

## Untersuchung eines Faserverbundwerkstoff Hutprofils unter Crashbelastung durch Simulation und Versuch

Masterarbeit zur Erlangung des akademischen Grades  
Diplom-Ingenieur

Masterstudium Wirtschaftsingenieurwesen-Maschinenbau

Verfasst und vorgelegt von

**Herbert Spatzenegger**

Eingereicht an der

**Technischen Universität Graz**

Beurteiler: Univ.-Prof. Dipl.-Ing. Dr.techn. Hermann Steffan

Betreuer: Dipl.-Ing. Dr.techn. Christian Ellersdorfer

Institut für Fahrzeugsicherheit

Graz, Februar 2018



## EIDESSTATTLICHE ERKLÄRUNG

Ich erkläre an Eides statt, dass ich die vorliegende Arbeit selbstständig verfasst, andere als die angegebenen Quellen/Hilfsmittel nicht benutzt und die den benutzten Quellen wörtlich und inhaltlich entnommenen Stellen als solche kenntlich gemacht habe. Das in TUGRAZonline hochgeladene Textdokument ist mit der vorliegenden Masterarbeit identisch.

I declare that I have authored this thesis independently, that I have not used other than the declared sources/resources, and that I have explicitly marked all material which has been quoted either literally or by content from the used sources. The text document uploaded to TUGRAZonline is identical to the present master's thesis.

Graz

am

\_\_\_\_\_

\_\_\_\_\_

(Name)

# ABSTRACT

In the present work, the crash behavior of a hat profile made of carbon fiber reinforced plastic is investigated in experiments and simulation. Such composites are mainly used as a lightweight material to conserve fuel resources or to increase the efficiency of high-performance vehicles. In order to meet the increasing demands in vehicle safety and the ever shorter development times, it makes sense to simulate the component behavior parallel to the experimental procedure.

At the beginning of this work, relevant structures made of carbon fiber reinforced plastic in automotive series production are considered and interesting load cases are analyzed. In summary, especially the bending of open cross-sections, such as a hat profile, is relevant. Based on this, the geometry, the laminate and the used manufacturing process are described for the analyzed hat profile. To create the material card necessary for the simulation of the component, a method for determining the individual material parameters is defined. Here, it is discussed which parameters are determined from experiments, which are taken from the literature and for which an optimization on the basis of experiments is necessary. Finally, the behavior of the created material card is investigated on a simple shell model, a multi shell model and a multi shell model considering delamination. For each modeling approach, the requirements of an overall vehicle crash simulation apply.

In summary, an efficient approach could be defined to determine the necessary material parameters. In all model variants, a good agreement between experiment and simulation regarding elastic behavior and maximum strength could be achieved. It also follows that for a realistic imaging of the post-break behavior of such composite structures at least a multi shell modeling is necessary. The best match between experiments and simulation can be achieved if delamination is also taken into account in a multi shell modeling.

# KURZFASSUNG

In der vorliegenden Arbeit wird das Crashverhalten eines Hutprofils aus Kohlenstofffaserverstärktem Kunststoff in Versuch und Simulation untersucht. Derartige Verbundwerkstoffe werden vor allem als Leichtbauwerkstoff zur Schonung von Treibstoff Ressourcen oder zur Effizienzsteigerung von Hochleistungsfahrzeugen verwendet. Um den steigenden Anforderungen in der Fahrzeugsicherheit und den immer kürzer werdenden Entwicklungszeiten gerecht zu werden, ist es sinnvoll parallel zur Versuchsdurchführung das Bauteilverhalten mit Simulationen abzubilden.

Zu Beginn dieser Arbeit werden relevante Strukturen aus Kohlenstofffaserverstärktem Kunststoff in der automobilen Serienfertigung betrachtet und interessante Lastfälle analysiert. Dabei ergibt sich, dass vor allem die Biegebelastung offener Querschnitte wie es bei einem Hutprofil der Fall ist, relevant ist. Darauf aufbauend wird die Geometrie, das Laminat und der verwendete Fertigungsprozess von dem analysierten Hutprofil beschrieben. Zur Erstellung der Materialkarte die für die Simulation des Bauteils notwendig ist, wird eine Methode zur Ermittlung der einzelnen Werkstoffparameter definiert. Hier wird darauf eingegangen, welche Parameter aus Versuchen ermittelt werden, Welche aus der Literatur übernommen werden und bei Welchen eine Optimierung auf Basis von Versuchen notwendig ist. Abschließend wird das Verhalten der erstellten Materialkarte an einem einfachen Schalen Modell, einem Mehrschalen Modell und einem Mehrschalenmodell unter der Berücksichtigung von Delamination untersucht. Dabei gilt für jeden Modellierungsansatz den Anforderungen einer Gesamtfahrzeug Crashesimulation gerecht zu werden.

Zusammenfassend konnten mit der erarbeiteten Methode zur Ermittlung der Materialkarte ein effizienter Ansatz definiert werden, um die notwendigen Werkstoff Parameter zu bestimmen. Bei allen Varianten konnte eine gute Übereinstimmung zwischen Versuch und Simulation bezogen auf das elastische Verhalten und die maximale Festigkeit erzielt werden. Außerdem ergibt sich, dass für eine realistische Abbildung vom Nachbruchverhalten derartiger Faserverbundwerkstoff Strukturen zumindest eine Mehrschalenmodellierung notwendig ist. Die beste Übereinstimmung zwischen Versuch und Simulation kann erzielt werden, wenn bei einer Mehrschalenmodellierung zusätzlich noch das Auftreten von Delaminationen berücksichtigt wird.

# DANKSAGUNG

Die vorliegende Arbeit entstand zum Abschluss meines Studiums an der TU Graz mit der Fachrichtung Wirtschaftsingenieurwesen Maschinenbau im Zeitraum von April 2017 bis März 2018. Diese Arbeit wurde in der Zusammenarbeit mit der Mubea Carbo Tech GmbH erstellt.

Für die fachliche und organisatorische Betreuung seitens der Mubea Carbo Tech GmbH möchte ich mich vor allem bei Dipl.-Ing. Guido Insam, Dipl.-Ing. (FH) Herbert Dorfinger und Dr.Ing. Sebastian Schmitz bedanken.

Im weiteren möchte ich mich bei allen Mitarbeitern der Entwicklungsabteilung der Mubea Carbo Tech GmbH bedanken. Besonderer Dank gilt meinen Kollegen Dipl.-Ing. Christoph Mayer, Dipl.-Ing. Daniel Wagenhofer und Dipl.-Ing. Johann Landauer für die kritischen Diskussionen und die zahlreichen Ratschläge. Außerdem möchte ich mich bei Thomas Schrofner für die Unterstützung bei der Probenkörperfertigung und bei Bernd Labschütz für die Unterstützung bei den Versuchen bedanken.

Ein besonderer Dank für die wissenschaftliche Betreuung dieser Arbeit und den fachlichen Ratschläge gilt Dipl.-Ing. Dr.techn. Christian Ellersdorfer seitens des VSI der TU Graz. Außerdem möchte ich mich bei Dipl.-Ing. Stefan Smit für das Korrekturlesen der Arbeit bedanken.

Ein großes Anliegen ist es, mich bei meinen Freunden und meiner Familie für die Unterstützung im Studium und bei dieser Arbeit, zu bedanken. Im speziellen möchte ich mich bei meiner Schwester Birgit und meinen Eltern Manfred und Claudia Spatzenegger die mich stets unterstütz haben und mir das Studium ermöglichten, bedanken.

Herbert Spatzenegger

# INHALTSVERZEICHNIS

<b>1</b>	<b>EINLEITUNG</b>	<b>1</b>
1.1	Motivation	1
1.2	Aufgabenstellung	2
1.3	Ziele	2
<b>2</b>	<b>GRUNDLAGEN</b>	<b>3</b>
2.1	Auftretende Schädigungsmechanismen	3
2.1.1	Beanspruchung eines UD Elements	3
2.1.2	Versagen durch Faserbruch	4
2.1.3	Versagen durch Zwischenfaserbruch	5
2.2	Materialkarten in der Simulation	7
2.2.1	Vergleich relevanter Materialkarten	7
2.2.2	Notwendige Parameter der verwendeten Materialkarte	11
2.2.3	Materialverhalten der verwendeten Materialkarte	12
2.3	Geometrische Modellierung dickwandiger Laminate	16
2.3.1	Übersicht der Modellierungsansätze	16
2.3.2	Zeitschrittproblematik in der expliziten Berechnung	17
2.3.3	Modellierung mit einem Shell Element	19
2.3.4	Der Multi Shell Ansatz	19
2.3.5	Modellierung mit Thick Shells	21
2.4	Abbildung von Delaminationen in der Simulation	21
2.4.1	Der Schädigungsmechanismus Delamination	22
2.4.2	Notwendige Modellierungsdetails	22
2.4.3	Abbildung durch Kontaktformulierung	23
2.4.4	Modellierung durch Kohäsive Elemente	24
<b>3</b>	<b>CFK HUTPROFIL</b>	<b>27</b>
3.1	RTM Fertigung	27

---

<b>3.2</b>	<b>Analyse der Lastfälle</b>	<b>29</b>
<b>3.3</b>	<b>Vergleichbare Strukturen im Kraftfahrzeug</b>	<b>30</b>
<b>3.4</b>	<b>Das betrachtete HD-RTM Hutprofil</b>	<b>32</b>
<b>3.5</b>	<b>Versagensanalyse des Hutprofils</b>	<b>36</b>
<b>4</b>	<b>ERSTELLUNG DER MATERIALKARTE</b>	<b>37</b>

---

<b>4.1</b>	<b>Methode zur Erstellung von CFK Materialkarten</b>	<b>37</b>
4.1.1	In der Praxis verwendete Vorgehen	37
4.1.2	Optimierte Methode zur Erstellung einer CFK Materialkarte	38
<b>4.2</b>	<b>Ermittlung der Basiskennwerte aus Couponversuchen</b>	<b>40</b>
4.2.1	Zugprüfung parallel zur Faserrichtung nach DIN EN 2561	41
4.2.2	Zugprüfung normal zur Faserrichtung nach ASTM D3039	42
4.2.3	Druckeigenschaften in der Laminebene nach ÖNORM EN ISO 14126	42
4.2.4	Schubeigenschaften nach DIN EN ISO 14129	44
4.2.5	Auswahl der Parameter für die Materialkarte	44
4.2.6	Vergleich der Simulation mit den Couponversuchen	49
<b>4.3</b>	<b>Anpassung der Materialkarte durch Biegeversuche</b>	<b>52</b>
4.3.1	Layups und Probengeometrie	52
4.3.2	Versuchsaufbau	54
4.3.3	Modellaufbau Biegeversuche	55
4.3.4	Ergebnisse und Vergleich mit den Versuchen	56
4.3.5	Anpassung der Materialkarte auf Basis der Biegeversuche	59
<b>5</b>	<b>VERSUCH UND SIMULATION VOM HUTPROFIL</b>	<b>62</b>

---

<b>5.1</b>	<b>Versuchsaufbau Hutprofil Biegung</b>	<b>62</b>
<b>5.2</b>	<b>Ergebnisse Hutprofil Biegeversuche</b>	<b>63</b>
<b>5.3</b>	<b>Shell Modellierung</b>	<b>66</b>
5.3.1	Modellaufbau	66
5.3.2	Ergebnisse	68
5.3.3	Optimierung der Materialkarte	70
<b>5.4</b>	<b>Der Multi Shell Ansatz</b>	<b>72</b>



## Inhaltsverzeichnis

5.4.1	Modellaufbau	72
5.4.2	Ergebnisse	73
5.4.3	Optimierung der Materialkarte	75
5.5	<b>Modellierung von Delaminationen</b>	<b>77</b>
5.5.1	Modellaufbau	77
5.5.2	Ergebnisse	78
5.5.3	Optimierung der Materialkarte	80
6	<b>ZUSAMMENFASSUNG UND AUSBLICK</b>	<b>81</b>
7	<b>LITERATURVERZEICHNIS</b>	<b>83</b>
8	<b>ABBILDUNGSVERZEICHNIS</b>	<b>87</b>
9	<b>TABELLENVERZEICHNIS</b>	<b>90</b>
10	<b>ANHANG</b>	<b>91</b>
10.1	Parameterstudie Biegeversuche 2 mm UD Layup	92
10.2	Parameterstudie Biegeversuche 4 mm Hutprofil Layup	95
10.3	Parameterstudie 4-Punkt Biegung Hutprofil mit Shell Modellierung	98
10.4	Parameterstudie 4-Punkt Biegung Hutprofil mit Multi Shell Modellierung	101
10.5	Parameterstudie 4-Punkt Biegung Hutprofil mit der Berücksichtigung von Delaminationen	104

# ABKÜRZUNGSVERZEICHNIS

BMW	Bayrische Motoren Werke
CFK	Kohlenstofffaserverstärkter Kunststoff
CNC	Computerized Numerical Control
DIN	Deutsches Institut für Normung
EN	Europäische Normen
FB	Faser Bruch
FEM	Finite Elemente Methoden
FVG	Faser Volumen Gehalt
FVK	Faser Verbund Kunststoffe
GmbH	Gesellschaft mit beschränkter Haftung
HD	Hochdruck
IIHS	Insurance Institute for Highway Safety
ISO	Internationale Organisation für Normung
LCM	Liquide Composite Moulding
LSTC	Livermore Software Technology Corporation
Mubea	Muhr und Bender KG Attendorn
OEM	Original Equipment Manufacturer
ÖNORM	Österreichische Norm
PKW	Personen Kraft Wagen
QI	Quasi Isotrop
RTM	Resin Transfer Moulding
TRB	Tailor Rolled Blanks
UD	Uni Direktional
VDI	Verein Deutscher Ingenieure
ZFB	Zwischenfaser Bruch

# 1 EINLEITUNG

Im Rahmen dieser Einleitung soll kurz die Motivation hinter dem Thema Leichtbau, auf die Verwendung von Faserverstärkten Kunststoffen und die Notwendigkeit der Simulation eingegangen werden. Darauf aufbauend wird die zu Beginn der Arbeit definierte Aufgabenstellung und auf die formulierten Ziele eingegangen.

## 1.1 Motivation

Eine der großen Herausforderungen in der heutigen Zeit sowie der Zukunft ist es mit Energie Ressourcen sparsam umzugehen. Dabei spielt unter anderem der Leichtbau in der Automobilindustrie, dem Eisenbahnverkehr sowie der Luftfahrt eine sehr große Rolle. Insbesondere bei den immer häufiger werdenden Elektroautos macht Leichtbau Sinn um den Anforderungen an die Reichweite gerecht zu werden. Einen immer größer werdenden Anteil an den Leichtbauwerkstoffen nehmen die Faserverbundwerkstoffe und dabei vor allem die Kohlenstofffaserverstärkten Kunststoffe ein. Diese weisen durch hohe Steifigkeiten und Festigkeiten, ihrer geringen Dichte und dem anisotropen Materialverhalten Vorteile gegenüber herkömmlichen Werkstoffen wie Stahl und Aluminium auf. Natürlich steht demgegenüber auch der Nachteil der hohen Kosten durch das teure Grundmaterial und die aufwändige Fertigung.

Parallel zum geforderten Leichtbau in der Transportindustrie steigen auch die Anforderungen an die Sicherheit. Aufbauend auf den Ergebnissen der Unfallforschung werden somit immer strengere und umfassendere Gesetze entwickelt, um die weltweite Anzahl an Verletzten und Todesopfer durch Verkehrsunfälle zu reduzieren. Zusätzlich steht vor allem die Automobilindustrie unter dem Druck immer neue Fahrzeugmodelle, sowie Designvarianten der Fahrzeuge zu entwickeln, um konkurrenzfähig zu bleiben. Damit wird einerseits der Zeitdruck auf die Entwicklung erhöht und andererseits steigt die Komplexität dieser Aufgabe.

In diesem Entwicklungsprozess gibt es somit die Möglichkeit Bauteile mit Hilfe von Versuchen oder auf Basis der virtuellen Produktentwicklung auszulegen. Die Versuche an Komponenten oder Gesamtfahrzeugen aus Faserverbundwerkstoffen unterschieden sich prinzipiell kaum von Dehnen aus klassischen Werkstoffen. Eine aussagekräftige und stabile Simulation dieser Komponenten gestaltet sich momentan jedoch noch sehr aufwändig und schwierig. Simulationen spielen aber eine immer wichtigere Rolle um die Kosten gering zu halten und die zeitlich begrenzten Ziele zu erreichen. Somit ist es sinnvoll, Methoden zu entwickeln, sowie Erfahrung zu sammeln, um die virtuelle Entwicklung crashbelasteter Bauteile aus Faserverstärkten Kunststoffen zu verbessern.

## 1.2 Aufgabenstellung

Im Rahmen dieser Arbeit wird der Entwicklungsprozess eines beispielhaften Bauteils der Mubea Carbo Tech GmbH unter Crashbelastung betrachtet. Dabei soll mit der Auswahl eines relevanten Bauteils inklusive der Analyse relevanter Lastfälle begonnen werden. Auf Basis der Analyse auftretender Schädigungsmechanismen werden eine sinnvolle Simulationssoftware und ein passendes Materialmodell ausgewählt.

Danach soll ein möglicher Workflow zur Ermittlung der Materialkarte für die Simulation definiert und optimiert werden. Darauf aufbauend sollen diverse Modellierungsmöglichkeiten von dickwandigen Laminaten sowie die Abbildungsmöglichkeiten von Delamination untersucht werden. Augenmerk soll dabei vor allem darauf gelegt werden, dass die verwendeten Materialkarten und die untersuchten Modellierungsarten in einer Gesamtfahrzeug Crashesimulation angewendet werden können.

## 1.3 Ziele

Ziel der Arbeit ist ein optimierter Workflow zur Ermittlung einer Materialkarte für die Simulation von Bauteilen aus Faserverbundwerkstoffen unter Crashbelastung. Dies beinhaltet die Aussage welche Parameter aus welchen Versuchen gewonnen werden können, welche Parameter durch allgemein gültige Regeln definiert werden können und welche Parameter nur durch eine Anpassung der Simulation mit anschließendem Abgleich zum Versuch ermittelt werden können. Wichtig ist vor allem eine Auskunft darüber, ob das gewählte Bauteil durch die Anpassung der Materialkarte auf Basis von einfachen Materialversuchen abgebildet werden kann. Wird keine gute Übereinstimmung zwischen Versuch und Simulation gefunden, soll die Materialkarte auf Basis der Versuche am gewählten Bauteil weiter optimiert werden.

Außerdem soll die Fragestellung geklärt werden, welche Modellierungsarten möglich sind und welche Vor- bzw. Nachteile die einzelnen Arten aufweisen. Dabei soll eine Bewertung gemacht werden, ob das Versagen und die Versagensart des Faserverbundbauteiles durch eine genauere Modellierung dem Versuch entsprechend beschrieben werden kann und ob sich der dadurch entstehende Mehraufwand lohnt. Darauf aufbauend soll eine Möglichkeit zur Abbildung von Delamination aufgezeigt werden.

## 2 GRUNDLAGEN

In diesem Kapitel wird auf die wichtigsten Themengebiete, die im Rahmen dieser Masterarbeit behandelt werden, eingegangen. Die Grundlagen der Faserverbundwerkstoffe sowie der FEM Berechnung werden nicht behandelt. In Kapitel 2.1 wird kurz auf die Schädigungsmechanismen am UD Element eingegangen. In Abschnitt 2.2 wird die ausgewählte Materialkarte detailliert erklärt. In Abschnitt 2.3 wird die Modellierung dickwandiger Laminats beschrieben und darauf aufbauend wird in Abschnitt 2.4 auf die Modellierung von Delaminationen eingegangen.

### 2.1 Auftretende Schädigungsmechanismen

In diesem Kapitel werden zuerst alle grundlegenden Versagensarten eines UD Elements diskutiert, diese werden grundlegend von Schürmann [1] und der VDI 2014 [2] übernommen.

#### 2.1.1 Beanspruchung eines UD Elements

Grundsätzlich treten am UD Element 3 Normalspannungen und 6 Schubspannungen auf. Diese sind in der nachfolgenden Abbildung 2-1 dargestellt.

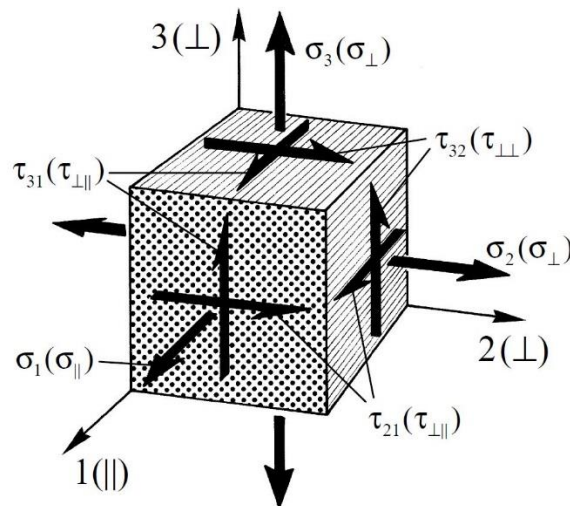


Abbildung 2-1: Beanspruchungen am UD Element [1]

Da eine UD Lage als transversal isotrop gilt, führen gewisse Spannungen zur gleichen Beanspruchung des Werkstoffs.

1. Die Normalspannungen  $\sigma_2$  und  $\sigma_3$  führen beide zur gleichen Belastung  $\sigma_n$
2. Die Schubspannungen  $\tau_{21}$  und  $\tau_{31}$  führen ebenfalls zur gleichen Belastung  $\tau_{nl}$

Dies führt somit zu vier Basisbeanspruchungen des UD Elements.

- Längsbeanspruchung  $\sigma_l$
- Querbeanspruchung  $\sigma_n$
- Quer-längs bzw. umgekehrte Beanspruchung  $\tau_{nl}$
- Quer-querbeanspruchung  $\tau_{nn}$

Wichtig ist, dass bei den Normalspannungen unterschieden wird, ob es sich um eine Zug- oder Druckbelastung handelt, da diese zu unterschiedlichen Versagensformen führen. Bei Schubbelastung ist hingegen nicht zu unterscheiden, da das Versagensverhalten unabhängig von der Belastungsrichtung ist.

### 2.1.2 Versagen durch Faserbruch

Mit Faserbruch ist das Versagen einer UD Schicht durch das Reißen bzw. Brechen der Faser gemeint. Dies geschieht, wenn die Kohäsivfestigkeit der Fasern überschritten wird. Das Versagen tritt dabei nicht schlagartig auf, sondern beginnt schrittweise mit dem Versagen einzelner Fasern bis hin zum Versagen kompletter Faserbündel. Somit ist das Versagen nicht komplett spröde, sondern weist eine gewisse Duktilität auf. Da Faserbruch erst bei sehr hohen Strukturbelastungen auftritt, zählt er zu den nicht tolerierbaren Versagensarten von FVK Bauteilen. Wie bereits erwähnt, muss eine Unterscheidung durch die Belastungsrichtung gemacht werden. In Abbildung 2-2a ist der Faserbruch durch Zugbelastung symbolisch dargestellt. Dabei erkennt man, wie die positive Längsbeanspruchung zu einem Riss quer zu den Fasern führt. An Abbildung 2-2b ist der Riss mikromechanisch dargestellt. Dieser breitet sich sowohl über die Faser als auch die Matrix aus.

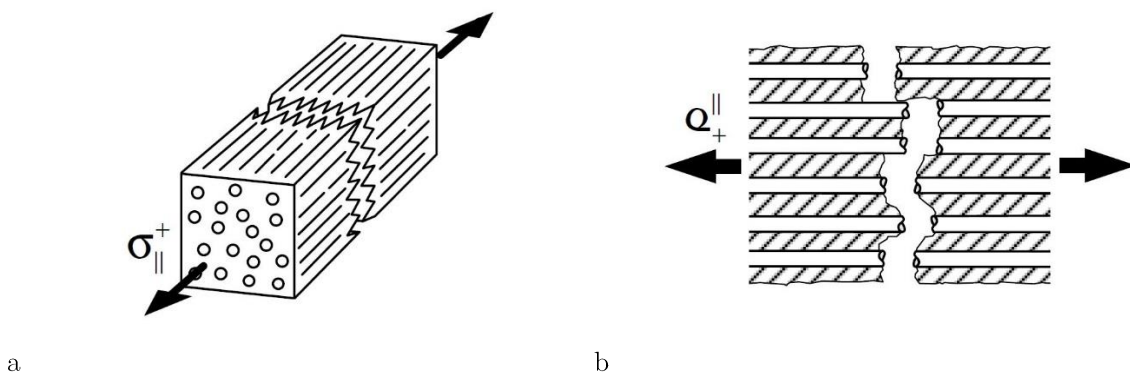


Abbildung 2-2: Versagen einer UD Schicht infolge Faser-Zugbelastung **a**: Symbolisch **b**: Mikromechanisch [1]

Faserbrüche durch Zugbelastung sind durch den Steifigkeitsverlust der Struktur und die Geräuschentwicklung durch die hohen freiwerdenden Energien gut zu erkennen. Dividiert man die auftretende Längsbeanspruchung  $\sigma_l$  durch die Längsfestigkeit  $X_T$  erhält man für Faserbruch durch Zugbelastung die mit Formel 2.1 definierte Bruchbedingung.

$$\mathbf{1} = \frac{\sigma_l}{x_T} \quad \text{für} \quad \sigma_l > 0 \quad (2.1)$$

Das Versagen der Faser durch Druckbelastung lässt sich auf das mikroskopische Ausknicken der Faser zurückführen. Dies entsteht nicht durch Biegeknickung, sondern durch Schubknicken was durch die geringe Schubsteifigkeit von Faserverbund erklärt werden kann. In Abbildung 2-3a ist das Druck Versagen einer UD Schicht symbolisch dargestellt wie es durch eine negative Längsbeanspruchung hervorgerufen wird. In Abbildung 2-3b ist das mikroskopische Ausknicken der einzelnen Fasern dargestellt.

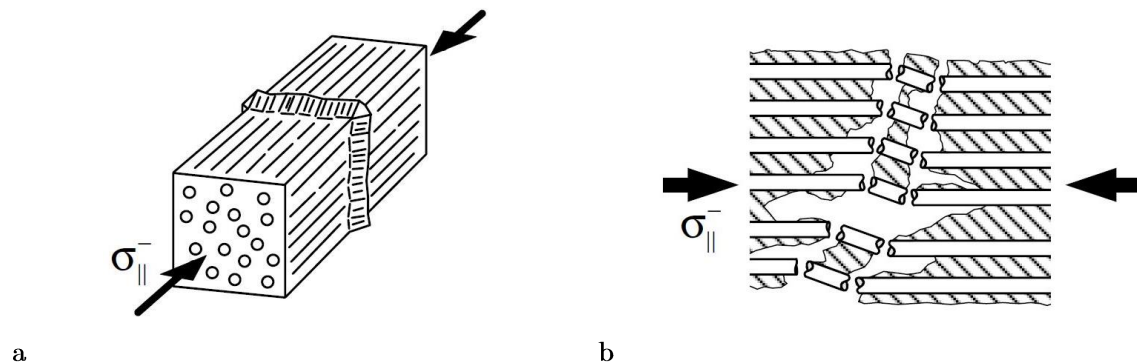


Abbildung 2-3: Versagen einer UD Schicht durch Faser-Druckbelastung **a**: Symbolisch **b**: Mikromechanisch [1]

Im Allgemeinen tritt bei Leichtbaustrukturen aus dünnwandigen FVK oft ein Stabilitätsversagen auf und kein direktes Druckversagen der Fasern. Dieses Druckversagen tritt vor allem bei dickwandigen Querschnitten, biegebelasteten Bereichen oder durch Krafteinleitung am ungeschützten Rand von Laminaten auf. Die Bruchbedingung für Faserbruch unter Druckbelastung die in Formel 2.2 dargestellt ist, erhält man durch die Division der Längsbeanspruchung  $\sigma_l$  durch die Längsdruckfestigkeit  $X_C$ .

$$\mathbf{1} = \frac{\sigma_l}{x_C} \quad \text{für} \quad \sigma_l < 0 \quad (2.2)$$

### 2.1.3 Versagen durch Zwischenfaserbruch

Eine sehr häufig auftretende Versagensart bei FVK ist der Zwischenfaserbruch. Dabei handelt es sich um einen Bruch der Matrix oder der Grenzfläche Faser zu Matrix. Zwischenfaserbruch tritt im Vergleich zu Faserbruch bei verhältnismäßig sehr geringen Belastungen auf und führt deshalb dazu, dass die Festigkeit der Fasern nicht optimal ausgenutzt werden kann.

Ähnlich wie z.B. bei reinem Beton tritt bei Faserverbundwerkstoffen auch das Phänomen auf, dass die Wirkebene der Spannung nicht mit der Bruchebene zusammenfällt. Das bedeutet somit, dass die gemessene Festigkeit nicht mit der Spannung in der Wirkebene

übereinstimmt. Dies erkennt man bei der Belastung in Querrichtung zur Faser sehr gut. Bei reiner Zugbelastung quer zur Faser fallen die Wirkebene der Beanspruchung und die Bruchebene zusammen. Dem gegenübergestellt fallen diese zwei Ebenen bei einer reinen Druckbelastung nicht zusammen. Dies liegt daran, dass die Schubfestigkeit  $S_{nn}$  deutlich geringer, als die Druckfestigkeit  $X_C$  ist. Somit kommt es zu einem Scherbruch durch eine Druckbelastung quer zur Faser mit einem Bruchwinkel von etwa  $53^\circ$  zur Wirkebene der Belastung. In Abbildung 2-4a ist ein ZFB durch eine positive Querbeanspruchung dargestellt. Hier ist zu erkennen, dass der Riss relativ normal zur Beanspruchungsrichtung verläuft. In Abbildung 2-4b erkennt man einen Zwischenfaserbruch aufgrund einer negativen Querbeanspruchung was in einem Scherbruch resultiert.

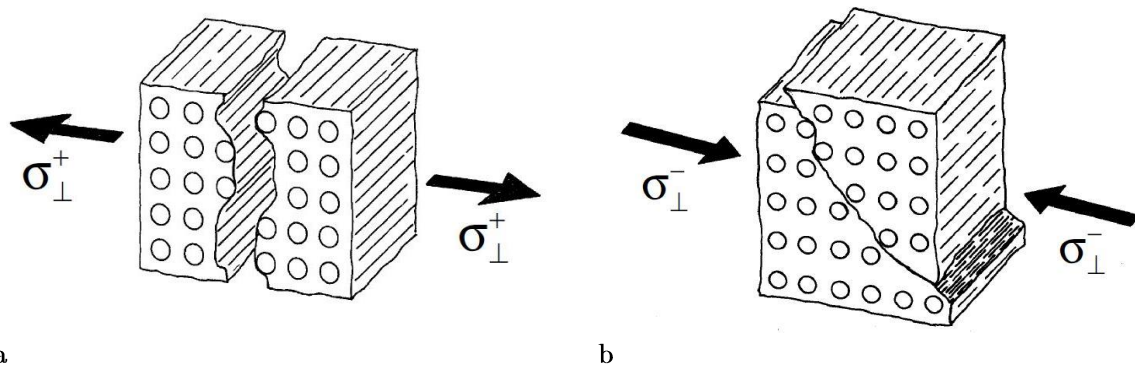


Abbildung 2-4: Matrixversagen einer UD Schicht **a**: Zugbelastung **b**: Druckbelastung [1]

Neben den Normalspannungen quer zur Faserrichtung können auch Schubbelastungen zu Zwischenfaserbruch führen. Dabei können die zwei Fälle, in Abbildung 2-5 dargestellten, unterschieden werden. In Abbildung 2-5a ist erkennbar, dass eine Schubbelastung in der Ebene zu dem ZFB führt. Wobei in Abbildung 2-5b ein ZFB durch eine Schubbelastung normal zur Faser entsteht.

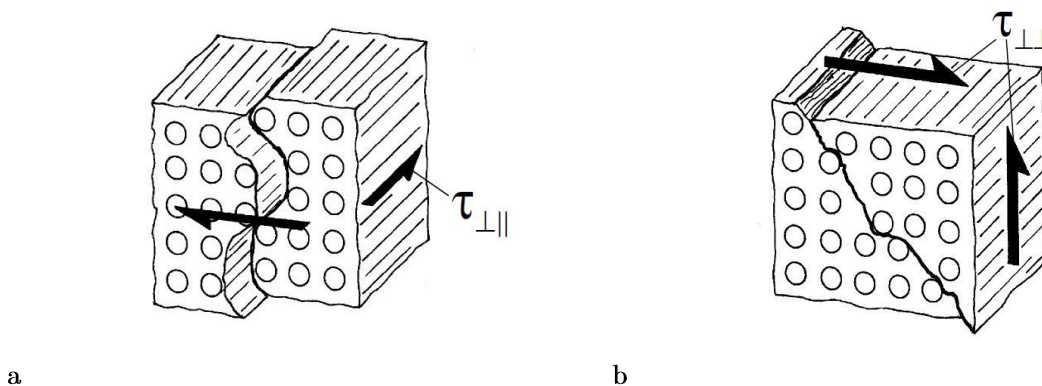


Abbildung 2-5: Matrixversagen einer UD Schicht durch Schub **a**: in der Ebene **b**: Normal zur Faser [1]



## 2.2 Materialkarten in der Simulation

Bei der in dieser Arbeit betrachteten Problemstellung kommt es zu einigen Nichtlinearitäten. Einerseits ist das Materialverhalten durch das Versagen nichtlinear und andererseits kommt es durch die große Verformung zu Nichtlinearitäten der Geometrie und im Kontakt. Da es bei impliziten Solvern zu Konvergenzproblemen bei derartig großen Nichtlinearitäten kommen kann, macht somit nur ein expliziter Solver Sinn. In Forschung und Industrie besitzen vor allem Abaqus, Pam-Crash und LS-DYNA einen großen Marktanteil. Wegen der Vielzahl an Möglichkeiten in der Modellierung von Verbundwerkstoffen und der weiten Verbreitung in der Automobilindustrie wird der Solver LS-DYNA verwendet. Hier gibt es mittlerweile einige Materialkarten zur Berechnung von Faserverbundwerkstoffen. Für die geplante Anwendung sind vor allem \*MAT\_022, \*MAT\_054, \*MAT\_058, \*MAT\_261 und \*MAT\_262 interessant. Zuerst wird kurz etwas genauer auf die genannten Materialkarten eingegangen und dann werden die Details der in dieser Arbeit verwendeten Materialkarte genauer beschrieben. Inhaltlich ist dieses Kapitel vom LSTC User Manual [3] und den DYNAMore Composite Schulungsunterlagen von Hartmann *et al.* [4] übernommen worden.

### 2.2.1 Vergleich relevanter Materialkarten

Die \*MAT\_COMPOSITE\_DAMAGE oder auch \*MAT\_022 ist die erste Composite Materialkarte die in LS-DYNA implementiert wurde. Diese weist folgende Eigenschaften auf:

- Sprödes Versagen nach dem Bruch
- Versagenskriterium nach Chang-Chang implementiert
- Kann mit Shell, Thick-Shell und Solid Elementen verwendet werden
- Versagenskriterium in Faserdruckrichtung nicht vorhanden
- Keine Dehnratenabhängigkeit definierbar

Prinzipiell ist ein linear elastisches Verhalten implementiert, wobei die Steigung der Geraden durch den jeweiligen Elastizitätsmodul definiert wird. Nachdem die maximale Festigkeit (außer Faser Druckbelastung) erreicht wurde, wird das Element ohne jegliche Schädigung schlagartig gelöscht. Dieses Materialverhalten ist beispielhaft für eine Faserzugbelastung in Abbildung 2-6 dargestellt. Bei dem Versagenskriterium nach Chang-Chang ist eine Interaktion vom Versagen unter Normal- und Schubbelastung implementiert. Dieses Versagenskriterium gilt jedoch als veraltet und weißt keine physikalische Begründung auf.

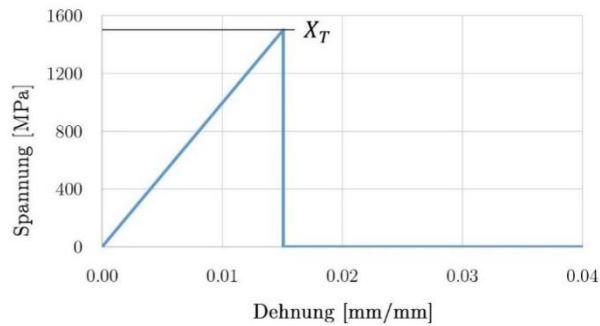


Abbildung 2-6: Spannungs-Dehnungs Kurve \*MAT\_022

Der große Vorteil von diesem Materialmodell ist dessen Einfachheit und die Implementierung für viele Elementen Formulierungen. Das schlagartige Versagen, das fehlende Versagen unter Druckbelastung und das implementierte Versagensmodell sind deutliche Nachteile dieses Modells.

Aufbauend auf \*MAT\_022 wurde \*MAT\_054, auch als \*MAT\_ENHANCED\_COMPOSITE\_DAMAGE bezeichnet, entwickelt. Diese überarbeitete Version weist folgende Eigenschaften auf:

- Implementiert für Shell, Thick-Shell und Solid Elemente
- Chang-Chang Versagenskriterium
- Algorithmus zur Reduzierung der Festigkeit in der Crashfront
- In neuen LS-DYNA Versionen ist eine Reduzierung der Festigkeit auf ein Restniveau möglich
- Definition der Dehnratenabhängigkeit (neuere Versionen)

Die Spannungs-Dehnungs Kurven für Single-Element Modelle sind für ältere und die neuesten Versionen der \*MAT\_054 in Abbildung 2-7 dargestellt.

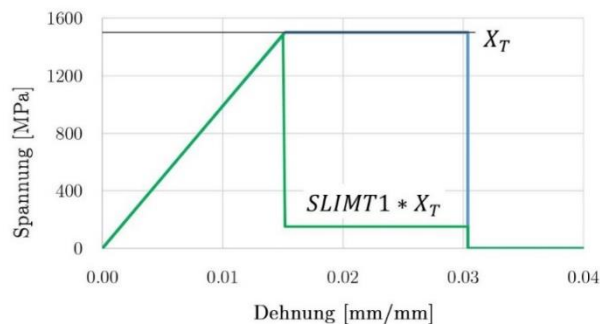


Abbildung 2-7: Spannungs-Dehnungs Kurve \*MAT\_054

Verglichen zur vorherigen Materialkarte ist hier auch ein Versagen unter Faser Druckbelastung implementiert. Dies ist eine deutliche Verbesserung, da üblicherweise die Festigkeit in Faserlängsrichtung unter Druckbelastung geringer ist als unter

Zugbelastung. Bei den älteren Versionen der \*MAT\_054 bleibt die Spannung nach dem Versagen auf dem Niveau der Maximalspannung und bei der neuen Variante (ab LS-DYNA Version 971-R5) wird die Spannung auf das Produkt von SLIM Faktor und der maximalen Festigkeit reduziert. Somit wird das Element nach der maximalen Festigkeit nicht sofort gelöscht und nimmt noch eine Bruchenergie auf. Außerdem ist ein Crashfrontalgorithmus implementiert, der nach dem Löschen eines Elements die Festigkeiten der umliegenden Elemente reduziert.

Eine weitere sehr verbreitete Materialkarte ist \*MAT\_058 oder auch \*MAT\_LAMINATED\_COMPOSITE\_FABRIC. Mit dieser Karte ist die Modellierung von UD-Material, Geweben oder gesamten Laminaten möglich. Die relevanten Eigenschaften werden nachstehend kurz angeführt:

- Weicher Spannungs-Dehnungs Übergang durch Exponentialfunktion
- Nichtlineares Schubverhalten
- Für Shell und Thick-Shell Elemente implementiert
- Crashfront Algorithmus (genaue Definition im LS-DYNA Manual [3])
- Drei unterschiedliche Versagenskriterien (Chang-Chang, Hashin, Max. Stress)
- Steifigkeit für Zug und Druck getrennt definierbar
- Dehnratenabhängigkeit definierbar

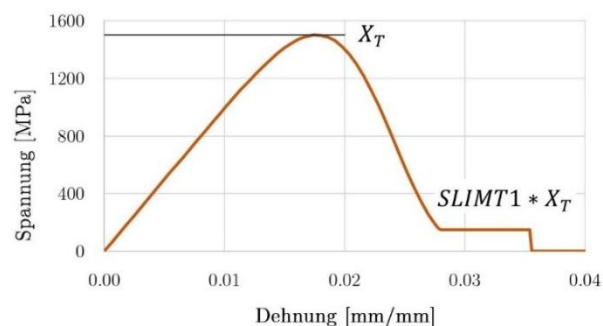


Abbildung 2-8: Spannungs-Dehnungs Kurve \*MAT\_058

Die Spannungs-Dehnungs Kurve die in Abbildung 2-8 dargestellt ist, hat bei der maximalen Festigkeit einen weichen Übergang und wird dann wie die neueste Version der \*MAT\_054 auf eine Restfestigkeit reduziert. Verglichen zur vorherigen Materialkarte wird durch den weichen Übergang ein gutmütigeres Verhalten in der Simulation erzielt. Außerdem bietet diese Materialkarte die Auswahlmöglichkeit aus drei Versagenskriterien.

Eine neuere Materialkarte zur Berechnung von orthotropem Material ist \*MAT\_261 (\*MAT\_LAMINATED\_FRACTURE\_DAIMLER\_PINHO). Diese Materialkarte weist ein physikalisch basiertes Versagensmodell auf und hat außerdem folgende Eigenschaften:

- Implementiert für Shell, Thick-Shell und Solid Elemente

- Lineare Schädigung, die auf Bruchenergien basiert
- Crashfont Algorithmus
- Nichtlineares Schubverhalten

Das Verhalten der Spannungs-Dehnungs Kurve ist in Abbildung 2-9 dargestellt. Dabei handelt es sich um ein bilineares Materialmodell bei dem der erste Teil der Kurve über den jeweiligen E-Modul und die Festigkeit definiert wird. Bei der Fläche unter der Kurve handelt es sich um die Bruchenergie unter der jeweiligen Belastungsrichtung. Der Vorteil gegenüber den anderen Materialkarten ist somit ein physikalisch begründetes Versagenskriterium und die Tatsache, dass Bruchenergien aus speziellen Couponversuchen ermittelt werden können.

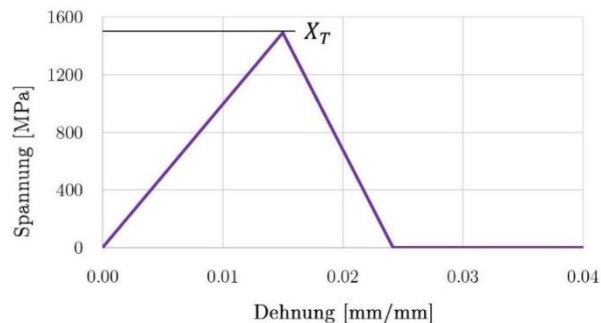


Abbildung 2-9: Spannungs-Dehnungs Kurve \*MAT\_261

Parallel zu \*MAT\_261 wurde auch \*MAT\_262, auch als \*MAT\_LAMINATED\_FRACTURE\_DAIMLER\_CAMANHO bekannt, entwickelt. Diese Materialkarte beruht ebenfalls auf einem physikalischen Versagensmodell und ist prinzipiell sehr ähnlich zur \*MAT\_261. Der größte Unterschied ist die bilineare Schädigung, die nach der maximalen Festigkeit aktiviert wird. Das Spannungs-Dehnungs Verhalten ist in Abbildung 2-10 dargestellt.

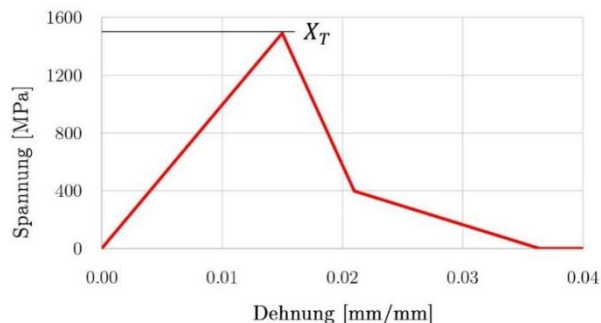


Abbildung 2-10: Spannungs-Dehnungs Kurve \*MAT\_262

Auf Basis dieser Gegenüberstellung wird im Rahmen dieser Arbeit nur \*MAT\_058 verwendet. Verglichen zu den anderen Materialkarten weißt diese Karte einen weichen und somit gutmütigen Übergang bei der maximalen Festigkeit auf und bietet auch die

Möglichkeit das nichtlineare Schubverhalten von CFK abzubilden. Zusätzlich bietet das Materialmodell einen Crashfront Algorithmus, erlaubt die Definition unterschiedliche Steifigkeit für Zug und Druck und besitzt die Auswahloption der Versagensfläche.

### 2.2.2 Notwendige Parameter der verwendeten Materialkarte

Dieses Modell ist für Shell und Thick-Shell Elemente implementiert. In nachfolgender Tabelle 2-1 sind die notwendigen Materialparameter für das FEM Input File von LS-DYNA ersichtlich.

<b>*MAT_058/*MAT_LAMINATED_COMPOSITE_FABRIC</b>								
<b>Spalte</b>	<b>1</b>	<b>2</b>	<b>3</b>	<b>4</b>	<b>5</b>	<b>6</b>	<b>7</b>	<b>8</b>
<b>Card 1</b>	MID	RO	EA	EB	(EC)	PRBA	TAU1	GAMMA1
<b>Card 2</b>	GAB	GBC	GCA	SLIMT1	SLIMC1	SLIMT2	SLIMC2	SLIMS
<b>Card 3</b>	AOPT	TSIZE	ERODS	SOFT	FS	EPSF	EPSR	TSMD
<b>Card 4</b>	XP	YP	ZP	A1	A2	A3	PRCA	PRCB
<b>Card 5</b>	V1	V2	V3	D1	D2	D3	BETA	
<b>Card 6</b>	E11C	E11T	E22C	E22T	GMS			
<b>Card 7</b>	XC	XT	YC	YT	SC			

*Tabelle 2-1: Materialkarte \*MAT\_058 Eingabeparameter*

Dabei haben die einzelnen Parameter folgende Bedeutung:

MID:	Material Identifikations Nummer
RO:	Materialdichte
EX:	Elastizitätsmodul in Längs- und Querrichtung (Dickenrichtung wird nicht verwendet)
PRBA:	Querdehnungszahl quer zu längs (21 Richtung)
XT/XC:	Zug- und Druckfestigkeit in Längsrichtung (11-Richtung)
YT/YC:	Zug- und Druckfestigkeit in Querrichtung (22-Richtung)
E11X:	Dehnung bei der maximalen Festigkeit in Längsrichtung für Zug und Druck
E22X:	Dehnung bei der maximalen Festigkeit in Querrichtung für Zug und Druck
TAU1:	Spannungswert für den ersten nichtlinearen Schubanteil
GAMMA1:	Dehnungswert für den ersten nichtlinearen Schubanteil
GXX:	Schubmoduln
SC:	Schubfestigkeit
GMS:	Dehnung bei der maximalen Schubfestigkeit
SLIMTX:	Faktor für die Restfestigkeit nach der maximalen Spannung

ERODS:	Effektive Dehnung zum Löschen vom Element
SOFT:	Reduzierung der Festigkeit in der Crashfront
FS:	Versagenkriterium (Auswahl welche Versagensfläche gewählt wird)
EPSF:	Dehnung bei der die Schädigung vom Schubmodul in Dickenrichtung beginnt
EPSR:	Dehnung bei der die Schädigung vom Schubmodul in Dickenrichtung endet
TSMD:	Faktor zur Reduzierung vom Schubmodul in Dickenrichtung

### 2.2.3 Materialverhalten der verwendeten Materialkarte

Wie bereits in Kapitel 2.1.1 erwähnt, gibt es bei dieser Materialkarte die Möglichkeit aus einem der definierten Versagenkriterien auszuwählen. In Tabelle 2-2 ist eine Übersicht vom Versagen mit den unterschiedlichen Failure Surface (FS) Einstellungen dargestellt.

Versagen	FS = 0	FS = 1	FS = -1
<b>Versagen tritt ein wenn <math>e_{ft}^2 &gt; 0</math></b>			
Faser Zug	$e_{ft}^2 = \left(\frac{\sigma_{11}}{X_T}\right)^2 - 1$	$e_{ft}^2 = \left(\frac{\sigma_{11}}{X_T}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{12}}{S_c}\right)^2 - 1$	$e_{ft}^2 = \left(\frac{\sigma_{11}}{X_T}\right)^2 - 1$
<b>Versagen tritt ein wenn <math>e_{fc}^2 &gt; 0</math></b>			
Faser Druck	$e_{fc}^2 = \left(\frac{\sigma_{11}}{X_C}\right)^2 - 1$	$e_{fc}^2 = \left(\frac{\sigma_{11}}{X_C}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{12}}{S_c}\right)^2 - 1$	$e_{fc}^2 = \left(\frac{\sigma_{11}}{X_C}\right)^2 - 1$
<b>Versagen tritt ein wenn <math>e_{mt}^2 &gt; 0</math></b>			
Matrix Zug	$e_{mt}^2 = \left(\frac{\sigma_{22}}{Y_T}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{12}}{S_c}\right)^2 - 1$	$e_{mt}^2 = \left(\frac{\sigma_{22}}{Y_T}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{12}}{S_c}\right)^2 - 1$	$e_{mt}^2 = \left(\frac{\sigma_{22}}{Y_T}\right)^2 - 1$
<b>Versagen tritt ein wenn <math>e_{mc}^2 &gt; 0</math></b>			
Matrix Druck	$e_{mc}^2 = \left(\frac{\sigma_{22}}{Y_C}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{12}}{S_c}\right)^2 - 1$	$e_{mc}^2 = \left(\frac{\sigma_{22}}{Y_C}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{12}}{S_c}\right)^2 - 1$	$e_{mc}^2 = \left(\frac{\sigma_{22}}{Y_C}\right)^2 - 1$
<b>Versagen tritt ein wenn <math>e_s^2 &gt; 0</math></b>			
Schub	-----	-----	$e_s^2 = \left(\frac{\sigma_{12}}{S_c}\right)^2 - 1$

Tabelle 2-2: Formeln der Versagensflächen für \*MAT\_058

Die Option FS = 0, also die Multi Surface Failure Surface, ist laut LSTC Manual für die Abbildung des Versagens von UD Laminat gedacht. Hier gibt es wie in Tabelle 2-2 angeführt, eine Interaktion vom Versagen auf Schub und in Querrichtung. Diese Versagensfläche sieht somit wie eine extrudierte Ellipse aus. Wobei die Optionen FS =

1 und  $FS = -1$  für die Modellierung von Geweben und kompletten Laminaten gedacht sind. Bei der Einstellung  $FS = 1$  gibt es eine Interaktion vom Versagen zwischen der Längs- und Querrichtung sowie auf Schub. Dadurch kann die Versagensfläche als Ellipsoid dargestellt werden. Mit der Einstellung von  $FS = -1$  gibt es keine Interaktionen zwischen den einzelnen Versagensarten. Die Versagensfläche lässt sich somit als Quader darstellen. Das Versagen rein auf Schub ist nur bei der Option  $FS = -1$  berücksichtigt. Es ergeben sich die in Tabelle 2-3 dargestellten Versagensflächen.

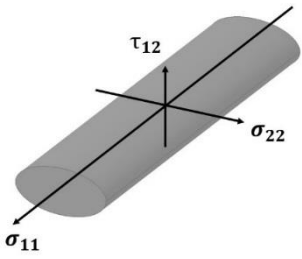
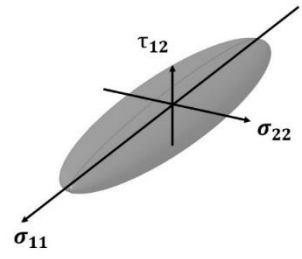
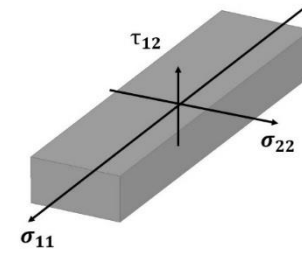
$FS = 0$	$FS = 1$	$FS = -1$
		
Multi-Surface Failure Surface	Smooth Failure Surface	Faceted Failure Surface

Tabelle 2-3: Versagensflächen für \*MAT\_058

Die effektiven Spannungen ergeben sich nach Formel 2.3 wie folgt

$$\begin{bmatrix} \sigma'_{11} \\ \sigma'_{22} \\ \sigma'_{12} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{1}{(1-w_{11})} & 0 & 0 \\ 0 & \frac{1}{(1-w_{22})} & 0 \\ 0 & 0 & \frac{1}{(1-w_{12})} \end{bmatrix} * \begin{bmatrix} \sigma_{11} \\ \sigma_{22} \\ \sigma_{12} \end{bmatrix} \quad (2.3)$$

Dies führt somit zu folgendem Materialgesetz in Formel 2.4.

$$\sigma' = \mathbf{C}(w_{ij})\varepsilon \quad (2.4)$$

Im Detail sieht die Steifigkeitsmatrix dann wie in Formel 2.5 dargestellt aus.

$$\mathbf{C}(w_{ij}) = \frac{1}{D} \begin{bmatrix} (1-w_{11})E_{11} & (1-w_{11})(1-w_{22})\nu_{21}E_{22} & 0 \\ (1-w_{11})(1-w_{22})\nu_{12}E_{11} & (1-w_{22})E_{22} & 0 \\ 0 & 0 & D(1-w_{12})G_{12} \end{bmatrix} \quad (2.5)$$

Die Versagensparameter werden dabei durch die nachfolgenden Exponentialfunktionen definiert. Dabei wird zuerst wie in Formel 2.6 dargestellt unterschieden ob es sich um eine Zug- oder Druckbelastung handelt.

$$w_{11} = \begin{cases} w_{11c} & \text{if } \sigma_{11} < 0 \\ w_{11t} & \text{if } \sigma_{11} > 0 \end{cases} \quad (2.6)$$

Wobei die Formel 2.7 für den Versagensparameter wie folgt lautet:

$$w_{11c,T} = 1 - \exp \left[ -\frac{1}{m_{11c,T} e} \left( \frac{E_{11} \varepsilon_{11}}{X_{c,T}} \right)^{m_{11c,T}} \right] \quad (2.7)$$

Der dafür notwendige Exponent ist mit Formel 2.8 folgendermaßen definiert:

$$m_{11c,T} = \frac{1}{\ln \left( \varepsilon_{11c,T} \frac{E_{11}}{X_{c,T}} \right)} \quad (2.8)$$

In der 22-Richtung sind die Formeln (2.6) - (2.8) äquivalent und werden deshalb nicht mehr angeführt. Der Parameter für das Versagen unter Schub ist wie in Formel 2.9 angeführt, folgendermaßen definiert:

$$w_{12} = 1 - \exp \left[ -\frac{1}{m_{12s} e} \left( \frac{G_{12} \varepsilon_{12}}{S_c} \right)^{m_{12s}} \right] \quad (2.9)$$

Der für Schub notwendige Exponent ist in Formel 2.10 definiert.

$$m_{12s} = \frac{1}{\ln \left( \varepsilon_{12s} \frac{G_{12}}{S_c} \right)} \quad (2.10)$$

Dies führt zu dem in Kapitel 2.2.2 bereits kurz angesprochenen Spannungs-Dehnungs Verhalten unter Normalbelastung wie in Abbildung 2-11 dargestellt. Betrachtet man beispielhaft eine Zugbelastung in Faserrichtung, beschreibt EA den E-Modul dieser Kurve. XT ist die maximale Festigkeit und E11T ist die Dehnung bei der maximalen Festigkeit XT. Somit kann mit dem Parameter E11T die Form der Kurve eingestellt werden. Die Festigkeit nach dem Versagen ist über das Produkt SLIMIT1\*XT definiert. Das Element wird dann bei der maximalen effektiven Dehnung, die über ERODS definiert wird, gelöscht.

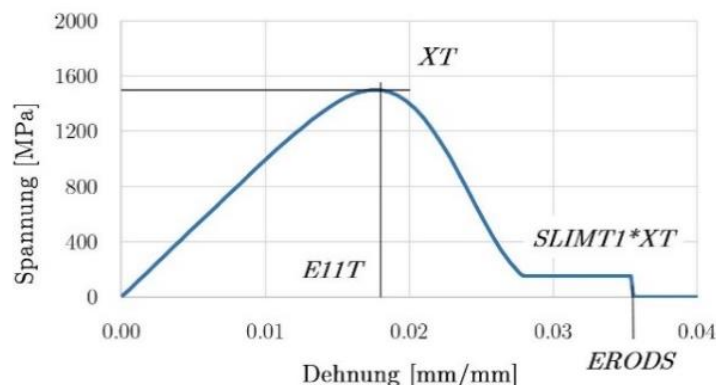


Abbildung 2-11: Normalspannungsverlauf \*MAT\_058

Das Schubverhalten kann bei FS = -1 wie in Abbildung 2-12 dargestellt ist, abgebildet werden. Hier ist es ebenfalls möglich die Restfestigkeit über das Produkt SLIMS\*SC zu definieren.



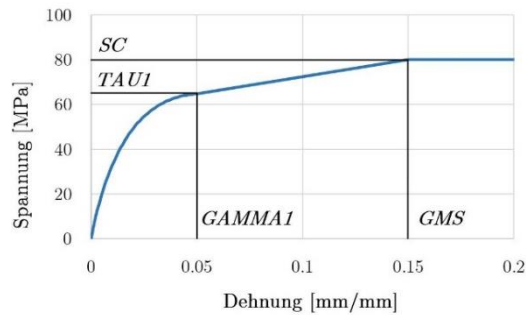


Abbildung 2-12: Schubspannungsverlauf MAT\_058

Zusätzlich wird die Schubsteifigkeit in Dickenrichtung also GBC und GCA wie in Abbildung 2-13 dargestellt ist, degradiert. Am Beginn der Schädigung, also bei EPSF ist  $D = 0$ . Die Schubmoduln werden dann bis EPSR linear reduziert und nehmen dann die Reststeifigkeit, die durch das Produkt TSMD x GBC/GCA definiert wird, an.

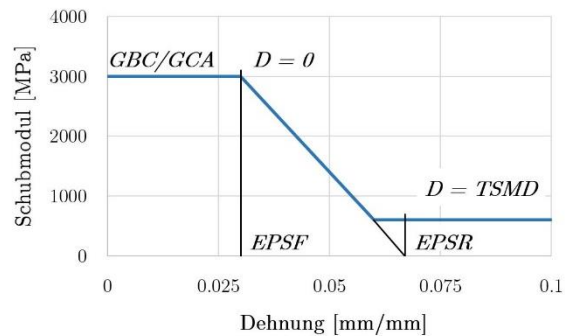
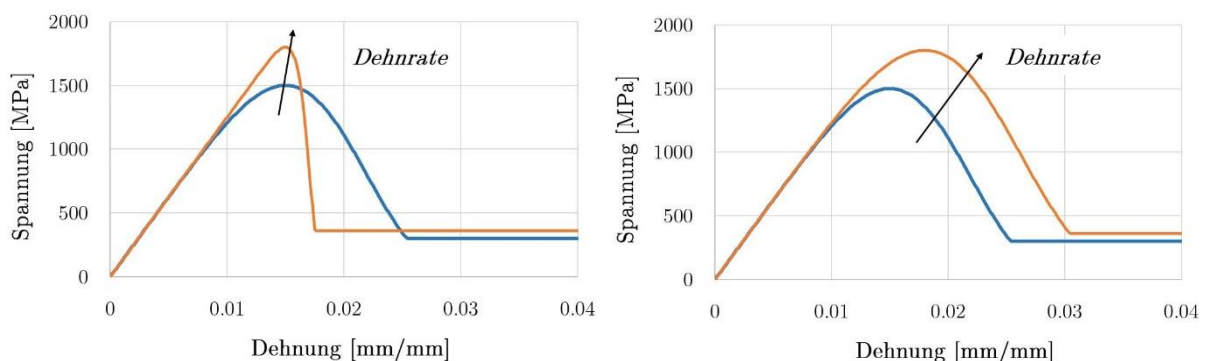


Abbildung 2-13: Reduzierung der Schubmoduln in Dickenrichtung

Außerdem kann in \*MAT\_058 eine Dehnratenabhängigkeit definiert werden. Dabei gibt es die Möglichkeit nur die Festigkeit in Abhängigkeit der Dehnrates, oder die Festigkeit und die Dehnung bei der maximalen Festigkeit zu verändern. Diese zwei Möglichkeiten sind in Abbildung 2-14 schematisch dargestellt.



a

b

Abbildung 2-14: Dehnratenabhängigkeit \*MAT\_058 a: nur CT b: XT und E11T

Zusätzlich können die Steifigkeiten in Abhängigkeit von Zug- und Druckbelastung unterschiedlich definiert werden. Dies ist in Abbildung 2-15 exemplarisch dargestellt.

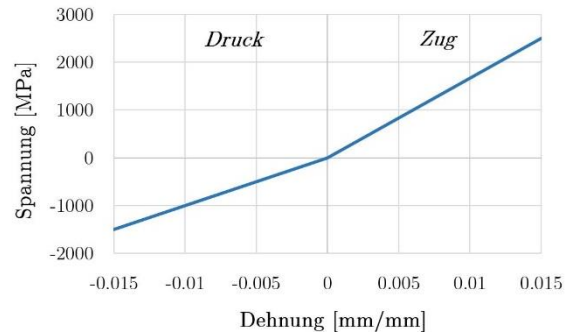


Abbildung 2-15: Unterschiedliche Steifigkeiten der \*MAT\_058

## 2.3 Geometrische Modellierung dickwandiger Laminate

Historisch gesehen, werden Laminate aus Faserverbundwerkstoffen oft mit einer Lage Shell Elemente modelliert. Neben der geringeren Rechenzeit von Schalenelementen im Vergleich zu Volumenelementen ist die Diskretisierung einer Fläche deutlich einfacher als die von einem Volumen. Außerdem wird die Anzahl der notwendigen Parameter für die Materialkarte geringer gehalten, weil ein zweidimensionaler Spannungszustand angenähert wird und die Parameter für die Dickenrichtung dadurch entfallen. Diese Annahme gilt als ausreichend genau, solange die Abmessung in Dickenrichtung deutlich geringer ist, als die Hauptabmessungen des Bauteils. Als Maximalwert gilt dabei ein Verhältnis von 1/10 bei Kirchhoff Schalenelementen und 1/8 bei Reissner-Mindlin-Schalenelementen, siehe Nasdala [5]. In diesem Kapitel wird einerseits auf die Modellierung mit einer Shell-Lage und später auf detailliertere Modellierungsansätze wie beispielsweise der Multi Shell Ansatz eingegangen. Außerdem wird die Zeitschrittproblematik einer expliziten Berechnung analysiert und damit die unterschiedlichen Modellierungsansätze bewertet.

### 2.3.1 Übersicht der Modellierungsansätze

Es ergeben sich in Summe fünf relevante Möglichkeiten um das Hutprofil in Laminatbauweise abzubilden. Diese werden hier kurz gegenübergestellt und in den nachfolgenden Kapiteln genauer beschrieben.

- Ein Shell Element für die gesamte Bauteildicke (jede einzelne Lage wird durch einen Integrationspunkt berücksichtigt)
- Mehrere Shell Elemente über die Bauteildicke, mit einem Abstand zueinander
- Ein Thick-Shell Element über die Bauteildicke
- Gestapelte Thick-Shell Elemente

- e. Abbildung jeder einzelnen Laminat Lage durch zumindest ein Solid Element (bei einem gesamten Bauteil dann zumindest drei Elemente über die Dicke)

Diese Modellierungsarten sind in Abbildung 2-16 dargestellt. Bei Variante b und d ist es möglich, jede einzelne Lage durch ein Element zu definieren, oder das Laminat in Sub-Laminat aufzuteilen. Werden Sublaminat verwendet, werden die einzelnen Lagen durch die einzelnen Integrationspunkte des Shell oder Thick-Shell Elements definiert.

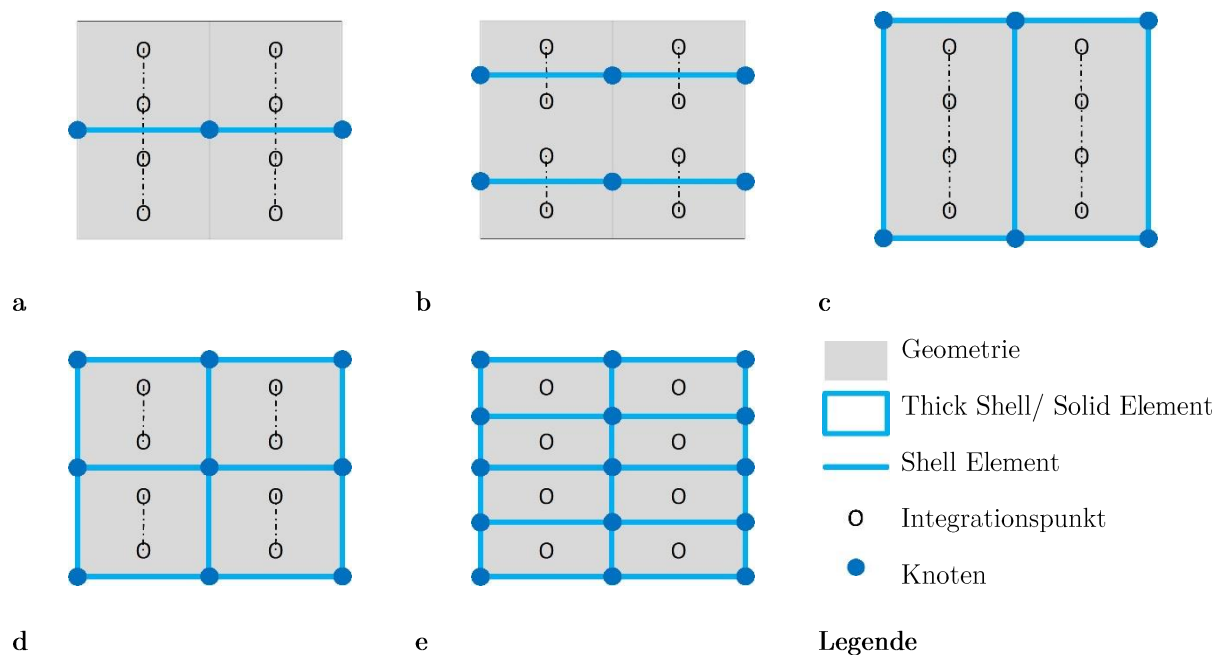


Abbildung 2-16: Übersicht Modellierungsarten **a**: Shell Elemente **b**: Multi Shell Elemente **c**: Thick Shell Elemente **d**: gestapelte Thick Shell Elemente **e**: Solid Elemente

### 2.3.2 Zeitschrittproblematik in der expliziten Berechnung

Im Rahmen dieser Arbeit sollen Modellierungsansätze untersucht werden, die auch in Gesamtfahrzeug Crashesimulationen realisiert werden können. Da hier die Rechenleistung das begrenzende Maß ist, spielt neben der Anzahl der Elemente auch der kleinste Zeitschritt im Modell eine große Rolle. Das explizite Integrationsverfahren, wie es in dieser Arbeit verwendet wird, ist nur bedingt stabil. Laut Klein [6] wird Stabilität erreicht, wenn der Zeitschritt kleiner als der kritische Zeitschritt ist. Die Theorie dieses Kapitels wurde vom LSTC Theory Manual [7] und den DYNAMORE Schulungsunterlagen [8] übernommen.

Der kritische Zeitschritt hängt dabei mit der höchsten Eigenfrequenz im Modell wie mit Formel 2.11 definiert zusammen.

$$\Delta t \leq \frac{2}{\omega} = \Delta t_{krit} \quad (2.11)$$

Dieser kritische Zeitschritt wird in LS-DYNA wie folgt berechnet:

**Shell Element:**

$$\Delta t_e = \frac{L_s}{c} \quad (2.12)$$

Wobei  $L_s$  die charakteristische Länge und  $c$  die, wie in Formel 2.13 definierte, Schallgeschwindigkeit ist.

$$c = \sqrt{\frac{E}{\rho(1-\nu^2)}} \quad (2.13)$$

Somit ergibt sich der kritische Zeitschritt für ein 4 Knoten Shell Element mit Formel 2.14.

$$\Delta t_{krit} = \frac{A_s}{c * L_{max}} \quad (2.14)$$

Hierbei ist  $A_s$  die Elementfläche und  $L_{max}$  die maximale Kantenlänge.

**Solid Element:**

Für ein Solid Element ergibt sich die Schallgeschwindigkeit nach Formel 2.15.

$$c = \sqrt{\frac{E(1-\nu)}{(1+\nu)(1+2\nu)\rho}} \quad (2.15)$$

Und somit kann auch der kritische Zeitschritt für ein Solid Element mit Formel 2.16 angegeben werden:

$$\Delta t_{krit} = \frac{V_e}{c * A_{ele,max}} \quad (2.16)$$

**Thick Shell Elemente:**

Die Schallgeschwindigkeit wird hier, wie beim Shell Element, nach Formel 2.13 berechnet und der kritische Zeitschritt dann wie beim Solid Element nach Formel 2.16.

Daraus folgt, dass der Zeitschritt direkt von der kleinsten Elementkantenlänge im Modell abhängt. Eine Rahmenbedingung dieser Arbeit ist, dass sowohl Modellierung als auch Materialmodell direkt in einer Gesamtfahrzeug Crashsimulation verwendet werden können. Derzeit bewegt sich die minimale Elementkantenlänge für

Faserverbundstrukturen in Gesamtfahrzeugsimulationen im Bereich von 4-6 mm. Werden die einzelnen Lagen eines Laminats mit Solid Elementen abgebildet, ergeben sich Elementkantenlängen von 0,2-0,4 mm. Um ressourcenschonende Berechnung im Gesamtfahrzeug zu erlauben, ist somit nur eine Diskretisierung mit Shell und Thick Shell Elementen sinnvoll.

### 2.3.3 Modellierung mit einem Shell Element

Der einfachste Ansatz eine Geometrie, wie z.B. das Hutprofil, zu diskretisieren ist mit Shell Elementen. Dabei wird idealerweise die Mittelfläche der Geometrie vernetzt und die notwendigen Material- und Querschnittseigenschaften definiert. Laut Nasdala [5] sind Shell Elemente vor allem zur Modellierung dünnwandiger Strukturen mit Biegebelastung und Verformungen in der Ebene geeignet. Der große Nachteil ist die Vernachlässigung der Spannung in Dickenrichtung, was zu Problemen bei Krafteinleitung oder dreidimensionalen Spannungszuständen führt.

Für die Definition von Laminaten mit einem Shell Element gibt es spezielle Element Formulierungen bei denen jedem Integrationspunkt in Dickenrichtung eigene Eigenschaften zugewiesen werden können. Dabei ist pro Laminat Lage mindestens ein Integrationspunkt notwendig. Für jede Lage werden dann Material, Lagenstärke und Lagenwinkel definiert. In LS-DYNA ist dies z.B. mit der Option \*PART\_COMPOSITE möglich.

Neben der Definition vom Layup ist zusätzlich die Definition der globalen Materialorientierung wichtig. Diese kann durch eine globale Orientierung in der Materialkarte selbst definiert werden, oder es besteht die Möglichkeit das Elementen-Koordinatensystem zu verwenden. Diese Materialorientierung kann in modernen Preprozessoren durch div. Möglichkeiten wie z.B. die Orientierung entlang von Bauteilkanten oder durch Vektoren definiert werden. In LS-DYNA ist es beispielhaft mit \*ELEMENT\_SHELL\_BETA möglich jedem Element einen eigenen Winkel zuzuweisen.

### 2.3.4 Der Multi Shell Ansatz

Eine detailliertere Möglichkeit Laminat zu modellieren bietet der Mehrschalen- oder auch Multi Shell Ansatz. Diese Kapitel baut auf der Arbeit von Holzapfel et al. [9] auf. Bei dieser Modellierung wird das gesamte Laminat nicht über mehrere Integrationspunkte in einem Shell Element, sondern mit mehreren Shell Elementen in Dickenrichtung definiert. Dabei gibt es die Möglichkeit jede einzelne Lage des Laminats mit einem Shell Element abzubilden, oder das Laminat in Sublaminat zu unterteilen. Die Vorteile dieses Modellierungsansatzes sind:

- Detailliertere Geometrische Abbildung

- Gutmütigeres Verhalten von Bauteilen unter Crashlast
- Abbildungsmöglichkeit von Delamination

Diesen Vorteilen stehen folgende Nachteile gegenüber.

- Aufwendigere Modellierung
- Erhöhung der Rechenzeit durch mehr Elemente
- Verbindung der einzelnen Shell Lagen zueinander notwendig

Ein Faserverbundwerkstoff Profil unter Crashbelastung von Holzapfel et al. [9] Ist in Abbildung 2-17 dargestellt.

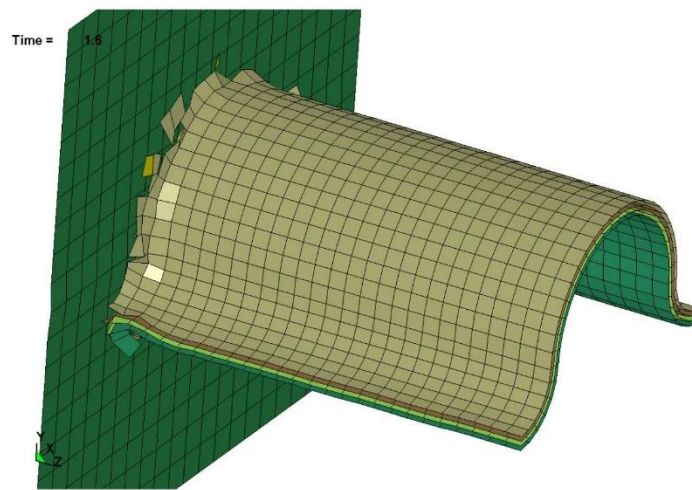


Abbildung 2-17: Modell Ansatz von Holzapfel [9]

Wichtig ist vor allem die Verbindung der einzelnen Elemente untereinander. Um auch die Verbindung von nicht deckungsgleichen Sublaminatnetzen zu realisieren, werden in dieser Arbeit Ansätze verwendet, die dies Erlauben. Diese lassen sich je nach FEM Code in folgende drei Möglichkeiten unterteilen:

1. Starrer Kontakt ohne Versagen (z.B. Klebekontakt, Tied Kontakt, usw.)
2. Starrer Kontakt mit Versagen auf Schub und Zug (z.B. Tiebreak Kontakt)
3. Kohäsive Elemente

Die erste Variante stellt dabei die einfachste Möglichkeit dar, erlaubt aber keine Abbildung von Delaminationen. Variante zwei und drei sind klassische Varianten die Delamination abzubilden und werden in Kapitel 2.4 genauer beschrieben.

### 2.3.5 Modellierung mit Thick Shells

Eine weitere Möglichkeit Lamine zu modellieren ist die Verwendung von Thick Shell Elementen bzw. auch als Kontinuumschalenelemente bezeichnet. Die Eigenschaften bzw. Vor- und Nachteile dieser Elemente werden von Nasdala [5] übernommen.

Bei Thick Shell Elementen handelt es sich um eine Kombination aus Schalen- und Kontinuumsselement. Sie weisen die gleiche Topologie wie Volumenelemente auf und besitzen ebenfalls drei Freiheitsgrade pro Knoten. Die Kinematik ist aber den der Shell Elemente gleichzusetzen. Zusammengefasst besitzen sie folgende Vorteile:

- Schalendicke wird durch Knotenposition definiert
- Einfache Verbindung zu Volumenelementen möglich
- Teilweise können Spannungen in Dickenrichtung abgebildet werden
- Gute Abbildung der transversalen Schubspannungen
- Thick Shell Elemente sind stapelbar
- Einfache schichtweise Spannungsauswertung

Thick Shell Elemente weisen aber folgende Nachteile auf:

- Normalenrichtung muss definiert werden
- Höherer Rechenaufwand als reine Shell Elemente
- Volumenelemente sind bei Kontaktproblemen vorzuziehen
- Verbindung mit Shell Elementen nicht direkt möglich

Außerdem bieten Thick Shell Elemente auch Vorteile bei der Definition von Laminen. Es ist auch möglich einem Element mehrere Lagen zuzuweisen. Wie bei der Einschalenmodellierung wird jedem Integrationspunkt eine Lage zugewiesen. Somit kann ein Laminat über ein Thick Shell Element in Dickenrichtung oder über mehrere gestapelte Elemente definiert werden. Der große Vorteil gegenüber dem Multi Shell Ansatz ist, dass ein zusätzliches Verbindungselement zwischen den einzelnen Lagen, oder den einzelnen Sublaminen entfallen kann. Die einzelnen Elemente sind direkt über die Knoten verbunden.

## 2.4 Abbildung von Delaminationen in der Simulation

Dieses Kapitel befasst sich mit der, im speziellen bei Faserverbundwerkstoffbauteilen auftretenden, Delamination und der möglichen Simulation dieses Versagens. Die Beschreibung des Schädigungsmechanismus Delamination ist inhaltlich von Schürmann [1] übernommen. Die Möglichkeiten zur Implementierung dieses Versagens in FEM Modellen wurden inhaltlich aus dem LS-DYNA Manual [10] und den DYNAMore Schulungsunterlagen von Hartmann et al. [4] übernommen.

### 2.4.1 Der Schädigungsmechanismus Delamination

Delamination, auch als Schichtentrennung bezeichnet, ist ein Schädigungsmechanismus der vor allem bei Faserverbundwerkstoffen auftritt. Dabei handelt es sich um eine Schädigung bei der die einzelnen Lagen eines Laminats durch Krafteinwirkung getrennt werden. Die Schädigung ist ähnlich wie der Zwischenfaserbruch bei der UD-Schicht auf das Versagen der Matrix zurückzuführen, tritt aber nur an der Grenzfläche zwischen den einzelnen Lagen des Laminates auf. Diese Schädigung wird durch interlaminare Kräfte, also Kräfte, die zwischen den einzelnen Lagen wirken, ausgelöst. Dabei kann zwischen Normalspannungen und Schubspannungen unterschieden werden. In Abbildung 2-18 sind die einzelnen Versagensmoden der Delamination nach Middendorf [11] dargestellt.

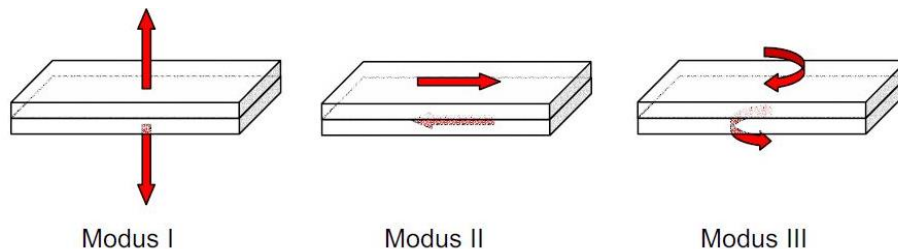


Abbildung 2-18: Versagensmoden Delamination [11]

Die senkrecht zur Grenzfläche wirkenden Normalspannungen begünstigen in Zugrichtung die Delamination und reduzieren als Druckbelastung die Anfälligkeit auf Delamination durch Schubbelastungen. Delamination ist vor allem deshalb kritisch, da sich dieser Schaden aufgrund von fehlenden Rissbegrenzungen sehr schnell und sehr großflächig ausbreiten kann. Die Detektion dieser Schädigung ist bei glasfaserverstärktem Kunststoff sehr leicht optisch realisierbar. Bei anderen Faserarten kann Delamination akustisch z.B. durch Klopfen oder durch Messverfahren wie Ultraschall und Röntgen detektiert werden. Vor allem bei dickwandigen Bauteilen, wie es auch im Rahmen dieser Arbeit betrachtet wird, tritt Delamination auf. Dies lässt sich durch den im Vergleich zu dünnwandigen Strukturen größeren Einfluss der Schubbelastung in Dickenrichtung erklären. Außerdem kann dieses Versagen durch die verhältnismäßig höheren Kräfte in Normalenrichtung und die Druckbelastung vom Laminat hervorgerufen werden.

### 2.4.2 Notwendige Modellierungsdetails

Wichtig zur Abbildung von Delaminationen ist der gewählte Modellierungsansatz. Zur Modellierung der Delamination stehen, je nach FEM Code, diverse Möglichkeiten zur Verfügung, um das Trennen von Lagen zu beschreiben. Dabei werden die einzelnen Lagen oder auch Sublamine modelliert und zwischen den Elementen Verbindungen definiert. Dies schließt somit die Modellierung des Laminats mit nur einem Shell Element in Dickenrichtung aus.



### 2.4.3 Abbildung durch Kontaktformulierung

Eine Möglichkeit Delamination zwischen den einzelnen Shell oder Thick Shell Elementen abzubilden ist mittels Kontaktformulierungen. Diese sind dann entsprechend so formuliert, dass sie nicht nur auf Druck und über Reibung Kräfte übertragen, sondern auch auf Zug und unter Schubbelastung. Die wohl einfachste Möglichkeit dieses Verhalten abzubilden ist durch eine bilineare Spannungs-Verschiebungs Kurve. Der erste Teil der Kurve verhält sich entsprechend dem Hookschen Gesetz linear elastisch. Sobald die maximale Festigkeit erreicht wird (Zug- sowie Schubbelastung) tritt eine lineare Schädigung ein. Wichtig ist dabei jedoch, dass ein Versagen unter Druckbelastung nicht auftreten kann. Beispielhaft wird auf den in dieser Arbeit verwendeten Kontakt eingegangen:

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

Dabei handelt es sich um eine Kontaktformulierung die mit diversen Optionen zur Verfügung steht. Die Einstellungen dazu werden in der Tabelle 2-6 dargestellten Karte beim Kontakt vorgenommen.

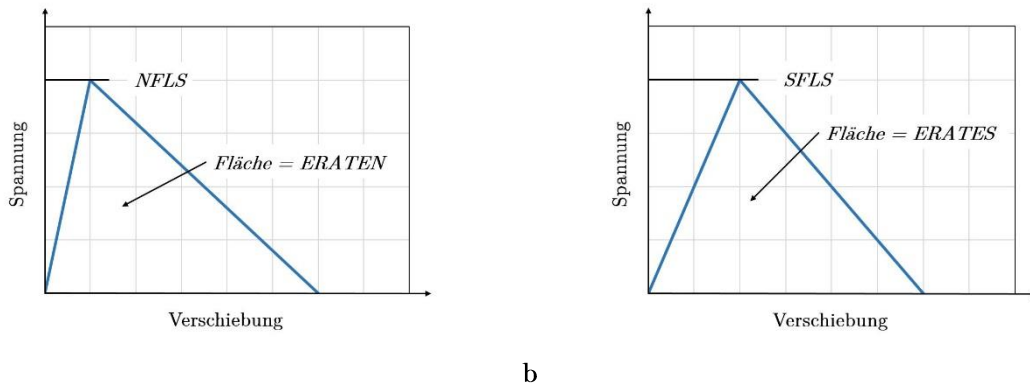
*CONTACT_XXX_TIEBREAK								
Spalte	1	2	3	4	5	6	7	8
Card 4a	OPTION	NFLS	SFLS	PARAM	ERATEN	ERATES	CT2CN	CN

Tabelle 2-4: Kontakt Card 4a

Die Variablen von Card 4a haben dabei folgende Bedeutung:

OPTION	Einstellung der Tiebreak Formulierung
NFLS	max. Festigkeit in Normalenrichtung
SFLS	max. Festigkeit in Schubrichtung
PARAM	zusätzlicher Parameter (spezielle Zusatzfunktion je gewählter OPTION)
ERATEN	Bruchenergie in Normalenrichtung
ERATES	Bruchenergie in Schubrichtung
CT2CN	Verhältnis von Tangentialsteifigkeit zu Normalsteifigkeit
CN	Normalsteifigkeit

Über die Parameter OPTION und PARAM können allgemeine Einstellungen bezüglich dem Kontaktmodell (z.B. Schädigungsmodell, Elementtyp, usw. ) vorgenommen werden. Das somit realisierbare Materialverhalten ist in Abbildung 2.19 dargestellt.



a

b

Abbildung 2-19: Materialverhalten vom TIEBREAK Kontakt mit Option 9/11 a: Normalspannung b: Schubspannung

Die Steigung der Geraden im Spannungs-Verschiebungs Diagramm unter einer Normalbelastung wird über den Parameter CN eingestellt, was somit als E-Modul angesehen werden kann. Über den Parameter CT2CN wird das Verhältnis der tangentialen zur normalen Steifigkeit angegeben, dies entspricht somit dem Verhältnis von Schubmodul zu E-Modul. Die maximale Festigkeit wird getrennt für die Zug- und die Schubbelastung mit den Parametern NFLS und SFLS definiert. Der zweite Teil der Kurve, also der Bereich der Schädigung kann mittels den jeweiligen Bruchenergien, was der jeweiligen Fläche unter der Kurve entspricht, definiert werden.

#### 2.4.4 Modellierung durch Kohäsive Elemente

Eine verbreitete Möglichkeiten Delaminationen bzw. das Trennen von Bauteilen zu modellieren ist die Verwendung von Kohäsiven Elementen. Eine weitere Anwendung neben der Modellierung von Delaminationen ist die Modellierung von Klebeverbindungen, Lötverbindungen oder Schweißnähten.

Kohäsive Elemente haben eine einfachere Ansatzfunktion als Kontinuums Elemente und beeinflussen je nach Ansatz auch bei geringen Elementkantenlängen den Zeitschritt nicht negativ. Verglichen zu Kontinuums Formulierungen weisen Kohäsive Elemente nur Steifigkeiten in Normalen Richtung (33-Richtung) und in Schub Dickenrichtung (13- und 23- Richtung) auf. Außerdem wird bei der Berechnung des relevanten Zeitschrittes, ähnlich wie bei Feder Elementen die Masse der Knoten berücksichtigt. Da die Kohäsiv Elemente im Normalfall mit Klebeflanschen bzw. im Rahmen dieser Arbeit mit CFK Einzellagen verbunden sind, werden zu der Masse vom Kohäsiv Element die Massen der Verbindungspartner addiert. Dadurch ist der kritische Zeitschritt vom Kohäsiven Element im Normalfall größer als Derjenige der Flanschelemente. Hierbei wird oft wie bereits in Kapitel 2.4.3 erwähnt, ein sehr einfaches Spannungs-Verschiebungs Materialgesetz verwendet. Vorteile von Kohäsiven Elementen im Vergleich zu Kontaktformulierungen sind vor allem die umfangreicheren Möglichkeiten im

Postprozessing und die meist detaillierteren Materialmodelle. Der größte Nachteil ist hauptsächlich ein zusätzlicher Aufwand bei der Modellbildung.

Auf die Details des im Rahmen dieser Arbeit verwendete Materialmodells \*MAT\_ARUP\_ADHESIVE wird etwas genauer eingegangen. Dieses Materialmodell wurde entwickelt um Klebeverbindungen zu modellieren und ist für Solid Elemente implementiert. Als Standardeinstellung wird davon ausgegangen, dass die geringste Elementkantenlänge der Dickenrichtung der Dicke der Klebstoffschicht entspricht. In Tabelle 2-7 sind die notwendigen Karten mit den relevanten Parametern dargestellt. Zur Beschreibung des elastischen Verhaltens sind der E-Modul und die Querdehnzahl notwendig.

*MAT_ARUP_ADHESIVE								
Spalte	1	2	3	4	5	6	7	8
Card 1	MID	RO	E	PR	TENMAX	GCTEN	SHRMAX	GCSHR
Card 2	PWRT	PWRS	SHRP	SHT_SL	EDOT0	EDOT2	THKDIR	EXTRA

Tabelle 2-5: Materialkarte \*MAT\_ARUP\_ADHESIVE

Die wichtigsten Parameter sind wie folgt definiert:

MID	Materialidentifikationsnummer
RO	Dichte
E	Elastizitätsmodul
PR	Querdehnzahl
TENMAX	maximale Zugfestigkeit in 3 Richtung
GCTEN	Bruchenergie auf Zug
SHRMAX	maximale Schubfestigkeit
GCSHR	Bruchenergie unter Schubbelastung
PWRT	Exponent vom Zuganteil
PWRS	Exponent vom Schubanteil

Dieses Materialmodell weist in der Standardeinstellung einen quadratischen Übergang von reinem Schub- auf reines Zugversagen auf. Dieser wird durch die Exponenten (PWRT und PWRS) definiert und ist in Formel 2.17 beschrieben.

$$\left(\frac{\sigma}{\sigma_{max}}\right)^{PWRT} + \left(\frac{\tau}{\tau_{max} - SHT\_SL * \sigma}\right)^{PWRS} = 1 \quad (2.17)$$

Dieser Zusammenhang ist in Abbildung 2-20 dargestellt.

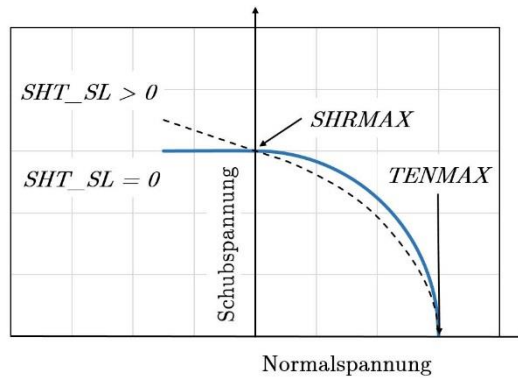


Abbildung 2-20: Interaktion von Normal- und Schubspannung der \*MAT\_ARUP\_ADHESIVE

Betrachtet man die reine Zugbelastung, ist ein bilineares Spannungs-Verschiebungs Gesetz hinterlegt. Dabei wird die maximale Spannung bei einer Zugbelastung in Normalenrichtung durch den Parameter TENMAX definiert. Ab diesem Punkt beginnt die lineare Schädigung des Materials. Bei der Fläche unter der Kurve handelt es sich um die Bruchenergie GCTEN. Für die Schubbelastung ist ein trilineares Spannungs-Verschiebungs Gesetz hinterlegt. Der horizontale Teil der Kurve bei der maximalen Schubspannung SHRMAX wird als Schubplateau bezeichnet und ist über den Parameter SHRP definiert. Die Fläche unter der Kurve ist in diesem Fall die Bruchenergie unter reiner Schubbelastung und wird über GCSHR definiert. Dieses Schubplateau ist wegen der homogenen Belastung unter Schub in vielen Versuchen erkennbar und kann bei diesem Materialmodell optional definiert werden. Wird dies nicht definiert, kommt es ebenfalls zu einem bilinearen Verhalten.

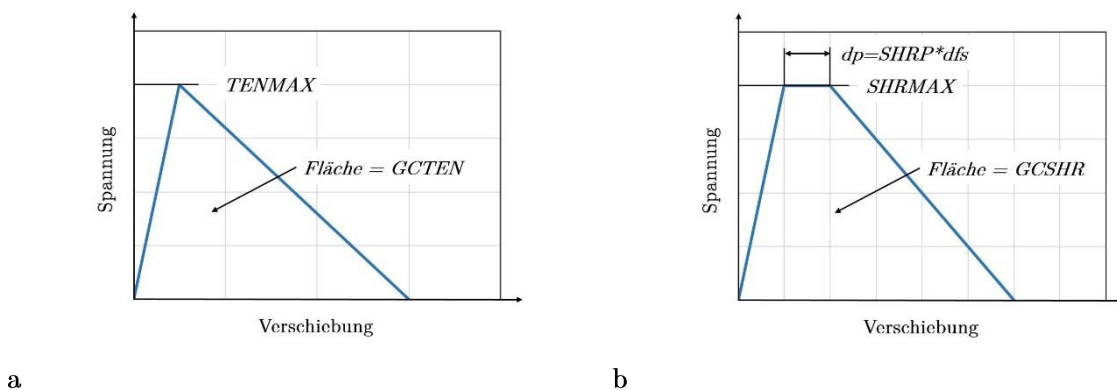


Abbildung 2-21: Materialverhalten der \*MAT\_ARUP\_ADHESIVE a: Normalspannung b: Schubspannung

## 3 CFK HUTPROFIL

Wie bereits zu Beginn der Arbeit erwähnt, wird das Bruchverhalten eines CFK Hutprofils unter Crashbelastung untersucht. Im Rahmen dieses Kapitels wird der in der CFK Serienfertigung verwendete RTM Fertigungsprozess genauer beschrieben. Daraufhin werden in Kapitel 3.2 die relevanten Lastfälle untersucht. Aufbauend darauf werden CFK Strukturen die in der Serienfertigung von Kraftfahrzeugen eingesetzt werden analysiert. Das im Rahmen dieser Arbeit betrachtete Hutprofil wird in Kapitel 3.4 genauer beschrieben und abschließend wird auf die auftretenden Versagensmechanismen an diesem Hutprofil eingegangen.

### 3.1 RTM Fertigung

Das Resin Transfer Moulding oder kurz RTM ist ein Fertigungsverfahren das zur Serienproduktion von Faserverbundbauteilen eingesetzt wird. Im Rahmen von diesem Kapitel wird kurz allgemein auf dieses spezielle Fertigungsverfahren eingegangen. Der allgemeine Teil ist inhaltlich angelehnt an die R&G Wiki [12] und das Skriptum von Prof. Ermanni [13].

Das RTM Verfahren zählt zu dem sogenannten Liquid Composite Moulding, also dem LCM-Verfahren. Diese können grundsätzlich in folgende Verfahren unterteilt werden:

- „Vacuum assisted Resin Infusion“: Eine Seite des Werkzeugs ist eine massive Form und die andere eine Folie. Das Harz wird unter Vakuum injiziert.
- „Liquid Resin Infusion“ oder auch „Nasspressen“: Die Trockenfasern werden mit Harz bedeckt und dann durch Druck in einem Werkzeug verpresst.
- „Closed Mould Injection“: Die Urform des RTM Verfahrens, bei der trockene Fasern, die sich in einem geschlossenem Werkzeug befinden mit Harz umspült werden.
- „Heated RTM“: Um die Infusionierbarkeit zu erhöhen werden Harz und Werkzeug erwärmt.
- „Injection Compression“ (auch als „Spaltinjektion“ bezeichnet): Das Werkzeug ist bei der Harzinjektion zur leichteren Infusion etwas geöffnet und wird zum Ende der Infusion mit einer Presse geschlossen

Dabei gibt es aber auch Kombinationen der Verfahren bzw. noch weitere Unterteilungen, wie z.B. die weitere Unterscheidung der Verfahren durch den Betriebsdruck. Bezieht man die Verarbeitung des Textils in den Prozess mit ein, kann das Verfahren in folgende Prozessschritte unterteilt werden:

1. Zuschnitt und Stapeln (Stacking) der einzelnen Textillagen

2. Vorformen (Preformen) der einzelnen Lagen unter Temperatur
3. Einlegen der Preforms in das Werkzeug
4. Harzinjektion
5. Aushärten des Bauteils
6. Entformen des Bauteils

Nachfolgend ist in Abbildung 3-1 das Prinzip des Verfahrens dargestellt:

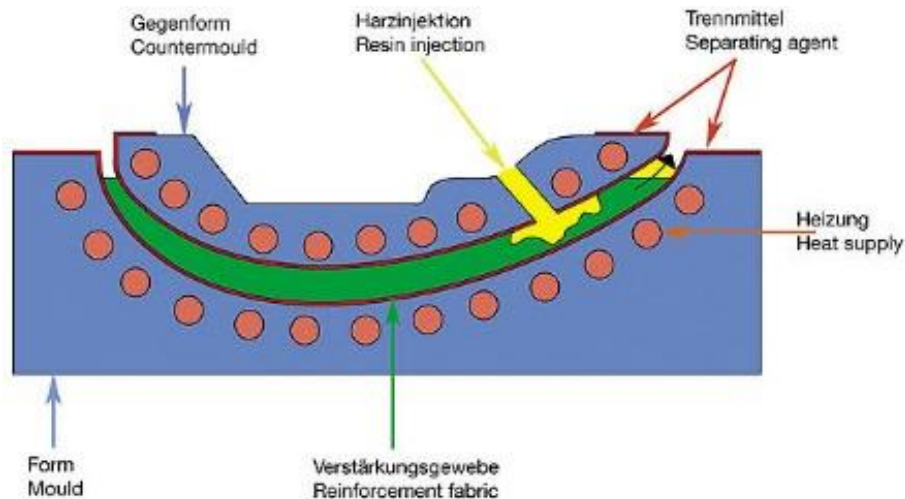


Abbildung 3-1: Prinzip RTM Verfahren [12]

Das meist beheizte, im einfachsten Fall zweiteilige, Werkzeug ist zur Trennung vom Bauteil mit einem Trennmittel behandelt. In Abbildung 3-5 ist die Injektion vom Harz bei bereits geschlossenem Werkzeug und eingelegter Preform dargestellt.

Dieses Verfahren findet bereits große Verwendung in der automobilen Serienfertigung, dem Maschinenbau und auch in der Luft- und Raumfahrt. Die Vorteile dieses Verfahrens sind:

- Kurze erreichbare Taktzeiten
- Gute Automatisierbarkeit
- Abbildbarkeit komplexer Strukturen
- Beidseitig gute Oberflächeneigenschaften

Diese Vorteile sind der Grund für die große Verbreitung in der Serienfertigung. Dabei sind jedoch auch noch ein paar Nachteile zu nennen:

- Hohe Investitionskosten (Werkzeug, Presse, RTM-Anlage, usw.)
- Komplizierte Prozessführung
- Qualität der Bauteile etwas geringer, als bei klassischen Autoklav Bauteilen (Verschwemmungen, Porosität, usw.)

Im Rahmen dieser Arbeit wurden die Probenteile (Platten und Hutprofile) mit dem sogenannten Hochdruck RTM-Verfahren mit beheizten Werkzeugen unter Anwendung der Spaltinjektion gefertigt. Auf die interessanten Prozessparameter bei der Probekörperfertigung wird in Kapitel 3.4 genauer eingegangen.

## 3.2 Analyse der Lastfälle

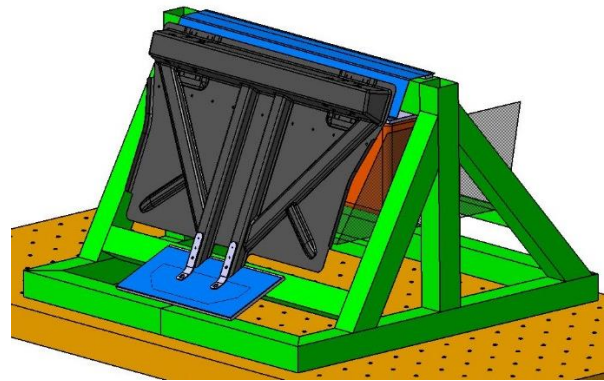
Bauteile aus Faserverbundwerkstoffen werden in der Automobilindustrie einerseits als optisches Verkleidungsbauteil, als aerodynamisches Bauteil oder als sicherheitsrelevantes Strukturbauteil eingesetzt. Um Lastfälle die in dieser Arbeit betrachtet werden sollen abzugrenzen, sind vor allem die Strukturbauteile aus CFK interessant.

Faserverbundbauteile werden für Crash Elemente sowohl im Motorsport als auch für Sportwagen eingesetzt. Beispiele dafür sind z.B. die Frontpartien in der Formel 1 oder die Crash Elemente des Supersportwagen Mercedes SLR McLaren [14]. Diese Strukturbauteile werden vor allem durch das sogenannte progressive End-Crushing, also eine kontinuierliche Druckbelastung auf die Randzone vom Laminat belastet. Obwohl die Energieaufnahme sehr groß sein kann, wird CFK selten für derartige Strukturen in der automobilen Serienfertigung verwendet.

Der Werkstoff CFK wird im Automobilbau oft für die Fahrgastzelle also den Überlebensraum der Passagiere verwendet. Sehr verbreitet sind die Monocoque Bauweise wie z.B. beim Porsche 918 Spyder [15] oder aber auch die differenzielle Bauweise der BMW i-Modelle [16]. Unabhängig von der Bauweise sind die Belastungen dieser Fahrgastzellen sehr ähnlich. Die Energie bei Front- oder Heckcrash wird Großteiles durch Hilfsrahmen abgebaut und die auftretenden Kräfte werden in die steife Fahrgastzelle eingeleitet (vgl. Fischer [17]). Interessant ist jedoch der Seitencrash, da hier die Kräfte direkt in den Schweller bzw. die B-Säule der Sicherheitszelle eingeleitet werden. Hierbei kommt es zu einer kombinierten Belastung einerseits aus Biegung und andererseits aus Penetrationen die vergleichbar mit lokalem Crushing sind. In Abbildung 3-2a ist ein IIHS Seitencrash eines PKW dargestellt bei der eine Biegebelastung auf B-Säule und Schweller resultiert. Die Lasteinleitung erfolgt dabei durch die Barriere eher großflächig, was mit einer 4 Punkt Biegung vergleichbar ist. Ein ähnlicher Belastungsfall tritt z.B. auch bei einem Konzept der Mubea Carbo Tech GmbH für einen PKW Rücksitz der in Abbildung 3-2b dargestellt ist auf. Die Impaktoren die Ladegut eines PKW nachstellen sollen, treffen im ersten Schritt mit einer Kante des Würfels und anschließend mit einer gesamten Fläche auf den Rücksitz auf. Diese flächige Last lässt sich ebenfalls sehr gut mit einer 4 Punkt Biegung beschreiben.



a



b

Abbildung 3-2: Relevante Lastfälle a: B-Säule im IIHS Sidecrash [18] b: Luggage Retention ECE R17

Dadurch kann man erkennen, dass ein großer Teil der Belastungen in der Automobilen Serie eine Kombination aus einer Biegebelastung sowie lokalen Penetrationen ist. Im Rahmen dieser Arbeit wird somit das Hauptaugenmerk auf eine 4 Punkt Biegebelastung gelegt.

### 3.3 Vergleichbare Strukturen im Kraftfahrzeug

Einführend werden in diesem Kapitel Kraftfahrzeug Strukturbauteile aus Faserverbundwerkstoffen die sich noch in der Entwicklung befinden oder bereits in Serie gefertigt werden, analysiert. Ausgehend von Metallstrukturen ist das U-Profil oder auch das Hutprofil weit verbreitet. Dies liegt, unabhängig vom Werkstoff, vor allem daran, dass derartige Strukturen aus zweidimensionalem Grundmaterial wie z.B. einem Stahlblech oder einem Kohlenstofffasergewebe einfach hergestellt werden können. Ein klassisches Beispiel dafür ist die Hybrid B-Säule der Mubea Carbo Tech GmbH. Wie in Abbildung 3-3 zu sehen ist, wird eine TRB B-Säule mit einem U-Profil aus CFK verstärkt.



Abbildung 3-3: Hybrid B-Säule [19]



Andererseits werden derartige Strukturen auch in reinen CFK Bauteilen wie z.B. der Hutprofil Querschnitt bei dem in Abbildung 3-4 dargestellten PKW Rücksitz verwendet.

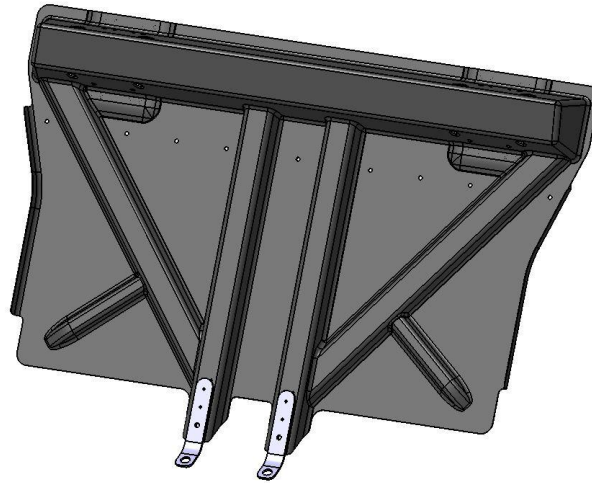


Abbildung 3-4: CFK Fahrzeug Rücksitz

Vor allem die Karosseriebauweise des 7er BMW, der in Großserie produziert wird, ist für diese Betrachtung interessant. Hierbei handelt es sich um eine Mischbauweise aus Stahl und CFK. Einerseits werden CFK Bauteile zur Verstärkung auf die Stahlkarosserie z.B. im Mitteltunnel oder auch der B-Säule geklebt um hybride Bauteile zu schaffen. Andererseits werden Hut- und Hohlprofile im Bereich der Dach Quer- und Längsträger sowie im Schweller verwendet. In Abbildung 3-5 ist die Karosserie der 7er Baureihe von BMW dargestellt.

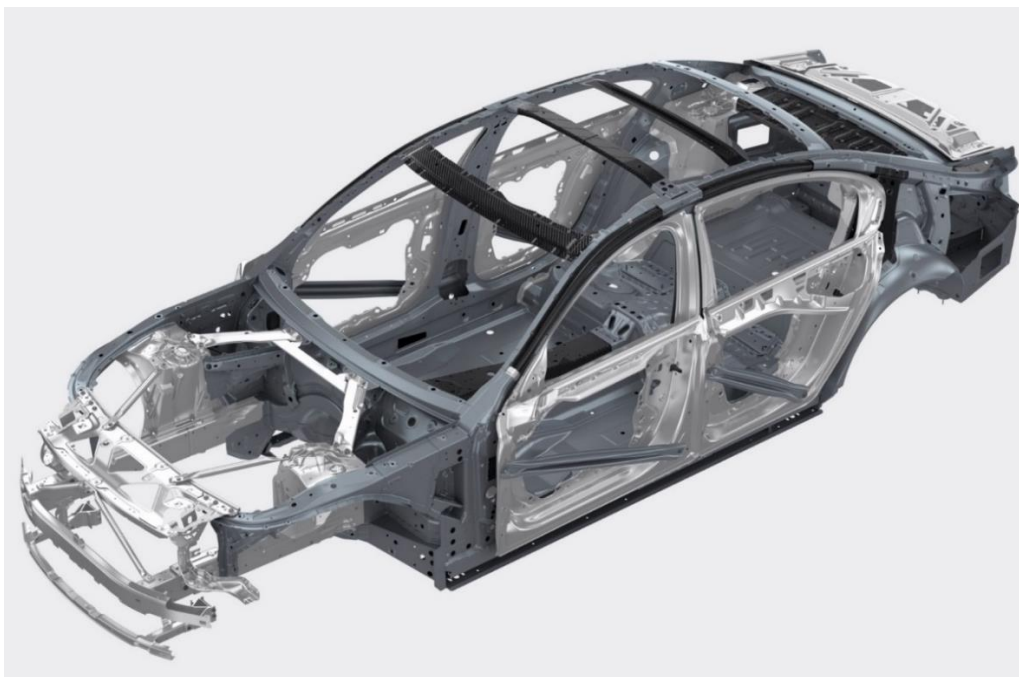


Abbildung 3-5: Karosserie 7er BMW [20]

Im Vergleich dazu gibt es bei dem in Serie produzierten Monocoque vom Fahrzeughersteller McLaren deutliche Unterschiede. Wie der Name Monocoque bereits zum Ausdruck bringt, handelt es sich um eine sehr integrale Karosseriebauweise, bei der nur sehr wenige Fügestellen vorhanden sind. Bei dieser Bauweise treten vor allem monolithische Bereiche, Sandwich-Lamine und Hohlstrukturen auf. Dies bedeutet, dass die Fertigung aufwendiger wird und somit auch die Stückzahl bei diesem Konzept stärker beschränkt ist. In Abbildung 3-6 ist dieses Monocoque dargestellt.

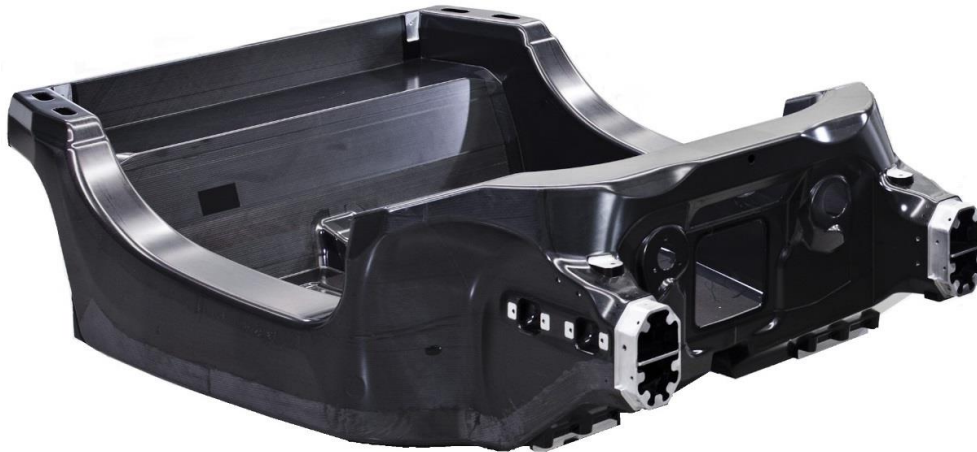


Abbildung 3-6: Monocoque McLaren (modifiziert übernommen von [21])

Zusammenfassend treten somit in der automobilen Serienfertigung von CFK vor allem monolithische Strukturen mit U-Querschnitt, als Hohlstruktur oder als Hutprofil auf. Aufgrund der einfacheren Fertigung und somit auch dem breiteren Einsatz von Hutprofil Querschnitten in der Großserienfertigung wird im Rahmen dieser Arbeit das Hutprofil als relevantes Bauteil betrachtet.

### 3.4 Das betrachtete HD-RTM Hutprofil

Auf Basis der Erkenntnisse aus Kapitel 3.2 und 3.3 wird im Rahmen dieser Arbeit somit ein Hutprofil unter einer 4 Punkt Biegebelastung untersucht. Dabei lag das Augenmerk auf einer einfachen und kostengünstigen Fertigung mittels dem Hochdruck RTM Verfahren. Im Vergleich zu einem Hohlprofil ist die Fertigung eines Hutprofils aus Faserverbundwerkstoff mit zweidimensionalen Textil deutlich einfacher und reproduzierbarer. Dies lässt sich vor allem durch die einfachere Werkzeuggeometrie, bei der kein Kerneinsatz notwendig ist, erklären. Außerdem können die Preforms eines Hutprofils durch die abwickelbare Geometrie ohne Überlappungen hergestellt werden. Dabei muss jedoch in Kauf genommen werden, dass es bei einem offenen Profil durch eine Biegebelastung zu erhöhten Verformungen kommen kann. Dieser Nachteil wird durch eine speziell entwickelte Prüfvorrichtung kompensiert. In Abbildung 3-7 sind die

## CFK Hutprofil

Querschnitte vom 4 mm und 8 mm dicken Hutprofil mit einer jeweiligen Länge von 460 mm dargestellt.

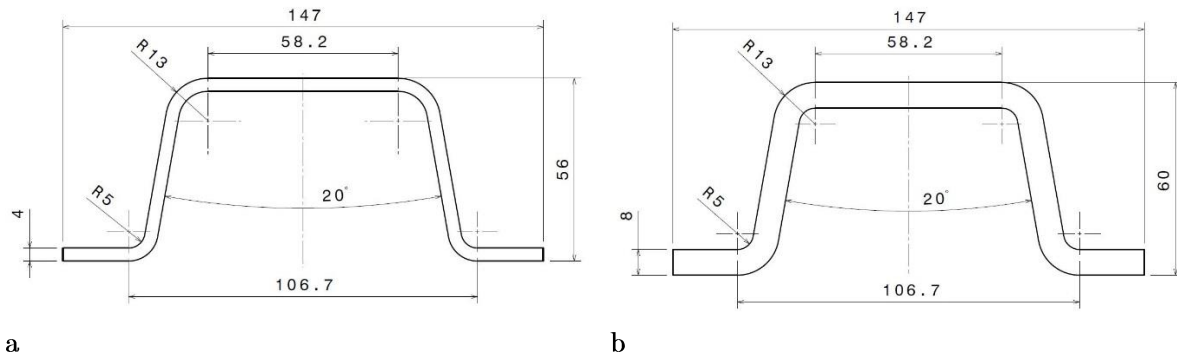


Abbildung 3-7: Querschnitt der betrachteten Hutprofile **a**: 4mm **b**: 8mm

Im Rahmen dieser Arbeit wurden ein quasiisotropes Layup und ein Layup mit 71% UD Anteil in Längsrichtung und 29% in  $\pm 45^\circ$  Richtung mit je 4 und 8 mm Dicke untersucht. Das QI Layup wurde gewählt, weil es, wie der Name schon sagt durch das nahezu isotrope Verhalten in der Ebene für Bauteile mit unterschiedlichen Belastungsrichtungen interessant ist. Das  $0^\circ$  UD dominante Layup findet vor allem Anwendung bei biegebelasteten Bauteilen und wurde deshalb ebenfalls analysiert. Diese Layups sind in nachfolgenden Tabellen dargestellt.

Lage	Material	Orientierung	Wandstärke
1	UD	$-45^\circ$	0,2857 mm
2	UD	$45^\circ$	0,2857 mm
3	UD	$0^\circ$	0,2857 mm
4	UD	$90^\circ$	0,2857 mm
5	UD	$-45^\circ$	0,2857 mm
6	UD	$45^\circ$	0,2857 mm
7	UD	$0^\circ/90^\circ$	0,2857 mm
<i>symmetrisch</i>			
<b>Summe:</b>			<b>4 mm</b>

Tabelle 3-1: Layup Hutprofil 4 mm quasi-isotrop

Lage	Material	Orientierung	Wandstärke
1	UD	$-45^\circ$	0,2857 mm
2	UD	$45^\circ$	0,2857 mm
3-7	UD	$0^\circ$	0,2857 mm
<i>symmetrisch</i>			
<b>Summe:</b>			<b>4 mm</b>

Tabelle 3-2: Layup Hutprofil 4 mm mit 71%  $0^\circ$  und 29%  $\pm 45^\circ$

Lage	Material	Orientierung	Wandstärke
1	UD	-45°	0,2857 mm
2	UD	45°	0,2857 mm
3	UD	0°	0,2857 mm
4	UD	90°	0,2857 mm
5	UD	-45°	0,2857 mm
6	UD	45°	0,2857 mm
7	UD	0°	0,2857 mm
8	UD	90°	0,2857 mm
9	UD	-45°	0,2857 mm
10	UD	45°	0,2857 mm
11	UD	0°	0,2857 mm
12	UD	90°	0,2857 mm
13	UD	-45°	0,2857 mm
14	UD	0°/90°	0,2857 mm
<i>symmetrisch</i>			
<b>Summe:</b>			<b>8 mm</b>

Tabelle 3-3: Layup Hutprofil 8 mm quasi-isotrop

Lage	Material	Orientierung	Wandstärke
1	UD	-45°	0,2857 mm
2	UD	45°	0,2857 mm
3-9	UD	0°	0,2857 mm
10	UD	-45°	0,2857 mm
11	UD	45°	0,2857 mm
12-14	UD	0°	0,2857 mm
<i>symmetrisch</i>			
<b>Summe:</b>			<b>8 mm</b>

Tabelle 3-4: Layup Hutprofil 8 mm mit 71% 0° und 29% ±45°

Die einzelnen Plys der Probekörper werden bei der Herstellung automatisch geschnitten und dann manuell im Ofen unter Vakuum pregeformt. Danach werden die Preforms in das isotherm beheizte RTM Werkzeug gelegt und das Harz injiziert. Das Werkzeug ist im Prozess auf 80°C beheizt. Das verwendete Werkzeug ist in Abbildung 3-8 dargestellt. Dabei ist zu erkennen, dass es sich um ein zweiteiliges Werkzeug handelt, bei dem sowohl die Injektion vom Harz sowie der Vakuumanchluss am Oberwerkzeug angebracht ist. Über unterschiedliche Einsätze können sowohl Platten als auch Hutprofile gefertigt werden. Über Abstandsplatten am Unterwerkzeug kann die Probendicke eingestellt werden.

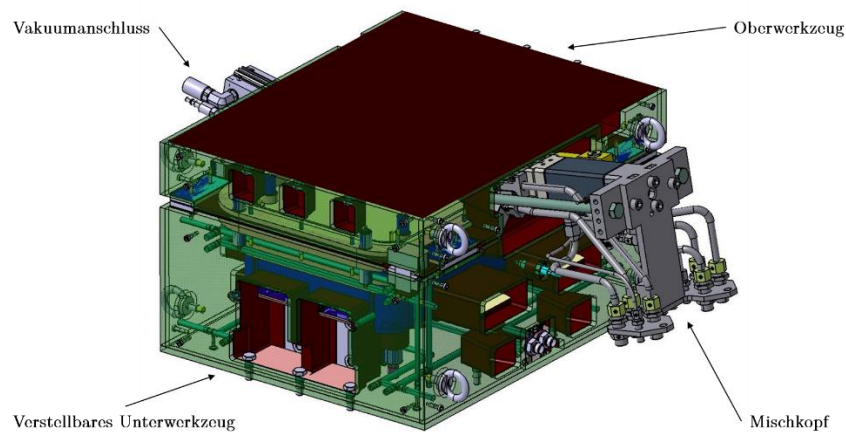


Abbildung 3-8: Hochdruck RTM Werkzeug

Ein beispielhafter Verlauf vom Innendruck im Werkzeug ist in Abbildung 3-9 dargestellt. Dabei wird im Bereich a die definierte Harzmenge injiziert und im Bereich b das Werkzeug bis auf die finale Wandstärke geschlossen. Daraufhin härtet das Bauteil im Bereich c der Kurve aus, was zu einem Rückgang vom maximalen Druck führt. Schließlich wird das Bauteil entformt, was an einem plötzlichen Druckabfall erkennbar ist.

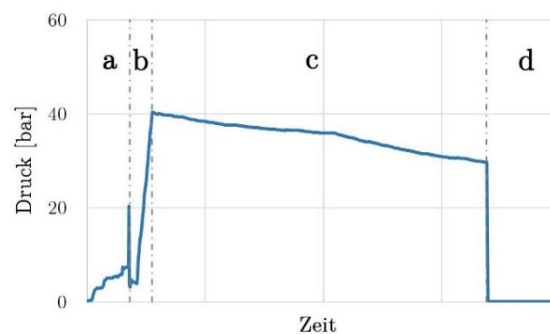


Abbildung 3-9: Werkzeuginnendruck über Zeit beim Hochdruck RTM Verfahren

Nach dem Entformen des Bauteils wird es, wie in Abbildung 3-10 dargestellt, getempert und anschließend auf Endgeometrie gefräst.

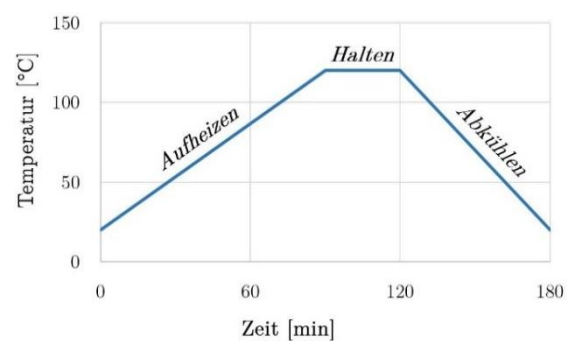


Abbildung 3-10: Temperzyklus

### 3.5 Versagensanalyse des Hutprofils

Um eine passende Materialkarte bzw. eine entsprechende Modellierungsart für die 4 Punkt Biegung des CFK Hutprofils auszuwählen, wurde zu Beginn der Arbeit eine Analyse des Versagens durchgeführt. In Abbildung 3-11 ist beispielhaft ein 8 mm Hutprofil mit einem  $0^\circ$  UD dominanten Layup nach dem zerstörenden Versuch dargestellt. Hier ist bereits gut zu erkennen, dass es zu einem sehr komplexen Versagen mit unterschiedlichen Schädigungsmechanismen kommt.

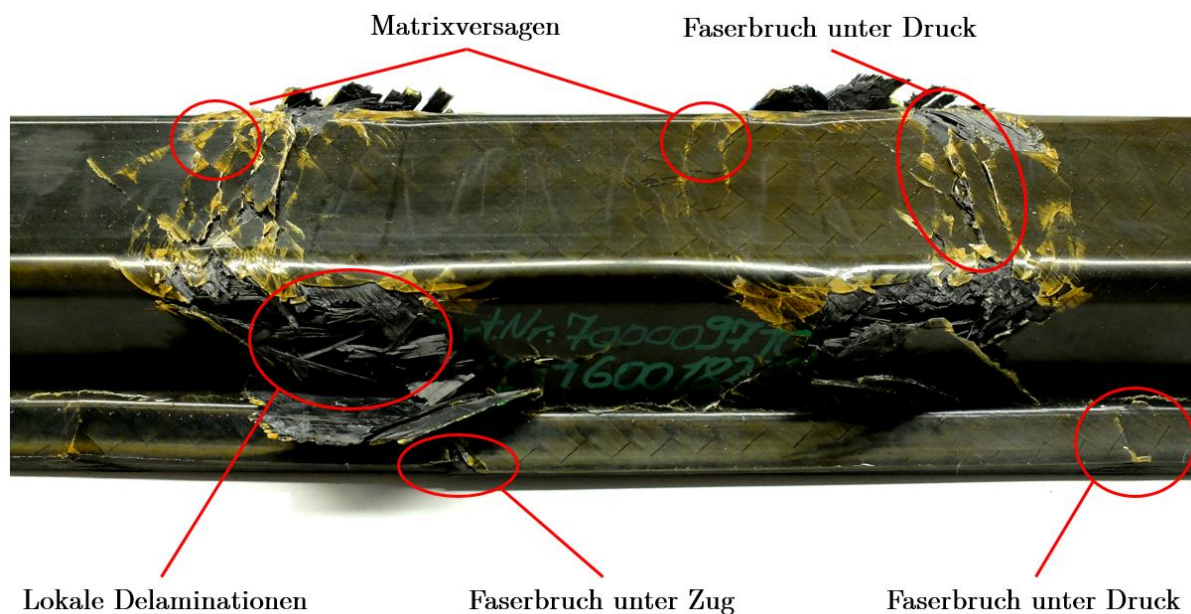


Abbildung 3-11: Schadensanalyse Hutprofil

Im oberen Bereich des Hutprofils in der Kontaktzone mit den Druckstempeln ist lokales Matrixversagen sowie Faserbruch, der durch die Druckbelastungen entsteht, erkennbar. In den Seitenflanken des Hutprofils, sowie im Bereich der Druckstempel, sind lokale Delaminationen zu erkennen. Diese sind nicht ursächlich für das primäre Versagen, sondern beeinflussen hauptsächlich das Nachbruchverhalten. Am unteren Flansch vom Hutprofil kommt es teilweise zu Faserbruch unter Zugbelastung. Diese Bereiche sind jedoch deutlich kleiner, als die Bereiche, in denen Faserbruch unter Druckbelastung auftritt. Im Bereich der Auflager kommt es ebenfalls zu Faserbruch unter Druckbelastung.

Zusammenfassend spielt für das erste Versagen der Struktur das Matrixversagen im Bereich der Druckstempel bzw. daraufhin auch der Faserbruch unter Druckbelastung eine große Rolle. Dies lässt sich durch die großen Bereiche in denen dieses Versagen auftritt begründen. Die lokalen Delaminationen, sowie der Faserbruch unter Zugbelastung, kommen erst im Nachbruchbereich zum Tragen. Deren Einfluss kann aber als geringer eingeschätzt werden.

## 4 ERSTELLUNG DER MATERIALKARTE

Einer der wichtigsten Punkte bei der FEM Berechnung von Faserverbundwerkstoffen ist die Erstellung einer Materialkarte. Im Rahmen dieses Kapitels, wird die im Rahmen dieser Arbeit angewandte Methode zur Ermittlung der notwendigen Parameter für die in Kapitel 2.2 vorgestellten Materialkarte beschrieben. Zu allererst ist die Ermittlung der Parameter zur Beschreibung der transversalen Isotropie notwendig. Darauf aufbauend müssen die relevanten Festigkeiten und die Parameter zur Definition des Nachbruchverhaltens ermittelt werden.

In Kapitel 4.1 werden die, in der Praxis angewandten, Methoden zur Ermittlung dieser Werte diskutiert und als Basis für eine weiterentwickelte Methode herangezogen. Die zur Ermittlung der Kennwerte für das elastische Verhalten und der Festigkeiten verwendeten Couponversuche werden in Kapitel 4.2 beschrieben. Darauf aufbauend wird die Anpassung der Materialkarte und vor allem die Ermittlung der Kennwerte zur Beschreibung des Nachbruchverhaltens in Kapitel 4.3 beschrieben.

### 4.1 Methode zur Erstellung von CFK Materialkarten

Als Basis für die Methode der Materialkartenerstellung wurde das Vorgehen in vergleichbaren Arbeiten betrachtet. Dabei sind vor allem die Arbeiten von Huß [22], Ellersdorfer [23] und Mildner [24] interessant. In weiterer Folge wird eine eigene Methode zur Erstellung der Materialkarte erarbeitet und genauer beschrieben.

#### 4.1.1 In der Praxis verwendete Vorgehen

Aufgrund des einfachen Ansatzes wird zu Beginn die Methode zur Erstellung von Materialkarten von Huß [22], die innerhalb der Mubea KG durchgeführt wurde, betrachtet. Das Hauptaugenmerk bei dieser Arbeit lag auf der Betrachtung von Couponversuchen unter Zug-, Druck- und Schubbelastung. Zusätzlich wurde zur Erstellung der Materialkarte ein 4 Punkt Biegeversuch an reinen UD Proben herangezogen. Die grundlegenden Materialwerte zur Beschreibung des elastischen Verhaltens und der Festigkeiten wurden dabei optimiert, um mit den Kraft-Weg Verläufen der Couponversuche möglichst gut übereinzustimmen. In Summe führte diese Methode jedoch zu einer großen Abweichung zwischen Versuch und Simulation am CFK Hutprofil. Diese Abweichung lässt sich teilweise dadurch erklären, dass die Druckfestigkeiten aus Couponversuchen wegen dem Ausknicken der Probe nur sehr schwer bestimmt werden können. Außerdem wurden bei den Couponversuchen und dem Biegeversuch keine multiaxialen Lamine betrachtet. Der größte Nachteil dieser Methode liegt wohl darin, dass bei so gut wie keinem der durchgeführten Versuche das

Nachbruchverhalten erkennbar war. Somit gestaltet sich die Optimierungsmöglichkeit des Nachbruchverhaltens auf Basis von Couponversuchen schwierig.

Im Gegensatz dazu steht die Arbeit von Ellersdorfer [23]. Im Rahmen dieser Arbeit standen nur Couponversuche von einem ähnlichen Material zur Verfügung. Diese Kennwerte zur Beschreibung des elastischen Verhaltens sowie der Festigkeiten wurden als Ausgangsbasis für die Erstellung der Materialkarte herangezogen. Die Anfangsparameter zur Beschreibung des Nachbruchverhaltens wurden durch Empfehlungen von Experten übernommen. In einem weiteren Schritt wurden Zugversuche, dynamische 3 Punkt Biegeversuche und dynamische Kugelschlagversuche durchgeführt. Als Proben wurden jeweils Lamine mit  $0^\circ$  und  $90^\circ$  ausgerichteten UD verwendet. Die Kennwerte der Zugversuche wurden als Basis der elastischen Eigenschaften verwendet und wurden dann durch dynamische Biegeversuche angepasst. In einem weiteren Schritt wurde das Nachbruchverhalten der Materialkarte mithilfe von Kugelschlagversuchen angepasst. Diese Materialkarte wurde anschließend an CFK Hybridfelgen validiert und zeigte eine gute Übereinstimmung zwischen Versuch und Simulation. Nachteilig bei diesem Vorgehen ist, dass keine Couponversuche vom gleichen Material zur Erstellung der Materialkarte verwendet wurden. Außerdem ist ein hoher Aufwand durch dynamische Versuche und das nachträgliche Anpassen der Parameter notwendig.

Im Rahmen der Arbeit von Mildner [24] wurde das Crashverhalten hybrider Bauteilstrukturen untersucht. Ein großer Teil der Arbeit befasste sich aber vor allem mit der Modellierung von Faserverbundwerkstoffen in Gesamtfahrzeugmodellen. Die dabei erstmals entwickelten Materialmodelle \*MAT\_261 und \*MAT\_262 sind unabhängig von der Elementgröße und bieten den Vorteil, dass die notwendigen Bruchenergien direkt aus einfachen Couponversuchen übernommen werden können. Dafür ist jedoch die Bestimmung der Steifigkeiten, Festigkeiten, Dehnungen und der Energiefreisetzungsraten nötig. Um die Nachbruchparameter für \*MAT\_054 und \*MAT\_058 zu ermitteln, wurden die Simulationen solange anhand von experimentellen Ergebnissen validiert, bis eine gute Übereinstimmung erzielt wurde. Dabei wurden an diversen Laminaten Couponversuche, Biegeversuche und Versuche an Hutprofilen durchgeführt. Es konnten in Summe sehr gute Übereinstimmungen zwischen Versuch und Simulation erreicht werden. Auch bei diesem Vorgehen musste ein großer Umfang an Versuchen durchgeführt werden um die notwendigen Parameter zu ermitteln.

#### **4.1.2 Optimierte Methode zur Erstellung einer CFK Materialkarte**

Aufbauend auf den in Kapitel 4.1.1 betrachteten Arbeiten, wird in diesem Kapitel eine Methode zur Ermittlung der notwendigen Parameter einer CFK Materialkarte erarbeitet. Folgende Ziele wurden definiert:



- Geringer experimenteller Aufwand
- Reduzierung des Anpassungsaufwands für das Nachbruchverhalten
- Direkte Ermittlung von Steifigkeiten und Festigkeiten aus Couponversuchen
- Übereinstimmung mit Couponversuchen, Biegeversuchen und 4 Punkt Biege Versuch am Hutprofil

Unter Beachtung dieser Ziele wurde die in Abbildung 4-1 als Flussdiagramm dargestellte Methode zur Erstellung der Materialkarte entwickelt.

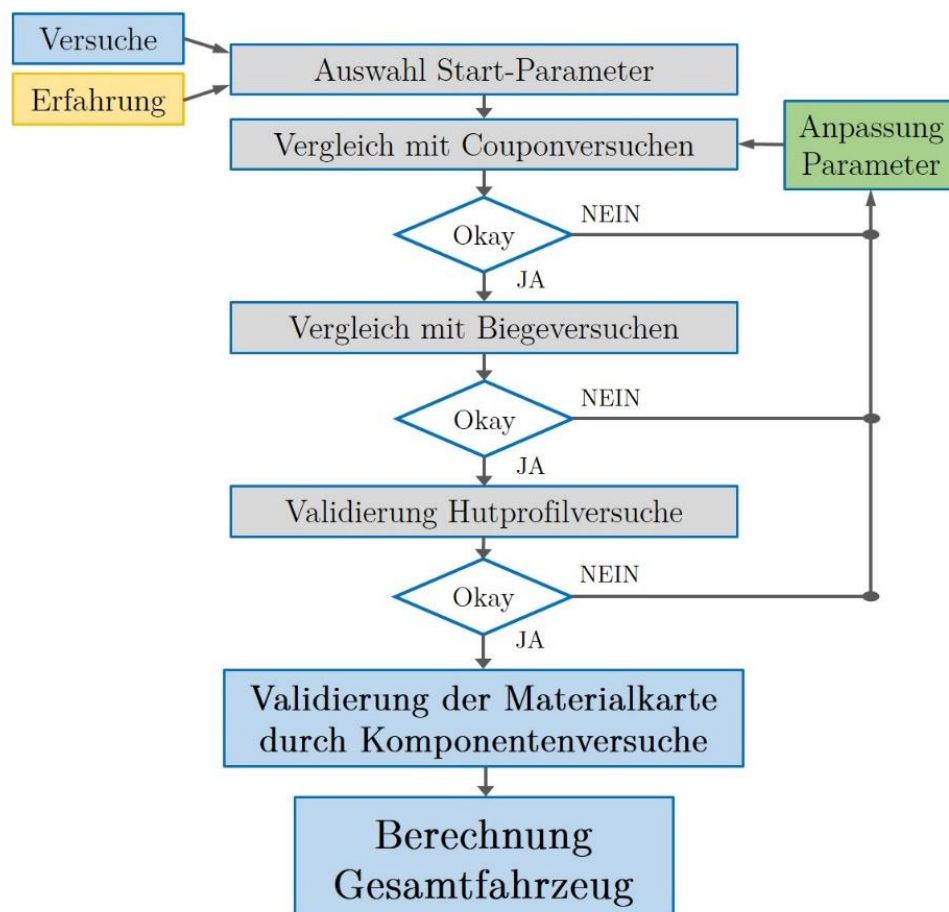


Abbildung 4-1: Methode Materialkartenermittlung

Bei dieser definierten Methode wird zuerst auf Basis der Kennwerte aus den Couponversuchen und durch Erfahrungswerte eine erste Materialkarte definiert. Dabei werden alle Parameter zur Beschreibung der Steifigkeiten und die Festigkeiten vom Material aus Couponversuchen ermittelt und direkt übernommen. Die Parameter zur Beschreibung vom Nachbruchverhalten (z.B. Dehnung bei der Maximalen Festigkeit, Reduzierung der Festigkeit nach dem Bruch, Dehnung bei der das Element gelöscht wird, ...) werden aus Erfahrungswerten übernommen. Daraufhin wird die erstellte Materialkarte an Simulationen der Couponversuche getestet. Dabei soll überprüft werden, ob die definierte Materialkarte funktioniert und sich die Festigkeiten sowie die Steifigkeiten der

Simulation innerhalb der Streubreite der Versuche befinden. Sind diese Randbedingungen nicht erfüllt, wird die Ursache der Abweichung untersucht und die Materialkarte gegebenenfalls angepasst.

In einem weiteren Schritt wird die Materialkarte mit Biegeversuchen verglichen. Dabei wird sowohl der elastische Bereich, die Festigkeiten und das Nachbruchverhalten betrachtet. Befinden sich die Kraft-Weg Kurven der Simulation außerhalb der Streubreite der Versuche sind Anpassungen der Parameter notwendig. Nach der Anpassung wird die Materialkarte zuerst an den Couponversuchen und dann an den Biegeversuchen getestet. Das optimale Ziel ist, dass sich die Simulation für Coupon- sowie Biegeversuche innerhalb der Streubreite der Versuche befindet. Ist dies nicht möglich, soll die Abweichung zum Coupon- und Biegeversuch möglichst gering gehalten werden. Ergibt sich z.B. eine minimale Druckfestigkeit in Faserrichtung von 525 MPa bei den Couponversuchen und eine maximale Druckfestigkeit von 475 MPa bei den Biegeversuchen, dann wird ein Mittelwert von 500 MPa verwendet. Diese Annahme gilt, solange sich die Simulation möglichst innerhalb der Streubreite der Versuche befinden soll. Ist eine konservative Materialkarte gewünscht, wird die Materialkarte auf die geringsten Steifigkeiten und Festigkeiten angepasst.

Sobald eine gute Übereinstimmung bei den Couponversuchen und den Biegeversuchen gefunden wurde, wird eine Validierung an den Hutprofilversuchen durchgeführt. Daraufhin wird bewertet wie gut die Übereinstimmung von Simulation und Versuch im elastischen Bereich, bei den Festigkeiten und im Nachbruchbereich ist. Gibt es z.B. akzeptable Abweichungen bei dem elastischen Verhalten und den Festigkeiten und das Nachbruchverhalten der Struktur ist nachrangig, dann wurde somit eine Materialkarte erstellt. Ist das Nachbruchverhalten der Struktur auch von Interesse und eine akzeptable Übereinstimmung wurde nicht gefunden, dann kommt es zu einer erneuten Anpassung der Materialkarte auf Basis der Coupon-, Biege- und Hutprofilversuche. Akzeptable Abweichungen werden je nach Zielvorgabe und Anwendungsfall definiert. Anschließend wird die erstellte Materialkarte an Komponentenversuchen validiert.

## 4.2 Ermittlung der Basiskennwerte aus Couponversuchen

Im ersten Schritt werden die elastischen Materialeigenschaften und die Festigkeiten durch genormte Couponversuche ermittelt. Im Kapitel 4.2.5 wird beschrieben welche Werte in die LS-DYNA Materialkarte \*MAT\_058 übernommen werden können. Abschließend wird die Simulation mit der erstellten Materialkarte mit Versuchen verglichen. Die Grundlagen zu den Couponversuchen wurden direkt aus der DIN EN 2561 [25], ASTM D3039 [26], ÖNORM EN ISO 14126 [27] und der DIN EN ISO 14129 [28] übernommen.

### 4.2.1 Zugprüfung parallel zur Faserrichtung nach DIN EN 2561

Die Zugprüfung nach DIN EN 2561 [25] ist darauf ausgerichtet den E-Modul, die Zugfestigkeit, die Bruchdehnung sowie die Querdehnzahl an einer in Längsrichtung ausgerichteten Probe aus einem unidirektionalen Faserverbundwerkstoff zu ermitteln. Es wurden Versuche nach dem Probentyp A mit Grundabmessungen von 250x10x2 mm durchgeführt. Um das Versagen durch die Kräfte in den Einspannstellen zu verhindern sind Aufleimer aus GFK vorgesehen. Dabei handelt es sich um GFK Platten mit einer Stärke von 1 mm und einem  $\pm 45^\circ$  Layup die im Bereich der Einspannstellen auf die CFK Probe geklebt werden. Die Zugfestigkeit in Faserrichtung  $\sigma_{T11}$  wird nach Formel 4.1 berechnet.

$$\sigma_{T11} = \frac{P_R}{bh} \quad (4.1)$$

Dabei ist  $P_R$  die Bruchkraft in [N] der Probe und  $bh$  ist die Querschnittsfläche der Probe in [mm<sup>2</sup>].

Der Elastizitätsmodul in Längs Richtung unter Zugbelastung  $E_{T11}$  vom Laminat wird wie in Formel 4.2 definiert, berechnet.

$$E_{T11} = \frac{0,4P_R}{bh(\varepsilon_{11b} - \varepsilon_{11a})} \quad (4.2)$$

Bei  $\varepsilon_{11a}$  handelt es sich um die Dehnung in Längsrichtung der Probe bei 10% der Bruchkraft  $P_R$  und bei  $\varepsilon_{11b}$  um die Dehnung bei 50% der Bruchkraft  $P_R$ .

Für diesen Versuch wurde ein Prüfumfang von acht Proben geprüft, wobei bei allen Proben ein laut Norm gültiges Bruchverhalten aufgetreten ist. Die Ergebnisse der Versuche sind in Tabelle 4-1 dargestellt:

	$E_{T11}$	$\sigma_{T11}$	
Mittelwert	140910	2188	MPa
Standartabweichung	7380	121	MPa
Varianz	5.24	5.54	

Tabelle 4-1: Ergebnis Zugprüfung DIN EN 2561

Der Elastizitätsmodul in Längs Richtung liegt mit dem theoretischen FVG von 0,56 zwischen den Elastizitätsmodul von hochfesten und mittelmoduligen Kohlenstofffaser (vgl. Datenblätter Toray [29] und [30]). Die Festigkeiten laut Daten Blätter der hochfesten sowie der mittelmoduligen Faser sind höher als die gemessenen Werte. Der Unterschied in der Festigkeit lässt sich durch Einflüsse in der Fertigung (wie z.B. Winkelabweichungen, Verschwemmungen, usw. ) erklären.

## 4.2.2 Zugprüfung normal zur Faserrichtung nach ASTM D3039

Um die Quersugfestigkeit des Materials zu bestimmen, werden Zugversuche nach ASTM D3039 [26] durchgeführt. Diese Norm ist für Kunststoffe, die mit hochmoduligen Fasern verstärkt sind, definiert. Es ist möglich  $0^\circ, 90^\circ$  und beliebige Lamine zu testen. Die Proben für  $90^\circ$  verstärkte Lamine weisen Abmessungen von  $250 \times 25 \times 2$  mm auf und sind an den Einspannstellen ebenfalls mit Aufleimern verstärkt. Die Quersugfestigkeit  $\sigma_{T22}$  berechnet sich nach Formel 4.3.

$$\sigma_{T22} = \frac{P_R}{bh} \quad (4.3)$$

Hier ist  $P_R$  die maximale Kraft beim Bruch und  $bh$  ist die Querschnittsfläche der Probe. Der Elastizitätsmodul in Quer Richtung unter Zugbelastung  $E_{T22}$  wird wie in Formel 4.4 dargestellt ermittelt

$$E_{T22} = \frac{\sigma_{22b} - \sigma_{22a}}{\varepsilon_{22b} - \varepsilon_{22a}} \quad (4.4)$$

Der Elastizitätsmodul wird im Bereich der Dehnung  $\varepsilon_{22a} = 0,1\%$  und  $\varepsilon_{22b} = 0,3\%$  ermittelt. Die Spannungen  $\sigma_{22a}$  und  $\sigma_{22b}$  sind bei den genannten Dehnungen mithilfe der Querschnittsfläche zu bestimmen. In Tabelle 4-2 sind die Ergebnisse der Versuche dargestellt. Es wurden sechs Proben gefertigt und damit sechs laut Norm gültige Messungen durchgeführt.

	$E_{T22}$	$\sigma_{T22}$	
Mittelwert	3550	42.7	MPa
Standartabweichung	108	9.8	MPa
Varianz	3.04	22.83	

Tabelle 4-2: Ergebnis Zugprüfung ASTM D3039

Der E-Modul in Querrichtung liegt etwas über dem E-Modul einer reinen Epoxidharz Matrix mit ca. 3400 MPa (vgl. Schürmann [1]). Dies lässt sich durch eine höhere Quersteifigkeit der Faser erklären. Die Festigkeit der UD Lage in Querrichtung liegt etwa bei der Hälfte der Festigkeit von reinem Harz mit 90 MPa (vgl. Schürmann [1]). Diese Festigkeit lässt sich durch Spannungsüberhöhungen in der Matrix erklären und liegt im Bereich von Erfahrungswerten.

## 4.2.3 Druckeigenschaften in der Laminebene nach ÖNORM EN ISO 14126

Die Druckeigenschaften parallel zur Laminebene können nach ÖNORM EN ISO 14126 [27] bestimmt werden. Die für faserverstärkte Kunststoffe gültige Norm legt Probenabmessungen von  $110 \times 10 \times 2$  mm fest. Im Rahmen dieser Arbeit wurden Versuche

nach Verfahren 1 durchgeführt, bei dem die Druckbelastung über Scherbeanspruchung in die, mit Aufleimern versehene Probe, eingeleitet wird. Es ist eine Prüfung in den beiden Hauptrichtungen vom Laminat oder auch einer anderen relevanten Richtung möglich. Die Festigkeit wird nach Formel 4.5 aus der maximalen Kraft beim Bruch  $P_R$  und dem Probenquerschnitt  $bh$  berechnet. Der Indizes  $xx$  steht dabei entweder für die 11- oder die 22-Richtung.

$$\sigma_{c_{xx}} = \frac{P_R}{bh} \quad (4.5)$$

Der Druck Elastizitätsmodul in Längs bzw. Quer Richtung wird laut Formel 4.6 in einem Dehnungsbereich von  $\varepsilon_{xxa} = 0,05\%$  bis  $\varepsilon_{xxb} = 0,25\%$  ermittelt.

$$E_{c_{xx}} = \frac{\sigma_{xxb} - \sigma_{xxa}}{\varepsilon_{xxb} - \varepsilon_{xxa}} \quad (4.6)$$

In Tabelle 4-3 sind die Ergebnisse der Druckprüfung in 11-Richtung dargestellt. Dabei mussten jedoch drei der sechs durchgeführten Messungen wegen einem Ausknicken der Probe verworfen werden.

	$E_{c11}$	$\sigma_{c11}$	
Mittelwert	111829	679	MPa
Standartabweichung	17274	28.6	MPa
Varianz	15.45	4.21	

Tabelle 4-3: Ergebnis Druckprüfung nach ÖNORM EN ISO 14126 für  $0^\circ$

Bei der Druckprüfung in 22-Richtung mussten zwei der sieben durchgeführten Messungen wegen einem Ausknicken der Probe verworfen werden. Die Ergebnisse sind in Tabelle 4-4 dargestellt.

	$E_{c22}$	$\sigma_{c22}$	
Mittelwert	7776	145	MPa
Standartabweichung	271	7.51	MPa
Varianz	3.49	5.20	

Tabelle 4-4: Ergebnis Druckprüfung nach ÖNORM EN ISO 14126 für  $90^\circ$

Die Ermittlung der Druckeigenschaften von faserverstärkten Kunststoffen gestaltete sich durch das Ausknicken der Proben als schwierig. Dieses Ausknicken der Proben kann durch Fertigungseinflüsse der CFK Platte (wie z.B. Verschwemmungen von einzelnen Lagen, Lufteinschlüsse, Abweichung der Faserorientierung, usw.) und einem nicht idealen Klebprozess der Aufleimer (wie z.B. Schwankung der Klebstoffdicke, Parallelität, usw.) erklärt werden.

#### 4.2.4 Schubeigenschaften nach DIN EN ISO 14129

Die Schubeigenschaften der UD Lage in der Ebene können durch einen Zugversuch nach DIN EN ISO 14129 [28] ermittelt werden. Diese Norm gilt für Proben aus UD Lagen oder Geweben mit einer Orientierung von  $\pm 45^\circ$ . Das Laminat kann eine thermoplastische oder duroplastische Matrix besitzen und muss symmetrisch aufgebaut sein.

Die Schubspannung in der 12-Laminatenebene errechnet sich nach Formel 4.7.

$$\tau_{12} = \frac{F_m}{2bh} \quad (4.7)$$

Zur Ermittlung der Schubverformung nach Formel 4.8 benötigt man die Längsdehnung  $\varepsilon_x$  und die Querdehnung  $\varepsilon_y$ . Dabei muss  $\varepsilon_y$  ein negatives Vorzeichen aufweisen wenn  $\varepsilon_x$  positiv ist.

$$\gamma_{12} = \varepsilon_x - \varepsilon_y \quad (4.8)$$

Der Schubmodul in der Laminatenebene  $G_{12}$  wird im Bereich von  $\gamma_{12a} = 0,1\%$  bis  $\gamma_{12b} = 0,5\%$ , wie in Formel 4.9 dargestellt, berechnet.

$$G_{12} = \frac{\tau_{12b} - \tau_{12a}}{\gamma_{12b} - \gamma_{12a}} \quad (4.9)$$

Die Ergebnisse der Messung mit einem Prüfumfang von sieben Proben sind in Tabelle 4-5 dargestellt.

	$G_{12}$	$\tau_{12}$	
Mittelwert	2625	68.8	MPa
Standartabweichung	123	8.64	MPa
Varianz	4.67	12.57	

Tabelle 4-5: Ergebnis Schubeigenschaften nach DIN EN ISO 14129

Zusammenfassend konnten alle Messungen zur Ermittlung von Schubmodul und Schubfestigkeit für nach Norm gültig erklärt werden. Es kommt zu geringen Standardabweichungen und die Kennwerte befinden sich auch in einer realistischen Größenordnung.

#### 4.2.5 Auswahl der Parameter für die Materialkarte

Die Kennwerte zur Definition der elastischen Eigenschaften und die Festigkeiten werden im ersten Schritt direkt von den Ergebnissen der Couponversuche übernommen. Obwohl es aus konservativen Gründen sinnvoll sein kann, die Minimalwerte anzunehmen, wird mit den Mittelwerten gestartet. Eine spezielle Option bietet die Software LS-DYNA in der Definitionsmöglichkeit von einem unterschiedlichen E-Modul in Zug- und in

Druckrichtung. Dies kann in der gewählten Materialkarte realisiert werden, indem bei dem jeweiligen E-Modul kein Wert sondern eine Spannungs-Dehnungs Kurve hinterlegt wird. Somit ergibt sich folgende Korrespondenztabelle bzw. die verwendeten Startwerte für die elastischen Eigenschaften zwischen den Versuchsergebnissen und der LS-DYNA Materialkarte \*MAT\_058:

Beschreibung vom Kennwert	Bezeichnung Versuch	Bezeichnung *MAT_058	Wert	Einheit
Materialdichte	theoretisch	RHO	1510	kg/m <sup>3</sup>
Elastizitätsmodul in Längs Richtung (Zug)	$E_{T11}$	EAT	140910	MPa
Elastizitätsmodul in Längs Richtung (Druck)	$E_{C11}$	EAC	111829	MPa
Elastizitätsmodul in Quer Richtung (Zug)	$E_{T22}$	EBT	3550	MPa
Elastizitätsmodul in Quer Richtung (Druck)	$E_{C22}$	EBC	7776	MPa
Poisson Zahl 21	Literatur [3]	PRBA	0,025	

Tabelle 4-6: Elastische Kennwerte für die erste Materialkarte

Zusätzlich ergibt sich noch folgende Korrespondenztabelle für die Festigkeiten unter Normalbelastung:

Beschreibung vom Kennwert	Bezeichnung Versuch	Bezeichnung *MAT_058	Wert	Einheit
Zugfestigkeit in Längsrichtung	$\sigma_{T11}$	XT	2188	MPa
Druckfestigkeit in Längsrichtung	$\sigma_{C11}$	XC	679	MPa
Zugfestigkeit in Querrichtung	$\sigma_{T22}$	YT	42,7	MPa
Druckfestigkeit in Querrichtung	$\sigma_{C22}$	YC	145	MPa

Tabelle 4-7: Festigkeiten für die erste Materialkarte

Die Dehnung bei der maximalen Festigkeit kann entweder direkt aus dem Versuch übernommen, oder aber zur Definition des Nachbruchverhaltens genutzt werden. Um die Exponentialfunktion zu visualisieren gibt es mehrere Möglichkeiten. Einerseits kann das Materialverhalten einfach an einem Single-Element Modell visualisiert werden. Andererseits kann durch die Kenntnis der verwendeten Funktion (Kapitel 2.2.3) eine eigene Software zur Visualisierung der Spannungs-Dehnungs Kurve geschrieben werden. Im Rahmen dieser Arbeit wurde diese Visualisierung mit einem einfachen EXCEL Dokument realisiert. Die Oberfläche dieses Dokuments ist in Abbildung 4-2 dargestellt und wurde hier exemplarisch für die Zugbelastung in 11-Richtung dargestellt.

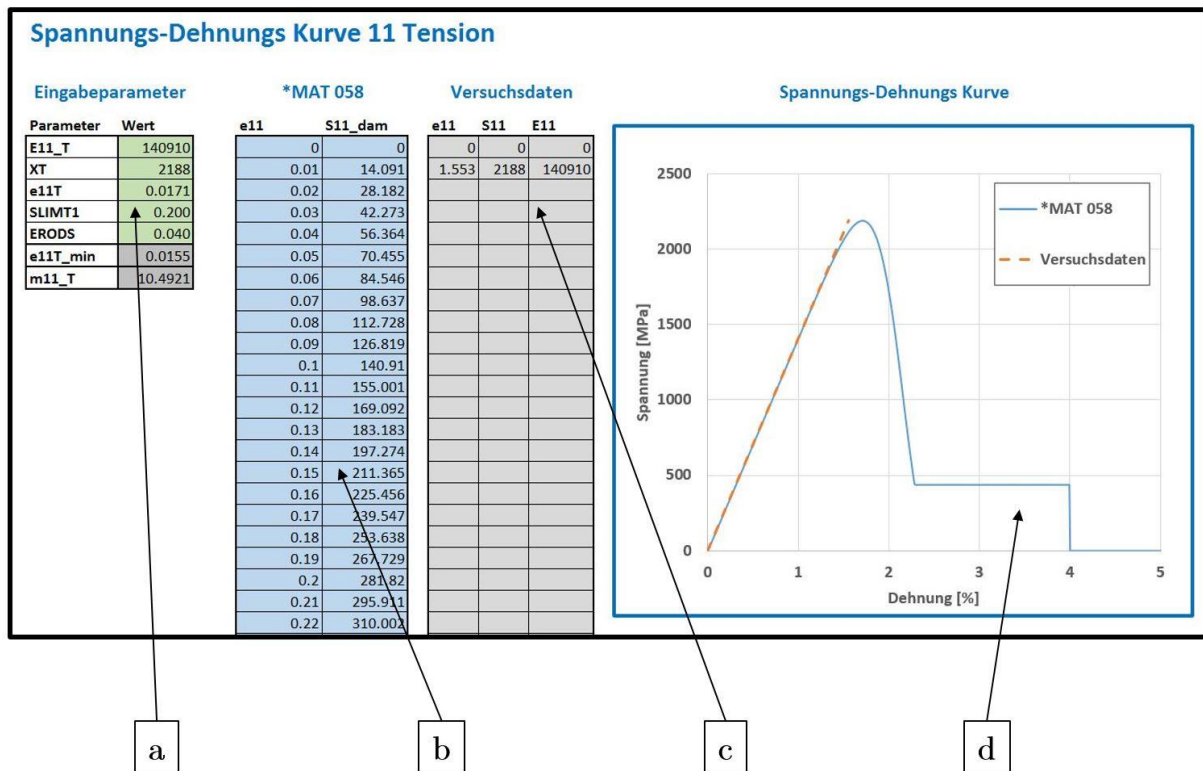


Abbildung 4-2: Oberfläche EXCEL Tool

In Feld **a** werden die Materialparameter der \*MAT\_058 eingegeben und anschließend wird in Feld **b** automatisch die Spannungs-Dehnungs Kurve berechnet. Im Feld **c** kann entweder eine Versuchskurve in linearer Form, oder die Rohdaten der Messung eingetragen werden. Schlussendlich wird das Verhalten der \*MAT\_058 mit den definierten Eingabeparametern und die Versuchskurve in Feld **d** als Diagramm dargestellt. Dabei gibt es auch die Möglichkeit mehrere Versuchskurven zu hinterlegen. Hier würde es z.B. Sinn machen, die minimalen und maximalen Kurven der Prüfreihe zu visualisieren, um einen Korridor für sinnvolle Werte in der Berechnung zu visualisieren. Da der E-Modul und die Festigkeit direkt aus den Versuchsdaten übernommen werden, kann das Tool vor allem dazu verwendet werden, das Verhalten der Spannungs-Dehnungs Kurve im Nachbruchbereich zu visualisieren. Dieses Nachbruchverhalten wird durch die Dehnung bei der maximalen Festigkeit also in diesem Fall E11T, den jeweiligen SLIM Faktor und den ERODS Faktor zum Löschen des Elements definiert. In Abbildung 4-3 sind drei Kurven mit unterschiedlich großer Dehnung bei der maximalen Festigkeit dargestellt. Bei Kurve a wurde die Dehnung 1% über der Dehnung die sich aus einem linearen Spannungs-Dehnungs Zusammenhang ergeben würde, definiert. Kurve b und c ergeben sich aus den Dehnungen die 10% und 25 % größer sind.



## Erstellung der Materialkarte

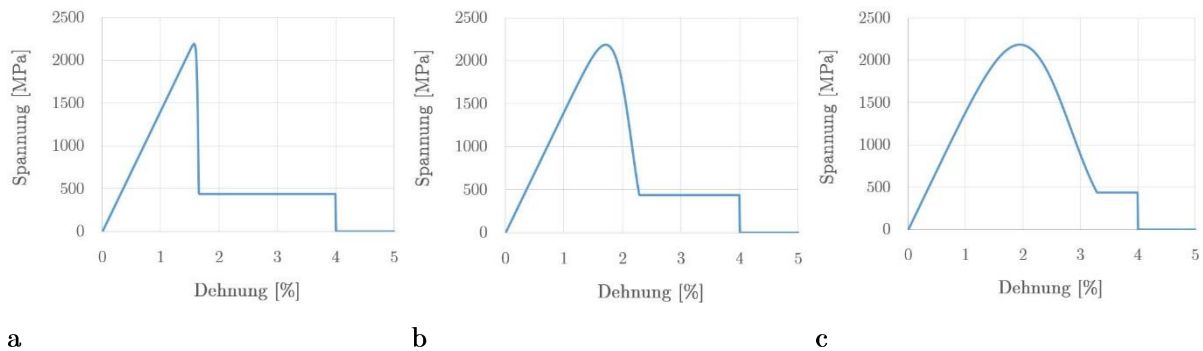


Abbildung 4-3: Spannungs Dehnungs Verläufe **a**: +1% Dehnung **b**: +10% Dehnung **c**: +25% Dehnung

Bei Kurve a erkennt man ein sehr schnelles Abfallen der Spannung bis zum SLIM Faktor, also ein spitzer, nahezu linearer Abfall der Kurve. Wird die Dehnung bei der maximalen Spannung erhöht, wird das exponentielle Verhalten der \*MAT\_058 (Kapitel 2.2.3 ) deutlich sichtbar. Wird die Dehnung bei der maximalen Festigkeit sehr hoch gewählt, lässt sich somit ein kontinuierlicher oder auch weicher Kurvenverlauf einstellen. Der lineare Zusammenhang aus Spannung und Dehnung ist durch das Hooke'sche Gesetz [31] wie in Formel 4.10 ersichtlich, definiert.

$$\sigma = E\varepsilon \quad (4.10)$$

Somit kann mit der Dehnung bei der maximalen Festigkeit auch die Fläche unter dieser Kurve eingestellt werden. Diese Fläche entspricht der verrichteten Arbeit an einem infinitesimalen Element (vgl. Rust [32]). Je größer die Dehnung bei der maximalen Festigkeit gewählt wird, desto größer wird somit auch die Bruchenergie. Dadurch nimmt ein weicher Kurvenverlauf mehr Energie auf und weißt erfahrungsgemäß ein nicht so sprödes Bruchverhalten auf als wie ein spitzer Kurvenverlauf. Aus diesem Grund werden die Dehnungen bei der maximalen Festigkeit unter Zugbelastung im ersten Schritt 10% größer als die Dehnung, die sich durch das Hooke'sche Gesetz ergeben würde definiert. Die Dehnungen bei der maximalen Festigkeit unter Druckbelastung werden im ersten Schritt um 20% höher definiert. Die verwendeten Dehnungen sind in Tabelle 4-8 angeführt.

Beschreibung vom Kennwert	Bezeichnung *MAT_058	Linearer Zus. Dehnung	Definierte Dehnung	Einheit
Dehnung bei der max. Zugfestigkeit (11)	E11T	0,0155	0,0171	mm/mm
Dehnung bei der max. Druckfestigkeit (11)	E11C	0,00607	0,00728	mm/mm
Dehnung bei der max. Zugfestigkeit (22)	E22T	0,0120	0,0132	mm/mm
Dehnung bei der max. Druckfestigkeit (22)	E22C	0,0186	0,0223	mm/mm

Tabelle 4-8: Definierte Dehnungen der ersten Materialkarte

Zusätzlich zu den Normalspannungen bietet das EXCEL-Dokument die Möglichkeit, den Verlauf der Schubspannungen zu visualisieren. Somit können über die Schubspannungs-

Schubverzerrungskurve aus dem Schubversuch nach DIN EN ISO 14129 [28] die relevanten Parameter angepasst werden. In Tabelle 4-9 sind die relevanten Parameter und deren verwendeter Anfangswert aufgelistet. Die Schubspannungen und die dazugehörigen Dehnungen zur Beschreibung der Kurve laut Abbildung 2-12 werden auf Basis der Versuchskurven eingestellt. Aufgrund der transversalen Isotropie kann  $GAB = GCA$  gesetzt werden. Der Schubmodul GBC wurde im Rahmen der Versuche nicht ermittelt und wurde deshalb aus Erfahrungswerten angenommen.

Beschreibung vom Kennwert	Bezeichnung *MAT_058	Wert	Einheit
Schubmodul in 12-Richtung	GAB	2625	MPa
Spannungswert für den ersten nichtlinearen Schubanteil	TAU1	65	MPa
Dehnungswert für den ersten nichtlinearen Schubanteil	GAMMA1	0.15	mm/mm
Schubfestigkeit	SC	68.8	MPa
Dehnung bei der maximalen Schubfestigkeit	GMS	0.2	mm/mm
Schubmodul in 13-Richtung	GCA = GAB	2625	MPa
Schubmodul in 23-Richtung	GBC	2500	MPa

Tabelle 4-9: Schubeigenschaften für die erste Materialkarte

Zur Einstellung des Verhaltens der \*MAT\_058 gibt es prinzipiell zwei Parameter. Der Parameter AOPT ist relevant zur Einstellung der Materialorientierung. Wird  $AOPT = 0$  gesetzt wird die Materialorientierung direkt vom \*ELEMENT\_SHELL\_BETA übernommen. Mit dem Parameter FS kann, wie in Kapitel 2.2.3 beschrieben, das Versagenskriterium, also die Versagensfläche, definiert werden. Mit der Einstellung  $FS = -1$  wird ohne jegliche Interaktion der Spannungen das Max-Stress Kriterium verwendet.

Zusätzlich bietet die \*MAT\_058 die Möglichkeit die Schubmoduln GCA und GBC zu degradieren. Für die Ausgangsvariante der Materialkarte werden die drei notwendigen Parameter EPSF, EPSR und TSMD gleich Null gesetzt und somit ist diese Option nicht aktiv.

Ein Großteil der notwendigen Parameter kann somit aus den Couponversuchen bzw. aus der Literatur übernommen werden. Zur Definition der Materialkarte sind jedoch noch die Parameter zur Beschreibung des Nachbruchverhaltens also ERODS, SOFT und die einzelnen SLIM Faktoren notwendig. Dabei definiert man mit dem Parameter ERODS bei welcher Dehnung das Element gelöscht wird. Der SOFT Parameter kann im Bereich von 0 – 1 gewählt werden und beschreibt die Reduzierung der Festigkeit in der Crashfront (vgl. LS-DYNA Manual [3]). Die SLIM Werte sind die Faktoren die multipliziert mit der entsprechenden Festigkeit die Spannung im Nachbruchbereich angeben und bewegen sich im Bereich von 0 – 1. Somit kann die Fläche unter der Spannungs-Dehnungs Kurve im Nachbruchbereich mit den Parametern ERODS und SLIM stark beeinflusst werden. Damit kann, ähnlich wie mit der Dehnung bei der

maximalen Festigkeit die Bruchenergie eingestellt werden. Werden z.B. hohe Werte für SLIM und ERODS verwendet, entspricht dies auch einer hohen Bruchenergie bzw. umgekehrt. Die Ausgangswerte dieser Parameter werden durch einfache Überlegungen und aus Erfahrungswerten definiert und sind in Tabelle 4-10 dargestellt.

Beschreibung vom Kennwert	Bezeichnung *MAT_058	Bereich	Wert	Einheit
Faktor für die Restfestigkeit (Faserzug)	SLIMT1	0 - 1	0.05	
Faktor für die Restfestigkeit (Faserdruck)	SLIMC1	0 - 1	0.3	
Faktor für die Restfestigkeit (Matrixzug)	SLIMT2	0 - 1	0.5	
Faktor für die Restfestigkeit (Matrixdruck)	SLIMC2	0 - 1	0.5	
Faktor für die Restfestigkeit bei Schubbelastung	SLIMS	0 - 1	1	
Effektive Dehnung zum Löschen der Elemente	ERODS	-	0.75	mm/mm
Reduzierung der Festigkeit in der Crashfront	SOFT	0 - 1	0.9	

Tabelle 4-10: Parameter zur Beschreibung des Nachbruchverhaltens der ersten Materialkarte

Der Faktor SLIMT1 wird wegen dem im Zugversuch schlagartigem Versagen mit einem geringen Wert von 0,05 festgelegt. Da beim Druckversagen ein gewisser Grad an Restfestigkeit durch das Zusammenstauchen gebrochener Teile zu erwarten ist, wird der SLIMC1 mit 0,3 angenommen. Da der Einfluss der restlichen SLIM Faktoren als geringer eingestuft wird, werden diese mit 0,5 definiert. Um Instabilitäten in der Simulation zu verhindern wird das Löschen der Elemente erst bei sehr hohen Dehnungen mit ERODS = 0,75 festgelegt. Für den Faktor SOFT wird der empfohlene Default Wert von 0,9 verwendet. Dies bedeutet somit, dass wenn ein Element gelöscht wird, die Festigkeit der umliegenden Elemente auf 90% ihrer ursprünglichen Festigkeit reduziert wird.

#### 4.2.6 Vergleich der Simulation mit den Couponversuchen

Die in Kapitel 4.2.5 erstellte Ausgangsmaterialkarte soll in einem ersten Schritt mit den Couponversuchen verglichen werden. Dies soll dazu dienen, um zu sehen, ob mit dieser Karte eine realistische Abbildung der einfachen Spannungszustände der Couponversuche möglich ist. Bei dem FEM Modell handelt es sich um eine Kombination aller 5 Proben. Hier wurde nur der freie Bereich der Proben ohne die Einspannung und ohne Aufleimer modelliert. Die modellierten Proben sind in Abbildung 4-4 dargestellt.

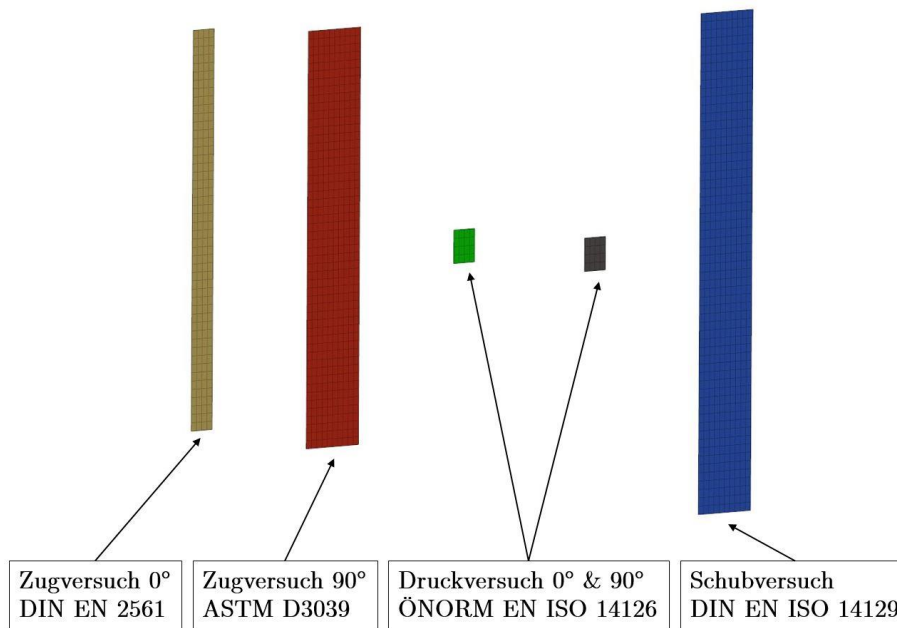


Abbildung 4-4: FEM Modelle der Couponversuche

In Abbildung 4-5 ist erkennbar, dass die Steifigkeit sowie die Maximalkraft der Zug-, Druck- und Schubversuche sehr gut übereinstimmen. In den Diagrammen wurde immer die Simulation im Vergleich zu den einzelnen Versuchen dargestellt. In Abbildung 4-5a also dem Zugversuch in  $0^\circ$  Richtung erkennt man, dass sich die Kraft-Weg Kurve innerhalb der Streubreite der Versuche befindet. Das heißt, dass die Steifigkeit sowie die Festigkeit in  $0^\circ$  Richtung durch die Simulation gut abgebildet werden können. Außerdem kann in der Simulation das plötzliche, explosionsartige Versagen abgebildet werden. Der Vergleich von Simulation und Versuch in Faserquerrichtung ist in Bild b dargestellt. Steifigkeit und Festigkeit stimmen auch hier sehr gut mit dem Versuch überein. Durch den SLIM Faktor von 0.5 kommt es in der Simulation jedoch zu einer Restfestigkeit die im Versuch nicht erkennbar ist. Bei den Druckversuchen sind größere Abweichungen zwischen den einzelnen Proben erkennbar. Dennoch stimmen Festigkeit und Steifigkeit zwischen Simulation und Versuch gut überein. Beim Druckversuch in Faser Querrichtung ist ein nichtlineares Verhalten erkennbar. Dieses kann im Versuch jedoch nur bis etwa 1,8% Dehnung beschrieben werden, weil es dann zu einem Versagen vom DMS kommt. Auch hier ist durch die SLIM Faktoren eine Restfestigkeit in der Simulation vorhanden. Die Restfestigkeit unter Druckbelastung kann im Versuch durch das Versagen der DMS nicht ermittelt werden. Die Simulation vom Schubversuch befindet sich ebenfalls in der Streubreite der Versuche. Das bedeutet, dass sowohl der erste lineare Anstieg in der Kraft-Weg Kurve, der nichtlineare Bereich ab einer Kraft von etwa 4000 N sowie die Bruchdehnung unter Schubbelastung gut abgebildet werden können. Zusammenfassend können somit das elastische Verhalten und die auftretenden Festigkeiten in den einzelnen Couponversuchen zufriedenstellend beschrieben werden. Bei allen Versuchen kommt es zu einem spröden Bruch ohne das eine Restfestigkeit erkennbar ist.

Erstellung der Materialkarte

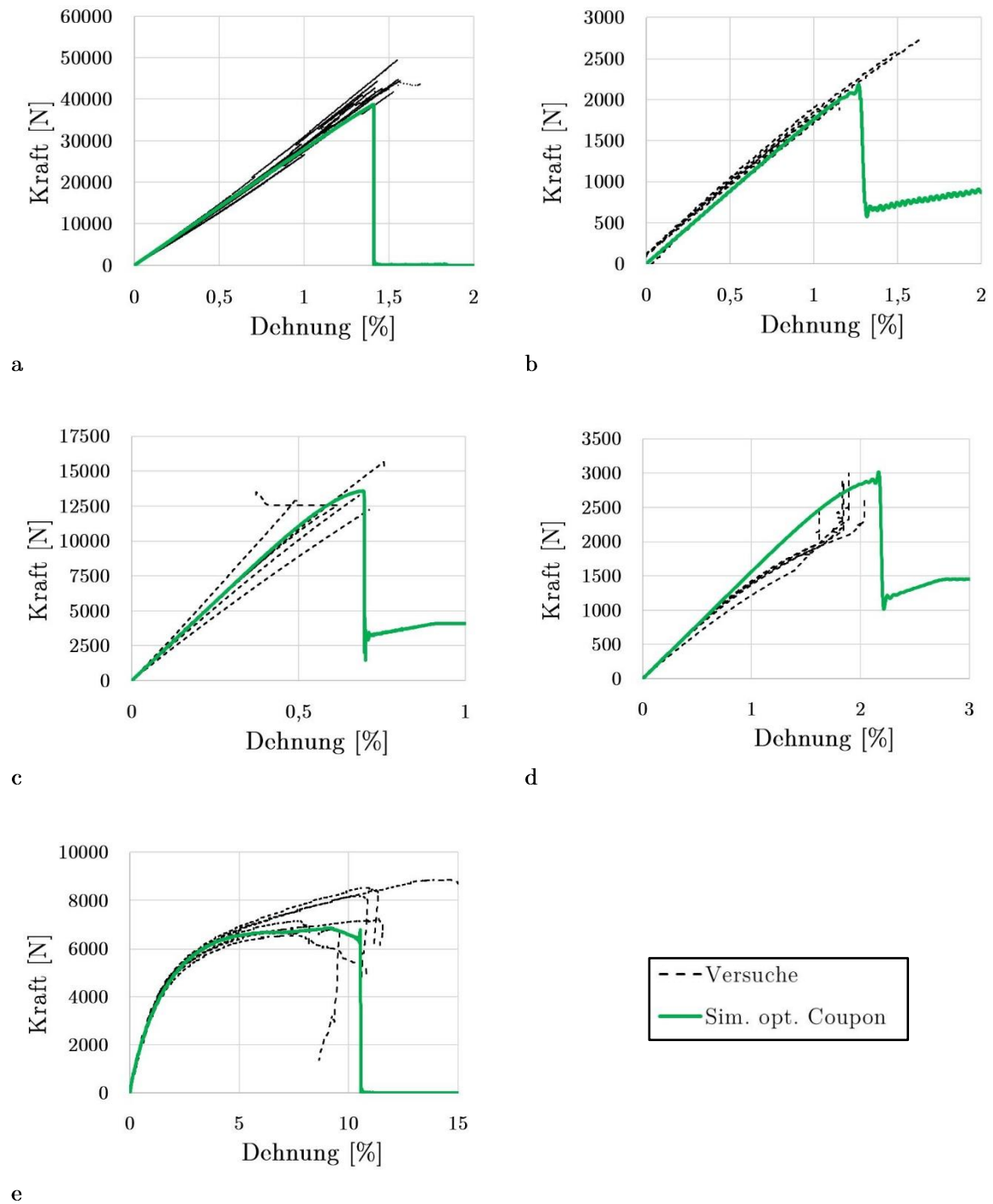


Abbildung 4-5: Ergebnisse Couponversuche und Simulationen a: 0° Zugversuch b: 90° Zugversuch c: 0° Druckversuch d: 90° Druckversuch e: Schubversuch

## 4.3 Anpassung der Materialkarte durch Biegeversuche

In diesem Kapitel wird der zweite Schritt zur Erstellung der Materialkarte beschrieben. Es werden zuerst die durchgeführten Biegeversuche beschrieben und danach wird auf die Anpassung der Materialkarte durch diese Ergebnisse eingegangen. Abschließend wird der Vergleich der angepassten Materialkarte mit Coupon- und Biegeversuchen beschrieben.

### 4.3.1 Layups und Probengeometrie

Durch die Biegeversuche soll einerseits eine mehrachsige Spannungssituation und andererseits das Bruchverhalten unterschiedlicher Layups untersucht werden. Es wurden Platten mit Wandstärken von 2 mm, 2,3 mm und 4 mm untersucht. Bei den Platten mit 2 mm und 2,3 mm handelt es sich um die Platten, die im Rahmen der Kennwertermittlung durch Couponversuche gefertigt werden. Die 4 mm Platten wurden verwendet, um die Layups der 4 mm Hutprofile unter einer reinen Biegebelastung testen zu können. Die Geometrie der Probekörper wurde an die DIN EN ISO 14125 [33] zur Bestimmung der Biegeeigenschaften angelehnt. Die definierten Abmessungen sind in Abbildung 4-6 dargestellt.

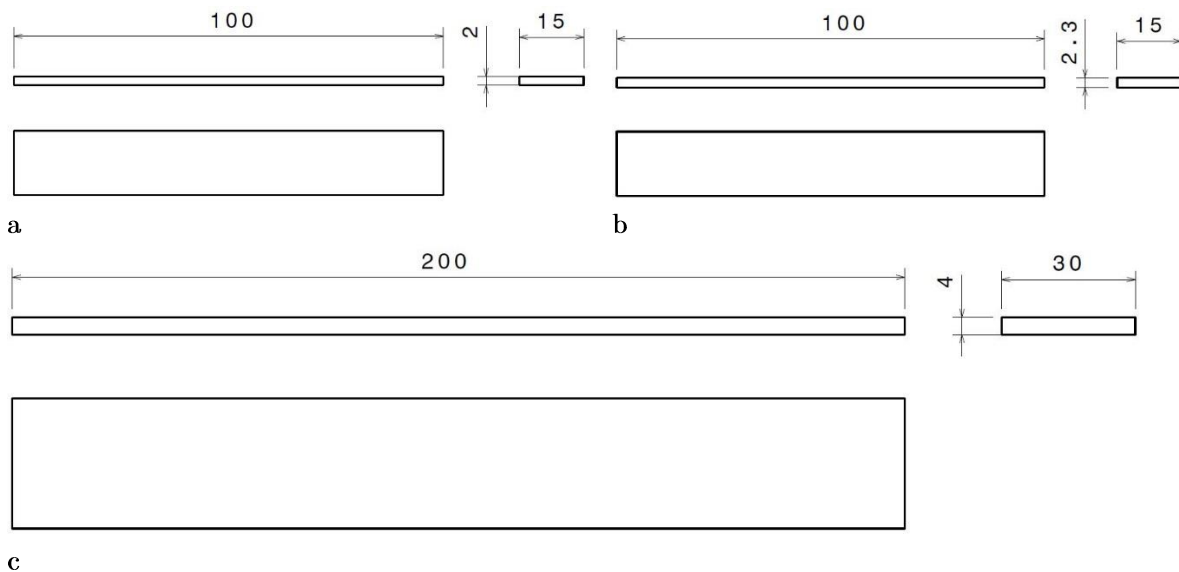


Abbildung 4-6: Abmessungen der Biegeproben a: 2 mm b: 2,3 mm c: 4 mm

Im Rahmen dieser Versuche wurden  $0^\circ$  UD Layups (2 mm und 4 mm) getestet, um das Verhalten einer reinen UD-Schicht unter einer Belastung in Faserrichtung zu untersuchen. Darauf aufbauend wurde das Verhalten von einem biaxialem Laminat mit  $0/90^\circ$  und  $\pm 45^\circ$  Ausrichtung untersucht. Auf Basis der Erkenntnisse der reinen UD Schicht unter Längs Belastung sollten somit Erkenntnisse zur Querbelastung gewonnen werden. Wegen der Verbreitung in realen Bauteilen wurden anschließend ein  $0^\circ$  UD dominantes und ein quasiisotropes Layup untersucht. Die definierten Layups sind in folgenden Tabellen dargestellt:

Lage	Material	Orientierung	Wandstärke
1-14	UD	0°	0,2857 mm
<b>Summe:</b>			<b>4 mm</b>

Tabelle 4-11: Layup Probeplatte 1

Lage	Material	Orientierung	Wandstärke
1	UD	-45°	0,2857 mm
2	UD	45°	0,2857 mm
3	UD	0°	0,2857 mm
4	UD	90°	0,2857 mm
5	UD	-45°	0,2857 mm
6	UD	45°	0,2857 mm
7	UD	0°/90°	0,2857 mm
<i>symmetrisch</i>			
<b>Summe:</b>			<b>4 mm</b>

Tabelle 4-12: Layup Probeplatte 2

Lage	Material	Orientierung	Wandstärke
1	UD	-45°	0,2857 mm
2	UD	45°	0,2857 mm
3-7	UD	0°	0,2857 mm
<i>symmetrisch</i>			
<b>Summe:</b>			<b>4 mm</b>

Tabelle 4-13: Layup Probeplatte 3

Lage	Material	Orientierung	Wandstärke
1-7	UD	0°	0,2857 mm
<b>Summe:</b>			<b>2,0 mm</b>

Tabelle 4-14: Layup Probeplatte 4

Lage	Material	Orientierung	Wandstärke
1	UD	45°	0,2857 mm
2	UD	-45°	0,2857 mm
3	UD	45°	0,2857 mm
4	UD	-45°	0,2857 mm
<i>symmetrisch</i>			
<b>Summe:</b>			<b>2,29 mm</b>

Tabelle 4-15: Layup Probeplatte 5

Die Probekörper für die Biegeversuche wurden auch wie die Probekörper für die Coupontests mit einer CNC Fräse aus den RTM Platten gefräst. Somit ist die Reproduzierbarkeit der Grundabmessungen gewährleistet und die Gefahr einer Vorschädigung der Probekörper im Vergleich zu einem Wasserstrahlzuschnitt oder einem manuellen Zuschnitt wird ebenfalls reduziert.

### 4.3.2 Versuchsaufbau

Zur Bestimmung der Kraft-Weg Kurve konnte die Kraftmessdose sowie die Wegmessung der Universalprüfmaschine der Mubea Carbo Tech GmbH verwendet werden. Um eine genauere Aussage über das Bruchverhalten zu bekommen, wurden die Versuche zusätzlich aus zwei Positionen mitgefilmt. Eine Kamera wurde seitlich positioniert um die Biegelinie zu dokumentieren. Um eine detaillierte Auskunft über das Versagen im Druckbereich zu bekommen, wurde die zweite Kamera auf die Oberseite der Probekörper ausgerichtet. In Abbildung 4-7 ist die verwendete Biegevorrichtung, die auch zur Durchführung von Biegeversuchen nach DIN EN ISO 14125 verwendet werden kann, dargestellt.

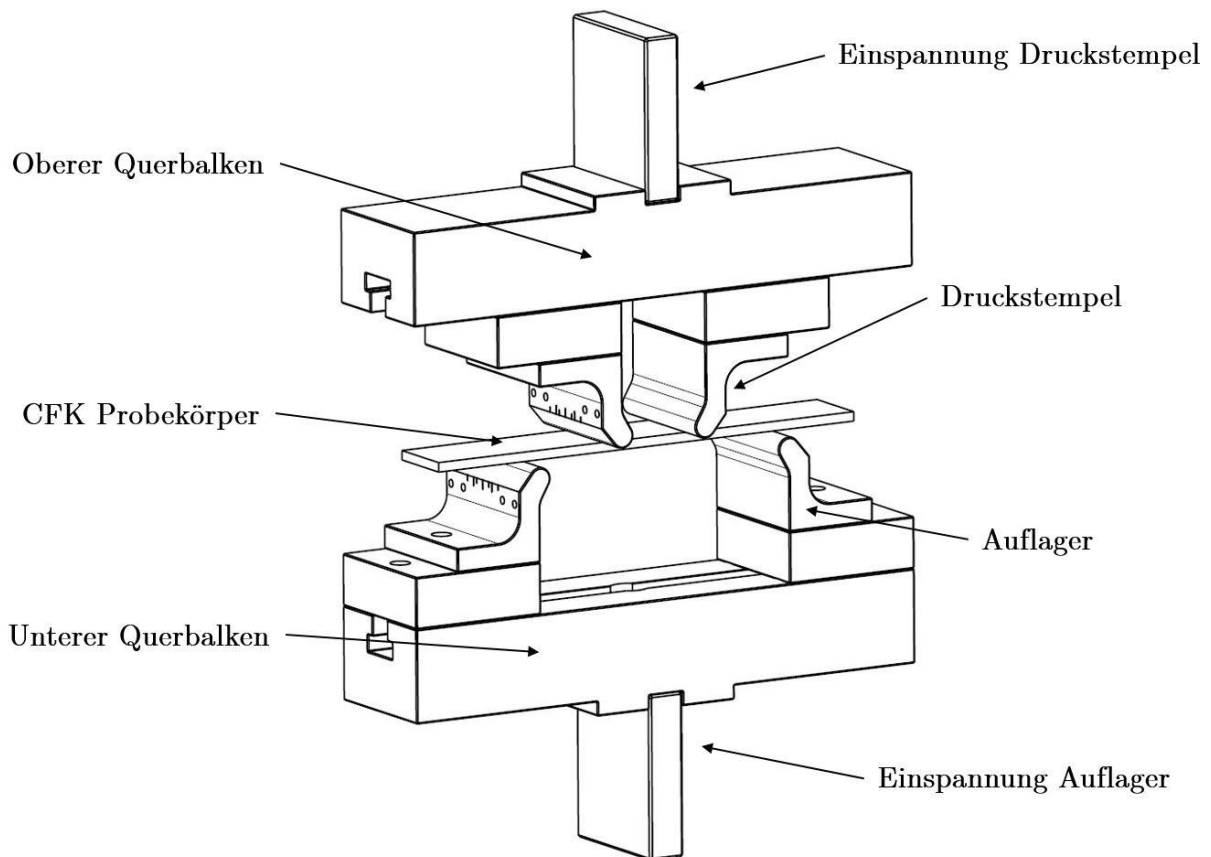


Abbildung 4-7: Versuchsaufbau 4 Punkt Biegung Platten

Diese Vorrichtung erlaubt somit eine variable Einstellung von Auflagerabstand und Druckstempelabstand über T-Nuten in den beiden Querbalken. Die eingestellten



Abmessungen für die durchgeführten 4-Punkt Biegeversuche sind in Tabelle 4-16 dargestellt.

Probekörper	Biegung	Auflager Abstand [mm]	Auflager Radius [mm]	Druckstempel Abstand [mm]	Druckstempel Radius [mm]
2 mm	4 Pkt.	60	2	20	2
2,3 mm	4 Pkt.	60	2	20	2
4 mm	4 Pkt.	120	5	40	5

Tabelle 4-16: Abmessungen Biegeversuche

Im Vergleich zu den Biegeversuchen nach DIN EN ISO 14125 [33] wurden Auflager- und Druckstempelabstand reduziert, wobei für den Druckstempelabstand immer  $1/3$  des Auflagerabstands gewählt wurde. Der reduzierte Abstand wurde gewählt, um den elastischen Bereich sowie das Nachbruchverhalten der Probe in dem vorhandenen Messbereich für die diversen Layups gleichermaßen abzubilden.

### 4.3.3 Modellaufbau Biegeversuche

Parallel zu den Versuchen wurden die FEM Modelle zur Berechnung mit expliziter Zeitintegration erstellt. Die Probengeometrie wurde wie bereits bei den Couponversuchen mit einer Größe von 2,5 mm vernetzt. Bei den 2 mm, sowie den 4 mm Proben wurde ein Gesamtmodell verwendet, da es in Laminaten mit Lagenorientierungen von  $45^\circ$  prinzipiell keine Symmetrien gibt.

Zur Definition vom Layup wurde das Keyword `*PART_COMPOSITE` verwendet, bei dem jeder Lage ein Integrationspunkt zugewiesen wird. Die Orientierung der Elemente kann mit dem Keyword `*SHELL_ELEMENT_BETA` realisiert werden. Die beiden Modelle sind in Abbildung 4-8 dargestellt.

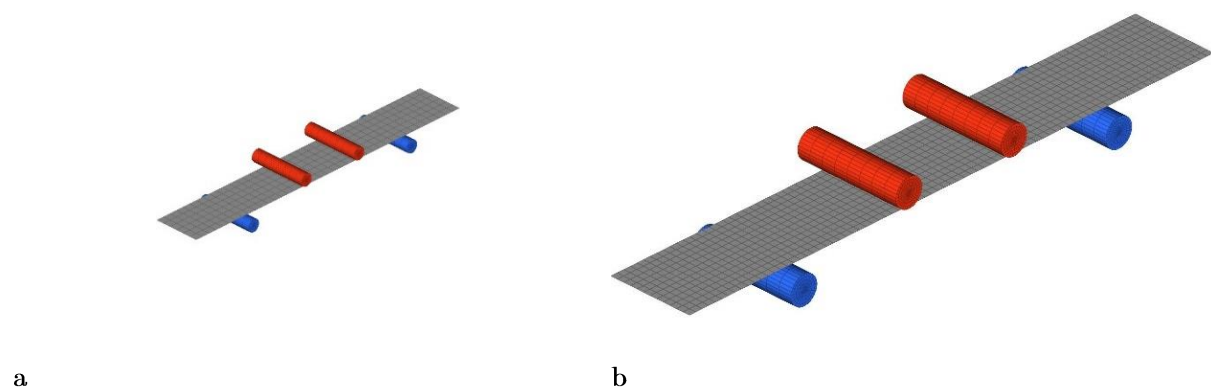


Abbildung 4-8: FEM Modell Biegeversuche a: 2 mm und 2,3 mm b: 4 mm

Die in blau dargestellten Auflager sind im Raum fixiert und wurden mittels Starrkörpern unter der Berücksichtigung der relevanten Abmessungen definiert. Die roten Druckstempel werden mit konstanter Geschwindigkeit verschoben und sind ebenfalls als

Starrkörper beschrieben. Um die Berechnungszeit zu reduzieren, wurde in diesem Modell eine Geschwindigkeit von 100 mm/sec gewählt. Bei dieser Geschwindigkeit ist noch kein signifikanter Einfluss der Trägheitskräfte erkennbar. Bei der standardmäßigen Kontaktformulierung die zwischen Starrkörpern und dem restlichen Modell aktiv ist wurden keine weiteren Einstellungen vorgenommen.

#### 4.3.4 Ergebnisse und Vergleich mit den Versuchen

Aufbauend auf den Ergebnissen der Biegeversuche soll die, in Kapitel 4.2 erstellte, Materialkarte mit Biegeversuchen verglichen und in einem weiteren Schritt optimiert werden. Die Ergebnisse der Versuche sind in Abbildung 4-9 und 4-10 dargestellt. In Abbildung 4-9a ist der 4 Punkt Biegeversuch der 2 mm UD Probe dargestellt. Bei den Versuchen ist ein linearer Anstieg bis zu einer Maximalkraft von etwa 1000 N erkennbar. Danach tritt schlagartig ein Versagen durch erste Faserbrüche auf und die Kraft fällt auf ca. 500 N ab.

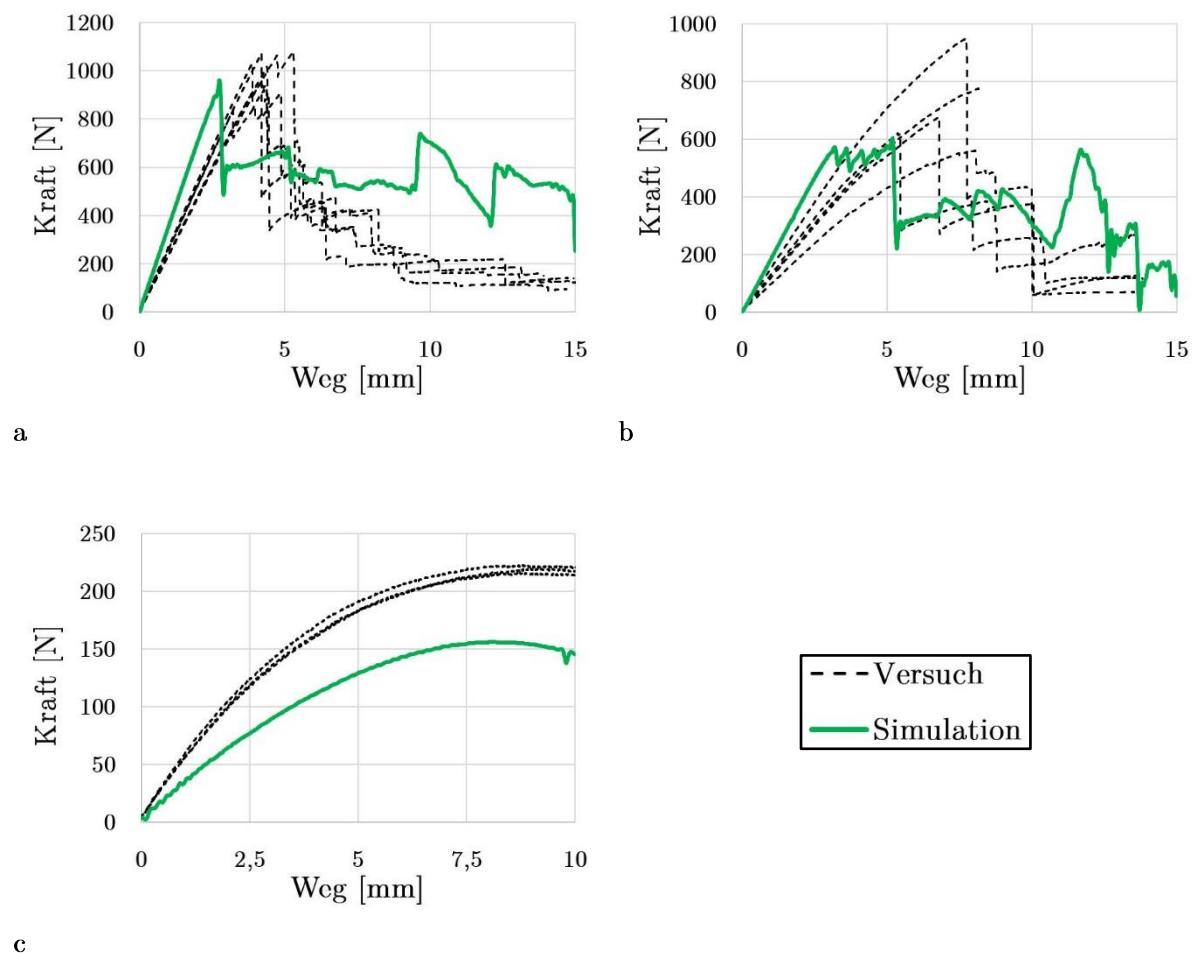


Abbildung 4-9: Kraft Weg Verlauf von Versuch und Simulation der Biegeproben a: 2 mm UD b: 2,3 mm 0/90° c: 2,3 mm ±45°

Im weiteren Verlauf fällt das Kraftniveau durch weitere Faserbrüche weiter ab. Im Vergleich zu diesen Versuchen ergibt sich bei der ersten Simulation auf Basis der Materialkarte aus Kapitel 4.2 ein ähnliches Verhalten. Die Steifigkeit vom ersten linearen Anstieg ist in der Simulation deutlich größer als im Versuch. Diese Abweichung lässt sich durch einen zu hohen Elastizitätsmodul in Faserrichtung bzw. einen zu hohen Schubmodul in 13-Richtung erklären. Die Abweichung im E-Modul lässt sich vor allem durch eine fehlerhafte Ermittlung durch die Druckversuche erklären. Bei der maximalen Kraft ist eine gute Übereinstimmung zwischen Versuch und Simulation erkennbar. Das Kraftniveau im Nachbruchbereich liegt in der Simulation deutlich höher als in den Versuchen. Dies lässt darauf schließen, dass zu große Werte für die SLIM Faktoren sowie eine zu große Bruchdehnung für die erste Materialkarte verwendet wurde.

In Abbildung 4-9b sind die Kraft-Weg Kurven der Biegeprobe mit dem 0/90° Laminat dargestellt. Hier sind große Abweichungen im elastischen Bereich zwischen den einzelnen Versuchen erkennbar. Dies lässt sich durch mögliche Vorschädigungen in den außenliegenden 90° Lagen erklären. Danach werden maximale Kräfte von ca. 600-950 N erreicht. Aufgrund von ersten Faserbrüchen fällt dann die Kraft schlagartig bis auf die Hälfte der Maximalkraft ab. Die Kraft fällt daraufhin weiter ab bis sie bei einer Verformung von etwa 10 mm ein Niveau von ca. 100 N erreicht. Die Simulation verhält sich ähnlich wie bereits bei der 2 mm UD Probe. Grundsätzlich ist das elastische Verhalten zu steif und die Maximalkraft kann gut abgebildet werden. Auch in diesem Fall ist das Kraftniveau im Nachbruchbereich zu hoch.

Die Kraft-Weg Kurven der  $\pm 45^\circ$  Proben sind in Abbildung 4-9c dargestellt. Der nichtlineare Kurvenverlauf verhält sich in diesem Fall degressiv, wobei eine Maximalkraft von etwa 220 N erreicht wird. Zwischen den einzelnen Versuchen gibt es nur geringe Abweichungen. Aufgrund der beschränkten maximalen Durchbiegung der Vorrichtung ist bei keiner Probe ein Bruch eingetreten. Die Simulation besitzt prinzipiell ein ähnliches degressives Verhalten wie die Versuche. Die Steifigkeit sowie die maximale Kraft von ca. 150 N sind in der Simulation deutlich geringer als im Versuch. Dies lässt sich durch zu geringe Schubsteifigkeit in der Ebene sowie in der 13- und 23-Richtung der verwendeten Materialkarte erklären.

Bei den Versuchen der 4 mm UD Probe tritt ein sehr unterschiedliches Bruchverhalten zwischen den einzelnen Proben auf. Die Kraft-Weg Kurven sind in Abbildung 4-10a dargestellt. Zwei der sechs durchgeführten Versuche erreichen eine Maximalkraft von etwa 4000 N und weisen ein gutmütiges durch erste Faserbrüche beginnendes Bruchverhalten auf. Das Kraftniveau nach dem Bruch liegt bei etwa 1500 N. Die restlichen vier Proben brechen schlagartig bei einer Maximalkraft von etwa 4500-5400 N. Dabei tritt das Versagen immer an einem der Impaktor Stempel auf. Dabei handelt es sich um einen Faserbruch unter Druckbelastung der vermutlich durch die hohen

Kontaktkräfte in 33-Richtung vom Laminat ausgelöst wurde. Auch bei dieser Biegeprobe weißt die Simulation eine zu hohe Steifigkeit auf. Das erste Versagen tritt bereits bei einer Kraft von etwa 2500 N ein. Danach wird ein konstantes Kraftniveau von ca. 1000 N gehalten. Der Bruch in der Simulation wird nicht durch die Faserfestigkeiten bestimmt sondern durch ein Versagen unter Schubbelastung in der 12-Richtung ausgelöst.

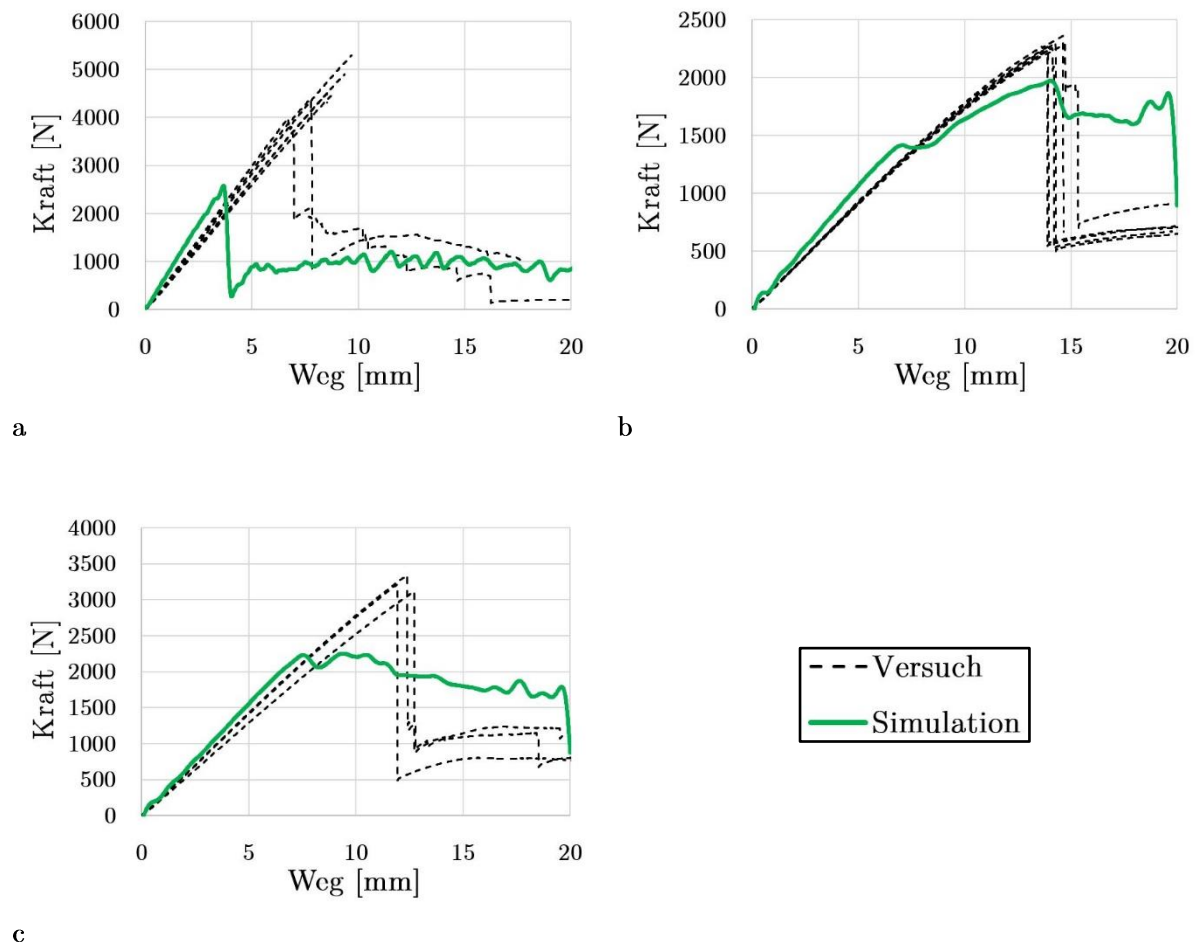


Abbildung 4-10: Kraft-Weg Verlauf von Versuch und Simulation der Biegeproben **a**: 4 mm UD **b**: 4 mm quasiisotrop **c**: 4 mm mit  $0^\circ$  dominantem Layup

In Abbildung 4-11b ist der Kraft-Weg Verlauf vom Biegeversuch mit dem 4 mm quasiisotropen Layup dargestellt. Nach einem leicht degressiven elastischen Anstieg wird in den einzelnen Versuchen eine maximale Kraft von etwa 2300 N erreicht. Das Versagen beginnt hier an der Zugseite der Probe in den außen liegenden Lagen. Nachdem etwa ein Drittel der Lagen gebrochen ist, fällt das Kraftniveau auf etwa 500-800 N. Die Simulation weist in diesem Fall wieder eine zu hohe Steifigkeit auf. Die Maximalkraft befindet sich mit etwa 2000 N etwas unter der Maximalkraft im Versuch. Das Niveau der Restfestigkeit mit etwa 1700 N ist in der Simulation deutlich höher als in den Versuch. Dies lässt sich ebenfalls durch eine zu hohe Energieaufnahme nach dem Bruch durch zu große SLIM Faktoren und eine zu hohe Bruchdehnung erklären.

Das Verhalten der 4 mm  $0^\circ$  UD dominanten Proben ist ähnlich wie das Verhalten der 4 mm quasiisotropen Proben. Aufgrund von dem auf die Belastung ausgerichteten Laminat ist die Steifigkeit deutlich höher. Außerdem werden Maximalkräfte von etwa 3000-3300 N erreicht. Nach dem gleichen Bruchverhalten wie bereits bei den quasiisotropen Proben fällt das Kraftniveau auf etwa 1000 N ab. Die Simulation erreicht neben der erhöhten Steifigkeit nur eine Maximalkraft von etwa 2300 N. Danach fällt die Kraft nur geringfügig ab. Dies lässt sich auch hier durch zu hohe Bruchenergien erklären.

Zusammenfassend gibt es bei allen Layups Abweichungen zwischen Simulation und Versuch im elastischen Verhalten, den maximalen Kräften und dem Nachbruchverhalten. Deshalb ist eine Anpassung der Materialparameter mithilfe dieser Versuche sinnvoll.

### 4.3.5 Anpassung der Materialkarte auf Basis der Biegeversuche

Im Rahmen von diesem Kapitel wird auf die Anpassung der Materialkarte auf Basis der Biegeversuche eingegangen. Wie in Kapitel 4.3.4 detailliert beschrieben wurde, kommt es zu Abweichungen zwischen Simulation und Versuch der 4 Punkt Biegung an den Platten. Zur besseren Verständnis vom Materialmodell wurden einige Parameterstudien durchgeführt. Die detaillierten Erkenntnisse daraus befinden sich im Anhang dieser Arbeit.

Prinzipiell ist die Steifigkeit bei den Faser dominanten Biegeproben (reines UD Layup,  $0^\circ$  UD dominant und QI Layup) in der Simulation deutlich größer als im Versuch. Außerdem ist das elastische Verhalten der  $\pm 45^\circ$  Probe in der Simulation weicher als im Versuch. Somit wurden die in Tabelle 4-17 dargestellten elastischen Kennwerte angepasst.

Bezeichnung *MAT_058	Ausgangswert	Optimierter Wert	Einheit
EAT	140910	126819	MPa
EAC	111829	95054	MPa
GAB	2625	4000	MPa
GBC	2500	3750	MPa
GCA	2625	3750	MPa

Tabelle 4-17: Anpassung der elastischen Kennwerte durch Biegeversuche

Zur Reduzierung der Steifigkeit wurde die E-Moduln in Faserrichtung verringert. Der E-Modul auf Druck wurde um die Standardabweichung, die sich beim Couponversuch ergab, reduziert. Wobei der E-Modul auf Zug um die doppelte Standardabweichung reduziert werden musste, um bei den Biegeversuchen ein vergleichbares Verhalten zwischen Simulation und Versuch zu erzielen. Der Steifigkeitsunterschied zwischen Coupon- und Biegeversuchen lässt sich vor allem durch Fertigungseinflüsse und den Einfluss des Schubs in Dickenrichtung des Laminats erklären. Außerdem wurden die

Schubmoduln wie in Tabelle 4-17 dargestellt erhöht, um eine bessere Übereinstimmung zwischen Simulation und Versuch bei der Biegung beim  $\pm 45^\circ$  Laminat zu erzielen.

Um dem frühen Versagen der 4 mm UD Probe entgegenzuwirken wurden die Schubfestigkeiten wie in Tabelle 4-18 dargestellt erhöht. Die Druckfestigkeit des Materials in 11 Richtung wurde reduziert, um der geringsten Festigkeit aus den  $0^\circ$  UD Biegeversuchen zu entsprechen.

Bezeichnung *MAT_058	Ausgangs Wert	Optimierter Wert	Einheit
TAU1	65	75	MPa
SC	68.8	90	MPa
GMS	0.2	0.3	mm/mm
XC	679	577	MPa

Tabelle 4-18: Anpassung der Schubeigenschaften durch Biegeversuche

Dier Kraft-Weg Kurven mit der optimierten Materialkarte sind in Abbildung 4-11 und 4-12 dargestellt.

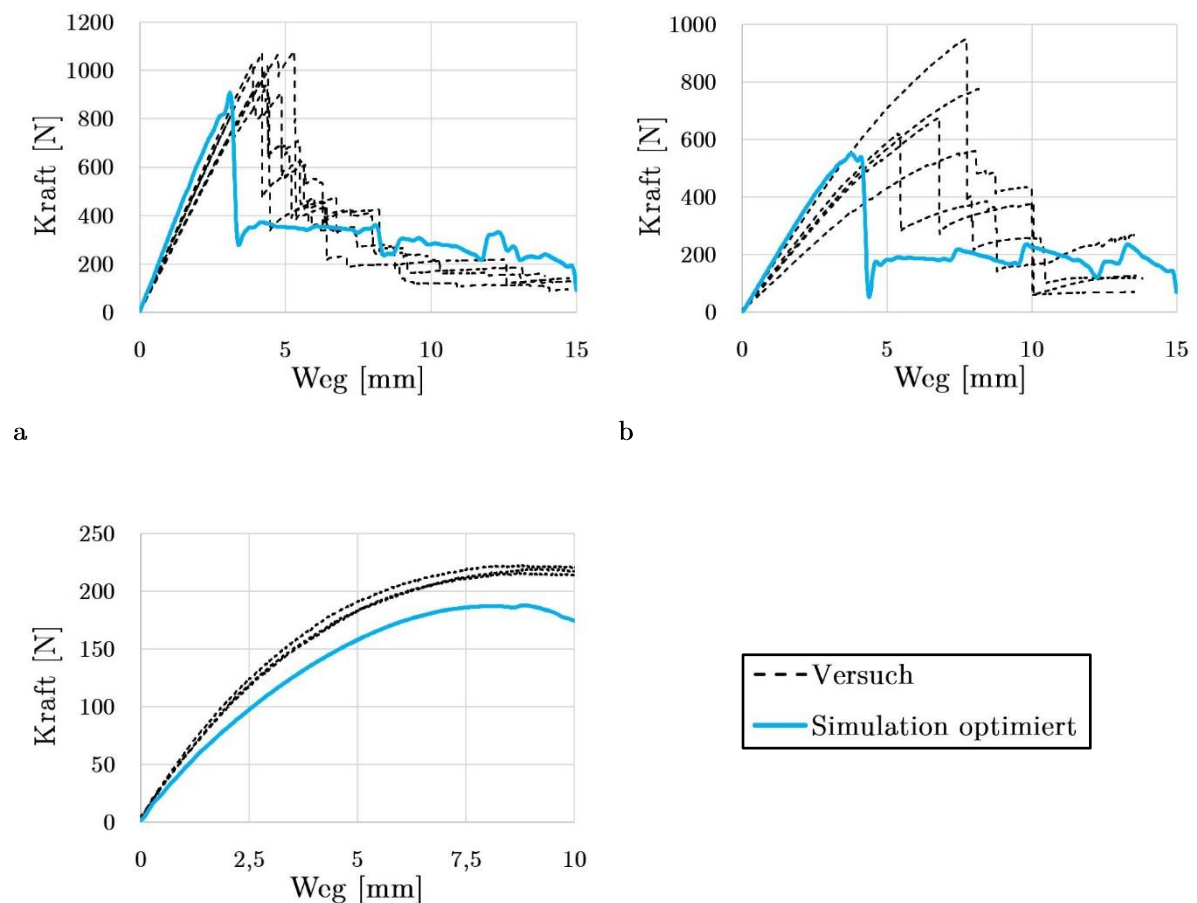


Abbildung 4-11: Kraft Weg Verlauf von Versuch und Simulation der Biegeproben mit optimierter Materialkarte a: 2 mm UD b: 2,3 mm  $0/90^\circ$  c: 2,3 mm  $\pm 45^\circ$

Dabei ist in Abbildung 4-11 gut erkennbar, dass die Abweichungen im elastischen Verhalten zwischen Simulation und Versuch deutlich reduziert werden konnten. Dies gilt sowohl für die Faser dominanten Layups als auch für den Biegeversuch am  $\pm 45^\circ$  Laminat.

Außerdem ist in allen Simulationen eine höhere Festigkeit im Nachbruchbereich erkennbar als im Versuch. Um eine bessere Übereinstimmung im Nachbruchbereich zu erzielen, wurden somit die SLIM Faktoren reduziert. Damit kann bei allen Varianten wie in Abbildung 4-11 und 4-12 ersichtlich, eine bessere Übereinstimmung vom Kraftniveau im Nachbruchbereich erzielt werden.

Ziel bei der Anpassung der Materialkarte war es, dass die Kraft Weg-Kurven der Simulation wenn möglich innerhalb der Streubreiten der Coupon- sowie der Biegeversuche liegen. Wenn dies nicht realisiert werden konnte, wurde versucht die Abweichungen zu allen Versuchen möglichst gering zu halten.

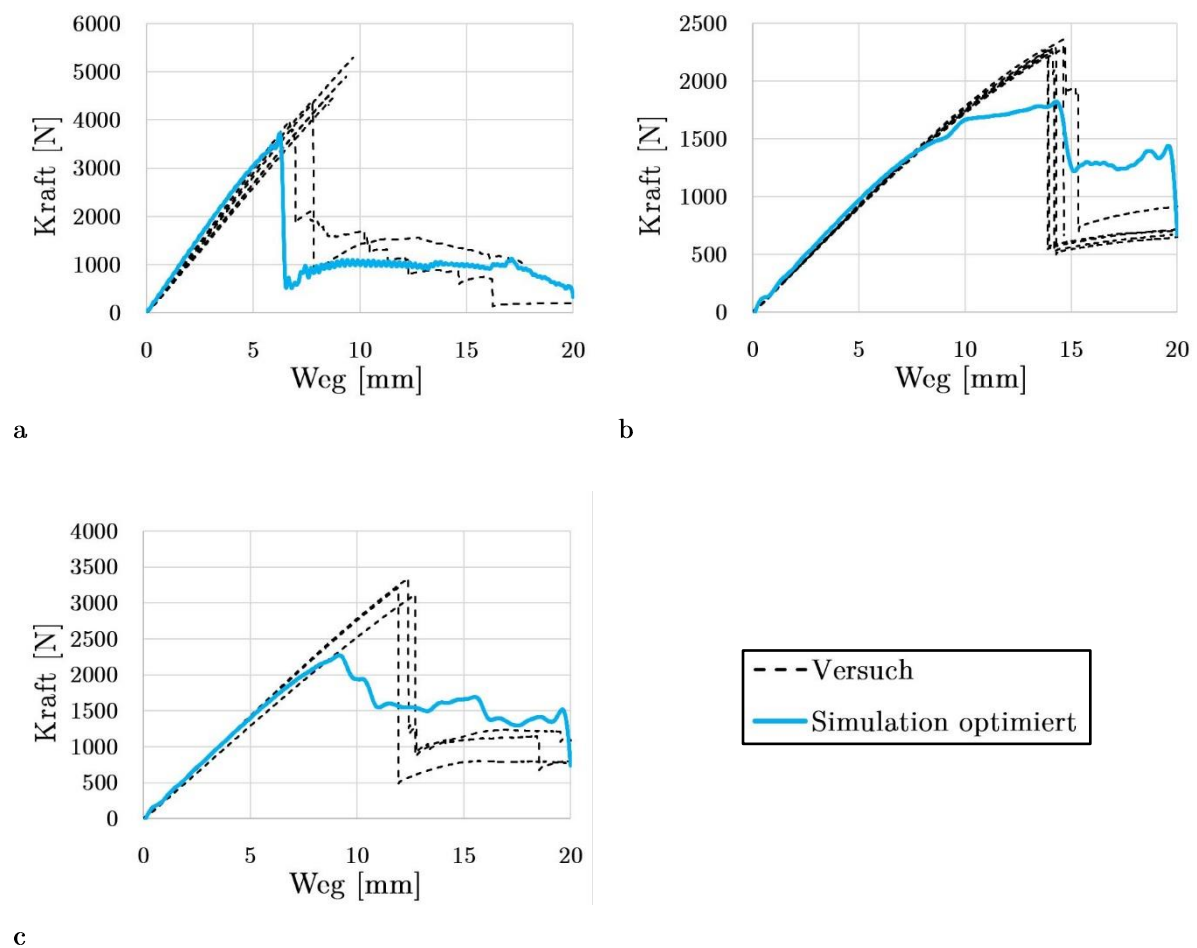


Abbildung 4-12: Kraft-Weg Verlauf von Versuch und Simulation der Biegeproben mit optimierter Materialkarte **a**: 4 mm UD **b**: 4 mm quasiisotrop **c**: 4 mm mit  $0^\circ$  dominantem Layup

## 5 VERSUCH UND SIMULATION VOM HUTPROFIL

Im Rahmen dieses Kapitels sollen die Versuche und die Simulation vom, in Kapitel 3 beschriebenen, Hutprofil genauer betrachtet werden. Dabei wird zuerst auf den Versuchsaufbau und die Ergebnisse aus den Versuchen eingegangen. Im Vergleich dazu werden die Simulationsergebnisse auf Basis der in Kapitel 4 erarbeiteten Materialkarte diskutiert. Dabei wird zuerst auf ein Shell Modell und dann auf ein Multi Shell Modell eingegangen. Darauf aufbauend wird auf die Modellierung von Delaminationen auf Basis des Multi Shell Modells eingegangen.

### 5.1 Versuchsaufbau Hutprofil Biegung

Wie in Kapitel 3.2 bereits diskutiert, wird im Rahmen dieser Arbeit die quasistatische Biegebelastung am Hutprofil untersucht. Dafür wird eine extra für diesen Anwendungsfall entwickelte, Biegevorrichtung verwendet. Diese kann zur Prüfung von 3 und 4 Punkt Biegung auf einer Universal Zug/Druck Prüfmaschine verwendet werden. Genau wie bei den Biegeversuchen der Platten, kann die Kraft- und Wegmessung direkt mit der Universalprüfmaschine durchgeführt werden. Die verwendete Prüfvorrichtung ist in Abbildung 5-1 dargestellt.

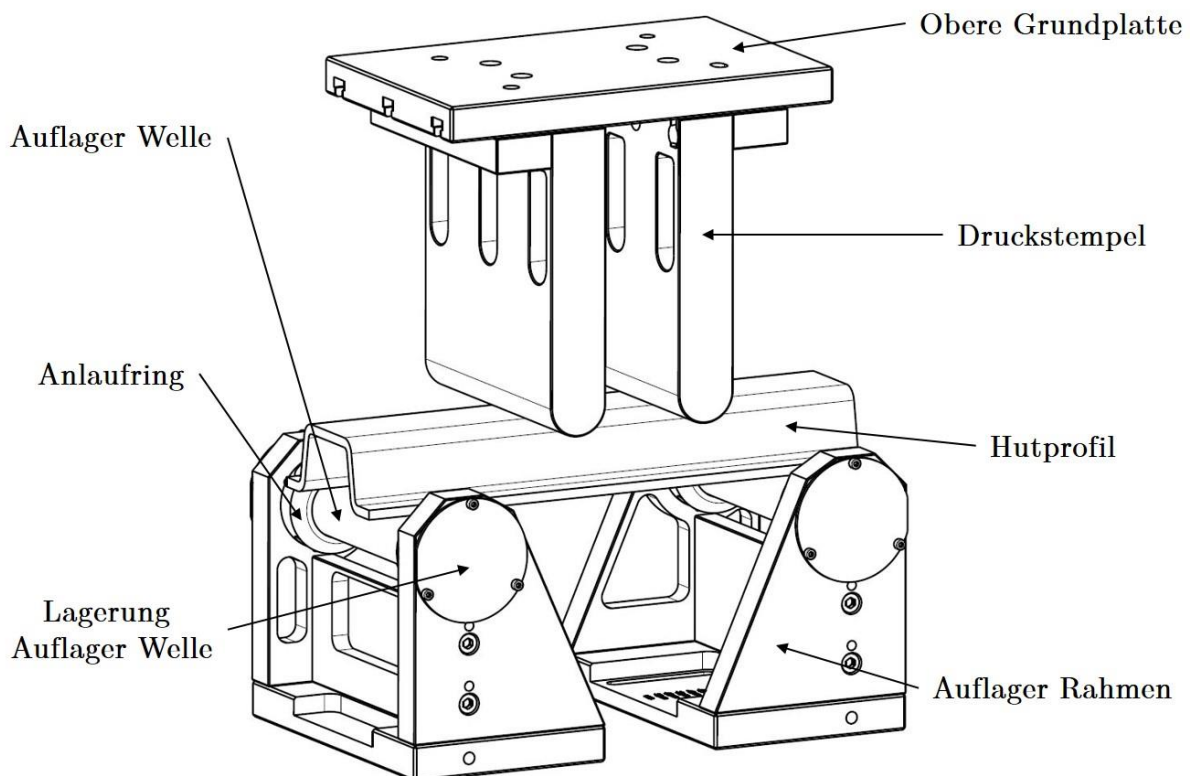


Abbildung 5-1: Versuchsaufbau Hutprofil 4 Pkt. Biegung



Bei dieser Vorrichtung sind die Druckstempel über die obere Grundplatte direkt mit den Spannpacken der Universalprüfmaschine verschraubt. Wobei eine Einstellung vom Druckstempelabstand über T-Nut Führungen auf der Grundplatte möglich ist. Die Auflagerwellen sind über Rollenlager im Auflagerrahmen drehbar gelagert. Der Auflagerabstand ist hier ebenfalls über T-Nut Führungen einstellbar. Um dem Aufbiegen des Hutprofils unter Druckbelastung entgegenzuwirken, sind auf den Auflagerwellen Anlaufringe montiert. Die verwendeten Abmessungen sind in Tabelle 5-1 angeführt.

Probekörper	Biegung	Auflager Abstand [mm]	Auflager Radius [mm]	Druckstempel Abstand [mm]	Druckstempel Radius [mm]
4 mm	4 Pkt.	350	25	116,7	25
8 mm	4 Pkt.	350	25	116,7	25

Tabelle 5-1: Abmessungen Hutprofil 4 Pkt. Biegung

Für alle Layups und alle Wandstärken wurden somit die gleichen Randbedingungen verwendet. Der Druckstempelabstand entspricht, wie bei der 4 Punkt Biegung üblich, 1/3 des Auflagerabstands. Auflager- und Druckstempelradius sind mit 25 mm gleich groß und die Anlaufringe werden vor dem Versuch bis zum Kontakt mit dem Hutprofil verschoben und dann fixiert. Die Prüfungen werden mit einer Geschwindigkeit von 1 mm/sec durchgeführt, was als quasistatische Belastung angesehen werden kann.

## 5.2 Ergebnisse Hutprofil Biegeversuche

In Summe wurden je Laminat und Wandstärke 4-5 Probekörper gefertigt und im Versuch getestet. Die gemessenen Kraft-Weg Kurven dieser Versuche sind in Abbildung 5-2 dargestellt. Hier ist sehr gut zu erkennen, dass es zu geringen Abweichungen zwischen den einzelnen Probekörpern kommt. Das deutet somit auf gleichbleibende Bauteilqualität durch geringe Fertigungseinflüsse hin.

Bei allen Versuchen ist die Kurvencharakteristik sehr ähnlich. Nach einem ersten, annähernd linearen Anstieg kommt es ab der Hälfte bis zu zwei Drittel der Maximalkraft zu einem ersten Versagen, also einem Knick in der Kurve. Dieser Knick lässt auf erste Schädigungen in der Matrix zurückführen. Dann erhöht sich die Kraft weiter bis bei einer Verformung von etwa 10 mm die Maximalkraft erreicht wird. Danach bleibt diese Maximalkraft kurz konstant bis sie bei etwa 20 mm Verformung auf ein konstantes Restfestigkeitsniveau fällt. Dieses Niveau kann dann bis zu Verformungen von etwa 50 mm sehr konstant gehalten werden.

Bei den 4 mm dicken Hutprofilen werden Maximalkräfte von ca. 30-35 kN erreicht, wobei die Maximalkräfte beim 0° UD dominanten Layup etwas höher sind. Dies kann durch das auf die Belastung ausgerichtete Laminat erklärt werden und lässt darauf schließen, dass für das primäre Versagen vom Hutprofil die Belastungen in Faser Längsrichtung

ausschlaggebend sind. Die Restfestigkeit beim quasiisotropen 4 mm Hutprofil ist teilweise höher als beim  $0^\circ$  UD dominanten Layup. Der Unterschied im Nachbruchbereich lässt darauf schließen, dass ein großer Anteil vom Versagen im Nachbruchbereich auch normal zur Belastungsrichtung stattfindet. Diesem Versagen wird durch ein quasiisotropes Laminat besser entgegengewirkt und resultiert somit in einem höherem Kraftniveau. Dennoch kommt es bei dem quasiisotropen Laminat zu höheren Streuungen im Nachbruchbereich als bei dem  $0^\circ$  UD dominanten Layup. Dies deutet auf einen unterschiedlichen Rissfortschritt zwischen den einzelnen quasiisotropen Hutprofilen hin. Durch die Änderung des Faserwinkels bei jeder Lage wirkt das Laminat somit einem Rissfortschritt entgegen. Was wiederum dazu führt, dass sich im Endeffekt der Riss auf sehr unterschiedliche weisen ausbreiten kann. Beim 4 mm  $0^\circ$  UD dominanten Layup sind die Lagen 3-12 (von insgesamt 14 Lagen) nacheinander in  $0^\circ$  ausgerichtet. Somit gibt es in diesen UD Lagenpaket keine Lagen die eine risstoppende Funktionen übernehmen können. Dadurch tritt hier vermutlich ein sehr ähnlicher Rissfortschritt zwischen den einzelnen Hutprofilen auf.

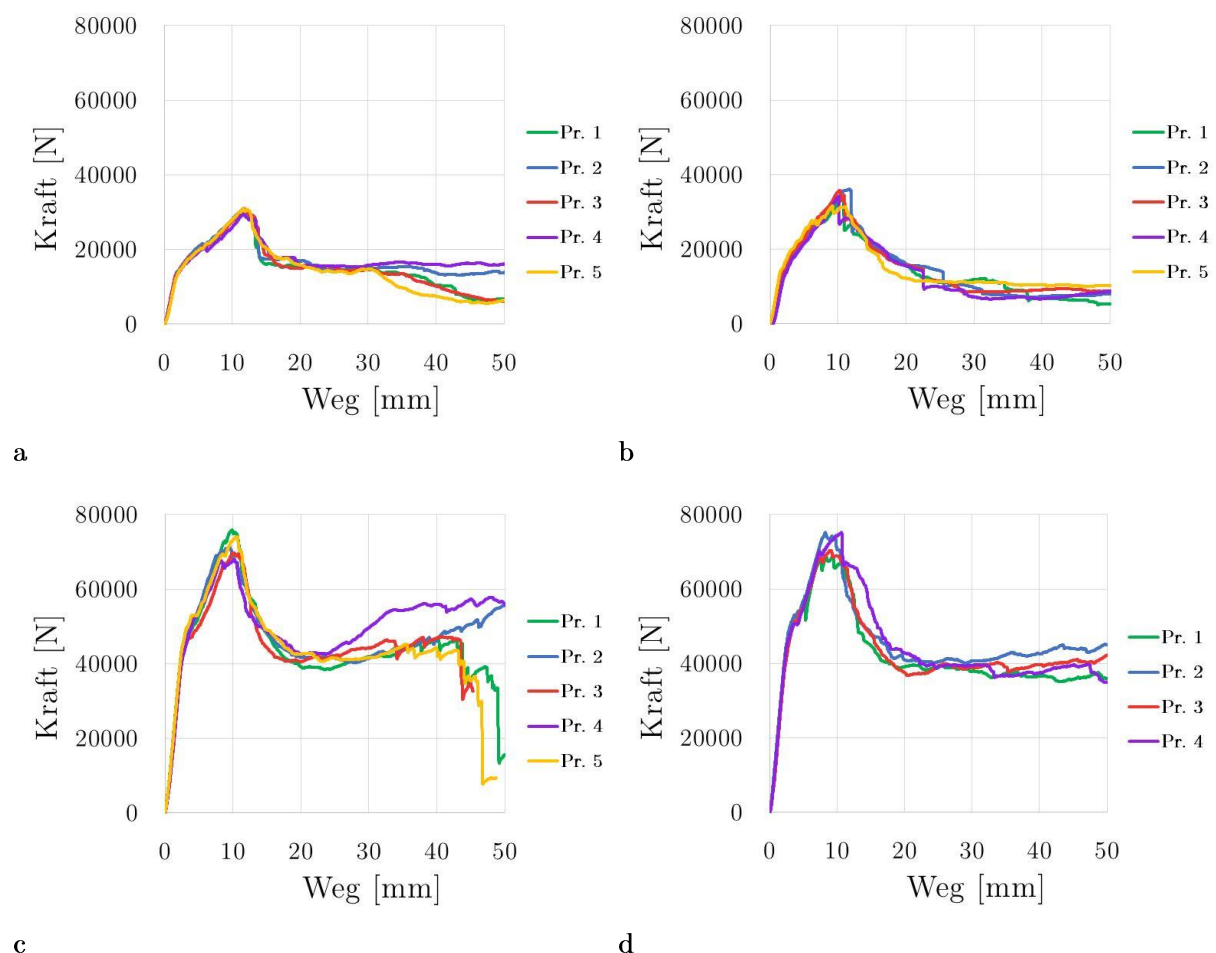


Abbildung 5-2: Kraft Weg Kurven der Hutprofil Versuche **a**: 4 mm quasiisotrop **b**: 4 mm  $0^\circ$  dominant **c**: 8 mm quasiisotrop **d**: 8 mm  $0^\circ$  dominant

Bei den 8 mm Hutprofilen sind die Maximalkräfte bei beiden Laminaten mit ca. 70-75 kN sehr ähnlich. Bei den  $0^\circ$  UD dominanten Laminaten ist die Restfestigkeit bei einem Niveau von ca. 40 kN sehr konstant. Bei den 8 mm Hutprofilen mit quasiisotropem Layup kommt es teilweise zu einem Anstieg der Restfestigkeit und teilweise zu einem deutlichen Festigkeitsabfall bei etwa 45 mm Verformung.

Die größere Streuung im Nachbruchverhalten vom 8 mm quasiisotropen Layup verglichen zum  $0^\circ$  UD dominanten Layup lässt sich wie bereits bei dem 4 mm Hutprofil durch unterschiedlichen Rissfortschritt erklären.

Zusammenfassend erkennt man gut, dass die Abweichungen zwischen den einzelnen Hutprofilen sehr gering sind. Teilweise sind die Abweichungen sogar geringer als bei den einfacheren Coupon- bzw. Biegeversuchen. Dies lässt sich durch einen ausgereiften Fertigungsprozess und geringe Fertigungseinflüsse erklären.

## 5.3 Shell Modellierung

Wie bereits in Kapitel 2.3.3 eingangs beschrieben wurde, ist die Modellierung einer Struktur mit 2D Schalen Elementen oder auch Shell Elementen die einfachste Form derartige Bauteile zu modellieren. Diese Modellierung bietet sich vor allem bei Belastungen in der Ebene oder bei Biegebelastungen an. Dabei wird jedoch eine Einschränkung der Gültigkeit für dünnwandige Bauteile getroffen. Außerdem kann eine Krafteinleitung normal zur Elementebene aufgrund der fehlenden Definition dafür nur bedingt genau betrachtet werden. Aufgrund dieser Punkte ist die Modellierung des vorliegenden Problems mit Shell Elementen eine Vereinfachung. Dennoch ist es sinnvoll diese Modellierung zu betrachten, weil sie einerseits in der Gesamtfahrzeug Crashberechnung sehr verbreitet ist und andererseits sehr einfach realisiert werden kann.

### 5.3.1 Modellaufbau

Prinzipiell weist das reale Bauteil aufgrund der  $\pm 45^\circ$  UD Lagen keinerlei Symmetrie auf. Um jedoch die Rechenzeit möglichst gering zu halten, wurde anfangs ein Vergleich zwischen Halb- und Gesamtmodell erstellt. Da zwischen Halb- und Gesamtmodell keinerlei Unterschied erkennbar war, wurde für die weitere Betrachtung ein Halbmodell verwendet. Dieses Modell ist in Abbildung 5-3 dargestellt.

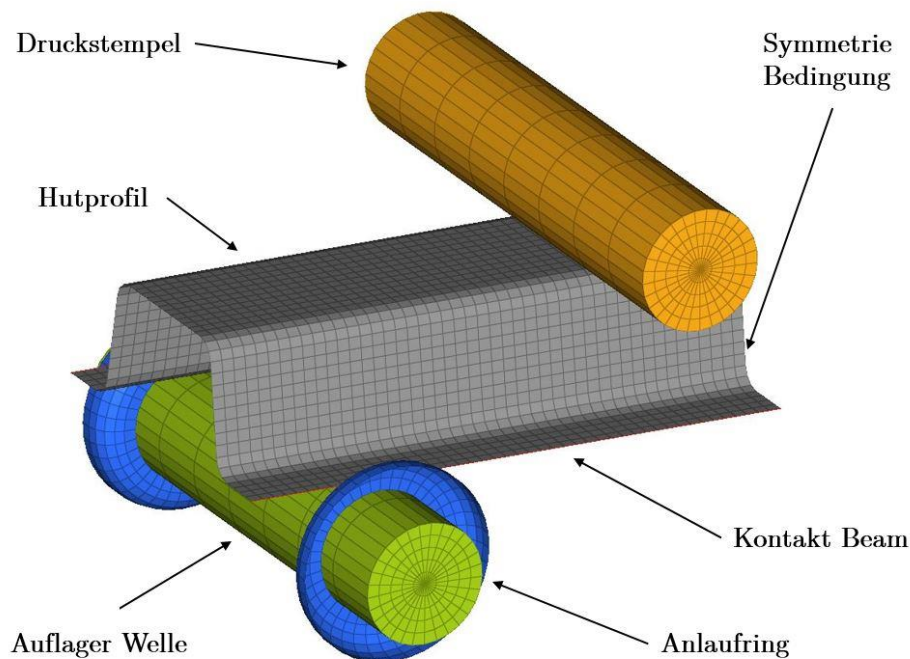


Abbildung 5-3: Modellaufbau Shell Modellierung

Diese Symmetriebedingung kann durch sperren der jeweiligen Freiheitsgrade in den Knoten auf der Symmetrieebene definiert werden.

Der Druckstempel sowie die Auflagerwelle wurden mit undurchdringbaren Wänden, als sogenannten Starrkörpern, definiert. Diese Vereinfachung kann getroffen werden, weil die reale Prüfvorrichtung aus Stahl deutlich härter und auch steifer als das Hutprofil selbst ist. Die Art der Modellierung von Starrkörpern zeichnet sich durch eine einfache Realisierung und ein stabiles Verhalten aus. Da diese Modellierung nur für einfache Geometrien möglich ist, mussten die Anlaufringe mit Elementen diskretisiert werden. Damit diese auch ein Starrkörperverhalten aufweisen, kann den Elementen ein starres Material zugewiesen werden.

Da es zu einer extrem hohen Anzahl an notwendigen Zeitschritten bzw. einer damit verbundenen sehr langen Rechenzeit kommen würde, konnte die Geschwindigkeit vom Druckstempel nicht direkt vom Versuch in die Simulation übernommen werden. Die Geschwindigkeit in der Simulation wurde mit 500 mm/s definiert. Bei dieser Geschwindigkeit ist noch kein Einfluss der Trägheitskräfte erkennbar.

Die Mittelfläche vom Hutprofil wurde mit Shell Elementen mit einer Kantenlänge von 5 mm vernetzt. Dies entspricht der Standard Elementgröße in der Gesamtfahrzeug Crashberechnung. Zur Vernetzung wurde der LS-DYNA Elementtyp 8, also das Belytschko-Leviathan Shell Element verwendet. Dabei handelt es sich um ein Shell Element mit einem Reissner Ansatz also einer schubweichen Schalenformulierung und einer reduzierten Integration in der Ebene. Der Vorteil gegenüber dem standardmäßig in LS-DYNA verwendeten Elementtyp 2, also dem Belytschko-Lin-Tsay Element ist die Berücksichtigung von Elementverwindungen und einer physikalischen Hourglassing Kontrolle. Dabei bietet es außerdem deutliche Rechenzeitvorteile im Vergleich zum vollintegrierten Elementtyp 16 (vgl. Haufe et. al. [8]).

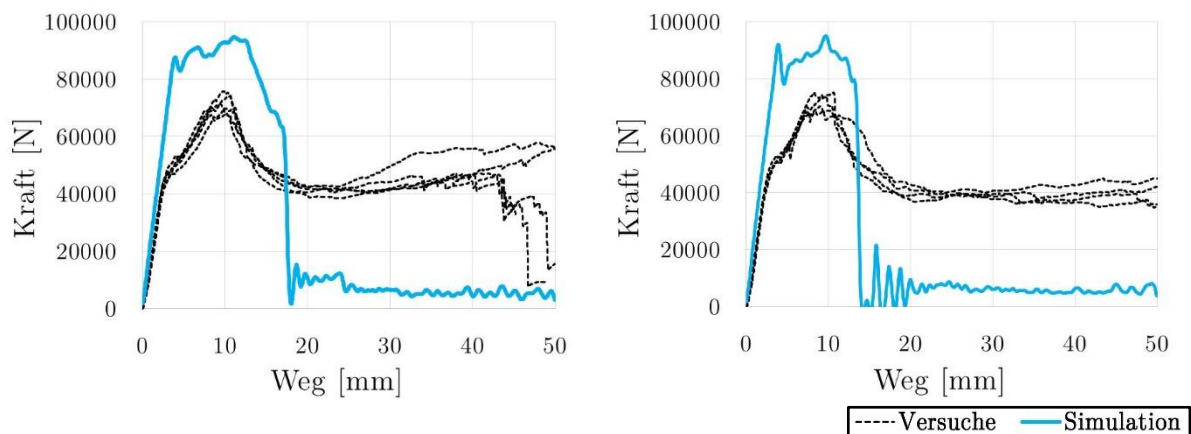
Um einen robusten Kontakt zwischen Hutprofil und Anlaufringen zu gewährleisten, wurden an der Kante vom Hutprofil Kontakt Balken definiert. Als Kontaktdefinition wurde ein Linien zu Fläche Kontakt gewählt. Dieser kontrolliert nicht nur Knoten zu Fläche sondern den Kontakt zwischen der gesamten Linie zur Fläche. Um Durchdringungen vom Hutprofil in sich selbst zu verhindern wurde ein Selbstkontakt für dieses Bauteil definiert.

Da es beim Versagen von Faserverbundstrukturen in der Simulation zu Instabilitäten durch das Löschen von Elementen kommen kann, wurde eine zusätzliche Dämpfung hinzugefügt. Dabei handelt es sich um eine steifigkeitsproportionale Dämpfung die mit zunehmender Frequenz stärker wirkt und Relativgeschwindigkeiten im Material dämpft (vgl. Stelzmann und Hörmann [34]). Die Größenordnung dieses Dämpfungskoeffizienten wurde bewusst klein gewählt, um den Einfluss möglichst gering zu halten. Zusätzlich wurde die Größenordnung des Koeffizienten noch im Rahmen der Parameterstudie, die sich im Anhang befindet, untersucht.

Schlussendlich wurde zur Materialorientierung für jedes Element ein Winkel definiert, wobei die Hauptrichtung vom Laminat in Längsrichtung vom Hutprofil ausgerichtet ist. Die verwendeten Layups wurden mit dem Keyword \*PART\_COMPOSITE zugewiesen. Dabei wird jede Laminatlage als ein Integrationspunkt in Dickenrichtung vom Schalenelement abgebildet. Jeder Lage kann somit das verwendete Material, die Lagendicke und der Faserwinkel zugewiesen werden.

### 5.3.2 Ergebnisse

Der Vergleich zwischen Simulation und Versuch kann wie bei den Coupon- und Biegeversuchen sehr gut durch die Kraft-Weg Kurven dargestellt werden. Zusätzlich darf aber das globale Versagensbild nicht vernachlässigt werden. Hier muss überprüft werden, ob wie im Versuch das primäre Versagen im Bereich der Druckstempel durch die hohe Druckbelastung ausgelöst wird. In der Simulation wurden nur die Hutprofile mit der Wandstärke von 8 mm betrachtet. In Abbildung 5-4 sind die Kraft-Weg Kurven der Simulation mit der Materialkarte aus Kapitel 4 (in blau) den Versuchen gegenübergestellt. Dabei ist bei beiden Varianten gut erkennbar, dass die Anfangssteifigkeit zwischen Versuch und Simulation gut übereinstimmt. Der kleine Unterschied zwischen Versuch und Simulation ist damit erklärbar, dass in der Simulation die Nachgiebigkeit der Vorrichtung nicht berücksichtigt wurde. Bei beiden Layups kann in der Simulation der erste Knick bei einer Kraft von ca. 50 kN, der bei den Versuchen erkennbar ist, nicht abgebildet werden. Dieser Knick wird primär durch eine Matrixschädigung wegen der hohen Kontaktkräfte in 33-Richtung vom Laminat ausgelöst. Da bei der Shell Formulierung ein zweidimensionaler Spannungszustand angenähert wird, ist die Abbildung dieses ersten Versagens somit nicht möglich. Die Kraft steigt in beiden Varianten auf ein Niveau von 80-90 kN wo sie bis zu einer Verformung von etwa 15 mm sehr konstant bleibt.



a

b

Abbildung 5-4: Kraft-Weg Kurven Shell Modellierung **a**: 8 mm quasiisotrop **b**: 8 mm 0° dominant

Die höhere Festigkeit in der Simulation ist darauf zurückzuführen, dass bei Shell Elementen keine Delaminationen und auch keine Spannung in Dickenrichtung abgebildet werden kann. Die hohen Spannungen in der 33-Richtung vom Laminat die im Kontaktbereich vom Druckstempel auftreten, führen im Versuch zu erstem Versagen in der Matrix, was somit auch die Druckfestigkeit in Faserlängsrichtung reduziert. In Abbildung 5-5 sind die Spannungen in Faserrichtung unter Druck bei einer Verformung von 4 mm beim  $0^\circ$  UD dominanten 8 mm Hutprofil dargestellt.

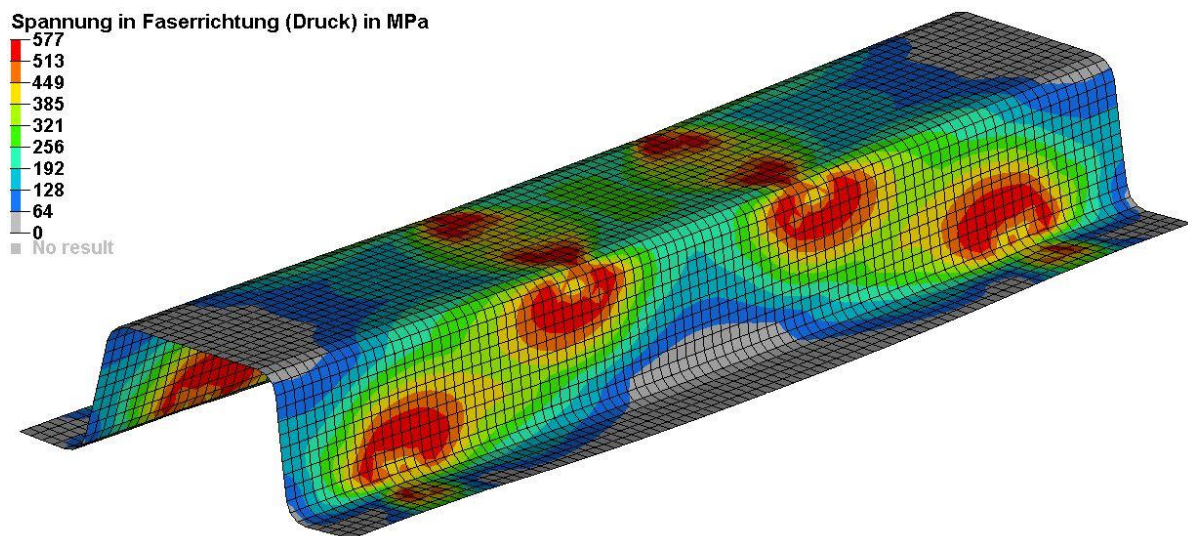


Abbildung 5-5: Spannungen in Faserrichtung (Druck) in MPa vom Shell Modell

Hier ist ersichtlich, dass die maximal definierte Druckspannung von 577 MPa im Obergurt vom Hutprofil im Kontaktbereich mit dem Druckstempel erreicht wird. Außerdem sind in den Seitenflanken vom Hutprofil erhöhte Spannungen bei der Krafteinleitung durch Auflager und Druckstempel erkennbar. Genau in diesen Bereichen tritt daraufhin auch die erste Schädigung auf.

Danach kommt es zu einem sehr starken Abfall der Kraft bis zu einem Niveau von etwa 5-10 kN. Erkennbar ist, dass das quasiisotrope Laminat etwas später auf das Restfestigkeitsniveau abfällt. Der schlagartige Abfall auf ein sehr geringes Lastniveau ist auf das Löschen einer gesamten Elementreihe in den oberen zwei Drittel des gesamten Hutprofils erklärbar. In Abbildung 5-6 sind die gelöschten Elemente innerhalb der roten Bereiche dargestellt. Diese Versagen lässt sich auf Lokalisierungseffekte die bei entfestigenden Materialien auftreten, erklären. Das bedeutet, dass sobald ein Element geschädigt wird, sich die Schädigung primär in diesem Element ausbreitet, da die Festigkeit im Vergleich zu den umliegenden Elementen immer geringer wird.

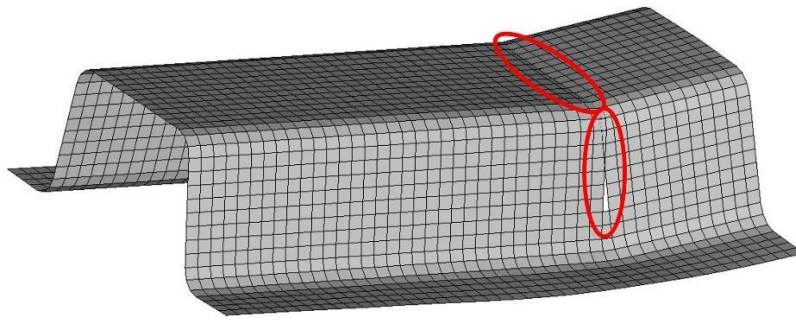


Abbildung 5-6: Rissfortschritt beim Shell Modell

Zusammenfassend gibt es also eine gute Übereinstimmung beim elastischen Verhalten und bei der auftretenden Maximalkraft die in der Simulation aber 15-25% höher ist als im Versuch. Das Nachbruchverhalten mit einem konstanten Niveau bei etwa 40-50 kN kann somit nicht abgebildet werden.

### 5.3.3 Optimierung der Materialkarte

Um die Abweichungen am Hutprofil zu reduzieren, wurde die bestehende Materialkarte in einem weiteren Schritt direkt am 8 mm Hutprofil mit dem 0° UD dominanten Layup optimiert. Diese Materialkarte wurde daraufhin mit dem Hutprofil mit 8 mm quasiisotropen Layup, den Couponversuche sowie den Biegeversuche verglichen. In Abbildung 5-7 sind die Kraft-Weg Kurven mit der optimierten Materialkarte in orange dargestellt. Dabei ist ersichtlich, dass die Abweichungen der Maximalkraft und im Nachbruchbereich deutlich reduziert werden konnten.

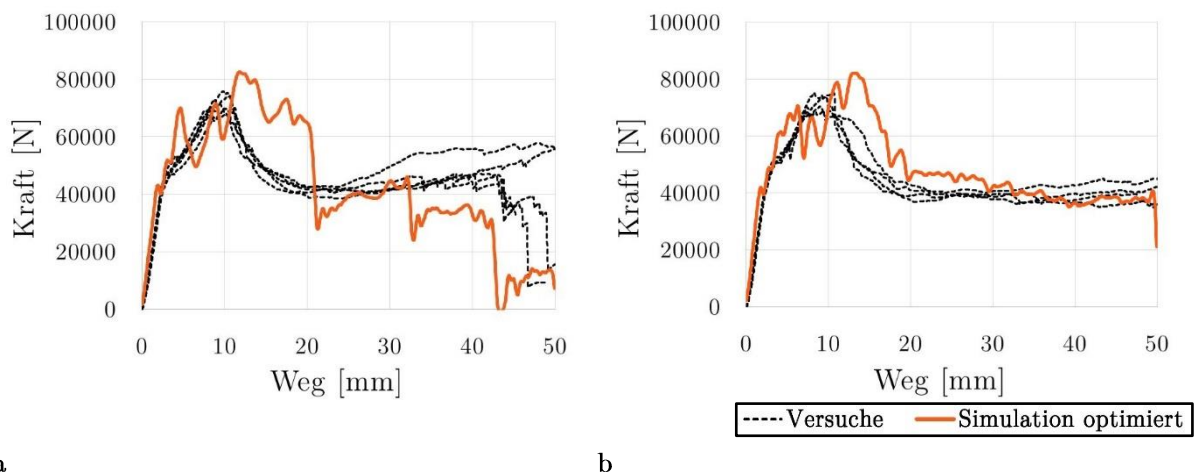


Abbildung 5-7: Kraft-Weg Kurven Shell Modellierung mit optimierter Materialkarte **a**: 8 mm quasiisotrop **b**: 8 mm 0° dominant

Um die Gültigkeit vom Materialmodell bei den Coupon- und Biegeversuchen nicht zu beeinflussen, wurden nur Parameter angepasst die keinen großen Einfluss auf diese Lastfälle haben. Die Optimierung der Materialkarte wurde einerseits mit der Anpassung



der Bruchdehnung bei der die Elemente gelöscht werden durchgeführt. Außerdem wurde die in Kapitel 2.2.3 beschriebene Schädigung der Schubmoduln in Dickenrichtung vom Laminat implementiert. Hierbei werden ab einer definierten Dehnung die Schubmoduln in Dickenrichtung vom Laminat reduziert. Dieses Verhalten kann mit einer Art Delamination im Modus II verglichen werden. Wie in der Parameterstudie im Kapitel 10.3 erkennbar ist, haben diese Parameter einen sehr großen Einfluss, wenn die Dehnungswerte zu Beginn der Schädigung bei etwa 1,5% liegen. Daraufhin wurde der Start der Schädigung der Schubmoduln bei einer Dehnung von ca. 3% definiert.

Nach dieser Optimierung am  $0^\circ$  UD dominanten Layup ist beim quasiisotropen Layup ebenfalls eine sehr gute Übereinstimmung zwischen Versuch und Simulation erkennbar. In Abbildung 5-8 ist das Versagen der Faser (wie in Formel 2.7 definiert) sowie der Schubmoduln in Dickenrichtung des  $0^\circ$  UD dominanten Layups bei einer Verformung von 30 mm dargestellt. Hier ist zu erkennen, dass es im Bereich der Radien bei den Auflagern zu einer Schädigung kommt. Außerdem kommt es zu großen Schädigungen und lokalem Ausknicken der Elemente beim Kontakt mit den Druckstempeln. In den seitlichen Flanken kommt es zu einem Löschen der Elemente unterhalb der Druckstempel.

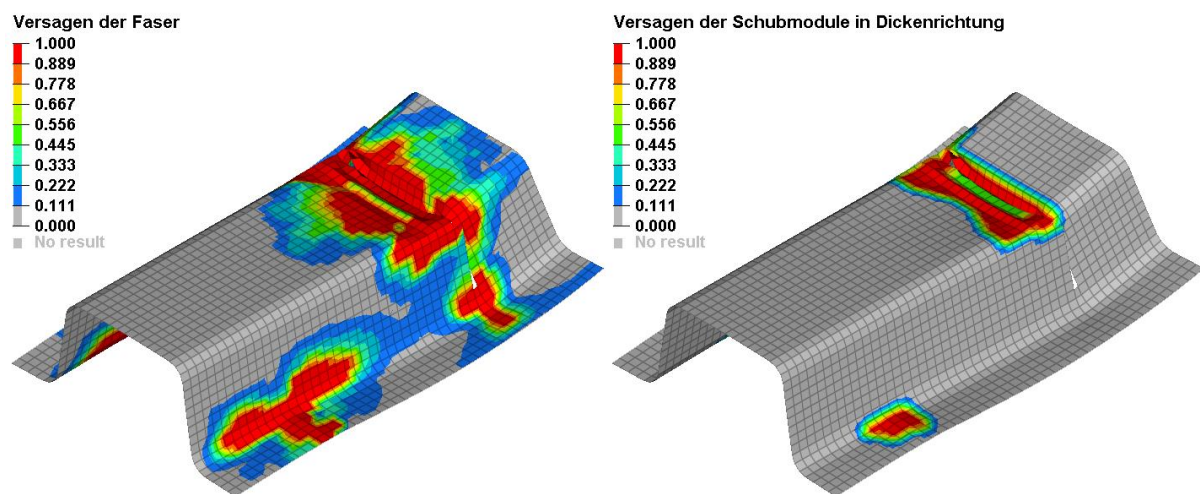


Abbildung 5-8: Versagen Shell Modellierung mit optimierter Materialkarte

## 5.4 Der Multi Shell Ansatz

Ein detaillierter Modellierungsansatz, als der mit nur einem Shell Element ist der in Kapitel 2.3.4. beschriebene Multi Shell Ansatz. Dabei werden mehrere Shell Elemente in Dickenrichtung gestapelt und miteinander verbunden. Es kann entweder jede Lage als einzelnes Shell Element abgebildet werden oder aber auch das Laminat in Sublaminat unterteilt werden. Ab diesem Detaillierungsgrad der Modellierung ist es außerdem möglich Delaminationen zu implementieren. Im ersten Schritt soll jedoch eine starre Verbindung zwischen den einzelnen Lagen definiert werden. Der genaueren Abbildung der Geometrie steht ein höherer Modellierungsaufwand und eine höhere Rechenzeit als beim einfachen Shell Modell gegenüber.

### 5.4.1 Modellaufbau

Die Randbedingungen, Symmetrien, Kontakte und Starrkörper konnten direkt vom einfacheren Shell Modell übernommen werden. Das Laminat wurde in sieben Sublaminat unterteilt, was bei einer Anzahl von 28 Lagen zu vier Lagen pro Sublaminat führt. Das Layup je Sublaminat wurde wie beim einfachen Shell Modell bei dem jeder Laminatlage ein Integrationspunkt zugewiesen wird definiert. Das verwendete Netz mit den einzelnen Sublaminaten ist in der nachfolgenden Abbildung dargestellt.

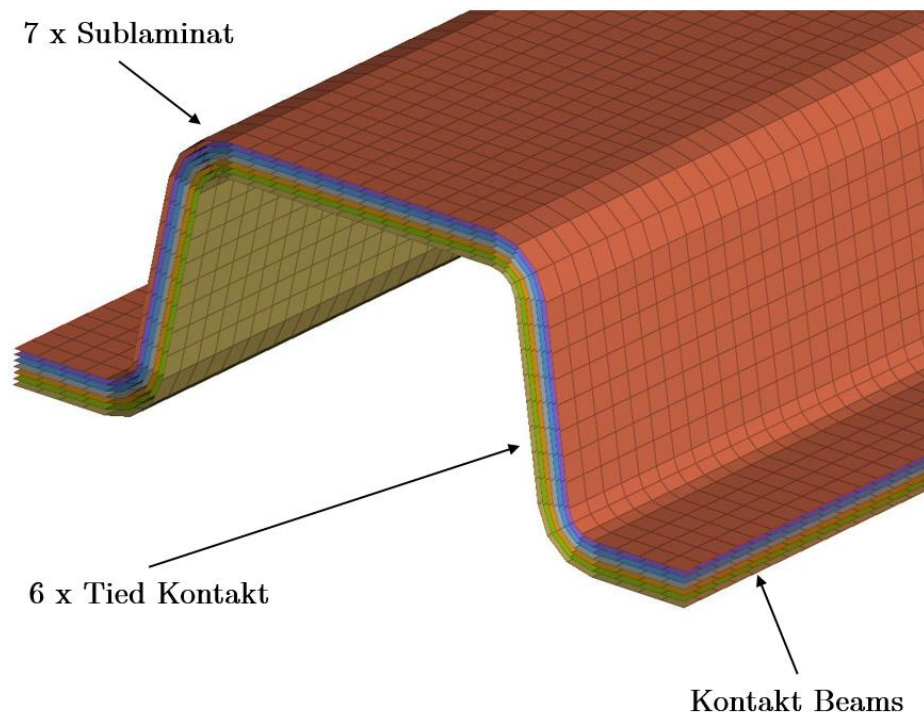


Abbildung 5-9: Modellaufbau Multi Shell Modellierung

Um die einzelnen Lagen durch Kontakte miteinander zu verbinden wurden folgende zwei Möglichkeiten untersucht:

- Klebekontakt (\*CONTACT\_TIED\_XXX)
- Klebekontakt mit Delaminations Möglichkeit (\*CONTACT\_XXX\_TIEBREAK)

Bei dem Klebekontakt mit den Delaminations Möglichkeiten wurden die Parameter für das Versagen sehr hoch gewählt, um im ersten Schritt keine Delamination zu berücksichtigen. Mit dieser Kontakteinstellung konnte jedoch keine Lösung zur Verbindung der Sublaminaten gefunden werden, weil es bei der Definition der notwendigen Steifigkeit zu numerischen Instabilitäten gekommen ist. Wenn diese Steifigkeit jedoch reduziert wird, kommt es zu einem sehr schubweichen Verhalten vom Bauteil. Dadurch kam es bereits beim elastischen Verhalten vom Hutprofil zu Abweichungen der Steifigkeit in der Größenordnung von bis zu 100%. Schlussendlich wurde folgender Klebekontakt zur Verbindung der Sublamine verwendet:

```
*CONTACT_TIED_SHELL_EDGE_TO_SURFACE_BEAM_OFFSET
```

Bei diesem Klebekontakt werden die Slave Knoten mit dem Master Element verbunden, wobei hier zusätzlich zu den Verschiebungen auch die Rotationen der Knoten gesperrt werden. Der Abstand zwischen den einzelnen Shell Lagen wird über eine Penaltyformulierung (Option XXX\_BEAM\_OFFSET) definiert. Wichtig bei diesem Kontakt sind die zusätzlichen Einstellungen zur Berechnung der Penalty Steifigkeit und zur Suchdistanz der Slave Knoten. Mit der Formulierung SOFT=1 wird die Kontaktsteifigkeit über die Knotenmassen und den globalen Zeitschritt und nicht über die Materialsteifigkeit bestimmt. Diese Einstellung ist beim Kontakt weicher oder unterschiedlicher Materialien sinnvoll (vgl. LS-DYNA Manual [10]). Zusätzlich muss die Suchdistanz der Slave Knoten wegen der Krümmung im Radius vom Hutprofil eingestellt werden. Standardmäßig werden nur Knoten verklebt, die eine Normalprojektion auf ein entsprechendes Master Element aufweisen. Die Größe der Fläche vom Master Element die für die Suchdistanz vom Kontakt gilt, kann mit dem Parameter MAXPAR eingestellt werden.

### 5.4.2 Ergebnisse

Auch bei dieser Modellierungsart wurde im ersten Schritt die in Kapitel 4 erarbeitete Materialkarte an den beiden 8 mm Layups getestet. Die Kraft-Weg Kurven aus Versuch und Simulation sind in Abbildung 5-10 dargestellt. Dabei ist gut zu erkennen, dass mit dieser Modellierungsart eine deutlich bessere Übereinstimmung der Kurven zwischen Simulation und Versuch mit der erstellten Materialkarte erreicht wurde. Die Steifigkeit zu Beginn der Belastung stimmt sehr gut überein. Auch bei dieser Modellierungsart lassen sich die Abweichungen in der Steifigkeit durch die Vernachlässigung der Nachgiebigkeit der Vorrichtung in der Simulation erklären. Die Maximalkraft liegt in der Simulation etwa 15-25% über den Werten aus den Versuchen. Die höheren Kraftniveaus

lassen sich in diesem Fall auch über die fehlende Berücksichtigung der Spannungen in Dickenrichtung, und der fehlenden Abbildung lokalen Delaminationen erklären.

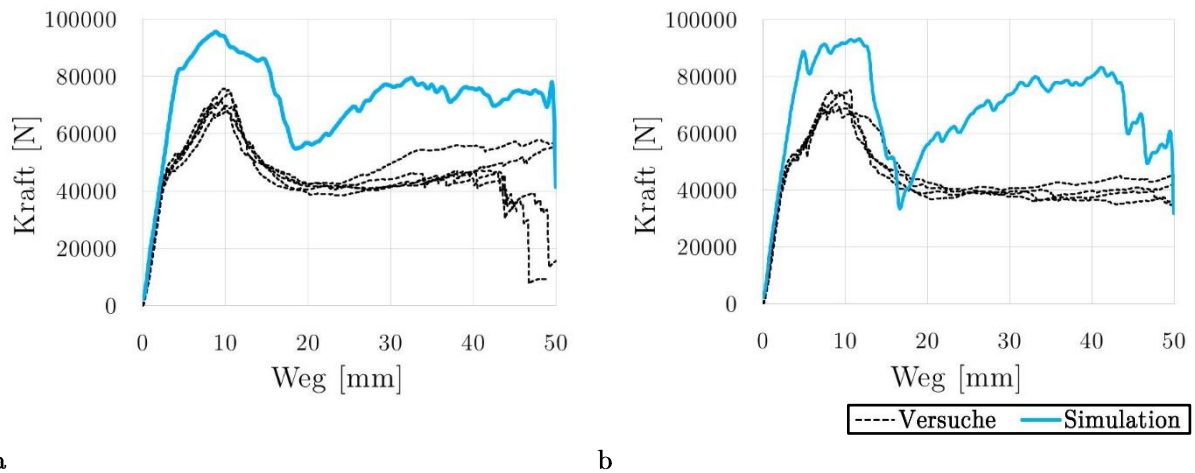


Abbildung 5-10: Kraft-Weg Kurven Multi Shell Modellierung **a**: 8mm quasiisotrop **b**: 0° dominant

Nach der Maximalkraft stellt sich in der Simulation ein relativ konstantes Restfestigkeitsniveau ein. Dies liegt jedoch etwa 50-80% über dem Niveau aus dem Versuch. Es werden auch beim Multi Shell Modell Elemente unterhalb vom Druckstempel aufgrund der überschrittenen Bruchdehnung gelöscht. Verglichen zur einfachen Shell Modellierung kommt es bei dieser Modellierungsart jedoch nicht zu einem schlagartigem Bruch. Durch die detailliertere Modellierung in Dickenrichtung vom Laminat tritt ein schrittweises Löschen der Elemente über die Bauteildicke auf. In Abbildung 5-11 ist eine Detailansicht vom Bruchbereich des Multi Shell Modells dargestellt. Hier ist ersichtlich, dass zuerst die außenliegenden Elemente durch die höheren Dehnung gelöscht werden.

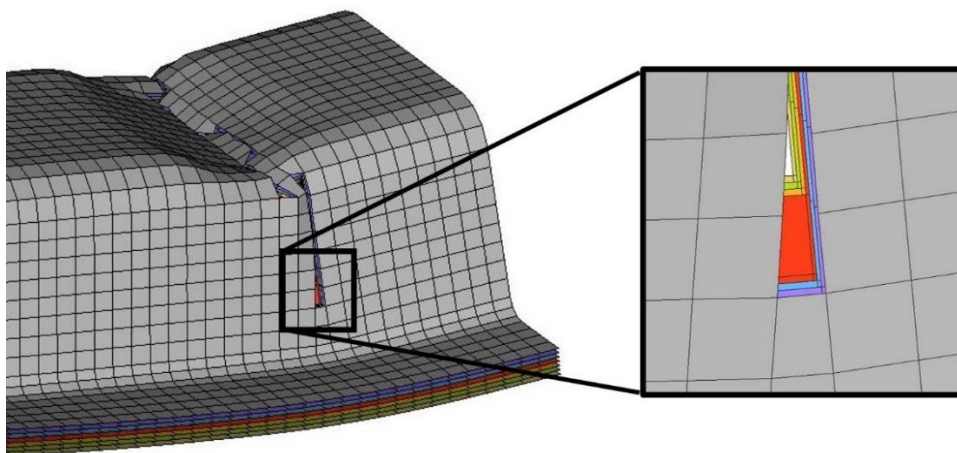


Abbildung 5-11: Rissfortschritt beim Multi Shell Modell

Zusammenfassend können mit einer Multi Shell Modellierung gute Ergebnisse erzielt werden. Das elastische Verhalten wird genau wie beim Shell Modell sehr gut abgebildet. Es kommt aber zu Abweichungen in der Maximalkraft sowie in einem erhöhtem Kraftniveau im Nachbruchbereich.

### 5.4.3 Optimierung der Materialkarte

Aufgrund der im vorigen Kapitel beschriebenen Abweichungen zwischen Versuch und Simulation, wurde in einem weiteren Schritt die Materialkarte am  $0^\circ$  UD dominanten Layup optimiert und daraufhin mit dem quasiisotropen Layup verglichen. Die Kraft Weg Kurven von Versuch und Simulation sind in Abbildung 5-12 dargestellt.

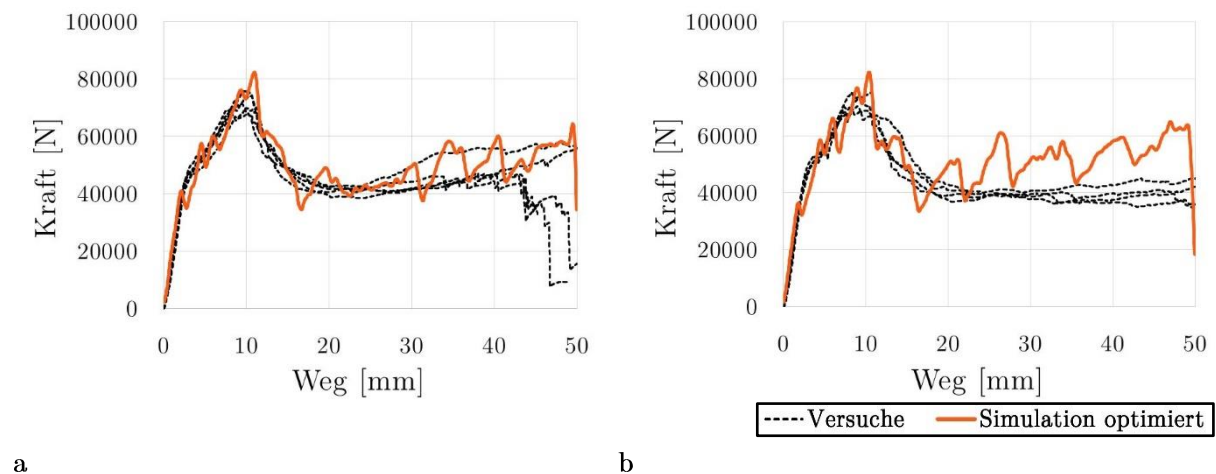


Abbildung 5-12: Kraft-Weg Kurven Multi Shell Modellierung mit optimierter Materialkarte **a**: 8mm quasiisotrop **b**:  $0^\circ$  dominant

Es wurden genau dieselben Parameter wie beim einfachen Shell Modell optimiert. Die Parameter, die für die Schädigung der Schubmoduln in Dickenrichtung verantwortlich sind, wurden direkt vom einfachen Shell Modell übernommen. Die Bruchdehnung der Elemente musste ebenfalls angepasst werden.

Der Vergleich mit dem 8 mm Hutprofil mit dem quasiisotropen Layup zeigt sich auch bei diesem Modell eine gute Übereinstimmung der Kraft-Weg Kurven. In Abbildung 5-13 ist das Versagen der Faser und der Schubmoduln in Dickenrichtung vom 8 mm Hutprofil mit  $0^\circ$  UD dominanten Layup bei einer Verformung von 30 mm dargestellt. Es kommt zu Faserbruch im Bereich der Druckstempel und der Auflager. Außerdem sind Schädigungen im Bereich des Radius zu erkennen. Zusätzlich kommt es auch zu einer Schädigung der Schubmoduln im Bereich der Druckstempel.

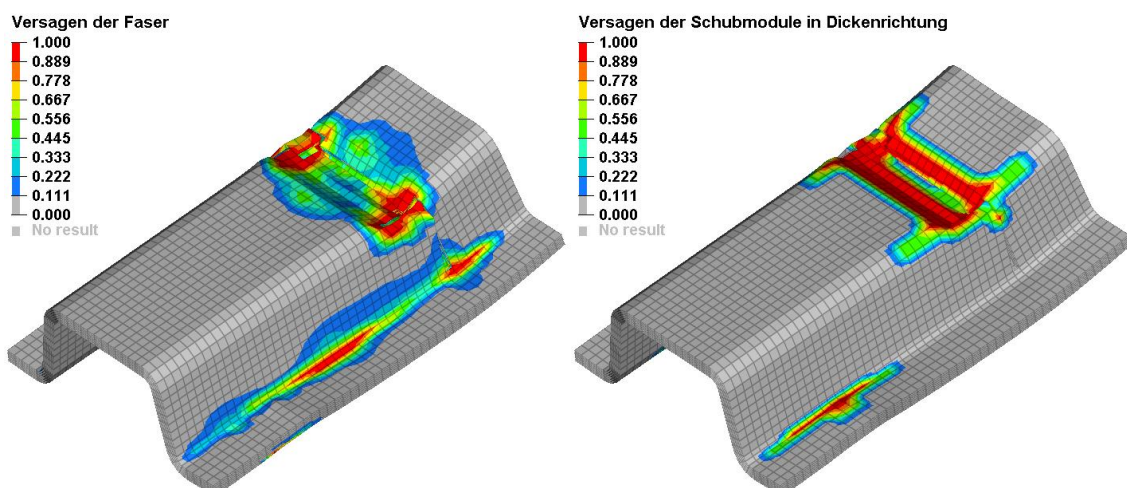


Abbildung 5-13: Versagen Multi Shell Modellierung

## 5.5 Modellierung von Delaminationen

Aufbauend auf dem Multi-Shell Modell, das in Kapitel 5.4 beschrieben wurde, wird in diesem Kapitel auf die Modellierung möglicher Delaminationen eingegangen. Wie bereits in Kapitel 5.4.1 beschrieben wurde, konnte keine Lösung zur Verbindung der Sublamine mithilfe eines Klebekontakts mit Delaminationsmöglichkeit gefunden werden. In diesem Kapitel wird somit nur auf die Modellierung der Delamination mit einem Kohäsiv Element Ansatz eingegangen.

### 5.5.1 Modellaufbau

Die Randbedingungen, Starrkörper usw. wurde direkt vom Multi Shell Modell übernommen. Zusätzlich wurden die vernetzten einzelnen Sublamine direkt übernommen. Aus dem bestehenden Modell wurden lediglich die Kontakte entfernt, die die einzelnen Shell Lagen miteinander verbinden. Die für den Kohäsiv Element Ansatz notwendigen Solid Elemente wurden direkt im Preprozessor erstellt. Dabei ist keine weitere Verbindung zwischen den Shell und den Solid Elementen notwendig, da sich die Elemente die gleichen Knoten teilen. Diese Modellierung ist in Abbildung 5-14 dargestellt.

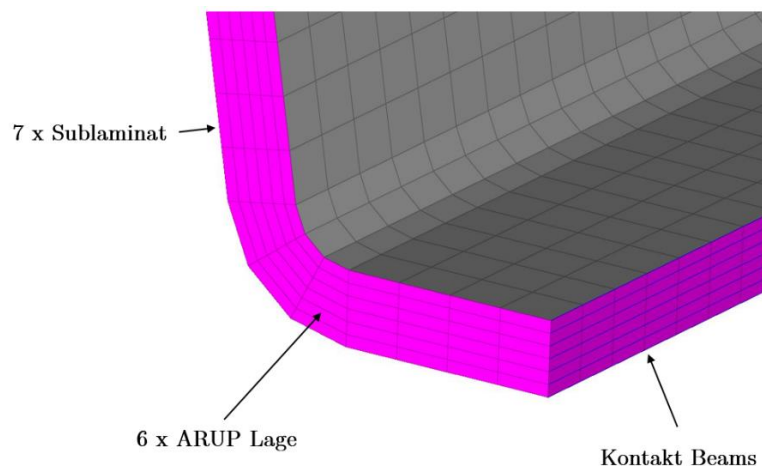


Abbildung 5-14: Modellaufbau Delamination Modellierung

Wegen der weiten Verbreitung zur Modellierung von Klebeverbindungen, sowie dem einfachen Materialgesetz wurde das Materialmodell \*MAT\_169 also \*MAT\_ARUP\_ADHESIVE verwendet. Das theoretische Verhalten dieses Materialmodells ist in Kapitel 2.4.4 genauer beschrieben. Im Rahmen dieser Arbeit konnten keine Versuche zur Ermittlung der notwendigen Parameter für die Delamination durchgeführt werden. Da das verwendete UD Gelege jedoch mit einem transversal isotropen Materialmodell in guter Näherung beschrieben werden kann, werden für diese Betrachtung die relevanten Kennwerte der 22-Richtung direkt auf die 33-Richtung übertragen. Die verwendeten Kennwerte sind in Tabelle 5-2 dargestellt.

Bezeichnung *MAT_058	Anmerkung	Verwendeter Wert	Einheit
E	E-Modul	5663	MPa
PR	Querdehnzahl	0.3	-
TENMAX	Zugfestigkeit 33-Richtung	42.7	MPa
GCTEN	Bruchenergie Zug	0.43 (vgl. [24])	N/mm
SHRMAX	Schubfestigkeit 33-Richtung	90	MPa
GCSHR	Bruchenergie Schub	3.02 (vgl. [24])	N/mm

Tabelle 5-2: Parameter Delaminationsmodell

Für den E-Modul wurde der Mittelwert aus den E-Moduln unter Zug- und Druckbelastung in der 22-Richtung gebildet und für die Querdehnzahl wurde ein Wert von 0,3 angenommen. Die Zugfestigkeit der 33-Richtung wurde direkt von der Zugfestigkeit in 22-Richtung übernommen. Außerdem wurde die Schubfestigkeit direkt von der 12-Richtung übernommen. Da in der Arbeit von Mildner [24] ein vergleichbares Material verwendet wurde, konnten die Bruchenergien unter Zug- sowie Schubbelastung für eine erste Simulation direkt übernommen werden. Um den Einfluss dieser einzelnen Parameter zu überprüfen, wurde eine Parameterstudie durchgeführt. Die Ergebnisse dieser Parameterstudie befinden sich im Anhang dieser Arbeit.

Bei den Simulationen unter der Berücksichtigung von Delaminationen wurde die Materialkarte die in Kapitel 4 erarbeitet wurde, direkt verwendet. In einem ersten Schritt werden die Ergebnisse auf Basis dieser Materialkarte beschrieben. Daraufhin wird die Materialkarte auf Basis der Hutprofilversuche optimiert.

### 5.5.2 Ergebnisse

In Abbildung 5-15 sind die Kraft-Weg Kurven dieses Delaminationsmodells im Vergleich zu den entsprechenden Versuchen dargestellt. Hierbei ist gut erkennbar, dass der elastische Teil am Anfang der Kurve sehr gut mit den Versuchen übereinstimmt. Bei den Delaminationsmodellen kommt es zu einem ersten Versagen bei 70-75 kN. Danach bleibt die Kurve länger auf diesem Lastniveau und reduziert sich bei einer Verformung von etwa 15-20 mm auf ein Restfestigkeitsniveau von 40-50 kN. Der erste Knick im elastischen Anstieg der bei den Versuchen zu erkennen ist, kann auch mit diesem Modell nicht abgebildet werden. Diese Abweichung kann darauf zurückgeführt werden, dass dieses erste Versagen durch Matrixschädigung im Kontaktbereich zwischen Hutprofil und Auflagern bzw. Impaktor durch die hohen Normalkräfte auf das Laminat entsteht. Im Vergleich zu den anderen Modellen wird auch hier eine Shell Formulierung verwendet, die nicht in der Lage ist einen dreidimensionalen Spannungszustand abzubilden.



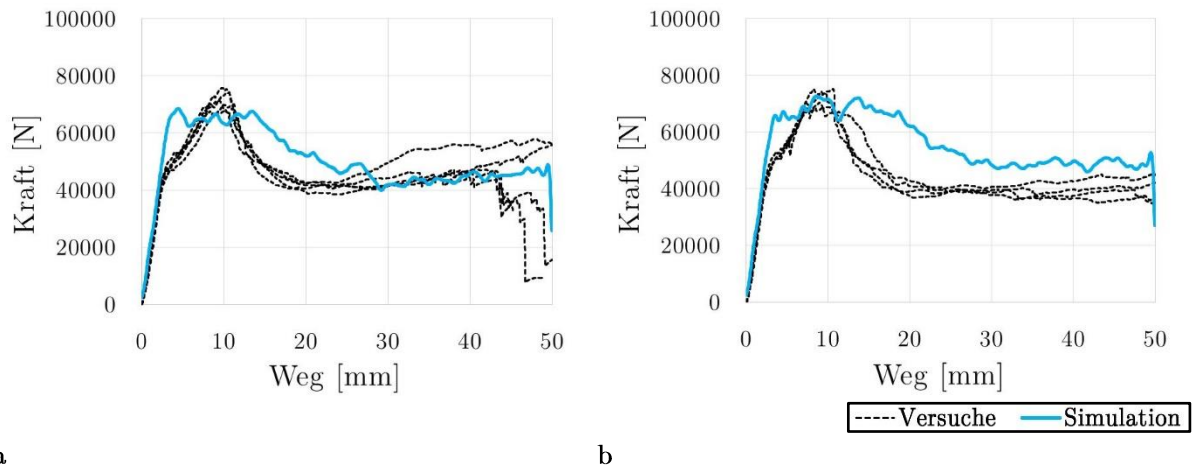


Abbildung 5-15: Kraft-Weg Kurven Delaminations Modellierung **a**: 8 mm quasiisotrop **b**: 8 mm  $0^\circ$  dominant

In Abbildung 5-16 sind die Normal- sowie die Schubspannungen der Solid Elemente zur Abbildung der Delamination bei einer Verformung von 30 mm dargestellt. Es ist hier außerdem gut erkennbar, dass bereits Elemente im Radius beim Auflager und dem Impaktor gelöscht wurden. Das bedeutet, dass hier die Belastungen der Verbindungsschichten bereits überschritten wurden. Erhöhte Normalspannungen treten im Bereich des Impaktors auf, wohingegen erhöhte Schubspannung auch im Bereich der Auflager sowie im mittleren Bereich des Obergurts des Hutprofils auftreten. Die Bereiche mit erhöhten Schubspannungen sind deutlich größer als die Bereiche erhöhter Normalspannung. Dies lässt darauf schließen, dass ein Großteil der Delaminationen durch die hohen Schubbelastung im Bauteil ausgelöst wird. Die Normalspannung entstehen in diesem Fall durch ein Auseinanderziehen der einzelnen Lagen im Nachbruchbereich. Wohingegen die Schubspannungen durch die gesamte Verformung vom Hutprofil durch Biegung und ein Aufweiten vom Querschnitt entstehen.

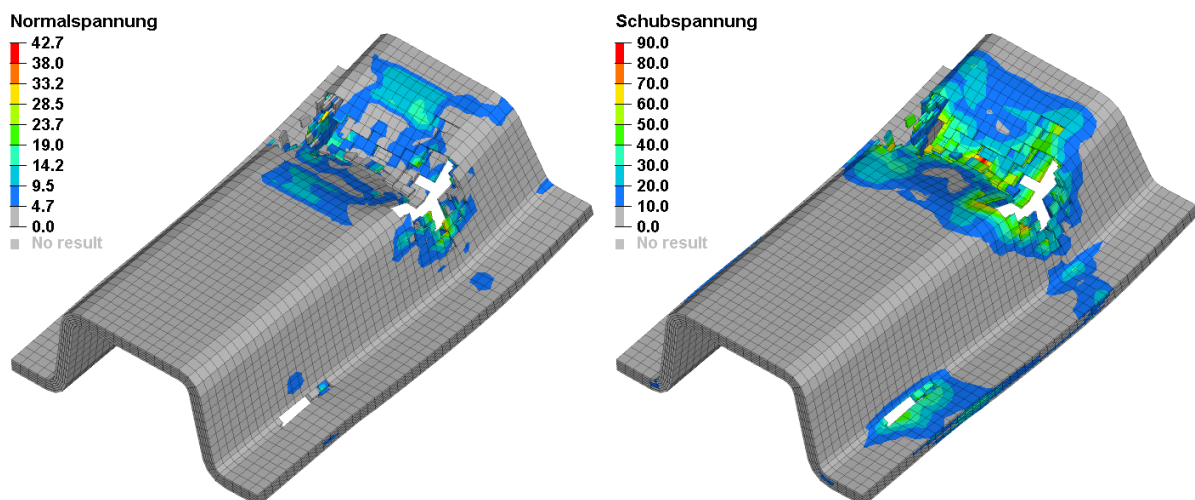


Abbildung 5-16: Versagen Delaminations Modellierung

### 5.5.3 Optimierung der Materialkarte

Aufbauend auf dem in Kapitel 5.5.2 analysierten Ergebnissen und mit Hilfe der Parameterstudien im Anhang dieser Arbeit wurde eine Optimierung der Materialkarte durchgeführt. Die Materialkarte zur Beschreibung der Delamination wurde ohne weitere Anpassung übernommen. In Abbildung 5-15 ist ersichtlich, dass bei beiden Varianten das Lastniveau im Bereich nach dem Bruch in der Simulation höher ist als im Versuch. Dies ist auf eine zu hohe Energieaufnahme der Elemente je Sublaminat zurückzuführen. Diese Energieaufnahme kann durch die Reduzierung der Fläche unter der Spannungs-Dehnungs Kurve vom Materialmodell des Faserverbundwerkstoffs verringert werden. In diesem Fall wurde die Bruchdehnung von dem Ausgangswert mit 0,75 auf eine Dehnung von 0,5 reduziert. Die daraus resultierenden Kraft-Weg Kurven in der Hutprofil Simulation sind in Abbildung 5-17 dargestellt. Hier ist erkennbar, dass durch die Reduzierung der Bruchdehnung das Kraftniveau im Nachbruchbereich reduziert werden konnte. Somit kommt es zu geringen Abweichungen zwischen Simulation und Versuch im Bereich von 25-50 mm Verformung. Verglichen zur Ausgangsvariante werden die Kraft-Weg Kurven durch die Anpassung der Bruchdehnung erst ab etwa 15 mm Verformung beeinflusst. Dies lässt sich dadurch erklären, dass das Löschen der Elemente erst ab dieser Verformung beginnt.

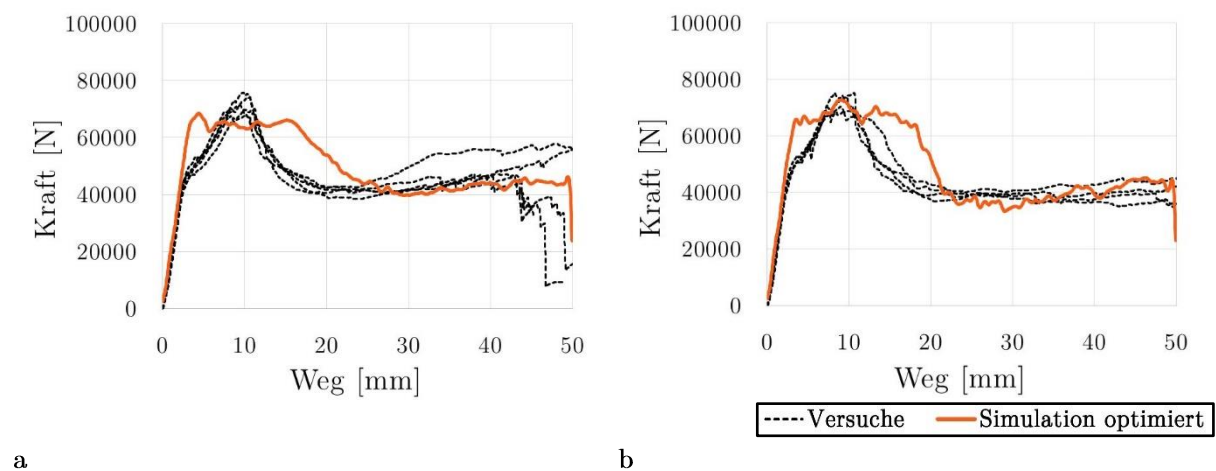


Abbildung 5-17: Kraft-Weg Kurven Delaminations Modellierung mit optimierter Materialkarte **a**: 8mm quasiisotrop **b**: 0° dominant

## 6 ZUSAMMENFASSUNG UND AUSBLICK

Bauteile aus faserverstärkten Kunststoffen finden in der Automobilen Serienentwicklung eine immer größere Verbreitung. Aufgrund der schnellen Entwicklungszyklen und den hohen Anforderungen an die Fahrzeugsicherheit muss der Entwicklungsprozess derartiger Bauteile stetig verbessert werden. Dabei spielt vor allem die virtuelle Produktentwicklung eine sehr große Rolle. Die Komponentenberechnung bzw. Gesamtfahrzeug Crashberechnung dieser sicherheitsrelevanten Bauteile nehmen dabei einen sehr großen Stellenwert ein. Deshalb wurde im Rahmen dieser Arbeit das Verhalten eines Faserverbundwerkstoff Bauteils unter Crashbelastung durch Simulation und Versuch untersucht.

Zu Beginn der Arbeit wurde auf den in der Serienfertigung von Faserverbundbauteilen verbreiteten RTM Fertigungsprozess eingegangen. Dieser Prozess ermöglicht neben der Reduzierung der Taktzeit auch eine Reduzierung der Bauteilkosten. Somit werden Bauteile aus CFK in der automobilen Serienfertigung immer verbreiteter. Darauf aufbauend wurde gezeigt, dass in der Serie hauptsächlich offene Querschnitte wie es bei einem Hutprofil der Fall ist verwendet werden. Die Analyse der Lastfälle führte zu dem Erkenntnis, dass viele dieser Strukturen primär durch Biegung belastet werden. Daraufhin wurde das Hauptaugenmerk dieser Arbeit auf die 4 Punkt Biegung eines Hutprofils aus Faserverstärkten Kunststoff gelegt. Aufbauend auf diesen Erkenntnissen wurden die definierten Hutprofile und die untersuchten Layups genauer beschrieben. Zusätzlich wurde bei der Versagensanalyse vom Hutprofil gezeigt, dass das primäre Versagen vom Hutprofil durch Faserbruch unter Druckbelastung ausgelöst wird. Ausserdem treten im Nachbruchbereich lokale Delaminationen auf.

Damit nun eine Berechnung von dem Hutprofil durchgeführt werden konnte, musste eine passende Materialkarte zur Beschreibung des Werkstoffverhaltens erstellt werden. Nach der Analyse angewandeter Methoden zur Erstellung von Materialkarten wurde eine eigene Methode erarbeitet. Dabei werden alle elastischen Kennwerte sowie die Festigkeiten aus Couponversuchen ermittelt. Für die Parameter zur Beschreibung vom Nachbruchverhalten wurden im ersten Schritt Erfahrungswerte angenommen. Diese erste Materialkarte wurde an Simulationen der Couponversuchen getestet und mit den Versuchen verglichen. Es wurde eine gute Übereinstimmung zwischen Simulation und Versuch erzielt, und somit eine erste Materialkarte erstellt.

Anschließend wurden Biegeversuche an unterschiedlichen Proben mit div. Laminaten durchgeführt. Daraufhin wurde die erste Materialkarte mit den durchgeführten Biegeversuchen verglichen. Dabei traten Abweichungen im elastischen Verhalten und im Nachbruchbereich auf. Auf Basis der Biegeversuche wurde die erste Materialkarte optimiert. Damit die Abweichungen im elastischen Verhalten verringert werden konnten,

wurden die Elastizitätsmoduln in Faserrichtung reduziert. Um eine bessere Übereinstimmung im Nachbruchbereich zu erzielen mussten außerdem die Parameter die das Nachbruchverhalten beschreiben reduziert werden.

Daraufhin wurden die durchgeführten 4 Punkt Biegeversuche der Hutprofile ausgewertet und analysiert. Gut zu erkennen war dabei, dass es nach einer ersten Maximalkraft zu einem sehr gutmütigen Versagen mit einem hohen Restfestigkeitsniveau kommt. Zwischen den einzelnen Versuch kam es zu verhältnismäßig geringen Streuungen. Anschließend an diese Versuche wurde ein einfaches Shell Modell vom Hutprofil erstellt und mit der durch Biegeversuche optimierten Materialkarte eine erste Berechnung durchgeführt. Das elastische Verhalten der Struktur konnte damit sehr gut abgebildet werden. Die Maximalkraft in der Simulation lag höher als in den Versuchen und die Abbildung vom Nachbruchverhalten war mit dieser Materialkarte nicht möglich. Zusätzlich wurde durch die Schädigung der Schubmoduln in Dickenrichtung noch eine Optimierungsmöglichkeit der Materialkarte aufgezeigt.

Im nächsten Schritt wurde das Hutprofil mithilfe eines Multi Shell Ansatzes genauer modelliert. Mit der Materialkarte die an den Biegeversuchen optimiert wurde, konnte auch in diesem Fall das elastische Verhalten gut abgebildet werden. Die Maximalkraft war wie beim einfachen Shell Modell in der Simulation höher als im Versuch. Mit dieser detaillierteren Modellierung konnte das Nachbruchverhalten der Struktur abgebildet werden. Wobei das Kraftniveau im Nachbruchbereich deutlich über dem Kraftniveau vom Versuch lag. Abschließend wurde auch bei dieser Modellierung eine Optimierungsmöglichkeit der Materialkarte gezeigt. Aufbauend auf der Multi Shell Modellierung wurde die Abbildung von Delaminationen mittels Kohäsiver Elemente realisiert. Im Vergleich zu den anderen Modellierungsarten konnte mit der auf Basis der Biegeversuche optimierten Materialkarte die besten Ergebnisse erzielt werden. Mit dieser Modellierung ist es gelungen, dass elastische Verhalten sowie die Maximalkraft gut abzubilden. Außerdem ist es nur zu geringen Abweichungen vom Kraftniveau im Nachbruchbereich gekommen. Zusätzlich wurde auch hier eine Optimierung der Materialkarte durch die Reduzierung der Bruchdehnung vom Material durchgeführt.

Zusammenfassend konnte gezeigt werden, dass die erarbeitete Methode zu Erstellung der Materialkarte funktioniert. Außerdem wurde gezeigt, dass je detaillierter die Modellierung von dem Bauteil durchgeführt wird, desto besser kann das Verhalten mit einer auf Basis von Biegeversuchen optimierten Materialkarte, abgebildet werden. Zusätzlich wurde Optimierungspotential der Materialkarte auf Basis vom Hutprofil aufgezeigt. Aufbauend auf diesen Ergebnissen macht somit eine Überprüfung dieser optimierten Materialkarten an anderen Bauteilen Sinn. Außerdem macht es Sinn die Möglichkeiten einer detaillierten Modellierung komplizierterer Faserverbundbauteilen mit Überlappungen, Krafteinleitungen und Sandwich Kernen zu untersuchen.

## 7 LITERATURVERZEICHNIS

- [1] H. Schürmann, Konstruieren mit Faser-Kunststoff-Verbunden, Darmstadt: Springer, 2007.
- [2] Verein Deutscher Ingenieure, VDI 2014 Blatt 3 Entwicklung von Bauteilen aus Faser-Kunststoff-Verbund Berechnungen, Nordrhein-Westfalen: Beuth-Hochschulbibliothekszentrum, 2006.
- [3] Livermore Software Technology Corporation, LS-DYNA R10.0 Keyword User's Manual Volume 2, Livermore: LSTC, 2017.
- [4] S. Hartmann, T. Klöppel und C. Liebold, Introduction to Composite Material Modelling with LS-DYNA, Stuttgart: Dynamore, 2017.
- [5] L. Nasdala, FEM-Formelsammlung Statik und Dynamik, München: Springer Vieweg, 2015, p. 158.
- [6] B. Klein, FEM, Grundlagen und Anwendungen der Finite-Element-Methode im Maschinen- und Fahrzeugbau, Calden bei Kassel: Springer Vieweg, 2011.
- [7] J. Hallquist, LS-DYNA Theory Manual, Livermore: LSTC, 2006.
- [8] A. Haufe, T. Erhart und K. Schweizerhofer, Element Types & Nonlinear Aspects, Stuttgart: DYNAMore, 2017.
- [9] M. Holzapfel, Untersuchung zur Modellierung von Strukturen aus FKV unter Crashbelastung mit Hilfe von Mehrschalenmodellierungen, Stuttgart: DYNAMore, 2008.
- [10] Livermore Software Technology Corporation, LS-DYNA R10.0 Keyword User's Manual Volume 1, Livermore: LSTC, 2017.

- [11] P. Middendorf, Composites- Materialmodellierung und Anwendungen im Flugzeugbau, München: EADS, 2004.
- [12] R&G, „R&G Composite-Wiki,“ R&G Faserverbundwerkstoffe GmbH, 2 November 2017. [Online]. Available: <https://www.r-g.de/wiki/Hauptseite>. [Zugriff am 14 November 2017].
- [13] P. Ermanni, Composites Technologien, Zürich: ETH, 2007.
- [14] T. Geiger, „welt.de,“ WeltN24 GmbH, 08 07 2007. [Online]. Available: <https://www.welt.de/motor/article1003834/Karbon-rettet-Leben-aber-laengst-nicht-jedes.html>. [Zugriff am 12 12 2017].
- [15] „www.porsche.com,“ Porsche Cars North America, Inc., [Online]. Available: <http://press.porsche.com/news/release.php?id=787>. [Zugriff am 15 1 2018].
- [16] „www.bmwgroup-werke.com,“ [Online]. Available: <https://www.bmwgroup-werke.com/de/produktion/bmw-i.html>. [Zugriff am 15 01 2018].
- [17] P. Fischer, Kraftfahrzeugtechnik 1 / Tragwerk und Aufbau, Graz: FTG, 2014/15.
- [18] „www.iihs.org,“ Insurance Institute for Highway Safety, [Online]. Available: <http://www.iihs.org/iihs/ratings/ratings-info/side-test>. [Zugriff am 15 01 2018].
- [19] G. Gardiner, „www.compositesworld.com,“ 31 8 2015. [Online]. Available: <https://www.compositesworld.com/articles/mubea-carbo-tech-high-quality-auto-composites-go-high-volume>. [Zugriff am 14 1 2018].
- [20] W. Eckl-Dorna und A. Kaiser, „www.manager-magazin.de,“ 11 06 2015. [Online]. Available: <http://www.manager-magazin.de/unternehmen/autoindustrie/bmw-7er-revolutioniert-die-karosserietechnik-a-1038269-2.html>. [Zugriff am 14 1 2018].
- [21] „www.cars.mclaren.press,“ McLaren, [Online]. Available: <http://www.cars.mclaren.press/gallery>. [Zugriff am 14 01 2018].

- [22] J. Huß, Optimierung einer Materialkarte für ein Faser-Matrix-System aus TRH50 60M Carbonfasern und einer Epoxidmatrix, Köln: Technische Hochschule Köln, 2017.
- [23] C. Ellersdorfer, Entwicklung eines Finite Elemente Modells für ein stoßbelastetes Compositebauteil, Graz: TU Graz, 2011.
- [24] C. Mildner, Numerische und experimentelle Untersuchungen des Crashverhaltens von FVK-verstärkten Metallstrukturbauteilen, München: Technische Universität München, 2013.
- [25] DIN EN 2561, Unidirektionale Lamine Zugprüfung parallel zur Faserrichtung, 1995.
- [26] ASTM D3039, Standard Test Method for Tensile Properties of Polymer Matrix Composite Materials, West Conshohocken: ASTM International.
- [27] ÖNORM EN ISO 14126, Faserverstärkte Kunststoffe – Bestimmung der Druckeigenschaften in der Lamineebene, 2003.
- [28] DIN EN ISO 14129, Zugversuch an 45°-Laminaten zur Bestimmung der Schubspannungs/Schubverformungs-Kurve, des Schubmoduls in der Lagenebene, 1997.
- [29] Torayca T700S Data Sheet, Santa Ana: Toray Carbon Fibers America.
- [30] Torayca T800H Data Sheet, Santa Ana: Toray Carbon Fibers America.
- [31] G. Holzmann, H. Meyer und G. Schumpich, Technische Mechanik, Magdeburg: Springer Vieweg, 2012.
- [32] W. Rust, Nichtlineare Finite-Elemente-Berechnung, Vieweg+Teubner Verlag, 2011.
- [33] DIN EN ISO 14125, Faserverstärkte Kunststoffe - Bestimmung der Biegeeigenschaften, 2011.

[34] U. Stelzmann und M. Hörmann, Einführung in LS-DYNA, CADFEM, 2009.



## 8 ABBILDUNGSVERZEICHNIS

Abbildung 2-1: Beanspruchungen am UD Element [1].....	3
Abbildung 2-2: Versagen einer UD Schicht infolge Faser-Zugbelastung a: Symbolisch b: Mikromechanisch [1].....	4
Abbildung 2-3: Versagen einer UD Schicht durch Faser-Druckbelastung a: Symbolisch b: Mikromechanisch [1].....	5
Abbildung 2-4: Matrixversagen einer UD Schicht a: Zugbelastung b: Druckbelastung [1] .....	6
Abbildung 2-5: Matrixversagen einer UD Schicht durch Schub a: in der Ebene b: Normal zur Faser [1]...6	
Abbildung 2-6: Spannungs-Dehnungs Kurve *MAT_022.....	8
Abbildung 2-7: Spannungs-Dehnungs Kurve *MAT_054.....	8
Abbildung 2-8: Spannungs-Dehnungs Kurve *MAT_058.....	9
Abbildung 2-9: Spannungs-Dehnungs Kurve *MAT_261.....	10
Abbildung 2-10: Spannungs-Dehnungs Kurve *MAT_262.....	10
Abbildung 2-11: Normalspannungsverlauf *MAT_058.....	14
Abbildung 2-12: Schubspannungsverlauf MAT_058.....	15
Abbildung 2-13: Reduzierung der Schubmoduln in Dickenrichtung.....	15
Abbildung 2-14: Dehnratenabhängigkeit *MAT_058 a: nur CT b: XT und E11T.....	15
Abbildung 2-15: Unterschiedliche Steifigkeiten der *MAT_058 .....	16
Abbildung 2-16: Übersicht Modellierungsarten a: Shell Elemente b: Multi Shell Elemente c: Thick Shell Elemente d: gestapelte Thick Shell Elemente e: Solid Elemente.....	17
Abbildung 2-17: Modell Ansatz von Holzapfel [9].....	20
Abbildung 2-18: Versagensmoden Delamination [11].....	22
Abbildung 2-19: Materialverhalten vom TIEBREAK Kontakt mit Option 9/11 a: Normalspannung b: Schubspannung.....	24
Abbildung 2-20: Interaktion von Normal- und Schubspannung der *MAT_ARUP_ADHESIVE.....	26
Abbildung 2-21: Materialverhalten der *MAT_ARUP_ADHESIVE a: Normalspannung b: Schubspannung.....	26
Abbildung 3-1: Prinzip RTM Verfahren [12].....	28
Abbildung 3-2: Relevante Lastfälle a: B-Säule im IIHS Sidecrash [18] b: Luggage Retention ECE R17..30	
Abbildung 3-3: Hybrid B-Säule [19].....	30
Abbildung 3-4: CFK Fahrzeug Rücksitz.....	31
Abbildung 3-5: Karosserie 7er BMW [20].....	31
Abbildung 3-6: Monocoque McLaren (modifiziert übernommen von [21]).....	32
Abbildung 3-7: Querschnitt der betrachteten Hutprofile a: 4mm b: 8mm.....	33

Abbildung 3-8: Hochdruck RTM Werkzeug.....	35
Abbildung 3-9: Werkzeuginnendruck über Zeit beim Hochdruck RTM Verfahren.....	35
Abbildung 3-10: Temperzyklus.....	35
Abbildung 3-11: Schadensanalyse Hutprofil.....	36
Abbildung 4-1: Methode Materialkartenermittlung .....	39
Abbildung 4-2: Oberfläche EXCEL Tool.....	46
Abbildung 4-3: Spannungs Dehnungs Verläufe a: +1% Dehnung b: +10% Dehnung c: +25% Dehnung .....	47
Abbildung 4-4: FEM Modelle der Couponversuche.....	50
Abbildung 4-5: Ergebnisse Couponversuche und Simulationen a: 0° Zugversuch b: 90° Zugversuch c: 0° Druckversuch d: 90° Druckversuch e: Schubversuch.....	51
Abbildung 4-6: Abmessungen der Biegeproben a: 2 mm b: 2,3 mm c: 4 mm.....	52
Abbildung 4-7: Versuchsaufbau 4 Punkt Biegung Platten.....	54
Abbildung 4-8: FEM Modell Biegeversuche a: 2 mm und 2,3 mm b: 4 mm.....	55
Abbildung 4-9: Kraft Weg Verlauf von Versuch und Simulation der Biegeproben a: 2 mm UD b: 2,3 mm 0/90° c: 2,3 mm ±45°.....	56
Abbildung 4-10: Kraft-Weg Verlauf von Versuch und Simulation der Biegeproben a: 4 mm UD b: 4 mm quasiisotrop c: 4 mm mit 0° dominantem Layup.....	58
Abbildung 4-11: Kraft Weg Verlauf von Versuch und Simulation der Biegeproben mit optimierter Materialkarte a: 2 mm UD b: 2,3 mm 0/90° c: 2,3 mm ±45°.....	60
Abbildung 4-12: Kraft-Weg Verlauf von Versuch und Simulation der Biegeproben mit optimierter Materialkarte a: 4 mm UD b: 4 mm quasiisotrop c: 4 mm mit 0° dominantem Layup.....	61
Abbildung 5-1: Versuchsaufbau Hutprofil 4 Pkt. Biegung.....	62
Abbildung 5-2: Kraft Weg Kurven der Hutprofil Versuche a: 4 mm quasiisotrop b: 4 mm 0° dominant c: 8 mm quasiisotrop d: 8 mm 0° dominant.....	64
Abbildung 5-3: Modellaufbau Shell Modellierung .....	66
Abbildung 5-4: Kraft-Weg Kurven Shell Modellierung a: 8 mm quasiisotrop b: 8 mm 0° dominant.....	68
Abbildung 5-5: Spannungen in Faserrichtung (Druck) in MPa vom Shell Modell .....	69
Abbildung 5-6: Rissfortschritt beim Shell Modell .....	70
Abbildung 5-7: Kraft-Weg Kurven Shell Modellierung mit optimierter Materialkarte a: 8 mm quasiisotrop b: 8 mm 0° dominant.....	70
Abbildung 5-8: Versagen Shell Modellierung mit optimierter Materialkarte.....	71
Abbildung 5-9: Modellaufbau Multi Shell Modellierung.....	72
Abbildung 5-10: Kraft-Weg Kurven Multi Shell Modellierung a: 8mm quasiisotrop b: 0° dominant.....	74
Abbildung 5-11: Rissfortschritt beim Multi Shell Modell.....	74
Abbildung 5-12: Kraft-Weg Kurven Multi Shell Modellierung mit optimierter Materialkarte a: 8mm quasiisotrop b: 0° dominant.....	75

## Abbildungsverzeichnis

Abbildung 5-13: Versagen Multi Shell Modellierung.....	76
Abbildung 5-14: Modellaufbau Delamination Modellierung.....	77
Abbildung 5-15: Kraft-Weg Kurven Delaminations Modellierung a: 8 mm quasiisotrop b: 8 mm 0° dominant.....	79
Abbildung 5-16: Versagen Delaminations Modellierung.....	79
Abbildung 5-17: Kraft-Weg Kurven Delaminations Modellierung mit optimierter Materialkarte a: 8mm quasiisotrop b: 0° dominant.....	80

## 9 TABELLENVERZEICHNIS

Tabelle 2-1: Materialkarte *MAT_058 Eingabeparameter .....	11
Tabelle 2-2: Formeln der Versagensflächen für *MAT_058.....	12
Tabelle 2-3: Versagensflächen für *MAT_058.....	13
Tabelle 2-6: Kontakt Card 4a.....	23
Tabelle 2-7: Materialkarte *MAT_ARUP_ADHESIVE .....	25
Tabelle 3-1: Layup Hutprofil 4 mm quasi-isotrop .....	33
Tabelle 3-2: Layup Hutprofil 4 mm mit 71% 0° und 29% ±45° .....	33
Tabelle 3-3: Layup Hutprofil 8 mm quasi-isotrop .....	34
Tabelle 3-4: Layup Hutprofil 8 mm mit 71% 0° und 29% ±45° .....	34
Tabelle 4-1: Ergebnis Zugprüfung DIN EN 2561 .....	41
Tabelle 4-2: Ergebnis Zugprüfung ASTM D3039.....	42
Tabelle 4-3: Ergebnis Druckprüfung nach ÖNORM EN ISO 14126 für 0° .....	43
Tabelle 4-4: Ergebnis Druckprüfung nach ÖNORM EN ISO 14126 für 90° .....	43
Tabelle 4-5: Ergebnis Schubeigenschaften nach DIN EN ISO 14129.....	44
Tabelle 4-6: Elastische Kennwerte für die erste Materialkarte.....	45
Tabelle 4-7: Festigkeiten für die erste Materialkarte .....	45
Tabelle 4-8: Definierte Dehnungen der ersten Materialkarte.....	47
Tabelle 4-9: Schubeigenschaften für die erste Materialkarte .....	48
Tabelle 4-10: Parameter zur Beschreibung des Nachbruchverhaltens der ersten Materialkarte .....	49
Tabelle 4-11: Layup Probepplatte 1 .....	53
Tabelle 4-12: Layup Probepplatte 2 .....	53
Tabelle 4-13: Layup Probepplatte 3 .....	53
Tabelle 4-14: Layup Probepplatte 4 .....	53
Tabelle 4-15: Layup Probepplatte 5 .....	53
Tabelle 4-16: Abmessungen Biegeversuche .....	55
Tabelle 4-17: Anpassung der elastischen Kennwerte durch Biegeversuche.....	59
Tabelle 4-18: Anpassung der Schubeigenschaften durch Biegeversuche .....	60
Tabelle 5-1: Abmessungen Hutprofil 4 Pkt. Biegung.....	63
Tabelle 5-2: Parameter Delaminationsmodell .....	78
Tabelle 10-1: Übersicht der variierten Parameter .....	91

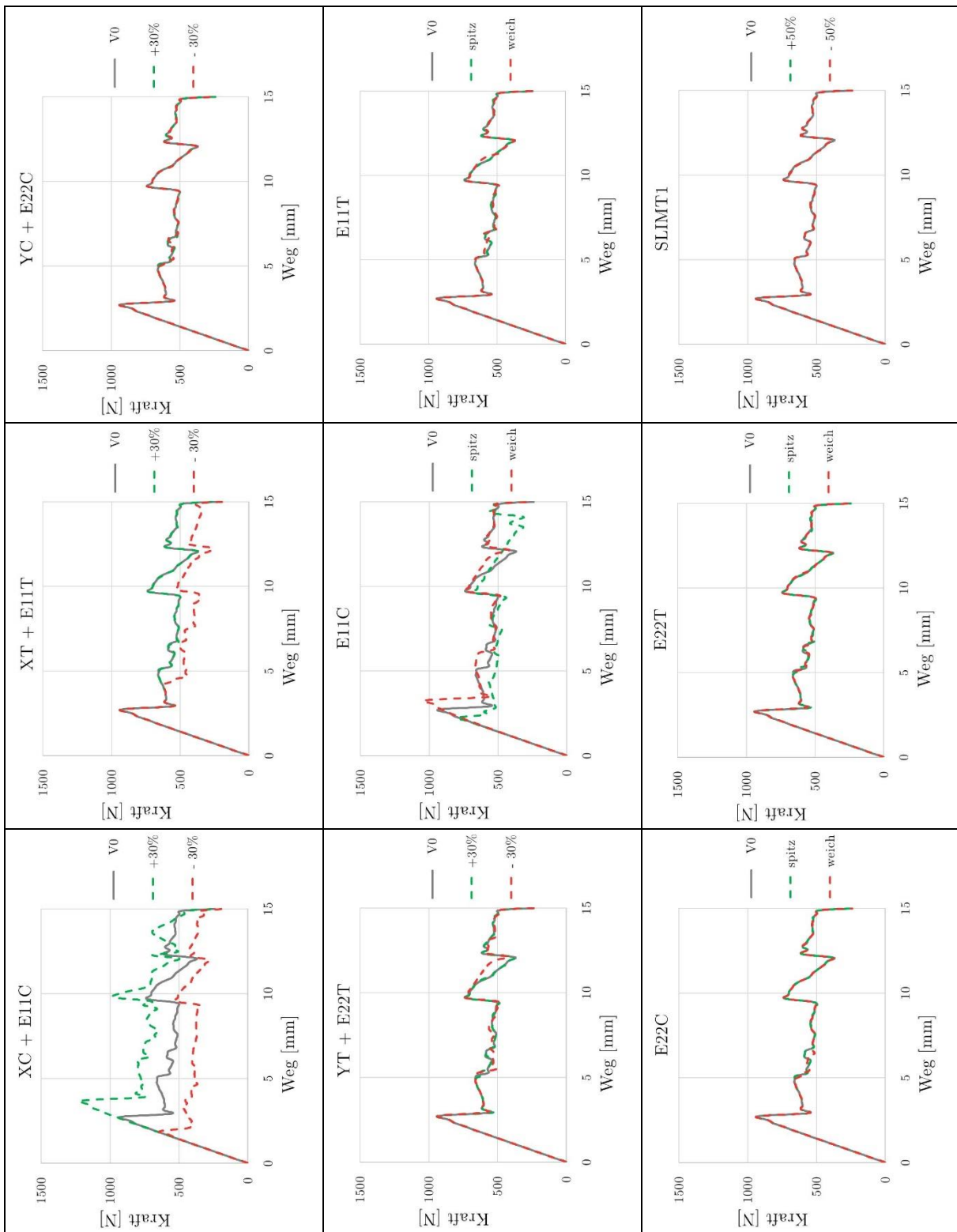
# 10 ANHANG

In Tabelle 10-1 sind die variierten Parameter dargestellt. Basis für diese Parameterstudie bildet die in Kapitel 4.2 erarbeitete Version.

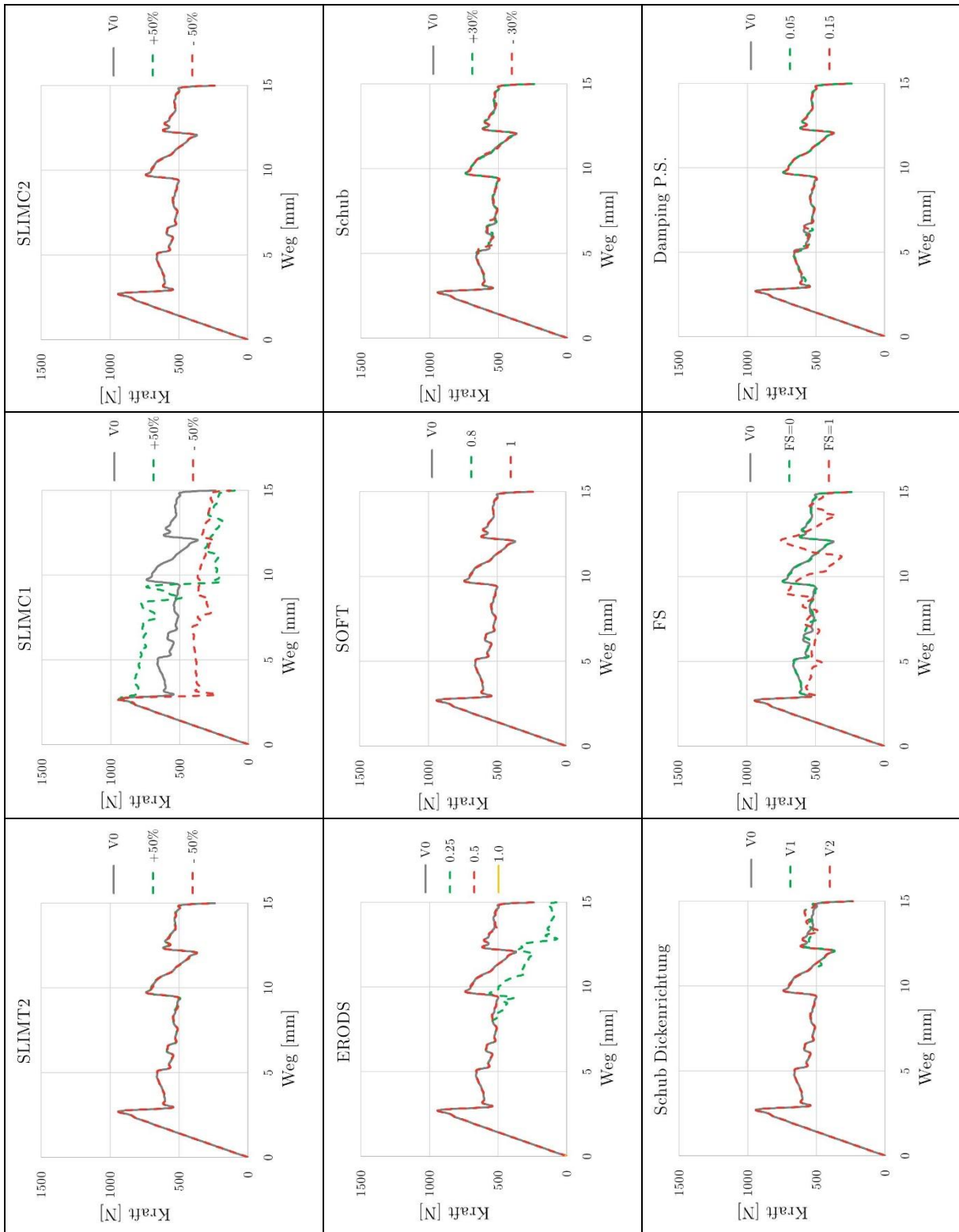
Nr	Bezeichnung	Variable	Beschreibung	Basiswert	Variation
1	MAT_PSF_V01	XC + E11C	+30%	679	882.7
2	MAT_PSF_V02		-30%		475.3
3	MAT_PSF_V03	XT + E11T	+30%	2188	2844.4
4	MAT_PSF_V04		-30%		1531.6
5	MAT_PSF_V05	YC + E22C	+30%	145	188.5
6	MAT_PSF_V06		-30%		101.5
7	MAT_PSF_V07	YT + E22T	+30%	42.7	55.51
8	MAT_PSF_V08		-30%		29.89
9	MAT_PSF_V09	E11C	1.01	0.00728	0.0061307
10	MAT_PSF_V10		1.4		0.008498
11	MAT_PSF_V11	E11T	1.01	0.0171	0.015655
12	MAT_PSF_V12		1.2		0.0186
13	MAT_PSF_V13	E22C	1.01	0.0223	0.018786
14	MAT_PSF_V14		1.4		0.02604
15	MAT_PSF_V15	E22T	1.01	0.0132	0.01212
16	MAT_PSF_V16		1.2		0.0144
17	MAT_PSF_V17	SLIMT1	+50%	0.05	0.075
18	MAT_PSF_V18		-50%		0.025
19	MAT_PSF_V19	SLIMT2	+50%	0.5	0.75
20	MAT_PSF_V20		-50%		0.25
21	MAT_PSF_V21	SLIMC1	+50%	0.3	0.45
22	MAT_PSF_V22		-50%		0.15
23	MAT_PSF_V23	SLIMC2	+50%	0.5	0.75
24	MAT_PSF_V24		-50%		0.25
25	MAT_PSF_V25	ERODS	0.25	0.75	0.25
26	MAT_PSF_V26		0.5		0.5
27	MAT_PSF_V27		1		1
28	MAT_PSF_V28	SOFT	0.8	0.9	0.8
29	MAT_PSF_V29		1		1
30	MAT_PSF_V30	TAU1/GAMMA1/SC/GMS	+30%	65	84.50
31	MAT_PSF_V31		-30%		0.20
32	MAT_PSF_V32	EPSF/EPSPR/TSMDD	V1	0	45.50
33	MAT_PSF_V33		V2	0	0.11
34	MAT_PSF_V34	FS	0	-1	0.016
35	MAT_PSF_V35		1		0.021
36	MAT_PSF_V00	Part Stiffness Damping	0.05	0.1	0.05
37	MAT_PSF_V00		0.15		0.15

Tabelle 10-1: Übersicht der variierten Parameter

## 10.1 Parameterstudie Biegeversuche 2 mm UD Layup



Anhang



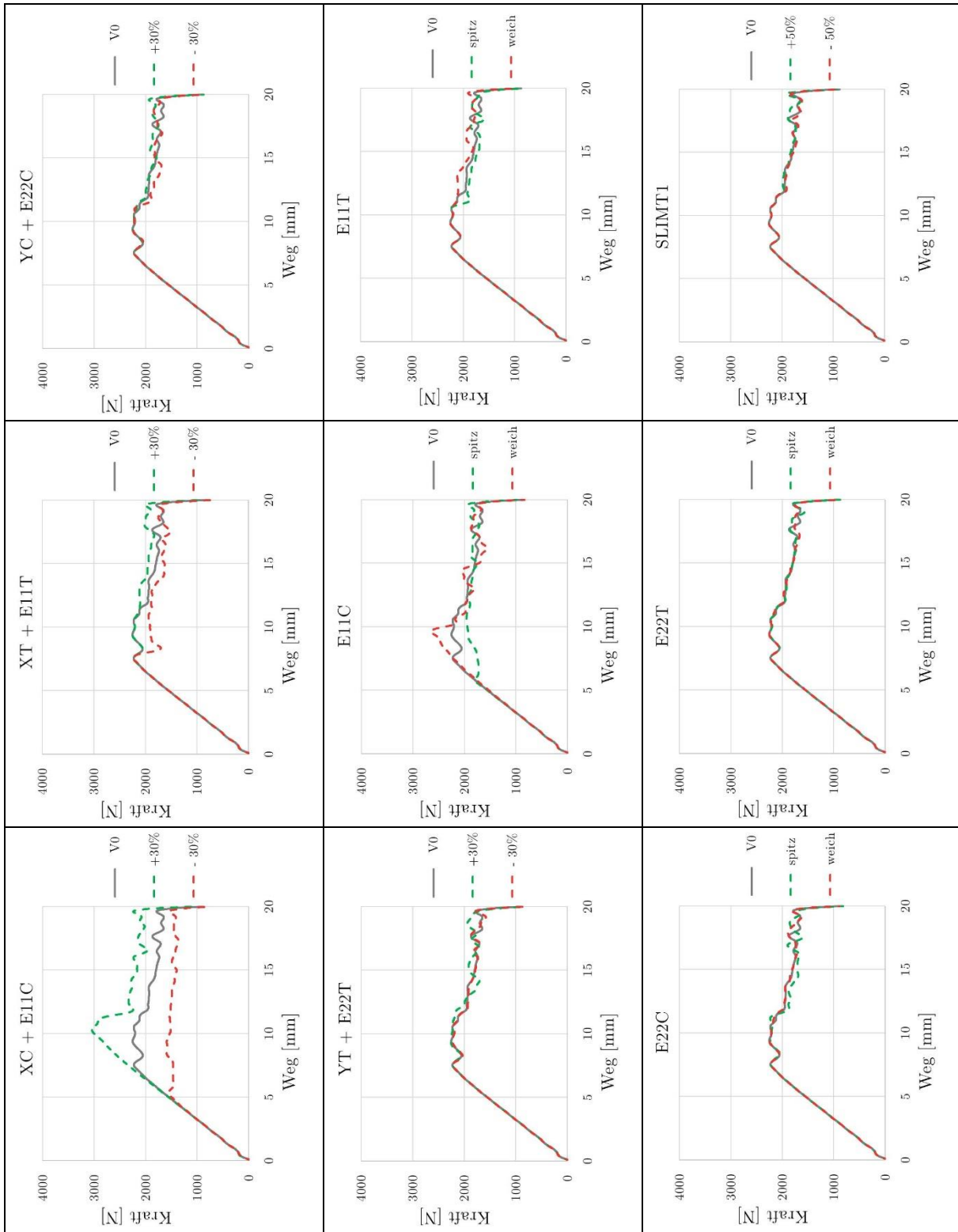
In Summe wurden bei der 2 mm Probe mit 0° Layup unter einer 4 Pkt. Biegebelastung die vorhin genannten 18 Parameter variiert. Für diesen Lastfall ergeben sich somit folgende Erkenntnisse:

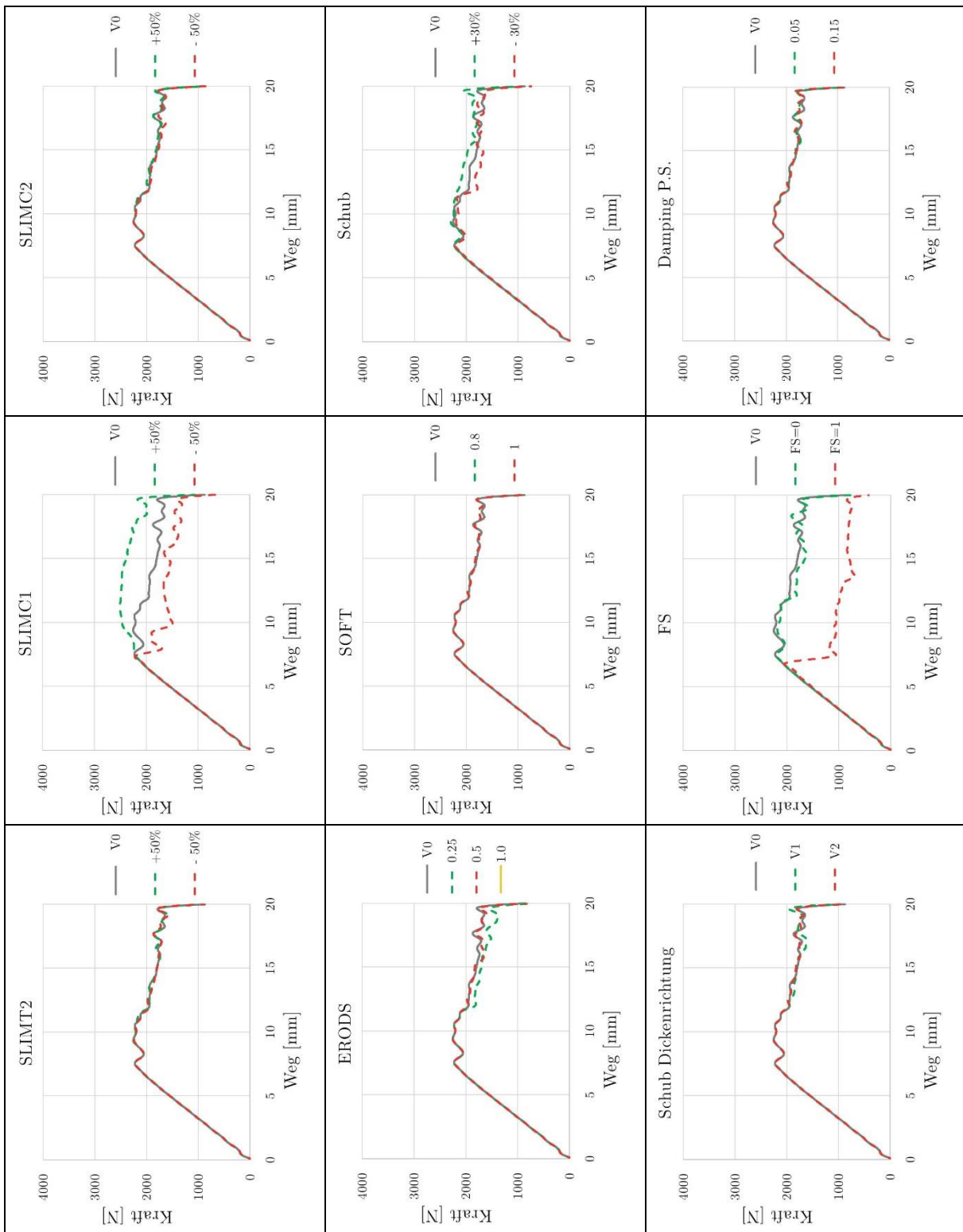
- XC und E11C haben einen großen Einfluss auf die Maximalkraft und das Niveau der Restfestigkeit. Dies lässt sich damit erklären, dass die Druckfestigkeit in 11-Richtung ausschlaggebend für das erste Versagen ist.
- Wird XT und E11T reduziert sinkt auch das Niveau der Restfestigkeit etwas. Somit tritt im Vergleich zur Ausgangsvariante auch ein Versagen in 11-Richtung aufgrund von Zugbelastungen auf.
- Bei einem spitzen Verhalten der Spannungs-Dehnungs Kurve unter Druckbelastung der 11-Richtung reduziert sich auch die maximale Festigkeit. Bei einem weicheren Übergang erhöht sich die maximale Festigkeit.
- Der Parameter SLIMC1 beeinflusst das Niveau der Restfestigkeit deutlich. Wird dieser reduziert sinkt auch das Niveau der Restfestigkeit bzw. umgekehrt.
- Wird der Parameter ERODS auf 0,25 reduziert erkennt man einen Abfall der Restfestigkeit am Ende der Kraft-Weg Kurve. Dies lässt sich durch das Löschen von Elementen erklären.
- Wird eine Schädigung der Schubmoduln in Dickenrichtung vom Laminat aktiviert kommt es erst bei sehr großen Verformungen zu einer Beeinflussung vom Verhalten.
- Die Wahl der Versagensfläche (FS) beeinflusst in diesem Fall nur das Verhalten im Nachbruchbereich.

Zusammenfassend erkennt man, dass vor allem die Parameter für das Verhalten unter einer Druckbelastung in 11-Richtung diesen Lastfall beeinflussen. Alle anderen Parameter haben für diesen Lastfall keinen erkennbaren Einfluss.



## 10.2 Parameterstudie Biegeversuche 4 mm Hutprofil Layup



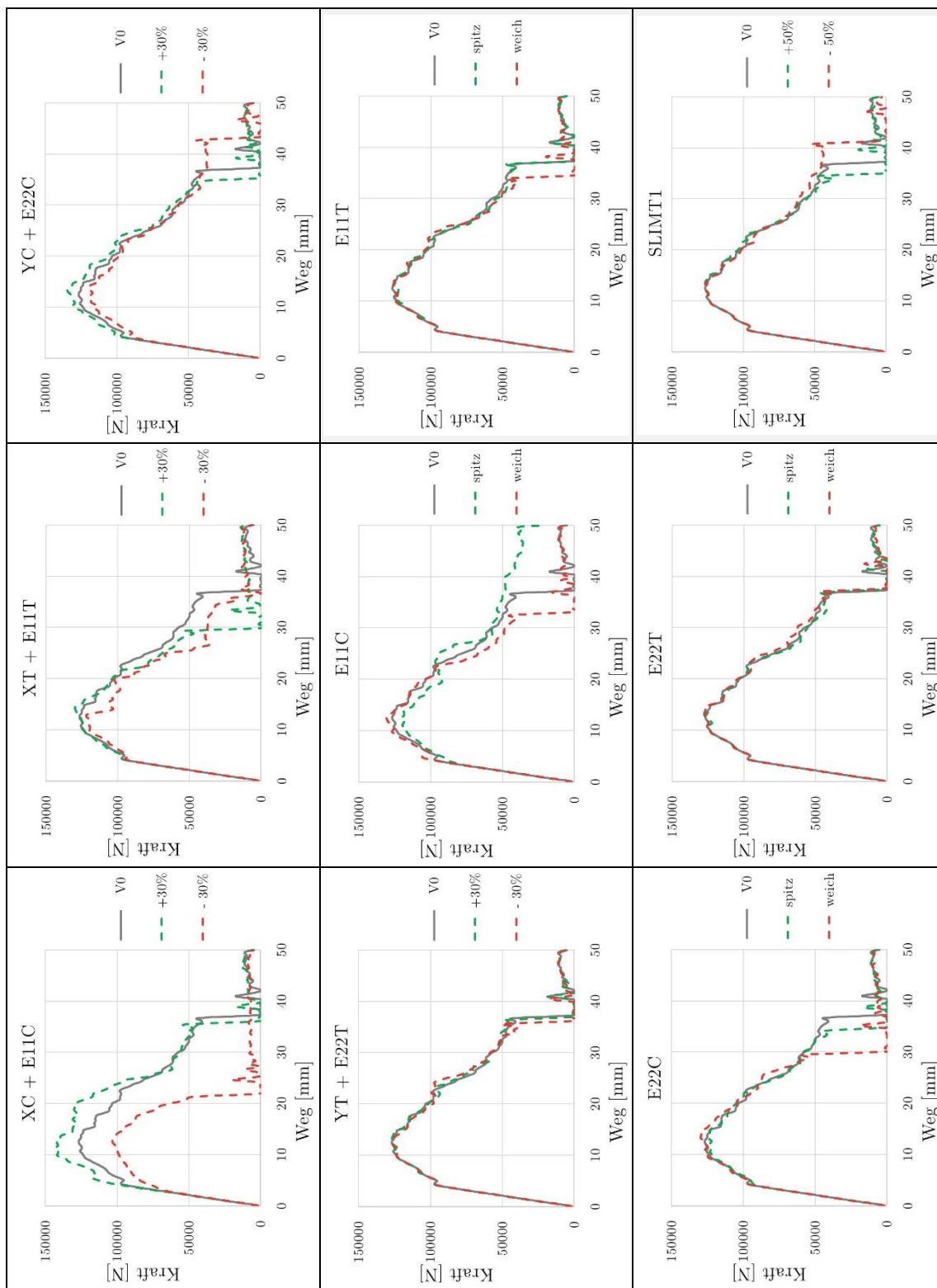


Auch in diesem Fall wurden die definierten 18 Parameter variiert. Dabei kommt man auf folgende Erkenntnisse.

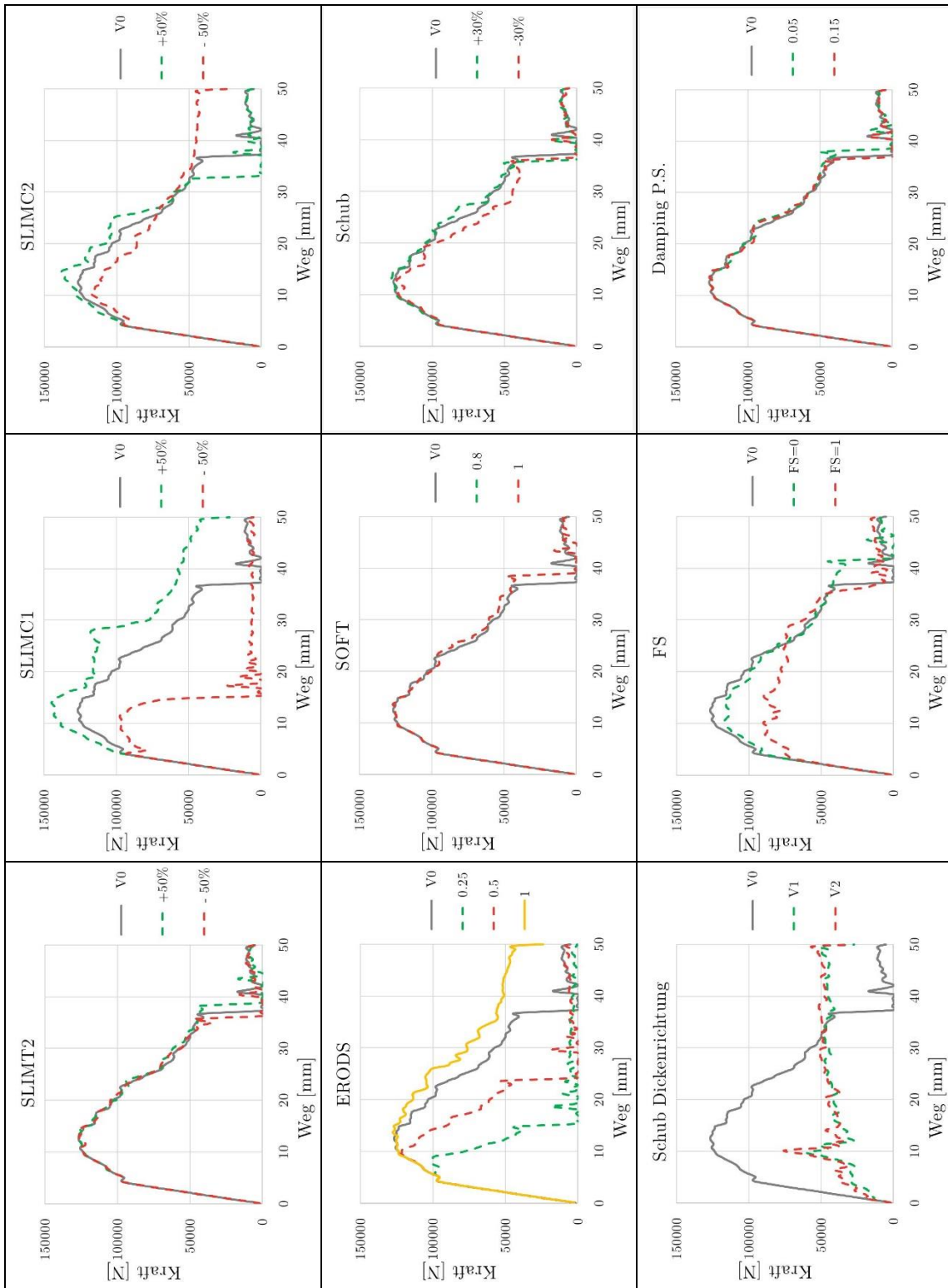
- Die Druckfestigkeit XC und die Dehnung bei dieser Festigkeit E11C haben einen großen Einfluss auf die maximale Festigkeit und das Niveau im Nachbruchbereich.
- Die Parameter XT und E11T weisen verglichen zu den Parametern für den Druckbereich einen deutlich geringeren Einfluss auf. Dennoch kann durch eine Veränderung dieser Parameter das Niveau im Nachbruchbereich beeinflusst werden.
- Die Festigkeiten in 22-Richtung haben einen sehr geringen Einfluss auf das Verhalten im Nachbruchbereich.
- Durch eine weichere Spannungs-Dehnungs Kurve im Druckbereich der 11-Richtung kann die maximale Festigkeit der Biegeprobe erhöht werden. Wird die Kurvenform eher spitz definiert sinkt die maximale Festigkeit.
- Der Parameter SLIMC1 beeinflusst das Niveau der Kurven im Nachbruchbereich deutlich. Wird ein größerer Wert gewählt steigt die Kraft und wird der Faktor reduziert sinkt diese.
- Der Parameter ERODS führt zu einem ähnlichen Verhalten wie bei der 2 mm UD Probe.
- Die Versagensfläche hat einen großen Einfluss auf die maximale Festigkeit sowie das Kraft Niveau im Nachbruchbereich.

Bei allen anderen Parametern ist kein signifikanter Einfluss auf die Kraft-Weg Kurve erkennbar.

### 10.3 Parameterstudie 4-Punkt Biegung Hutprofil mit Shell Modellierung



Anhang

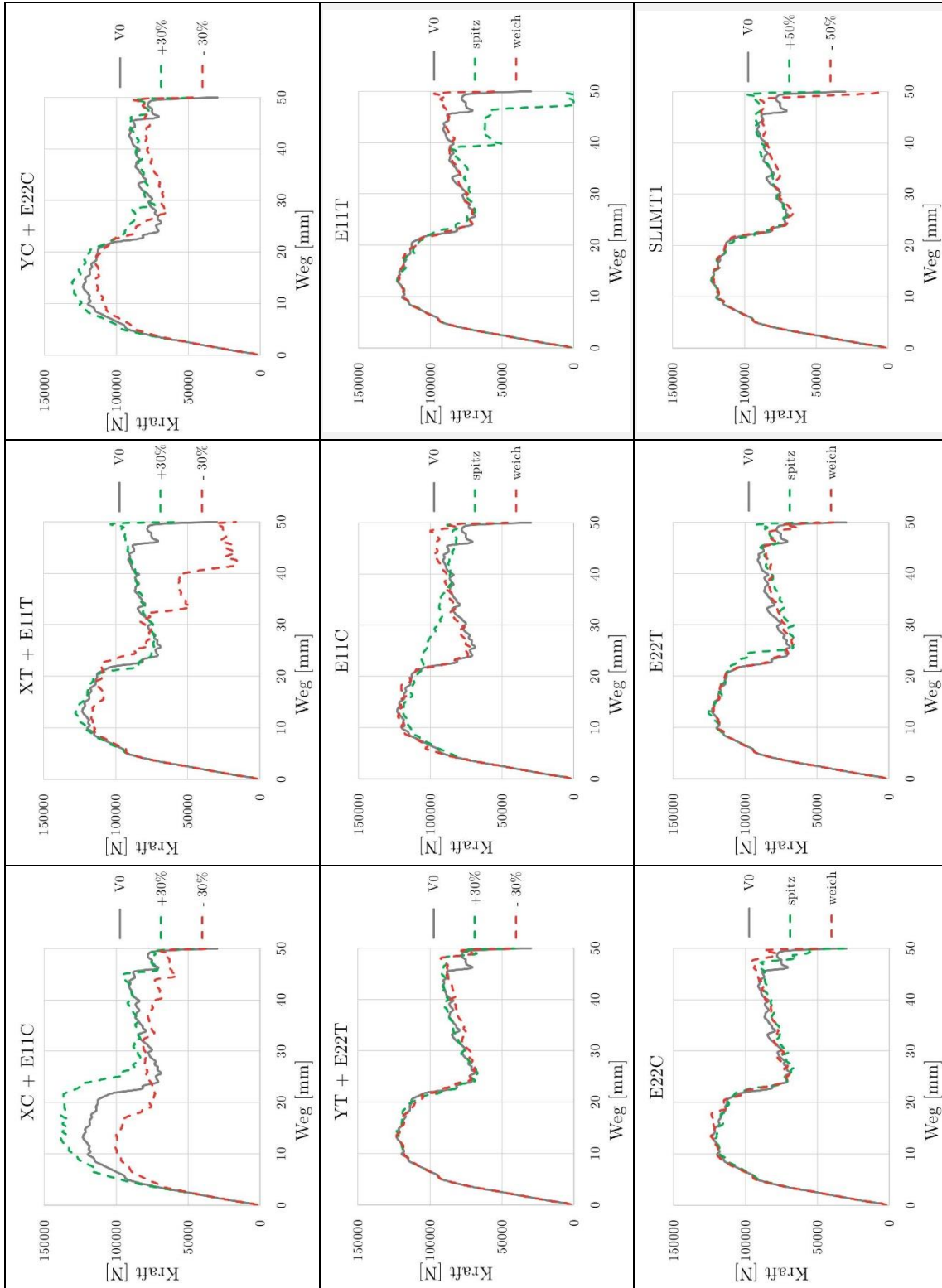


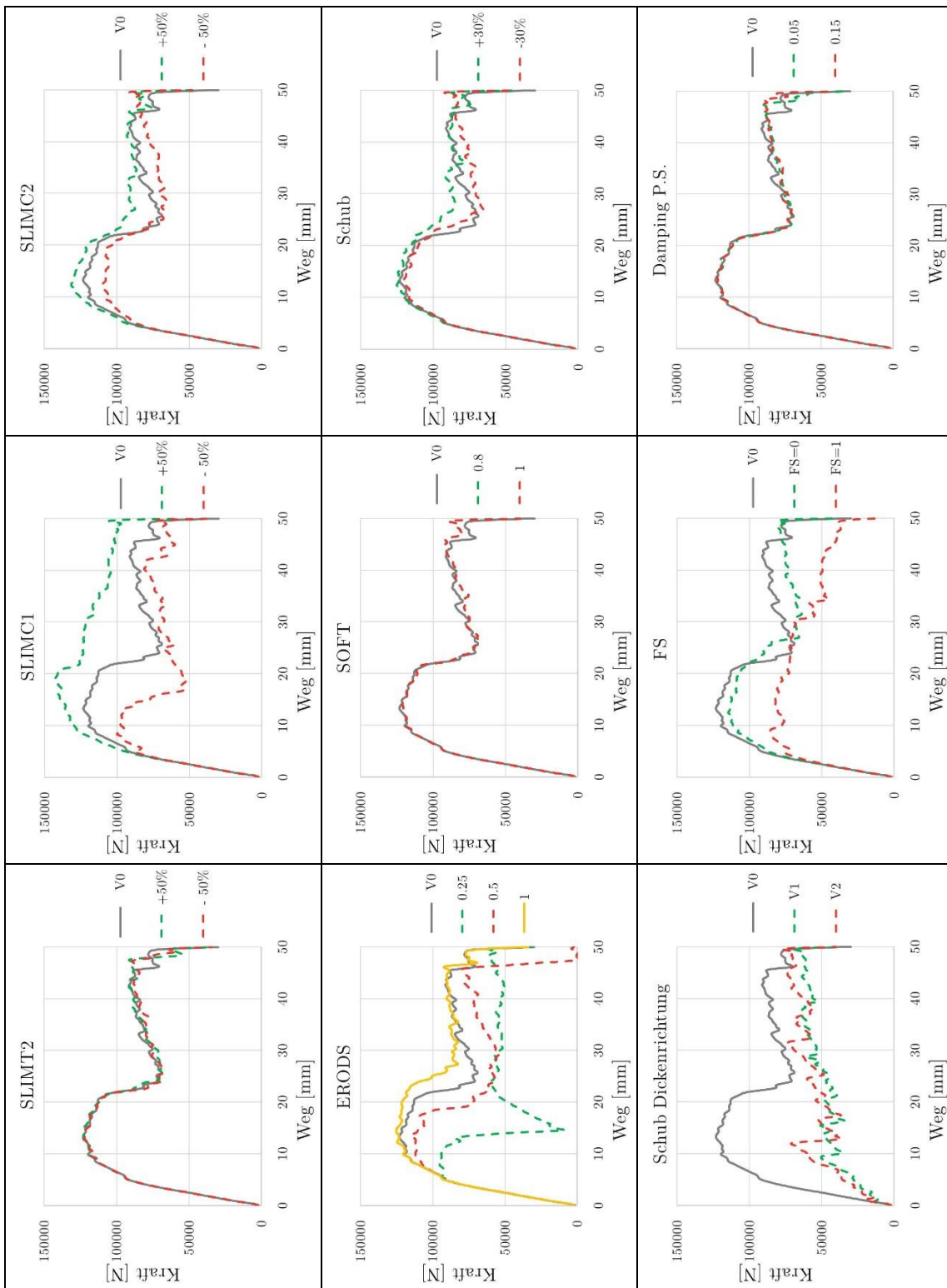
Wie auch bei den Biegeversuchen wurden die gleichen Parameter bei dem einfachen Shell Modell variiert. Diese Parameterstudie wurde an dem 8 mm Hutprofil mit dem 0° UD dominanten Layup durchgeführt. Dabei ergeben sich folgende Erkenntnisse:

- Die Druckfestigkeit XC die mit der Dehnung E11T variiert wurde, hat einen sehr großen Einfluss auf die Maximale Kraft. Werden diese beiden Werte reduziert, hat das auch ein früheres Versagen vom gesamten Hutprofil zur Folge.
- Die Festigkeiten XT und YC mit den dazugehörigen Dehnungen haben ebenfalls einen erkennbaren Einfluss auf die Kraft-Weg Kurve. Dieser ist jedoch deutlich geringer als der Einfluss von XC.
- Wird mit dem Parameter E11C die Form der Spannungs-Dehnungs Kurve eher spitzer definiert sinkt die maximale Kraft etwas und das schlagartige Versagen der Struktur tritt erst später auf. Wird die Kurve weicher definiert wird eine höhere Maximalkraft erreicht und zusätzlich kommt es zu einem früheren Versagen.
- Es ist erkennbar, dass der Parameter SLIMC1 die Maximalkraft und das Nachbruchverhalten deutlich beeinflusst. Wird der Wert erhöht, kommt es zu einer höheren Maximalkraft und zu einem späteren Versagen der Struktur bzw. umgekehrt.
- Wird der Parameter SLIMC2 erhöht steigt die Maximalkraft aber es kommt zu einem früheren Versagen der Struktur. Wird dieser Parameter reduziert sinkt auch die Maximalkraft und es kommt zu einem späteren Versagen des Hutprofils.
- Der Parameter ERODS beeinflusst sowohl die Maximalkraft als auch das Nachbruchverhalten. Je später die Elemente gelöscht werden, desto höher ist auch die Maximalkraft und desto später kommt es auch zu einem Versagen der Struktur.
- Werden die Schubmoduln in Dickenrichtung vom Laminat reduziert hat dies einen sehr großen Einfluss auf die Kraft-Weg Kurve und das Bruchverhalten. Zu erkennen ist, dass mit diesen Parametern sowohl die Maximalkraft als auch das Nachbruchverhalten stark beeinflusst wird. Diese Schädigung sollte erst bei sehr hohen Dehnungen aktiviert werden.
- Wird eine Versagensfläche mit der Interaktion der Spannungen aktiviert, also FS=0 oder FS=1 wird dementsprechend die Maximalkraft stark reduziert.

Bei allen anderen Parametern ist kein relevanter Einfluss erkennbar.

## 10.4 Parameterstudie 4-Punkt Biegung Hutprofil mit Multi Shell Modellierung



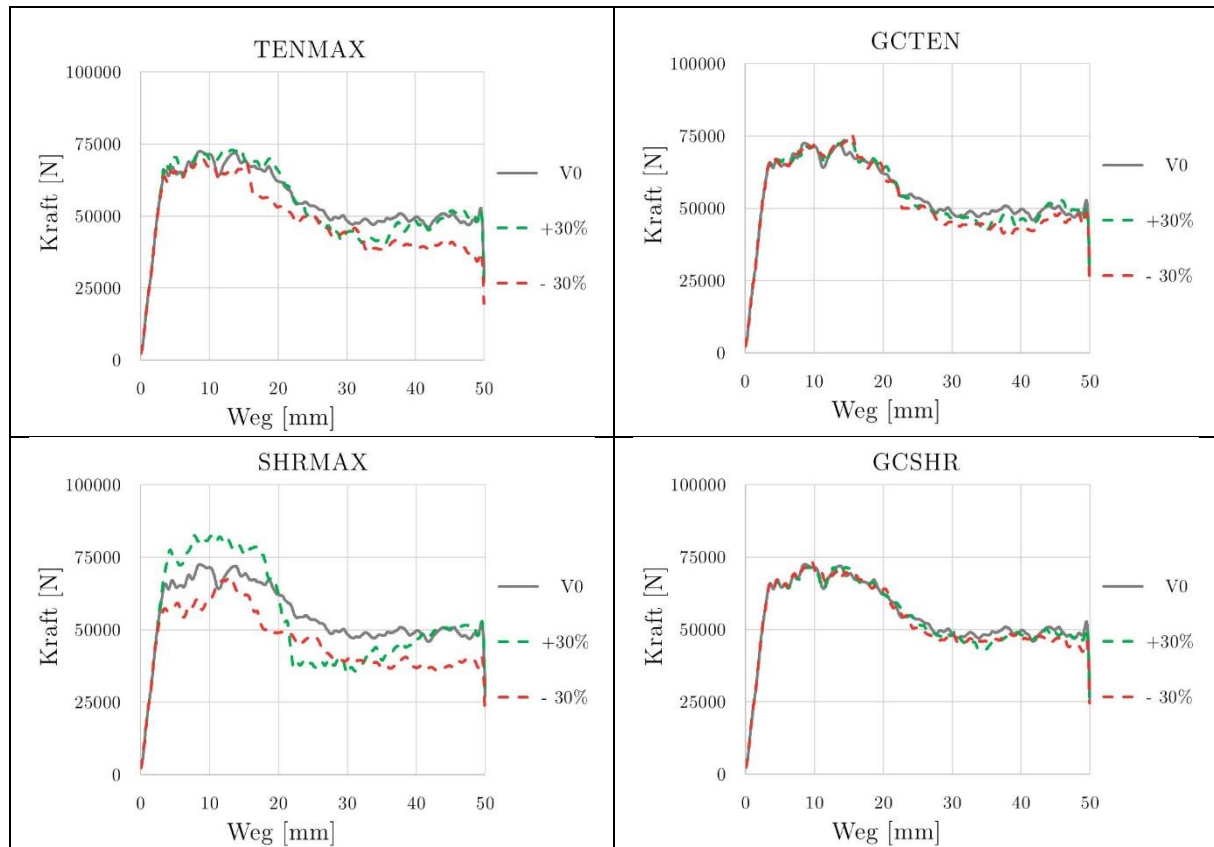




Genau wie bei dem einfachen Shell Modell wurde auch bei dem Multi Shell Modell eine Parameterstudie durchgeführt. Hier wurde ebenfalls das 8 mm Laminat mit dem 0° UD dominantem Layup herangezogen. In diesem Fall ergeben sich folgende Erkenntnisse:

- Wird XC und E11C variiert, erkennt man, dass sich die Maximalkraft deutlich ändert. Ein Einfluss auf das Nachbruchverhalten ist verglichen zum einfachen Shell Modell deutlich geringer.
- Bei der Variation von XT und E11T erkennt man einen geringen Einfluss auf die Maximalkraft. Werden die Parameter im Vergleich zur Basis Variante reduziert kommt es zu einem früheren Totalausfall der Struktur im Nachbruchbereich.
- Die Parameter SLIMC1 und SLIMC2 haben einen deutlich erkennbaren Einfluss auf die Maximalkraft. Der Einfluss in der 11-Richtung ist größer als der in 22-Richtung.
- Je später die Elemente gelöscht werden (ERODS) desto höher ist auch die Maximalkraft. Das Kraftniveau im Nachbruchbereich wird verglichen zum einfachen Shell Modell deutlich geringer beeinflusst.
- Das Verhalten wenn eine Schädigung beim Schub in Dickenrichtung definiert wird ist vergleichbar mit dem Verhalten beim einfachen Shell Modell. Der Einfluss auf die Kraft-Weg Kurve und das Bruchverhalten ist ebenfalls sehr groß.
- Werden Versagensflächen aktiviert bei denen Interaktionen zwischen den Normalspannungen auftreten, ist ein deutlicher Einfluss auf die Maximalkraft und das Nachbruchverhalten erkennbar.

## 10.5 Parameterstudie 4-Punkt Biegung Hutprofil mit der Berücksichtigung von Delaminationen



Um die Robustheit der verwendeten Materialparameter zur Beschreibung der Delamination zu untersuchen, wurde die vier primären Parameter TENMAX, GCTEN, SHRMAX und GCSHR variiert. Dabei ist gut erkennbar, dass die Parameter die die Bruchenergien darstellen einen geringen Einfluss aufweisen. Die Zugfestigkeit die für den Delaminationsmodus I ausschlaggebend ist, hat einen deutlichen Einfluss. Wobei die Schubfestigkeit die für den Delaminationsmodus II relevant ist, den größten Einfluss aufweist. Dies lässt darauf schließen, dass vor allem die Werte die beschreiben ab wann es zur Delamination kommt wichtig sind. Der größere Einfluss der Schubfestigkeit deutet darauf hin, dass es bei diesem Bauteil vor allem zu Delaminationen im Modus II kommt. Dies kann damit erklärt werden, dass die Normalbelastung in Dickenrichtung vom Laminat hauptsächlich unter Druck auftritt. Außerdem kommt es durch die Biegebelastung vom Hutprofil zu Schubbelastungen in Dickenrichtung vom Laminat.