach Abfrage der vier Kontrollvariablen gezielt festgestellt werden, ob und welches Versagen eintritt.

Mit dem vorab dargestellten Kriterium für das Versagen einer Laminateneinzelschicht können aufgrund des vorausgesetzten ebenen Spannungszustands allerdings nur in-plane Belastungen berücksichtigt werden, interlaminare Spannungen zwischen den Schichten werden nicht erfasst. Dies ist jedoch erforderlich, um ein Versagen des gesamten Bauteils durch Delamination vorhersagen zu können.

Unter Delamination versteht man die Trennung zweier Körper an einer zweidimensionalen Schnittstelle. Lamine bzw. Mehrschichtenverbunde sind aufgrund ihres Aufbaus besonders delaminationsgefährdet. Dies gilt vor allem bei Belastungen durch Querzug oder Biegeschubspannungen. Es kann allgemein angenommen werden, dass ein Riss bei fortschreitendem Wachstum in der Delaminationsebene verbleibt und sich aus ihr nicht herausbewegt. In Abhängigkeit von der Belastung der Einzelschichten unterscheidet man die in Abb. 3 schematisch dargestellten drei Grundversagensarten. Einzelne Belastungen lassen sich dabei miteinander zu sogenannten Mixed-Mode Belastungen kombinieren.

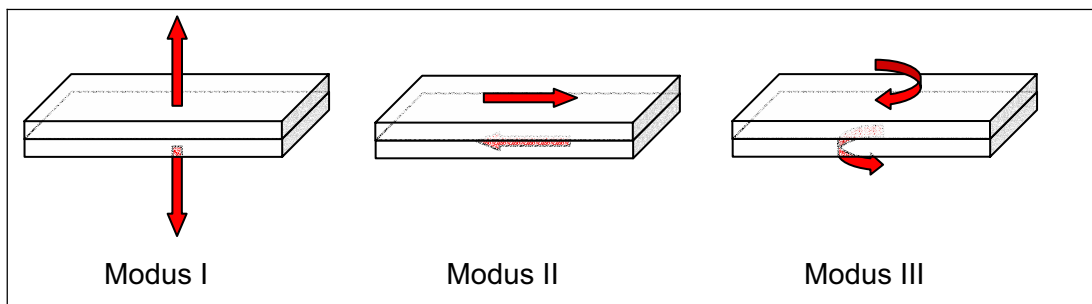


Abb. 3: Grundversagensarten durch Delamination



Die analytische Behandlung von Delaminationsvorgängen ist in der Regel nur für einfache Geometrien und Beanspruchungen sinnvoll, wesentliche Parameter dabei sind die kritische Bruchenergie G_c sowie die dazugehörige maximale interlaminare Spannung für die einzelnen Modi. Komplexere Aufgabenstellungen erfordern dagegen numerische Modelle wie die nachfolgend beschriebene „cohesive zone“ Formulierung in LS-DYNA.

Wie aus den vorigen Ausführungen ersichtlich, sind speziell bei den Versagenskriterien hauptsächlich statische Festigkeitskriterien etabliert, die das linear elastische Verhalten bis zum Faser- / Zwischenfaserbruch begrenzen. Schädigungsmodelle für den Postdamage-Bereich, wie sie vor allem bei der Berechnung von Crash- und Impaktbelastungen benötigt werden, sind dagegen weiterhin Gegenstand aktueller Forschung.

Materialmodelle in LS-DYNA

Da Faserverbunde aufgrund ihrer ausgezeichneten in-plane Eigenschaften hauptsächlich als Flächentragwerke eingesetzt werden, stehen für diese Werkstoffklasse in LS-DYNA die folgenden Materialmodelle für Schalenelemente zur Verfügung:

- Typ 54 *MAT_ENHANCED_COMPOSITE_DAMAGE
- Typ 58 *MAT_LAMINATE_COMPOSITE_FABRIC

Materialmodell 54

Das Materialmodell 54 beschreibt das orthotrop linear elastische Verhalten einer UD-Schicht, zudem ist das Festigkeitskriterium nach CHANG-CHANG implementiert. Bei Erreichen der Festigkeitsgrenze oder eines Fehlerparameters werden die Steifigkeitseigenschaften diskontinuierlich auf Null degradiert. Versagen tritt somit ein, wenn

- a) das CHANG-CHANG Kriterium in Faserrichtung erfüllt ist
- b) die Dehnung in Faserrichtung überschritten wird
- c) die effektive Dehnung größer als der Parameter EFS ist
- d) die Zeitschrittweite unter den kritischen Wert TFAIL sinkt.

Unter Verwendung der Parameter FBRT und YCFAC wird, nachdem ein Versagen in Matrixrichtung (quer zur Faserrichtung) unter Druckbeanspruchung aufgetreten ist, die Zug- bzw. Druckfestigkeit in Faserrichtung herabgesetzt. Mit dem Parameter SOFT ist es möglich, für Elemente, die an ein geschädigtes Element angrenzen, die E-Module und Festigkeiten zu reduzieren. Damit kann eine Crashfront simuliert werden. In Verbindung mit einem Trigger kann somit ein kontrollierter Crash-Prozess initiiert werden, da die Triggerelemente als erstes versagen und sich dadurch eine Crashfront bildet, wie es auch in praktischen Versuchen zu beobachten ist. Wenn alle Integrationspunkte, d.h. bei einer „layered shell“ Formulierung alle Einzellagen, versagt haben, wird das Element erodiert. Für eine detaillierte Beschreibung der Materialparameter sei hier auf die LS-DYNA Manuals [2] verwiesen.

Materialmodell 58

In Materialmodell 58 werden drei Fehlerflächen unterschieden:

- a) „Smooth failure surface“ mit einem quadratischen Kriterium in Querrichtung und einer Spannungslimitierung für die Längsrichtung.
- b) „Smooth failure surface“ mit einem quadratischen Kriterium für Quer- und Längsrichtung.



- c) „Non smooth failure surface“ mit drei voneinander unabhängigen Fehlerkriterien für die drei Spannungskomponenten.

Hier soll zunächst nur auf die Formulierung b) eingegangen werden, da sich diese im Gegensatz zu Modell 54 auch für die Beschreibung von Geweben eignet [2,3].

Das Materialmodell ist ein so genanntes „elastic damage“ Modell, bei dem angenommen wird, dass eine Verformung Mikrorisse im Material zur Folge hat. Diese Schädigungen bewirken einen Abbau der Steifigkeit mit zunehmender Deformation, so lange das Material unterhalb einer maximalen Last bleibt und nicht in die Nähe des Versagens kommt. Auch in MAT58 ist ein Festigkeitskriterium nach HASHIN implementiert. Die darin enthaltenen Spannungen sind jedoch als Effektivwerte aufzufassen, da die konstitutiven Beziehungen auf einem Schädigungsmodell basieren:

$$\hat{\sigma} = \begin{Bmatrix} \hat{\sigma}_{11} \\ \hat{\sigma}_{22} \\ \hat{\sigma}_{12} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{1}{1-\omega_{11}} & 0 & 0 \\ 0 & \frac{1}{1-\omega_{22}} & 0 \\ 0 & 0 & \frac{1}{1-\omega_{12}} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \sigma_{11} \\ \sigma_{22} \\ \sigma_{12} \end{Bmatrix}$$

mit

$$[K(\omega)] = \frac{1}{D} \begin{bmatrix} (1-\omega_{11})E_{11} & (1-\omega_{11})(1-\omega_{22})\nu_{21}E_{22} & 0 \\ (1-\omega_{11})(1-\omega_{22})\nu_{12}E_{22} & (1-\omega_{22})E_{22} & 0 \\ 0 & 0 & D(1-\omega_{12})G \end{bmatrix}$$

und $D = 1 - (1 - \omega_{11})(1 - \omega_{22})\nu_{12}\nu_{21} > 0$.

Die Evolution der Damage-Parameter wird über einen Ansatz der Form

$$\omega_i = 1 - \exp \left[-\frac{1}{m_i} \left(\frac{\varepsilon_i}{\varepsilon_f} \right)^{m_i} \right] \quad \text{mit } \varepsilon_f \text{ (spezifische Dehnung): } \varepsilon_{fx} = \frac{X_{t,c}}{E_x}, \quad \varepsilon_{fy} = \frac{Y_{t,c}}{E_y}$$

durchgeführt. Damit liegt der wesentliche Unterschied zu MAT54 im hier kontinuierlichen Schädigungsverlauf. Alle weiteren Materialparameter sind dagegen identisch, allerdings kann in MAT58 ein so genannter „Postdamage“ Parameter eingestellt werden. Dieser Wert (SLIMx) gibt eine Restfestigkeit nach dem Versagen einer Schicht an. Die Restfestigkeiten werden jeweils in den einzelnen Richtungen und für Zug- und Druckbelastung unterschieden.

Unter Verwendung der in-plane Materialmodelle 54 oder 58 können Laminataufbauten als „layered shell“ Formulierungen definiert werden. Dazu muss in der *SECTION_SHELL Karte der ICOMP Flag gesetzt werden, so dass jedem Integrationspunkt in Dickenrichtung eine Materialeigenschaft unter einem definierten Vorzugswinkel zugewiesen wird. Der Aufbau der Steifigkeitsmatrix erfolgt somit im Prinzip analog zur CLT mit anschließender Steifigkeitsdegradation.

Um auch die interlaminaren Eigenschaften, insbesondere das Auftreten von Delaminationen, berücksichtigen zu können, muss eine so genannte „stacked shell“ Formulierung gewählt werden. Dabei werden Einzelschichten oder Lagenpakete wiederum mit Schalenelementen unter Verwendung der o.a. Materialmodelle diskretisiert und die jeweiligen Interfaces im Laminat mit Kontaktalgorithmen abgebildet. Diese Delaminationsmodelle werden üblicherweise als „cohesive zone“ Formulierungen, d.h. als Klebekontakte mit Steifigkeitsdegradation, ausgeführt. Basierend



auf den Arbeiten von R. Borg [4] ist in LS-DYNA ein vereinfachtes Modell als Tiebreak-Kontakt mit der OPTION 8 implementiert und wird voraussichtlich in der Version 980 zur Verfügung stehen.

Das Modell basiert auf der Superposition von zwei Penalty-Kontakten, die in entgegengesetzte Richtung arbeiten. Ein Kontakt verhindert die Penetration der Lagen(pakete) unter Druckbelastung, der andere hält voneinander ablösende Schichten über Zwangskräfte bis zu einem gewissen Grad zusammen. Dadurch kann der Widerstand des Laminats gegenüber tatsächlich eintretender Delamination simuliert werden.

Zu Beginn der Berechnung sind in Kontakt stehende Knoten der Master- und Slave-Segmente über kinematische Zwangsbedingungen verbunden. Sobald die senkrecht oder tangential zur Einzellege wirkende interlaminare Spannung einen kritischen Wert NFLS bzw. SFLS erreicht, wird das Delaminationsmodell aktiviert. Die kinematischen Zwangsbedingungen werden aufgelöst und Verschiebungen der Knoten zueinander ermöglicht. Zu jedem Zeitschritt erfolgt dann eine neue Abstandsberechnung der ursprünglichen Kontaktpunkte auf der Elementoberfläche und eine Erneuerung der Penalty-Kräfte, die dem weiteren Auseinanderbewegen der Knoten entgegenwirken. Ihre Größe lässt sich aus den entsprechenden materialspezifischen Bruchenergien herleiten. Die Verbindung der Knoten wird endgültig gelöst, sobald die Rissöffnung eine kritische Länge CCRIT erreicht. Die ertragbaren Spannungen werden dabei nach dem Erreichen einer Aktivierungsschwelle systematisch herabgesetzt (siehe Abb. 4).

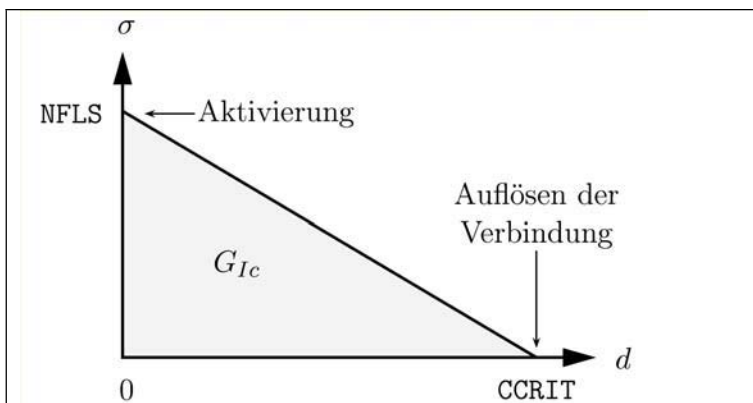


Abb. 4: LS-DYNA Cohesive-Zone-Modell nach Borg [4]

Das Delaminationsmodell wurde in die bestehende Kontaktformulierung *CONTACT_AUTOMATIC_ONE_WAY_SURFACE_TO_SURFACE_TIEBREAK implementiert. Das dazugehörige Eingabeformat ist in Abb. 5 dargestellt, wobei der erste Parameter der vierten Zeile OPTION=8 das Modell aktiviert.

```

1 $. . . . .10. . . . .20. . . . .30. . . . .40. . . . .50. . . . .60. . . . .70. . . . .80
2 *CONTACT_AUTOMATIC_ONE_WAY_SURFACE_TO_SURFACE_TIEBREAK
3 $      SSID      MSID      SSTYP      MSTYP      SBOXID      MBOXID      SPR      MPR
4
5 $      FS       FD       DC       VC       VDC      PENCHK      BT       DT
6
7 $      SFS      SFM      SST      MST      SFST      SFMT      FSF      VSF
8
9 $      OPTION    NFLS    SFLS    PARAM
10      8
    
```

Abb. 5: Kontaktformulierung für das Delaminationsmodell



Die folgenden Parameter betreffen die kritischen Spannungen sowie die maximal zulässige relative Knotenverschiebung. Der Kontakt wurde dahingehend modifiziert, dass einerseits die geometrische Dicke von Schalenelementen und andererseits die Herabsetzung der Steifigkeitseigenschaften der Grenzschicht für den Fall der Delamination berücksichtigt werden können.

Anwendungsbeispiele im Flugzeugbau

Ein Flugzeug unterliegt in seinem Leben neben den üblichen Betriebslasten zusätzlichen Beanspruchungen, wie zum Beispiel den sogenannten Impakt-Ereignissen, bei denen an den verschiedenen Stellen der Flugzeugoberfläche unterschiedliche Projektile mit jeweils typischen Geschwindigkeiten auf die Struktur auftreffen können. Da eine CFK-Rumpfstruktur bei einer solchen Querstoßbelastung besonders delaminationsgefährdet ist, wird in einem Technologieprojekt [5] ein selektives Schutzkonzept für einen ausgewählten Bereich der Unterschale untersucht, wobei hier der zu erwartende Impakt von einem Steinschlag, ausgelöst durch das Bugfahrwerk, herrührt.

Im Rahmen eines Versuchsprogramms sollten zunächst die im vorigen Abschnitt vorgestellten Materialmodelle für verschiedene leichte Sandwichtaufbauten bei einer äquivalenten Impaktierung mittels Fallgewicht validiert werden, indem Kraft-/Wegverlauf, absorbierte Energie und Schadensbild aus Simulation und Versuch abgeglichen wurden.

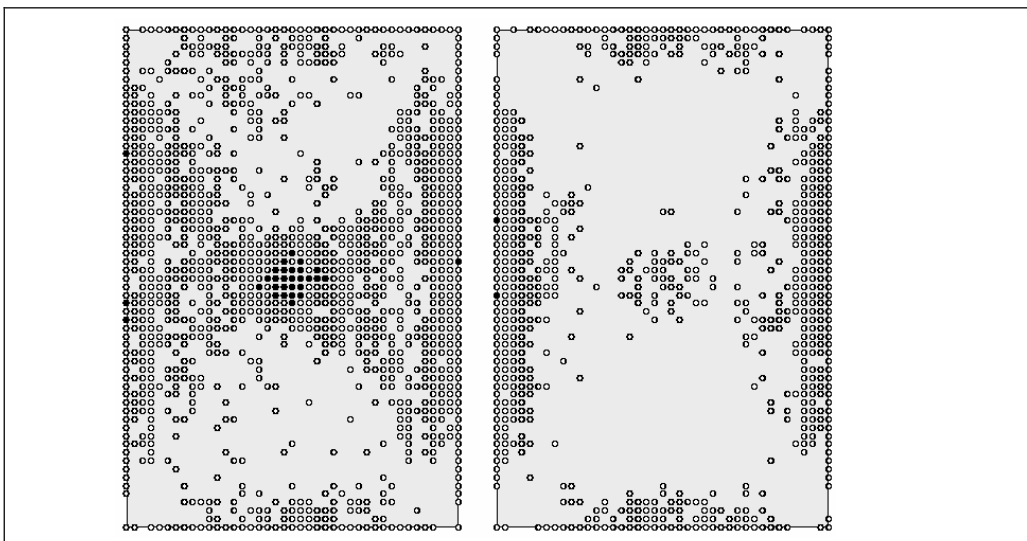


Abb. 6: Delaminationen im Basislaminat ohne (links) und mit Schutz (rechts)

Abb. 6 zeigt das resultierende Delaminationsbild im Basislaminat, schwarz markierte Knoten sind abgelöst, an den grau markierten Knoten ist der Delaminationskontakt lediglich aktiviert, ohne jedoch die kritische Bruchenergie zu erreichen. Man erkennt, dass ohne Impaktschutz ein scharf umgrenzter Schadensbereich entsteht, wogegen mit dem gewählten Sandwichtaufbau analog zur Ultraschall-Prüfung keine Delaminationen festgestellt werden konnten.

Die somit anhand der Fallgewicht-Impaktierung validierten Modelle der Schutzschicht wurden dann auf das reale Impaktszenario einer Rumpfsektion (Abb. 7) übertragen.

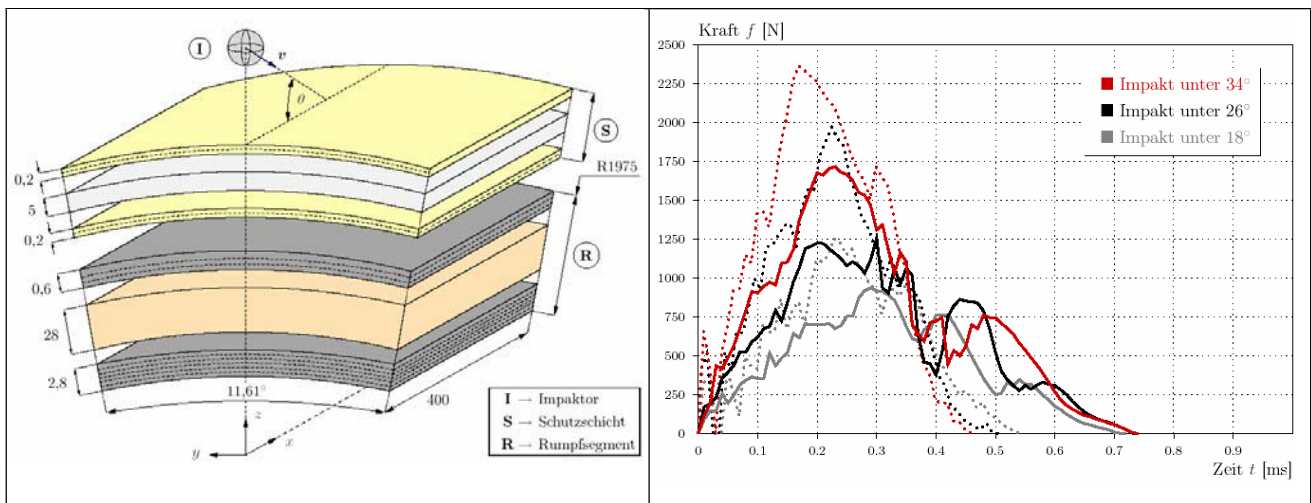


Abb. 7: Repräsentatives Rumpfssegment

Abb. 8: Kraft-Zeit Verläufe des Impaktors

Abb. 8 zeigt anhand der Kraft-Zeit-Verläufe mit und ohne Schutzkonzept den Einfluss der vergleichsweise leichten Sandwichvarianten unter verschiedenen Einschlagwinkeln, die Spannungen in der Rumpfaußenschale reduzierten sich dabei um bis zu 75% und es wurde keine Schädigung bzw. Delamination in der Struktur selber detektiert [6].

Ein selteneres Impaktereignis ist der Vogelschlag, der jedoch mit eingetragenen Energien bis zu ca. 58000 J einen vielfach dimensionierenden Lastfall zur Gewährleistung der Restfestigkeit der betroffenen Struktur darstellt. Das EADS Corporate Research Center arbeitet als Projektpartner für die AIRBUS Deutschland GmbH im Luftfahrtforschungsprogramm HISYS [7] an der Entwicklung einer modernen Slat (Slotted Leading Edge) in Faserverbundbauweise. Da aufgrund des spröden Bruchverhaltens von CFK im Vergleich zu Metallen eine geringere Energieabsorption des Materials selber zu erwarten ist, kommt der Bauweise der Slat eine besondere Bedeutung zur Gewährleistung der Impaktresistenz gegen Vogelschlag zu.

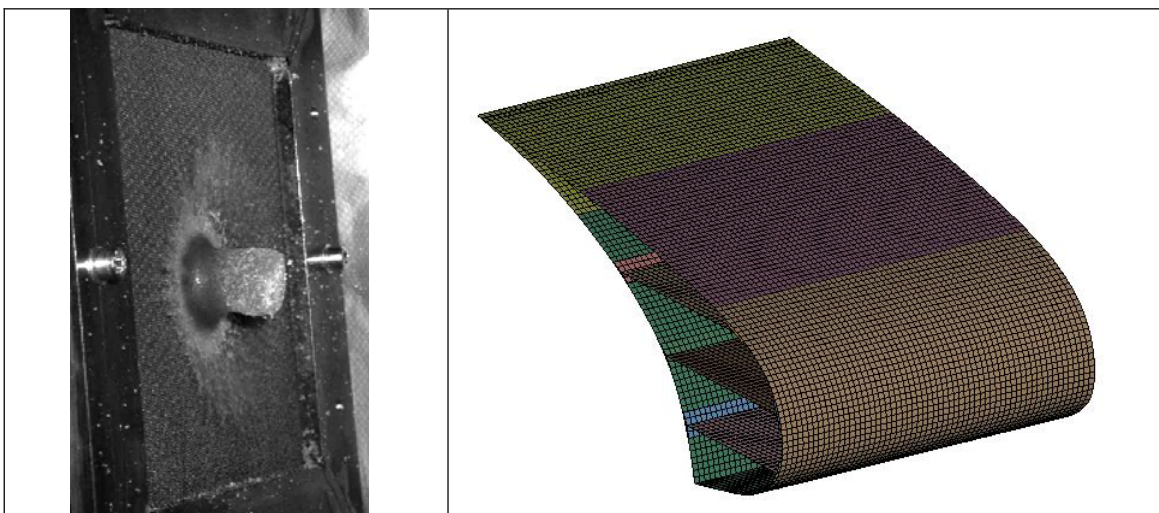


Abb. 9: Impakt eines Gelatine-Projektils auf eine CFK-Platte

Abb. 10: Modell einer Slat-Sektion in Holmbauweise



Der Vogel wird als fluidartiger Soft-Body Impaktor modelliert, wozu die in LS-DYNA implementierte SPH-Methode zur Anwendung kommt. Über die Modellparameter in Verbindung mit der Zustandsgleichung wurde zunächst der Impaktor bezüglich Druckverlauf und Abfließverhalten mit Versuchswerten abgeglichen, in einem nächsten Schritt muss dann das resultierende Schadensbild des verwendeten Materialmodells unter der gegebenen Belastung überprüft werden. Abb. 9 zeigt einen der durchgeführten Beschussversuche mit Gelatine-Projektilen auf CFK-Platten, die parallel dazu auch numerisch simuliert wurden. Über ein Validierungsprogramm zur Absicherung der Berechnungsergebnisse werden auch bauweisentypische Verbindungselemente getestet und analysiert, diese fließen in das Modell einer Slat-Sektion, wie exemplarisch in Abb. 10 dargestellt, ein. Mit Hilfe der explizit dynamischen FE-Simulation wird somit eine Selektion der verschiedenen Konzepte vorgenommen, die Modellierung schrittweise verfeinert und durch weitere Soft-Body Impaktierungen nachhaltig abgesichert.

Neben Impaktereignissen sind Flugzeuge im Fall von harten Landungen auch mehrdimensionalen Crashbelastungen ausgesetzt. Dabei muss zunächst die Primärstruktur betrachtet werden, von entscheidender Bedeutung für die Insassensicherheit ist jedoch ebenso das Crashszenario im Kabineninneren, was im Rahmen eines Förderprojektes unter der Leitung von Airbus Hamburg [8] untersucht wird. Um die Passagiere vor Verletzungen durch herabfallende Gepäckstücke aus den Handgepäckfächern (Hatracks) zu schützen, muss deren strukturelle Integrität gewährleistet werden, wofür dynamische Versuche in Verbindung mit numerischen Simulationen zum Einsatz kommen. Die Hatracks sind vorwiegend als Sandwichstrukturen mit wabenförmigem Kern und Deckschichten aus glasfaserverstärktem Kunststoff aufgebaut; Beschläge, Verbindungselemente und Streben sind zumeist Aluminiumbauteile. Das FE-Modell ist als mehrlagiges Schalenmodell ausgeführt, für Detailanalysen werden bereichsweise Diskretisierungen mit Solidelementen herangezogen.

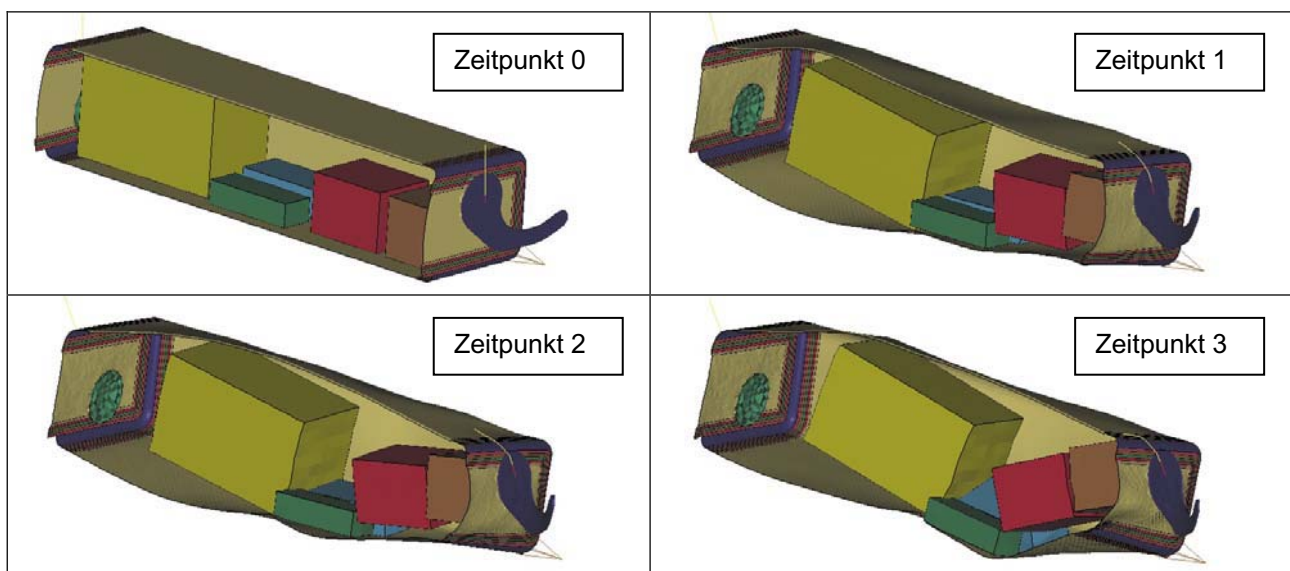


Abb. 11: Sequenz des Forward-Crashes eines Lateral-Hatrack (Klappenstruktur ausgeblendet)

Abb. 11 zeigt exemplarisch die Sequenz des Strukturverhaltens eines Lateral-Hatrack beim Forward-Crash. Hierbei ist ersichtlich, dass einerseits die Materialanbindung und die Verbindungselemente selber, aber auch die Beladungssituation sowie die gesamte Bauteilinteraktion wesentlichen Einfluss auf das Strukturverhalten haben und damit auch Gegenstand weiterer Untersuchungen sind.



Zusammenfassung und Ausblick

Das Steifigkeits- und Festigkeitsverhalten von Composites mit 2D-Faserarchitektur lässt sich mit Hilfe von mikro- und makromechanischer Materialmodellierung bereits hinreichend genau approximieren. Über eine FE-Implementierung kann somit in verschiedenen Modellierungstiefen eine Ausdimensionierung von Faserverbundstrukturen vorgenommen werden; Materialimperfectionen, Umwelteinflüsse und andere Unwägbarkeiten werden dabei im Flugzeugbau durch konservative Auslegungskriterien abgedeckt. Bei der Voraussagefähigkeit des Werkstoffverhaltens unter hochdynamischen Belastungen wie Crash und Impakt dagegen muss der gesamte Schädigungsablauf physikalisch korrekt abgebildet werden. Auch hier gibt es verschiedene Ansätze und Modelle, die allerdings jeweils einen hohen Validierungsaufwand erfordern, um eine akzeptable Belastbarkeit der Berechnungsergebnisse zu gewährleisten. Der Einsatz numerischer Simulationstools bietet trotz dieser Einschränkung die Möglichkeit, zum einen bereits in der Konzeptphase die Crashworthiness bzw. Impaktresistenz einer Bauweise zu analysieren und zum anderen bei erfolgreicher Modellvalidierung den experimentellen Aufwand zu reduzieren.

Vor dem Hintergrund des stetig anwachsenden Anteils von Faserverbundstrukturen im Flugzeugbau ergibt sich demzufolge auch eine steigende Anforderung an die einzusetzenden Simulationstools. Weiterer Forschungsbedarf besteht zudem im Bereich der textilen Preformtechnologien und der vielfach damit verbundenen 3D-Faserarchitekturen sowie bei hybriden Werkstoffe, wie beispielsweise GLARE®.

Literatur

- [1] Soden, P.D.; Kaddour, A.S.; Hinton, M.J.: Recommendations for designers and researchers resulting from the WWFE, Composites Science and Technology 64 (2004), 589-604
- [2] Hallquist, J.O.: LS-DYNA Keyword User's Manual Version 970, Livermore Software Technology Corporation, 2001
- [3] Schweizerhof, K.; Münz, T.; Weimar, K.; Rottner, T.: Improving and testing the composite materials in LS-DYNA for crash problems – a critical survey, Rep. No. CRASURV 2-1, 2/98, CADFEM GmbH Grafing, 1998
- [4] Borg, R.: Simulation of delamination initiation and growth in fibre composite laminates, Department of Mechanical Engineering, Linköping University, Dissertation, 2002
- [5] TIGRIS: Technologische Integration ganzheitlicher Rumpffunktionen in Strukturelemente, LuFo3 Vorhabenverbund CORUBA, Förderkennzeichen 20W0301B, 2003-2007
- [6] Boljen, M.: Materialmodellierung und Impaktsimulation eines sekundären Außenhautelements, Universität Karlsruhe, Diplomarbeit, 2004
- [7] Law, B.; Latrille, M.; Roth, Y.; Recksiek, M.: HISYS Zwischenbericht RP0409824, Airbus Deutschland, 2004
- [8] Simulation und Optimierung des Crash-Verhaltens der Kabinenausstattung eines Flugzeugs, Förderprojekt der Freien und Hansestadt Hamburg, Förderkennzeichen HH04A, 2002-2004