Impactverhalten von hybriden Verbundwerkstoffen mit metallischem Ringgeflecht

vorgelegt von Diplom-Ingenieur (FH) Uli Burger aus Neuburg/Donau

von der Fakultät V - Verkehrs- und Maschinensysteme der Technischen Universität Berlin zur Erlangung des akademischen Grades

> Doktor der Ingenieurwissenschaften -Dr.-Ing.-

> > genehmigte Dissertation

Promotionsausschuss:

Vorsitzender:	Prof. DrIng. D. Peitsch (TU Berlin)
Berichter:	Prof. DrIng. J. Thorbeck (TU Berlin)
Berichter:	Prof. DrIng. J. Wellnitz (HS Ingolstadt)

Tag der wissenschaftlichen Aussprache: 30.10.2009

Berlin 2009 D83

Vorwort

Die vorliegende Arbeit enstand während meiner Tätigkeit als wissenschaftlicher Mitarbeiter am Institut für Angewandte Forschung der Hochschule Ingolstadt in Kooperation mit der Technischen Universität Berlin unter der Leitung von Herrn Prof. Dr.-Ing. Jörg Wellnitz und Herrn Prof. Dr.-Ing. Jürgen Thorbeck.

Herrn Prof. Dr.-Ing. J. Wellnitz gilt mein besonderer Dank für die hervorragende wissenschaftliche Betreuung und die Unterstützung zu jeder Zeit und in allen Belangen während der Durchführung des Forschungsprojektes sowie die Übernahme des Koreferates.

Herrn Prof. Dr.-Ing. J. Thorbeck möchte ich für die Übernahme des Referates für diese Arbeit und seine wertvolle Unterstützung sowohl in inhaltlichen als auch in organisatorischen Belangen danken.

Bei Herrn Prof. Dr.-Ing. Dieter Peitsch möchte ich mich für das Interesse an meiner Arbeit und die Übernahme des Vorsitzes der Prüfungskommission bedanken.

Weiterhin möchte ich mich bei allen Kolleginnen und Kollegen sowohl am Institut für Angewandte Forschung als auch am Institut für Technik und Design e.V., die mich bei der Durchführung meiner Arbeit unterstützen, bedanken.

Selbiges gilt auch für die nichtwissenschaftlichen Mitarbeiter an der Hochschule Ingolstadt, ohne die eine Durchführung des Projektes nicht möglich gewesen wäre.

Allen Studenten, die im Rahmen von Studienarbeiten oder Projektleistungen einen großen Anteil an experimenteller Arbeit bewältigten, sei an dieser Stelle ebenfalls gedankt.

Die Umfänge der Arbeit enstanden im Rahmen eines Forschungsprojektes, welches in Zusammenarbeit mit dem Zentrum für Luft- und Raumfahrt (DLR) in Stuttgart und der Firma Rolls Royce Deutschland Ltd & Co KG in Berlin-Dahlewitz durchgeführt wurde. Durch die finanzielle Unterstützung und die Bereitstellung sowie Fertigung von Versuchsträgern haben diese einen maßgeblichen Anteil zur Durchführung der hier veröffentlichten Arbeiten geleistet. Mein besonderer Dank gilt hierbei Herrn Dipl.-Ing. Rüdiger Keck und seinen Mitarbeitern am Institut für Bauweisen- und Konstruktionsforschung des DLR sowie Herrn Dr.-Ing. Olaf Lenk von Rolls Royce. Zudem möchte ich mich bei den Herren Andreas und Tobias Gröber für die Unterstützung bei der Herstellung von weiteren Proben bedanken.

Herzlich bedanken möchte ich mich auch besonders bei meinen Eltern und meiner Schwester, die während meiner gesamten Tätigkeit auch in schwierigen Zeiten ein sicherer Rückhalt waren.

```
Juli 2009
```

Inhaltsverzeichnis

K	urzfa	ssung	7
A	bstra	ct	9
Fo	orme	zeichen, Abkürzungen, Vereinbarungen, Toleranzen	11
1	Ein	führung	15
	1.1	Allgemeine Erläuterungen zu Hybridverbunden	15
	1.2	Einsatz von Hybridverbundwerkstoffen im Flugzeugbau	16
	1.3	Impactbelastungen von Faserverbundstrukturen	18
2	Exp	erimentelle Untersuchungen	21
	2.1	Ausgangsmaterialien des Verbundwerkstoffs	21
		2.1.1 Einige Aspekte zu Kohlefasern	21
		2.1.2 Verwendete Matrixsysteme	24
		2.1.3 Beschreibung des Ringgeflechtes	25
	2.2	Herstellung der Prüfkörper	28
		2.2.1 CFK-Proben	28
		2.2.2 CFK-Ringgeflecht-Proben	30
	2.3	Schadensmechanismen	33
	2.4	Biegeversuche	36
		2.4.1 Verwendete Versuchseinrichtungen	36
		2.4.2 Versuchsdurchführung	37
		2.4.3 Versuchsergebnisse und Interpretation	38

	2.5	Schlag	versuche	. 43
		2.5.1	Verwendete Versuchseinrichtungen	. 43
		2.5.2	Versuchsdurchführung	. 44
		2.5.3	Versuchsergebnisse und Interpretation	. 45
	2.6	Impac	t-Versuche zu Foreign Object Damage: Eisschlag	. 51
		2.6.1	Konstruktion einer Beschussanlage	. 51
		2.6.2	Verwendete Messeinrichtungen	. 54
		2.6.3	Versuchsdurchführung	. 56
		2.6.4	Versuchsergebnisse und Interpretation	. 58
	2.7	Zusam	nmenfassung der experimentellen Arbeiten und Ausblick	. 63
3	Nur	neriscl	ne Modellierung	65
	3.1	Strukt	uranalytische Grundlagen	. 65
	3.2	Aspek	te der verwendeten CAE-Verfahren	. 74
	3.3	Model	lierung der Eiskugel	. 76
		3.3.1	Wesentliche Aspekte des Eiskugelmodells	. 77
		3.3.2	Validierungssimulation des Eiskugelmodells	. 79
	3.4	Model	lierung der Verbundwerkstoffe	. 80
		3.4.1	Wesentliche Aspekte des Verbundwerkstoffmodells	. 81
		3.4.2	Validierungssimulation der Verbundwerkstoffmodelle	. 84
	3.5	Simula	ation des Eiskugelimpacts auf die Verbundwerkstoffplatten	. 85
		3.5.1	Modellierung des Impactvorgangs	. 85
		3.5.2	Ergebnisse der numerischen Simulation des Impactvorgangs	. 85
	3.6	Ausbli	ick zur numerischen Simulation des Impactvorgangs	. 88
4	Zus	ammei	nfassung und Ausblick	89
	4.1	Optim	ierungspotenziale für metallgeflechtverstärkte Verbundwerkstoffe \ldots	. 90
	4.2	Möglio	che Anwendungsgebiete im Luftfahrzeugbereich	. 92
Li	terat	ur		97
So	onstig	ge Que	llen	103

Kurzfassung

Hybridverbundwerkstoffe nehmen in modernen Leichtbaustrukturen, beispielsweise im Luftfahrzeugbereich, einen immer größeren Anteil ein. Materialien verschiedener Werkstoffklassen werden dabei mit dem Ziel einer Steigerung ihrer individuellen Eigenschaften verbunden. In dieser Arbeit wird ein vom Autor entwickelter neuartiger Hybridverbund aus metallischem Ringgeflecht und Faserverbundwerkstoffen untersucht. Als Material für die Geflechte wird dabei Titan Grade 2 oder Stahl 1.4306 verwendet. Der Faserverbund besteht aus Kohlefasern als unidirektionales Gelege mit Polyetheretherketonmatrix oder Gewebe mit Epoxidharzmatrix.

Ziel dieser Arbeit ist die Untersuchung des Impactverhaltens von metallgeflechtverstärkten Faserverbunden, speziell der Bereich des Hochgeschwindigkeitsimpacts. Dieser tritt in Bezug auf Luftfahrtzeugstrukturen vor allem beim Foreign Object Damage, z.B. Vogel- oder Hagelschlag, auf. Neben der erstmaligen Herstellung von Mustern der neuen Werkstoffkombination werden daher experimentelle Untersuchungen durchgeführt. Diese beinhalten 3-Punkt-Biegeversuche, Charpy-Schlagprüfungen und Impactversuche bei höheren Geschwindigkeiten mit Eiskugeln auf einer eigens entwickelten Beschussanlage. Begleitend dazu wurden die Möglichkeiten zur numerischen Simulation mittels der Finiten Elemente Methode (FEM) des neuen Werkstoffs und des Impactvorganges betrachtet. Aus den Experimenten und Simulationen werden erste Kennwerte und Charakteristika abgeleitet. Zu Referenzzwecken wurden reine kohlefaserverstärkte Kunststoffe (CFK) in die Untersuchungen mit einbezogen.

Anhand der experimentellen Untersuchungen kann festgestellt werden, das eine Steigerung der Impacttoleranz gegenüber unverstärkten CFK-Varianten erreicht wird. Auf Basis dieser erfolgte zudem die erfolgreiche Modellierung des neuen Werkstoffs mit einem marktüblichen FEM-Programm, so dass das Verhalten unter schlagartigen Belastungen wie beim Impact mittels Simulationen nachgebildet werden kann. Dies dient abschließend einer ersten Optimierungsstudie zum Lagenaufbau. Des Weiteren werden mögliche Anwendungsgebiete in Luftfahrzeugstrukturen dargestellt.

Abstract

Hybrid composites are playing an important role in modern aero structures and other areas. Different material classes are combined together with the aim to improve the properties of the resulting compound. In this thesis a new hybrid developed by the author based on metallic chain mail and fibre composites is investigated. Titan Grade 2 and steel alloy 1.4306 is used for the chain mail. The fibre composite is made out of unidirecitional carbon fibre lay-up with polyetheretherketone matrix or woven with epoxy matrix.

The scope of this thesis is the investigation of the impact behavior of fibre composites reinforced with metallic chain mail, especially high velocity impact. In relation to aircraft structures this is the case for foreign object damage, like bird strike or hail ice impact. Besides the first production of samples of the new material combination experimental investigations are carried out. These include 3-point-bending tests, Charpy-Impact tests and ice impact tests at high velocity on a self-developed gas gun. Testing is accompanied by numerical simulation of the new material and the impact event with the help of the finite element method (FEM). Based on the experiments and simulations first material values and characteristics could be obtained. For reference, neat carbon fibre reinforced plastics (CFRP) specimens are investigated additionally.

With the experimental results it could be demonstrated, that an increase of impact tolerance compared to the non reinforced CFRP can be realized. On that basis also the modeling of the new material with a common finite element code successfully took place, so that the behavior under impact loads could be evaluated by numerical simulation. Parametric optimization has been conducted for the lay-up. Additionally possible fields of application in aircraft structures are addressed.

Formelzeichen, Abkürzungen, Vereinbarungen, Toleranzen

Lateinische Buchstaben

a	Konstante, Länge des Balkens im Beispiel
a	Nachgiebigkeitsmatrix
a_{ij}	Einträge der Nachgiebigkeitsmatrix a mit $i, j = 1, 25$
А	Fläche
A	Gesamtsteifigkeitsmatrix
\overline{b}	gemittelte Prüflingsbreite
С	Indizes zur Bezeichnung für compression, Druckbelastung
С	Schubsteifigkeit
С	Steifigkeitsmatrix im lokalen Koordinatensystem der Einzelschicht
\mathbf{C}_{RG}	Steifigkeitsmatrix im lokalen Koordinatensystem der Ringgeflechtsschicht
C_{ij}	Einträge der Steifigkeitsmatrix C mit $i, j = 1, 26$
C_1, C_2, C_6	Konstanten der Zustandsgleichung
D	Biegesteifigkeit
$e_{lphaeta}$	Komponente des Maßtensors
e_{V0}	Innere Energie bezogen auf das Referenzvolumen eines Körpers
$E_{\alpha\beta}, E_{\alpha3}, E_{\lambda\lambda}$	Verzerrungen der Plattenmittelebene mit $\alpha, \beta = 1, 2$ und $\lambda = 1, 2 \wedge \neq \alpha$
E_B	Biegeelastizitätsmodul aus 3-Punkt-Biegeversuch
E_{1}, E_{2}	Elastizitätsmodul in 1- und 2-Richtung
$E_{1,RG}, E_{2,RG}$	Elastizitätsmodul des Ringgeflechtes in 1- und 2-Richtung
E_{RG}	Elastizitätsmodul des Ringgeflechtes
f	Grenzwert für Versagen im aktuellen Zeitschritt t^i
F_{max}	Maximalkraft im 3-Punkt-Biegeversuch
G_{12}, G_{23}, G_{13}	Schubmodul in 12-, 23-, 13-Richtung
$G_{12,RG}$	Schubmodul des Ringgeflechtes in der 12-Ebene
G_{RG}	Schubmodul des Ringgeflechtes
h	Dicke bzw. Höhe
$ar{h}$	gemittelte Prüflingsdicke
I_y	Flächenträgheitsmoment um y-Achse
k_c	Korrekturfaktor für Schubsteifigkeit C
k_{σ}	eingeführter Korrekturfaktor für $\sigma_{\alpha\beta}$
K_1, K_2, K_3, K_4	Integrationskonstanten
\overline{l}	gemittelte Prüflingslänge
L	Stützweite zwischen Auflagern im 3-Punkt-Biege- und Schlagversuch

Formelzeichen, Abl	kürzungen, Verein	barungen, Toleranzen
--------------------	-------------------	----------------------

L	Steifigkeitsmatrix im globalen Koordinatensystem des Gesamtverbundes
m_{eta}	Streckenmoment mit $\beta = 1, 2$
M_x	Moment für Balkenbeispiel
$M_{\alpha\beta}$	Schnittmomente $\alpha, \beta = 1, 2$
$N_{\alpha\beta}$	Schnittkräfte $\alpha, \beta = 1, 2$
L_{ij}	Einträge der Steifigkeitsmatrix L mit $i, j = 1, 26$
р	Flächenbelastung
\hat{p}	Maximalwert von p
p_{lpha}, p_{eta}	Flächenbelastung in Richtung $\alpha, \beta = 1, 2$
Р	Punkt auf der Mittelebene im ausgelenkten Zustand
P'	Punkt auf der Mittelebene im Ausgangszustand
Q	Punkt außerhalb der Mittelebene im ausgelenkten Zustand
\mathbf{Q}^{*}	Punkt außerhalb der Mittelebene im Ausgangszustand
\mathbf{Q}	reduzierte Steifigkeitsmatrix der Einzelschicht
Q_{ij}	Einträge der Steifigkeitsmatrix \mathbf{Q} mit $i, j = 1, 26$
Q_x	Querkraft für Balkenbeispiel
Q_{lpha}	Querkräfte mit $\alpha = 1, 2$
\mathbf{Q}_k	reduzierte Steifigkeitsmatrix der k-ten Einzelschicht
r	Grenzwert für Versagen im vorherigen Zeitschritt t^{i-1}
s_{ij}	Komponenten des Spannungsdeviators mit $i, j = 1, 2, 3$
S	Grenzwert für Scherspannungen
t	Indizes zur Bezeichnung von tension, Zugbelastung
t_k	Dicke der k-ten Einzelschicht
t_{lam}	Dicke des gesamten Laminates
\mathbf{T}	Transformationsmatrix
$\mathbf{T}_{3}^{arepsilon}$	Transformationsmatrix für die Steifigkeitsmatrix um die 3-Achse
$\mathbf{T}_3^{arepsilon T}$	transponierte Transformationsmatrix für die Steifigkeitsmatrix um die 3-Achse
u_{lpha}, u_{eta}	Verschiebung von Punkten der Mittelebene mit $\alpha, \beta = 1, 2$
U_{lpha}	Verschiebung von Punkten außerhalb der Mittelebene mit $\alpha = 1, 2$
v_I	Impactgeschwindigkeit
V	Volumen
W	Durchsenkung von Punkten der Mittelebene
W	Durchsenkung von Punkten außerhalb der Mittelebene
Wä	Arbeit der äußeren Belastungen
W_S	Schlagarbeit im Charpy-Schlagversuch
W_T	Arbeit der Trägheitskräfte
Wo	Arbeit der inneren Spannungen
X	Grenzwert für Spannungen in x bzw. 1-Richtung
Y	Grenzwert für Spannungen in y bzw. 2-Richtung
Z	Abstand in Dickenrichtung im ausgelenkten Zustand
\mathbf{Z}^{*}	Abstand in Dickenrichtung im Ausgangszustand

Griechische Buchstaben

α	Schlagzähigkeit im Charpy-Schlagversuch
β_{lpha}	Winkel zwischen den Mittelebenen mit $\alpha=1,2$

δ	partielle Ableitung
$\delta_{lphaeta}, \delta_{ij}$	KRONECKER-Delta mit $\alpha, \beta = 1, 2$ und $i, j = 1, 2$
$\bar{\delta}$	Kennzeichnung des virtuellenr Charakters der partiellen Ableitung
ε_3	Dehnung in 3- bzw. Dickenrichtung
$\varepsilon_{lphaeta}$	Dehnungen der Plattenmittelebene mit $\alpha, \beta = 1, 2$
γ_{lpha}	Gleitungen der Plattenmittelebene mit $\alpha = 1, 2$
$\varkappa_{lphaeta}$	Krümmungen der Plattenmittelebene mit $\alpha,\beta=1,2$
κ	Konstante
ν	Querkontraktionszahl
$\nu_{12}, \nu_{23}, \nu_{13}$	Querkontraktionszahl in 12-, 23- und 13-Richtung
$\nu_{12,RG}$	Querkontraktionszahl des Ringgeflechtes in 12-Richtung
$ u_{RG}$	Querkontraktionszahl des Ringgeflechtes
μ	Volumetrischer Parameter für die Zustandsgleichung
$\omega_{11}, \omega_{22}, \omega_{12}$	Schädigungsparameter
ϱ	Dichte
$\bar{\sigma}$	Vergleichsspannung
σ_{max}	Biegefestigkeit im 3-Punkt-Biege-Versuch
σ_{ij}	Komponenten des Spannungstensors $i, j = 1, 2, 3$
$\sigma_{lphaeta}$	Spannungen in der Plattenebene mit $\alpha, \beta = 1, 2$
σ_3	Spannung in 3- bzw. Dickenrichtung
ψ_{lpha},ψ_{eta}	Winkel zwischen den Schnittebenen mit $\alpha,\beta=1,2$

Verwendete Abkürzungen

ARALL	Aramid Reinforced Aluminum Laminate		
BVID	Barely Visible Impact Damage		
CFK	Carbonfaser verstärkter Kunststoff		
CFRP	Carbon Fibre Reinforced Plastics		
DMS	Dehnungsmessstreifen		
EP	Epoxid		
FML	Fibre Metal Laminate		
FOD	Foreign Object Damage		
FVW	Faserverbundwerkstoffe		
GFK	Glasfaser verstärkter Kunststoff		
GLARE	Glass Reinforced Aluminum		
HM	high modulus		
HT	high tenacity		
IM	intermediate modulus		
PAN	Polyacrylnitril		
PEEK	Polyetheretherketone		
ST	super tenacity		
SPH	Smooth Particle Hydrodynamics		
UD	unidirektional		
UHM	ultra high modulus		
VID	Visible Impact Damage		
Zfb	Zwischenfaserbruch		

Vereinbarungen

In dieser Arbeit gilt die EINSTEIN'sche Summationskonvention (vgl. u.a. SCHADE [51]). Tritt in einem mathematischen Ausdruck, der durch ein Plus-, Minus-, Gleichheits- oder Ungleichheitszeichen begrenzt wird, ein Index doppelt auf, so wird dieser über den Wertevorrat von 1, 2, 3 summiert, ohne dass dies durch ein Summenzeichen ausgedrückt wird.

Beispiel:

$$a_i b_i = \sum_{i=1}^3 a_i b_i = a_1 b_1 + a_2 b_2 + a_3 b_3$$

In der Arbeit wird aus Vereinfachungsgründen die Indexschreibweise verwendet. Die so dargestellten Terme, sofern diese einen Tensorcharakter aufweisen, stellen die Elemente des Tensors dar. Das notwendige dyadische Produkt zur Aufspannung des Feldes wird zur Vereinfachung der Schreibweise ebenfalls nicht notiert.

Toleranzen

Für die aus der Literatur entnommenen Kennwerte der einzelnen Werkstoffe werden die dort verwendeten Toleranzen vorausgesetzt.

In den in der Arbeit dargestellten Tabellen zum Lagenaufbau der Verbundwerkstoffe gelten hinsichtlich der dort genannten Werte die herstellungstechnisch üblichen Toleranzen.

Für die angegebenen Abmessungen der einzelnen Prüflingskörper gelten die Toleranzen von ± 0,1 mm für die Prüflingslänge und ± 0,01 mm für die weiteren Angaben.

Für die angegebenen Abmessungen der Eiskugel
n gelten die Toleranzen von \pm 0,1mm für den Durchmesser und von
 \pm 0,1 g für die Masse.

Die Toleranzen für die aus durchgeführten Versuchen ermittlten Werte ergeben sich aus den angegebenen Toleranzen der dabei verwendeten Messeinrichtungen und Prüflingsabmessungen.

1 Einführung

Der Leichtbau ist eines der zentralen Themen in der Verbesserung bestehender und der Entwicklung neuer Produkte. Im modernen Leichtbau nehmen die Verbundwerkstoffe als Bestandteil des Werkstoffleichtbaus eine herausragende Position ein.

In der vorliegenden Arbeit werden erste Untersuchungen eines vom Autor entwickelten neuartigen Verbundwerkstoffes durchgeführt. Das untersuchte Hybridmaterial setzt sich aus zwei wesentlichen Bestandteilen zusammen. Ersteren stellt mit Kohlefaser, auch aus dem Englischen als Carbonfaser bezeichneter, verstärkter Kunststoff (CFK) dar. Der weitere Bestandteil ist metallisches Ringgeflecht.

Dieser Hybridwerkstoff wird im Folgenden als CarbonICE, von Carbon(faser) und Internal Chainmail Enhancement, bezeichnet. Ein Schwerpunkt aus der Sicht des Autors liegt dabei auf der Betrachtung des Verhaltens unter stoßartiger Belastung und der Schadenstoleranz. Durch den Einsatz von Ringgeflecht soll dieses im Vergleich zu reinen CFK-Strukturen verbessert werden. Dies hat nicht nur, aber insbesondere im Bereich von Luftfahrtzeugstrukturen eine herausragende Bedeutung. Aus den Erkenntnissen und auf Grundlage der experimentellen Arbeiten werden entsprechende Möglichkeiten zur numerischen Simulation erarbeitet. Neben der Gewinnung erster Kennwerte sollen mit Hilfe dieser mögliche Optimierungspotenziale und Anwendungsfälle dargestellt werden.

1.1 Allgemeine Erläuterungen zu Hybridverbunden

Eine erste Erklärung zum Begriff Hybridverbunde findet sich in ZEILINGER [63]. So wird dieser hier als Verbindung von mehreren Komponenten beschrieben, welche verschiedenen Werkstoffhauptgruppen angehören. Eine Kombination kann demnach aus metallischen und keramischen, keramischen und polymeren oder polymeren und metallischen Bestandteilen bestehen. Ein Aufbau als Schichtverbund mit mindestens zwei Werkstoffen verschiedener Hauptgruppen, welcher makroskopisch homogen, mikroskopisch jedoch quasihomogen oder heterogen ist, wird hier noch als hybrider Stoffverbund definiert.

Diese strenge Unterscheidung findet sich in der neueren Literatur zu diesem Thema, beispielsweise bei WILMES [61], nicht mehr. Die hier untersuchte Kombination aus CFK und Titan wird generell als Hybridmaterial bzw. -werkstoff bezeichnet. In Bezug auf die Verwendung von FVW als eine der Komponenten ist häufig auch von Hybrid-Verbundwerkstoffen (engl. hybrid composites) die Rede. Ziel einer solchen Kombination ist jedoch immer die Steigerung der Eigenschaften des Hybridverbundes in speziell gewählten Bereichen gegenüber denen der Einzelkomponenten. Der im Rahmen dieser Arbeit untersuchte neue Hybridwerkstoff setzt sich wie bereits erwähnt aus CFK mit einer Verstärkung durch metallisches Ringgeflecht zusammen.

Einen symmetrischen Lagenaufbau des Faserwerkstoffs berücksichtigend wird dabei für erste Untersuchungen Ringgeflecht in die Mittelebene eingebracht. Die Matrix für diese Schicht wird abhängig von der der CFK-Schichten gewählt. Dies soll eine gute Anbindung der Verstärkungsschicht an die Faserlagen ermöglichen. In Abb. 1.1 ist der prinzipielle Aufbau des neuen Werkstoffs gezeigt. Aufgrund der Tatsache der erstmaligen Beschäftigung mit diesem Werkstoff in dieser Arbeit wurde auf einen komplexeren Aufbau verzichtet.



Abb. 1.1: Schematische Darstellung des prinzipiellen Aufbaus des neuen Hybridwerkstoffs CarbonICE

1.2 Einsatz von Hybridverbundwerkstoffen im Flugzeugbau

In Bezug auf den Einsatz des im Rahmen dieser Arbeit untersuchten Hybridmaterials im Luftfahrzeugbau lässt sich eine Parallele zur Familie der Fibre Metal Laminates (FML) ziehen. Wie bei CarbonICE handelt es sich dabei um Verbunde unterschiedlicher Materialklassen, faserverstärkten Kunststoffen und Metallen. Bei FML's werden dabei mehrere dünne Schichten davon alterniernend zusammen laminiert, wodurch ein Hybridverbund entsteht. Der prinzipielle Aufbau eines FML ist in Abb. 1.2 gezeigt. Die äußersten Schichten stellen dabei jeweils eine Metallschicht dar, während die Anzahl der innenliegenden, wechselnden FVW- und Metallschichten unterschiedlich sein kann.

Ausgangspunkt für die Entwicklung von FML bildete die Beobachtung der gesteigerten Ermüdungsfestigkeit von geklebten Strukturelementen aus mehreren Metallschichten. Grund hierfür ist die Verlangsamung des Rißwachstums durch die Klebeschichten und die damit verbundene Lastübertragung auf unbeschädigte Schichten. Aus diesem Ansatz heraus wurde ab 1978 an der TU Delft ein Verbund aus miteinander verklebten FVW- und Metallschichten, zunächst aus Aramidfasern und Aluminium, untersucht. Dieser wurde als ARALL (Aramid Reinforced ALuminium Laminate) bezeichnet. Ein weiterer Grund lag in den zum damaligen Zeitpunkt hohen Kosten für reine FVW.

Zunächst wurde nur der Einsatz in Tragflächenstrukturen untersucht. Auch Anwendungen im Bereich der Rumpfstruktur rückten in den Fokus des Interesses für Anwendungsgebiete dieses



Abb. 1.2: Prinzipieller Aufbau eines Fibre Metal Laminate (hier: 3/2-Lagenaufbau)

neuen Materials. ARALL erwies sich hier aufgrund der unterschiedlichen auftretenden Lasten als nicht geeignet. Es wurden daher im Laufe der 1980'ger Jahre auch andere Konfigurationen von FML untersucht und entwickelt. 1987 wurde schließlich ein neues FML, bestehend aus Glasfaser verstärktem Kunststoff (GFK) und Aluminium zum Patent angemeldet. Dieses wurde als GLA-RE bezeichnet und war auch für Anwendungen im Rumpfbereich geeignet.

Während ARALL gegenüber Impact-Belastungen anfällig war, wies GLARE in dieser Beziehung hervorragende Eigenschaften auf. Es hatte vergleichbare Eigenschaften wie reines Aluminium bei geringerem Gewicht und war CFK überlegen. Neben einem erhöhten Widerstand gegen schlagartige Belastungen ließ sich hierbei im Gegensatz zu reinen FVW-Strukturen durch bleibende plastische Verformung auch ein beim Impact von Objekten entstandener Schaden durch Sichtprüfungen feststellen. Durch die unterschiedlichen Anwendungsgebiete bildeten sich mehrere GLARE-Klassen, die für die jeweiligen Gebiete optimiert wurden. Hinsichtlich des Verhaltens gegenüber Impact sind vor allem die Klassen GLARE 3 und 5 zu nennen. Diese weisen im Bereich der GFK-Schichten einen 0°/90°-Aufbau der Einzelschichten auf. Eine detaillierte Beschreibung und Informationen zu Fibre Metal Laminates können den Beiträgen von VLOT und ROEBRO-EKS [60] entnommen werden.

Eine neue Generation von FML mit einer Materialkombination von CFK und Titan wurde Anfang der 90'er Jahre entwickelt und untersucht, wie DE BOER [60] beschreibt. Ein Vorteil dieses Aufbaus liegt vor allem in der Kombination von höherer Steifigkeit, höher Zugfestigkeit und besseren Ermüdungs- und Impacteigenschaften im Vergleich zu GLARE bei geringerer Dichte. Mit der Wahl des entsprechenden Matrixwerkstoffes für das CFK-Material kann dieser Werkstoff bei höheren Temperaturen von bis zu 300°C eingesetzt werden.

Ausführungen dazu lassen sich auch in den Arbeiten von CANTWELL und CORTES et al. [14], [15], [16], [17] finden. In diesen wird auf die Eigenschaften und Charakteristika dieser Kombination, mit einem Hauptaugenmerk auf die Verwendung von Polyetheretherketon (PEEK) als Matrixsystem, eingegangen. Dieses System wurde vor allem im Hinblick auf einen Einsatz des Werkstoffs in Strukturbauteilen für Überschallflugzeuge und der damit nötigen Hochtemperaturfestigkeit gewählt. Die Untersuchungen hinsichtlich der Impacteigenschaften und Vergleiche zu bestehenden Systemen sind vor allem in CANTWELL und CORTES [16] sowie ausführlich in CORTES [23] beschrieben. In der Arbeit von REYES [50] sind neben der Untersuchung allgemeiner Eigenschaften auch detaillierte Ausführungen zu den Impacteigenschaften von FML basierend auf CFK mit Epoxidharzmatrix und Aluminium zu finden. Auch Vergleiche gegenüber reinen GFK-Systemen werden dabei gezogen.

In den Rahmen dieser Werkstofffamilie lässt sich auch CarbonICE einordnen. In der vorliegenden Arbeit wird auf einen Aufbau mit einer einzelnen Geflechtlage eingegangen. Ebenfalls denkbar ist ein alternierender Aufbau aus mehreren Geflechtlagen und FVW-Lagen, womit die Gemeinsamkeiten zu den genannten FML deutlich werden. Im Unterschied dazu sind jedoch die Decklagen hier aus FVW, während das Metallgeflecht innenliegend die Struktur verstärkt.

Insgesamt zeigt sich ein deutlicher Trend zur verstärkten Verwendung von reinen FVW-Strukturen und Hybridwerkstoffen wie beispielsweise GLARE im zivilen Luftfahrzeugbau über die letzten Jahrzehnte. Diese Tatsache wird in Abb.1.3 anschaulich dargestellt. Die Verwendung von GLA-RE im Rumpfbereich des A380 oder von CFK für den Rumpfbereich der Boeing 787 stehen stellvertretend für diese Tatsache.



Abb. 1.3: Anteil an FVW und Hybridverbunden am Strukturgewicht von Flugzeugmustern nach [30]

1.3 Impactbelastungen von Faserverbundstrukturen

FVW zeichnen sich im Vergleich zu homogenen und isotropen Materialien durch grundlegend anderes Schädigungsverhalten aus. Von erhöhter Aufmerksamkeit ist unter der Berücksichtigung der Zielrichtung dieser Arbeit das Verhalten unter stoßartiger Belastung. Je nach Geschwindigkeit des Aufschlages ergeben sich hier unterschiedlichste Versagensmerkmale. Diese sind durch Inspektionen mit dem bloßen Auge oft nicht sichtbar und können nur unter großem technischen Aufwand messtechnisch erfasst werden. Die mechanischen Eigenschaften des Bauteils sind aber eventuell im hohen Maße degradiert, was ein schwerwiegendes Sicherheitsrisiko darstellt.

Dieses Verhalten spielt vor allem bei der Betrachtung von Foreign Object Damage (FOD) eine Rolle. Unter FOD versteht man die Beschädigung des Flugzeugs durch Fremdobjekte. Wie in NILSSON [44] beschrieben, kann dies für den Hochgeschwindigkeitsimpact in drei große Bereiche unterteilt werden.

Zunächst wäre der Bereich Vogelschlag zu nennen. Damit bezeichnet man die Kollision mit einem Vogel und die dadurch verursachten Beschädigungen der Flugzeugstruktur und der Triebwerke. Verbunden mit der eventuell großen Masse des Vogels kann dies große Schäden an der Struktur anrichten. Durch die niedrigen Temperaturen in großen Höhen kann es zur Bildung von Eis an der Flugzeugstruktur kommmen, welches sich lösen kann. Berücksichtigt man dazu noch die Möglichkeit des Durchfliegens von Hagelschauern erhält man einen weiteren Bereich, der den Impact mit Eiskörpern beinhaltet. Verbunden durch die höheren Geschwindigkeiten, auch im Vergleich zum Vogelschlag, stellt das Hageleis den schwerwiegenderen Lastfall dar. Dieser kann vor allem im Bereich der Fan-Schaufeln bei Triebwerken hohen Schaden anrichten und ist deshalb häufig Bestandteil von Untersuchungen im Triebwerksbereich, so z.B. bei FRISCHBIER [26] oder CHA-MIS [22]. Abschließend ist noch der Bereich Steinschlag aufzuführen, der stellvertretend für das Auftreffen kleiner Partikel steht. Dieser Lastfall ist in erster Linie bei Start und Landung eines Flugzeuges zu beachten, da hier Verunreinigungen auf der Rollbahn von den Reifen aufgewirbelt oder direkt von den Triebwerken angesaugt werden können und dann auf die entsprechenden Strukturen treffen.

Dem Luftfahrtechnischen Handbuch [IAS] ist aus diesem Grund die wesentliche Forderung zu entnehmen, dass die Struktur schadenstolerant auszulegen ist, wie auch von CALOMFIRESCU et al. [13] beschrieben. Dies bedeutet, dass eine Beschädigung und auch ihre mögliche Ausbreitung ohne Auswirkung auf die Einsatzfähigkeit der Faserverbundkonstruktion während der Lebensdauer bleibt. Dieser Zeitraum schließt entweder das Ende der Nutzungszeit oder die Entdeckung des Schadens bei einer Inspektion ein.

Das Betrachten des allgemeinen Verhaltens von FVW-Strukturen unter Impact-Belastungen spielt daher eine große Rolle, was durch eine Vielzahl an Publikationen deutlich wird. So wird beispielsweise von BREEN [11] der Einfluss der Impact-Geschwindigkeit auf das Schadensbild bei FVW, die als Flügelhaut eingesetzt werden, untersucht. HOU [31] bewertet verschiedene FVW-Aufbauten hinsichtlich ihres Verhaltens bei FOD. Auch der Aufschlag von Hageleis im Speziellen findet vielfache Betrachtung. So wird von REDDY et al. [49] ein FE-Code zur Analyse von Eisaufschlag auf Triebwerksschaufeln, dem entsprechende Untersuchungen zu Grunde liegen, vorgestellt. Auch in ASP und JUNTIKKA [5] werden Tests und Analysen zum Impact von Eis auf CFK-Strukturen beschrieben.

Wie bereits erwähnt, addressieren spezielle Konfigurationen von FML, wie z.b. GLARE5 als in VLOT [60] beschrieben, in ihren Eigenschaften diese Problematik mit einschneidenden Erfolgen. Dies betrifft sowohl die Impacttoleranz als auch die Sichtbarkeit von Schäden.

In diesem Kontext, mit einem Schwerpunkt auf der Betrachtung des Impactverhaltens, wird im Rahmen dieser Arbeit vom Autor die Wirksamkeit der Verstärkung von CFK-Strukturen mit metallischem Ringgeflecht untersucht. Durch die Einbringung einer solchen Verstärkung werden substantielle Verbesserungen im Verhalten unter schlagartigen Belastungen, wie sie beim FOD auftreten, gegenüber reinen CFK-Strukturen erwartet. Einführung

2 Experimentelle Untersuchungen

2.1 Ausgangsmaterialien des Verbundwerkstoffs

Der im Rahmen dieser Arbeit untersuchte Verbundwerkstoff namens CarbonICE besteht aus Kohlefasern mit Kunststoffmatrix, welcher mit metallischem Ringgeflecht zur Steigerung der Impacttoleranz verstärkt wurde.

Daneben wurden zu Vergleichszwecken unverstärkte Probekörper hergestellt und untersucht. Neben dem in der Luftfahrtindustrie gebräuchlichen und zertifizierten Materialmix aus unidirektionalen AS4-Graphitfasern und Polyetheretherketon(PEEK)-Matrix wurde aus Kosten- und Herstellungsgründen zunächst auch ein nicht luftfahrttaugliches Prepreg aus CFK-Gewebe mit Epoxidharz-Matrix verwendet. Unter Prepreg versteht man bereis mit dem Matrixwerkstoff vorimpregnierte (*preimpreg*nated) Fasern.

Das unidirektionale Gelege APC-2/AS4 [Cyt08] der Firma Cytec Engineered Materials wurde vom Deutschen Zentrum für Luft- und Raumfahrt in Stuttgart am Institut für Bauweisen- und Konstruktionsforschung [Kec08] zu Plattenmaterial verarbeitet. Das Gewebe SIGRATEX PRE-PREG CE 8201-200-45S [SGL08a] des Faserproduzenten SGL Carbon AG wurde von der Firma Gröber [Grö08] verarbeitet. Dadurch konnte aufgrund der möglichen Vergleichsaussage durch das identische Aufbauprinzip eine erste Abschätzung zur Wirksamkeit der Verstärkungsmaßnahme getroffen werden.

Das verwendete Ringgeflecht wurde von der Firma Friedrich Münch GmbH hergestellt. Im Folgenden werden die Matrix- und Fasermaterialien, die im Rahmen dieser Arbeit untersucht wurden, vorgestellt. Das metallische Ringgeflecht, das erstmalig in diesem Kontext als zusätzlichem Bestandteil des Verbundwerkstoffs Verwendung findet, wird darüber hinaus näher beschrieben. Dabei werden die wesentlichen mechanischen Eigenschaften, Prozesse zur Gewinnung/Herstellung und für diese Arbeit wichtigen Eigenheiten der Werkstoffe vorgestellt.

Für weitere Ausführungen wird für die Matrix- und Fasermaterialien auf die einschlägige Literatur verwiesen. In SODEN[55] und FLEMMING [25] sowie CARLOWITZ[19] sind detaillierte Ausführungen zu den Faser- und Matrixwerkstoffen aufgeführt. Diesen wurden auch die im Rahmen der Arbeit benötigten und nicht durch Herstellerangaben oder eigene Versuche abgedeckten Kennwerte entnommen. Zusätzliche Informationen zum Werkstoff Ringgeflecht sind ausführlich von LENK [37] und STEINMETZ [57] dargestellt.

2.1.1 Einige Aspekte zu Kohlefasern

Die Fasern übernehmen innerhalb des Verbundwerkstoffs zum größten Teil die aufgebrachten mechanischen Lasten. Kohlefasern, auch als Carbon- bzw. C-Fasern bezeichnet, stellen aus heutiger Sicht die interessantesten Verstärkungsfasern für Verbundwerkstoffe dar. Wegen ihrer zweidimensionalen kovalenten Bindungen gehören diese strukturmäßig zu den Schichtwerkstoffen. Maßgeblich für die herausragenden Eigenschaften sind der hohe Orientierungsgrad der Graphitkristalle, eine vollständige Parakristallinität und die 2D-Struktur der Kohlenstofffasern. In Abb. 2.1 ist die Gitterstruktur für eine Elementarzelle des Kohlenstoffeinkristalls zu sehen. Die deutlich erkennbaren Graphit-Schichten stellen den elementaren Strukturbaustein der Kohlefaser dar.



Abb. 2.1: Elementarzelle des Kohlenstoffeinkristalls nach FLEMMING [25]

Als Ausgangsmaterial zur Herstellung von Kohlefasern dienen organische Fasern. Diese Fasern werden als Precursor bezeichnet. In der industriellen Anwendung werden heutzutage zwei verschiedene Fasern als Precursor verwendet:

- 1. Polyacrylnitril (PAN): Diese Faser ist in der Textilindustrie weit verbreitet. Zur Verwendung als Faservorprodukt wird diese jedoch nach dem Spinnen stärker als üblich verstreckt, um bereits eine Vororientierung der Graphitebenen zu erreichen. Ein Großteil der heute hergestellten C-Fasern, etwa 90 %, basiert auf PAN-Fasern.
- 2. Pechfaser: Als Ausgangspunkt hierfür dient Petroleum- oder Steinkohlenpech. Aus diesem wird nach thermischer Behandlung in einem Schmelz-Spinnprozess eine Faser mit sehr hoher Orientierung gewonnen.

Zur Herstellung einer C-Faser durchläuft der Precursor mehrere verschiedene Verarbeitungsschritte:

- Stabilisierung (Oxidation): Umwandlung des Ausgangsmaterials bei 180-350°C unter oxidativer Atmosphäre in eine unschmelzbare Struktur. Die Fasern stehen dabei unter Zugspannung um Schrumpfen und Reißen zu verhindern.
- Carbonisierung: Thermischer Abbau der Faser unter Abspaltung der Nichtkohlenstoffatome und Bildung von Kohlenstoffringen. Diese erfolgt unter Stickstoffatmosphäre und unbelastet bei Temperaturen bis 1500°C mit hoher Aufheizgeschwindigkeit von ca. 600°C/min. Je nach Ausgangsfasern ergibt sich dabei ein Masseverlust von 20 %(Pech) bzw. 50 %(PAN). Die C-Faser liegt nun als hochfeste (high tenacity) HT-Faser, welche als Standard dient,

höherfeste (super tenacity) ST-Faser oder mit höherem E-Modul als die HT-Faser als (intermediate modulus) IM-Faser vor.

- Graphitisierung: Erreichen höherer E-Moduli bei unterschiedlicher Festigkeit. Man erhält unter Schutzgasatmosphäre bei Temperaturen um 2200°C hochmodulige (high modulus) HM-Fasern, bei Temperaturen um 3000°C ultrahochmodulige (ultra high modulus) UHM-Fasern.
- Oberflächenbehandlung: Erzeugung von Oxiden auf der C-Faser-Oberfläche. Durch diese Oxide wird die Haftung zur Matrix verbessert. Die Oxidation kann chemisch oder thermisch erfolgen. Oftmals wird zusätzlich noch eine dünne Polymerschicht, die als Schlichte bezeichnet wird, aufgebracht um die Faser bei der weiteren Verarbeitung zu schützen und die Haftung weiter zu verbessern.

C-Fasern sind mit einer Dichte von ca. $\rho \approx 1,8 \ kg/dm^3$ leichter als metallische Werkstoffe. Die dabei vorhandenen Festigkeiten und Elastizitätsmoduli ergeben daher spezifische Eigenschaften, die von anderen Konstruktionswerkstoffen nicht erreicht werden können. Die beiden mechanischen Größen sind über den Herstellungsprozess steuerbar und ermöglichen dadurch eine optimale Anpassung der Fasereigenschaften an den Anwendungsfall. Zudem weisen die Fasern auch eine hervorragende Ermüdungsfestigkeit auf, welche Metallen überlegen ist. In Tab. 2.1 sind einige Kennwerte handelsüblicher Fasern dargestellt.

	HT-Faser	IM-Faser	HM-Faser	UHM-Faser
Zugfestigkeit $[GPa]$	3.6	5.6	2.3	3.6
Elastizitätsmodul [GPa]	240	290	400	550
Druckfestigkeit [GPa]	2.5	4.2	1.5	1.8
Bruchdehnung [%]	1.50	1.93	0.57	0.65

Tab.	2.1:	Mechanische	Kennwerte	ausgewählter	Kohlefasern	nach	FLEMMING	[25]	l
------	------	-------------	-----------	--------------	-------------	------	----------	------	---

Die vorliegende Einzelfaser, auch Filament genannt, wird unter Verspinnung zu Garnen oder Rovings weiterverarbeitet. Aus diesen wiederum können Halbzeuge hergestellt werden. Zur Übersichtlichkeit wird im folgenden nur auf die im Rahmen der vorliegenden Arbeit verwendeten eingegangen:

- Unidirektionales Gelege (UD-Gelege): Dabei liegen die einzelnen Fasern flach, gerade und parallel zueinander. Sie werden durch ein Haftfadengitter oder einen Nähfaden gehalten.
- 2/2-Köper-Gewebe: Dabei handelt es sich um ein textiles Halbzeug. Diese weisen zwei rechtwinklig zueinander orientierte Faserrichtungen, die Kette und den Schuss, auf.

Im Vergleich zu UD-Gelegen weisen Gewebe durch den Webprozess eine Welligkeit der Fasern auf. Diese Umlenkung der Fasern wird auch als Ondulation bezeichnet. Der Kraftfluss ist daher nicht ungestört, was die geringeren Festigkeiten von Geweben im Vergleich zu unidirektionalen Laminaten erklärt. Für den späteren Verbundwerkstoff entscheidend ist auch die Tatsache, dass die erreichbaren Faservolumengehalte bei Gelegen mit bis zu 70 % weit höher sind als bei Geweben mit Gehalten zwischen 35 und 50 %.

2.1.2 Verwendete Matrixsysteme

Unter dem Begriff Matrix wird allgemein die Bettungsmasse verstanden, die die Fasern umgibt. Sie übernimmt im Verbundwerkstoff mehrere Aufgaben. Zum einen ist dies die Fixierung der Fasern in der gewünschten geometrischen Anordnung. Zum Anderen verklebt sie die Fasern miteinander und leitet damit die Lasten sowohl in die einzelne Faser als auch von einer Faser zur anderen. Bei Beanspruchungen quer zur Faserrichtung oder in der Laminatebene übernimmt sie auch mechanische Lasten. Bei einer Druckbeanspruchung in Faserlängsrichtung stützt sie die Fasern. Zähe Matrixsysteme können zudem eine zusätzliche Rissstopperfunktion ausüben. Auch ein Schutz der Faser vor Umgebungseinflüssen ist Aufgabe der Matrix. Bei einem mehrschichtigen Aufbau des Verbundwerkstoffes verklebt sie außerdem die einzelnen Schichten und leitet interlaminare Kräfte weiter. Es gibt die unterschiedlichsten Matrixsysteme, im Folgenden seien die für die Arbeit relevanten kurz dargestellt.

Epoxidharze

Epoxidharze, kurz EP-Harze, gehören zu den duroplastischen Matrixsystemen. Sie sind die ältesten und die am häufigsten verarbeiteten Systeme in der Faserverbundtechnik. Grundkomponente ist dabei die Epoxidgruppe.

Hinzu kommen noch weitere Komponenten durch die in einer chemischen Reaktion ein endgültiger, fester Formstoff entsteht. Der Härtungsmechanismus selbst besteht in einer Polyaddition. Durch die Härtung werden die Monomere zu räumlich engmaschigen hochmolekularen Stoffen vernetzt. Basis der meisten EP-Harze ist ein Produkt aus Bisphenol-A und Epichlorhydrin. Als Härter werden meist polyfunktionelle Amine eingesetzt. Die Anordnung der entstehenden Molekülketten ist ungeordnet, EP-Harze sind daher amorph. Folgende Eigenschaften lassen sich für Epoxidharze herausstellen:

- Durch die enge und räumliche Netzstruktur weisen EP-Harze für Kunststoffe einen hohen Elastizitätsmodul, geringe Kriechneigung und eine sehr gute chemische und thermische Beständigkeit auf.
- Die Eigenschaften werden maßgeblich durch die Anzahl der Vernetzungen, dem Grad der Vernetzung, bestimmt. Mit dem Grad steigt auch die Steifigkeit und die Beanspruchbarkeit bei hohen Temperaturen.
- EP-Harze weisen zudem eine geringe Reaktionsschwindung und ausgezeichnete Kleb- und Haftungseigenschaften an der Faser auf. Daraus resultieren die sehr guten Ermüdungsfestigkeiten eines Verbundes.
- Als nachteilig sind die langen Härtungszeiten bei der Herstellung von FVW-Bauteilen und die schlechten Schlagzähigkeiten durch die aus der hohen Vernetzung resultierende Sprödigkeit zu nennen.
- Weitere charakteristische Eigenschaften von Epoxidharzen können der bereits genannten Literatur entnommen werden. Einige typische Eigenschaften eines EP-Harzes sind in Tab. 2.2 dargestellt.

Polyetheretherketon

Polyetheretherketon, kurz PEEK, gehört zu den Polyaryletherketonen und ist ein thermoplastischer Matrixwerkstoff. Das Rückgrat bilden Ether- und Ketongruppen sowie aromatische Ringe.

PEEK wird durch mehrstufige Polykondensation von Hydrochinon, 4,4'-Difluorbenzophenon und Kaliumcarbonat in Diphenylsulfon-Lösung gewonnen. Die linearen oder verzweigten Makromoleküle sind nicht räumlich miteinander vernetzt. PEEK ist teilkristallin, d.h. bereichsweise sind die Molekülketten innerhalb einer amorphen Umgebung parallel angeordnet. Der Anteil an kristallinen Bereichen, der Kristallinitätsgrad, bestimmt maßgeblich die Eigenschaften des Polymers. PEEK zeichnet sich im Allgemeinen durch hohe Festigkeiten, hohen Elastizitätsmodul, hohe Schlagzähigkeiten und hohe Warmformbeständigkeit aus. Typische Eigenschaften von PEEK sind in Tab. 2.2 dargestellt.

	EP-Harz	PEEK
Dichte $[g/cm^3]$	1.1 - 1.2	1.3 - 1.44
Elastizitätsmodul [GPa]	2.8 - 4.2	3.1 - 8.3
Schubmodul [GPa]	1.4 - 1.6	1.3 - 2.4
Querkontraktionszahl [-]	0.35	0.4
Zugfestigkeit [MPa]	60 - 85	90 - 233
Druckfestigkeit [MPa]	150 - 250	118 - 240
Scherfestigkeit [MPa]	50 - 70	53 - 97
Zug-Bruchdehnung [%]	1.5 - 8	2.5 - 100
Einsatztemperatur [°C]	130 - 180	154 - 315

Tab.	2.2:	Allgemeine mechanische Kennwerte von Epoxid(EP)-Harz- und
		Polyetheretherketon(PEEK)-Matrixsystemen nach SODEN [55],
		FLEMMING [25], CARLOWITZ [19]

2.1.3 Beschreibung des Ringgeflechtes

Ringgeflechte stellt einen sehr alten Werkstoff dar, der bereits seit der Eisenzeit bekannt ist. Aufgrund ihres Aufbaus als räumlich periodische, anisotrope Gitterstruktur bilden diese eine Untergruppe der zellularen Festkörper, ähnlich wie Schäume oder Honigwaben. Während er über Jahrhunderte hinweg als Schutzkleidung gegenüber Hieb- und Stichwaffen diente, wurde er in der Neuzeit ausschließlich als Architektur- und Designwerkstoff sowie in seinem ursprünglichen Sinn in der Lebensmittelindustrie (Fleischverarbeitung etc.) als Schutzbekleidung verwendet. Auch wurden Methoden zur maschinellen Produktion von Geflechten entwickelt, die die handwerkliche Herstellung abgelöst hat. Metallisches Ringgeflecht besteht aus in einem bestimmten Muster miteinander verbundenen Ringen aus Metalldraht. Unter Muster versteht man die Anzahl an Ringen mit der ein einzelner Ring verbunden ist. Bei den untersuchten Geflechten handelt es sich durchwegs um 1:4-Muster, d.h. jeder Ring ist mit vier anderen Ringen verbunden, wie Abb. 2.2 zeigt.

Die Geflechte können hinsichtlich des Durchmessers der Ringe und der verwendeten Drahtstärke sowie -material variieren. Die möglichen Randbedingungen hierfür ergeben sich unter Berücksichtigung des Produktionsprozesses. Dieser beginnt mit Herstellung von einzelnen Ringen, die dann zu einem Geflecht weiter verarbeitet werden. Durch den regulären periodischen Aufbau bietet



Abb. 2.2: Verkettungsmuster des Ringgeflechts

sich die Möglichkeit eines zeilenweisen Hinzufügens von einzelnen Ringen. In ein bestehendes Geflecht wird ein Ring eingefügt, zusammengebogen und dauerhaft geschlossen. Der halb- bis vollautomatische Prozess zur Fertigung eines Geflechtes läuft sequentiell ab und ist in Abb. 2.3 dargestellt und anschließend erläutert.



Abb. 2.3: Möglicher maschineller Prozess zur Geflechterstellung: a) U-Biegung des Drahtes, b) Flanken-Biegung des U's c) Einfügung in Geflecht d) Schließung des Ringes (im Uhrzeigersinn von oben links) nach STEINMETZ [57]

Wie in Abb. 2.3a zu sehen, wird der Draht nach Zuführung und Zuschnitt über einen Ringbiegedorn in eine U-Form gedrückt. Die freien Drahtenden bleiben dabei zunächst parallel. Im weiteren Verlauf werden, wie in Abb. 2.3b, zu sehen die Flanken des offenen U-Profils maschinell vorgebogen. In beiden Schritten erfolgt eine Festigkeitssteigerung durch Kaltverformung. Dem Zurückfedern des Drahtes wird dabei durch die Werkzeugkontur Rechnung getragen. Abb. 2.3c zeigt nun das Einfügen des Ringes in das bestehende Geflecht. Hierbei ist die korrekte Haltung und Weiterführung des Geflechts von entscheidender Bedeutung für die Prozesssicherheit. Über eine weitere Werkzeugführung wird, wie in Abb. 2.3d dargestellt, der Ring geschlossen. Hierbei wird neben der Rundheit des Ringes auch die Ausrichtung der beiden offenen Drahtenden zueinander beeinflusst. Diese beiden Parameter bestimmen maßgeblich die Qualität der Ringschweißung. Alle bisher beschriebenen Arbeitsschritte werden in einen einzelnen Arbeitskopf konzentriert, der die jeweiligen Prozesse ausführt.

Die Schweißung führt zur dauerhaften Schließung des Ringes und kann durch Widerstands-, Plasma- oder Laserschweißung erfolgen. Mit Hinblick auf die Prozesssicherheit, die Qualität der Schweißnaht und die Restfestigkeit stellt das Laserschweißen das vorteilhafteste Verfahren dar.

Tab. 2.3 zeigt eine Übersicht über momentan verarbeitete Materialien. Bei den durchgeführten Untersuchungen fanden Geflechte aus Titan Grade 2 und Edelstahl 1.4306 mit einer Drahtstärke von 0,55 mm und einem Ringdurchmesser von 4 mm Verwendung.

Drahttyp	Stahl 1.4306	Stahl 1.4462	Titan Grade 2	Titan Grade 4
Drahtspezifikation	DIN EN 10088	DIN 17223/1	ASTM 348	ASTM 348
Zugfestigkeit $[MPa]$	650 - 750	900 - 1010	400 - 500	550 - 630
Prüfdehngrenze $[MPa]$	360 - 400	500 - 600	300 - 350	380 - 430
Bruchdehnung [%]	mind. 35	mind. 35	mind. 30	mind. 20

Tab.	2.3:	Allgemeine	mechanische	Kennwerte	ausgewählter	Drahttypen	nach LENK	[37	1
------	------	------------	-------------	-----------	--------------	------------	-----------	-----	---

Zu den grundlegenden Eigenschaften des Ringgeflechts zählt die freie Formgebung durch das mögliche Abgleiten der Ringe im unbelasteten Zustand. Erst durch eine entsprechende Vorbelastung kommt es zu einem Kontakt der Ringe untereinander wodurch das Geflecht Lasten aufnehmen kann. Dabei ist zu berücksichtigen, dass eine Lastaufnahme in Druckrichtung nicht möglich ist. Das vorbelastete Ringgeflecht kann Zugbelastungen in der Geflechtebene aufnehmen, dabei ergeben sich durch die Anordnung innerhalb des Geflechts unterschiedliche Eigenschaften. Zu unterscheiden ist hier die nicht miteinander verschränkte Ringreihe und die jeweils um 90° versetzt dazu ineinander greifenden Ringe.

Bei einer Belastung senkrecht zur Geflechtebene kommt es zu einer Durchbiegung des Geflechts, welche wiederum Zugkräfte in beide Richtungen auslöst. Schubkräfte können ebenfalls nur innerhalb der Geflechtsebene aufgenommen werden, dies setzt jedoch in besonderem Maße das Vorhandensein von ausreichenden Kontaktkräften zwischen den Einzelringen voraus. Das unbelastete Geflecht verhält sich schubweich.

Das Ringgeflecht alleine stellt somit einen Werkstoff mit Membraneigenschaften dar, der nur Kräfte in der Geflechtebene aufnehmen kann.

2.2 Herstellung der Prüfkörper

Im Folgenden soll die Herstellung der Muster aus den bereits vorgestellten Ausgangsmaterialien erläutert werden. Bei den Mustern handelt es sich jeweils um flache Platten unterschiedlicher Dicke und Lagenaufbau mit einer Größe von DIN A4. Aus diesen wurden dann die für die experimentellen Untersuchungen benötigten Prüflinge entnommen. Zur Übersichtlichkeit wird eine Unterscheidung in die Fertigung der reinen CFK-Platten und der mit Ringgeflecht verstärkten vorgenommen.

Grundsätzlich wurden folgende Probenvarianten hergestellt:

- Variante A: Sigratex Prepreg CE 8201-200-45S als symmetrische Decklagen mit innenliegendem Ringgeflecht aus Titan Grade 2
- Variante B: identischer Lagenaufbau wie für A ohne Ringgeflecht
- Variante C: Gesamtdicke wie für A, hierbei wird die Geflechtslage durch gleiches Gewebe wie in den Decklagen ersetzt
- Variante D: APC-2/AS4 als symmetrische Decklagen mit innenliegendem Ringgeflecht aus 1.4306
- Variante E: identischer Lagenaufbau wie für D ohne Ringgeflecht

Zusätzlich zu den Buchstaben werden im Folgenden noch die in Abb.2.4 dargestellten Schemata zur Kennzeichnung der Varianten verwendet, um dem Leser die Unterscheidung zu vereinfachen.



Abb. 2.4: Schemata für die verschiedenen Lagenaufbauten der Probenvarianten

2.2.1 CFK-Proben

Variante B, C: Sigratex Prepreg CE 8201-200-45S

Das Prepreg der Firma SGL Carbon wurde von der Firma Gröber nach dem Niederdruckautoklavverfahren verarbeitet. Dieses Verfahren ist für die Verarbeitung von Prepregs mit duroplastischen Matrixsystemen laut FLEMMING [25] weit verbreitet. Es eignet sich besonders zur Herstellung von flächigen, membranartigen Bauteilen. Das Bauteil wird in einem Autoklav unter gleichmäßiger Temperatur und geregeltem Temperaturanstieg, bei quasi hydrostatischer Druckaufbringung durch Druckluft gegen eine formgebende Werkzeughälfte gepresst. Abb. 2.5 zeigt eine Skizze eines solchen Druckkessel.



Abb. 2.5: Skizze eines Autoklavens mit Bezeichnungen nach FLEMMING [25]

Im vorliegenden Fall wurde eine Glasplatte als Werkzeug verwendet, um flache Musterplatten zu erstellen. Auf diese wurde eine temperaturstabile Trennfolie aufgelegt, worauf die Prepreglagen gemäß Lagenaufbau, siehe Tab. 2.4, abgelegt wurden. Die einzelnen Lagen wurden bereits zugeschnitten und sind bei Raumtemperatur leicht klebrig, so dass eine zusätzliche Fixierung der Lagen während des Ablegeprozesses nicht vorbereitend nötig ist.

Tab. 2.4: Laminataufbau der Varianten B (Lagenaufbau ohne Ringgeflecht)und C (Ringgeflecht durch CFK-Lagen ersetzt)

Bez.	Lagenaufbau
Variante B	$\left[0/45/0/0/45/0 ight]$
Variante C	$[0/45/0/0/45/0]_2$

Anschließend wurde der Aufbau mit einer Lochfolie und einem Saugvlies abgedeckt und anschließend in einem Vakuumsack plaziert. Dieser wurde gasdicht versiegelt und Vakuum angelegt. Durch die Lochfolie und das Saugvlies wird während des Aushärtungsprozesses im Autoklaven überschüssiges Harz aus dem Bauteil gepresst und kann aufgesaugt werden. Auf diese Weise lassen sich Harzansammlungen vermeiden, die die mechanischen Eigenschaften des fertigen FVW-Teiles verschlechtern. Zudem kann der Faservolumenanteil erhöht werden. Durch den Vakuumsack wird der Aufbau an das Werkzeug gepresst. Man erreicht eine gleichmäßige Druckverteilung, was in Verbindung mit oben genannten Schichten zu gleichmäßigen Bauteileigenschaften führt. Die Proben wurden im Autoklaven bei einem Druck von 4 bar und einer Temperatur von 90°C über 10 Stunden ausgehärtet. Die Aufheiz- und Abkühlzeit betrug dabei 40 Minuten.

Variante E: APC-2/AS4

Das Material der Firma Cytec Engineering Materials wurde am Institut für Bauweisen- und Konstruktionsforschung am DLR in Stuttgart zu Musterplatten verarbeitet. Der Herstellungsprozess bestand aus einem Vakuumkonsolidierungsverfahren.

Wie im oben genannten Fall erfolgt ein Vakuumaufbau. Der Absolutdruck des Vakuums liegt hierbei unter 3mbar. Anders als im oben genannten Verfahren erfolgte jedoch keine Aufbringung eines Zusatzdruckes in einem Autoklaven. Der genannte Aufbau wurde auf einem Heiztisch mit einer Aufheizzeit von 45 Minuten auf die Konsolidierungstemperatur von 385°C gebracht. Die Haltezeit auf diesem Temperaturniveau betrug ca. 10 Minuten. Da im Heiztisch keine Aktivkühlung vorhanden war, kühlte der Aufbau anschließend über Nacht ab. Der genaue Lagenaufbau der Platten ist in Tab. 2.5 dargestellt.

Tab. 2.5: Laminataufbau der Varianten E

Bez.	Lagenaufbau
Variante E	$[0/45/90/\text{-}45/\text{-}45/90/45/0]_S$

2.2.2 CFK-Ringgeflecht-Proben

Die Fertigung der mit Ringgeflecht verstärkten CFK-Proben erfolgte grundsätzlich in einem ähnlichen Prozess wie in 2.2.1 für die Vergleichsproben erläutert. Das Ringgeflecht wurde bei allen Mustern zwischen Decklagen aus reinem CFK gelegt und anschließend in einem seperaten Prozess verpresst. Dabei wurde das Ringgeflecht nicht gestreckt sondern nur lose und unverzerrt aufgelegt. Die Fertigung der Decklagen geschah im wesentlichen analog zu den bereits oben beschriebenen Mustern. Im Folgenden soll auf die auftretenden Besonderheiten bei der Herstellung eingegangen werden.

Variante A: Sigratex Prepreg CE 8201-200-45S mit Ringgeflecht

Bei der Herstellung der Musterplatten der Variante A wurde zunächst angestrebt die Muster in einem Arbeitsgang herzustellen. In mehreren Versuchen wurde bereits ermittelt, dass die Menge des überschüssigen Harzes in den Prepreg-Lagen nicht ausreicht, um die Hohlräume zwischen dem Geflecht zu füllen. Dies ist in Abb. 2.6 deutlich durch die Lunker im Ringgeflechtbereich zu sehen. Zum Vergleich sind auch die Varianten B und C im Schnitt dargestellt.



Abb. 2.6: Schnitt durch Muster Variante B, C und A ohne Zusatzwerkstoffe

Aus diesem Grund wurde versucht durch das Einlegen von speziellen harzreichen Matten die Hohlräume zu füllen. Es wurde dabei das Prepreg GE 8901-25-86 der Firma SGL Carbon Group verwendet. Dieses weist eine identische Epoxid-Harz-Mischung wie das verwendetete CFK-Prepreg auf. Der Harzanteil bei diesem Prepreg liegt bei 86 Volumen-% [SGL08b]. Diese Maßnahme lieferte jedoch ebenfalls kein befriedigendes Ergebnis, wie in Abb. 2.7 zu sehen ist.



Abb. 2.7: Musterprobe Ringgeflecht mit harzreichem Prepreg

Aus den beschriebenen Erfahrungen heraus wurde schließlich in einem ersten Prozessschritt die untere Decklage, genau wie bei den Varianten B und C beschrieben, mit einem CFK-Lagenaufbau und einer Lage Ringgeflecht hergestellt. Der Lagenaufbau des CFK bestand dabei aus drei Prepreglagen in der Anordnung 0°/90°,+/-45°,0°/90°. Das Ergebnis dieses Schrittes nach Herausnahme aus dem Autoklaven und der Entfernung des Vakuumsackes und der entsprechenden Schichten ist in Abb. 2.8 zu sehen.



Abb. 2.8: Erster Prozessschritt: Untere Decklage mit Ringgeflechtslage

Es ist erkennbar, dass das Geflecht leicht in die oberste Schicht eingedrückt und teilweise im aufliegenden Bereich mit Harz bedeckt ist. Anschließend wurde das Ringgeflecht per Hand mit Epoxidharz verspachtelt, wie Abb. 2.9 zeigt. Das Harz war hierbei mit Mikrospheres als Thixotropiermittel versetzt. Dabei wurden die restlichen Hohlräume gefüllt.



Abb. 2.9: Zweiter Prozessschritt: Verspachteln der Ringgeflechtslage mit Epoxid-Harz

Experimentelle Untersuchungen

Zuletzt wurden die noch fehlenden oberen Decklagen auf die verspachtelte Ringgeflechtslage aufgelegt. Der Aufbau erfolgt symmetrisch zur Mittellage mit identischem Lagenaufbau wie die untere Deckschicht. In Abb. 2.10 ist der Aufbau kurz vor Beendigung des Lagenaufbaus und vor Auflegen der Zusatzschichten und der Verpackung in den Vakuumsack zu sehen.



Abb. 2.10: Zweiter Prozessschritt: Auflegen der oberen Deckschicht

Erstmals erfolgte hier die Herstellung einer Struktur aus mit Ringgeflecht verstärktem CFK-Gewebe. Durch die verwendeten Prozessschritte konnte eine lunkerfreie Ringgeflechtsschicht innerhalb des Verbundes erreicht werden. Der mehrstufige Prozess stellt jedoch ein komplexes und vor allem zeitaufwendiges Verfahren dar. Die Reproduzierbarkeit ist durch die von Hand erfolgende Verspachtelung mit eigens dafür angemischtem Harz nur eingeschränkt gegeben.

Variante D: APC-2/AS4 mit Ringgeflecht

Die Fertigung der Prüflinge aus AS4-Fasern mit Ringgeflecht erfolgte wie für Variante E am DLR in Stuttgart. Dabei wurden, wie unter Variante E beschrieben, zunächst die CFK-Oberund Unterschichten seperat gefertigt. Zur Herstellung der Ringgeflechtzwischenschicht wurde das Ringgeflecht auf einer Grundplatte aufgespannt. Das PEEK für die Matrix wurde anschließend in Granulatform zugegeben. Dieser Aufbau wurde in oben genannten Konsolidierungsverfahren ausgehärtet. In Abb. 2.11a ist die Zwischenschicht vor der Verpackung in den Vakuumaufbau zu sehen. Die fertig ausgehärtete Zwischenschicht vor der weiteren Verarbeitung ist im Detail in Abb. 2.11b gezeigt.



Abb. 2.11: Fertigung der Ringgeflechtsschicht: a) RG mit PEEK-Granulat, b) Detailaufnahme nach Fertigung

Im abschließenden Schritt wurden die Deckschichten und die Ringgeflechtschicht im selben Verfahren zusammengesetzt. Dabei wurden zwischen die CFK-Lagen und die Geflechtschicht noch

zusätzliche PEEK-Folien mit einer Dicke von 100 μ m eingelegt. Dadurch sollten starke Ondulationen der Faserlagen aufgrund der Strukturierung der Verstärkungsschicht, siehe auch Abb. 2.11b, vermieden werden. In Abb. 2.12a sind die einzelnen Schichten des Aufbaus zu sehen, welche symmetrisch zur Geflechtslage aufgebaut sind. Die weitere Verarbeitung erfolgte dann wieder über einen Vakuumkonsolidierungsprozess auf dem Heiztisch, wie in Abb. 2.12b und c zu sehen ist.



Abb. 2.12: Fertigung AS4/PEEK-Ringgeflechts-Prüfling: a) Einzelschichten, b) Aufbau mit Deckfolie c) Gesamtaufbau auf Heiztisch unter Vakuum

2.3 Schadensmechanismen

Bei Faserverbundwerkstoffen findet man im Gegensatz zu herkömmlichen Konstruktionswerkstoffen mit isotropem Aufbau, wie z. B. Metallen, deutlich unterschiedliche Versagensarten und -formen. Dies ist durch die orthotropen Werkstoffeigenschaften, den schichtweisen Aufbau und das naturgemäße Vorhandensein zweier oder mehrerer Materialien in einem Verbundwerkstoff begründet. Die grundlegenden Mechanismen sollen im Folgenden kurz erläutert werden. Dies dient dem Verständis der im vorliegenden Kapitel beschriebenen Ergebnisse und Interpretationen der experimentellen Untersuchungen. Im Einzelnen kann der Schädigungsmechanismus wie folgt beschrieben werden:

- Unter einer Betrachtung der mikromechanischen Ebene versteht man die Betrachtung der Einzelkomponenten C-Faser, Matrix und der Grenzschicht zwischen Faser und Matrix im Bereich von wenigen μ m. Bedingt durch die Herstellung existieren bereits im unbelasteten Zustand eine Vielzahl von **Mikrorissen**. Durch eine Belastung kommt es zunächst zu einem An- und Zusammenwachsen dieser Mikrorisse.
- Bei weiterem Risswachstum kommt es jedoch zum sogenannten Zwischenfaserbruch (Zfb). Dies bedeutet das Versagen der Matrix innerhalb einer Schicht zwischen der Faserverstärkung und stellt den ersten Schritt in der makromechanischen Betrachtung auf Einzelschichtebene des Laminates dar. Genauere Ausführungen zur Entstehung, Gestalt und Bedeutung von Zwischenfaserbrüchen für das Versagen von Verbundwerkstoffen werden unter anderem von PUCK [47] beschrieben.
- Beim Erreichen der Zwischenschichten zwischen den einzelnen Lagen kommt es zum Stopp dieser Zfb. Die Rissspitzen sind jedoch Ausgangspunkt für das Versagen der Grenzschichten zwischen den Einzelschichten. Dieser Vorgang wird als **Delamination** bezeichnet. Vereinfacht kann diese Zwischenschicht als dünne Matrixschicht betrachtet werden. Diese hat geringere Festigkeitswerte als die faserverstärkten Lagen und versagt daher unter fortschreitender Belastung bevorzugt.

• Die Gesamtsteifigkeit des Verbundes wird durch die Ablösung wesentlich verringert. Durch die Belastungen in der Einzellage, die durch die Delaminationen nicht mehr auf benachbarte Lagen übertragen werden können, kommt es schließlich zu **Faserbrüchen**. Damit ist das **Komplettversagen** der Einzelschicht im Bereich des Faserbruches erreicht.

Im Regelfall sind die auftretenden Normalspannungen für das Versagen verantwortlich, dabei bilden sich je nach Richtung, Zug oder Druck, unterschiedliche Ausbildungen heraus. Einzelheiten und detaillierte Beschreibungen zu dem genannten Schädigungsverhalten sind u.a. von TSAI [58] beschrieben. Basierend auf den genannten Schadensmechanismen haben sich unterschiedlichste Kriterien für die Beschreibung dieses Verhaltens mittels numerischer Methoden entwickelt, wie z.B. das Tsai-Wu-Kriterium [59] oder das Hashin-Kriterium [28].

Im Hinblick auf das zu untersuchende Verhalten unter Schlagbelastung (englisch Impact) ist auch die Betrachtung des Einflusses der Belastungsgeschwindigkeit erforderlich. Wie CANTWELL [18] et al. zeigen, unterscheidet sich die Strukturantwort abhängig von der Zeitdauer der einwirkenden Belastung deutlich. Dabei werden die Begriffe Nieder-, Mittel und Hochgeschwindigkeitsimpact unterschieden. In Tab. 2.6 ist eine Übersicht über die jeweiligen Geschwindigkeitsbereiche dargestellt.

Tab. 2	.6:	Bereiche	der	Impactgeschwindigkeit nach CANTWELL [[18]	ĺ
--------	-----	----------	-----	---------------------------------------	------	---

	Geschwindigkeit $v_I [m/s]$
Niedergeschwindigkeitsimpact	≤ 20
Mittelgeschwindigkeitsimpact	$\geq 20; \leq 100$
Hochgeschwindigkeitsimpact	≥ 100

Die Einteilung beruht dabei auf dem Verhalten der beanspruchten Struktur. Wird die Struktur im niederen Geschwindigkeitsbereich belastet, so ist eine Ausbreitung bzw. Verteilung der Last in der Gesamtstruktur möglich. Es kommt zu einer globalen Antwort auf die Belastung, die quasistatischen Charakter hat. Bei einem Impact mit hohen Geschwindigkeiten findet nur eine lokale, starke Belastung der Struktur an der Impactstelle statt, da sich diese nicht über das ganze Bauteil verteilen kann. In Abb. 2.13 ist eine schematische Darstellung dieser unterschiedlichen Verhaltensmuster zu sehen.



Abb. 2.13: Strukturantwort: a) Nieder-, b) Hochgeschwindigkeitsimpact nach CANTWELL [18]

Dieser Sachverhalt schlägt sich auch in dem unterschiedlichem Schädigungsverhalten beim FOD wieder. So lassen sich hier je nach Belastungsgeschwindigkeit mehrere Schädigungsstufen feststellen, wie KIM et al. [34] beschreiben. Es kann eine Einteilung in fünf verschiedene Schadenstypen mit aufsteigender Schlaggeschwindigkeit vorgenommen werden:

- Typ I: großflächige Delaminationen,
- Typ II: kleiner Delaminationsbereich, Faserbrüche auf der Rückseite der Impactstelle,

- Typ III: erste Risse in Dickenrichtung mit pyramidenförmiger Ausbreitung,
- Typ IV: große Risse in Dickenrichtung, Aufklappen und Durchdringung der Strukutur,
- Typ V: Abscheren des Werkstoffs um die Impactstelle, sauberes Loch.

Die vorgenannten Schadensmechanismen durch Normalspannungen in den Laminatschichten sind hierbei für das Versagen nicht mehr ausschlaggebend. Besonders gefährlich stellt sich die Tatsache dar, dass für die Schadenstypen I und II ein sog. "kaum sichtbarer Schlagschaden", englisch **Barely Visible Impact Damage (BVID)**, vorliegt. Dieser lässt sich bei Sichtinspektionen nicht entdecken und erfordert hohen messtechnischen Bedarf zur Erfassung. Die Schadenstypen III-V lassen sich hingegen durch die Schädigung in Dickenrichtung auch mit bloßem Auge entdecken. Sie werden daher als "sichtbarer Schlagschaden", englisch **Visible Impact Damage (VID)**, bezeichnet. In Abb. 2.14 sind die verschiedenen Klassifizierungen schematisch dargestellt.



Steigerung der Geschwindigkeit/Energie

Abb. 2.14: Schadenstypen bei Impact mit verschiedenen Geschwindigkeiten nach KIM [34]

Bei schlagartigen Belastungen wie sie im FOD-Fall auftreten, lässt sich laut KIM [32] zudem feststellen, dass neben den hohen lokalen Biegespannungen an der Impactstelle auch eine erhöhte Scherbelastung vorliegt. Der Maximalwert dieser Belastung eilt der maximalen Biegebelastung voraus und ist daher aus Auslöser für Schädigungen zu nennen. Der Verlauf dieser Scherbelastung ist in Abb. 2.15 dargestellt, Basis dazu waren durchgeführte Impactversuche mit Eiskugeln und begleitende numerische Simulationen. Je höher die Impactenergie, entsprechende Geschwindigkeiten vorausgesetzt und je kleiner die Impactfläche, desto ausgeprägter ist dieses Verhalten.



Abb. 2.15: Scherspannungen beim Impact(hier: Eiskugel) nach KIM [32]

2.4 Biegeversuche

Die Ergebisse der durchgeführten Biegeversuche bilden die Grundlage für eine Modellierung der Materialeigenschaften und die Verifizierung der gewählten Parameter der Verbundwerkstoffe in der numerischen Simulation. Da dieser Aspekt gegenüber der Gewinnung von Materialkennwerten im Vordergrund stand, wurde auf die Durchführung von 4-Punkt-Biegeversuchen, die hinsichtlich der Gewinnung von Kennwerten aussagekräftiger sind, verzichtet. Es wurden daher 3-Punkt-Biegeversuche nach DIN EN ISO 178 durchgeführt. Der folgende Abschnitt gibt eine Übersicht über die durchgeführten Versuche und interpretiert die Ergebnisse.

2.4.1 Verwendete Versuchseinrichtungen

Zur Durchführung der Versuche wurde die Prüfmaschine Z010/TN2A der Firma Zwick GmbH &Co. verwendet, die in Abb. 2.16a zu sehen ist. Dabei handelt es sich um eine elektromechanische Mehrzweck-Prüfmaschine zur Durchführung von Zug-, Druck- und auch Biegeversuchen. Für die Durchführung von Biegeversuchen erfolgt eine Umrüstung mittels geeigneter Auflager und eines Druckstempels wie in Abb. 2.16b zu sehen ist.



Abb. 2.16: Prüfmaschine Zwick Z010: a) Gesamtdarstellung b) Prüfraum mit 3-Punkt-Biege-Vorrichtung und CarbonICE-Probe

Die Maschine besteht aus einem Lastrahmen, der zusammen mit der elektronischen Mess- und Regeleinheit die Grundeinheit darstellt. Der Lastrahmen besteht aus zwei Führungsprofilen mit integrierten, spindelfreien Kugelgewindetrieben, einer festen unteren und fahrbaren mittleren Traverse sowie einem Kopfblech. Der mechanische Antrieb befindet sich im Sockel. Zum Anschluss von Prüfwerkzeugen und Kraftaufnehmer dient eine einheitliche Zentralbefestigung an der Traverse. Der in Abb. 2.17a zu sehende Kraftaufnehmer wandelt die physikalische Größe Kraft in eine elektrisch messbare Spannung um. Er besteht aus einem mechanischen Verformungskörper mit aufgeklebten Dehnungsmessstreifen (DMS). Die DMS sind dehnungsabhängige, elektrische Widerstände und zu einer Messbrücke, wie in Abb. 2.17b abgebildet, zusammengeschalten. Die Messbrücke stellt eine Wheatstone'sche Brückenschaltung mit Vollbrücke dar. Damit ist die höchst mögliche Genauigkeit für dieses Messprinzip gewährleistet.


Abb. 2.17: Kraftaufnehmer Zwick Z010: a) Prinzipskizze Anordnung b) DMS-Messbrücke

Der Wert der Messspannung am Ausgang der Brückenschaltung ist analog der zu messenden Kraft, die auf den Verformungskörper und das ganze Aufnehmersystem wirkt. Ein abgeschirmtes Messkabel stellt die Verbindung zum Messverstärker der Messtechnik her. Die Messelektronik für die Kraftmessung entspricht der EN 10002-2 Klasse 0.5 und ISO7500/1 Klasse 0 im Bereich von 2 ... 100 %, sowie Klasse 1 im Bereich im Bereich von 0.4 ... 100 % bezogen auf die Nennkraft des angeschlossenen Kraftsensors. Für die vorliegende Prüfmaschine ist diese 5kN.

Die Wegmessung erfolgt über einen digitalen Traversenwegaufnehmer. Mit diesem wird der Verfahrweg der Traverse direkt gemessen. Zusätzlich wird dieser zur Positions- und Geschwindigkeitsregelung des Antriebes genutzt. Die Wegauflösung beträgt 0.0625 μm . Diese Genauigkeit der Wegmessung wird jedoch im Prüfbetrieb bei der Messung des Weges über den Traversenwegaufnehmer nicht erreicht. Grund hierfür ist die bei jeder Prüfung vorhandene Verwindung der Traverse, die abhängig von der Prüfkraft auftritt.

Detaillierte Angaben und weitere Informationen zur verwendeten Prüfeinrichtung sind in der Technischen Dokumentation und der Betriebsanleitung der Firma Zwick GmbH &Co. [Zwi05] enthalten.

2.4.2 Versuchsdurchführung

Die Versuchsdurchführung erfolgte gemäß den Richtlinien der DIN EN ISO 178 [Deu06a] für die Biegeprüfung von faserverstärkten duroplastischen oder thermoplastischen Verbundwerkstoffen. Die für die Versuche benötigten Prüflinge wurden aus den bereits erwähnten Musterplatten mittels Wasserstrahlschneiden hergestellt. Die genaue Probengeometrie ist in Abb. 2.18 zu sehen.



Abb. 2.18: Probengeometrie für 3-Punkt-Biegeversuche nach DIN EN ISO 178 (Abmasse in mm)

Die in der Norm angegebenen bevorzugten Abmessungen konnten aufgrund der geringeren Dicke der Prüflinge nicht realisiert werden. Aus diesem Grund wurde die Geometrie, basierend auf der im Vorfeld festgelegten max. Prüflingsdicke von 3mm, im Einklang mit den entsprechenden normativen Verweisen festgelegt. Bedingt durch den unterschiedlichen Aufbau unterscheiden die Prüflinge sich jeweils in der Dicke. Zum besseren Vergleich der Ergebnisse untereinander wurden jedoch alle mit der gleichen Länge und Breite, wie in Abb. 2.18 dargestellt, hergestellt. Die Prüfgeschwindigkeit wurde für alle Versuche auf 2mm/min festgelegt, dies entspricht dem Rahmen der Normangaben. Auf eine Änderung der Geschwindigkeit in Abhängigkeit von der Probendicke wurde zugunsten der bereits angesprochenen Vergleichbarkeit der Versuche untereinander verzichtet.

Der Radius $R_1=10$ mm der Druckfinne und der Radius $R_2=2$ mm der Auflagerkanten sind entsprechend den normativen Angaben gewählt. Die Länge L der Stützweite zwischen den Auflagern wird anhand der gemittelten Probendicke ebenso festgelegt und ist variabel einstellbar. Eine Ausnahme hierzu stellen die Prüflinge der Variante D dar. Aufgrund der Probenabmessungen war eine Prüfung mit der in der Norm angegebenen Stützweite nicht möglich. Für die Prüfung wurde daher eine Stützweite von 50mm gewählt.

In Tab. 2.7 ist eine Übersicht über die Mittelwerte der Geometrie der entsprechenden Prüflingsvarianten dargestellt. Des Weiteren ist die sich daraus ergebende Stützweite für jede Variante angegeben.

Prüfling	Länge \bar{l} [mm]	Breite \bar{b} [mm]	Dicke \bar{h} [mm]	Stützweite L [mm]
Variante A	59.66	14.62	2.59	41.6
Variante B	59.18	14.34	1.34	20.8
Variante C	59.17	14.34	2.75	44.8
Variante D	59.65	14.91	4.05	50
Variante E	59.71	14.75	2.35	37.6

Tab. 2.7: 3-Punkt-Biegeversuch: Gemittelte Probengeometrien und Stützweiten

Je Variante wurde eine Anzahl von drei reproduzierbaren Versuchen festgelegt. Aufgrund der Neuartigkeit des Werkstoffes und der erstmalig erfolgenden Untersuchungen wurde im Rahmen dieser Arbeit auf eine zeit- und kostenintensive Betrachtung in üblicher statistischer Größenordnung verzichtet.

2.4.3 Versuchsergebnisse und Interpretation

Da die gewonnen Messergebnisse in erster Linie für die Modellierung im Rahmen der Finiten Elemente Analyse verwendet werden, wird auf eine detaillierte Darstellung und Interpretation sämtlicher Messkurven verzichtet. Wesentliche Aspekte der unterschiedlichen Varianten sollen jedoch übersichtlich dargestellt und beschrieben werden. Ein abschließender Vergleich zwischen aus den Versuchen gewonnen Kennwerten ermöglicht eine erste grobe Abschätzung hinsichtlich der Wirksamkeit der Verstärkung mit Ringgeflecht.

Variante A,B,C: Ringgeflecht, Sigratex Prepreg CE 8201-200-45S

In Abb. 2.19 sind jeweils ein charakteristisches Kraft-Durchsenkung-Signal je Prüfling vergleichend aufgetragen.



Abb. 2.19: 3-Punkt-Biegeversuch: Vergleich Kraft-Durchsenkung-Diagramm Varianten A, B, C

Bei der Gegenüberstellung der graphischen Verläufe lassen sich folgende Rückschlüsse und Vergleiche auf das Prüflingsverhalten ziehen:

- Für die mit Ringgeflecht verstärkte Variante A liegt eine geringere Steifigkeit des Gesamtverbundes vor. Dies ist an der Steigung im linear elastischen Bereich sichtbar. Als Grund hierfür ist vor allem die unzureichende Schubsteifigkeit der Verbindungszone zwischen der Ringgeflecht-Epoxidharz-Mittellage und den benachbarten CFK-Lagen anzuführen. Obwohl eine deutliche Delamination nur in der Umgebung der Bruchstelle festzustellen ist, ist anzunehmen, dass sich in der gesamten Grenzschicht zwischen Harz und CFK-Lagen bereits mit Beginn der Prüfung Mikrorisse bilden und fortsetzen.
- Bei den reinen CFK-Prüflingen stellt sich nach Versagen der ersten Lage ein steiler Abfall der Prüfkraft ein, gefolgt von einem Versagen der folgenden Lagen bei annähernd gleicher Kraft bis zum Bruch des Prüflings. Dies ist auf die gute Haftung der CFK-Lagen zueinander zurückzuführen. Dadurch kommt es zu einer hohen Biegespannungskonzentration an der Bruchstelle. Die Kraft steigt daher bis zum Versagen der ersten Lage an, fällt dann jedoch sprungartig ab. Dabei war die Steifigkeit der Prüflinge für beide Varianten gleich. Aufgrund der höheren Lagenanzahl für Variante C ist hier die maximale Prüfkraft höher als für Variante B.
- Bei Variante A bietet die Ringgeflechtlage eine zusätzliche Stützwirkung. Im Verlauf der Prüfung kommt diese immer deutlicher zum Tragen und führt zu einem gleichmäßigeren Bruchverlauf. Die Kraft nimmt in gleichmäßigen Abstufungen mit dem Versagen einzelner CFK-Lagen ab. Eine Ausnahme bildet das Versagen der Epoxidharz-Matrix in der Ringgeflechtlage. Hier ist ein größerer Abfall sichtbar.
- Das nicht beschädigte Geflecht stützt jedoch im Verbund mit der umgebenden Matrix die darüber liegenden Lagen weiter ab. Dies wird im Vergleich der Restkraft, die zu Prüfungsende bei den verschiedenen Varianten vorliegt, besonders deutlich. Auch ist zu erwähnen,

dass für Variante A die Prüflinge nicht gänzlich zerstört werden konnten. Trotz teilweiser Schädigung der obersten Decklage war diese noch tragfähig und wurde durch die Geflechtlage abgestützt.

• Die maximale Prüfkraft für Variante A lag zwischen der der Varianten B und C. Dies ist auf die Verstärkung durch die Ringgeflechtslage im Vergleich zu Variante B zurückzuführen. Diese ist im Vergleich zu Variante C den dort vorhandenen CFK-Lagen unterlegen, was die Eigenschaften hinsichtlich Steifigkeit und Festigkeit betrifft. Jedoch zeigen die Prüflinge für Variante A durch die Ringgeflechtlage eine höhere Duktilität, welche eine größere Verformung im Prüfungsverlauf zulässt.

Ein Vergleich der notwendigen Biegearbeit die im Verlauf der Prüfung verrichtet wird, gibt weitergehend Aufschluss über das Prüflingsverhalten. In Abb. 2.20 ist die Biegearbeit im Prüfungsverlauf dargestellt. Diese wurde durch Integration der Prüfkraft über die Durchsenkung berechnet. Es sind die Mittelwerte aus den vorgenannten Versuchen ermittelt worden und aufgetragen.



Abb. 2.20: 3-Punkt-Biegeversuch: Biegearbeit-Durchsenkung-Diagramm der Varianten A, B, C

Deutlich erkennbar ist die Tatsache, dass die Prüflinge der Varianten B und C zu Beginn der Prüfung weit mehr Energie aufnehmen können. In diesem Bereich zeigt sich der reine CFK-Werkstoff dem mit Ringgeflecht verstärkten durch die höhere Steifigkeit überlegen. Nach Bruch der ersten Lage verkehrt sich dieses Bild jedoch. Hier zeigt sich der verstärkte Verbundwerkstoff von Variante A im Vorteil, da das maximale Kraftniveau schrittweise abfällt und zudem die Restkraft mit ca. 100N um einen Faktor größer zwei höher ist als bei den reinen CFK-Prüflingen. Auch die durch die höhere Duktilität des Gesamtverbundes mögliche größere Verformung unterstützt dieses Verhalten. Bei fortschreitendem Verlauf zeigt sich so, dass der verstärkte Verbundwerkstoff mehr Energie bis zum Ende der Prüfung aufnehmen kann als die vergleichbaren unverstärkten Varianten.

In Tab. 2.8 sind die aus den Versuchen ermittelbaren Kennwerte der verschiedenen Prüflinge dargestellt. Es handelt sich dabei um die Mittelwerte aus den durchgeführten Versuchen. Ne-

ben der Maximalkraft F_{max} waren dies die Biegefestigkeit σ_{max} und der Biegeelastizitätsmodul E_B . Die Ermittlung der Kennwerte erfolgte anhand der normativen Vorgaben mit Ausnahme von E_B . Aufgrund des nichtlinearen Anfangsbereichs bei der Versuchsdurchführung erfolgt die Berechnung an dafür geeigneten Bereichen der Messkurve und nicht zu Beginn des Versuchs.

Driifling	Maximalkraft	Biegefestigkeit	Biegeelastizitätsmodul
Fluining	F_{max} [N]	σ_{max} [MPa]	E_B [MPa]
Variante A	669	429	28600
Variante B	574	690	36100
Variante C	1080	673	42000

Tab. 2.8: 3-Punkt-Biegeversuch: Kennwerte Varianten A, B, C

Variante D,E: Ringgeflecht, Cytec Prepreg AS4/APC-2

Auch für die Prüfung der Variante mit den Prepregs AS4/APC-2 wurden jeweils drei Versuche durchgeführt. Dabei wurden die Proben der Variante D mit Ringgeflecht verstärkt und die der Variante E mit gleichem CFK-Aufbau wie Variante D, auf die selbe Art und Weise untersucht wie die vorgenannten. Zum Vergleich der beiden Varianten untereinander ist in Abb. 2.21 jeweils ein charakteristisches Kraft-Durchsenkung-Diagramm gegenüber gestellt.



Abb. 2.21: 3-Punkt-Biegeversuch: Vergleich Kraft-Durchsenkung-Diagramm Varianten D, E

Wie in Abb. 2.21 zu sehen, ist die Maximalkraft, die während der Prüfung erreicht wurde, für Variante D um den Faktor zwei höher als für die unverstärkte Variante. Dies ist auf die zusätzlich eingebrachte Ringgeflechtlage, die zu einem sandwichartigen Aufbau der Prüflinge führte, zurück zu führen. Nach dem Versagen der ersten Faserlage, für beide Varianten auf der Oberseite des Prüflings, fällt die Prüfkraft schlagartig auf annähernd gleiches Niveau ab. Mit fortschreitender Prüfung zeigt sich jedoch für die mit Ringgeflecht verstärkte Variante D ein weitaus höherer Kraftverlauf. Dieser geht mit einer Delamination der Faserlagen zur Ringgeflechtschicht und untereinander einher, wie durch Sichtprüfung zu verfolgen und zu ermitteln war. Hier wird die

Experimentelle Untersuchungen

abstützende Wirkung der Zwischenschicht deutlich. Dieser Sachverhalt führt sich auch während des Versagens der Faserlagen in der unteren Deckschicht fort. Zum Prüfungsende verhalten sich die beiden Varianten ähnlich und halten das selbe Kraftniveau. Im Gegensatz zu den verstärkten Prüflingen nach Variante D ist bei den reinen CFK-Prüflingen nach Versuchsende keine erkennbare Restfestigkeit mehr vorhanden und es kommt zum Bruch des Prüflings.

Auch über die verrichtete Biegearbeit während des Prüfungsverlaufes, wie in Abb. 2.22 gezeigt, wird diese Aussage verdeutlicht. Die gezeigten Werte entsprechen dabei den Mittelwerten aus den drei Versuchen.



Abb. 2.22: 3-Punkt-Biegeversuch: Biegearbeit-Durchsenkung-Diagramm der Varianten D, E

Wie zu sehen, ist die Energieaufnahme für die CarbonICE-Variante D von Anfang an höher als für die unverstärkte Variante, was durch die erhöhte Prüfkraft begründet ist. Auch im weiteren Verlauf der Prüfung bleibt dies erhalten, da sich die Belastung des verstärkten Prüfling bis zum Ende der Prüfung auf einem höheren Kraftniveau bewegt. Der Grund hierfür ist auch in der im Vergleich zu normativen Vorgaben zu geringen Stützweite für die Prüflinge der Variante D zu sehen.

In Tab. 2.9 sind die Mittelwerte der Kennwerte der verschiedenen Prüflinge zusammen- und gegenüber gestellt. Die normierten Werte, in welchen der Geometrieeinfluss bereinigt wurde, zeigen, dass durch die Ringgeflechtsverstärkung ein insgesamt duktilerer Werkstoff vorliegt.

Prüfling	$\begin{array}{c} \text{Maximalkraft} \\ F_{max} \ [\text{N}] \end{array}$	Biegefestigkeit σ_{max} [MPa]	Biegeelastizitätsmodul E_B [MPa]
Variante D	2125	673	29022
Variante E	1135	812	34016

Tab. 2.9: 3-Punkt-Biegeversuch: Kennwerte Varianten D, E

2.5 Schlagversuche

Zur Ermittlung von Kennwerten in Hinsicht auf die Schlagzähigkeit des Verbundwerkstoffes aus Ringgeflecht und CFK wurden Schlagversuche nach DIN EN ISO 179 [Deu06b] durchgeführt. Dabei wird die Charpy-Schlagzähigkeit α ermittelt.

Darunter versteht man die beim Bruch eines Probekörpers aufgenommene Schlagarbeit W_S bezogen auf die Anfangsquerschnittsfläche des Probekörpers. Um auch Aussagen über die Wirksamkeit der Verstärkung treffen zu können, wurden wie in den bereits beschriebenen Biegeversuchen Referenzproben untersucht.

Mit der Auswertung der Versuche und der Ermittlung der Kennwerte lassen sich erste Aussagen über das Verhalten des Werkstoffs bei punktuellen, dynamischen Belastungen treffen. Im Folgenden werden die verwendeten Versuchseinrichtungen und die durchgeführten Versuche beschrieben.

2.5.1 Verwendete Versuchseinrichtungen

Zur Durchführung der Versuche wurde ein Pendelschlagwerk verwendet. Es handelte sich dabei um das Schlagwerk RESIL IMPACTOR der Firmen CEAST S.p.A. und E. Karg Industrietechnik, welches in Abb. 2.23a zu sehen ist. Das Pendelschlagwerk dient zur Bestimmung der Schlagzähigkeit von Kunststoffen. Es besteht aus einer robusten Stahlrahmenkonstruktion, an welcher die Prüfeinrichtungen montiert sind. Mit der Maschine sind Prüfungen nach den Verfahren von Charpy und Izod sowie von Schlagzugprüfungen möglich. Für die beschriebenen Versuche wurde sie für das Charpy-Verfahren umgerüstet, so dass Prüfungen mit Dreipunktauflage des Prüflings durchgeführt werden konnten.

Abb. 2.23b und c zeigen das verwendete Pendel und das Auflager mit Prüfling. Das Auflager ist mit einer Zentriereinheit versehen um ein mittiges Auftreffen des Schlagpendels auf den Prüfling zu gewährleisten.



Abb. 2.23: Pendelschlagwerk Resil Impactor Junior: a) Gesamtansicht b) Pendel 7.5J c) Auflager mit Prüfling

Das Verfahren basiert auf der Messung der Energie, die notwendig ist, um einen Probekörper zu brechen. Die Anfangsenergie des Schlagpendels wird durch seine Masse und die Fallhöhe, die hier über den Auslösewinkel und die Pendellänge bestimmt wird, berechnet. Diese ist durch die unterschiedlichen verfügbaren Schlagpendel und den festen Auslösewinkel festgelegt. Für die durchgeführten Untersuchungen wurde ein Schlagpendel mit der Anfangsenergie von 7.5 J ausgewählt. Die benötigte Energie bzw. Schlagarbeit W_S wird über den Anstiegswinkel nach dem Nulldurchgang bestimmt. Die Erfassung des Winkels erfolgt vollautomatisch über die Bedienungseinheit des Schlagwerkes und ist an diesem ablesbar.

Da es sich bei den an der Hochschule Ingolstadt vorhandenen Schlagpendeln durchwegs um nichtinstrumentierte Pendel handelt, war eine Unterscheidung der absorbierten Energie in die Teilbereiche Brucheinleitung, Bruchfortführung und Komplettbruch nicht möglich. Es konnte nur der Wert der Gesamtenergie erfasst werden.

Detaillierte Angaben und weitere Informationen zur verwendeten Prüfeinrichtung sind in der Technischen Dokumentation und der Betriebsanleitung der Firmen CEAST S.p.A. und E. Karg Industrietechnik [CEA05] enthalten.

2.5.2 Versuchsdurchführung

Die Versuche wurden gemäß den normativen Vorgaben der DIN EN ISO 179 für langfaserverstärkte Kunststoffe mit uni- und multidirektionaler Verstärkung durchgeführt. Aus den im DIN A4-Format hergestellten Musterplatten wurden die entsprechenden Prüflinge für die verschiedenen Varianten mittels Wasserstrahlschneiden herausgeschnitten. Die gewählte Probengeometrie ist in Abb. 2.24 dargestellt.



Abb. 2.24: Probengeometrie für Schlagversuche nach DIN EN ISO 179 (Abmasse in mm)

Für langfaserverstärkte Kunststoffe sind laut Norm keine verbindlichen Geometriegrößen festgelegt. Daher wurde die Breite des Prüflings auf 10mm festgelegt, die Länge auf 55mm. Die Breite entspricht dem in der Norm vorgeschlagenen Wert für einen breitseitigen Schlag senkrecht zum Lagenaufbau. Die Dicke h variert je nach Aufbau der verschiedenen Prüflingsvarianten.

Eine Übersicht über die jeweiligen Mittelwerte ist in Tab. 2.10 aufgeführt. Die Stützweite L wurde für alle Versuche auf 40mm festgesetzt. Grund hierfür war die Vergleichbarkeit der Ergebnisse untereinander, um Aussagen hinsichtlich der Wirksamkeit der Verstärkung zu treffen.

Prüfling	Länge \overline{l} [mm]	Breite \bar{b} [mm]	Dicke \bar{h} [mm]	Stützweite L [mm]
Variante A	54.68	9.96	2.59	40
Variante B	54.85	10.03	1.34	40
Variante C	55.1	9.85	2.75	40
Variante D	55.02	10.06	4.05	40
Variante E	54.9	10.1	2.35	40

Tab. 2.10: Schlagversuche: Gemittelte Probengeometrien und Stützweiten

Es wurden jeweils drei Versuche durchgeführt. Diese Reduzierung gegenüber den normativen Vorgaben erfolgt wiederum aufgrund der erstmaligen Untersuchung und Gewinnung von Kenn-

werten für diesen Werkstoff. Die Versuche wurden daher auf Labormassstab durchgeführt um zeit- und kostenintensive Testreihen zu vermeiden, bevor erste Erfahrungswerte vorliegen. Die Schlagrichtung war dabei senkrecht zum Lagenaufbau. Der Schlag erfolgte auf die breite Seite des Prüflings.

2.5.3 Versuchsergebnisse und Interpretation

Die Darstellung der Ergebnisse sowie deren Interpretation erfolgt getrennt nach den beiden verschiedenen CFK-Prepregs. Dabei werden zunächst die Ergebnisse innerhalb einer Variante beleuchtet, bevor ein Vergleich zwischen denselben gezogen wird. Die entsprechenden Kennwerte der Charpy-Schlagzähigkeit werden jeweils einzeln berechnet.

Variante A,B,C: Ringgeflecht, Sigratex Prepreg CE 8201-200-45S

Für die Prüflinge der Variante A, CarbonICE, liegt laut Norm die Versagensart P vor. Es liegt jeweils nur ein unvollständiger Bruch vor. Die Prüflinge wurden durch das Schlagpendel beschädigt und verformt. Anschließend wurden sie durch die Widerlager gezogen ohne zu brechen. Auch nach dem Versuch ist noch eine deutliche Reststeifigkeit festzustellen, entgegen dem typischen Scharnierbruch halten die beiden Enden noch fest zusammen. Abb. 2.25 zeigt Detailaufnahmen der Bruchstelle eines charakteristischen Prüflings.



Abb. 2.25: Schlagversuch: charakteristisches Schadensbild Variante A a) untere Deckschicht b) obere Deckschicht c) Ansicht über Dicke links d) Ansicht über Dicke rechts

Es ist in Abb. 2.25a deutlich zu sehen, dass die Lagen auf der Rückseite des Prüflings durchgehend beschädigt und aufgebrochen sind. Die hohen Querkräfte beim Auftreffen des Pendels und die hohen Dehnungen auf der Rückseite haben hier direkt zu einem Abscheren der einzelnen Lagen geführt.

Delaminationen sind nur lokal im Bereich des Übergangs zur harzreichen Ringgeflechtsschicht sichtbar. In dieser Schicht zeigt sich ein Risswachstum von der Bruchstelle der CFK-Lagen ausgehend entgegengesetzt zur Schlagrichtung. Das Geflecht selbst wird an der Impactstelle plastisch verformt, es kommt jedoch nicht zu einem Aufbrechen. Die Ringgeflechtlage verhindert anschließend eine weitere Ausbreitung dieses Wachstums, wie in Abb. 2.25c und dzu sehen.

Dadurch kommt es zu einer Abstützung der CFK-Lagen auf der Vorderseite des Prüflings. In diesem Bereich sind deutliche Delaminationen zwischen der Ringgeflechtschicht und den CFK-Lagen sowie untereinander erkennbar. Auch treten Faserbrüche einzelner Bündel im Gewebe auf, jedoch kommt es nicht zu einem Komplettversagen der Schicht.

In Tab.2.11 sind die aus den Versuchsdaten gewonnen Kennwerte dargestellt. Dies ist zum einen die verbrauchte Schlagarbeit W_S und zum anderen die unter Berücksichtigung der Probengeometrie ermittelte Schlagzähigkeit α_A .

Priifling	Schlagarbeit	Schlagzähigkeit
1 Tuning	W_S [J]	$\alpha_A \; [KJ/m^2]$
A - 1	1,777	81,33
A - 2	1,513	69,24
A - 3	1,695	77,57
Mittelwerte A	1,662	76,05

Tab. 2.11: Schlagversuch: Charpy-Kennwerte Variante A

Die Prüflinge der Variante B mit gleichem Lagenaufbau wie CarbonICE ohne Ringgeflecht zeigten ein Verhalten nach Versagensart C. Es trat jeweils ein kompletter Bruch des Prüflings auf, wobei dieser in zwei Teile getrennt wurde. In Abb. 2.26 sind Detailaufnahmen der Bruchstelle eines charakteristischen Prüflings zu sehen.



Abb. 2.26: Schlagversuch: charakteristisches Schadensbild Variante B a) untere Deckschicht b) obere Deckschicht c) Ansicht über Dicke links d) Ansicht über Dicke rechts

Durch die hohen Querkräfte beim Auftreffen des Pendels kommt es zu einem Versagen des Prülings. Zwischen den Einzellagen ist eine lokale Delamination feststellbar. Dies führt zu ungleichmäßigen Bruchflanken, wie in Abb. 2.26c und d zu sehen, da sich das Risswachstum kurzzeitig interlaminar fortpflanzen kann.

Das intralaminare Versagen der Einzelschicht ist als Scherversagen durch die Querkräfte erklärbar. Ausgangspunkt des Versagens der Einzellagen ist die Rückseite des Prüflings, hier treten neben den Querkräften zusätzlich Zugkräfte durch die hohen Randdehnungen auf.

Die Kennwerte für diese Variante sind in Tab. 2.12 dargestellt. Aufgrund der höheren Steifigkeit dieses Lagenaufbaus ergeben sich dabei erwartungsgemäß niedrigere Zähigkeitswerte.

Prüfling	Schlagarbeit W_S [J]	Schlagzähigkeit $\alpha_B [KJ/m^2]$
B - 1	0,68	50,37
B - 2	0,73	54,07
В-3	$0,\!65$	48,15
Mittelwerte B	0,69	50,86

Tab. 2.12: Schlagversuch: Charpy-Kennwerte Variante B

Auch die Probekörper der Variante C, reine CFK-Proben mit gleicher Dicke wie CarbonICE, zeigen ein ähnliches Verhalten. Es ist ebenfalls ein Verhalten nach Versagensart C festzustellen. In Abb. 2.27 ist das charakteristische Bruchbild für diese Variante dargestellt.



Abb. 2.27: Schlagversuch: charakteristisches Schadensbild Variante C a) untere Deckschicht b) obere Deckschicht c) Ansicht über Dicke links d) Ansicht über Dicke rechts

Der Prüfling wird durch das Schlagpendel im Verlauf der Prüfung in zwei Teile zerbrochen. Durch die Prüfgeschwindigkeit stellt sich eine lokale Schädigung an der Bruchstelle ein. Die Delamination einzelner Lagen ist wiederum auf den Bereich der Bruchstelle beschränkt, führt jedoch zu ungleichmäßigen Bruchflanken.

Die Einzellagen versagen unter Scherbruch durch die angreifenden Querkräfte. Unterstützt wird dies durch Zugkräfte in der Schichtebene, die aus der Biegung des Prüflings resultieren. Ausgangspunkt ist die Rückseite des Prüflings, an dem die Dehnung zunächst am höchsten ist und setzt sich dann in Dickenrichtung fort.

Die ermittelten Kennwerte sind in Tab. 2.13 aufgeführt. Durch die nochmals erhöhte Steifigkeit im Vergleich zu den beiden anderen Varianten ergibt sich eine weitere Reduzierung der Zähigkeit.

Prüfling	Schlagarbeit W_S [J]	Schlagzähigkeit $\alpha_C \ [KJ/m^2]$
C - 1	1.31	46.79
C - 2	1.25	44.64
C - 3	1.36	48.57
Mittelwerte C	1.31	46,67

Tab. 2.13: Schlagversuch: Charpy-Kennwerte Variante C

Bei einem Vergleich der unterschiedlichen Varianten lassen sich augenscheinlich folgende Feststellungen treffen:

• Im Gegensatz zu den reinen CFK-Varianten sind die Carbonice-Prüflinge nicht auseinander gebrochen. Auch weist dieser noch erkennbare Restfestigkeit auf. Durch die Ringgeflechtlage werden die CFK-Lagen abgestützt und ein Komplettversagen auf der dem Schlagpendel zugewandten Seite kann vermieden werden. Dabei ist die Epoxidharzmatrix der Ringgeflechtlage lokal aufgebrochen, der Bruch wird jedoch durch die Geflechtlage aufgefangen. An der aufgebrochenen Stelle ist das Geflecht nun beweglich, kann Energie aufnehmen und von der Bruchstelle ableiten. Das umgebende Ringgeflecht ist in der unbeschädigten Matrix noch fest verankert. Die Ringe an der Bruchstelle weisen zudem Anzeichen für eine erste plastische Verformung auf.

- Durch das Aufbrechen der Matrix ist zudem ein großer Deformationsweg für das noch nicht gestreckte Ringgeflecht möglich. Dadurch bildet sich an der oberen CFK-Deckschicht eine, wenn auch nur im geringen Ausmaß, elastische Bettung. Diese verhindert das Versagen der oberen Deckschichten. Hier ist, wie beschrieben, nur eine Delamination und das Brechen der Matrix sowie der Faser in Einzelbereichen zu beobachten und nicht über die gesamte Breite und Dicke des Prüflings.
- Diese verbesserten Eigenschaften werden auch in einem Vergleich der Schlagzähigkeitswerte der einzelnen Varianten deutlich sichtbar, wie Abb.2.28 zeigt. So lässt sich, verglichen mit Variante B, eine Steigerung um 49,5% und verglichen mit Variante C eine Steigerung um 63% feststellen.



Abb. 2.28: Vergleich der Schlagzähigkeit für Variante A,B und C

Variante D,E: Ringgeflecht, Cytec Prepreg AS4/APC-2

Auch für die Varianten D und E, die mit luftfahrttauglichen CFK-Prepregs der Kombination AS4-Fasern mit PEEK-Matrix hergestellt sind, wurden die oben beschriebenen Schlagversuche durchgeführt. Für die Variante D, die eine Verstärkung mit Ringgeflecht beinhaltet, ergab sich wie für die mit Standard-C-Faser-Gewebe hergestellten Prüflinge der Variante A ein Verhalten mit der Versagensart P. Sämtliche Prüflinge weisen einen unvollständigen Bruch mit deutlicher Reststeifigkeit auf. In Abb. 2.29 sind charakteristische Details der Bruchstelle dieser Variante gezeigt.



Abb. 2.29: Schlagversuch: charakteristisches Schadensbild Variante D a) untere Deckschicht b) obere Deckschicht c) Ansicht über Dicke links d) Ansicht über Dicke rechts

Wie in Abb. 2.29 zu sehen, versagen auf der Rückseite des Prüflings alle Faserlagen durch die auftretenden Zugkräfte in Verbindung mit den durch die höhere Prüfgeschwindigkeit verursachten Querkräften.

Hier lässt sich eine deutliche Delamination zwischen den einzelnen Lagen feststellen. Das Risswachstum ist dadurch unregelmäßig und setzt sich auch über die Ringgeflechtschicht fort, wobei hier nur die PEEK-Matrix in Richtung der Vorderseite betroffen ist. Die Ringgeflechtlage bleibt intakt und kann eine abstützende Wirkung auf die Lagen der vorderen Deckschicht ausüben.

Diese weisen ebenfalls ein Versagen auf, jedoch sind unbeschädigte Faserlagen vorhanden, aus welchen die bleibende Reststeifigkeit resultiert. Im vorderen Bereich ist durch die niedrigeren Zugkräfte zudem eine geringere Delamination feststellbar.

In Tab. 2.14 sind die aus den Versuchen ermittelten Kennwerte dargestellt. Wie bei den zuvor beschriebenen Varianten sind dies die verbrauchte Schlagarbeit W_S und die unter Berücksichtigung der Probengeometrie ermittelte Schlagzähigkeit α_D . Wie aufgrund der geänderten Faserund Matrixwerkstoffe zu vermuten war, ist die Schlägzähigkeit im Vergleich zu den bereits untersuchten Varianten weitaus höher.

Prüfling	Schlagarbeit W_S [J]	Schlagzähigkeit $\alpha_D [KJ/m^2]$
D - 1	6.03	148.44
D - 2	6.7	165.43
D - 3	6.85	166.64
Mittelwerte D	3.183	160.17

Tab. 2.14: Schlagversuch: Charpy-Kennwerte Variante D

Für die unverstärkten Prüflinge der Variante E, die einen identischen CFK-Lagenaufbau wie Variante D aufweisen, ergab sich ebenfalls eine Versagensart nach der Klassifizierung P. Aufgrund der PEEK-Matrix weisen diese Prüflinge grundsätzlich eine höhere Schlagfestigkeit als die vorgenannten reinen CFK-Varianten B und C auf. Es liegt ebenfalls ein unvollständiger Bruch vor. Auch eine spürbare Restfestigkeit ist bei allen Prüflingen festzustellen. In Abb. 2.30 sind Detailaufnahmen einer charakteristischen Bruchstelle der Prüflinge dargestellt.



Abb. 2.30: Schlagversuch: charakteristisches Schadensbild Variante E a) untere Deckschicht b) obere Deckschicht c) Ansicht über Dicke links d) Ansicht über Dicke rechts

Wie in Abb.2.30c und d zu sehen, weisen die inneren Lagen des Prüflings keine sichtbaren Schäden auf. Im Gegensatz dazu sind sowohl auf der Rückseite als auch auf der Vorderseite deutliche Schäden in den CFK-Lagen erkennbar (siehe Abb. 2.30a und b).

So sind jeweils großflächige Delaminationen, die weit über den Auftreffpunkt des Schlagpendels hinausgehen, festzustellen. Diese entstehen durch die von der einwirkenden Querkraft verur-

sachten Schubspannungen. Dieser sind die interlaminaren Festigkeiten zwischen den einzelnen Schichten nicht gewachsen. In den delaminierten Lagen sind schließlich auch weitere Versagensstufen beobachtbar. Hier kommt es zum Faserbruch.

Auf der Vorderseite der Prüflinge handelt es sich dabei vorranging um ein Scherversagen mit glatter Bruchflanke innerhalb der Einzellage. Verbunden mit den höheren Dehnungen auf der Rückseite ist dort eine Kombination aus Scher- und Zugkräften für den Bruch der Einzellagen verantwortlich. Dies ist an der ungleichmäßigen Bruchflanke ersichtlich.

Die Kennwerte, die aus den durchgeführten Versuchen ermittelt wurden, sind in Tab. 2.15 dargestellt. Die Schlagzähigkeit liegt dabei unter den Werten der mit Ringgeflecht verstärkten Variante und bestätigt den gewünschten Effekt.

Prüfling	Schlagarbeit W_S [J]	Schlagzähigkeit $\alpha_E \ [KJ/m^2]$
E - 1	3.303	151.17
E - 2	3.225	147.60
E - 3	3.021	138.26
Mittelwerte E	3.183	145.68

Tab. 2.15: Schlagversuch: Charpy-Kennwerte Variante E

Ein Vergleich ergibt **eine Steigerung der Schlagzähigkeit für die mit Ringgeflecht ver**stärkte Variante um 11%, wie in Abb. 2.31 dargestellt. Im Vergleich zu den CFK-Proben der Varianten A,B und C ist auffällig, dass die Steigerung geringer ausfällt.

Dies ist durch die aufgrund des veränderten Matrixwerkstoffs ohnehin bereits verbesserten Schlagzähigkeitseigenschaften begründet. Eine Steigerung im Vergleich zu Variante E ist in erster Linie auf die Zwischenschicht, bestehend aus PEEK und Ringgeflecht, zurück zu führen. Hierdurch kann die einwirkende Energie zusätzlich abgebaut werden. Das Ringgeflecht verhindert zudem ein durchgehendes Aufbrechen der Matrix. Es kann so auf die darüberliegenden Faserlagen abstützend wirken, was einen Bruch des Prüflings zustätzlich erschwert.



Abb. 2.31: Vergleich der Schlagzähigkeit für Variante D und E

2.6 Impact-Versuche zu Foreign Object Damage: Eisschlag

Kern der experimentellen Untersuchungen war das Verhalten unter hochdynamischen Belastungen. Diese treten in der Realität unter anderem im Bereich des Foreign Objekt Damage (FOD) auf. Darunter fällt beispielsweise auch der Impact von Eisprojektilen auf Flugzeugstrukturen. Dies kann beträchtlichen Schaden in getroffenen Bereichen nach sich ziehen und stellt daher einen schwerwiegenden Lastfall dar (siehe Abb. 2.32). Aus diesem Grunde wurden im Rahmen der Arbeit Versuche zur Beanspruchung von plattenartigen CFK-Strukturen durch Beschuss mit Eisprojektilen durchgeführt.



Abb. 2.32: Beschädigte Vorderkante eines Höhenleitwerks durch Eisschlag

2.6.1 Konstruktion einer Beschussanlage

Zur Durchführung von Impactversuchen erfolgte die Projektierung einer Beschussanlage. Diese besteht aus einer Gaskanone, mit der die betreffenden Projektile auf den Zielkörper geschossen werden können. Testeinrichtungen dieser Art sind in unterschiedlichen Aufbauten für diese Art von Untersuchungen gebräuchlich. So findet in den Arbeiten von KIM [34], PAN und RENDER [46, 45] oder auch CANTWELL [16], ein entsprechender Aufbau Verwendung. Im Folgenden sollen neben dem grundsätzlichen Aufbau und der Funktionsweise nur die wesentlichen Merkmale der entwickelten Anlage dargestellt werden.

Grundsätzlicher Aufbau

In Abb. 2.33 ist der grundsätzliche Aufbau der Testeinrichtung skizziert. Sie besteht aus einem Drucktank, in dem die Druckluft für die Beschleunigung des Projektils gespeichert wird. Der Tank ist auf Linearführungen befestigt. Darauf folgt ein Schnellöffnungsventil und das Beschleunigungsrohr. Zwischen Ventil und Rohr ist eine Kupplung angebracht, um den Aufbau an dieser

Stelle für das Einlegen des Projektilträgers trennen zu können. Am Ende der Beschleunigungsstrecke ist eine Stoppeinrichtung vorhanden, welche den Projektilträger und das eigentliche Projektil voneinander trennt. Zwischen dem Ende des Beschleunigungsrohres und der Probeneinspannung ist eine fahrbare Lichtschranke zur Geschwindigkeitsmessung vorhanden. Die Steuerung der Anlage erfolgt pneumatisch über die zum Beschleunigen des Projektils vorhandene Druckluft.



Abb. 2.33: Prinzipieller Aufbau der Testanlage für Impact-Versuche

Funktionsweise

Wie bereits erwähnt, wird die gesamte Anlage mit Druckluft betrieben. Diese wird über einen Kompressor bereitgestellt und dient sowohl zur Beschleunigung des Projektils als auch zur Steuerung der Anlage. Dazu wurde eine pneumatische Schaltung für die Anlage entwickelt. Diese ermöglicht eine effektive Steuerung der Anlage unter Berücksichtigung der nötigen Sicherheitsaspekte. Durch den unkomplizierten Aufbau ist zudem eine einfache Handhabung und Wartung gewährleistet. In Abb. 2.34 ist der Schaltplan der pneumatischen Steuerung der Anlage skizziert.



Abb. 2.34: Aufbau der pneumatischen Steuerung der Beschussanlage

Die Funktionsweise der Beschussanlage kann wie folgt beschrieben werden:

- Das Pneumatiksystem ermöglicht eine schnelle Versorgung des Beschleunigungsrohres mit Druckluft von max. 8 bar. Das zentrale Bauteil stellt ein Drucklufttank (1T1) mit einem Volumen von 90 l dar. Dieser garantiert im Zusammenspiel mit dem Schnellöffnungsventil (2V2) eine schnelle und ausreichende Belüfung des Rohres zum Beschleunigen des Projektilträgers.
- Dieser besteht aus einer ausgeschäumten Dose, in welche das Projektil, für vorliegende Versuche ein Eisball, eingelegt wird. Dies gewährleistet die Unversehrtheit des Projektils während der Beschleunigung im Rohr. Nach dem Einlegen der Dose in das Beschleunigungsrohr wird der Tank mittels der Linearführungen verfahren und die Kupplung geschlossen. Über ein 5/2-Wegeventil (2V1), welches als Sicherung dient, wird sichergestellt, dass keine unerwünschte Öffnung des Schnellöffnungsventils eintritt.
- Durch das Öffnen eines Kugelhahnventils (0V1) wird die Anlage mit Druckluft versorgt. An der Wartungseinheit (0Z1) kann der gewünschte Systemgesamtdruck eingestellt werden. Über ein weiteres Kugelhahnventil (1V1) erfolgt das Befüllen des Drucktanks. Eine Variation der Projektilgeschwindigkeit kann über den Tankdruck eingestellt werden. Dazu befindet sich ein Druckregler mit Anzeige(1Z1) an der Befüllleitung zum Tank. Durch Betätigung des Tasters (2S1) wird über das 5/2-Wegeventil (2V1) das Schnellöffnungsventil betätigt und der Schuss ausgelöst.

Stoppeinrichtung

Die in Abb. 2.35 gezeigte Stoppeinrichtung dient der Seperation des Projektils vom Projektilträger. Sie besteht aus der Abbremsmasse, den Führungen und einem Auge. In dieses können verschiedene, kegelförmige Einsätze mit runder Öffnung eingesetzt werden. Die Art des Einsatzes richtet sich nach Typ und Größe des Projektils, in Abb. 2.35 ist der Einsatz für Eisschlag gezeigt. Am Einsatz wird der Projektilträger gestoppt und das Projektil setzt seine Flugbahn durch die Öffnung fort.



Abb. 2.35: Stoppeinrichtung am Ende des Beschleunigungsrohres

2.6.2 Verwendete Messeinrichtungen

Bei der Durchführung der Versuche fanden verschiedenste Messeinrichtungen Verwendung. Sie dienten zur Erfassung der wesentlichen für die Versuche relevanten Daten. Diese sollen im Folgenden kurz beschrieben werden.

Geschwindigkeitsmessung

Zur Messung der Projektilgeschwindigkeit wurde das Messgerät BMC 18 der Firma Mehl Kurzzeitmesstechnik benutzt. Dieses ist in Abb. 2.36 zu sehen und basiert auf zwei Lichtschranken, die in genau definiertem Abstand von 345mm zueinander angeordnet sind. Bei den Lichtschranken handelt es sich um hochpräzise, digital geregelte Infrarotlichtschranken. Über die verstreichende Zeit zwischen dem Auslösen der beiden Lichtschranken durch das Projektil und den definierten Abstand wird die Geschwindigkeit ermittelt. Bei einem Messbereich von 85 - 2000 m/s wird eine hohe Genauigkeit der Messung erreicht. Der Fehler liegt hierbei bei unter 1% des angezeigten Wertes.

Die Auswertung der Daten war durch die Anbindung an einen Laptop und die mitgelieferte Software direkt möglich. Genauere Informationen zum Messgerät und der Bedienung sind in den Beschreibungen der Firma Mehl [Meh04], [Meh05] enthalten.



Abb. 2.36: Geschwindigkeitsmessgerät BMC18 [Meh04]

Hochgeschwindigkeitskamera

Zur detaillierten Betrachtung des Impactvorganges wurden von den durchgeführten Versuchen Aufnahmen mittels einer Hochgeschwindigkeitskamera gemacht. Zudem ist mit Hilfe der Aufnah-



men eine weitergehende Analyse des Verformungsverhaltens möglich. Auf dies wird im weiteren Verlauf der Arbeit noch näher eingegangen. In Abb. 2.37 ist der gesamte Aufbau ersichtlich.

Abb. 2.37: Aufbau der Prüfvorrichtung mit Hochgeschwindigkeitskamera und Scheinwerfern

Bei der verwendeten Kamera handelt es sich um das Modell Speedcam Visario der Firma Weinberger Vision. Um die geeigneten Lichtverhältnisse für die Aufnahmen zu schaffen, das normale Tageslicht ist nicht ausreichend, wurde der betrachtete Bereich künstlich ausgeleuchtet. Die während einer Aufnahme entstehenden Datenmengen werden kontinuierlich in einem Ringspeicher auf der Kamera abgelegt und überschreiben sich fortwährend selbst. Durch ein Triggersignal wird die Aufnahme gestoppt und der momentane Inhalt des Ringspeichers über den Steuerrechner ausgelesen. In Tab. 2.16 sind die gewählten Einstellungen und Randbedingungen, die im Rahmen dieser Arbeit verwendet wurden, dargestellt.

Tab. 2	.16:	Einstellungen	der	Hochgeschwind	ligkeitskamera	bei	der	Aufnahme
		des Impactvor	gan	ges				

Bezeichnung	Einstellung
max. mögliche Bilderfassungsrate	10000 fps
gewählte Bilderfassungsrate	4000 fps
Auflösung	768 x 512 Pixel
künstl. Lichtquallan	Scheinwerfer: 1x
Kunsti. Elentquenen	2000W, 2x 600W
Triggersignal	per Hand

2.6.3 Versuchsdurchführung

Proben

Bei den Proben handelte es sich jeweils um rechteckige Platten mit den Abmessungen von ca. 200 mm x 300 mm in den bereits zuvor beschriebenen Varianten hinsichtlich des Lagenaufbaus. Einige der Prüflinge wurden mit DMS versehen, diese lieferten jedoch keine verwertbaren Ergebnisse. Auf mehrere Proben wurde zudem ein Linienraster aufgebracht. Es handelte sich dabei um ein Raster mit jeweils 10mm Kantenlänge. In Abb. 2.38 sind beide Messvarianten gezeigt. Mit Hilfe der Aufnahmen der High-Speed Kamera und entsprechenden Verfahren der digitalen Bildverarbeitung sind Aussagen über das Verschiebungsverhalten an der Oberfläche des Prüflings möglich. Nähere Angaben zu den zugrundeliegenden Techniken, Analyseverfahren und möglichen Aussagen sind in KÖNIG [35] dargestellt.



Abb. 2.38: Prüflinge für Eisschlag-Versuche: a) Instrumentierung mit DMS, b) Raster

Es erfolgte für jeden Versuch die Einspannung des Prüflings in den eingangs beschriebenen Rahmen. Die Proben mit Raster wurden so eingespannt, dass dieses auf der Rückseite der Probe war. Die Aufnahmen mit der High-Speed Kamera erfolgten dabei unter einem Winkel von 30° auf die dem Impact abgewandten Prüflingsseite.

In Tab. 2.17 ist eine Übersicht über die durchgeführten Versuche mit den entsprechenden Angaben zur verwendeten Messtechnik angegeben.

Versuch	Serie	Prüfling	Geschwindigkeit $[m/s]$	Messvariante
1	1	Variante A-1	138.9	DMS
2	1	Variante B-1	140.4	DMS
3	1	Variante C-1	140.6	DMS
4	2	Variante A-2	142.7	Raster
5	2	Variante B-2	141.1	Raster
6	2	Variante C-2	141.5	Raster
7	3	Variante D	144.1	DMS
8	3	Variante E	145.6	DMS

Tab. 2.17: Übersicht über durchgeführte Impact-Versuche

Herstellung der Eisprojektile

Die Vorgehensweise zur Herstellung von Eisprojektilen ist nicht Gegenstand von Norm-Beschreibungen. Die in der Literatur erwähnten Möglichkeiten, so bei KIM [32] oder auch CARNEY et al. [20], waren im Rahmen dieser Arbeit nicht verfügbar und zugänglich. Aus diesem Grund wurde ein eigenständiges Verfahren entwickelt.

Als Form zur Herstellung des Projektils werden handelsübliche Christbaumkugeln aus Kunststoff als formgebende Geometrie verwendet, da sie die notwendige Größe von 46mm im Durchmesser bereitstellen. In Abb. 2.39a ist die Ausgangskugel gezeigt.

Die für die Befüllung der Kugel und durch die Anomalie des Wassers gegebene Volumenzunahme während des Gefriervorgangs hinderliche Nase wird enfernt. Anschließend erfolgte die Befüllung der Kugel mit Wasser und der Gefriervorgang im Gefrierfach einer Tiefkühltruhe. Da die Kugel von außen nach innen gefriert, zeigte sich, dass das Entfernen der Nase alleine nicht in allen Fällen ausreicht, um ein Aufbrechen des Kunststoffs zu verhindern. Durch das damit mögliche Auslaufen des noch nicht gefrorenen Wassers, konnte nicht immer eine reine Kugel erhalten werden. In fast allen Fällen war das Eisprojektil dennoch für die Versuchsdurchführung verwendbar. Bevor die Eiskugel in die ausgeschäumte Trägerdose eingelegt wurde, musste die restliche Kunststoffschicht noch entfernt werden. Abb. 2.39c zeigt die fertige Eiskugel vor diesem Vorgang.



Abb. 2.39: Herstellung der Eisprojektile: a) Formkugel b) gefrorene Kugel mit Form c) Eisprojektil nach Entfernen der Form

Jede Kugel wurde zudem vor der Versuchsdurchführung vermessen und gewogen. In Tab. 2.18 sind die dazugehörigen Werte angeben.

Versuch	Prüfling	Masse [g]	Durchmesser [mm]
1	Variante A-1	51	45.9
2	Variante B-1	52	46.0
3	Variante C-1	51	45.8
4	Variante A-2	50	45.8
5	Variante B-2	51	45.9
6	Variante C-2	51	45.8
7	Variante D	50	45.7
8	Variante E	51	45.9

zast zizet esersiene aser Ensprejentite	Tab.	2.18:	Übersicht	über	Eisprojektile
---	------	-------	-----------	------	---------------

2.6.4 Versuchsergebnisse und Interpretation

In einer ersten Testserie wurden jeweils eine Platte der Varianten A, B, und C mit Eisprojektilen beschossen. Die Projektilgeschwindigkeit betrug bei allen Versuchen ca. 140m/s.

Es stellte sich heraus, dass alle Varianten von dem Eisprojektil signifikant beschädigt und durchschlagen wurden. In Abb. 2.40 ist der Impactvorgang anhand von Bildern der Kameraaufnahmen zu sehen. Beim Beschuss der Variante C wurde der Impact-Zeitpunkt nicht durch die Kameraaufnahmen erfasst, so dass für diesen Versuch keine Bilder verfügbar sind.



Abb. 2.40: Impactvorgang für Variante A (a-c) und B (d-f) der ersten Serie: a/d) Impact der Eiskugel, b/e) Durchschlagen des Prüflings, c/f) Ende Eisschlag

Die Abb. 2.41, zeigen die Rückseite der Prüflinge nach der Versuchsdurchführung. Die im Vergleich zu den in Abb. 2.40 zu sehenden, größeren und weiter ausgedehnten Beschädigungen rühren vom nachträglichen Impact durch den Projektilträger her.



Abb. 2.41: Prüflingsrückseite der erste Serie: a) Variante A, b) Variante B, c) Variante C

Aus der Betrachtung des Schadensbildes der unterschiedlichen Prüflinge lassen sich folgende Aussagen treffen:

- Es lässt sich feststellen, dass der Prüfling der CarbonICE-Variante A eine geringere Beschädigung als die beiden anderen Varianten aufweist. Dies lässt sich anhand der kleineren beschädigten Fläche erkennen.
- Jedoch kam es auch hier zu einem Aufreißen der Struktur. Auch das Metallgeflecht selbst ist an der Impactstelle aufgerissen. Ein Aufbrechen der Ringe erfolgte an der Schweißnaht, was auf eine nicht ausreichende Qualität der Schweißung schließen lässt. Dadurch war eine weitere Abstützung der Faserlagen nicht möglich und es kam zu einem Komplettversagen der Struktur.
- In der direkten Umgebung des Impacts sind zudem Delaminationen zwischen dem oberen und unteren Faserlagenpaketen und der Ringgeflechtschicht feststellbar. Dieses Verhalten lässt sich auch innerhalb der CFK-Lagen der unverstärkten Varianten feststellen.
- Es kommt zu großflächigen Rissen über die gesamte Dicke der Prüflinge. Diese resultieren in einem Aufbrechen an der Impactstelle und im Gegensatz zu Variante A zu einem Wegbrechen ganzer Prüflingsteile für die Varianten B und C.

In Tab. 2.19 ist eine Abschätzung über die Größe der jeweils beschädigten Flächen dargestellt. Eine genauere Aussage wäre über die Untersuchung mittels Röntgen-Verfahren oder ähnlichem möglich, insbesondere was nicht sichtbare Schäden wie beispielsweise Delaminationen angeht.

Versuch	Prüfling	Impact-Energie [J]	beschädigte Fläche $[cm^2]$
1	Variante A-1	492	≈ 160
2	Variante B-1	512	≈ 230
3	Variante C-1	504	≈ 240

Tab. 2.19: Übersicht über beschädigte Fläche der Varianten A, B, C in der ersten Serie

In einer zweiten Testserie wurden nochmals Prüflinge der Varianten A, B, und C untersucht. Für eine mögliche weitere Auswertung wurde für diese Prüflinge, wie beschrieben, ein Linienraster auf die Rückseite der Platten aufgebracht. Dies ermöglicht in Kombination mit den Kameraaufnahmen eine Untersuchung des Verschiebungsverhaltens. Wie in den bereits beschriebenen Versuchen betrug die Projektilgeschwindigkeit auch in dieser Serie ca.140 $\frac{m}{s}$.

Im Gegensatz zu den Versuchen der ersten Serie ergaben sich hinsichtlich des Verhaltens der Varianten gravierende Unterschiede. Eine mögliche Erklärung hierfür stellt die Tatsache dar, dass die Prüflinge für die zweite Serie neu angefertigt wurden und daher andere Eigenschaften im Vergleich zu den Prüflingen der ersten Serie aufweisen.

Einen Eindruck über das Verhalten gibt die in Abb. 2.42 dargestellte Bilderfolge aus den Aufnahmen der Kamera zu ausgewählten Zeitpunkten.

Experimentelle Untersuchungen



Abb. 2.42: Impactvorgang für Variante A (a-e), B (f-j) und C (k-o) der zweiten Serie: a/f/k) 0.00ms, b/g/l) 0.25ms, c/h/m) 0.50ms, d/i/n) 1.5ms, e/j/o) Versuchsende

In den Abb. 2.43 sind Detailansichten der Prüflinge der zweiten Serie gezeigt. Anhand dieser lassen sich die unterschiedlichen Schädigungsmuster sowohl untereinander als auch im Vergleich zur ersten Serie darstellen. Auch in dieser Testserie kam es zu einem nachträglichen Impact durch Schaumteile des Projektilträgers. Weitere Beschädigungen durch diese waren jedoch nicht feststellbar.



Abb. 2.43: Prüflingsrückseiten der zweiten Serie: a) Variante A, b) Variante B, c) Variante C

Obwohl laut Herstellungsspezifikationen die selben Eigenschaften vorliegen sollten, lässt sich für die Prüflinge der zweite Serie ein gänzlich unterschiedliches Verhalten feststellen:

- Lediglich der Prüfling der Variante B zeigt ein ähnliches Verhalten wie die der ersten Serie. Beim Impact des Eisprojektils kommt es zu einem kreuzförmigen Einreißen der Struktur über die gesamte Prüflingsdicke. Dies resultiert in einem Durchschlagen des Prüflings wobei ganze Teile des Prüflings aus der Struktur gerissen werden.
- Im Gegensatz zur ersten Serie wird weder die Platte mit einem Lagenaufbau nach Variante A, noch die nach Variante C durchschlagen.
- Für die mit Ringgeflecht verstärkte Variante A lassen sich in der Umgebung der Impactstelle weitreichende Delaminationen zwischen der Ringgeflechtschicht und dem oberen sowie unteren CFK-Lagenpaket feststellen. Sowohl auf der Vorder- als auch auf der Rückseite des Prüflings sind erste Risse in den Faserlagen zu finden. Ein Rissfortschritt in Dickenrichtung wird spätestens an der Ringgeflechtschicht gestoppt. Bereichsweise ist an diesen Stellen die Matrix aufgebrochen. Eine Beschädigung des Ringgeflechtes ist nicht zu erkennen. In Dickenrichtung ist eine bleibende Verformung vorhanden.
- Für Variante C lässt sich lediglich ein kreuzförmiges Einreissen der obersten Lagen auf der Rückseite an der Impactstelle feststellen. In der Umgebung der Risse ist zudem eine Delamination zwischen den Lagen erkennbar. Auf der Vorderseite des Prüflings ist selbst an und in der Umgebung der Impactstelle keine Schädigung sichtbar.

In Tab.2.20 sind Abschätzungen für die beschädigten Flächen für die unterschiedlichen Varianten gegenübergestellt.

Versuch	Prüfling	Impact-Energie [J]	beschädigte Fläche $[cm^2]$
1	Variante A-2	509	≈ 130
2	Variante B-2	508	≈ 110
3	Variante C-2	510	≈ 10

Tab. 2.20: Übersicht über beschädigte Fläche der Varianten A, B, C in der zweiten Serie

In einer dritten Serie wurden Prüflinge der Varianten D und E beschossen. Die Impactgeschwindigkeit wurde wie für die vorausgegangenen Testserien auf ca. 140 m/s eingestellt. Bei keinem der Versuche wurden die Prüflinge von dem Eisprojektil durchschlagen. Die auftretenden Beschädigungen, vornehmlich auf der Prüflingsrückseite, sind auf den Aufnahmen der Hochgeschwindigkeitskamera nur bedingt sichtbar. Auf die Abbildung einer Aufnahmenserie wird aus diesem Grund verzichtet.

In Abb. 2.44 sind Detailaufnahmen der Prüflingsrückseiten zu sehen anhand derer die Beschädigungen sichtbar sind.



Abb. 2.44: Prüflingsrückseiten der dritten Serie: a) Variante D, b) Variante E

Unter Berücksichtigung der Detailaufnahmen in Abb. 2.44 lässt sich folgendes feststellen:

- Wie in Abb. 2.44 b ersichtlich, lassen sich auf der Rückseite der unverstärkten Variante E Risse feststellen. Diese führen sternförmig von der Impactstelle weg. In der näheren Umgebung der Risse ist zudem eine Delamination zwischen den CFK-Lagen festzustellen.
- Einzig der von der Impactstelle fast vertikal nach unten führende Riss geht über die oberste Faserlage hinaus. Dieser setzt sich in Dickenrichtung über die gesamte Prüflingsdicke fort und ist daher auch auf der Vorderseite deutlich erkennbar. Der Riss führt auch in der Plattenebene bis zum Rand des Prüflings weiter. Zwischen den einzelnen Lagen pflanzt sich der Riss in der Schichtebene fort, so dass eine ungleichmäßige Bruchflanke entsteht.
- Beim mit Ringgeflecht verstärktem Prüfling der Variante D lassen sich keinerlei Schädigungen an der Oberfläche feststellen. Weder auf der Vorder- noch auf der Rückseite sind Risse zu erkennen, wie in Abb. 2.44a zu sehen ist.
- Es lassen sich jedoch auf der Rückseite des Prüflings in der Umgebung der Impactstelle großflächige Delaminationen erkennen. Es ist zu vermuten, dass diese zwischen der Ringgeflechtsschicht und dem hinteren CFK-Lagenpaket liegen. Genau an der Impactstelle selbst lässt sich keinerlei Schädigung, weder Riss noch Delamination, erkennen. Es ist jedoch eine plastische Verformung mit einer Tiefe von ca. 4mm, die trichterförmig von der Stelle ausgeht, vorhanden.

2.7 Zusammenfassung der experimentellen Arbeiten und Ausblick

Die in den vorangegangenen Abschnitten beschriebenen experimentellen Arbeiten zeigen deutlich die Vorteile der Ringgeflechtsverstärkung hinsichtlich der beabsichtigten Erhöhung der Schlagzähigkeit von Faserverbundwerkstoffen:

- Die CarbonICE-Varianten zeigen eine deutlich höhere Toleranz gegenüber den eingebrachten Belastungen als die unverstärkten Proben.
- Dies wird vor allem bei der Betrachtung des CFK-Gewebes mit Epoxidharzmatrix ersichtlich. Die Erhöhung der Kennwerte für das UD-Gelege mit PEEK-Matrix ist zwar ebenfalls gegeben, fällt jedoch in einem geringeren Rahmen aus. Dies ist in erster Linie auf die bereits auf Schlagzähigkeit optimierte Materialkombination zurück zu führen.
- Um weitere Erkenntnisse über die neuartige Materialkombination aus Faserverbundwerkstoffen und Ringgeflecht zu erhalten, sind jedoch über die beschriebenen Versuche hinaus weitere Untersuchungen nötig. Dies dient auch dazu, die Ergebnisse auf eine breitere Basis zu stellen.
- Es ist festzustellen, dass zwischen der Ringgeflechtschicht und den Faserlagen eine erhöhte Neigung zur Delamination gegeben ist als zwischen den Faserlagen untereinander.
- So ist in der besseren Anbindung der Ringgeflechtschicht an die Faserlagen ein Hauptpunkt zur Ausschöpfung des Potenzials der Verstärkungsmassnahme zu sehen. Dies führt zu weiteren Verbesserungen der Eigenschaften.
- Gleichzeitig ermöglichen die Ergebnisse der Untersuchungen die Verifizierung numerischer Simulationensmodelle.

Experimentelle Untersuchungen

3 Numerische Modellierung

3.1 Strukturanalytische Grundlagen

Bei der theoretischen Darstellung zur Beschreibung des Verbundwerkstoffes wird zunächst mit der Ermittlung der Materialparameter in der Einzelschicht des Laminates begonnen. In Abb. 3.1 ist eine Einzelschicht gemeinsam mit den entsprechenden Koordinatensystemen und Indizes, die im Folgenden verwendet werden, exemplarisch dargestellt.



Abb. 3.1: Koordinatensystem der Einzelschicht

Mit Hilfe von Mischungsregeln können die elastomechanischen Kennwerte für die jeweilige Schicht ermittelt werden. Für die Bestimmungen der Eigenschaften in den CFK-Lagen werden im einzelnen die modifizierten Regeln von CHAMIS [21] verwendet:

E-Modul in Faserrichtung: $E_1 = v_f E_{f1} + v_m E_m,$ (3.1)

E-Modul quer zur Faserrichtung: $E_2 = E_3 = \frac{E_m}{1 - \sqrt{v_f} \left(1 - \frac{E_m}{E_{f_2}}\right)},$ (3.2)

Schubmodul längs zur Faserrichtung:
$$G_{12} = G_{13} = \frac{G_m}{1 - \sqrt{v_f} \left(1 - \frac{G_m}{G_{f12}}\right)},$$
 (3.3)

Schubmodul quer zur Faserrichtung:
$$G_{23} = \frac{G_m}{1 - \sqrt{v_f} \left(1 - \frac{G_m}{G_{f_{23}}}\right)},$$
 (3.4)

Querkontraktionszahl längs zur Faserrichtung: $\nu_{12} = \nu_{13} = v_f \nu_{f12} + v_m \nu_m,$ (3.5)

Querkontraktionszahl quer zur Faserrichtung:
$$\nu_{23} = \frac{E_2}{2G_{23}} - 1.$$
 (3.6)

Die beschriebenen Ansätze gelten für die Berechnung der Eigenschaften einer unidirektional verstärkten Einzelschicht. Zur Berechnung einer Gewebeschicht erfolgt daher die Trennung derselben in zwei senkrecht zueinander liegende, seperate Einzelschichten.

Für die Ermittlung der Eigenschaften der Ringgeflechtschicht wird im Rahmen dieser Arbeit folgende Betrachtung gewählt:

- Wie von LENK [37] beschrieben, kann das Geflecht als eine Membranstruktur mit wiederkehrenden Einzelzellen, ähnlich einer Wabenstruktur, aufgefasst werden.
- Aus diesem Zusammenhang ergeben sich für das Geflecht die Stoffkonstanten $E_{1,RG}, E_{2,RG}, G_{12,RG}$ und $\nu_{12,RG}$. Im vorhandenen Verbund mit einer Matrix wird zudem vereinfachend angenommen, dass das Geflecht identische Eigenschaften in 1- und 2-Richtung aufweist. Durch die Matrix ist die freie Beweglichkeit der Ringe verhindert. Damit kann die sich aus der Geflechtstruktur ergebende Richtungsabhängigkeit vernachlässigt werden. Es verbleiben damit als Stoffkonstanten E_{RG}, G_{RG} und ν_{RG} .
- Bei der Betrachtung des Elastizitätmoduls des Verbundes wird in einer Näherung davon ausgegangen, dass die Ringstruktur in eine Gitterstruktur überführt werden kann. Diese Näherung kann über eine scheibenweise Betrachtung der Struktur nachvollzogen werden, wie Abb. 3.2 zeigt.



Abb. 3.2: Überführung der Ringgeflechtsstruktur in eine Gitterstruktur unter Berücksichtigung der Schnittebenen

Die Ermittlung des Elastizitätsmoduls in der Geflechtsebene erfolgt somit über die reinen Drahteigenschaften und die Eigenschaften des Matrixwerkstoffes über die erwähnten Mischungsregeln. Die jeweiligen Volumenanteile des Geflechtes können dabei der Arbeit von LENK [37] entnommen werden. Für die Ermittlung des Elastizitätsmoduls senkrecht zur Geflechtebene und unter Druckbelastung wird der Anteil des Geflechtes vernachlässigt und nur der Modul des Matrixwerkstoffes berücksichtigt.

- Für die Betrachtung des Schubverhaltens wird weitergehend davon ausgegangen, dass sich das Geflecht durch die fehlende Vorspannung schubweich verhält. Der Schubmodul G des Geflechts selbst wird daher im Vergleich zur umgebend Matrix vernachlässigbar. Für die Eigenschaften des Ringgeflecht-Matrix-Verbundes werden daher nur die Werte des Matrix-werkstoffes verwendet. Selbiges Verhalten wird für die Ermittlung der Querkontraktionszahlen angenommen.
- Die kontinuumsmechanische Problematik die sich aus den gegebenen Abhängigkeiten der Stoffkonstanten untereinander, v.a. für das Ringgeflecht, ergibt, sind dem Autor bewusst. An dieser Stelle sei auf ähnlich gelagerte Lösungen in artverwandten Bereichen wie beispielsweise bei BODE [10] verwiesen.

Über die Anwendung der Ansätze der Laminattheorie, wie in ALTENBACH [1] beschrieben, lassen sich mit den vorhanden Eigenschaften der Einzelschichten die Kennwerte des Gesamtverbundes ermitteln.

Die Ringgeflechtschicht wird dabei als Symmetrieebene zur oberen und unteren Decklage betrachtet. Dies stellt eine Näherung an die gegebenen realen Bedingungen dar. Im Vergleich zu den Schichten der Decklagen stellt die Ringgeflechtzwischenschicht keine genaue Symmetrieebene dar. Begründet ist dies durch die eigentlich vorhandene Verschränkung der Ringe untereinander sowie die Dicke der Zwischenschicht im Vergleich zu den Schichten der Decklagen. Im Einzelnen stellen sich so die Steifigkeitsmatrizen der jeweiligen Schichten folgendermaßen dar.

Für die Steifigkeitsmatrix \mathbf{C}_{RG} der Ringgeflechtsschicht ergibt sich unter vorgenannten Ansätzen, welche einer "2D-Isotropie" in der 1,2-Ebene entsprechen, ein transversal isotropes Materialverhalten. Dieses führt auf die Matrix

$$\mathbf{C}_{RG} = \begin{bmatrix} C_{11} & C_{12} & C_{13} & 0 & 0 & 0 \\ C_{12} & C_{22} & C_{23} & 0 & 0 & 0 \\ C_{13} & C_{23} & C_{33} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & C_{44} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & C_{55} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & C_{66} \end{bmatrix},$$
(3.7)

wobei gilt, dass $C_{11} = C_{22}, C_{13} = C_{23}, C_{44} = C_{55}$ und $C_{66} = \frac{1}{2}(C_{11} - C_{12}).$

Gleiches Verhalten lässt sich für die Faserlagen feststellen, wobei hier für die Steifigkeitsmatrix **C** eine Quasiisotropie in der 2,3-Ebene vorliegt und damit analog zu o.g. Zusammenhängen gilt, dass $C_{22} = C_{33}, C_{12} = C_{13}, C_{55} = C_{66}$ und $C_{44} = \frac{1}{2}(C_{22} - C_{23})$. Die jeweiligen Werte für die $C_{ij}; i, j = 1, 2..6$ können aus den Materialkonstanten Elastizitätsmodul E, Schubmodul G und Querkontraktionszahl ν gewonnen werden, wie von ALTENBACH [1] beschrieben.

Die unterschiedlichen Orientierungen der Faserlagen zueinander und zur Ringgeflechtschicht werden über eine Transformationsmatrix \mathbf{T} , in welche der Winkel zwischen dem jeweiligen Einzelschichtkoordinatensystem und dem Hauptkoordinatensystem eingeht, aufgelöst. Über diese werden die Eigenschaften der Einzelschichten durch Drehung um die 3-Achse in das Hauptkoordinatensystem des Gesamtverbundes übertragen. Der Zusammenhang

$$\mathbf{L} = \mathbf{T}_3^{\varepsilon T} \mathbf{C} \mathbf{T}_3^{\varepsilon} \tag{3.8}$$

beschreibt diesen Vorgang und führt auf die Steifigkeitsmatrizen **L** der Einzelschichten im Hauptkoordinatensystem des Laminates. Im Folgenden wird zudem unter der Annahme, dass die Spannung in Dickenrichtung gegenüber den übrigen Spannungen vernachlässigbar klein ist, d.h. $\sigma_3 \approx 0$ ist, die Dehnung ε_3 in Dickenrichtung eleminiert. Man erhält damit die reduzierten Steifigkeiten Q_{ij} der Einzelschicht mit

$$Q_{ij} = L_{ij} - \frac{L_{i3}L_{j3}}{L_{33}}; \ i, j = 1, 2, 6 \ und \ Q_{i,j} = L_{ij}; i, j = 4, 5$$
(3.9)

und damit die reduzierte Steifigkeitsmatrix \mathbf{Q} der Einzelschicht im Hauptkoordinatensystem des Laminates:

$$\mathbf{Q} = \begin{bmatrix} Q_{11} & Q_{12} & Q_{16} & 0 & 0\\ Q_{12} & Q_{22} & Q_{26} & 0 & 0\\ Q_{16} & Q_{26} & Q_{66} & 0 & 0\\ 0 & 0 & 0 & Q_{44} & Q_{45}\\ 0 & 0 & 0 & Q_{45} & Q_{55} \end{bmatrix}.$$
(3.10)

Anschließend erfolgt eine Gewichtung der Einzellagen mittels der Schichtdicke und die Zusammensetzung der Eigenschaften der Einzelschichten zur Gesamtsteifigkeitsmatrix \mathbf{A} des Verbundes:

$$\mathbf{A} = \sum_{k} \frac{t_k}{t_{lam}} \mathbf{Q}_k; \text{ mit } k: \text{ jeweilige Einzelschicht des Laminats.}$$
(3.11)

Die Invertierung der Gesamtsteifigkeitsmatrix \mathbf{A} zur Nachgiebigkeitsmatrix \mathbf{a} führt schließlich auf die Materialkonstanten der Gesamtstruktur mit:

$$E_1 = \frac{1}{a_{11}}; E_2 = \frac{1}{a_{22}}; G_{12} = \frac{1}{a_{33}}; G_{23} = \frac{1}{a_{44}}; G_{13} = \frac{1}{a_{55}}; \nu_{12} = \frac{a_{21}}{a_{11}}; \nu_{23} = \frac{a_{32}}{a_{22}}; \nu_{13} = \frac{a_{31}}{a_{11}}.$$
 (3.12)

Diese bilden die Grundlage für die analytische Beschreibung des Verformungsverhaltens mittels Plattentheorien. In der vorliegenden Arbeit soll dabei auf die Theorie nach HENCKY [29] und MINDLIN [43] zurück gegriffen werden.

Diese berücksichtigt bei der Verschiebungsberechnung auch die Schubverzerrung und führt so zu schubweichem Verhalten. Im Gegensatz zur Kirchhoff'schen Plattentheorie wird hierbei also auch der Einfluss der Querkräfte berücksichtigt. Dies ist im Hinblick auf das Verhalten des Ringgeflechtes und des Gesamtlaminates notwendig. Die Normalenhypothese, welche besagt, dass die Normalen zur Mittelebene auch im Verzerrungszustand senkrecht zur Mittelebene stehen, wird fallengelassen. Es gelten somit folgende Annahmen:

- Die Plattendicke ist im Vergleich zu den übrigen geometrischen Abmessungen klein.
- Die Durchbiegungen der Platte sind im Vergleich zur Dicke klein und die Neigung der Mittelebene ist klein im Vergleich zu Eins.
- Normalen zur Mittelebene im Ausgangszustand bleiben im Verzerrungszustand Geraden, stehen jedoch nicht mehr senkrecht zur verformten Mittelebene.
- Die Normalspannungen σ_3 zur Mittelebene können vernachlässigt werden.
- Die Dehnungen ε_3 der Platte in Dickenrichtung können vernachlässigt werden, d.h. h = const.

In Abb. 3.3 wird ein Schnitt durch eine Platte mit den im Folgenden verwendeten geometrischen Bezeichnungen dargestellt. Der Schnitt erfolgte dabei in der yz- bzw. 23-Ebene.



Abb. 3.3: Schnitt durch Platte in 23-Ebene mit geometrischen Bezeichnungen

Mit Hilfe der getroffenen Annahmen ergeben sich für die Verschiebungen U_{α} mit $\alpha = 1, 2$ und die Durchsenkung W:

$$U_{\alpha} = u_{\alpha} + z \sin \psi_{\alpha} \Rightarrow U_{\alpha} = u_{\alpha} + z \psi_{\alpha}; \qquad (3.13)$$
$$W = w + z \cos \psi_{\alpha} - z' \Rightarrow W = w. \qquad (3.14)$$

Im Gegensatz zur Kirchhoff'schen Plattentheorie stellen dabei die Neigungen zur Mittelebene ψ_{α} eigenständige Variablen dar und sind nicht von der Durchsenkung wabhängig. Mit Hilfe der Verschiebungs-Verzerrungsbeziehungen können die Verzerrungen der Plattenmittelebene dargestellt werden:

$$E_{\alpha\beta} = \varepsilon_{\alpha\beta} + z\varkappa_{\alpha\beta}, \ E_{\alpha3} = \frac{1}{2}\gamma_{\alpha} \tag{3.15}$$

wobei

$$\varepsilon_{\alpha\beta} = \frac{1}{2} \left(\partial_{\alpha} u_{\beta} + \partial_{\beta} u_{\alpha} \right), \tag{3.16}$$

$$\varkappa_{\alpha\beta} = \frac{1}{2} \left(\partial_{\alpha} \psi_{\beta} + \partial_{\beta} \psi_{\alpha} \right), \tag{3.17}$$

$$\gamma_{\alpha} = \partial w + \psi_{\alpha}. \tag{3.18}$$

Unter Anwendung des Prinzips von d'Alembert in Lagrange'scher Fassung

$$\bar{\delta}W_{\sigma} = \bar{\delta}W_{\ddot{a}} + \bar{\delta}W_T, \tag{3.19}$$

mit der virtuellen Arbeit der Spannungen

$$\bar{\delta}W_{\sigma} = \int_{V} \left(\sigma_{\alpha\beta}\delta E_{\alpha\beta} + 2\sigma_{\alpha3}\delta E_{\alpha3}\right)dx,\tag{3.20}$$

der virtuellen Arbeit der äußeren Belastungen ohne Berücksichtigung der Randlasten

$$\bar{\delta}W_{\ddot{a}} = \int_{A} \left(p_{\alpha}\delta u_{\alpha} + p\delta w + e_{\alpha\beta}m_{\beta}\delta\psi_{\alpha} \right) dx, \tag{3.21}$$

und der virtuellen Arbeit der Trägheitskräfte

$$\bar{\delta}W_T = -\int\limits_V \rho \left(\ddot{U}_\alpha \delta U_\alpha + \ddot{W}_\alpha \delta W_\alpha \right) dx, \tag{3.22}$$

ergeben sich unter Verwendung von dV = dAdz, (3.13), (3.14) und (3.15) nach Durchführung der partiellen Integrationen und mit Hilfe des Gauß'schen Integralsatzes aus dem dadurch gewonnen Flächenintegral die Bewegungsgleichungen:

$$\delta_{\alpha}N_{\alpha\beta} + p_{\beta} - \rho h \ddot{u}_{\beta} = 0;$$

$$\delta_{\alpha}Q_{\alpha} + p - \rho h \ddot{w} = 0;$$

$$\delta_{\alpha}M_{\alpha\beta} - Q_{\beta} + e_{\alpha\beta}m_{\alpha} - \frac{\rho h^{3}}{12}\ddot{\psi}_{\beta} = 0.$$
(3.23)

Durch den vom Autor für diesen Zweck bewußt gewählten Aufbau des Laminates erhält man quasiisotrope Eigenschaften. Es ergeben sich daher unter genannten Annahmen die Materialparameter für das Gesamtlaminat mit $E_1 = E_2 = E$, $\nu_{12} = \nu_{21} = \nu$, $G_{13} = G_{23} = G$ und G_{12} . Auf die Unabhängigkeit von E und G_{12} voneinander durch die Orthotropie wird durch einen Korrekturfaktor k_{σ} eingegangen. Dieser Faktor wurde vom Autor eigens eingeführt. Damit sind erstmals die für die vorliegende Theorie vorhandenen Gleichungen auf diesen Fall anwendbar. Somit lassen sich die Materialgleichungen wie folgt darstellen:

$$\sigma_{\alpha\beta} = \frac{Ek_{\sigma}}{1 - \nu^2} \left[(1 - \nu) E_{\alpha\beta} + \nu E_{\lambda\lambda} \delta_{\alpha\beta} \right], \text{ mit } k_{\sigma} = \begin{cases} 1, & \text{für } \alpha = \beta \\ \frac{2G_{12}(1 + \nu)}{E}, & \text{für } \alpha \neq \beta \end{cases};$$

$$\sigma_{\alpha3} = 2GE_{\alpha3} = G\gamma_{\alpha}.$$
(3.24)

Über (3.24) und die Definitionsgleichungen für die Schnittlasten, siehe auch Abb. 3.4,

$$N_{\alpha\beta} = \int_{-\frac{h}{2}}^{\frac{h}{2}} \sigma_{\alpha\beta} dz; \ M_{\alpha\beta} = \int_{-\frac{h}{2}}^{\frac{h}{2}} \sigma_{\alpha\beta} z dz; \ Q_{\alpha} = \int_{-\frac{h}{2}}^{\frac{h}{2}} \sigma_{\alpha3} dz;$$
(3.25)



Abb. 3.4: Dreidimensionales Plattenelement: a) Spannungen, b) Schnittlasten

erhält man die Differentialgleichung für die Biegefläche $w(x_{\alpha}, t)$ durch Einsetzen in (3.23) und Elimination von ψ_{α} :

$$D \triangle \triangle w + \rho h \ddot{w} - \frac{\rho h^3}{12} \triangle \ddot{w} - \frac{\rho h}{C} \left(D \triangle w - \frac{\rho h^3}{12} \ddot{w} \right)^{"} = p + e_{\alpha\beta} \partial_{\alpha} m_{\beta} - \frac{1}{C} \left(D \triangle p - \frac{\rho h^3}{12} \ddot{p} \right).$$
(3.26)

Dabei bezeichnen D die Biegesteifigkeit und C die Schubsteifigkeit der Platte. Die ungleichmäßige Verteilung der Schubverzerrung wird über einen zusätzlichen Korrekturfaktor k_c berücksichtigt. Man erhält somit:

$$D = \frac{Eh^3 k_\sigma}{12(1-\nu^2)}; \ C = k_c Gh.$$
(3.27)

Farbig hervorgehoben sind in (3.26) die zusätzlichen Terme, die sich im Vergleich zur Kirchhoff'schen Plattentheorie ergeben. Diese resultieren aus der Berücksichtung der Querkraft als unabhängige Größe und ihrem Beitrag zur Durchbiegung mit den beschriebenen Ansätzen. Dadurch kann das Verhalten von schichtartig aufgebauten Verbundwerkstoffen, insbesondere von Sandwich-Strukturen, genauer und realitätsnäher dargestellt werden.

Der Vorteil der Verwendung der beschriebenen Ansätze soll anhand eines einfachen Beispieles dargestellt werden. Es erfolgt dabei eine Vereinfachung durch Reduzierung auf eine 2-dimensionale Betrachtungsweise. Hierzu wird das Verhalten eines Plattenstreifens unter einer Belastung p(x), wie in Abb. 3.5 dargestellt, untersucht. Diese entspricht der auftretenden Belastung im Impactfall einer Eiskugel auf eine Plattenstruktur an der Impactstelle unter Berücksichtigung der



Abb. 3.5: Modell des Plattenstreifens bzw. Balkens für Beispielanwendung der Plattentheorie nach Hencky und Mindlin

Hertz'schen Pressung. Das Ergebniss der Durchsenkung wird anschließend mit der Lösung nach der herkömmlichen Balkentheorie, welche hier der Kirchhoff'schen Plattentheorie entspricht, verglichen.

Bei der Betrachtung des Spannungs- und Deformationszustandes soll der statische Fall betrachtet werden, so dass für alle Ableitungen nach der Zeit (...) = 0 gilt. Für den Plattenstreifen gilt ferner, dass alle Variablen nur Funktionen von x sind, daher gilt ebenso für alle Ableitungen in y-Richtung $\partial_y(...) = 0$. Damit ergibt sich die Differentialgleichung der Biegefläche mit der Wahl einer frei gewählten Belastung der Form $p(x) = \hat{p}(-x^2 + ax)$ zu

$$D\frac{d^4w}{dx^4} = p - \frac{h^{*2}}{6(1-\nu)}\frac{d^2p}{dx^2}; \text{ mit } h^* = \frac{h}{\varkappa}, p = p(x).$$
(3.28)

Eine Lösung der Differentialgleichung kann durch dreifache Integration erfolgen und lautet dann folgendermaßen:

$$w(x) = \frac{\hat{p}}{D} \left(-\frac{1}{360} x^6 + \frac{1}{120} a x^5 + \frac{1}{24} C_p x^4 + \frac{1}{6} K_1 x^3 + \frac{1}{2} K_2 x^2 + K_3 x + K_4 \right),$$

mit $C_p = -\frac{h^{*2} 2}{6(1-\nu)}.$ (3.29)

Über die geometrischen Randbedingungen (1) w(0) = 0 und (2) w(a) = 0 erhält man die Integrationskonstanten K_3 und K_4 und aus (3.29) für w:

$$w(x) = \frac{a^{6}\hat{p}}{360D} \left\{ \left(-\frac{x}{a} \right)^{6} + 3\left(\frac{x}{a} \right)^{5} + 15C'_{p} \left[\left(\frac{x}{a} \right)^{4} - \frac{x}{a} \right] + 60K'_{1} \left[\left(\frac{x}{a} \right)^{3} - \frac{x}{a} \right] + 180K'_{2} \left[\left(\frac{x}{a} \right)^{2} - \frac{x}{a} \right] \right\};$$
(3.30)
mit $C'_{p} = C_{p} \frac{1}{a^{2}}, \ K'_{1} = K_{1} \frac{1}{a^{3}}, \ K'_{2} = K_{2} \frac{1}{a^{4}}.$
Über die Kräftegleichgewichtsbedingung in z-Richtung und die entsprechenden Vereinfachungen gemäß den oben genannten Annahmen erhält man für die Querkraft, welche für die folgenden Schritte aufgrund der verwendeten Theorie benötigt wird:

$$\frac{dQ_x}{dx} = -p(x) \text{ mit dem allgemeinen Integral } Q_x = \hat{p}\left(\frac{1}{3}x^3 - \frac{1}{2}ax^2\right) + A.$$
(3.31)

Aus der Materialgleichung für die Querkräfte und Einsetzen von (3.30) sowie (3.31) erhält man A als Funktion der Integrationskonstanten K_1 und somit

$$Q_x = \hat{p} \left[\frac{1}{3} x^3 - \frac{1}{2} a x^2 + C_q \left(2x - a \right) - C_p x - K_1 \right] \text{mit } C_q = \frac{h^{*2}}{12} \left(1 + \frac{1 + \nu}{1 - \nu} \right).$$
(3.32)

Die beiden übrigen Konstanten K_1 und K_2 ergeben sich aus den statischen Randbedingungen (3) $M_x(0) = 0$ und (4) $dM_x(a) = 0$, wobei sich M(x) wiederum über die Materialgleichung für die Momente und Einsetzen von (3.30) und (3.32) ergibt:

$$M_x = \frac{h^{*2}}{6} \left(x^2 - ax\right) \frac{\hat{p}}{1 - \nu} + \frac{a^4 \hat{p}}{12} \left[-\left(\frac{x}{a}\right)^4 + 2\left(\frac{x}{a}\right)^3 + 6C'_p \left(\frac{x}{a}\right)^2 + 12K'_1 \frac{x}{a} + 12K'_2 \right].$$
(3.33)

Es lässt sich dann der Zusammenhang für die gesuchte Durchbiegung w(x) schreiben als:

$$w(x) = \frac{\hat{p}a^{6}}{360D} \left\{ -\left(\frac{x}{a}\right)^{6} + 3\left(\frac{x}{a}\right)^{5} + 15C'_{p} \left[\left(\frac{x}{a}\right)^{4} - \frac{x}{a}\right] + 60\left(-\frac{1}{4} - \frac{1}{2}C'_{p}\right) \left[\left(\frac{x}{a}\right)^{3} - \frac{x}{a}\right] \right\},$$
(3.34)

mit einer maximalen Durchbiegung an der Stelle $x = \frac{a}{2}$ zu

$$w\left(\frac{a}{2}\right) = \frac{\hat{p}a^6}{D} \left[\frac{73}{4608} + \frac{5}{384} \cdot \frac{h^{*2}}{3\left(1 - \nu\right)a^2}\right].$$
(3.35)

Im Vergleich dazu sei das Ergebniss für eine Betrachtung der Problemstellung mit Hilfe der Balkentheorie angegeben:

$$w\left(\frac{a}{2}\right) = \frac{\hat{p}a^6}{EI_y} \cdot \frac{221}{23040}.$$
(3.36)

Es zeigt sich deutlich, dass aus der Anwendung der Theorie nach Hencky und Mindlin in vereinfachter Form auf Plattenstreifen eine größere Durchbiegung w resultiert. Dies kann analog zum gewählten Beispiel auch auf flächige Bauteile im Vergleich zur Kirchhoff'schen Plattentheorie übertragen werden. Durch die Entkopplung von Verdrehung und Durchbiegung sowie unter Beachtung der Querschubverformung in der vorliegenden Theorie ergibt sich ein insgesamt weniger steifes Verhalten des zu untersuchenden Werkstoffs. Dies führt bei der Betrachtung von schichtweise aufgebauten Strukturen zu deutlich besseren Ergebnissen.

3.2 Aspekte der verwendeten CAE-Verfahren

Explizite Finite-Elemente-Methode

In der heutigen Ingenieurstätigkeit nehmen computergestütze Anwendungen zur Auslegung und Berechnung von Strukturbauteilen einen großen Platz ein. Eine dieser Möglichkeiten stellt die Simulation mittels Finite-Elemente-Methode dar.

Dabei erfolgt eine Diskretisierung des Kontinuums, d.h. der Gesamtstruktur, in kleine Teilbereiche, die finiten Elemente. Für diese Elemente werden unter Berücksichtigung der Randbedingungen die Verschiebungen der Eckpunkte, Knoten genannt, angenähert. Über die bekannten Verschiebungs-Verzerrungsbeziehungen und die entsprechenden Materialgleichungen können dann die im Bauteil vorliegenden Belastungen berechnet werden.

Im Rahmen der vorliegenden Arbeit soll der Aufschlag einer Eiskugel, wie in den zuvor bereits beschriebenen Versuchen gezeigt, simuliert werden. Dieser stoßartige Vorgang stellt einen hochgradig dynamischen Fall dar. Die auf die Platte wirkende Kraft F ist nicht konstant, sondern ändert sich mit der Zeit t. Für die Verschiebungen lässt sich für einen solchen Fall die Formulierung

$$\mathbf{M}\ddot{u} + \mathbf{D}\dot{u} + \mathbf{K}u = F(t) \tag{3.37}$$

aufstellen, aus welcher diese ermittelt werden. Zudem ist die genannte Problemstellung als nichtlineares Problem einzuordnen. Dies bedeutet, dass die o.g. Massenmatrix \mathbf{M} , die Dämpfungsmatrix \mathbf{D} und die Steifigkeitsmatrix \mathbf{K} ebenfalls nicht konstant sind, sondern von der Verformung u bzw. der Zeit t abhängig sind. STEINBUCH [56] unterscheidet folgende Arten von Nichtlinearitäten, welche im vorliegenden Fall auch auftreten:

- Geometrische Nichtlinearität: Davon spricht man, wenn sich die Form des Bauteils unter der anliegenden Last wesentlich ändert, d.h. es liegen große Verformungen und/oder Verschiebungen im Vergleich zum Ausgangszustand vor.
- Physikalische Nichtlinearität: Darunter ist nichtlineares Werkstoffverhalten, wie es z.B. außerhalb des Bereiches der Hooke'schen Geraden vorliegt, zusammengefasst.
- Nichtlineare Randbedingungen: Damit wird der Zusammenhang zwischen der Wirkung der Umgebung auf das Bauteil und der Zustand desselben beschrieben, wie sie z.B. bei Kontaktproblemen auftreten.

Es muss daher eine Einteilung der Simulationsdauer in genügend kleine Zeitschritte erfolgen, zu welchen die entsprechenden Werte der Verschiebung immer wieder neu berechnet werden. Aufgrund der hohen Frequenzen, wie sie z.B. durch einen Stoßvorgang hervorgerufen werden, sind sehr kleine Zeitschritte zur Erfassung der physikalischen Prozesse erforderlich.

Wie WRIGGERS [62] ausführt sind Lösungen solcher nichtlinearer Problemstellungen am effizientesten durch die Anwendung von expliziten Verfahren zu erhalten. Hierbei wird die Verschiebung u zum gewünschten Zeitpunkt Δt^{n+1} aus den vorhandenen Daten zum Zeitpunkt Δt^n und Δt^{n-1} ermittelt. Nach BELYTSCHKO et al. [8] stellt das zentrale Differenzenverfahren eines der gebräuchlichsten in diesem Bereich dar. Für die im Rahmen der Arbeit durchgeführten Simulationen wurde der Code LS-DYNA v970 der Firma LSTC verwendet. Wie in HALLQUIST [Hal05] beschrieben, findet dieses Verfahren auch hier Anwendung. Bei der Diskretisierung des Kontinuums wird ein Lagrange-Ansatz verwendet. Dabei fallen die Koordinaten der FEM-Diskretisierung mit den Materialkoordinaten der Struktur zusammen. Dieser Zustand wird während der Simulation beibehalten, dadurch bewegen sich die Elementknoten mit der diskretisierten Struktur mit.

Smooth Particle Hydrodynamics - Methode

Die Smooth Particle Hydrodynamics (SPH)-Methode wurde 1977 von LUCY [39], GINGOLD und MONAGHAN [27] zu Berechnungen im Bereich der Astrophysik entwickelt, wie z.B. RABCZUK [48] ausführt. Die einfache Möglichkeit auch andere Phänomene abzudecken machte sie auch interessant für weitere physikalische Probleme aus den Bereichen der Kontinuumsmechanik. Sie wird hier unter anderem bei Hoch-Geschwindigkeits-Impacts angewendet, bei denen es zu einer starken Zerstörung oder Verformung des Materials und möglicherweise zu einer Änderung des Aggregatszustandes kommt. Diese beiden Punkte sind auch bei der Simulation des Eiskugelaufpralls von Bedeutung.

Es handelt sich dabei um eine netzfreie Methode mit lagrange'scher Betrachtungsweise. Zur Diskretisierung des Kontinuums werden sog. Partikel verwendet, welchen eine gewisse Masse zugeordnet wird. Während der Berechnung werden die für die Simulation benötigten Größen (Dichte, Geschwindigkeit, Beschleunigung...) über eine Interpolationsfunktion an den Partikeln approximiert. Über diese Funktion kommt es zudem zum Informationsaustausch und gegebenfalls zu einer Wechselwirkung zwischen den einzelnen Partikeln. Die Reichweite dessen wird über die sog. Glättungslänge h_{SPH} festgelegt. Auf diese Weise können große Deformationen bis hin zur Fragmentierung des Kontinuums durch Trennung der Partikel von einander berechnet werden. Bekannte Stoffgesetze können für die Materialmodellierung verwendet werden und bilden so eine physikalische Grundlage für die Fragmentierung. LACOME [36] beschreibt die Implementierung dieser Methode in den Code LS-DYNA, der, wie bereits erwähnt, für die Simulation verwendet wurde. Die gebräuchlichste Interpolationsfunktion, auch Kernelfunktion W bezeichnet, benutzt dabei einen kubischen B-Spline als Glättungsfunktion θ und findet auch in diesem Fall Verwendung. Die Glättungslänge h_{SPH} ist nicht konstant, sondern wird in Abhängigkeit von der Zeit und dem Abstand der Partikel variiert, um eine möglichst gleichbleibende Zahl an Nachbarpartikeln zu erhalten. Dies gewährleistet die Stabilität der Simulation. In Abb. 3.6 findet sich eine graphische Darstellung dieser Beschreibung.

Grundsätzlich ist hierbei anzumerken, dass es sehr schwierig ist, über diese Methode genauere Informationen und Hinweise zu erhalten. In den vorhandenen Quellen wird diese meist nur unzureichend und sich oft gegenseitig widersprechend dargestellt. Der Autor hat aus diesem Grund aus dem vorhandenen Texten eine stimmige Beschreibung für den verwendeten FE-Code zusammengestellt.

Die Anwendbarkeit dieser Methode auf die zu beschriebenen Phänomene ist weitgehend anerkannt, siehe dazu auch LACOME [36], LIU [38], oder RABCZUK [48]. Im Gegensatz dazu steht die Aussagekraft und die Belastbarkeit der Ergebnisse aufgrund der verwendeten mathematischen Formulierungen. Diese sind derart gewählt, dass ein sehr robuster Code entsteht, der unter einer großen Bandbreite von Ausgangsparametern und Bedingungen stabile Ergebnisse liefert. Ein Ab-



Abb. 3.6: SPH-Methode in LS-DYNA: a) Glättungslänge h_{SPH} b) Glättungsfunktion θ nach LACOME [36]

gleich mit vorhandenen Daten aus experimentellen Untersuchungen oder mittels herkömmlicher FE-Verfahren ist deshalb bei der Benutzung anzuraten.

Im Rahmen dieser Arbeit wurde sie vom Autor aufgrund folgender Punkte gewählt:

- Es waren sowohl Literatur als auch experimentelle Daten zur Überprüfung der Ergebnisse der Simulationen vorhanden, wie z.B. KIM [32].
- Die Nutzung bereits vorhandener Informationen und Untersuchungen zu dieser Methode, unter anderem von ANGHILERI [2], war möglich.
- Eine realistische Darstellung des Impactvorganges einer Eiskugel mit der dabei auftretenden Fragmentierung und einer evtl. Phasenumwandlung sind mit dieser Methode am besten darzustellen. Darüber hinaus kommt es hierbei nicht zu einem unerwünschten Massenverlust durch Löschung von Elementen bei der Zerstörung der Kugel beim Aufprall.
- Die für derartige Simulationen benötigte Rechenzeit liegt unter der anderer Methoden und ermöglichte so effiziente Untersuchungen mit der vorhandenen Rechenleistung.

3.3 Modellierung der Eiskugel

Im folgenden Abschnitt soll die Modellierung der Eiskugel und die dazu nötigen Aspekte erläutert werden. Eine Validierung erfolgt anschließend über die Ergebnisse und Aussagen der in der Arbeit von KIM [32] erhaltenen Erkenntnisse. Darin wird erstmalig die Problematik des Impacts von Hagelkörnern auf Compositestrukturen untersucht. Neben experimentellen Untersuchungen, die unter anderem die Kraftwirkung einer Eiskugel näher beleuchtet, finden sich dort auch erste Ansätze für eine numerische Simulation des Impactvorgangs.

In den Arbeiten von ANGHILERI [2], [3], [4] wird explizit auf die verschiedenen Möglichkeiten der Simulation von Hagelkörner mit LS-DYNA eingegangen. Die Untersuchungen im Verlauf des Columbia Space Shuttle Unglücks führten zudem zur Entwicklung eines eigenen Materialmodells mit Dehnratenabhängigkeit für Eis in LS-DYNA, welches in der in dieser Arbeit verwendeten Version noch nicht implementiert wurde. Detaillierte Ausführungen hierzu sind von CARNEY [20] beschrieben.

3.3.1 Wesentliche Aspekte des Eiskugelmodells

Diskretisierung der Eiskugel

Zur Diskretisierung der Eiskugel bieten sich verschiedene Ansätze. Die Möglichkeiten, die LS-DYNA dazu bietet, wurden von ANGHILERI [4] eingehend beschrieben. Im Rahmen der vorliegenden Arbeit wurde die SPH-Methode zur Diskretisierung gewählt.

Dadurch konnte das Verhalten der Eiskugel beim Aufprall realitätsnah beschrieben werden. Im Vergleich zu den anderen Alternativen, einer herkömmlichen Lagrange-Betrachtung oder einer Kopplung von Euler- und Lagrange-Betrachtung, können bei hinreichender Diskretisierung zudem kürzere Rechenzeiten erreicht werden.

Das Kontinuum wurde, wie in Abb. 3.7 dargestellt, mit einzelnen Partikeln abgebildet. Damit ist eine Simulation der großen Verzerrungen und der Fragmentierung der Eiskugel während des Aufpralls möglich.



Abb. 3.7: Diskretisierung der Eiskugel durch Partikel

Die Eiskugel wurde, in Anlehnung an die Versuchsparameter, als Kugel mit einem Durchmesser von 46 mm modelliert. Die Ausgangskonfiguration, d.h. die Anzahl der Partikel zu Beginn der Simulation wurde durch Wählen der entsprechenden Parameter festgelegt. Die Glättungslänge wird je nach Verformungszustand durch den Algorithmus $\frac{dh}{dt} = \frac{1}{3}hdiv(v)$ bestimmt und innerhalb einer gegeben Unter- und Obergrenze variiert. Die entsprechenden Eingaben sind standardisiert und können HALLQUIST [Hal03] unter den Befehlen *CONTROL_SPH und *SECTION_SPH entnommen werden.

Materialmodell für Eis

Relevante Untersuchungen zum Materialverhalten von Eis und zur Ermittlung von Kennwerten sind in den Arbeiten von SCHULSON [52], [53] zu finden, des Weiteren in den bereits genannten Arbeiten von KIM [32], [34] und CARNEY [20].

Die Eiskugel verhält sich im ersten Moment des Impacts sehr steif. Durch die in direkter Folge zum Aufprall auftretenden Risse und Mikrorisse kommt es vor allem an der Impactstelle aber auch durch Rissfortpflanzung zu einem Zerbrechen der Kugel in einzelne Kristalle. So ähnelt das Verhalten im Nachgang des Aufpralls einer Flüssigkeit.

Im Rahmen dieser Arbeit wird das Materialmodell *MAT_10 verwendet. Es ermöglicht elastoplastisches Materialverhalten mit hydrodynamischen Eigenschaften abzubilden und erlaubt so die Fragmentierung der Eiskugel sowie die Darstellung des flüssigkeitsähnlichen Verhaltens im Anschluss an den Aufprall. Die für die Simulation gewählten Kennwerte sind in Tab. 3.1 dargestellt. Alle übrigen Parameter wurden zu Null gesetzt.

Tab. 3.1: Mechanische Kennwerte zur Modellierung von Eis für *MAT 10 nach ANGHILERI [2]

Parameter	LS-DYNA	Einheit	Wert
Dichte	RO	$\left[\frac{Ns^2}{mm^3}\right]$	$9.17 \cdot 10^{-10}$
Schubmodul	G	[MPa]	3460
Streckgrenze	SIGY	[MPa]	10.3
plastischer Verfestigungsmodul	EH	[MPa]	6890
Grenzwert für Zugspannungen	PC	[MPa]	-4.00

Das Modell wird durch ein Fehlerkriterium in Bezug auf die Zugspannungen charakterisiert. Die effektiven Spannungen definieren sich aus dem deviatorischen Spannungstensor:

$$\bar{\sigma} = \left(\frac{3}{2}s_{ij}s_{ij}\right)^{\frac{1}{2}} \text{ mit } s_{ij} = \sigma_{ij} + p\delta_{ij}.$$
(3.38)

Erreicht die maximale Hauptspannung σ_{max} den Grenzwert für Zugspannungen PC wird die Komponente des Spannungsdeviators zu Null gesetzt und es können nur noch Druckspannungen aufgenommen werden. Dadurch verhält sich das Material nach Auslösen des Kriteriums ähnlich wie Schotter und weist inkohäsive Eigenschaften auf. Auf die zusätzliche Verwendung der Definition einer plastischen Bruchdehnung wurde verzichtet, da dadurch das Materialverhalten nicht korrekt abgebildet werden konnte. Eine detaillierte Darstellung des Materialmodells ist in HALLQUIST [Hal03],[Hal05] enthalten.

Das verwendete Materialmodell erfordert zur Darstellung des Materialverhaltens eine Zustandsgleichung. In dieser wird der thermodynamische Zustand eines Materials durch zwei Variablen im Zusammenhang mit einer Zustandsgröße definiert. In LS-DYNA wird hierzu als Zustandsgröße der Druck P verwendet. Wie bei ANGHILERI [4] wurde hierbei die Zustandsgleichung für Wasser in einer linearen Polynom-Form gewählt, *EOS_LINEAR_POLYNOMIAL:

$$P = C_0 + C_1 \mu + C_2 \mu^2 + C_3 \mu^3 + (C_4 + C_5 \mu + C_6 \mu^2) e_{V0}$$
(3.39)

Die eingesetzten Werte sind in Tab. 3.2 dargestellt und werden in BROCKMANN [12] bzw. HALL-QUIST [Hal05], [Hal03] näher erläutert. Alle übrigen Parameter wurden gleich Null gesetzt.

Parameter	LS-DYNA	Einheit	Wert
Konstante 1	C1	[MPa]	2324
Konstante 2	C2	[MPa]	5026
Konstante 3	C3	[MPa]	13928
Relativvolumen zu Beginn	V0	[-]	1

 Tab. 3.2: Verwendete Kennwerte der Zustandsgleichung *EOS_LINEAR_POLY-NOMIAL nach BROCKMANN [12]

3.3.2 Validierungssimulation des Eiskugelmodells

Zur Validierung der Modellierung der Eiskugel wurden die Ergebnisse der Simulationen mit den in der Literatur erwähnten Ergebnissen verglichen. Auf diese Weise wurde die Anfangskonfiguration der Partikeldiskretisierung festgelegt. Die Eiskugel wurde in der Simulation auf eine feste Stahlplatte geschossen. Die Geschwindigkeit betrug dabei wie in den durchgeführten Impactversuchen 140 $\frac{m}{s}$.

Über die Auswertung der auftretenden Kontaktkräfte konnte analog zu den Untersuchungen von KIM [33] die Kraftwirkung der Eiskugel und ihr zeitlicher Verlauf ermittelt werden. Es ergab sich über die verwendeten Parameter der in Abb.3.8 dargestellte Kraftverlauf der sowohl in der Kraftspitze als auch im Verlauf mit den erwähnten Untersuchungen korreliert.



Abb. 3.8: Zeit-Kraft-Verlauf bei Simulation des Eiskugel-Impacts(46mm Durchmesser, 140 m/s) mit Zeitpunkten der Verlaufsdarstellung

Neben der qualitativen war auch eine quantitative Analyse durch einen Vergleich der Simulation mit High-Speed-Aufnahmen eines Eisaufpralls möglich. Wie in Abb. 3.9 dargestellt, wird das Verhalten der Eiskugel sowohl im Anfangsstadium des Impacts als auch im weiteren Verlauf realitätsnah dargestellt.



Abb. 3.9: Gegenüberstellung des Impactverlaufes bei Simulation und Versuch bei KIM [34]: a) erster Kontakt, b) Erreichen des Kraftmaximums, c) Zersplitterung der Eiskugel, d) Fluid-ähnliches Verhalten

3.4 Modellierung der Verbundwerkstoffe

Der folgende Abschnitt beschäftigt sich mit der Modellierung der Verbundwerkstoffe, sowohl der reinen CFK-Proben als auch der ringgeflechtverstärkten Varianten. Grundlegende Beschreibungen zur Darstellung von Composites mittels numerischer Verfahren sind u.a. in TSAI [58] enthalten. Der Code LS-DYNA bietet verschiedene Möglichkeiten zur Modellierung derartiger Strukturen. In MIDDENDORF [42] werden Ansätze dazu diskutiert und vorgestellt. Auch in den bereits erwähnten Arbeiten von ANGHILERI [3] wird teilweise auf Aspekte der Compositemodellierung eingegangen. Eine Validierung der Modelle erfolgt über die im experimentellen Teil beschriebenen Ergebnisse der 3-Punkt-Biege-Versuche.

3.4.1 Wesentliche Aspekte des Verbundwerkstoffmodells

Elementformulierung des Verbundwerkstoffmodells

Die Diskretisierung der Verbundwerkstoffe erfolgte über Schalenelemente mit jeweils vier Knoten auf der Mittelebene (siehe Abb. 3.10b). Als Elementformulierung wurde die Belytschko-Lin-Tsay-Formulierung [7], [9] gewählt. Diese enthält die Mindlin'sche Theorie für Platten und Schalen [Hal05].

Um den schichtweisen Lagenaufbau darzustellen, wurden die Integrationspunkte über die Elementdicke so verteilt, dass jeder Integrationspunkt einer Laminatschicht entsprach (siehe 3.10). Für jeden Integrationspunkt werden seperat die Materialeigenschaften und der Winkel zur Laminatachse angegeben. Einschränkend ist anzumerken, dass dabei nur die Verwendung eines Materialmodells möglich ist, für welches allerdings unterschiedliche Eigenschaften definiert werden können. Nach dem Versagen aller Integrationspunkte erfolgt eine Löschung des Elements.



Abb. 3.10: Schematische Darstellung der Diskretisierung des Verbundwerkstoffs am Beispiel eines 6-lagigen Aufbaus a) Lagenaufbau b) 4-Knoten-Element auf Mittelebene c) Verteilung der Integrationspunkte über die Elementdicke

Der beschriebene Aufbau stellt für die verwendete LS-DYNA-Version die kostengünstigste Möglichkeit dar, einen Verbundwerkstoff zu modellieren. Dadurch konnten bei ausreichend genauen Ergebnissen geringe Rechenzeiten erreicht werden. Parametervariationen zur Korrelation der Simulation mit den Versuchsdaten waren so möglich. Aus dem Modellaufbau ist ersichtlich, dass Delaminationsvorgänge nicht berücksichtigt werden können. Eine Implementierung dieser Versagensstufe ist in der vorliegenden Version von LS-DYNA noch nicht erfolgt.

Die entsprechenden Eingaben und weitere Erläuterungen können HALLQUIST [Hal03] unter den Befehlen *SECTION_SHELL, *CONTROL_SHELL und *INTEGRATION_SHELL entnommen werden.

Materialmodell der Laminatschichten

Zur Beschreibung und Darstellung des Verhaltens der einzelnen Laminatschichten wurde das Materialmodell *MAT_58 gewählt. Es basiert auf der Arbeit von MATZENMILLER [41] und ist dort detailliert beschrieben. Dieses gibt die Möglichkeit die Einzelschicht eines Laminates sowohl als unidirektionale Einzelschicht als auch als Gewebelage darzustellen. Es sind auch unterschiedliche Möglichkeiten zum Versagen einer Schicht vorhanden, die auf den Kriterien nach HASHIN [28] basieren. Neben einem Versagen der Verstärkungsfasern kann auch das Versagen der Matrix berücksichtigt werden. Dabei wird, ähnlich wie bei PUCK [47], davon ausgegangen, dass Verformungen Mikrorisse im Material zur Folge haben. Bis zum Erreichen einer maximalen Last kommt es bei zunehmender Deformation zu einem Abbau der Steifigkeiten durch diese Schädigungen. Nur der unbeschädigte Teil des Querschnitts kann Lasten aufnehmen.

Als Grenzflächen für Versagen im Fasermodus, d.h. für Belastungen parallel zur Faser, und im Matrixmodus, d.h. für Belastungen senkrecht zur Faser, ergeben sich für unidirektionale Laminatschichten:

$$f_{\parallel} = \frac{\sigma_{11}^2}{\left(1 - \omega_{11c,t}\right)^2 X_{c,t}^2} - r_{\parallel c,t} = 0, \tag{3.40}$$

$$f_{\perp} = \frac{\sigma_{22}^2}{\left(1 - \omega_{22c,t}\right)^2 Y_{c,t}^2} + \frac{\tau^2}{\left(1 - \omega_{12}\right)^2 S_c^2} - r_{\perp} = 0, \tag{3.41}$$

$$wobei \ gilt: \ _{c,t} = \begin{cases} t \ \text{für}\sigma_{11}, \ \sigma_{22} \ge 0 \\ c \ \text{für}\sigma_{11}, \ \sigma_{22} < 0 \end{cases}$$

Für Gewebelagen mit ähnlichen Eigenschaften in 1,2-Richtung erfolgt eine Modifikation derart, dass für beide Richtungen die Kriterien analog zu 3.41 festgelegt werden. Innerhalb des elastischen Bereiches bleibt der Schädigungszustand unverändert. Die o.g. Zusammenhänge beschreiben die Grenzflächen dieses Bereiches. Daher kann zwischen verschiedenen Versagensflächen, die in Abb. 3.11 dargestellt sind, unterschieden werden.



Abb. 3.11: Versagensflächen für *MAT_58 nach SCHWEITZERHOF [54]: a) Unidirektionale Schicht, b) Gewebeschicht

Über weitere Parameter kann das Verhalten nach Erreichen der Maximalbelastung eingestellt werden. Somit kann eine Restfestigkeit nach Versagen der Schicht festgelegt werden. Diese kann zudem in die verschiedenen Belastungsrichtungen sowie Zug- und Druckbelastungen unterschieden werden.

Mit diesem Materialmodell konnten die unterschiedlichen Grundmaterialien abgebildet werden, wie die folgenden Validierungssimulationen zeigen. Die Restriktion auf eine einzige Formulierung ist durch den beschriebenen Modellaufbau nötig. Das unterschiedliche Verhalten der Ringgeflechtschicht im Vergleich zu den Faserlagen war ebenfalls durch die mögliche Unterscheidung von Matrix- und Faserversagen sowie einer möglichen Restfestigkeit darstellbar.

Die wesentlichen gewählten Parameter für das verwendete Materialmodell sind für die unterschiedlichen verwendeten Werkstoffe in Tab. 3.3 zusammengestellt. Dabei wurden zunächst über die in Kap. 3.1 beschriebenen Ansätze Ausgangswerte ermittelt. Anschließend erfolgte eine Änderung der berechneten Werte über mehrere Simulationsschleifen bis zum Erreichen der Versuchskurven. Eine weitere detaillierte Beschreibung der Parameter ist in HALLQUIST [Hal03],[Hal05] enthalten.

Tab. 3.3: Verwendete Kennwerte des Materialmodells *MAT_LAMINATED_COMPOSITE_FABRIC nach BAKER [6], DEMUTS [24], SODEN [55],FLEMMING [25], CARLOWITZ [19], SGL [SGL08a], CYTEC [Cyt08], LENK [37] unter Anwendung der Mischungsregeln nach CHAMIS [21] und der beschriebenen Vereinbarungen sowie Anpassung an die Versuchskurven

Parameter	LS- DYNA	Einheit	Sigratex CE 8201-200-45S	Cytec APC-2	RG-EP	RG- PEEK
Elastizitätsmodul 1-Richtung	EA	[MPa]	55000	100000	12000	18300
Elastizitätsmodul 2-Richtung	EB	[MPa]	50000	9000	12000	18300
Querkontraktions- zahl 21-Richtung	PRBA	[-]	0.03	0.021	0.25	0.4
Schubmodul 12-Ebene	GAB	[MPa]	4670	5400	1500	1420
Schubmodul 23-Ebene	GBC	[MPa]	4180	3100	1500	1420
Schubmodul 13-Ebene	GAC	[MPa]	4180	5400	1500	1420
Bruchdehnung Druck 1-Richtung	E11C	[-]	0.008	0.02	0.0137	0.3
Bruchdehnung Zug 1-Richtung	E11T	[-]	0.01	0.0145	0.3	0.5
Bruchdehnung Druck 2-Richtung	E22C	[-]	0.008	0.021	0.0137	0.3
Bruchdehnung Zug 2-Richtung	E22T	[-]	0.01	0.0088	0.3	0.5
Bruchdehnung Schub 12-Ebene	GMS	[-]	0.01	0.02	0.02	0.3
Druckfestigkeit 1- Richtung	XC	[MPa]	800	1250	240	180
Zugfestigkeit 1-Richtung	XT	[MPa]	920	1800	450	700
Druckfestigkeit 2- Richtung	YC	[MPa]	800	180	240	180
Zugfestigkeit 2-Richtung	YT	[MPa]	900	80	450	700
Scherfestigkeit 12- Ebene	\mathbf{SC}	[MPa]	55	170	50	70

Numerische Modellierung

3.4.2 Validierungssimulation der Verbundwerkstoffmodelle

Eine Validierung der Verbundwerkstoffmodellierung erfolgte mit Hilfe der bereits beschriebenen Ergebnisse der 3-Punkt-Biege-Versuche. Die Versuche wurden simuliert und die daraus gewonnen Kraft-Durchsenkung-Kurven mit den experimentell ermittelten Werten verglichen.

- Es zeigte sich, dass die Anfangsbereiche der Versuchskurven sehr gut mit denen der Simulationswerte korrelieren. Im Gegensatz dazu ist das Verhalten nach dem Bruch der ersten Lagen mittels der verwendeten Modellierungstechniken kaum darstellbar.
- Die Gründe hierfür liegen in der Verwendung von nur einer Elementlage mit mehreren Integrationspunkten, welche die Einzellagen darstellen. Auch Delaminationsvorgänge waren so nicht darstellbar.
- Die Vorteile einer dadurch erzielten kurzen Rechenzeit für das Modell wiegen jedoch diesen Nachteil auf. So stellt die gewünschte Simulation des Eiskugelaufschlages auf eine Composite-Platte ein weitaus komplexeres Modell dar.

In den folgenden Abbildungen ist eine Gegenüberstellung von Simulations- und Versuchskurven dargestellt. Abb. 3.12 zeigt die Ergebnisse für Variante A, in Abb. 3.13 sind diejenigen für Variante E dargestellt. Für die übrigen Varianten ergaben sich qualitativ gleichwertige Verläufe, so dass auf eine weitere Darstellung verzichtet wurde.



Abb. 3.12: 3-Punkt-Biegung: Vergleich zwischen Simulation und Versuch für Variante A (Gewebelagen CFK-Prepreg mit Ringgeflechtschicht)



Abb. 3.13: 3-Punkt-Biegung: Vergleich zwischen Simulation und Versuch für Variante E (Unidirektionale Laminatschichten AS4/PEEK)

3.5 Simulation des Eiskugelimpacts auf die Verbundwerkstoffplatten

3.5.1 Modellierung des Impactvorgangs

Eine Modellierung des Impactvorganges für die verschiedenen Composite-Varianten erfolgte über das Zusammensetzen von Komponenten der bereits erwähnten Simulationen.

Aus der Simulation der Eiskugel wurde die Kugel selbst mit Geometrie, Diskretisierung und Materialmodellierung übernommen. Die Modellierung der Composite-Platten erfolgte über ein neues Geometriemodell. In dieses gingen die aus den 3-Punkt-Biege-Simulationen gewonnen Ansätze zur Diskretisierung und Materialmodellierung ein.

Die Platten wurden an den Seitenkanten jeweils in allen drei Translations- und Rotationsrichtungen gelagert, um die Einspannung in den Prüfrahmen darzustellen. Die Geschwindigkeit der Eiskugel wurde für alle Simulationen auf 140m/s festgelegt. Eine Dauer von 1ms wurde für die Simulation gewählt. Dies ermöglichte einen effizienten Einsatz der vorhandenen Rechnerleistung. So konnte in diesem Zeitrahmen der Aufprall der Eiskugel vom ersten Kontakt bis zum vollständigen Zerbrechen derselben erfasst werden. Auch die wesentlichen Auswirkungen des Impacts auf die Compositeplatte werden dabei dargestellt.

3.5.2 Ergebnisse der numerischen Simulation des Impactvorgangs

Es zeigte sich für alle Varianten eine gute Korrelation mit den experimentellen Ergebnissen. Im Folgenden sind Ausschnitte aus den Versuchsaufnahmen und Bilder der Simulationen gegenüber gestellt. Es werden dabei vier der durchgeführten Tests und Simulationen

Numerische Modellierung

verglichen. Die Simulationsaufnahme zeigt jeweils den letzten Abschnitt der Simulation, während die Testaufnahmen in zeitlicher Hinsicht dem gezeigten Simulationsstand und die Probe nach dem Versuch zeigen.

Die Abb. 3.14 zeigen Aufnahmen des Impacts der ersten Serie auf Prüflinge der Variante B, reines CFK-Gewebe mit einer Dicke von 1,3 mm.

In Simulation sowie Experiment erfolgt ein Durchschlagen des Prüflings beim Aufprall der Eiskugel, auch das Ausmaß der Schädigung ist bei beiden ähnlich



Abb. 3.14: Eisschlag: Vergleich zwischen Simulation und Experiment (Variante B, 1. Serie):a) Simulation, b) Experiment, c) Aufbau Variante B, d) Prüfling nach Versuch

Ein Vergleich für mit Ringgeflecht verstärkte Prüflinge ist in Abb. 3.15 gezeigt. Es handelt sich dabei um einen Prüfling mit einem Lagenaufbau gemäß Variante A, d.h. CFK-Gewebe mit einer Ringgeflecht-Epoxidharz-Schicht als Mittelebene. Es wurde dabei ein Versuch der zweiten Testserie simuliert.

- Wie während des Experiments kommt es zu keiner Penetration des Prüflings.
- Die im Experiment zu beobachtende Delamination, v.a. zwischen der Ringgeflechtlage und den Decklagen aus CFK, ist in der Simulation nicht ersichtlich.
- Grund hierfür ist der Modellierungsansatz, der das Erfassen von Delaminationsphänomenen nicht erlaubt.
- Aus diesem Grund werden auch die nach der Versuchsdurchführung sichtlichen Schädigungen der CFK-Decklagen in der Simulation nicht abgebildet.



Abb. 3.15: Eisschlag: Vergleich zwischen Simulation und Experiment (Variante A, 2. Serie):a) Simulation, b) Experiment, c) Aufbau Variante A, d) Prüfling nach Versuch

Auch die Beschussversuche auf die Prüflinge der Varianten D und E, unidirektionale Einzellagen aus AS4-Fasern und PEEK-Matrix mit und ohne Ringgeflechtsschicht, konnten erfolgreich durch Simulationen abgebildet werden. Ausschnitte werden in Abb. 3.16 und 3.17 gezeigt.

In den experimentellen Untersuchungen war dabei für beide Varianten keine Durchdringung feststellbar. Dieses Verhalten war auch durch die Simulationen erkennbar. Delaminationsvorgänge und daraus folgende Schädigungen konnten wie zuvor nicht erfasst werden.



Abb. 3.16: Eisschlag: Vergleich zwischen Simulation und Experiment (Variante D, 3. Serie):a) Simulation, b) Experiment, c) Aufbau Variante D, d) Prüfling nach Versuch

Numerische Modellierung



Abb. 3.17: Eisschlag: Vergleich zwischen Simulation und Experiment (Variante E, 3. Serie):a) Simulation, b) Experiment, c) Aufbau Variante E, d) Prüfling nach Versuch

3.6 Ausblick zur numerischen Simulation des Impactvorgangs

Die beschriebenen Ergebnisse zeigen, dass eine Modellierung des neuartigen Verbundwerkstoffs mittels der beschriebenen Ansätze möglich ist.

- So zeigt der Verlauf der Simulationen deutlich das auch in den Versuchen zu beobachtende Verhalten nach.
- Bei einer reinen Beschränkung der Betrachtungsweise auf den Sachverhalt Penetration bzw. Zerstörung des Prüflings durch den Aufschlag kann eine vollständige Korrelation zwischen Experiment und Simulation festgestellt werden.
- Im Hinblick auf eine durchgängige Darstellung der Schädigungen, wie sie während und nach dem realen Versuch zu beobachten sind, ist dies jedoch mit Einschränkungen zu versehen. Die fehlende Möglichkeit zur Erfassung von Delaminationsphänomenen ergibt hinsichtlich der Schädigungen ein teilweise abweichendes Bild.
- Dies trifft in erster Linie auf die Prüflinge zu, bei welchen keine Durchdringung an der Impactstelle stattfindet. Hier sind oftmals Delaminationen in Verbindung mit daraus entstehenden Schädigungen einzelner Laminatschichten feststellbar.
- Mit den im Rahmen dieser Arbeit verwendeten Modellierungsansätzen sind diese nicht darstellbar. Sie sind jedoch ausreichend, um durch Variation von einzelnen Parametern erste Hinweise auf mögliche Optimierungen hinsichtlich des Lagenaufbaus zu erhalten.
- Durch eine Erweiterung des Laminatmodells auf interlaminare Spannungen wäre eine Verbesserung der Qualität der Ergebnisse erreichbar.

4 Zusammenfassung und Ausblick

Die vorliegende Arbeit dient der Gewinnung erster Erkenntnisse über einen neuartig zusammengesetzten Verbundwerkstoff. Dieser besteht aus herkömmlichem faserverstärkten Kunststoff, welcher mit metallischem Ringgeflecht verstärkt und als CarbonICE bezeichnet wird. Der Schwerpunkt der durchgeführten Untersuchungen lag dabei auf der Evaluierung des Verhaltens unter stoßartiger Belastung bei hohen Geschindigkeiten, wie sie beim Foreign Object Damage im Luftfahrtbereich vorliegen kann. Die Eignung eines derart verstärkten Verbundwerkstoffes für diesen Anwendungsfall wurde mit experimentellen Arbeiten erstmals untersucht und zeigt erfolgversprechende Ergebnisse. Basierend auf diesen Erkenntnissen werden numerische Modellierungsansätze entwickelt mit welchen die durchgeführten Versuche simuliert werden können. Mit Hilfe der experimentellen und numerischen Untersuchungen können im Anschluß Optimierungspotenziale und erste Empfehlungen zur Konstruktion mit dem Material dargestellt werden.

Zunächst wird die Herstellung der benötigten Proben beschrieben. Dabei werden flache Platten mit einer Ringgeflechtschicht in der Mittelebene hergestellt. Als Carbonfaser verstärkte Kunststoffe werden Prepreg-Gewebe mit Epoxidharz oder unidirektionale Faserlagen mit Polyetheretherketon-Matrix verwendet. Über die Auswahl geeigneter Prozesse und Abläufe können so erstmals mit vertretbarem Aufwand Musterplatten für weiterführende Untersuchungen zur Verfügung gestellt werden.

Die experimentellen Arbeiten umfassen verschiedene Untersuchungen vom quasistatischen bis hin zum hochdynamischen Bereich im Labormaßstab. So werden zunächst Biegeversuche durchgeführt, die in erster Linie die Grundlage für die Modellierung des Verbundwerkstoffes in der Finite-Elemente-Methode lieferten. Erkenntnisse zum dynamischen Verhalten unter Schlagbelastung werden mittels Schlagprüfungen mit Bestimmung der Charpy-Schlagzähigkeit ermittelt. Hierbei zeigt sich, dass Steigerungen um bis zu 63% im Vergleich zu den unverstärkten Proben möglich sind. Den Abschluss der experimentellen Arbeiten bilden die hochdynamischen Beschussversuche auf flache Musterplatten mit Eiskugeln. Diese entsprechen den realen Foreign Object Damage-Lastfällen des Eisschlages beim Durchfliegen von Hagelstürmen. Dazu wurde eine eigene Gaskanone als Beschussanlage entwickelt und aufgebaut, auf welcher die entsprechenden Untersuchungen durchgeführt werden. Dabei erfolgt eine Aufnahme des Impactvorganges mittels einer High-Speed-Kamera. Auch die Ergebnisse der Beschussversuche zeigen eine Steigerung der Impacttoleranz auf.

Mit Hilfe der vorhandenen Möglichkeiten zur Modellierung werden anschließend Untersuchungen des Werkstoffs mittels der Finiten Elemente Methode durchgeführt. Die Ergebnisse der experimentellen Untersuchungen werden dabei verwendet, um ein verschmiertes Schalenmodell der Verbundwerkstoffe aufzustellen und zu validieren. Mittels der netzfreien SPH-Methode wird ein Modell der Eiskugel aufgestellt. Die Zusammenfassung dieser beiden Modelle mündet in die Simulation des Foreign Object Damage-Falles eines Eisaufschlages auf die Prüflingsplatten. Dabei können die Ergebnisse der Beschussversuche in ihrer Tendenz, d.h. Versagen des Prüflings oder nicht, jeweils ermittelt werden. Aufgrund der Modellierungsansätze ist es jedoch nicht möglich andere vorhergehende Versagensstufen, wie Delaminationen und Risse in Einzelschichten, abzubilden. Die Erkenntisse aus den durchgeführten Versuchen und die vorhandenen Finiten Elemente-Modelle sind jedoch ausreichend, um erste Empfehlungen zur Konstruktion mit dem CarbonICE-Material zu geben und Ansätze zur Optimierung zu liefern.

Durch die erstmalig erfolgten und grundlegenden Betrachtungen zur Charakterisierung von CarbonICE war es möglich, erste Erkenntnisse zum Verhalten des Werkstoffes unter Impactbelastungen zu erhalten. Es wurden dabei auch erste Kennwerte des neuartigen Verbundwerkstoffes ermittelt. Die Untersuchungen bieten darüber hinaus die Basis zur Untersuchung weiterer Aspekte, die bezüglich zukünftiger wissenschaftlicher Arbeiten Anreiz für weitere Anstrengungen liefern.

4.1 Optimierungspotenziale für metallgeflechtverstärkte Verbundwerkstoffe

Lagenaufbau des Verbundwerkstoffs

In einer ersten einfachen Parameterstudie wird die Lage der Ringgeflechtschicht innerhalb des Laminataufbaus geändert. Die Änderung erfolgt dabei in Dickenrichtung des Laminats. Die Untersuchung wird allein für die im vorangegangenen Kapitel vorgestellten Modelle für die Impactsimulation ausgeführt. Es werden dabei lediglich Lagenaufbauten mit Materialien der Variante A, CFK-Gewebe mit Epoxidmatrix mit Ringgeflecht aus Titan und entsprechender Matrix untersucht. Grund hierfür ist der gewählte Modellierungsansatz. Da für die Varianten D und E die auftretenden Schädigungen mit den gewählten Ansätzen nicht numerisch erfasst werden können, bieten sich diese nicht für eine Untersuchung an.

Die Ringgeflechtschicht wurde dabei zum einen als oberste, d.h. dem Impact zugewandte und zum anderen als unterste, d.h. dem Impact abgewandte Schicht modelliert. Der genaue Aufbau ist in Tab. 4.1 nochmals dargestellt. ZO steht dabei für die Ringgeflechtlage als oberste Schicht mit dahinter liegenden CFK-Lagen. Ein Lagenaufbau identisch zu Variante A mit mittig liegender Geflechtsschicht wird mit ZM bezeichnet. Mit ZU wird der Lagenaufbau bezeichnet, bei welchem die CFK-Schichten vor dem Ringgeflecht liegen.

Bez.	Lagenaufbau	Erläuterung
ZO	$[{ m RG}/0/45/0/0/45/0]$	Ringgeflecht in oberster Lage
ZM	$[0/45/0/\mathrm{RG}/0/45/0]$	Ringgeflecht in Mittelschicht
ZU	[0/45/0/0/45/0/RG]	Ringgeflecht in unterster Lage

Fab. 4.1: Laminataufbau zur Analyse der Lage der Ringgeflechtssch	nich	ł	<u></u>	ľ	t	t	t	t	t	t	Ľ	Ł	J	3	(i	ú	1	h	ł	ł	.])	3	(3	S	38	s	5	t	ľ	h	ł	:]	c	(9	e	(l	9	f	f	3	e	;e	S	2	ß	58	r	ę.	l	n	r	IJ	i	j	Į.	ł	2	3	F	F	I]	J	1				•		C	r	r	C	C	C	r	r	r	r	r	r	1	;]	9	e	e	1	1	Ċ	((,	Э	e	r	ş	а			I	ļ		ſ	r	9	е	le	l	1	d	C	(,		è	е	е	36	\mathbf{s}	r,	y	5	1	1]	l.	ı	ì	Э	д	ε	lá	1	ı	1	a	r	1]
--	------	---	---------	---	---	---	---	---	---	---	---	---	---	---	---	---	---	---	---	---	---	----	---	---	---	---	---	----	---	---	---	---	---	---	----	---	---	---	---	---	---	---	---	---	---	---	----	---	---	---	----	---	----	---	---	---	----	---	---	----	---	---	---	---	---	---	---	---	---	--	--	--	---	--	---	---	---	---	---	---	---	---	---	---	---	---	---	----	---	---	---	---	---	---	---	---	--	--	---	---	---	---	---	---	--	--	---	---	--	---	---	---	---	----	---	---	---	---	---	---	--	---	---	---	----	--------------	----	---	---	---	---	---	----	---	---	---	---	---	----	---	---	---	---	---	---	---

In Abb. 4.1 sind die Verformungen während der Simulation zu sehen. Für die Simulationen ZO und ZM wurde dabei der Zeitpunkt der maximalen Durchbiegung gewählt, für ZU das Ende der Simulation.

Abgesehen vom unterschiedlichen Lagenaufbau sind die zugrundeliegenden Modelle identisch. Für alle Varianten wurde der bereits in den vorhergehenden Abschnitten dargestellte Fall des Aufschlages einer Eiskugel simuliert. Der Durchmesser der Eiskugel ist dabei ebenfalls 46mm. Genauso beträgt auch die Geschwindigkeit der Kugel 140 $\frac{m}{s}$. Eine Lagerung der Platten erfolgt in den drei Translations- sowie drei Rotationsrichtungen an den Seitenkanten.



Abb. 4.1: Darstellung der Simulation zur Analyse des Verhaltens bei Lageänderung der Ringgeflechtschicht in Z-Richtung: a) Version ZO (Geflecht in oberster/vorderster Lage), b) Version ZM (Geflecht in der Mittelschicht), c) Version ZU (Geflecht in unterster/hintersten Lage

Es ist sichtbar, dass eine Versetzung der Ringgeflechtschicht auf die Rückseite des Prüflings eine deutliche Verschlechterung nach sich zieht. Im Gegensatz zu den anderen beiden Varianten kommt es hier zu einem Durchschlagen des Prüflings, wie in Abb. 4.1 c erkennbar. Der Grund hierfür liegt im Auftreten der dort maximalen Biegespannungen, die zunächst zu einem teilweisen Aufbrechen der Matrix führen. Das nun flexible Ringgeflecht kann an diesen Stellen reagieren und wird auf Zug belastet. Die auf der Rückseite vorliegende Belastung überschreitet jedoch die Grenzwerte des Geflechts, welches damit aufreisst.

Bei einer Ringgeflechtlage an der Vorderseite des Prüflings ergibt sich ein gegensätzliches Verhalten. Da hier die Belastungen für das Geflecht unter den Grenzwerten bleiben, kommt es nicht zum Versagen. Es zeichnet sich ein ähnliches Bild wie bei einer Positionierung in der Mittelebene. Dies wird durch die nahezu identische Durchsenkung an der Impactstelle, wie in Abb. 4.2 zu sehen, unterstrichen.



Abb. 4.2: Vergleich der Durchsenkung an der Impactstelle für die Varianten ZM (Ringgeflecht in Mittelschicht) und ZO (Ringgeflecht in oberster/vorderster Schicht)

Anbindung der Ringgeflechtschicht

Die in den durchgeführten experimentellen Arbeiten gewonnen Ergebnisse zeigen einen weiteren Ansatzpunkt auf. Großes Potenzial hinsichtlich der Verbesserung der Schlagzähigkeit liegt in einer besseren Anbindung der Geflechtslage an den übrigen Verbund, bzw. die benachbarte Faserlage. Dies wirkt interlaminaren Schubspannungen, welche Ausgangspunkt des Schädigungsverhaltens (siehe Kap. 2.3) sind, entgegen. Aufgrund der momentan verwendeten Herstellungstechnologie ergibt sich keine ausgeprägte Bindung zu den Nachbarschichten. Daraus resultiert die deutlich zu beobachtende Neigung zur Delamination im Belastungsfall, wie in Abb. 4.3 zu sehen ist.



Abb. 4.3: Delamination zwischen Faserlagen und Ringgeflechtschicht bei Prüflingen: a) Variante A: Gesamtansicht, b) Variante A: Detail, c) Variante D: Kennzeichnung des delaminierten Bereiches

Eine verbesserte Anbindung der Geflechtlage könnte beispielsweise durch Vernähung oder Verweben der Ringe mit einer oder mehreren Faserlagen erfolgen. Über eine geänderte Prozessführung während der Herstellung hin zu einem einstufigen Verfahren kann zudem eine Reduzierung des Harzanteils in der Ringgeflechtschicht erreicht werden. Dadurch ist eine Reduzierung des Gewichts und der Dicke der Lage möglich. Dies macht einen Einsatz in Bereichen, die für diese Größen im besonderen Maße sensibilisiert sind, möglich.

4.2 Mögliche Anwendungsgebiete im Luftfahrzeugbereich

Im Hinblick auf einen Einsatz im Luftfahrzeugbereich, unter welchem auch die vorgestellten Untersuchungen durchgeführt wurden, bieten sich grundsätzlich die eventuell von einem Aufschlag von Fremdkörpern betroffenen Bauteile an. Durch die Ringgeflechtstruktur ist eine freie Formgebung möglich und damit auch eine Einbringung in geometrisch komplexe Strukturen. Beispielhaft sollen deshalb einige aus dem Bereich der Triebwerke und der eigentlichen Flugzeugstruktur genannt werden.

Fan-Stufe

Die Fan-Stufe im Triebwerk als Niederdruck-Verdichter nach dem Einlass befindet sich in besonders anfälliger Lage für den Aufschlag von Fremdkörpern (FOD). Dies liegt am Einsaugbereich, durch welchen mögliche Objekte an- und eingesaugt werden und dort auf die rotierenden Schaufeln der Fanstufe treffen.

Bereits seit Mitte der 90'er Jahre werden in diesem Bereich, wie z.B. mit dem Triebwerk GE90 von General Electric, Schaufeln aus faserverstärkten Verbundwerkstoffen eingesetzt, wie in MARSH [40] beschrieben. Der Grund dafür liegt im Einsatz eines 2-Wellen-Triebwerks. Im Vergleich zu einem 3-Wellen-Triebwerk kommt es hier zu deutlich höheren Drehzahlen (5-10%) in der Fan-Stufe. Daher kommt bei dieser Bauart der Verringerung der Masse der rotierenden Teile eine große Bedeutung zu. Diese führt zu weiteren Gewichtseinsparungen in der Gesamtstruktur des Triebwerks und erhöht damit die Wirtschaftlichkeit.

Die dem Einlass zugewandte Kante der Schaufeln wird zum Schutz vor Fremdobjekten mit einer Schutzkappe aus Titan überzogen, um die Faserlagen zu schützen (siehe hellere Bereiche in Abb. 4.4).



Abb. 4.4: Triebwerk GEnx von General Electric mit Fan-Schaufeln und Schutzring aus CFK nach MARSH [40]

Im Falle eines FOD kann es trotz entsprechender Auslegung und erwähnter Schutzmaßnahmen zur Zerstörung oder Abtrennung einer oder mehrer Schaufelblätter kommen. Schaufelblätter bzw. Teile davon werden dann durch die Rotationsenergie nach außen weg geschleudert. Dieser Vorgang wird auch als Fan Blade Off bezeichnet. Im weiteren Verlauf ist durch die auftretenden Unwuchten auch die Zerstörung des gesamten Fans mit Scheibe möglich. Wie in Abb. 4.4 dargestellt, ist die Fanstufe daher von einem Schutzring umgeben. Dieser soll verhindern, dass abgetrennte Teile das Triebwerk verlassen und in der Folge davon als sog. "Cross Engine Debris" weitere Bereiche des Flugzeuges beschädigen.

Die Bildfolge in Abb. 4.5 stellt einen solchen Vorfall dar. Während eines Testlaufes am Boden kam es neben der Zerstörung des kompletten Fans auch zu einem Durchschlagen des Schutzringes. Es handelte sich dabei um ein Triebwerk GE CF6 an einer Boeing 767. Ein Teil der Fanscheibe durchschlug dabei den Schutzring, wurde anschließend durch die Center Wing Box geschleudert und traf das Triebwerk auf der gegenüberliegenden Seite. Dieser Fall ist als Beyond Ultimate Load Case zu sehen, zeigt jedoch deutlich die Notwendigkeit des Schutzringes bzw. Folgen bei Versagen desselben auf.

In der Entwicklung des neuen General Electrics Triebwerkes GEnx wurde erstmals auch ein Schutzring ausschließlich aus CFK vorgestellt. Bisher wurde in diesem Bereich vorwiegend ein System aus Aluminium und Kevlar-Verbundwerkstoffen verwendet.

Der im Rahmen der vorliegenden Arbeit untersuchte Verbundwerkstoff könnte an dieser Stelle sein großes Potential ausnutzen. Durch das Einbringen der Ringgeflechtlagen kann hierbei



Abb. 4.5: Cross Engine Debris nach Zerstörung der Fan-Stufe: a) Zerstörte Fan-Stufe Triebwerk 1, b) Zerstörte Center Wing Box zwischen den Triebwerken, c) Seitenansicht Triebwerk 2 mit Fan Disk, d) Vorderansicht Triebwerk 2 mit Fan Disk

eine Erhöhung der möglichen Energieaufnahme erreicht werden. Bei entsprechender Konstruktion kann das Ringgeflecht die Schutzstruktur vor Gesamtversagen bewahren und so zu einer Erhöhung der Schutzwirkung ohne nennenswerte Gewichtszunahme führen.

Outlet Guide Vanes

Ein weiteres Bauteil, für welches ein Einsatz des untersuchten Werkstoffes möglich erscheint, stellen die Outlet Guide Vanes (OGV) des Triebwerkes dar. Diese sind hinter der Fanstufe im Bypass-Kanal als feste Leitschaufeln für den Luftstrom, der nicht durch das Kerntriebwerk geleitet wird, angeordnet. In Abb. 4.6 ist ein Versuchsbauteil für eine OGV-Struktur zu sehen. Dieses besteht aus einer Edelstahl-Schutzkappe im dem Fan zugewandten Bereich, in welche die Faserlagen eingelegt werden.



Abb. 4.6: Outlet Guide Vane(OGV): Versuchsbauteil aus CFK mit Schutzkappe aus Edelstahl

Falls ein Fremdkörper, z.B. beim Durchfliegen eines Hagelsturms, die Fanstufe unzerstört passieren kann, was für bestimmte Geschwindigkeiten der Fall ist, kommt es zu einem Aufschlag auf die Leitschaufeln. Bei einem wie oben beschriebenen Ereignis eines Fan Blade Offs kann es bei entsprechender Schutzwirkung des Gehäuseringes zu einem Auftreffen von Teilen der zerstörten Fan-Blätter kommen, da diese nach hinten durch das Triebwerk befördert werden.

Ein mit Ringgeflecht verstärkter CFK-Werkstoff könnte in diesem Bereich seine Vorteile ausspielen und auch bei der Zerstörung von Faserlagen eine ausreichende Restfestigkeit der Struktur gewährleisten.

Flugzeugstrukturen

Der Bereich FOD spielt nicht nur im Bereich der Triebwerke sondern auch an neuralgischen Punkten der eigentlichen Flugzeugstruktur eine Rolle. In Abb. 4.7 sind diese Bereiche an einem virtuellen Flugzeug gekennzeichnet. Es sind dies:



Abb. 4.7: Flugzeug mit Bereichen die gegenüber Foreign Object Damage gefährdet sind

- Stirnbereich der Rumpfstruktur (ohne Radom)
- Flügelvorderkanten (Sluts)
- Vorderkanten der Leitwerke
- Hinterkantenklappen (Reifen-, Protektorablösungen)

Diese Stellen sind während des Betriebes besonders durch den Aufschlag von Objekten bei höheren Geschwindigkeiten, wie z.B. Vögeln, Hageleis oder auch Reifenteilen, betroffen.

Stand der Technik beim Schutz in diesen Bereichen sind Fibre-Metal-Laminates(FML), die hinsichtlich der Schlagzähigkeit Vorteile gegenüber reinen FVW haben und leichter als Metallstrukturen sind. An diesen Ansatzpunkten kann auch der untersuchte Werkstoff ansetzen, da er ebenfalls das Potenzial zur Erhöhung der Schlagzähigkeit aufweist. Zudem verfügt er durch den Aufbau des Geflechtes im Vergleich zu FML-Strukturen über den Vorteil der Möglichkeit einer freien Formgebung.

Literatur

- [1] ALTENBACH, H.; ALTENBACH, J.; RIKARDS, R.: Einführung in die Mechanik der Laminatund Sandwichtragwerke, Deutscher Verlag für Grundstoffindustrie, Stuttgart, 1996
- [2] ANGHILERI, M.; CASTELLETTI, L.-M.L.; INVERNIZZI, F.; MASCHERONI, M.: A numerical model for hail impact analysis, In: *Proceedings of 30th European Rotorcraft Forum*, Marseille (F), 2004
- [3] ANGHILERI, M. ; CASTELLETTI, L.-M.L. ; MILANESE, A. ; SEMBOLONI, A.: Modeling Hailstone Impact onto Composite Material Panel under a Multi-axial State of Stress, In: *Proceedings of 6th European LS-DYNA Users' Conference*, Gothenburg (SWE), 2007
- [4] ANGHILERI, M.; F. INVERNIZZI, L.-M.L. C.; MASCHERONI, M.: A survey of numerical models for hail impact analysis using explicit finite element codes, In: *International Journal* of *Impact Engineering*, Elsevier Verlag, Oxford (UK), 2005
- [5] ASP, L.E.; JUNTIKKA, R.: High velocity impact on NCF reinforced composites, In: Composites Science and Technology, Elsevier Verlag, Oxford (UK), 2008
- [6] BAKER, D.J.: Mechanical Property Characterization and Impact Resistance of Selected Graphite/PEEK Composite Materials, In: *Journal of the American Helicopter Society*, AHS International Verlag, Alexandria, VA (USA), 1994
- [7] BELYTSCHKO, T.; LIN, J.; TSAY, C.S.: Explicit Algorithms for Nonlinear Dynamics of Shells, In: Computational Methods in Applied Mechanical Engineering, Elsevier Verlag, Oxford (UK), 1984
- [8] BELYTSCHKO, T.; LIU, W.K.; MORAN, B.: Nonlinear Finite Elements for Continua and Structures, John Wiley & Sons Ltd, Chichester (UK), 2000
- BELYTSCHKO, T.; TSAY, C.S.: Explicit Algorithms for Nonlinear Dynamics of Shells, In: *AMD-Vol.48*, ASME International, New York (USA), 1981
- [10] BODE, J.: Die Ermittlung von Temperatureigenspannungszuständen in der Mikromechanik faserverstärkter Kunststoffe, Universität der Bundeswehr München, Fakultät für Luft- und Raumfahrttechnik, Dissertation, 1996
- [11] BREEN, C.; GUILD, F.; PAVIER, M.: Impact of thick CFRP laminates: the effect of impact velocity, In: Composites Part A: applied science and manufacturing, Elsevier Verlag, Oxford (UK), 2005

- [12] BROCKMANN, R.A.; HELD, T.W.: Explicit finite element method for transparency impact analysis, University of Dayton Research Institute, OH (USA) Final Report, 1991
- [13] CALOMFIRESCU, M.; KÖNIG, C.; MÜLLER, J.: Entwicklung von Gestaltungsrichtlinien für impacttolerante Faserverbundstrukturen, In: 8. Internationale AVK-TV Tagung, Tagungsband, Baden-Baden, September 2005
- [14] CANTWELL, W.J.; CORTES, P.: The prediction of tensile failure in titanium-based thermoplastic fibre-metal laminates, In: *Composites Science and Technology*, Elsevier Verlag, Oxford (UK), 2006
- [15] CANTWELL, W.J.; CORTES, P.: The Tensile and Fatigue Properties of Carbon Fiberreinforced PEEK-Titatium Fiber-metal Laminates, In: *Journal of Reinforced Plastics and Composites*, SAGE Publications, Thousand Oaks, CA (USA), 2004
- [16] CANTWELL, W.J.; CORTES, P.: The Impact Properties of High-temperature Fiber-Metal Laminates, In: *Journal of Composite Materials*, SAGE Publications, Thousand Oaks, CA (USA), 2007
- [17] CANTWELL, W.J.; CORTES, P.: Structure-Properties Relations in Titanium-Based Thermoplastic Fiber-Metal Laminates, In: *Polymer Composites*, Wiley InterScience, Bognor Regis (UK), 2006
- [18] CANTWELL, W.J.; MORTON, J.: Comparison of the low and high velocity impact response of CFRP, In: Composites Part A: applied science and manufacturing, Elsevier Verlag, Oxford (UK), 1989
- [19] CARLOWITZ, B.: Kunststoff-Tabellen, Carl Hanser Verlag, München, 1995
- [20] CARNEY, K.S.; BENSON, D.J.; DU BOIS, P.; LEE, R.: A High Strain Rate Model with Failure for Ice in LS-DYNA, In: Proceedings of 9th International LS-DYNA Users Conference, Detroit (USA), 2006
- [21] CHAMIS, C.C.: Simplified Composite Micromechanics Equations for Hygral, Thermal, and Mechanical Properties, In: SAMPE Quarterly Report, SAMPE, Covina, CA (USA), April 1984
- [22] CHAMIS, C.C.; MURTHY, P.L.N.; SINGHAL, S.N.; REDDY, E.S.: Ice Impact Analysis of Blades, In: AGARD - Erosion, Corrosion and Foreign Object Damage Effects in Gas Turbines, Tagungsband, Rotterdam (NL), 1994
- [23] CORTES, P.: The Mechanical Properties of High Temperature Fibre-Metal Laminates, University of Liverpool, Departement of Engineering, Dissertation, 2005
- [24] DEMUTS, E.: Impact damage of a graphite/PEEK, In: Composite materials, mechanics and processing, Tagungsband, Newark, DEL (USA), 1994
- [25] FLEMMING, M.; ZIEGELMANN, G.; ROTH, S.: Faserverbundbauweisen. Fasern und Matrices, Springer Verlag, Berlin, 1995
- [26] FRISCHBIER, J.: Impact Loading of compressor stator vanes by hailstone ingestion, In: AGARD - Erosion, Corrosion and Foreign Object Damage Effects in Gas Turbines, Tagungsband, Rotterdam (NL), 1994

- [27] GINGOLD, R.A.; MONAGHAN, J.J.: Smoothed particle hydrodynamics: Theory and application to non-spherical stars, In: *Monthly Notices of the Royal Astronomical Society*, Wiley-Blackwell, Bognor Regis (UK), 1977
- [28] HASHIN, Z.: Failure criteria for unidirectional fiber composites, In: Journal of Applied Mechanics, ASME International, New York (USA), 1980
- [29] HENCKY, H.: Über die Berücksichtigung der Schubverzerrung in ebenen Platte, In: Ingenieur-Archiv 16, Springer Verlag, Berlin, 1947
- [30] HERBECK, L.; TESSLER, J.: DLR Center of Excellence Composite Structures, In: Innovationsbericht 2006 - Institut f
 ür Faserverbundleichtbau und Adaptronik, Braunschweig, 2006
- [31] HOU, J.P.; RUIZ, C.: Soft body impact on laminated composite materials, In: Composite Part A: applied science and manufacturing, Elsevier Verlag, Oxford (UK), 2005
- [32] KIM, H.: The Damage Resistance of Composite Structures to High Velocity Ice Impacts and their Tolerance to Impact Damage, University of California Santa Barbara, Dissertation, 1998
- [33] KIM, H.; KEDWARD, K.T.: Modeling Hail Ice Impacts and Predicting Impact Damage Initiation in Composite Structures, In: AIAA Journal, American Institute of Aeronautics and Astronautics, Reston, VA (USA), 2000
- [34] KIM, H.; WELCH, D.A.; KEDWARD, K.T.: Experimental investigation of high velocity ice impacts on woven carbon/epoxy composite panels, In: *Composites Part A: applied science* and manufacturing, Elsevier Verlag, Oxford (UK), 2003
- [35] KÖNIG, L.: Beitrag zur Ermittlung des dehnratenabhängigen Werkstoffverhaltens im servohydraulischen Schnellzereissversuch, Universität der Bundeswehr München, Fakultät für Luft- und Raumfahrttechnik, Institut für Mechanik, Dissertation, 2007
- [36] LACOME, J.L.: Smooth Particle Hydrodynamics (SPH): A New Feature in LS-DYNA, In: Proceedings of 6th International LS-DYNA Users Conference, Detroit (USA), 2000
- [37] LENK, O.: Charakterisierung und Anwendung von flächig periodischen Metall-Ringgeflechten, Brandenburgische Technische Universität Cottbus, Fakultät für Maschinenbau, Elektrotechnik und Wirtschaftsingenieurwesen, Dissertation, 2009
- [38] LIU, G.R.; LIU, M.B.: Smoothed Particle Hydrodynamics A Meshfree Particle Method, World Scientific Publishing Co, Singapur, 2003
- [39] LUCY, L.B.: A numerical approach to the testing of the fission hypothesis, In: Astronomical Journal, American Astronomical Society, Washington, D.C (USA), 1977
- [40] MARSH, George: Composites get in deep with new-generation engines, In: Reinforced Plastics, Elsevier Verlag, Oxford (UK), 1996
- [41] MATZENMILLER, A.; LUBLINER, J.; TAYLOR, R.L.: A constitutive model for anisotropic damage in fiber-composites, In: *Mechanics of Materials*, Elsevier Verlag, Oxford (UK), 1995
- [42] MIDDENDORF, P.: Composites Materialmodellierung und Anwendungen im Flugzeugbau, In: 3.LS-DYNA Anwenderforum, Tagungsband, Bamberg, 2004

- [43] MINDLIN, R.D.: Influence of Rotatory Inertia and Shear on Flexural Motions of Isotropic, Elastic Plates, In: *Journal of Applied Mechanics*, American Society of Mechnical Engineers, New York, NY (USA), 1951
- [44] NILSSON, S.: Manufacturing Control-Certifications and standards for composite material, Lulea University of Technology, Diplomarbeit, 2005
- [45] PAN, H.; RENDER, P.M.: Experimental Studies into Hail Impact Characteristics, In: Journal of Propulsion and Power, American Institute of Aeronautics and Astronautics, Reston, VA (USA), 1995
- [46] PAN, H.; RENDER, P.M.: Impact Characteristics of Hailstones Simulating Ingestion by Turbofan Engines, In: *Journal of Propulsion and Power*, American Institute of Aeronautics and Astronautics, Reston, VA (USA), 1996
- [47] PUCK, A.: Festigkeitsanalyse von Faser-Matrix-Laminaten: Modelle f
 ür die Praxis, Carl Hanser Verlag, M
 ünchen, 1996
- [48] RABCZUK, T.: Numerische Untersuchung zum Fragmentierungsverhalten von Beton mit Hilfe der SPH-Methode, Unversität Fridericiana Karlsruhe (TH), Fakultät für Bauingenieurund Vermessungswesen, Dissertation, 2002
- [49] REDDY, E.S.; ABUMERI, G.H.; CHAMIS, C.C.: BLASIM: a computational tool to asses ice impact damage on engine blade, In: *Structures, Structural Dynamics and Materials Conference*, Tagungsband, La Jolla, 1993
- [50] REYES, G.: Processing and Characterisation of the Mechanical Properties of Novel Fiber-Metal Laminates, University of Liverpool, Departement of Engineering, Dissertation, 2002
- [51] SCHADE, H.: Tensoranalysis, 1. Auflage, de Gruyter Lehrbuch, New York, 1997
- [52] SCHULSON, E.M.: The Structure and Mechanical Behaviour of Ice, In: JOM Journal of the Minerals, Metals & Materials Society, The Minerals, Metals & Materials Society, Warrendale, PA (USA), 1999
- [53] SCHULSON, E.M.; DUTTA, P.K.; COLE, D.M.; SOHDI, D.S.: A Fracture Study of Ice Under High Strain Rate Loading, In: *International Journal of Offshore and Polar Engineering*, The International Society of Offshore and Polar Engineers, 2004
- [54] SCHWEIZERHOF, K.; WEIMAR, K.; MÜNZ, Th.; ROTTNER, Th.: Crashworthiness Analysis with Enhanced Composite Material Models in LS-DYNA - Merits and Limits, In: LS-DYNA World Conference, Detroit, MI (USA), 1998
- [55] SODEN, P.D. ; HINTON, M.J. ; KADDOUR, A.S.: LAMINA PROPERTIES, LAY-UP CONFIGURATIONS AND LOADING CONDITIONS FOR A RANGE OF FIBRE-REINFORCED COMPOSITE LAMINATES, In: Composites Science and Technology, Elsevier Verlag, Oxford (UK), 1998
- [56] STEINBUCH, R.: Finite Elemente Ein Einstieg, Springer Verlag, Heidelberg, 1998
- [57] STEINMETZ, B.: Entwicklung einer Ringgeflechtsmaschine, Fachhochschule Ingolstadt, Diplomarbeit, 2006

- [58] TSAI, S.W.; HOA, S.V.; GAY, D.: Composite Materials Design and Application, CRC Press, Boca Raton, 2003
- [59] TSAI, S.W.; WU, E.M.: A General Theory of Strength for Anisotropic Materials, In: *Journal* of Composite Materials, SAGE Publications, Thousand Oaks, CA (USA), 1971
- [60] VLOT, A.; GUNNIK, J.W.: Fibre Metal Laminates An Introduction, Kluwer Academic Publishers, Dordrecht (NL), 2001
- [61] WILMES, H.; KOLESNIKOV, B.: CFK/Titan, ein Hybridwerkstoff zur besseren Kopplung von Faserverbundstrukturen, In: Congress Intelligente Leichtbau Systeme, Hannover, 2002
- [62] WRIGGERS, P.: Nichtlineare Finite-Element-Methoden, Springer Verlag, Heidelberg, 2000
- [63] ZEILINGER, H.: Verbund- und Hybridwerkstoffe Definition, Zusammensetzung, Anwendung, In: Konstruieren mit Verbund- und Hybridwerkstoffen, Tagungsband, VDI Verlag, 1985

Anmerkung: Es werden aus Authenzititätsgründen die Fonts und Orginalschreibweisen der Publikationen bzw. publizierenden Verläge verwendet Literatur

Sonstige Quellen

- [CEA05] CEAST S.P.A., E. KARG INDUSTRIETECHNIK: Schlagprüfmaschine Resil Impactor, Bedienungsanleitung, 2005
- [Cyt08] CYTEC ENGINEERED MATERIALS: APC-2 Thermoplastic Polymer, Technical Datasheet, 2008
- [Deu06a] DEUTSCHES INSTITUT FÜR NORMUNG: DIN EN ISO 178: Kunststoffe Bestimmung der Biegeeigenschaften, Beuth Verlag, Berlin, 2006
- [Deu06b] DEUTSCHES INSTITUT FÜR NORMUNG: DIN EN ISO 179-1: Kunststoffe Bestimmung der Charpy-Schlagzähigkeit - Teil 1: Nicht instrumentierte Schlagzähigkeitsprüfung, Beuth Verlag, Berlin, 2006
 - [Grö08] GRÖBER, T. (Ansprechpartner), Firma Gröber, Lenting, 2008
 - [Hal03] HALLQUIST, J. O.: LS-DYNA Keyword User's Manual, Livermoore Software Technology Corporation, 2003
 - [Hal05] HALLQUIST, J. O.: LS-DYNA Theoretical Manual, Livermoore Software Technology Corporation, 2005
 - [IAS] IASB: Luftfahrttechnisches Handbuch-Der Impact und der Impactschaden an CFK, Handbuch Strukturberechnung, Ausgabe A
 - [Kec08] KECK, R. (Ansprechpartner), Deutsches Institut für Luft- und Raumfahrt, Institut für Bauweisen und Konstruktionsforschung, Stuttgart, 2008
- [Meh04] MEHL, W.: Bedienungsanleitung BMC18 Hardware, Werner Mehl Kurzzeitmesstechnik, 2004
- [Meh05] MEHL, W.: Bedienungsanleitung BMC18 Software, Werner Mehl Kurzzeitmesstechnik, 2005
- [SGL08a] SGL TECHNOLOGIES GMBH: Sigratex Prepreg CE 8201-200-45S, Technisches Datenblatt, 2008
- [SGL08b] SGL TECHNOLOGIES GMBH: Sigratex Prepreg GE 8901-25-86, Technisches Datenblatt, 2008
 - [Zwi05] ZWICK GMBH & CO KG: Zwick Technische Dokumentation Z010/TN2A, 2005