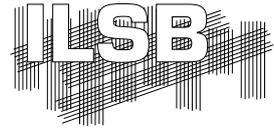




**TECHNISCHE  
UNIVERSITÄT  
WIEN**

Vienna University of Technology



## DIPLOMARBEIT

# Nichtlineare Finite Elemente Simulation der Schädigungsmechanismen sowie der Resttragfähigkeit von schlagbeanspruchten Kohlenstofffaser-Epoxidharz-Verbunden

ausgeführt zum Zwecke der Erlangung des akademischen Grades eines  
Diplom-Ingenieurs

unter der Leitung von

Associate Prof. Dipl.-Ing. Dr.techn. Heinz Pettermann

Dipl.-Ing. Martin Schwab

Institut für Leichtbau und Struktur - Biomechanik

eingereicht an der Technischen Universität Wien

**Fakultät für Maschinenwesen und Betriebswissenschaft**

von

Ing. Martin Springer, BSc

Matr.Nr. 0926110

Im Winkl 17, 3743 Röschitz

Wien, am 15. September 2014

.....

(Martin Springer)

# Kurzfassung

Die hervorragenden Eigenschaften von Faser-Kunststoff-Verbunden haben dazu geführt, dass die Einsatzgebiete für solche Materialien in den letzten Jahren ständig zugenommen haben. Durch die Entwicklung neuer Verarbeitungstechniken und Berechnungsmethoden werden Verbundwerkstoffe nicht mehr nur für untergeordnete Zwecke eingesetzt, sondern übernehmen Aufgaben in tragenden Strukturen. Um das komplette Gewichtseinsparungspotential von Faser-Kunststoff-Verbunden ausnutzen zu können, reichen herkömmliche Berechnungsverfahren oft nicht mehr aus. Es werden kontinuumsmechanische Schädigungsmodelle entwickelt, welche das Materialversagen auch noch nach Schädigungsinitiierung vorhersagen können.

Ziel dieser Arbeit ist es, die Schädigungsmechanismen sowie die Resttragfähigkeit von schlagbeanspruchten Kohlenstofffaser-Epoxidharz-Verbunden mittels der nichtlinearen Finite Elemente Methode nachzubilden. Diese Verbundmaterialien kommen insbesondere in der Luft- und Raumfahrt aufgrund ihrer hohen Festigkeiten und Steifigkeiten bei gleichzeitig niedriger Massendichte zum Einsatz. Flugzeuge unterliegen den unterschiedlichsten Beanspruchungen. Mehrschichtverbunde sind insbesondere auf Belastungen quer zum Laminataufbau anfällig. Bereits geringe Stoßbeanspruchungen können im Inneren des Materials erhebliche Schäden verursachen, welche mit freiem Auge von außen kaum erkennbar sind. Besonders gefährlich sind hierbei sogenannte Low-Velocity-Impacts, also Stoßvorgänge bei niedriger Geschwindigkeit. Diese können bei Flugzeugen aufgrund von Hagelkörnern, Trümmern auf den Landebahnen oder fallengelassenen Werkzeugen auftreten.

Zur Bestimmung der Resttragfähigkeit von Faser-Kunststoff-Verbunden werden standardisierte Testmethoden verwendet. Die Einbringung der Impactschädigung in Versuchsplat-

---

ten erfolgt mittels Fallwerken (Drop Weight Impact Test). Druckbeanspruchungen stellen nach einer erfolgten Impactschädigung die kritische Belastungsart dar. Ein Impactvorgang kann zu großflächigen Delaminationen zwischen den einzelnen Laminatschichten führen. Dadurch wird der Mehrschichtverbund in mehrere Sublamine mit verringerten Stabilitätseigenschaften aufgeteilt und die Resttragfähigkeit minimiert. Zur Bestimmung der Restdruckfestigkeiten der vorgeschädigten Versuchsplatten werden Druckprüfungen verwendet (Compression After Impact Test).

Diese Testverfahren werden nun mit der expliziten Finite Elemente Methode simuliert. Die beiden Hauptversagensformen, interlaminare Schichtschädigung und intralaminare Delamination sollen mit dem Berechnungsmodell nachgebildet werden. Es kommen unterschiedliche kontinuumsmechanische Schädigungsmodelle zur Berechnung des Schichtversagens und der Schädigungsevolution zum Einsatz. Interfaceschädigungen werden über Kohäsivgesetze mit Separationsansätzen beschrieben. Außerdem werden Modelle mit unterschiedlichen Faserausrichtungen simuliert und verschiedene Modellierungsstrategien für den Aufbau des Faser-Kunststoff-Verbundes mit gewebeverstärkten Laminatschichten präsentiert.

Die Vor- und Nachteile der verschiedenen Modelle werden erläutert und die Resultate diskutiert. Abschließend werden die erhaltenen Simulationsergebnisse mit durchgeführten Testergebnissen verglichen.

# Abstract

The outstanding properties of fiber-reinforced polymer composites have increased the possible uses in new application fields over the last few years. Due to the development of new processing techniques and calculation methods, composites are no longer only used for special purposes. Fiber-reinforced polymer composites are replacing conventional materials in load carrying devices and supporting structures. In order to exploit the full weight saving potential of fiber-reinforced composites conventional calculation methods have to be improved. Therefore continuum damage models are developed to predict the mechanical behavior of composites structures even after damage initiation.

The aim of this work is to simulate the main damage mechanisms and residual strength of impact loaded carbon fiber-epoxy laminates. Therefore the nonlinear finite element method is used. Due to their high strength and stiffness combined with low mass density these materials are especially used in the aerospace and aeronautics industry. During their lifetime aircrafts are subjected to different load cases. Especially impact loading of multilayer composites can cause considerable damage inside the material. Such damage mechanisms are hard to detect during inspection. This kind of barely visible impact damage is mostly caused by low velocity impacts from runway debris, hail or dropped tools during aircraft maintenance.

To determine the residual strength of fiber-reinforced composites standardized test methods are used. Drop Weight Impact Tests are used to produce transverse impact to a laminated composite. Impact damage can cause large delamination between the different layers of the laminate. Due to this delamination the compressive strength can be reduced significantly. Delamination divides the laminate into sub-laminates which have a lower bending stiffness

---

than the original laminate and are less resistant to buckling loads. To determine the residual compressive strength compression after impact tests are carried out.

In this work an explicit finite element model is presented to model post-impact residual compressive strength of fiber reinforced polymer composites. The investigation of the main damage mechanisms in laminated composites, which are intra-laminar damage and delamination under impact loading, is one of the main parts in this master thesis. Therefore different continuum damage models are used to predict ply failure. Interface damage is modeled by cohesive laws with traction separation behavior. In addition, models with varying fiber orientations and different modelling approaches are presented.

The advantages and disadvantages of the different models are explained and the results discussed. Finally the obtained simulation results are compared with tests results.

# Inhaltsverzeichnis

<b>Kurzfassung</b>	<b>ii</b>
<b>Abstract</b>	<b>iv</b>
<b>Abkürzungsverzeichnis</b>	<b>ix</b>
<b>1 Einführung</b>	<b>1</b>
1.1 Leichtbau . . . . .	1
1.2 Faser-Kunststoff-Verbunde . . . . .	3
1.3 Zielsetzung . . . . .	5
1.4 Literaturübersicht zur Simulation . . . . .	7
<b>2 Low Velocity Impact</b>	<b>10</b>
2.1 Definition . . . . .	10
2.2 Schädigungsmechanismen . . . . .	13
2.2.1 Matrixschädigung . . . . .	14
2.2.2 Interfaceschädigung . . . . .	15
2.2.3 Faserversagen . . . . .	16
2.2.4 Penetration . . . . .	17
2.3 Einflussparameter auf das Impactverhalten . . . . .	17
2.3.1 Masse und Geometrie des Impactors . . . . .	17
2.3.2 Impactenergie . . . . .	18
2.3.3 Materialparameter und Laminataufbau . . . . .	19
2.4 Drop Weight Impact Test . . . . .	20

---

<b>3</b>	<b>Auswirkungen von Impact-Schädigung</b>	<b>22</b>
3.1	Mechanische Eigenschaften . . . . .	22
3.1.1	Zugfestigkeit . . . . .	23
3.1.2	Druckfestigkeit . . . . .	24
3.2	Compression After Impact Test . . . . .	25
3.3	Verbesserung der Schadenstoleranz . . . . .	26
<b>4</b>	<b>FEM - Simulation</b>	<b>27</b>
4.1	Explizite Finite-Elemente-Methode . . . . .	27
4.2	LVI-Modell . . . . .	32
4.2.1	Modellaufbau . . . . .	32
4.2.2	Geometrie & Randbedingungen . . . . .	35
4.2.3	FEM-Netz & Elemente . . . . .	36
4.3	CAI-Modell . . . . .	39
4.3.1	Adaption des LVI-Modells . . . . .	39
4.3.2	Massenskalierung . . . . .	41
4.4	Laminatschichten . . . . .	43
4.4.1	Schädigungsmechanische Modelle . . . . .	43
4.4.2	UD-Analogie . . . . .	45
4.4.3	Gewebemodell . . . . .	51
4.4.4	Materialparameter . . . . .	55
4.5	Interface . . . . .	57
4.5.1	Kohäsivzonenmodell . . . . .	57
4.5.2	Interface - Parameter . . . . .	61
4.6	Kontakt . . . . .	62
4.6.1	Kontaktalgorithmus . . . . .	62
4.6.2	Penalty - Verfahren bei expliziter Zeitintegration . . . . .	65
4.6.3	Kontakt - Parameter . . . . .	66
<b>5</b>	<b>Simulationsergebnisse und Diskussion</b>	<b>67</b>
5.1	Berechnungsmodelle . . . . .	67

---

5.2	Low Velocity Impact . . . . .	69
5.2.1	Unterschiede der UD-Analogie zum Gewebemodell . . . . .	69
5.2.2	Schädigung bei unterschiedlichen Impactenergien . . . . .	78
5.3	Compression after Impact . . . . .	86
5.3.1	Vergleich der UD-Analogie zum Gewebemodell . . . . .	86
5.3.2	Restdruckfestigkeiten - Ungeschädigte Versuchsplatten . . . . .	91
5.3.3	Restdruckfestigkeiten - Einfluss der Impactenergie . . . . .	93
5.3.4	Simulationsergebnisse versus Testergebnisse . . . . .	96
<b>6</b>	<b>Zusammenfassung</b>	<b>99</b>
	<b>Abbildungsverzeichnis</b>	<b>104</b>
	<b>Tabellenverzeichnis</b>	<b>108</b>
	<b>Literaturverzeichnis</b>	<b>117</b>
<b>A</b>	<b>Modellierungsaspekte</b>	<b>118</b>
A.1	Modellmodifikationen . . . . .	118
A.2	Kohäsiv-Elemente versus Kohäsiv-Kontakt . . . . .	119
A.3	Kontaktparameter . . . . .	119
<b>B</b>	<b>UD-Analogie-EPD</b>	<b>122</b>
<b>C</b>	<b>Single Element Test</b>	<b>124</b>

# Abkürzungsverzeichnis

<b>BVID</b>	Barely Visible Impact Damage (engl. Bezeichnung für eine mit freiem Auge kaum erkennbare Schädigung)
<b>CAI</b>	Compression after Impact (engl. Bezeichnung für einen Druckversuch nach Impactschädigung)
<b>CF-EP</b>	Kohlenstofffaser-Epoxidharz-Verbund
<b>CFK</b>	Kohlenstofffaserverstärkter Kunststoff (engl.: carbon-fiber reinforced plastic; CFRP)
<b>DOF</b>	Degree of Freedom (engl. Bezeichnung für Freiheitsgrad)
<b>FEM</b>	Finite Elemente Methode
<b>FKV</b>	Faser-Kunststoff-Verbund
<b>HVI</b>	High-Velocity-Impact (engl. Bezeichnung für einen Stoßvorgang mit geringer Masse bei hoher Geschwindigkeit)
<b>LVI</b>	Low-Velocity-Impact (engl. Bezeichnung für einen Stoßvorgang mit hoher Masse bei niedriger Geschwindigkeit)
<b>MSV</b>	Mehrschichtenverbund (gleichbedeutend mit Laminat)
<b>PEEK</b>	Polyetheretherketon (Matrixwerkstoff - hochtemperaturbeständiger thermoplastischer Kunststoff)
<b>UD-Schicht</b>	unidirektional faserverstärkte Schicht (UD-Layer)

# Kapitel 1

## Einführung

### 1.1 Leichtbau

Moderne ökologische und ökonomische Anforderungen verlangen die Entwicklung von effizienten, kostengünstigen und umweltschonenden Technologien. In nahezu allen Gebieten des modernen Maschinenbaues finden sich Ansätze und Ideen zur Gewichts- und Energieeinsparung. Die Notwendigkeit von effizienten Konstruktionen ist bereits bei der Produktion neuer Maschinen gegeben. Durch Verringerung des Materialeinsatzes können Kosten gespart und Ressourcen geschont werden. Der Einsatz von modernen Hochleistungs-Leichtbauwerkstoffen ermöglicht Gewichtsreduktionen in den vielfältigsten Anwendungsgebieten. Konstruktive Leichtbaumaßnahmen und der Einsatz modernster Werkstofftechnologien ermöglichen Effizienzsteigerungen bei modernen Transportmitteln wie Flugzeugen, Autos oder Schiffen. Dadurch werden Einsparungspotentiale im Treibstoffverbrauch möglich und die Umweltbelastungen durch Schadstoffemissionen reduziert. [1, 2, 3]

Insbesondere sollen in dieser Arbeit Faser-Kunststoff-Verbunde (FKV) als eine mögliche Variante moderner Werkstoffe aufgezeigt werden. Verbundwerkstoffe weisen sehr hohe Festigkeiten und Steifigkeiten bei gleichzeitig sehr niedriger Massendichte auf und bieten somit die optimalen Eigenschaften für einen Leichtbau-Werkstoff. Die Möglichkeiten der freien Formgestaltung, eine ausgezeichnete Korrosionsbeständigkeit sowie die geringe Wärmeleitfähigkeit und etliche weitere vorteilhafte Eigenschaften zeichnen diese Materialien außerdem

aus. [4]

Faser-Kunststoff-Verbunde kommen im Fahrzeugbau, Schiffsbau, in der Raum- und Luftfahrt, im Maschinen- und Apparatebau sowie etlichen weiteren Bereichen zum Einsatz. Eine führende Rolle in der Entwicklung und Konstruktion von Verbundwerkstoffen nimmt hier die Luft- und Raumfahrt ein. Wurden früher Faser-Kunststoff-Verbunde hauptsächlich für untergeordnete Aufgaben eingesetzt, übernehmen diese nun primäre Aufgaben in tragenden Strukturen. In modernen Flugzeugen, wie die Boeing 787 Dreamliner oder der Airbus A350XWB, werden bereits über 50 Gew.-% der Strukturbauteile aus kohlenstofffaserverstärkten Kunststoffen gefertigt. [5, 6]

Die Anforderungen an Leichtbauwerkstoffe beschränken sich jedoch nicht nur auf hohe Festigkeiten und Steifigkeiten bei geringer Dichte, sondern es können je nach Anwendung auch zusätzliche Eigenschaften wie Feuerbeständigkeit, Isolationswirkung, ästhetische Anforderungen und dergleichen von Bedeutung sein. In der Luftfahrt stellt die Resttragfähigkeit nach einer Schlagbeanspruchung eine wesentliche Anforderung an hochfeste Faser-Kunststoff-Verbunde dar. Flugzeuge werden während des Betriebes den unterschiedlichsten Stoßbelastungen ausgesetzt. Diese können durch Vögel (bird strike), Hagelkörner, Trümmer auf den Landebahnen oder fallengelassene Werkzeuge während Wartungs- und Reparaturarbeiten verursacht werden. Solche Szenarien können großen Einfluss auf die Resttragfähigkeit der eingesetzten Faser-Kunststoff-Verbunde haben und müssen bereits während der Konstruktion mitberücksichtigt werden. [7, 8, 9, 10]

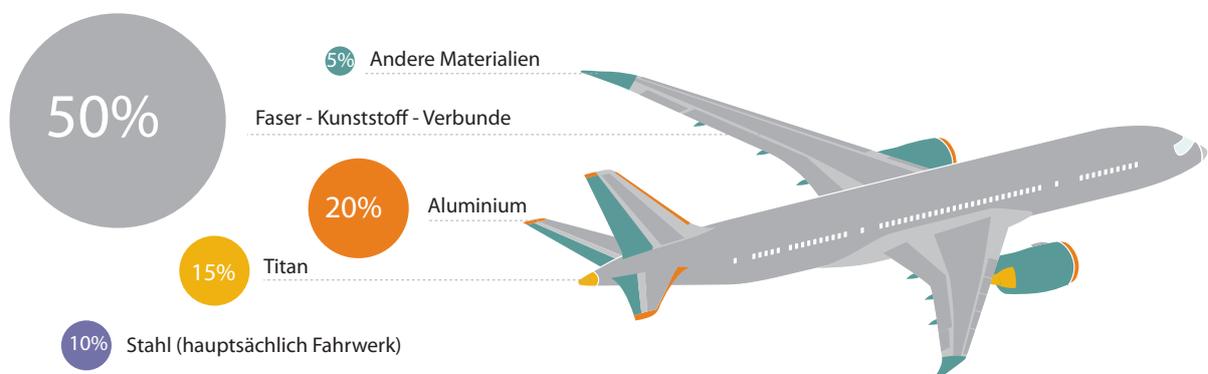


Abbildung 1.1: Skizze Boeing 787 - Gewichtsprozent der eingesetzten Materialien [6]

Der komplexe Werkstoffaufbau von Faser-Kunststoff-Verbunden sowie die dynamische Belastung von schlagbeanspruchten Composite-Bauteilen führen dazu, dass im Entwicklungs- und Konstruktionsprozess aufwendige Testverfahren durchgeführt werden müssen um die zur Auslegung benötigten Parameter der eingesetzten Materialien bestimmen zu können. In dieser Arbeit wird der Fokus auf die Resttragfähigkeit von Impact geschädigten Bauteilen aus FKV gelegt. Die Versuchsprobe muss zuerst mittels eines Fallwerkes vorgeschädigt werden (Drop Weight Impact Test) um anschließend die verbleibende Druckfestigkeit der Materialprobe bestimmen zu können (Compression After Impact Test).

Numerische Hilfsmittel, wie die Finite Elemente Methode, sollen hierbei helfen den Entwicklungsprozess zu beschleunigen und Kosten während der Planungsphase zu senken [8]. Die Anforderungen an immer leichtere und effizientere Strukturen erfordert die Entwicklung und Implementierung von zuverlässigen Material- und Schädigungsmodellen um verwertbare numerische Simulationsergebnisse zu erhalten. Reine Versagenskriterien für die Vorhersage des Schädigungsbeginnes (z.B. First Ply Failure) reichen alleine nicht mehr aus. Kontinuumsmechanische Schädigungsmodelle werden entwickelt und versuchen das mechanische Verhalten von Bauteilen auch nach Schädigungsbeginn mittels Evolutionsgesetzen vorherzusagen. In dieser Arbeit wird eine Möglichkeit zur Simulation der Restdruckfestigkeit von Impact geschädigten Faser-Kunststoff-Verbunden vorgestellt.

## 1.2 Faser-Kunststoff-Verbunde

Die Notwendigkeit des Einsatzes und die hervorragenden Eigenschaften von Faser-Kunststoff-Verbunden haben dazu geführt, dass die Verwendung solcher Materialien in den letzten Jahren rasant zugenommen hat.

Faser-Kunststoff-Verbunde (FKV) können auch als Verbundkonstruktionen angesehen werden. Hierbei übernehmen die hochfesten Fasern die Aufgabe der Lastübertragung, während die Matrix die Fasern in der gewünschten Position hält. Oftmals werden auch relativ kurze Fasern (1-10mm) in Kunststoffen eingearbeitet, von FKV wird aber erst ab größeren Längen (> 25mm) gesprochen. [4]

Typische Fasermaterialien für technische Anwendungen sind Glasfasern, Aramidfasern, Kohlenstofffasern und Keramikfasern. Als Matrixwerkstoff kommen eine Vielzahl von Thermoplasten und Duromeren (z.B.: PEEK, Polyesterharz, Epoxidharz) zum Einsatz. [11]

FKV werden meist als Mehrschichtverbunde (Laminat) aufgebaut. Oftmals bestehen diese aus unidirektionalen Schichten (UD-Schicht), aber auch Gewebelagen oder 3-D Faserarchitekturen sind möglich. [4, 11]

Im Gegensatz zum meist annähernd isotropen Verhalten metallischer Werkstoffe weisen Verbundwerkstoffe einen hohen Anisotropiegrad auf. Die hohe Richtungsabhängigkeit von FKV ist sowohl deren größter Vorteil in Hinblick auf Festigkeiten und Steifigkeiten aber auch einer der größten Nachteile bei Beanspruchungen normal zur Faserrichtung. Schlagartige Belastungen normal auf den Laminataufbau können großen Schaden im Inneren von Faser-Kunststoff-Verbunden erzeugen. Durch solche Impact-Beanspruchungen können die Resttragfähigkeiten der Bauteile rapide vermindert werden. Insbesondere bei sehr spröden Kohlenstofffaser-Epoxidharz-Verbunden (CF-EP) können bereits bei sehr geringen, stoßartigen Beanspruchungen die Festigkeiten und Steifigkeiten drastisch reduziert werden. Solche mit freiem Auge kaum erkennbaren Schäden (barely visible impact damage - BVID) finden besondere Beachtung in der Konstruktion und Bemessung von Bauteilen in der Luft- und Raumfahrt [12]. Eine klare Definition für „kaum erkennbar“ (barely visible) ist noch nicht gegeben. In den meisten Arbeiten wird hierfür jedoch die Tiefe des bleibenden Eindruckes nach dem Impactvorgang (indentation depth) herangezogen [13].

Solche von außen kaum erkennbaren, inneren Schäden werden meist durch Stoßbeanspruchungen mit niedrigen Geschwindigkeiten (Low-Velocity-Impact - LVI) hervorgerufen. Diese stellen bei Verbundwerkstoffen im Flugzeugbau durch fallengelassene Werkzeuge die größte Schadensursache dar [7]. Low-Velocity-Impact bewirkt in erster Linie Delaminationen zwischen den einzelnen Lagen eines Mehrschichtverbundes [14]. Dadurch wird das Laminat in mehrere Sublamine aufgeteilt und so das Stabilitätsverhalten des Bauteiles verschlechtert. Insbesondere die Restdruckfestigkeit kann dadurch in den delaminierten Bereichen drastisch reduziert werden. Diese stellt somit einen entscheidenden Parameter bei stoßartig beanspruchten Faser-Kunststoff-Verbunden dar und wird mit Hilfe von „Compression After Impact - Tests“ bestimmt.

Interfaceschädigungen werden hauptsächlich durch transversale Schubspannungen zwischen den einzelnen Lagen ausgelöst und absorbieren aufgrund des geringen, elastischen Deformationsvermögens von FKV einen erheblichen Anteil der eingebrachten Impactenergie. Weitere charakteristische Schadensformen neben Delaminationen sind Faserbrüche und Matrixrisse. Diese treten entweder schon während des Impactvorganges auf oder entstehen erst bei einer weiteren Belastung des bereits geschädigten Bauteiles. [15, 16, 17]

Der heterogene Aufbau, die hohe Anisotropie und die unterschiedlichen Materialeigenschaften von Fasern und Matrix führen zu komplexen Versagensmechanismen. Durch die ständige Steigerung der zur Verfügung stehenden Rechenleistung ist es möglich, dieses komplexe Materialverhalten sowie die unterschiedlichen Versagensarten von FKV mittels numerischer Berechnungen vorherzusagen. Die große Vielfalt an unterschiedlichen Anwendungs- und Belastungsfällen führt dazu, dass die Versagensmechanismen für Faser-Kunststoff-Verbunde sowie deren geeignete Abbildung in Schädigungsmodellen bis heute untersucht werden. Die Finite Elemente Methode stellt hierbei ein sehr effizientes Werkzeug zur Handhabung solcher Problemstellungen dar.

Das Schadensverhalten während einer stoßartigen Belastung hängt jedoch nicht nur alleine von den Materialparametern ab. Die Geschwindigkeit, Masse und Geometrie des Impactors sowie die Dynamik der beanspruchten Bauteile während des Belastungsvorganges sind wesentliche Einflussgrößen. [18, 19]

Um genaue Aussagen über das Materialverhalten sowie die Resttragfähigkeit von stoßbeanspruchten Faser-Kunststoff-Verbunden tätigen zu können, müssen alle diese Parameter mitberücksichtigt werden [20]. Zur Durchführung vergleichbarer Experimente werden deshalb genormte Testprozeduren verwendet.

### 1.3 Zielsetzung

Ziel dieser Arbeit ist es, das Schädigungsverhalten sowie die Resttragfähigkeit von schlagbeanspruchten Kohlenstofffaser-Epoxidharz-Verbunden mittels der Finite Elemente Methode nachzubilden. In einem ersten Schritt sollen die Auswirkungen eines Low-Velocity-Impacts

auf einen Faser-Kunststoff-Verbund (Drop Weight Impact Test) simuliert werden. Anschließend soll die kritische Restdruckfestigkeit durch die Simulation eines nachfolgenden Druckversuches (Compression After Impact Test) errechnet werden.

Low-Velocity-Impact Vorgänge dauern nur wenige Millisekunden (in etwa  $< 10$  ms). Innerhalb dieser Zeitspanne treten Delaminationen, intralaminare Schichtschädigungen, große Deformationen und Kontaktkräfte zwischen Platte und Impactor sowie zwischen den einzelnen Lagen nach einer Interfaceschädigung auf. Aufgrund dieser hohen Anzahl an Nichtlinearitäten, der Notwendigkeit einer feinen Vernetzung rund um die Eindringstelle, der kurzen Zeitdauer und den dadurch auftretenden dynamischen Effekten, soll für die numerische Simulation die explizite Finite Elemente Methode eingesetzt werden.

In einem ersten Schritt werden unterschiedliche Schädigungsmodelle für die intralaminare Schichtschädigung verwendet. Es werden sowohl UD-Laminataufbauten als auch Verbunde mit Gewebeschichten berücksichtigt. Unterschiedliche Elementtypen und Kontaktbedingungen werden erprobt sowie deren Vor- und Nachteile aufgelistet.

Nach der numerischen Simulation des Falltests (LVI-Test) wird die schlagbeanspruchte und bereits vorgeschädigte Versuchsplatte einer Druckbeanspruchung ausgesetzt (CAI-Test). Diese soll in einer quasistatischen Simulation ebenfalls mit der expliziten Finite Elemente Methode nachgebildet werden. Solche Druckversuche werden in der Praxis mit geringen Geschwindigkeiten (ca. 0.5 mm/min) durchgeführt und benötigen eine dementsprechend lange Zeitdauer um ein komplettes Versagen der FKV-Platte zu erzeugen. Solche Zeitspannen können bei der expliziten FEM nur mit numerischen Hilfsmitteln („Mass Scaling“) bewältigt werden. Die Auswirkungen solcher Methoden während der Simulation werden aufgezeigt und bewertet.

Ziel ist es, das charakteristische Schädigungsverhalten von FKV-Werkstoffen nach einer Impact-Beanspruchung zu simulieren und vergleichbare Schädigungsparameter zu errechnen. Der Fokus in dieser Arbeit richtet sich auf die unterschiedlichen Modellierungsmöglichkeiten sowie deren bestmögliche Auswahl für die beschriebene Aufgabenstellung. Auf eine Ermittlung der genauen Materialparameter (z.B. durch Werkstoffanalysen oder Parameterstudien) von bereits getesteten Materialien wird verzichtet. Die exakte, numerische

Simulation der in [21, 22] durchgeführten Materialtests steht nicht im Fokus dieser Arbeit. Es wird vielmehr Wert auf das charakteristische Verhalten der einzelnen Berechnungsergebnisse zueinander gelegt und diese Charakteristik mit den vorhandenen Testergebnissen verglichen.

## 1.4 Literaturübersicht zur Simulation

Zu Beginn soll auf die grundlegenden, mechanischen Eigenschaften von Faser-Kunststoff-Verbunden hingewiesen werden. Umfangreiche Informationen finden sich hierzu in den Büchern von SCHÜRMAN [4] und JONES [23]. Zusätzlich sollen hier noch die Vorlesungsunterlagen von RAMMERSTORFER [24] erwähnt werden. In Bezug auf das Impactverhalten von FKV kann auf das Buch von ABRATE et al. [25] über die Konstruktion von schlagbeanspruchten Composite-Bauteilen sowie auf den Literaturreückblick von RICHARDSON und WISHEART [17] verwiesen werden. Hinsichtlich der Finite Elemente Methoden (FEM) können die Bücher [26, 27, 28] sowie die Skripten [29, 30] empfohlen werden.

Zur Modellierung der Aufgabenstellung mittels *Abaqus v6.13* (Dassault Systèmes Simulia Corp., Providence, RI, USA) soll auf die Manuals [31, 32, 33] hingewiesen werden, welche sowohl den theoretischen Hintergrund als auch die praktische Ausführung beschreiben.

Zur Berechnung von Faser-Kunststoff-Verbunden soll die klassische Laminattheorie erwähnt werden. Zielsetzung hierbei ist die näherungsweise linear elastische Berechnung von gemittelten („verschmierten“) Schichtspannungen, um diese einem Versagenskriterium gegenüberstellen zu können. Detaillierte Informationen finden sich in [24, 4, 23]. Dieses Konzept des ersten Schichtversagens (first ply failure) wird in der Praxis aufgrund seiner Einfachheit und dem geringen, numerischen Aufwand bis heute verwendet. Es gibt unterschiedlichste Versagenskriterien - angefangen von einfachen Maximalkriterien (Spannungen oder Verzerungen) über die z.B. empirisch ermittelten TSAI-HILL oder TSAI-WU Kriterien (beschrieben in JONES [23]) - bis hin zu mit experimentellen Daten formulierten Versagenskriterien mit physikalischem Hintergrund. Hierbei sollen das Kriterium von PUCK [34] sowie das in dieser Arbeit verwendete HASHIN-Kriterium [35] erwähnt werden. [36]

Diese Vorgangsweise bietet insbesondere bei der Vorauslegung und Abschätzung von Strukturen Vorteile. Soll aber das komplette Gewichtseinsparungspotential von Faser-Kunststoff-Verbunden ausgenutzt werden, müssen auch nichtlineare Effekte während des Schädigungsvorganges mitberücksichtigt werden. Der Ausfall einer einzelnen Laminatschicht muss nicht unumgänglich das Versagen des kompletten Verbundes bedeuten. [37, 38] Zur Beschreibung der voranschreitenden Schädigung werden kontinuumsmechanische Schädigungsmodelle verwendet. Zur Quantifizierung der Materialschädigung werden interne Zustandsvariablen (Schädigungsvariablen) in den Materialgesetzen eingeführt. Dadurch kann die Zerrüttung oder Entfestigung eines Werkstoffes während des Schädigungsvorganges mithilfe von Evolutionsgesetzen nachgebildet werden, bis vollständiges Versagen auftritt. [28] Einen Überblick über verschiedene Schädigungsmodelle für FKV geben GARNICH und AKULA [39].

Zur Modellierung der UD-Analogie kommt in dieser Arbeit ein anisotropes Schädigungsmodell von LAPCZK und HURTADO [40] zum Einsatz. Hierbei wird die voranschreitende Entfestigung durch Reduktion des E-Modules über ein Energiekriterium erzielt. Zur Initiierung wird das Kriterium von HASHIN [35] verwendet. Dieses Modell ist bereits in der FEM-Software *Abaqus* implementiert.

Ein zweites Schädigungsmodell von JOHNSON [41] kommt zur Modellierung von Gewebelagen zum Einsatz. Das Modell beinhaltet ein Maximalspannungskonzept für elastische Schädigung in Faserrichtung sowie ein elastisch-plastisches Modell zur Beschreibung des Schädigungsverhaltens unter Schubbeanspruchung. Dieses ist ebenfalls in *Abaqus* implementiert und kann über eine VUMAT user subroutine [42] aufgerufen werden.

Einen zweiten wesentlichen Schädigungsmechanismus neben dem Schichtversagen (interlaminare Schädigung) stellt die Interfaceschädigung (intralaminare Schädigung) dar. Ein Überblick über die Entstehung sowie das Wachstum von Delaminationen in Laminaten wird von BOLOTIN [43] gegeben. Zur Modellierung der Interfaceschädigung werden Kohäsivzonenmodelle mit Separationsgesetzen verwendet. Ausführlich beschrieben von KUNA [28]. Ein quadratisches Spannungskriterium wird zur Schädigungsinitiierung verwendet. Dieses baut auf der Arbeit von BREWER und LAGACÈS [44] auf. Zur Modellierung der anschließenden Schädigungsentwicklung kommt ein Bruchenergie-Kriterium von BENZEGGAGH und

KENANE [45] zum Einsatz.

Finite Elemente Modelle zur Simulation des Impactvorganges wurden unter anderem in den Arbeiten von [46, 47, 48, 49, 50] mit unterschiedlichen Modellierungsvarianten und Schädigungsmodellen erstellt. Ein quasistatischer Ansatz für einen Druckversuch mit Faser-Kunststoff-Verbunden wird zum Beispiel im Abaqus Technology Brief [51] geboten. Eine numerische Simulation zur Bestimmung der Restdruckfestigkeit (CAI - Compression After Impact) wird in den Arbeiten [10, 52] durchgeführt.

Diese Arbeit gliedert sich in eine Reihe weiterer Arbeiten mit Fokus auf der Modellierung des Schadensverhaltens von Faser-Kunststoff-Verbunden - ausgeführt am Institut für Leichtbau und Struktur-Biomechanik - ein. Erwähnt werden soll hier die Arbeit von GÄGER und PETTERMANN [53], welche die Basis für den hier verwendeten Finite Elemente Modellierungsansatz bietet. Weiters sollen die Masterarbeiten von RAMA [54] und MIRÓ [55] genannt werden. In diesen werden Weiterentwicklungen und Modifikationen der eingesetzten Berechnungsvarianten und unterschiedliche Anwendungsprobleme sowohl mit der impliziten als auch expliziten Finite Elemente Methode behandelt.

Zur Validierung der in dieser Arbeit gewonnenen Ergebnisse wurden die Arbeiten von FELBER [22] und STELZER [21] vom Polymer Competence Center Leoben zur Verfügung gestellt. Darin werden verschiedene Laminare aus Faser-Kunststoff-Verbunden mit unterschiedlichen Impactenergien beaufschlagt. Anschließend wird die Restdruckfestigkeit der geschädigten Versuchsplatten mittels eines CAI-Tests bestimmt.

# Kapitel 2

## Low Velocity Impact

Faser-Kunststoff-Verbunde sind insbesondere auf Impact-Schädigungen mit hoher Masse und geringer Geschwindigkeit anfällig. Hierbei ist das eigentliche Schadensausmaß an der Oberfläche der Materialien oftmals kaum erkennbar (barely visible impact damage - BVID). Die innere Schädigung des Verbundwerkstoffes kann aber signifikante Auswirkungen auf die Resttragfähigkeit der Bauteile haben. Die Festigkeiten und Steifigkeiten nach einer stoßartigen Beanspruchung können drastisch reduziert sein. Somit kann es zum Versagen oder zur Verkürzung der Betriebslebensdauer von vorgeschädigten Bauteilen kommen. [12, 25].

### 2.1 Definition

Im Allgemeinen werden Impactvorgänge in die Kategorien (i) hohe Masse bei niedriger Geschwindigkeit (Low-Velocity-Impact), sowie (ii) geringe Masse bei hoher Geschwindigkeit (High-Velocity-Impact) eingeteilt. Zwischen diesen beiden Definitionen gibt es aber keine strikte Abgrenzung und somit unterschiedliche Definitionen in der Literatur. [17]

SJÖBLOM et al. [56] betrachtet einen Low-Velocity-Impact als quasistatischen Vorgang mit Geschwindigkeiten im niedrigen ein- bis zweistelligen m/s Bereich. Die Werte variieren aufgrund von unterschiedlichen Einflussgrößen wie z.B. Materialparametern, dem Laminataufbau oder der Masse und Steifigkeit des Impactors.

Die Strukturantwort eines schlagbeanspruchten Bauteiles stellt bei LVI-Belastungen einen wesentlichen Einfluss auf das Schädigungsausmaß dar. Aufgrund der längeren Kontaktzeit bei niedrigen Geschwindigkeiten hat die Struktur ausreichend Zeit, um auf die Stoßbelastung zu reagieren und auszuweichen (Abbildung 2.1(c)). Deshalb wird auch oftmals von einem quasistatischen Vorgang bei LVI gesprochen. Dadurch kann ein Teil der eingebrachten Impactenergie von der elastischen Verzerrungsenergie der Struktur aufgenommen werden [17]. Bei geringen Geschwindigkeiten ( $< 5$  m/s) wird das dynamische Verhalten bei LVI hauptsächlich vom Verhältnis Impactormasse zur Masse des Bauteiles und nicht von der Geschwindigkeit bestimmt [57].

Im Gegensatz dazu ist bei High-Velocity-Impact (HVI) die in Dickenrichtung durch das Laminat wandernde Spannungswelle dominant. Die Struktur hat aufgrund der sehr kurzen schlagartigen Belastung keine Zeit sich zu deformieren und Schäden treten zum größten Teil nur lokal direkt an der Eindringstelle auf (Abbildung 2.1(a)). Einspannbedingungen können in diesem Fall vernachlässigt werden, da der Impactvorgang bereits zu Ende ist, bevor die Spannungswelle diese erreicht hat [25].

CANTWELL und MORTON [58] klassifizieren einen Low-Velocity-Impact mit Geschwindigkeiten kleiner als 10 m/s. Solche Geschwindigkeiten können mit den Standardtestmethoden wie z.B. Drop Weight Impact Test (Fallturm - Kapitel 2.4) oder Kerbschlagbiegeversuch (Charpy oder Izod Impact Test) erreicht werden.

LIU und MALVERN [59] sowie JOSHI und SUN [60] klassifizieren den Impactvorgang nach den jeweiligen Schädigungsmechanismen. So treten bei LVI hauptsächlich Delaminationen und Matrixrisse auf, wohingegen bei HVI Penetration und Faserbruch die hauptsächlichsten Versagenskriterien darstellen.

DAVIES und ROBINSON [61, 62] definieren einen LVI als einen Beanspruchungsvorgang, bei dem die Spannungswelle in Dickenrichtung des Laminates keinen besonderen Einfluss auf das Schädigungsverhalten hat und präsentieren ein simples Modell zur Abgrenzung von High-Velocity-Impacts. Dabei wird eine zylindrische Zone um die Impactstelle betrachtet und vorausgesetzt, dass diese konstante Verzerrungen während des Fortschreitens der Span-

nungswelle in Laminatrichtung aufweist. Die dabei entstehende Stauchung  $E_c$  wird mit

$$E_c = \frac{V_i}{V_s} \quad (2.1)$$

errechnet.  $V_i$  stellt die Geschwindigkeit des Impactors und  $V_s$  die Schallgeschwindigkeit im Verbundmaterial dar. Für maximale Verzerrungen von 0,5 – 1 % ergeben sich so LVI-Geschwindigkeiten von 10 – 20 m/s für Faser-Epoxidharz-Verbunde.

ABRATE [25] unterteilt Impactvorgänge in vier Klassen:

- (i) Low-Velocity-Impact: Impact mit hoher Masse bei Geschwindigkeiten kleiner 10 m/s (zum Beispiel fallengelassenes Werkzeug)
- (ii) Intermediate-Velocity-Impact: Impact durch aufgewirbelte Trümmer auf Landebahnen oder verursacht durch Hurrikans bzw. Tornados bei Geschwindigkeiten von 10-50 m/s
- (iii) High-Velocity-(ballistic)-Impact: Ausgelöst durch abgefeuerte Projektilen oder Explosionswaffen (50-1000 m/s)
- (iv) Hyper-Velocity-Impact: Geschwindigkeiten von über 2,5 km/s, z.B. Mikrometeoriten in niedrigen Erdumlaufbahnen

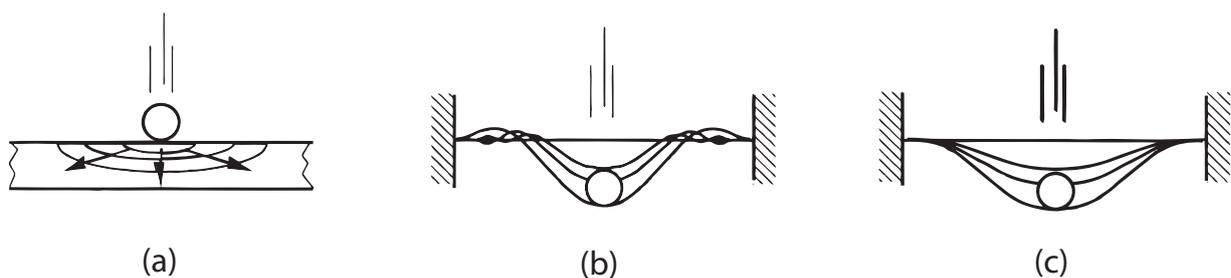


Abbildung 2.1: Strukturantworten bei unterschiedlichen Impactgeschwindigkeiten: (a) Very-High-(ballistic)-Impact: Sehr kurze Impactdauer mit dominierender Druckwelle in Laminatdicken-Richtung, (b): Intermediate-Velocity-Impact: Kurze Impactdauer mit dominierenden Biege- und Scherwellen, (c) Low-Velocity-Impact: Lange Impactdauer mit quasi-statischer Strukturantwort [57]

## 2.2 Schädigungsmechanismen

Zum besseren Verständnis und zur einfacheren Erklärung beziehen sich die nachfolgenden Erläuterungen hauptsächlich auf Mehrschichtverbunde aus UD-Lagen. Hinweise auf andere Faserlagen und Verstärkungen in Dickenrichtung werden im Kapitel 2.3 gegeben.

Die Versagensformen von FKV während eines Low-Velocity-Impacts hängen von der Art der Belastung, der Größe und Steifigkeit des Bauteils sowie den Randbedingungen und Materialparametern ab. Die in dieser Arbeit behandelten Kohlenstofffaser-Epoxidharz-Verbunde weisen ein sehr sprödes Materialverhalten auf und besitzen somit nur ein geringes, elastisches Deformationsvermögen. Daraus resultiert, dass bei LVI oftmals nur ein geringer Anteil der kinetischen Energie des Impactors über Deformationsvorgänge und somit über die Verzerrungsenergie von der Struktur aufgenommen werden kann. Die restliche Impactenergie wird über Schädigungsmechanismen wie Matrixrisse, Delaminationen und Faserbrüche absorbiert. Bei BVID treten hauptsächlich Interfaceschädigungen und Matrixrisse auf, mit zunehmender Impactenergie können aber auch Faserbrüche entstehen. [17, 16, 25]

Der heterogene Aufbau sowie die anisotropen Eigenschaften und unterschiedlichen Materialparameter von Faser und Matrix führen bei Mehrschicht-Verbundwerkstoffen zu komplexen Versagensmechanismen. Bei einem Low-Velocity-Impact können die folgenden vier Schädigungsformen als dominierend angesehen werden [17]:

- (i) Matrixrisse: Entstehen parallel zur Faserrichtung aufgrund von Zug-, Druck- oder Schubbeanspruchung
- (ii) Delamination: hervorgerufen durch interlaminare Spannungen, insbesondere durch transversale Schubbeanspruchungen [15, 63]
- (iii) Faserversagen: Faserbruch bei Zugbeanspruchung und Faserknicken unter Druckbeanspruchung
- (iv) Penetration: Eindringen bzw. Durchschlagen des Versuchskörpers (Impactorgeometrie)

Die Interaktion der einzelnen Versagensformen ist maßgebend für das Verständnis der Initiierung und für das Fortschreiten der einzelnen Schädigungsvarianten verantwortlich [17].

### 2.2.1 Matrixschädigung

Matrixschädigung ist der erste Schädigungsmechanismus, der durch LVI normal auf den Laminataufbau hervorgerufen wird. Im Allgemeinen wird die Matrix durch Matrixrisse, welche zur Initiierung von Delaminationen führen können, sowie durch die Entfestigung der Faser-Matrix-Haftung geschädigt. Matrixrisse entstehen aufgrund der unterschiedlichen Materialeigenschaften von Fasern und Matrix und treten parallel zur Faserrichtung auf. [17]

Matrixrisse entstehen in den oberen Lagen der Lamine an den Rändern des Impactors. Solche „shear cracks“ (Abb. 2.2) werden durch die hohen Schubspannungen im Inneren des Mehrschichtverbundes hervorgerufen. Die Höhe der Schubspannungen hängt direkt mit der Kontaktkraft und Kontaktfläche während des Impacts zusammen [58]. Risse in der zugbelasteten Seite des Laminates werden „bending cracks“ genannt und entstehen aufgrund der hohen Biegezugspannung in den unteren Laminatschichten. Die auftretenden Biegespannungen hängen stark von der Durchbiegung und somit von der Laminatdicke und Steifigkeit des Mehrschichtverbundes ab.

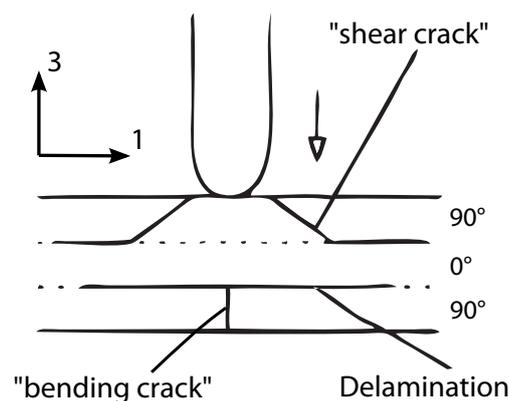


Abbildung 2.2: Matrixrisse in einem  $[0/90/0]$  UD-Laminat (abgeändert aus [17])

## 2.2.2 Interfaceschädigung

Delaminationen stellen eine der gefährlichsten Schadensmechanismen von Faser-Kunststoff-Verbunden dar. Solche Schäden sind von außen kaum erkennbar, können aber insbesondere die Restdruckfestigkeit des Laminates aufgrund von Stabilitätsverlust in den delaminierten Bereichen drastisch reduzieren [16, 43].

Als Delamination wird ein Riss eines FKV im Matrixbereich zwischen zwei Lagen bezeichnet (interlaminarer Bruch). Ein Riss innerhalb einer Schicht (intralaminarer Bruch) stellt keine Delamination dar [17]. Die für das Risswachstum benötigte Bruchenergie ist im Matrixwerkstoff wesentlich geringer als in den Fasern. Daher stellen Delaminationen zwischen zwei Lagen die am häufigsten auftretende Schadensursache bei LVI von Faser-Kunststoff-Verbunden dar. [64]

Interfaceschäden durch Delamination entstehen aufgrund der verschiedenen Biegesteifigkeiten von unterschiedlich orientierten Faserlagen. Die durch Querkraftbiegung resultierenden Spannungen stellen die Hauptursache für Delaminationen dar. Je größer der Winkel zwischen den einzelnen Faserlagen zueinander wird, desto größer werden auch die auftretenden Interfaceschäden (größte Delaminationen bei einem [0/90] Laminataufbau). Weitere Einflussparameter stellen Materialeigenschaften, Lagenaufbau und Laminatdicke dar. [17, 25]

Ursachen für die Initiierung von Delaminationen können inhärente Fehlstellen wie eine ungenügende Einbindung der Faser-Matrix-Anbindung oder Einschlüsse von Fremdmaterial bzw. Luft- und Feuchtigkeitseinschlüsse bereits während des Herstellungsprozesses sein. Unter anschließender Belastung können so Mikrorisse initiiert werden, welche entweder zu Matrixquerrissen („bending cracks“) werden oder zu großflächigen Delaminationen anwachsen. [64, 21]

Delaminationen treten bei einem Impact erst ab Erreichen eines bestimmten Grenzwertes der eingebrachten Impactenergie auf. Die Initiierung der Interfaceschädigung beginnt als Modus I Rissöffnung (Abb. 2.3), hervorgerufen durch hohe Normalspannungen in Laminatdickenrichtung ( $\sigma_{33}$ ) an bereits vorhandenen Matrixrissen bei hohen interlaminaren Schubspannungen ( $\sigma_{12}$ ) im Bereich des Interfaces [65]. Delaminationen entstehen nicht immer präzise zwischen zwei Lagen, wachsen aber in Richtung des nächstgelegenen Interface.

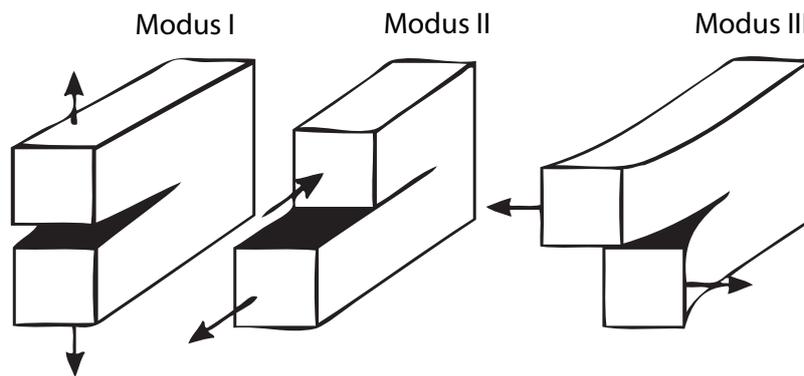


Abbildung 2.3: Definition der Rissöffnungsarten [28]

Sowohl „bending cracks“ als auch „shear cracks“ können das Wachstum von Delaminationen initiieren. Ausgelöste Interfaceschäden durch „shear cracks“ weisen ein instabiles Verhalten auf, wohingegen durch „bending cracks“ entstandene Delaminationen ein stabiles Wachstum sowie eine Abhängigkeit von der aufbrachten Impactkraft aufweisen. [25, 17]

Das Wachstum von Delaminationen wird von den Spannungszuständen der beiden beteiligten Schichten und dem Interface bestimmt. Hierbei sind insbesondere die transversale Schubspannung ( $\sigma_{13}$ ) im Interface, die Normalspannung quer zur Faserrichtung ( $\sigma_{22}$ ) in der Schicht über dem Interface sowie die interlaminare Schubspannung ( $\sigma_{23}$ ) in der darunter liegenden Schicht für die Ausbreitung verantwortlich [66].\* Das Wachstum ist somit größtenteils durch Schubbeanspruchung (Modus II - Abb. 2.3) bestimmt. Die während des Delaminationsvorganges absorbierte Energie pro Flächeneinheit ist konstant [56]. Des Weiteren ist die Bruchzähigkeit unabhängig von der Größe der Delamination, es besteht aber ein linearer Zusammenhang zwischen der maximal auftretenden Impactkraft und der delaminierten Fläche. [25, 20, 7, 17]

### 2.2.3 Faserversagen

Faserbrüche entstehen während des Impactvorganges erst nach dem Auftreten von Matrixrissen und Delaminationen. Faserbrüche entstehen direkt unter dem Impactor infolge der sehr hohen, lokalen Spannungen, insbesondere durch Schubbeanspruchungen aufgrund von Eindringeffekten in den FKV. Im zugbelasteten Teil des Verbundes entstehen Faserbrüche

\*1,2 ... Achsrichtungen in der Ebene / 3 ... Achsrichtung normal zur Ebene

aufgrund der hohen Biegezugspannungen. Faserbrüche stellen einen Vorläufer zur Schädigung durch Penetration, also dem Eindringen des Fremdkörpers in den Faser-Kunststoff-Verbund, dar. [17, 25]

#### **2.2.4 Penetration**

Penetration ist ein makroskopischer Schädigungsprozess, welcher ab einem gewissen Ausmaß an Faserschädigungen auftritt. Dabei kann es vorkommen, dass der Impactor vollständig in den Faser-Kunststoff-Verbund eindringt oder diesen durchschlägt. Die zum Eindringen des Fremdkörpers benötigte Impactenergie steigt signifikant mit zunehmender Laminatdicke an. Die dabei aufgenommene Energie wird hauptsächlich in Form von Abscherung (50-60%), Delamination und elastischer Formänderung absorbiert. Unterschiedliche Faktoren wie Fasergehalt, Faserdicke, Faserorientierung, Gewebeart aber auch Matrixwerkstoff und Interfaceigenschaften haben einen Einfluss auf den Eindringvorgang. [17, 25]

### **2.3 Einflussparameter auf das Impactverhalten**

Die Entstehung sowie das Wachstum von Impactschäden werden durch unterschiedliche Parameter beeinflusst. Die wichtigsten davon sollen in den nachfolgenden Punkten erörtert werden. Dazu zählen die Masse sowie Form des Impactors, die Impactenergie und Auftreffgeschwindigkeit, aber auch Materialparameter und Art des Laminataufbaues.

#### **2.3.1 Masse und Geometrie des Impactors**

Prinzipiell ist die Vergleichbarkeit von einzelnen LVI-Tests untereinander sehr schwierig. Selbst bei gleich gewählter Masse und Geschwindigkeit des Impactors haben dessen Form, Größe, Material, Steifigkeit und der Auftreffwinkel signifikanten Einfluss auf die Schädigungsmechanismen sowie deren Ausbreitung im Faser-Kunststoff-Verbund.

In Bezug auf die Materialeigenschaften müssen solche Fremdkörper nicht unbedingt als starr angesehen werden. Zum Beispiel treten in der Luftfahrt Stoßbeanspruchungen von

deformierbaren Körpern auf, wie z.B. Hagelkörner, „bird strike“ oder Trümmern auf den Landebahnen. In dieser Arbeit wird jedoch davon ausgegangen, dass der Impactor im Vergleich zum FKV als Starrkörper approximiert werden kann. [19, 22]

In Bezug auf die Impactorgeometrie führen im Allgemeinen spitze Formen zu einer vermehrten Anzahl an Faserschäden und großen Penetrationen. Dagegen bewirken flache Geometrien eine höhere Impulsübertragung auf den CF-EP-Verbund und führen somit zu großflächigen Delaminationen. In Bezug auf die Impactorgröße bewirken kleine Fremdkörper lokale Schäden und hohe Eindringtiefen, große Fremdkörper führen zur Deformation der gesamten Struktur und somit wiederum zu größeren Interfaceschäden. [25, 18]

### **2.3.2 Impactenergie**

Die kinetische Energie des Impactors vor dem Auftreffen stellt einen der wichtigsten Parameter dar. Stoßbeanspruchungen mit großer Masse und niedriger Geschwindigkeit weisen im Allgemeinen gänzlich unterschiedliche Schädigungsmechanismen als Impact-Vorgänge mit kleiner Masse bei hoher Geschwindigkeit auf. In beiden Fällen ist die eingebrachte, kinetische Energie gleich, wird aber durch unterschiedliche Mechanismen absorbiert. Um vergleichbare und reproduzierbare Ergebnisse gewährleisten zu können, müssen wiederum standardisierte Testabläufe sichergestellt werden.

Wie bereits in Kapitel 2.2.2 erwähnt, treten Delaminationen erst ab einem gewissen Wert an eingebrachter Impactenergie auf. Ab Erreichen dieses Grenzwertes vergrößern sich die auftretenden Interfaceschäden mit steigender Impactenergie zuerst sehr schnell, anschließend bedingt aber eine weitere Erhöhung der eingebrachten Energie nur mehr ein langsames Ausbreiten der Delaminationen. Dieser Grenzwert stellt einen entscheidenden Parameter bei der Schädigung von FKV durch Schlagbeanspruchung dar und ist größtenteils von den Eigenschaften des Matrixwerkstoffes abhängig. Die Eigenschaften der Fasern und des Lagenaufbaues spielen hier nur eine untergeordnete Rolle. [22, 67, 16]

### 2.3.3 Materialparameter und Laminataufbau

Materialeigenschaften von Fasern und Matrix sowie die Dicke und Art des Laminataufbaues beeinflussen die Initiierung sowie das Wachstum von Schäden während des Impacts in Faser-Kunststoff-Verbunden.

Die Lastaufnahme in FKV wird hauptsächlich über die Fasern durchgeführt. Diese bestimmen somit auch maßgeblich die Festigkeit und Steifigkeit des Verbundes. In der Luftfahrt werden hauptsächlich Kohlenstofffasern aufgrund ihrer sehr hohen Festigkeits- und Steifigkeitswerte eingesetzt. Nachteil ist jedoch das spröde Verhalten der Fasern im Vergleich zu Aramid- oder Kevlarfasern. Die dadurch nur geringe, elastische Verformbarkeit wirkt sich nachteilig auf das Impactverhalten von CFK-Bauteilen aus. Eine hohe Aufnahmefähigkeit elastischer Verzerrungsenergie in den Fasern wäre für ein optimales Impactverhalten wünschenswert [17]. Im Gegensatz dazu helfen aber entstandene Faserbrüche auch die Delaminationsflächen geringer zu halten, da die zur Faserschädigung benötigte Energie nicht mehr für die Interfaceschädigung zur Verfügung steht [68].

Der Matrixwerkstoff nimmt eine entscheidende Aufgabe in einem FKV ein. Dazu zählen die Lastübertragung auf die Fasern, der Schutz der Fasern vor Schädigung sowie die Positionierung der Fasern zueinander. Epoxidharz weist im Wesentlichen sprödes Verhalten auf und hat somit nur eine geringe Widerstandsfähigkeit gegen Schlagbeanspruchungen. Die Verwendung von Werkstoffen mit höheren Bruchzähigkeiten kann für das Verhalten bei Impactschädigung Vorteile bringen. Dabei müssen aber oftmals schlechtere mechanische Eigenschaften in Kauf genommen werden, was sich wiederum negativ auf das globale Verhalten des Verbundes auswirkt. [17, 68, 22]

Große Unterschiede in den Faserorientierungen zwischen den einzelnen Lagen bewirken hohe unterschiedliche Biegesteifigkeiten der Schichten zueinander und führen zu größeren Interfaceschädigungen [59]. Zu beachten ist hierbei, dass 2-D Geflechte und Gewebe gegenüber Gelegen ein verbessertes Delaminationsverhalten aufweisen. Aufgrund der Faserumlenkungen kommt es zur Wechselwirkung zwischen Rissfront und Fasern, wodurch zusätzliche Bruchenergie während des Delaminationswachstums verbraucht wird. Dieser Effekt wird „Stick Slip Effekt“ genannt und führt zur Verringerung der Delaminationsflächen [69]. Zu-

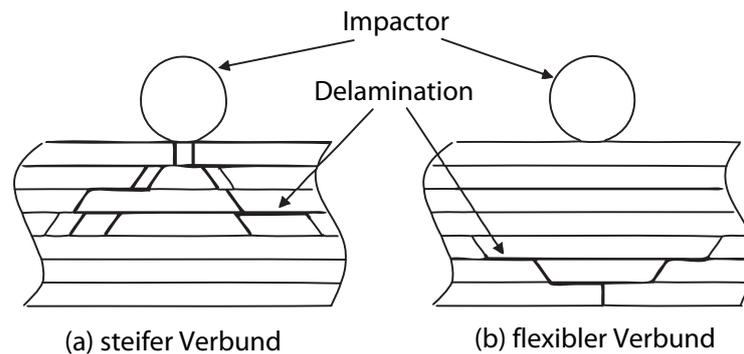


Abbildung 2.4: Einfluss der Verbundsteifigkeit bei Impactschädigung [21]

sätzlich wirken sich noch Verstärkungen in z-Richtung, sogenannte 2,5-D Aufbauten oder 3-D Fasergeflechte, positiv auf die Interfaceschädigungen aus. [4, 21]

Unterschiedliche Schädigungsformen zeigen sich auch noch in Abhängigkeit von der Laminatdicke bzw. Steifigkeit des Verbundes. Dünne Laminats weisen eine höhere Durchbiegung während des Impactvorganges auf und somit höhere Biegespannungen an der Unterseite des Verbundes. Delaminationen und „bending cracks“ von der Impact abgewandten Seite sind hier die typischen Schädigungsformen (Abb. 2.4b). Dicke, steifere Laminats haben nur ein geringeres Durchbiegevermögen und somit dominieren hier hohe Kontaktdrücke und Längsschubspannungen direkt unter dem Impactor. Typisch hierfür sind „shear cracks“ und Delaminationen auf der Oberseite des Laminates (Abb. 2.4a). [25]

## 2.4 Drop Weight Impact Test

Als „Drop Weight Impact Test“ wird eine Testprozedur zur Impact-Schädigung von Materialproben mit einem Fallturm bezeichnet. Hierbei wird die Versuchsprobe unter festgelegten und somit vergleichbaren Bedingungen mit einem instrumentierten Fallwerk (Abb. 2.5) geschädigt. Zur Einstellung der gewünschten Impactenergie kann sowohl die Masse des Fallbeils mittels Gewichten verändert oder die Fallhöhe zur Variation der Geschwindigkeit verstellt werden.

Die genauen Abmessungen und Vorgaben sind in den jeweiligen Normen und Standards (ASTM, Boeing, SACMA, DIN, EN, Airbus) beschrieben. Im Allgemeinen wird aber ei-

ne etwa  $150 \text{ mm} \times 100 \text{ mm}$  große Versuchsplatte auf einer definierten Ausschnittöffnung (ca.  $125 \text{ mm} \times 75 \text{ mm}$ ) aufgelegt und von oben an vier Punkten niedergehalten. Diese wird durch einen herabfallenden Impactor mit beliebiger Geometrie geschädigt.[70]

Die während des Tests auftretende kinetische Energie  $E_0$  kann mit

$$E_0 = \frac{mv_0^2}{2} \quad (2.2)$$

berechnet werden. Der Impactor (Masse  $m$ ) kann als frei fallender Körper angesehen werden. Somit ergibt sich die Impactgeschwindigkeit  $v_0$  durch die gewählte Fallhöhe  $h_0$ :

$$v_0 = \sqrt{2gh_0} \quad (2.3)$$

Das Fallwerk ist mit Sensoren zur Messung der Auftreffgeschwindigkeit sowie einem Kraftaufnehmer zur Bestimmung der Impactkraft ausgestattet. Der Impactor wird nach dem Schädigungsvorgang aufgefangen um einen wiederholten Stoßvorgang zu vermeiden. Die so vorgeschädigten Versuchsplatten können anschließend für einen Compression After Impact Test (Kapitel 3.2) verwendet werden. [25, 21, 22]

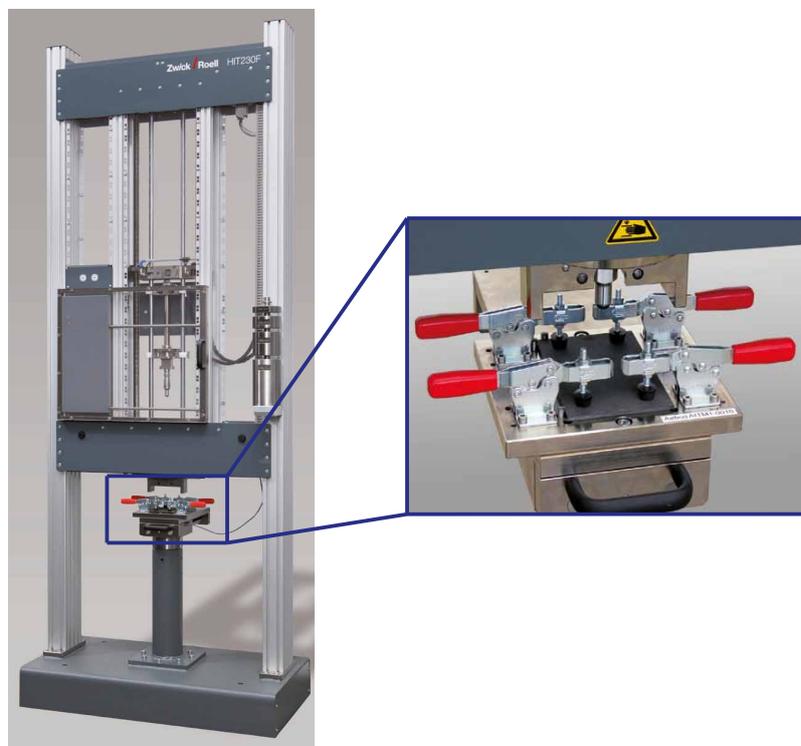


Abbildung 2.5: Fallturm HIT230F der Firma Zwick [71]

# Kapitel 3

## Auswirkungen von Impact-Schädigung

Die hohe Empfindlichkeit von Faser-Kunststoff-Verbunden auf Impact-Schädigung kann zu drastischen Reduktionen des Festigkeits- und Steifigkeitsverhalten bei stoßartig beanspruchten Strukturen führen. Die Schadenstoleranz ist ein Maß zur Bestimmung der Resttragfähigkeit von vorgeschädigten Materialien oder Strukturen. Das Schadenstoleranzkonzept zielt durch Vorgabe von Inspektionsintervallen und Reparaturzyklen auf die Einhaltung einer bestimmten Resttragfähigkeit von Bauteilen ab. Dadurch soll die Aufrechterhaltung der Funktionalität sichergestellt werden. Durch geeignete Maßnahmen wie Reparatur oder Austausch soll einem Versagen von vorgeschädigten Bauteilen entgegengewirkt werden. [21]

### 3.1 Mechanische Eigenschaften

Bereits sehr kleine Schäden wie BVID (barely visible impact damage) können die Restfestigkeiten um bis zu 50 % minimieren [17]. Die Resttragfähigkeiten gegenüber Zug-, Druck-, Biege-, und Ermüdungsbeanspruchung hängen von den auftretenden Schädigungsmechanismen während des Impacts ab und werden unterschiedlich stark beeinflusst. Druckbeanspruchungen stellen die kritische Belastungsart von vorgeschädigten Faser-Kunststoff-Verbunden dar. Deshalb wird in den nachfolgenden Erläuterungen die Restdruckfestigkeit

am ausführlichsten behandelt. Der Einfluss von Impact-Schäden auf das Biege- bzw. Ermüdungsverhalten von FKV wird hier nicht behandelt, dazu sei auf die Arbeiten [21, 22] verwiesen.

### 3.1.1 Zugfestigkeit

Die Restzugfestigkeit von vorgeschädigten Faser-Kunststoff-Verbunden folgt im Allgemeinen dem in Abb. 3.1 dargestellten Verlauf. Im Bereich I tritt keine nennenswerte Schädigung des Bauteiles auf. Die eingebrachte Impactenergie liegt unter dem für die Ausbreitung von Delaminationen benötigten Grenzwert. Ab Erreichen der kritischen Impactenergie fällt die Restzugfestigkeit rapide bis auf ein Minimum ab. Dies kann aufgrund des rasanten Wachstums von Delaminationen ab Überschreiten des Grenzwertes (der eingebrachten kinetischen Energie - Kapitel 2.3.2) erklärt werden. Bereich III zeigt eine konstante Zugfestigkeit. Hierbei ist die Geschwindigkeit des Impactors bereits so hoch, dass eine vollständige Durchdringung des Materials vorliegt. Der entstandene Schaden kann als Loch mit der Größe des Impactors angesehen werden. Das Minimum im Bereich II liegt unter dem konstanten Wert im Bereich III. In diesem Punkt treten großflächige Schädigungen im FKV auf, wohingegen bei hohen Geschwindigkeiten die Versagensmechanismen auf einen kleinen, lokalen Bereich begrenzt bleiben. [25, 72, 17]

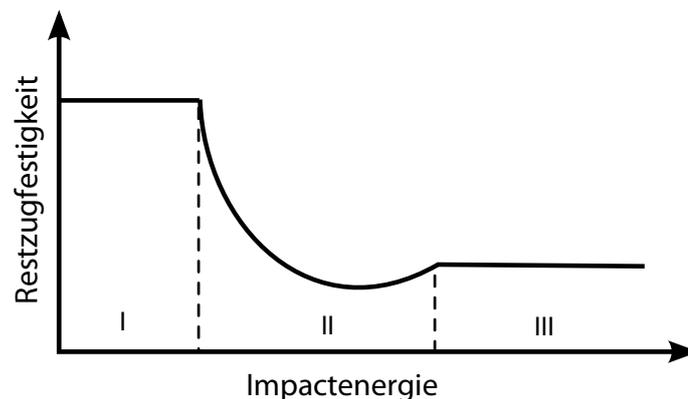


Abbildung 3.1: Charakteristische Restzugfestigkeit in Abhängigkeit der eingebrachten Impactenergie [17]

### 3.1.2 Druckfestigkeit

Eine der größten Schwächen von FKV ist deren geringe Resttragfähigkeit gegenüber Druckbeanspruchungen nach einer Impactbelastung (engl. Bezeichnung: CAI - Compression After Impact). Diese wird hauptsächlich durch lokale Instabilitäten um die delaminierten Bereiche hervorgerufen und mindert so die Restdruckfestigkeit maßgeblich. Die auftretenden Interfaceschädigungen teilen das Laminat in mehrere Sublamine mit geringeren Biegesteifigkeiten als der unbeschädigte Verbund. Unter Druckbelastung können vorhandene Delaminationen sowohl zum globalen als auch lokalen Stabilitätsverlust der Struktur, aber auch zu einer Kombination beider Beulmoden führen. Die Form der auftretenden Instabilität ist hauptsächlich von der Größe der Delaminationen abhängig. [25, 17]

Es gibt unterschiedliche Parameter, welche das CAI-Verhalten maßgeblich beeinflussen können. Klarerweise spielt hier die Faserorientierung eine wichtige Rolle. Die höchsten Druckfestigkeiten werden nur bei Beanspruchungen in Faserrichtung erzielt. Weicht die Faserrichtung von der Beanspruchungsrichtung ab, nimmt die Druckfestigkeit wie in Abb. 3.2 dargestellt ab. [73]

Natürlich haben auch die Materialeigenschaften von Fasern und Matrix Einfluss auf das Druckverhalten. Dabei zeigt sich, dass die Festigkeitsreduktion nach einer Impact-Schädigung hauptsächlich vom Matrixwerkstoff und weniger vom Fasermaterial abhängt. Unterschied-

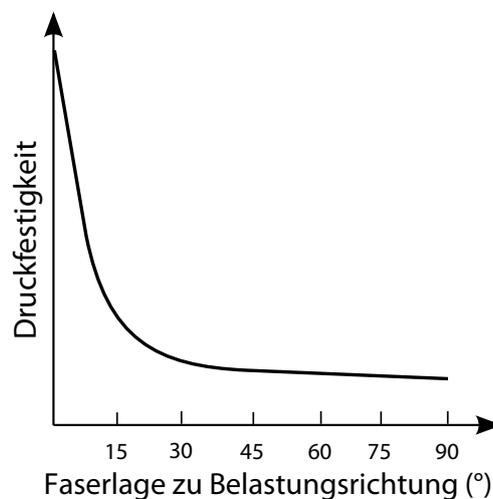


Abbildung 3.2: Druckfestigkeit in Abhängigkeit der Faserrichtung [73]

liche Harzsysteme können einen signifikanten Einfluss auf die Restdruckfestigkeit haben. Dies ist insbesondere auf die bessere Widerstandsfähigkeit von zäheren Matrixsystemen gegenüber stoßartigen Belastungen zurückzuführen (siehe Kapitel 2.2.2). [74]

Unterschiedliche Gewebearten (z.B. Leinwand-, Körper- od. Satinbindung) weisen einen Einfluss auf das CAI-Verhalten auf. Gewebefasern mit höheren Faserumlenkungen zeigen bessere Druckfestigkeiten nach einer Impact-Beanspruchung. („Stick Slip Effekt“ siehe Kapitel 2.2.2). [75, 22]

## 3.2 Compression After Impact Test

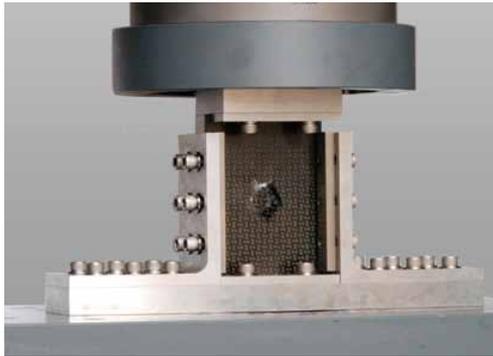
Die sogenannte CAI-Prüfung (Compression After Impact) wird zur Bestimmung der Restdruckfähigkeit von vorgeschädigten Prüfplatten unter monotoner Belastung verwendet. Diese Prüfmethode findet oftmals Anwendung in der Luftfahrtindustrie.

Die durch eine gezielte Impact-Beanspruchung vorgeschädigten Materialplatten (z.B. durch Drop Weight Impact Test - Kapitel 2.4) werden in ein Druckwerkzeug eingespannt und an einer Prüfmaschine belastet. Typische Prüfgeschwindigkeiten liegen bei 0,5 mm/min [21]. Die spezielle Einspannvorrichtung soll das Versagen der Platte durch globales Beulen verhindern, aber gleichzeitig lokale Instabilitäten zulassen. Dazu werden in den Normen zwei unterschiedliche Werkzeuge vorgeschlagen. Nach ASTM und Boeing werden alle vier Seiten des Probekörpers geführt, aber nicht geklemmt. Im Gegensatz hierzu werden nach Airbus und ISO die Grund- und Deckplatte geklemmt, die Seiten aber wiederum nur geführt (Abb. 3.3). [71]

Die bei dem Versuch ermittelte Restfestigkeit wird oftmals in Form einer Druckspannung in Abhängigkeit von der zuvor eingebrachten Impactenergie  $E_0$  angegeben. Diese wird folgendermaßen berechnet [21]:

$$\sigma(E_0) = \frac{P_B}{BD} \quad (3.1)$$

Dabei ist  $B$  die Breite der Versuchsplatte und  $D$  die Dicke des Laminates.  $P_B$  stellt die Bruchlast dar und kann aus dem Kraft-Zeitverlauf, der während der CAI-Prüfung aufgezeichnet wird, ermittelt werden.



Druckwerkzeug nach Boeing und ASTM

Druckwerkzeug nach Airbus, ISO und EN

Abbildung 3.3: CAI - Prüfung: Unterschiedliche Einspannvorrichtungen [71]

### 3.3 Verbesserung der Schadenstoleranz

Abschließend wird eine kurze Zusammenfassung von möglichen Methoden zur Verbesserung der Schadenstoleranz von Faser-Kunststoff-Verbunden gegenüber Stoßbelastungen gegeben [25]:

- Verbesserung der Faser-Matrix-Anbindung (z.B. Oberflächenbehandlung d. Fasern)
- Modifikation der Zähigkeit des Matrixwerkstoffes
- Variation des Laminataufbaues mit unterschiedlichen Winkelkonfigurationen
- 2,5-D Laminat mit Verstärkungen in z-Richtung
- Verwendung von unterschiedlichen Gewebearten
- 3-D Geflechte zur Verminderung der Delaminationsneigung
- Ausstattung der Laminat mit zusätzlichen interlaminaren Layern zur Verminderung von Spannungskonzentrationen zwischen den Schichten
- Hybride FKV mit verschiedenen Fasermaterialien (z.B. Glas- und Kohlenstofffasern)
- Einsatz von hochdehnbaren Fasern

# Kapitel 4

## FEM - Simulation

In diesem Kapitel wird anfangs kurz auf die explizite Finite Elemente Methode (FEM) eingegangen. Anschließend wird ein Überblick über die Modellierung der beiden Berechnungsmodelle für Low-Velocity-Impact (LVI) und Compression-After-Impact (CAI) gegeben. Abschließend wird im Detail auf die angewandte Schichtmodellierung und Interfacemodellierung des Faser-Kunststoff-Verbundes eingegangen. Dabei werden die eingesetzten Modellierungsstrategien erläutert und die verwendeten Material-, Interface- und Kontakt-Parameter angegeben. Es wurde versucht, die nachfolgenden Erläuterungen möglichst allgemein zu formulieren. In einigen spezifischen Modellierungspunkten ist es aber notwendig auf die verwendete Software Abaqus v6.13 (Dassault Systèmes Simulia Corp., Providence, RI, USA) einzugehen.

### 4.1 Explizite Finite-Elemente-Methode

Die explizite FEM stellt ein sehr effizientes und aus numerischer Sicht „kostengünstiges“ sowie robustes Berechnungsverfahren zur Lösung von dynamischen Problemen mit einer hohen Anzahl an Nichtlinearitäten und Freiheitsgraden in kurzen Zeitskalen dar. Probleme wie Kontaktdefinitionen, große Deformationen, nichtlineare Materialmodelle und Elementerosion lassen sich im Vergleich zu impliziten Verfahren relativ einfach realisieren. Durch den Einsatz von geeigneten Hilfsmitteln können diese Vorteile auch bei quasistatischen Si-

mulationen genutzt werden. Jedoch ist die Stabilität dieses Verfahrens von der Wahl des Zeitinkrementes abhängig und kann somit auch instabil werden. Eine Kontrolle der errechneten Ergebnisse ist meist nur über Energiebilanzen möglich. Die folgenden Erläuterungen wurden hauptsächlich aus [31, 76, 28, 29] entnommen.

Die Bewegungsgleichung eines gedämpften, nichtlinearen Systems lautet [30]:

$$\mathbf{M}\ddot{\mathbf{u}} + \mathbf{C}\dot{\mathbf{u}} + \mathbf{K}\mathbf{u} = \mathbf{F} \quad (4.1)$$

- M:** Massenmatrix
- C:** Dämpfungsmatrix
- K:** Steifigkeitsmatrix
- F:** Lastvektor
- $\ddot{\mathbf{u}}$ :** Vektor der Knotenpunktsbeschleunigungen
- $\dot{\mathbf{u}}$ :** Vektor der Knotenpunktsgeschwindigkeiten
- $\mathbf{u}$ :** Vektor der Knotenpunktverschiebungen

Bei der Anwendung der expliziten Finite Elemente Methode wird diese oftmals in folgender Form angeschrieben [76, 77]:

$$\mathbf{M}\ddot{\mathbf{u}} = \mathbf{P} - \mathbf{I} \quad (4.2)$$

- M:** Massenmatrix (Annahme: zeitlich konstant)
- $\ddot{\mathbf{u}}$ :** Vektor der Knotenpunktsbeschleunigungen
- I:** Vektor der inneren Lasten (Beiträge d. Spannungen, Annahme:  $\mathbf{I} = \mathbf{I}(\mathbf{u}, \dot{\mathbf{u}})$ )
- P:** Vektor der äußeren Lasten (Annahme:  $\mathbf{P} = \mathbf{P}(\mathbf{u}, \dot{\mathbf{u}})$ )

Zur Lösung dieses Gleichungssystems kommt ein explizites Integrationsverfahren mit Mittelpunktsregel zum Einsatz. Dabei wird eine hohe Anzahl an Berechnungsschritten mit kleinen Zeitinkrementen benötigt. Diese können jedoch sehr effizient berechnet werden, da keine Gleichungen simultan gelöst werden und somit keine Iteration erforderlich ist. Die numerische Umsetzung erfordert die Berechnung der Beschleunigungen  $\ddot{\mathbf{u}}$  zum Zeitpunkt  $t$ . Mit diesen werden die Geschwindigkeiten  $\dot{\mathbf{u}}$  zum Zeitpunkt  $t + \frac{\Delta t}{2}$  und Verschiebungen  $\mathbf{u}$  zum Zeitpunkt  $t + \Delta t$  errechnet:

$$\dot{\mathbf{u}}_{(i+\frac{1}{2})} = \dot{\mathbf{u}}_{(i-\frac{1}{2})} + \frac{\Delta t_{(i+1)} + \Delta t_{(i)}}{2} \ddot{\mathbf{u}}_{(i)} \quad (4.3)$$

$$\mathbf{u}_{(i+1)} = \mathbf{u}_{(i)} + \Delta t_{(i+1)} \dot{\mathbf{u}}_{(i+\frac{1}{2})} \quad (4.4)$$

Zur Berechnung der Beschleunigungen  $\ddot{\mathbf{u}}$  wird Gleichung (4.2) in

$$\ddot{\mathbf{u}}_{(i)} = \mathbf{M}^{-1} (\mathbf{P}_{(i)} - \mathbf{I}_{(i)}) \quad (4.5)$$

umgeformt. Die numerische Effizienz dieses Verfahrens wird durch die Massenmatrix gegeben. Diese wird in Diagonalform (lumped mass matrix) aufgestellt und kann somit effizient invertiert werden. Dadurch kann das Gleichungssystem mit  $n$  Operationen ( $n \dots$  Anzahl der Freiheitsgrade im Modell) gelöst werden. Die explizite FEM benötigt somit keine globale Steifigkeitsmatrix und keinen konventionellen Gleichungslöser (keine Iteration). Im Gegensatz zu impliziten Verfahren weisen explizite Verfahren nur eine bedingte Stabilität auf, was zur Einhaltung von meist sehr kleinen Zeitinkrementen führt.

Um nun Stabilität des Verfahrens garantieren zu können, muss der gewählte Zeitschritt kleiner sein als die höchste im System auftretende Eigenfrequenz:

$$\Delta t \leq \frac{2}{\omega_{\max}} \quad (4.6)$$

Mit zusätzlicher Dämpfung  $\zeta$  im System ergibt sich

$$\Delta t \leq \frac{2}{\omega_{\max}} \left( \sqrt{1 + \zeta_{\max}^2} - \zeta_{\max} \right) \quad (4.7)$$

woraus ersichtlich ist, dass ohne Dämpfung das Zeitinkrement größer ist. Bei großen Systemen kann es oft schwierig sein, den höchsten Eigenmode zu ermitteln. Aus diesem Grund kann eine elementweise (konservative) Betrachtung des stabilen Zeitinkrementes durchgeführt werden:

$$\Delta t \leq \frac{L_{\min}}{c_d} \quad (4.8)$$

$L$ : Charakteristische Elementlänge

$L_{\min}$ : Kleinste charakteristische Elementlänge (Element mit höchster Eigenfrequenz)

- $c_d$ : Wellenausbreitungsgeschwindigkeit (Schallgeschwindigkeit), für isotropes, lineares Material:  $c_d = \sqrt{\frac{E(1-\nu)}{\rho(1+\nu)(1-2\nu)}}$  (Volumenelemente),  $c_d = \sqrt{\frac{E}{\rho(1+\nu^2)}}$  (Schalenelemente),  $c_d = \sqrt{\frac{E}{\rho}}$  (Stab- und Balkenelemente)  
 $E$ ... E-Modul,  $\nu$ ... Poisson-Zahl,  $\rho$ ... Massendichte

Selbst wenn keine Dämpfung im Modell definiert wird, verwendet die explizite FEM zur Verhinderung numerischer Probleme standardmäßig einen kleinen Betrag zur Dämpfung volumetrischer Dehnungen (bulk viscosity). Diese spielt eine Rolle bei dynamischen Problemen mit sehr hohen Geschwindigkeiten (z.B. Schockwelle). Dabei wird die „bulk viscosity“ in einen linearen und einen quadratischen Term unterschieden, wobei Letzterer nur bei Festkörperkontinuumselementen zum Einsatz kommt. Der lineare Term bewirkt eine Dämpfung der „hohen Moden“ im System. Der quadratische Term erzielt eine „Versmierung“ der Schockfront auf mehrere Elemente und verhindert so das Kollabieren von Elementen bei sehr hohen Geschwindigkeiten nahe der Wellenausbreitungsgeschwindigkeit  $c_d$ . Zur Veranschaulichung ist die Ausbreitung einer Schockwelle entlang eines 1-D Netzes in Abb. 4.1 dargestellt.

Bei Problemen mit einer hohen Anzahl an Kontaktbedingungen sowie nichtlinearen Materialmodellen (z.B. Schädigung und Elementlöschung) kann es vorteilhaft sein, auch bei quasistatischen Simulationen die explizite FEM zu verwenden. Dadurch können mögliche Konvergenzschwierigkeiten, die bei impliziten Methoden auftreten würden, vermieden werden. Die tatsächliche Zeitdauer des Vorgangs spielt bei quasistatischen Simulationen eher eine untergeordnete Rolle. Um die Berechnungszeit zu verkürzen werden oftmals numerische Hilfsmittel, wie Massenskalierung („mass scaling“), eingesetzt. Dahinter steht die Idee,

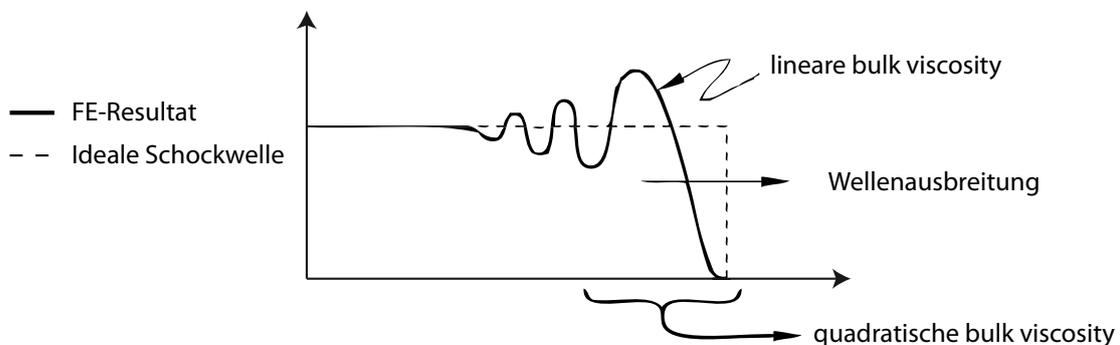


Abbildung 4.1: Ausbreitung einer Schockwelle durch ein 1-D Netz [77]

dass in quasistatischen Simulationen Trägheitseffekte keine Rolle spielen und deshalb eine künstliche Erhöhung der Massendichte möglich ist. Dadurch wird das stabile Zeitinkrement vergrößert und die Rechenzeit verkürzt (Kapitel 4.3.2).

Zur Überprüfung der Ergebnisse einer expliziten FEM-Simulation kann eine Energiebilanz verwendet werden [77]:

$$E_I + E_{VD} + E_{FD} + E_{KE} + E_W = E_{TOT} = \text{constant} \quad (4.9)$$

$E_I$ : Innere Energie (elastische, plastische und „künstliche“ Verzerrungsenergie)

$E_{VD}$ : Energiedissipation durch viskose Dämpfung

$E_{FD}$ : Reibungsenergie

$E_{KE}$ : Kinetische Energie

$E_W$ : Potentielle Energie

$E_{TOT}$ : Gesamte im System enthaltene Energie

Hohe Änderungen in der Gesamtenergiebilanz weisen auf Fehler während der Simulation hin. Ein zu groß gewähltes Zeitinkrement oder auch in Konflikt stehende Randbedingungen können zu falschen Ergebnissen führen und werden oftmals nur durch die Kontrolle der Energiebilanz entdeckt.

## 4.2 LVI-Modell

Im Kapitel 2.4 wurde der Drop Weight Impact Test zur Simulation einer Impactschädigung an Faser-Kunststoff-Verbunden erläutert. Dieser soll nun mithilfe der expliziten Finite Elemente Methode numerisch nachgebildet werden. Dazu werden nachfolgend die angewandten Modellierungsüberlegungen sowie getroffene Annahmen und Vereinfachungen beschrieben.

### 4.2.1 Modellaufbau

Die bei der Berechnung zu beachtenden Komponenten setzen sich im Wesentlichen aus der Versuchsplatte, dem Impactor und der Aufspannvorrichtung zusammen. Eine vereinfachte Skizze des Drop Weight Impact Tests ist in Abbildung 4.2 dargestellt. Der Faser-Kunststoff-Verbund mit den Abmessungen 150 mm x 100 mm x 4 mm wird auf eine Aufspannfläche mit einer Ausschnittöffnung von 125 mm x 75 mm gelegt. Die Platte wird mittels vier Kniehebelspannern an den Eckpunkten nach unten gepresst. Der Impactor soll eine kugelförmige Geometrie und einen Durchmesser von 20 mm aufweisen.

Im Fokus dieser Arbeit liegt die Schädigung der FKV-Platte direkt um die Eindringstelle des Impactors. Eventuell auftretende Versagensmechanismen aufgrund der Einspannbedingungen werden nicht berücksichtigt. Aus diesem Grund wird auf die genaue Nachbildung

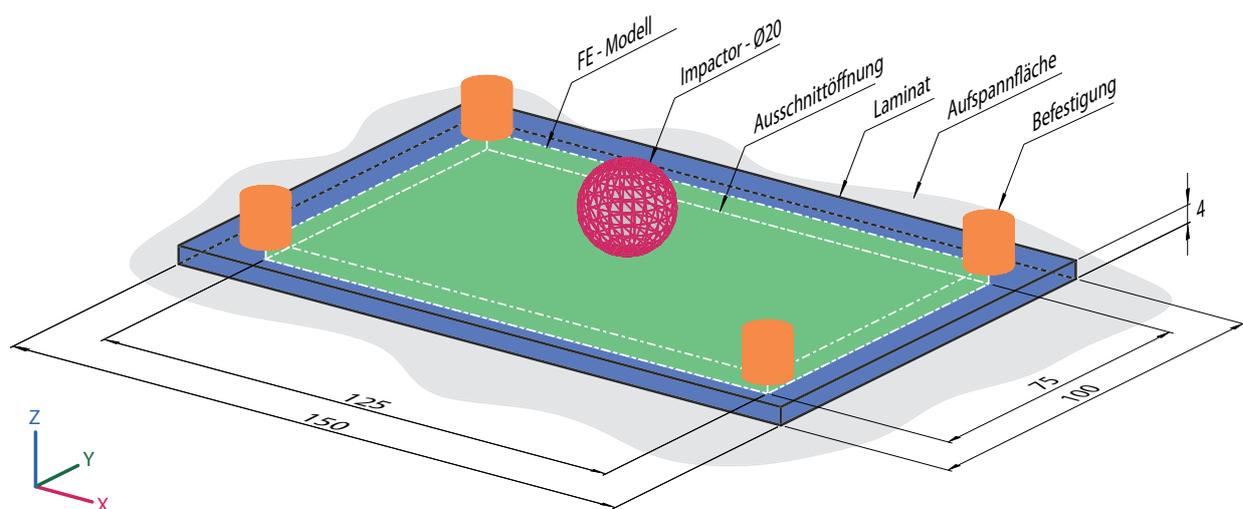


Abbildung 4.2: Skizze Drop Weight Impact Test (Maße in mm)

der Aufspannvorrichtung verzichtet. Die Versuchsplatte wird am Umfang mit Randbedingungen in Form von gesperrten Freiheitsgraden ausgestattet (Kapitel 4.2.2).

Der Impactor wird näherungsweise als Starrkörper modelliert und mit einer Anfangsgeschwindigkeit ausgestattet. Zusammen mit der Masse des Impactors wird so die eingebrachte Impactenergie vorgegeben.

Hauptaugenmerk wird auf die Modellierung der beiden Versagensmechanismen, Schichtschädigung und Delamination des Faser-Kunststoff-Verbundes gelegt. In den Arbeiten vom Polymer Competence Center Leoben [21, 22] wurden Platten bestehend aus mehreren Gewebelagen verwendet. Hierbei wurden Prepreg-Halbzeuge zum Aufbau der Lamine verwendet. Der heterogene Lagenaufbau sowie die komplexere Fasergeometrie bei Gewebeschichten stellen die schwierigste Modellierungsaufgabe dar. Um dieses Problem zu umgehen und den numerischen Aufwand in Grenzen zu halten, werden die einzelnen Lagen homogenisiert und jede Schicht durch eine Elementlage diskretisiert. Somit werden beispielsweise Ondulationen der Fasern oder die Faser-Matrix-Einbindung nicht mitberücksichtigt. Effekte wie Spannungskonzentrationen an Faserumlenkungen, welche möglicherweise Ausgangspunkte für Faserschädigungen sein können, werden mit dem in dieser Arbeit verwendeten Modellierungsansatz nur in den Materialparametern erfasst. Dies stellt eine wesentliche Vereinfachung des realen Verbundes dar.

Zur Nachbildung des Materialverhaltens der gewebten Einzelschichten kommen zwei unterschiedliche Modellierungsansätze zum Einsatz. Zum einen wird ein konstitutives Modell für UD-Schichten verwendet. Hierbei werden zwei Schichten mit orthogonalen Faserrichtungen kombiniert um ein gewebeähnliches Schichtverhalten zu erzeugen (Kapitel 4.4.2). Im zweiten Fall wird ein Modell verwendet, welches das Gewebematerial als homogenes, orthotropes Material abbildet (Kapitel 4.4.3). In beiden Fällen kommen zur Berechnung der Versagensmechanismen der FKV Platte unter Impact-Belastung kontinuumsmechanische Schädigungsmodelle zum Einsatz.

Die zur Verfügung stehenden Schädigungsmodelle können nur in Verbindung mit Schalenelementen (ebener Spannungszustand) eingesetzt werden. Dadurch ergibt sich eine weitere Einschränkung in Hinblick auf die Berechnung von transversalen Schubspannungen. Diese

werden in einer Formulierung mit einem ebenen Spannungszustand nicht berücksichtigt, könnten aber Auswirkungen auf das Schädigungsverhalten von FKV während des Impactvorganges haben. Der Einfluss von transversalen Schubspannungen auf die Schichtschädigung der Einzellagen wird in dieser Arbeit nicht untersucht. Hierzu sind noch weitere Arbeiten und Analysen erforderlich.

Neben Schichtschädigungen stellen Delaminationen oder Interfaceschädigungen eine der Hauptversagensursachen von Faser-Kunststoff-Verbunden unter Impact-Belastung dar. Um diesen Versagensmechanismus mitberücksichtigen zu können, wird das Laminat mit Kohäsiv-Elementen ausgestattet. Dazu werden zwischen den einzelnen Laminatlagen Schichten aus Grenzflächen-Elementen eingefügt. Diese koppeln somit die einzelnen Lagen miteinander und sorgen für die Kraftübertragung zwischen den Laminatschichten. Kohäsivzonenmodelle verwenden Separationsgesetze zur Beschreibung der Interfaceschädigung. Damit kann sowohl die Initiierung der Schichtschädigung als auch das weitere Wachstum der Delamination simuliert werden (Kapitel 4.5).

Nach vollständiger Delamination werden die geschädigten Kohäsiv-Elemente aus dem Berechnungsmodell gelöscht. Daher müssen die einzelnen Materiallagen ebenfalls mit Kontaktbedingungen ausgestattet werden, um ein Durchdringen der Einzelschichten während des Impactvorganges zu verhindern. Dieser Kontakt wird im expliziten FEM-Modell mittels eines Penalty-Verfahrens modelliert. Auf den Einsatz eines Reibkontaktmodelles wird verzichtet und der Kontakt zwischen den einzelnen Lagen als reibungslos angesehen (Kapitel 4.6).

Die zur Berechnung erforderlichen Materialparameter sind in den experimentellen Arbeiten [21, 22] nicht vorhanden. Aus diesem Grund wurden annähernd vergleichbare Parameter aus der Literatur entnommen. Diese beschreiben aber oftmals nur das quasistatische Verhalten des Materialverbundes. Somit können die tatsächlichen Parameter unter hohen Verzerrungsraten davon abweichen.

## 4.2.2 Geometrie & Randbedingungen

Auf die genaue Modellierung der Aufspannvorrichtung wird verzichtet. Für das LVI-Modell wird lediglich der Teil der Versuchsplatte, der über der Ausschnittöffnung liegt, berücksichtigt. Die Faser-Kunststoff-Verbundplatte hat somit im Modell eine Größe von 125 mm x 75 mm x 4 mm. Durch die Reduktion der Plattengröße kann Rechenzeit eingespart werden. An den Seitenrändern werden alle translatorischen sowie rotatorischen Freiheitsgrade gesperrt. Die Aufspannvorrichtung wird also zu einer festen Einspannung am Umfang der Platte vereinfacht.

Im Hinblick auf das nachfolgende CAI-Modell, müssen bereits bei der Erstellung des LVI-Modells einige Punkte beachtet werden (Anhang A). So stellt eine Modelländerung nach einer erfolgten Simulation in der expliziten FEM einige Probleme dar. Aus diesem Grund muss zusätzlich zu dem Versuchsplattenteil, der für das LVI-Modell benötigt wird, gleichzeitig die restliche Platte mitmodelliert werden, wodurch der numerische Aufwand wiederum steigt. Alle Freiheitsgrade der Knoten dieses zusätzlichen Plattenteiles werden aber im LVI-Modell gesperrt (Abbildung 4.3).

Der Impactor wird als Starrkörper approximiert. Durch die Vorgabe der Masse sowie der Anfangsgeschwindigkeit des Impactors wird die Impactenergie vollständig festgelegt. Die Anfangsgeschwindigkeit beträgt bei allen durchgeführten Berechnungen 4,0 m/s. Dies ent-

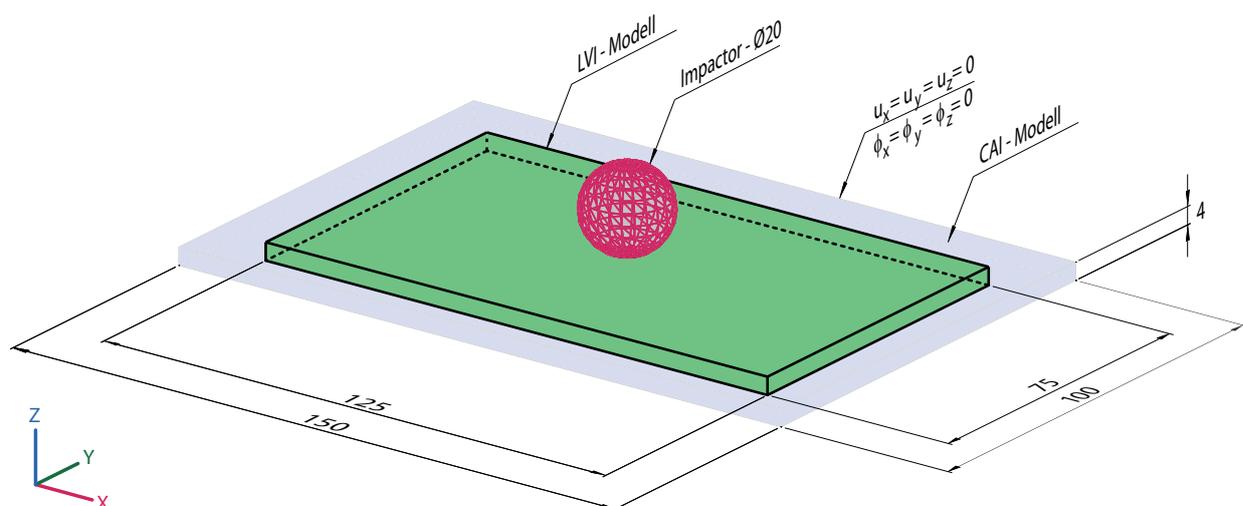


Abbildung 4.3: LVI-Modell

Tabelle 4.1: LVI-Modelle: Impactoreigenschaften

Impactenergie	Anfangsgeschwindigkeit	Impactormasse	Massendichte
7,5 J	4,0 m/s	0,9375 kg	$2,242344458 \cdot 10^5 \text{ kg/m}^3$
15,2 J	4,0 m/s	1,9 kg	$4,544484767 \cdot 10^5 \text{ kg/m}^3$
25,4 J	4,0 m/s	3,175 kg	$7,594073230 \cdot 10^5 \text{ kg/m}^3$

spricht derselben Geschwindigkeit wie in den Versuchen von STELZER und FELBER in [21, 22]. Im Modell werden durch die Variation der Massendichte des Impactormaterials unterschiedliche Impactenergien vorgegeben. Insgesamt werden drei unterschiedliche Impactormassen für die Berechnungen herangezogen. Aufgrund der diskreten Form der Kugel weicht das Volumen im Modell vom analytisch berechneten Kugelvolumen ab, wodurch je nach Netzfeinheit ein Korrekturfaktor zur Berechnung der korrekten Massendichte erforderlich ist. In Tabelle 4.1 sind die für die unterschiedlichen Berechnungen verwendeten Anfangs- bzw. Randbedingungen des Impactors angeführt.

### 4.2.3 FEM-Netz & Elemente

Ziel dieser Arbeit ist es, inter- und intralaminare Schädigung von Faser-Kunststoff-Verbunden nachzubilden. Dazu werden die einzelnen Laminatschichten mit Schalenelementen (pro Schicht eine Elementlage) und die dazugehörigen Interfaces mit Kohäsiv-Elementen modelliert. In Abbildung 4.4 ist eine Skizze des prinzipiellen Laminataufbaues dargestellt. Darin ersichtlich sind zwei Schalenelemente, welche über ein Kohäsiv-Element (dargestellt als Spline an den vier Eckpunkten) verbunden werden. Zusätzlich strichliert eingezeichnet ist die Schalendicke der einzelnen Lagen. Dadurch wird auch die geometrische Höhe der Kohäsiv-Elemente bestimmt. Beide Elementtypen teilen sich dieselben Knotenpunkte wodurch auch die Kopplung der einzelnen Lagen miteinander entsteht.

Anfangs wurde bereits darauf hingewiesen, dass die Auswahl von Schalenelementen zur Modellierung der Schichten auf das Fehlen von geeigneten Schädigungsmodellen für Kontinuumselemente zurückzuführen ist. Ein weiterer Vorteil von Schalenelementen im Vergleich zu Kontinuumselementen ist deren numerische Effizienz und somit die kürzere Be-

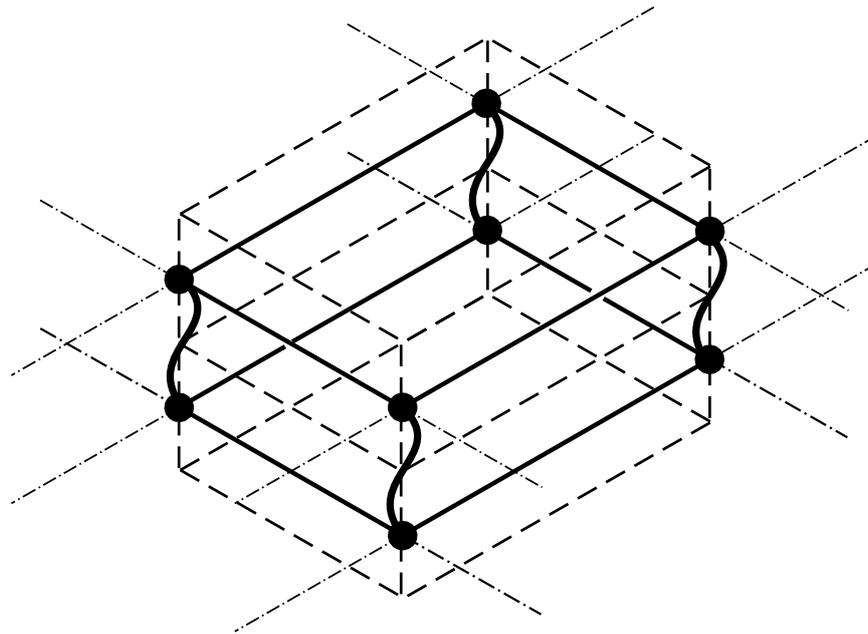


Abbildung 4.4: Kopplung der Laminatschichten aus Schalenelementen mit Kohäsiv-Elementen

rechnungsdauer. Jedoch bieten sich auch bei Schalenelementen noch zwei unterschiedliche Modellierungsmöglichkeiten an. So können entweder konventionelle Schalenelemente oder Kontinuumsschalenelemente verwendet werden. Letztere bieten bei der Modellierung von Laminaten den Vorteil, dass diese stapelbar sind und transversale Schubspannungen aus den Gleichgewichtsbedingungen berechnet werden können. Diese Vorteile fallen aber bei der gewählten Modellierungsvariante mit Kohäsiv-Elementen als Zwischenelemente weg. Da die Kopplung der einzelnen Lagen von den Kohäsiv-Elementen bereits übernommen wird, müssen die einzelnen Schichtelemente nicht mehr stapelbar sein. Außerdem haben die errechneten, transversalen Schubspannungen keinen Einfluss auf das Schädigungsverhalten der Schalenelemente, da die verwendeten Schädigungsmodelle lediglich für die Anwendung in einem ebenen Spannungszustand formuliert sind und somit nicht berücksichtigt werden. Außerdem existieren im Programmpaket von *Abaqus* lediglich Kontinuumsschalenelemente mit reduzierter Integration. Dadurch sind zwar kürzere Rechenzeiten möglich, jedoch müssen wiederum Vorkehrungen für das Verhindern von Hourglass-Moden getroffen werden.

Somit bieten Kontinuumsschalenelemente für die gewählte Modellierungsform keine wesentlichen Vorteile und es kommen 4-knotige, linear interpolierte, konventionelle Schalenelemen-

te mit vollständiger Integration zum Einsatz (Type: S4). Die Integration in Dickenrichtung erfolgt über fünf Integrationspunkte nach der Simpson-Regel. Die Schalennormalen aller Lagen zeigen in die positive Z-Richtung.

Beim LVI-Modell kommt eine Elementgröße von 0.625 mm x 0.625 mm bei einer definierten Dicke von 0.5 mm zum Einsatz. Die Elementkanten laufen hierbei parallel zu den Kanten der Versuchsplatte. Der Plattenbereich des anschließenden CAI-Modelles wird mit einer Elementgröße von 1.25 mm x 1.25 mm mit gleichbleibender Schalendicke modelliert. Der Übergangsbereich vom feinen Mesh zur groben Vernetzung liegt im CAI-Modell und wird ausschließlich durch vierknotige Elemente erzielt.

Die Kohäsiv-Elemente (Type: COH3D8) nutzen dieselben Knotenpunkte und weisen somit die gleiche Elementgröße auf. In Bezug auf die Elementhöhe wird bei Kohäsivmodellen mit Separationsgesetzen meist nicht die geometrische Elementhöhe zur Berechnung herangezogen, sondern die Einheitshöhe „1“ verwendet. Dadurch sind alle zu definierenden Interfaceparameter auf Flächeneinheiten bezogen.

Die explizite Finite Elemente Methode benötigt die Massendichte aller beteiligten Elemente. Zusätzlich bestimmen die Dichte sowie die Elementabmessungen im Wesentlichen die Höhe des stabilen Zeitinkrementes. Aus diesem Grund müssen auch den Kohäsiv-Elementen Masseneigenschaften zugeordnet werden. In der Realität wäre die Interfaceschicht zwischen den Einzellagen sehr dünn und würde nur einen geringen Anteil an der Gesamtmasse der Versuchsplatte ausmachen. Um aber ein möglichst großes Zeitinkrement für die Berechnung zu erzielen, wird die Masse einer einzelnen Laminatschicht auch auf die umliegenden Kohäsiv-Elemente aufgeteilt. Dadurch bleiben die Gesamtmasse des Modells sowie die Knotenmassen unverändert und das stabile Zeitinkrement wird angehoben (Kapitel 4.4.4).

Der Impactor wird als Starrkörper aus 3-D Kontinuumselementen modelliert. Ziel hierbei war es eine möglichst feine Vernetzung mit einem großteils quadratischen Netz (ca. 0,5 mm x 0,5 mm) an der Kugeloberfläche zu erreichen. Das Volumen der Kugel wurde anschließend mit Volumenelementen (Quader C3D8 und Tetraeder C3D6) ausgefüllt.

Das LVI-Modell besteht somit aus 561435 Elementen mit insgesamt 255370 Knoten und 1448580 Freiheitsgraden.

## 4.3 CAI-Modell

Im Kapitel 3.2 wurde der Compression After Impact Test zur Bestimmung der Restdruckfestigkeit von Faser-Kunststoff-Verbunden vorgestellt. Dieser soll nun ebenfalls mit einem expliziten Finite Elemente Modell nachgebildet werden. Dazu werden nachfolgend die notwendigen Adaptionen des bereits erstellten LVI-Modelles (Kapitel 4.2) sowie die zur Verkürzung der Rechenzeit benötigte Massenskalierung erläutert.

### 4.3.1 Adaption des LVI-Modells

In Abbildung 4.5 ist eine Skizze des Compression After Impact Tests dargestellt. Das hier zur Modellierung verwendete Druckwerkzeug wird an die Normen von Boeing und ASTM angelehnt. Somit erfolgt keine seitliche Klemmung der Versuchsplatte. Die FKV-Platte wird lediglich in eine 5 mm tiefe Führung am gesamten Plattenumfang eingeschoben. Diese soll globalen Stabilitätsverlust während des Belastungsvorganges verhindern. Zwischen der Führung zur Plattenbefestigung sowie dem Aufnehmer zur Krafteinleitung wird ausreichend Abstand gelassen, um die Deformation der Versuchsplatte nicht zu behindern.

Im Wesentlichen beschränkt sich das CAI-Modell auf die Abbildung der FKV-Platte sowie der Definition von geeigneten Randbedingungen zur Modellierung des Druckwerkzeuges. Die Ergebnisse der vorgeschädigten FKV-Platte werden nun für die weitere Simulation verwendet. Das verwendete LVI-Modell wurde bereits so aufbereitet um eine anschließende

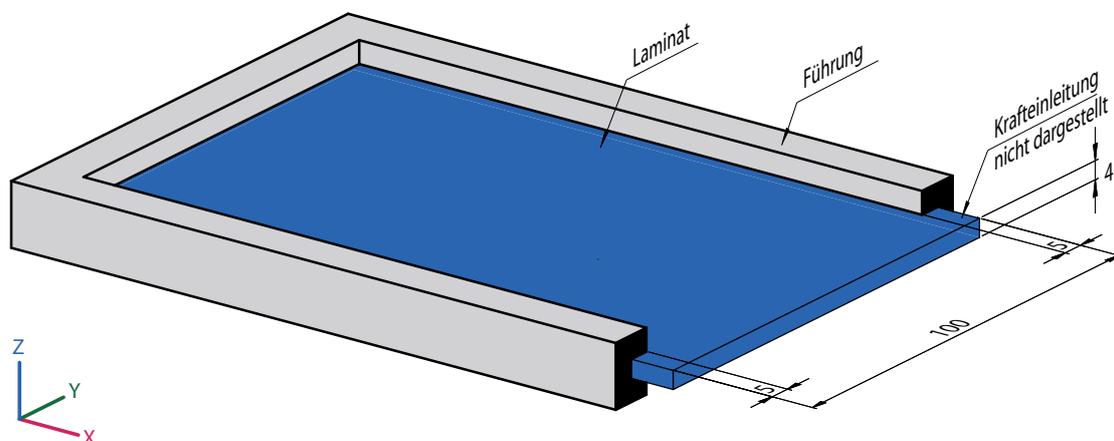


Abbildung 4.5: Skizze CAI-Test

Compression After Impact Simulation durchführen zu können.

Am Ende der LVI-Simulation befinden sich noch einige Knotenpunkte direkt an der Eindringstelle in einer leichten Schwingbewegung. Aus diesem Grund werden zu Beginn des CAI-Modelles alle Knotenpunktgeschwindigkeiten auf Null gesetzt. Der Impactor befindet sich zu diesem Zeitpunkt bereits in einer Aufwärtsbewegung und hat somit keinen Einfluss auf die nachfolgende CAI-Berechnung.

Eine Skizze des CAI-Modelles ist in Abbildung 4.6 ersichtlich. Die neuen Randbedingungen werden nun wie folgt definiert: An der Ober- und Unterseite werden in einem Bereich von 5 mm am Umfang der Platte die Verschiebungen in Z-Richtung gesperrt. An den beiden Rändern der Langseite der Platte werden die Verschiebung aller Knoten der Einzellagen in Y-Richtung und am unteren Rand in X-Richtung gesperrt. Auftretende Reibungseffekte und Kontaktbedingungen in den Plattenführungen werden nicht berücksichtigt. Wie auch beim LVI-Modell wird auf die exakte Nachbildung von etwaigen Versagensmechanismen im Randbereich der FKV-Platte verzichtet.

Die Lasteinleitung erfolgt an der Oberkante der Versuchsplatte. Dazu werden alle Knoten der einzelnen Lagen mit einem Referenzpunkt über eine starre, kinematische Kopplung verbunden. Die Einzelpunkte führen somit die exakt gleiche Bewegung wie der Referenzpunkt aus. Die beiden translatorischen Freiheitsgrade Y und Z sowie alle rotatorischen DOF des

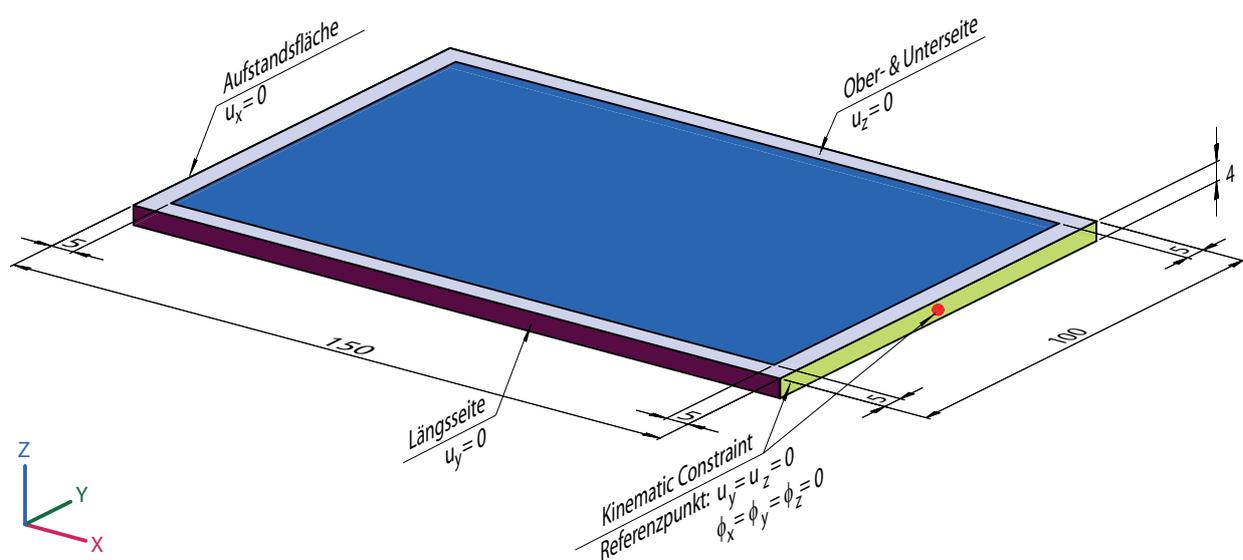


Abbildung 4.6: CAI-Modell

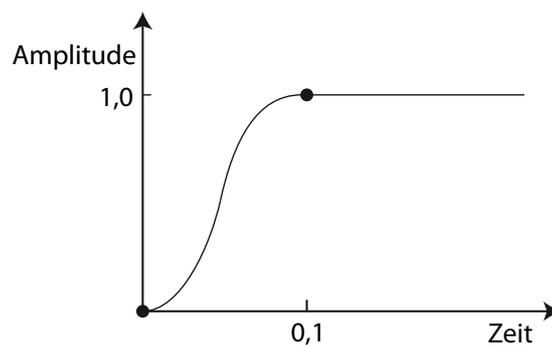


Abbildung 4.7: „Smooth-Step“-Kurve (Polynom 5. Ordnung) [31]

Referenzpunktes werden gesperrt. Über eine Verschiebungsrandbedingung in X-Richtung erfolgt die Lasteinbringung in das CAI-Modell. Hierzu muss in der expliziten FEM eine „Smooth-Step“-Kurve (Abbildung 4.7) verwendet werden. Solch eine „ruckarme“ Verschiebung ist notwendig, da bei einer linearen Verschiebungsrandbedingung unendlich große Knotenpunktbeschleunigungen auftreten würden.

Die Belastungsgeschwindigkeit spielt bei Faser-Kunststoff-Verbunden ebenfalls eine Rolle. Bei den Versuchen von STELZER und FELBER wurde mit einer Geschwindigkeit von 0,5 mm/min gearbeitet. Das Deformationsvermögen der Versuchsplatte kann einige Millimeter betragen bevor vollständiges Versagen eintritt. Dahingegen liegt das stabile Zeitinkrement bei einer Größenordnung von  $10^{-7}$  s. Somit wäre eine kaum bewältigbare hohe Anzahl an Berechnungsschritten notwendig. Um das stabile Zeitinkrement zu vergrößern, kann bei solchen quasistatischen Problemen die Anwendung einer Massenskalierung hilfreich sein.

### 4.3.2 Massenskalierung

Die explizite FEM wird typischerweise bei Problemen mit Kurzzeitdynamik - wie Crashanalysen oder Stabilitätsproblemen - aber auch bei quasistatischen Problemen mit komplizierten Nichtlinearitäten - wie Materialversagen oder Kontaktbedingungen - eingesetzt. Wie in Kapitel 4.1 bereits erwähnt, spielt die Massenmatrix bei der Lösung der Bewegungsgleichung in der expliziten FEM eine entscheidende Rolle, sowohl im Hinblick auf die numerische Effizienz als auch in Bezug auf die Genauigkeit der Lösung. Massenskalierung stellt hierbei eine Möglichkeit dar, um in beiden Einsatzgebieten das stabile Zeitinkrement

zu erhöhen und somit die Rechenzeit zu verkürzen.[31]

Im Gebiet der Kurzzeitdynamik spielt die reale Zeitskala oftmals eine wichtige Rolle. Die Simulationszeit liegt hierbei im Bereich von wenigen Millisekunden, so dass Massenskalierung oftmals nicht oder nur lokal begrenzt notwendig ist. Besonders kleine Elemente oder Elemente welche großen Verzerrungen unterliegen, können das stabile Zeitinkrement rapide verkleinern, hierbei macht es Sinn mit einer lokalen auf wenige Elemente beschränkte Massenskalierung zu arbeiten um ein akzeptables Zeitinkrement zu erreichen.[31]

Das hauptsächliche Anwendungsgebiet für Massenskalierung befindet sich jedoch in quasi-statischen Analysen, welche mit impliziten Methoden aufgrund von Konvergenzproblemen kaum zu lösen sind. Hierbei spielt die reale Zeitskala oftmals keine entscheidende Rolle. Ausnahmen hiervon sind Probleme mit visko-elastischem Materialverhalten. Um nun eine effiziente Berechnung durchführen zu können, ist es entweder sinnvoll die Simulationszeit zu minimieren oder die Masse im Modell künstlich zu erhöhen, um ein größeres stabiles Zeitinkrement zu erhalten. Die Anhebung der Massendichte um den Faktor  $n^2$  erhöht das Zeitinkrement um den Faktor  $n$ . Der Vorteil in der Anwendung von Massenskalierung im Vergleich zum simplen Erhöhen der Materialdichte liegt darin, dass eventuell vorhandene Gravitationslasten weiterhin richtig berechnet werden. [76]

Massenskalierung kann entweder auf das gesamte Modell oder gezielt auf einige Elemente angewendet werden. Zusätzlich kann entweder eine zeitlich konstante oder variable Massenskalierung verwendet werden. Letztere bietet Vorteile bei Modellen mit großen Verzerrungen, wodurch die Masse während der Berechnung ständig aktualisiert wird und das Zeitinkrement gleich bleibt. [76]

Im CAI-Modell wird eine konstante Massenskalierung auf das gesamte Modell angewendet. Große Verzerrungen sind erst nach dem Versagenseintritt zu erwarten und stehen nicht mehr im Interesse dieser Arbeit.

Eine zu hohe Massenskalierung kann zu fehlerhaften Berechnungsergebnissen führen. Aus diesem Grund sollte für eine zuverlässige Simulation die kinetische Energie  $E^{Kin}$  nicht mehr als 5-10% von der inneren Energie  $E^{Int}$  im Modell betragen (max.  $E^{Kin}/E^{Int} = 10\%$ ) [55].

## 4.4 Laminatschichten

Zur Modellierung der Versagensmechanismen der einzelnen Laminatschichten werden kontinuumsmechanische Schädigungsmodelle verwendet. Diese werden einführend kurz erläutert, um anschließend die zwei in dieser Arbeit verwendeten Ansätze zur Modellierung von gewebeverstärkten Laminatschichten vorstellen zu können. Eine Modellierungsvariante basiert auf dem Einsatz eines UD-Schädigungsmodelles, welches durch Kombination von zwei orthogonalen UD-Schichten in einer Elementlage zur Approximation des Gewebeverhaltens verwendet wird. Hierzu wird ein linear-elastisches Materialverhalten vorausgesetzt und über ein Initiierungskriterium (HASHIN [35]) eine anschließende Schädigungsentwicklung durch Degradation der Steifigkeit erreicht. Aufbauend auf diesem Modell kommt ein zweites Schädigungsmodell zur direkten Modellierung von Gewebelagen zum Einsatz, welches sowohl elastisch-sprödes Faserversagen als auch elastisch-plastische Matrixschädigung beschreibt.

### 4.4.1 Schädigungsmechanische Modelle

Reale Materialien enthalten meist schon im Ausgangszustand eine Vielzahl an Defekten, wie Mikrorisse oder Poren. Bei einer anschließenden Belastung können sich diese inneren Hohlräume vergrößern und verbinden. Außerdem bilden sich an z.B. Einschlüssen, Korngrenzen oder Inhomogenitäten Spannungskonzentrationen aus, welche wiederum für die Entstehung neuer Mikrodefekte verantwortlich sind. Dieser Prozess der Entstehung, des Wachstums und der Vereinigung von Mikrodefekten wird Schädigung genannt und kann die makroskopischen Eigenschaften des Materials merklich verändern. Am Ende dieses Vorganges steht die vollständige Auflösung der Bindungen, es kommt zur Materialtrennung und zur Ausbildung eines makroskopischen Risses. [78]

Zur kontinuumsmechanischen Beschreibung dieser Vorgänge werden schädigungsmechanische Modelle verwendet. Die so formulierten Materialgesetze beruhen auf phänomenologischen Ansätzen und thermodynamischen Prinzipien. Zur Quantifizierung der Materialschädigung werden interne Zustandsvariablen (Schädigungsvariablen) in den Materialgesetzen eingeführt. Die Veränderung der Schädigung - als Folge der lokalen Beanspruchung im

Werkstoff wie Spannungen oder plastischen Verzerrungen - wird über ein Evolutionsgesetz ausgedrückt, das die Entwicklung der Schädigungsvariablen beschreibt. Die Schädigungsmechanik liefert somit ein Kriterium, das von der Beanspruchung und ihrer Vorgeschichte abhängig ist. Lokales Versagen tritt dann auf, wenn die Schädigungsvariable einen kritischen Wert erreicht. [28]

In dieser Arbeit wird ein Schädigungsmodell, das sowohl den Schädigungsbeginn als auch die Schädigungsentwicklung für ein elastisch-sprödes, orthotropes Materialverhalten simuliert, verwendet. Das hier angewendete Modell zur Degradation der Koeffizienten der Steifigkeitsmatrix für einen ebenen Spannungszustand (ESZ) beruht auf der Arbeit von MATZENMILLER [79]. In diesem Modell wird ein Zusammenhang zwischen effektiven Spannungen  $\hat{\boldsymbol{\sigma}}$  und den nominellen Spannungen  $\boldsymbol{\sigma}$  postuliert:

$$\hat{\boldsymbol{\sigma}} = \mathbf{M}\boldsymbol{\sigma} \quad (4.10)$$

Diese und die nachfolgenden Gleichungen sind in Voigt-Notation angegeben.  $\mathbf{M}$  stellt den Schädigungsoperator dar und besitzt folgende Diagonalform:

$$\mathbf{M} = \begin{bmatrix} \frac{1}{1-d_1} & 0 & 0 \\ 0 & \frac{1}{1-d_2} & 0 \\ 0 & 0 & \frac{1}{1-d_{12}} \end{bmatrix} \quad (4.11)$$

Die einzelnen Schädigungsvariablen ( $d_1, d_2, d_{12}$ ) beschreiben hierbei die Schädigungszustände aufgrund unterschiedlicher Belastungsarten in den lokalen Orthotropieachsen der Laminatschichten. Die Schädigungsvariablen  $d_1$  und  $d_2$  können aufgrund unterschiedlicher Belastungsrichtungen (Zug, Druck) mehrere Werte annehmen. Aus diesem Grund werden nachfolgend noch die hochgestellten Indizes  $t$  für Zug (tension) und  $c$  für Druck (compression) verwendet.

Unter der Annahme, dass die effektiven Spannungen am geschädigten Material die gleichen Verzerrungen hervorrufen wie die üblichen (nominellen) Spannungen am ungeschädigten Material (Dehnungs-Äquivalenzprinzip), kann das Materialverhalten folgendermaßen beschrieben werden:

$$\hat{\boldsymbol{\sigma}} = \mathbf{C}_d \boldsymbol{\varepsilon} \quad (4.12)$$

Darin ist  $\boldsymbol{\varepsilon}$  der Vektor der Verzerrungskomponenten und  $\mathbf{C}_d$  die mit Schädigungsvariablen ausgestattete Elastizitätsmatrix:

$$\mathbf{C}_d = \frac{1}{D} \begin{bmatrix} (1-d_1)E_1 & (1-d_1)(1-d_2)\nu_{21}E_1 & 0 \\ (1-d_1)(1-d_2)\nu_{12}E_2 & (1-d_2)E_2 & 0 \\ 0 & 0 & D(1-d_{12})G_{12} \end{bmatrix} \quad (4.13)$$

Hierbei gilt  $D = 1 - (1-d_1)(1-d_2)\nu_{21}\nu_{12}$ , wobei  $\nu_{21}$ ,  $\nu_{12}$  die Poisson-Zahlen,  $E_1$ ,  $E_2$  die beiden Elastizitätsmoduln und  $G_{12}$  den Schubmodul für ungeschädigtes Material darstellen.

#### 4.4.2 UD-Analogie

Das eingesetzte Schädigungsmodell von LAPCZYK und HURTADO [40] für UD- Schichten beschreibt die folgenden drei Phasen des Materialverhaltens:

- Linear-elastisches Verhalten des ungeschädigten Materials
- Schädigungsbeginn mittels Initiierungskriterium
- Schädigungsentwicklung mit Evolutionsgesetzen

Die Schädigung des Materials wird durch Degradation der Elastizität (Kapitel 4.4.1) erreicht. Es wird davon ausgegangen, dass die Fasern des Verbundwerkstoffes parallel sind und in Richtung der lokalen Materialachse 1 verlaufen (Abbildung 4.8).

Im UD-Modell werden vier unterschiedliche Versagensmoden berücksichtigt:

- Faserversagen aufgrund von Zugbeanspruchung

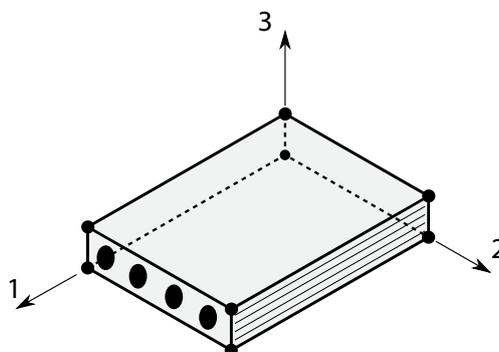


Abbildung 4.8: UD-Schicht

- Faserknicken infolge von Druckbeanspruchungen
- Matrixrisse aufgrund von Zug- und Schubspannungen
- Matrixbruch infolge von Druck- und Schubspannungen

Für den Schädigungsbeginn wird nun das HASHIN-Kriterium verwendet. Dabei werden die vier unterschiedlichen Versagensmechanismen berücksichtigt:

Faser - Zug ( $\hat{\sigma}_{11} \geq 0$ ):

$$F_{ft} = \left( \frac{\hat{\sigma}_{11}}{X^T} \right)^2 + \alpha \left( \frac{\hat{\sigma}_{12}}{S^L} \right)^2 = 1 \quad (4.14)$$

Faser - Druck: ( $\hat{\sigma}_{11} < 0$ ):

$$F_{fc} = \left( \frac{\hat{\sigma}_{11}}{X^C} \right)^2 = 1 \quad (4.15)$$

Matrix - Zug ( $\hat{\sigma}_{22} \geq 0$ ):

$$F_{mt} = \left( \frac{\hat{\sigma}_{22}}{Y^T} \right)^2 + \left( \frac{\hat{\sigma}_{12}}{S^L} \right)^2 = 1 \quad (4.16)$$

Matrix - Druck ( $\hat{\sigma}_{22} < 0$ ):

$$F_{mc} = \left( \frac{\hat{\sigma}_{22}}{2S^T} \right)^2 + \left[ \left( \frac{Y^C}{2S^T} \right)^2 - 1 \right] \frac{\hat{\sigma}_{22}}{Y^C} + \left( \frac{\hat{\sigma}_{12}}{S^L} \right)^2 = 1 \quad (4.17)$$

In den obigen Gleichungen beschreiben  $\hat{\sigma}_{ij}$  die Komponenten des effektiven Spannungstensors.  $X^T$  und  $X^C$  geben die Zug- bzw. Druckfestigkeiten in Faserrichtung an,  $Y^T$  und  $Y^C$  quer dazu in Matrixrichtung.  $S^L$  stellt die Schubfestigkeit in der Ebene dar und  $S^T$  gibt die transversale Schubfestigkeit an.

Der Koeffizient  $\alpha$  gibt an, inwieweit die Schubspannungen im Initiierungskriterium Faser-Zug berücksichtigt werden. Das Modell von HASHIN und ROTEM [80] verwendet die Parameter  $\alpha = 0$  und  $S^T = 0,5Y^C$ . Das Modell von HASHIN [35] verwendet den Wert  $\alpha = 1$ . In dieser Arbeit wird die Schubspannung im Kriterium Faser - Zug nicht berücksichtigt ( $\alpha = 0$ ) und die beiden Schubfestigkeiten mit demselben Wert  $S$  approximiert.

Sobald nun eines der verwendeten Initiierungskriterien erreicht wird, beginnt die Degradation der zugeordneten Steifigkeitskoeffizienten. Die Reduktion der Steifigkeitskoeffizienten wird durch Schädigungsvariablen beschrieben, welche Werte zwischen 0 (ungeschädigt) und 1 (vollständig geschädigt) annehmen können. Zur Formulierung von Evolutionsgesetzen wird die während des Schädigungsprozesses dissipierte Bruchenergie herangezogen. Damit

können die einzelnen Schädigungsvariablen bestimmt werden. Dies stellt eine Verallgemeinerung des Ansatzes von CAMANHO und DÁVILLA [81] für die Modellierung von interlaminaeren Delaminationen bei Kohäsiv-Elementen dar.

In Bezug auf die Schädigungsentwicklung soll hier nochmals kurz auf die Bedeutung einzelner Schädigungsvariablen im UD-Modell eingegangen werden. Den in der Steifigkeitsmatrix verwendeten Schädigungsvariablen  $(d_1, d_2, d_{12})$  kommt hierbei folgende Bedeutung zu: Die Koordinatenrichtung 1 entspricht der Faserrichtung, somit stellt  $d_1$  den momentanen Zustand der Faserschädigung dar,  $d_2$  den Zustand der Matrixschädigung und  $d_{12}$  beschreibt den Zustand der Schädigung aufgrund von Schubbeanspruchungen. Die Schädigungsvariablen können den vier oben angegebenen Versagensmechanismen wie folgt zugeordnet werden:

$$d_1 = d_f = \begin{cases} d_{ft} & \text{für } \hat{\sigma}_{11} \geq 0 \\ d_{fc} & \text{für } \hat{\sigma}_{11} < 0 \end{cases} \quad (4.18)$$

$$d_2 = d_m = \begin{cases} d_{mt} & \text{für } \hat{\sigma}_{22} \geq 0 \\ d_{mc} & \text{für } \hat{\sigma}_{22} < 0 \end{cases} \quad (4.19)$$

$$d_{12} = 1 - (1 - d_{ft})(1 - d_{fc})(1 - d_{mt})(1 - d_{mc}) \quad (4.20)$$

In der Kontinuumsmechanik werden Konstitutivgesetze oftmals in Form von Spannungs-Verzerrungs-Beziehungen ausgedrückt. Dadurch ergibt sich eine starke Netzabhängigkeit in den FEM-Resultaten. Um dieses Problem zu umgehen, wird eine sogenannte charakteristische Länge  $L^c$  eingeführt. Es gibt verschiedene Ansätze diese charakteristische Länge zu definieren. **Abaqus** verwendet bei Schalenelementen zur Bestimmung von  $L^c$  die Quadratwurzel der Fläche, welche einem Integrationspunkt zugeordnet ist.

Die Entwicklung der Schädigungsvariablen wird nun unter Berücksichtigung dieser charakteristischen Länge über die Beziehung sogenannter äquivalenter Spannungen und Verschiebungen für alle vier Fehlermodes errechnet. Der Zusammenhang zwischen äquivalenten Spannungen und Verschiebungen ist in Tabelle 4.2 und Abbildung 4.9 dargestellt. Dabei entspricht der Kurventeil mit der positiven Steigung dem linear-elastischen Materialverhalten vor Schädigungsinitiierung. Der Kurventeil mit einer negativen Steigung entspricht der Schädigungsentwicklung und wird über die in Tabelle 4.2 angegebenen Evolutionsgesetz-

Tabelle 4.2: Definition der äquivalenten Spannungen und Verschiebungen [40]

Fehlermode	$\delta_{\text{eq}}$	$\sigma_{\text{eq}}$
Faser - Zug ( $\hat{\sigma}_{11} \geq 0$ )	$L_c \sqrt{\langle \varepsilon_{11} \rangle^2 + \alpha \varepsilon_{12}^2}$	$\frac{L_c (\langle \sigma_{11} \rangle \langle \varepsilon_{11} \rangle + \alpha \sigma_{12} \varepsilon_{12})}{\delta_{\text{eq}}^{ft}}$
Faser - Druck: ( $\hat{\sigma}_{11} < 0$ )	$L_c \langle -\varepsilon_{11} \rangle$	$\frac{L_c \langle -\sigma_{11} \rangle \langle -\varepsilon_{11} \rangle}{\delta_{\text{eq}}^{fc}}$
Matrix - Zug ( $\hat{\sigma}_{22} \geq 0$ )	$L_c \sqrt{\langle \varepsilon_{22} \rangle^2 + \varepsilon_{12}^2}$	$\frac{L_c (\langle \sigma_{22} \rangle \langle \varepsilon_{22} \rangle + \sigma_{12} \varepsilon_{12})}{\delta_{\text{eq}}^{mf}}$
Matrix - Druck ( $\hat{\sigma}_{22} < 0$ )	$L_c \sqrt{\langle -\varepsilon_{22} \rangle^2 + \varepsilon_{12}^2}$	$\frac{L_c (\langle -\sigma_{22} \rangle \langle -\varepsilon_{22} \rangle + \sigma_{12} \varepsilon_{12})}{\delta_{\text{eq}}^{mc}}$

te beschrieben. In den Gleichungen symbolisiert  $\langle \rangle$  den MACAULEY-Operator, der für alle  $\alpha \in \mathbb{R}$  definiert ist als  $\langle \alpha \rangle = (\alpha + |\alpha|)/2$ .

Basierend auf den äquivalenten Spannungen und Verschiebungen können die Schädigungsvariablen nun wie folgt berechnet werden:

$$d_I = \frac{\delta_{I,\text{eq}}^f (\delta_{I,\text{eq}} - \delta_{I,\text{eq}}^0)}{\delta_{I,\text{eq}} (\delta_{I,\text{eq}}^f - \delta_{I,\text{eq}}^0)}; \quad \delta_{I,\text{eq}}^0 \leq \delta_{I,\text{eq}} \leq \delta_{I,\text{eq}}^f; \quad (4.21)$$

$$I \in \{\text{ft}, \text{fc}, \text{mt}, \text{mc}\}$$

Hierin ist  $\delta_{I,\text{eq}}^0$  die äquivalente Verschiebung bei Schädigungsinitiierung und  $\delta_{I,\text{eq}}^f$  bei vollständiger Materialschädigung. Die Schädigungsentwicklung stellt einen irreversiblen Prozess dar. Schädigungsvariablen können somit während der Berechnung nur anwachsen aber nicht kleiner werden. Gleichung (4.21) ist in Abbildung 4.10 graphisch dargestellt.

Zu beachten bei diesem Vorgehen ist, dass  $\delta_{I,\text{eq}}^f$  im Vorhinein nicht bekannt ist. Zur Berechnung von  $\delta_{I,\text{eq}}^f$  werden nun die bekannten kritischen Bruchenergien verwendet. In Ab-

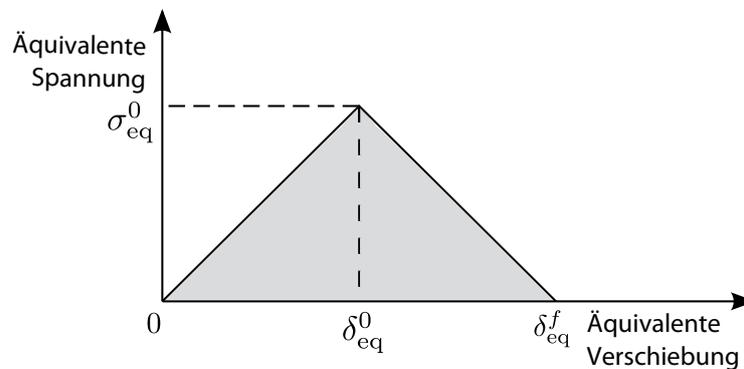


Abbildung 4.9: Beziehung zwischen den äquivalenten Spannungen und Verschiebungen [31]

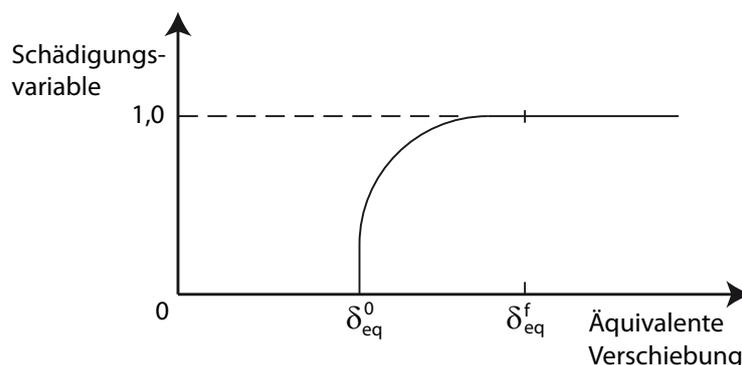


Abbildung 4.10: Entwicklung der Schädigungsvariablen [31]

Abbildung 4.11 ist der Zusammenhang zwischen den dissipierten Bruchenergien während des Schädigungsvorganges und der äquivalenten Spannungen und Verschiebung aufgetragen. Die Fläche unter dem Dreieck OAC entspricht hier den Bruchenergien  $G_I^c$ . Die äquivalente Verschiebung bei vollständiger Schädigung kann unter der Annahme einer linearen Entfestigung wie folgt definiert werden:

$$\delta_{I,eq}^f = \frac{2G_I^c}{\sigma_{I,eq}^0} \quad (4.22)$$

Die Werte  $\sigma_{I,eq}^0$  und  $\delta_{I,eq}^0$  am Punkt der Schädigungsinitiierung werden durch Multiplikation der äquivalenten Spannungen und äquivalenten Verschiebungen mit einer Skalierungsfunktion  $f_I^{sc}$  errechnet:

$$\delta_{I,eq}^0 = \delta_{I,eq} f_I^{sc} \quad (4.23)$$

$$\sigma_{I,eq}^0 = \sigma_{I,eq} f_I^{sc} \quad (4.24)$$

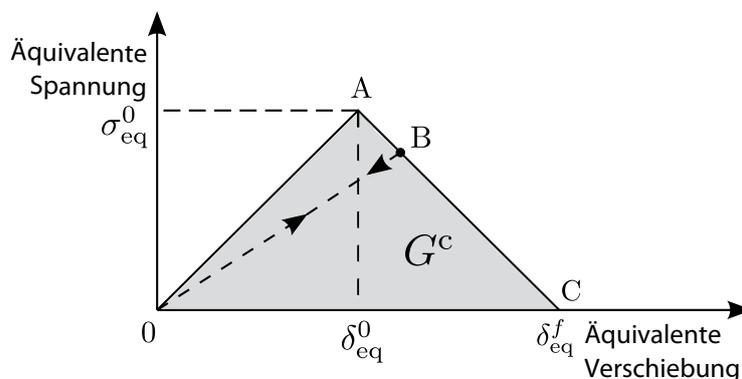


Abbildung 4.11: Zusammenhang zwischen der kritischen Bruchenergie und den äquivalenten Spannungen und Verschiebungen [40]

Die unterschiedlichen Skalierungsfunktionen für die einzelnen Versagensformen sind in Tabelle 4.3 angegeben.

Entlasten aus einem bereits partiell geschädigten Zustand erfolgt entlang eines linearen Pfades zurück zum Ursprung. Bei einer anschließenden weiteren Belastung wird wiederum derselbe Pfad bis zum Erreichen des Punktes B beschritten, anschließend erfolgt eine weitere Zunahme der Schädigung (Abbildung 4.11).

Eine Elementlöschung erfolgt in *Abaqus/Explicit* wenn die Schädigungsvariable für Faser-Zug bzw. Faser-Druck den Maximalwert (Standardmäßig  $d_{\max} = 1$ ) an einem Materialpunkt erreicht hat. Bei dem Einsatz von Schalenelementen entspricht ein Materialpunkt allen in Schalendickenrichtung liegenden Integrationspunkten. Es müssen somit alle Integrationspunkte eines Integrationsbereiches den Maximalwert erreichen, damit eine Elementlöschung stattfindet. Matrixschädigung führt nur zur Degradation der Steifigkeit aber nicht zu einer Löschung der Elemente.

Ziel ist es nun, mit dem beschriebenen UD-Schädigungsmodell eine gewebeverstärkte Laminatschicht zu modellieren. Der Begriff UD-Analogie beschreibt die hierzu verwendete Modellierungsstrategie. Dabei wird eine Gewebelage durch zwei orthogonal übereinander liegenden UD-Schichten innerhalb eines Elementes (composite shell section) approximiert. Der restliche Laminataufbau mit Kohäsiv-Elementen zur Modellierung von Delaminationen wird, wie in Kapitel 4.2.1 beschrieben beibehalten. Das Schichtversagen wird über das UD-Schädigungsmodell beschrieben. In Abbildung 4.12 ist die Schalendefinition eines Elementes mit den orthogonal zueinander liegenden UD-Schichten abgebildet. Nachteilig bei

Tabelle 4.3: Skalierungsfunktionen  $f^{sc}$  [40]

Fehlermode	$f^{sc}$
Faser - Zug ( $\hat{\sigma}_{11} \geq 0$ )	$\frac{1}{\sqrt{F^{ft}}}$
Faser - Druck: ( $\hat{\sigma}_{11} < 0$ )	$\frac{1}{\sqrt{F^{fc}}}$
Matrix - Zug ( $\hat{\sigma}_{22} \geq 0$ )	$\frac{1}{\sqrt{F^{mt}}}$
Matrix - Druck ( $\hat{\sigma}_{22} < 0$ )	$\frac{-\gamma + \sqrt{\gamma^2 + 4\beta}}{2\beta}$
mit $\gamma = \left[ \left( \frac{Y^C}{2S^T} \right)^2 - 1 \right] \frac{\hat{\sigma}_{22}}{Y^C}$ , $\beta = \left( \frac{\hat{\sigma}_{22}}{2S^T} \right)^2 + \left( \frac{\hat{\sigma}_{12}}{S^L} \right)^2$	

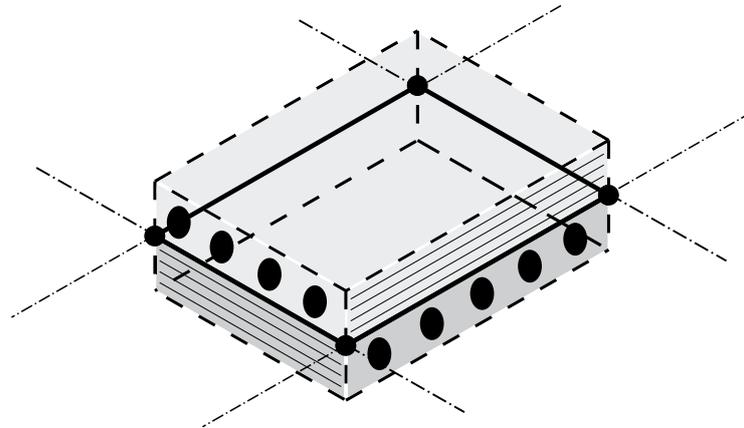


Abbildung 4.12: Schalendefinition in der UD-Analogie

dieser Modellierungsvariante ist, dass kaum Elementlöschungen während der Simulation erfolgen. Hierzu müssten alle Integrationspunkte in Dickenrichtung den Maximalwert einer Schädigungsvariable für Faserversagen erreichen. Durch die unterschiedliche Ausrichtung der Subschichten werden aber sowohl die Faser- als auch Matrixrichtung in einem Schalenelement beansprucht, womit zwei unterschiedliche Schädigungsvariablen aktiviert werden. Ein Ausfall eines Elementes ist nur aufgrund des Poisson-Effektes bei sehr großen Verzerrungen zu erwarten.

### 4.4.3 Gewebemodell

Eine weitere Möglichkeit zur Modellierung von gewebeverstärkten Laminatschichten stellt die Anwendung eines kontinuumsmechanischen Schädigungsmodells für Gewebematerialien dar. Dieses ist bereits in *Abaqus* implementiert und kann über eine VUMAT user subroutine [42] aufgerufen werden. Das Modell baut auf den in Kapitel 4.4.2 beschriebenen Modellierungsansatz für UD-Schichten auf. Dabei wird ein elastisch-sprödes Versagensverhalten für die beiden orthogonalen Faserrichtungen angesetzt. Vergleichbar mit dem UD-Modell für Schädigung in Faserrichtung. Davon entkoppelt wird das Modell um einen elastisch-plastischen Ansatz zur Modellierung der Matrixschädigung unter Schubbeanspruchung erweitert (JOHNSON [41]).

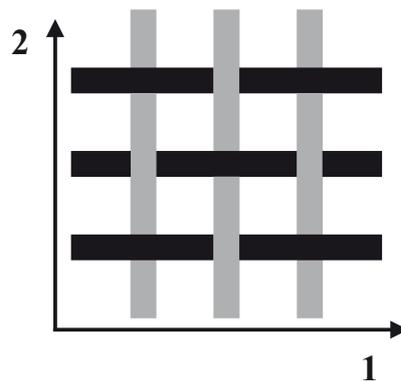


Abbildung 4.13: Skizze - Gewebematerial [42]

Eine Skizze des Gewebematerials, wie es zur Beschreibung der Konstitutivgesetze verwendet wird, ist in Abbildung 4.13 ersichtlich. Das Modell setzt ein homogenes, orthotropes, elastisches Materialverhalten voraus. Schädigung wird wiederum durch die Degradation der Steifigkeitskoeffizienten erzielt. Die beiden Fehlermodi Faser- und Matrixschädigung werden vollständig entkoppelt berechnet.

Das Modell zur Beschreibung der Faserschädigung beruht auf dem Modellierungsansatz von UD-Schichten. Die verwendeten Schädigungsvariablen können wie folgt beschrieben werden:

$$d_1 = \begin{cases} d_{1t} & \text{für } \hat{\sigma}_{11} \geq 0 \\ d_{1c} & \text{für } \hat{\sigma}_{11} < 0 \end{cases} \quad (4.25)$$

$$d_2 = \begin{cases} d_{2t} & \text{für } \hat{\sigma}_{22} \geq 0 \\ d_{2c} & \text{für } \hat{\sigma}_{22} < 0 \end{cases} \quad (4.26)$$

Die Schädigungsvariablen  $d_1$  und  $d_2$  berücksichtigen somit nur Faserbruch und keine Matrixschädigung.

Die Schädigungsinitiierung erfolgt nicht über das HASHIN-Kriterium sondern lediglich über

ein einfaches Maximalspannungskonzept:

$$F_{1t} = \frac{\langle \hat{\sigma}_{11} \rangle}{X^T} = 1 \quad (4.27)$$

$$F_{1c} = \frac{\langle -\hat{\sigma}_{11} \rangle}{X^C} = 1 \quad (4.28)$$

$$F_{2t} = \frac{\langle \hat{\sigma}_{22} \rangle}{Y^T} = 1 \quad (4.29)$$

$$F_{2c} = \frac{\langle -\hat{\sigma}_{22} \rangle}{Y^C} = 1 \quad (4.30)$$

$F_{1t}$  bis  $F_{2c}$  stellen hierbei die Aktivierungsfunktionen und  $\hat{\sigma}_{11}$  bzw.  $\hat{\sigma}_{22}$  die effektiven Spannungen dar. Schädigung setzt somit ein, sobald ein definierter Festigkeitswert  $X$  bzw.  $Y$  in den Orthotropieachsen 1 und 2 entweder unter Zug- oder Druckbeanspruchung überschritten wird. Anschließend wird die Schädigungsvariable aktiviert und folgt demselben Verlauf, wie in Abbildung 4.10 dargestellt.

Die Materialantwort unter Schubbelastung wird hauptsächlich durch das nichtlineare Verhalten des Matrixwerkstoffes vorgegeben. Dabei haben Plastizität und Degradation der Steifigkeit während des Schädigungsvorganges aufgrund von Matrix Mikrorissen eine entscheidende Bedeutung.

Zur Beschreibung der effektiven Spannungen im elastischen Bereich kommt derselbe Ansatz, wie in Kapitel 4.4.1 erläutert, zum Einsatz.

$$\hat{\sigma}_{12} = \frac{\sigma_{12}}{(1 - d_{12})} = 2G_{12_d} \varepsilon_{12}^{el} = 2G_{12_d} (\varepsilon_{12} - \varepsilon_{12}^{pl}) \quad (4.31)$$

Plastizität wird im Modell folgendermaßen beschrieben: Fließbeginn setzt ein, sobald folgende Aktivierungsfunktion erreicht ist:

$$F = |\hat{\sigma}_{12}| - \hat{\sigma}_0(\bar{\varepsilon}^{pl}) \leq 0 \quad (4.32)$$

$\hat{\sigma}_{12}$  stellt hierin die effektiven Schubspannungen dar und  $\hat{\sigma}_0(\varepsilon^{pl})$  die Verfestigungsfunktion in der Form:

$$\hat{\sigma}_0(\bar{\varepsilon}^{pl}) = \hat{\sigma}_{y0} + C(\bar{\varepsilon}^{pl})^p \quad (4.33)$$

$\hat{\sigma}_{y0}$  beschreibt die effektive Anfangsfließspannung und  $C, p$  stellen Koeffizienten zur Beschreibung des Verfestigungsgesetzes dar.

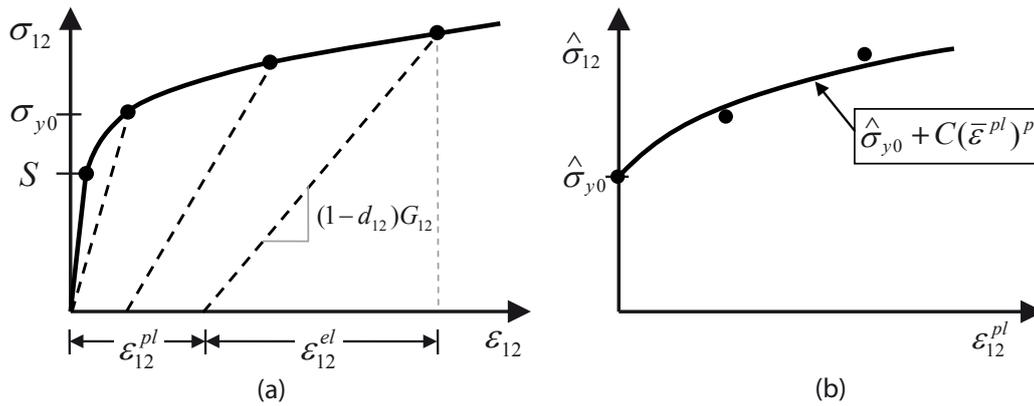


Abbildung 4.14: Gewebemodell: (a) Schematische Darstellung des Spannungs-Verzerrungsverhaltens von FKV, (b) Verfestigungsgesetz unter Schubbeanspruchung [42]

Eine typische Spannungs-Verzerrungs-Beziehung von Faser-Kunststoff-Verbunden unter Schubbeanspruchung sowie die zugehörige Funktion zur Approximation der Verfestigung ist in Abbildung 4.14 dargestellt.

Zur Schädigungsinitiierung kommt wiederum ein Maximalspannungskonzept zum Einsatz:

$$F_{12} = \frac{|\hat{\sigma}_{12}|}{S} = 1 \tag{4.34}$$

Zur Beschreibung der Entwicklung der Schädigungsvariable kommt der Ansatz von JOHNSON [41] zur Anwendung. Dabei wird angenommen, dass ein logarithmischer Zusammenhang zwischen der Schädigungsvariable  $d_{12}$  und der effektiven Schubspannung  $\hat{\sigma}_{12}$  besteht (Abbildung 4.15).

Die Elementlöschung erfolgt nun entweder aufgrund von Faserschädigung oder Matrixschädigung. Hierzu gibt es unterschiedliche Möglichkeiten zur Definition. In dieser Arbeit wird

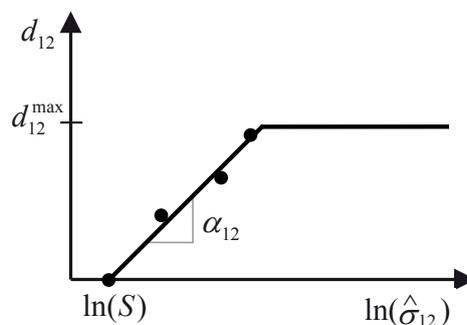


Abbildung 4.15: Entwicklung der Schädigungsvariable  $d_{12}$  [42]

angenommen, dass das Erreichen des Maximalwertes einer Schädigungsvariable  $d_1$  oder  $d_2$  ausreicht, um ein Element zu löschen. Dies kann sowohl aufgrund von Zug- bzw. Druckbeanspruchung erfolgen. Unter Schubbeanspruchung, also aufgrund von Matrixschädigung, wird das Element ab Erreichen einer maximalen Verzerrung  $\bar{\varepsilon}^{pl} = \bar{\varepsilon}_{\max}^{pl}$  gelöscht. Im Vergleich zur UD-Analogie wird nicht nur die Degradation der Steifigkeit modelliert, sondern auch der komplette Ausfall der Elemente erreicht.

#### 4.4.4 Materialparameter

Die zur Simulation verwendeten Materialparameter beziehen sich auf ein Gewebe-Prepreg aus einer Epoxidharzmatrix PREPREG C CYCOM 5276-1 und Kohlenstofffasern 6KHTA. Die Berechnungsparameter wurden vom ILSB für das Gewebemodell zur Verfügung gestellt. Zur Modellierung des plastischen Verhaltens des Matrixwerkstoffes standen keine Daten für das angeführte Material zur Verfügung. Aus diesem Grund wurden die fehlenden Daten von einem ähnlichen Material aus einer Epoxidharzmatrix CYCOM977 mit Kohlenstofffasern HTS40 aus [37] verwendet. Die Parameter für die UD-Analogie wurden aus den Daten des Gewebemodelles errechnet, sodass sich bei Anwendung beider Modelle identisches Materialverhalten ergibt.

Der verwendete Laminataufbau besteht aus acht Einzellagen mit einer jeweiligen Schichtdicke von 0,5 mm. Somit ergibt sich eine Laminatdicke von 4,0 mm. Die Massendichte der eingesetzten Prepreg-Schichten wird mit  $\rho_{\text{fab}}$  bezeichnet. Aufgrund des verwendeten Modellierungsansatzes wird die Dichte der Einzelschichten auch auf die umliegenden Interfaceschichten im Verhältnis  $\frac{1}{3} : \frac{1}{3} : \frac{1}{3}$  aufgeteilt. Daraus ergibt sich, dass die oberste und unterste Laminatschicht andere Massendichten  $\rho_L^{\text{out}}$  im Vergleich zu den inneren Lagen  $\rho_L^{\text{in}}$  aufweisen. Die Masse der Interfaceschichten  $\rho_{\text{int}}$  wird pro Flächeneinheit angegeben.

In Tabelle 4.4 sind die für beide Modelle verwendeten Massendichten angegeben. Die benötigten Materialparameter zur Anwendung der UD-Analogie sind in Tabelle 4.5 angegeben. Die zur Definition des Gewebematerials erforderlichen Parameter sind in Tabelle 4.6 zusammengefasst. Die zur Beschreibung von Plastizität und Matrixschädigung unter Schubbeanspruchung benötigten Koeffizienten und Parameter sind in Tabelle 4.7 angegeben.

Tabelle 4.4: Massendichten für den verwendeten Modellierungsansatz

$\rho_{\text{fab}}$	$\rho_{\text{L}}^{\text{out}}$	$\rho_{\text{L}}^{\text{in}}$	$\rho_{\text{int}}$
1560 kg/m <sup>3</sup>	1040 kg/m <sup>3</sup>	520 kg/m <sup>3</sup>	316,992 kg/m <sup>3</sup>

Tabelle 4.5: Materialdaten UD-Analogie

Elastisches Materialverhalten					
$E_1$	$E_2 = E_3$	$G_{12} = G_{13}$	$G_{23}$	$\nu_{12} = \nu_{13}$	$\nu_{23}$
103,56 GPa	10,066 GPa	4,2058 GPa	4,2058 GPa	0,33	0,2857
Nominelle Festigkeiten					
$X^{\text{T}}$	$X^{\text{C}}$	$Y^{\text{T}}$	$Y^{\text{C}}$	$S^{\text{T}}$	$S^{\text{L}}$
1541,5 MPa	1172,9 MPa	62,742 MPa	243,83 MPa	115,83 MPa	115,83 MPa
Kritische Bruchenergien					
	$G_{\text{ft}}^{\text{c}}$	$G_{\text{fc}}^{\text{c}}$	$G_{\text{mt}}^{\text{c}}$	$G_{\text{mc}}^{\text{c}}$	
	89.8 N/mm	78.3 N/mm	0.2 N/mm	0.8 N/mm	

Tabelle 4.6: Materialdaten Gewebemodell

Elastisches Materialverhalten				
$E_1$	$E_2$	$G_{12}$	$\nu_{12}$	
56,813 GPa	56,813 GPa	4,2058 GPa	0,047	
Nominelle Festigkeiten				
$X^{\text{T}}$	$X^{\text{C}}$	$Y^{\text{T}}$	$Y^{\text{C}}$	$S$
802,11 MPa	707,88 MPa	802,11 MPa	707,88 MPa	115,83 MPa
Kritische Bruchenergien				
$G_{1\text{t}}^{\text{c}}$	$G_{1\text{c}}^{\text{c}}$	$G_{2\text{t}}^{\text{c}}$	$G_{2\text{c}}^{\text{c}}$	
44,9 N/mm	39,15 N/mm	44,9 N/mm	39,15 N/mm	

Tabelle 4.7: Gewebemodell - Parameter für Plastizität und Matrixschädigung

$\alpha_{12}$	$d_{12}^{\text{max}}$	$\sigma_{y0}$	$C$	$p$
0,18634	1,0	22,8 MPa	250	0.45

## 4.5 Interface

Delaminationen treten bei Versagen eines Faser-Kunststoff-Verbundes bevorzugt zwischen den Einzelschichten auf. Da die Ebenen der Interfaceschäden bekannt sind, können die Kohäsiv-Elemente gezielt zwischen den einzelnen Laminatschichten angeordnet werden (siehe Kapitel 4.2.1). Durch den Einsatz von Kohäsivzonenmodellen kann sowohl die Schädigungsinitiierung als auch die Schädigungsentwicklung über Separationsgesetze beschrieben werden.

### 4.5.1 Kohäsivzonenmodell

Kohäsivzonenmodelle werden üblicherweise bei Problemen mit vernachlässigbar dünnen Interfaceschichten eingesetzt. Über sogenannte Separations- oder Kohäsivgesetze wird ein Zusammenhang zwischen dem Vektor der Kohäsivspannungen  $\mathbf{t}$  und dem Vektor der Separationen  $\boldsymbol{\delta}$  der Grenzflächen hergestellt. [28]

Das in dieser Arbeit verwendete Kohäsivgesetz beschreibt ein linear-elastisches Materialverhalten, gefolgt von einer Schädigungsinitiierung mit einer nachfolgenden, progressiven Degradation der Steifigkeit während der Schädigungsentwicklung. Die Dicke der Kohäsiv-Elemente beträgt standardmäßig „1“ wodurch Separationen und Verzerrungen dieselben Werte annehmen.

Der Zusammenhang zwischen Separationen und Kohäsivspannungen kann im linear-elastischen Bereich vor Schädigungsinitiierung wie folgt beschrieben werden [31]:

$$\mathbf{t} = \begin{Bmatrix} t_n \\ t_s \\ t_t \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} K_{nn} & K_{ns} & K_{nt} \\ K_{ns} & K_{ss} & K_{st} \\ K_{nt} & K_{st} & K_{tt} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \delta_n \\ \delta_s \\ \delta_t \end{Bmatrix} = \mathbf{K}\boldsymbol{\delta} \quad (4.35)$$

Der Separationsvektor  $\boldsymbol{\delta}$  sowie die Kohäsivspannungen  $\mathbf{t}$  bestehen jeweils aus einer Normalenkomponente Index (n) und zwei Schubkomponenten Indizes (s und t). Die Steifigkeitsmatrix  $\mathbf{K}$  stellt hierbei einen vollständig gekoppelten Zusammenhang zwischen allen Komponenten des Separationsvektors mit den Kohäsivspannungen her. Zur Vereinfachung dieses Ansatzes kann eine entkoppelte Beziehung verwendet werden, wodurch alle drei Moden separat

betrachtet werden können und keine Interaktion entsteht. Somit können Separationen in Normalenrichtung keine Kohäsivspannungen in Schubrichtung hervorrufen.

$$\mathbf{t} = \begin{Bmatrix} t_n \\ t_s \\ t_t \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} K_{nn} & 0 & 0 \\ 0 & K_{ss} & 0 \\ 0 & 0 & K_{tt} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \delta_n \\ \delta_s \\ \delta_t \end{Bmatrix} = \mathbf{K}\boldsymbol{\delta} \quad (4.36)$$

Der Schädigungsbeginn wird wiederum über ein Initiierungskriterium definiert. In dieser Arbeit kommt ein quadratisches Spannungskriterium von BREWER und LAGACE [44] zum Einsatz:

$$\left\{ \frac{\langle t_n \rangle}{t_n^0} \right\}^2 + \left\{ \frac{t_s}{t_s^0} \right\}^2 + \left\{ \frac{t_t}{t_t^0} \right\}^2 = 1 \quad (4.37)$$

Die Kohäsivspannungen mit hochgestellten Index 0 repräsentieren hierbei die nominellen Interfacefestigkeiten. Außerdem ist ersichtlich, dass auf  $t_n$  der MACAULEY-Operator angewendet wird. Daraus ergibt sich, dass Schädigung lediglich aufgrund von Zugspannungen in Normalenrichtung hervorgerufen werden kann. Druckspannungen führen bei dem angewendeten Kriterium zu keiner Schädigungsinitiierung.

Nach Schädigungsbeginn erfolgt die Degradation der Interfacesteifigkeit. Um die Schädigungsentwicklung berechnen zu können, muss ein Evolutionsgesetz definiert werden. Dazu wird eine Schädigungsvariable  $D$  für alle drei Beanspruchungsfälle eingeführt. Zur Beschreibung der Spannungskomponenten während der Schädigungsentwicklung wird folgender Ansatz gewählt [31]:

$$t_n = \begin{cases} (1 - D)\bar{t}_n & \text{für } \bar{t}_n \geq 0 \\ \bar{t}_n & \text{für } \bar{t}_n < 0 \text{ (keine Schädigung unter Druckbeanspruchung)} \end{cases} \quad (4.38)$$

$$t_s = (1 - D)\bar{t}_s \quad (4.39)$$

$$t_t = (1 - D)\bar{t}_t \quad (4.40)$$

Die Kohäsivspannungen  $\bar{t}_n$ ,  $\bar{t}_s$  und  $\bar{t}_t$  stellen hierbei die nominellen Spannungen im ungeschädigten Zustand dar.

Um nun das Schädigungsverhalten unter einer kombinierten Beanspruchung aller drei Belastungsfälle beschreiben zu können, wird eine effektive Separation eingeführt (CAMANHO

und DAVILA [81]):

$$\delta_m = \sqrt{\langle \delta_n \rangle^2 + \delta_s^2 + \delta_t^2} = \sqrt{\langle \delta_n \rangle^2 + \delta_{\text{shear}}^2} \quad (4.41)$$

Die Schädigungsentwicklung wird über ein lineares Evolutionsgesetz mithilfe eines Energiekriteriums beschrieben. Diese Vorgangsweise ist ident zu der in Kapitel 4.4.2 beschriebenen Schädigungsevolution beim UD-Schädigungsmodell. In Abbildung 4.16 ist das vollständige Kohäsivgesetz dargestellt. Eine Entlastung aus einem bereits geschädigten Bereich erfolgt linear zurück zum Ursprung. Eine nachfolgende, weitere Belastung erfolgt wieder über denselben Pfad mit der niedrigeren Steifigkeit.

Um nun ein Kriterium für die Schädigungsentwicklung mit kombinierten Belastungsfällen zu erhalten, wird ein sogenanntes Mode-Mix-Kriterium nach BENZEGGAGH-KENANE [45] verwendet:

$$G_n^c + (G_s^c - G_n^c) \left\{ \frac{G_S}{G_T} \right\}^\eta = G^c \quad (4.42)$$

Dieses Kriterium ist sinnvoll, wenn die kritischen Bruchenergien  $G_s^c = G_t^c$  (Mode II = III) gleich sind [31]. Die während der Delaminationsausbreitung absorbierte Bruchenergie setzt sich aus allen drei Belastungsfällen zusammen. Die aufzuwendende Gesamtenergie ergibt sich somit aus  $G_T = G_n + G_S$ , wobei die durch die beiden Schubmodes absorbierte Bruchenergie zusammengefasst wird  $G_S = G_s + G_t$ . Der Exponent  $\eta$  beschreibt den Einfluss der Schubbeanspruchung auf das angewendete Kriterium. In Abbildung 4.17 ist eine schematische Darstellung des Energiekriteriums angegeben. Die vertikale Achse beschreibt hierbei die auftretenden Kohäsivspannungen und die beiden horizontalen Achsen geben die Werte der Normalen- sowie der Schubseparationen an. Die unshattierten Dreiecke stellen die

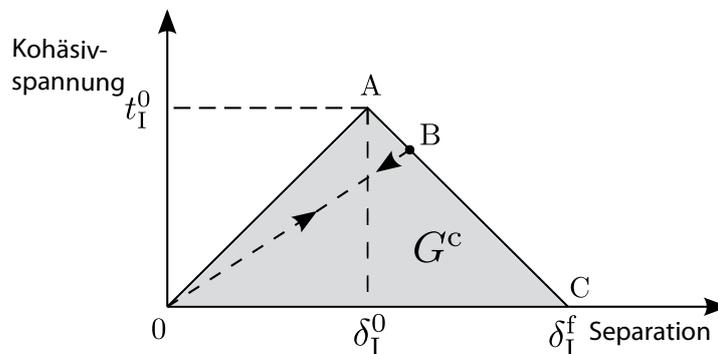


Abbildung 4.16: Kohäsivgesetz mit linearer Entfestigung [31]

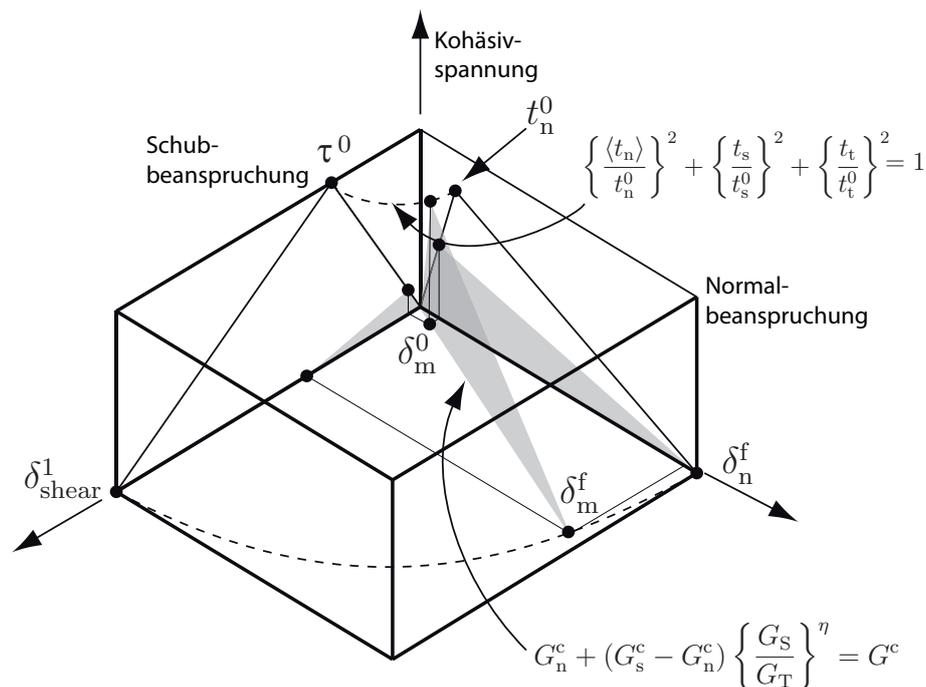


Abbildung 4.17: Mode-Mix-Kriterium [31]

Kohäsivgesetze für den jeweiligen Belastungsmodus dar. Alle möglichen Flächen zwischen diesen Bereichen werden über das Energiekriterium beschrieben.

Eine Elementlöschung bei Kohäsiv-Elementen erfolgt, wenn die Schädigungsvariable  $D$  den Maximalwert (standardmäßig  $D_{\max} = 1$ ) an allen Integrationspunkten erreicht und keiner dieser Punkte druckbelastet ist. Es müssen also alle Integrationspunkte geöffnet sein. Grundsätzlich werden Kohäsiv-Elemente aufgrund von reiner Druckbelastung nicht geschädigt. Ein sowohl auf Druck als auch Schub belastetes Element kann in der Standarddefinition von **Abaqus** selbst bei Erreichen vollständiger Schädigung aufgrund von Schubbeanspruchung nicht gelöscht werden. Dieses Verhalten kann durch die zusätzliche Verwendung von Schädigung unter Druckbeanspruchung abgeändert werden (Cohesive Compression Damage [82]). Dadurch ist es möglich, dass auch druckbeanspruchte Kohäsiv-Elemente unter Schubbelastung schädigen (Degradation der Steifigkeit) und gelöscht werden.

## 4.5.2 Interface - Parameter

Die zur Simulation verwendeten Parameter wurden aus [37] entnommen. Diese stellen Interfacefestigkeiten für UD-Lamine dar. Daten für Gewebematerialien standen nicht zur Verfügung. Die Effekte von gewebten Fasern auf die Schichtschädigung („Stick-Slip-Effekt“ - Kapitel 2.3.3) werden z.B. in [69] diskutiert. Gewebeverstärkte Materialien zeigen im Allgemeinen höhere Interfacefestigkeiten als UD-Schichten, das Delaminationsverhalten wird somit etwas überschätzt. Die vorliegenden Daten werden sowohl für das Gewebemodell als auch für die UD-Analogie verwendet.

In Tabelle 4.8 sind die zur Definition der Kohäsiveigenschaften der Interfaceschichten benötigten Parameter eingetragen. Dabei beschreibt der Index  $n$  die Koordinatenrichtung normal zum Interface und die Indizes  $s$ ,  $t$  die beiden Schubrichtungen in der Ebene. Der Koeffizient  $\eta$  zur Beschreibung des Mode-Mix-Kriterium nach BENZEGGAGH-KENANE wird mit  $\eta = 2$  angenommen.

Tabelle 4.8: Interface - Parameter

Interface - Steifigkeiten		
$K_{nn}$	$K_{ss}$	$K_{tt}$
$10^6$ MPa	$10^6$ MPa	$10^6$ MPa
Nominelle Festigkeiten		
$t_n$	$t_s$	$t_t$
60 MPa	79,289 MPa	79,289 MPa
Kritische Bruchenergien		
$G_n^c$	$G_s^c$	$G_t^c$
0,133 N/mm	0,460 N/mm	0,460 N/mm

## 4.6 Kontakt

Der Impactor im LVI-Modell trifft auf den Faser-Kunststoff-Verbund auf. Daraus ergibt sich die erste Kontaktbedingung an der Oberseite des Laminates. Durch Schädigung der Interfaceschichten und durch Ausfall einzelner Kohäsiv-Elemente könnte es zur gegenseitigen Durchdringung der Laminatschichten kommen. Aus diesem Grund müssen auch zwischen den Einzelschichten Kontaktbedingungen definiert werden. Im CAI-Modell kann es bei der Bestimmung der Restdruckfestigkeit zum Beulen von Sublaminaten kommen, wodurch auch hier dieselben Kontaktbedingungen zwischen den Einzelschichten benötigt werden. Die nachfolgenden Erläuterungen wurden hauptsächlich aus [31, 76] entnommen.

### 4.6.1 Kontaktalgorithmus

Abaqus/Explicit stellt zwei unterschiedliche Kontaktalgorithmen zur Verfügung, den General-Contact-Algorithmus sowie den Contact-Pair-Algorithmus. Es ist aus mathematisch numerischer Sicht relativ einfach, während der Analyse entstehende Kontakte automatisch zu erkennen (allgemeiner Kontakt), so dass auf die Definition von möglichen Kontaktpaaren oftmals verzichtet werden kann [76]. Außerdem stellt die Contact-Pair-Formulierung strengere Anforderungen an z.B. Elementtypen, Flächendefinitionen und benötigt allgemein eine etwas genauere Kontakt-Spezifikation, bietet dafür aber z.B. Vorteile bei Problemen mit adaptiver Netzverfeinerung. Die General-Contact-Formulierung benötigt keine Vorgabe von Kontaktflächen und berechnet einen auftretenden Kontakt während der Simulation automatisch. Auch Selbstkontakt und Elementerosion wird von dem Algorithmus unterstützt. Zusätzlich ist bei der Verwendung von mehreren Rechenkernen eine leichtere Dekomposition des Modelles im Vergleich zum Kontaktpaar-Algorithmus möglich. Dieses stellt ein entscheidendes Kriterium bei den in dieser Arbeit zu behandelnden Problemen dar. Aufgrund der angeführten Punkte wird der General-Contact-Algorithmus zur Modellierung verwendet.

Der verwendete Kontaktalgorithmus benötigt die folgenden Definitionen:

- Definition des Kontaktbereiches
- Definition der Oberflächeneigenschaften

- Definition der mechanischen Eigenschaften
- Definition der Kontaktformulierung
- Definition der Kontaktinitialisierung
- Definition der Einstellungen des Kontaktalgorithmus

Der Kontaktbereich in den Modellen wird so gewählt, dass der Impactor mit der obersten Laminatschicht und jede darunter liegende Lage jeweils mit den benachbarten Schichten in Kontakt treten kann. Diese manuelle Definition ist erforderlich, da der Algorithmus eine bestimmte Kontaktdicke (standardmäßig Kontaktdicke = Schalendicke) bei der Verwendung von Strukturelementen nicht überschreiten darf. Bei einer zu dicken Schalendefinition im Vergleich zu den Elementabmessungen könnte bereits Selbstkontakt im Element selbst hergestellt werden. Um dieses Problem zu umgehen wird die zur Kontaktdefinition verwendete Kontaktdicke automatisch verringert. Durch die in den Modellen gewählten Elementabmessungen (siehe Kapitel 4.2.3) würde eine Reduktion der Kontaktdicke erfolgen. Aus diesem Grund wird Selbstkontakt für die einzelnen Laminatschichten deaktiviert und die einzelnen Kontaktpaare manuell definiert. Dadurch ist keine automatische Dickenreduktion erforderlich. Durch eine manuelle Reduktion der Kontaktdicke kann jedoch bei dem verwendeten Modellierungsansatz Rechenzeit eingespart werden. Solch eine Reduktion bewirkt, dass zu Beginn der Simulation die einzelnen Laminatschichten nur über Kohäsiv-Elemente verbunden sind und keine zusätzlichen Kontaktbedingungen berechnet werden müssen. Eine Kontaktinitialisierung zu Beginn der Simulation wird somit ebenfalls nicht benötigt.

Die mechanischen Eigenschaften zwischen Impactor und dem Laminat sowie zwischen den Einzellagen werden als reibungslos angenommen und mit einer harten Kontaktformulierung modelliert. Harter Kontakt setzt voraus, dass bei geöffnetem Kontakt keine Kräfte übertragen werden können. Penetrationen sind nicht erlaubt, können aber aufgrund der gewählten Kontaktformulierung in geringer Weise auftreten. Sobald Kontakt hergestellt ist, werden alle auftretenden Druckkräfte zwischen den Oberflächen übertragen. Der Zusammenhang zwischen Kontaktdruck und Abstand ist in Abbildung 4.18 dargestellt. Dieser Verlauf kann als idealisiert angenommen werden, da ein Penalty-Verfahren (Kapitel 4.6.2) zum Einsatz kommt, welches zur Berechnung der Kontaktkräfte eine gewisse Durchdringung der Kontaktpartner benötigt. Außerdem verwendet **Abaqus/Explicit** bei der Anwendung einer

harten Kontaktformulierung mittels Penalty-Verfahren standardmäßig eine Kontaktdämpfung ( $B = 0.03$ ). Die Dämpfungskraft wird folgendermaßen errechnet:

$$f_{vd} = B\sqrt{4mk_c v_{rel}^{el}} \quad (4.43)$$

Hierin stellen  $m$  die Knotenmasse,  $k_c$  die Kontaktsteifigkeit des Knotens und  $v_{rel}^{el}$  die relative Geschwindigkeit zwischen den beiden Kontaktpartnern unter elastischer Deformation dar.

Abaqus/Explicit bietet derzeit bei der Verwendung von General-Contact nur eine Finite-Sliding-Formulierung an. Vorteil hierbei ist, dass die beteiligten Kontaktpartner große Verschiebungen während der Simulation zurücklegen dürfen. Eine Berücksichtigung kleiner Gleitwege und somit eine Reduktion der Rechenzeit ist nur bei der Verwendung von Kontaktpaaren möglich.

Der General-Contact-Algorithmus kann auch in Problemen mit Elementlöschung eingesetzt werden. Dabei kann definiert werden, ob Knoten ohne umliegende Elemente im Modell verbleiben sollen oder nicht. In den durchgeführten Berechnungen wird davon ausgegangen, dass großflächige Delaminationen auftreten und Kohäsiv-Elemente gelöscht werden. Elementlöschungen in den Laminatschichten werden jedoch nur vereinzelt auftreten, wodurch kaum „fliegende“ Knoten entstehen werden. Somit wird auf die Löschung von einzelnen Knoten während der Simulation verzichtet.

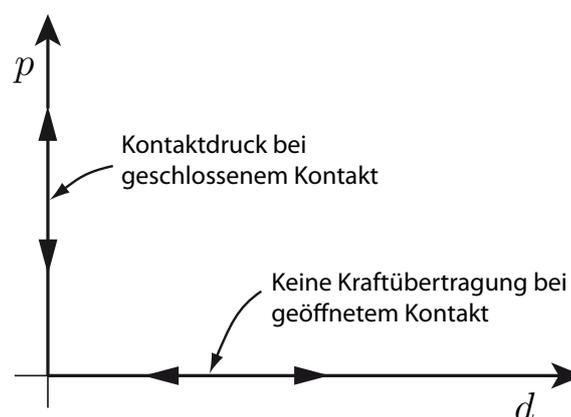


Abbildung 4.18: Beschreibung der Kontakteigenschaften mittels Kontaktdruck-Abstands-Kurven [76]

## 4.6.2 Penalty - Verfahren bei expliziter Zeitintegration

Das Prinzip der Penalty-Methode ist in Abbildung 4.19 dargestellt. Hierbei wird für jeden Kontaktpunkt eine Feder eingeführt, die der Durchdringung entgegenwirkt. Die im nächsten Schritt aufzubringende Kontaktkraft kann somit folgendermaßen berechnet werden:

$$F = k_c d_N \quad (4.44)$$

Das Penalty Verfahren mit dem General-Contact-Algorithmus verwendet ein symmetrisches Master-Slave-Konzept. Dabei werden die Kontaktkräfte doppelt errechnet. Dazu wird im ersten Durchgang eine Fläche als Masterfläche gehandhabt und im zweiten Durchgang die korrespondierende zweite Fläche als Masterfläche definiert. Aus den beiden Berechnungsergebnissen wird ein gewichteter Durchschnitt der errechneten Kontaktkräfte bestimmt und auf die jeweiligen Knoten im nächsten Berechnungsschritt aufgebracht. Dadurch wird eine geringere Durchdringung der Kontaktpaare erzielt. Der Unterschied zwischen reiner Master-Slave-Formulierung und symmetrischer Formulierung ist in Abbildung 4.20 dargestellt.

Ein Vorteil der Penalty-Methode ist, dass keine zusätzlichen Freiheitsgrade im Modell entstehen - die Größe des Gleichungssystems bleibt unverändert. Es wird aber eine zusätzliche

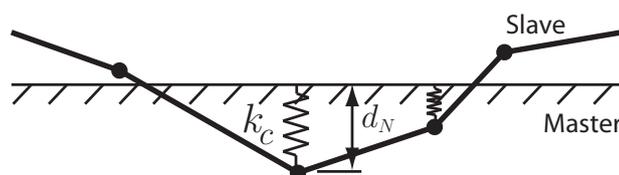


Abbildung 4.19: Penalty - Methode [76]

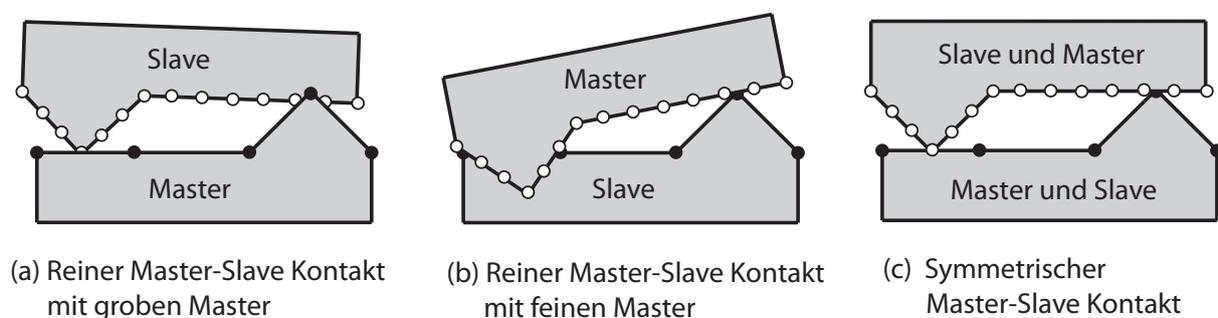


Abbildung 4.20: Varianten des Master - Slave - Konzeptes (abgeändert aus [76])

Steifigkeit in das Modell eingebracht, wodurch sich Auswirkungen auf das stabile Zeitinkrement ergeben können. Für eine harte Kontaktformulierung wird die Penalty-Steifigkeit automatisch errechnet. Diese wird so gewählt, dass das stabile Zeitinkrement, der beim Kontakt beteiligten deformierbaren Elemente, um zirka 4% reduziert wird [31]. Penalty-Steifigkeiten zwischen Starrkörpern werden so gewählt, dass sich keine Auswirkungen auf das stabile Zeitinkrement ergeben. Die so bestimmten Penalty-Steifigkeiten der einzelnen Kontaktpaare können über Skalierfaktoren abgeändert werden.

In impliziten Verfahren werden die korrekten Penalty-Kräfte iterativ ermittelt. Dadurch kommt es zu keiner Durchdringung der beiden Kontaktpartner. Bei expliziten Integrationsverfahren werden die Penalty-Kräfte in einem Zeitschritt ermittelt und erst im nächsten Zeitschritt an den Kontaktknoten aufgebracht. Aufgrund der kleinen Zeitschrittweite ergeben sich nur vergleichsweise geringe Durchdringungen, bevor diese von den errechneten Penalty-Kräften unterbunden werden. Die Auswirkungen dieser errechneten Kräfte werden aber erst im nachfolgenden Zeitschritt ersichtlich.

### 4.6.3 Kontakt - Parameter

Es kommt ein Penalty-Verfahren mit einem General-Contact-Algorithmus zum Einsatz. Die während des Impact-Vorganges auftretenden Penalty-Kräfte zwischen den Einzellagen können im Wesentlichen über die in Tabelle 4.9 angeführten Parameter beeinflusst werden. Genauere Ausführungen zur Wahl dieser Parameter als auch zur verrichteten Arbeit der Penalty-Kräfte während der Simulation sind in Anhang A angeführt.

Tabelle 4.9: Kontakt - Parameter

Skalierfaktoren	
Reduktion der Kontaktdicke der Schalenelemente	0,8
Reduktion der Penalty - Steifigkeit zwischen den Laminatschichten	0,001

# Kapitel 5

## Simulationsergebnisse und Diskussion

Die numerischen Simulationsergebnisse werden nachfolgenden dargestellt und erläutert. Einführend wird ein kurzer Überblick über die unterschiedlichen Berechnungsmodelle sowie deren Bezeichnung gegeben. Anschließend werden die Ergebnisse der LVI- und CAI-Modelle angeführt und die Unterschiede in den Modellierungsstrategien dargestellt. Abschließend werden die Simulationsergebnisse mit Versuchsergebnissen [21, 83] verglichen.

### 5.1 Berechnungsmodelle

Insgesamt wurden 20 unterschiedliche Berechnungen durchgeführt. Dabei wird grundsätzlich in LVI-Modelle (zur Vorschädigung der Versuchsplatte) und in CAI-Modelle (zur Bestimmung der Restdruckfestigkeit) unterschieden. Eine weitere Unterteilung erfolgt nach der eingebrachten Impactenergie während des Stoßvorganges. Die unterschiedlichen Modellierungsstrategien der Schichten, wie Gewebemodell und UD-Analogie, bilden die nächste Einteilung. Abschließend erfolgt noch eine Unterteilung in verschiedene Faserorientierungen des Laminataufbaues. Die Zusammensetzung der Modellbezeichnung ist in Abbildung 5.1 dargestellt.

Mit unterschiedlicher Faserorientierung wird die Ausrichtung der einzelnen Gewebelagen zur Plattengeometrie bezeichnet. Dabei kommen zwei unterschiedliche Varianten zum Einsatz. Abbildung 5.2 zeigt die Ausrichtung der Gewebelagen sowohl für die  $0^\circ/90^\circ$  Orientierung

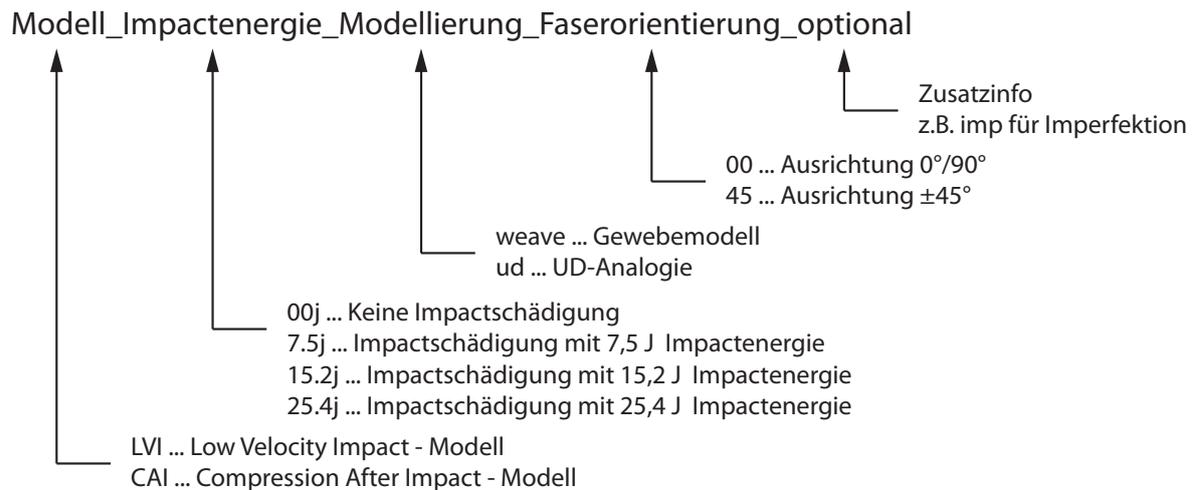
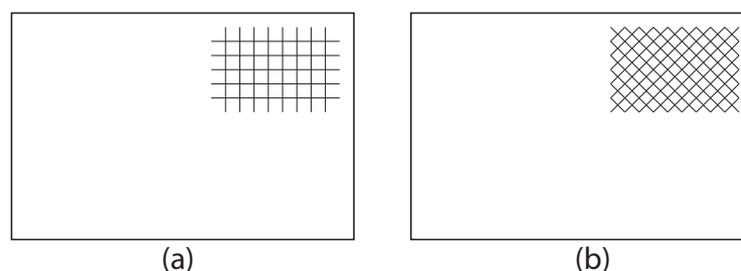


Abbildung 5.1: Zusammensetzung der Modellbezeichnung

als auch für das Modell mit einer  $\pm 45^\circ$  Ausrichtung. Alle Gewebelagen des Mehrschichtverbundes werden ident ausgerichtet. Es kommen somit keine unterschiedlichen Lagenorientierungen innerhalb einer Versuchsplatte zum Einsatz.

Der Einfluss der Impactenergie auf das Schädigungsverhalten des Faser-Kunststoff-Verbundes wird mittels drei unterschiedlichen Berechnungen durch Variation der Impactenergie untersucht und die Ergebnisse sowohl für die  $0^\circ/90^\circ$  Orientierung als auch für die  $\pm 45^\circ$  Ausrichtung angegeben. Die Unterschiede in den Modellierungsstrategien werden jeweils nur bei einer Impactenergie (15,2 J) aber wiederum für beide Faserorientierungen angeführt. Zur Beurteilung der Restdruckfestigkeit werden zusätzlich CAI-Modelle mit ungeschädigten Laminaten berechnet. Dazu werden Modelle mit perfekter und imperfekter Plattengeometrie herangezogen. Als Imperfektion wird eine oftmals herstellungsbedingte Abweichung von der geometrischen Idealform bezeichnet. Diese wird im Modell künstlich durch die Skalierung der perfekten Geometrie mit der Beulfigur, bei den gegebenen Randbedingungen, erreicht.

Abbildung 5.2: Faserorientierung: (a)  $0^\circ/90^\circ$ -Ausrichtung, (b)  $\pm 45^\circ$ -Ausrichtung

## 5.2 Low Velocity Impact

### 5.2.1 Unterschiede der UD-Analogie zum Gewebemodell

#### Faserorientierung - $0^\circ/90^\circ$

Die Auswirkungen der unterschiedlichen Modellierungsstrategien während des Impactvorganges werden nun dargestellt. Dazu wurde in Abbildung 5.3 die maximale Eindringtiefe des Impactors in den Faser-Kunststoff-Verbund während des Stoßvorganges aufgetragen. Hierzu wird eine Schnittdarstellung gewählt, welche das Modell direkt an der Einschlagstelle parallel zur Y-Achse geschnitten abbildet. Der Impactor ist ebenfalls geschnitten und wird über ein halbkugelförmiges Netz dargestellt. Die Größe der Darstellung wird an die auftretenden Delaminationsflächen angepasst. Die einzelnen Laminatschichten werden als 2D-Elemente ohne Dicke (blaue Konturen) und die Kohäsiv-Elemente mit deren „geometrischer“ Höhe dargestellt. Dies steht etwas im Widerspruch zur gedachten Modellierung des Verbundes, bei dem Schalenelemente die Dicke der Laminatschichten und Kohäsiv-Elemente die sehr dünnen Interfaceschichten zwischen den Einzelschichten darstellen. Es zeigt sich aber, dass die gewählte Darstellungsform inter- und intralaminare Schädigung sehr gut abbilden kann.

Die Delamination wird über einen transparenten Konturplot der Schädigungsvariable SDEG auf der deformierten Figur dargestellt. Es ist ersichtlich, dass im Bereich der Impactstelle bereits Delamination auftritt und die Kohäsiv-Elemente gelöscht wurden. Der Randbereich der Interfaceschädigung wird in Graustufen entsprechend der Höhe der Schädigungsvariable dargestellt. Je dunkler die Elemente eingefärbt sind, desto höher ist der Wert der Schädigungsvariable. Ausgeblendete Elemente haben die Kriterien zur Elementlöschung erreicht.

In Abbildung 5.3 (a) zeigt sich, dass direkt an der Impactstelle Risse parallel zur Faserorientierung entstehen. Die Schädigung erfolgt in allen Einzellagen über die gesamte Laminatdicke. Im Vergleich dazu zeigt sich bei der UD-Analogie keine Rissbildung direkt an der Eindringstelle. Es ist lediglich ersichtlich, dass in der untersten Lage genau ein Element gelöscht wurde. Aus der Darstellung ist erkenntlich, dass hierfür extrem hohe Verzerrungen notwendig waren. Eine Degradation der Steifigkeiten der Elemente und somit eine Schichtschädigung des Verbundes hat stattgefunden. Lediglich die für eine vollständige Ele-

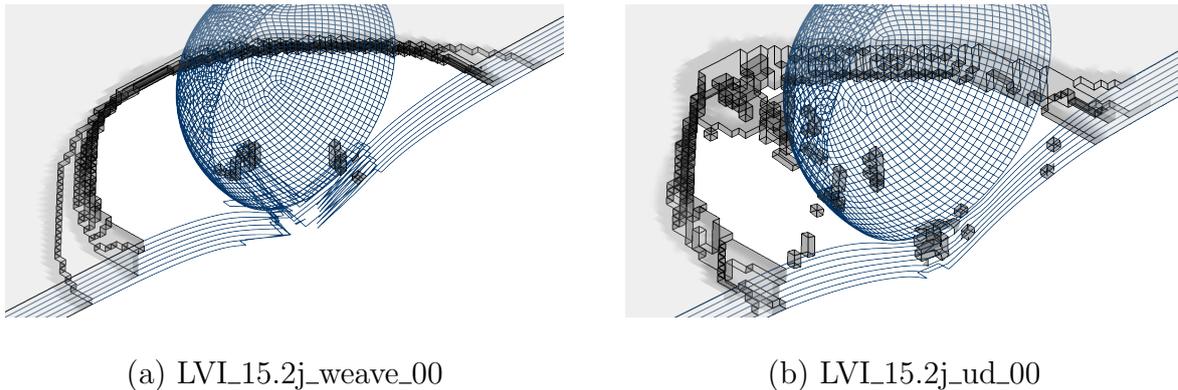


Abbildung 5.3: LVI: Schnittdarstellung der maximalen Eindringtiefe während des Impacts bei einer  $0^\circ/90^\circ$  Faserorientierung

mentlöschung erforderlichen Kriterien werden in der UD-Analogie nicht erreicht. Hierbei ist anzumerken, dass bei der Verwendung des Gewebemodelles angenommen wurde, dass Elemente ab Erreichen der maximalen Schädigungsvariable einer Faserrichtung gelöscht werden. Somit wird auch die noch vorhandene Reststeifigkeit der zweiten Faserrichtung aus dem Modell gelöscht. Bei der Anwendung der UD-Analogie bleibt bei vollständiger Schädigung einer Faserrichtung die Reststeifigkeit der zweiten Faserrichtung im Modell erhalten. Zusätzlich sind noch einige Kohäsiv-Elemente im bereits annähernd vollständig delaminieren Bereich vorhanden. Diese stehen seit dem Zusammenstoß mit dem Impactor unter einer Druckbelastung und werden erst bei einer Entlastung (Separation) gelöscht. Die Eindringtiefe ist bei beiden Modellierungsstrategien nahezu ident.

Abbildung 5.4 verwendet dieselbe Schnittdarstellung wie oben beschrieben und zeigt den Stoßvorgang zum Zeitpunkt des Ablösens des Impactors vom Faser-Kunststoff-Verbund. Das deformierte Laminat zeigt somit auch die bleibende Eindringtiefe nach der Impactschädigung. Die beiden Modelle liefern hierbei sehr unterschiedliche Ergebnisse in der bleibenden Eindringtiefe. Dies dürfte auf die unterschiedlichen Reststeifigkeiten der orthogonalen Faserrichtungen zurückzuführen sein. Im Gewebemodell werden die Elemente aufgrund vollständiger Schädigung einer Faserrichtung gelöscht. Die Elementsteifigkeiten der zweiten Faserrichtung gehen somit ebenfalls verloren. In der UD-Analogie bleiben diese aber erhalten und dürften die Rückstellung des Verbundes nahe zur Ausgangskonfiguration bewirken. Die Delamination hat sich im Vergleich zur maximalen Eindringtiefe kaum mehr

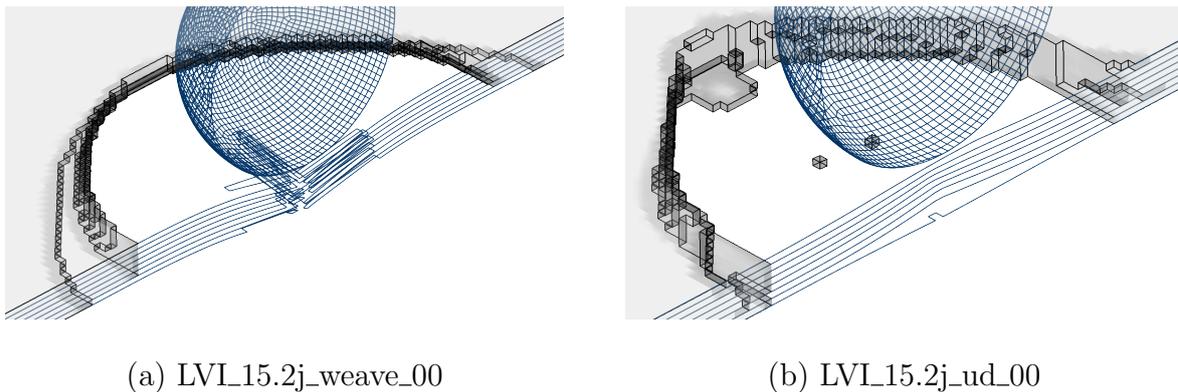


Abbildung 5.4: LVI: Schnittdarstellung der bleibenden Eindringtiefe am Ende des Impactvorganges bei einer  $0^\circ/90^\circ$  Faserorientierung

geändert. Lediglich die einzelnen Kohäsiv-Elemente innerhalb der Delaminationsfläche sind noch ausgefallen. Die Schichtschädigung blieb ebenfalls unverändert. Durch die Annahme, dass das Versagen einer Faserrichtung zur Elementlöschung ausreicht, werden im Gewebemodell zwei Risse entlang der Faserrichtungen ersichtlic. Mit der UD-Analogie kann dieses Schädigungsverhalten nicht dargestellt werden. Eine Schädigung in Faserrichtung und somit eine Reduktion der Elementsteifigkeiten hat aber stattgefunden und wird lediglich in der gewählten Darstellungsform nicht abgebildet.

In Abbildung 5.5 werden nun die Impactoreigenschaften, wie Geschwindigkeit und Verschiebung, sowie die max. Eindringtiefe (Knoten 1-1) in den FKV dargestellt. Die beiden Kurven „Impactorverschiebung“ und „Eindringtiefe“ liegen zu Beginn deckungsgleich übereinander. Im Gewebemodell kommt es kurz vor Erreichen der maximalen Eindringtiefe (ca. 1,2 ms) zur vollständigen Schichtschädigung in einer Faserrichtung und somit zur Elementlöschung und Rissausbreitung. Dadurch wird der Mehrschichtverbund an der Einschlagstelle geöffnet. Das Laminat klappt an der Auftreffstelle nach unten, wodurch der Impactor den Verbund nicht mehr direkt an der Eindringstelle, sondern etwas versetzt davon berührt. Dadurch wird der sprunghafte Abfall der Eindringtiefe von der Impactorverschiebung am Gewebemodell erklärt. Im UD-Modell bleibt die Reststeifigkeit der zweiten Faserrichtung erhalten. Es werden kaum Elemente gelöscht, dadurch reißt der Verbund an der Impactstelle nicht auf und Impactorverschiebung und Eindringtiefe weisen bis zum Ende des LVI denselben Verlauf auf. Weiters ist ersichtlic, dass nach Ablösen des Impactors (ca. 4,5 ms) eine leichte

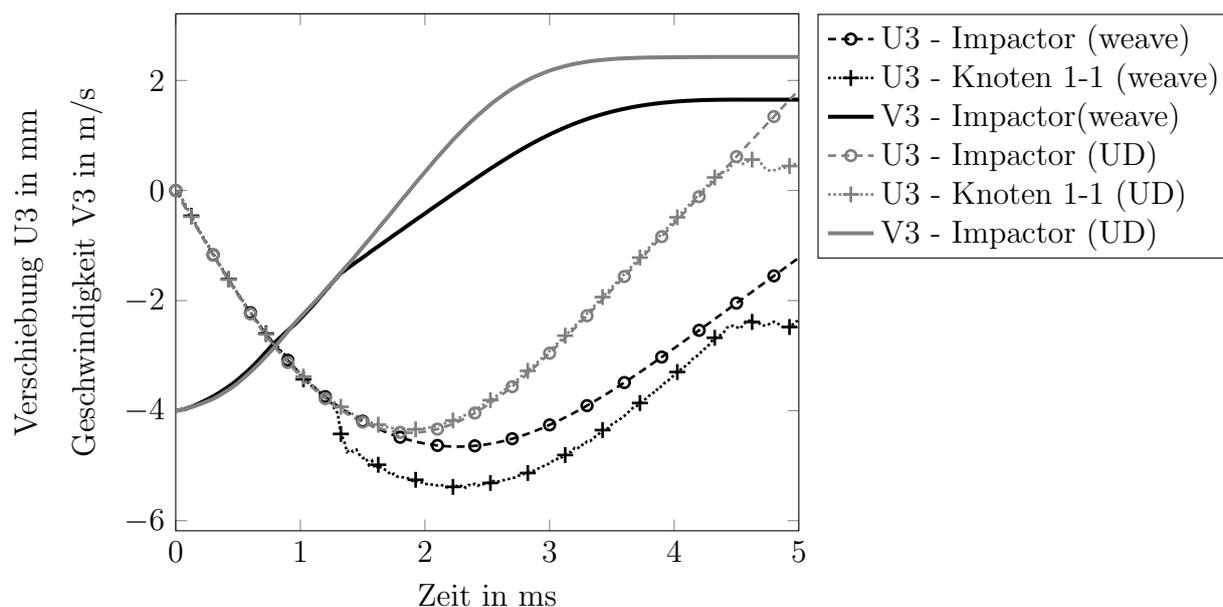


Abbildung 5.5: LVL15.2j\_00: Eindringtiefe in den Mehrschichtverbund verglichen mit der Verschiebung (U3) und Geschwindigkeit (V3) des Impactors für das Gewebemodell (weave) sowie für die UD-Analogie (ud)

Schwingbewegung der Knoten an der Eindringstelle verbleibt. Zur Bestimmung der bleibenden Eindringtiefe wird deshalb ein Mittelwert der letzten zehn Knotenpunktverschiebungen verwendet. Aufgrund der gewählten Form der Elementlöschung im Gewebemodell kommt es zu einer größeren Schichtschädigung („Aufreißen des Laminates“) während des Impacts, wodurch auch die Impactorgeschwindigkeit beeinflusst wird. Es liegt ein geringeres, elastisches Formänderungsverhalten vor, wodurch die Endgeschwindigkeit des Impactors niedriger ausfällt.

Die vollständige inter- und intralaminare Schädigung des Mehrschichtverbundes ist in Abbildung 5.6 aufgetragen. Die Delaminationsflächen sind in beiden Modellen annähernd gleich und jede Modellierungsstrategie zeigt, dass eine Interfaceschicht etwas größer geschädigt wurde als die anderen. Außerdem ist die Rissausbreitung entlang der Faserrichtungen im Gewebemodell sehr gut zu erkennen. Anzumerken ist hierbei, dass die Elementkanten parallel zur Plattengeometrie verlaufen und somit auch der Rissfortschritt parallel zum FE-Netz erfolgt.

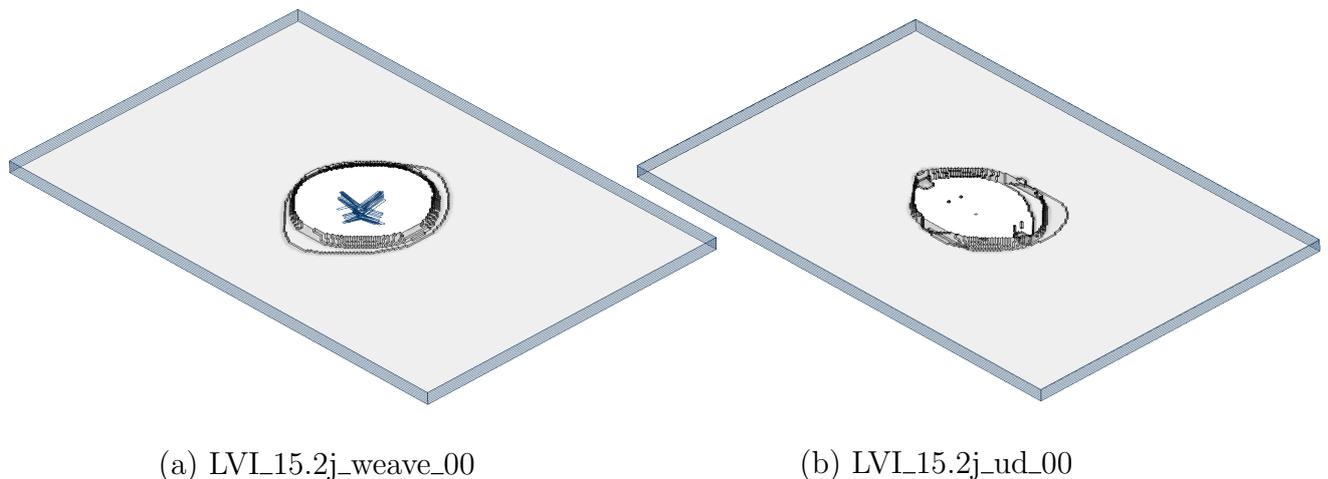


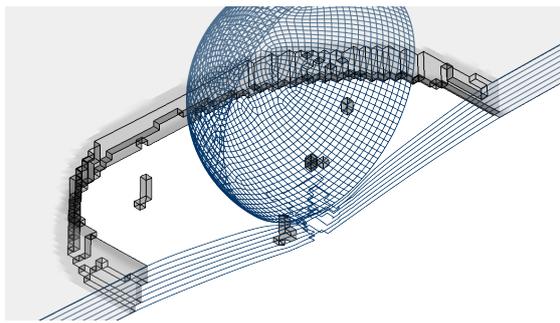
Abbildung 5.6: LVI: Vergleich von Schichtschädigung und Delamination der unterschiedlichen Modellierungsvarianten nach dem Impact bei einer  $0^\circ/90^\circ$  Faserorientierung

### Faserorientierung - $\pm 45^\circ$

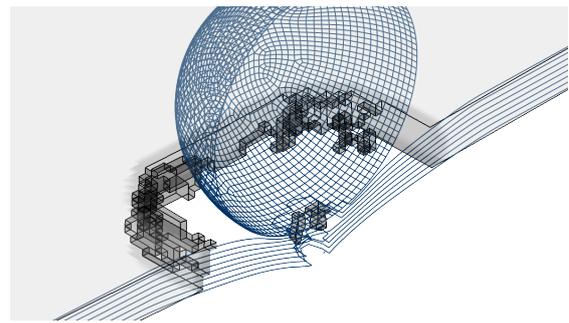
Die nachfolgenden Abbildungen 5.7, 5.8, 5.9, 5.10 zeigen denselben Impactvorgang für eine Faserorientierung von  $\pm 45^\circ$ . Die Unterschiede in der Schichtschädigung fallen bei diesen Modellen um etliches geringer aus. Es gibt eine leichte Tendenz zur Rissbildung entlang der Faserrichtungen. Diese liegen nun aber diagonal zum FE-Netz, wodurch das Risswachstum in diesem Modell niedriger ausfällt.

Aufgrund der unterschiedlichen Ausrichtungen von Elementkanten zu den orthotropen Materialeigenschaften werden innerhalb eines Elementes immer beide Materialachsen annähernd gleichmäßig beansprucht. Dadurch weisen beide Modellierungsstrategien eine ähnliche Anzahl an Elementlöschungen auf. Die unterschiedlichen Definitionen zur Elementlöschung zwischen Gewebemodell und UD-Analogie haben aufgrund dieser Faserorientierungen einen geringeren Einfluss auf das Schichtschädigungsverhalten. Gewebemodell und UD-Analogie zeigen bei einer  $\pm 45^\circ$ -Faserorientierung nahezu identes Verhalten.

Die Delaminationsfläche weist eine eher quadratische Form im Gegensatz zur kreisrunden Interfaceschädigung bei der  $0^\circ/90^\circ$  Faserorientierung auf. Die Impactorverschiebung und Eindringtiefe sind bis zum Ablösen des Impactors bei beiden Modellen ident. Auch die Endgeschwindigkeiten des Impactors liegen eng beieinander.

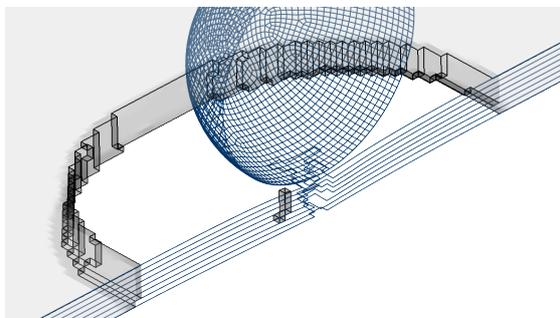


(a) LVL15.2j\_weave\_45

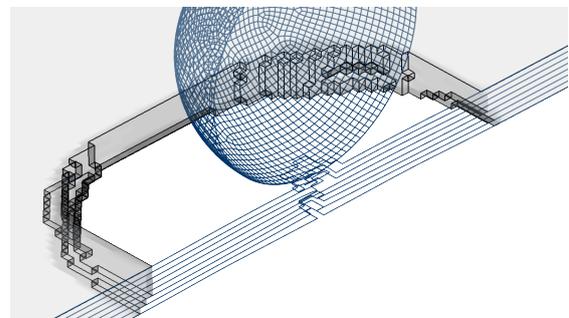


(b) LVL15.2j\_ud\_45

Abbildung 5.7: LVI: Schnittdarstellung der maximalen Eindringtiefe während des Impacts bei einer  $\pm 45^\circ$  Faserorientierung

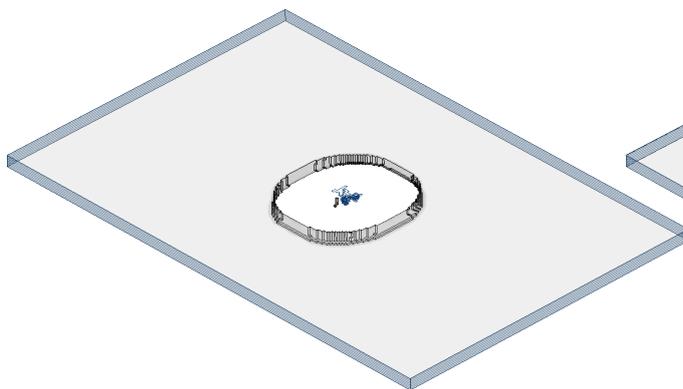


(a) LVL15.2j\_weave\_45

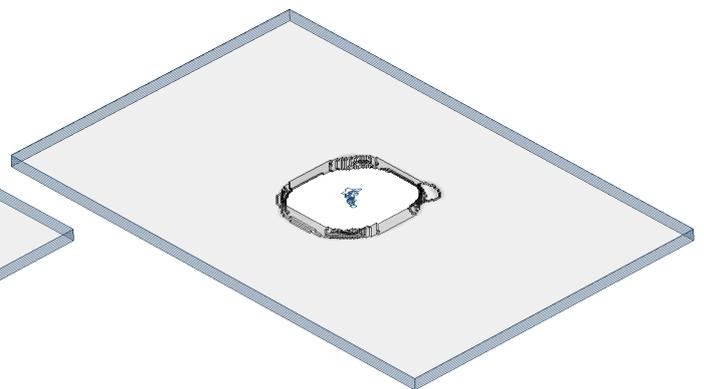


(b) LVL15.2j\_ud\_45

Abbildung 5.8: LVI: Schnittdarstellung der bleibenden Eindringtiefe am Ende des Impactvorganges bei einer  $\pm 45^\circ$  Faserorientierung



(a) LVL15.2j\_weave\_45



(b) LVL15.2j\_ud\_45

Abbildung 5.9: LVI: Vergleich von Schichtschädigung und Delamination der unterschiedlichen Modellierungsvarianten nach dem Impact bei einer  $\pm 45^\circ$  Faserorientierung

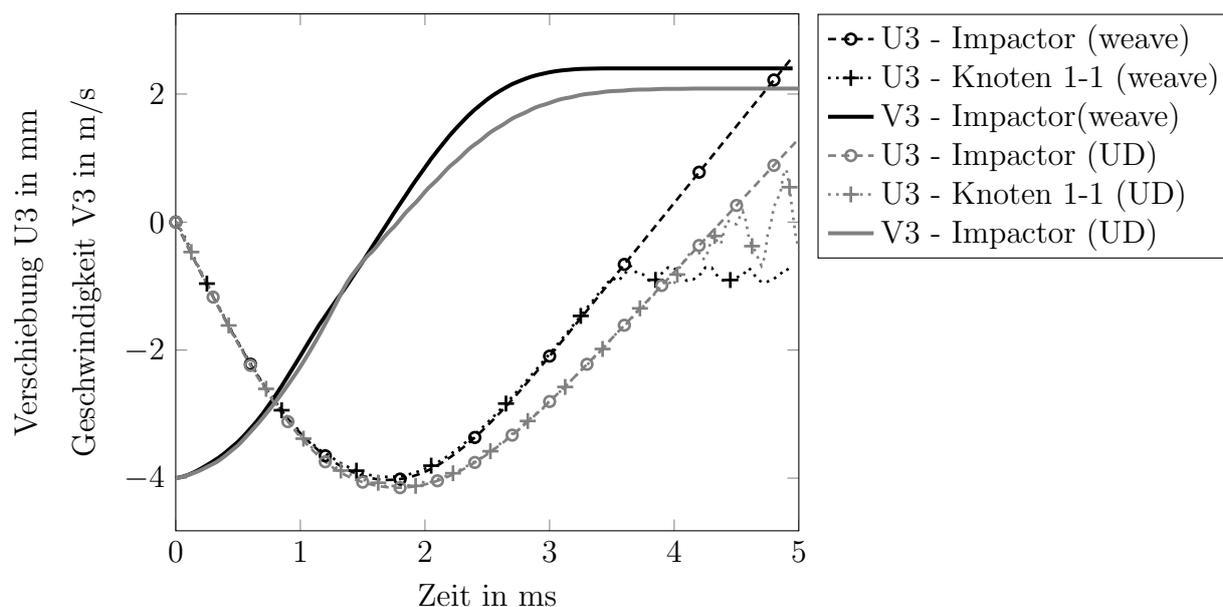


Abbildung 5.10: LVL\_15.2j\_45: Eindringtiefe in den Mehrschichtverbund verglichen mit der Verschiebung (U3) und Geschwindigkeit (V3) des Impactors für das Gewebemodell (weave) sowie für die UD-Analogie (ud)

### Vergleich der unterschiedlichen Faserorientierungen

In Abbildung 5.11 ist die Impactorkraft während des Stoßvorganges abgebildet. Zusätzlich kann hieraus auch die Zeitdauer des Impactvorganges bestimmt werden. Im Allgemeinen weist das  $\pm 45^\circ$ -Modell eine etwas höhere Impactkraft auf und die beiden Modellierungsstrategien liegen sehr eng beieinander. Im Gegensatz dazu fällt die Kraft beim  $0^\circ/90^\circ$ -Gewebemodell ab Auftreten vollständiger Schichtschädigung („Aufreißen“ des Laminatverbundes) rapide ab. Die UD-Analogie weist einen kontinuierlicheren Kraft-Zeit-Verlauf auf.

Die Entwicklung der Delaminationsflächen ist in Abbildung 5.12 (a) aufgetragen. Dazu wird ein arithmetischer Mittelwert aus den auftretenden Schädigungsflächen aller Interfaces errechnet und als „mittlere Delamination“ bezeichnet. Dabei zeigt sich, dass die mittleren Delaminationsflächen während des Impactvorganges eher von der verwendeten Modellierungsstrategie als von der Faserorientierung abhängen. Sowohl Gewebemodelle als auch UD-Modelle zeigen eine annähernd gleiche Schädigungsentwicklung in den Delaminationsschichten, wobei die gesamte Delaminationsfläche am Ende des Impacts bei den UD-Modellen geringer ausfällt. Die maximale Größe der Schädigung der einzelnen Interfaceschichten ist

in Abbildung 5.12 (b) dargestellt. Es zeigt sich, dass Interfaces tendenziell an der Unterseite des Laminates einer größeren Schädigung ausgesetzt sind. Es weist aber meist nur ein Interface eine bedeutend größere Delamination als die anderen auf.

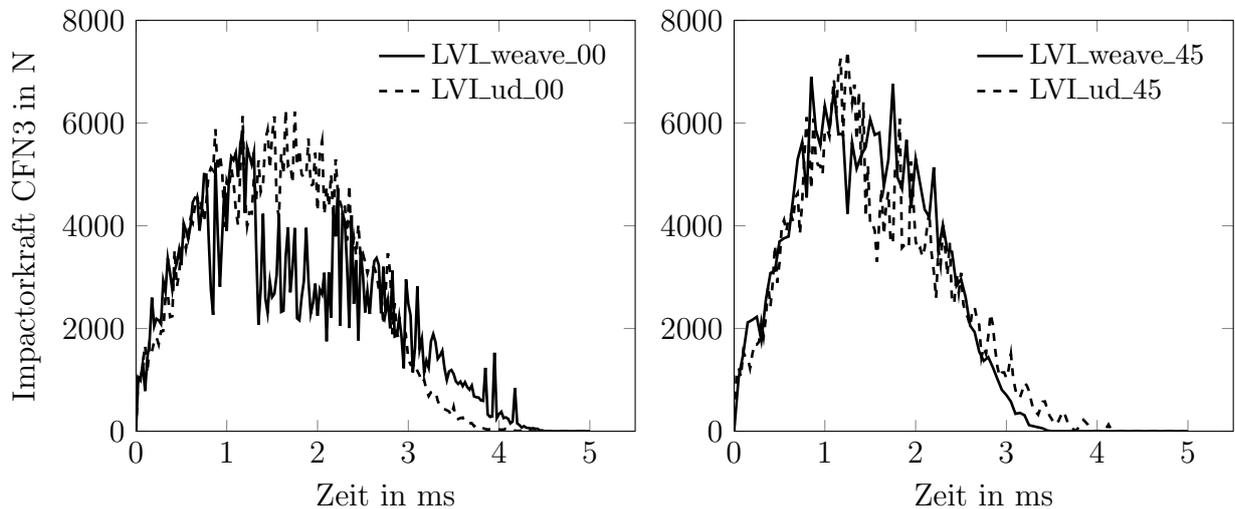


Abbildung 5.11: LVL15.2j: Vergleich der Impactorkräfte bei unterschiedlichen Faserorientierungen und Modellierungsvarianten

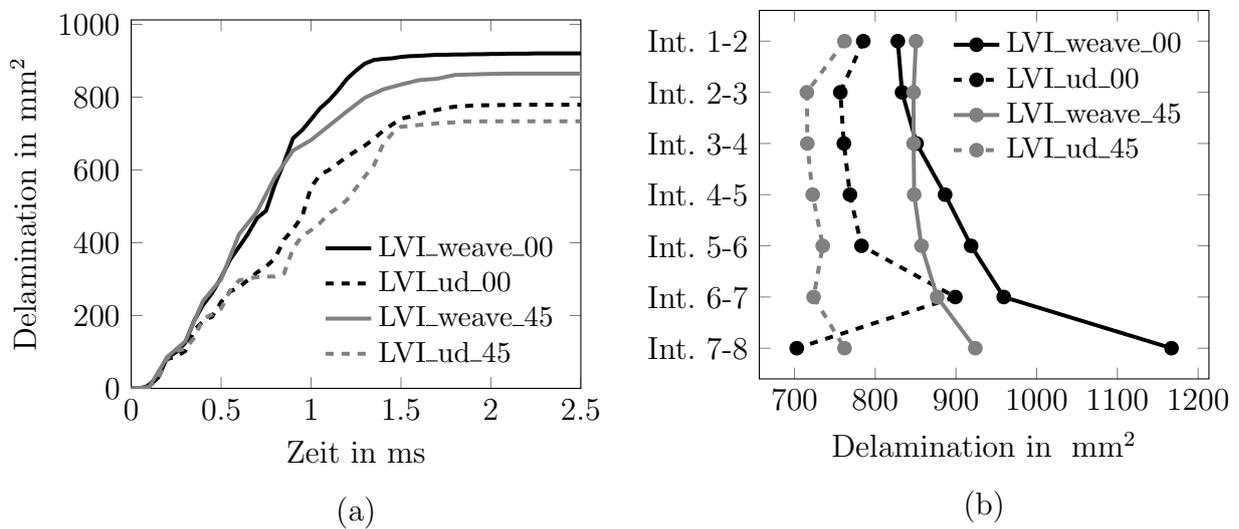


Abbildung 5.12: LVL15.2j: Interfaceschädigung bei unterschiedlichen Modellierungen und Faserorientierungen: (a) Entwicklung der mittleren Delaminationsfläche während des Impacts, (b) Maximale Delaminationsfläche der einzelnen Interfaceschichten nach dem Impact

## Energiebilanz

Abschließend werden noch die einzelnen Energieanteile der Modelle miteinander verglichen. Dazu werden in Abbildung 5.13 vier unterschiedliche Energien aufgetragen. Startwert für die kinetische Energie stellt die definierte Impactenergie dar. Am Ende des Impactvorganges setzt sich diese aus der Impactormasse und der neuen Endgeschwindigkeit des Impactors zusammen. Die elastische Verzerrungsenergie wird sowohl separat aufgetragen, ist aber auch anteilig in der inneren Energie enthalten.

Dabei ist ersichtlich, dass in den UD-Modellen, in denen kaum Elementlöschungen auftreten, die gesamte elastische Verzerrungsenergie wieder zurückgewonnen werden kann (z.B. LVL15.2j\_ud\_00). Dadurch ergeben sich auch die höhere Endgeschwindigkeit des reflektierten Impactors sowie die höhere kinetische Energie am Ende der Berechnung. Im Gewebemodell werden Elemente trotz noch vorhandener Steifigkeit in einer Faserrichtung gelöscht. Die im gelöschten Element enthaltene elastische Verzerrungsenergie steht somit nicht mehr zur Verfügung. Diese wird „eingefroren“ und verbleibt im Modell. Dadurch bleibt ein Teil der elastischen Verzerrungsenergie im Modell enthalten und kann nicht mehr in kinetische Energie umgewandelt werden. Im 45°-Modell fallen diese Unterschiede geringer aus, sind aber dennoch vorhanden. Dies dürfte auf weitere Effekte wie Matrixplastizität, Netz-Orientierung oder auf die unterschiedlichen Definitionen zur Elementlöschung zurückzuführen sein.

Die Unstetigkeiten in der elastischen Verzerrungsenergie zeigen die Zeitpunkte der Schädigungsinitiierung im Materialverbund an. Die Gesamtenergie während einer expliziten FEM-Berechnung sollte konstant sein. Dieses Verhalten wird von den Gewebemodellen erfüllt. Die UD-Analogie zeigt in der Gesamtenergie einen zur inneren Energie korrespondierenden Anstieg während des Impactvorganges. Insbesondere im 0°/90°-Modell ist dieser „Peak“ signifikant zu erkennen. Außerdem liegt die Gesamtenergie im Modell am Ende der Berechnung unterhalb des Startwertes. Dies ist vermutlich auf die angewandte Modellierung mit Sublaminatschichten innerhalb eines Elementes zurückzuführen. Dadurch werden an einem Materialpunkt (übereinander liegende Integrationspunkte) unterschiedliche Schädigungsvariablen innerhalb einer Elementdefinition aktiviert. Hierbei dürften sich Probleme bei der Degradation der zugehörigen Steifigkeiten ergeben.

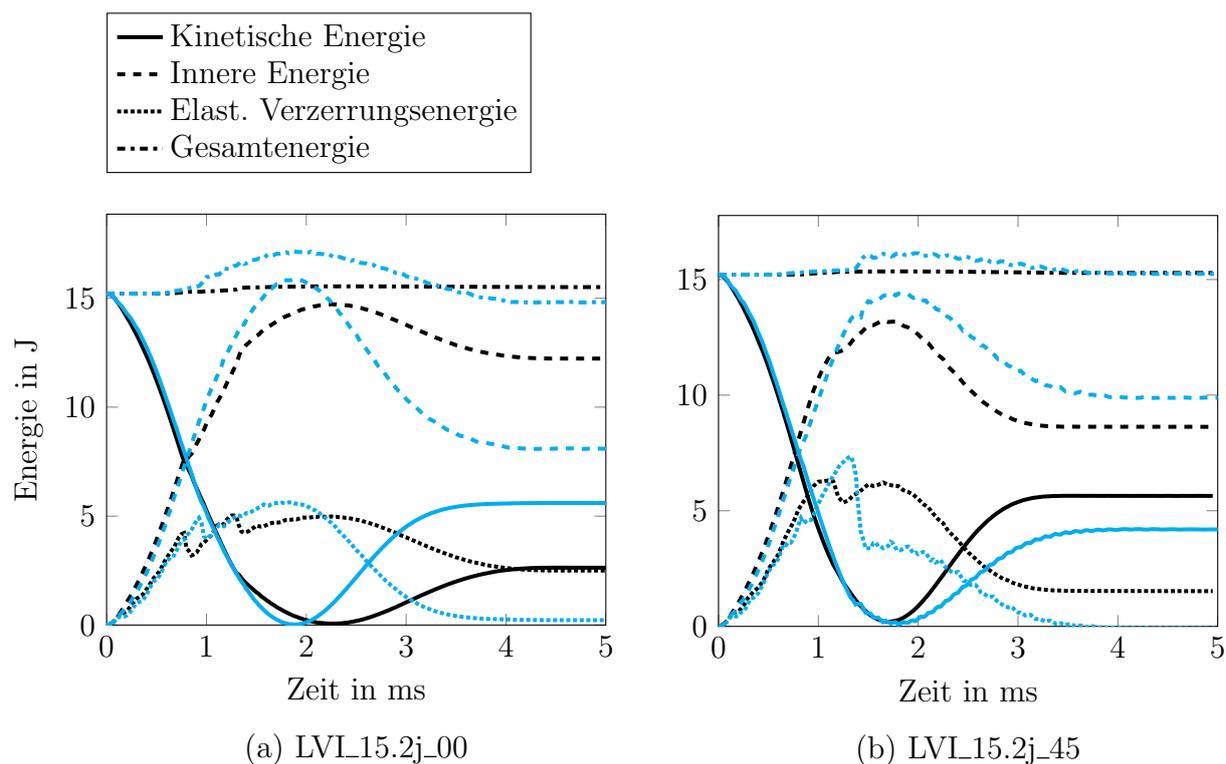


Abbildung 5.13: LVI: Vergleich der Energiebilanz zwischen Gewebemodell (schwarz) und UD-Analogie (cyan)

### 5.2.2 Schädigung bei unterschiedlichen Impactenergien

Zusätzlich zu den bereits angeführten Modellen wurden noch weitere Berechnungsmodelle mit unterschiedlichen Impactenergien erstellt. Hierbei wird nur mehr das Gewebemodell verwendet und es kommen Impactenergien von 7,5 J und 25,4 J zum Einsatz. Außerdem werden wieder die beiden Faserorientierungen von  $0^\circ/90^\circ$  und  $\pm 45^\circ$  behandelt.

#### Faserorientierung - $0^\circ/90^\circ$

Auf eine detaillierte Beschreibung aller Einzelheiten der Ergebnisse wird bei Gültigkeit der Aussagen von Kapitel 5.2.1 teilweise verzichtet. Die relevanten Skizzen und Diagramme werden angeführt und untereinander verglichen. In Abbildung 5.14 sind die beiden geschädigten Versuchsplatten nach den jeweiligen Impactvorgängen dargestellt. Die niedrigere Impactenergie bewirkt kleine, kreisförmige Delaminationen rund um die Impactstelle. Bei zunehmender Impactenergie bildet sich eine quadratische Delamination aus. Die Ecken des Quadrates sind hierbei in Faserrichtung ausgerichtet und die Fläche der Interfa-

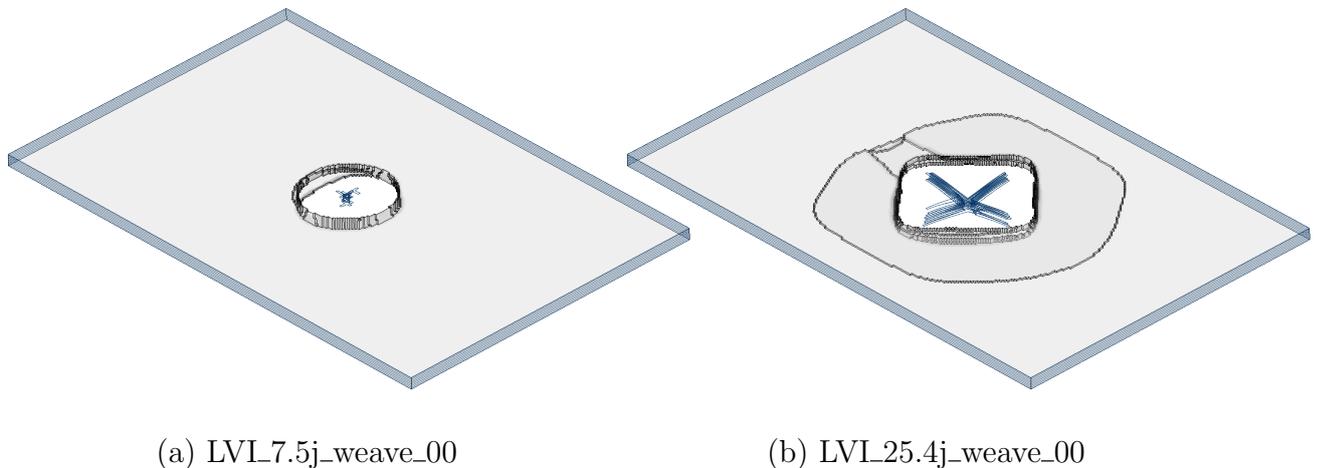


Abbildung 5.14: LVI: Vergleich von Schichtschädigung und Delamination des Gewebemodells bei unterschiedlichen Impactenergien und einer  $0^\circ/90^\circ$ -Faserorientierung

eschädigung hat zugenommen. Außerdem zeigt eine Interfaceschicht eine erheblich größere Delaminationsfläche. Die hohe Impactenergie bewirkt eine deutlich erkennbare Rissbildung an der Impactstelle. Die beiden auftretenden Risse laufen entlang der Faser- und Elementkantenrichtung. Im 7,5 J-Modell ist nur eine kleine Anzahl an Elementlöschungen direkt an der Einschlagstelle erkennbar.

In Abbildung 5.15 sind die Impactorkräfte der drei berechneten Modelle (7,5 J; 15,2 J; 25,4 J) dargestellt. Alle drei Verläufe zeigen im Wesentlichen die gleiche Charakteristik. Die Impactorkraft nimmt zu Beginn rasant zu, erreicht dann ein Maximum, fällt bis etwa zur Hälfte ab und klingt anschließend aus. Der Abfall nach Erreichen des Maximums kann auf die auftretende Rissbildung zurückgeführt werden. Das Laminat reißt an der Eindringstelle und klappt nach unten weg, wodurch die Impactorkraft schlagartig abnimmt. Nach Auftreten der Rissbildung und vollständiger Absorption der kinetischen Energie wird die Bewegungsrichtung des Impactors umgekehrt und dieser vom Laminat zurück gedrückt. Dadurch ergibt sich das langsam „ausklingende“ Verhalten in den Kraftverläufen. In Tabelle 5.1 sind die Werte der maximal auftretenden Impactorkräfte und Eindringtiefen bei den jeweiligen Zeitpunkten angegeben.

Tabelle 5.1: Zusammenfassung der maximal auftretenden Impactorkräfte CFN3 und Eindringtiefen U3 während des LVI ( $0^\circ/90^\circ$ -Faserorientierung)

Modell	CFN3 <sub>max</sub>	$t(\text{CFN3}_{\text{max}})$	U3 <sub>max</sub>	$t(\text{U3}_{\text{max}})$
LVL7.5j_weave_00	5088 N	0,65 ms	2.86 mm	1,20 ms
LVL15.2j_weave_00	5819 N	1,18 ms	4.65 mm	2,28 ms
LVL25.4j_weave_00	7123 N	1,26 ms	8.30 mm	4,50 ms

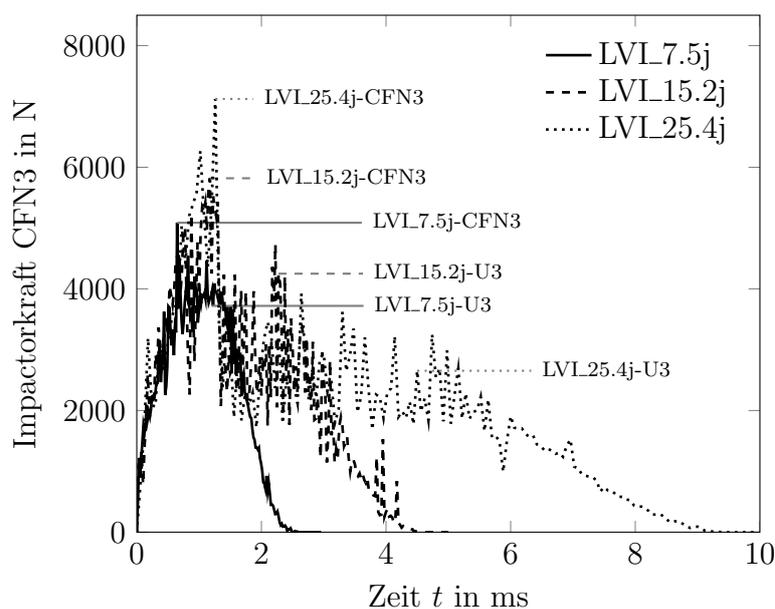


Abbildung 5.15: LVL\_weave\_00: Vergleich der Impactorkräfte bei unterschiedlichen Impactenergien, die zugehörigen Maximalwerte der Impactorkräfte CFN3 und Eindringtiefen U3 sind in Tabelle 5.1 angegeben

Der Verlauf der Delaminationsentwicklung ist in Abbildung 5.16 dargestellt. Die Modelle weisen mit ansteigender Impactenergie auch eine zunehmende Größe der Interfaceschädigung auf. Die Schädigungsentwicklung ist zu Beginn bei allen drei Modellen ident. Erst ab einer Impactzeit von etwa 0,5 ms unterscheiden sich die Verläufe. Interessanterweise tritt bei dem 25,4 J - Modell die größte Delaminationsfläche im Interface 4-5 auf und nicht wie erwartet in den etwas unterhalb der Mitte liegenden Interfaceschichten.

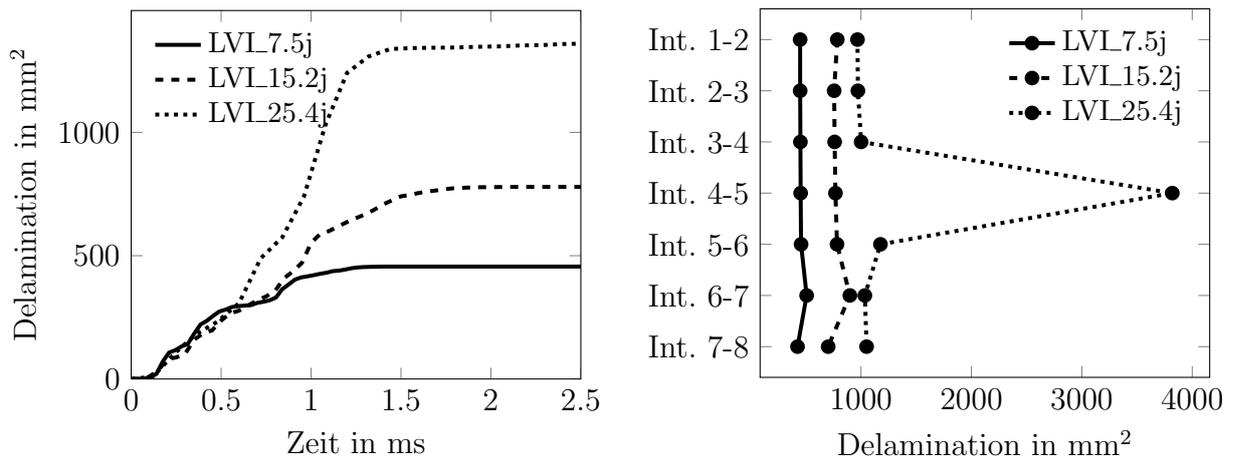


Abbildung 5.16: LVL\_weave\_00: Interfaceschädigung bei unterschiedlichen Impactenergien

### Faserorientierung - $\pm 45^\circ$

Die nachfolgenden Abbildungen 5.17, 5.18, 5.19 zeigen dieselben Modelle mit einer Faserorientierung von  $\pm 45^\circ$ . Daher ergibt sich eine etwas andere Ausrichtung der Delaminationsflächen. Das Modell mit der niedrigeren Impactenergie weist keine exakte Kreisform mehr auf. Die Delaminationsausbreitung in Faserrichtung ist zu erkennen, wodurch sich eine etwas rechteckigere Form einstellt. Im 25,4 J - Modell ist diese Ausbreitung nicht eindeutig ersichtlich. Erkennbar sind aber großflächige Delaminationen in den Interfaces 3-4 & 5-6. Die Delaminationsentwicklung ist bei den beiden Modellen 7,5 J und 15,2 J nahezu ident.

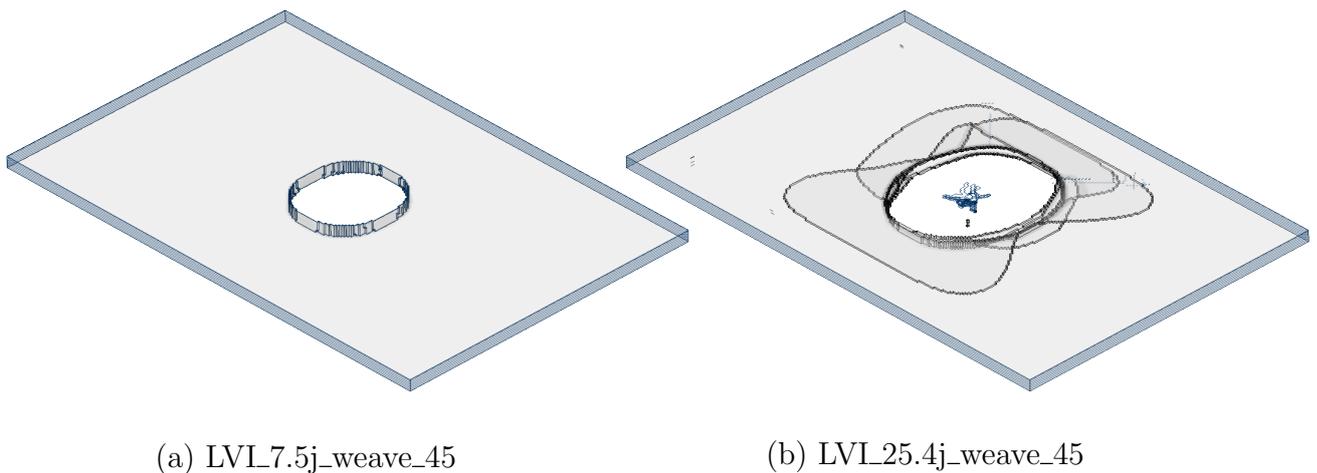


Abbildung 5.17: LVI: Vergleich von Schichtschädigung und Delamination der unterschiedlichen Modellierungsvarianten nach dem Impact und einer  $\pm 45^\circ$ -Faserorientierung

Bei diesen Berechnungsmodellen sind aufgrund einer gewissen Netzabhängigkeit kaum Elementlöschungen an der Eindringstelle ersichtlich. Eine etwas größere Anzahl an ausgefallenen Elementen ist erst im Modell mit der höchsten Impactenergie erkennbar. Die Rissausbreitung findet auch hier in Faserrichtung statt. Diese liegt nun aber diagonal zum FE-Netz und weist kleinere Risslängen als die korrespondierenden  $0^\circ/90^\circ$ -Modelle auf.

Die drei Verläufe der Impactorkräfte sind ebenfalls dargestellt. Die zugehörigen Maximalwerte der Impactorkräfte und Eindringtiefen sind in Tabelle 5.2 angegeben. Daraus ist erkennbar, dass die Impactzeiten durch diese Faserorientierung deutlich kürzer ausfallen. Durch die niedrigere Anzahl von Elementlöschungen dürfte die Reststeifigkeit des Laminares höher und somit die errechnete Schichtschädigung an der Impactstelle niedriger sein. Dadurch könnten sich die kürzeren und kontinuierlicheren Kraftverläufe ergeben. Es kommt zu keinem rapiden Abfall der Impactorkraft nach Erreichen des Maximums. Aufgrund dieser geringeren Schichtschädigung kommt es zur rascheren Bewegungsumkehr des Impactors und zum schnelleren Abfall der Impactorkraft am Ende des LVI.

Tabelle 5.2: Zusammenfassung der maximal auftretenden Impactorkräfte CFN3 und Eindringtiefen U3 während des LVI ( $\pm 45^\circ$ -Faserorientierung)

Modell	CFN3 <sub>max</sub>	$t(\text{CFN3}_{\text{max}})$	U3 <sub>max</sub>	$t(\text{U3}_{\text{max}})$
LVL7.5j_weave_00	5788 N	1,20 ms	2,66 mm	1,08 ms
LVL15.2j_weave_00	6901 N	0,85 ms	4,03 mm	1,70 ms
LVL25.4j_weave_00	8230 N	2,25 ms	5,62 mm	2,40 ms

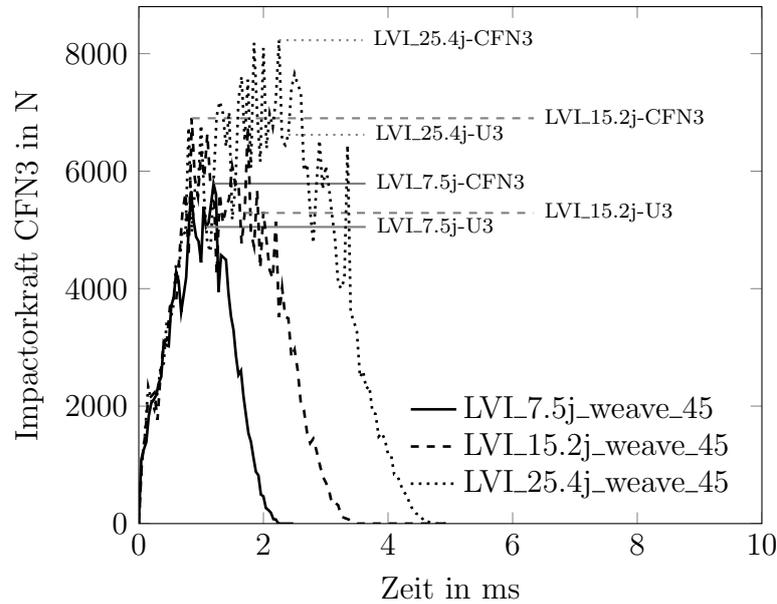


Abbildung 5.18: LVL\_weave\_45: Vergleich der Impactorkräfte bei unterschiedlichen Impactenergien, die zugehörigen Maximalwerte der Impactorkräfte CFN3 und Eindringtiefen U3 sind in Tabelle 5.2 angegeben

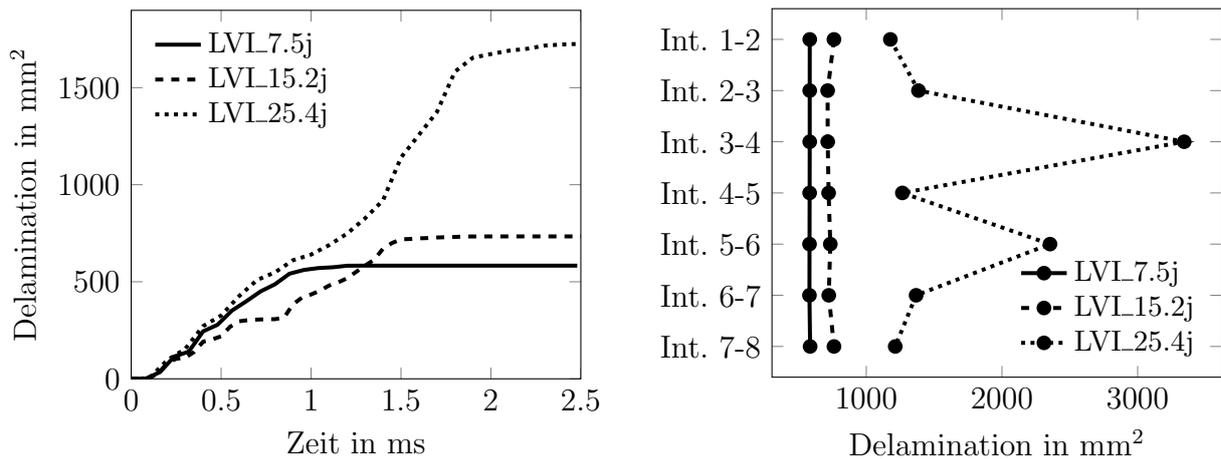


Abbildung 5.19: LVI: Interfaceschädigung bei unterschiedlichen Impactenergien (a) Entwicklung der mittleren Delaminationsfläche während des Impacts, (b) Maximale Delaminationsfläche der einzelnen Interfaceschichten nach dem Impact

## Zusammenfassung der LVI-Modelle

In Tabelle 5.3 wurden alle berechneten LVI-Modelle zusammengefasst. Ebenfalls angeführt sind vergleichbare Versuchsergebnisse von STELZER [21]. Es werden die Zeitdauer des LVI, bestimmt durch den Kraft-Zeit-Verlauf (CFN3=0), die maximale Impactorkraft und Eindringtiefe sowie die bleibende Eindringtiefe und Impactor Endgeschwindigkeit angeführt. Als „Mittlere Delamination“ wird der arithmetische Mittelwert aller geschädigten Interfacflächen bezeichnet. Dieser Wert wird am Ende der Berechnung, also nach vollständiger Impactschädigung, ausgewertet und in der Tabelle angegeben. Das Interface mit der größten auftretenden Delamination sowie die zugehörige, geschädigte Fläche werden ebenfalls angeführt.

Auffallende Unterschiede zeigen sich vor allem in der bleibenden Eindringtiefe zwischen den beiden Modellierungsstrategien „Gewebemodell“ und „UD-Analogie“. Eine Degradation der Steifigkeiten der einzelnen Schalenelemente findet in beiden Modellen statt. Die Elementlöschung findet aber bei unterschiedlichen Bedingungen statt. Bei der Anwendung des Gewebemodelles reicht die vollständige Schädigung einer Faserrichtung zur Elementlöschung aus. Dadurch wird auch eine eventuell noch vorhandene Reststeifigkeit in der zweiten Faserrichtung aus dem Modell gelöscht. In den UD-Modellen tritt dieser Effekt kaum auf. Zur Elementlöschung müssen hier beide Faserrichtungen vollständig geschädigt werden. Diese so vorhandene höhere Reststeifigkeit im UD-Modell wird für die Rückstellung des Laminates nahe zur Ausgangsposition und somit für die großen Unterschiede in den bleibenden Eindringtiefen verantwortlich sein.

Im Vergleich zu den Versuchsergebnissen zeigen sich in der Anwendung des Gewebemodelles höhere, bleibende Eindringtiefen. Dies dürfte auf die gewählte Form der Elementlöschung zurückzuführen sein. Ersichtlich ist, dass Berechnungen mit dem Gewebemodell eine zu große, bleibende Eindringtiefe simulieren. Die UD-Analogie zeigt eine Rückstellung nahe zur Ausgangskonfiguration. Im Modell mit einer  $0^\circ/90^\circ$ -Faserorientierung bleibt sogar eine Deformation entgegen der Impactrichtung erhalten.

Ein weiterer Unterschied fällt in der Zeitdauer der LVI-Vorgänge zwischen den unterschiedlichen Faserorientierungen auf. Besonders im 25,4 J-Modell wird die Zeitdauer fast verdoppelt. Einziger Unterschied zwischen den beiden Modellen ist die unterschiedliche Ausrichtung des orthotropen Materialverhaltens. Die daraus resultierende, unterschiedliche Beanspruchung der Materialachsen der Einzelemente und die gewählte Definition der Elementlöschung dürften eine gewisse Netzabhängigkeit hervorrufen und dafür verantwortlich sein. Das  $\pm 45^\circ$ -Modell weist somit eine höhere Reststeifigkeit um die Impactstelle auf, wodurch der Impactvorgang schneller beendet wird.

Tabelle 5.3: Zusammenfassung der LVI-Modelle

	LVI-Zeitdauer (ms)	Max. Impactorkraft (N)	Max. Eindringtiefe (mm)	Bleibende Eindringtiefe (mm)	Impactor Endgeschw. (m/s)	Mittlere Delamination (mm <sup>2</sup> )	Größte Delamination	Größte Delamination (mm <sup>2</sup> )
<b>LVI_7.5j_weave_00</b>	2,6	5088	2,86	0,26	2,47	456	6-7	508
<b>LVI_7.5j_weave_45</b>	2,3	5788	2,66	0,30	3,00	583	7-8	586
<b>LVI_15.2j_weave_00</b>	4,5	5819	4,65	2,18	1,65	920	7-8	1167
<b>LVI_15.2j_ud_00</b>	4,5	6257	4,40	-0,17	2,43	780	6-7	900
STELZER_15.2_00 [21]	-	-	-	0,14	-	-	-	-
<b>LVI_15.2j_weave_45</b>	3,5	6901	4,03	0,59	2,40	865	7-8	924
<b>LVI_15.2j_ud_45</b>	4,5	7403	4,15	0,01	2,09	734	1-2	762
STELZER_15.2_45 [21]	-	-	-	0,20	-	464	-	-
<b>LVI_25.4j_weave_00</b>	9,4	7123	8,30	2,59	1,76	1432	4-5	3819
STELZER_25.4_00 [21]	-	-	-	0,33	-	672	-	-
<b>LVI_25.4j_weave_45</b>	4,8	8230	5,62	1,97	2,37	1730	3-4	3343

## 5.3 Compression after Impact

### 5.3.1 Vergleich der UD-Analogie zum Gewebemodell

Bis jetzt wurden die zur Vorschädigung der Versuchsplatte verwendeten LVI-Modelle behandelt. Im Anschluss an die Simulation der Impactschädigung werden nun die CAI-Berechnungen durchgeführt. Dadurch soll die Restdruckfestigkeit der Faser-Kunststoff-Verbunde ermittelt werden. Es wird nun ein Vergleich zwischen den beiden Modellierungsstrategien in Hinblick auf das Schädigungsverhalten und der Restdruckfestigkeit gegeben. Es kommen wieder Modelle mit beiden Faserausrichtungen ( $0^\circ/90^\circ$  und  $\pm 45^\circ$ ) zum Einsatz.

Die Verwendung von Massenskalierung (Kapitel 4.3.2) in einem expliziten FEM-Modell mit Elementerosion kann zu Lastsprüngen und somit zu künstlich erhöhten Trägheitseffekten führen. Der quasistatische Vorgang geht in einen dynamischen Prozess über. Laminatschichten brechen und weichen aus, wodurch die kinetische Energie im Modell steigt. Ab diesem Zeitpunkt treten Trägheitskräfte im Modell auf und eine Anwendung von Massenskalierung ist nicht mehr möglich und würde zu falschen Ergebnissen führen. Für eine zuverlässige Simulation sollte die kinetische Energie nicht mehr als 10% von der inneren Energie betragen. Aus diesem Grund wird der Zeitpunkt errechnet, an dem die kinetische Energie diesen Wert überschreitet. Alle nachträglich angeführten Abbildungen werden zu diesem Zeitpunkt ausgegeben. Der kritische Punkt, an dem komplettes Versagen der Platte auftritt, liegt meist kurz nach Überschreiten dieser Marke. Daher werden in den Diagrammen zusätzlich noch die Verläufe bis zu einem Verhältnis von  $E^{Kin}/E^{Int} = 20\%$  angeführt und hellgrau dargestellt.

#### Faserorientierung - $0^\circ/90^\circ$

In Abbildung 5.20 ist nun die Schädigung der Faser-Kunststoff-Verbund-Platte zum Zeitpunkt  $E^{Kin}/E^{Int} = 10\%$  sowohl für das Gewebemodell als auch für die UD-Analogie dargestellt. Die Abbildungen stellen wiederum die delaminierte Fläche sowie die auftretende Schichtschädigung dar. Zusätzlich wird noch ein Konturplot der Verschiebung in Z-Richtung (weiß: -U3 zu blau: +U3) der untersten Laminatschicht eingeblendet. Dadurch soll das Deformationsverhalten der Platte besser erkenntlich werden. Im Gewebemodell ist nun er-

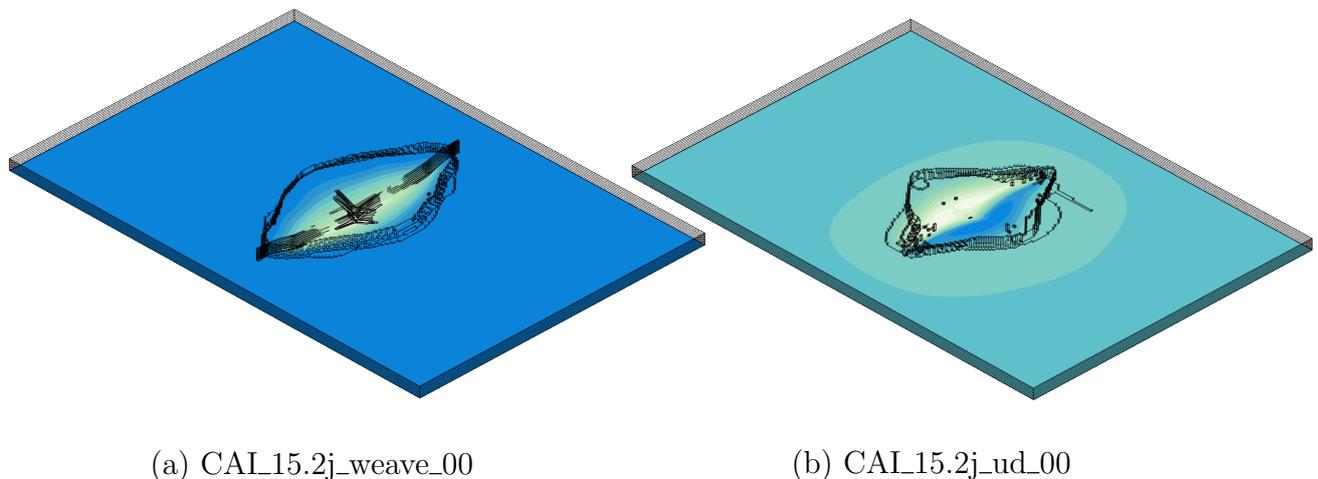
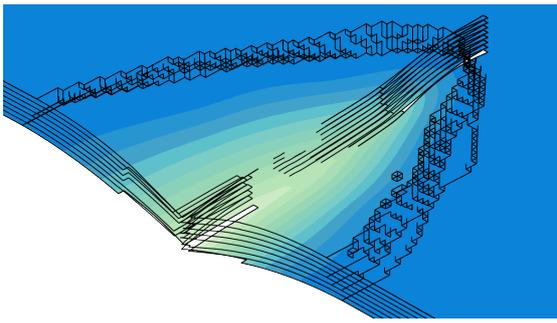


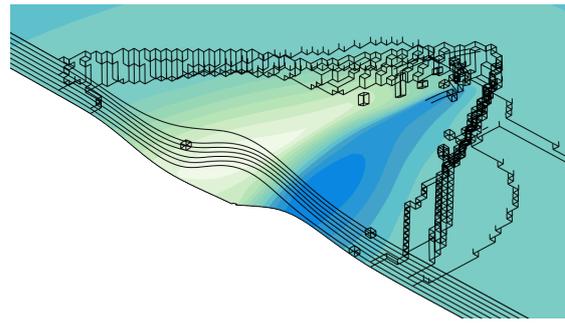
Abbildung 5.20: CAI: Vergleich der Schichtschädigung und Delamination bei unterschiedlichen Modellierungsvarianten, zusätzlich ist die Verschiebung  $U_3$  als Konturplot (weiß:  $-U_3$  zu blau:  $+U_3$ ) der untersten Laminatschicht dargestellt

sichtlich, dass sich die kreisrunde Delamination nach der Druckbelastung entlang der kurzen Plattenseite etwas zugespitzt hat. Der durch die Impactschädigung entstandene Riss quer zur Belastungsrichtung ist bis etwa zur Delaminationsgrenze angewachsen. Die Delamination der UD-Analogie weist eine etwas deformierte Rautenform auf. Elementlöschungen und somit vollständige Schichtschädigung sind in diesem Modell kaum vorhanden. Es bilden sich auch keine zusätzlichen Risse in den Laminatschichten während der Druckbeanspruchung aus.

Abbildung 5.21 zeigt einen Schnitt durch die Mitte der Platte parallel zur X-Achse. Dabei wird die Schädigung zum Zeitpunkt  $E^{Kin}/E^{Int} = 10\%$  des CAI-Modelles direkt an der Impactstelle gezeigt. Im Gewebemodell zeigt sich, dass die aufgerissenen Laminatteile nach unten gebogen werden. Dagegen zeigt die UD-Analogie Sublaminatbeulen. Die unterste und oberste Laminatschicht haben sich vom restlichen Verbund abgelöst. Außerdem beult das Laminat links von der Eindringstelle nach unten und rechts davon nach oben aus. Die Impactstelle stellt hierbei den Wendepunkt der Beulfigur dar.



(a) CAL15.2j\_weave\_00



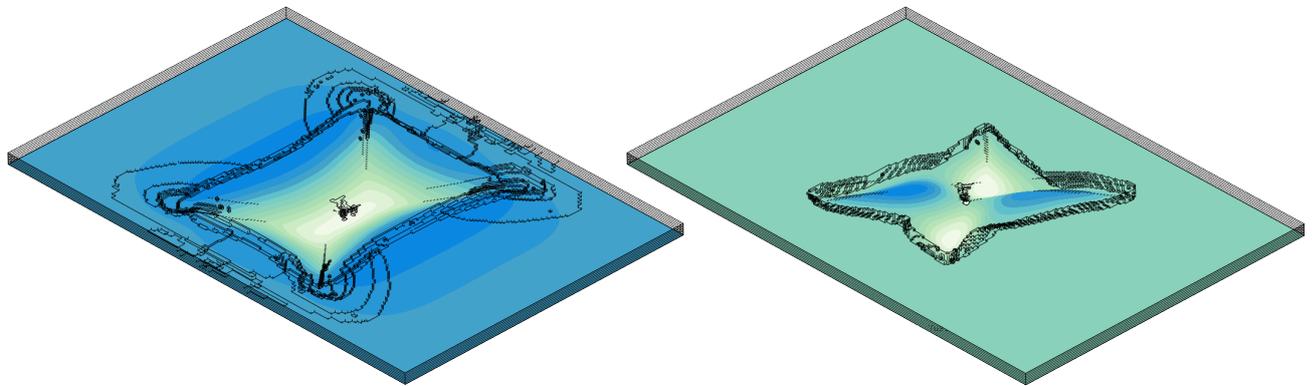
(b) CAL15.2j\_ud\_00

Abbildung 5.21: CAI: Vergrößerte Schnittdarstellung der deformierten Einzellagen an der Impactstelle von Abb. 5.20

### Faserorientierung - $\pm 45^\circ$

Die folgenden Abbildungen 5.22, 5.23 zeigen die CAI-Schädigung am Modell mit einer Faserorientierung von  $\pm 45^\circ$ . Im Vergleich zum  $0^\circ/90^\circ$ -Modell weist das  $\pm 45^\circ$ -Modell größere Deformationen an der Impactstelle auf. Bei Anwendung des Gewebemodells beult das Laminat in Auftreffrichtung des Impactors aus. Die Deformation zeigt ein rechteckiges Muster. Die Ecken liegen hierbei in Faserrichtung und es kommt zur Schichtschädigung in der obersten und untersten Lage des Mehrschichtverbundes. Von oben betrachtet haben diese Risse eine X-förmige Gestalt. Diese reichen aber nicht bis zur Eindringstelle, sondern treten an der Stelle der höchsten Umlenkung des Verbundes aufgrund der auftretenden Deformation auf. Rund um diese Eckpunkte bilden sich noch zusätzlich Delaminationen in einigen Interfaceschichten aus. Das  $\pm 45^\circ$ -Modell mit UD-Analogie zeigt ein ähnliches Verhalten wie das  $0^\circ/90^\circ$ -Modell. Es tritt wiederum Sublaminatbeulen auf. Lediglich die Ausrichtung der Beulfigur folgt jetzt der diagonalen Faserorientierung und richtet sich nicht mehr entlang der kurzen Plattenseite aus.

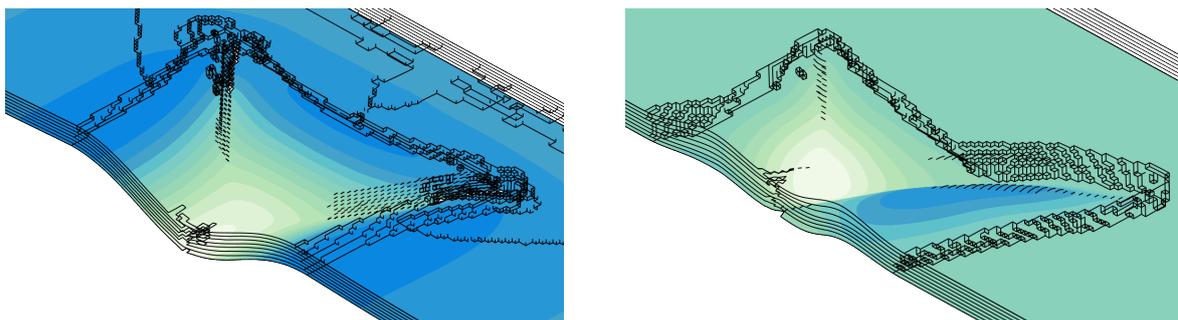
In Abbildung 5.24 ist die Kraft-Verschiebungs-Kurve der unterschiedlichen Modelle aufgetragen. Die schwarz gezeichneten Kurven stellen den Bereich bis zum Verhältnis  $E^{Kin}/E^{Int} = 10\%$  dar, die anschließend grau gezeichneten Kurven den Bereich bis  $E^{Kin}/E^{Int} = 20\%$ . Es ist ersichtlich, dass sowohl Gewebemodell als auch UD-Analogie trotz unterschiedlicher Reststeifigkeiten bzw. modellierter Schichtschädigungen nach dem LVI (Definition der Elementlöschung - Kapitel 5.2.1) nahezu idente Kraft-Verschiebungs-Beziehungen aufweisen.



(a) CAL15.2j\_weave\_45

(b) CAL15.2j\_ud\_45

Abbildung 5.22: CAI: Vergleich der Schichtschädigung und Delamination bei unterschiedlichen Modellierungsvarianten, zusätzlich ist die Verschiebung  $U_3$  als Konturplot (weiß:  $-U_3$  zu blau:  $+U_3$ ) der untersten Laminatschicht dargestellt



(a) CAL15.2j\_weave\_45

(b) CAL15.2j\_ud\_45

Abbildung 5.23: CAI: Vergrößerte Schnittdarstellung der deformierten Einzellagen an der Impactstelle von Abb. 5.22

Das  $0^\circ/90^\circ$  Modell weist eine größere Steifigkeit und eine etwas höhere Festigkeit als das  $\pm 45^\circ$ -Modell auf. Allgemein zeigen die Gewebemodelle einen etwas glatteren Verlauf der Kraft-Verschiebungs-Beziehungen.

Abschließend werden wiederum die vier bereits bekannten Energieanteile in Abbildung 5.25 dargestellt. Das Gewebemodell (schwarz) weist im Allgemeinen geringfügig höhere Energiewerte als die UD-Analogie (cyan) auf. Beide Modellierungsstrategien folgen aber fast identen Verläufen. Die Gesamtenergie der Modelle bleibt konstant. Anzumerken ist hier, dass die von den externen Kräften der Randbedingungen verrichtete Arbeit von der Gesamtenergie abgezogen wird. Aus diesem Grund ist am Ende der Berechnung die innere Energie größer als die Gesamtenergie. Die innere Energie sowie die elastische Verzerrungsenergie nehmen aufgrund der Verschiebung der Plattenoberkante während des Belastungsvorganges zu. Diese erreichen ein Maximum, ab welchem inter- und intralaminare Schädigungsprozesse einsetzen und die Energien abnehmen. Durch die zunehmende Schädigungsentwicklung und der dadurch degradierten Steifigkeiten des Verbundes wird der Widerstand gegen Verformung verringert und die kinetische Energie im Modell steigt an. Der Bereich zwischen den beiden Zeitpunkten  $E^{Kin}/E^{Int} = 10\%$  und  $E^{Kin}/E^{Int} = 20\%$  wird durch die grauen Kurven dargestellt.

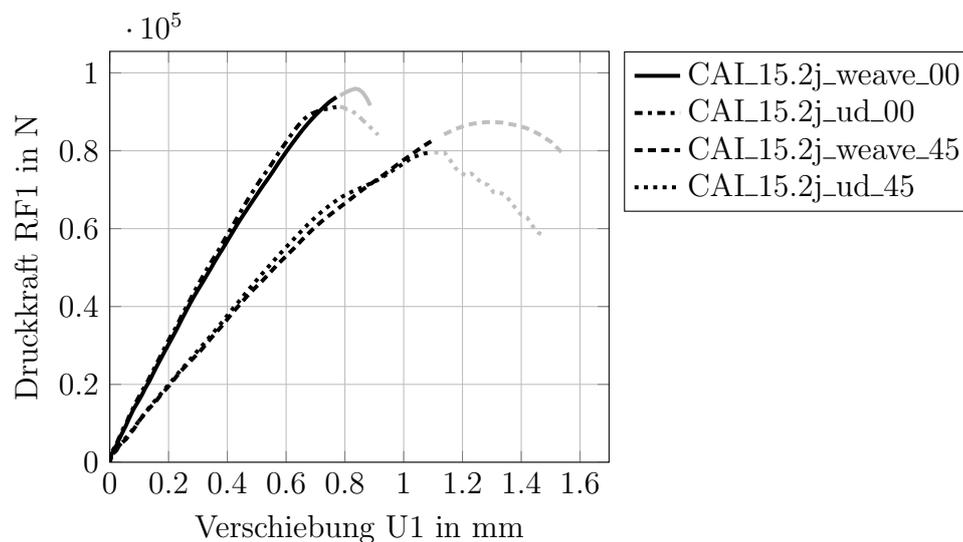


Abbildung 5.24: CAL15.2j: Vergleich der Kraft-Verschiebungs-Beziehung zwischen Gewebemodell und UD-Analogie bei unterschiedlichen Faserorientierungen

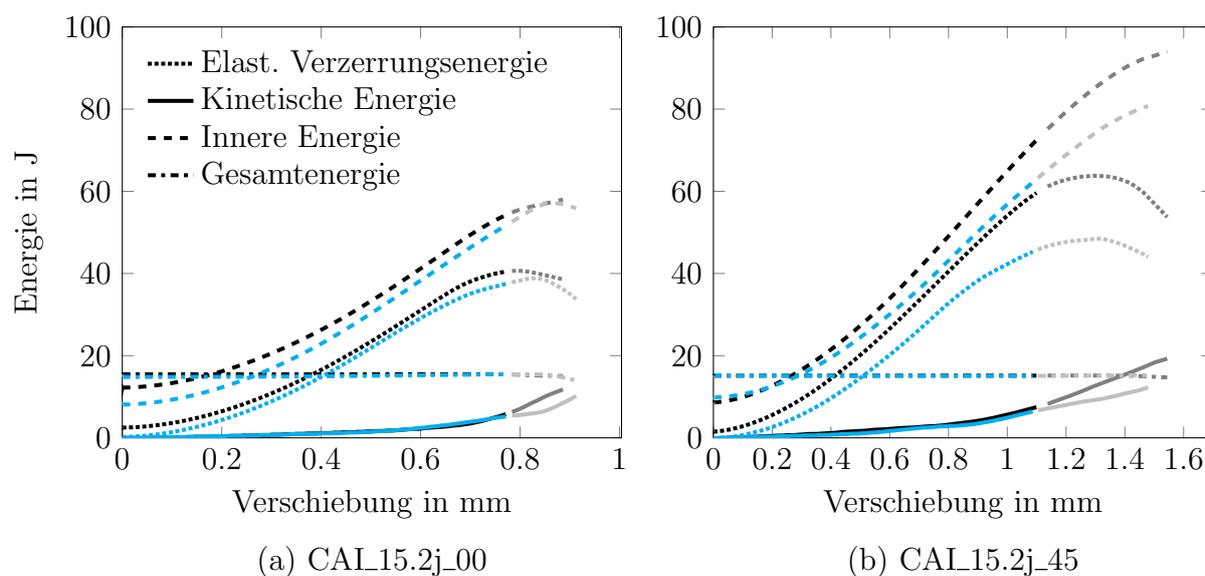


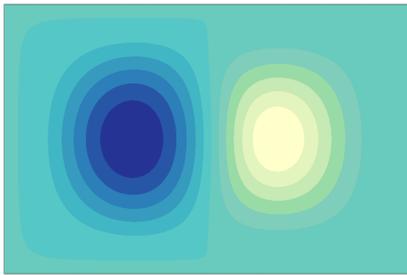
Abbildung 5.25: CAI: Vergleich der Energiebilanz zwischen Gewebemodell (schwarz) und UD-Analogie (cyan) für beide Faserorientierungen

### 5.3.2 Restdruckfestigkeiten - Ungeschädigte Versuchsplatten

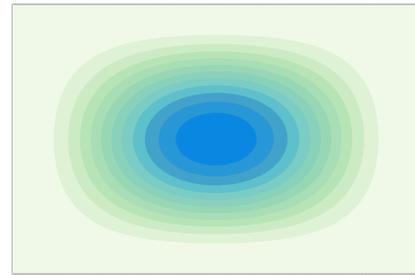
Bevor der Einfluss der Impactenergie auf das Schädigungsverhalten des Faser-Kunststoff-Verbundes betrachtet werden kann, wird die Restdruckfestigkeit der ungeschädigten Platte untersucht. Dazu wurde in einem ersten Schritt ein Modell einer unbeschädigten Platte herangezogen und eine CAI-Simulation durchgeführt. Durch dieses Modell konnte die maximal ertragbare Druckspannung der Versuchsplatte bestimmt werden. Schädigungsinitiierung bei dieser geometrisch perfekten Platte fand im Bereich der Netzverfeinerung am Übergang zwischen LVI- und CAI-Modell statt und hat somit eine eher fragwürdige physikalische Bedeutung. Aus diesem Grund wurden linear elastische Stabilitätsanalysen durchgeführt und die Beulfiguren der Platten bei den CAI-Randbedingungen ermittelt. Diese sind in Abbildung 5.26 für die unterschiedlichen Faserorientierungen dargestellt.

In einem zweiten Schritt wurden diese Beulfiguren als Imperfektion mit einer Skalierung von  $1/20$  der Plattendicke im Modell der ungeschädigten Platte aufgetragen. Die so ermittelten Festigkeitswerte liegen etwas unter denen der geometrisch perfekten Platte. Die Steifigkeiten der Platten bleiben unverändert. Die Versagensmechanismen der imperfekten, ungeschädigten Platten sind in Abbildung 5.27 dargestellt. Es kommt nun zum Schädi-

gungsbeginn an den Stellen der maximalen Auslenkung während des Belastungsvorganges. Bei dem  $0^\circ/90^\circ$ -Modell treten an beiden Stellen Risse quer durch das Laminat auf. Delaminationen kommen nur geringfügig und in einzelnen Interfaces vor. Dahingegen weist das  $\pm 45^\circ$ -Modell große Delaminationen in der Mitte der Platte auf. Es treten ebenfalls Risse in den Laminatschichten ausgehend vom Mittelpunkt entlang der Faserrichtungen auf.

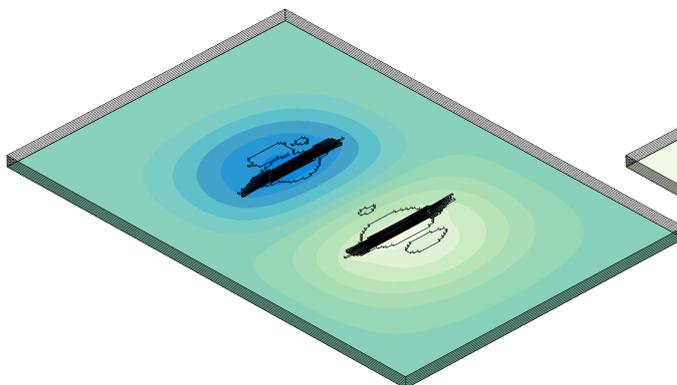


(a) CAL\_00j\_weave\_00

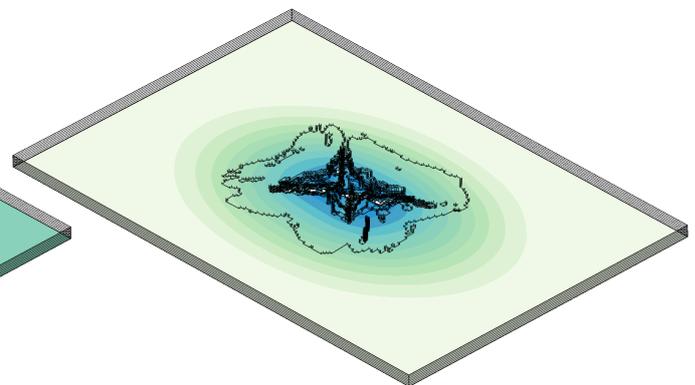


(b) CAL\_00j\_weave\_45

Abbildung 5.26: CAI: Beulformen aufgrund unterschiedlicher Faserorientierungen



(a) CAL\_00j\_weave\_00\_imp



(a) CAL\_00j\_weave\_45\_imp

Abbildung 5.27: CAI: Schichtschädigung und Delamination der imperfekten Platte

### 5.3.3 Restdruckfestigkeiten - Einfluss der Impactenergie

#### Faserorientierung - $0^\circ/90^\circ$

In diesem Abschnitt wird der Einfluss der Impactenergie auf die Restdruckfestigkeit behandelt. Dazu werden wiederum die Modelle mit 7,5 J und 25,4 J herangezogen. Anschließend erfolgt ein Vergleich aller berechneten Modelle mit und ohne Impact Vorschädigung.

In Abbildung 5.28 sind die Gewebemodelle mit den unterschiedlichen Impactenergien dargestellt. Beide Modelle zeigen ein identes Schädigungsverhalten zum bereits erläuterten 15,2 J Modell. Die Delaminationsflächen spitzen sich an der kurzen Plattenseite zu und der Riss quer zur Belastungsrichtung wird größer. Im Modell mit der höchsten Impactenergie wächst der Riss bis zum Plattenrand hinaus. Die gesamte Platte ist somit in der Mitte durchtrennt. Die Delaminationsflächen werden zum Rand hin kleiner. Im Bereich der seitlichen Führung tritt kaum eine Interfaceschädigung auf. Der Riss in Längsrichtung der Platte bleibt unverändert.

Die Kraft-Verschiebungs-Beziehungen der geschädigten als auch der ungeschädigten Gewebemodelle mit  $0^\circ/90^\circ$  Faserorientierung sind in Abbildung 5.29 ersichtlich. Die imperfekte, ungeschädigte Platte weist nur geringfügig niedrigere Festigkeitswerte als die geometrisch perfekte, ungeschädigte Platte bei gleicher Steifigkeit auf. Die Impactschädigung bewirkt

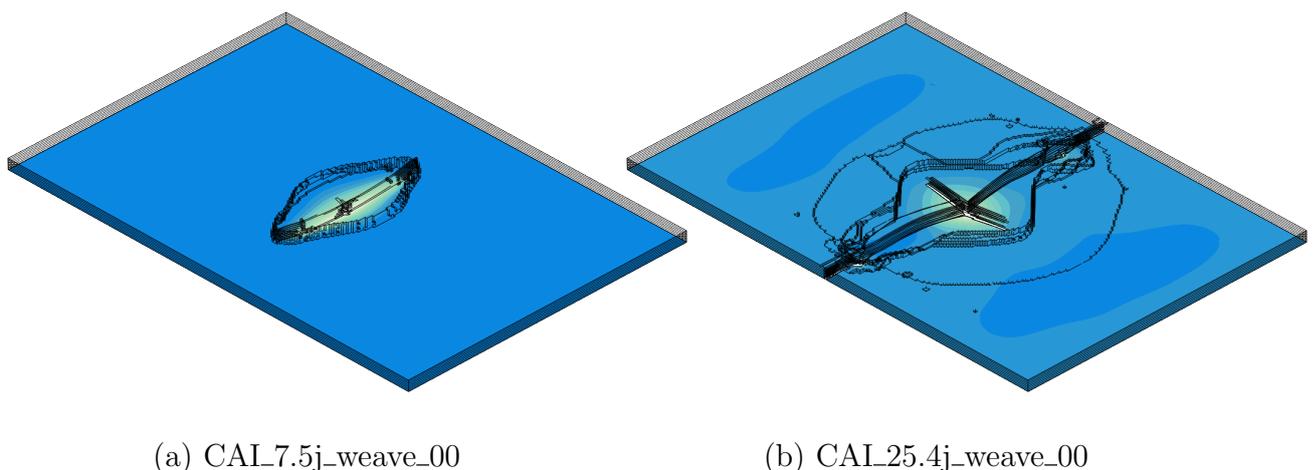


Abbildung 5.28: CAI: Vergleich der Schichtschädigung und Delamination bei unterschiedlichen Impactenergien

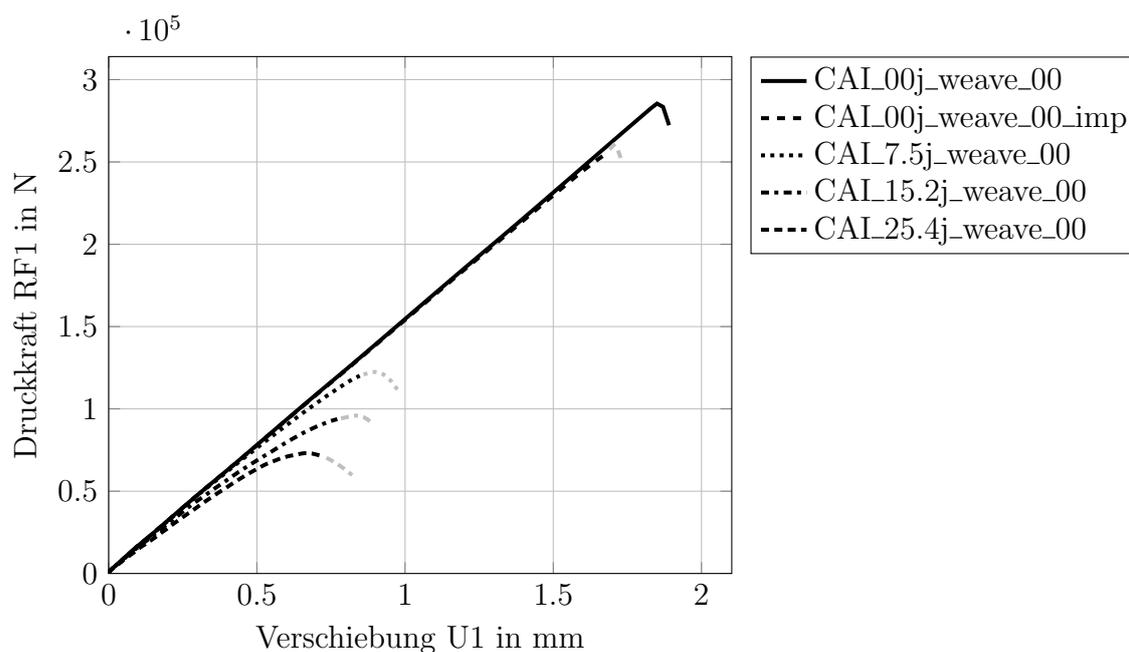
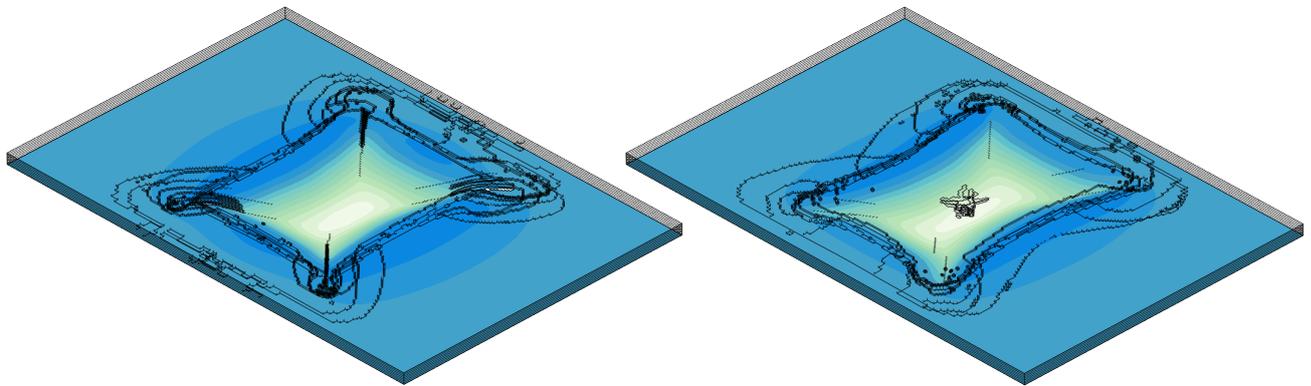


Abbildung 5.29: CAI\_weave\_00: Kraft-Verschiebungs-Beziehung bei einer  $0^\circ/90^\circ$  Faserorientierung

eine drastische Reduktion der Festigkeitswerte um mehr als 50%, im Vergleich zur ungeschädigten Platte. Das 7,5 J-Modell weist noch annähernd dieselbe Steifigkeit wie die ungeschädigten Versuchsplatten auf. Mit zunehmender Impactenergie wird aber auch diese geringfügig reduziert.

### Faserorientierung $\pm 45^\circ$

Die nachfolgenden Abbildungen 5.30, 5.31 zeigen die soeben erläuterten Modelle mit einer Faserorientierung von  $\pm 45^\circ$ . Das Schädigungsverhalten ist in allen drei vorgeschädigten Modellen gleich. Es treten bereits bei niedrigen Impactenergien großflächige Delaminationen auf. Die Laminatplatte beult in einem rechteckigen Muster nach unten aus. In den Ecken treten Schichtschädigungen in der obersten und untersten Laminatschicht auf. Das Modell mit der niedrigsten Impactenergie weist auch Schichtschädigungen in den innenliegenden Laminatschichten auf. Die durch den Impactvorgang entstandenen Risse wachsen nicht weiter an. Die Kraft-Verschiebungs-Kurven haben eine geringere Steifigkeit als die  $0^\circ/90^\circ$ -Modelle, weisen aber ansonsten identes Verhalten auf. Lediglich die durch Impact vorgeschädigten Platten zeigen ein geringfügig stärkeres, nichtlineares Verhalten.



(a) CAL7.5j\_weave\_45

(b) CAL25.4j\_weave\_45

Abbildung 5.30: CAI: Vergleich der Schichtschädigung und Delamination bei unterschiedlichen Impactenergien

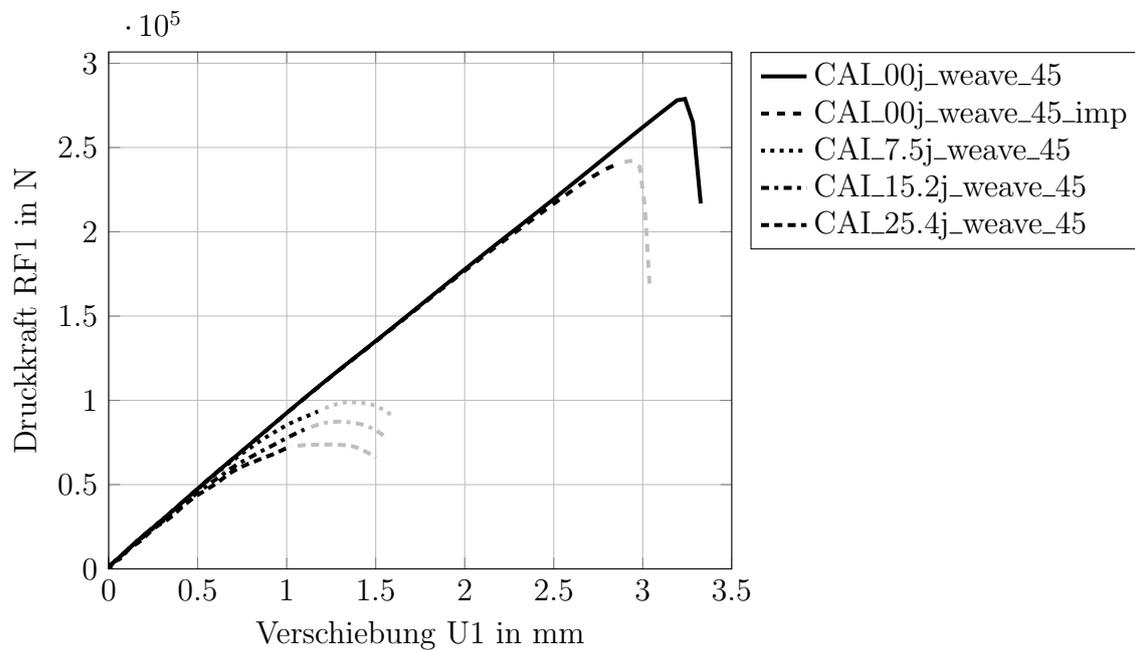


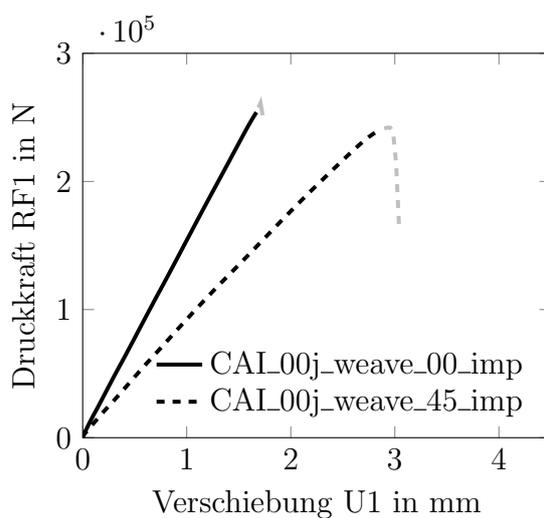
Abbildung 5.31: CALweave\_45: Kraft-Verschiebungs-Beziehung bei einer  $\pm 45^\circ$  Faserorientierung

### 5.3.4 Simulationsergebnisse versus Testergebnisse

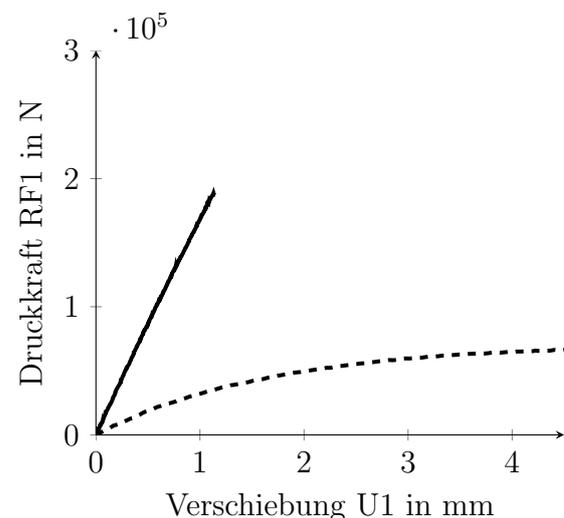
Zum Abschluss werden die errechneten Simulationsergebnisse mit den Testergebnissen aus STELZER [21] für die vorgeschädigten Platten und WOLFAHRT [83] für die ungeschädigten Platten verglichen. Anzumerken ist, dass in beiden Fällen Kohlenstofffaser-Epoxidharz-Verbunde verwendet wurden. Die Berechnungsparameter konnten aber nicht direkt von denselben Werkstoffen verwendet werden, sondern es mussten Vergleichswerte von ähnlichen Materialien aus der Literatur entnommen werden.

Abbildung 5.32 zeigt die Kraft-Verschiebung-Beziehungen der ungeschädigten Versuchsplatten. Abbildung (a) zeigt hierbei die Simulationsergebnisse der imperfekten Platte mit beiden Faserorientierungen. Abbildung (b) zeigt die Testergebnisse der ungeschädigten Platte. Anzumerken ist, dass für das  $0^\circ/90^\circ$ -Modell ein Dehnmessstreifen zur Dehnungsmessung eingesetzt wurde. Dadurch konnte die Messung nicht bis zum Prüfkörperversagen durchgeführt werden. Die tatsächliche Festigkeit liegt somit noch etwas höher. Die Dehnungsmessung des  $\pm 45^\circ$ -Modelles erfolgte mittels digitaler Bildkorrelation.

Die Ergebnisse zeigen für die  $0^\circ/90^\circ$ -Faserorientierung sehr gute Übereinstimmungen. Lediglich die tatsächlich erreichbare Festigkeit liegt noch etwas über den Versuchsergebnissen.



(a) Simulationsergebnisse



(b) Versuchsergebnisse [83]

Abbildung 5.32: CAI: Vergleich der Simulationsergebnisse (a) der ungeschädigten, imperfekten Platte mit den Testergebnissen (b)

Dahingegen zeigt das  $\pm 45^\circ$ -Modell gänzlich andere Eigenschaften. Die Testergebnisse bilden einen stark nichtlinearen Verlauf wohingegen die Simulationsergebnisse nahezu linear-elastisches Verhalten aufweisen. Nur die Steifigkeit ist im Vergleich zum  $0^\circ/90^\circ$ -Modell etwas geringer, besitzt aber nahezu idente und somit zu hohe Festigkeitswerte im Vergleich zur getesteten Platte.

In Abbildung 5.33 sind die Ergebnisse der vorgeschädigten Versuchsplatten aufgetragen. Sowohl für die Simulation als auch für die Testdurchführung wurde eine Impactenergie von 15,2 J gewählt. Im Versuch wurden insgesamt drei Prüfungen für jede Faserorientierung mit identen Platteneigenschaften durchgeführt. Es zeigt sich wiederum, dass die tatsächlichen Eigenschaften des  $0^\circ/90^\circ$ -Modelles mittels der Simulation sehr gut berechnet werden können. Die errechnete Festigkeit liegt zwar etwas über der Druckfestigkeit der Versuchsprobe, dies kann aber vermutlich auf die unterschiedlichen Materialparameter zurückgeführt werden. Das  $\pm 45^\circ$ -Modell zeigt hingegen wieder stark nichtlineares Verhalten, dass von der Simulation nicht nachgebildet wird.

Tabelle 5.4 zeigt eine kurze Zusammenfassung aller berechneten CAI-Modelle. Zusätzlich eingetragen sind die Versuchsergebnisse für die ungeschädigte Platte [83] und für die vorgeschädigte Platte mit einer Impactenergie von 15,2 J [21]. Im Allgemeinen ist ersichtlich, dass die Berechnungsmodelle mit einer Faserorientierung von  $0^\circ/90^\circ$  sehr brauchbare Er-

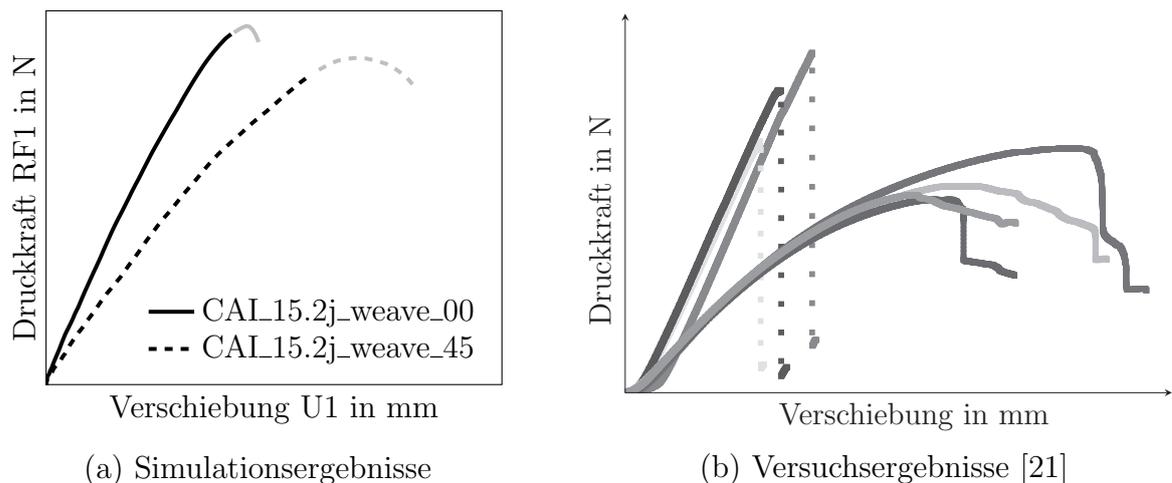


Abbildung 5.33: CAI: Vergleich der Simulationsergebnisse (a) der mit 15,2 J vorgeschädigten Platte mit den Testergebnissen (b), Diagrammskalierung der Simulationsergebnisse wurde an die Steifigkeit der  $0^\circ/90^\circ$ -Versuchsplatte angepasst

gebnisse liefern. Die errechneten Festigkeits- und Steifigkeitswerte liegen etwas über den Versuchsergebnissen. Um dieses Problem zu beheben müssten die tatsächlichen Materialparameter der verwendeten Werkstoffe bestimmt werden. Im Gegensatz dazu zeigen die Modelle mit einer  $\pm 45^\circ$ -Faserorientierung gänzlich andere Ergebnisse im Vergleich zu den Testergebnissen. Das starke nichtlineare Verhalten in der Kraft-Verschiebungs-Beziehung konnte mit den verwendeten Modellen nicht nachgebildet werden (siehe Anhang C).

Tabelle 5.4: Zusammenfassung der CAI-Modelle

	Max. Druckkraft RF1 (kN)	Max. Verschiebung UI (mm)	Restdruckfestigkeit (N/mm <sup>2</sup> )	Mittlere Delamination $E^{\text{Kin}}/E^{\text{Int}} = 10\%$ (mm <sup>2</sup> )	Mittlere Delamination $E^{\text{Kin}}/E^{\text{Int}} = 20\%$ (mm <sup>2</sup> )
<b>CAI00j_weave_00</b>	285,5	1,85	713,6	0	0
<b>CAI00j_weave_00_imp</b>	261,3	1,71	653,2	80	286
WOLFAHRT_00j_00 [83]	(214,4)*	(1,2)	536 ± 36	-	-
<b>CAI00j_weave_45</b>	278,8	3,24	697,0	942	942
<b>CAI00j_weave_45_imp</b>	242,0	2,98	605,1	62	1541
WOLFAHRT_00j_45 [83]	(74,8)	(4,65)	187 ± 4	-	-
<b>CAI7.5j_weave_00</b>	122,5	0,91	306,1	632	797
<b>CAI7.5j_weave_45</b>	98,9	1,38	247,3	1031	2021
<b>CAI15.2j_weave_00</b>	95,9	0,83	239,8	1131	1322
<b>CAI15.2j_ud_00</b>	91,3	0,78	228,4	983	1156
STELZER_15.2j_00 [21]	60 - 80 <sup>†</sup>	1,1 - 1,6	(200 ± 25)	-	-
<b>CAI15.2j_weave_45</b>	87,4	1,29	218,5	1294	2135
<b>CAI15.2j_ud_45</b>	79,5	1,10	198,9	929	1429
STELZER_15.2j_45 [21]	45 - 60	2,9 - 4,0	(130 ± 20)	-	-
<b>CAI25.4j_weave_00</b>	73,1	0,73	182,8	1586	1679
<b>CAI25.4j_weave_45</b>	73,8	1,26	184,5	2039	2996

\* Werte in Klammern ( ) wurden aus den gegebenen Daten errechnet

<sup>†</sup> Wertebereiche ergeben sich aufgrund der Durchführung mehrerer Tests

# Kapitel 6

## Zusammenfassung

Ziel dieser Arbeit war es, die Schädigungsmechanismen sowie die Resttragfähigkeit von Faser-Kunststoff-Verbunden mittels nichtlinearer FEM-Simulationen nachzubilden. Dazu wurden die beiden standardisierten Testmethoden - Drop Weight Impact Test und Compression After Impact Test - mittels der expliziten Finite Elemente Methode nachgebildet. Hauptaugenmerk bei der Modellierung des Faser-Kunststoff-Verbundes wurde auf die beiden Versagensmechanismen, interlaminare Schichtschädigung und intralaminare Delamination gelegt. Es wurden Berechnungsmodelle mit unterschiedlichen Impactenergien, Materialmodellen, Modellierungsstrategien und Faserorientierungen erstellt.

Beginnend bei der Simulation des Low-Velocity-Impacts zeigten sich für beide Modellierungsstrategien (Gewebemodell und UD-Analogie) sehr brauchbare Ergebnisse. Neben dem Modellierungsunterschied liegt die größte Differenz der beiden Modelle in der angewandten Elementerosion während der Simulation. Elemente werden im Gewebemodell ab Erreichen des Maximalwertes einer Schädigungsvariable einer Faserrichtung gelöscht. Die zweite Faserrichtung könnte noch ungeschädigt sein, das Element und die noch vorhandene Reststeifigkeit der zweiten Faserrichtung würden trotzdem aus dem Modell gelöscht werden. In der UD-Analogie werden Elemente erst gelöscht, wenn an einem Materialpunkt alle Integrationspunkte das Kriterium für Faserschädigung erreicht haben. Es müssen also beide Faserrichtungen vollständig geschädigt werden bevor das Element gelöscht wird.

Dieser Unterschied in den Materialmodellen hat insbesondere bei den Modellen mit Faserorientierungen parallel zum FE-Netz einen Einfluss. Hierbei wird an der Impactstelle jeweils eine Faserrichtung höher beansprucht als die korrespondierende zweite Faserrichtung. Für Modelle mit dem Gewebematerial ist die Beanspruchung einer Materialrichtung zur Elementlöschung ausreichend. Dadurch werden bei dem  $0^\circ/90^\circ$ -Modell Risse direkt an der Eindringstelle parallel zur Faserorientierung ersichtlich. Der Verbund schädigt und das Laminat klappt an der Eindringstelle nach unten. Durch den Schädigungsvorgang wird ein Teil der eingebrachten Energie während des Impactvorganges absorbiert und die Endgeschwindigkeit des reflektierten Impactors reduziert. Es zeigte sich, dass das auftretende Schädigungsverhalten eine gewisse Netzabhängigkeit aufweist. Modelle mit Faserorientierungen diagonal zu den Elementkanten weisen kaum eine Rissbildung an der Impactstelle auf. Bei diesen Modellen werden beide Materialrichtungen annähernd gleich belastet. Somit degradieren die Steifigkeiten der beiden Faserrichtungen während des Schädigungsvorganges nahezu ident. Die Elemente im Gewebemodell werden zwar wiederum bei Erreichen des Maximalwertes einer Schädigungsvariable gelöscht, die Steifigkeit der orthogonalen Faserrichtung ist aber zu diesem Zeitpunkt ebenfalls bereits nahezu vollständig degradiert.

Aus diesem Grund weisen Modelle mit einer  $\pm 45^\circ$ -Faserorientierung bei beiden Modellierungsstrategien nahezu idente Schichtschädigung auf. In den  $\pm 45^\circ$ -UD-Modellen ist ersichtlich, dass im Vergleich zu den  $0^\circ/90^\circ$ -UD-Modellen eine erhöhte Anzahl an Elementlöschnungen auftritt. Dies ist wiederum auf die annähernd ausgeglichene Belastung der orthotropen Materialrichtungen zurückzuführen. Im UD-Modell werden Elemente erst gelöscht, wenn beide Faserrichtungen komplett geschädigt sind. Daher reißt das Laminat bei Anwendung der UD-Analogie im  $0^\circ/90^\circ$ -Modell auch nicht auf. Der Verbund bleibt entgegen dem Gewebemodell geschlossen. Vollständige Schichtschädigung tritt nur in einer Faserrichtung auf und eine gewisse Reststeifigkeit in der zweiten Faserrichtung bleibt erhalten. Die elastische Verzerrungsenergie wird somit fast gänzlich wieder in kinetische Energie während der Aufwärtsbewegung des Impactors umgewandelt. Die verbleibende Reststeifigkeit im UD-Modell erzeugt auch die höhere Endgeschwindigkeit des Impactors. Ein Nachteil dieser Modellierung besteht in der Veränderung der Gesamtenergie während der Simulation. Ergebnisse expliziter FEM-Simulationen können größtenteils nur mittels Energiebilanzen überprüft wer-

den. Ein Grund für die Veränderung der Gesamtenergie während der Simulation könnte die Unterteilung der Schalenelemente in zwei Subschichten sein. Dadurch werden unterschiedliche Schädigungsvariablen innerhalb eines Elementes aktiviert, wodurch Schwierigkeiten in der Degradation der jeweiligen Steifigkeiten entstehen könnten.

Ein weiterer Unterschied ist im Verlauf der Impactorkraft ersichtlich. Die auftretende Schädigung bei Modellen mit zu den Elementkanten parallel liegenden Fasern weisen eine höhere Anzahl an Elementlöschungen auf. Der damit verbundene Steifigkeitsverlust an der Impactstelle führt zu einem rapiden Abfall der Impactkraft kurz nach Erreichen des Maximums. Dahingegen zeigen Modelle mit diagonal ausgerichteten Fasern und Modelle mit UD-Analogie einen kontinuierlicheren Kraftverlauf.

Die bleibende Eindringtiefe konnte nicht zufriedenstellend nachgebildet werden. Modelle mit dem Gewebematerial überschätzen die bleibenden Eindringtiefen. Die vollständige Elementlöschung aufgrund des Versagens einer Faserrichtung ist somit zu hinterfragen. UD-Modelle mit einer  $\pm 45^\circ$ -Orientierung zeigten aber wiederum kaum eine Eindringtiefe, wodurch Elementerosion erst nach Erreichen vollständiger Schädigung beider Faserrichtungen auch nicht unbedingt Abhilfe schaffen muss.

Die Modellierung der Interfaceschädigung zeigt in allen Modellen zufriedenstellende Ergebnisse. Besonders interessant ist die auftretende Form der einzelnen Delaminationen. Bei niedrigen Impactenergien weisen diese kreisrunde Flächen auf. Ab Erreichen eines gewissen Grenzwertes können sich Delaminationen entlang der Faserrichtungen schneller ausbreiten, wodurch auch die rechteckige Form entsteht. Je nach Faserorientierung ist diese Form entweder parallel oder diagonal zur Plattengeometrie ausgerichtet. Außerdem zeigt sich, dass die auftretenden Interfaceschädigungen im Laminat annähernd gleich groß sind. Lediglich eine Interfaceschicht weist meist eine größere Delaminationsfläche auf. Diese befindet sich in den meisten Berechnungsmodellen auf der Impact abgewandten Seite. Die absolute Fläche der Delaminationen wird im Berechnungsmodell aufgrund der verwendeten Interface-Parameter für UD-Lamine im Vergleich zu den Versuchsergebnissen überschätzt und fällt somit etwas größer aus.

Die einzelnen LVI-Modelle wurden anschließend einer CAI-Simulation unterzogen. Es zeigte sich, dass Modelle mit dem Gewebematerial in Auftreffrichtung des Impactors deformieren. Modelle mit UD-Analogie weisen ein Beulen von Sublaminatschichten auf. Dies kann auf die fehlende Elementlöschung im Vergleich zum Gewebemodell und der somit noch vorhandenen Reststeifigkeiten der korrespondierenden Faserrichtungen zurückgeführt werden. Obwohl sich Unterschiede im modellierten Schädigungsverhalten zeigen, weisen die Kraft-Verschiebungs-Kurven von Gewebemodell zu UD-Analogie fast vollständig identisches Verhalten auf. Die Modellierungsstrategie und die gelöschten oder verbleibenden Reststeifigkeiten der Elemente haben somit nur einen geringen Einfluss auf die Bestimmung der Restdruckfestigkeit bzw. Steifigkeit.

Größere Unterschiede zwischen den Modellen entstehen aufgrund der verschiedenen Faserorientierungen. Modelle mit  $0^\circ/90^\circ$  Faserausrichtung weisen nur ein geringfügiges Wachstum der Delaminationen unter Druckbelastung auf. Dahingegen kommt es bei  $\pm 45^\circ$ -Modellen zu großflächigen Interfaceschäden. Das Laminat beult in einem rechteckigen Muster in der Mitte der Platte mit großen Deformationen aus, wodurch zusätzlich noch weitere Schicht- und Interfaceschädigungen in den Ecken der Beulfigur entstehen.

Die Energiebilanzen beider Modelle zeigen ein plausibles Verhalten. Durch die Wahl der Berechnungsendpunkte über das Verhältnis von kinetischer zu innerer Energie konnten die Schädigungszustände der Versuchsplatten zu definierten Zeitpunkten dargestellt werden. Die maximal erreichbaren Druckfestigkeiten und somit die Zeitpunkte des vollständigen Versagens der Platten liegen oftmals bereits über dem gewählten Verhältnis von  $E^{Kin}/E^{Int} = 10\%$ . In diesem Bereich nimmt der Einfluss der Massenskalierung zu, wodurch die ermittelten Werte mit einer gewissen Fehlertoleranz betrachtet werden sollten.

Zusätzlich zu den geschädigten Platten wurde die Druckfestigkeit von ungeschädigten Platten bestimmt. Es zeigte sich, dass geometrisch perfekte Platten an Stellen von Unregelmäßigkeiten im FE-Netz zu schädigen beginnen. Um dieses Problem zu umgehen wurde mit einer linear elastischen Stabilitätsanalyse die Beulform der Platten bestimmt und diese als Imperfektion aufgetragen. Dadurch konnte ein physikalisch sinnvollerer Schädigungsverhalten erzielt werden.

Der Vergleich der einzelnen Berechnungsmodelle zeigt, dass bereits bei sehr geringen Impactenergien die Restdruckfestigkeit drastisch reduziert wird. Die Steifigkeit nimmt in den Simulationsergebnissen nur minimal ab. Im Vergleich zu den experimentell durchgeführten Testergebnissen zeigt sich, dass die Modelle mit einer Faserorientierung parallel zur Plattengeometrie sehr gute Übereinstimmungen liefern. Die tatsächlich auftretenden Festigkeitswerte liegen zwar etwas unter den berechneten Werten, dies kann aber hauptsächlich auf die unterschiedlichen Materialparameter zurückgeführt werden. Dahingegen zeigt eine Faserorientierung diagonal zur Plattengeometrie gänzlich andere Ergebnisse. Die Versuche zeigen, dass aufgrund dieser Faserausrichtung die Druck-Verschiebungs-Kurve einen stark nichtlinearen Verlauf aufweist. Die Simulationsergebnisse hingegen zeigen eine annähernd linear-elastische Beziehung. Außerdem werden die erreichbaren Druckfestigkeiten bei weitem überschätzt. Es zeigt sich zwar eine geringere Steifigkeit des Modells verglichen mit der  $0^\circ/90^\circ$ -Faserorientierung, diese liegt aber immer noch über den Versuchsergebnissen.

Das stark nichtlineare Verhalten bei Faserorientierungen von  $\pm 45^\circ$  konnte mit den verwendeten Modellen nicht zufriedenstellend nachgebildet werden. Die Durchführung von Single Element Tests (Anhang C) mit unterschiedlichen Randbedingungen hat gezeigt, dass dafür die vereinfachte Modellierung des Druckwerkzeuges verantwortlich gemacht werden kann. Im CAI-Modell werden die Längsseiten der Versuchsplatte mit einer Verschiebungsrandbedingung quer zur Belastungsrichtung gesperrt. Es hat sich aber gezeigt, dass bei uneingeschränkter Querkontraktion ein nichtlinearer Verlauf bei Anwendung des Gewebemodells erzielt werden kann. Dieses Verhalten kann aufgrund des fehlenden elastisch-plastischen Ansatzes in der UD-Analogie nicht abgebildet werden. Es ist aber ersichtlich, dass auch hier die erreichbaren Festigkeiten bei geänderten Randbedingungen drastisch reduziert werden.

Die vereinfachten Randbedingungen der CAI-Modelle bei einer  $\pm 45^\circ$ -Faserausrichtung sind somit nicht zulässig. Die experimentelle Durchführung des CAI-Tests ist mit Toleranzen behaftet, wodurch ein gewisses Spiel zwischen Führungen und Versuchsplatte auftreten dürfte. Um auch bei diesen Modellen verwertbare Ergebnisse zu erzielen sollte das Druckwerkzeug mit modelliert werden. Die Modelle mit einer  $0^\circ/90^\circ$ -Faserorientierung zeigen keinen Einfluss auf die verwendeten Randbedingungen.

# Abbildungsverzeichnis

1.1	Skizze Boeing 787 - Gewichtsprozent der eingesetzten Materialien . . . . .	2
2.1	Strukturantworten bei unterschiedlichen Impactgeschwindigkeiten . . . . .	12
2.2	Matrixrisse in einem (0/90/0) UD-Laminat . . . . .	14
2.3	Definition der Rissöffnungsarten . . . . .	16
2.4	Einfluss der Verbundsteifigkeit bei Impactschädigung . . . . .	20
2.5	Fallturm HIT230F der Firma Zwick . . . . .	21
3.1	Charakteristische Restzugfestigkeit in Abhängigkeit der eingebrachten Impactenergie . . . . .	23
3.2	Druckfestigkeit in Abhängigkeit der Faserrichtung . . . . .	24
3.3	CAI - Prüfung: Unterschiedliche Einspannvorrichtungen . . . . .	26
4.1	Ausbreitung einer Schockwelle durch ein 1-D Netz . . . . .	30
4.2	Skizze Drop Weight Impact Test . . . . .	32
4.3	LVI-Modell . . . . .	35
4.4	Kopplung der Laminatschichten aus Schalenelementen mit Kohäsiv-Elementen	37
4.5	Skizze CAI-Test . . . . .	39
4.6	CAI-Modell . . . . .	40
4.7	„Smooth-Step“-Kurve (Polynom 5.Ordnung) . . . . .	41
4.8	UD-Schicht . . . . .	45
4.9	Beziehung zwischen den äquivalenten Spannungen und Verschiebungen . . .	48
4.10	Entwicklung der Schädigungsvariablen . . . . .	49
4.11	Zusammenhang zwischen der kritischen Bruchenergie und den äquivalenten Spannungen und Verschiebungen . . . . .	49

4.12	Schalendefinition in der UD-Analogie . . . . .	51
4.13	Skizze - Gewebematerial . . . . .	52
4.14	Gewebemodell: (a) Schematische Darstellung des Spannungs-Verzerrungs-Verhaltens von FKV, (b) Verfestigungsgesetz unter Schubbeanspruchung . . . . .	54
4.15	Entwicklung der Schädigungsvariable $d_{12}$ . . . . .	54
4.16	Kohäsivgesetz mit linearer Entfestigung . . . . .	59
4.17	Mode-Mix-Kriterium . . . . .	60
4.18	Beschreibung der Kontakteigenschaften mittels Kontaktdruck-Abstands-Kurven . . . . .	64
4.19	Penalty - Methode [76] . . . . .	65
4.20	Varianten des Master - Slave - Konzeptes (abgeändert aus [76]) . . . . .	65
5.1	Zusammensetzung der Modellbezeichnung . . . . .	68
5.2	Faserorientierung: (a) $0^\circ/90^\circ$ -Ausrichtung, (b) $\pm 45^\circ$ -Ausrichtung . . . . .	68
5.3	LVL15.2j_00: Schnittdarstellung der maximalen Eindringtiefe während des Impacts bei einer $0^\circ/90^\circ$ Faserorientierung . . . . .	70
5.4	LVL15.2j_00: Schnittdarstellung der bleibenden Eindringtiefe am Ende des Impactvorganges bei einer $0^\circ/90^\circ$ Faserorientierung . . . . .	71
5.5	LVL15.2j_00: Eindringtiefe in den Mehrschichtverbund verglichen mit der Verschiebung (U3) und Geschwindigkeit (V3) des Impactors für das Gewebemodell (weave) sowie für die UD-Analogie (ud) . . . . .	72
5.6	LVL15.2j_00: Vergleich von Schichtschädigung und Delamination der unterschiedlichen Modellierungsvarianten nach dem Impact bei einer $0^\circ/90^\circ$ Faserorientierung . . . . .	73
5.7	LVL15.2j_45: Schnittdarstellung der maximalen Eindringtiefe während des Impacts bei einer $\pm 45^\circ$ Faserorientierung . . . . .	74
5.8	LVL15.2j_45: Schnittdarstellung der bleibenden Eindringtiefe am Ende des Impactvorganges bei einer $\pm 45^\circ$ Faserorientierung . . . . .	74
5.9	LVL15.2j_45: Vergleich von Schichtschädigung und Delamination der unterschiedlichen Modellierungsvarianten nach dem Impact bei einer $\pm 45^\circ$ Faserorientierung . . . . .	74
5.10	LVL15.2j_45: Eindringtiefe in den Mehrschichtverbund verglichen mit der Verschiebung (U3) und Geschwindigkeit (V3) des Impactors für das Gewebemodell (weave) sowie für die UD-Analogie (ud) . . . . .	75
5.11	LVL15.2j: Vergleich der Impactorkräfte bei unterschiedlichen Faserorientierungen und Modellierungsvarianten . . . . .	76

5.12	LVL15.2j: Interfaceschädigung bei unterschiedlichen Modellierungen und Faserorientierungen . . . . .	76
5.13	LVI: Vergleich der Energiebilanz zwischen Gewebemodell und UD-Analogie .	78
5.14	LVL_weave_00: Vergleich von Schichtschädigung und Delamination bei unterschiedlichen Impactenergien . . . . .	79
5.15	LVL_weave_00: Vergleich der Impactorkräfte CFN3 bei unterschiedlichen Impactenergien . . . . .	80
5.16	LVL_weave_00: Interfaceschädigung bei unterschiedlichen Impactenergien . .	81
5.17	LVL15.2j_45: Vergleich von Schichtschädigung und Delamination der unterschiedlichen Modellierungsvarianten nach dem Impact . . . . .	81
5.18	LVL_weave_45: Vergleich der Impactorkräfte bei unterschiedlichen Impactenergien . . . . .	83
5.19	LVL_weave_45: Interfaceschädigung bei unterschiedlichen Impactenergien . .	83
5.20	CAL_15.2j_00: Vergleich der Schichtschädigung, Delamination und Verschiebung U3 bei unterschiedlichen Modellierungsvarianten . . . . .	87
5.21	CAL_15.2j_00: Schnittdarstellung der deformierten Einzellagen an der Impactstelle . . . . .	88
5.22	CAL_15.2j_45: Vergleich der Schichtschädigung, Delamination und Verschiebung U3 bei unterschiedlichen Modellierungsvarianten . . . . .	89
5.23	CAL_15.2j_45: Schnittdarstellung der deformierten Einzellagen an der Impactstelle . . . . .	89
5.24	CAL_15.2j: Vergleich der Kraft-Verschiebungs-Beziehung zwischen Gewebemodell und UD-Analogie bei unterschiedlichen Faserorientierungen . . . . .	90
5.25	CAL_15.2j: Vergleich der Energiebilanz zwischen Gewebemodell und UD-Analogie für beide Faserorientierungen . . . . .	91
5.26	CAL_00j: Beulformen aufgrund unterschiedlicher Faserorientierungen . . . . .	92
5.27	CAL_00j: Schichtschädigung und Delamination der imperfekten Platte . . . .	92
5.28	CAL_weave_00: Vergleich der Schichtschädigung und Delamination bei unterschiedlichen Impactenergien . . . . .	93
5.29	CAL_weave_00: Kraft-Verschiebungs-Beziehung bei einer 0°/90° Faserorientierung . . . . .	94
5.30	CAL_weave_45: Vergleich der Schichtschädigung und Delamination bei unterschiedlichen Impactenergien . . . . .	95
5.31	CAL_weave_45: Kraft-Verschiebungs-Beziehung bei einer ±45° Faserorientierung . . . . .	95

---

5.32	CAI: Vergleich der Simulationsergebnisse der ungeschädigten, imperfekten Platte mit den Testergebnissen . . . . .	96
5.33	CAI: Vergleich der Simulationsergebnisse der mit 15,2 J vorgeschädigten Platte mit den Testergebnissen . . . . .	97
A.1	Verschiebung der Einzellagen zueinander im Abstand von 20 mm von der Impactstelle . . . . .	121
A.2	Von den Penalty-Kräften verrichtete Arbeit („Penalty-Energie“) . . . . .	121
B.1	CAL_00j_vumat_45_imp_tie: Schichtschädigung und Delamination . . . . .	123
B.2	CAL_00j_vumat_45_imp_tie: Kraft-Verschiebungs-Beziehung UD-Analogie-Hashin . . . . .	123
C.1	SET mit Schalenelement S4: Darstellung der translatorischen Freiheitsgrade in der X-Y Ebene . . . . .	125
C.2	SET mit Schalenelement S4: Spannungs-Dehnungs-Diagramm des Gewebemodells bei unterschiedlichen Faserorientierungen und Randbedingungen . . . . .	125
C.3	SET mit Schalenelement S4: Spannungs-Dehnungs-Diagramm der UD-Analogie-Hashin bei unterschiedlichen Faserorientierungen und Randbedingungen . . . . .	126
C.4	Single Element Test: Spannungs-Dehnungs-Diagramm der UD-Analogie-EPD bei unterschiedlichen Faserorientierungen und Randbedingungen . . . . .	126

# Tabellenverzeichnis

4.1	LVI-Modelle: Impactoreigenschaften . . . . .	36
4.2	Definition der äquivalenten Spannungen und Verschiebungen . . . . .	48
4.3	Skalierungsfunktionen $f^{sc}$ . . . . .	50
4.4	Massendichten für den verwendeten Modellierungsansatz . . . . .	56
4.5	Materialdaten UD-Analogie . . . . .	56
4.6	Materialdaten Gewebemodell . . . . .	56
4.7	Gewebemodell - Parameter für Plastizität und Matrixschädigung . . . . .	56
4.8	Interface - Parameter . . . . .	61
4.9	Kontakt - Parameter . . . . .	66
5.1	Zusammenfassung der maximal auftretenden Impactorkräfte CFN3 und Eindringtiefen U3 während des LVI ( $0^\circ/90^\circ$ -Faserorientierung) . . . . .	80
5.2	Zusammenfassung der maximal auftretenden Impactorkräfte CFN3 und Eindringtiefen U3 während des LVI ( $\pm 45^\circ$ -Faserorientierung) . . . . .	82
5.3	Zusammenfassung der LVI-Modelle . . . . .	85
5.4	Zusammenfassung der CAI-Modelle . . . . .	98

# Literaturverzeichnis

- [1] RAMMERSTORFER, F. : *Leichtbau*. Skriptum, 2011. – Institut für Leichtbau und Struktur-Biomechanik, TU Wien
- [2] KAZEMAHVAZI, S. : *Impact loading of composite and sandwich structures*, KTH, Diss., 2010
- [3] WIEDEMANN, J. : *Leichtbau: Elemente und Konstruktion*. Springer, 2006
- [4] SCHÜRMAN, H. : *Konstruieren mit Faser-Kunststoff-Verbunden*. Springer, 2005
- [5] AIRBUS S.A.S.: *Innovative Materials*. <http://www.airbus.com/innovation/proven-concepts/in-design/innovative-materials/>, Abruf: 18.06.2014
- [6] HALE, J. : *Boeing 787 from the Ground Up*. 2006 (Boeing Aero Magazine QTR-04)
- [7] SCHOEPPNER, G. ; ABRATE, S. : Delamination threshold loads for low velocity impact on composite laminates. In: *Composites Part A: applied science and manufacturing* 31 (2000), Nr. 9, S. 903–915
- [8] ELDER, D. J. ; THOMSON, R. S. ; NGUYEN, M. Q. ; SCOTT, M. L.: Review of delamination predictive methods for low speed impact of composite laminates. In: *Composite Structures* 66 (2004), Nr. 1, S. 677–683
- [9] SOUTIS, C. ; CURTIS, P. : Prediction of the post-impact compressive strength of CFRP laminated composites. In: *Composites science and technology* 56 (1996), Nr. 6, S. 677–684

- [10] YAN, H. ; OSKAY, C. ; KRISHNAN, A. ; XU, L. R.: Compression-after-impact response of woven fiber-reinforced composites. In: *Composites Science and Technology* 70 (2010), Nr. 14, S. 2128–2136
- [11] SEIDLER, S. ; ARCHODOULAKI, V.-M. : *Werkstoffkunde Nichtmetallischer Werkstoffe*. Skriptum, 2012. – Institut für Werkstoffwissenschaft und Werkstofftechnologie, TU Wien
- [12] CAPRINO, G. ; LOPRESTO, V. ; SCARPONI, C. ; BRIOTTI, G. : Influence of material thickness on the response of carbon-fabric/epoxy panels to low velocity impact. In: *Composites science and technology* 59 (1999), Nr. 15, S. 2279–2286
- [13] CAPRINO, G. ; LANGELLA, A. ; LOPRESTO, V. : Indentation and penetration of carbon fibre reinforced plastic laminates. In: *Composites Part B: Engineering* 34 (2003), Nr. 4, S. 319–325
- [14] HOSUR, M. ; ADBULLAH, M. ; JEELANI, S. : Studies on the low-velocity impact response of woven hybrid composites. In: *Composite Structures* 67 (2005), Nr. 3, S. 253–262
- [15] ZHENG, D. : *Low velocity impact analysis of composite laminated plates*, University of Akron, Diss., 2007
- [16] DE FREITAS, M. ; REIS, L. : Failure mechanisms on composite specimens subjected to compression after impact. In: *Composite Structures* 42 (1998), Nr. 4, S. 365–373
- [17] RICHARDSON, M. ; WISHEART, M. : Review of low-velocity impact properties of composite materials. In: *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing* 27 (1996), Nr. 12, S. 1123–1131
- [18] MISHRA, A. ; NAIK, N. : Failure initiation in composite structures under low-velocity impact: Analytical studies. In: *Composite Structures* 92 (2010), Nr. 2, S. 436–444
- [19] PADAKI, N. V. ; ALAGIRUSAMY, R. ; DEOPURA, B. ; SUGUN, B. ; FANGUEIRO, R. : Low velocity impact behaviour of textile reinforced composites. In: *Indian Journal of Fibre Br Textile Research* (2008)

- [20] GHELLI, D. ; MINAK, G. : Low velocity impact and compression after impact tests on thin carbon/epoxy laminates. In: *Composites Part B: Engineering* 42 (2011), Nr. 7, S. 2067–2079
- [21] STELZER, S. : *Charakterisierung der Schadenstoleranz und der monotonen und zyklischen interlaminaren Risszähigkeit von Polymer-Laminaten*, Institut für Werkstoffkunde und Prüfung der Kunststoffe an der Montanuniversität Leoben, Diplomarbeit, 2009
- [22] FELBER, S. : *Bestimmung der Schadenstoleranz und der Ermüdungseigenschaften von kohlestofffaserverstärkten Epoxidharz-Laminaten*, Institut für Werkstoffkunde und Prüfung der Kunststoffe an der Montanuniversität Leoben, Diplomarbeit, 2006
- [23] JONES, R. M.: *Mechanics of composite materials*. CRC Press, 1998
- [24] RAMMERSTORFER, F. ; BÖHM, H. : *Composites Engineering*. Skriptum, 2011. – Institut für Leichtbau und Struktur-Biomechanik, TU Wien
- [25] ABRATE, S. : *CISM Courses and Lectures*. Bd. 526: *Impact engineering of composite structures*. Springer, 2011
- [26] ZHU, J. ; TAYLOR, R. L. ; ZIENKIEWICZ, O. C.: *The finite element method: its basis and fundamentals*. Butterworth-Heinemann, 2005
- [27] ZIENKIEWICZ, O. C. ; TAYLOR, R. L.: *The finite element method: Solid mechanics*. Bd. 2. Butterworth-Heinemann, 2000
- [28] KUNA, M. : *Numerische Beanspruchungsanalyse von Rissen - Finite Elemente in der Bruchmechanik, 2.Auflage*. Vieweg+Teubner, 2010
- [29] RAMMERSTORFER, F. : *Einführung in die Finite Elemente Methode*. Skriptum, 2010. – Institut für Leichtbau und Struktur-Biomechanik, TU Wien
- [30] RAMMERSTORFER, F. : *Nichtlineare Finite Elemente Methode*. Skriptum, 2010. – Institut für Leichtbau und Struktur-Biomechanik, TU Wien

- [31] ABAQUS: *Analysis User's Manual*. v6.13. Providence, RI, USA: Dassault Systèmes Simulia Corp., 2013
- [32] ABAQUS: *CAE User's Manual*. v6.13. Providence, RI, USA: Dassault Systèmes Simulia Corp., 2013
- [33] ABAQUS: *Theory Manual*. v6.13. Providence, RI, USA: Dassault Systèmes Simulia Corp., 2013
- [34] KLINGBEIL, D. : Festigkeitsanalyse von Faser-Matrix-Laminaten. In: *Materials and Corrosion* 48 (1997), Nr. 7, S. 461–461
- [35] HASHIN, Z. : Failure criteria for unidirectional fiber composites. In: *Journal of applied mechanics* 47 (1980), Nr. 2, S. 329–334
- [36] CHRISTENSEN, R. M.: 2013 Timoshenko Medal Award Paper - Completion and Closure on Failure Criteria for Unidirectional Fiber Composite Materials. In: *Journal of Applied Mechanics* 81 (2014), Nr. 1, S. 011011
- [37] FLATSCHER, T. : *A constitutive model for the elasto-plasto-damage ply behavior in laminated FRP composites: its development, implementation, and application in FEM simulations*. VDI-Verlag, 2010
- [38] G.WIMMER: *Computational Methods for the Prediction of Emergence and Growth of Delaminations in Laminated Composite Components*, Institute of Lightweight Design and Structural Biomechanics, Vienna University of Technology, Diss., 2009
- [39] GARNICH, M. R. ; AKULA, V. M.: Review of degradation models for progressive failure analysis of fiber reinforced polymer composites. In: *Applied Mechanics Reviews* 62 (2009), Nr. 1, S. 010801
- [40] LAPCZYK, I. ; HURTADO, J. A.: Progressive damage modeling in fiber-reinforced materials. In: *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing* 38 (2007), Nr. 11, S. 2333–2341

- [41] JOHNSON, A. F.: Modelling fabric reinforced composites under impact loads. In: *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing* 32 (2001), Nr. 9, S. 1197–1206
- [42] ABAQUS: *VUMAT for Fabric Reinforced Composites*. Providence, RI, USA: Dassault Systèmes Simulia Corp., 2008
- [43] BOLOTIN, V. V.: Delaminations in composite structures: its origin, buckling, growth and stability. In: *Composites Part B: Engineering* 27 (1996), Nr. 2, S. 129–145
- [44] BREWER, J. C. ; LAGACE, P. A.: Quadratic stress criterion for initiation of delamination. In: *Journal of composite materials* 22 (1988), Nr. 12, S. 1141–1155
- [45] BENZEGGAGH, M. ; KENANE, M. : Measurement of mixed-mode delamination fracture toughness of unidirectional glass/epoxy composites with mixed-mode bending apparatus. In: *Composites Science and Technology* 56 (1996), Nr. 4, S. 439–449
- [46] LOPES, C. ; SERESTA, O. ; COQUET, Y. ; GÜRDAL, Z. ; CAMANHO, P. ; THUIS, B. : Low-velocity impact damage on dispersed stacking sequence laminates. Part I: Experiments. In: *Composites Science and Technology* 69 (2009), Nr. 7, S. 926–936
- [47] LOPES, C. ; CAMANHO, P. ; GÜRDAL, Z. ; MAIMÍ, P. ; GONZÁLEZ, E. : Low-velocity impact damage on dispersed stacking sequence laminates. Part II: Numerical simulations. In: *Composites Science and Technology* 69 (2009), Nr. 7, S. 937–947
- [48] VAUGHN, D. L. F. ; GIBBON, R. A.: *Using Different Modelling Techniques for the Simulation of Impact upon Composites for Aerospace Applications*. <http://www.compositesuk.co.uk/LinkClick.aspx?fileticket=HMubF8R9cno%3D&tabid=103&mid=527>, Abruf: 22.06.2014
- [49] KIM, E.-H. ; RIM, M.-S. ; LEE, I. ; HWANG, T.-K. : Composite damage model based on continuum damage mechanics and low velocity impact analysis of composite plates. In: *Composite Structures* 95 (2013), S. 123–134
- [50] TITA, V. ; DE CARVALHO, J. ; VANDEPITTE, D. : Failure analysis of low velocity

- impact on thin composite laminates: Experimental and numerical approaches. In: *Composite Structures* 83 (2008), Nr. 4, S. 413–428
- [51] ABAQUS: *Simulation of the Quasi-static Crushing of a Fabric Composite Plate*. Providence, RI, USA: Dassault Systèmes Simulia Corp., 2011. – Technology Brief: TB-11-QSC-1
- [52] DANG, T. D. ; HALLETT, S. R.: A numerical study on impact and compression after impact behaviour of variable angle tow laminates. In: *Composite Structures* 96 (2013), S. 194–206
- [53] GAGER, J. ; PETTERMANN, H. : Numerical homogenization of textile composites based on shell element discretization. In: *Composites Science and Technology* 72 (2012), Nr. 7, S. 806–812
- [54] RAMA, E. L.: *Finite Element Simulations of Laminated Composites under Consideration of Nonlinear Ply Material and Delamination*, Institute of Lightweight Design and Structural Biomechanics, Vienna University of Technology, Diplomarbeit, 2012
- [55] MIRÓ, C. P.: *Quasi-Static Simulations of Laminated Structures with Explicit Finite Elements Method*, Institute of Lightweight Design and Structural Biomechanics, Vienna University of Technology, Diplomarbeit, 2013
- [56] SJOBLÖM, P. O. ; HARTNESS, J. T. ; CORDELL, T. M.: On low-velocity impact testing of composite materials. In: *Journal of composite materials* 22 (1988), Nr. 1, S. 30–52
- [57] OLSSON, R. : Mass criterion for wave controlled impact response of composite plates. In: *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing* 31 (2000), Nr. 8, S. 879–887
- [58] CANTWELL, W. ; MORTON, J. : The impact resistance of composite materials-a review. In: *composites* 22 (1991), Nr. 5, S. 347–362
- [59] LIU, D. ; MALVERN, L. E.: Matrix cracking in impacted glass/epoxy plates. In: *Journal of Composite Materials* 21 (1987), Nr. 7, S. 594–609

- [60] JOSHI, S. ; SUN, C. : Impact-Induced Fracture Initiation and Detailed Dynamic Stress Field in the Vicinity of the Impact.(Retroactive Coverage). In: *American Society for Composites Second Technical Conference*, 1987, S. 177–185
- [61] ROBINSON, P. ; DAVIES, G. : Impactor mass and specimen geometry effects in low velocity impact of laminated composites. In: *International journal of impact engineering* 12 (1992), Nr. 2, S. 189–207
- [62] DAVIES, G. ; ROBINSON, P. : Predicting failure by debonding/delamination. In: *AGARD, Debonding/Delamination of Composites 28 p(SEE N 93-21507 07-24)* (1992)
- [63] ZHANG, X. ; HOUNSLOW, L. ; GRASSI, M. : Improvement of low-velocity impact and compression-after-impact performance by z-fibre pinning. In: *Composites science and technology* 66 (2006), Nr. 15, S. 2785–2794
- [64] BONHOMME, J. ; ARGÜELLES, A. ; VIÑA, J. ; VIÑA, I. : Fractography and failure mechanisms in static mode I and mode II delamination testing of unidirectional carbon reinforced composites. In: *Polymer Testing* 28 (2009), Nr. 6, S. 612–617
- [65] CHANG, F.-K. ; CHOI, H. Y. ; JENG, S.-T. : Study on impact damage in laminated composites. In: *Mechanics of Materials* 10 (1990), Nr. 1, S. 83–95
- [66] CHOI, H. Y. ; CHANG, F.-K. : A model for predicting damage in graphite/epoxy laminated composites resulting from low-velocity point impact. In: *Journal of Composite Materials* 26 (1992), Nr. 14, S. 2134–2169
- [67] DAVIES, G. ; HITCHINGS, D. ; WANG, J. : Prediction of threshold impact energy for onset of delamination in quasi-isotropic carbon/epoxy composite laminates under low-velocity impact. In: *Composites science and technology* 60 (2000), Nr. 1, S. 1–7
- [68] WILLIAMS, J. ; RHODES, M. : Effect of resin on impact damage tolerance of graphite/epoxy laminates. In: *Composite Materials: Testing and Design (Sixth Conference)*, ASTM STP Bd. 787, 1982, S. 450–480
- [69] ALIF, N. ; CARLSSON, L. A. ; BOUGH, L. : The effect of weave pattern and crack

- propagation direction on mode I delamination resistance of woven glass and carbon composites. In: *Composites Part B: Engineering* 29 (1998), Nr. 5, S. 603–611
- [70] ZWICK GMBH & CO. KG: *CAI-Druckversuch*. <http://www.zwick.de/de/anwendungen/composites/pruefung-von-faserverbundwerkstoffen/compression-after-impact.html>, Abruf: 25.06.2014
- [71] ZWICK GMBH & CO. KG: *Produktinformation Fallwerk HIT230F*. <http://senselektro.hu/wp-content/uploads/zwick/HIT230F-f%C3%BCr-die-CAI-Pr%C3%BCfung-DE.pdf>, Abruf: 25.06.2014
- [72] WANG, S.-X. ; WU, L.-Z. ; MA, L. : Low-velocity impact and residual tensile strength analysis to carbon fiber composite laminates. In: *Materials & Design* 31 (2010), Nr. 1, S. 118–125
- [73] MOURITZ, A. ; LEONG, K. ; HERSZBERG, I. : A review of the effect of stitching on the in-plane mechanical properties of fibre-reinforced polymer composites. In: *Composites Part A: applied science and manufacturing* 28 (1997), Nr. 12, S. 979–991
- [74] CARTIE, D. ; IRVING, P. : Effect of resin and fibre properties on impact and compression after impact performance of CFRP. In: *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing* 33 (2002), Nr. 4, S. 483–493
- [75] KIM, J. ; SHIOYA, M. ; KOBAYASHI, H. ; KANEKO, J. ; KIDO, M. : Mechanical properties of woven laminates and felt composites using carbon fibers. Part 1: in-plane properties. In: *Composites science and technology* 64 (2004), Nr. 13, S. 2221–2229
- [76] NASDALA, L. : *FEM-Formelsammlung Statik und Dynamik: Hintergrundinformationen, Tipps und Tricks*. Springer, 2010
- [77] ABAQUS: *Overview of Abaqus/Explicit*. Providence, RI, USA: Dassault Systèmes Simulia Corp., <http://imechanica.org/files/0-overview%20Explicit.pdf>, Abruf: 09.08.2014. – Lecture Notes
- [78] GROSS, D. ; SEELIG, T. : *Bruchmechanik, Mit einer Einführung in die Mikromechanik*. Springer-Verlag Berlin Heidelberg, 2006

- [79] MATZENMILLER, A. ; LUBLINER, J. ; TAYLOR, R. : A constitutive model for anisotropic damage in fiber-composites. In: *Mechanics of materials* 20 (1995), Nr. 2, S. 125–152
- [80] HASHIN, Z. ; ROTEM, A. : A fatigue failure criterion for fiber reinforced materials. In: *Journal of composite materials* 7 (1973), Nr. 4, S. 448–464
- [81] CAMANHO, P. P. ; DÁVILA, C. G.: Mixed-mode decohesion finite elements for the simulation of delamination in composite materials. In: *NASA-Technical paper* 211737 (2002), Nr. 1, S. 33
- [82] ABAQUS: *Modifying the Compressive Behavior of Damaged Cohesive Elements*. Providence, RI, USA: Dassault Systèmes Simulia Corp., 2014
- [83] WOLFAHRT, M. : *PCCL*. 12.08.2014. – personal communication
- [84] J.BROGER: *Adaption of an Elasto-Plasto-Damage Model from Abaqus/Standard to Abaqus/Explicit and its Application to Laminated FRP Composites*, Institute of Lightweight Design and Structural Biomechanics, Vienna University of Technology, Diplomarbeit, 2014

# Anhang A

## Modellierungsaspekte

### A.1 Modellmodifikationen

`Abaqus/Explicit` weist bei der Fortsetzung von Berechnungen einige Schwierigkeiten auf. Es ist grundsätzlich möglich Berechnungen mit geänderten Konfigurationen fortzusetzen. So können die Materialparameter geändert oder auch Elemente zu einer bestehenden Berechnung hinzugefügt oder entfernt werden (Restarting an analysis). Beides hat bei der Anwendung der UD-Analogie bestens funktioniert. Es wurde zuerst das kleinere LVI-Modell berechnet, anschließend wurden die zusätzlichen Elemente am Umfang der Platte angeordnet, der Impactor aus der Berechnung heraus genommen und die CAI-Simulation gestartet. Dabei werden sowohl der deformierte Zustand als auch der aktuelle Materialzustand (Spannungen, Schädigungsvariablen etc.) korrekt übernommen.

Probleme traten in der Anwendung des Gewebemodelles auf. Dieses wird innerhalb von `Abaqus/Explicit` über eine `VUMAT` aufgerufen. Hierbei wird bei der Anwendung eines „Restarts“ der Materialzustand nicht korrekt übernommen und es kommt zu großflächigen Schädigungen zu Beginn der nachfolgenden Berechnung. Einzige Abhilfe war, die Übernahme des aktuellen Materialzustandes zu deaktivieren. Hierbei werden die auftretenden Verzerrungen, aber nicht die dazugehörigen Spannungen übernommen. Aus diesem Grund wurde die LVI- und CAI-Simulation innerhalb einer Berechnung in unterschiedlichen Steps durchgeführt.

Eine weitere Erschwernis kommt bei der Anwendung mehrerer Prozessoren hinzu. Durch die Dekomposition des Modelles kann eine Berechnung nur wieder mit der exakt gleichen Prozessoranzahl gestartet werden. Modelle, in denen kinematische Kopplungen vorhanden sind, wie z.B. im CAI-Modell, in dem alle Knoten an der Oberkante der Platte mit einem Referenzpunkt gekoppelt werden, können bei Berechnungen mit mehreren Prozessoren nicht direkt neu gestartet werden. Es müssen zusätzliche Steps eingeführt werden, in denen keine kinematischen Kopplungen vorhanden sind, um die Berechnung von dort aus neu zu starten.

## **A.2 Kohäsiv-Elemente versus Kohäsiv-Kontakt**

Zu Beginn der Arbeit wurde versucht, die einzelnen Laminatschichten über Kontaktbedingungen mit Kohäsiv- Eigenschaften zu koppeln. Diese Vorgangsweise wurde in mehreren Arbeiten am ILSB bereits erfolgreich mit *Abaqus/Standard* angewandt. In *Abaqus/Explicit* hat sich gezeigt, dass diese Modellierung zur Berechnung von Impactproblemen kaum verwendet werden kann. Sofort nach Auftreffen des Impactors beginnen die einzelnen Interfaceschichten vollständig zu delaminieren. Eine Variation der verwendeten Parameter hat keine Abhilfe gebracht. Die durch den Impact entstehende Druckwelle in Laminatdickenrichtung dürfte dafür ausschlaggebend sein, dass die Anwendung einer Kontaktdefinition mit kohäsiven Eigenschaften unter dem Einsatz der Penalty-Methode nicht zufriedenstellend möglich ist. Aus diesem Grund wurde die Modellierung mittels Kohäsiv-Elementen bevorzugt.

## **A.3 Kontaktparameter**

Auch beim Einsatz von Kohäsiv-Elementen zeigten sich einige Schwierigkeiten beim Einsatz in stoßartig beanspruchten Problemen. Eine zu niedrige Definition der „bulk viscosity“-Parameter führt ebenfalls zur schlagartigen Zerstörung der gesamten Interfaceschichten. Innerhalb weniger Zeitschritte schädigen Großteile der Interfaces und die Kohäsiv-Elemente werden gelöscht. Es hat sich gezeigt, dass die standardmäßig definierten „bulk viscosity“-Werte in *Abaqus/Explicit* sehr brauchbare Ergebnisse liefern. Diese wurden auch für die durchgeführten Berechnungen verwendet.

Ein zusätzliches Problem stellte noch die während des Impactvorganges verrichtete Arbeit der Kontakt-Penalty-Kräfte dar (ALLPW- Work done by contact penalties). Diese nahm oftmals um Größenordnungen höhere Energiewerte an, als die im Modell überhaupt vorhandene Gesamtenergie. Die hohen Energiebeträge wurden über die standardmäßig implementierte, numerische Dämpfung in *Abaqus/Explicit* fast gänzlich wieder aus dem Modell entfernt. Die Höhe der „Penalty-Energie“ sollte dennoch auf ein akzeptables Niveau gesenkt werden.

Es hat sich aber gezeigt, dass sowohl die gewählte Kontaktsteifigkeit des Penalty-Verfahrens als auch die gewählte Kontaktdicke einen erheblichen Einfluss auf die Höhe der auftretenden Energie haben. Durch Variation der beiden Werte konnten die von den Penalty-Kräften verrichtete Arbeit gesenkt werden.

Dieses Verhalten ist vermutlich auf die doppelseitige Kontaktdefinition der einzelnen Laminatschichten zurück zu führen. Die gesamten, inneren Lagen des Verbundes sind mit beidseitigen Kontaktdefinitionen ausgestattet. Die Delamination rund um die Eindringstelle erfolgt in allen Interfaceschichten nahezu gleichzeitig. Der Ausfall der Kohäsiv-Elemente muss von den Penalty-Kräften der Kontaktdefinitionen kompensiert werden. Für jede Laminatschicht müssen nun für beide Seiten Penalty-Kräfte berechnet werden. Zu hohe Penalty-Kräfte können zu großen Durchdringungen der einzelnen Lagen führen.

Dieses Verhalten ist in Abbildung A.1 dargestellt. Es wurden die Bewegungen von übereinander liegenden Knoten im Abstand von 20 mm entfernt von der Einschlagstelle aufgetragen. Jeder Knoten repräsentiert die Bewegung einer Einzelschicht. Abbildung (a) zeigt ein Modell mit den für die Berechnungen verwendeten Parametern (Tabelle 4.9). Alle Lagen weisen einen nahezu identen Verlauf auf. Lediglich die unterste Schicht weicht geringfügig davon ab. In Abbildung (b) ist die Standardkonfiguration dargestellt. Es ist ersichtlich, dass sich der Mehrschichtverbund ab einem gewissen Zeitpunkt auflöst und die einzelnen Lagen unterschiedliche Bewegungen durchführen. Erst zum Ende der Berechnung nähern sich die Knotenbewegungen wieder einem einheitlichen Verlauf an. Die Annäherung der einzelnen Lagen zueinander muss über die Kontaktdefinition und somit über die Penalty-Kräfte erfolgen. Dies legt die Vermutung nahe, dass der Anstieg der Energie auf zu hohe Penalty-Kräfte zurück zu führen ist und deshalb der Mehrschichtverbund zerfällt.

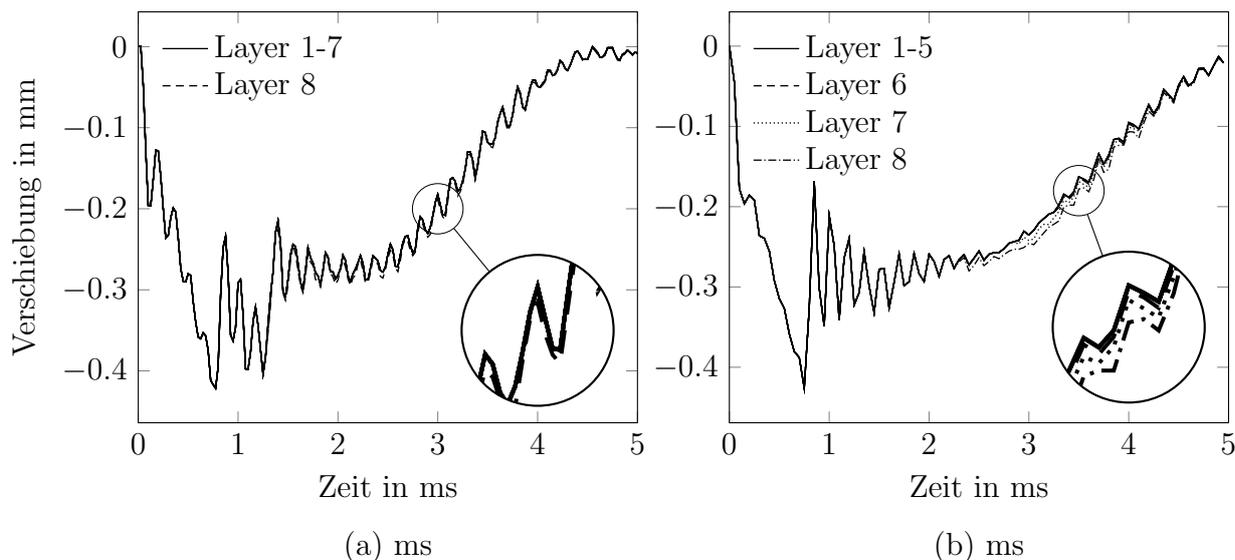


Abbildung A.1: Verschiebung der Einzellagen zueinander im Abstand von 20 mm von der Impactstelle

Abbildung A.2 zeigt die von den zugehörigen Penalty-Kräften verrichtete Arbeit. Durch Reduktion der Penalty-Stefigkeit sowie der Kontaktdicke können niedrigere Energiewerte erreicht werden (Abbildung (a)). Der Anstieg der „Penalty-Energie“ in Abbildung (b) findet kurz vor dem erkennbaren Auflösen des Verbundes statt und hört kurz bevor wieder alle Lagen einer einheitlichen Bewegung folgen auf. Ein Zusammenhang zwischen dem Anstieg der Arbeit der Penalty-Kräfte und dem „Zerfall“ des Laminates ist somit gegeben.

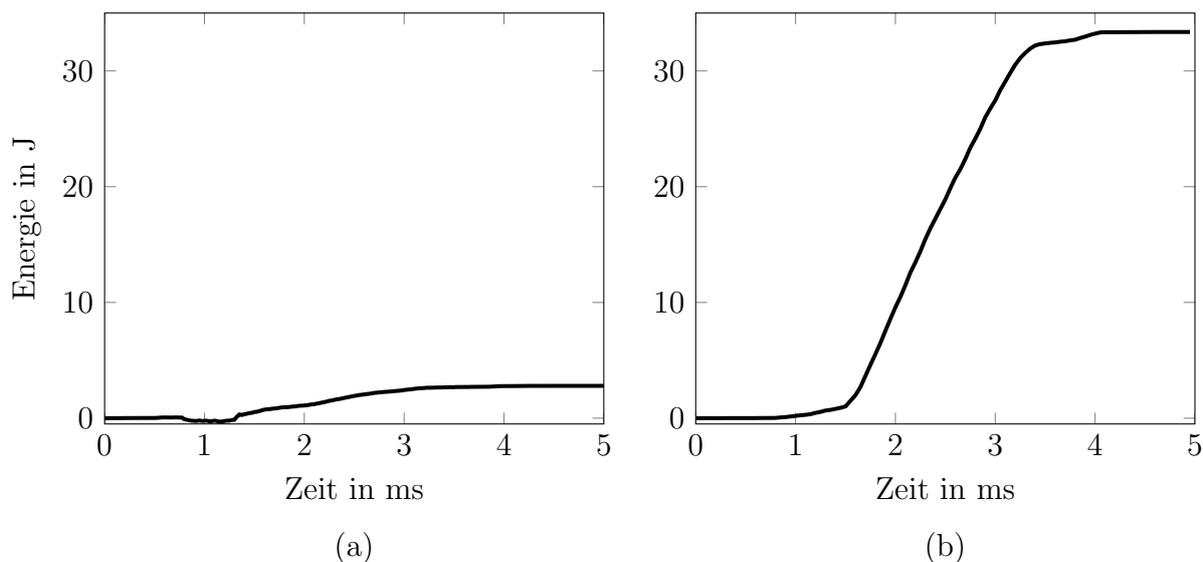


Abbildung A.2: Von den Penalty-Kräften verrichtete Arbeit („Penalty-Energie“)

# Anhang B

## UD-Analogie-EPD

Es wird nun noch ein weiteres Elasto-Plasto-Schädigungsmodell (EPD), entwickelt von FLATSCHER [37] am ILSB, für das CAI-Modell der ungeschädigten Platte angewandt. Die vorhandene UMAT für *Abaqus/Standard* wurde von BROGER [84] zur Anwendung in *Abaqus/Explicit* in eine VUMAT adaptiert. Das Schädigungsmodell ist numerisch sehr aufwendig zu berechnen. Aus diesem Grund wird das bestehende CAI-Modell angepasst. Die Elementgröße wird für die gesamte Platte auf 1,25 mm x 1,25 mm x 0,5 mm erhöht. Die Anwendung der UD-Analogie mit Kompositschalen ist nicht möglich. Aus diesem Grund werden jeweils zwei UD-Laminatschichten kinematisch gekoppelt, wodurch sich nun vier 1,0 mm dicke Gewebeschichten ergeben. Die Anzahl an Interfaceschichten reduziert sich somit auf drei. Die Integrationspunkte über der Schalendicke werden ebenfalls auf drei reduziert. Die Materialparameter werden weitestgehend auf die in dieser Arbeit verwendeten Parameter angepasst. Nicht vorhandene Plastizitätswerte werden direkt aus der Arbeit von FLATSCHER [37] übernommen. Die restlichen Randbedingungen werden beibehalten.

In Abbildung B.1 sind die Versagensmechanismen der ungeschädigten, imperfekten  $\pm 45^\circ$ -Platte mit dem Elasto-Plasto-Schädigungsmodell dargestellt. Im Vergleich zu dem angewandten Gewebemodell und der UD-Analogie zeigt sich ein gänzlich anderes Schädigungsverhalten. Es bildet sich eine schlanke Delamination ausgehend von der Mitte der Platte entlang einer Faserrichtung aus. Die VUMAT ist noch nicht mit einer Elementerosion ausgestattet, wodurch nur bis zu einem gewissen Grad an Elementverzerrungen gerechnet werden

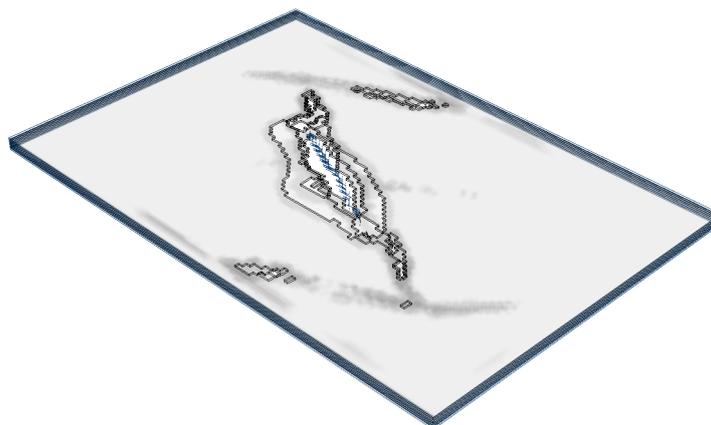


Abbildung B.1: CAL00j\_vumat\_45\_imp\_tie: Schichtschädigung und Delamination

kann. Es ist aber ersichtlich, dass entlang einer Faserrichtung innerhalb der Delamination Schichtschädigung auftritt. Am Ende dieser diagonalen Schädigung treten an beiden Seiten Delaminationen in die entgegengesetzte Faserrichtung auf.

Die Kraft-Verschiebungs-Beziehung ist in Abbildung 5.24 dargestellt. Der erhoffte nicht-linear Verlauf konnte auch durch die Anwendung dieses Schädigungsmodells nicht erzielt werden. Aus den Simulationsergebnissen ist ersichtlich, dass plastische Verzerrungen aufgrund von Schubspannungen in den Laminatschichten auftreten. Die vereinfachten Randbedingungen des CAI-Modells können auch hier für das annähernd lineare Verhalten der Kraft-Verschiebungs-Kurve verantwortlich gemacht werden (siehe Anhang C).

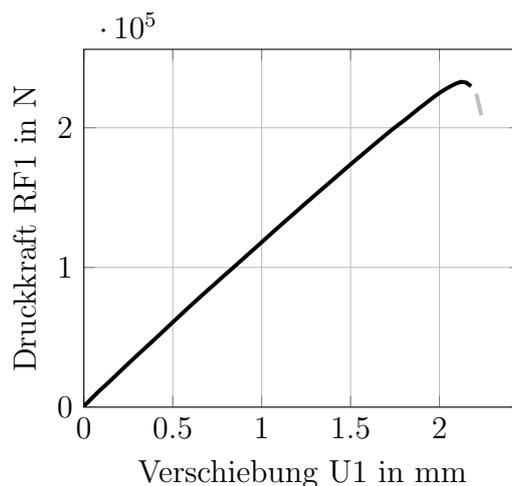


Abbildung B.2: CAL00j\_vumat\_45\_imp\_tie: Kraft-Verschiebungs-Beziehung UD-Analogie-Hashin

# Anhang C

## Single Element Test

Die CAI-Modelle zeigten in Anwendung einer  $\pm 45^\circ$ -Faserorientierung keine zufriedenstellenden Ergebnisse. Eine mögliche Fehlerquelle stellen die vereinfachten Randbedingungen des Druckwerkzeuges dar. Im Modell werden die Verschiebungen der beiden Längsseiten der Platte quer zur Belastungsrichtung gesperrt. In der Praxis wird die seitliche Führung des Druckwerkzeuges zur Versuchsplatte ein gewisses Spiel aufweisen. Der Einfluss der seitlichen Randbedingungen auf das Materialverhalten der Laminatschichten soll anhand von Single Element Tests (SET) überprüft werden. Die zur SET-Berechnung verwendeten Randbedingungen sind in Abbildung C.1 dargestellt.

In den Abbildungen C.2, C.3, C.4 sind Spannungs-Dehnungs-Diagramme der durchgeführten SET für die unterschiedlichen Materialmodelle (UD-Analogie-Hashin, Gewebemodell, UD-Analogie-EPD) mit beiden Faserorientierungen ( $0^\circ/90^\circ$  und  $\pm 45^\circ$ ) angeführt. Sowohl Gewebemodell als auch die UD-Analogie-EPD können das nichtlineare Verhalten der  $\pm 45^\circ$ -Versuche abbilden. Dieses Verhalten wird durch die verwendeten Randbedingungen im CAI-Modell unterdrückt. Die UD-Analogie-Hashin ist mit keinem elastisch-plastischen Ansatz ausgestattet und kann dieses Verhalten nicht abbilden. Die vereinfachten Randbedingungen der CAI-Modelle bei einer  $\pm 45^\circ$ -Faserausrichtung sind aufgrund der hohen Querkontraktion ( $\nu_{12} \approx 1$ ) nicht zulässig. Um verwertbare Ergebnisse zu erhalten sollte auch das Druckwerkzeug modelliert werden. Die angewandten Randbedingungen haben aufgrund der geringen Poisson-Zahl ( $\nu_{12} \approx 0$ ) keinen Einfluss auf die Modelle mit einer  $0^\circ/90^\circ$ -Faserorientierung.

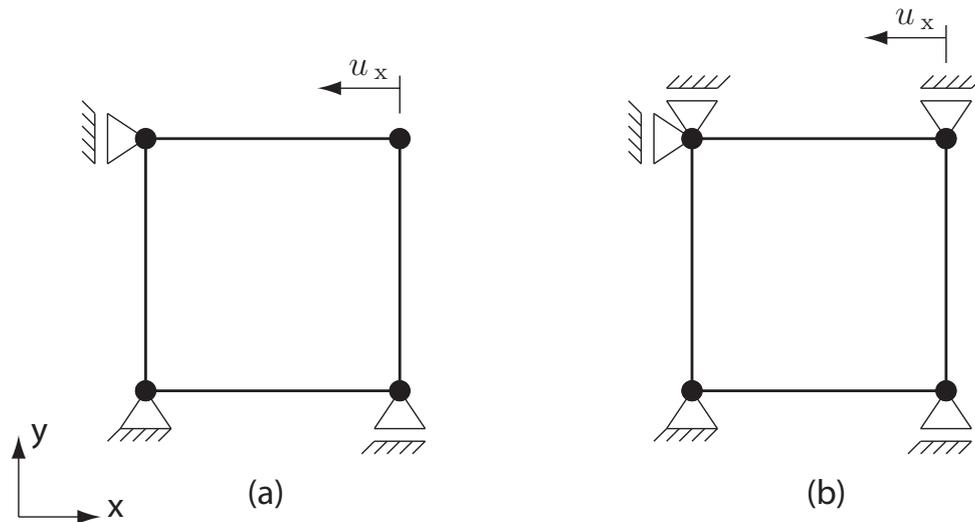


Abbildung C.1: SET mit Schalenelement S4: Darstellung der translatorischen Freiheitsgrade in der X-Y Ebene, zusätzlich gilt an jedem Elementknoten  $u_z = \phi_x = \phi_y = \phi_z = 0$   
 (a) Keine Einschränkung der Querkontraktion (b) CAI-Randbedingung: Behinderung der Querkontraktion durch zusätzliche Randbedingungen an der Elementoberkante

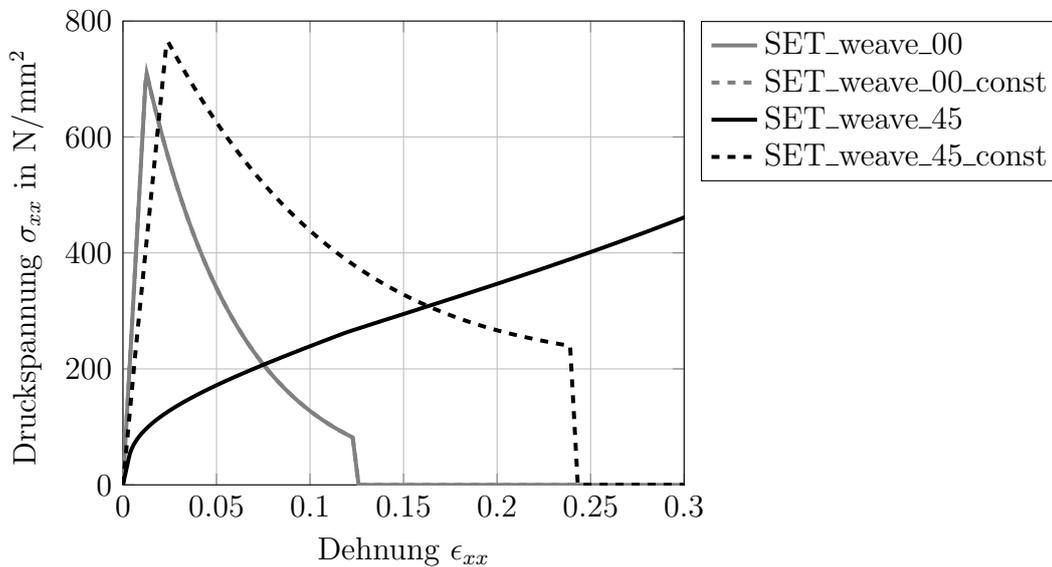


Abbildung C.2: SET mit Schalenelement S4: Spannungs-Dehnungs-Diagramm des Gewebemodells bei unterschiedlichen Faserorientierungen und Randbedingungen  
 Randbedingungen nach Abb. C.1 (a): SET\_weave\_00 und SET\_weave\_45  
 Randbedingungen nach Abb. C.1 (b): SET\_weave\_00\_const und SET\_weave\_45\_const

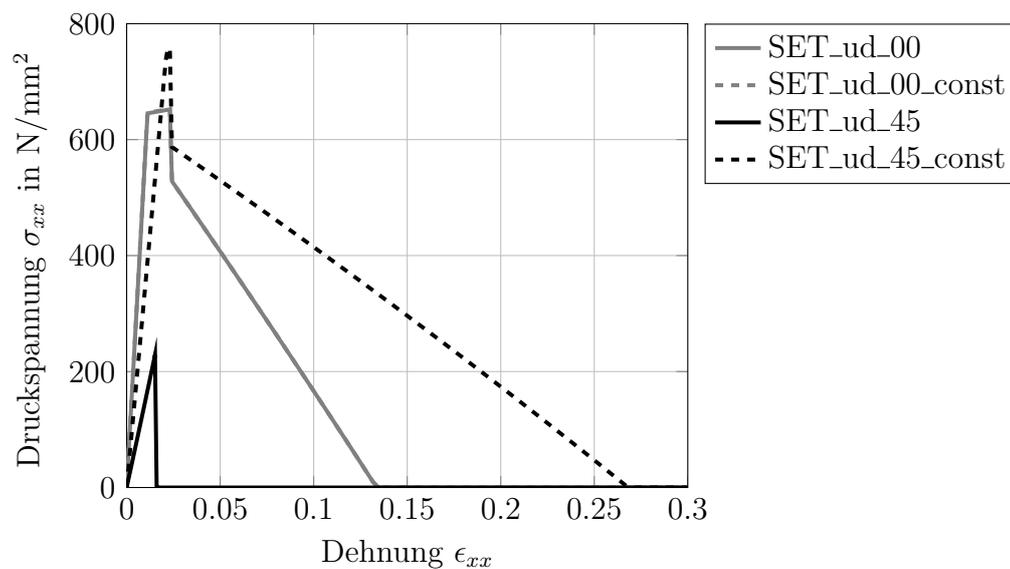


Abbildung C.3: SET mit Schalenelement S4: Spannungs-Dehnungs-Diagramm der UD-Analogie-Hashin bei unterschiedlichen Faserorientierungen und Randbedingungen

Randbedingungen nach Abb. C.1 (a): SET\_ud\_00 und SET\_ud\_45

Randbedingungen nach Abb. C.1 (b): SET\_ud\_00\_const und SET\_ud\_45\_const

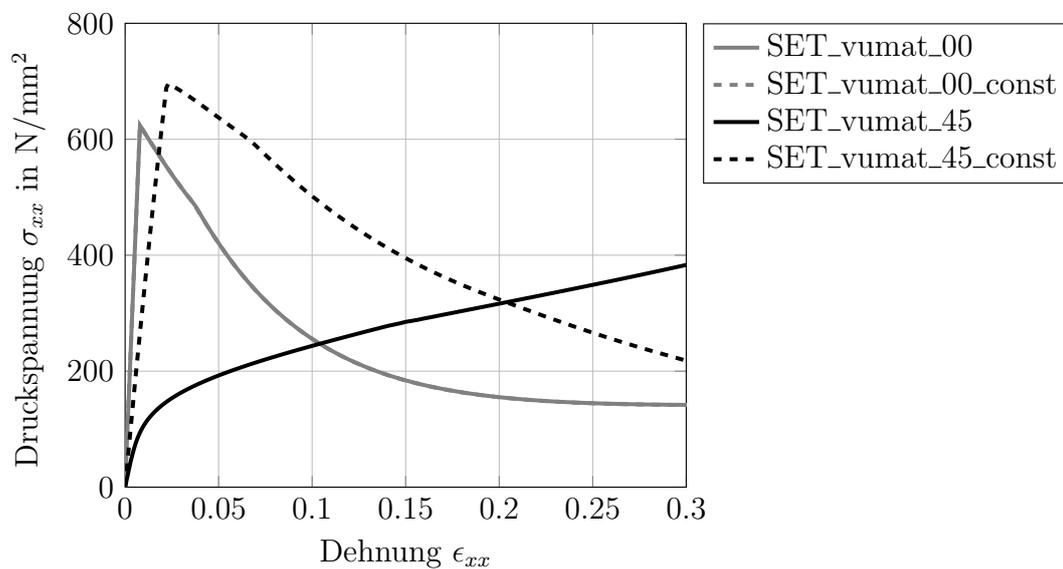


Abbildung C.4: Single Element Test: Spannungs-Dehnungs-Diagramm der UD-Analogie-EPD bei unterschiedlichen Faserorientierungen und Randbedingungen

Randbedingungen nach Abb. C.1 (a): SET\_vumat\_00 und SET\_vumat\_45

Randbedingungen nach Abb. C.1 (b): SET\_vumat\_00\_const und SET\_vumat\_45\_const