

# Numerische Nachbildung der Crashfront von faser- verstärkten Strukturen mit Hilfe von Mehrschalen- modellen

Martin Holzapfel, Gundolf Kopp

Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt, Stuttgart

Pawel Adamski, Herbert Elsenhans

Dr.-Ing. h. c. F. Porsche AG, Weissach

Jens Christlein, Thomas Hambrecht

Audi AG, Neckarsulm

## **Abstract:**

The numerical simulation of the crash front in composite structures is up to now difficult. The reason is based on the complex failure phenomena in the crushing area (fibre fracture, matrix failure, delamination, etc.). To improve the numerical results a so called 'stacked shell' model for laminated composites which is typically used for impact modelling was also used to simulate 'segment' specimen under crushing loads.

Static and dynamic experimental investigations (tension and compression coupon tests) were performed to determine/measure the elastic and failure properties of basic laminated material.

In this paper the experimental and numerical results of one specific CFRP laminate are presented. In general, the stacked shell models led to good results but the quality depends on the mesh size. The elements edge length should not be significant larger as 3 mm. Otherwise no stable crash front can be initiated.

## **Keywords:**

Composites, material modelling, stacked shell, crushing, crash front, lay-up, laminate, segment specimen, energy absorption

## 1 Vorbemerkung

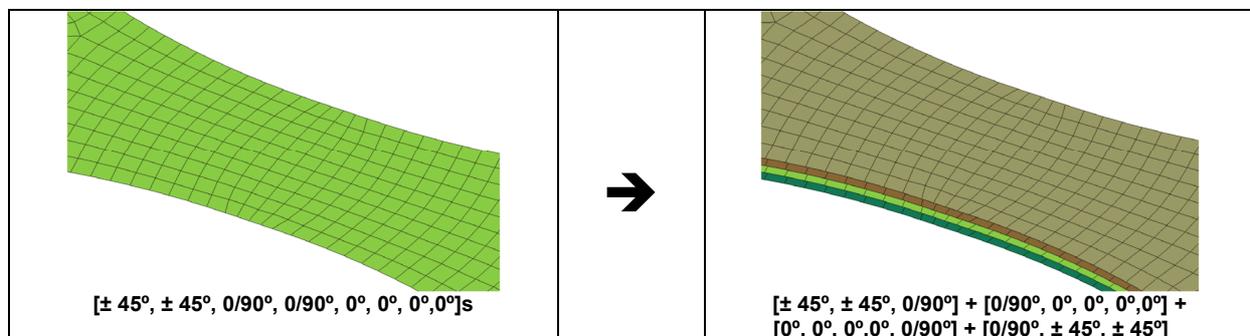
Die nachfolgenden Ausführungen beruhen auf experimentellen und numerischen Untersuchungen, welche im Rahmen des Projektes ‚CoSiCra‘<sup>1</sup> durchgeführt wurden. Sie stellen einen kleinen Ausschnitt der bisher im noch laufenden Projekt durchgeführten Untersuchungen dar. Im Projekt CoSiCra wird eine durchgängige Methodik experimenteller und numerischer Untersuchungen verfolgt, bei der ausgehend von der Kennwertermittlung an Flachproben (Basiswerkstoffe und Mischlaminat) über Stauchversuche an sogenannten ‚Segmentproben‘ Materialkarten für die Einzelschichten erstellt werden. Die Überprüfung erfolgt an generischen Bauteilen (axial und off-axis) mit abschließender Verifikation an einer einfachen räumlichen Struktur. Innerhalb der gesamten Prüfkette werden dynamische Versuche bei unterschiedlichen Prüfgeschwindigkeiten durchgeführt, um einen möglichen Dehnrateneinfluss bestimmen zu können. Mit Ausnahme der räumlichen Struktur werden ebenso statische Prüfungen durchgeführt. Diese Vorgehensweise bietet die Möglichkeit, dass die numerischen Ansätze in jeder Projektstufe geprüft und bewertet werden können.

## 2 Einführung und Motivation

Die Abbildung des ‚Crushing‘-Verhaltens faserverstärkter Strukturen mit Hilfe der FEM bei Crashbelastungen ist nach wie vor schwierig. Die komplexen Vorgänge innerhalb der ‚Crushing-Front‘ finden überwiegend im Bereich von Mikro-Ebenen statt, welche durch Art und Größe einer real anzuwendenden Elementierung mittels Schalenelemente nicht abgebildet werden können. Bisher wurde versucht, das Crushing-Verhalten auf Makro-Ebene durch Kalibrierung spezieller Steuerparameter in den Composite-Materialmodellen angenähert abzubilden. Mit dieser Vorgehensweise sind aber überwiegend nur dann gute Vorhersagen zu erzielen, wenn sowohl die Versagensart als auch die Randbedingungen ähnlich liegen wie bei der Kalibrierung. Bei der Einzelschalenmodellierung muss nach der Eliminierung von Elementen mit starkem Lastabfall gerechnet werden. Bei erneutem Lastanstieg können dann Last- bzw. Spannungsspitzen auftreten, welche zu ungewolltem Versagen in Strukturbereichen außerhalb der eigentlichen Crashfront führen. Um eine verbesserte Vorhersage beim Crushing-Verhalten faserverstärkter Strukturen zu erzielen, wird im Projekt ‚CoSiCra‘ versucht, über Mehrschalenmodelle zusätzliche Phänomene wie z.B. Delamination durch die spezielle Art der Modellierung abzubilden und zugleich den Modellabgleich mittels Steuerparameter zu reduzieren.

Betrachtet man die Crashfront einer axial (senkrecht zur Laminatenebene) belasteten Stauchprobe, so lassen sich eine Vielzahl von Versagensphänomenen wie Faserbruch, Matrixbruch, Delamination, ... etc. feststellen, welche in der Literatur schon umfangreich beschrieben worden sind. Eine kleine Auswahl findet sich in [1 - 3].

Es ist einsichtig, dass sich die auftretenden Einzelphänomene nicht durch ein wie auch immer geartetes Werkstoffmodell abbilden lassen. Ebenso ist eine hochaufgelöste Diskretisierung auf der Ebene der Mikromechanik für eine in der Praxis einsetzbare Modellierung undenkbar. Als Weiterentwicklung der bisher verbreiteten Anwendung von Einzelschalenmodellen bei der Berechnung von Composite-Strukturen wird die Mehrschalenmodellierung angesehen, bei der der Laminataufbau in sogenannte Sub-Laminat aufgeteilt wird (siehe Bild 1 für eine Variante mit vier Sub-Laminaten). Bei Anwendung der Laminattheorie lässt sich im Prinzip jede beliebige Unterteilung im Modell vornehmen.



**Bild 1: Einzelschalen-Laminat wird zum Mehrschalenmodell mit Sublaminaten**

<sup>1</sup> CoSiCra: Entwicklung und Verifikation einer Composite-Simulationsmethodik zur Vorhersage des Crashverhaltens von hoch belasteten Fahrzeugstrukturen

### 3 Untersuchte Lamine

Der generelle Ansatz, zu einer verbesserten numerischen Nachbildung faserverstärkter Strukturen unter Crashbelastung zu kommen, führt zu einer unbeschränkten Auswahl an Werkstoffen und Werkstoffkombinationen. Aus der Vielzahl der Möglichkeiten beim Aufbau faserverstärkter Strukturen wurde jedoch versucht, mit Hilfe ausgewählter Basiswerkstoffe eine gewisse praxisnahe Bandbreite abzudecken. Als Faserwerkstoffe wurden sowohl Kohlenstofffasern als auch Glasfasern ausgewählt. Im Fall der Kohlefasern wurden sowohl UD-Gelege als auch 50/50-Gewebe für die Einzelschicht verwendet. Bei den Glasfasern wurden für die Einzelschicht ausschließlich 50/50-Gewebe eines Typs benutzt. Als Matrix kam ein Epoxidharz zum Einsatz. Die untersuchten Lamine wurden sowohl statisch als auch dynamisch geprüft. In Tabelle 1 findet sich eine Übersicht der verwendeten Basiswerkstoffe.

**Tabelle 1: Verwendete Basiswerkstoffe (Prepreg) für Proben und Bauteile**

Pos.	Beschreibung	Fasertyp	Verhältnis Kette / Schuss	Dicke [mm]
1	CFK-Gewebe	HT-Faser	50 / 50	0.300
2	CFK-Gelege (unidirektional)	HT-Faser		0.125
3	GFK-Gewebe	E-Glas	50 / 50	0.240

Aus den Basislaminaten wurden insgesamt vier Mischlamine mit verschiedenen Lagenaufbauten (Lagenorientierung und insbesondere unterschiedlichen Anteilen von Glasfaser-Gewebe) definiert, durch die eine gewisse Bandbreite an Möglichkeiten repräsentiert werden soll. Die hier vorgestellten Ergebnisse beziehen sich jedoch ausschließlich auf die Untersuchungen für das reine CFK-Mischlaminat mit der Bezeichnung ‚ML-A‘ mit dem Lagenaufbau:

$$\text{ML-A} \Rightarrow [2 \times \pm 45^\circ / 2 \times 0^\circ / 90^\circ / 4 \times 0^\circ]_s$$

### 4 Nachbildung untersuchter Lamine

Für die Nachbildung der getesteten Proben wurden sowohl Elementarzellen als auch Flachprobenmodelle herangezogen. Mit Hilfe der Elementarzellen wurde insbesondere die Grundlage für die Materialkarten der Basislamine erarbeitet. Mit dieser Grundeinstellung wurden dann die verschiedenen Mischlamine überprüft. Danach erfolgte die numerische Nachbildung an Flachprobenmodellen. In der numerischen Anwendung haben sich hier sowohl für Zug- als auch für Druckbelastungen taillierte Probenformen als am besten geeignet herausgestellt, auch wenn bei den experimentellen Tests Proben mit unterschiedlichen - auch untaillierten - Probenformen geprüft wurden. Der Wunsch, einheitliche Probenformen für die Untersuchungen zu verwenden, lies sich in der Praxis aus unterschiedlichen Gründen nicht realisieren.

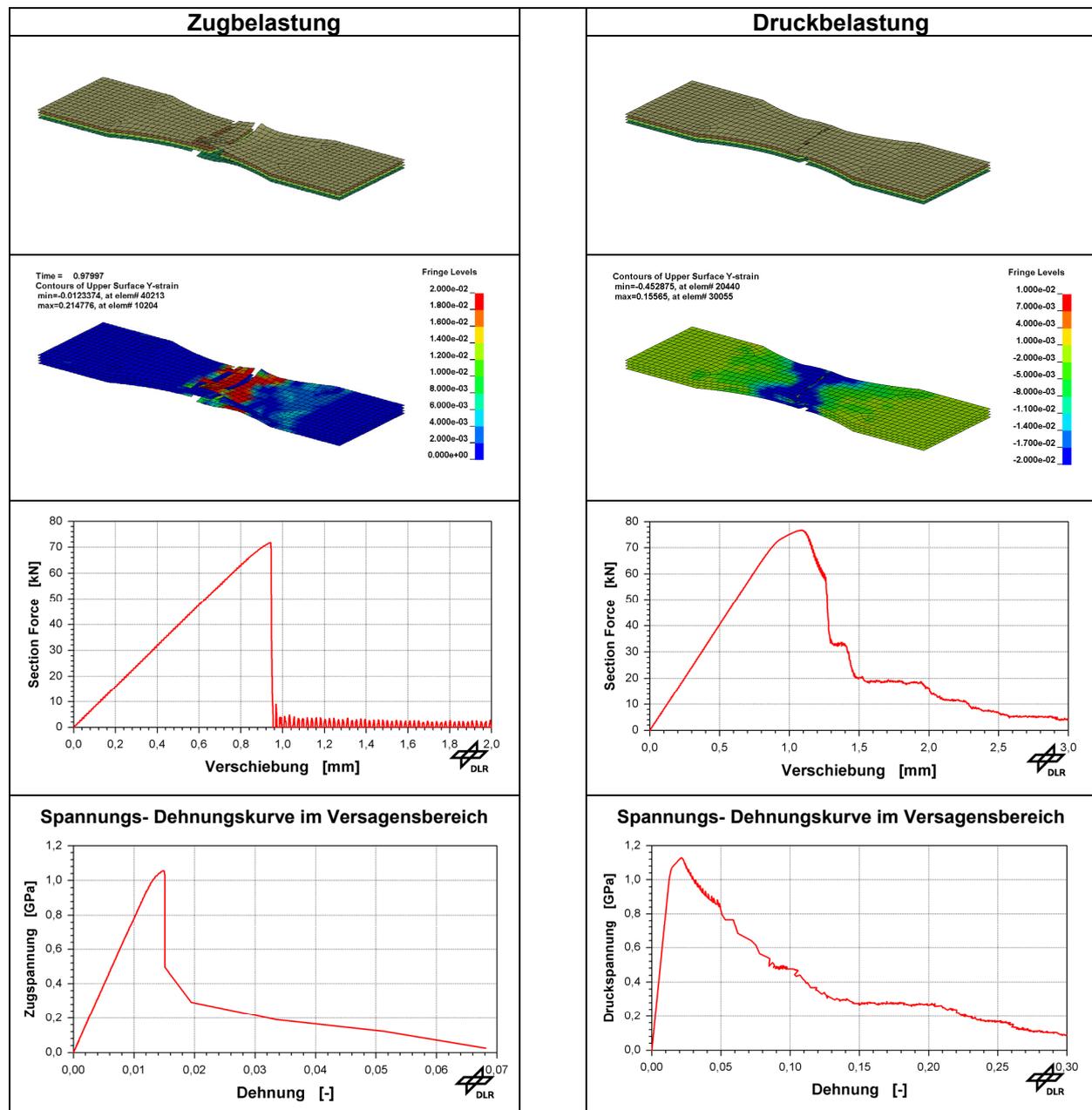
In Bild 2 sind die numerischen Ergebnisse für das CFK-Mischlaminat ML-A jeweils für den Zug- und Druckversuch am Beispiel des Materialmodells

#### MT054: \*MAT\_ENHANCED\_COMPOSITE\_DAMAGE

dargestellt. Während bei Zugbelastung ein sehr sprödes Versagensverhalten realisiert wurde, wurde bei Versagen unter Druck ein stark degradierendes Werkstoffverhalten vorgesehen, da selbst nach Versagen durch die vorhandene ‚Debris‘ ein absinkendes Restlastniveau angenommen werden kann, bis der zerstörte Werkstoff aus der Lastachse abgeflossen ist.

Es muss an dieser Stelle darauf hingewiesen werden, dass die Modellentwicklung und die Bestimmung von Materialkarten nicht nur in eine Richtung verlaufen kann. So lassen sich bestimmte Parameter im Werkstoffmodell oder die Bestimmung der Kontakteigenschaften zwischen den Sub-Laminaten nicht durch Untersuchungen an Flachproben bestimmen. Bei Modifikationen der Materialkarten durch erweiterte Prüfungen (wie z.B. Stauchtests an Segmentproben) besteht daher die Notwendigkeit zu zeigen, dass diese Modifikationen nicht zu völlig anderen Ergebnissen bei erneuter Simulation der Flachproben führen. Aus diesem Grund enthalten die vorgestellten

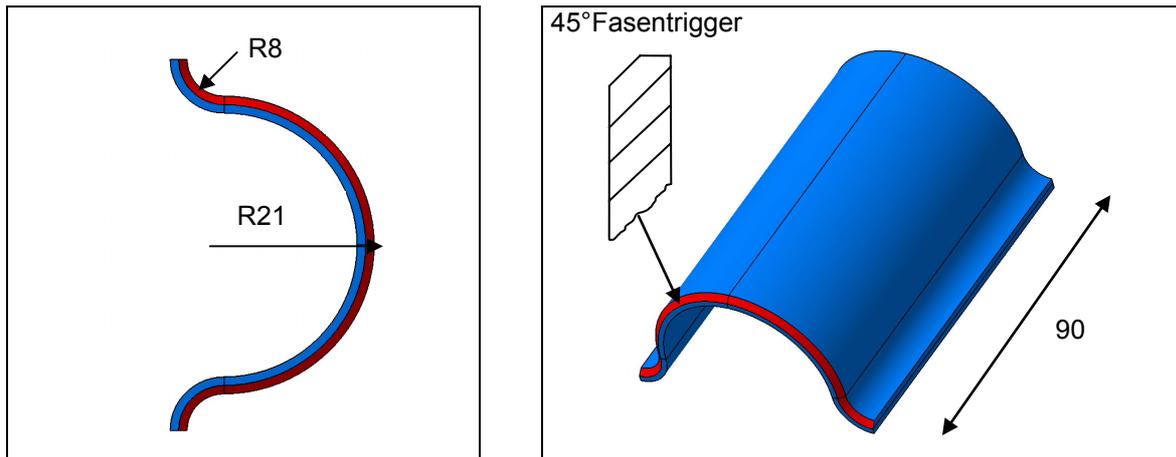
Ergebnisse der Flachprobensimulationen exakt die gleichen Materialkarten, wie sie auch für die Simulationen der Segmentproben eingesetzt wurden.



**Bild 2: Nachbildung der Zug- und Druckversuche des Mischlaminates ML-A**

## 5 Stauchversuche an Segmentproben

Zur Bestimmung der Energieabsorptionsfähigkeit der unterschiedlichen Laminare wurden sogenannte Segmentproben eingesetzt, welche vom DLR entwickelt wurden und seit vielen Jahren erfolgreich eingesetzt werden [4]. Diese Probenform dient als Ersatz von Rohrproben, welche deutlich aufwendiger zu fertigen sind. Die Segmentproben bestehen aus einem Kreisrohrsegment mit angeschlossenen Versteifungsradien. In Bild 3 sind die Probenform und die geometrischen Abmessungen dargestellt.

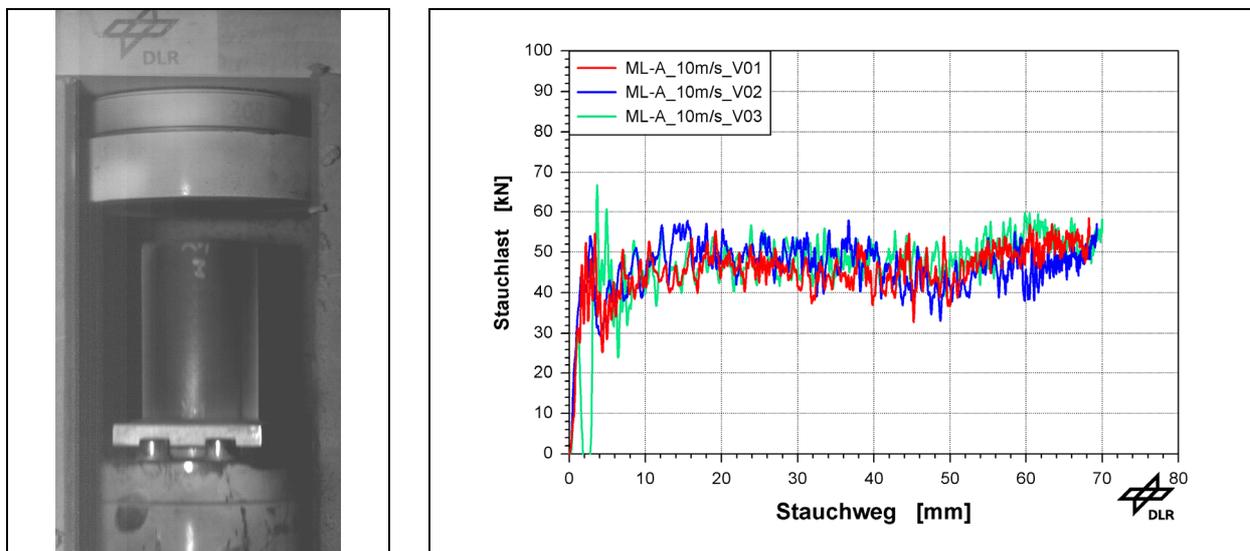


**Bild 3: Probengeometrie der Segmentproben**

Die Segmentproben wurden mittels statischer und dynamischer Stauchversuche getestet. Die Prüfungsgeschwindigkeiten waren:

- Quasi-statisch,
- 5 m/s,
- 10 m/s.

In Bild 4 sind sowohl eine Probe in der Hochgeschwindigkeitsprüfmaschine als auch die dynamischen Lastkurven bei einer Stauchgeschwindigkeit von 10 m/s für das CFK-Mischlaminat ML-A dargestellt.



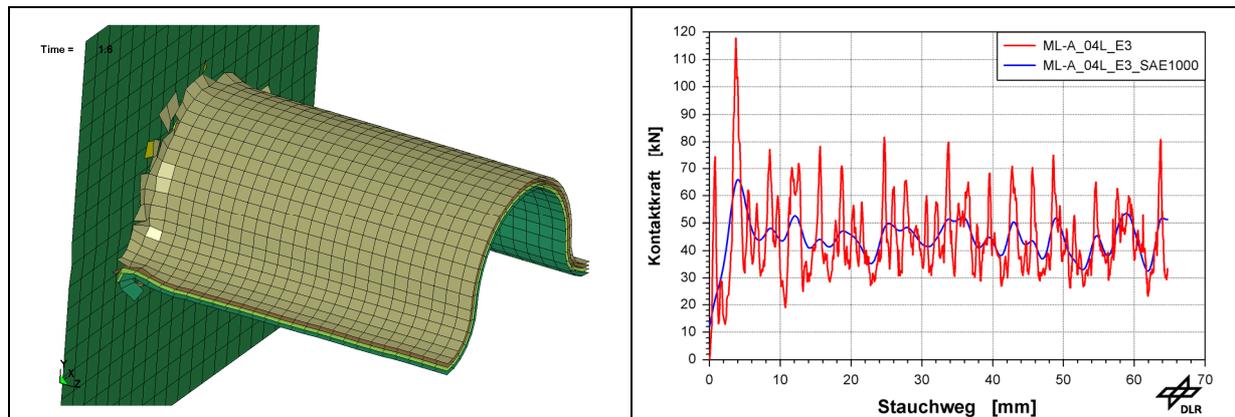
**Bild 4: Messergebnisse der dynamische Stauchversuche an Segmentproben des CFK-Mischlaminats ML-A bei 10 m/s Prüfungsgeschwindigkeit.**

## 6 Numerische Nachbildung der Stauchversuche

Neben den unterschiedlichen Laminatvarianten gibt es innerhalb der Mehrschalenmodellierung eine Vielzahl von möglichen Parametervariationen. Von den numerisch untersuchten Varianten werden hier primär Ergebnisse von Modellen mit vier Sub-Laminaten des Mischlaminates ML-A vorgestellt.

In Bild 5 ist das Simulationsergebnis für eine Segmentprobe mit einer Elementkantenlänge von 3 mm dargestellt. Das verwendete Materialmodell ist wie bei den vorgestellten Ergebnissen zu den

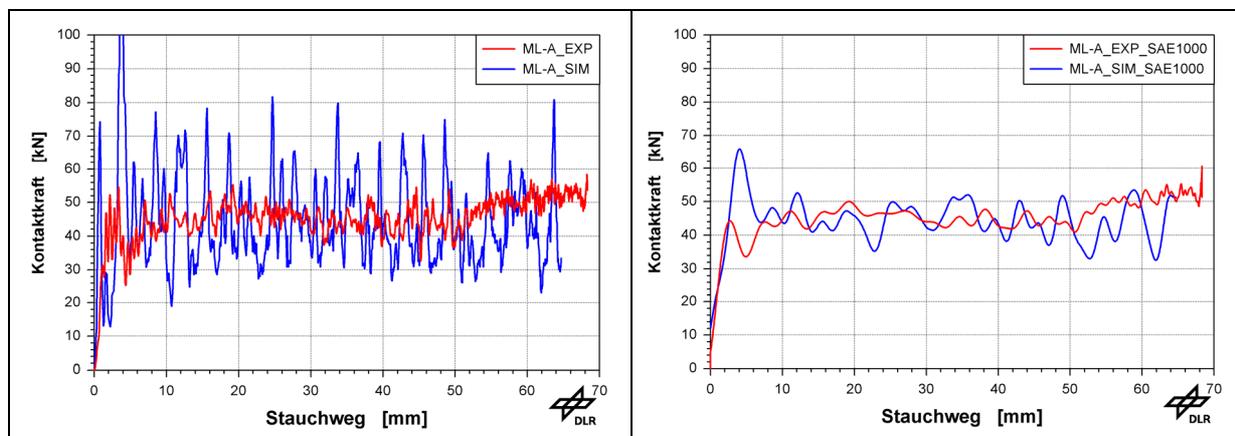
Flachproben des MT054 (MAT\_ENHANCED\_COMPOSITE\_DAMAGE), und der Lagenaufbau entspricht der Aufteilung in Sub-Laminaten wie in Bild 1 angegeben.



**Bild 5: Simulationsergebnis eines dynamischen Stauchversuchs an einer Segmentprobe (ML-A, Elementgröße 3 mm)**

Zu den Modifikationen, die bei der Modellierung der Segmentprobe gegenüber der Experimentalprobe zu erwähnen sind, gehört die Triggerzone. Hierbei wurden die mechanischen Eigenschaften der ersten Elementreihe reduziert. Dies ist zur Nachbildung des Realverhaltens notwendig, da bei Lasteinleitung über einen offenen Rand die Druckfestigkeit im Einleitungsbereich durch ‚Aufpilzen‘ des Werkstoffs deutlich vermindert ist. Auch die Druckfestigkeit von Flachproben ist deutlich herabgesetzt, wenn die Lasteinleitung über die ungestützte Kopfseite erfolgt. Als Resultat stellt sich dann nahezu immer ein Kopfbruchversagen ein.

In Bild 6 sind die Ergebnisse von Test und Simulation als Lastkurven einander gegenübergestellt. Trotz der Mehrschalenmodellierung und einer moderaten Elementierung von 3 mm Elementkantenlänge liegen die Lastspitzen der Simulation deutlich höher als beim Test. Dies hat sich grundsätzlich auch nicht durch eine erhöhte Anzahl von Sub-Laminaten oder eine Netzverfeinerung geändert. Bei einer Datenfilterung mit 1000 Hz (SAE) kann die Übereinstimmung als zufriedenstellend bezeichnet werden. Vergleichbare Ergebnisse in den Stauchlastkurven lassen sich ebenfalls mit dem Materialmodell MT058 (MAT\_LAMINATED\_COMPOSITE\_FABRIC) erzielen. Diese Ergebnisse sollen an dieser Stelle noch nicht dokumentiert werden, sondern werden erst nach erfolgter Prüfung an generischen Bauteilen und einfachen räumlichen Strukturen im Praxisvergleich zum Materialmodell MT054 (MAT\_ENHANCED\_COMPOSITE\_DAMAGE) gezeigt und bewertet werden.

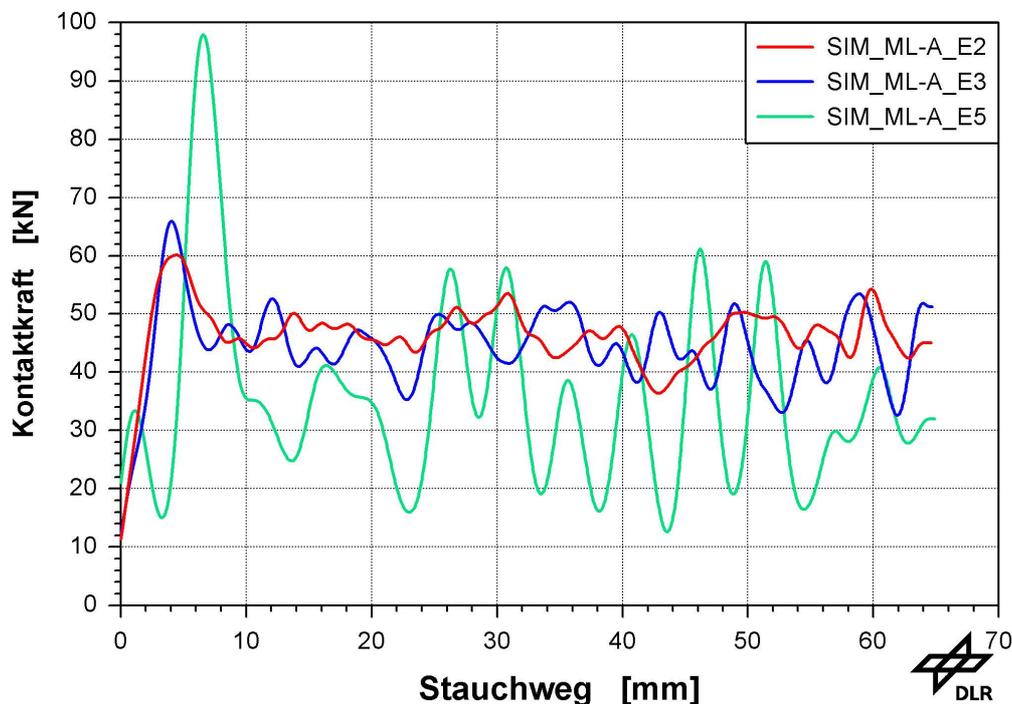


**Bild 6: Vergleich von Test und Simulation der Stauchlastkurven (ungefiltert links, gefiltert mit 1000 Hz rechts).**

Es gibt eine Vielzahl von Kennwerten, Parametern und Modellierungsarten, die Einfluss auf das numerische Berechnungsergebnis haben können. Nachfolgend sind einige aufgeführt:

- Kennwerte und Parameter im Werkstoffmodell
- Kontakteigenschaften
- Netzfeinheit und Netzabweichung benachbarter Sub-Lamine
- Anzahl und Dickenverhältnis der diskret modellierten Unterlamine
- Triggermodellierung

Hierzu wurden umfangreiche Parameterstudien durchgeführt. Generell sei angemerkt, dass sich bei den durchgeführten Sensitivitätsuntersuchungen die Mehrschalenmodelle als ‚gutmütiger‘ erwiesen haben als die Einzelschalenmodelle. Als Elementgrößen haben sich Elementkantenlängen von 2 mm und 3 mm als günstig erwiesen. Geringere Werte führen bei unverhältnismäßig längeren Berechnungszeiten zu keinen signifikanten Verbesserungen in den Ergebnissen. Bei einer Elementkantenlänge von 5 mm war sowohl die Ausbildung als auch die Lokalisierung der Crashfront schon nicht mehr zufriedenstellend. In Bild 7 sind die Stauchlastkurven für Elementkantenlängen von 2, 3 und 5 mm einander gegenübergestellt. Aus Gründen besserer Übersichtlichkeit sind die Kurven mit 1000 Hz (SAE) gefiltert worden.



**Bild 7: Stauchlastkurvenvergleich bei verschiedenen Elementkantenlängen**

Einzusetzende Lamine lassen sich nahezu beliebig in Sub-Lamine unterteilen. Die bisherigen Untersuchungen deuten jedoch darauf hin, dass sich eine gleichmäßige Dicke der diskret modellierten Sub-Lamine positiv auf die Ergebnisse auswirkt. Auch die Art der Netze ist von Bedeutung. Sind die Netze benachbarter Unterlamine signifikant verschieden bzw. gegeneinander verschoben, so kann es zu einer Verhinderung bzw. Verminderung des Delaminationsvermögens in der Crashfront kommen, was wiederum zu höheren Lastspitzen führt.

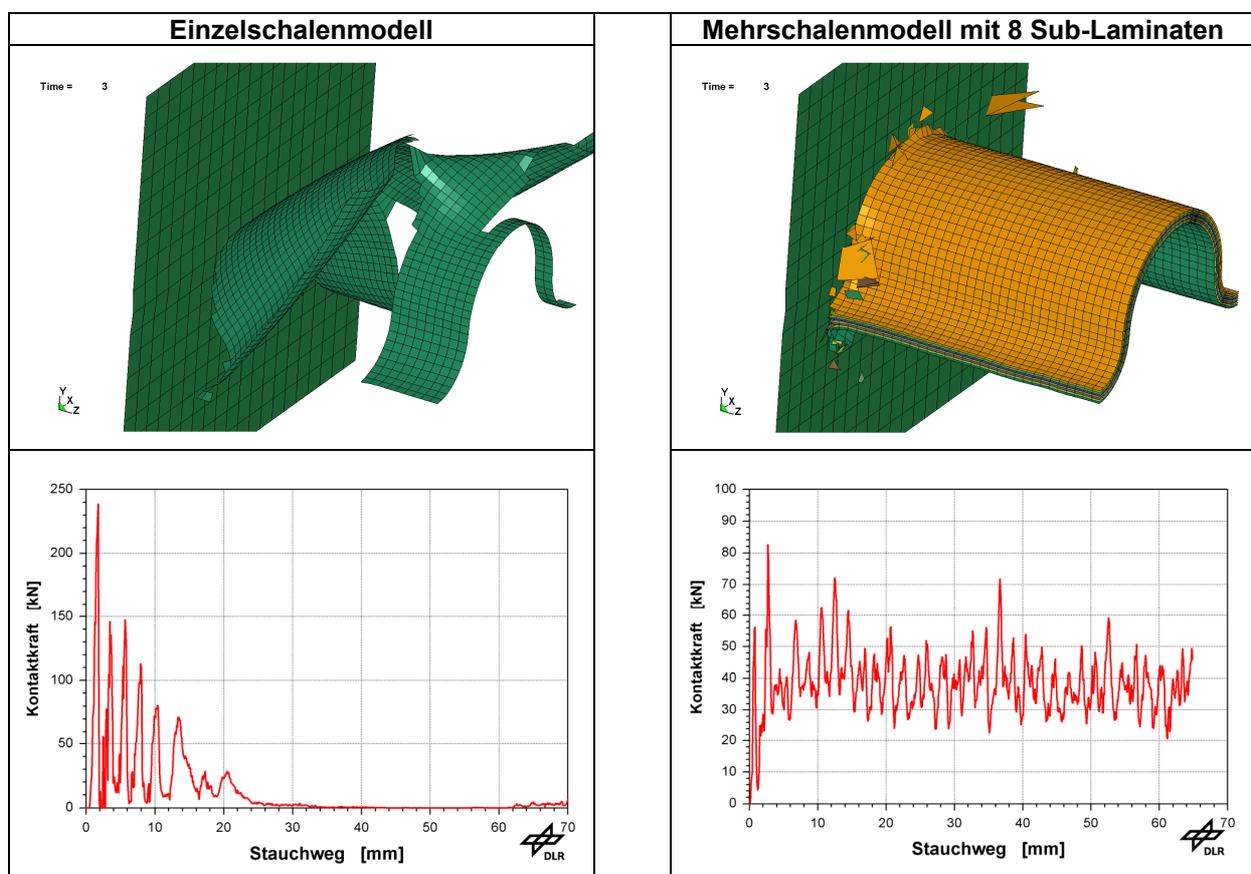
In den bisher untersuchten Mehrschalenmodellen wurde der Kontakttyp:

**\*CONTACT\_AUTOMATIC\_ONE\_WAY\_SURFACE\_TO\_SURFACE\_TIEBREAK**

mit der Option 8 verwendet. Dieser Kontakt wurde in [5] im Vorgriff beschrieben und steht inzwischen mit der V971 jedermann zur Verfügung. Für die Ableitung der Kontakteigenschaften waren aus Gründen begrenzter Ressourcen keine separaten Untersuchungen an speziellen Proben durchgeführt worden. Die Anbindung der Einzelschichten im Laminat erfolgt in der Realität durch dünne Harzschichten und auch die Ablösung bei Delamination findet in einer entsprechend schmalen Zone

zwischen den Einzellagen statt. Im Gegensatz dazu greift der Kontakt bei Mehrschalenmodellen in den Mittelebenen benachbarter Schichten an. Dieser mechanische und kinematische Unterschied führt dazu, dass für die Kontaktfestigkeiten nicht automatisch die Kennwerte (Zug und Schub) des eingesetzten Harzes verwendet werden können. Als erster Ansatz wurde versucht, diese Eigenschaften über aus der Literatur bekannte Werte für die Energiefreisetzungsrate mittels numerischer Nachbildung entsprechender Tests (z.B. DCB-Test) abzuleiten. Diese Werte zeigten sich aber als zu niedrig, da bei der Simulation der Segmentproben die Delaminationen zu weit der Crashfront vorlaufen und damit das Lastniveau deutlich reduziert wird. Zudem kann es zu einem vorzeitigen Versagen im Bereich der Probenfixierung kommen. Aus diesem Grund wurden die Werte für die Kontaktfestigkeiten empirisch festgelegt.

Zum Abschluss sollen noch zwei Varianten dargestellt werden, welche als ‚Extremfälle‘ angesehen werden können. Die Material- und Kontaktkarten werden ohne Modifikation für ein Einzelschalenmodell und für ein Mehrschalenmodell mit acht Sub-Laminaten bei einer Elementkantenlänge von jeweils 2 mm eingesetzt.



**Bild 8:** Einsatz der unmodifizierten Material- und Kontaktkarten im Einzelschalenmodell und in einem Mehrschalenmodell mit 8 Sub-Laminaten.

Zugegebenermaßen ist der Vergleich hinsichtlich des Einzelschalenmodells nicht ganz fair und etwas provokativ, da sich Steuerparameter im Werkstoffmodell so anpassen lassen, dass ein vorzeitiges Versagen verhindert werden kann. Das grundsätzliche Problem wiederkehrend hoher Spitzenlasten nach Versagen von Elementreihen wird dadurch aber nicht behoben. Zudem sind alle hier vorgestellten numerischen Ergebnisse mit den gleichen Werkstoff- und Kontaktkarten berechnet worden. Konsequenterweise daher auch für das Einzelschalenmodell.

## 7 Zusammenfassung

Die bisher durchgeführten Untersuchungen haben gezeigt, dass sich mit Hilfe der Mehrschalenmodellierung das Stauch- bzw. Crushingverhalten von Segmentproben zufriedenstellend abbilden lässt. Für die Nachbildung von dynamischen Stauchversuchen an Segmentproben konnten sowohl für Materialmodell MT054 als auch für MT058 gute Resultate erzielt werden. Allerdings zeigte sich auch, dass für diese Art der Modellierung die Netzfeinheit nicht beliebig gewählt werden sollte. Die mittlere Elementkantenlänge sollte nicht signifikant über 3 mm liegen, da sonst ohne Modifikation in den Materialkarten keine zufriedenstellende Crashfront ausgebildet wird. Bedauerlich ist, dass bisher für den verwendeten TIEBREAK-Kontakt die Kontakteigenschaften empirisch festgelegt werden mussten und sich nicht aus Probestests oder Literaturwerten ableiten ließen. Erhofft wird, dass die vorgestellten Mehrschalenmodelle auch bei off-axis Belastungen ohne Modifikation eingesetzt werden können und nicht an den Lastfall angepasst werden müssen. Der hier vorgestellte Modellierungsansatz mit Mehrschalenelementen wird mittels generischer Bauteile und einfachen räumlichen Strukturen weiter überprüft, um seine Einsatzfähigkeit in der Praxis unter Beweis zu stellen.

## 8 Literatur

- [1] Hamada, H. et al.: "Crushing mechanism of carbon fibre/PEEK composite tubes", Composites, 1995, pp. 749-755.
- [2] Holzapfel, M., Kindervater, C.M. : "Simulation des Nachbruchverhaltens eines GfK/SfK-Doppelhutprofiles", 17. CADFEM Users Meeting, 1999, III. 3.5.
- [3] Warrior, N.A., et al.: "The effect of interlaminar toughening strategies on the energy absorption of composite tubes", Composites Part A, 2004, pp. 431-437.
- [4] Kohlgrüber, D.; Kamoulakos, A.: "Validation of Numerical Simulation of Composite Helicopter Sub-floor Structures under Crash Loading". 54th Annual Forum American Helicopter Soc.; Washington D.C. / USA, May 20-22, 1998.
- [5] Middendorf, P.: "Composites – Materialmodellierung und Anwendungen im Flugzeugbau", 3. LS-DYNA Anwenderforum, 2004, A – II, 1 – 13.

## 9 Schlussbemerkung

Das Projekt ‚CoSiCra‘ ist ein vom Land Baden-Württemberg finanziell gefördertes ‚Leitprojekt‘, welches nur durch die Unterstützung der beteiligten Projektpartner – insbesondere die Firmen Dr.-Ing. h. c. F. Porsche AG und Audi AG zustande gekommen ist. Wichtigen Anteil an der Durchführung und dem Gelingen des Projektes haben auch die Softwarehäuser DYNAmore GmbH und ESI GmbH sowie die Firma ACE GmbH, welche die Proben und Bauteile fertigt.

