

Virtuelle Optimierung von Geflecht-Preforms unter Berücksichtigung von Fertigungsaspekten

Von der Fakultät Luft- und Raumfahrttechnik und Geodäsie
der Universität Stuttgart
zur Erlangung der Würde einer Doktor-Ingenieurin
genehmigte Abhandlung

Vorgelegt von

Karin Birkefeld

aus Rheda-Wiedenbrück

Hauptberichter: Prof. Dr.-Ing. Peter Middendorf
Mitberichter: Prof. Dr.-Ing. habil. Raimund Rolfes
Mitberichter: Prof. Dr.-Ing. Klaus Drechsler
Tag der mündlichen Prüfung: 7. Juni 2013

Institut für Flugzeugbau (IFB)
der Universität Stuttgart
2013

Vorwort

Diese Arbeit entstand während meiner Tätigkeit als wissenschaftliche Mitarbeiterin am Institut für Flugzeugbau (IFB) der Universität Stuttgart.

Ich danke meinem Doktorvater Prof. Dr.-Ing. Peter Middendorf für die überaus gute Zusammenarbeit und die wichtige fachliche Unterstützung.

Prof. Dr.-Ing. Klaus Drechsler möchte ich dafür danken, dass er es mir ermöglicht hat, eine Forschungsarbeit auf diesem interessanten Themenfeld am IFB zu beginnen. Prof. Dr.-Ing. habil. Raimund Rolfes danke ich für die Übernahme des Mitberichts und seine hilfreichen Anmerkungen.

Diese Arbeit wurde durch die Europäischen Kommission im Rahmen der EU-Forschungsprojekte *ITool* (Ref. 516146), *IMac-Pro* (Ref. 212014) und *CERFAC* (Ref. 266026) finanziell unterstützt.

Für ein sehr gutes Miteinander und die angenehme Arbeitsatmosphäre möchte ich mich bei allen Kollegen am IFB bedanken. Besonders hervorheben möchte ich Tjark von Reden, Holger Ahlborn und Patrick Böhler für die intensive Zusammenarbeit in den letzten Jahren, die Unterstützung in allen Projektlagen und das Korrekturlesen dieser Arbeit.

Ich danke meinen Eltern dafür, dass sie mich Zeit meines Lebens unterstützen und mir die Erfüllung meines Berufswunsches ermöglicht haben.

Last but not least: mein geliebter Andreas. Danke für deine unendliche Geduld, das Ertragen meiner Launen und dein Talent, die Entropieerzeugung in Doktorandenehen zu minimieren.

Stuttgart, August 2013

Karin Birkefeld

Inhaltsverzeichnis

Kurzfassung.....	IX
Abstract.....	XI
Notation	XIII
Abkürzungen	XVII
1 Einleitung	1
2 Grundlagen und Stand der Forschung.....	3
2.1 Robotergestütztes Überflechten	3
2.1.1 Geflechtstypen und ihre Eigenschaften	6
2.1.2 Potenzial des Überflechtprozesses	6
2.1.3 Geflechtstrukturen in der Anwendung	7
2.1.4 Entwicklungen für die Prozessautomatisierung.....	9
2.2 Auslegung von Geflechtstrukturen	13
2.2.1 Numerische Kennwertermittlung.....	15
2.2.2 Simulation des Flechtprozesses	21
2.3 Strukturoptimierung unter Fertigungsaspekten.....	31
2.3.1 Optimierungsverfahren für Faserverbundstrukturen.....	33
2.3.2 Fertigungsaspekte in der Optimierung von Faserverbundstrukturen.....	35
2.4 Zielsetzung der Arbeit.....	36
3 Experimentelle Charakterisierung von biaxialen und triaxialen Geflechten	37
3.1 Untersuchte Geflecht-Laminat	37
3.2 Experimentelles Vorgehen	38
3.2.1 Probenherstellung.....	39
3.2.2 Probekörpergeometrie	40
3.2.3 Versuchsaufbau und -durchführung.....	41
3.3 Diskussion der Versuchsergebnisse	42
3.3.1 30°-Biaxialgeflecht	43
3.3.2 55°-Biaxialgeflecht	45
3.3.3 30°-Triaxialgeflecht	46
3.3.4 55°-Triaxialgeflecht	48

VI

3.3.5	Bruchbilder von Zug- und Druckproben.....	49
3.4	Faserarchitektur von biaxialen und triaxialen Geflechten	51
3.4.1	Vermessung der Faserarchitektur.....	51
3.4.2	Charakteristische Eigenschaften	54
4	Numerische Steifigkeitskennwertermittlung für biaxiale und triaxiale Geflechte	61
4.1	Die WiseTex-Software-Familie	62
4.1.1	Modellierungsprinzip in WiseTex	62
4.1.2	Homogenisierungs-Schema in TexComp	63
4.2	Prädiktive Ermittlung von Faserarchitekturen für WiseTex.....	64
4.3	Validierung und Diskussion der TexComp-Ergebnisse.....	65
4.3.1	Ergebnisse für die Ingenieurskonstanten E_x und E_y	65
4.3.2	Ergebnisse für den Schubmodul G_{xy}	69
4.3.3	Bewertung der Laminatdicken-Angabe bei geometrischem Nesting	71
4.4	Fazit aus der Modellierung mit WiseTex und TexComp	72
4.5	Numerische Kennwertermittlung durch Stiffness-Averaging	72
4.5.1	Das Stiffness-Averaging-Modell	73
4.5.2	Amplitude und Wellenlänge für das Stiffness-Averaging-Modell.....	79
4.6	Validierung und Diskussion der Ergebnisse der Stiffness-Averaging-Methode.....	81
4.6.1	Biaxiale Geflechte	81
4.6.2	Triaxiale Geflechte.....	84
4.7	Fazit für das Stiffness-Averaging-Modell	85
5	Fertigungsaspekte in der Auslegung.....	87
5.1	Prozess- und Preform-Anforderungen	87
5.2	Experimentelles Vorgehen zur Bestimmung des Prozessfensters	89
5.3	Das Prozessfenster	90
5.3.1	Die Roving-Ablagebreite an den Prozessfenstergrenzen.....	93
5.3.2	Fertigungsrestriktionen für die Strukturoptimierung	94
5.3.3	Einfluss der Kompaktierung in der Ebene auf die Geflecht laminat-Steifigkeit.....	95
5.3.4	Der Geflecht-Zustandsindex c	96
5.4	Das Konzept für einen Auslegungsprozess.....	97
5.5	Fazit.....	98
5.5.1	Anmerkungen zur Prozessfenster-Erstellung.....	98
5.5.2	Behandlung weiterer Fertigungsaspekte	99

6	Optimierung von Geflechtstrukturen mit Evolutionären Algorithmen ..	101
6.1	Optimierungsaufgabe bei Geflechtstrukturen	101
6.2	Der implementierte Evolutionäre Algorithmus	103
6.3	Die Optimierungs-Toolkette	109
6.4	Fertigungsrestriktionen in der Geflecht-Strukturoptimierung	111
6.4.1	Behandlung von harten Randbedingungen	111
6.4.2	Der Krippentod.....	112
6.5	Validierung der Optimierungsprozedur	113
6.5.1	Anwendung: Antriebswelle in einem Hochauftriebssystem.....	113
6.5.2	Diskussion der Ergebnisse	115
6.6	Fazit für die Optimierungsprozedur	119
7	Zusammenfassung	121
8	Ausblick	123

Anhang

Literaturverzeichnis

Tabellenverzeichnis

Abbildungsverzeichnis

Kurzfassung

Strukturen aus faserverstärktem Kunststoff mit textiler Geflechtpreform werden seit einigen Jahren vermehrt in der Automobil-, Luftfahrt- und Sportgeräteindustrie eingesetzt. Der Flechtprozess eignet sich für eine automatisierte Herstellung und ermöglicht einen wirtschaftlichen und schnellen Preformingprozess für Profilstrukturen.

Vor diesem Hintergrund mangelt es an einem effizienten Auslegungsprozess, der die spezifischen Eigenheiten des textilen Fertigungsverfahrens berücksichtigt. Werkstoff und Struktur entstehen beim Flechten simultan. Zudem besteht eine Wechselwirkung zwischen Bauteilgeometrie und Lamineigenschaften, weshalb es wichtig ist, die Prozessparameter in den Auslegungsprozess zu integrieren.

Der bestehende Mangel wird in dieser Arbeit behoben, indem eine prozesswissensbasierte Auslegungstoolkette für Geflechtstrukturen aus Biaxial- und Triaxialgeflechten realisiert wird. Wesentliche Bestandteile dieser Toolkette sind die prädiktive, numerische Ermittlung der Geflechtlaminat-Steifigkeiten und die Einbringung von Fertigungsaspekten in den Auslegungsprozess. In dieser Arbeit werden zudem Schnittstellen zwischen den Tools entwickelt, die einen automatischen Ablauf ermöglichen.

Die numerische Kennwertermittlung wird mit zwei Berechnungsverfahren durchgeführt. Zum einen wird die Mori-Tanaka-Methode in der Software WiseTex der KU Leuven verwendet, zum anderen ein Ansatz auf Basis gemittelter Steifigkeiten der Einzelorientierungen im Geflecht.

Zur Validierung der numerischen Kennwertermittlung erfolgt eine experimentelle Geflechtlaminat-Charakterisierung des Steifigkeits- und Festigkeitsverhalten. Sie schließt die Untersuchung der Faserarchitektur ein, die eine zentrale Information für die virtuelle Steifigkeitskennwertermittlung ist. Daraus wird ein Vorgehen zur prädiktiven Ermittlung von Faserarchitekturen erarbeitet.

Um Fertigungsaspekte in den Auslegungsprozess einbringen zu können, wird das Prozessfenster einer Radialflechtmaschine experimentell ermittelt. Mit Hilfe des definierten Prozessfensters und der auftretenden Preform-Zustände wird ein Konzept für einen Auslegungsprozess vorgeschlagen.

Ein kennzeichnender Preform-Zustand ist die Kompaktierung des Geflechts in der Ebene. Damit verbunden ist das Auftreten unterschiedlich starker Ondulationen, deren Einfluss auf die Laminatsteifigkeiten numerisch bewertet wird.

X

Die entstandene Toolkette wird in ein Optimierungs-Framework mit einem Evolutionären Algorithmus eingebracht. Die Optimierungssoftware entsteht im Rahmen dieser Arbeit und kann Fertigungsrestriktionen in Form von harten Randbedingungen mit dem Krippentod-Mechanismus behandeln.

Am Beispiel einer Antriebswelle für ein Hochauftriebssystem wird die Effektivität des erarbeiteten Prozedere erfolgreich validiert. Durch Einbringen der Fertigungsrandbedingungen ergibt die Optimierung ein Bauteil minimalen Gewichts, das den strukturellen Anforderungen ebenso genügt wie jenen aus dem Flechtprozess.

Abstract

Structures of reinforced plastic with textile braided preform are increasingly used in recent years in the automotive, aerospace and sports equipment industries. The braiding process is suitable for an automated manufacturing and allows an economic and fast preforming process for profile structures.

Against this background, it lacks an efficient design process that takes into account the specific characteristics of the textile manufacturing process. Material and structure are generated simultaneously with braiding. Moreover, there is an interaction between the component geometry and the laminate properties, which is why it is important to incorporate the process parameters in the design process.

The existing deficiency is remedied in this work by realizing a process-knowledge based design tool chain for braided structures out of biaxial and triaxial braids. Significant parts of this tool chain are the predictive, numerical determination of the braid laminate stiffness and the insertion of production issues in the design process. In this work also interfaces between the tools are developed which allow an automatic sequence.

The numerical determination of mechanical properties is carried out using two calculation methods. On the one hand, the Mori-Tanaka method in the software WiseTex of the KU Leuven, on the other hand, an approach based on stiffness averaging of the individual orientations within the braid is used.

To validate the numerical determination of mechanical properties, an experimental characterization of the braid laminate stiffness and strength behavior is conducted. It includes the analysis of the fiber architecture, which is key information for the virtual stiffness property determination. From this, a procedure for predictive determination of fiber architectures is developed.

To bring in manufacturing aspects in the design process, the process window of a radial braider is determined experimentally. By means of the defined process window and the occurring preform conditions, a concept for a design process is proposed.

One characterizing preform state is the in-plane compaction of the braid. This is associated with the occurrence of different levels of undulations; their impact on the laminate stiffness is evaluated numerically.

The resulting tool chain is integrated into an optimization framework with an Evolutionary Algorithm. The optimization software is developed in this work

XII

and can handle manufacturing constraints in the form of hard constraints with the death-at-birth mechanism.

In the example of a drive shaft for a high-lift system, the effectiveness of the developed procedure is successfully validated. By introducing the manufacturing constraints, the optimization yields a component of minimum weight, which satisfies the structural requirements as well as those from the braiding process.

Notation

Koordinatensysteme

x, y, z	Globales, kartesisches Koordinatensystem eines Laminats
x', y', z'	Lokales, kartesisches Koordinatensystem
x_1, x_2, x_3	Kartesisches Koordinatensystem eines unidirektionalen Laminats, x_1 ist faserparallel, x_3 ist in Dickenrichtung orientiert

Lateinische Buchstaben

A	Amplitude; Roving-Querschnittsfläche
a	Größe des Mutationsschritts
b	Rovingablagebreite
C	Steifigkeitsmatrix
c	Geflecht-Zustandsindex
Def	Definitionsbereich der Variable
d	Flechtkerndurchmesser
E	Eshelby-Matrix
E	Elastizitätsmodul
F	Fitness
f	Zielfunktion
G	Schubmodul
g	Vektor der Ungleichheitsrestriktionen
Gen	Gen
h	Vektor der Gleichheitsrestriktionen
h	Einheitszellenhöhe
I	Einheitsmatrix
K	Spannungskonzentrationsmatrix am lokalen Einschluss
k	Koeffizient; Zählvariable; Mutationspräzision
L	Wellenlänge
m	Flächengewicht; Hilfsvariable
n	Dimensionen; Anzahl; Hilfsvariable
P	Wahrscheinlichkeit
p_d	Garnpackungsdichte
q	Lagendickenanteil

XIV

R	Rang
r	Mutationsbereich
s	Standardabweichung
S_D	Selektionsdruck
s_r	Suchrichtung
T	Transformationsmatrix
t	Dicke
u	Flechtkernumfang
u^*	Relativer Flechtkernumfang
V	Hilfsvariable
v	Variationskoeffizient
v_a	Flechtkerngeschwindigkeit
V_f	Faservolumenanteil
X	Entwurfsraum
x	Entwurfsvektor
X	Mittelwert
y_c	Rovingtiter

Griechische Buchstaben

α	Gewichtungsfaktor
β	Flechtwinkel
γ	Lokaler Neigungswinkel der ondulierten Faser
ε	Dehnungsvektor
ζ	Bezug auf Flechtkernteilabschnitt
η	Nesting-Faktor
μ	Anzahl der Individuen in einer Population
ν	Querkontraktionszahl
ξ	Zufallszahl
ρ	Dichte
σ	Spannungsvektor
ω_b	Winkelgeschwindigkeit der Klöppel

Indizes

0	Stehfaden
B	Flechtfaden
b	Biaxialgeflecht
e	Einschluss-Eigenschaft

f	Faser-Eigenschaft; Filament
i	Zählvariable
L	Lage
lam	Laminat
m	Matrix-Eigenschaft
max	Maximum
min	Minimum
opt	Optimum
S	Spulenpaar
SL	Einzellage
t	Triaxialgeflecht

Akzente

^	Rotation um die y-Achse
---	-------------------------

Abkürzungen

AITM	Airbus Test Method
CAIO	Computer Aided Internal Optimization
CAM	Computer Aided Manufacturing
CLT	Klassische Laminattheorie
EA	Evolutionärer Algorithmus
FE	Finite Elemente
FGM	Fabric Geometry Model
FPP	Fibre Patch Preforming
FVK	Faserverstärkter Kunststoff
HTS	High Tenacity Strength
RTM	Resin Transfer Moulding
SUS	Stochastisches Universelles Sampling
TFP	Tailored Fibre Placement
UD	Unidirektional
VARI	Vacuum Assisted Resin Infusion

1 Einleitung

“I will build a car for the great multitude.... It will be constructed of the best materials, by the best men to be hired, after the simplest designs that modern engineering can devise. But it will be so low in price that no man making a good salary will be unable to own one.”

Henry Ford¹

Henry Fords Zitat gilt noch immer und lässt sich mehr denn je auf die Anforderungen in der Serienproduktentwicklung unterschiedlichster Industriezweige übertragen.

Es gilt im Besonderen für die Realisierung von Bauteilen aus den heutigen „best materials“: den faserverstärkten Kunststoffen (FVK). Ihnen wird höchstes Leichtbaupotenzial zugesprochen, was sie für Anwendungen in der Luftfahrt- und Automobilindustrie in den Fokus rückt. Obwohl FVK-Strukturen in der Auslegung und der Fertigung noch Herausforderungen bieten, setzt man bereits Henry Fords hohe Maßstäbe für eine wirtschaftliche Produktion an.

Für Profilstrukturen wartet der textile Überflechtprozess mit einem erhöhten Automatisierungsgrad, geringem Materialverschnitt und der Möglichkeit zur endkonturnahen Preformfertigung auf, um das genannte Ideal zu erreichen. Das fertigungstechnisch und strukturmechanisch bestmögliche, simpelste Design erlangt man jedoch noch nicht, da entsprechende Auslegungstools fehlen.

Genau an dieser Stelle setzt diese Arbeit an und schafft mit Hilfe einer prozesswissensbasierten Auslegungstoolkette eine Möglichkeit zur virtuellen Optimierung hinsichtlich beider Aspekte. Die charakteristische Eigenheit des Flechtprozesses, dass Werkstoff und Bauteil simultan entstehen, zwingt gewissermaßen dazu, Auslegung und Fertigungsaspekte miteinander zu verknüpfen.

Nach der Darstellung des Stands der Forschung und der Grundlagen in Kapitel 2 wird dort ebenso die Zielsetzung für die Arbeit präsentiert. Aus der Zielsetzung heraus ergeben sich übergeordnete Fragestellungen, die es im Rahmen dieser Arbeit zu beantworten gilt.

So werden in Kapitel 3 die Faserarchitektur von Geflecht laminaten und das makroskopische Werkstoffverhalten experimentell untersucht. Diese experimen-

¹ Zitat aus: *My Life and Work* (1922)

tellen Kenndaten ermöglichen im Anschluss eine Validierung numerisch ermittelter Werkstoff-Steifigkeitskennwerte in Kapitel 4.

In Kapitel 5 werden Prozesseinflüsse auf das Geflecht laminat und Prozessgrenzen beim Flechten durch die experimentelle Bestimmung des Flechtmaschinen-Prozessfensters aufgezeigt. Die hier gewonnenen Handbuch-Informationen dienen nachfolgend als Fertigungsrestriktionen in einem Strukturoptimierungsprozess mit einem Evolutionären Algorithmus (Kapitel 6).

Zur Validierung der Prozedur wird die Antriebswelle eines Hochauftriebssystems innerhalb der implementierten Toolkette optimiert. Zielvorgaben aus der Strukturoptimierung und der Fertigung fließen in diese Mehrzieloptimierung ein.

2 Grundlagen und Stand der Forschung

In diesem Kapitel werden der Stand der Forschung sowie Grundlagen zum Überflechtprozess (Kapitel 2.1), der Auslegung von Geflechtstrukturen (Kapitel 2.2) und der Strukturoptimierung von Faserverbundstrukturen unter Fertigungsaspekten (Kapitel 2.3) präsentiert. Im Anschluss folgt die Zielsetzung für diese Arbeit (Kapitel 2.4).

2.1 Robotergestütztes Überflechten

Endkonturnahe Preforms zur Herstellung von Hochleistungsfaserverbund-Profilstrukturen lassen sich durch robotergestütztes Überflechten von Basisstrukturen, sogenannten Flechtkernen, realisieren. Heutige Flechtmaschinen verarbeiten dafür z.B. Kohlenstofffaser- oder Glasfaser-Multifilamentrovings, Aramidfasern oder Metalldrähte zu Rundgeflechten, die sich auf einen solchen Flechtkern ablegen. Weitere 2D- und 3D-Flechtverfahren für den Leichtbau sowie ihre Anwendungen werden von Laourine in [1] und Potluri in [2] vorgestellt.

Der Funktion einer Flechtmaschine zum Überflechten liegt ein einfaches, Jahrhunderte altes Prinzip zugrunde: Die Flechtfäden werden auf Spulen aufgewickelt und dann in Klöppeln, auch Spulenhalter genannt, eingespannt. Die Fortbewegung der Klöppel geschieht durch Flügelräder. Durch die Drehung der Flügelräder werden die Klöppel eine halbe Umdrehung mitbewegt und dann dem benachbarten Flügelrad übergeben. Das Resultat ist ihre gleichmäßig sinusförmige Bewegung innerhalb des Maschinenkörpers. Die Hälfte der Klöppel bewegt sich in der Flechtmaschine im Uhrzeigersinn, die andere gegen den Uhrzeigersinn. So entsteht das Rundgeflecht. Soll überflochten werden, wird zur Geflechtablage ein beliebig eigensteifer und möglichst leichter Flechtkern senkrecht zur Flechtebene eingeführt und in Vorschubrichtung, z.B. von einem Roboter, bewegt. Im Überflechtprozess können Bindungsarten wie Leinwandbindung oder Köperbindung erzeugt werden. Die kleinste abgeschlossene Einheit einer Gewebbindung bezeichnet man als Rapport. Im Gegensatz zur Erzeugung von Geweben ist man beim Flechten nicht auf einen Winkel von 90° zwischen den Fadensystemen festgelegt, sondern kann diesen variieren.

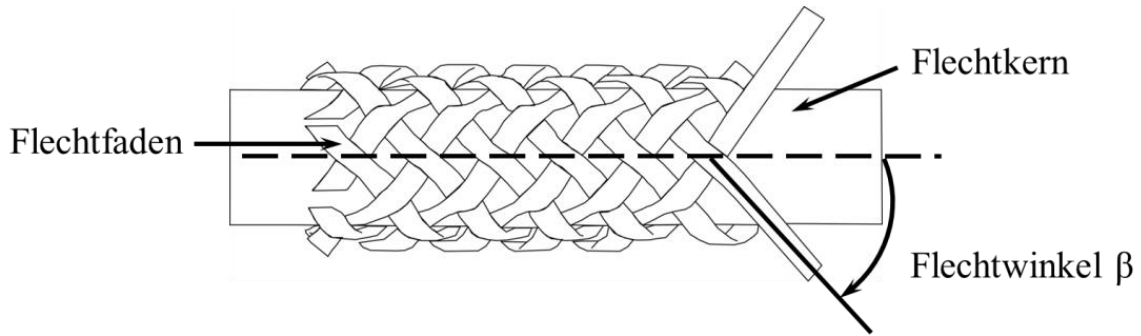


Abbildung 2.1: Skizze eines biaxialen Geflechts auf einem Flecht kern [3]

Hat ein Geflecht zwei Flechtfadensysteme, so wird es als biaxial bezeichnet (Abbildung 2.1). Die Hälfte des Winkels, welcher zwischen beiden Flechtfadensystemen entsteht, wird Flechtwinkel genannt. Er wird als Winkel zwischen der Vorschubrichtung des Flechtkerns und der Richtung eines Flechtfadensystems definiert. In der Praxis sind Winkel zwischen 20° und 80° realisierbar (vgl. Untersuchungen in Kapitel 5.3).

Die Ausbildung des Flechtwinkels ist abhängig von der Flecht kerngeschwindigkeit v_a , der Winkelgeschwindigkeit der Klöppel ω_b und dem Flecht kernumfang u . Ist der Kernquerschnitt kreisförmig mit dem Durchmesser d , ergibt sich für den Flechtwinkel β folgende Beziehung:

$$\beta = \tan^{-1} \left(\frac{u \omega_b}{2 \pi v_a} \right) = \tan^{-1} \left(\frac{d \omega_b}{2 v_a} \right). \quad 2.1$$

Viele Überflechtmaschinen bieten die Möglichkeit, ein drittes Fadensystem in das Geflecht einzuführen. Die Fäden dieses Fadensystems werden nicht mitbewegt, sondern an einer festen Position als sogenannte Stehfäden in das Geflecht eingeführt. Mit diesem dritten Fadensystem entsteht ein triaxiales Geflecht (Abbildung 2.2).

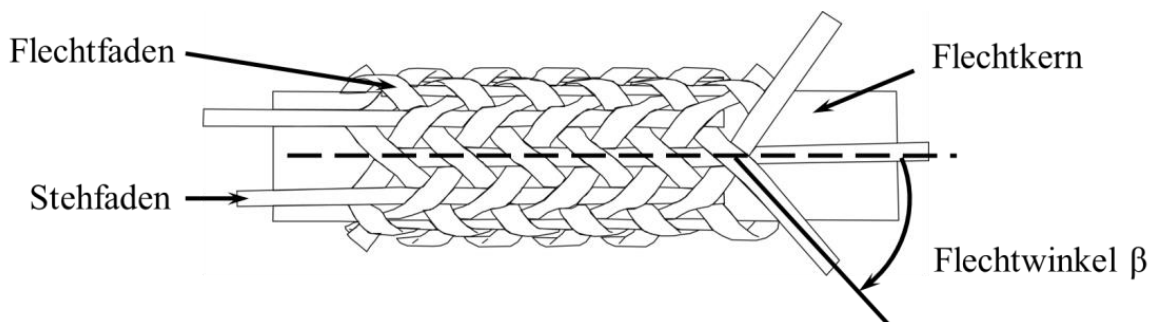


Abbildung 2.2: Skizze eines triaxialen Geflechts auf einem Flecht kern [3]



Abbildung 2.3: Radialflechter mit 176 Klöppeln und 88 Stehfadenzuführungen [4]



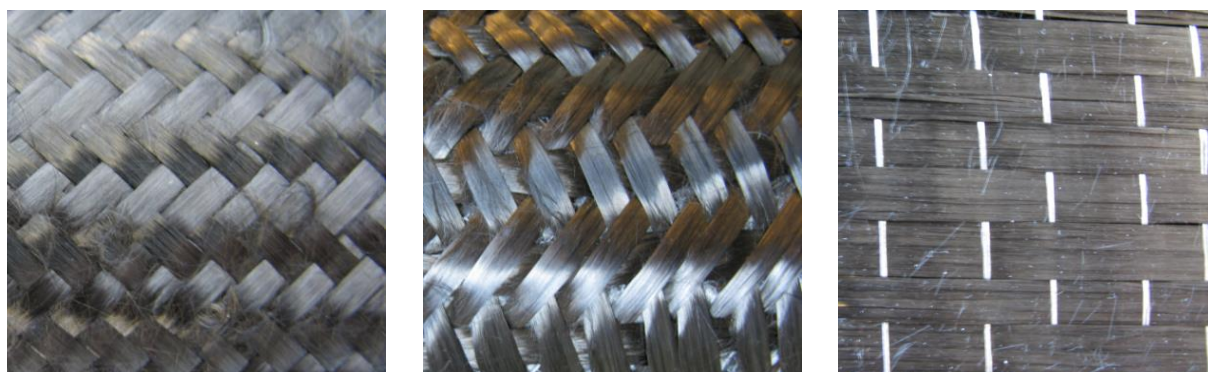
Abbildung 2.4: Horizontalflechter mit 144 Klöppeln und 72 Stehfadenzuführungen [5]

Bei den Maschinen unterscheidet man Horizontal- und Radialflechter. Die Bezeichnung resultiert aus der Anordnung der Klöppel. Bei Radialflechern (Abbildung 2.3) zeigen die Klöppel zur Mitte der Flechtmaschine, bei Horizontalflechern (Abbildung 2.4) parallel zum Vorschubvektor des Flechtkerns. Horizontalflechter verfügen über die klassische Klöppelorientierung wie sie für Standard-Textilflechtmaschinen üblich ist. Mit ihnen wurden auch die ersten endkonturnahen Geflecht-Strukturen aus Kohlenstofffaser- und Glasfaser-Multifilamentrovings hergestellt. Nachteil des Horizontalflechters ist, dass die Rovings stark umgelenkt werden und dadurch im Prozess mehr ungewünschte Filamentbrüche entstehen.

Bei den Radialflechern tritt diese Umlenkung nicht mehr auf und so wird eine schädigungsarme Produktion der Preform begünstigt. Solch eine Produktion wird zusätzlich durch ein speziell entwickeltes reibungsarmes Fadenführungssystem mit Leitblechen garantiert [6].

Roving-Schädigungen erzeugen jedoch nicht nur die Umlenkungen oder die Fadenführung, sondern auch die wirkenden Kräfte in den Rovings. Diese Kräfte werden durch Federn in den Klöppeln erzeugt und beeinflussen das Reibungsverhalten der Rovings untereinander. Höhere Reibung durch höhere Fadenspannung erzwingt mehr Filamentbrüche.

2.1.1 Geflechttypen und ihre Eigenschaften



a) Biaxialgeflecht

b) Triaxialgeflecht

c) UD-Geflecht

Abbildung 2.5: 2D-Geflechte [4]

Für Faserverbund-Leichtbaustrukturen werden im Wesentlichen drei 2D-Geflechttypen eingesetzt [7]: Biaxial-, Triaxial- und unidirektionale (UD) Geflechte (Abbildung 2.5).

Im Vergleich mit Multiaxialgelegen gleicher Faserorientierungen sind die mechanischen in-plane Eigenschaften eines Biaxial- oder Triaxialgeflecht-Laminats aufgrund der Ondulation im textilen Halbzeug geringer (vgl. [8], [9]). Die Vorteile dieser Geflechte liegen in einer höheren Schadenstoleranz im Vergleich zu nicht gewebeartigen Faserarchitekturen (vgl. [10], [11] und [12]). Der durch Ondulationen hervorgerufene Nachteil bei den mechanischen Eigenschaften biaxialer Geflechte lässt sich durch die Verwendung von UD-Geflechten [13] reduzieren. Bei UD-Geflechten wird ein beliebiger Teil der Flechtfäden, z. B. $\frac{3}{4}$ der Gesamtfadenanzahl, durch feine Stützgarne ersetzt. Dadurch entstehen nur minimale Welligkeiten im Geflecht. Die mechanischen Eigenschaften von UD-Geflechten sind daher mit den mechanischen Eigenschaften von Multiaxialgelegen vergleichbar (vgl. [14], [15]). Das gilt auch für die Schadenstoleranz.

Die Handhabung von UD-Geflechtpreforms ist im Prozess aufwändiger, da die trockene Preform, im Gegensatz zu biaxialen und triaxialen Geflechten, wenig selbststabilisiert ist. Durch das Aufschmelzen von Thermoplast-Bindervliesen wird solch eine Stabilisierung erzeugt.

2.1.2 Potenzial des Überflechtprozesses

Das große Potenzial des Überflechtprozesses liegt in der Serienproduktion von Preforms für profilartige Faserverbund-Strukturen. Wesentliche Gründe dafür

sind die moderaten Kosten durch die direkte Verarbeitung von Rovings und die Produktivität in der Herstellung der Preforms.

Zusammengefasst zeichnet sich das Verfahren durch folgende Aspekte aus:

- Wenig Verschnitt (Abfall).
- Kostengünstige Preformfertigung durch direkte Verwendung von Rovings.
- Realisierbarkeit geometrisch komplexer Profilstrukturen.
- Herstellbarkeit von Strukturen mit nahezu beliebiger Krümmung.
- Formenvielfalt in der Querschnittsform der Struktur: rund, elliptisch, dreieckig oder rechteckig; geschlossene oder offene Profile. Die Querschnittsformen können sich über die Struktur hinweg verändern.
- Wenige Handhabungsschritte in der Preformherstellung und damit eine hohe Prozessstabilität.

Neben diesen Stärken müssen zusätzliche technologische Randbedingungen in Betracht gezogen werden:

- Konkave Profilquerschnitte sind nicht direkt produzierbar.
- Bei nicht-runden Kernquerschnitten tritt über die Seitenflächen hinweg eine Abweichung vom Soll-Flechtwinkel auf (sogenannter S-Schlag, Abbildung 3.16).
- Wiederkehrender Aufwand für die Maschinenbestückung.
- Flechtwinkel sind nur in einem limitierten Bereich realisierbar. Es ist keine 0° - oder 90° -Faserorientierung möglich.
- Flechtumfangen können nicht beliebig stark in Längsrichtung variieren, da die Preform sonst auf dem Kern rutscht.
- Bei einer erhöhten Anzahl von Geflechtlagen können Falten beim Kompaktieren der Preform entstehen.
- Prozessfehler (Faserschädigung) können zu Defekten in der Komponente führen (Faserfehlstellen).
- Es muss stets ein Flechtkern und damit ein Kernkonzept für den jeweiligen Anwendungsfall bereitgestellt werden.

2.1.3 Geflechtstrukturen in der Anwendung

Typische Anwendungsfelder für Geflecht-Strukturen liegen in der Automobil- und Luftfahrtindustrie, im Sportbereich oder im medizinischen Sektor. Die Anforderungen an Faserverbund-Leichtbaustrukturen unterscheiden sich in manchen Aspekten.



Abbildung 2.6: Handhabungsgerät [16]



Abbildung 2.7: Flechtfahrrad [17]

So dominieren die Forderungen nach Funktionalität und Design meist im Sport- und Freizeitbereich, z.B. für Flechtfahräder (BRAID Bikes [18] in Abbildung 2.7 und BMC [19]). Bei der Entwicklung eines Handhabungsgerätes (ZascheSitec [16], Abbildung 2.6) sind diese Forderungen genauso wichtig.

In der Fahrzeugindustrie kommen Anforderungen wie Crash-Verhalten und Insassenschutz hinzu. In Serienproduktion sind aus diesem Bereich z.B. der BMW M6 CFK-Stoßfängerträger [20] in Abbildung 2.9 oder Versteifungselemente der Struktur des Lamborghini Aventador wie die A-Säule [21] hervorgegangen. Flechttechnologie und Multiaxialgelege sind durch strukturelles Nähen für das Preforming des Crash-Konus des McLaren Mercedes SLR [22] vereint worden, um maximale Energieabsorption im Crash-Lastfall zu garantieren.

Die Forderung nach struktureller Integrität einer Komponente ist im Luftfahrtbereich von zentraler Bedeutung. Dazu kommt der Aspekt einer geforderten Schadenstoleranz. Bisher erfolgreich entwickelte Geflecht-Bauteile sind das Fahrwerk des Militärhubschraubers NH-90 [23] in Abbildung 2.8 oder das Fan-Gehäuse des GEnx-Triebwerks für die Boeing 787 [24]. Eine weitere untersuchte Anwendung sind Antriebswellen für Hochauftriebssysteme [12], [25].

Alle genannten Anwendungen sind ausnahmslos Bauteile aus Biaxial- oder Triaxialgeflecht-Preforms.

In der Zusammenarbeit von Luftfahrtindustrie und Forschungseinrichtungen wurden für die Luftfahrt im EU-Projekt „IMac-Pro“ [26] Fertigungskonzepte für Versteifungselemente wie Spante und Holme im Flugzeugrumpf entwickelt. Die Forderung nach maximaler Bauteilsteifigkeit hat hier zur Entwicklung UD-geflechtener Profilstrukturen geführt. In diesem Zusammenhang ist ein Höhenleitwerksholm für den Falcon Business Jet des Herstellers Dassault Aviation entwickelt und als Prototyp umgesetzt worden [27].



Abbildung 2.8: NH-90 Hubschrauber-Fahrwerk mit integrierten Verbindungsstellen [28]



Abbildung 2.9: BMW M6 CFK-Stoßfängerträger [29]

2.1.4 Entwicklungen für die Prozessautomatisierung

Soll der Flechtprozess als Preformingverfahren für Serienprodukte eingesetzt werden, so muss der Prozessautomatisierungsgrad gesteigert werden. Automatisierung kann dazu beitragen, die Prozessstabilität bzw. Reproduzierbarkeit zu erhöhen. Ohne Automatisierung ist zudem eine kosteneffiziente Fertigung in Hochlohnländern kaum möglich. Eine ganze Reihe von aktuellen Aktivitäten widmet sich daher diesem Thema.

BMC hat für Flechtfahräder eine nahezu handhabungsfreie, robotergestützte Fertigung realisiert [19] und kommt damit dem Ziel der vollständig automatisierten Prozesskette für einfache Geflechtstrukturen sehr nah.

Dem Forschungsbereich der Luftfahrtindustrie entstammt die in Abbildung 2.10 gezeigte Flechtzelle, mit der Profilstrukturen wie Spant-Segmente gefertigt werden können. Ein Fördersystem transportiert den Flechtkern auf einer kreisförmigen Bahn, während gleichzeitig an mehreren Flechtmaschinen überflochten werden kann. Jede Flechtmaschine kann so eine andere Lagenorientierung produzieren.

Durch Überflechten lassen sich 0° - und 90° -Faserorientierungen an einer Struktur nicht realisieren. Da gerade im Luftfahrtbereich oftmals nur die Lagenwinkel 0° , $+45^\circ$, -45° und 90° zulässig sind, schränken diese Fertigungsrandbedingungen die Designfreiheit deutlich ein.

Im Rahmen des europäischen Forschungsprojekts „IMac-Pro“ [26] sind Baugruppen für Flechtmaschinen entwickelt worden, die 0° - und 90° -Faserorientierungen [30] erzeugen können. Zur Erzeugung von 90° -Winkellagen kann eine Wickereinheit, wie in Abbildung 2.11, an der

Flechtmaschine integriert werden. 0° -Orientierungen erhält man durch eine UD-Gelege-Zuführung, die ebenfalls direkt an der Flechtmaschine integriert ist (Abbildung 2.12). Der Schlüssel zur Erweiterung der Designfreiheit liegt somit in der Kombination unterschiedlicher Textiltechnologien.

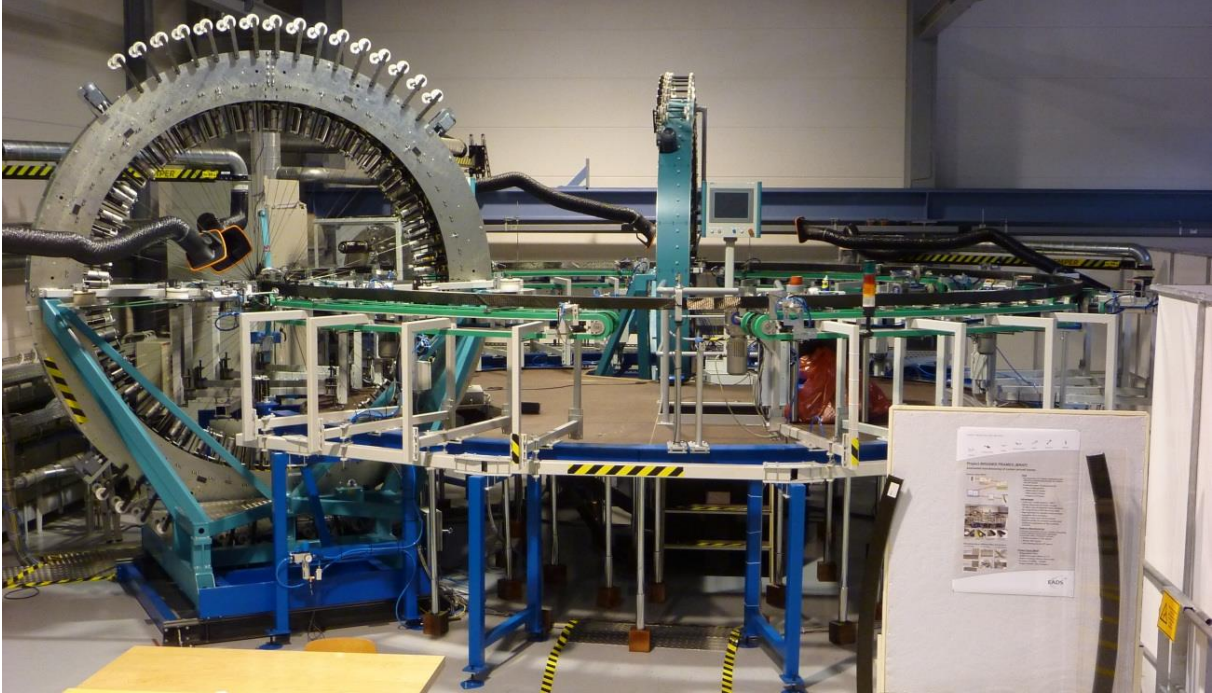


Abbildung 2.10: Flechtzelle zur automatisierten Fertigung von Profil-Strukturen (EADS-IW, Stade) [5]

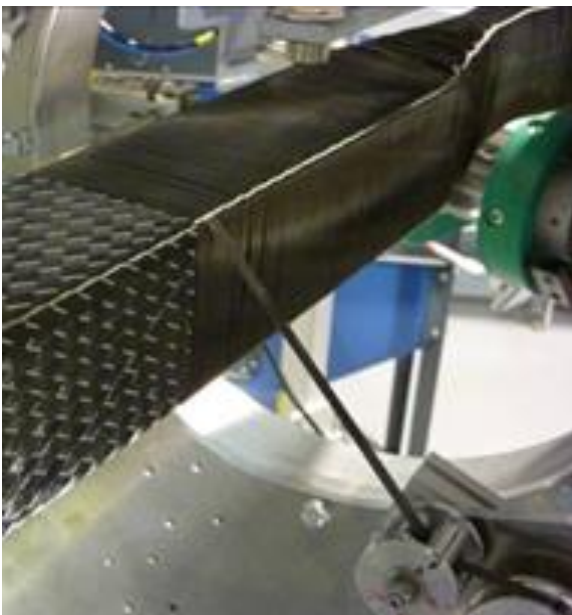


Abbildung 2.11: An der Flechtmaschine integrierte Wickeleinheit [5]



Abbildung 2.12: An der Flechtmaschine integrierte UD-Gelege-Zuführung [5]

Vor allem in automatisierten Prozessen muss eine gleichbleibende Qualität des Produktes sichergestellt werden. Qualitätssicherungssysteme (QS-Systeme) sind daher auch Gegenstand der Forschung für den Flechtprozess. Ein zentrales Thema beim Flechten ist die Flechtwinkel-Kontrolle, die in zwei Stadien des Prozesses zu unterschiedlichen Zwecken eingesetzt werden kann. Kontrolliert man den entstehenden Flechtwinkel direkt bei der Ablage der Preform (Abbildung 2.13), so könnte mit der Winkelinformation als Regelgröße die Flechtmaschine gesteuert werden. Eine Kontrolle des Winkels an der fertigen Preform dient der Qualitätssicherung. Dazu werden die Winkel an digitalen Bildern (Abbildung 2.14) ausgewertet.

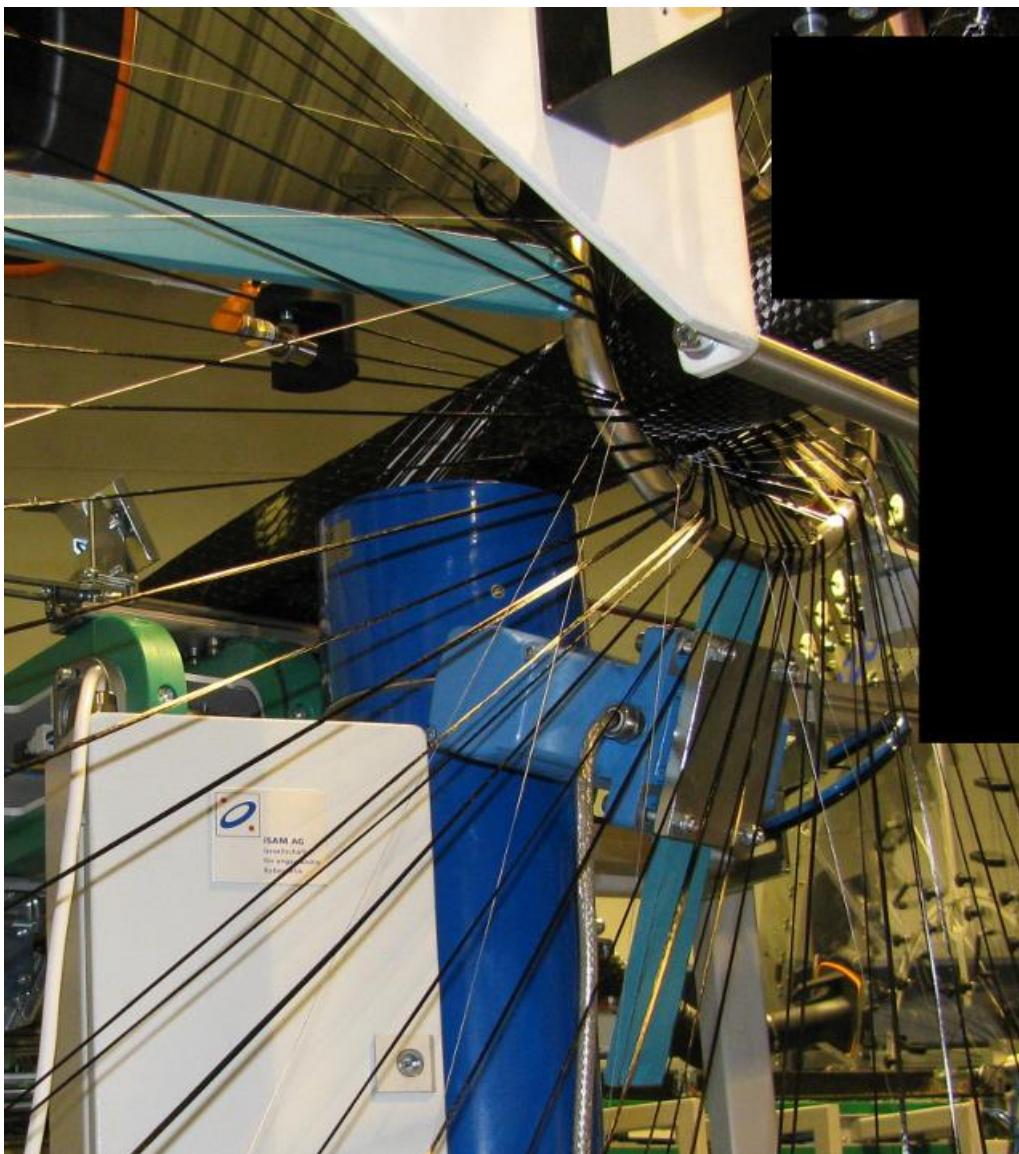


Abbildung 2.13: Flechtwinkelkontrolle bei der Geflechtablage [30]

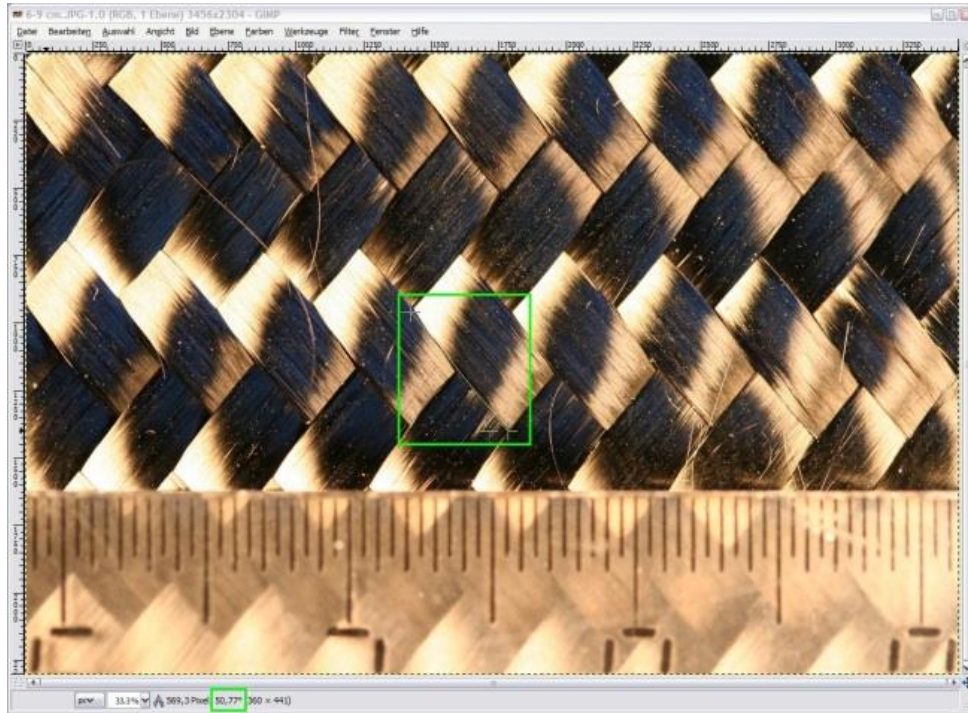


Abbildung 2.14: Aufnahme einer Geflechtpreform zur softwarebasierten Flechtwinkelanalyse [31]

Im Bereich der Automatisierung des Flechtprozesses gibt es Bestrebungen, die Fadenspannung mit einem elektronischen Klöppel zu steuern [32]. Notwendig wird eine solche Steuerung bei veränderlichen Flecht kern-Querschnitten zur Minimierung von Roving-Schädigung und zum Ausgleich der wirkenden Schwerkraft auf die Rovings im oberen und unteren Abschnitt eines Profilquerschnitts. Weitere Automatisierungsaspekte sind bisher noch nicht zufriedenstellend gelöst. Dazu gehört das automatische Bespulen, das Ersetzen einzelner Rovingspulen sowie das Neu-Besetzen der Maschine. Flechtmaschinen, an denen dies möglich ist, nehmen an Komplexität und Größe sehr schnell zu. Auch der automatische Start und das Beenden des Flechtprozesses mit Fixierungen der Geflecht-Preform müssen noch entwickelt werden.

Das Überflechten stellt somit einen teilautomatisierten Prozess dar, der sich sehr gut für die Serienfertigung eignet.

Die Prozesstechnik ist zurzeit weiter entwickelt als die in gleichem Maße notwendigen (kommerziellen) Auslegungswerkzeuge und -strategien für derartige textile Strukturen. Diese sind aber unerlässlich, um eine Akzeptanz und Weiterverbreitung des Verfahrens zu ermöglichen. Mittel zur Werkstoff-Modellbildung textiler Preforms und die Auslegung der Struktur mit kommerziellen Finite-Elemente-Lösern (FE-Löser) beschreibt der folgende Abschnitt.

2.2 Auslegung von Geflechtstrukturen

In einem faserverstärkten Kunststoffverbund sind ein Matrixwerkstoff und Fasern zu einem inhomogenen Werkstoff vereint. Bei der Herstellung von Faserverbundbauteilen werden Faserschichten gestapelt, um einen Lagenaufbau mit mehreren Orientierungen zu erzielen. Dadurch können multiaxiale Lasten aufgenommen werden.

In der Berechnung von Faserverbundstrukturen wird dieses Stapelprinzip in die Modellbildung übernommen. Kommerzielle FE-Löser verwenden Mehrschichten-Schalenelemente, mit denen ein Lagenaufbau repräsentiert werden kann. Die grundlegende Theorie der Schalenelemente ist die erweiterte Kirchhoff'sche Plattentheorie durch Mindlin [33] und Reissner [34]. Die Erweiterung berücksichtigt die Deformation durch Schub über die Plattendicke. Zur Berechnung von Mehrschichtverbunden, bestehend aus unidirektionalen Schichten, wird die klassische Laminattheorie (engl. *classical laminate theory* (CLT), z.B. bei Schürmann [35]) verwendet, die größtenteils auf der Kirchhoff'schen Plattentheorie beruht.

Bei Geweben oder Geflechtes sind mehrere Hauptorientierungsrichtungen der Fasern miteinander verwoben. Eine Auftrennung in unidirektionale Einzelschichten ist somit unmöglich. Der klassische Modellierungsansatz von Faserverbundstrukturen ist hier folglich schwer anwendbar. Um textilbasierte Faserverbundwerkstoffe zu simulieren, bedient man sich der Symmetrieachsen des Textils. In diesen Symmetrieachsen werden die Werkstoffeigenschaften formuliert und gehen so in ein orthotropes Materialmodell für das Schalenelement ein.

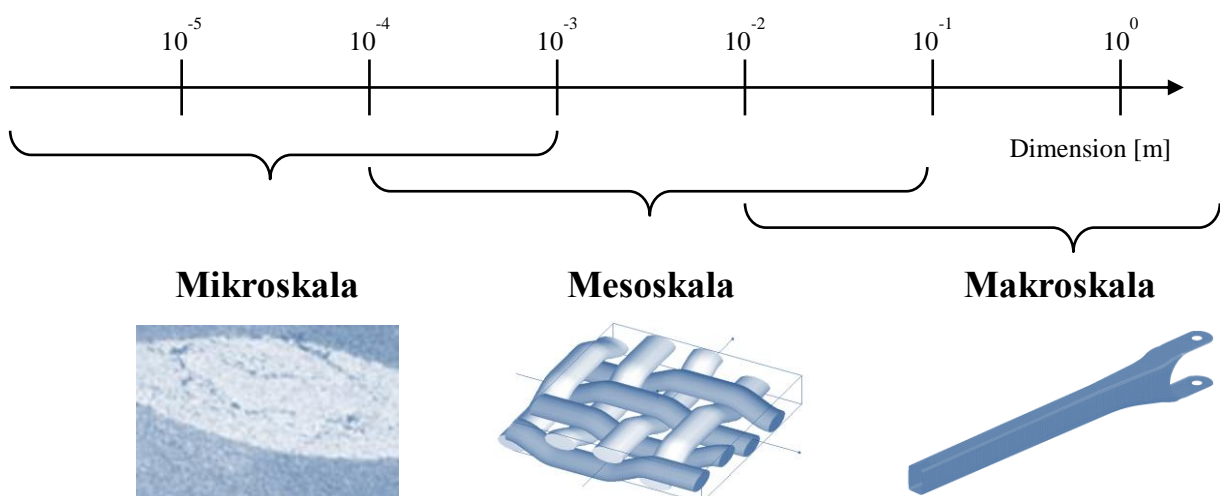


Abbildung 2.15: Dimensionszuordnung von Mikro-, Meso- und Makroskala

Um an die Formulierung eines orthotropen Materialmodells zur makroskopischen Geflechtbauteil-Analyse zu gelangen, wird eine Multiskalen-Modellierung durchgeführt. Diese ist bei textilbasierten Faserverbundwerkstoffen üblich (vgl. Abbildung 2.15).

Auf der Mikroskala wird das Zusammenspiel von Faser- und Matrixwerkstoff, z.B. am Faser-Matrix-Interface, im Bereich der Einzelfilamentauflösung untersucht. Die Mesoskala beinhaltet eine Einheitszellen-Modellierung des textilen Halbzeugs, die eine Faserarchitektur beschreibt. Die Rovings werden zumeist als bereits homogenisierter Werkstoff angenommen. Wie bei unidirektionalen Laminaten verwendet man für diese Homogenisierung innerhalb der Rovings oftmals geschlossene, analytische Gleichungen der Mikromechanik. Um zur makroskopischen Materialbeschreibung zu gelangen, muss eine Homogenisierung der gesamten Einheitszelle stattfinden. Der Einfluss der Faserarchitektur, wie beispielsweise durch Ondulationen, auf das globale Verhalten des Werkstoffes muss sich auf der Meso- und der Makroskala gleichen. Die Spannungs- und Verschiebungsfelder innerhalb der Einheitszelle unterscheiden sich jedoch für die jeweilige Skala. Die Beschreibung des Werkstoffes auf der Makroskala wird in der Regel zur Bauteilanalyse verwendet. Während man bei der Ermittlung von Steifigkeitskennwerten des Laminats (Ingenieurskonstanten) von der Mikro- über die Meso- zur Makroskala übergeht und Informationen transportiert, wird das Versagensverhalten auf allen drei Skalen separat betrachtet. Die Auswahl der Skala richtet sich jeweils nach dem Versagensmechanismus, der zu untersuchen ist (vgl. Vandeurzen in [36]). Für eine Versagensanalyse am Bauteil schlägt Miravete [36] als Versagenshypothese am Schalenelement für statische Belastungen das Tsai-Wu-Kriterium für orthotrope Materialien vor. Für dünnwandige Strukturen wird auf die Auswertung der Spannungen in Dickenrichtung verzichtet, was das Problem auf ein zweidimensionales reduziert. Als Werkstoffkennwerte werden die elastischen Konstanten E_x , E_y , G_{xy} und ν_{xy} benötigt. Um ein Versagen mit der Hypothese abschätzen zu können, werden Festigkeitskennwerte, meist durch Versuche (vgl. Kapitel 3), in den Orthotropie-Achsen des Materials bestimmt. Dazu gehören die Zug-, Druck- und Schubfestigkeiten des Geflechtlaminats. Miravete verwendet mit dem Tsai-Wu-Kriterium eine Versagenshypothese, die lediglich für UD-Lamine gültig ist. Die sehr stark vereinfachte Annahme, dass sich ein biaxiales oder triaxiales Geflecht in seinen Orthotropie-Achsen so verhält wie ein unidirektionales Laminate in seinen Hauptachsen, ist physikalisch nicht begründbar und für eine Festigkeitsaussage daher unzureichend. Es handelt sich vielmehr um einen ingenieurmäßigen Ansatz, der aus dem Mangel an verfügba-

ren Versagensmodellen für derartige Geflechte in FE-Software zur makroskopischen Analyse resultiert. Wird so auf der Makroskala ein Versagen des Werkstoffs durch die Versagensthypothese festgestellt, kann zudem weder abgeleitet werden, wo das Erstversagen im textilbasierten Kunststoffverbund stattfindet noch welche Art des Versagens vorliegt.

Auf der Mesoskala ist dies beispielsweise mit Hilfe einer detaillierten FE-Einheitszellenmodellierung bedingt möglich. Die Spannungszustände in den Rovings können mit einer Versagensthypothese für unidirektionale Lamine, z.B. nach Puck [37], evaluiert werden. Das physikalisch basierte, wirkebenebezogene Bruchkriterium nach Puck identifiziert Faser- und Zwischenfaserbruch. Um solch ein Versagenkriterium verwenden zu können, muss man die Charakterisierung eines UD-Laminats durchführen. Es sind UD-Schichtfestigkeitskennwerte für Zug und Druck für die faserparallele und fasertransversale Richtung sowie die In-Plane-Schubfestigkeit notwendig. Neben dem Versagen im Roving muss eine Aussage über das Versagen im Matrix-Bereich der Einheitszelle ermöglicht werden. Diese kann, im einfachsten Fall, durch Vergleichsspannungsanalysen des isotropen Matrix-Werkstoffs erhalten werden. Dem Entstehen von Zwischenfaserbrüchen geht meist eine Schädigung am Interface zwischen Filament und Matrix voraus. Diese Art der Schädigung lässt sich auf der Mikroskala untersuchen. Auch hier bedient man sich der FE-Simulation.

Für textilverstärkte Kunststoffverbunde ist die Mesoskalen-Analyse wesentlich, da dort die charakteristischen Eigenschaften des Textils abgebildet werden. Die Faserarchitektur beeinflusst maßgeblich die mechanischen Eigenschaften. Dabei ist vor allem die Ondulation der Fäden dominierend. Gerade beim Flechten bestimmen relativ viele Parameter die Faserarchitektur. Die Auslegung solcher Strukturen bringt einen großen experimentellen Materialcharakterisierungsaufwand mit sich, wenn viele Faserarchitekturen zu untersuchen sind. Um diesen zu minimieren und das Werkstoffverhalten bereits im Vorfeld zu analysieren, bedient man sich der numerischen Kennwertermittlung. Diese wird im folgenden Abschnitt beschrieben.

2.2.1 Numerische Kennwertermittlung

Seitdem textilfaserverstärkte Kunststoffe für technische Anwendungen im Einsatz sind, entstehen Modelle zur prädiktiven Kennwertermittlung. Die analytischen und numerischen Verfahren zur Homogenisierung einer Einheits-

zelle beinhalten als ein wesentliches Unterscheidungsmerkmal den Grad der Vereinfachung einer Faserarchitektur. Im Folgenden werden ausgewählte Methoden zur Berechnung effektiver Steifigkeitskennwerte für Biaxial- und Triaxialgeflechte vorgestellt. Einen allgemeinen Überblick über textilstrukturbezogene Methoden bietet Cox [38].

Ayranci und Carey [39] präsentieren einen sehr ausführlichen Überblick über die Ableitung elastischer Werkstoffkonstanten für 2D-Geflechte. Ihre umfangreiche Literaturaufzählung beinhaltet Modelle, mit denen das elastische und plastische Verhalten sowie die Versagensmechanismen von Geflechten vorausberechnet werden können. An dieser Stelle werden Modelle ausgewählt, die sich im Homogenisierungsschema unterscheiden.

2.2.1.1 Parallel- und Serienschaltung von Steifigkeiten

Bei den meisten Modellen zur Steifigkeitskennwertermittlung von textilbasierten Faserverbundwerkstoffen, wird die Diskretisierung einer Einheitszelle in Teilstücke bzw. -elemente durchgeführt. Diese Elemente werden i. A. als UD-Lamine behandelt und mit Hilfe mikromechanischer Beziehungen homogenisiert. Die Elementsteifigkeiten werden dann als Parallel- oder Serienschaltung mathematisch beschrieben, um die globale Steifigkeit bzw. Nachgiebigkeit der Einheitszelle zu erhalten.

Die Modellbildung bei Geflechtem geht aufgrund der geometrischen Ähnlichkeit auf Gewebestrukturen zurück. Die ersten Modelle aus den 50er und 60er Jahren sind zumeist sehr einfach gehalten und haben ihre Wurzeln in der Analyse von einlagigen, gewellten Laminen (vgl. Referenzen in [40]).

Die ersten einflussreichen Arbeiten auf dem Gebiet der Gewebetextilen wurden von Ishikawa und Chou (vgl. mit [41], [42] und [43]) in den 80er Jahren durchgeführt. Sie entwickelten drei analytische, eindimensionale, elastische Modelle: das Mosaik-Modell (engl. *mosaic model*), das Faserwelligkeits-Modell (engl. *crimp model*) und das Brückenbildungs-Modell (engl. *fibre bridging model*). In diesen 1D-Modellen wird die zweidimensionale Ausdehnung des Gewebes nicht berücksichtigt.

Das Mosaik-Modell trennt das Gewebe in zwei Lagen aus zahlreichen asymmetrischen Basis-Winkellaminen auf (Abbildung 2.16). Durch Parallel- oder Serienschaltung der Anordnung lassen sich die elastischen Werkstoffkonstanten für die Ebene bestimmen. Dieses Modell ist auf 90°-Winkellamine und zwei Dimensionen beschränkt. Zudem können keine Ondulationen abgebildet werden. Die Kontinuität der Fasern ist nicht gegeben.

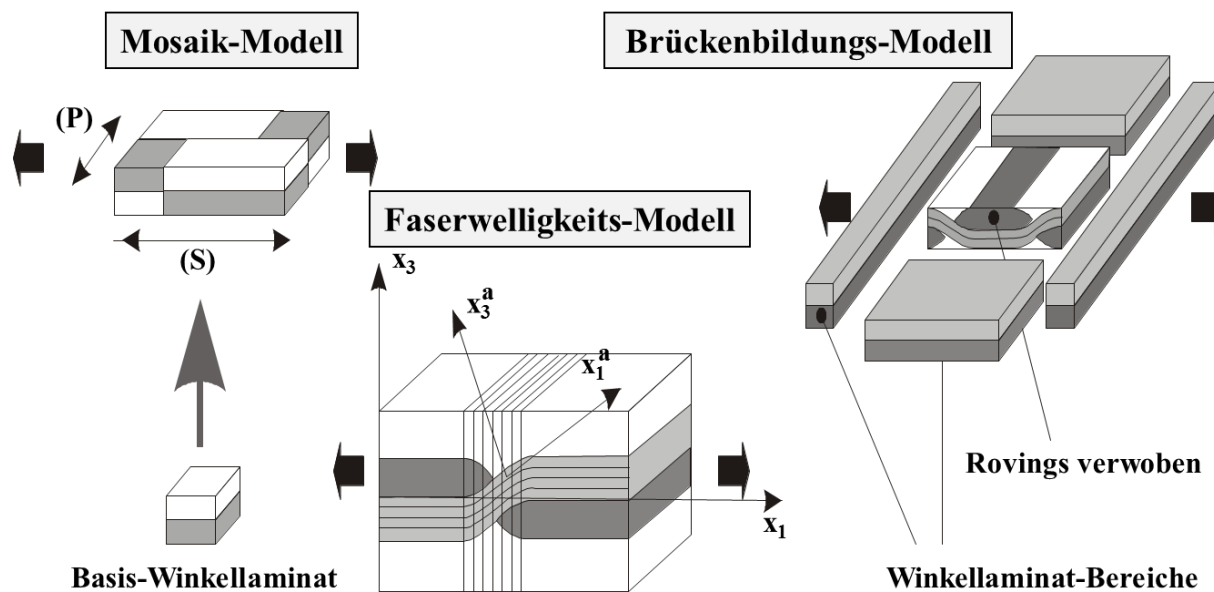


Abbildung 2.16: Mosaik-, Faserwelligkeits- und Brückenbildungs-Modell nach [44]

Das Faserwelligkeits-Modell ist eine Erweiterung des Mosaik-Modells, in dem die Kontinuität der Fasern durch Modellierung der Krümmung mit Hilfe einer Sinus-Funktion gegeben ist. Die elastischen Werkstoffkonstanten für die Ebene werden durch eine entsprechende Diskretisierung und Summation der lokalen Steifigkeitsmatrizen entlang der Faserrichtung erhalten [45].

Das Brückenbildungs-Modell ist speziell für die Besonderheiten der Atlasbindungen entwickelt worden und vereint das Prinzip des Mosaik- und des Faserwelligkeits-Modells.

Alle drei Modelle zeigen Grundprinzipien der Homogenisierung von textilen Faserverbundwerkstoffen auf. Sie sind jedoch nicht zur vollständigen Erfassung von Geflechtem zu verwenden, da Fasersysteme in Geflechtem nicht immer senkrecht zueinander stehen.

Nach Bogdanovich und Pastore [40] kann für Geflechtem lediglich ein Ansatz gemittelter Steifigkeiten (engl. *stiffness averaging method*) oder Nachgiebigkeiten (engl. *compliance averaging method*) bzw. ein Mischungsansatz (engl. *blending model*) zu einem einfachen analytischen Verfahren führen. Die meisten 2D-Modelle basieren auf diesen Ansätzen (vgl. Ayranci [39]).

Die Stiffness-Averaging-Methode wurde von Kregers und Melbardis eingeführt [46]. Die Charakteristik der Geflecht-Faserarchitektur wird nun in einem Modell abgebildet. Bei der Stiffness-Averaging-Methode wird die Geflecht-Faserarchitektur gedanklich in ihre Faserorientierungssysteme getrennt. Jedes Fasersystem wird als Lage mit einer Ausrichtung im dreidimensionalen Raum verstanden. Sie interagieren im Modell nicht miteinander und man nimmt eine

Parallelschaltung der Einzellagen-Steifigkeiten an. Die Kontinuität der Verschiebungen zwischen den Phasen wird so gewahrt.

Um die elastischen Eigenschaften des Kontinuums zu gewinnen, muss zunächst die Einzellage unter Annahme transversaler Isotropie mit Hilfe geeigneter mikromechanischer Beziehungen homogenisiert werden.

Die Welligkeiten der Faserorientierungen werden betrachtet, indem jedes Fasersystem in stückweise lineare, dreidimensional ausgerichtete Elemente diskretisiert wird (Roze und Zhigun [47]). Diese Elementsteifigkeiten werden dann in das lokale Koordinatensystem des Fasersystems über den Azimut-Winkel der lokalen Welligkeit transformiert. Anschließend wird volumenanteilig zur Einzellagensteifigkeit aufsummiert.

Die Einzellagensteifigkeit wird nun in das globale Koordinatensystem des Laminats transformiert. Entsprechend der Volumenanteile der Einzellagen an dem Gesamtlaminat wird gewichtet aufsummiert, um die globale Steifigkeitsmatrix des Geflecht laminats zu erhalten. Daraus können dann die effektiven Werkstoffkonstanten für die Ebene, auch Ingenieurskonstanten genannt, berechnet werden.

Von dieser Methode gibt es zahlreiche Abwandlungen [39]. Die Variationen liegen zum einen in der Herleitung der homogenisierten elastischen Werkstoffkonstanten der unidirektionalen Verbundschicht durch die mikromechanischen Beziehungen, zum anderen in der Komplexität der Abbildung der Fasersysteme. Dies betrifft die Beschreibung der Faserwelligkeit. Man kann sie durch geschlossene kontinuierliche Funktionen, z. B. eine Sinus-Funktion, B-Splines, oder stückweise linear ausdrücken. Des Weiteren können die Einzellagen auch in mehrere Garne aufgetrennt werden, die definierte Querschnittsformen besitzen. Alle Abwandlungen beeinflussen das Ergebnis maßgeblich.

Mit dem Ansatz gemittelter Steifigkeit wurden in der Vergangenheit einige wenige Methoden zur Festigkeitsaussage entwickelt. Das Modell von Naik [48] bietet Ansätze, indem auf die homogenisierten, diskreten Garnsegmente eine Festigkeitshypothese angewendet wird. Die Position des Erstversagens in der Textilstruktur wird so identifizierbar. Das Modell ist im Software-Tool TEXCAD [49] implementiert.

In den letzten Jahrzehnten sind wenige Modelle zur Herleitung der dreidimensionalen elastischen Werkstoffkonstanten für 2D-Geflechte präsentiert worden. Dreidimensionale Modelle für 2D-Geflechte entstammen häufig Ansätzen für 3D-Geflechte [50], bei denen eine Bestimmung der elastischen Konstanten aufgrund des weiteren Fasersystems in Dickenrichtung essentiell ist. Ein in der Literatur oft zitiertes Modell für 3D-Geflechte ist das *Fabric Geometry Model*

(FGM) von Whyte [51] sowie Pastore und Ko [52]. Masters [53] und Miravete [36] haben dieses für Biaxial- und Triaxialgeflechte verwendet.

Beim Fabric Geometry Model wird die Geflecht-Einheitszelle in quaderförmige Elemente diskretisiert. Im Innern dieser Elemente befinden sich die Garne, welche die Knoten der Elemente verbinden. Wahlweise verlaufen Sie auch entlang der Elementkanten, um Stehfäden zu repräsentieren. Jedem Garn wird eine lokale Steifigkeitsmatrix zugewiesen. Die Homogenisierung erfolgt nach dem Stiffness-Averaging-Prinzip. Vandeuren [54] bewertet das FGM-Modell als effektiv und korrekt zur Ermittlung des elastischen Werkstoffverhaltens.

Eine Weiterentwicklung des FGM ist von Böhler [55] vorgeschlagen worden. Dabei werden die Garnpfade durch die Flechtprozesssimulation (s. Abschnitt 2.2.2) erzeugt. Das regelmäßige 3D-Gitter erlaubt es, dass die Garne die Elementflächen durchstoßen. Anschließend erfolgt eine Homogenisierung durch Steifigkeitsmittelung. Mit diesem Modell konnte eine gute Übereinstimmung mit den Werkstoff-Steifigkeiten gefunden werden.

Das FGM wird nicht nur zur Prognose elastischer 3D-Werkstoffkonstanten verwendet. Miravete [56] erweitert den Ansatz, indem er für jedes Garn ein einfaches Versagenskriterium ansetzt. Ist die Bruchdehnung von Matrix oder Faser erreicht, tritt Versagen ein. Das Versagensmodell ist eine starke Vereinfachung, da der tatsächliche Spannungszustand durch die Abstraktion des Garnmodells nicht abgebildet wird. Für eine grobe Abschätzung des Werkstoffpotenzials ist es jedoch ausreichend.

2.2.1.2 Einschluss-Methode

Ein Ansatz zur Homogenisierung von kurzfaserverstärkten Kunststoffen ist die Mori-Tanaka-Methode. Das Betrachten einzelner beliebig orientierter Einschlüsse in einer homogenen Matrix (engl. *inclusion model*) kann auch auf endlosfaserverstärkte Kunststoffe angewendet werden. Vandeuren [54] betont, dass bei dieser Methode für Faservolumenanteile oberhalb von 30 % keine korrekten Lösungen mehr zu erwarten sind. Einige nachfolgende Veröffentlichungen widersprechen jedoch dieser These. Eine detaillierte Beschreibung dieses Ansatzes folgt in Kapitel 4.1.2. Die Mori-Tanaka-Methode ist in der Software WiseTex [57] implementiert.

2.2.1.3 Finite-Elemente-Modelle

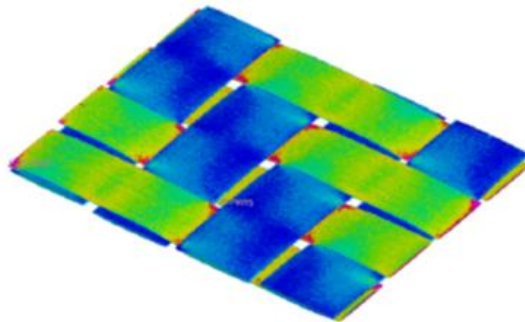


Abbildung 2.17: FE-Einheitszellenmodell eines Biaxialgeflechts [60]

Die Entwicklung mikro- und meso-mechanischer Werkstoffmodelle für textilfaserverstärkte Kunststoffe wird heute vor allem durch die Forderung nach Abschätzung der Werkstoff-Festigkeit vorangetrieben. Vor einigen Jahrzehnten konnten aufwändige numerische Modelle aufgrund fehlender Rechenkapazität nicht berechnet werden. Daher entstanden die hier erwähnten einfachen, analytischen Modelle, mit denen eine Festigkeitsprognose nur sehr bedingt möglich war. Mit steigender Rechenkapazität wurden Meso-Modelle geometrisch komplexer. Heute können mit Hilfe der FE-Methode geometrisch sehr detaillierte Einheitszellenmodelle aufgebaut werden (s. Abbildung 2.17). Auch unterstützen Tools wie FETex [57] oder TexGen [58] die geometrische Modellerstellung und automatische Vernetzung. Gerade die geometrische Erstellung von FE-Einheitszellen sehr kompakter Textilien ist nicht trivial. Pickett [59] stellt im Zusammenhang mit der Flechtsimulation einen Modellierungsansatz vor. Dieser wird in Abschnitt 2.2.2.3 erläutert.

Bei der Vorhersage der Festigkeit führen auch FE-Einheitszellenmodelle zu Schwierigkeiten. So können beispielsweise verzerrte Elemente das Versagensverhalten maßgeblich steuern. Zudem kann Versagen innerhalb der Rovings nur bedingt aufgelöst werden, da diese bereits homogenisiert sind.

2.2.1.4 Anmerkungen

Die numerische Kennwertermittlung sollte stets zielgerichtet erfolgen. Die Aufgabe besteht darin, die Geometrie des Geflechts in ausreichendem Maße abzubilden, ohne in unnötige Details zu verfallen. Detailbetrachtungen in der geometrischen Ausbildung gehen stets mit erhöhten Analyseaufwänden einher. Diese betreffen die geometrische Ausbildung des Geflechts, die mit adäquaten experimentellen Methoden erfasst werden muss, und natürlich die numerische Modellbildung, die zu hohen Rechenzeiten führen kann.

Viele Modelle gehen davon aus, dass die Faserarchitektur bekannt ist, bevor eine Analyse stattfindet. In manchen Fällen kann sie jedoch nur beschränkt vorausberechnet werden. Der nun folgende Abschnitt soll einen Einblick in heute verwendete Verfahren geben, mit denen eine Faserarchitektur erhalten werden kann. Besonderer Fokus liegt auf der Prozesssimulation und den Analyse-Möglichkeiten, die sich daraus ergeben. Diese Möglichkeiten betreffen sowohl die Strukturanalyse als auch die Fertigung.

2.2.2 Simulation des Flechtprozesses

Wie im vorangestellten Abschnitt beschrieben, stellt die Faserarchitektur eine wesentliche Grundlageninformation zur Ableitung mechanischer Kennwerte für Geflechte dar. Die Faserarchitektur wird maßgeblich durch die Flechtkernegeometrie und die Prozessparameter bestimmt. Diese Zusammenhänge müssen beschrieben werden, wenn eine Faserarchitektur zur weiteren Analyse bereitgestellt werden soll.

Analytische Gleichungen ermöglichen beispielsweise die Ermittlung der Faserorientierung in Abhängigkeit von den Geometrie- und Prozessparametern (Rosenbaum [61]). Eine gute Vorhersage des Flechtwinkels kann jedoch nur für einfache, achsensymmetrische Flechtkernegeometrien erhalten werden. Die Faserablage für Flechtkernegeometrien mit nicht-achsensymmetrischen Querschnitten, die über die Länge variieren, lässt sich dagegen nicht geschlossen analytisch prognostizieren. In diesen Fällen bedient man sich oftmals der Prozesssimulation.

Erste Simulationen des Überflechtprozesses wurden mit numerischen Methoden durchgeführt, die auf kinematischen Beziehungen beruhen (Kessels und Akkerman [62], [63]). Solch kinematische Ansätze sind jedoch entscheidenden Vereinfachungen unterworfen, durch die das physikalische Verhalten der Rovings kaum abgebildet wird. So fehlen die Interaktionen zwischen den Rovings durch Reibung und Deformation, bevor sie sich auf dem Flechtkern ablegen. Zudem wird das Verhalten der Fäden auf dem Kern nicht betrachtet. Einmal auf dem Kern abgelegt, bleibt ihre Position fix; Nachverdichtung und Umorientierung werden nicht abgebildet. Ondulationen können nur durch weitere Annahmen ermittelt werden und die Komprimierung von Lagen lässt sich ebenso nicht bestimmen. Die Faserorientierung wird jedoch auch für eine komplexe Kernegeometrie relativ gut prognostiziert und die Rechenzeiten liegen im Sekundenbereich.

Die Reibungsverhältnisse zwischen Flechtfäden und Kern sowie Geometrie-Einflüsse führen zu einer Ablenkung der Flechtfäden. Dazu zählt beispielsweise der S-Schlag (vgl. Abbildung 3.16). Diese Störungen lassen sich mit numerischen Methoden, die nur die Kinematik beachten, nicht abbilden. Um Nachteile solch einfacher kinematischer Methoden auszugleichen, geht man zu weitaus detaillierteren Modellierungen mit finiten Elementen (FE) über.

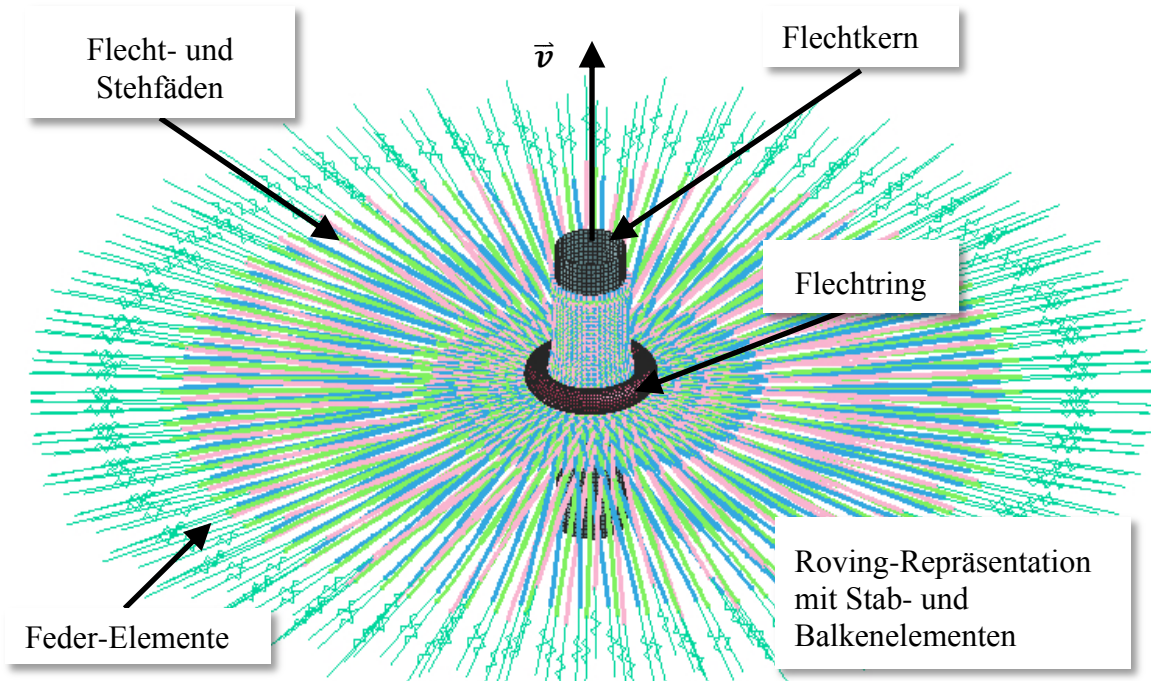


Abbildung 2.18: Aufbau einer FE-Flechtsimulation [66]

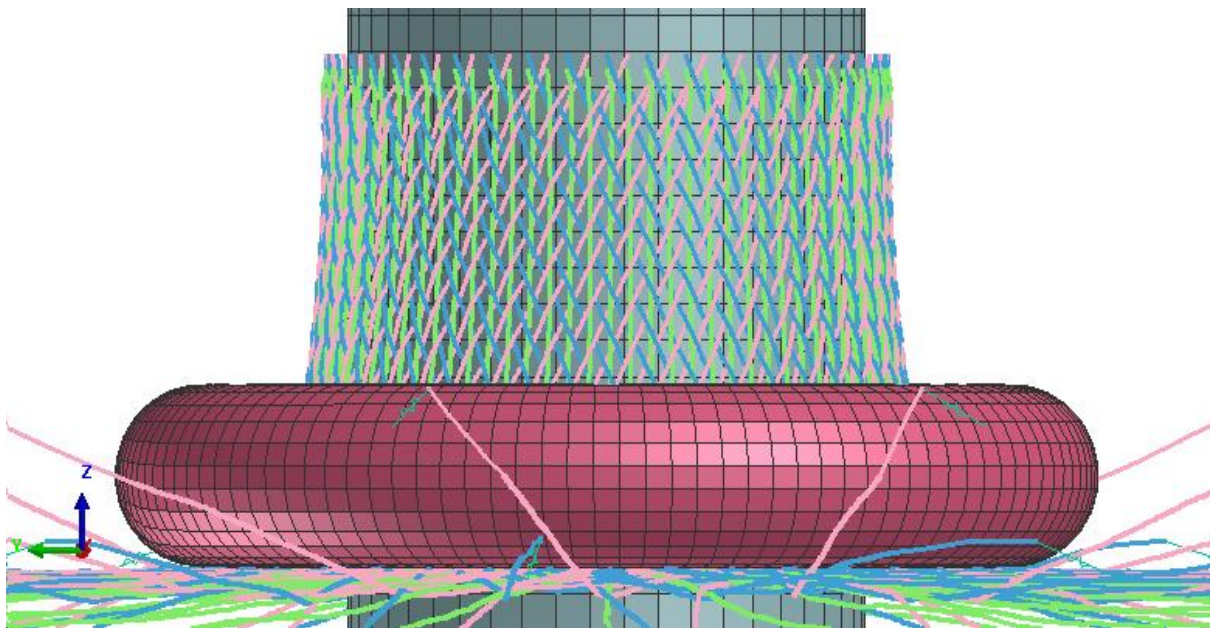


Abbildung 2.19: Detailansicht einer Flechtsimulation eines Triaxialgeflechts mit 30°-Flechtwinkel [66]

Bereits vor einigen Jahren sind FE-Simulationen für 3D-Geflechte entstanden (Stüve [64] und Tolosana [65]). Das gleiche Prinzip liegt heutigen Überflecht-Prozesssimulationen zugrunde (Pickett und Sirtautas [59]).

Pickett et al. vergleichen in [67] eine numerische Flechtsimulation an einem komplexen Probekörper auf Grundlage von Kinematik-Gleichungen nach Rawal (vgl. [68] und [69]) mit einer FE-Flechtsimulation. Die FE-Simulation weist eine sehr gute Prognosegüte in der Vorhersage des Garnpfades auf.

Wird der Flechtprozess simuliert, dann ist er durch die Prozessparameter auch gezielt virtuell steuerbar. Eine fertigungstechnische Auslegung wird ermöglicht, was bedeutet, dass experimenteller Aufwand und Re-Design-Schleifen in einem Entwicklungsprozess ganz vermieden werden. Neben der Modellbildung für die Strukturanalyse, ist die Modellierung des Fertigungsprozesses ein weiterer Schritt zur optimalen Geflechtstruktur.

In den folgenden Abschnitten wird das Modellierungskonzept für eine FE-Flechtsimulation (Abschnitt 2.2.2.1) sowie weiterführende Modellierungen (Abschnitt 2.2.2.2) erläutert. Danach werden Möglichkeiten zur FE-basierten Werkstoffmodellerstellung und zur Homogenisierung auf Grundlage der Flechtprozesssimulationsdaten aufgezeigt (Abschnitt 2.2.2.3). Ausführungen über den Stand der Entwicklungen im Bereich der simulationsgestützten Fertigung schließen sich an (Abschnitt 2.2.2.4). Es folgen Anmerkungen zur heutigen Verwendbarkeit dieser Flechtprozesssimulation für die Entwurfsphase von Geflechtstrukturen (Abschnitt 2.2.2.5).

2.2.2.1 Modellierungskonzept der FE-Flechtprozesssimulation

Picketts Flechtsimulationen sind FE-Berechnungen mit dem Löser *PAM-CRASH explicit* der ESI Group [70]. Es werden in die Modellbildung lediglich die wichtigsten Elemente der Flechtmaschine und die Rovings aufgenommen (vgl. mit Abbildung 2.18, Details in Abbildung 2.19). So wird der virtuelle Flechtmaschinenkörper nur durch Federelemente für die Klöppelfedern (Material 220: nicht-lineare Feder mit 6 Freiheitsgraden und Dämpfung) und einem starren Flechtring aus Schalenelementen (Material 100: isotrope und elastische Schale) repräsentiert. Die äußere Kontur des Flechtkerns wird ebenfalls durch Schalenelemente beschrieben, während die Darstellung der Rovings auf Basis von Stabelementen bzw. Balkenelementen (beides Material 201: linear-elastisches Stab- bzw. Balkenmodell) erfolgt. Bei den Stehfäden verwendet man Stab- oder Balkenelemente, bei den Flechtfäden Stabelemente.

Jede Elementkette der Flechtfäden wird in der Simulation Zeitschritt für Zeitschritt in der virtuellen Flechtmaschine auf sinusförmigen Bahnen bewegt.

Die Ansteuerung der Bewegung erfolgt an den Federelementen durch Randbedingungen, die über Funktionen eingebracht werden. Die Rovings am Flecht kern sind im Modell durch Verschiebungsrandbedingungen fixiert.

Die Klöppelfedern werden durch Federelemente repräsentiert. Die Kennlinie der Federsteifigkeit ist als Zeitfunktion so ausgeführt, dass stets eine konstante Rückstellkraft unabhängig von der Verformung der Feder entsteht. Dies entspricht den idealen konstanten Kräften in den Rovings im Prozess. Durch diese Zeitfunktion lässt sich die Fadenspannung auch variabel einstellen, sodass eine Prozesssteuerung möglich wird.

Die Rovings werden beim Flechten auf Biegung belastet. Grundsätzlich erscheint eine Verwendung von Elementen, bei denen die Biegung modelliert wird, aufgrund der Belastungssituation sinnvoll. Das mechanische Verhalten von Kohlenstofffaser-Multifilament-Rovings ist durch eine hohe Steifigkeit in Faserlängsrichtung, eine sehr geringe Biegesteifigkeit und eine hohe Verformbarkeit quer zum Roving geprägt. Zu biegesteife Balkenelemente als Flecht- und Stehfäden führen dazu, dass im Kontakt zwischen den Flechtfäden hohe Normalkräfte auftreten und das Geflecht in Form eines Kegels aufgespannt wird. Es legt sich nicht an den virtuellen Flecht kern an. Eine Anpassung der Biegesteifigkeit wird durch das Flächenträgheitsmoment erzielt (Kalibrierung). In der Regel ist aber eine Modellbildung mit Stabelementen für alle Fadensysteme ausreichend. Diese erzielt vergleichbare Ergebnisse.

Kontaktbedingungen vermeiden die Durchdringungen von Elementen und führen bei der Flechtsimulation dazu, dass Roving-Zwischenräume und Ondulationen ausgebildet werden. Es sind hierbei die Kontakte zwischen den virtuellen Rovings untereinander und zwischen ihnen und der Flecht kernoberfläche zu unterscheiden. Beim Kontakt zwischen den Rovings und der Flecht kernoberfläche (Kontakttyp 34: node to segment) kann Reibung durch entsprechende Reibungskoeffizienten eingebracht werden. Beim Kontakt zwischen den Rovings (Kontakttyp 46: edge to edge) ist dies zwar möglich, zeigt aber keinen sichtbaren Effekt. Es werden folglich mit dieser Modellierung nicht alle Reibungsverhältnisse realitätsgetreu abgebildet.

Die Verwendung von Kontakten bedingt, dass ein fixer kreisförmiger Abstand um die Stab- und Balkenelemente festgelegt wird, innerhalb dessen kein Eindringen eines anderen Elements möglich ist. Um die Rovings gleichmäßig auf dem Flecht kern zu verteilen, betragen diese Abstände etwa eine Rovingbreite. Gleichzeitig bedeutet dies, dass die Amplitude der Ondulation genauso groß simuliert wird. In der Realität ist diese Amplitude jedoch deutlich kleiner (vgl. Kapitel 3.4). Wählt man die Kontaktgröße etwa so groß wie die Amplitude der

Ondulationen, so wird ein Zusammenrutschen der Stabelementketten in der Simulation begünstigt. Die Kontaktzonengröße stellt eine Fehlerquelle für die Bestimmung der Faserorientierung dar und muss der Strukturgeometrie angemessen gewählt werden. Des Weiteren bleibt zu erwähnen, dass bei nicht rotationssymmetrischen Querschnitten dadurch größere Abweichungen von der realen Faserorientierung entstehen.

Die Auflösung der Ondulation erfordert neben den Roving-Abständen in einer Flechtsimulation eine detailliertere Beschreibung der geometrischen Ausbildung und des mechanischen Verhaltens der Rovings. Man erzielt dies durch aktive Steuerung der Kontaktzonengröße während der Simulation oder durch die Modellierung des Roving-Verhaltens. Beide Maßnahmen erhöhen die Rechenzeit erheblich. Flechtsimulationen benötigen selbst mit der beschriebenen einfachen Modellierung mehrere Stunden ggf. Tage auf 8-16 CPUs. Der folgende Abschnitt beschreibt aktuelle Entwicklungen, mit denen die genannten Modellbildungs-Problemstellungen zum Teil gelöst werden können, jedoch ohne Verringerung der Rechenzeit.

2.2.2.2 Weiterführende Modellierung

Flechtsimulationen sind aktueller Gegenstand der Forschung, um in Zukunft eine physikalisch korrekte Repräsentation des Prozesses zu erlauben. Dies beinhaltet die Modellierung der Reibung zwischen den Rovings und der Deformation des Rovings im Prozess. Man verfolgt durch eine physikalische Modellierung mehrere Ziele. Zum einen kann in einer darauf basierenden Simulation ein vollständig geometrisch ausgebildetes Geflecht entstehen, das für eine FE-Werkstoffanalyse verwendet werden kann. An der 3D-Geflechtstruktur können gezielt lokale Effekte der Faserverteilung und der geometrischen Verhältnisse auf die mechanischen Eigenschaften des Textilverbundes untersucht werden. Man ist nicht mehr auf ebene Einheitszellen beschränkt und kann beispielsweise die Wirkung ihrer Krümmung auf die Textilverbundfestigkeit unter Belastungen bewerten.

Zum anderen ermöglicht die detailliertere Modellierung, das Fertigungsergebnis zu bewerten, da die Simulation idealerweise Informationen wie die Rovingabgabebreite, die Faserorientierung und die Lagendicke generiert. Ein weiteres Vorteil wird durch die korrekte Modellierung der Reibungsverhältnisse gegeben. Es kann dann auch die Faserschädigung abgeschätzt und das Blockieren des Geflechts vorhergesehen werden.

Die folgenden Ansätze für eine Modellierung der Roving-Eigenschaften entstammen veröffentlichten Arbeiten von Birkefeld [66] und Böhler [55].

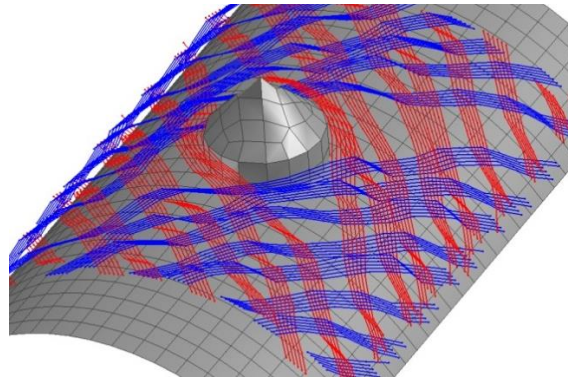
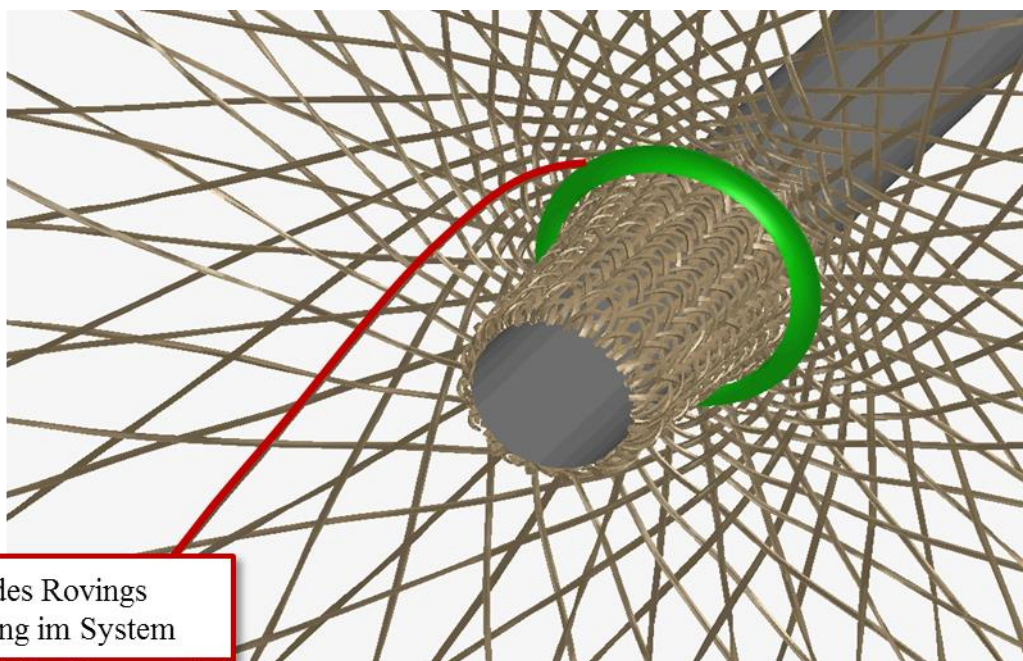


Abbildung 2.20: Modellierungsansatz mit mehreren Stabelementen, Böhler (IFB)

Wenn es darum geht, die Ablagebreite des Rovings zu ermitteln, so kann der Roving vereinfacht durch mehrere Stabelementketten abgebildet werden. Der Vorteil daran ist, dass man eine gute Abbildung des Verhaltens der Filamente im Roving erhält. Je mehr Stabelementketten zur Repräsentation des Rovings verwendet werden, umso realistischer wird sein Verhalten simuliert.

Abbildung 2.20 zeigt einen Ausschnitt eines überflochtenen Rohres mit dieser Modellierung. An das Rohr ist ein Stift angebracht, der die Fasern lokal verdrängt. Er dient als Platzhalter zur Einbringung von Löchern für Verbindungselemente an Strukturen. Sehr gut zu erkennen ist, dass die Flechtprozesssimulation die Verdrängung der Rovings durch den Stift widerspiegelt. Wertvolle Informationen zur Rovingverteilung werden erhalten; harz- oder faserreiche Zonen sind vor der Fertigung bekannt.



Ablenkung des Rovings
durch Reibung im System

Abbildung 2.21: Realistisches Roving-Verhalten aufgrund von Reibung im Faden-System, nach [66]

Abbildung 2.21 zeigt ein realistisches, reibungsbehaftetes System-Verhalten: Rovings werden wie im realen Prozess auf dem Weg zum Flechtkern abgelenkt. In dieser Modellierung werden Rovings als rohrförmige Hülle aus Schalenelementen repräsentiert. Die Reibung im System zwischen den Schalenelementen in den Kontaktbedingungen kann formuliert werden. Zusätzlich kann die Rovingdeformation und prozessbedingte Rovingverdrehung um die eigene Achse simuliert werden. Die Deformationsfähigkeit und das Biegeverhalten der Rovings in der Simulation wird maßgeblich über die Steifigkeit der Schalen und ihren Abstand zur Symmetrieachse gesteuert.

2.2.2.3 Faserarchitektur aus FE-Flechtsimulationen für Werkstoffanalysen

Das Resultat der Flechtprozesssimulation kann zur Werkstoffanalyse verwendet werden. Es gibt verschiedene Wege wie homogenisierte Lamineigenschaften bestimmt werden können. An dieser Stelle werden zwei davon ausführlicher dargestellt.

Stehen Ergebnisse einer Flechtsimulation mit einer einfachen Modellierung aus Stabelementen zur Verfügung (vgl. Abschnitt 2.2.2.1), dann wird z.B. mit einem Ansatz gemittelter Steifigkeiten ein numerischer Kennwert erzielt.

In Abbildung 2.22 wird die Flechtsimulation an einem Rohr mit Stift und einfacher Stabmodellierung gezeigt. Die erhaltene virtuelle Preform ist im Anschluss durch eine weitere explizite FE-Rechnung zu einer ebenen Preform drapiert worden (s. Abbildung 2.23). Dies vereinfacht die Validierung der numerischen Ergebnisse mit realen flachen Probekörpern.

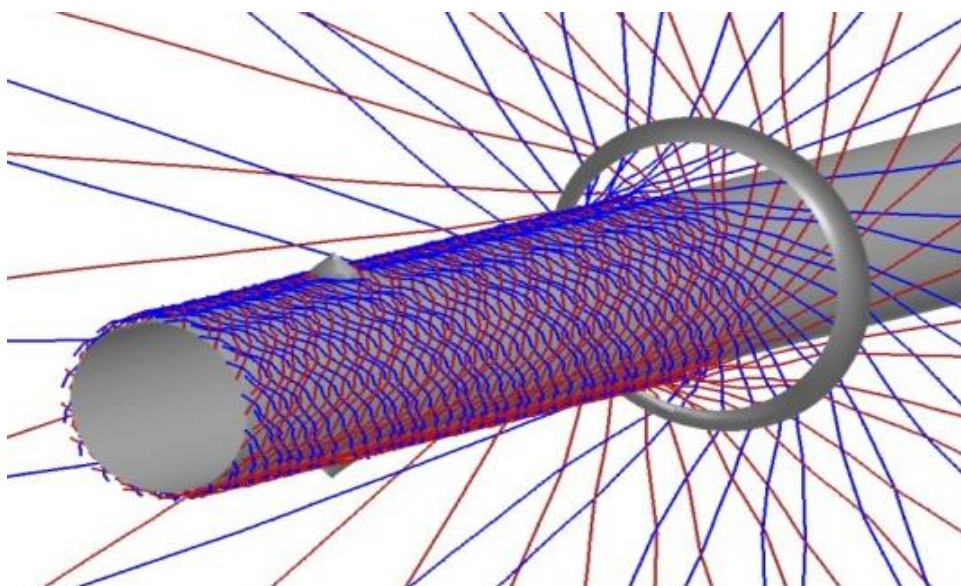


Abbildung 2.22: Flechtsimulation an einem Rohr mit Stift [55]

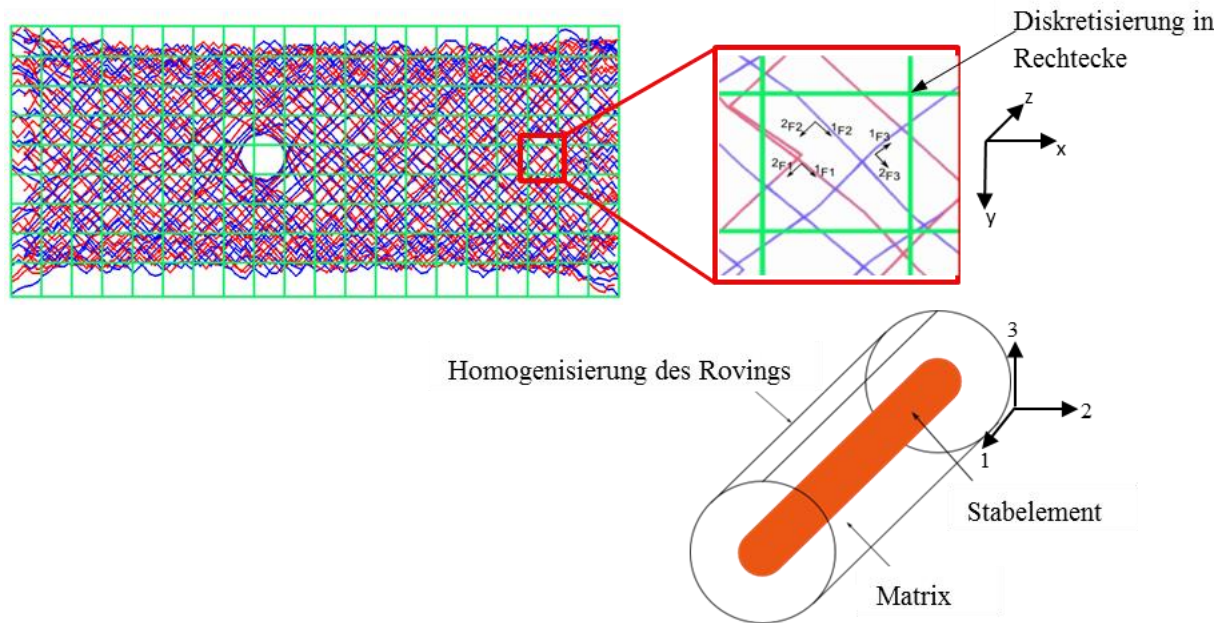


Abbildung 2.23: Homogenisierungsprinzip auf Basis von Flechtprozesssimulationsdaten nach [55]

Die virtuelle Preform wird in Rechteckelemente zerlegt, in denen die Homogenisierung stattfindet. Die Stabelemente aus der Flechtprozesssimulation werden den Rechteckelementen zugeordnet und ihre dreidimensionale Orientierung wird festgestellt. Anschließend erfolgt unter Annahme einer Packungsdichte innerhalb jeden Rovings (vgl. Kapitel 3.4.2.2) eine Homogenisierung mit Hilfe mikromechanischer Beziehungen und man leitet daraus die Kontinuumssteifigkeitsmatrix des Rovings ab. Nach ihrer Transformation in das globale Koordinatensystem der Preform werden diese Steifigkeitsmatrizen volumengewichtet aufsummiert und ergeben die Kontinuums-Matrix des Rechteckelements. Daraus lassen sich die Ingenieurskonstanten ableiten. Ein Beispiel für die Steifigkeitsverteilung in x -Richtung des globalen Koordinatensystems der Preform ist in Abbildung 2.24 gegeben.

Man erkennt sehr deutlich die harzreichen Zonen in einer x -Form um das Loch, da dort die Fasern durch den Stift verdrängt werden. Dort, wo Fasern sich überlagern, zeigt sich eine sehr hohe Steifigkeit. Diese ist in der Realität nicht vorhanden. In diesem einfachen, analytischen Modell ist noch keine Anpassung der Lagendicke bei Überlappung von mehreren Rovings implementiert. Der Faseranteil wird folglich überschätzt, was die Steifigkeit überzeichnet.

Der beschriebene Ansatz basiert auf analytischen Verfahren, die in einer Matlab-Simulation umgesetzt sind. Parallel dazu lässt sich die Werkstoffanalyse auch mit dem in [59] von Pickett und Sirtautas präsentierten Vorgehen durchführen.

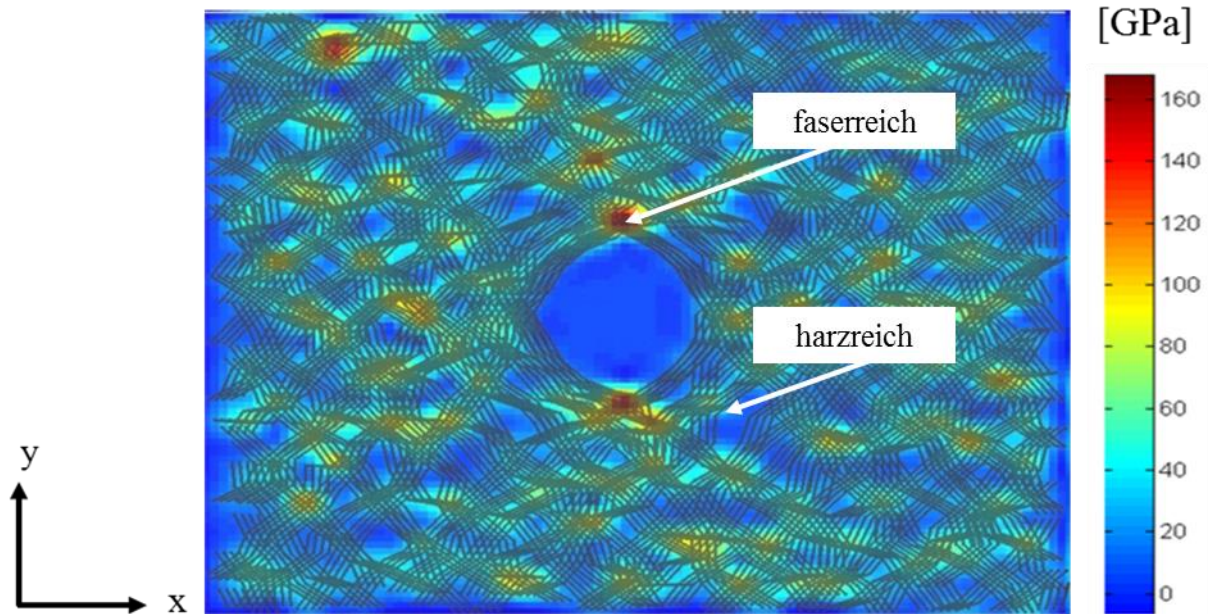


Abbildung 2.24: Steifigkeitsverteilung in der Ebene (globale x-Richtung) eines Geflechtes mit Loch [55]

Die durch Stabelemente beschriebenen Rovingpfade werden im Pre-Prozessor mit zunächst runden Querschnitten aus Volumenelementen überlagert. Anschließend folgt eine Netztransformation zu elliptischen Querschnitten wie sie in der Realität bei Geflechten gefunden werden (vgl. Abschnitt 3.4.2.1). Beim transformierten Netz ergeben sich Volumenüberschneidungen, sodass damit keine Analysen durchgeführt werden können. Mit den runden Rovingquerschnitten bestehend aus Volumenelementen wird daher eine explizite FE-Simulation durchgeführt, bei der sie über innere Vorspannung (engl. *pre-stress*) auf das Volumen des transformierten Netzes (elliptisch) sprichwörtlich aufgeblasen werden (engl. *initial metric method*). Durch entsprechende Kontaktbedingungen wird ein Durchdringen der Rovingvolumina verhindert und

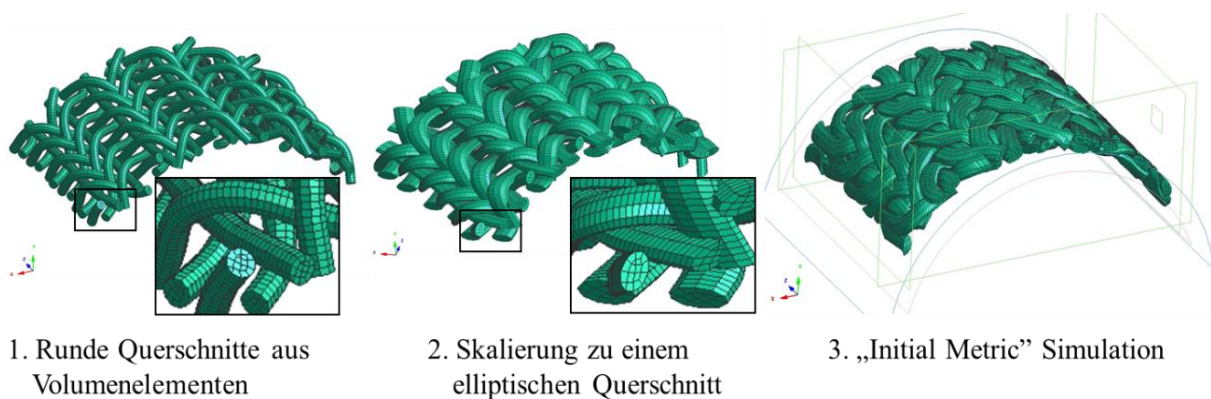


Abbildung 2.25: Erzeugung der Faserarchitektur aus Flechtprozesssimulationen für FE-Einheitszellenanalysen nach Sirtautas [71]

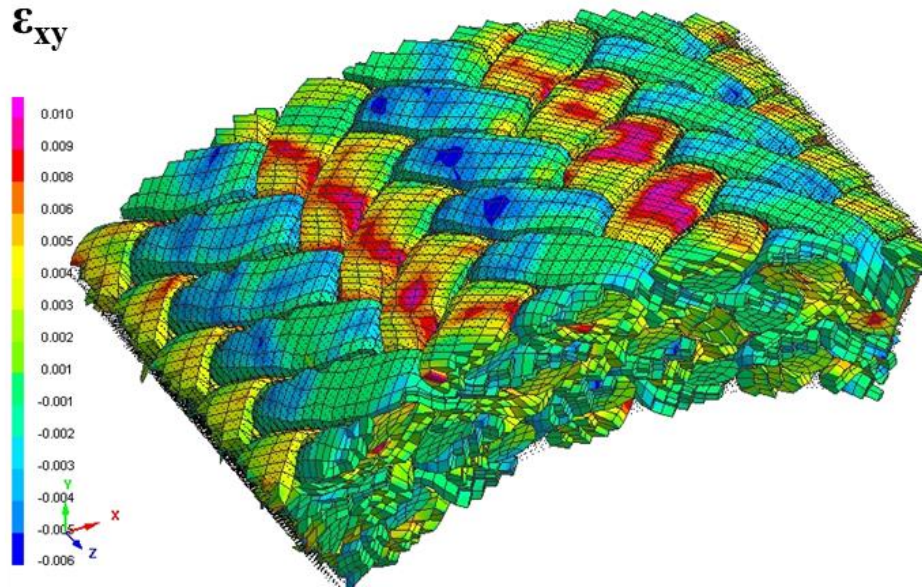


Abbildung 2.26: Dehnung an einer schubbelasteten FE-Triaxialgeflecht-Einheitszelle [71]

man erhält eine realistische Faserarchitektur. Die Ränder der Einheitszelle sind dabei durch Starrkörper begrenzt. Damit wird eine vorherige Abschätzung der Laminatdicke notwendig.

Problematisch ist stets die Vernetzung solch einer komplexen 3D-Geometrie aus Volumenelementen. Meist ist sie sogar unmöglich. Pickett [59] stellt in seiner Arbeit die Möglichkeit vor, die Matrix durch SPH-Partikelelemente (engl. *Smooth Particle Hydrodynamics*) zu modellieren. Eine Anbindung zu den Rovings erfolgt durch Verbindungselemente (engl. *link elements*). Die erwähnten Link-Elemente bieten einen Ansatz zur Versagensmodellierung am Interface zwischen homogenisiertem Rovingvolumen und Reinharzgebiet.

Abbildung 2.26 zeigt beispielhaft das Berechnungsergebnis einer belasteten FE-Einheitszelle. Festigkeitsabschätzungen sind mit dieser FE-Modellierung möglich, was einen großen Vorteil gegenüber der zuvor präsentierten analytischen Methode darstellt.

2.2.2.4 Entwicklungen für die simulationsgestützte Fertigung

Speziell für den Flechtprozess entstanden und entstehen Konzepte für virtuelle Auslegungsketten, die Prozesssimulationen sowie Ansätze für das *Computer Aided Manufacturing* (CAM) einschließen.

Tolosana [65] präsentiert eine vollständig geschlossene Simulationsprozesskette für 3D-Geflechte. Ausgehend von Maschinenparametern wird eine Flechtsimulation zur Garnpfadgenerierung erzeugt. Auf dieser Basis wird automatisiert eine vernetzte FE-Einheitszelle erzeugt, an der die Werkstoffkennwerte abgeleitet werden.

Man ist heute bestrebt, die Flechtmaschinensteuerung beim Überflechtprozess für die Prozesssimulation zugänglich zu machen und gleichzeitig die Funktionen der Prozesssteuerung zu erweitern (vgl. Abschnitt 2.1.4, Ausführungen zur elektronischen Fadenspannungssteuerung). Optimierte Fertigungsparameter aus der Simulation, wie Klöppel- und Flechtkerngeschwindigkeit sowie Klöppelfederspannungen, sollen direkt für die Maschinensteuerung bereitgestellt und Fertigungsversuche konsequent eingespart werden.

Neben der Anbindung zur Flechtmaschine gibt es noch weitere Schnittstellen zu Prozesssimulationen, die von der Flechtsimulation ausgehen. In [72] wird über eine Überflechtsimulation am Beispiel einer Pleuelstange berichtet. Die erhaltene Faserarchitektur aus der Überflechtprozesssimulation wird im Anschluss nicht etwa zur Strukturanalyse verwendet, sondern zur Harzinjektionssimulation. Dies ist ein weiterer Weg, den die aus der Flechtsimulation erhaltene Faserarchitektur ermöglicht.

Die Verknüpfung zur Flechtmaschinensteuerung, wie von Tolosana gezeigt wird, oder zum Harzinjektionsprozess sind wichtige Schritte zur vollständigen Simulationsprozesskette beim Flechten.

2.2.2.5 Fazit

Mit einer Prozesssimulation für den Überflechtprozess lässt sich das komplexe Zusammenspiel aus Parametern bereits modellieren und Garnpfade sehr gut prognostizieren. Das Verhalten des Rovings im laufenden Prozess, dabei vor allem die Rovingdeformation und seine Schädigung durch Reibung, wird nicht ausreichend gut bzw. gar nicht abgebildet. Momentan sind die aufwändige Modellierung und lange Rechenzeiten technologische Randbedingungen für die Flechtprozesssimulation, die einen industriellen Einsatz verhindern. FE-Flechtsimulationen sind aus diesem Grund heute kein angemessenes Mittel der Wahl für die Entwurfsphase eines Bauteils, sondern stellen ein Werkzeug zur detaillierten Struktur- und lokalen Werkstoffanalyse dar. Ziel dieser Entwicklungen ist die Durchführung von virtuellen Fertigungsoptimierungen.

2.3 Strukturoptimierung unter Fertigungsaspekten

Jede Optimierungsaufgabe verfolgt das Ziel, eine Zielfunktion $f(x)$ zu minimieren und die globale optimale Lösung x_{opt} zu finden. Ein nicht-lineares Optimierungsproblem mit Restriktionen lässt sich dafür auf folgende allgemeine Form bringen:

$$f(\mathbf{x}_{opt}) = \min_x \{f(\mathbf{x}) | \mathbf{x} \in \mathbf{X}\} \quad 2.2$$

Der zulässige Entwurfsraum \mathbf{X} ist gegeben durch

$$\mathbf{X} = \{\mathbf{x} \in \mathbb{R}^n | \mathbf{g}(\mathbf{x}) \leq \mathbf{0}, \mathbf{h}(\mathbf{x}) = \mathbf{0}\} \quad 2.3$$

mit dem Entwurf \mathbf{x} aus der Menge der n-dimensionalen Vektoren reeller Zahlen, \mathbb{R}^n . Dieser Entwurfsraum ist durch die vektorwertige Ungleichheitsrestriktionsfunktion $\mathbf{g}(\mathbf{x})$ und die Gleichheitsrestriktionsfunktion $\mathbf{h}(\mathbf{x})$ begrenzt.

Die Möglichkeiten zur Optimierung einer Struktur sind durch die Entwurfsvariablen und den zulässigen Entwurfsraum vorgegeben. Deren Art entscheidet in der Regel darüber, mit welchen Mitteln, das bedeutet mit welchen Lösungsstrategien und Optimierungsalgorithmen, das Optimierungsproblem gelöst werden kann.

Von Topologieoptimierung wird gesprochen, wenn die Entwurfsvariablen die Anordnung von Bauelementen verändern (s. Abbildung 2.27). Bei der Gestaltoptimierung bleibt zwar die Topologie unverändert, jedoch beeinflussen die Entwurfsvariablen die Geometrie des Bauteils. Die Klasse der Dimensionierungsprobleme enthält als Entwurfsvariablen lediglich noch Wanddicken und Querschnittsformen.

Im Vorfeld jeder automatisierten Optimierung sind grundsätzliche Entscheidungen zu treffen. Dazu gehört zum einen der Entschluss, eine bestimmte Bauweise zu verfolgen: Fachwerkstruktur, Sandwichbauweise, Voll- oder Hohlkörper.

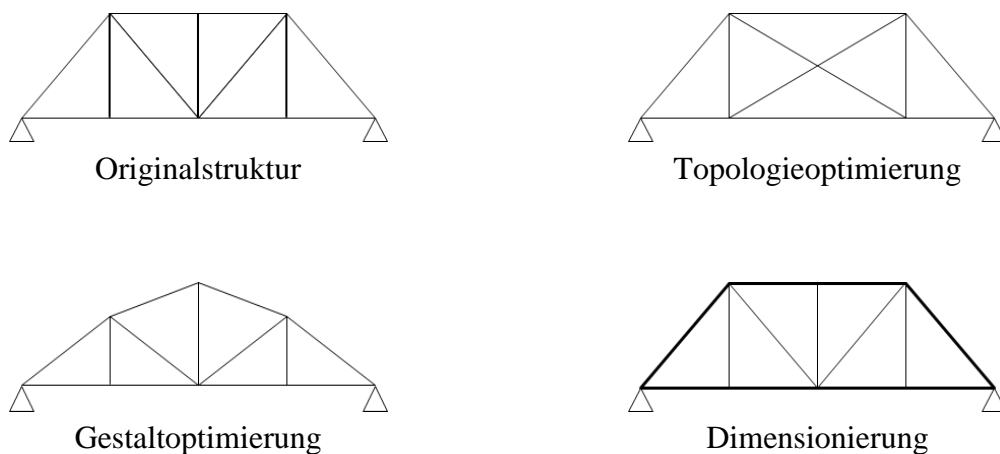


Abbildung 2.27: Klassifizierung von Strukturoptimierungsproblemen anhand eines Tragwerks

Zum anderen sollte die Werkstoffklasse definiert werden. Bauweise und Werkstoffklasse sind also die ersten Entscheidungen im Entwurf, bevor numerische Arbeiten begonnen werden. In dieser Arbeit werden Dimensionierungsprobleme mit der Werkstoffklasse Faserverbundkunststoffverbunde durchgeführt.

2.3.1 Optimierungsverfahren für Faserverbundstrukturen

Faserverstärkte Kunststoffe stehen häufig für maximale Festigkeit bei minimalem Gewicht; man unterstellt ihnen, das maximale Leichtbaupotenzial zu verkörpern.

Dieses Leichtbaupotenzial zu erreichen und zu bewahren, ist die große Aufgabe im Entwurfs- und Entwicklungsprozess einer Faserverbundstruktur. Denn oftmals spielen Kriterien aus der Fertigungstechnik oder Anforderungen wie Kosten oder Technologieauswahl eine Rolle. Diese Kriterien und Anforderungen begrenzen die Freiheit im Entwurf.

Zusätzlich ist die Entwurfsaufgabe für Faserverbundstrukturen sehr komplex. Faserorientierungen, Laminatdicken und -aufbauten können in der Theorie frei gewählt werden, um Strukturanforderungen zu erfüllen. Zugleich sollen Entwürfe zügig ermittelt werden können, um Verzögerungen in der Entwicklung zu vermeiden. Man bedient sich daher Software-basierter Optimierungsverfahren, die diesen Vorgang automatisieren.

Im Allgemeinen trennt man für faserverstärkte Kunststoffbauteile die Struktur- auslegung von der Fertigung. Auslegungsstrategien neueren Datums versuchen, diese Aspekte zu kombinieren [73]. Dies soll in dieser Arbeit für Geflechtstrukturen geschehen.

In der Optimierung von Faserverbundstrukturen ist es sinnvoll, die Optimierungsmethode in Abhängigkeit der Faserverstärkung zu wählen. Bei einer freien Wahl der Faserorientierung wie bei den variabel axialen Textilverfahren *Tailored Fibre Placement* (TFP) [74], *Fibre Patch Preforming* (FPP) [75] oder *Fibre Steering* [76] kann die *Computer Aided Internal Optimization*-Methode (CAIO) (vgl. [77] und [78]) zum Einsatz kommen. Die Methode basiert auf der durch das Baumwachstum inspirierten Vorstellung, dass die Fasern als Kraftübermittler parallel zu den Hauptspannungstrajektorien orientiert sein sollten [79]. So soll die maximale Festigkeit des Verbunds erzeugt werden. Die Methode steht in der Kritik, da die Schubfestigkeit des Matrixmaterials nicht direkt mitberücksichtigt wird. Zudem ist die praktische Umsetzung der erhaltenen Entwürfe mit Schwierigkeiten verbunden [75].

Beschränkt man sich auf eine Optimierung des Laminataufbaus in mehreren Bauteilbereichen mit unidirektionalem Grundmaterial aus Prepreg oder trockenen Textilgelegen, so sind Verfahren aus der mathematischen Programmierung oder stochastische Suchverfahren geeignet. Verfahren der mathematischen Programmierung (vgl. mit [80] und [81]) verwenden die Gradienten-Informationen aus der Zielfunktion und den Restriktionsfunktionen zur Suchrichtungsbestimmung nach dem Optimum. Mit diesen Verfahren läuft man jedoch Gefahr, die Suche vorzeitig in einem lokalen Optimum zu beenden. Ein Verfahren wie das heuristische Optimierungsverfahren *Simulated Annealing* [82] kann Lösungen erreichen, die deutlich näher an einem globalen Optimum liegen.

Neben den deterministischen Optimierungsverfahren existiert eine Reihe von stochastischen [83]. Populär im Bereich der Faserverbundstrukturen sind die Evolutionären Algorithmen (EA), die z. B. auch an Entwurfssprachen gekoppelt werden können [84].

Evolutionäre Algorithmen [85] sind globale, stochastische Optimierungsmethoden, die sich in vier evolutionäre Standardalgorithmen [86] einteilen lassen: Genetische Algorithmen (Hollands [87], Goldberg [88]), Evolutionsstrategien (Rechenberg [89], Schwefel [90]), Evolutionäres Programmieren (Fogel [91]) und Genetisches Programmieren (Koza [92], [93]). Diese Algorithmen nutzen die Mechanismen der biologischen Evolution zur Behandlung von Optimierungsproblemen. Die Abbildung der Evolutionselemente im jeweiligen Algorithmus variiert zwischen den Klassen der Evolutionären Algorithmen, weshalb sie sich für unterschiedliche (technische) Anwendungen eignen.

Die große Stärke der Evolutionären Algorithmen ist, dass sie in komplexen Suchräumen mit vielen lokalen Minima eine gute Lösung des Optimierungsproblems finden können. Meist kann bei komplexeren Problemen lediglich ein lokales und kein globales Optimum erreicht werden.

Bei Faserverbundstrukturen sind die Entwurfsräume und die zugehörigen Zielfunktionen sowie Restriktionen häufig diskontinuierlich, nicht-konvex und verrauscht. Die Ursache liegt in der Natur des Faserverbundlaminats: Der Lagenaufbau kann sich z. B. in seiner Anordnung diskret verändern, was zu einem diskontinuierlichen Entwurfsraum führt. Die Modellbildung mit der CLT beschreibt die Faserorientierungen mit Hilfe von periodischen Funktionen, was die Anzahl lokaler Optima in der Zielfunktion erhöht.

Bei Evolutionären Algorithmen müssen keine Gradienten für die Zielfunktion berechnet werden, was nicht nur bei der Faserverbundlaminatoptimierung ein wichtiger Vorteil des Verfahrens ist.

Evolutionäre Algorithmen werden verstärkt seit Beginn der 90er Jahre, begünstigt durch die Möglichkeit zum massiven Rechnereinsatz und kommerziell verfügbaren Software-Tools, in der Strukturoptimierung von Faserverbundstrukturen eingesetzt (vgl. mit [94] und [95]).

Der große Nachteil der Evolutionären Algorithmen liegt im hohen Bedarf an Rechenzeit. Man versucht daher, durch Variation der Algorithmus-Bausteine [96] oder Einstellen der Algorithmus-Parameter auf das vorliegende Problem die beste Performance für den EA zu erlangen. Eine Garantie für das Finden des globalen Optimums gibt es bei Evolutionären Algorithmen nie [97].

Ein weiterer gängiger Ansatz, um Rechenzeiteinsatz bei Evolutionären Algorithmen zu verringern, ist die Verwendung zusätzlicher, lokaler Approximationsverfahren (z.B. *Response Surface Methods*) basierend auf den Ableitungen der Zielfunktion und der Restriktionsfunktionen in Abhängigkeit von den Optimierungsvariablen [83]. Des Weiteren kann die Parallelisierung mehrerer EA-Optimierungsläufe mit Migration von Entwürfen eine Möglichkeit sein [98]. Wesentliche Arbeiten zum Einsatz von Evolutionären Algorithmen bei Faserverbundstrukturen stammen von Gürdal und Haftka [94]. Es wurden seitdem zahlreiche Studien an verschiedener Stelle zur Performance dieser Algorithmen allgemein und im speziellen für die Anwendung an Faserverbundstrukturen durchgeführt. Dazu wurden in der jüngeren Vergangenheit folgende Gesichtspunkte behandelt: Entwicklung von Strategien zur Entwurfskodierung bei Faserverbundstrukturen (Wintermantel [99]), eine Bewertung adäquater Tools und Toolketten (König [100]) sowie erste Ansätze zur Einbringung von Fertigungsaspekten aus dem Drapierprozess durch eine kinematische Drapier-simulation (Zehnder [101]).

2.3.2 Fertigungsaspekte in der Optimierung von Faserverbundstrukturen

Gerade bei Faserverbundstrukturen sollten Fertigungsaspekte ein Teil des Entwurfsprozesses sein. Es gibt bisher nur sehr wenige veröffentlichte Arbeiten, die dieses Thema für automatisierte Entwurfsprozesse behandeln.

Die wenigen dokumentierten Anwendungen behandeln die Faserverbundstruktur-Optimierung in Kombination mit Fertigungsaspekten aus dem Harzinjektionsprozess (Park [102], [103]). Es werden Injektionsstrategien mit verschiedenen Anguss-Szenarien (Barandun [104], Ratle [105]) oder Lagenaufbauten [106] zur Steuerung der Permeabilität optimiert.

Für Geflechtstrukturen wird in [107] eine Strukturoptimierung unter Berücksichtigung des RTM-Prozesses durchgeführt. Die charakteristischen Eigenschaften des Geflechts bezüglich seiner Permeabilität in Abhängigkeit des Flechtwinkels sind in den dort präsentierten Optimierungsprozess eingeflossen. Mit den für die Strukturoptimierung von FVK-Strukturen eingesetzten Evolutionären Algorithmen können Fertigungsrestriktionen beim automatisierten Entwurf mitberücksichtigt werden. Ghiasi [107] schreibt, dass ausnahmslos Evolutionäre Algorithmen für diese Art der Optimierungsprobleme verwendet werden.

2.4 Zielsetzung der Arbeit

Bisher wird in der Literatur keine methodische Vorgehensweise präsentiert, die den Entwurf und die Auslegung von Geflechtstrukturen sowie Preform-Fertigungsaspekte kombiniert.

Für Geflechtstrukturen besteht jedoch eine starke Kopplung zwischen der Fertigung und dem Dimensionierungsproblem. Jede Formgebung der Struktur und jede Wahl des Fasertyps und der Maschinenparameter bestimmen die mechanischen Eigenschaften des Geflechtlaminats und das globale Verhalten der Struktur und entscheiden über die Herstellbarkeit.

Vor diesem Hintergrund bietet die Erfassung dieser Wechselwirkung durch einen prozesswissensbasierten Auslegungsprozess einen entscheidenden Vorteil: ein Bauteildesign, das direkt den Fertigungsanforderungen und -restriktionen genügt und die Anzahl von Re-Designs verringert.

Für metallische Leichtbaustrukturen sind automatisierte Optimierungsprozesse in der virtuellen Auslegung etabliert, um zügig einen Entwurf zu erhalten. Für Geflechtstrukturen sind sie Ziel der vorliegenden Arbeit.

Um eine prozesswissensbasierte Auslegung von Geflechtstrukturen durchführen zu können, müssen zwingend folgende Aufgaben erfüllt werden:

- Die Entwicklung einer Strategie zur effizienten, prädiktiven, numerischen Kennwertermittlung für Geflechtlaminats und die dazugehörige experimentelle Validierung.
- Die experimentelle Ermittlung der Fertigungsrandbedingungen und darauf aufbauend eine Konzeptentwicklung zur Einbringung von ausgewählten Fertigungsaspekten in den Auslegungsprozess.
- Die Schnittstellenprogrammierung zum Aufbau einer Toolkette.
- Die Auswahl einer geeigneten Optimierungsprozedur, um Fertigungsrandbedingungen in die Strukturoptimierung einzubringen.

Die nachfolgenden Kapitel behandeln die dargelegten Aufgaben.

3 Experimentelle Charakterisierung von biaxialen und triaxialen Geflechten

Dieses Kapitel beschreibt die experimentelle Charakterisierung von biaxialen und triaxialen Geflechten mit 30°- und 55°-Flechtwinkeln. Durch diese Untersuchungen wird die Grundlage für die Validierung numerischer Einheitszellenmodelle im Kapitel 4 erarbeitet. Dies beinhaltet die Charakterisierung der Faserarchitektur und des makroskopischen Werkstoffverhaltens. Die experimentell ermittelten Steifigkeiten und Festigkeiten des Werkstoffs können zudem zur direkten Bauteilauslegung verwendet werden. (vgl. Kapitel 2.2).

3.1 Untersuchte Geflecht-Laminat

Die hier in den Geflechten verwendete Faser ist ein Kohlenstofffaser-Multifilament-Roving von der Firma Toho Tenax mit der Bezeichnung HTS 40 12k F13 Z0. Die Faser wird heute in der zivilen Luftfahrt beispielsweise für Höhen- und Seitenleitwerk, Fußboden, Ruder und Klappen verwendet und ist luftfahrtzugelassen. Speziell die „High Tenacity Strength“-Faser (HTS-Faser) hat erhöhte mechanische Eigenschaften im Vergleich zu konventionellen HT-Fasern. Für die Laminatherstellung im „Vacuum Assisted Resin Infusion“-Verfahren (VARI) ist als Ein-Komponenten-Harz RTM6 der Firma Hexcel verwendet worden, das zurzeit als Standardharz in der Luftfahrtindustrie eingesetzt wird.

Die geschlossenen Biaxial- und Triaxialgeflecht-Preforms werden in Körperbindung mit Flechtwinkeln von 30° und 55° auf einer Radialflechtmaschine der Firma Herzog mit 176 Klöppeln und 88 Stehfadenzuführungen hergestellt. Realisiert werden Sie durch Ablage auf einen Flecht kern kreisförmigen Querschnitts mit 120 mm Durchmesser. Dieser Durchmesser eröffnet das größte Flechtwinkelspektrum an dieser Maschine (vgl. Prozessfenster in Kap. 5.3). Die gewählten Winkel entsprechen den Grenzen des erzielbaren Flechtwinkelspektrums für diesen Kernumfang. Im Bereich dieses Kernumfangs können mit der Maschine zahlreiche relevante Bauteile aus der Luftfahrt- und Automobilindustrie gefertigt werden. Beispiele dafür sind Spanten für Passagierflugzeuge oder Säulen und Profile für Karosseriestrukturen.

3.2 Experimentelles Vorgehen

Das makroskopische Verhalten von Geflecht-Laminaten wird auf Basis von Zug- und Druckversuchen nach den Normen AIMM 1-0007 und AIMM 1-0008 ermittelt. Kennwerte, wie die Steifigkeit und Festigkeit von Geflechtem, werden typischerweise nicht in einer Flechtfadenrichtung ermittelt. Grund dafür ist, dass eine Belastung in dieser Richtung Dehnungs-Verschiebungs-Kopplungen verursacht. Im Allgemeinen wird daher im kopplungsfreien Symmetrieachsensystem des Geflecht-Laminats getestet. Dieses liegt parallel zur Vorschubrichtung beim Flechten und senkrecht dazu. Der Verbund wird folglich in seinen Orthotropie-Achsen charakterisiert. Bei Triaxialgeflechtem, wie in Abbildung 3.1 und Abbildung 3.2, liegt die 0° -Richtung parallel zu den Stehfäden. Bei biaxialen Geflechtem wird die 0° -Richtung nur über die Vorschubrichtung definiert.

Tabelle 3.1 enthält eine Auflistung aller getesteten Konfigurationen der Versuchsreihe. Bei der Probenbezeichnung steht der Buchstabe „T“ oder „B“ für ein Triaxial- oder Biaxialgeflecht. Im Anschluss folgen der Flechtwinkel, der Belastungswinkel und die Belastungsart.

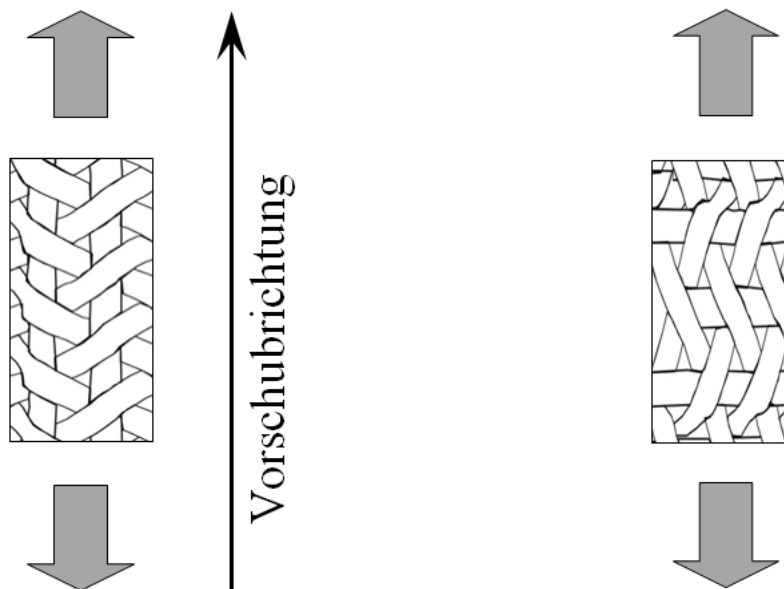


Abbildung 3.1: Definition der 0° -Belastungsrichtung eines Geflechtes

Abbildung 3.2: Definition der 90° -Belastungsrichtung eines Geflechtes

Tabelle 3.1: Testkonfigurationen und Nomenklatur der Proben

Geflechttyp	Faserwinkel	Belastungsrichtung	Belastungsart	Bezeichnung
Biaxial	30°	0°	Zug	B3000, Zug
			Druck	B3000, Druck
		90°	Zug	B3090, Zug
			Druck	B3090, Druck
	55°	0°	Zug	B5500, Zug
			Druck	B5500, Druck
		90°	Zug	B5590, Zug
			Druck	B5590, Druck
Triaxial	30°	0°	Zug	T3000, Zug
			Druck	T3000, Druck
		90°	Zug	T3090, Zug
			Druck	T3090, Druck
	55°	0°	Zug	T5500, Zug
			Druck	T5500, Druck
		90°	Zug	T5590, Zug
			Druck	T5590, Druck

3.2.1 Probenherstellung

Die Geflechte werden durch Überflechten eines zylindrischen Kerns mit 120 mm Durchmesser erzeugt. Zur Erzeugung flacher Laminat-Proben wird das Geflecht am Kern aufgeschnitten und dann Lagenweise gestapelt. Alle Proben sind aus 8 Geflechtlagen hergestellt worden. Damit soll gewährleistet werden, dass die Bildung der Faserarchitektur durch Druckverhältnisse und Verdichtung über mehrere Schichten (engl. *nesting*, vgl. Kap. 3.4.2.3) unter den gleichen Bedingungen abläuft. Nach der Herstellung der Lagen wird das VARI-Verfahren zur Infiltration verwendet. Zum Starten der Aushärtereaktion ist es nötig, Wärme zuzuführen. Zudem sinkt bei erhöhter Temperatur die Viskosität des Harzes, was die Infiltration erleichtert. Verarbeitet wird das Harz bei 110°C, was den Einsatz eines Ofens und erhöhten Aufwand durch Vorwärmen des Harzes auf 70°C notwendig macht. Anschließend folgt die Aushärtung bei 180°C über 2 Stunden, bevor der Ofen wieder schrittweise auf 30°C heruntergekühlt wird.

3.2.2 Probekörpergeometrie

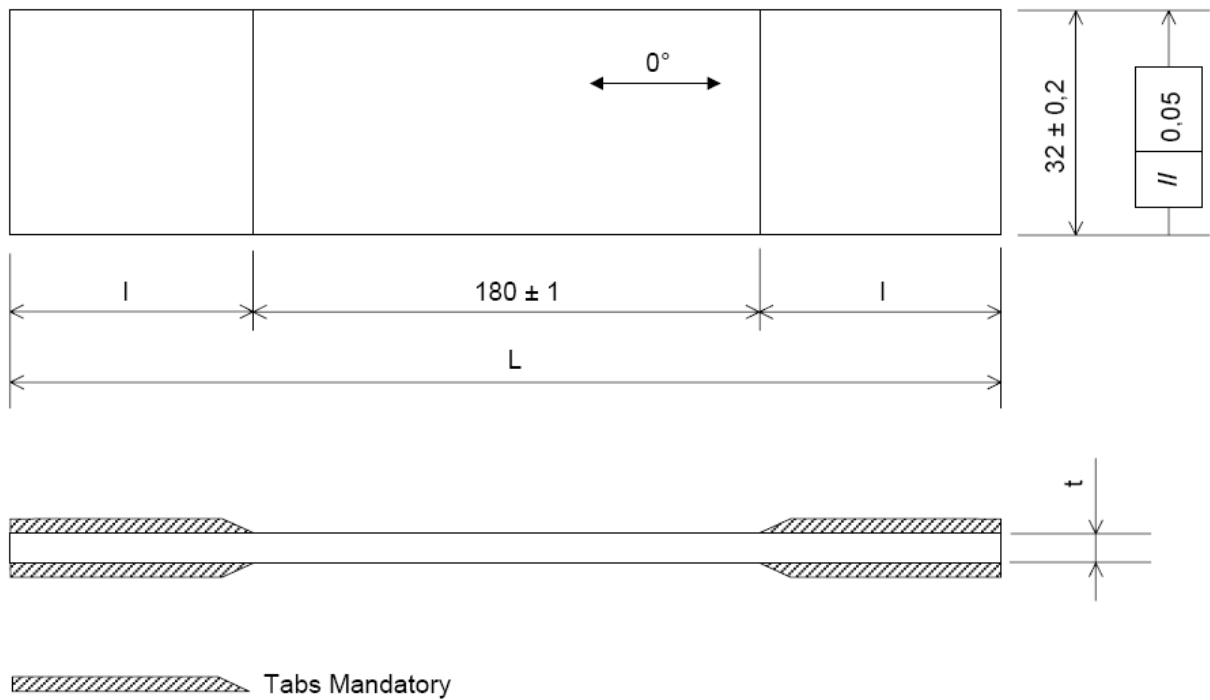


Abbildung 3.3: Probengeometrie für Zugversuche aus AITM 1-0007

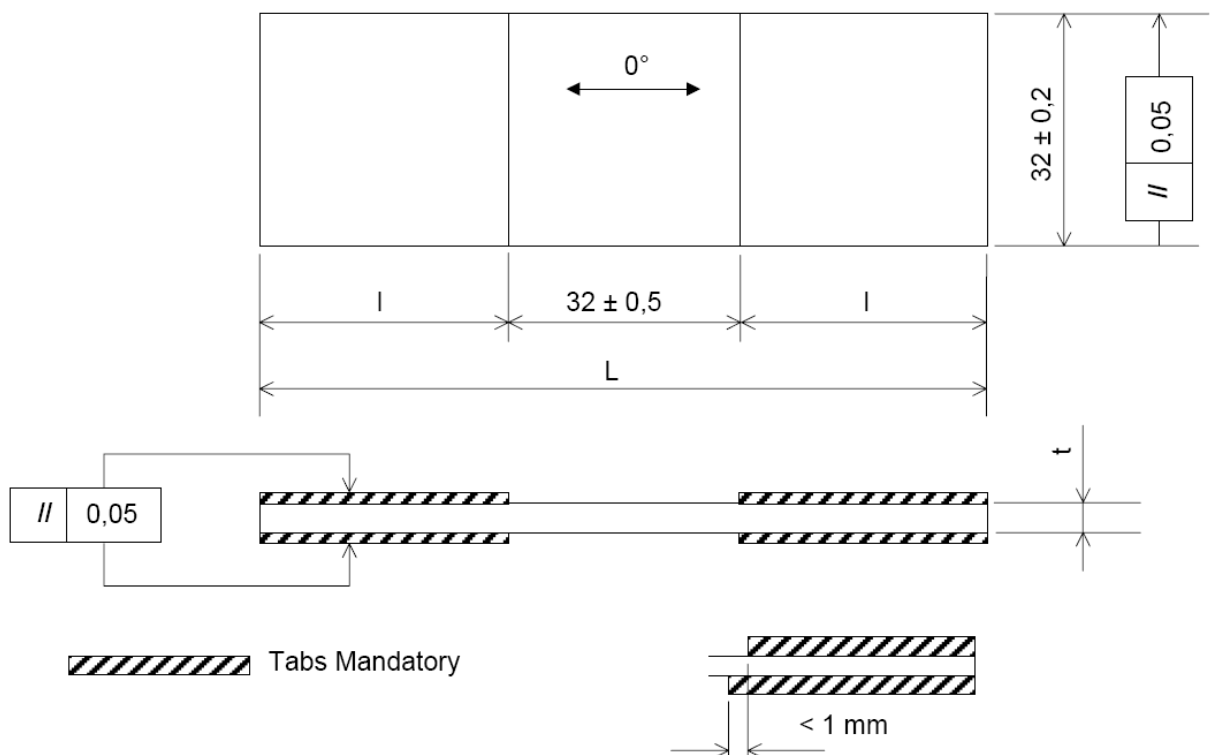


Abbildung 3.4: Probengeometrie für Druckversuche aus AITM 1-0008

Die Geometrie der Probekörper wird in Anlehnung an die AITM 1-0007 (Abbildung 3.3) und AITM-0008 (Abbildung 3.4) gewählt. In den Normen wird ein Richtwert für die Probendicke von 4 mm angegeben. Dieser Richtwert wird bewusst nicht eingehalten. Die Geflechtlagenanzahlen sind mit 8 stets konstant, jedoch sind die Einzellagenflächengewichte durch verschiedene Flechtwinkel nicht konstant. Die Probendicke ist daher für jeden Flechtwinkel und Geflechttyp individuell. Am realen Bauteil wird es immer eine konstante Anzahl Lagen geben und resultierend aus dem Zusammenspiel von Flechtwinkel und Flächengewicht der Preform unterschiedliche Laminatdicken.

In der Regel sollte die Probenbreite mindestens eine Einheitszelle beinhalten. Dies wird mit einer Probenbreite von 32 mm im Zug- und Druckversuch gewährleistet. Nur bei einer Probenbreite von mindestens einer Einheitszelle können alle Rovings belastet und realistische Festigkeitswerte erlangt werden (vgl. [9]). Fouinneteau [108] gibt zweieinhalb bis drei Einheitszellenbreiten als optimale Mindestprobenbreite an.

Naik [9] und Van den Berg [109] empfehlen zusätzlich die Verwendung möglichst langer DMS, die mindestens eine bis eineinhalb Einheitszellenlängen in ihrer Länge betragen. Damit wird das Auflösen lokaler Effekte verhindert. Für die Druckproben ist die Verwendung solcher DMS nicht möglich, da die Prüflänge mit 32 mm nicht groß genug ist, um diese zu applizieren.

3.2.3 Versuchsaufbau und -durchführung

Zugversuche an den Proben werden mit einer Geschwindigkeit von 2 mm/min in 0°-Richtung und in 90°-Richtung vorgenommen, um die Ingenieurskonstanten E_x und E_y sowie die Versagenslasten im Zug- und Drucklastfall zu ermitteln. Die Ingenieurskonstanten werden nach Norm zwischen 10 % und 50 % der Bruchfestigkeit des Werkstoffs berechnet.

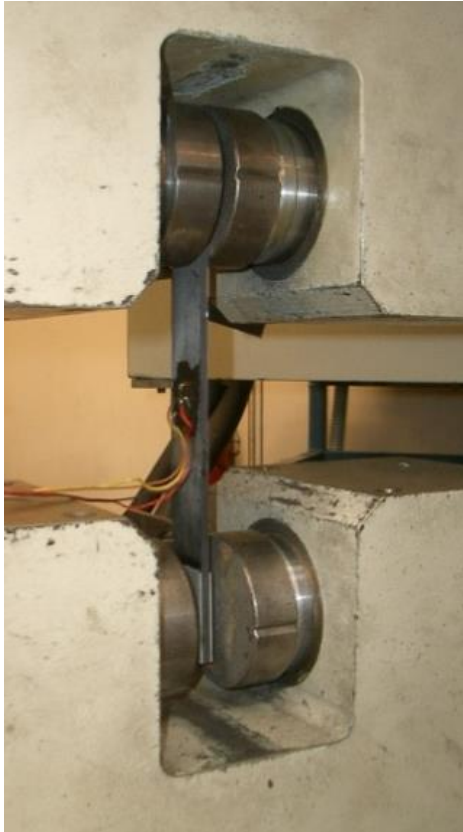


Abbildung 3.5: Konfiguration der Prüfmaschine beim Zugversuch [110]



Abbildung 3.6: Prüfmaschinenkonfiguration für den Druckversuch (Celanese Druckvorrichtung) [110]

3.3 Diskussion der Versuchsergebnisse

Die beschriebenen Versuche werden durchgeführt, um das (Versagens-) Verhalten von biaxialen und triaxialen Geflechtem bei Flechtwinkeln von 30° und 55° zu untersuchen. Dazu sind im Folgenden jeweils repräsentative Spannungs-Dehnungs-Verläufe von Versuchskörpern in Diagrammen aufgetragen. Die erhaltenen Werkstoffeigenschaften wie Festigkeit, Steifigkeit, Bruchdehnung und Querkontraktion finden sich in einer Tabellendarstellung wieder. Um eine statistische Sicherheit für die Kennwerte zu erhalten, sind stets mindestens 6 Proben getestet worden. Einige Versuchsergebnisse basieren auf der Arbeit von Röder [110].

3.3.1 30°-Biaxialgeflecht

Bei einem 30°-Biaxialgeflecht, das in 0°-Richtung belastet wird, sind die Rovings nur um 30° von der Lastrichtung abgelenkt. Die Kraftübertragung findet daher maßgeblich über die hochfesten Fasern statt. Die Zug- und Druckfestigkeiten und entsprechende Steifigkeiten in axialer Richtung sind daher um ein Vielfaches höher als in transversaler Richtung. Aus dem Diagramm in Abbildung 3.7 lässt sich jedoch auch der Matrixeinfluss deutlich erkennen. Das RTM6-Harz verhält sich unter Zug- und Druckbelastung nicht-linear [111]. Wird also die Belastung in der Probe durch das Harz getragen, so findet man auch im Verbund ein nicht-lineares Verhalten, das auch durch Mikroschädigung erzeugt wird. Besonders gut ist dies bei biaxialen Geflechten unter Zug- und Druckbelastungen zu erkennen. Aus diesem Grund sind die Spannungs-Dehnungs-Verläufe bei Biaxialgeflechtem in transversaler und axialer Belastungsrichtung nicht-linearen Charakters.

Die Matrix beeinflusst zusätzlich die Festigkeit, welche gerade bei Zugbelastung in transversale Richtung für die 30°-Konfiguration sehr gering ist. Sie liegt jedoch mit rund 83 MPa durch den Fasereinfluss über der Zugfestigkeit des Reinharzes, die vom Hersteller Hexcel mit 75 MPa angegeben wird.

Durch die Dehnungsbehinderung der Matrix durch die Kohlenstofffaserfilamente wird die Matrix-Bruchdehnung (3,5 %) mit nur 1,03 % nicht annähernd erreicht. Unter Druck kann die Matrix höheren Belastungen standhalten. Dabei entstehen jedoch hohe Dehnungen im Verbund.

Die Druckfestigkeit bei axialer Belastung ist um 58 % geringer als die Zugfestigkeit, wobei der E-Modul sich lediglich um 2 % unterscheidet (s. Tabelle 3.2). Bei Belastung in transversaler Richtung ist die Druckfestigkeit wiederum fast doppelt so hoch wie die Zugfestigkeit, was darauf zurückgeführt werden kann, dass die Matrix unter Zugbelastung deutlich weniger Festigkeit besitzt, jedoch bei Druck kein Spröbruchverhalten zeigt und relativ viel Dehnung zulässt, bevor das Versagen eintritt. Die Bruchdehnung ist im Mittel bei Druckbelastung dreimal so hoch wie bei Zugbelastung. Beim E-Modul gibt es im direkten Vergleich zwischen Zug- und Drucklastfall einen Unterschied von 13 %.

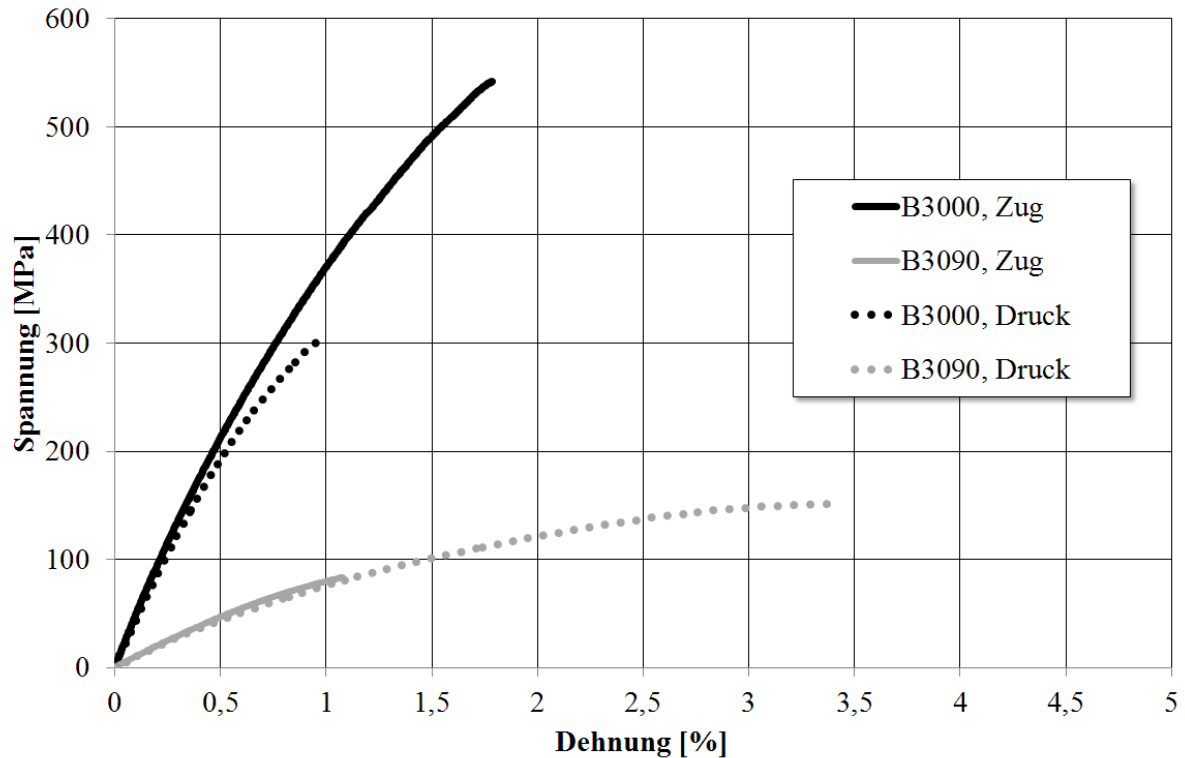


Abbildung 3.7: Spannungs-Dehnungs-Verhalten für 30°-Biaxialgeflechte bei axialer und transversaler sowie Zug- und Druck-Belastung

Tabelle 3.2: Werkstoff-Kennwerte für 30°-Biaxialgeflechte²

Zug								
	Axial				Transversal			
	Zug- festigkeit [MPa]	E- Modul [GPa]	Bruch- dehnung [%]	Quer- kontraktion [-]	Zug- festigkeit [MPa]	E- Modul [GPa]	Bruch- dehnung [%]	Quer- kontraktion [-]
<i>X</i>	514,41	37,91	1,96	1,54	83,01	9,60	1,03	0,30
<i>s</i>	21,05	2,11	0,21	0,05	4,71	0,45	0,09	0,02
<i>v</i>	4,09	5,57	10,76	3,15	5,68	4,71	8,40	7,04
Druck								
	Axial			Transversal				
	Druck- festigkeit [MPa]	E- Modul [GPa]	Bruch- dehnung [%]	Druck- festigkeit [MPa]	E- Modul [GPa]	Bruch- dehnung [%]		
<i>X</i>	299,10	38,33	0,98	155,65	7,33	3,15		
<i>s</i>	23,04	1,16	0,09	6,26	0,36	0,38		
<i>v</i>	7,70	3,03	8,94	4,02	4,90	12,19		

² Mit *X* wird der jeweilige Mittelwert der Versuchsergebnisse angezeigt, *s* bezeichnet die Standardabweichung und *v* den Variationskoeffizient.

3.3.2 55°-Biaxialgeflecht

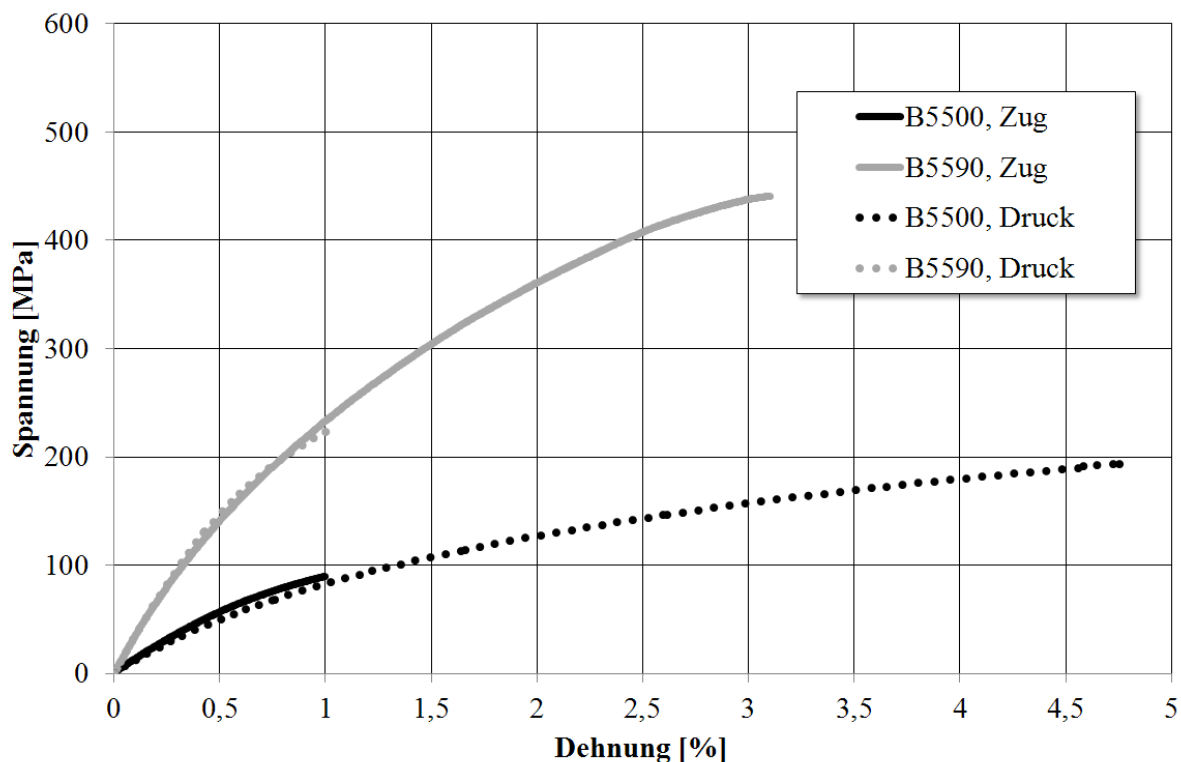


Abbildung 3.8: Spannungs-Dehnungs-Verhalten für 55°-Biaxialgeflechte bei axialer und transversaler sowie Zug- und Druck-Belastung

Tabelle 3.3: Werkstoff-Kennwerte für 55°-Biaxialgeflechte

Zug								
	Axial				Transversal			
	Zug-festigkeit [MPa]	E-Modul [GPa]	Bruch-dehnung [%]	Quer-kontraktion [-]	Zug-festigkeit [MPa]	E-Modul [GPa]	Bruch-dehnung [%]	Quer-kontraktion [-]
<i>X</i>	88,70	10,65	0,99	0,44	421,60	26,54	2,97	1,35
<i>s</i>	1,56	0,14	0,04	0,02	24,54	0,66	0,37	0,07
<i>v</i>	1,76	1,34	3,95	5,58	5,82	2,49	12,56	4,94

Druck								
	Axial			Transversal				
	Druck-festigkeit [MPa]	E-Modul [GPa]	Bruch-dehnung [%]	Druck-festigkeit [MPa]	E-Modul [GPa]	Bruch-dehnung [%]		
<i>X</i>	197,88	6,79	5,81	231,21	29,92	1,12		
<i>s</i>	2,02	0,21	0,70	8,61	0,72	0,08		
<i>v</i>	1,02	3,04	11,97	3,72	2,40	7,07		

Entsprechend der Faserorientierung beim 55° -Geflecht ist die maximal auftretende Festigkeit jene aus dem transversalen Zugversuch (vgl. Tabelle 3.3). Jedoch ist sie mit 421,60 MPa deutlich geringer als die maximale Festigkeit beim 30° -Geflecht, bei welchem 514,41 MPa erreicht werden konnten. Das Verhalten ist dem 30° -Geflecht sehr ähnlich, handelt es sich doch nahezu um die gleichen Faserorientierungen mit Vertauschen der axialen und transversalen Belastungsrichtung (Abbildung 3.8). Zu sehen ist dies gut an den betragsmäßig ähnlichen Querkontraktionen von 30° - und 55° -Geflecht, wenn man transversale und axiale Belastung vertauscht betrachtet. Die Festigkeit ist beim axialen Drucklastfall mit 197,88 MPa doppelt so groß wie im Zuglastfall, während bei der transversalen Belastung der umgekehrte Fall eintritt.

3.3.3 30° -Triaxialgeflecht

Anhand der Kurvenverläufe in Abbildung 3.9 lässt sich deutlich erkennen, dass es bei einem 30° -Triaxialgeflecht weder unter Zug- noch unter Druckbelastung ein ausgeprägtes nicht-lineares Werkstoffverhalten gibt. Im Gegensatz zum 30° -Biaxialgeflecht existiert in axialer Richtung noch das Stehfadensystem, das eine nicht-lineare Dehnung der Matrix verhindert. Aber auch in transversaler Richtung behindert der Stehfaden die Matrixdehnung, was sich in einem konstanten Gradienten im Spannungs-Dehnungs-Diagramm zeigt. Die Festigkeit in axialer Richtung beim Zuglastfall mit 747,32 MPa wird von keiner anderen Testkonfiguration übertroffen (vgl. Tabelle 3.4). Wie bei der Biaxialgeflecht-Probe ist die transversale Druckfestigkeit höher als die Zugfestigkeit. Grund hierfür ist erneut das Spröbruchverhalten der Matrix unter Zug, welches deutlich früher auftritt als ein Versagen beim Drucklastfall. Die transversale Zugfestigkeit beim 30° -Triaxialgeflecht beträgt 69,87 MPa. Beim Biaxialgeflecht mit 30° -Flechtwinkel ist sie mit 83 MPa höher. Eine Erklärung bietet die Betrachtung der Faserarchitektur. Durch das Einbringen von Stehfäden entstehen zusätzliche Welligkeiten im Geflecht, welche die Festigkeit herabsetzen. Die Druckfestigkeit ist dagegen mit 187,52 MPa um ca. 30 MPa höher als beim Biaxialgeflecht gleichen Flechtwinkels. Einen großen Vorteil des Triaxialgeflechtes gegenüber dem Biaxialgeflecht mit 30° -Flechtwinkel kann man in der deutlichen Steigerung im axialen Zug-E-Modul um knapp 50 % und im Anstieg der Festigkeit feststellen, der in der gleichen Größenordnung liegt wie der Steifigkeitszuwachs.

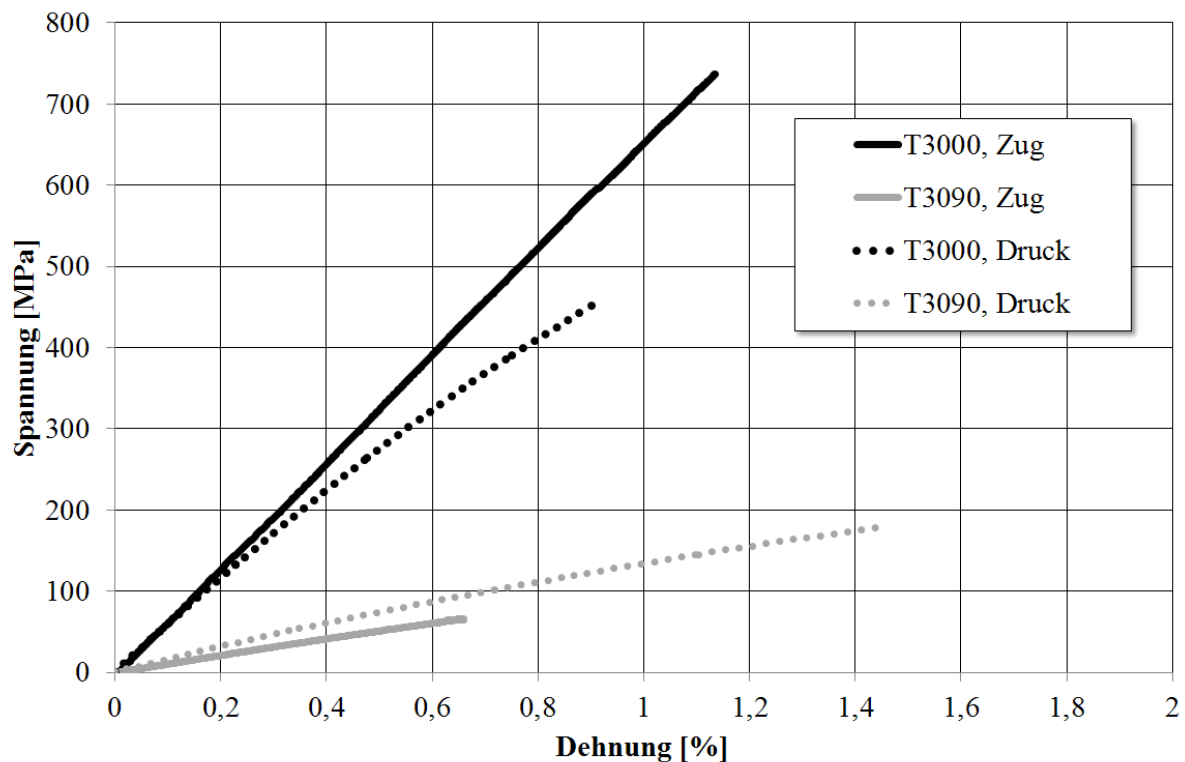


Abbildung 3.9: Spannungs-Dehnungs-Verhalten für 30°-Triaxialgeflechte bei axialer und transversaler sowie Zug- und Druck-Belastung

Tabelle 3.4: Werkstoff-Kennwerte für 30°-Triaxialgeflechte

Zug								
	Axial				Transversal			
	Zug- festigkeit [MPa]	E- Modul [GPa]	Bruch- dehnung [%]	Quer- kontraktion [-]	Zug- festigkeit [MPa]	E- Modul [GPa]	Bruch- dehnung ³ [%]	Quer- kontraktion [-]
<i>X</i>	747,32	63,16	1,18	1,17	69,87	10,31	-	0,18
<i>s</i>	19,60	3,75	0,04	0,10	4,72	0,29	-	0,02
<i>v</i>	2,62	5,94	3,59	8,30	6,75	2,85	-	9,34

Druck								
	Axial			Transversal				
	Druck- festigkeit [MPa]	E- Modul [GPa]	Bruch- dehnung [%]	Druck- festigkeit [MPa]	E- Modul [GPa]	Bruch- dehnung [%]		
<i>X</i>	422,57	55,16	0,85	187,52	11,39	2,00		
<i>s</i>	29,55	1,45	0,06	6,78	2,00	0,48		
<i>v</i>	6,99	2,63	6,71	3,61	17,53	24,11		

³ Keine belastbare statistische Auswertung möglich, da DMS bei einem Teil der Proben ablösten.

3.3.4 55°-Triaxialgeflecht

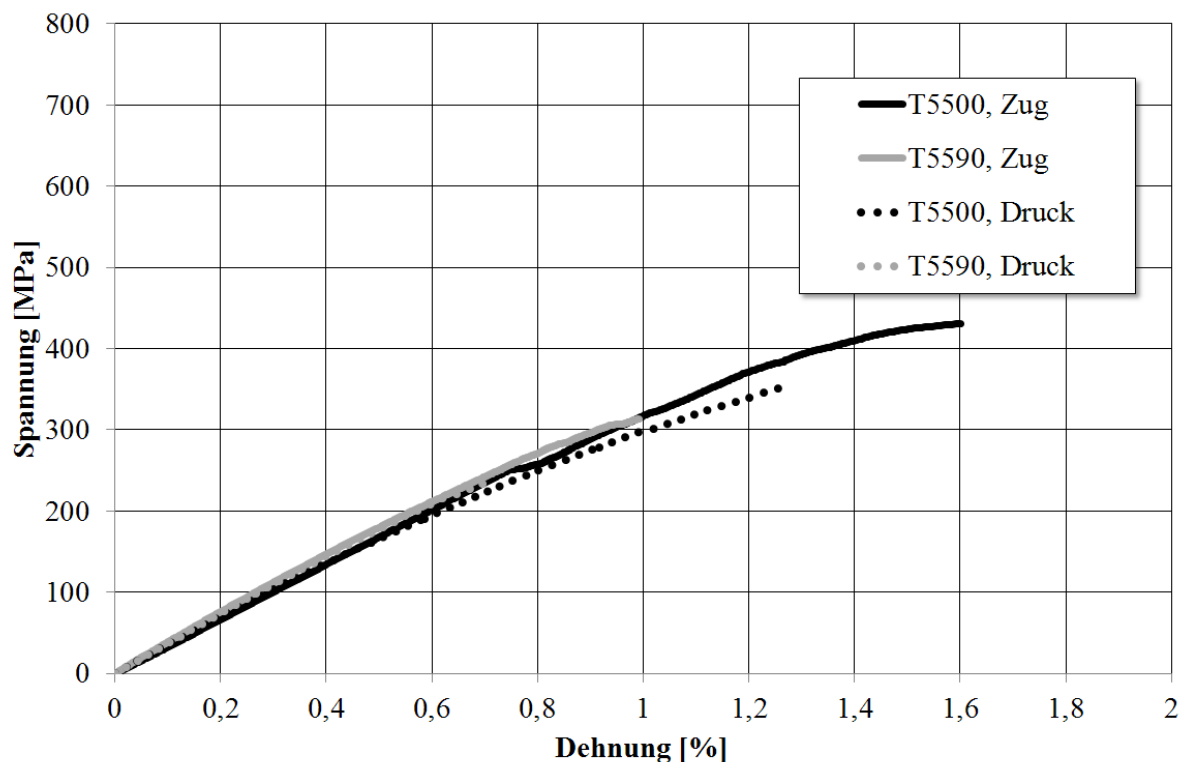


Abbildung 3.10: Spannungs-Dehnungs-Verhalten für 55°-Triaxialgeflechte bei axialer und transversaler sowie Zug- und Druck-Belastung

Tabelle 3.5: Werkstoff-Kennwerte für 55°-Triaxialgeflechte

Zug								
	Axial				Transversal			
	Zug- festigkeit [MPa]	E- Modul [GPa]	Bruch- dehnung [%]	Quer- kontraktion [-]	Zug- festigkeit [MPa]	E- Modul [GPa]	Bruch- dehnung [%]	Quer- kontraktion [-]
<i>X</i>	414,82	34,05	1,50	0,39	333,12	34,13	1,06	0,43
<i>s</i>	24,95	1,30	0,15	0,03	15,89	1,19	0,08	0,03
<i>v</i>	6,01	3,81	9,96	8,41	4,77	3,49	7,48	6,76
Druck								
	Axial				Transversal			
	Druck- festigkeit [MPa]	E- Modul [GPa]	Bruch- dehnung [%]		Druck- festigkeit [MPa]	E- Modul [GPa]	Bruch- dehnung [%]	
<i>X</i>	330,19	32,25	1,17		234,78	35,00	0,72	
<i>s</i>	21,66	1,26	0,12		18,48	1,25	0,07	
<i>v</i>	6,56	3,90	10,05		7,87	3,56	9,95	

Die 55°-Triaxialgeflechte zeigen bereits klassisches quasi-isotropes Werkstoffverhalten durch ähnliche konstante Steigungen in den Spannungs-Dehnungs-Kurven (vgl. Abbildung 3.10). Die E-Moduln liegen dementsprechend mit 32,35 - 35 GPa sehr nah zusammen (vgl. Tabelle 3.5). Die Festigkeiten im Vergleich zwischen 0°- und 90°-Richtung liegen nicht so weit auseinander wie in den anderen getesteten Konfigurationen, bei denen zum Teil mehrere Vielfache als Unterschiede in den Festigkeiten gefunden werden. Die Zug- und Druck-Kurven liegen jeweils aufeinander. Bei dem 30°-Triaxialgeflecht ist dies nicht der Fall. Die 55°-Triaxialgeflecht-Proben sind die dicksten Proben im Versuchsprogramm, was zu einer erhöhten Stabilisierung durch die Geometrie im Druckversuch führt. Biegung der Probe wird somit weitestgehend verhindert. Im Vergleich zu einem 30°-Triaxialgeflecht gibt es eine schwache Nicht-Linearität im Kurvenverlauf, welche für die Zugversuche am deutlichsten ausgeprägt ist. Beim 55°-Triaxialgeflecht ist zwar durch die Stehfäden eine Dehnungsbehinderung der Matrix vorhanden, jedoch liegen die größten Anteile in den Faserorientierungen nicht in der Belastungsrichtung. Die nicht-lineare Matrixdehnung macht sich hier also bereits bemerkbar. Aber auch die Streckung der Stehfäden und damit einhergehende Matrixbrüche in Form von Delaminationen unter Belastung können zu dieser Nicht-Linearität führen.

3.3.5 Bruchbilder von Zug- und Druckproben

Bruchbilder von Zug- und Druckproben bestätigen die Beobachtungen, wie sind in Kapitel 3.3 anhand von Spannungs-Dehnungs-Verläufen beschrieben sind. So entdeckt man beim Betrachten der Zug-Probe B3000 Faserbrüche, was damit zusammenhängt, dass die Last durch die Faserorientierung von 30° maßgeblich über die Fasern übertragen wird (Abbildung 3.13). Es ist hier auch keine Delamination der Lagen zu erkennen wie sie bei der Zug-Probe T5500 entstehen (Abbildung 3.14). Offenbar ist hier der Matrixbruch dominierend, da auch wenig Faseranteil in 0°-Richtung vorhanden ist. Zudem ist es wahrscheinlich, dass das Delaminieren der Lagen dadurch erzeugt wird, dass sich die leicht gewellten Stehfäden aus dem Laminat unter Zug-Belastung zunächst strecken. Die Brüche verlaufen zum überwiegenden Teil entlang der Rovings und enden final in einem Faserbruch. Triaxialgeflecht-Proben, die auf Druck belastet werden, bilden einen Bruchkeil über die Dicke aus. Dabei gibt es keinen Unterschied zwischen Belastungen in die Stehfadenrichtung oder quer dazu (Abbildung 3.11 und Abbildung 3.12). Bei Druckproben von biaxialen

Geflechtem zeigen meist einen Bruchkeil entlang von Roving-Grenzen wie dies in Abbildung 3.15 zu sehen ist.

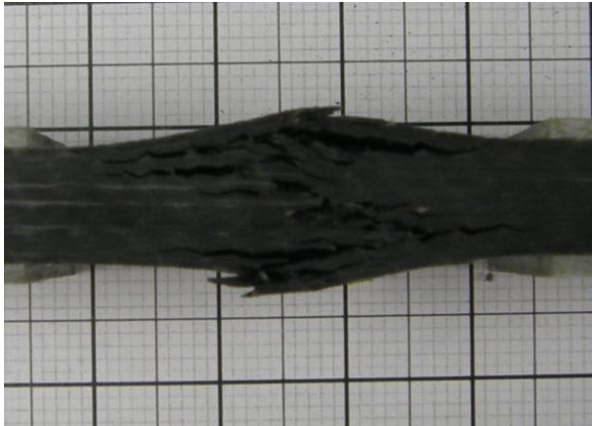


Abbildung 3.11: Bruchbild einer Druck-
Probe T5500



Abbildung 3.12: Bruchbild einer Druck-
Probe T3090

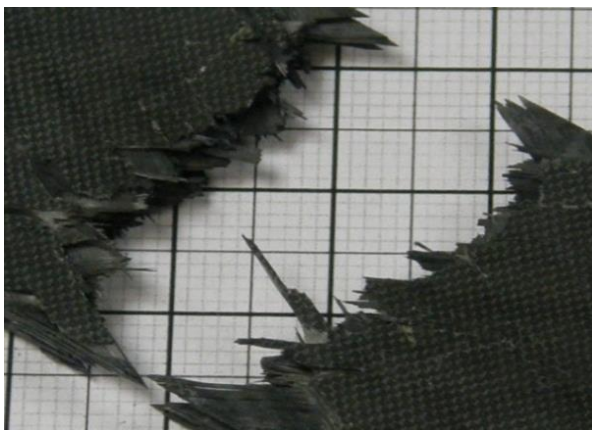


Abbildung 3.13: Bruchbild einer Zug-Probe
B3000

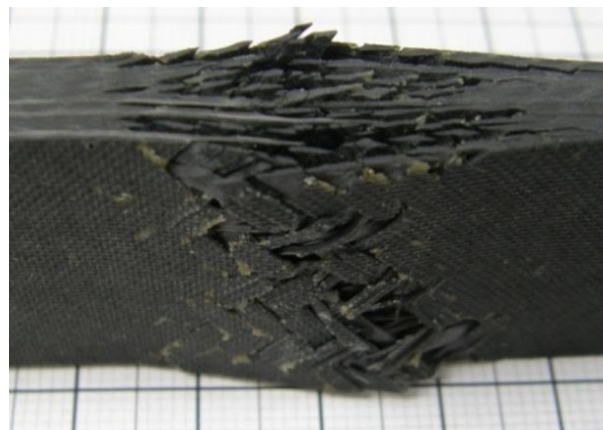


Abbildung 3.14: Bruchbild einer Zug-Probe
T5500 (Probe nicht bis zum Bruch
geprüft)



Abbildung 3.15: Bruchbild einer Druck-
Probe B3000

3.4 Faserarchitektur von biaxialen und triaxialen Geflechten

In diesem Kapitel werden die in Kapitel 3.2 beschriebenen Geflechte bezüglich ihrer Faserarchitektur untersucht. Verwendete Vermessungsverfahren, systematische Messfehlerquellen und die Ergebnisse werden im Abschnitt 3.4.1 vorgestellt und diskutiert. Es folgt eine Untersuchung charakteristischer Eigenschaften der Geflechte in Abschnitt 3.4.2. Dazu gehören die Form der Rovingausbildung sowie Ergebnisse zum Kompaktierungsverhalten der Preform im VARI-Prozess.

3.4.1 Vermessung der Faserarchitektur

Im Folgenden wird erläutert, mit welchen Messverfahren die Faserarchitektur von Geflechten ermittelt wird. Dies beinhaltet die Vermessung des Flechtwinkels, der Laminatdicke und der Dimensionen der Roving-Querschnittsflächen.

3.4.1.1 Flechtwinkel

Bei der Herstellung von Geflechtlaminatplatten für Probekörper muss die Preform vom Flechkern geschnitten und gestapelt werden. Dabei wird sie drapiert. Zudem bilden die Rovings in der Preform-Ebene einen S-Schlag aus. Dieser S-Schlag entsteht genau dann, wenn, wie in diesem Fall, die Preform von einem runden Kern geschnitten wird oder wenn der Flechkern einen eckigen Querschnitt aufweist. In Abbildung 3.16 ist solch ein S-Schlag in einem UD-Geflecht auf einem Kern mit rechteckigem Querschnitt dargestellt. Der dort gut sichtbare und unvermeidbare S-Schlag im Stützgarn existiert in vergleichbarer Deutlichkeit auch für die Kohlenstofffaser-Rovings. Das Phänomen tritt bei allen Geflechttypen auf. Da aufgrund dieses S-Schlags der Flechtwinkel lokal variiert, kann die Flechtwinkelmessung lediglich als Instrument zur Qualitätssicherung in der Probenherstellung verwendet werden.

Der Flechtwinkel wird an mehreren Stellen der Geflechtlagen mit einem Winkelmesser bestimmt, woraus ein Mittelwert gebildet wird. Dieser muss sich am Zielwert orientieren. Bei einer ausgehärteten Platte werden zusätzlich die äußeren Lagen vermessen. Durch die fehlende exakte Bestimmung des Flechtwinkels entsteht eine erste Ursache, die die Genauigkeit des Abgleichs zwischen numerischen Untersuchungen und experimentellen Versuchen zwangsweise beeinflussen muss. Versuche für Geflechte eines bestimmten Winkels können aus diesem Grund eine höhere Streuung aufweisen.

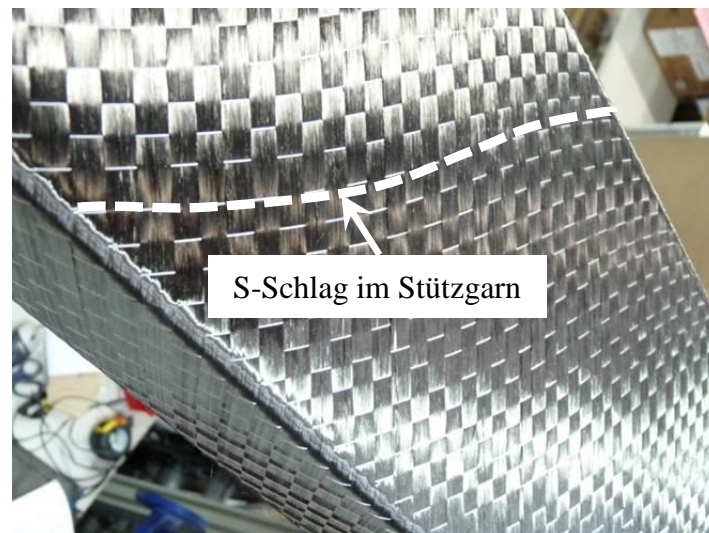


Abbildung 3.16: Deutlich sichtbarer S-Schlag an einer UD-geflochlenen Preform

3.4.1.2 Laminatdicke

Zur Messung der Laminatdicke werden zwei Methoden verwendet und miteinander verglichen. Zum einen werden Messungen mit einem konventionellen Messschieber vorgenommen, zum anderen wird optisch am Schliffbild vermessen. Laminatdicken, die mit dem Messschieber ermittelt werden, sind stets etwas höher. Das liegt daran, dass die Proben, hergestellt im VARI-Verfahren, eine einseitig wellige Oberfläche aufweisen. Der Messschieber misst stets über die Wellenberge und ermittelt somit Maximalwerte für die Laminatdicke an verschiedenen Stellen der Probe. Daher sind diese Werte für Biaxialgeflechte um bis zu 0,25 mm höher, bei Triaxialgeflechten sogar bis zu 0,45 mm höher. Für die numerischen Untersuchungen werden die Werte aus der optischen Messung am Schliffbild verwendet. Sie liefern einen gemittelten Laminatdickenwert aus sehr vielen Messungen, die größtenteils keine Maximalwerte sind. Damit wird vermieden, dass der Harzanteil innerhalb der Einheitszelle durch eine zu groß angenommene Einheitszellenhöhe überschätzt wird.

3.4.1.3 Roving-Querschnittsfläche

Zur Analyse der Ausbildung von Flecht- und Stehfäden innerhalb der Faserarchitektur werden optische Messungen an Schliffbildern durchgeführt. Die Probestücke für die Schliffbilder werden aus der ausgehärteten Platte senkrecht zur Vorschubrichtung des Flechtkeins ausgeschnitten. Tabelle 3.6 zeigt die gemessenen Ergebnisse.

Die Dimensionen von Flecht- und Stehfäden werden durch Messungen an Schliffbildern und für die Flechtäden noch zusätzlich an der Probenoberfläche

bestimmt. Die Messungen von Rovingbreiten- und -höhen werden erschwert, da der Sägeschnitt nicht senkrecht zu den Rovings erfolgt. Somit ist eine Transformation der gemessenen Werte um den Schnittwinkel notwendig. Durch das Schneiden und das anschließende Polieren werden zusätzliche Abweichungen erzeugt, sodass die Bestimmung des Transformationswinkels nicht mehr eindeutig ist. Die Abweichung kann bis zu 2° betragen. Anders gestaltet sich die Vermessung der Stehfäden, da der Schnitt senkrecht zu ihrer Längsachse erfolgt. Alle Messwerte können deshalb direkt übernommen werden. Für die Vermessung der Rovinghöhen wird die dickste Stelle an einem Roving ausgewählt und vermessen. Flechtfäden, die an der Oberfläche vermessen werden, werden im Infiltrationsprozess durch den Druck an der Oberfläche des Laminats abgeflacht. Deshalb sind diese Messwerte bis zu 0,4 mm größer als Messwerte aus dem Schliffbild. Als wichtiges Merkmal für die Definition der Packungsdichte in den Rovings muss zudem die Rovingquerschnittsfläche bestimmt werden. Mit Packungsdichte bezeichnet man den Faservolumenanteil im Roving. Die Packungsdichten für Steh- und Flechtfäden werden getrennt voneinander bestimmt.

Tabelle 3.6: Daten zur Faserarchitektur von Biaxial- und Triaxialgeflechtem

Geflechtstyp	Biaxial	Biaxial	Biaxial	Triaxial	Triaxial	Triaxial
Flechtwinkel β [°]	30	45	55	30	45	55
Kerndurchmesser d [mm]	120	120	120	120	120	120
Laminatdicke t_{lam} [mm]	3,2	4,2	4,7	4,7	4,7	6,6
Lagenanzahl n_L [-]	8	8	8	8	6	8
Flechtfadenquerschnittsfläche A_B [mm ²]	0,66	0,62	0,69	0,72	0,70	0,70
Flechtfadenbreite b_B [mm]	3,12	2,83	2,48	2,82	2,72	2,42
Flechtfadenhöhe t_B [mm]	0,25	0,27	0,32	0,33	0,37	0,38
Stehfadenquerschnittsfläche A_o [mm ²]	-	-	-	0,72	0,73	0,77
Stehfadenbreite b_o [mm]	-	-	-	2,59	2,31	2,27
Stehfadenhöhe t_o [mm]	-	-	-	0,47	0,45	0,49
Faservolumenanteil V_f [%]	61	60	62	59	60	58
Nesting-Faktor η [-]	1,25	1,02	1,09	1,91	1,54	1,51

3.4.2 Charakteristische Eigenschaften

Es gibt weitere Informationen zur Faserarchitektur, die nicht geometrisch vermessen werden können. Darunter fallen die Roving-Querschnittsformen, die Identifikation der Packungsdichte im Roving und der Nesting-Effekt. Diese Informationen sind wichtig, um detaillierte Einheitszellenmodelle für numerische Analysen abbilden zu können.

3.4.2.1 Roving-Querschnittsformen

Neben einer Vermessung der Rovingdimensionen können für biaxiale und triaxiale Geflechte bestimmte Charakteristiken und Effekte innerhalb der Faserarchitektur identifiziert werden. Dazu werden die Roving-Querschnittsformen gezielt untersucht.

Für alle Rovings sind abgeflachte, entweder elliptische oder linsenförmige Querschnittsformen zu finden. In einem Biaxialgeflecht existiert meist eine Mischung aus beiden Formen. Bei Triaxialgeflechten dominieren die elliptischen Querschnittsformen. Für Stehfäden ist dies prozessbedingt nicht anders möglich. Während des Flechtvorgangs verwinden sich die Stehfäden aufgrund der Reibung zu den Flechtfäden. Sie sind so zu einer kreisrunden Form stabilisiert. Diese runde Grundform kann dann nur noch durch Einwirkung eines Druckes im Infiltrationsprozess in eine elliptische Form gebracht werden. Linsenförmige Querschnitte bei Stehfäden sind daher nahezu ausgeschlossen. Die Definition der Roving-Querschnittsform für Geflechte ist in der Literatur uneinheitlich. Manche Autoren gehen stets von der einen oder nur von der anderen Querschnittsform aus. Dies kann bei Byun [112], Naik [9] und Lyons [113] beobachtet werden. Klar ist einzig, dass die Ausbildung der Querschnittsform prozessbedingt und nicht eindeutig ist. Zudem spielt der Rovingtyp eine entscheidende Rolle. Die Abbildung 3.17 a) - f) zeigt zum Vergleich der Querschnittsformen verschiedene Schliffbilder von biaxialen und triaxialen Geflechten. Speziell bei den triaxialen Geflechten lässt sich noch ein weiterer Effekt finden: Die Rotation des Flechtrovings um seine eigene Längsachse, die im Schliffbild als S-Querschnittsform zu Tage tritt. Diese Inklination um die eigene Achse tritt dann auf, wenn die Stehfäden eingeführt werden und die Flechtfäden verdrängen. Diese S-Form ist jedoch nicht auf triaxiale Geflechte beschränkt. Bei biaxialen Geflechten tritt dieser Effekt ebenfalls für kleine Flechtwinkel auf. Bemerkenswert ist auch die Verteilung der Harznester in Triaxial- und Biaxialgeflechten. Während sie in Triaxialgeflechten deutlich sichtbar werden, sind sie in Biaxialgeflechten kaum erkennbar.

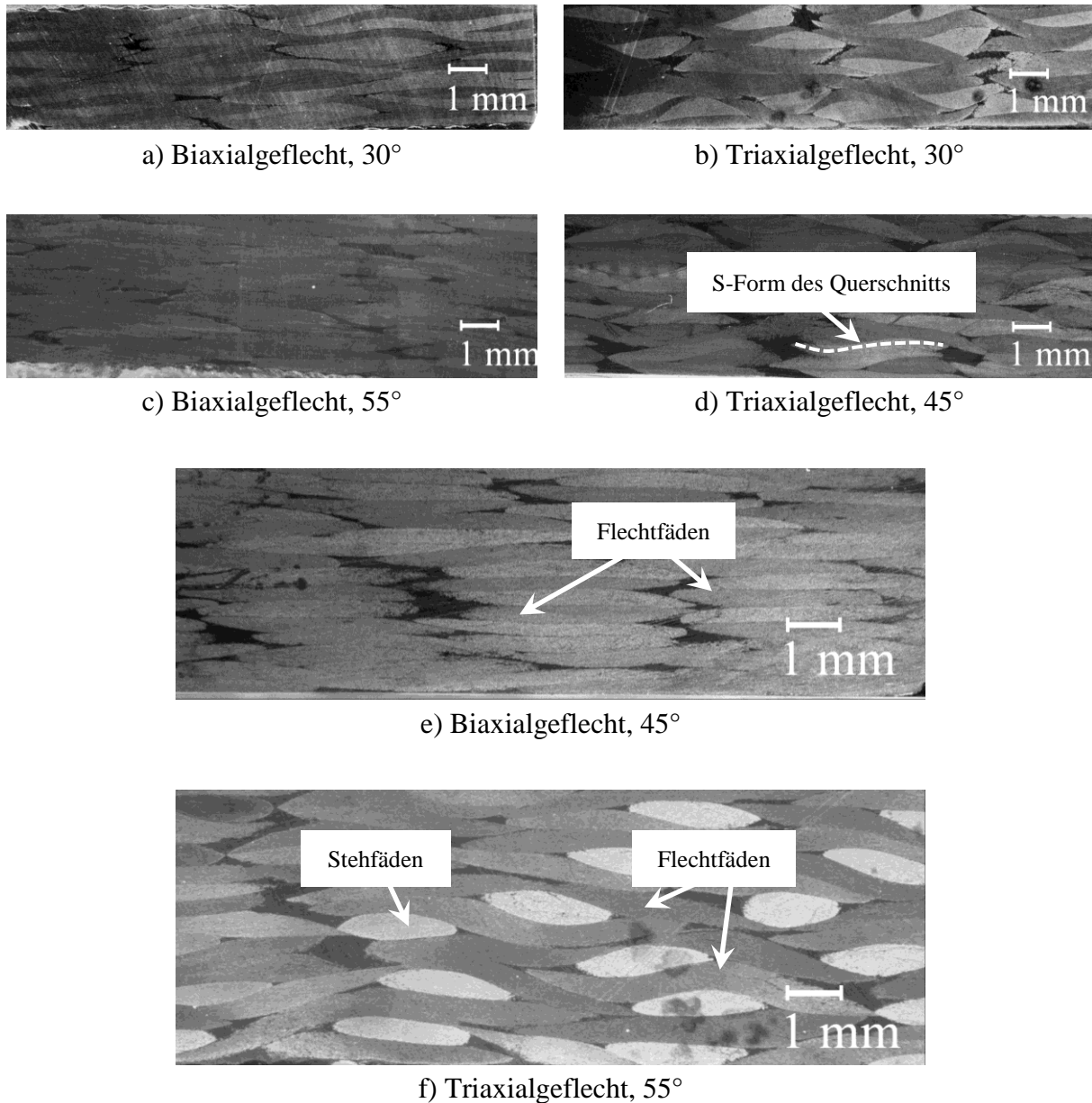


Abbildung 3.17: Schlifffbilder von Biaxial- und Triaxialgeflechten

Im Biaxialgeflecht sind die Rovings insgesamt deutlich homogener verteilt, was wiederum zur Folge hat, dass klare Abgrenzungen zwischen den Rovings kaum noch erkennbar sind.

3.4.2.2 Packungsdichte im Roving

Die Methoden in der Mikro- und Meso-Modellierung benötigen die Information über den Faservolumenanteil im einzelnen Roving, der auch Garnpackungsdichte (engl. *yarn packing density*) genannt wird. Eine Garnpackungsdichte kann aus Bildanalysen an Schlifffbildern in Dickenrichtung gewonnen werden.

An diesen Schliffbildern lassen sich die Querschnittsflächen A_r der Rovings vermessen. Die Garnpackungsdichte p_d wird beschrieben durch

$$p_d = \frac{\pi \cdot d_f^2 \cdot n_f}{4 \cdot A_r}. \quad 3.1$$

Dabei ist d_f der Filamentdurchmesser und n_f die Anzahl der Filamente im Roving. Beide Werte sind im Allgemeinen aus dem Herstellerdatenblatt bekannt. Die Bestimmung der Garnpackungsdichte ist nur mit einer gewissen Streuung möglich (vgl. Abschnitte 3.4.1.3 und 3.4.2.1). Beachtet man die Abweichungen von 2° durch die Schnittrichtung, so muss jeder Angabe in Tabelle 3.7 eine Streubreite von $\pm 2,5\%$ zugestanden werden.

Tabelle 3.7: Garnpackungsdichten

Geflechttyp	Packungsdichte Flechtfäden	Packungsdichte Stehfäden
Biaxial, 30°	0,67	-
Biaxial, 45°	0,72	-
Biaxial, 55°	0,65	-
Mittelwert	0,68	-
Triaxial, 30°	0,62	0,62
Triaxial, 45°	0,64	0,61
Triaxial, 55°	0,64	0,58
Mittelwert	0,63	0,61

Die Garnpackungsdichten in den Flechtfäden und Stehfäden von Triaxialgeflechtem sind geringer als bei den Biaxialgeflechtem. Dies ist auf einen geringeren Faservolumenanteil der Triaxialgeflechtem zurückzuführen (vgl. Tabelle 3.6). Ein funktionaler Zusammenhang zur Ausbildung der Garnpackungsdichten in Abhängigkeit des Flechtwinkels kann bei der gegenwärtigen Datenlage nicht angegeben werden. Für die Modellierung von Einheitszellen werden daher die Mittelwerte der jeweiligen Rovings angenommen. Naik [9] schlägt in seiner Arbeit Garnpackungsdichten von 0,65-0,75 für triaxiale Geflechtem mit ähnlichem Rovingtyp und Faservolumenanteil vor. In den vorliegenden Untersuchungen werden diese Garnpackungsdichten jedoch meist nicht erreicht und liegen unter 0,65. Bei den Stehfäden liegen sie sogar deutlich darunter. Für alle Flechtfäden werden Werte von 0,75 nicht erreicht. Das widerspricht klar den

Ergebnissen von Byun [112], der diesen Wert für seine analytischen Modelle vorschlägt. Die Annahme einer Packungsdichte von 0,75 bei Byun kann ihre Ursachen in der Modellbildung und der Beziehung zum Faservolumenanteil im Laminat haben. Byuns Modell erlaubt keine Darstellung geometrisch kompakter Geflechte und weist in der geometrischen Betrachtung große Harzbereiche auf. Um rechnerisch hohe Faservolumenanteile zu erhalten, muss bei Byun entsprechend die Garnpackungsdichte im Roving zunehmen. Bei den vorliegenden Proben hat eine gute Verdichtung der Preform stattgefunden und die Verteilung der Faser im Verbund ist relativ homogen. Dadurch entstehen weniger harzreiche Zonen, die üblicherweise dazu führen, dass der globale Faservolumenanteil verringert wird. Garnpackungsdichten werden sich folglich nahe am Faservolumenanteil des Laminats bewegen. Die 45°-Geflechte haben die breiteste Rovingablage in einem geschlossenen Geflecht und somit konnten die höchsten Garnpackungsdichten erhalten werden.

3.4.2.3 Nesting-Effekt

Werden Halbzeuge wie Gewebe oder Geflechte in einem Laminat vereint, so entsteht eine Verdichtung des Laminats. Die Lagen fügen sich aufgrund ihrer Oberflächenwelligkeiten ineinander. Diese Verdichtung wird im Englischen als *nesting* bezeichnet. Der Grad dieser Verdichtung ist zum einen von der Geometrie der Halbzeuge und zum anderen von ihrem mechanischen Verhalten bei der Kompaktierung abhängig. Diese beiden Einflüsse werden in der Literatur oft getrennt betrachtet. Bei Geflechtlaminaten in dieser Arbeit wird darauf geachtet, dass das Nesting maximiert wird, damit wenige harzreiche Zonen entstehen und die Fasern homogener verteilt sind. Dazu werden die Lagen senkrecht zur Flechtrichtung gegeneinander verschoben. Man erzielt dies beim Aufeinanderlegen einzelner Lagen oder durch eine kleine Drehung des Flechkerns. Das Resultat ist ein geometrisch, in Dickenrichtung kompaktiertes Laminat. Ein weiterer Effekt ist die Erhöhung des Faservolumenanteils; Vergleiche können mit Lomov [114], Hammani [115] und Chen [116] gezogen werden. Diese Veröffentlichungen diskutieren das Thema Nesting für Gewebe. Die Abschätzung des Nesting-Effekts bei Geflechten ist keine triviale Aufgabe. Dabei ist sie wichtig, um den Faservolumenanteil, mechanische Eigenschaften und die Dicke eines Laminats oder Bauteils im Auslegungsprozess erfassen zu können. Numerische Modelle für die geometrische Kompaktierung können allenfalls eine Hilfestellung geben (z.B. LamTex der KU Leuven, vgl. Kap. 4). Mit der Einführung eines Nesting-Faktors η wird ein Ansatz auf experimenteller Basis vorgestellt, mit dem ein Maß für die Verdichtung gefunden werden kann.

Der Ausgangspunkt für die Bestimmung des Nesting-Faktors ist eine theoretische Referenz-Einzellagendicke t_{SL} . Diese theoretische Referenz-Einzellagendicke ergibt sich aus den Rovinghöhen der Flechtfadensysteme t_B eines Biaxialgeflechts zu

$$t_{SLb} = 2 \cdot t_B . \quad 3.2$$

Der Kreuzungspunkt der Rovings definiert die Einzellagendicke in der Einheitszelle, wie in Abbildung 3.18 zu sehen ist.

Abbildung 3.19 zeigt das Bild einer Einheitszelle für ein triaxiales Geflecht. Die theoretische Referenz-Einzellagendicke t_{SLt} wird auch hier als Summe aller sich kreuzenden Rovings definiert durch

$$t_{SLt} = 2 \cdot t_B + t_0 \quad 3.3$$

mit t_0 als Dicke des Stehfadens.

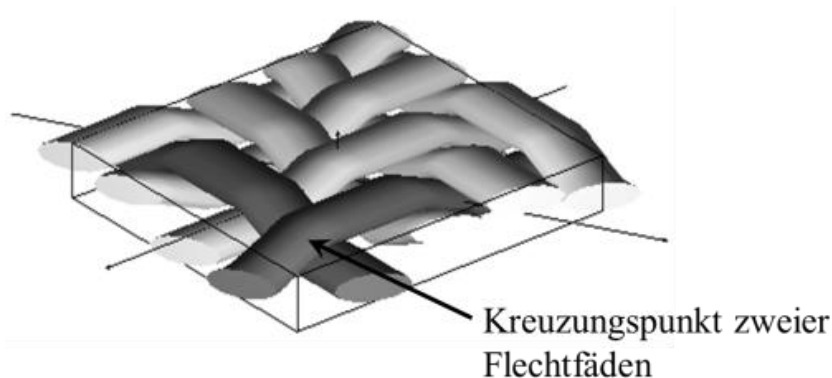


Abbildung 3.18: Einheitszelle Biaxialgeflecht

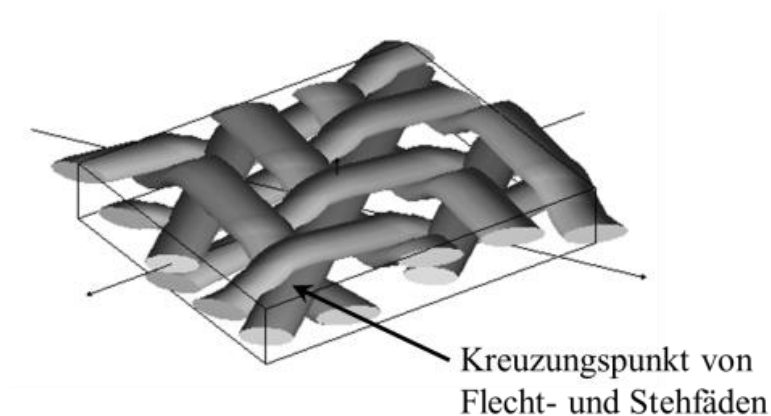


Abbildung 3.19: Einheitszelle Triaxialgeflecht

An dieser Stelle muss erwähnt werden, dass dieses Modell keine Kompaktierung an den Kreuzungspunkten berücksichtigt. Für die Ermittlung der Referenz-Einzellagendicke werden die Rovinghöhen verwendet, weil sie großen Einfluss auf die Welligkeiten im Werkstoff haben. Die erhaltene Referenz-Einzellagendicke ist bei den triaxialen Geflechten deutlich höher als die reale Dicke einer Triaxialgeflechtlage. Trotzdem ist dieser Ansatz sinnvoll gewählt, da so auf die spezifischen Eigenschaften des geometrischen Nestings eingegangen werden kann. Der Nesting-Faktor kann nun als Quotient einer gemessenen Gesamtlaminatdicke t_{lam} zur äquivalenten Summe der gleichen Anzahl n_L an Referenz-Einzellagendicken definiert werden. Folgende Gleichungen geben die entsprechenden Nesting-Faktoren für biaxiale (η_b) und triaxiale Geflechte (η_t) an:

$$\eta_b = \frac{n_L \cdot t_{SLb}}{t_{lam}} \quad 3.4$$

$$\eta_t = \frac{n_L \cdot t_{SLt}}{t_{lam}} \quad 3.5$$

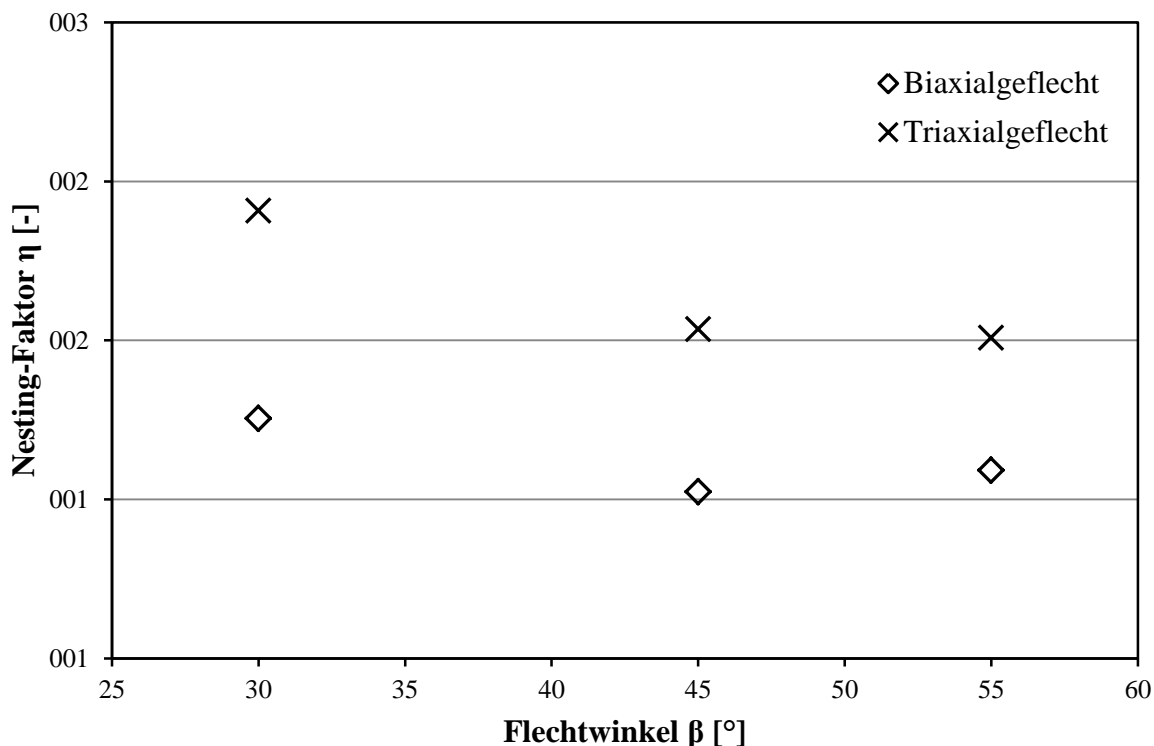


Abbildung 3.20: Nesting-Faktor in Abhängigkeit vom Flechtwinkel

Eine Übertragbarkeit der Nesting-Faktoren auf andere Lagenanzahlen ist nur für größere Anzahlen von Geflechtlagen gegeben.

Abbildung 3.20 zeigt die ermittelten Nesting-Faktoren für die untersuchten biaxialen und triaxialen Geflechte. Beide Geflechtstypen tendieren zu einem nicht-linearen Abfall des Nesting-Faktors bei linearem Anstieg des Flechtwinkels. Dieser Effekt wird ebenfalls in [117] beobachtet.

Alle Triaxialgeflechte werden bei einem Außendruck von 350 mbar im VARI-Prozess hergestellt. Für die Biaxialgeflechte dagegen wird der Druck von 450 mbar für das 30°-Geflecht auf bis zu 600 mbar für das 55°-Geflecht erhöht. Der Nesting-Faktor ist für das 55°-Geflecht auch etwas höher als für das 45°-Geflecht, was dem höheren Druck zugeschrieben werden kann. Das korreliert mit dem leicht höheren Faservolumenanteil beim 55°-Geflecht. Die Ergebnisse entsprechen den Beobachtungen von Lomov et al. in [114]. Denn auch dort wird aufgezeigt, dass eine geometrische Kompaktierung von der spezifischen Faserarchitektur und dem Druckeinfluss während des Infusionsprozesses herrührt.

Die untersuchten Geflechte werden auf dem gleichen Flecht kern mit 120 mm Durchmesser hergestellt. Mit Vergrößerung des Flechtwinkels verändert sich das Höhe-zu-Breite-Verhältnis der Rovingquerschnitts-Ellipse. Bei hohen Flechtwinkeln entsteht eine welligere Preform-Oberfläche als bei Geflechten kleinen Flechtwinkels. Rein geometrische Betrachtungen lassen den Schluss zu, dass die größeren „Berge und Täler“ an der Preform-Oberfläche ein Nesting begünstigen und zu einem höheren Nesting-Faktor führen. Diese Überlegung ist nicht zutreffend, da der Spannungszustand im Geflecht vernachlässigt wird. Bei großen Winkeln ist das Geflecht in sich schon stark in der Ebene kompaktiert, sodass in Dickenrichtung kaum noch Kompaktierung stattfinden kann. Die Rovings sind in diesem Zustand bereits stark aneinandergespreßt, sodass die Preform bei Druck in Dickenrichtung kaum nachgibt.

Bei Geflechten kann folglich nicht nur die Faserarchitektur eine entscheidende Rolle einnehmen, sondern es muss auch der inneren Spannung im Geflecht Beachtung geschenkt werden. Das unterscheidet ein Geflecht maßgeblich von einem gescherten Gewebe. Beim gescherten Gewebe liegt an den Rovings keine Kraft an.

4 Numerische Steifigkeitskennwertermittlung für biaxiale und triaxiale Geflechte

Experimentelle Versuchsreihen können durch den Einsatz einer numerischen Kennwertermittlung eingegrenzt oder sogar ganz vermieden werden. Ein Ziel dieser Arbeit ist es, verfügbare Methoden zur numerischen Steifigkeitskennwertermittlung für Geflechte zu untersuchen, gegenüberzustellen und mit experimentellen Kennwerten zu vergleichen.

In der Entwurfsphase eines Geflecht-Bauteils sind nicht alle Informationen für eine detaillierte Beschreibung der Geflecht-Faserarchitektur vorhanden. Daher muss an dieser Stelle auch die Frage beantwortet werden, welcher Detaillierungsgrad in der Beschreibung der Faserarchitektur notwendig ist, um eine entsprechende Güte des numerischen Steifigkeitskennwerts zu erzielen. Des Weiteren gilt es, eine Methode auszuwählen, die sich in einen automatisierten Auslegungsprozess, z.B. mit Optimierungsmethoden, einbinden lässt. Dabei ist zu beachten, dass eine geringe Rechenzeit für das Einheitszellenmodell resultieren muss.

Grundlage für dieses Kapitel sind die Ergebnisse aus Kapitel 3. Dort werden die Steifigkeiten und die Festigkeiten für biaxiale und triaxiale Geflechte anhand von Coupon-Proben experimentell bestimmt. Es werden u.a. die Ingenieurskonstanten E_x und E_y erhalten. Für den Schubmodul in der Laminebene G_{xy} werden zusätzlich Werkstoffkennwerte aus Torsionstests mit Rohrproben bereitgestellt. Diese Kennwerte entstammen einer früheren Veröffentlichung [117]. Zur Modellbildung des Werkstoffs in der numerischen Analyse dienen die Untersuchungsergebnisse zur Faserarchitektur aus Kapitel 3.4. Zwei Verfahren zur numerischen Kennwertermittlung werden präsentiert und diskutiert: Zum einen die Einheitszellenmodellierung und Homogenisierung mit WiseTex [57] und TexComp [118], zum anderen ein Stiffness-Averaging-Ansatz nach Shokrieh [119] und Queck [120].

4.1 Die WiseTex-Software-Familie

Für die numerische Analyse der biaxialen und triaxialen Geflechte wird die Software *WiseTex*, eine Entwicklung der KU Leuven in Belgien, verwendet. Mit diesem Begriff wird eine ganze Software-Familie bezeichnet. Hier relevante Software-Elemente dieser Familie sind in Tabelle 4.1 aufgeführt.

Tabelle 4.1: Elemente der WiseTex-Software-Familie

Software	Funktion	Quellenverweise
WiseTex	Geometrische Modellierung der textilen Faserarchitektur einer Preform-Schicht (Gewebe, Gelege, Geflechte und vernähtes Textil)	Verpoest [57]; Lomov [121], [122]; Koissin [123]
LamTex	Geometrische Modellierung der textilen Faserarchitektur eines Laminats (Abilden von geometrischem Nesting)	Lomov [114]
FETex	Möglichkeit zur automatischen FE-Vernetzung von Faserarchitekturen aus WiseTex durch Export von ANSYS-Makros; Export der WiseTex-Geometrie in den ANSYS Pre-Processor	Verpoest [57]; Koissin [123]
TexComp	Bestimmung der elastischen Werkstoff-Konstanten von Faserverbundwerkstoffen aus textilem Halbzeug (z.B. Einschluss-Methode, engl. <i>inclusion model</i>)	Huysmans [124], [118]; Lomov [125]

4.1.1 Modellierungsprinzip in WiseTex

Die Basis für eine Modellierung in WiseTex bildet die Beschreibung der Garnpfade innerhalb des textilen Halbzeugs. Diese Garnpfade werden aus kontinuierlichen, kubischen C^2 -Splines zusammengesetzt. Damit wird die maximale Flexibilität zur Beschreibung der Pfad-Krümmungen erreicht, da jedem Teilstück eine andere Krümmung zugeordnet werden kann. Entlang der Pfade wird für jedes Garn bzw. jeden Roving durch Angabe einer elliptischen, linsenförmigen oder rechteckigen Querschnittsform eine Hülle angelegt. Somit sind auch die Dimensionen und die Volumina der Rovings beschrieben. Die Querschnittsform ändert sich über den Verlauf des Rovings nicht. Eine Modellierung der real stets vorhandenen Kompression im Textil mit WiseTex erfordert zusätzlich Eingabeparameter aus der mechanischen Charakterisierung der Rovings wie Biegesteifigkeit oder Quersteifigkeit. Sind diese bekannt, so können sich auch die Höhe und Breite aufgrund von unterschiedlichem Kompressionsdruck in den Kontaktzonen der Rovings ändern.

Die Erstellung des geometrischen Modells für ein Geflecht erfolgt automatisch nach Eingabe der Parameter Rapport, Flechtwinkel, Flecht- und Stehfaden-Querschnittsform sowie -Dimensionen (Höhe und Breite) und der charakteristi-

schen Kenndaten des Rovings. Als Resultat erhält man eine geometrische Modellierung der Einheitszelle.

4.1.2 Homogenisierungs-Schema in TexComp

Die detaillierte Beschreibung der Einheitszelle aus WiseTex kann in TexComp zur Analyse der mechanischen Eigenschaften des Laminats genutzt werden. Das mikro-mechanische Modell, das in TexComp zur Anwendung kommt, wird in den Arbeiten von Huysmans [118] und Gommers [126] genau beschrieben (vgl. Einschluss-Methode in Abschnitt 2.2.1.2). An dieser Stelle wird daher nur eine stark gekürzte Beschreibung des Homogenisierungs-Schemas mit den wesentlichen Ideen präsentiert. Huysmans hat sich zwar in [124] mit Gestrieken auseinander gesetzt, jedoch können seine Ansätze auf andere textile Halbzeuge übertragen werden:

Jeder Roving der Einheitszelle wird in Segmente unterteilt. Jedes Segment hat seinen individuellen Faservolumenanteil, seine Faserorientierung, seine Querschnittsform und das spezifische Verhältnis von Höhe zu Breite. Die Segmente können nun jeweils als heterogenes Störelement in einem homogenen Spannungsfeld betrachtet werden. Dieses Störelement verursacht lokal Spannungskonzentrationen. Konsequenterweise resultieren dann Interaktionen zwischen den Heterogenitäten. Man kann dieses Problem lösen, indem man die Interaktionsterme herausmittelt.

Der Tensor \mathbf{K} ist der Spannungskonzentrationstensor, welcher die lokale Spannung am Einschluss in Beziehung zum globalen Spannungsfeld stellt mit

$$\mathbf{K} = [\mathbf{I} + \mathbf{E} \cdot \mathbf{C}_m^{-1} \cdot (\mathbf{C}_e - \mathbf{C}_m)]^{-1} . \quad 4.1$$

\mathbf{E} ist der Eshelby-Tensor für den Einschluss im ansonsten isotropen Medium, \mathbf{I} die Einheitsmatrix und \mathbf{C} sind die Steifigkeitsmatrizen. Der Eshelby-Tensor hängt von der Form des Einschlusses und der Querkontraktionszahl des Matrix-Werkstoffes ab. Beispiele für diesen Tensor finden sich bei Mura [127].

Der Steifigkeitstensor \mathbf{C}' des Faserverbundwerkstoffes wird durch die von Ferrari [128] modifizierte klassische Mori-Tanaka-Formel bestimmt zu

$$\mathbf{C}' = \mathbf{C}_m + V_{f,e} \cdot \langle (\mathbf{C}_e - \mathbf{C}_m) \cdot \mathbf{K} \rangle [V_{f,m} \cdot \mathbf{I} + V_{f,e} \cdot \mathbf{K}]^{-1} . \quad 4.2$$

Der Index „ m “ referenziert auf eine Matrix-Eigenschaft, Index „ e “ auf eine Einschluss-Eigenschaft. „ V_f “ bezieht sich auf den Faservolumenanteil. So

bezeichnet $V_{f,e}$ den Faservolumenanteil des Einschlusses und $V_{f,m}$ den Matrixvolumenanteil im Einschluss.

Für Geflechte oder Gewebe werden bei der Mori-Tanaka-Methode unendliche lange Körper angenommen, die einen elliptischen Querschnitt haben [126].

4.2 Prädiktive Ermittlung von Faserarchitekturen für WiseTex

Die Analyse der Faserarchitektur anhand von Schliffbildern oder durch Computertomographie ist in der Regel sehr zeitaufwändig und kostenintensiv. Demzufolge ist der Einsatz prädiktiver Methoden zur Ermittlung der Faserarchitektur sinnvoll. Im Folgenden wird ein Ansatz zur Abschätzung der Faserarchitektur von biaxialen Geflechten vorgestellt. Für Triaxialgeflechte kann ein solcher Ansatz nicht präsentiert werden, da die Ausbildung der Stehfadengeometrie von zu vielen unbekanntem Faktoren abhängt.

Wie in der vorangestellten Erklärung des Modellierungsprinzips für WiseTex müssen Höhe und Breite des Roving-Querschnitts angegeben werden. Bei einem geschlossenen biaxialen Geflecht ist die Rovingbreite fest definiert. Über den Kerndurchmesser d , den Flechtwinkel β und die Anzahl der Flechtrovings n_B erhält man die Ablagebreite des Rovings b_B durch die Beziehung

$$b_B = \frac{2 \cdot \pi \cdot d \cdot \cos \beta}{n_B}. \quad 4.3$$

Es wird angenommen, dass der Roving eine elliptische Querschnittsfläche hat. Die Querschnittsformen werden bereits in Abschnitt 3.4.2.1 erörtert; ebenso die Tatsache, dass eine elliptische Querschnittsform nicht ausschließlich auftritt.

Mit der Rovingbreite, der elliptischen Querschnittsform und der Definition der Packungsdichte im Roving p_d , der Filamentanzahl n_f und dem Filamentdurchmesser d_f kann die Höhe eines Rovings t_B in einem Biaxialgeflecht wie folgt berechnet werden:

$$t_B = \frac{d_f^2 \cdot n_f}{b_B \cdot p_d}. \quad 4.4$$

Der Schlüssel zur prädiktiven Schätzung der Faserarchitektur liegt in der Annahme einer bestimmten Packungsdichte im Roving. Wie im Abschnitt

3.4.2.2 erläutert wird, kann für diese Packungsdichte nur ein Wertebereich angegeben werden. Dies erzeugt in der numerischen Kennwertermittlung wiederum einen Unsicherheitsbereich für den Kennwert.

In der nun folgenden Validierung und Diskussion werden die prädiktiv ermittelten Kennwerte u.a. jenen Kennwerten gegenübergestellt, die durch Eingabe der realen Geflecht-Faserarchitektur in WiseTex aus Schliffbildanalysen erzeugt werden.

4.3 Validierung und Diskussion der TexComp-Ergebnisse

Die Ergebnisse aus den Berechnungen mit TexComp auf der Basis der WiseTex-Faserarchitekturen werden nun Ergebnissen aus der klassischen Laminattheorie und den in Kapitel 3 ermittelten Versuchskennwerten sowie zusätzlichen Versuchskennwerten für 45°-Flechtwinkel (Quelle: IFB-Datenbank) gegenübergestellt. Die Werkstoffkonstanten für die Kohlenstofffaser-Rovings und das Harzsystem können dem Anhang entnommen werden.

4.3.1 Ergebnisse für die Ingenieurskonstanten E_x und E_y

Abbildung 4.1 bis Abbildung 4.4 zeigen die Ingenieurskonstanten E_x und E_y in Abhängigkeit des Flechtwinkels β . Für die Flechtwinkel 30°, 45° und 55° sind in den Diagrammen jeweils aufgeführt:

- Die experimentell ermittelte Steifigkeit des Werkstoffs (Bez.: *Versuch*)
- Mit der CLT berechnete Laminatsteifigkeiten. Annahmen: 60 % Faservolumenanteil; symmetrischer und ausgeglichener Winkelverbund (Bez.: *CLT*)
- Resultate aus der Berechnung der Ingenieurskonstanten aus prädiktiv ermittelten Faserarchitekturen mit WiseTex und TexComp (vgl. Abschnitt 4.2) durch Annahme der Packungsdichten im Roving mit $p_d = 0,65$ und $p_d = 0,70$. Diese Packungsdichten führen zu einem Faservolumenanteil im Laminat von ca. 60 % (Bez.: *pd=0,65* und *pd=0,70*)
- Direkt ermittelte Ingenieurskonstanten mit WiseTex und TexComp durch Eingabe der realen Faserarchitektur einer Geflechtlage (Bez.: *Wisetex reale Geometrie*) sowie eines mehrlagigen Laminats (Bez.: *Lamtex reale Geometrie*)

Zunächst werden die Ergebnisse für die Biaxialgeflechte (Abbildung 4.1 und Abbildung 4.2) diskutiert.

Wie für einen ausgeglichenen Winkelverbund charakteristisch, variieren die Ingenieurskonstanten E_x und E_y bei Änderung des Flechtwinkels nicht-linear. Zudem bringt die Vernachlässigung der Ondulation bei der Berechnung der Werkstoffkonstanten mit CLT eine klare Überschätzung der Werkstoffsteifigkeit hervor. Nimmt man die Versuchskennwerte als Bezugsgröße, so können Abweichungen von über 40 % entstehen. Alle numerisch erzeugten Kennwerte mit WiseTex und TexComp weichen dagegen weniger ab und liegen zum Teil im Streubereich der experimentellen Kennwerte. Die geringsten Abweichungen zu den Testergebnissen können für Packungsdichten von 0,65 gefunden werden. Sie liegen im Bereich von 5-12 %.

Die prädiktiven Kennwerte erreichen die gleiche Prognosegüte wie die Kennwerte aus der Modellierung mit der realen Faserarchitektur. Für biaxiale Geflechte muss der Aufwand einer Faserarchitekturvermessung folglich nicht betrieben werden. Es reicht aus, wenn sie prädiktiv durch das vorgestellte Prozedere in Abschnitt 4.2 ermittelt wird.

Verglichen mit den biaxialen Geflechten zeigen die triaxialen Geflechte bei einem linearen Anstieg des Flechtwinkels ebenso einen linearen Anstieg in den longitudinalen und transversalen Ingenieurskonstanten (vgl. Abbildung 4.3 und Abbildung 4.4).

Numerisch ermittelte Ingenieurskonstanten E_x für Triaxialgeflechte findet man innerhalb von 17 % Abweichung zu den Testergebnissen. Die Ausnahme bildet das 45°-Triaxialgeflecht. Für die transversalen Moduln ist die Abweichung 20 %.

Alle numerisch ermittelten Ingenieurskonstanten, die mit TexComp auf der Basis einer WiseTex-Einheitszelle für Triaxialgeflechte erzeugt werden, sind geringer als jedes Testergebnis. Die Ergebnisse der klassischen Laminattheorie sind immer höher als die Testergebnisse und überschätzen die Steifigkeit genauso deutlich.

Die Modellierung mit WiseTex auf der Basis vermessener Faserarchitekturen von Triaxialgeflechten ist nicht zielführend. Es muss an dieser Stelle eine bessere Möglichkeit geschaffen werden, um verlässliche numerische Kennwerte zu erhalten. Ein weiterer Ansatz wird daher in Kapitel 4.5 präsentiert.

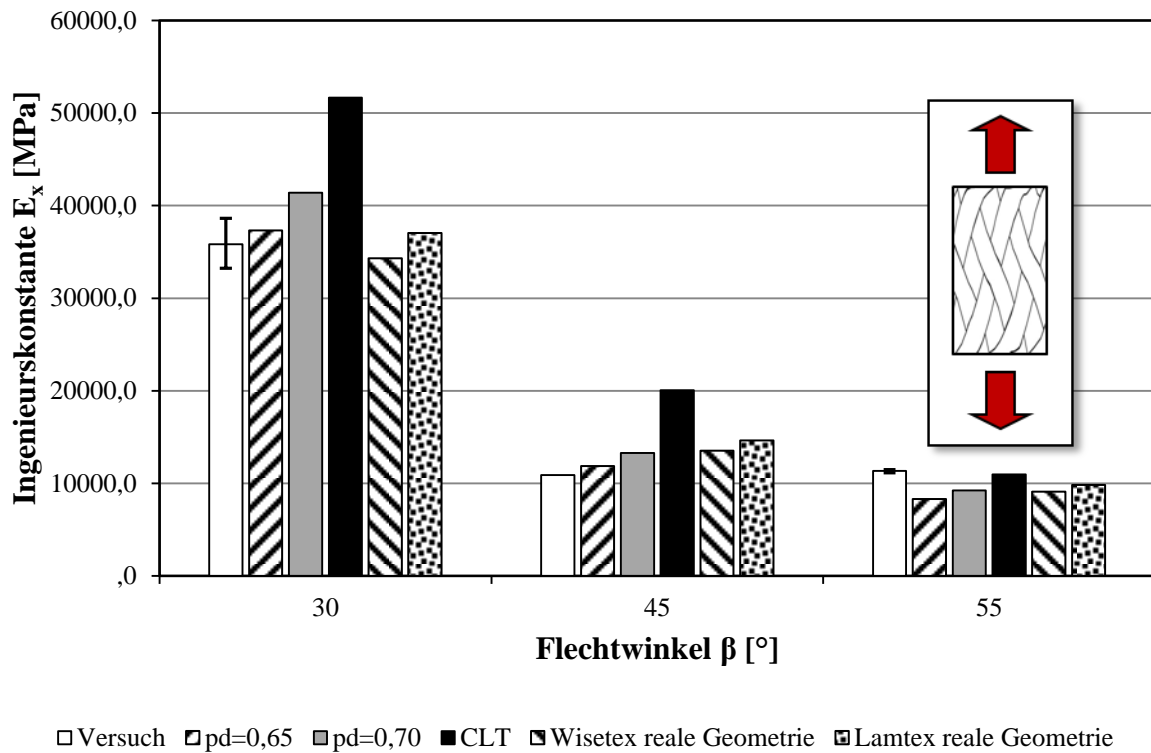


Abbildung 4.1: Ingenieurskonstante E_x für biaxiale Geflechte

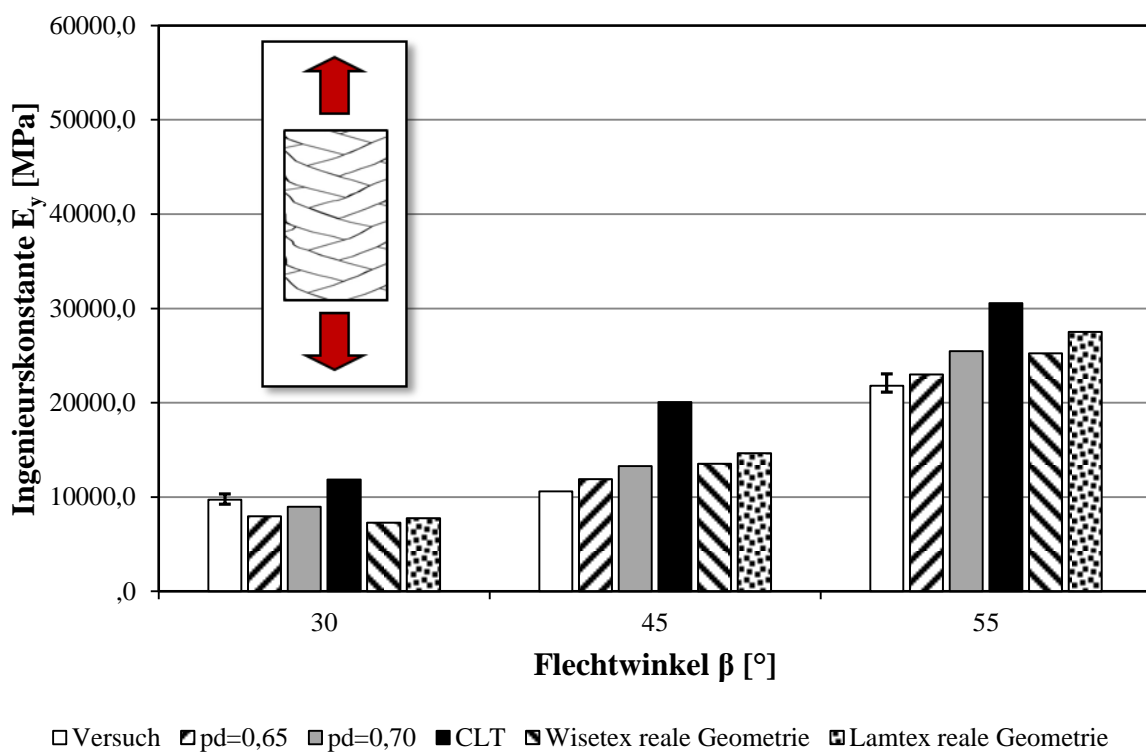


Abbildung 4.2: Ingenieurskonstante E_y für biaxiale Geflechte

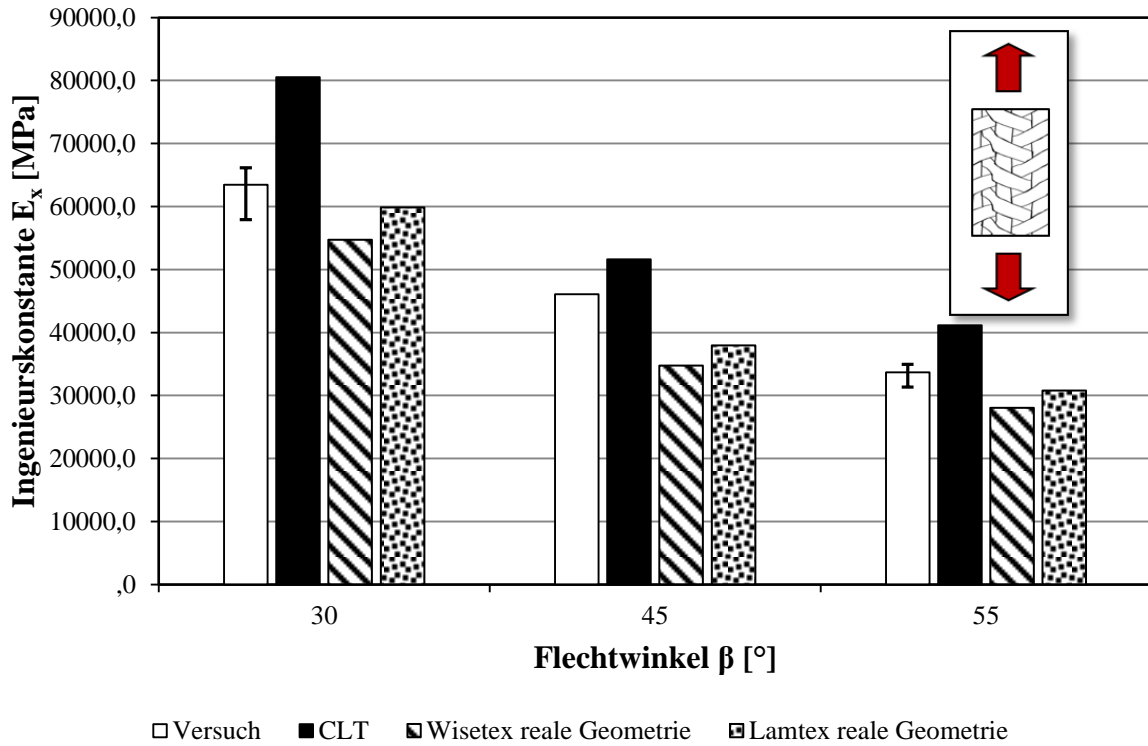


Abbildung 4.3: Ingenieurskonstante E_x für triaxiale Geflechte

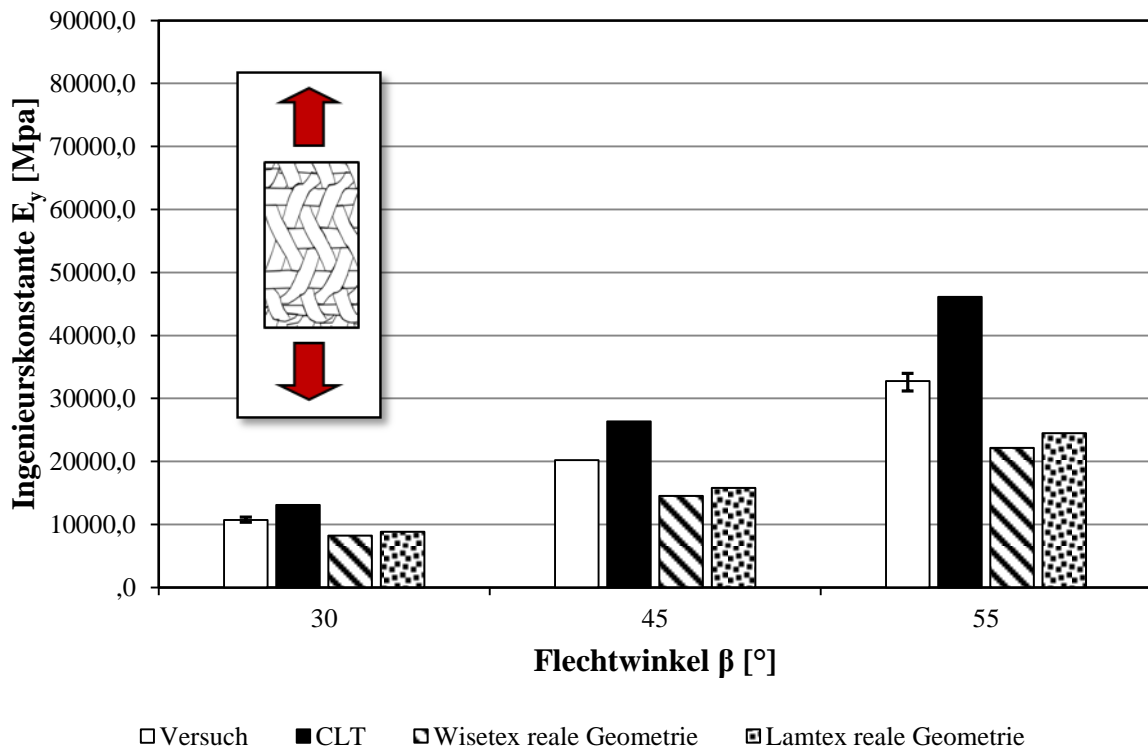


Abbildung 4.4: Ingenieurskonstante E_y für triaxiale Geflechte

4.3.2 Ergebnisse für den Schubmodul G_{xy}

Eine prädiktive Modellierung und Vorhersage der globalen Elastizitätsmoduln E_x und E_y zeigt eine gute Übereinstimmung mit Testergebnissen für biaxiale Geflechte. In diesem Abschnitt wird dies für den Schubmodul untersucht. Grundlage dieser Ausführungen ist die Arbeit von Birkefeld und Erber in [117]. In [117] wird ein Entwicklungsprozess für eine geflochtene Antriebswelle in einem Hochauftriebssystem dargestellt. Das Ziel für den Entwicklungsprozess ist dort eine gezielte Steifigkeitsauslegung im Torsionslastfall der Antriebswelle. Zu diesem Zweck wird mit der Methode aus Abschnitt 4.2 prädiktiv ein Flechtwinkel definiert, der eine gezielte Schubsteifigkeit des Biaxialgeflecht-Laminats erzeugt. Zudem werden Versuche an Antriebswellen zur Validierung durchgeführt.

Für weitere Informationen bezüglich der Versuchskonfigurationen sei an dieser Stelle auf die genannte Literaturstelle sowie auf [12] verwiesen. Die aus Torsionstests an Rohrkörpern bestimmten Schubmoduln G_{xy} werden zur Validierung des prädiktiven Modellierungsansatzes verwendet.

Der globale Faservolumenanteil im Laminat von 56 % sollte für die erwähnte Anwendung eingehalten werden. Für die Validierung der Ingenieurskonstanten in Abschnitt 4.2 liegt ein Faservolumenanteil im Laminat von 60 % vor. Als Konsequenz daraus muss für den Roving zur Validierung des Schubmoduls eine geringere Packungsdichte angenommen werden. Im Gegensatz zu den Validierungen im vorangegangenen Abschnitt gibt es hier keine Untersuchungen zum Verhältnis zwischen globalem Faservolumenanteil und Faservolumenanteil im Roving (Packungsdichte).

Mit Hilfe der prädiktiven Methode sind Schubmoduln auf Einheitszellenbasis für Packungsdichten von $p_d = 0,60$ und $p_d = 0,65$ in den Rovings berechnet worden. Vergleichend dazu sind in Abbildung 4.5 Ergebnisse aus der klassischen Laminattheorie und die Versuchsergebnisse aufgetragen.

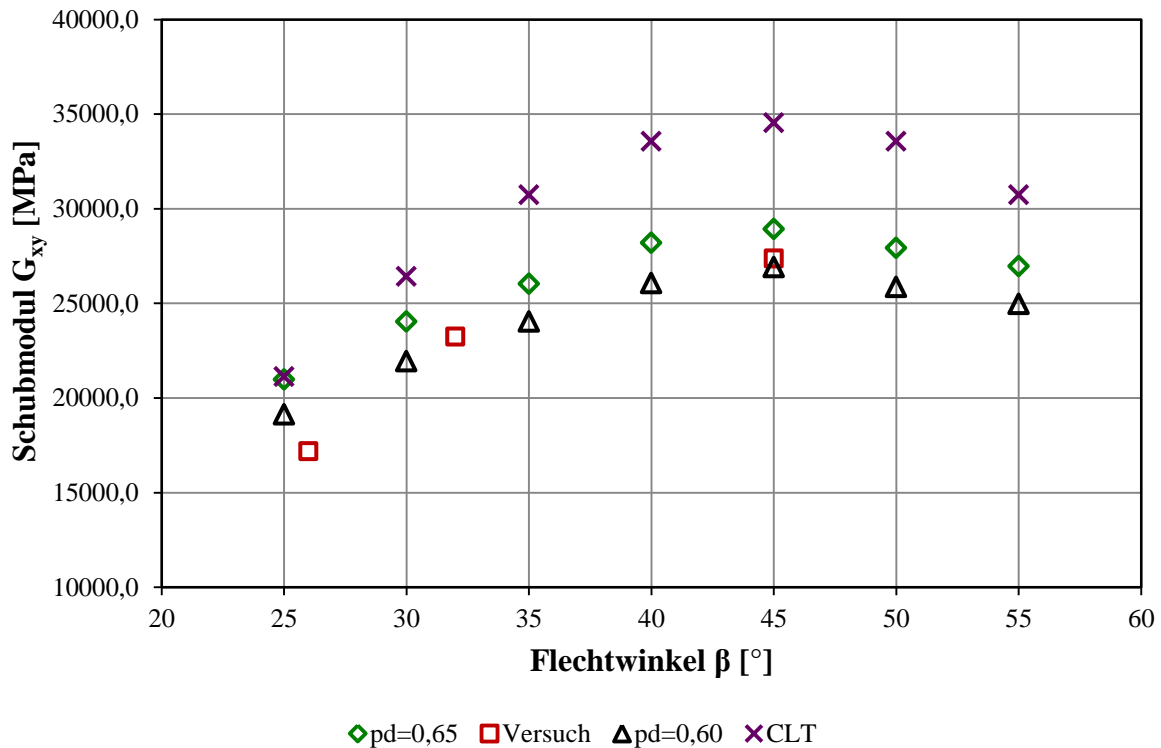


Abbildung 4.5: Abhängigkeit des Schubmoduls vom Flechtwinkel [117]

In Abbildung 4.5 sieht man sehr gut die Asymmetrie der Schubmoduln um den 45° -Flechtwinkel. Durch die höhere Ondulation im Geflecht bei Winkeln größer als 45° können nicht die gleichen Kennwerte erzielt werden wie für einem Flechtwinkel kleiner als 45° . Das ist ein Charakteristikum von Biaxial- und Triaxialgeflechten.

Die Schubmoduln sind im Abstand von 5° mit TexComp berechnet worden. Die numerischen Ergebnisse für die zwei Packungsdichten aus TexComp bilden ein Intervall, in dem der reale Schubmodul zu erwarten ist. Für Flechtwinkel von 32° und 45° liegt der reale Schubmodul auch innerhalb dieses Intervalls. Der Schubmodul für einen Flechtwinkel von 26° hat eine Abweichung von 12 % zum Intervall. Der Schubmodul wird bei der CLT um bis zu 30 % überschätzt. Deshalb kann eine Auslegung auf dieser Basis nicht angemessen sein.

In diesem Beispiel zeigt sich, dass eine relativ genaue Auslegung des Biaxialgeflecht-Laminats mit dem prädiktiven Verfahren auch für Schubmoduln mit WiseTex und TexComp möglich ist.

4.3.3 Bewertung der Laminatdicken-Angabe bei geometrischem Nesting

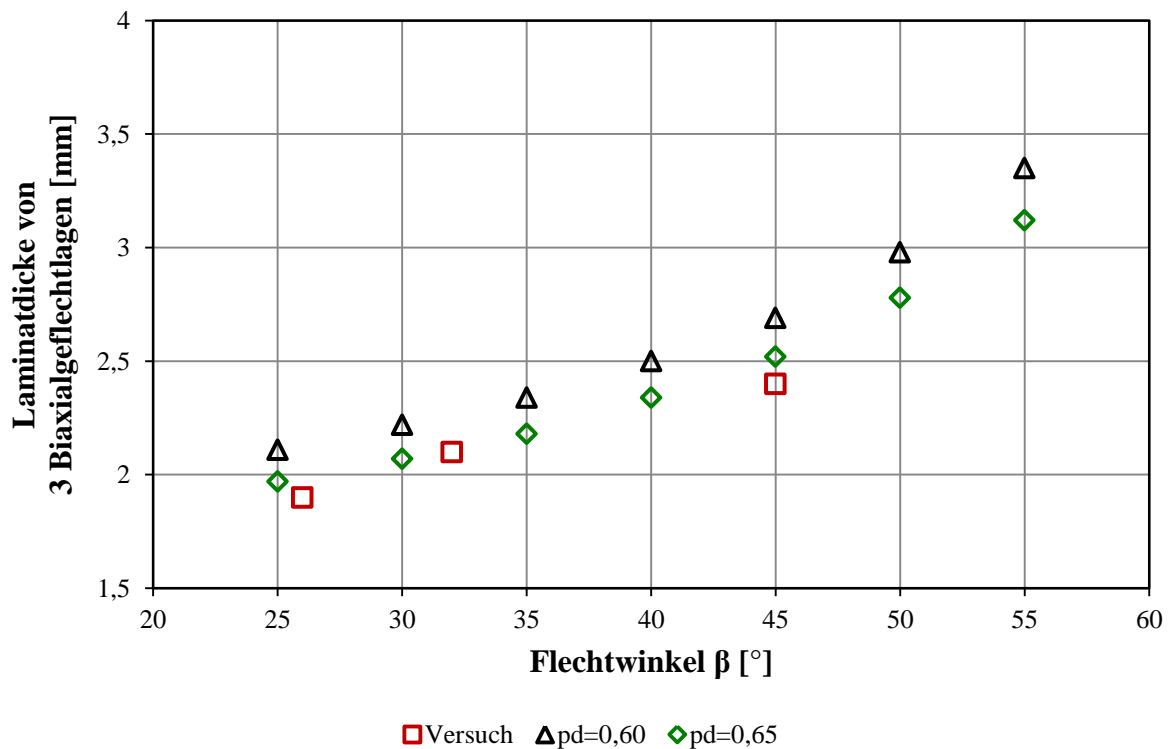


Abbildung 4.6: Abhängigkeit der Laminatdicke vom Flechtwinkel [117]

Laminatdicken-Abschätzungen sind wichtig für die Gewichtsabschätzung eines Bauteils, aber auch für die Auslegung von Formen zur Bauteilherstellung. In Abschnitt 3.4.2.3 wird deshalb das Nesting-Verhalten von Laminaten experimentell untersucht. Das Programm *LamTex* aus der *WiseTex*-Software-Familie bietet die Möglichkeit, geometrisches Nesting zu berücksichtigen. Die Dicke von drei Lagen Geflechtlaminat wird an der Antriebswelle aus Abschnitt 4.3.2 vermessen und mit den Vorhersagen aus *LamTex*-Modellen verglichen. Wie bei den Schubmoduln werden diese Werte in Abständen von 5° im Flechtwinkel ermittelt. Die Abweichung zwischen virtueller Faserarchitektur und Test liegt unter 4,5 %.

4.4 Fazit aus der Modellierung mit WiseTex und TexComp

Die Geometrie der Faserarchitekturen aus Kapitel 3.4 dienen als Basis, um Meso-Modelle einer Einheitszelle aufzubauen. Mit diesen Meso-Modellen können so die mechanischen Eigenschaften des Werkstoffs bestimmt und mit Testergebnissen aus Kapitel 3 verglichen werden. Die analytischen Ergebnisse für Biaxialgeflechte zeigen eine gute Korrelation mit den Testdaten. Für Triaxialgeflechte gibt es deutliche Abweichungen zu den Versuchsergebnissen. Zudem wird eine Methode zur Vorhersage von Faserarchitekturen von Biaxialgeflechten vorgestellt und anhand von Testergebnissen bewertet. Die Ergebnisgüte für die numerischen Kennwerte aus prädiktiven Faserarchitekturen ist vergleichbar mit jenen aus vermessenen Faserarchitekturen.

Die Ergebnisse für triaxiale Geflechte bleiben hinter den Erwartungen zurück. Trotz bestmöglicher Modellierung mit real vermessenen Faserarchitekturen, werden größere Ergebnisabweichungen von bis zu 20 % produziert. Es ist möglich, die Einheitszellenhöhe in WiseTex künstlich zu verkleinern, um den Faservolumenanteil anzupassen. Diese Praxis wird von den Entwicklern vorgeschlagen. Jedoch entbehrt dieses Vorgehen jeder geometrischen und physikalischen Grundlage, da es die Ondulationen und Packungsdichtenverteilung verändert. Auch aus diesem Grund wird im Folgenden ein weiterer Ansatz zur analytischen Berechnung von Geflecht-Werkstoffkonstanten vorgestellt.

Die Anwendung der WiseTex-Software benötigt eine große Anzahl von Eingabe-Parametern (vgl. mit Abschnitt 4.1.1). Zudem muss die Faserarchitektur des Werkstoffs genau bekannt sein, um eine gute Prognosegüte für numerische Kennwerte zu erzielen.

Es bleibt die Frage, ob andere Verfahren ähnlich gute Kennwerte ohne eine detaillierte Kenntnis der Faserarchitektur liefern können. In der Entwurfsphase ist die Kenntnis über den Werkstoff meist begrenzt vorhanden.

4.5 Numerische Kennwertermittlung durch Stiffness-Averaging

Im Folgenden wird ein Verfahren zur numerischen Steifigkeitskennwertermittlung auf Basis einer Einheitszellenbetrachtung vorgestellt und validiert, das auf den von Quek [120] und Shokrieh [119] vorgestellten Ansätzen beruht. Quek präsentiert eine Stiffness-Averaging-Methode, um die Steifigkeit *triaxialer*

Geflechte zu berechnen. Shokrieh baut auf Queks vorgestellten Ansatz auf und korrigiert und vereinfacht einige Beziehungen der Mikromechanik. In beiden Arbeiten wird die experimentelle Validierung nur für ein triaxiales 30°-Glasfasergeflecht-Laminat durchgeführt.

Diese Arbeit behandelt Kohlenstofffasergeflecht-Lamine. Kohlenstofffasern sind stark anisotrope Fasern, ganz im Gegensatz zu isotrop angenommenen Glasfasern. Es bleibt zu klären, inwiefern die Ansätze von Quek und Shokrieh auch für Kohlenstofffasern verwendbar sind und sinnvolle Ergebnisse liefern können. Hinzu kommt, dass die Faservolumenanteile der Kohlenstofffasergeflecht-Lamine mit circa 60 % deutlich über den 45 % bei dem Glasfasergeflecht-Laminat in den erwähnten Veröffentlichungen liegen.

Neben Triaxialgeflecht-Laminen werden in diesem Kapitel auch die Eigenschaften von Laminen biaxialer Geflechte untersucht und validiert. Insbesondere für diese ist zu überprüfen, ob der Stiffness-Averaging-Ansatz zu Ergebnissen mit entsprechender Prognosegüte führt.

Des Weiteren wird in diesem Kapitel ein Ansatz zur einfachen prädiktiven Ermittlung der Faserarchitektur für beide Geflechtstypen vorgestellt.

4.5.1 Das Stiffness-Averaging-Modell

Die Vorgehensweise zur numerischen Berechnung der Geflechtsteifigkeit (vgl. [119]) wird an dieser Stelle skizziert.

Das Geflecht wird zunächst in der Betrachtung in seine Orientierungslagen, zwei Flechtfadensysteme und das Stehfadensystem, aufgeteilt (vgl. Abbildung 4.7).

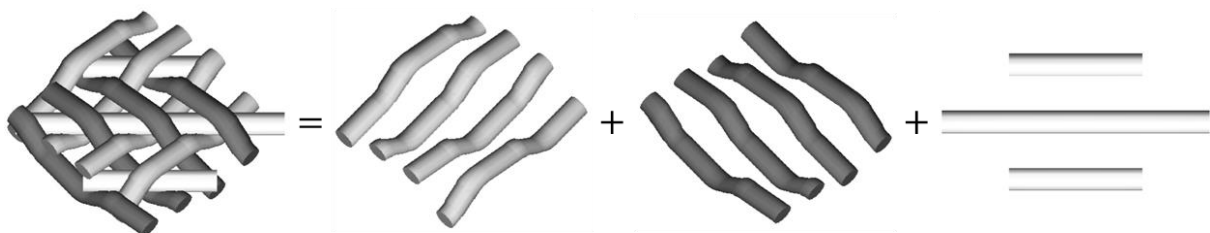


Abbildung 4.7: Aufspaltung der Triaxialgeflecht-Einheitszelle in einzelne Orientierungslagen

Mit der Mischungsregel werden die Elastizitätskonstanten der transversal isotrop und zunächst unidirektional angenommenen Faserverbund-Orientierungslagen bestimmt (Voigt-Modell).

Für die Längssteifigkeit E_{11} dieser Faserverbundschicht gilt somit

$$E_{11} = E_{f11} \cdot V_f + E_m \cdot (1 - V_f) \quad 4.5$$

mit der Längssteifigkeit der Faser E_{f11} , dem Faservolumenanteil V_f und dem Elastizitätsmodul der Matrix E_m . Der Quer-Elastizitätsmodul der Schicht kann durch

$$E_{22} = \frac{1}{\left(\frac{V_f}{E_{f22}} + \frac{1 - V_f}{E_m}\right)} \quad 4.6$$

berechnet werden. Jener Quer-Elastizitätsmodul E_{22} wird abgeleitet aus der einfachen Mischungsregel der Nachgiebigkeiten der Komponenten Faser und Matrix durch Serienschaltung (Reuss-Modell). E_{f22} stellt die Quersteifigkeitseigenschaft der Faser dar. Mit ihrer Querkontraktionszahl ν_{12f} und der Poissonzahl der Matrix ν_m ergibt sich die Querdehnzahl ν_{12} des Verbundes in der Ebene zu

$$\nu_{12} = \nu_{12f} \cdot V_f + \nu_m \cdot (1 - V_f). \quad 4.7$$

Der Quer-Längs-Schubmodul G_{12} der Verbundschicht kann mit

$$G_{12} = \frac{G_{f12} \cdot G_m}{[G_{f12} \cdot (1 - V_f) + G_m \cdot V_f]} \quad 4.8$$

angegeben werden, wobei G_{f12} und G_m die Schubsteifigkeiten von Faser und Matrix repräsentieren. Der Quer-Längs-Schubmodul wird wie der Quer-Elastizitätsmodul E_{22} aus einer Hintereinanderschaltung der Nachgiebigkeiten von Faser und Matrix bestimmt. Hier sind es ihre Schubnachgiebigkeiten.

Unter Annahme transversaler Isotropie des inkompressiblen Mediums kann mit der Formel nach Christensen [129] die Querdehnzahl der Einzellage ν_{23} errechnet werden:

$$\nu_{23} = \nu_{12} \cdot \frac{\left[1 - \nu_{12} \cdot \left(\frac{E_{22}}{E_{11}}\right)\right]}{(1 - \nu_{12})}. \quad 4.9$$

Der Quer-Quer-Schubmodul G_{23} ergibt sich durch

$$G_{23} = \frac{E_{22}}{2 \cdot (1 + \nu_{23})}. \quad 4.10$$

Aus den berechneten Elastizitätsgrößen für die unidirektionale Faserverbundschicht kann nun die Steifigkeitsmatrix \mathbf{C} des anisotropen Kontinuums abgeleitet werden [130]. Sie lautet unter Annahme einer transversalen Isotropie der UD-Schicht

$$\mathbf{C}_{ij} = \begin{bmatrix} C_{11} & C_{12} & C_{13} & 0 & 0 & 0 \\ C_{12} & C_{22} & C_{23} & 0 & 0 & 0 \\ C_{13} & C_{23} & C_{33} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & C_{44} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & C_{55} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & C_{66} \end{bmatrix} \quad 4.11$$

mit den Beziehungen

$$C_{11} = (1 - \nu_{23}^2) \cdot \frac{E_{11}}{V}, \quad 4.12$$

$$C_{13} = C_{12} = \nu_{12} \cdot (1 + \nu_{23}) \cdot \frac{E_{22}}{V}, \quad 4.13$$

$$C_{23} = \left(\nu_{23} + \nu_{12}^2 \cdot \frac{E_{22}}{E_{11}} \right) \cdot \frac{E_{22}}{V}, \quad 4.14$$

$$C_{33} = C_{22} = \left(1 - \nu_{12}^2 \cdot \frac{E_{22}}{E_{11}} \right) \cdot \frac{E_{22}}{V}, \quad 4.15$$

$$C_{44} = G_{23} = \frac{E_{22}}{2 \cdot (1 + \nu_{23})}, \quad 4.16$$

$$C_{55} = C_{66} = G_{12} \quad 4.17$$

und der Hilfsvariablen V

$$V = \left[(1 + \nu_{23}) \cdot \left(1 - \nu_{23} - 2\nu_{12}^2 \cdot \frac{E_{22}}{E_{11}} \right) \right]. \quad 4.18$$

Die Ondulationen im Geflecht beeinflussen die Steifigkeit des Laminats. In dem gewählten Ansatz geschieht dies durch Repräsentation der Welligkeit im Flechtfadensystem mit Hilfe einer Sinus-Funktion. Jede Einzellege wird nun mit einer solchen Welligkeit beaufschlagt.

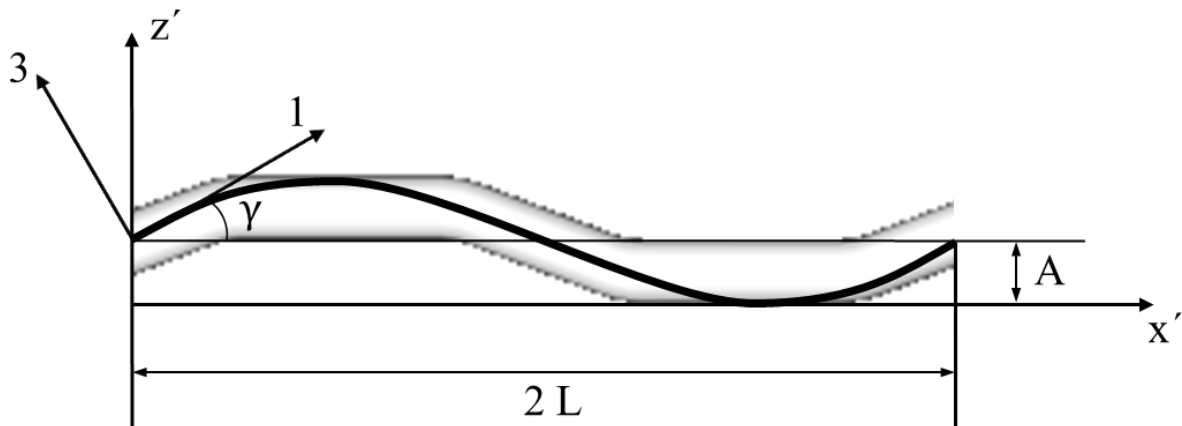


Abbildung 4.8: x' - z' -Ebene für eine Schicht ondulierter Flechtfäden im analytischen Modell

Wird angenommen, dass die Amplitude A dieser Sinus-Funktion die halbe Geflecht-Laminatdicke ist und die doppelte Wellenlänge $2L$ durch den Rapport bekannt, so kann in Abhängigkeit der Position x' im lokalen Koordinatensystem der Einzelschicht (vgl. Abbildung 4.8) eine Position z' wie folgt zugeordnet werden:

$$z'(x') = A \cdot \sin\left(\frac{\pi x'}{L}\right). \quad 4.19$$

Der lokale Neigungswinkel γ der Ondulation in der Geflechtlage an jeder Position x' wird definiert durch

$$\tan \gamma(x') = \frac{\pi A}{L} \cdot \cos\left(\frac{\pi x'}{L}\right). \quad 4.20$$

Zur Beschreibung der Rotation um die y' -Achse werden die trigonometrischen Funktionen

$$\hat{m}(x') = \cos \gamma(x') = \frac{1}{\sqrt{1 + \tan^2 \gamma(x')}} \quad 4.21$$

und

$$\hat{n}(x') = \sin \gamma(x') = \frac{\tan \gamma(x')}{\sqrt{1 + \tan^2 \gamma(x')}} \quad 4.22$$

verwendet, um die Transformationsmatrizen

$$\hat{\mathbf{T}}_1(x') = \begin{bmatrix} \hat{m}^2 & 0 & \hat{n}^2 & 0 & 2\hat{m}\hat{n} & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ \hat{n}^2 & 0 & \hat{m}^2 & 0 & -2\hat{m}\hat{n} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \hat{m} & 0 & -\hat{n} \\ -\hat{m}\hat{n} & 0 & \hat{m}\hat{n} & 0 & \hat{m}^2 - \hat{n}^2 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \hat{n} & 0 & \hat{m} \end{bmatrix} \quad 4.23$$

und

$$\hat{\mathbf{T}}_2(x') = \begin{bmatrix} \hat{m}^2 & 0 & \hat{n}^2 & 0 & \hat{m}\hat{n} & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ \hat{n}^2 & 0 & \hat{m}^2 & 0 & -\hat{m}\hat{n} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \hat{m} & 0 & -\hat{n} \\ -2\hat{m}\hat{n} & 0 & 2\hat{m}\hat{n} & 0 & \hat{m}^2 - \hat{n}^2 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \hat{n} & 0 & \hat{m} \end{bmatrix} \quad 4.24$$

vollständig zu beschreiben. Mit Hilfe der Transformationsmatrizen kann nun die Kontinuums-Steifigkeitsmatrix im lokalen Koordinatensystem der Schicht \mathbf{C}_{SL} berechnet werden.

Die Beziehung für die Schichtspannung σ_{SL} lautet nach Integration über die Einheitszellenhöhe h

$$\begin{aligned}\sigma_{SL} &= \frac{1}{2hL} \int_0^h \int_0^{2L} \hat{\mathbf{T}}_1^{-1} \mathbf{C} \hat{\mathbf{T}}_2 dx' dz' \epsilon_{SL} \\ &= \frac{1}{2L} \int_0^{2L} \hat{\mathbf{T}}_1^{-1} \mathbf{C} \hat{\mathbf{T}}_2 dx' \epsilon_{SL},\end{aligned}\tag{4.25}$$

und wird allgemein zu

$$\sigma_{SL} = \mathbf{C}_{SL} \epsilon_{SL}.\tag{4.26}$$

Die numerische Quadratur in Gleichung 4.25 erfolgt mit einer Riemann-Obersumme [131].

Um im Nachgang die Gesamtsteifigkeitsmatrix des Geflecht laminats aufstellen zu können, muss jede lokale Einzelschicht-Steifigkeitsmatrix in das globale Koordinatensystem transformiert werden. Dies geschieht durch Rotation der lokalen Steifigkeitsmatrizen um die z-Achse mit den Transformationsmatrizen

$$\mathbf{T}_1 = \begin{bmatrix} m^2 & n^2 & 0 & 0 & 0 & 2mn \\ n^2 & m^2 & 0 & 0 & 0 & -2mn \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & m & -n & 0 \\ 0 & 0 & 0 & n & m & 0 \\ -mn & mn & 0 & 0 & 0 & m^2 - n^2 \end{bmatrix}\tag{4.27}$$

und

$$\mathbf{T}_2 = \begin{bmatrix} m^2 & n^2 & 0 & 0 & 0 & mn \\ n^2 & m^2 & 0 & 0 & 0 & -mn \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & m & -n & 0 \\ 0 & 0 & 0 & n & m & 0 \\ -2mn & 2mn & 0 & 0 & 0 & m^2 - n^2 \end{bmatrix}.\tag{4.28}$$

Mit dem Flechtwinkel β als Rotationswinkel ist

$$m = \cos \beta \quad \text{und} \quad n = \sin \beta. \quad 4.29$$

Man erhält folglich durch

$$\boldsymbol{\sigma} = \mathbf{T}_1^{-1} \mathbf{C}_{SL} \mathbf{T}_2 \boldsymbol{\epsilon} \quad 4.30$$

die Steifigkeit einer ondulierten Einzelschicht \mathbf{C}_{Global} im globalen Koordinatensystem:

$$\boldsymbol{\sigma} = \mathbf{C}_{Global} \boldsymbol{\epsilon}. \quad 4.31$$

Die Rotation um die y- und z-Achse ist nur für die Flechtfäden notwendig. Stehfäden haben im Vergleich zu Flechtfäden fast keine Welligkeit. Die Fadenlänge innerhalb eines definierten Teilstücks aufgrund von Welligkeit liegt meist im Promille-Bereich. Dies konnte durch experimentelle Untersuchungen festgestellt werden. Zudem deckt sich ihr lokales Koordinatensystem mit der globalen Orientierung, sodass auch eine Rotation um die z-Achse entfällt. Richtungsabweichungen im Stehfadensystem sind meist sehr gering. Die Einzelschicht-Steifigkeitsmatrizen der Flecht- und Stehfäden im globalen Koordinatensystem werden mittels Gewichtung ihrer Lagendickenanteile q zur Einheitszellen-Steifigkeitsmatrix $\mathbf{C}_{Einheitszelle}$ aufsummiert. Die Indices „ $+\beta$ “ und „ $-\beta$ “ stehen für die Flechtfadensysteme, der Index „0“ für das Stehfadensystem.

$$\mathbf{C}_{Einheitszelle} = q^{+\beta} \mathbf{C}_{Global}^{+\beta} + q^{-\beta} \mathbf{C}_{Global}^{-\beta} + q^0 \mathbf{C}_{Global}^0. \quad 4.32$$

Die Ingenieurskonstanten E_x , E_y , G_{xy} und ν_{xy} erhält man aus der Inversen der Einheitszellen-Steifigkeitsmatrix (s. Quek [120]).

4.5.2 Amplitude und Wellenlänge für das Stiffness-Averaging-Modell

Im Abschnitt 4.5.1 wird ein Stiffness-Averaging-Modell zur Berechnung der Ingenieurskonstanten für Geflecht laminate vorgestellt. Die Ondulationen in den Fadensystemen werden in diesem Modell durch eine Sinus-Funktion beschrieben. In diesem Abschnitt wird vorgestellt, wie die Amplitude und die Wellenlänge dieser Sinus-Funktion aus den Prozessparametern abgeleitet werden können.

Die Flächengewichte $m^{+\beta}$ und $m^{-\beta}$ der Flechtfadensysteme mit Roving-Titern y_c bei einer Spulenpaaranzahl n_S lassen sich z.B. für einen runden Bezugskern mit Durchmesser d berechnen zu

$$m^{+\beta} = \frac{y_c^{+\beta} \cdot n_S}{\cos \beta \cdot \pi \cdot d} \quad 4.33$$

bzw.

$$m^{-\beta} = \frac{y_c^{-\beta} \cdot n_S}{\cos \beta \cdot \pi \cdot d}. \quad 4.34$$

Für die Masse des Stehfadensystems m^0 gilt bei Stehfadenanzahl n_0 dementsprechend

$$m^0 = \frac{y_c^0 \cdot n_0}{\pi \cdot d}. \quad 4.35$$

Mit den Flächengewichten der Fadensysteme lässt sich unter Berücksichtigung des Faservolumenanteils V_f und der Dichte der Flechtfäden $\rho^{+\beta}$ und $\rho^{-\beta}$ sowie der Stehfäden ρ^0 die Geflecht-Laminatdicke t_{lam} ermitteln zu

$$t_{lam} = \frac{1}{V_f} \left(\frac{m^{+\beta}}{\rho^{+\beta}} + \frac{m^{-\beta}}{\rho^{-\beta}} + \frac{m^0}{\rho^0} \right). \quad 4.36$$

Die Amplitude A der Flechtfaden-Ondulation ist dann

$$A = \frac{t_{lam}}{2}. \quad 4.37$$

Für eine Körperbindung gilt mit der Rovingablagebreite eines Flechtfadens b_B für die Ondulations-Wellenlänge $2L$ die Beziehung

$$2 \cdot L = 4 \cdot b_B. \quad 4.38$$

Die Rovingablagebreite b_B ist in Gleichung 4.3 definiert.

4.6 Validierung und Diskussion der Ergebnisse der Stiffness-Averaging-Methode

Der Stiffness-Averaging-Ansatz wird nun zur Gewinnung numerischer Kennwerte für biaxiale und triaxiale Kohlenstofffasergeflecht-Lamine unterschiedlichen Winkels verwendet, die mit den Versuchsergebnissen aus Kapitel 3 validiert werden. In Abbildung 4.9 bis Abbildung 4.11 sind diese Versuchsergebnisse zusammen mit den numerischen Kennwerten für die Ingenieurskonstanten in Diagrammen aufgetragen. Zusätzlich sind die Ergebnisse aus der WiseTex- und LamTex-Modellierung mit real vorliegender Faserarchitektur (vgl. Kap. 4.3) zum direkten Vergleich der Ansätze gegeben.

4.6.1 Biaxiale Geflechte

In Abbildung 4.9 sind die Ergebnisse für die Ingenieurskonstante E_x eines Biaxialgeflechts über dem Flechtwinkel aufgetragen. Die Übereinstimmung mit den Versuchskennwerten ist für den Stiffness-Averaging-Ansatz beim 30°- und 45°-Biaxialgeflecht besser als die WiseTex-Modellierung. Für den 55°-Flechtwinkel zeigen die Kennwerte aus dem Stiffness-Averaging jedoch mit über 40 % eine deutliche Abweichung. Bei diesem Geflecht wird die Ingenieurskonstante E_x von der Matrix dominiert.

Die Ursache der erhöhten Abweichung wird daher in der Gleichung 4.6 für die Quersteifigkeit E_{22} der unidirektionalen Faserverbundlage gesucht. Die untersuchten Biaxialgeflecht-Lamine verfügen über einen Faservolumenanteil von knapp 60 %. Bei diesem hohen Faservolumenanteil steigert die Quersteifigkeit der Fasern den Quer-Elastizitätsmodul E_{22} einer Verbundschicht überproportional [35]. In Gleichung 4.6 wird dies nicht berücksichtigt. Sie wird abgeleitet aus der einfachen Mischungsregel der Nachgiebigkeiten der Komponenten Faser und Matrix durch Serienschaltung. Puck [132] schlägt daher eine semiempirisch gewonnene Gleichung für die Quer-Elastizität einer unidirektionalen Schicht vor, die eine Quersteifigkeitssteigerung berücksichtigt:

$$E_{22}^* = \frac{E_m}{1 - \nu_m^2} \cdot \frac{1 + 0,85 \cdot V_f^2}{(1 - V_f)^{1,25} + \frac{E_m}{(1 - \nu_m^2) \cdot E_{f22}} \cdot V_f} \quad 4.39$$

Die Gleichung 4.39 wird nun anstelle von Gleichung 4.6 im Ansatz nach Shokrieh verwendet. Für das 55°-Biaxialgeflecht ist eine sehr geringe Abweich-

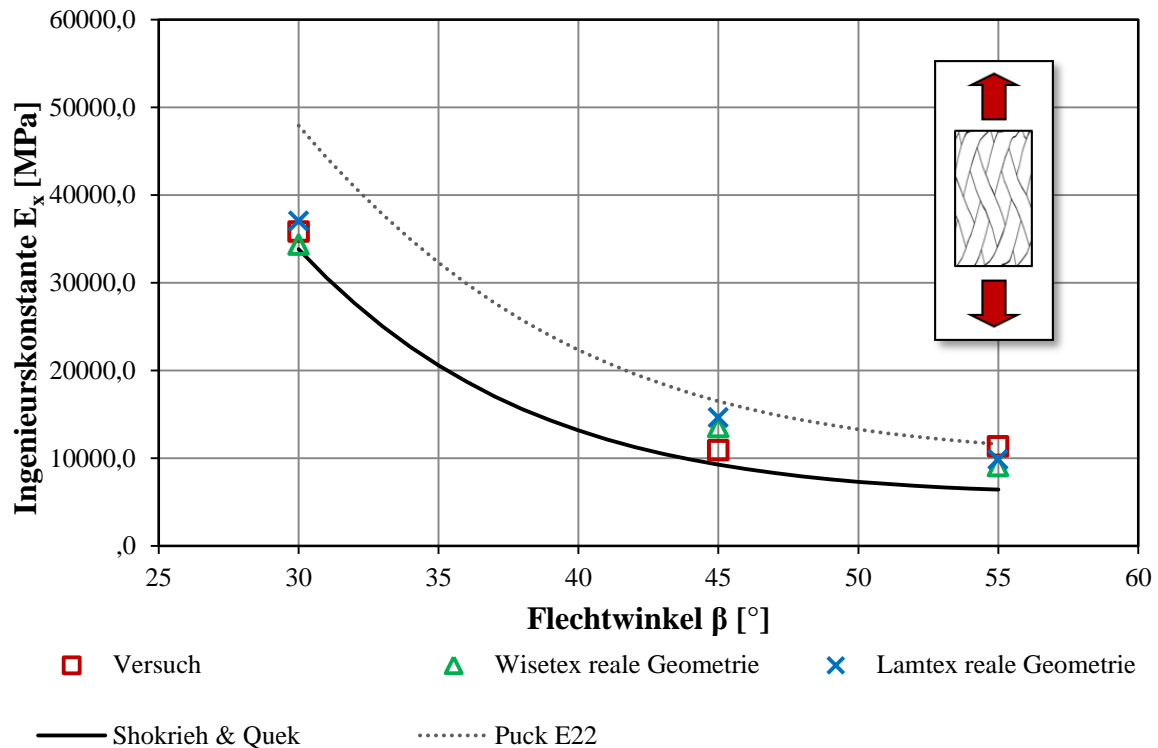


Abbildung 4.9: Ingenieurskonstante E_x für biaxiale Geflechte: Versuch, WiseTex, LamTex und Stiffness-Averaging-Ansätze im Vergleich

ung zum Versuchskennwert ermittelt worden (vgl. Kurve *Puck E22* in Abbildung 4.9). Für andere Flechtwinkel führt ein Austausch der Gleichungen zu deutlich höheren numerischen Kennwerten. Die größeren Abweichungen zu den Versuchskennwerten lassen keine allgemeine Verwendung der semiempirischen Gleichung nach Puck zu. Im Rahmen dieser Untersuchung konnte dies auch für weitere, z.B. bei Schürmann [35] vorgestellte, Varianten einer korrigierten Gleichung für die Quer-Elastizität festgestellt werden.

Bei der Ingenieurskonstante E_y in Abbildung 4.10 zeigt sich ebenfalls für die numerisch nach Shokrieh bestimmten Kennwerte bei Matrix-Dominanz im Geflecht laminat eine größere Abweichung zu den Versuchsergebnissen (38 % beim 30°-Biaxialgeflecht). Die anderen analytischen Kennwerte haben eine deutlich geringere Abweichung zum Versuchskennwert (max. 12 % beim 45°-Biaxialgeflecht). Die Abweichungen sind etwa halb so groß wie aus den Berechnungsergebnissen mit WiseTex und TexComp.

Aus den Ergebnissen geht hervor, dass der Stiffness-Averaging-Ansatz zur numerischen Kennwertermittlung bei Biaxialgeflechten und ebenso für stark anisotrope Kohlenstofffaser relativ gut verwendet werden kann. Schwächen sind jedoch bei matrixdominierten Kennwerten vorhanden.

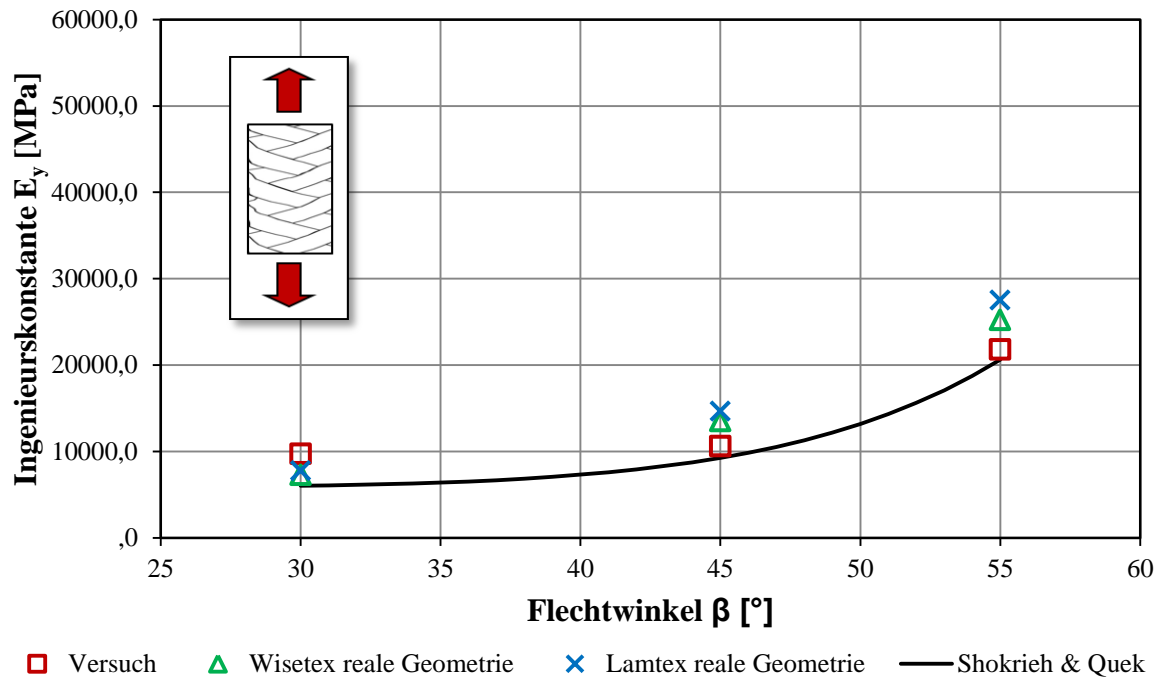


Abbildung 4.10: Ingenieurskonstante E_y für biaxiale Geflechte: Versuch, WiseTex, LamTex und Ansatz nach Shokrieh und Quek im Vergleich

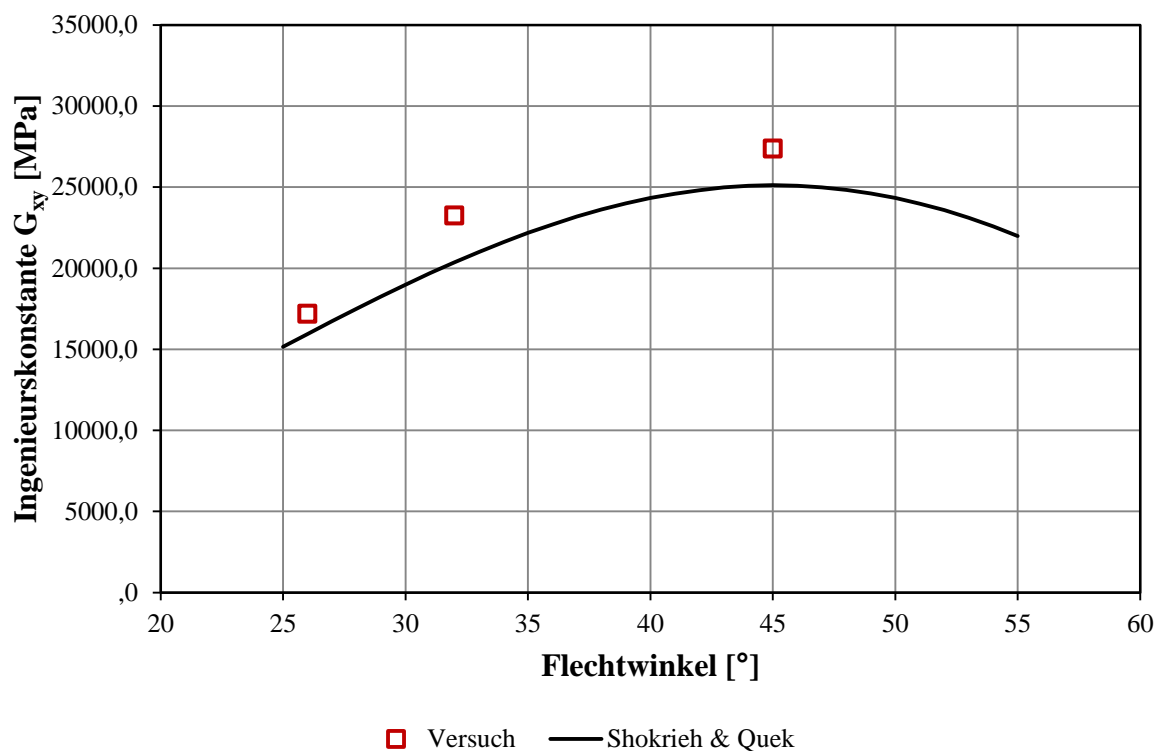


Abbildung 4.11: Ingenieurskonstante G_{xy} für biaxiale Geflechte: Versuch und Ansatz nach Shokrieh und Quek im Vergleich

Ein weiterer Abgleich ist mit der Ingenieurskonstante G_{xy} für biaxiale Geflechte durchgeführt worden. Die Ergebnisse sind in Abbildung 4.11 dargestellt. Der numerische Ansatz nach Shokrieh und Quek liefert auch hier Ergebnisse, die mit den Versuchsergebnissen gut übereinstimmen. Die maximale Abweichung entsteht bei einem 32° -Biaxialgeflecht mit 14,1 %. Die beiden anderen Kennwerte liegen mit 7,7 % (Flechtwinkel 26°) und 9,0 % (Flechtwinkel 45°) deutlich näher an den Versuchskennwerten.

4.6.2 Triaxiale Geflechte

Abbildung 4.12 und Abbildung 4.13 zeigen die Ergebnisse für die Ingenieurskonstanten E_x und E_y von Triaxialgeflecht-Laminaten unterschiedlichen Flechtwinkels. Im Abschnitt 4.4 wird bereits erwähnt, dass die Güte der WiseTex-Ergebnisse bei Triaxialgeflechtern im Vergleich zu den Versuchsergebnissen bei Abweichungen von 20 % und mehr nicht ausreichend ist. Mit dem analytischen Ansatz nach Shokrieh wird eine bessere Übereinstimmung mit den Versuchskennwerten erzielt. Für die Ingenieurskonstante E_x liegt die maximale Abweichung beim 30° -Triaxialgeflecht bei 11,7 %. Die maximale Abweichung beim E_y der Triaxialgeflecht-Laminat findet sich mit 24,2 % bei einem Flecht-

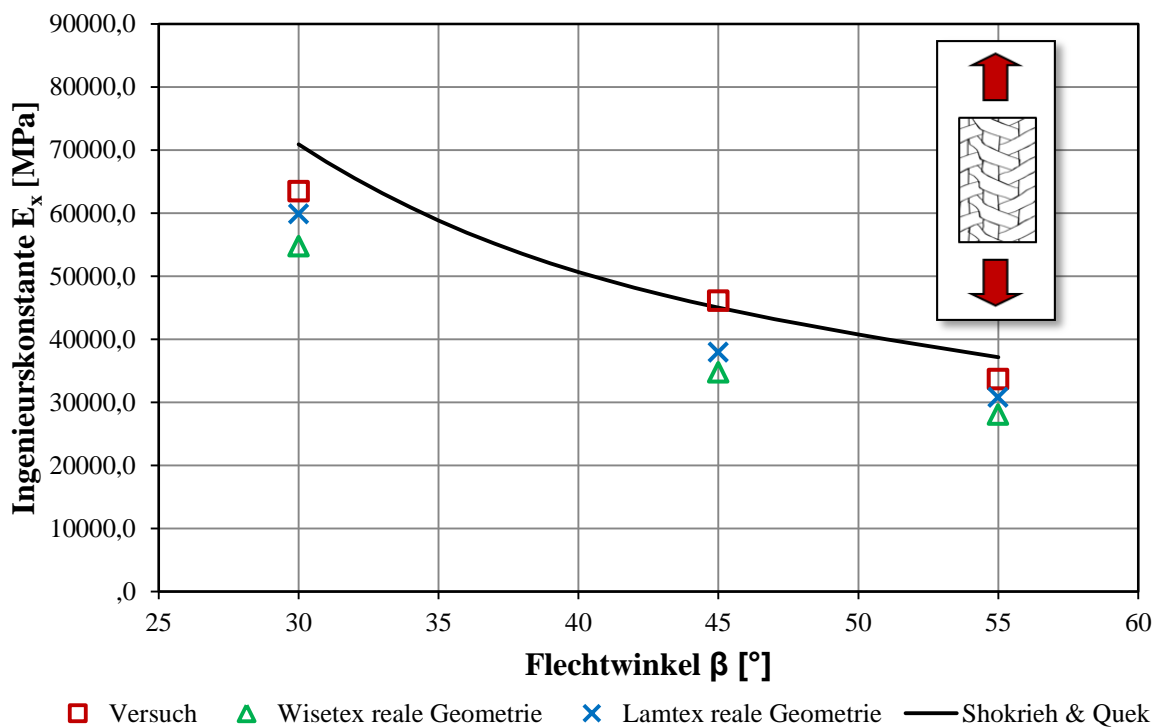


Abbildung 4.12: Ingenieurskonstante E_x für triaxiale Geflechte: Versuch, WiseTex, LamTex und Ansatz nach Shokrieh und Quek im Vergleich

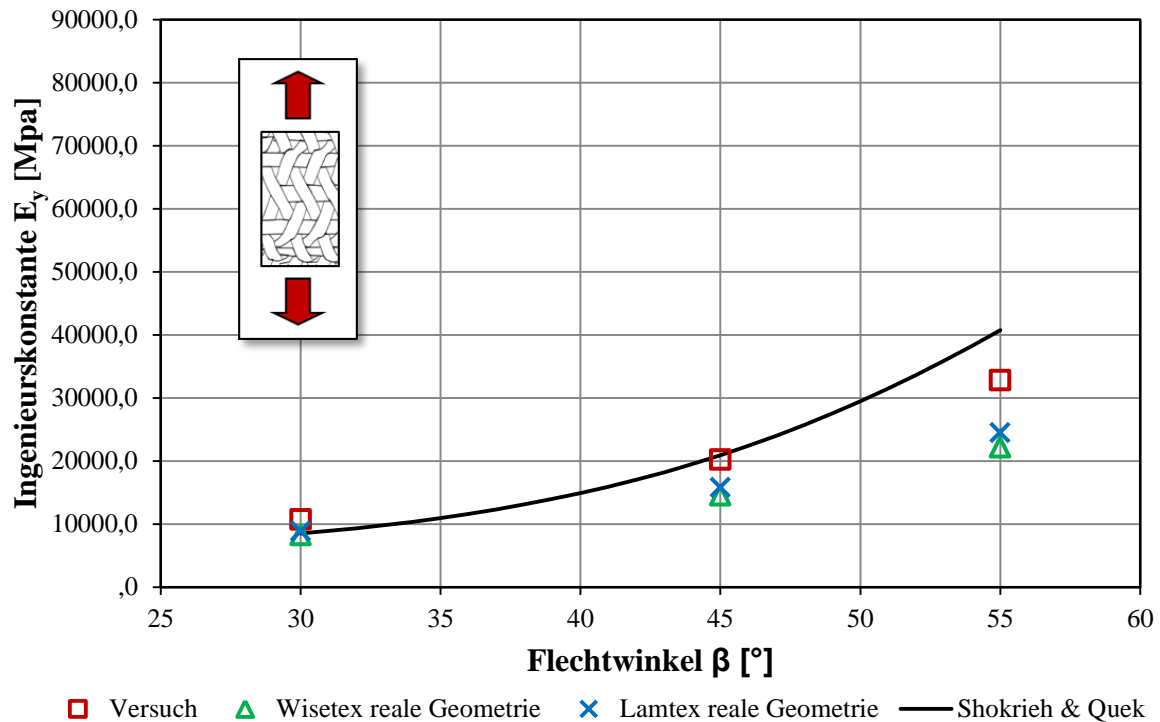


Abbildung 4.13: Ingenieurskonstante E_y für triaxiale Geflechte: Versuch, WiseTex, LamTex und Ansatz nach Shokrieh und Quek im Vergleich

winkel von 55° . Diese Kennwerte sind faserwelligkeits-dominiert. Ein Grund für die größeren Abweichungen kann die Vereinfachung der Ondulation in den Geflechtfadensystemen durch eine Sinus-Funktion sein.

4.7 Fazit für das Stiffness-Averaging-Modell

Alle Ergebnisse werden auf Grundlage einer prädiktiven Modellierung erzeugt, die in Abschnitt 4.5.2 eingeführt wurde. Dies unterscheidet sich vom Vorgehen in den Arbeiten von Shokrieh und Quek, welche die geometrischen Daten eines vorliegenden Laminats verwendet haben.

Zudem findet in diesem Kapitel eine durch experimentelle Daten gestützte umfassende Validierung statt, welche in der Form bisher nicht vorlag. Somit war die Effizienz des Ansatzes bisher unbekannt.

Die Prognosegüte beim Stiffness-Averaging-Ansatz ist vergleichbar mit jener bei der WiseTex-Modellierung. Für Triaxialgeflechte ist sie sogar in weiten Bereichen besser. Defizite zeigen sich bei matrix-dominierten Werkstoffkonstanten von Biaxialgeflecht-Laminaten, da sie numerisch zu gering bestimmt werden. Bei faserwelligkeits-dominierten Werkstoffkonstanten von Triaxialgeflecht-Laminaten wird ebenfalls eine leicht erhöhte Abweichung festgestellt.

Der Stiffness-Averaging-Ansatz bedarf keiner aufwändigen Modellierung, wie dies für das Verfahren mit WiseTex notwendig ist. Die Amplitude der Sinus-Funktion für die Welligkeits-Beschreibung lässt sich einfach aus Laminatdicken abschätzen. Die Laminatdicken wiederum können aus dem Faservolumenanteil und der Preform-Masse errechnet werden. Über den Rapport und die Roving-Verteilung auf dem Flechkern kann die Wellenlänge der Ondulation bestimmt werden. Diese Parameter sind in der Vorauslegung bekannt bzw. können über geschlossene analytische Gleichungen leicht gewonnen werden. Man benötigt keine weiteren Eingaben zur Faserarchitektur. Die geometrische Modellbildung ist jedoch einfach gehalten. Fehlstellen im Geflecht oder andere Defekte können nicht abgebildet werden; ebenso wie das geometrische Nesting.

Aufgrund der Einfachheit, der Rechenzeiterparnis und der Prognosegüte wird der Ansatz nach Shokrieh für die Auslegungsprozesse in der Strukturoptimierung (Kapitel 6) weiter verfolgt.

5 Fertigungsaspekte in der Auslegung

Beim Flechten besteht eine starke Abhängigkeit von bekannten Prozessparametern und von der Flechtkernegeometrie. Sind diese nicht aufeinander abgestimmt, kann eine Struktur überhaupt nicht oder nicht in großen Stückzahlen störungsfrei hergestellt werden. In der Entwurfsphase ist es möglich, diese Abhängigkeiten zu berücksichtigen und ein fertigungsgerechtes Design zu erstellen. Dazu ist allerdings die Kenntnis über das Prozessfenster der Flechtmaschine notwendig. Nur so können Machbarkeitsgrenzen erfasst und als Handbuchinformation bereitgestellt werden.

Dieses Kapitel beinhaltet:

- Die Definition von Prozess- und Preform-Anforderungen, um Fertigbarkeit und Einflüsse auf die Geflecht-Preform bewerten zu können.
- Die Ermittlung des Prozessfensters einer Radialflechtmaschine auf Basis der erstellten Anforderungen.
- Die Bereitstellung von Handbuchinformation in Form von mathematischen Beziehungen als Restriktionen für die automatisierte Strukturoptimierung.

Innerhalb eines Prozessfensters gibt es Unterschiede bei den Werkstoffeigenschaften des Geflechtlaminate für Geflechte gleichen Flechtwinkels. Daher folgt eine numerische Untersuchung zum Einfluss der Ondulation im Geflecht auf die Ingenieurskonstanten E_x und E_y . Aus den gewonnenen Erkenntnissen werden Maßnahmen für den Auslegungsprozess abgeleitet.

5.1 Prozess- und Preform-Anforderungen

Prozess- und Preform-Anforderungen lassen sich nicht ohne Kenntnis der Anwendung definieren. Für Anwendungen in der Luftfahrt sind beispielsweise keine Geflechte mit Lücken zwischen den Rovings erlaubt. Bei anderen Anwendungen sind sie dagegen zulässig, wie im Automobilsektor (z.B. BMW M6 Stoßfängerträger). Aus diesem Grund werden die Anforderungen hier exemplarisch für eine Anwendung aus der Luftfahrt (vgl. Kapitel 6.5.1: Antriebswelle in einem Hochauftriebssystem) definiert:

- Lücken zwischen Rovings (Abbildung 5.2) können nicht toleriert werden. Damit sollen harzreiche Zonen und eine geringere Stabilität und Festigkeit des Geflechts bei Belastung vermieden werden. Zusätzlich sollen diese

Geflechte eine gute Reproduzierbarkeit und einen minimalen Streubereich der Kennwerte garantieren.

- Schlaufenbildung in den Stehfäden der Triaxialgeflechte (Abbildung 5.4) muss vermieden werden. Sie tritt meist aufgrund von unausgeglichene Kräfteverhältnissen zwischen Flecht- und Stehfäden auf.
- Die Geflecht-Preform muss einen Druck auf den Kern ausüben. So bleibt sie fixiert, es bildet sich kein geflochtener Schlauch und später wird bei der Infiltration keine Faltenbildung begünstigt. Wird eine stark in der Ebene kompaktierte Preform vom Kern geschnitten, dann wellt sie sich und kann nicht weiterverarbeitet werden (Abbildung 5.1).
- Defekte im Geflecht durch Prozessfehler und Prozessinstabilitäten müssen vermieden werden. Diese können durch eine erhöhte Anzahl an Filamentbrüchen hervorgerufen werden, die meist Resultat von hohen Fadenspannungen sind. Zudem tendieren solche Fehler dazu, die mechanischen Eigenschaften in der Ebene zu verschlechtern.

Diese vier wichtigen Anforderungen können im Folgenden dazu verwendet werden, um Prozesszustände beim Flechten zu bewerten. Im Nachgang kann daraus das Prozessfenster identifiziert werden. Jedoch muss zunächst ein experimentelles Vorgehen definiert werden, mit dem alle Prozesszustände erzeugt werden können.



Abbildung 5.1: In der Ebene kompaktierte und vom Kern geschnittene, wellige Geflechtpreform



Abbildung 5.2: Lückenhaftes (offenes) Geflecht

5.2 Experimentelles Vorgehen zur Bestimmung des Prozessfensters



Abbildung 5.3: Stehfadenzuführung



Abbildung 5.4: Schlaufen im Triaxialgeflecht

Die Variabilität der Querschnitte und das Zusammenspiel der Prozessparameter und Reibungen zwischen den Rovings sorgen dafür, dass sich die Faserarchitekturen über das Bauteil hinweg stetig verändern. Eine Bewertung der Fertigbarkeit im Flechtprozess kann daher nur unter vereinfachenden Annahmen geschehen. Um die Prozessgrenzen und die spezifischen Zustände von geflochtenen Preforms zu erhalten, wird zur Vereinfachung auf Probekörper konstanten, kreisförmigen Querschnitts geflochten. Dort erzeugte Zustände können dann idealisiert auf andere Formen übertragen werden. Die Probekörper werden von 80 mm bis 160 mm Durchmesser variiert. Es werden mit einer Radialflechtmaschine der Firma Herzog mit 176 Klöppeln und 88 Stehfadenzuführungen Flechtwinkel zwischen 25° und 75° realisiert. Der verwendete Rovingtyp für Flecht- und Stehfäden ist Tenax HTS40 12k F13 Z0. Des Weiteren werden die statischen Kräfte auf die Flechtrovings zwischen 3,5 N und 9 N variiert⁴. Die Kräfte auf die Stehfäden werden durch veränderte Reibung in der Zuführung eingestellt. Dies lässt sich an dieser Maschine durch die Anzahl der Umlenkungen um einen Dorn in der Zuführung realisieren (Stehfadenzuführung: Abbildung 5.3). Diese Anzahl bewegt sich zwischen 0,5 und 2,5. Ein Prozessfenster, das durch Variation dieser Parameter entsteht, ist nur für diesen Flechtmaschinentyp gültig, jedoch lassen sich Ergebnisse auch

⁴ Die Klassifizierung der Klöppelfeder wird von Flechtmaschinenherstellern, historisch bedingt, in der Einheit Gramm angegeben. 3,5 N und 9 N statische Kraft im Roving entsprechen den Federn mit den Bezeichnungen „350 g“ und „900 g“.

bedingt auf andere Maschinengrößen übertragen. Das Prozessfenster ist vom Rovingtyp abhängig.

5.3 Das Prozessfenster

Durch die Versuche können verschiedene Zustände in den Geflechten identifiziert werden, welche in den Prozessfenster-Diagrammen für biaxiale (Abbildung 5.5) und triaxiale (Abbildung 5.6) Geflechte dargestellt sind. Die Versuche sind dort in Abhängigkeit des Flechtwinkels und des dazugehörigen Verhältnisses von Umfang u zu Flechtfadenanzahl n_B in das Diagramm eingetragen. Um diese Beziehung zu vereinfachen, wird der *relative Umfang* u^* eingeführt mit

$$u^* = \frac{u}{n_B}. \quad 5.1$$

Dieser relative Umfang u^* kann für jede beliebige Geometrie mit Kenntnis der Maschinenkonfiguration berechnet werden. Bei Querschnitten, die nicht kreisförmig sind, gibt es keine gleichmäßige Verteilung der Flechtfäden über den Umfang. u^* kann für diese Fälle auch auf einen Teilabschnitt des Kerns bezogen werden. Es gilt dann für den Teilabschnitt ζ mit der Anzahl $n_{\zeta B}$ der Flechtfäden auf diesem Teilabschnitt:

$$u^* = \frac{\zeta}{n_{\zeta B}}. \quad 5.2$$

Die Anzahl der Flechtfäden auf einem Teilabschnitt lässt sich beispielsweise durch eine Prozesssimulation bestimmen. Die einfache Bestimmung des relativen Umfangs ist an dieser Stelle wichtig, da dieser als Handbuchinformation dient.

Das Prozessfenster ist in Abbildung 5.5 und Abbildung 5.6 von einer gestrichelten Linie umschlossen. Innerhalb dieses Bereiches werden alle in Abschnitt 5.1 beschriebenen Anforderungen ausnahmslos erfüllt. Auf der durchgezogenen (grünen) Linie ist das Geflecht gerade geschlossen und man erreicht dort die maximale Steifigkeit und Festigkeit eines Geflecht laminats. Erhöht man von diesem Kurvenverlauf ausgehend entweder den Flechtwinkel oder verringert den relativen Umfang, so vermindert man die Leistungsfähigkeit des Geflechtes. Das Geflecht wird in der Ebene kompaktiert, was sich durch

einen Abfall in der Steifigkeit und Festigkeit bemerkbar macht. Eine Realisierung von Geflechten im gefärbten Bereich außerhalb des Prozessfensters ist nur noch mit sehr hohen Fadenspannungen mit 900 g-Federn zu erzielen. Für Produktionszwecke kann dieser Bereich nicht mehr in Betracht gezogen werden, da resultierende Filamentbrüche häufiger zu Fehlern führen und die starken Roving-Ondulationen durch den Kompaktierungszustand keine guten mechanischen Eigenschaften erwarten lassen. Die Kompaktierung eines Geflechts in der Ebene umfasst mehr als die Erhöhung der Rovinganzahl auf einem Teilbereich. Die Flechtfadenspannung setzt die Geflechtpreform unter zusätzliche Spannung in Faserrichtung. Die Preform ist nicht spannungsfrei und verformt sich, sobald sie vom Flechkern entfernt wird (Abbildung 5.1). Für die Infiltration bzw. Injektion ist dieser Preformzustand ebenso nicht ideal, da die Permeabilität der Preform durch die Dichte der Rovings geringer sein kann. Wird über diesen Bereich hinaus weiter die Kompaktierung des Geflechts in der Ebene erhöht, wird der Punkt erreicht, ab dem das Geflecht nicht mehr am Kern anliegt und nur noch einen losen Geflechtschlauch bildet (engl. *locking angle*).

Die gleichen Effekte lassen sich auch für triaxiale Geflechte in Abbildung 5.6 beobachten. Deshalb werden für triaxiale Geflechte nur die Effekte im Zusammenhang mit den Stehfäden diskutiert. Stehfäden neigen dazu, bei unausgebalancierten Kräfteverhältnissen von Flecht- und Stehfäden Schlaufen zu bilden (Abbildung 5.4). In den Bereichen hoher Kompaktierung (eingefärbter

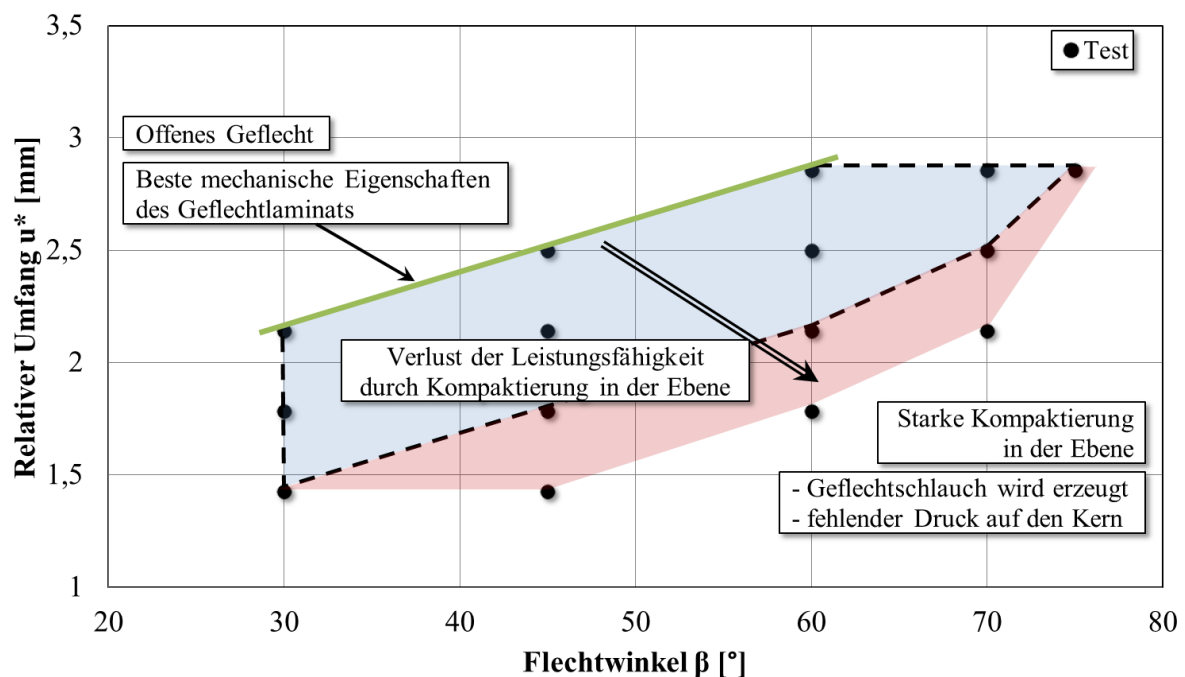


Abbildung 5.5: Fertigungsrandbedingungen für biaxiale Geflechte bei einer Flechtmaschine mit 176 Flechtfäden vom Typ Tenax HTS40 12k F13 Z0

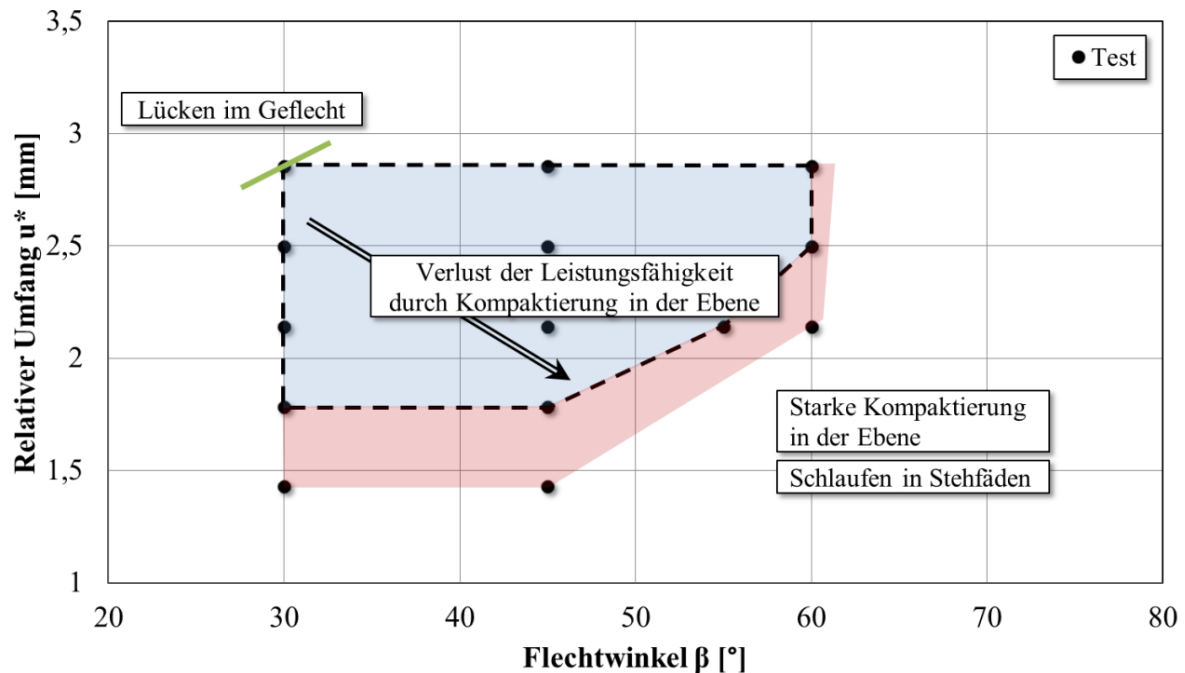


Abbildung 5.6: Fertigungsrandbedingungen für triaxiale Geflechte bei einer Flechtmaschine mit 176 Flechtfäden + 88 Stehfäden vom Typ Tenax HTS40 12k F13 Z0

Bereich außerhalb des Prozessfensters) lassen sich Schlaufen nur noch schwer vermeiden. Um Geflechte in diesen Bereichen zu erzeugen, muss eine höhere Flechtfadenspannung gewählt werden. Hinzu kommen bei hohen Fadenspannungen die Filamentbrüche, welche die Fehleranfälligkeit im Prozess erhöhen. Die ermittelten Prozessgrenzen sind keine harten Grenzen, sondern sollen vielmehr ein sicheres Designfenster für das Validierungsbeispiel einer Antriebswelle in Kap. 6.5 aufzeigen. Annehmbare Ergebnisse für die Prozessstabilität und eine gleichbleibende Qualität des Geflechtes können nur innerhalb des Prozessfensters gefunden werden.

In den folgenden Unterkapiteln werden weitere und sehr unterschiedliche Gesichtspunkte im Zusammenhang mit dem Prozessfenster diskutiert. Diese sind:

- Die Notwendigkeit einer genauen Bestimmung eines Prozessfensters anhand der Roving-Ablagebreite in Abschnitt 5.3.1.
- Die Ableitung von mathematischen Zusammenhängen als Restriktionen für Strukturoptimierungsprobleme in Abschnitt 5.3.2.
- Die numerische Untersuchung des Einflusses der Kompaktierung in der Ebene in Abschnitt 5.3.3.
- Die Definition eines Geflecht-Zustandsindex, der es ermöglicht, das Geflecht zu bewerten, vgl. Abschnitt 5.3.4.

5.3.1 Die Roving-Ablagebreite an den Prozessfenstergrenzen

Dieser Abschnitt soll die Notwendigkeit der Bestimmung eines Prozessfensters anhand der Roving-Ablagebreite verdeutlichen. Ein bisher häufig gewählter intuitiver Ansatz zur Bestimmung des Prozessfensters ist der Bezug auf die Rovingbreite. Dabei markiert eine maximale Ablagebreite des Rovings die Grenze zum offenen Geflecht. Eine minimale Breite definiert dann den Übergang zum Geflechtschlauch. Es wird für alle Flechtwinkel vereinfacht die gleiche minimale bzw. maximale Roving-Ablagebreite angenommen.

Diese Annahmen sind jedoch nicht ausreichend, um ein sicheres Prozessfenster zu definieren. Zu jedem Flechtwinkel β gibt es eine individuelle minimale und maximale Ablagebreite b_B des Rovings (vgl. Tabelle 5.1 für ein biaxiales Geflecht). Für die Grenze zum offenen Geflecht wird deutlich, dass die Ablagebreite des Rovings für kleine Flechtwinkel größer ist als für große Flechtwinkel. Dieser Effekt ist mit einer Abnahme von 60 % im Bereich von einem 30°- bis 70°-Geflecht sehr deutlich. Die Fadenspannung wird mit 350 g-Federn erzeugt und war für alle Flechtwinkel gleich. Bei der Grenze zum Geflechtschlauch wird für alle Flechtwinkel mit der höchsten Fadenspannung bei 900 g-Federn gearbeitet. Auch hier zeigt sich, dass die Ablagebreite des Rovings nicht für alle Winkel gleich ist. Bei einem 70°-Geflecht ist die Rovingbreite etwa halb so groß wie bei einem 30°-Geflecht. Eine Erklärung für diese Effekte bietet die Betrachtung der wirkenden Kräfte in die Rovings. Bei Geflechten mit 30°-Flechtwinkel findet am Flechtring eine größere Umlenkung statt. Die von den Klöppelfedern in den Rovings erzeugten Kräfte werden zu einem hohen Anteil durch den Flechtring aufgenommen. Die Spannung im Roving ist folglich geringer. Bei einem 70°-Geflecht verhält sich dies gegenteilig. Deutlich mehr Kraft wirkt in den Rovings und von den Rovings auf den Flechtkern. Diese Kraft beeinflusst auch die Verhältnisse zwischen den Rovings im Flechtprozess: es tritt höhere Reibung auf. Die Phänomene sorgen dafür, dass das Geflecht für große Flechtwinkel erst bei recht kleinen Rovingbreiten blockiert und einen Geflechtschlauch bildet.

Tabelle 5.1: Roving-Ablagebreite für biaxiale Geflechte an den Prozessgrenzen

	Grenze zum Geflechtschlauch				Grenze zum offenen Geflecht			
β [°]	30	45	60	70	30	45	60	70
b_B [mm]	2,47	2,02	1,78	1,47	3,71	3,53	2,50	1,95

5.3.2 Fertigungsrestriktionen für die Strukturoptimierung

Es ist notwendig, Auslegungsprozesse zu automatisieren, um Entwicklungszeiten einzusparen. Dies erfordert es, Optimierungsverfahren einzubinden. Für diese Verfahren müssen Produktionsaspekte in mathematischer Beschreibung als (Fertigungs-) Restriktionen zur Verfügung stehen. Innerhalb einer Optimierungsprozedur muss es eine Entscheidungsinstanz geben, die fertigungstechnisch machbare und somit gültige Lösungen von ungültigen trennen kann. Dazu muss primär eine Charakteristik aus dem Prozess ausgewählt werden, auf deren Grundlage diese Entscheidung herbeizuführen ist. Es wird zu diesem Zweck der relative Umfang u^* ausgewählt.

Aus den Prozessfensterdiagrammen kann eine Korrelation zwischen dem Flechtwinkel β und dem relativen Umfang u^* auf dem Rand des Prozessfensters angegeben werden. Aufgrund der Randkurven des Prozessfensters wird ein quadratischer Ansatz zur Approximation gewählt:

$$u_{min}^*(\beta) = k_{3,min} \cdot \beta^2 + k_{2,min} \cdot \beta + k_{1,min} , \quad 5.3$$

$$u_{max}^*(\beta) = k_{3,max} \cdot \beta^2 + k_{2,max} \cdot \beta + k_{1,max} . \quad 5.4$$

Die Koeffizienten k_1 , k_2 und k_3 werden durch Approximation der experimentell bestimmten Datenpunkte ermittelt. Die Definitionsbereiche und die dazugehörigen Werte können Tabelle 5.2 und Tabelle 5.3 entnommen werden.

Tabelle 5.2: Koeffizienten der Prozessfenstergrenzen für Biaxialgeflechte

Biaxialgeflecht, u_{min}^*			Biaxialgeflecht, u_{max}^*					
für $30^\circ \leq \beta \leq 75^\circ$			für $30^\circ \leq \beta < 60^\circ$			für $60^\circ \leq \beta \leq 75^\circ$		
$k_{3,min}$	$k_{2,min}$	$k_{1,min}$	$k_{3,max}$	$k_{2,max}$	$k_{1,max}$	$k_{3,max}$	$k_{2,max}$	$k_{1,max}$
0,004	0,011	1,4201	0,024	0,0	1,42	0,0	0,0	2,86

Tabelle 5.3: Koeffizienten der Prozessfenstergrenzen für Triaxialgeflechte

Triaxialgeflecht, u_{min}^*			Triaxialgeflecht, u_{max}^*					
für $30^\circ \leq \beta < 45^\circ$			für $45^\circ \leq \beta \leq 60^\circ$			für $30^\circ \leq \beta \leq 60^\circ$		
$k_{3,min}$	$k_{2,min}$	$k_{1,min}$	$k_{3,min}$	$k_{2,min}$	$k_{1,min}$	$k_{3,max}$	$k_{2,max}$	$k_{1,max}$
0,0	0,0	1,78	0,0024	0,204	6,1	0,0	0,0	2,86

5.3.3 Einfluss der Kompaktierung in der Ebene auf die Geflechtlaminat-Steifigkeit

Der Einfluss der Kompaktierung in der Ebene bei biaxialen Geflechtem auf die Steifigkeit des Laminats wird an dieser Stelle für die Flechtrichtung und senkrecht dazu numerisch mit WiseTex und TexComp (vgl. methodisches Vorgehen in Kapitel 4.2) untersucht. Die x-Richtung und Hauptachse des globalen Koordinatensystems des Laminats ist die Flechtrichtung. Untersucht werden Geflechte unterschiedlichen Flechtwinkels an den Prozessgrenzen. Geflechte mit minimaler Ondulation an der Grenze zum offenen Geflecht werden jeweils den Geflechtem mit gleichem Flechtwinkel an der Grenze zur Bildung eines Geflechtschlauchs gegenübergestellt. Die Steifigkeitsvorhersagen für die verschiedenen kompaktierten Geflechte zeigen einen Abfall der Ingenieurskonstanten E_x , E_y und G_{xy} für hohe Kompaktierung in der Ebene im Vergleich zu geringer Kompaktierung (vgl. mit Ergebnissen in Tabelle 5.4). Der Grund für diesen Abfall ist die deutlich höhere Ondulation in der Preform. Die Verringerung kann für E_x und E_y mehr als 5 % betragen, für den Schubmodul so-

Tabelle 5.4: Numerisch ermittelte Steifigkeit von biaxialen Geflechtem an den Prozessfenstergrenzen

β [°]	u^* [mm]	E_x [MPa]	E_y [MPa]	G_{xy} [MPa]
30	2,14	39704	8545	26644
30	1,42	37413	8339	24352
Steifigkeitsabfall [%]		5,77	2,41	8,60
β [°]	u^* [mm]	E_x [MPa]	E_y [MPa]	G_{xy} [MPa]
45	2,5	12898	12898	32951
45	1,42	12218	12218	27816
Steifigkeitsabfall [%]		5,27	5,27	15,58
β [°]	u^* [mm]	E_x [MPa]	E_y [MPa]	G_{xy} [MPa]
60	2,5	8333	37453	24426
60	1,78	8260	35916	22330
Steifigkeitsabfall [%]		0,88	4,10	8,58
β [°]	u^* [mm]	E_x [MPa]	E_y [MPa]	G_{xy} [MPa]
70	2,86	7905	77549	15683
70	2,14	7953	75724	14990
Steifigkeitsabfall [%]		-0,61	2,35	4,42

gar über 15 % bei einem 45°-Biaxialgeflecht. Die numerischen Ergebnisse können lediglich einen Hinweis auf den Einfluss der Steifigkeitsreduktion geben und sind nicht als sichere Basis zur Materialdatengewinnung bzw. zur Gewinnung von Abminderungsfaktoren für experimentell ermittelte Kennwerte zu verwenden. Der Grund für diese Einschätzung ist, dass andere Homogenisierungsmethoden für Einheitszellen zwar ebenfalls einen Steifigkeitsabfall detektieren können, jedoch die Ergebnisse niemals identisch sind. Als Ursachen dieser Abweichungen zwischen den numerischen Methoden lassen sich zwei wesentliche nennen: Erstens, die Einheitszelle mit den spezifischen Modellierungsvereinfachungen der Geometrieverhältnisse und der Rovingwelligkeit und zweitens das Homogenisierungsschema. Daher ist es ratsam, zur Bewertung des Einflusses der Kompaktierung in der Ebene zusätzlich experimentelle Nachweise zu erbringen. Die ist zur Abschätzung der dazugehörigen Festigkeiten unabdingbar.

5.3.4 Der Geflecht-Zustandsindex c

Die Steifigkeit und Festigkeit eines Laminats aus geschlossenem Geflecht nehmen ab, wenn sich der relative Umfang verringert oder der Flechtwinkel erhöht. Dieser Leistungsfähigkeitsabfall kann im Optimierungsprozess berücksichtigt werden. Deshalb wird ein Zustandsindex für die Geflechtpreform eingeführt

$$c(u^*) = \frac{u_{max}^* - u^*}{u_{max}^* - u_{min}^*}. \quad 5.5$$

Für jeden relativen Umfang u^* innerhalb des Prozessfensters gilt $0 \leq c \leq 1$. Die besten mechanischen Eigenschaften des Geflechts können für $c = 0$ erreicht werden. Außerhalb des Definitionsbereiches sind entweder die Grenzen der Herstellbarkeit erreicht oder die Geflechtausbildung ist, bei Vorhandensein eines offenen Geflechts, undefiniert. Durch den Zustandsindex wird implizit ein linearer Zusammenhang zwischen Rovingondulation und mechanischen Eigenschaften unterstellt. Eine Linearität oder Nicht-Linearität ist jedoch nicht untersucht worden. Zweck des Zustandsindex ist eine Abschätzung der Entfernung eines vorliegenden Zustands zum Optimalzustand eines Geflechts, gekennzeichnet durch minimale Ondulation und maximale Festigkeit und Steifigkeit.

5.4 Das Konzept für einen Auslegungsprozess

Durch die verstetigte Trennung zwischen Auslegung / Berechnung und Fertigung wird heute kaum zwischen den Disziplinen interagiert. Ein Design beeinflusst beim Flechten jedoch immer die Fertigung. Die umgekehrte Wirkrichtung, dass Aspekte aus der Fertigung die Entwurfsphase beeinflussen, ist eher unüblich. Aspekte aus der Fertigung einer geflochtenen Struktur, wie sie in den vorangegangenen Abschnitten dargestellt werden, sollten jedoch das Design beeinflussen. Aus diesem Grund wird ein Konzept für einen Auslegungsprozess dargestellt, in dem Fertigungsgesichtspunkte integriert werden. Schematisch ist dieser Prozess mit seinen grundlegenden Abläufen in Abbildung 5.7 dargestellt. Die Kontrolle der Fertigbarkeit und die Überprüfung des Preform-Zustands sind im Auslegungsprozess essentiell, da sie helfen, Re-Designs zu vermeiden. Derartige Kontrollen lassen sich leicht durchführen, wenn die Faserarchitektur der Geflechtpreform bekannt ist. Faserarchitekturen lassen sich durch Kenntnis der Geflechtparameter und der Geometrie einer Struktur ableiten. Dazu können analytische Beziehungen, in geschlossener Form oder numerisch, verwendet werden.

Die Simulation des Flechtprozesses mit der FE-Methode ist ebenfalls eine Option (vgl. Kapitel 2.2.2). Je komplexer die Geometrie der Struktur, desto größer ist die Notwendigkeit einer Prozesssimulation.

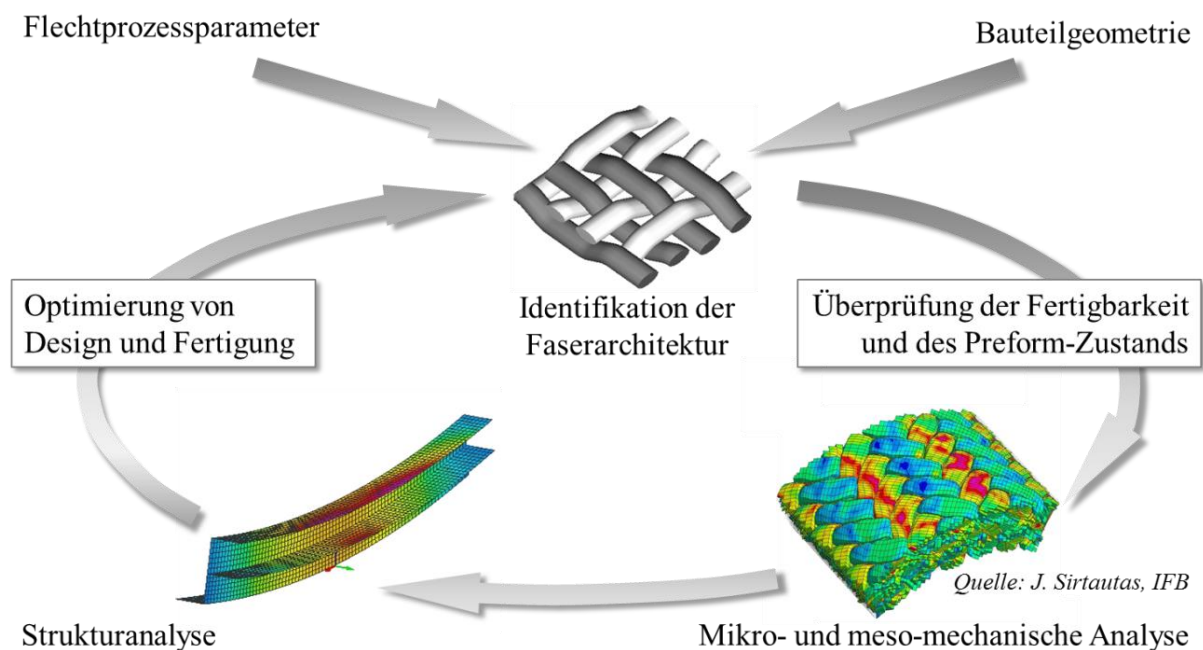


Abbildung 5.7: Auslegungsprozess für Strukturen aus Geflechtlaminaten unter Fertigungsaspekten

Zuerst muss die Preform bzw. ihre Faserarchitektur einer Machbarkeitsüberprüfung standhalten. Diese kann mit Hilfe des vorgestellten Prozessfensters durchgeführt werden. Es wird überprüft, ob relativer Umfang und Faserwinkel im Prozessfenster liegen. Daraus kann direkt die Machbarkeit für eine ausgewählte Geometrie oder Maschine abgeleitet werden. Es ist zu erwähnen, dass die Prozessfenster unter idealisierten Bedingungen eines kreisförmigen Querschnitts erzeugt werden. Die Bewertung an realen Bauteilen mit komplexeren Querschnitten wird folglich gewissen Ungenauigkeiten unterliegen. Der Nutzen des Prozessfenster-Diagramms geht über die Machbarkeitsentscheidung hinaus und bietet zusätzlich eine Bewertungsgrundlage für den Preform-Zustand durch den in Abschnitt 5.3.4 eingeführten Zustandsindex c . Der Begriff Preform-Zustand bezieht sich auf die mechanische Leistungsfähigkeit des Geflecht laminats, die durch seine erwartete Steifigkeit und Festigkeit beschrieben wird.

Zur Materialcharakterisierung in Tests werden oftmals Geflechte der optimalen Prozesskennlinie verwendet. Diese optimalen Kennwerte könnten nun mit einem Abschlagsfaktor belegt werden, um die Reduktion in den mechanischen Kennwerten zu berücksichtigen. Solche Abschlagsfaktoren lassen sich durch experimentelle Versuche und mit begrenzter Genauigkeit (vgl. Abschnitt 5.3.3) durch numerische Analysen für die mechanischen Eigenschaften bestimmen. Anschließend folgt eine Strukturanalyse mit diesen Kennwerten, sofern nicht eine Anpassung der Geometrie oder des Flechtwinkels notwendig geworden ist. Design und Fertigung werden folglich gleichsam optimiert.

5.5 Fazit

In diesem Kapitel ist ein experimentell ermitteltes Prozessfenster einer Radialflechtmaschine vorgestellt worden, das in der Entwurfsphase von Geflechtstrukturen zur Anwendung kommen kann. Ebenso wird aufgezeigt, wie zusätzliche Fertigungsinformationen in einem Auslegungsprozess behandelt werden können.

5.5.1 Anmerkungen zur Prozessfenster-Erstellung

Prozessfenster sollten für andere Rovingtypen und verschiedene Maschinen verfügbar sein, um eine Fertigbarkeits- und Produktbewertung für Bauteile zu ermöglichen. Nun gibt es eine Anzahl von Variablen für die Prozessfenstergenerierung: den Maschinentyp, die -größe und den -hersteller genauso wie den Rovingtyp, -werkstoff und -titer. Dies erzeugt einen größeren experimentellen

Aufwand. Sinnvoll ist es, Ansätze aus der Ähnlichkeitsmechanik zu nutzen. Kennt man beispielsweise die Prozessfenster für eine begrenzte Anzahl von Rovingtütern, so kann man auf weitere schließen, indem man Ähnlichkeiten im Verhalten der Rovings durch die Einführung dimensionsloser Kennzahlen ausdrückt. Genauso lässt sich für andere Variablen verfahren.

5.5.2 Behandlung weiterer Fertigungsaspekte

Die Untersuchung von Fertigungszuständen auf Grundlage von Winkel- und Umfangsbeziehungen am Kern genügt nicht allein, um die Fertigbarkeitsbewertung eines Bauteils vornehmen zu können. Die Information aus der vorliegenden Untersuchung ist jedoch die wichtigste, da mit ihr bereits die Maschinengröße, der Geflechttyp und die verwendbaren Rovingtypen und -titer festgelegt werden können. Möchte man ein Bauteil von Grund auf gestalten, dann sollten idealerweise weitere Fertigungsaspekte und -einflüsse berücksichtigt werden:

- Die realisierbare Änderung der Kernumfänge in Längsrichtung, ohne ein Rutschen der Preform auf dem Kern zu erzeugen.
- Der Einfluss von Faserwinkelveränderung und Änderung der Preform-Massenverteilung beim Flechten von unterschiedlich großen Radien.
- Die Winkelabweichung, die durch den S-Schlag in der Ebene bei eckigen Querschnitten entsteht.
- Die mögliche Winkeländerungsrate auf einem Teilstück des Bauteils.

Für diese Aspekte können in ähnlicher Form, wie in diesem Kapitel präsentiert, experimentelle Szenarien erstellt werden, um Handbuchinformationen zu erlangen.

6 Optimierung von Geflechtstrukturen mit Evolutionären Algorithmen

In diesem Kapitel wird ein Verfahren zur Optimierung von Geflecht-Strukturen unter Fertigungsrestriktionen vorgestellt. Dazu wird in Abschnitt 6.1 die Optimierungsaufgabe erläutert und auf dieser Basis entschieden, einen Evolutionären Algorithmus in der Optimierung zu verwenden. Die grundlegende Funktionsweise und die Operatoren, wie sie in der Software-Implementierung umgesetzt sind, werden im Abschnitt 6.2 demonstriert. Nach einer kurzen Darstellung der Optimierungs-Toolkette in Abschnitt 6.3 folgt die Strategie zur Behandlung von Fertigungsrestriktionen in Abschnitt 6.4.

6.1 Optimierungsaufgabe bei Geflechtstrukturen

Die vier wichtigsten Bestandteile einer Optimierungsaufgabe sind [133]:

- das Optimierungskriterium oder -ziel,
- die Entwurfsvariablen,
- die Restriktionen und
- das Entwurfsmodell.

Jedes Optimierungsproblem kann anhand dieser Bestandteile charakterisiert werden. Im Folgenden wird unter diesen Gesichtspunkten die Optimierungsaufgabe bei Geflechtstrukturen beschrieben. Eine Validierung und Durchführung solch einer Aufgabe findet sich im Abschnitt 6.5.

Die Optimierungskriterien und -ziele

Ein wichtiger Bestandteil dieser Arbeit ist die Ausweitung der Strukturoptimierung bei Geflechtstrukturen auf Fertigungsaspekte. Daher werden bei der Optimierungsaufgabe zum einen ein definiertes Strukturverhalten bezüglich der Steifigkeit und ein minimales Strukturgewicht als Ziele gesetzt. Zum anderen ist die Forderung aus der Fertigung nach Herstellbarkeit oder einem definierten Preform-Zustand, wie dem Faserondulationsgrad, ein Ziel. Diese Optimierungsziele werden in der Zielfunktion formuliert oder durch Randbedingungen in den Prozess eingebracht. Viele Optimierungsprobleme erfordern es, dass mehrere Ziele gleichzeitig erfüllt werden (Mehrzieloptimierung), um eine Kompromisslösung zu finden. Liegen Zielfunktionen $f_i(x)$ für die einzelnen Anforderungen

vor, so können diese auf eine einzige Zielfunktion $f(x)$ durch Linearkombination projiziert werden:

$$f(x) = \sum_{i=1}^k \alpha_i \cdot f_i(x). \quad 6.1$$

Die skalaren Werte der Funktion $f(x)$ dienen der Fitness-Zuweisung jeden Individuums.

Jeder Anforderung kann durch einen Gewichtungsfaktor α_i ein Stellenwert zugewiesen werden. Diese Faktoren müssen so gewählt werden, dass der Optimierungslauf nicht ungewollt von einer Anforderung dominiert wird. Lösungen desselben Optimierungsproblems können durch diesen Ansatz in völlig unterschiedlichen Bereichen des Entwurfsraums liegen (Pareto-Optima).

Die Entwurfsvariablen

Als Entwurfsvariablen stehen neben den Dimensionen des Bauteils, dem Flechtwinkel, dem Fasertyp oder der Lagenanzahl des Laminats Größen zur Auswahl, die sich auf den Flechtprozess beziehen. Dazu gehören der Geflechtstyp und die Maschinengröße. Die meisten dieser Veränderlichen erfordern eine Repräsentation mit diskreten Variablen. Der zugehörige Entwurfsraum ist entsprechend diskontinuierlich und zusätzlich nicht-konvex. Zudem sind als Resultat viele lokale Minima in der Zielfunktion wahrscheinlich.

Die Restriktionen

Restriktionen führen zur Eingrenzung des Entwurfsraums. Kapitel 5 behandelt die Ermittlung von Fertigungsrestriktionen für den Flechtprozess durch die Erstellung des Prozessfensters der Flechtmaschine. In Abschnitt 5.3.2 werden diese Restriktionen für Optimierungszwecke in mathematischer Formulierung bereitgestellt. Die Verarbeitung dieser Restriktionen im Algorithmus wird in Abschnitt 6.4.2 gezeigt.

Ferner werden Restriktionen durch die Eingrenzung der Definitionsbereiche der Variablen aufgenommen. Diskrete Variablenzuweisungen wirken ebenfalls restriktiv. Ein Beispiel dafür sind die Flechtwinkel.

Das Entwurfsmodell

Der Optimierungsalgorithmus wird direkt an FE-Simulationen gekoppelt. Mit ihnen erfolgt eine Auswertung des Strukturverhaltens. Die Information über die

Herstellbarkeit oder den Geflecht-Zustandsindex c (Abschnitt 5.3.4) muss separat während der Optimierungsläufe ausgewertet werden.

6.2 Der implementierte Evolutionäre Algorithmus

Aus der Beschreibung der Optimierungsaufgabe heraus kann ein Evolutionärer Algorithmus als eine adäquate Methode zur Lösung derartiger Probleme identifiziert werden. Die Grundlage dieser Beurteilung ist: der diskontinuierliche, diskrete, nicht-konvexe Entwurfsraum; die Nicht-Differenzierbarkeit der Zielfunktion über dem Entwurfsraum; das Einbinden von Restriktionen.

Evolutionäre Algorithmen (EA) [86] basieren auf der Idee, die biologische Evolution nachzuahmen. Nach dem Darwin'schen Prinzip der natürlichen Selektion werden Individuen durch Rekombination und Mutation von Genen bei ihrer Reproduktion über mehrere Generationen hinweg variiert, wobei sich bestimmte Merkmale durchsetzen, wenn mit ihnen ein höheres Maß an Eignung gegenüber der Umwelt des Individuums zu erkennen ist [89].

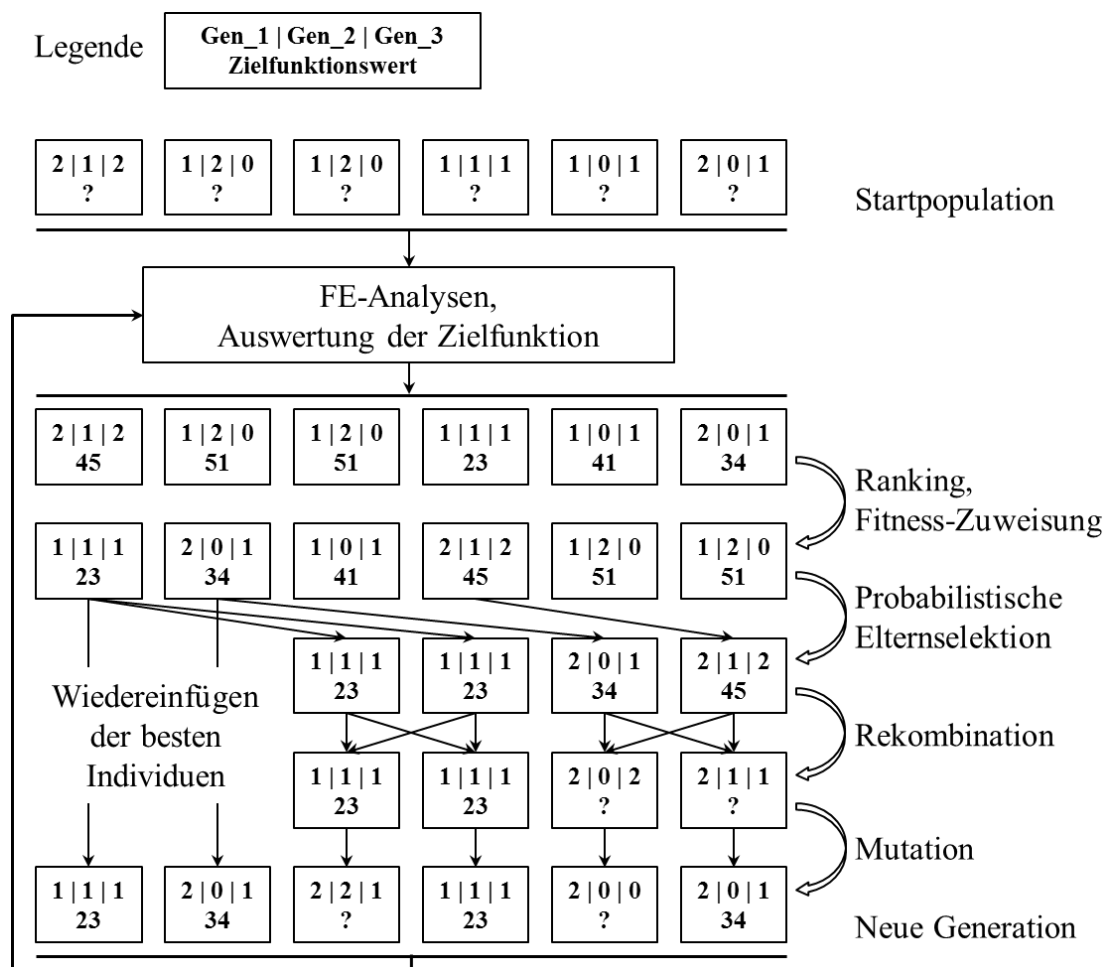


Abbildung 6.1: Funktionsprinzip des implementierten Evolutionären Algorithmus

Abbildung 6.1 zeigt im Überblick das Funktionsprinzip des implementierten Evolutionären Algorithmus. Die Operatoren und Verfahren werden im Folgenden näher erläutert.

Terminologie

Jeder Entwurf mit dem Zustandsvektor \mathbf{x} als mögliche Lösung des Optimierungsproblems wird in der Terminologie der Evolutionären Algorithmen als Individuum bezeichnet. Das Individuum \mathbf{x} ist Teil einer Menge von Entwürfen, der Population. Innerhalb eines Optimierungsprozesses werden fortlaufend neue Populationen erzeugt, die jeweils eine neue Generation darstellen. Der Entwurfsvektor \mathbf{x} wird Genom oder Chromosom genannt. Ein Genom besteht wiederum aus mehreren Genen, welche die Eigenschaften der Struktur repräsentieren. Der Wert eines Gens wird als Allel bezeichnet. Die globale optimale Lösung \mathbf{x}_{opt} führt zum Minimum des Zielfunktionswertes $f(\mathbf{x}_{opt})$. Beim Evolutionären Algorithmus beschreibt ein Genotyp die Codierung einer möglichen Lösung \mathbf{x} eines Problems. Eine tatsächliche Lösung, die durch die Decodierung eines Genotyps entsteht, wird als Phänotyp bezeichnet.

Analog zur Terminologie in der biologischen Evolution wird der Zielfunktionswert in die Fitness F des Individuums übertragen, mit der es sich an die Gegebenheiten in seiner Umwelt anpasst.

Die Codierung des Genotyps

Zur Beschreibung des Genotyps sind Variablen verschiedenen Typs notwendig. So sind bei Geflechtstrukturen z.B. der Faser- oder Maschinentyp diskret beschriebene Merkmale, während Flechtwinkel und Kerndurchmesser kontinuierliche Größen sind. Der implementierte Evolutionäre Algorithmus ist so konzipiert, dass die Optimierung auf diskreten Variablen durchgeführt wird. Kontinuierliche Größen müssen deshalb auf diskrete abgebildet werden. Dazu wird eine adäquate Anzahl an Werten aus dem Definitionsbereich der kontinuierlichen Variablen ausgewählt, wobei die Schrittweiten konstant oder variabel sein können. Die natürliche Reihenfolge der ausgewählten Werte wird bei der Zuordnung beibehalten. Auch bei der Abbildung diskreter Größen ist die Reihenfolge einzuhalten, wenn sie physikalisch motiviert ist, z.B. bei der Lagenanzahl.

Die ausgewählten diskreten Werte in der entsprechenden Reihenfolge werden im Algorithmus als Ganzzahlvariablen (Integer) verarbeitet.

Erzeugung der Startpopulation

Die Erzeugung der Startpopulation (Initialisierung) mit einer definierten Individuen-Anzahl erfolgt zufallsbasiert auf Grundlage der vorhandenen Gene und der dazugehörigen diskreten Allele im Definitionsbereich der jeweiligen Variablen. Die Genotypen werden im Anschluss auf Strukturmodelle übertragen und berechnet.

Fitness-Zuweisung

Auf Grundlage der Zielfunktionswerte wird eine Fitness-Zuweisung für die Individuen einer Generation realisiert. In einem ersten Schritt werden die skalaren Zielfunktionswerte ihrer Größe nach sortiert. Anhand der Position eines Individuums erfolgt dann eine reihenfolgebasierte Fitness-Zuweisung (engl. *rank-based fitness assignment*, Baker [134]). Dadurch kann eine gleichmäßige Skalierung in den Fitness-Werten der Population erreicht werden. Es gilt für die linear skalierte Fitness F in Abhängigkeit des Rangs R eines Individuums die Beziehung:

$$F(R) = 1 - S_D + 2(S_D - 1) \cdot \frac{R - 1}{\mu - 1}. \quad 6.2$$

μ ist die Anzahl der Individuen in der Population. Das schlechteste Individuum hat den Rang $R=1$, das Beste $R=\mu$. S_D bezeichnet den erreichbaren Selektionsdruck. Bei linearem Ranking liegt er im Bereich zwischen 1 und 2.

Probabilistische Elternselektion

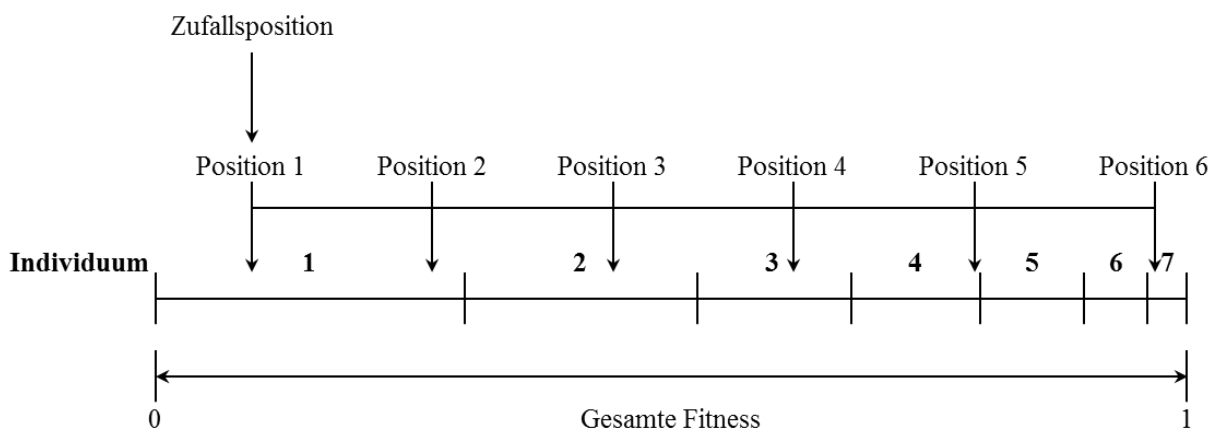


Abbildung 6.2: Probabilistische Elternselektion durch Stochastisches Universelles Sampling (SUS)

Mit einer Normalisierung der rangabhängigen Fitness-Werte $F(R)$ durch

$$P_{\text{Selektion}}(R) = \frac{F(R)}{\sum_{R=1}^{\mu} F(R)} \quad 6.3$$

wird jedem Individuum eine Selektionswahrscheinlichkeit $P_{\text{Selektion}}(R)$ zugeordnet. Sie dienen zur Auswahl der Eltern einer neuen Generation von Individuen. Abbildung 6.2 zeigt das Prinzip des hier verwendeten *Stochastischen Universalen Samplings* (SUS) [135]. Die Teilabschnitte des Zahlenstrahls bilden die zugewiesenen Auswahlwahrscheinlichkeiten $P_{\text{Selektion}}(R)$ der einzelnen Individuen ab. Nehmen wir an, dass $n < \mu$ Eltern ausgewählt werden sollen. In äquidistanten Schritten werden nun n Positionszeiger auf dem Zahlenstrahl verteilt. Die erste Position wird zufallsbasiert im Intervall $[0; 1/n]$ bestimmt, damit sichergestellt ist, dass sich alle Positionszeiger innerhalb der normierten Gesamtfitness befinden. Entsprechend der Selektionswahrscheinlichkeit können Individuen mit höherem Fitnesswert bevorzugt werden. So erhält Individuum 1 gleich zweimal die Chance zur Reproduktion. Durch die äquidistante Positionszeigerverteilung kann es auch zu dem Fall kommen, dass Individuen nicht zur Reproduktion ausgewählt werden. Dies ist für die Individuen 5 und 6 der Fall. Statt ihrer wird ein Individuum schlechteren Ranges (Individuum 7) ausgewählt.

Rekombination

Die Rekombination wird durch *Uniform Crossover* [136] realisiert. Für jedes Gen des Nachkommens wird von einem der beiden Eltern die Variable des entsprechenden Gens ausgewählt (vgl. Abbildung 6.3). Es wird für jedes Paar sich entsprechender Gene eines Elternpaares auf Basis der Rekombinationswahrscheinlichkeit entschieden, ob es einen Crossover gibt. Aus zwei Eltern entstehen jeweils zwei Nachkommen.

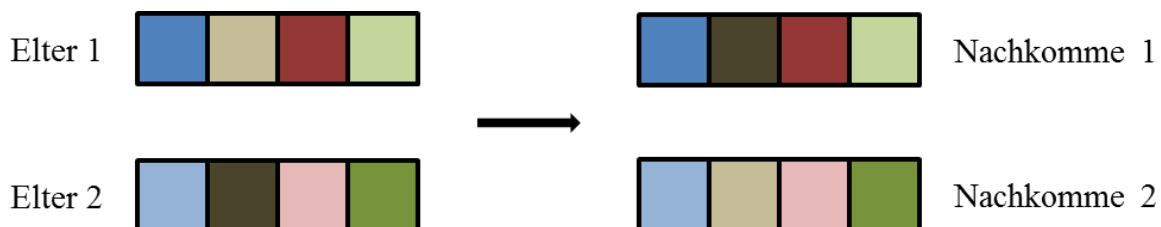


Abbildung 6.3: Prinzip des Uniform Crossover

Mutation

Die anschließende Mutation kann die Gene der Nachkommen innerhalb eines definierten Wertebereichs verändern. Das Verfahren zur Mutation von reellen und ganzzahligen Variablen wird von Pohlheim [97] diskutiert. Die präsentierte Methode basiert auf den Arbeiten von Mühlenbein in [137] und [138].

Die Wahrscheinlichkeit für Mutation ist für jedes Gen mit der Mutationswahrscheinlichkeit gegeben. Findet für ein Gen i eine Mutation statt, so gilt

$$Gen_i^{Mutation} = Gen_i + s_{ri} \cdot r_i \cdot a_i \quad 6.4$$

mit der Suchrichtung s_{ri} für die Richtung des Mutationsschritts

$$s_{ri} \in \{-1; +1\}, \quad 6.5$$

und dem maximalen Mutationsschritt r_i

$$r_i = r \cdot Def_i, \quad 6.6$$

wobei r der Mutationsbereich (engl. *mutation range*) und Def_i der Definitionsbereich der jeweiligen Variablen ist. Die relative Größe des Mutationsschritts a_i

$$a_i = 2^{-\xi \cdot k} \quad 6.7$$

wird bestimmt durch die Mutationspräzision (engl. *mutation precision*) k

$$k = \log_2 r_i \quad 6.8$$

und einer Zufallszahl $\xi \in [0;1]$. Bei ganzzahligen Variablen, wie sie in diesem Algorithmus zu Einsatz kommen, muss der minimale Mutationsschritt mindestens 1 betragen. Bei den Mutationsschritten wird daher jeweils auf eine ganze Zahl gerundet. Die Wahrscheinlichkeit für einen kleinen Mutationsschritt ist mit diesem Algorithmus relativ hoch.

Wiedereinfügen

Beim Stochastischen Universellen Sampling (SUS) werden für Rekombination und Mutation weniger Individuen ausgewählt als in der Population vorhanden sind. Dies wird durch den Parameter der Generationslücke (engl. *generation*

gap) beschrieben, der in der Regel knapp unter 1 gesetzt wird. Die Nachkommen dieser ausgewählten Eltern werden alle in die neue Generation übertragen. Die fehlenden Individuen der Nachkommengeneration werden durch die besten Individuen der Elterngeneration aufgefüllt (engl. *elitest reinsertion*). Dadurch wird sichergestellt, dass die Güte des besten Individuums nicht verschlechtert wird. Die Größe der Population bleibt über die Generationen konstant.

6.3 Die Optimierungs-Toolkette

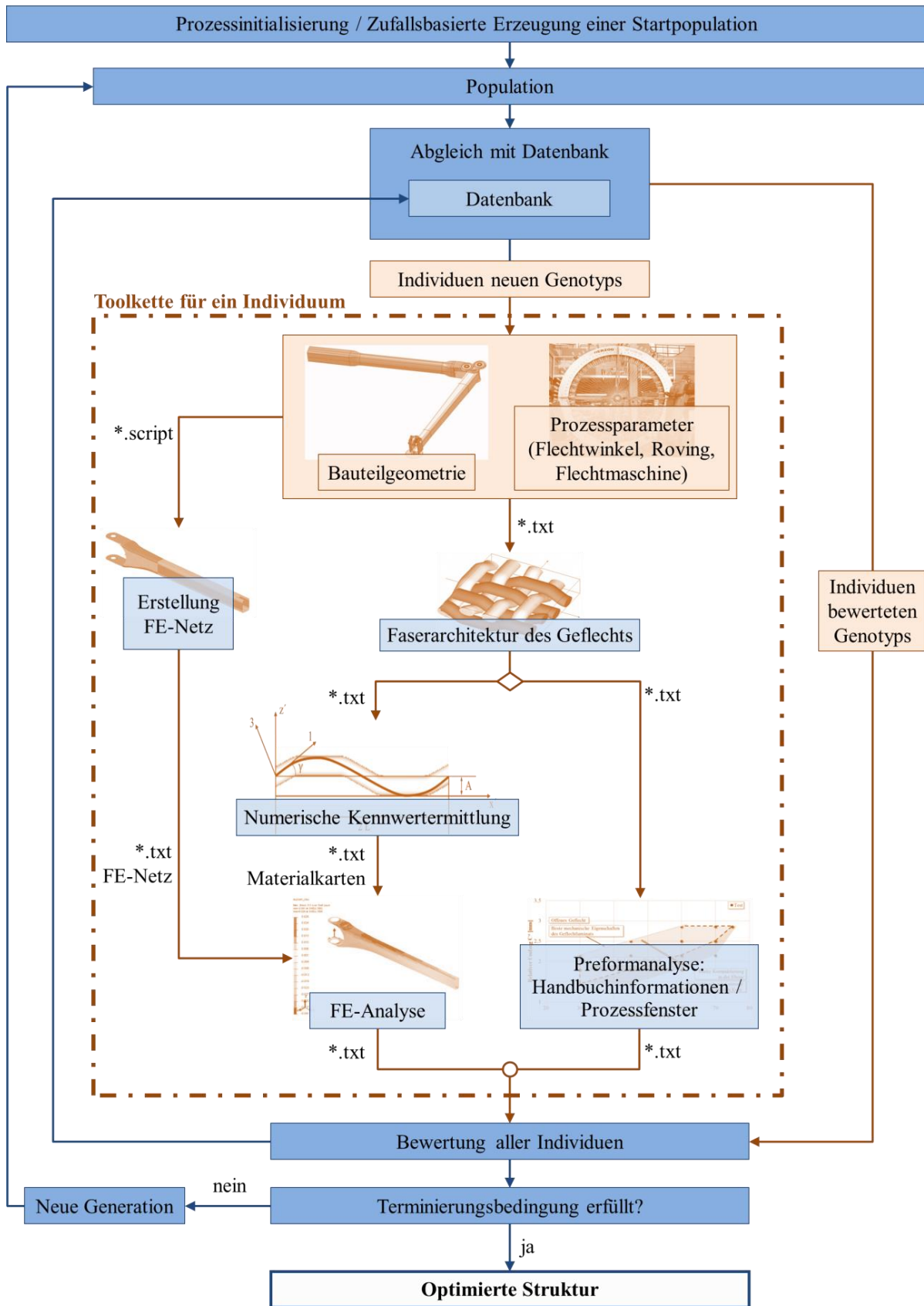


Abbildung 6.4: Optimierungs-Toolkette

Die Abbildung 6.4 zeigt das vereinfachte Funktionsschema der Optimierung-Toolkette. Alle Operatoren des Evolutionären Algorithmus, eine zugehörige Datenbankverwaltung und die numerische Kennwertermittlung (vgl. Kapitel 4.5) sind in der Programmiersprache *FORTRAN90* umgesetzt. Die Strukturanalysen werden mit dem FE-Löser *PAM-CRASH implicit* [70] durchgeführt. Das Scheduling des Optimierungs-Prozesses wird über Shell-Skripte in einer Linux-Umgebung realisiert. Die FE-Analyse und weitere Rechnungen können für jedes Individuum unabhängig durchgeführt werden. Daher werden diese Berechnungen im Rahmen der verfügbaren Rechnerkapazität für mehrere Individuen gleichzeitig ausgeführt.

In aufeinanderfolgenden Generationen können im Optimierungsprozess identische Individuen auftreten. Die Toolkette stellt sicher, dass die FE-Analyse und -Bewertung für jedes Individuum nur einmal durchgeführt wird. Beim Auftreten eines identischen Individuums in derselben oder einer folgenden Generation werden die benötigten Daten (z.B. Güte, Preform-Zustandsindex) von einer Datenbank abgerufen.

Neben den blau eingefärbten Software-Elementen (dunkelblau für die Optimierungsfunktionen) findet sich in Abbildung 6.4 eine orange eingefärbte Darstellung für die Software-Kette eines stellvertretenden Individuums. Das in Abschnitt 5.4 vorgestellte Konzept für einen Auslegungsprozess stellt die Bestimmung der Faserarchitektur als wesentliches Element dar. Dies spiegelt sich auch in der Toolkette wieder. Ausgehend von der Faserarchitektur kann ein numerischer Kennwert ermittelt und das Strukturverhalten bestimmt werden sowie parallel eine Preform-Analyse auf Basis von Handbuchinformationen durchgeführt werden.

Sind die Dimensionen des Bauteils Veränderliche im Optimierungsprozess, so stellt sich das Problem der automatischen Netzgenerierung auf der Basis von CAD-Daten und ihres Einflusses auf den Optimierungsverlauf. Studien und Vorschläge zur Lösung sind u.a. von Keller [98] erarbeitet worden: Reparaturmechanismen, Gestaltanpassung („*shape healing*“) und eine Bewertung der Netzqualität jedes Modells vor der Berechnung (ggf. Ausschluss des Modells von der Bewertung). In der vorgestellten Validierung (Kapitel 6.5) werden vorhandene FE-Netze skaliert, um die Dimension zu verändern. Der Einfluss auf den Optimierungsverlauf wird noch als gering eingeschätzt.

6.4 Fertigungsrestriktionen in der Geflecht-Strukturoptimierung

Fertigungsrestriktionen reduzieren den Entwurfsraum und grenzen die Lösungen für das Optimierungsproblem ein. Grundsätzlich wirken sie als zusätzliches Kriterium, um jedes Individuum zu bewerten. Bei Fertigungsrestriktionen für Geflechtstrukturen handelt es sich um harte Randbedingungen, die nicht graduierbar sind. Es werden in Abschnitt 6.4.1 Möglichkeiten zur Behandlung von harten Randbedingungen im Optimierungsprozess dargestellt und diskutiert. Daraus wird die weiterverfolgte Methode abgeleitet: der Krippentod (Bezeichnung nach Weicker [86]).

6.4.1 Behandlung von harten Randbedingungen

Harte Randbedingungen können in Optimierungsprozeduren entweder tolerant oder restriktiv behandelt werden (vgl. Coello Coello [139]). Bei restriktiven Methoden wird im ganzen Entwurfsraum gesucht, jedoch verhindern zusätzliche Maßnahmen die Existenz ungültiger Individuen. Tolerante Methoden lassen ungültige Individuen zu.

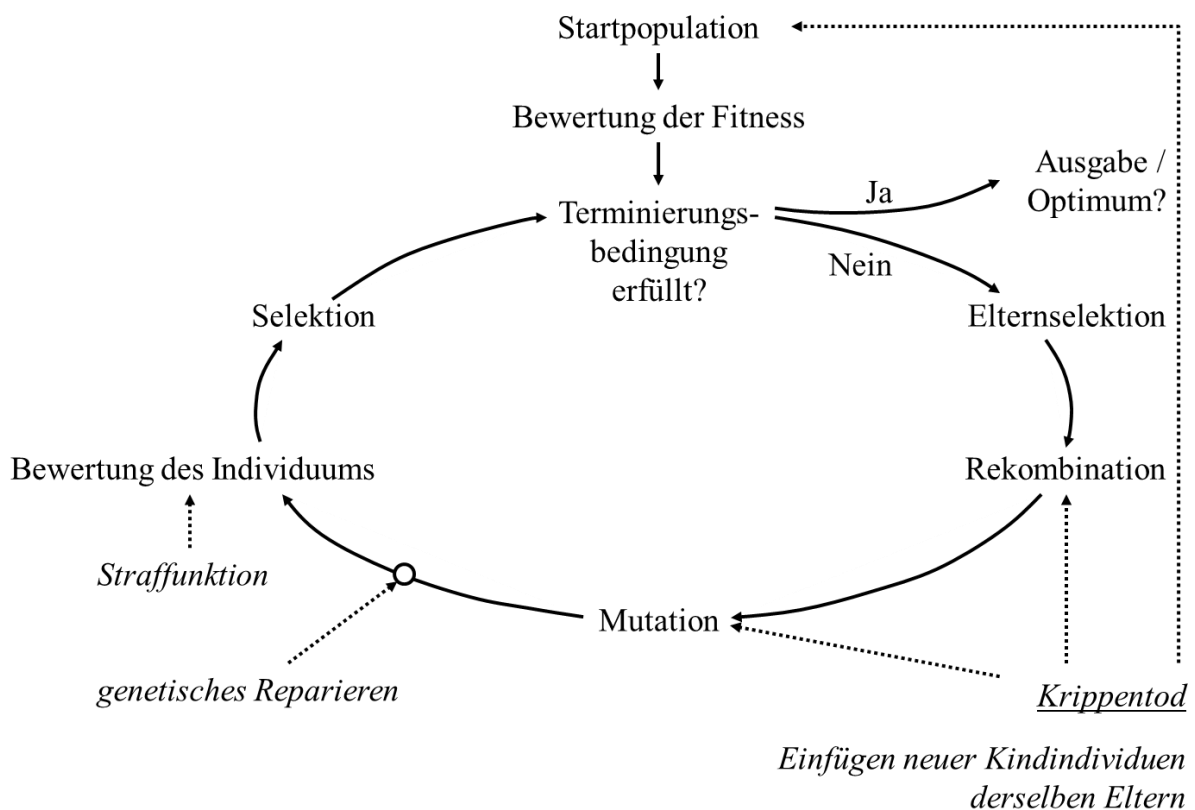


Abbildung 6.5: Vorgehensweisen bei harten Randbedingungen im Evolutionären Algorithmus

Diese werden jedoch in der Evolution stets benachteiligt. Beide Methoden arbeiten folglich auf dem bekannten Entwurfsraum, greifen jedoch an unterschiedlichen Stadien in den Prozess ein. In Abbildung 6.5 sind drei Methoden zur Behandlung von Randbedingungen in den Zyklus des Evolutionären Algorithmus eingefügt: Straffunktionen, genetisches Reparieren und der Krippentod.

Eine meist angewandte tolerante Methode ist das Straffunktionsverfahren. Straffunktionen wirken als zusätzliche Terme in der Zielfunktion. Sie werden in der Regel nach dem Verletzungsgrad der Restriktion bemessen. Der große Nachteil bei toleranten Methoden ist, dass Rechnungen für gültige und ungültige Individuen durchgeführt werden müssen. Die (vielen) Rechnungen für ungültige Individuen sind obsolet. Um diesen unnötigen Aufwand zu sparen, ist daher entschieden worden, restriktive Methoden anzuwenden.

Als restriktive Verfahren eignen sich das genetische Reparieren oder der Krippentod, die beide die Existenz ungültiger Individuen verhindern. Somit werden keine unnötigen Rechnungen durchgeführt. Das genetische Reparieren ist genau dann effektiv, wenn die Reparatur relativ einfach am Individuum durchgeführt werden kann. Für geflochtene Strukturen ist diese Reparatur nicht einfach durchführbar, da alle Restriktionen von mehreren Prozessvariablen abhängen. Die Reparatur des Gens durch Anpassung eines Allels kann also nicht garantieren, dass das Individuum anschließend den Fertigungsrestriktionen genügt. Vielmehr müssen komplexere Reparaturmechanismen entwickelt werden, die mehrere Gene gleichzeitig einschließen.

Dagegen ist der Krippentod eine sehr einfach zu implementierende restriktive Methode, da ungültige Individuen direkt nach der Erzeugung eliminiert werden. Alle entstehenden Individuen sind folglich mögliche Lösungen des Optimierungsproblems. Mit dem Krippentod lassen sich vor allem einfach strukturierte Probleme schnell lösen. In komplexen Suchräumen können jedoch Schwierigkeiten auftreten. Dies gilt vor allem dann, wenn durch einen Verlust der Diversität in den Ausprägungen der Gene einige Regionen nicht mehr erreicht werden können. Dennoch wird aufgrund der oben genannten Vorteile für das hier vorgestellte Optimierungsproblem der Krippentod verwendet.

6.4.2 Der Krippentod

Aufgrund von Handbuchinformationen wird über die Gültigkeit eines Individuums entschieden. Die Verletzung der Fertigungsrestriktionen für ein Individuum wird in drei Stadien des Algorithmus überprüft. Die erste Überprüfung findet bei

der Erzeugung der Startpopulation statt. Ungültige Individuen werden eliminiert und durch neue gültige Lösungen ersetzt. Die zweite und dritte Überprüfung findet nach der Rekombination und nach der Mutation statt: Nach der Rekombination tritt der Krippentod ein, wenn ein Nachkomme keine gültige Lösung darstellt. Im Anschluss werden von denselben Eltern zwei neue Nachkommen erzeugt und erneut die Gültigkeit überprüft. Dies kann sich mehrere Male wiederholen. Es steht jedoch außer Frage, dass gültige Individuen gefunden werden können, da beide Eltern gültig waren. Die gleiche Prozedur wird nach der Mutation durchgeführt, jedoch auf Basis der durch Rekombination entstandenen Nachkommen.

6.5 Validierung der Optimierungsprozedur

Wie in den vorangegangenen Kapiteln erläutert, sollten bei Geflechtstrukturen Fertigungsaspekte in der Strukturoptimierung berücksichtigt werden. Für den im Folgenden vorgestellten Validierungstestfall wird daher die Herstellbarkeit über Randbedingungen gefordert (Abschnitt 6.5.2.1). Im Abschnitt 6.5.2.2 wird zusätzlich die Ondulation in der Optimierung berücksichtigt, indem der Geflecht-Zustandsindex in die Zielfunktion aufgenommen wird. Anhand dieses Testfalls wird außerdem untersucht, inwiefern sich der Krippentod als restriktive Methode für harte Fertigungsrandbedingungen eignet (Abschnitt 6.5.2.3).

6.5.1 Anwendung: Antriebswelle in einem Hochauftriebssystem



Abbildung 6.6: Start einer Airbus A380 (Quelle: Lufthansa)

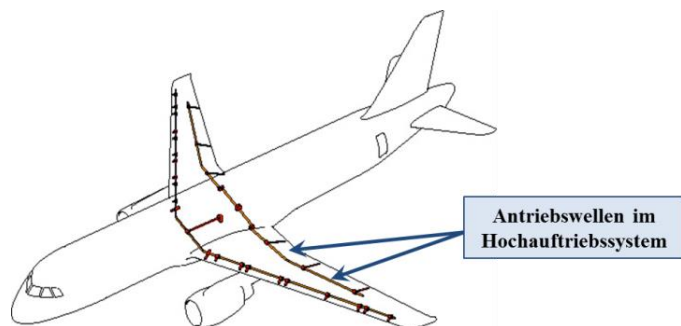


Abbildung 6.7: Antriebswellen im Hochauftriebssystem (Quelle: Liebherr)

Die meisten Verkehrsflugzeuge sind mit Hochauftriebssystemen für die Start und Landephase ausgestattet (Abbildung 6.6). Das Ausfahren der Vorflügel und Landeklappen wird dabei durch ein Übertragungssystem realisiert, das die

Drehbewegung von Antriebswellen in eine translatorische Bewegung der Klappen übersetzt. Diese Antriebswellen (Abbildung 6.7) müssen bezüglich ihres Strukturverhaltens im Biege- und Torsionslastfall definierte Steifigkeiten aufweisen [117]. Die Steifigkeitsanforderungen sind ein wichtiges Auslegungskriterium, weshalb merkliche Abweichungen von den Zielsteifigkeiten nicht erlaubt sind. Abgesehen von der Steifigkeitsanforderung ist die Schadenstoleranz der Faserverbundstruktur entscheidend. Eine Geflecht-Faserarchitektur bietet das Potenzial für ein schadenstolerantes Verhalten (vgl. [12]).

Die zur Optimierung stehende Antriebswelle hat eine Länge von 925 mm bei einem Referenzdurchmesser von 29 mm. Die Optimierungsziele sind eine minimale Masse der Antriebswelle bei einer maximalen erlaubten Durchbiegung von 2 mm unter einer Biegebelastung von 10 N. Ein weiteres Kriterium ist die Herstellbarkeit der Antriebswelle, weshalb im Abschnitt 6.5.2.1 Fertigungsrestriktionen durch Anwendung des Krippentods in den Optimierungsprozess eingebracht werden. Diese Restriktionen beinhalten Informationen über das Prozessfenster (vgl. Fertigungsrestriktionen für die Strukturoptimierung in Abschnitt 5.3.2).

In einer weiteren Problemstellung wird in Abschnitt 6.5.2.2 zusätzlich der Zustand der Preform optimiert. Dazu wird der Mehrzieloptimierung ein Kriterium hinzugefügt: ein Zielwert für den Geflecht-Zustandsindex c . Typische Parameter des Flechtprozesses und der Struktur werden als Optimierungsvariablen verwendet. Diese sind der Antriebswellen-Durchmesser, der Flechtwinkel, der Geflechttyp, der Roving-Werkstoff, die Maschinengröße und die Anzahl der Geflechtlagen im Laminat. Tabelle 6.2 beinhaltet diese Optimierungsvariablen und die entsprechende Diskretisierung bzw. die Zuordnungen. Die kombinatorische Betrachtung des Problems anhand der Variablen liefert eine Anzahl von 20.592 möglichen Individuen.

Der gewählte Glasfaser-Roving ist in seiner Dimension und seinem Verhalten im Prozess dem Kohlenstofffaser-Roving ähnlich. Daher wird die Vereinfachung getroffen, dass beide Rovingtypen das gleiche Prozessfenster an der Maschine haben.

Die Parameter für den Optimierungsalgorithmus sind in Tabelle 6.1 aufgeführt. In der Literatur wird eine Mutationswahrscheinlichkeit von $1/(\text{Anzahl der Gene})$ empfohlen, folglich knapp 0,15 für diesen Validierungstestfall. Die Mutationswahrscheinlichkeit wird hier mit 0,7 jedoch wesentlich höher gewählt, was im Zusammenhang mit der Verwendung des Krippentods beurteilt werden muss (vgl. Ausführungen zur Effizienz des Krippentods, Abschnitt 6.5.2.3).

Tabelle 6.1: Parameter der Optimierungsläufe mit dem Evolutionären Algorithmus

Parameter	Wert
Populationsgröße	100
Rekombinationswahrscheinlichkeit	0,6
Mutationswahrscheinlichkeit	0,7
Mutationsbereich	0,6
Generationslücke	0,8
Selektionsdruck	1,8

6.5.2 Diskussion der Ergebnisse

Die Optimierungsläufe werden entsprechend der gesetzten Ziele für die Antriebswelle durchgeführt. In Tabelle 6.2 sind die Ergebnisse für die folgenden Diskussionen dargestellt. Lauf A bezeichnet die Optimierungsprozedur ohne Fertigungsrestriktion, Lauf B die Prozedur mit den Restriktionen und Lauf C beinhaltet die Restriktionen sowie die Forderung nach minimaler Ondulation im Geflecht.

Tabelle 6.2: Optimierungsvariablen und Ergebnisse für den Validierungstestfall

Optimierungsvariable	Parameterbereich	Lauf A	Lauf B	Lauf C
Skalierungsfaktor Durchmesser [-]	0,5; 0,6; ...; 1,4; 1,5	1,2	1,3	1,5
Lagenanzahl [-]	2; 3; ...; 9; 10	3	4	4
Flechtwinkel [°]	20; 25; ...; 75; 80	20	30	35
Geflechttyp [-]	Biaxial, Triaxial	Triaxial	Biaxial	Biaxial
Multifilament-Roving, Flechtfäden [-]	Kohlenstofffaser, Glasfaser	Glasfaser	Kohlenstofffaser	Kohlenstofffaser
Multifilament-Roving, Stehfäden [-]	Kohlenstofffaser, Glasfaser	Glasfaser	-	-
Klöppelanzahl der Flechtmaschine [-]	176; 64	64	64	64
Ergebnisse				
Zielfunktionswert [-]		0,248	0,0	
Masse [kg]		0,365	0,369	0,390
Herstellbar?		Nein	Ja	Ja
Geflecht-Zustandsindex [-]		nicht definiert	0,41	0,170

6.5.2.1 Ziel: Herstellbarkeit der Antriebswelle

In einer ersten Optimierung soll eine herstellbare Struktur generiert werden, welche die Ziele für die Biegesteifigkeit und die minimale Masse erfüllt. Die Optimierungsläufe sind mit (Lauf B) und zum Vergleich ohne (Lauf A) Krippentod-Funktion durchgeführt worden.

Die erhaltenen Strukturentwürfe sind in Tabelle 6.2 anhand der Variablen aufgeführt. Die Entwürfe haben vergleichbare Zielfunktionswerte, jedoch recht unterschiedliche Werkstoffe bzw. Geflechtpreforms. Während man für Lauf B ein 3-lagiges 20° -Triaxial-Glasfasergeflecht vorfindet, ergibt sich mit Lauf A ein biaxiales Kohlenstofffasergeflecht mit vier Lagen und einem Flechtwinkel von 30° . Als optimale Lösungen sind beide sinnvoll, da sie zu nahezu identischer Masse und Steifigkeit führen. Würde man weitere Aspekte, wie z.B. Kosten für die Fasern, in Betracht ziehen, dann könnte die Antriebswelle aus Glasfasergeflecht die bessere Alternative sein.

An dieser Stelle zeigt sich jedoch der Vorteil einer Optimierung mit Fertigungsrestriktionen in Lauf B, denn das triaxiale Glasfasergeflecht lässt sich nicht herstellen. Die Parameter liegen außerhalb des Prozessfensters der Flechtmaschine.

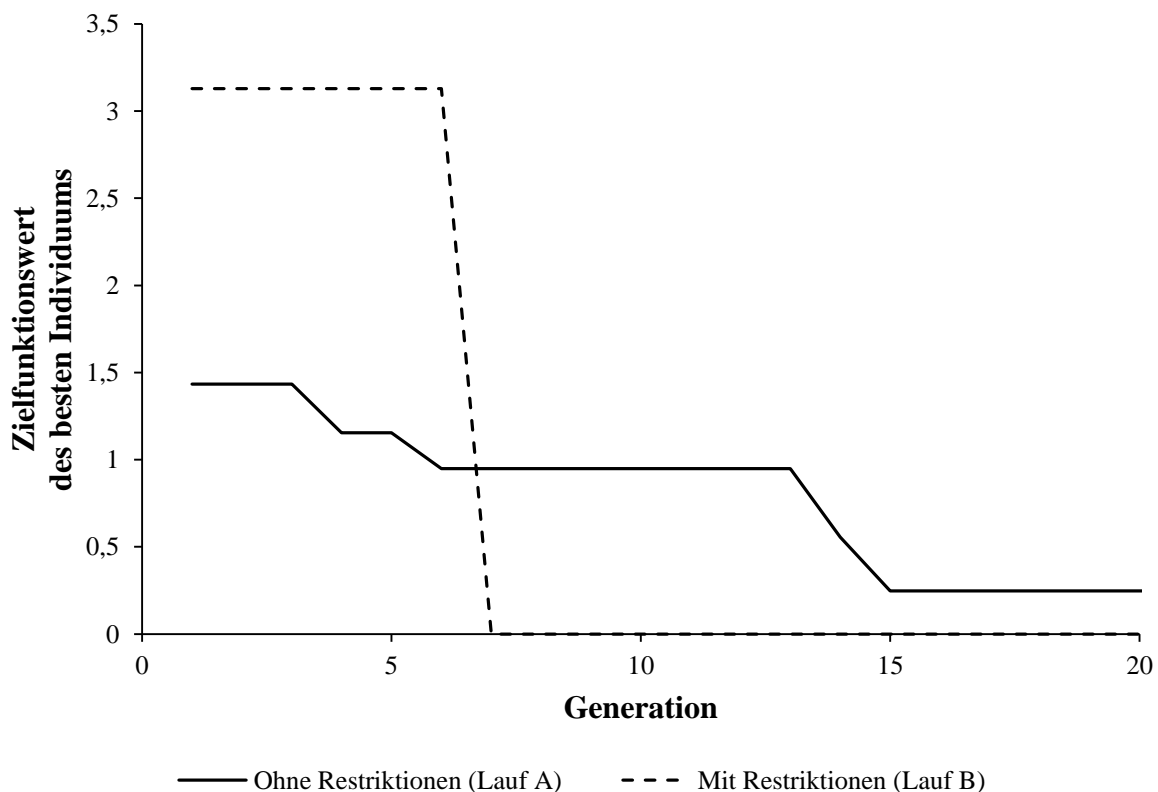


Abbildung 6.8: Entwicklung der Zielfunktionswerte des besten Individuums über die Generationen

Abbildung 6.8 zeigt die Entwicklung des Zielfunktionswertes des jeweilig besten Individuums über mehrere Generationen für die Läufe A und B. Für den Lauf ohne die Anwendung des Krippentods ist ersichtlich, dass der Zielfunktionswert des besten Individuums sich zwar stetig verringert, jedoch innerhalb von 20 Generationen nicht zum Minimum von 0,0 gelangt. Dagegen wird beim Lauf mit Krippentod bereits nach 6 Generationen und 383 FE-Löseraufrufen das Optimum erreicht. Die Optimierungsläufe werden mit mehreren Variationen der Parameter für den Evolutionären Algorithmus durchgeführt. Für alle diese Läufe wird das Optimum bei Einschaltung der Krippentod-Funktion deutlich zügiger erreicht. Bei diesem einfach strukturierten Problem sind Löseraufrufe im Bereich von 0,47 % - 2,14 % der kombinatorischen Möglichkeiten notwendig, um das globale Optimum zu finden.

6.5.2.2 Ziel: Minimale Ondulation im Geflecht

Die Leistungsfähigkeit eines Geflechtbauteils hängt von mehreren Prozessvariablen ab. Einige lassen sich auf die Geflechtentstehung und damit die Preform zurückführen, andere unterliegen dem Einfluss des Harzinfusionsprozesses. Die Werkstoffeigenschaften von Geflechtmaterialien sind am besten, wenn die Ondulation im Geflecht minimiert ist. Entsprechend der Definition des Geflecht-Zustandsindex c wird dies für den größten Wert von u^* innerhalb des Prozessfensters erreicht. Der Zielwert für den Geflecht-Zustandsindex c wird für dieses Fallbeispiel (Lauf C) mit 0,15 festgelegt, was sehr nah an der minimalen Ondulation liegt. Das Qualitätskriterium sollte das Optimierungsproblem dominieren und deshalb wird der Gewichtungsfaktor für diese Anforderung in der Zielfunktion entsprechend erhöht (verdoppelt).

Das beste Ergebnis konnte im Optimierungslauf nach der neunten Generation erzielt werden. Die Eigenschaften der optimierten Struktur sind nah am Ergebnis aus dem vorangestellten Abschnitt (vgl. Tabelle 6.2, Läufe B und C). Die Erhöhung der Masse liegt bei 5,8 % im Vergleich zum Optimum in Lauf B. Es werden 98 % der als Zielwert angenommenen Biegesteifigkeit erreicht.

Der Zweck einer Minimierung der Ondulation im Geflecht wird durch folgendes Zahlenbeispiel verdeutlicht: Eine starke Kompaktierung eines 30°-Biaxialgeflechts in der Ebene kann zu einem Steifigkeitsabfall der Ingenieurskonstanten E_x um bis zu 6 % und zu einem Abfall der Konstanten G_{xy} von bis zu 9 % führen.

Maßnahmen in der Auslegung, wie durch diesen Anwendungsfall gezeigt, können diese Defizite folglich ausgleichen. Kleine Änderungen in Umfang und / oder Winkel können eine höhere Festigkeit des Werkstoffes schaffen. Größere

Einbußen im strukturellen Verhalten oder in Form eines Massenzuwachses müssen damit nicht zwingend einhergehen.

6.5.2.3 Krippentod: Bewertung der restriktiven Methode

Die Anzahl der auftretenden Krippentode nach der Rekombination und Mutation sowie die Anzahl der Löseraufrufe sind in Abbildung 6.9 über die Generationen aufgetragen. Wie bereits einleitend erwähnt, liegen die Rekombinationswahrscheinlichkeit mit 0,7 und die Mutationswahrscheinlichkeit mit 0,6 etwa im selben Bereich. Rekombination und Mutation treten folglich etwa gleich wahrscheinlich auf. Die Anzahl der Krippentode kann also nicht darauf zurückgeführt werden.

Die Anzahl der Krippentode nach der Rekombination ist auffällig gering. Eine Erklärung ist, dass die Eltern mit ihrem aufgespannten Gen-Hyperwürfel die Erzeugung gültiger Nachkommen in der Rekombination forcieren. Deshalb findet man den Krippentod bei der Rekombination eher selten. Die Mutation dagegen verursacht Krippentode in der Größenordnung einer ganzen Population. Beim Brute-Force-Ansatz „Krippentod“ besteht die Gefahr, dass die Diversität der Individuen in der Population über die Generationen hinweg abnimmt und nicht mehr alle Areale im Entwurfsraum zugänglich sind. Offenbar werden mutierte Individuen deutlich häufiger eliminiert. Einen Hinweis auf diesen Effekt bietet ebenso die Betrachtung der Löseraufrufe über die Generationen: Ihre Anzahl nimmt innerhalb der ersten Iterationen ab, was darauf schließen lässt, dass die Erkundung des Entwurfsraums abgeschlossen ist.

Theoretisch ist es auch möglich, dass ungültige Individuen in der Evolution schneller zum Optimum führen. Das wird durch den Krippentod verhindert.

Bei diesem Problem hat sich die Verwendung des Krippentods insgesamt als sehr günstig auf das Finden des globalen Optimums ausgewirkt. Es sind deutlich weniger Löseraufrufe notwendig und zudem werden auch nur tatsächlich gültige Lösungen gefunden. Das Optimum wird für dieses Problem schneller gefunden, wenn die Mutationswahrscheinlichkeit deutlich höher liegt als der in der Literatur empfohlene Wert $1 / (\text{Anzahl der Gene})$.

Für Optimierungsprobleme mit größeren Entwurfsräumen und einer höheren Anzahl an Fertigungsrestriktionen muss geprüft werden, ob dieses Vorgehen effektiv genug bleibt.

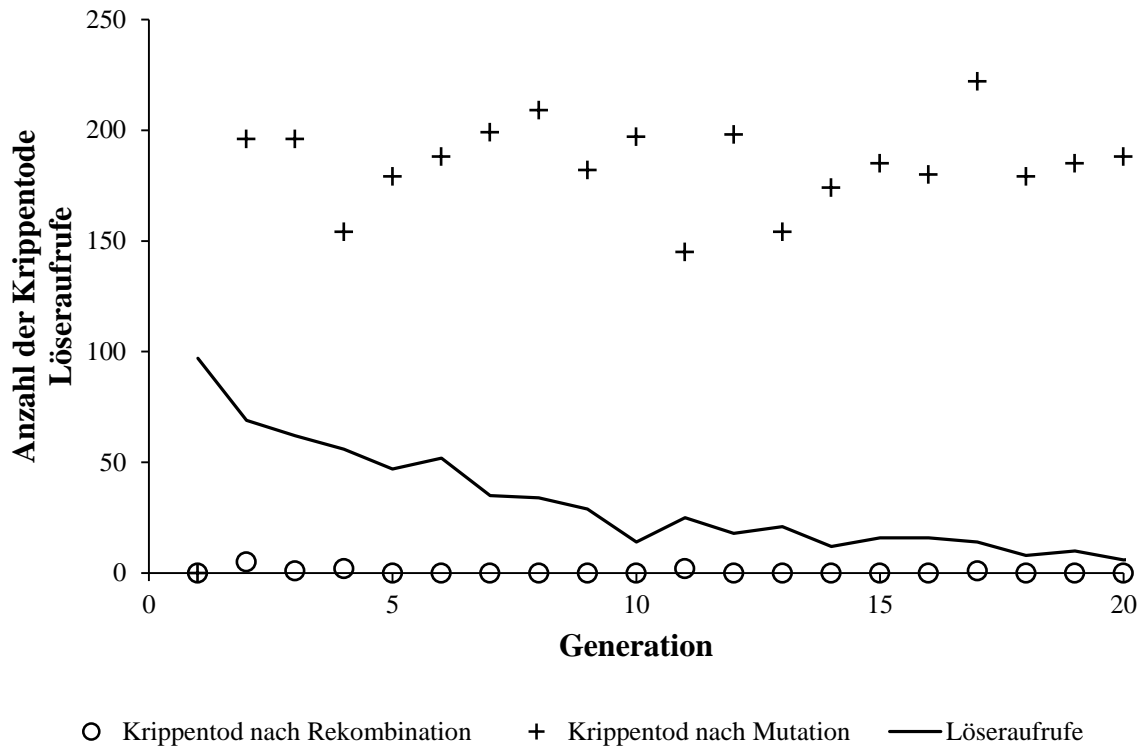


Abbildung 6.9: Krippentode nach Rekombination und Mutation sowie die Anzahl der Löseraufrufe

6.6 Fazit für die Optimierungsprozedur

Die präsentierte und validierte Prozedur erzielt einen Entwurf auf Basis von Anforderungen für die optimale durch Flechten herstellbare Leichtbaustruktur. Daraus ergeben sich offensichtliche Gewinne für die Strukturmasse und die (Entwicklungs-) Kosten. Bezüglich des Gewichts gelingt die maximale Ausnutzung des Leichtbaupotenzials durch die optimale Anpassung der Eigenschaften des Geflecht laminats an die vorgegebenen Belastungen. Es gelingt zusätzlich, durch den Geflecht-Zustandsindex die Werkstoffsteifigkeit gezielt anzusteuern. Dadurch ist die optimale Werkstoffausnutzung bezüglich seiner Steifigkeit und Festigkeit durch seine Einbindung in den Entwurfsprozess sichergestellt. Im Gegensatz zu üblichen Optimierungsstrategien wird hier ein Bauteil entworfen, das direkt fertigbar ist. Es müssen nach dem Entwurf keine fertigungstechnisch bedingten Anpassungen getroffen werden, wodurch in der Regel eine Verschlechterung der Performance des Bauteils in Kauf genommen werden muss.

Außerdem kann dadurch die Anzahl der Flechtversuche, der Prototypen und der Re-Design-Loops minimiert werden. Dies ergibt für den Entwicklungsprozess eine deutliche Kostenersparnis.

Dieser Vorteil gilt jedoch nicht nur für die Entwicklung. Ist eine Preform störungsfrei herstellbar, weil die Prozessparameter für die Geometrie aufgrund des Entwurfs in einem optimalen Bereich liegen, werden langfristig Personal- und Materialkosten im Produktionsprozess eingespart. Bei einer Serienproduktion von Geflechtstrukturen sind diese Rahmenbedingungen unerlässlich für eine wirtschaftliche Produktion.

7 Zusammenfassung

Das Flechten als textiler Herstellungsprozess von Vorformlingen für Faserverbundstrukturbauteile hat in den letzten zwei Jahrzehnten an Bedeutung gewonnen. Gleichzeitig mangelt es an einem effizienten Auslegungsprozess für diese Bauteile. In der vorliegenden Arbeit werden vor diesem Hintergrund numerische Methoden für eine virtuelle Auslegung zu einer Toolkette zusammengesetzt und diese validiert.

Die wesentlichen Resultate sind die numerische Kennwertermittlung, die Gewinnung von Fertigungsrandbedingungen des Flechtprozesses und die virtuelle Optimierungsprozesskette.

Ein wichtiges Ergebnis ist die prädiktive Ermittlung der Werkstoff-Kennwerte ohne vorherige Analyse der Faserarchitektur am Laminat. Da beim Flechten der Werkstoff im Prozess entsteht, muss dies auch in einer prozesswissensbasierten Modellierung abgebildet werden. Dabei dienen analytische Gleichungen der Vorhersage der Faserarchitektur und Harzverteilung im Laminat. Die entwickelte Methode wird experimentell durch die detaillierte Untersuchung von Faserarchitekturen verschiedener Geflechttypen und Flechtwinkel validiert.

Auf Basis der prädiktiv ermittelten Faserarchitekturen werden mit zwei numerischen Verfahren (WiseTex Software; Gemittelte Steifigkeiten nach Shokrieh) die Ingenieurskonstanten E_x , E_y und G_{xy} bestimmt. Die jeweilige Vorhersagegüte kann durch einen experimentellen Abgleich angegeben werden. Die Vorhersagegüte liegt für Biaxial- und Triaxialgeflechte in der gleichen Größenordnung.

Eine hinreichend genaue numerische Steifigkeitskennwertermittlung für das Geflechtlaminat benötigt nur wenige Details der Faserarchitektur. Dies ist eine wichtige Erkenntnis im Hinblick auf die Rechenzeiterparnis.

Ein weiteres wichtiges Resultat ist die Erfassung von Fertigungsrandbedingungen beim Flechtprozess. Diese sollen für den Auslegungsprozess zugänglich gemacht werden. Aus diesem Grund wird das Prozessfenster einer Radialflechtmaschine ermittelt und in Form von mathematischen Beziehungen als Restriktion für Strukturoptimierungsprobleme bereitgestellt.

Zudem wird der Einfluss der Geflechtkompaktierung in der Ebene untersucht. Jedem Geflecht kann der neu eingeführte Zustandsindex c zugewiesen werden,

der Auskunft über diese Kompaktierung gibt. Es wird somit eine Bewertung des Ondulationsgrads im Auslegungsprozess ermöglicht.

Durch das nun bekannte Prozessfenster sind Fertigungsaspekte im Auslegungsprozess greifbar und können aktiv gesteuert werden. Dadurch wird die Bewertung eines Entwurfs für die Fertigung aufgrund des Preformzustands ermöglicht.

Die Grundlage zur Optimierung bildet die verfügbare virtuelle Toolkette. Diese wird in dieser Arbeit erstellt, indem die notwendigen Elemente der Toolkette, z.B. die numerische Kennwertermittlung und der FE-Löser, durch speziell programmierte Schnittstellen verknüpft werden.

Zur Optimierung von Geflechtstrukturen werden aufgrund der Problemstellung Evolutionäre Algorithmen ausgewählt. In den Optimierungsprozess werden experimentell ermittelte Fertigungsrestriktionen als harte Randbedingungen durch den Krippentod-Mechanismus eingebracht.

Es kann anhand eines Validierungsbeispiels gezeigt werden, dass in einer Mehrzieloptimierung Entwürfe gefunden werden, die strukturelle Forderungen und Anforderungen aus der Fertigung gleichermaßen erfüllen. Der Krippentod-Mechanismus erweist sich für dieses Problem als sehr effektiv.

Die verwendeten Methoden garantieren einen zügigen und rechenzeitsparenden Auslegungsprozess für Geflechtstrukturen. Es werden optimale Leichtbaustrukturen gefunden, die für den Flechtprozess zugeschnitten sind. Die Ergebnisse des Auslegungsprozesses strahlen von der Entwurfs- auf die Produktionsphase aus, da sich ein fertigungsgerechtes Design bei Geflechtstrukturen positiv auf die Herstellungsbedingungen auswirkt. Kann die Preform der Struktur mit optimalen Fertigungsparametern erstellt werden, dann spart dies in der Serienproduktion täglich Personalstunden und Materialeinsatz. Die entwickelte Methode verhilft zu einer wirtschaftlichen Produktion von Geflechtstrukturen bei unverminderter Struktur-Performance.

8 Ausblick

Die vorliegende Arbeit präsentiert einen virtuellen Auslegungsprozess für Faserverbundstrukturen aus Geflechtpreforms. Dieser lässt sich in Zukunft jedoch noch weiter ausbauen. Um die industrielle Anwendung der entwickelten Toolkette überhaupt zu ermöglichen, muss eine benutzerfreundliche Anbindung der Werkzeuge an bestehende kommerzielle Software erfolgen.

Die Untersuchungen in dieser Arbeit schließen die prädiktive numerische Ermittlung von Steifigkeitskennwerten ein. Die gewonnenen Informationen über Faserarchitekturen können dazu verwendet werden, um Festigkeitskennwerte abzuleiten. Geeignete Modellierungen für (progressives) Versagensverhalten müssen geprüft und mit experimentellen Daten validiert werden.

Die Prozesssimulation mit Hilfe der FE-Methode kann eine realitätsgetreue Simulation des Flechtprozesses ermöglichen. Dazu müssen jedoch die physikalischen Vorgänge beim Flechten umfassend abgebildet werden. Heute ist dies nur mit extrem rechenzeitintensiven Simulationen möglich. Daher kann mit detaillierter Modellierung praktisch kein Auslegungsprozess durchgeführt werden. Mit steigender Rechenkapazität wird dies jedoch in einigen Jahren möglich sein. Damit einher geht dann auch die mögliche Verbindung der Prozesssimulation mit dem *Computer Aided Manufacturing* (CAM). Dieses ermöglicht eine Optimierung des Prozesses durch vorhergehende Simulation. Mit den gewonnenen Parametern kann dann eine aktive Steuerung der Flechtmaschine durchgeführt werden. Zu den aktuellen Entwicklungen für die Prozessautomatisierung zählt das Konzept des elektronisch steuerbaren Klöppels. Mit diesem kann die Fadenspannung im Flechtprozess gesteuert werden. Das Zukunftsziel ist die Verwendung der Prozesssimulation, um die für die Prozessführung optimale Fadenspannung zu ermitteln.

Informationen aus Flechtprozesssimulationen, wie Faserwinkel oder Lagendicken, müssen für die Strukturanalyse auf der Makroskala bereitgestellt werden. Dazu muss eine effektive Homogenisierungsmethode angewendet werden. Dem entsprechend sind zuverlässige FE-Netzgeneratoren auf der Mesoskala und Mapping-Algorithmen (von der Meso- zur Makroskala) zu entwickeln.

Anhang

Werkstoffkonstanten

<i>Kohlenstofffaser-Multifilament-Roving Toho Tenax HTS 40</i>		<i>Harz Hexcel, RTM6</i>	
E_{1f} [GPa]	238	E_m [GPa]	2,890
E_{2f} [GPa]	30	ν_m	0,3
G_{12f} [GPa]	13		
G_{23f} [GPa]	5		
ν_{12f}	0,28		

Literaturverzeichnis

- [1] C. Cherif, *Textile Werkstoffe für den Leichtbau*, Berlin: Springer, 2011.
- [2] P. Potluri, „Braiding,“ in *International Encyclopedia of Composites (in print)*, New York, John Wiley, 2012.
- [3] K. Birkefeld, M. Röder, T. von Reden, M. Bulat und K. Drechsler, „Characterisation of biaxial and triaxial braids: fiber architecture and mechanical properties,“ *Appl Comp Mater*, Bd. 19, Nr. 3-4, pp. 259-273, 2012.
- [4] *Grafik- und Bilder-Pool*, Institut für Flugzeugbau, Universität Stuttgart, 2012.
- [5] A. Geßler, *Ottobrunn: EADS - Innovation Works*, 2012.
- [6] J. Kuntz, „Einfluss von Fadenführungsparametern auf die Schädigung von Carbonfaserrovings,“ Studienarbeit, Universität Stuttgart, Institut für Flugzeugbau, Stuttgart, 2004.
- [7] J. Brandt, K. Drechsler und A. Gessler, „Comparison of Various Braiding Technologies for Composite Materials in Aerospace Applications,“ in *SAE Aerospace Congress and Exhibition*, Seattle, 2001.
- [8] P. J. Falzon und I. Herzberg, „Mechanical performance of 2-D braided carbon/epoxy composites,“ *Composites Science and Technology*, Bd. 58, Nr. 2, pp. 253-265, 1998.
- [9] R. Naik, P. Ijfu und J. Masters, „Effect of fiber architecture parameters on deformation fields and elastic moduli of 2D-braided composites,“ *J. Compos. Mater.*, Bd. 28, Nr. 7, pp. 651-681, 1994.
- [10] H. Wagner, K. Bansemir, K. Drechsler und C. Weimer, „Impact behaviour and residual strength of carbon fiber textile based materials,“ in *Proceedings SAMPE Europe Technical Conference*, Madrid, 2007.
- [11] J. P. Falzon, I. Herzberg, M. K. Bannister und K. H. Leong, „Compression and Compression-after-impact Properties of 2-D Braided Carbon/Epoxy Composites,“ in *Proceedings of the First Australasian Congress on Applied Mechanics: ACAM-96*, Barton, 1996.
- [12] A. Erber, K. Birkefeld und K. Drechsler, „The Influence of Braiding Configuration on Damage Tolerance of Drive Shafts,“ in *Proceedings*

- SAMPE Europe Conference*, Paris, 2009.
- [13] A. Geßler und F. Maidl, „Verfahren zum Herstellen von Faserverbund-Halbzeugen mittels Rundflechttechnik“. EADS Deutschland GmbH, Patent DE 10 2004 01 7 311A1, 2005.
- [14] C. Eisenhauer, „Chracterisation of UD-Braids,“ Diplomarbeit, RWTH Aachen, Aachen, 2006.
- [15] A. Geßler, F. Maidl und M. Schouten, „Advancements in Braiding Technology for Textile Preforming,“ in *Proceedings SAMPE Europe Conference*, Paris, 2007.
- [16] S. Carosella, K. Birkefeld, T. von Reden und J. Baumann, „Entwicklung bis zur Serienumsetzung eines Handhabungsgerätes in Faserverbundbauweise,“ in *Materialica Kongress*, München, 2011.
- [17] Munich Composites GmbH, „BRAID German Carbon Frames,“ [Online]. Available: www.braid-bikes.de. [Zugriff am 18. August 2012].
- [18] O. Rüger und F. Fröhlich, „Innvatives Fahrradkonzept auf Basis der Flechttechnik,“ in *4. COMPOSITES Kongress: Composites in Automotive & Aerospace*, München, 2008.
- [19] BMC Swiss Cycling Technology, „Factory Tour - A look behind the scenes,“ [Online]. Available: <http://www.bmc-racing.com/us-en/impec/factory-tour.html>. [Zugriff am 18. August 2012].
- [20] SGL Kümpers, „News,“ [Online]. Available: www.sgl-kuempers.com. [Zugriff am 20. Februar 2012].
- [21] S. Nothdurtfer und L. De Oto, „Lightweight Construction in Automotive: The Lamborghini Aventador,“ in *ECCM15, 15th European Conference on Composite Materials*, Venedig, 2012.
- [22] K. Drechsler, „Process and Simulation Chains for Advanced Textile Structural Composites,“ in *Proceedings SAMPE Conference*, Long Beach, 2008.
- [23] Eurocarbon, „NH-90 Hubschrauber-Fahrwerk,“ [Online]. Available: <http://www.eurocarbon.com/de/landing-gear>. [Zugriff am 18. August 2012].
- [24] A&P Technologies, „GENx jet engine,“ [Online]. Available: <http://www.braider.com/Case-Studies/GENx-Engine.aspx>. [Zugriff am 18. August 2012].
- [25] A. Erber und K. Drechsler, „Damage Tolerant Drive Shafts with Integrated CFRP Flanges,“ in *Proceedings SAMPE 2010*, Seattle, 2010.

- [26] EU-Projekt: IMac-Pro, GA 212014, „Projekt-Webseite,“ [Online]. Available: www.imac-pro.eu. [Zugriff am 18. August 2012].
- [27] T. von Reden, K. Birkefeld, A. Vigoureux und Y. Blanchard, „Development of an UD-braided Longeron with Variable Cross Section,“ in *SAMPE Europe Conference*, Paris, 2012.
- [28] Advanced Composite Research and Development, National Aerospace Laboratory, NLR, „NH-90 Landing Gear, Handout“.
- [29] BMW Group, „7-Forum, CFK-Stoßfängerträger BMW M6,“ 2. Juli 2010. [Online]. Available: www.7-forum.com. [Zugriff am 19. August 2012].
- [30] C. Breu und A. Geßler, „Industrialization of profile manufacturing techniques - an overview over the project IMAC-PRO,“ in *SAMPE Europe Technical Conference SETEC*, Lucerne, 2012.
- [31] A. Miene, Bremen: Faserinstitut Bremen, 2012.
- [32] T. von Reden, „Design and Energy Transmission for an Electronic Controlled Carrier,“ in *Proceedings SAMPE Europe Technical Conference SETEC*, Brindisi, 2010.
- [33] R. D. Mindlin, „Influence of rotatory inertia and shear on flexural motions of isotropic, elastic plates,“ *ASME Journal of Applied Mechanics*, Bd. 18, pp. 31-38, 1951.
- [34] E. Reissner, „The effect of transverse shear deformation on the bending of elastic plates,“ *ASME Journal of Applied Mechanics*, Bd. 12, pp. A68-77, 1945.
- [35] H. Schürmann, *Konstruieren mit Faser-Kunststoff-Verbunden*, Berlin: Springer, 2007.
- [36] A. Miravete, *3-D textile reinforcements in composite materials*, Boca Raton: CRC Press, 1999.
- [37] VDI, „VDI-Richtlinie 2014, Blatt 3: Entwicklung von Bauteilen aus Faser-Kunststoff-Verbund, Berechnungen,“ Verein Deutscher Ingenieure, Düsseldorf, 2006.
- [38] B. N. Cox und G. Flanagan, „Handbook of Analytical Methods for Textile Composites,“ NASA Contract Report 4750, Langley Research Center, Hampton, Virginia, 1997.
- [39] C. Ayranci und J. Carey, „2D braided composites: A review for stiffness critical applications,“ *Composite Structures*, Bd. 85, pp. 43-58, 2008.
- [40] A. E. Bogdanovich und C. M. Pastore, *Mechanics of Textile and Laminated Composites*, London: Chapman & Hall, 1996.

- [41] T. Ishikawa und T. W. Chou, „Stiffness and strength behaviour of woven fabric composites,“ *J Mater Sci*, Bd. 17, pp. 3211-3220, 1982.
- [42] T. Ishikawa und T. W. Chou, „In-plane thermal expansion and thermal bending coefficients of fabric composites,“ *J Composite Mater*, Bd. 17, pp. 92-104, 1983.
- [43] T. Ishikawa, M. Matsushima und Y. Hayashi, „Experimental confirmation of the theory of elastic moduli of fabric composites,“ *J Composite Mater*, Bd. 19, pp. 443-458, 1985.
- [44] S. Lomov, *Vorlesungsunterlagen, Composites processing: textile preforms - Modelling*, Leuven: KU Leuven, 2001.
- [45] T. W. Chou, *Microstructural Design of Fibre Composites*, Cambridge: Cambridge University Press, 1992.
- [46] A. F. Kregers und Y. G. Melbardis, „Determination of the deformability of three-dimensionally reinforced composites by the stiffness averaging method,“ *Polymer Mechanics*, Bd. 14, Nr. 1, pp. 3-8, 1978.
- [47] A. V. Roze und I. G. Zhigun, „Three-dimensional reinforced fabric materials 1: Calculation model,“ *Polymer Mechanics*, Bd. 6, Nr. 2, pp. 311-318, 1970.
- [48] R. A. Naik, „Failure Analysis of Woven and Braided Fabric Reinforced Composites,“ *J Compos Mater*, Bd. 29, pp. 2334-2363, 1995.
- [49] R. Naik, „TEXCAD - Textile Composite Analysis for Design,“ NASA Langley Research Center, Hampton, Virginia, 1994.
- [50] F. Stig, *3D-woven Reinforcement in Composites*, Stockholm: Dissertation, KTH School of Engineering Science, 2012.
- [51] D. W. Whyte, *On the structure and properties of 3-D braid reinforced composites*, PhD Thesis, Drexel University, 1986.
- [52] C. M. Pastore und F. K. Ko, „Modelling of textile structural composites: part 1: a processing science model for three-dimensional braid,“ *J Textile Inst*, Bd. 81, Nr. 4, pp. 480-490, 1990.
- [53] J. E. Masters, Y. A. Gowajed, C. M. Pastore und R. L. Foye, „Mechanical properties of triaxially braided composites: experimental and theoretical results,“ *J Compos Technol Res*, Bd. 15, pp. 112-122, 1993.
- [54] P. Vandeurzen, *Structure-Performance Modelling of Two-Dimensional Woven Fabric Composites*, Heverlee: Dissertation, Katholieke Universiteit Leuven, 1998.
- [55] P. Böhler, T. Bouc, H. Ahlborn und P. Middendorf, „Innovative Joining

- of Aircraft Profiles with Braided Holes," in *Proceedings of ECCM15 - 15th European Conference on Composite Materials*, Venedig, 2012.
- [56] A. Miravete, J. M. Bielsa, A. Chiminelli, J. Cuartero, S. Serrano, N. Tolosana und R. Guzman de Villoria, „3D mesomechanical analysis of three-axial braided composite materials," *Composite Science and Technology*, Bd. 66, pp. 2954-2964, 2006.
- [57] I. Verpoest und S. Lomov, „Virtual textile composites software Wisetex: integration with micromechanical, permeability and structural analysis," *Compos. Sci. Technol.*, Bd. 65, Nr. 15-16, pp. 2563-2574, 2005.
- [58] M. Sherburn, *Geometric and Mechanical Modelling of Textiles*, Nottingham: Dissertation, University of Nottingham, 2007.
- [59] A. Pickett, J. Sirtautas und A. Erber, „Braiding Simulation and Prediction of Mechanical Properties," *Appl Comp Materials*, Bd. 16, Nr. 6, pp. 345-364, 2009.
- [60] P. Langenbacher, „Toolkettenvalidierung und numerische mesomechanische Analyse von Geflecht-Laminaten," Bachelorarbeit, Institut für Flugzeugbau, Universität Stuttgart, Stuttgart, 2012.
- [61] J. U. Rosenbaum, *Flechten: Rationelle Fertigung faserverstärkter Kunststoffbauteile*, Köln: TÜV Rheinland, 1991.
- [62] J. F. A. Kessels und R. Akkerman, „Prediction of the yarn trajectories on complex braided preforms," *Composites Part A*, Bd. 33, Nr. 8, pp. 1073-1081, 2002.
- [63] R. Akkerman und B. H. Villa Rodríguez, „Braiding Simulation for RTM Preforms," in *Proceedings TEXCOMP8*, Nottingham, 2006.
- [64] J. Stüve, V. Hanisch, T. Gries, K. Drechsler, V. Witzel, A. Miravete, N. Tolosana Enrech, B. Van Den Broucke und M. Schouten, „Simulation of Braiding Technology along the Complete Process Chain," in *Proceedings SAMPE Europe Conference*, Paris, 2007.
- [65] N. Tolosana, M. Carrera, R. Guzman de Villoria, L. Castejon und A. Miravete, „Numerical Analysis of Three-Dimensional Braided Composite by Means of Geometrical Modeling Based on Machine Emulation," *Mechanics of Advanced Materials and Structures*, Bd. 19, Nr. 1-3, pp. 207-215, 2012.
- [66] K. Birkefeld, T. von Reden und P. Böhler, „Analysis and Process Simulation for Braided Structures," in *EUCOMAS 4th European Conference on Materials and Structures in Aerospace*, Hamburg, 2012.

- [67] A. K. Pickett, A. Erber, T. von Reden und K. Drechsler, „Comparison of analytical and finite element simulation of 2D braiding,“ *Plastics, Rubber and Composites*, Bd. 38, Nr. 9-10, pp. 387-395, 2009.
- [68] A. Rawal, P. Potluri und C. Steele, „Geometrical Modelling of the yarn paths in three-dimensional braided structures,“ *J Ind Text*, Bd. 35, pp. 115-135, 2005.
- [69] A. Rawal, P. Potluri und C. Steele, „Prediction of yarn paths in braided structures formed on a square pyramid,“ *J Ind Text*, Bd. 36, pp. 221-226, 2007.
- [70] ESI-Group, *Virtual Performance Solution 2011, Solver Reference Manual*, 2011.
- [71] J. Sirtautas, „Braiding simulation and mesomechanical modeling of braided composites,“ Master Thesis, Institut für Flugzeugbau, Universität Stuttgart, Stuttgart, 2009.
- [72] C. Brecher, *Integrative Produktionstechnik für Hochlohnländer*, Berlin: Springer, 2011.
- [73] H. Ghiasi, D. Pasini und L. Lessard, „Pareto frontier for simultaneous structural and manufacturing optimization of a composite part,“ *Struct Multidisc Optim*, Bd. 40, p. 497–511, 2010.
- [74] S. Carosella, „Tailored Fibre Placement – an option for automated high volume Preform Production,“ in *Proceedings SAMPE Europe 2nd Symposium on Automation in Composite Technology*, München, 2012.
- [75] O. Meyer, *Kurzfaser-Preform-Technologie zur kraftflussgerechten Herstellung von Faserverbundstrukturen*, Stuttgart: Dissertation, Universität Stuttgart, 2008.
- [76] M. Nagelsmit, „Fibre Placement Process for APPLY Composite Components,“ in *SAMPE Europe Technical Conference SETEC*, Leiden, 2011.
- [77] R. Kriechbaum, *Beitrag zum Einsatz von unidirektional naturfaserverstärkten thermoplastischen Kunststoffen als Werkstoff für flächige Strukturbauteile*, Karlsruhe: Dissertation, Universität Karlsruhe, 1994.
- [78] J. D. Reuschel, *Untersuchung der Faseranordnung natürlicher Faserverbunde und Übertragung der Ergebnisse auf technische Bauteile mit Hilfe der Finite-Elemente-Methode*, Karlsruhe: Dissertation, Universität Karlsruhe, 1999.

- [79] C. Mattheck, Design in der Natur - der Baum als Lehrmeister, Freiburg i. B.: Rombach Verlag, 1996.
- [80] Z. Gürdal, S. IJsselmuiden und J. van Campen, „Composite Laminate Optimization with Discrete Variables,“ in *Encyclopedia of Aerospace Engineering (in print)*, John Wiley & Sons, 2010.
- [81] L. A. Schmit und B. Farshi, „Optimum Laminate Design for Strength and Stiffness,“ *International Journal for Numerical Methods in Engineering*, Bd. 7, Nr. 4, pp. 519-536, 1973.
- [82] M. Akbulut und F. O. Sonmez, „Optimum design of composite laminates for minimum thickness,“ *Computers & Structures*, Bd. 86, Nr. 21-22, pp. 1974-1982, 2008.
- [83] R. T. Haftka und Z. Gürdal, Elements of Structural Optimization, Dordrecht: Kluwer Academic Publishers, 1992.
- [84] T. Kormeier, Graphenbasierte Entwurfssprachen zur konsistenten Modellierung und musterbasierten Topologiemodifikation von Faserverbundstrukturen, Stuttgart: Dissertation, Universität Stuttgart, 2010.
- [85] T. Bäck, Evolutionary algorithms in theory and practice: Evolution strategies, evolutionary programming, genetic algorithms, New York: Oxford University Press, 1996.
- [86] K. Weicker, Evolutionäre Algorithmen, Wiesbaden: B.G. Teubner Verlag, 2007.
- [87] J. H. Hollands, Adaption in Natural and Artificial Systems: An Introductory Analysis with Applications to Biology, Control and Artificial Intelligence, The MIT Press, 1975.
- [88] D. E. Goldberg, Genetic algorithms in search, optimization and machine learning, Reading: Addison-Wesley Publishing Company Inc., 1989.
- [89] I. Rechenberg, Evolutionsstrategie: Optimierung Technischer Systeme nach Prinzipien der Biologischen Evolution, Stuttgart-Bad Cannstatt: Fromann-Holzboog, 1973.
- [90] H.-P. Schwefel, Evolutionsstrategie und numerische Optimierung, Berlin: Dissertation, Technische Universität Berlin, 1975.
- [91] L. J. Fogel, A. J. Owens und M. J. Walsh, Artificial intelligence through simulated evolution, New York: John Wiley, 1966.
- [92] J. Koza, Genetic Programming: On the programming of computers by means of natural selection, Cambridge: MIT Press, 1992.

- [93] J. Koza, *Genetic Programming II: Automatic Discovery of Reusable Programs*, Cambridge: MIT Press, 1994.
- [94] Z. Gürdal, R. T. Haftka und P. Hajela, *Design and Optimization of Laminated Composite Materials*, New York: Wiley, 1991.
- [95] Z. Gürdal, R. T. Haftka und S. Nagendra, „Genetic Algorithms for the design of laminated composite panels,“ *SAMPE Journal*, Bd. 30, Nr. 3, pp. 29-35, 1994.
- [96] G. Soremekun, Z. Gürdal, R. T. Haftka und L. T. Watson, „Composite laminate design optimization by genetic algorithm with generalized elitist selection,“ *Computers & Structures*, Bd. 79, pp. 131-143, 2001.
- [97] H. Pohlheim, *Evolutionäre Algorithmen*, Berlin: Springer, 2000.
- [98] D. C. Keller, *Evolutionary Design of Laminated Composite Structures*, Zürich: DISS. ETH NO. 19011, 2010.
- [99] M. Wintermantel, *Design-Encoding for Evolutionary Algorithms in the Field of Structural Optimization*, Zürich: DISS. ETH NO. 15323, 2004.
- [100] O. König, *Evolutionary Design Optimization: Tools and Applications*, Zürich: DISS. ETH NO. 15486, 2004.
- [101] N. Zehnder, *Global Optimization of Laminated Structures*, Zürich: DISS. ETH NO. 17573, 2008.
- [102] C. H. Park, W. I. Lee, W. S. Han und A. Vautrin, „Multiconstraint Optimization of Composite Structures Manufactured by Resin Transfer Molding Process,“ *J Composite Mater*, Bd. 39, Nr. 4, pp. 347-374, 2005.
- [103] C. H. Park, W. I. Lee, W. S. Han und A. Vautrin, „Weight minimization of composite laminated plates with multiple constraints,“ *Compos Sci Technol*, Bd. 63, Nr. 7, pp. 1015-1026, 2003.
- [104] G. Barandun, B. Meier und P. Ermanni, „Injection Optimization of a LCM process using simulations coupled with Evolutionary Algorithms,“ in *Proceedings 7th Esaform Conference on Material Forming*, Trondheim, 2004.
- [105] F. Ratle, V. Achim und F. Trochu, „Evolutionary operators for optimal gate location in liquid composite moulding,“ *Applied Soft Computing*, Bd. 9, pp. 817-823, 2009.
- [106] R. Le Richie, A. Saouab und J. Bréard, „Coupled compression RTM and composite layup optimization,“ *Compos Sci Technol*, Bd. 63, Nr. 15, pp. 2277-2287, 2003.
- [107] H. Ghiasi, L. Lessard, D. Pasini und M. Thouin, „Optimum Structural and

- Manufacturing Design of a Braided Hollow Composite Part," *App Compos Mater*, Bd. 17, pp. 159-173, 2010.
- [108] M. Fouinneteau, Damage and failure modelling of carbon and glass 2D braided composites, Cranfield: PhD Thesis, Cranfield University, 2006.
- [109] S. van den Berg, „A new experimental procedure to predict the mechanical properties of composites reinforced by braided fiber bundles,“ in *SAMPE Conference*, Seattle, 2010.
- [110] M. Röder, „Experimentelle und analytische Charakterisierung mechanischer Eigenschaften von biaxialen und triaxialen Geflechten für ausgewählte Flechtwinkel,“ Diplomarbeit, Institut für Flugzeugbau, Universität Stuttgart, Stuttgart, 2009.
- [111] B. Fiedler, Hochleistungs-Faserverbundwerkstoffe mit Duroplastmatrix, Hamburg: TuTech Innovation GmbH, 2009.
- [112] J.-H. Byun, „The analytical characterization of 2-D braided textile composites,“ *Compos. Sci. Technol.*, Bd. 60, pp. 705-716, 2000.
- [113] J. Lyons und C. Pastore, „Effect of braid structure on yarn cross-sectional shape,“ *Fibers Polym.*, Bd. 5, Nr. 3, pp. 182-186, 2004.
- [114] S. Lomov, I. Verpoest, T. Peeters, D. Roose und M. Zako, „Nesting in textile laminates: geometrical modelling of the laminate,“ *Compos. Sci. Technol.*, Bd. 63, Nr. 7, pp. 993-1007, 2003.
- [115] A. Hammani, „Effect of reinforcement structure on compaction behaviour in the vacuum infusion process,“ *Polym. Compos.*, Bd. 22, Nr. 3, pp. 337-348, 2001.
- [116] B. Chen und T. Chou, „Compaction of woven-fabric preforms: nesting, multi-layer deformation,“ *Compos. Sci. Technol.*, Bd. 60, pp. 2223-2231, 2000.
- [117] K. Birkefeld, A. Erber und K. Drechsler, „Virtual design process for braided drive shafts,“ in *Proceedings SAMPE Europe Conference*, Paris, 2010.
- [118] G. Huysmans, I. Verpoest und P. van Houtte, „Eshelby models applied to woven fabrics composites: A benchmark study,“ 2010. [Online]. Available: http://www.mtm.kuleuven.ac.be/Research/C2/poly/NewWWW/research/downloads/slmodelling_micro-mech_textiles_paper.pdf. [Zugriff am 23. August 2010].
- [119] M. Shokrieh und M. Mazloomi, „An analytical method for calculating

- stiffness of two dimensional tri-axial braided composites," *Comp Struct*, Bd. 92, pp. 2901-2905, 2010.
- [120] S. Quek, A. Waas, K. Shawan und V. Agaram, „Analysis of 2D triaxial flat braided textile composites," *Int J Mech Sci*, Bd. 45, pp. 1077-1096, 2003.
- [121] S. Lomov, A. Gusakov, G. Huysmans, A. Prodromou und I. Verpoest, „Textile geometry preprocessor for meso-mechanical models of woven composites," *Compos. Sci. Technol.*, Bd. 60, pp. 2083-2095, 2000.
- [122] S. Lomov, G. Perie, D. Ivanov, I. Verpoest und D. Marsal, „Modelling 3D fabrics and 3D reinforced composites: challenges and solutions," *Text. Res. J.*, Bd. 81, Nr. 1, pp. 28-41, 2011.
- [123] V. Koissin, J. Kustermans, S. Lomov, I. Verpoest, H. Nakai, T. Kurashiki, K. Hamada, Y. Momoji und M. Zako, „Structurally stitched woven preforms: experimental characterisation, geometrical modelling and FE analysis," *Plast. Rubber Compos. Macromol. Eng.*, Bd. 38, Nr. 2, pp. 98-105, 2009.
- [124] G. Huysmans, I. Verpoest und P. van Houtte, „A poly-inclusion approach for the elastic modelling of knitted fabric composites," *Acta Mater.*, Bd. 46, Nr. 9, pp. 3003-3013, 1998.
- [125] S. Lomov, D. Ivanov, I. Verpoest, A. Bogdanovich, D. Mungalov, M. Zako, T. Kurashiki und H. Nakai, „Predictive analyses and experimental validations of effective elastic properties of 2D and 3D woven composites," *in 13th European Conference on Composite Materials (ECCM-13)*, 2008.
- [126] B. Gommers, I. Verpoest und P. van Houtte, „The Mori-Tanaka method applied to textile composite materials," *Acta Mater.*, Bd. 46, Nr. 6, p. 2223–2235, 1998.
- [127] T. Mura, *Micromechanics of defects in solids*, Dordrecht: Nijhoff, 1897.
- [128] M. Ferrari, *Comput. Eng.*, Bd. 4, Nr. 37, 1994.
- [129] R. Christensen, „Tensor transformations and failure criteria for the analysis of fiber composite materials," *J Compos Mater*, Bd. 22, p. 874, 1988.
- [130] J. Whitney, *Structural analysis of laminated anisotropic plates*, Lancaster: Technomic Publishing Company, 1987.
- [131] C.-D. Munz und T. Westermann, *Numerische Behandlung gewöhnlicher und partieller Differenzialgleichungen: Ein interaktives Lehrbuch für*

- Ingenieure, Berlin: Springer, 2009.
- [132] A. Puck, „Zur Beanspruchung und Verformung von GFK-Mehrschichten-Verbund-Bauteilen. Teil 1. Grundlagen der Spannungs- und Verformungsanalyse,“ *Kunststoffe*, Bd. 57, Nr. 4, pp. 284-293, 1967.
- [133] J. Wagner und H.-P. Mlejnek, *Tragwerksoptimierung, Vorlesungsunterlagen*, Stuttgart: Institut für Statik und Dynamik der Luft- und Raumfahrtkonstruktionen, 2012.
- [134] J. Baker, „Adaptive Selection Methods for Genetic Algorithms,“ in *Proceedings of the 1st International Conference on Genetic Algorithms*, 1985.
- [135] J. Baker, „Reducing bias and inefficiency in the selection algorithm,“ in *Proceedings of the Second International Conference on Genetic Algorithms and their application*, 1987.
- [136] G. Syswerda, „Uniform Crossover in Genetic Algorithms,“ in *Proceedings of the 3rd International Conference on Genetic Algorithms*, 1989.
- [137] H. Mühlenbein und D. Schlierkamp-Voosen, „Predictive Models for the Breeder Genetic Algorithm: I. Continuous Parameter Optimization,“ *Evolutionary Computation*, Bd. 1, Nr. 1, pp. 25-49, 1993.
- [138] H. Mühlenbein, „The Breeder Genetic Algorithm - a provable optimal search algorithm and its application,“ in *Colloquium on Applications of Genetic Algorithms, IEE 94/064*, London, 1994.
- [139] C. A. Coello Coello, „Theoretical and numerical constraint-handling techniques used with evolutionary algorithms: a survey of the state of the art,“ *Comput Methods Appl Mech Engrg*, Bd. 191, pp. 1245-1287, 2002.

Tabellenverzeichnis

Tabelle 3.1: Testkonfigurationen und Nomenklatur der Proben	39
Tabelle 3.2: Werkstoff-Kennwerte für 30°-Biaxialgeflechte	44
Tabelle 3.3: Werkstoff-Kennwerte für 55°-Biaxialgeflechte	45
Tabelle 3.4: Werkstoff-Kennwerte für 30°-Triaxialgeflechte	47
Tabelle 3.5: Werkstoff-Kennwerte für 55°-Triaxialgeflechte	48
Tabelle 3.6: Daten zur Faserarchitektur von Biaxial- und Triaxialgeflechten	53
Tabelle 3.7: Garnpackungsdichten	56
Tabelle 4.1: Elemente der WiseTex-Software-Familie	62
Tabelle 5.1: Roving-Ablagebreite für biaxiale Geflechte an den Prozessgrenzen	93
Tabelle 5.2: Koeffizienten der Prozessfenstergrenzen für Biaxialgeflechte	94
Tabelle 5.3: Koeffizienten der Prozessfenstergrenzen für Triaxialgeflechte	94
Tabelle 5.4: Numerisch ermittelte Steifigkeit von biaxialen Geflechten an den Prozessfenstergrenzen	95
Tabelle 6.1: Parameter der Optimierungsläufe mit dem Evolutionären Algorithmus	115
Tabelle 6.2: Optimierungsvariablen und Ergebnisse für den Validierungstestfall	115

Abbildungsverzeichnis

Abbildung 2.1:	Skizze eines biaxialen Geflechts auf einem Flecht kern [3]	4
Abbildung 2.2:	Skizze eines triaxialen Geflechts auf einem Flecht kern [3]	4
Abbildung 2.3:	Radialflechter mit 176 Klöppeln und 88 Stehfaden zuführungen [4]	5
Abbildung 2.4:	Horizontalflechter mit 144 Klöppeln und 72 Stehfaden zuführungen [5]	5
Abbildung 2.5:	2D-Geflechte [4]	6
Abbildung 2.6:	Handhabungsgerät [16]	8
Abbildung 2.7:	Flecht fahrrad [17]	8
Abbildung 2.8:	NH-90 Hubschrauber-Fahrwerk mit integrierten Verbindungsstellen [28]	9
Abbildung 2.9:	BMW M6 CFK-Stoß fänger träger [29]	9
Abbildung 2.10:	Flechtzelle zur automatisierten Fertigung von Profil-Strukturen (EADS-IW, Stade) [5]	10
Abbildung 2.11:	An der Flechtmaschine integrierte Wickeleinheit [5]	10
Abbildung 2.12:	An der Flechtmaschine integrierte UD-Gelege-Zuführung [5]	10
Abbildung 2.13:	Flechtwinkelkontrolle bei der Geflecht ablage [30]	11
Abbildung 2.14:	Aufnahme einer Geflecht preform zur softwarebasierten Flechtwinkelanalyse [31]	12
Abbildung 2.15:	Dimensionszuordnung von Mikro-, Meso- und Makroskala	13
Abbildung 2.16:	Mosaik-, Faserwelligkeits- und Brückenbildungs-Modell nach [44]	17
Abbildung 2.17:	FE-Einheitszellenmodell eines Biaxialgeflechts [60]	20
Abbildung 2.18:	Aufbau einer FE-Flecht simulation [66]	22
Abbildung 2.19:	Detailansicht einer Flecht simulation eines Triaxialgeflechts mit 30°-Flechtwinkel [66]	22
Abbildung 2.20:	Modellierungsansatz mit mehreren Stabelementen, Böhler (IFB)	26
Abbildung 2.21:	Realistisches Roving-Verhalten aufgrund von Reibung im Faden-System, nach [66]	26
Abbildung 2.22:	Flecht simulation an einem Rohr mit Stift [55]	27

Abbildung 2.23: Homogenisierungsprinzip auf Basis von Flechtprozesssimulationsdaten nach [55]	28
Abbildung 2.24: Steifigkeitsverteilung in der Ebene (globale x-Richtung) eines Geflechtes mit Loch [55]	29
Abbildung 2.25: Erzeugung der Faserarchitektur aus Flechtprozesssimulationen für FE-Einheitszellenanalysen nach Sirtautas [71]	29
Abbildung 2.26: Dehnung an einer schubbelasteten FE-Triaxialgeflecht-Einheitszelle [71]	30
Abbildung 2.27: Klassifizierung von Strukturoptimierungsproblemen anhand eines Tragwerks	32
Abbildung 3.1: Definition der 0°-Belastungsrichtung eines Geflechtes	38
Abbildung 3.2: Definition der 90°-Belastungsrichtung eines Geflechtes	38
Abbildung 3.3: Probengeometrie für Zugversuche aus AITM 1-0007	40
Abbildung 3.4: Probengeometrie für Druckversuche aus AITM 1-0008	40
Abbildung 3.5: Konfiguration der Prüfmaschine beim Zugversuch [110]	42
Abbildung 3.6: Prüfmaschinenkonfiguration für den Druckversuch (Celanese Druckvorrichtung) [110]	42
Abbildung 3.7: Spannungs-Dehnungs-Verhalten für 30°-Biaxialgeflechte bei axialer und transversaler sowie Zug- und Druck-Belastung	44
Abbildung 3.8: Spannungs-Dehnungs-Verhalten für 55°-Biaxialgeflechte bei axialer und transversaler sowie Zug- und Druck-Belastung	45
Abbildung 3.9: Spannungs-Dehnungs-Verhalten für 30°-Triaxialgeflechte bei axialer und transversaler sowie Zug- und Druck-Belastung	47
Abbildung 3.10: Spannungs-Dehnungs-Verhalten für 55°-Triaxialgeflechte bei axialer und transversaler sowie Zug- und Druck-Belastung	48
Abbildung 3.11: Bruchbild einer Druck-Probe T5500	50
Abbildung 3.12: Bruchbild einer Druck-Probe T3090	50
Abbildung 3.13: Bruchbild einer Zug-Probe B3000	50
Abbildung 3.14: Bruchbild einer Zug-Probe T5500 (Probe nicht bis zum Bruch geprüft)	50
Abbildung 3.15: Bruchbild einer Druck-Probe B3000	50
Abbildung 3.16: Deutlich sichtbarer S-Schlag an einer UD-geflochtenen Preform	52

Abbildung 3.17: Schliffbilder von Biaxial- und Triaxialgeflechten	55
Abbildung 3.18: Einheitszelle Biaxialgeflecht	58
Abbildung 3.19: Einheitszelle Triaxialgeflecht	58
Abbildung 3.20: Nesting-Faktor in Abhängigkeit vom Flechtwinkel	59
Abbildung 4.1: Ingenieurskonstante E_x für biaxiale Geflechte	67
Abbildung 4.2: Ingenieurskonstante E_y für biaxiale Geflechte	67
Abbildung 4.3: Ingenieurskonstante E_x für triaxiale Geflechte	68
Abbildung 4.4: Ingenieurskonstante E_y für triaxiale Geflechte	68
Abbildung 4.5: Abhängigkeit des Schubmoduls vom Flechtwinkel [117]	70
Abbildung 4.6: Abhängigkeit der Laminatdicke vom Flechtwinkel [117]	71
Abbildung 4.7: Aufspaltung der Triaxialgeflecht-Einheitszelle in einzelne Orientierungslagen	73
Abbildung 4.8: x' - z' -Ebene für eine Schicht ondulierter Flechtfäden im analytischen Modell	76
Abbildung 4.9: Ingenieurskonstante E_x für biaxiale Geflechte: Versuch, WiseTex, LamTex und Stiffness-Averaging-Ansätze im Vergleich	82
Abbildung 4.10: Ingenieurskonstante E_y für biaxiale Geflechte: Versuch, WiseTex, LamTex und Ansatz nach Shokrieh und Quek im Vergleich	83
Abbildung 4.11: Ingenieurskonstante G_{xy} für biaxiale Geflechte: Versuch und Ansatz nach Shokrieh und Quek im Vergleich	83
Abbildung 4.12: Ingenieurskonstante E_x für triaxiale Geflechte: Versuch, WiseTex, LamTex und Ansatz nach Shokrieh und Quek im Vergleich	84
Abbildung 4.13: Ingenieurskonstante E_y für triaxiale Geflechte: Versuch, WiseTex, LamTex und Ansatz nach Shokrieh und Quek im Vergleich	85
Abbildung 5.1: In der Ebene kompaktierte und vom Kern geschnittene, wellige Geflechtpreform	88
Abbildung 5.2: Lückenhaftes (offenes) Geflecht	88
Abbildung 5.3: Stehfadenzuführung	89
Abbildung 5.4: Schlaufen im Triaxialgeflecht	89
Abbildung 5.5: Fertigungsrandbedingungen für biaxiale Geflechte bei einer Flechtmaschine mit 176 Flechtfäden vom Typ Tenax HTS40 12k F13 Z0	91

Abbildung 5.6:	Fertigungsrandbedingungen für triaxiale Geflechte bei einer Flechtmaschine mit 176 Flechtfäden + 88 Stehfäden vom Typ Tenax HTS40 12k F13 Z0	92
Abbildung 5.7:	Auslegungsprozess für Strukturen aus Geflecht laminaten unter Fertigungsaspekten	97
Abbildung 6.1:	Funktionsprinzip des implementierten Evolutionären Algorithmus	103
Abbildung 6.2:	Probabilistische Elternselektion durch Stochastisches Universelles Sampling (SUS)	105
Abbildung 6.3:	Prinzip des Uniform Crossover	106
Abbildung 6.4:	Optimierungs-Toolkette	109
Abbildung 6.5:	Vorgehensweisen bei harten Randbedingungen im Evolutionären Algorithmus	111
Abbildung 6.6:	Start einer Airbus A380 (Quelle: Lufthansa)	113
Abbildung 6.7:	Antriebswellen im Hochauftriebssystem (Quelle: Liebherr)	113
Abbildung 6.8:	Entwicklung der Zielfunktionswerte des besten Individuums über die Generationen	116
Abbildung 6.9:	Krippentode nach Rekombination und Mutation sowie die Anzahl der Löseraufrufe	119